UNIVERSITE DE TOULOUSE

THESE

présentée pour obtenir le grade de

DOCTEUR DE L'UNIVERSITE TOULOUSE III - PAUL SABATIER

SPECIALITE : GENIE MECANIQUE

par

Gina GOHORIANU

Ingénieur Université POLITEHNICA de Bucarest

INTERACTION ENTRE LES DEFAUTS D'USINAGE ET LA TENUE EN MATAGE D'ASSEMBLAGES BOULONNES EN CARBONE/EPOXY

Soutenue le 24 avril 2008 devant le jury composé de :

M. Fabrice PIERRON	Professeur, ENSAM, Châlons-en-Champagne	Rapporteur
M. Daniel COUTELLIER	Professeur, Université de Valenciennes	Rapporteur
M. Alain GERARD	Professeur, Université de Bordeaux I	Président
M. Jean-Jacques BARRAU	Professeur, Université Paul Sabatier, Toulouse	Directeur de thèse
M. Frédéric LACHAUD	Maître de conférences, ISAE, Toulouse	Co-directeur de thèse
M. Robert PIQUET	Maître de conférences, ISAE, Toulouse	Co-directeur de thèse
M. Laurent MICHEL	Professeur associé, ISAE, Toulouse	Invité

ISAE
Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace
10, avenue E. Belin - 31055 TOULOUSE cedex 4
Département de Mécanique des Matériaux et des Structures

Ce travail de thèse est le résultat de quatre années passées au sein d'une équipe qui m'a offert la possibilité d'acquérir beaucoup de connaissances sur les matériaux composites (fabrication, essais, usinage, calcul par éléments finis) - l'équipe du Département de Mécanique des Matériaux et des Structures de l'ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace) de Toulouse sous la direction de Jacques Huet. Un grand merci à tous !

Je tiens à remercier M. Jean-Jacques Barrau, Professeur à l'Université de Paul Sabatier de Toulouse et directeur du LGMT (Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse) pour avoir encadré cette thèse ainsi que pour avoir proposé des voies de recherche intéressantes dans ce travail de thèse.

Je remercie M. Frédéric Lachaud, Maître de conférences à l'ISAE pour les précieux conseils qu'il a su me donner durant ces années de thèse et notamment pour son aide sur la modélisation par éléments finis. Merci à M. Robert Piquet, Maître de conférences à l'IUT de Toulouse, pour son aide sur l'usinage des matériaux composites ainsi que pour ses encouragements et ses conseils dans "l'organisation de la thèse". Je tiens à souligner combien j'ai apprécié le dévouement à la recherche de mes deux tuteurs, M. Lachaud et M. Piquet.

Je remercie M. Fabrice Pierron (Professeur à l'Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers de Châlons-en-Champagne), M. Daniel Coutellier (Professeur à l'Université de Valenciennes) et M. Alain Gerard (Professeur à l'Université de Bordeaux I) pour avoir accepté d'examiner mon travail.

Une grande partie de cette thèse est basée sur des résultats expérimentaux. Je voudrais donc remercier à M. Pierre Erizé, à M. Daniel Boîtel et à M. Michel Labarrère pour leur aide précieuse dans la phase de fabrication et analyse non destructive des composites. Merci à M. Patrick Cheze et à toute l'équipe de l'atelier mécanique pour l'usinage des pièces métalliques et composites ainsi que pour leur bonne humeur.

Je remercie M. Christian Cavaignac, directeur de la Société Industrielle Aéronautique du Midi, membre du groupe Latécoère pour son soutien technique et financier.

Pendant les derniers mois de thèse, j'ai eu la chance de travailler sur la partie expérimentale et numérique avec Ambrosius. Merci pour ton travail exemplaire ! Je remercie également M^{me} Marie-Odile Monsu pour sa gentillesse et sa disponibilité. Une petite pensée à tous mes autres collègues et plus particulièrement à Abir, Iasmina, Eric et Pong pour leurs encouragements et leur amitié. Grâce à vous, il y a eu encore plus de soleil à Toulouse !

Et je n'oublierai pas mon époux, Marc, à qui je dis : "Mulțumesc mult".

TABLE DES MATIERES

NOTATIONS PRINCIPALES V

LISTES DES FIGURES ET DES TABLEAUX VII

INTRODUCTION DE L'ETUDE 1

CHAPITRE I 3

ETUDE BILIOGRAPHIQUE 3

I.1. Généralités sur les matériaux composites 3

I.1.1. Le concept de matériau composite 3

I.1.2. Les composites dans l'industrie 3

I.1.3. Description du matériau carbone/époxy 5

I.1.3.a. Constituants 6

I.1.3.b. Semi-produit : nappe unidirectionnelle 6

I.1.3.c. Fabrication des stratifiés carbone/époxy 7

I.1.3.d. Utilisation du carbone/époxy 7

I.2. Comportement des matériaux composites 8

I.2.1. Modes d'endommagement 8

I.2.2. Théorie de la mécanique de l'endommagement 9

I.2.2.a. Variables d'endommagement et contrainte effective 10

I.2.2.b. L'évolution de l'endommagement – Formulation thermodynamique 12

I.2.2.c. Plasticité couplée à l'endommagement 15

I.2.3. Critères de rupture 16

I.3. Assemblages boulonnés : solutions aéronautiques 18

I.3.1. Généralités 18

I.3.2. Types d'assemblages et modes de sollicitation 19

I.3.3. Modes de rupture 22

I.3.4. Rupture par matage des composites stratifiés 24

I.3.4.a. Description du phénomène de matage 24

I.3.4.b. Influence de la géométrie des stratifiés 27

I.3.4.c. Influence de la stratification 28

I.3.4.d. Influence du serrage du boulon 29

I.3.4.e. Influence des défauts de perçage 31

I.3.4.f. Critères de rupture en matage 31

I.3.5. Perçage des composites stratifiés 34

I.3.5.a. Matériaux d'outils de perçage 35

I.3.5.b. Géométrie d'outils de perçage 36

I.3.5.c. Conditions de perçage 37

I.3.5.d. Défauts de perçage 38

I.3.6. Modélisation numérique des assemblages boulonnés 41

CHAPITRE II 45

COMPORTEMENT MECANIQUE DU STRATIFIE CARBONE/EPOXY T700/M21 45

II.1. Introduction 45

II.2. Procédure expérimentale 45

II.3. Détermination des caractéristiques mécaniques 46

II.3.1. Traction sur des stratifiés $[0°]_4$ 46

II.3.2. Compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$ 47

II.3.3. Traction sur des stratifiés $[90°]_8$ 53

II.3.4. Traction sur des stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$ 54

II.3.5. Traction sur des stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$ 55

II.4. Identification des lois d'endommagement 56

II.4.1. Méthode 56

II.4.2. Endommagement en cisaillement d_{12} 57

II.4.3. Endommagement en traction transverse d_{22} 58

II.4.4. Plasticité 60

II.5. Caractéristiques mécaniques - synthèse 60

CHAPITRE III 61

PERÇAGE DE PLAQUES EN CARBONE/EPOXY ET DEFAUTS ASSOCIES 61
III.1. Introduction 61
III.2. Etude préliminaire : choix de l'outil de perçage 61
III.2.1. Essais de perçage avec un outil spécifique (OS) 63
III.2.2. Essais de perçage avec un foret hélicoïdal usé (FU) 65
III.2.3. Usinage de trous par fraisage de profil avec une fraise deux tailles (FT) 67
III.2.4. Etude comparative 68
III.2.4.a. Défauts créés par les trois méthodes de perçage 68
III.2.4.b. Effets du mode de perçage sur la tenue des stratifiés au sein d'assemblages boulonnés 69
III.2.5. Choix final de l'outil et des conditions de perçage 71
III.3. Essais de perçage avec un foret hélicoïdal 72
III.3.1. Configurations des essais de perçage 72
III.3.1.a. Stratifications 72
III.3.1.b. Méthodes de perçage 73
III.3.1.c. Conditions de coupe 73
III.3.2. Perçage séparé 74
III.3.1.d. Défauts d'entrée et de sortie 74
III.3.1.e. Défauts de paroi 77
III.3.3. Contre-perçage 81
III.3.4. Synthèse 83

CHAPITRE IV 85

TENUE AU MATAGE DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY ET INFLUENCE DES DEFAUTS DE PERÇAGE 85
IV.1. Essais de matage sur des assemblages mixtes 85
IV.1.1. Méthodologie expérimentale 85
IV.1.1.a. Drapage et géométrie des éprouvettes stratifiées étudiées 85
IV.1.1.b. Types d'assemblages 86
IV.1.1.c. Procédure expérimentale 86
IV.1.1.d. Méthode d'exploitation des essais 88
IV.1.2. Assemblages sans préserrage 89
IV.1.2.a. Stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui 89
IV.1.2.b. Stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ contre-percés 91
IV.1.2.c. Stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui 92
IV.1.2.d. Stratifiés de 4 mm $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ percés avec ou sans appui 94
IV.1.3. Assemblages avec préserrage 95
IV.1.3.a. Stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui 95
IV.1.3.b. Stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui 97
IV.1.4. Analyse comparative et conclusions partielles 98
IV.1.4.a. Effet du serrage 98
IV.1.4.b. Effet des conditions de perçage 99
IV.1.4.c. Effet de l'épaisseur 103
IV.1.4.d. Effet de l'orientation du dernier pli 104
IV.2. Essais de matage pur sur "demi-éprouvettes" 105
IV.2.1. Méthodologie expérimentale 105
IV.2.1.a. Drapage et géométrie des éprouvettes 105
IV.2.1.b. Procédure expérimentale 106
IV.2.2. Analyse des résultats 106
IV.2.3. Conclusions partielles 109
IV.3. Cinétique d'endommagement par matage 109
IV.4.1. Matage au sein des assemblages sans préserrage 109
IV.4.2. Matage pur 112
IV.4.3. Matage au sein des assemblages avec préserrage 116
IV.4. Conclusion 120

CHAPITRE V 123

SIMULATION DU PHENOMENE DE MATAGE DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY 123
V.1. Analyse linéaire préliminaire 123
V.1.1. Modèle de plaque C/E sans défauts initiaux 123
V.1.1.a. Maillage et conditions aux limites 123

V.1.1.b. Comparaison essais/calcul linéaire 124
V.1.1.c. Etat de contraintes en bord de trou 126
V.1.1.d. Prise en compte du jeu boulon/plaques 132
V.1.2. Modèle de plaque C/E avec défauts initiaux 133
V.1.3. Conclusion 135
V.2. Analyse non-linéaire 137
V.2.1. Matage pur - étude paramétrique (matériau T700/M21 bilinéaire élastique) 137
V.2.1.a. Maillage et conditions aux limites 137
V.2.1.b. Influence du maillage à l'interface de contact boulon/paroi de trou 138
V.2.1.c. Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur du stratifié 140
V.2.1.d. Influence du jeu boulon/plaque C/E 141
V.2.1.e. Influence du coefficient de frottement boulon/plaque composite 142
V.2.2. Matage pur : comportement endommageable du stratifié C/E 143
V.2.3. Modèle d'assemblage boulonné mixte sans serrage 144
V.2.3.a. Maillage et conditions aux limites 144
V.2.3.b. Comparaison essais- calcul 145
V.2.3.c. Champ de contraintes dans un modèle sans endommagement 149
V.2.4. Modèle d'assemblage boulonné mixte avec serrage 153
V.2.4.a. Maillage et conditions aux limites 153
V.2.4.b. Modélisation du serrage 153
V.2.4.c. Comparaison essais-calcul 155
V.2.4.d. Champ de contraintes dues au serrage 158
V.2.4.e. Champ de contraintes dans les assemblages avec serrage sollicités en traction 159
V.3. Conclusion de l'analyse numérique 163

CONCLUSION GENERALE 165

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES 171

ANNEXE 1 177
CONTROLE RECEPTION : ESSAIS PHYSICO-CHIMIQUES SUR LE PRE-IMPREGNE CARBONE/EPOXY 177
ANNEXE 2 182
PROTOCOLE DE FABRICATION DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY 182
ANNEXE 3 188
EXPRESSION DES CONTRAINTES ET DES DEFORMATIONS DANS LES PLIS 188
ANNEXE 4 190
ESSAIS DE CARACTERISATION DU T700/M21 190
ANNEXE 5 191
DIMENSIONNEMENT DES STRATIFIES C/E $[0°]_{24}$ EN FLAMBEMENT 191
ANNEXE 6 192
EXPRESSION DES CONTRAINTES DANS UN SYSTEME DE COORDONEES ELLIPTIQUES 192
ANNEXE 7 195
ESSAIS DE FATIGUE SUR DES ASSEMBLAGES MIXTES 195
ANNEXE 8 198
DISPERSION DES RESULTATS D'ESSAIS SUR DES ASSEMBLAGES MIXTES 198

NOTATIONS PRINCIPALES

a^2	Coefficient de pondération de la contrainte transverse par rapport à la contrainte de cisaillement
b	Terme de couplage endommagement traction transverse/cisaillement
$[C_{ijkl}]$	Matrice de rigidité du pli élémentaire
D	Diamètre du boulon
D	Variable d'endommagement
d_{ij}	Variable d'endommagement en rapport avec les différentes directions de sollicitation (i,j = 1,2,3)
d_i	Variable d'endommagement correspondant à un cycle de chargement i
e	Distance entre le trou et le bord libre d'une plaque
E	Module élastique d'Young
E^0	Module élastique initial
E^C	Module élastique de compression
E_D	Energie potentielle du pli élémentaire
$(E)_i$	Module élastique dégradé (correspondant à un cycle de chargement i)
$[\varepsilon]$	Tenseur des déformations de Cauchy
$[\tilde{\varepsilon}]$	Tenseur des déformations effectives de Cauchy
ε_e	Déformation élastique
ε^R	Déformation à la rupture
ε_p	Déformation plastique
ε_t	Déformation totale
Ψ	Potentiel thermodynamique d'énergie libre
Ψ_e	Potentiel thermoélastique endommageable
Ψ_p	Potentiel thermoplastique
f	Fonction critère de plasticité
f	Avance de l'outil dans la matière
F	Effort appliqué
G	Module de cisaillement
G^0	Module de cisaillement initial
$(G)_i$	Module de cisaillement dégradé (correspondant à un cycle de chargement i)
γ	Constante qui décrit la diminution du module élastique de compression
γ_{ij}	Déviation angulaire
γ_{ij}^R	Déviation angulaire à la rupture
K_T	Facteur d'intensité de contrainte en bord de trou
L	Longueur d'éprouvette
N	Vitesse de rotation de la broche (avec l'outil de perçage)
ν	Coefficient de Poisson
ν^0	Coefficient de Poisson initial
p	Déformation plastique cumulée
p_i	Déformation plastique cumulée à un cycle de chargement i
R	Seuil de plasticité
R_0	Seuil initial de plasticité
ρ	Densité volumique

$\rho\varphi$	Densité volumique d'énergie libre
S	Section d'éprouvette
$\tilde{S}$	Section effective
$[\sigma]$	Tenseur des contraintes de Cauchy
$[\tilde{\sigma}]$	Tenseur des contraintes effectives de Cauchy
$(\sigma)_i$	Contrainte maximale atteinte au cycle de chargement *i*
σ_m	Contrainte de matage
σ_{max}	Contrainte de matage maximale
σ_{pic}	Contrainte de matage au pic
σ^R	Contrainte à la rupture
t	Epaisseur de la plaque
τ	Contrainte de cisaillement
$(\tau)_i$	Contrainte maximale de cisaillement atteinte au cycle de chargement *i*
τ^R	Contrainte de cisaillement à la rupture
V_c	Vitesse de coupe
V_f	Vitesse d'avance de l'outil dans la matière
w	Largeur d'éprouvette
Y	Taux de restitution d'énergie élastique (endommagement)
Y_i	Endommagement au cycle de chargement *i*
Z	Nombre de dents de l'outil de coupe

LISTES DES FIGURES ET DES TABLEAUX

Figure 1. Constituants des matériaux composites. 3
Figure 2. Différents types d'architecture de renfort : (a) unidirectionnelle, (b) bidirectionnelle (tissus), ...4
Figure 3. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments. 6
Figure 4. Schéma du caisson central de voilure en composite de l'A380 [2] 8
Figure 5. Modes d'endommagements d'un composite stratifié. 9
Figure 6. Schématisation de l'endommagement par fissuration. 10
Figure 7. Repère du pli. 11
Figure 8. Surface de charge. 15
Figure 9. Critère de rupture. 16
Figure 10. Cas test industriel : éléments d'assemblage d'un raidisseur pour une aile hybride métallique/composite. 19
Figure 11. Réparations des plaques composites. 19
Figure 12. Modes de sollicitations des fixations. 20
Figure 13. Types d'assemblages. 20
Figure 14. Flexion des assemblages en simple cisaillement. 20
Figure 15. Assemblages avec sangle ("strapped bolted joints"). 21
Figure 16. Transfert de charge. 21
Figure 17. Frottement entre les constituants d'un assemblage. 22
Figure 18. Principaux modes de rupture des assemblages boulonnés métalliques à double recouvrement. 22
Figure 19. Pression de matage. 24
Figure 20. Exemples d'endommagement par matage sur matériaux métalliques. 24
Figure 21. Réponse en matage des stratifiés T800H/3900-2 $[(90/\pm45/90)_3]_s$ [38]. 26
Figure 22. Réponse en matage des stratifiés HTA7/6376 sollicités au sein des assemblages en simple cisaillement. 26
Figure 23. Endommagement par matage en fatigue [33]. 26
Figure 24. Influence du rapport D/w sur l'efficacité de l'assemblage [42]. 27
Figure 25. L'influence du rapport w/D sur la contrainte maximale [42]. 28
Figure 26. L'influence du rapport e/D sur la contrainte à rupture [42]. 28
Figure 27. Influence de la séquence d'empilement sur la contrainte maximale dans un assemblage avec serrage [42] ou sans serrage du boulon [45]. 29
Figure 28. Influence de la stratification et du diamètre relatif du trou sur la résistance et le mode de rupture de l'assemblage. 29
Figure 29. Influence du serrage sur la contrainte maximale pour différentes configurations d'assemblage [42]. 30
Figure 30. Effet du serrage sur la contrainte à rupture. 30
Figure 31.Position de la rondelle dans un assemblage boulonné. 31
Figure 32. Courbe type d'essai de matage. 31
Figure 33. Cliché rayons X d'un stratifié carbone/époxy endommagé par matage à 60% de la charge ultime (Xiao[31]). 32
Figure 34. Critère de rupture en bord de trou proposé par Whitney et Nuismer [48]. 32
Figure 35. Distances caractéristiques du critère de rupture en bord de trou (Chang [49]). 33
Figure 36. Régions des différents modes de rupture du trou selon le critère de Chang [49]. 33
Figure 37. Principe du modèle de la "zone cohésive" [52] 34
Figure 38. Choix dans la nuance de l'outil en carbure de tungstène. 36
Figure 39. Taillant de l'arrête de coupe mesuré dans P_0 (plan orthogonal de l'arête de coupe) [80] 36
Figure 40. Types de forets. 37
Figure 41. Arêtes et surfaces de la partie active d'un foret [80]. 37
Figure 42. Paramètres de coupe. 38
Figure 43. Perçage avec ou sans appui au droit du trou. 38
Figure 44. Défauts de perçage dans un stratifié. 39
Figure 45. Défauts de perçage dans un stratifié carbone/époxy [11] 39
Figure 46. Création des défauts d'entrée du foret dans un composite stratifié. 39
Figure 47. Température de transition vitreuse d'un polymère. 40
Figure 48. Sollicitations appliquées aux fibres lors du perçage avec un foret hélicoïdal et défauts générés dans un pli unidirectionnel. 40
Figure 49. Création du défaut de sortie du foret dans un stratifié. 41
Figure 50. Géométrie des éprouvettes de traction utilisées pour caractériser le matériau T700/M21 46
Figure 51. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[0°]_4$. 46
Figure 52. Courbes $\sigma_X(\varepsilon_X)$ des essais sur stratifiés $[0°]_4$ et détermination de E_{11}^0, σ_{11}^R et ε_{11}^R 47
Figure 53. Détermination de ν_{12} 47
Figure 54. Eprouvette de compression instrumentée. 47
Figure 55. Différentes géométries des éprouvettes carbone/époxy $[0°]_{24}$ testées en compression sens fibres. 48
Figure 56. Simulation numérique d'un essai de compression sur une éprouvette de type Test_3. Etat de contraintes sens fils et sens travers pour un déplacement imposé de 1 mm (calcul linéaire) 48
Figure 57. Effets de bord – distribution des contraintes sur la largeur des différentes éprouvettes C/E $[0°]_{24}$ obtenue par simulation numérique. 49
Figure 58. Mode de rupture en compression des éprouvettes carbone/époxy $[0°]_{24}$. 49
Figure 59. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_3. 50
Figure 60. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_5. 50
Figure 61. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_6. 50
Figure 62. Courbes de comportement en compression des stratifiés $[0°]_{24}$ tenant compte du facteur analytique K_T. 51
Figure 63. Courbes $\gamma(\varepsilon_{11})$ pour trois types d'éprouvettes C/E $[0°]_{24}$ sollicitées en compression. 52
Figure 64. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[90°]_8$. 53
Figure 65. Courbes $\sigma_{22}(\varepsilon_{22})$ des essais sur stratifiés $[90°]_8$. 53
Figure 66. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[\pm45°]_{2s}$. 54
Figure 67. Courbes $\tau_{12}(\gamma_{12})$ des essais sur stratifiés $[\pm45°]_{2s}$. 54
Figure 68. Courbes $\sigma_{22}(\varepsilon_{22})$ et $\tau_{12}(\gamma_{12})$ des essais sur stratifiés $[\pm60°]_{2s}$. 56

Figure 69. Courbe $\tau_{12}(\gamma_{12})$ d'un essai de traction sur un stratifié C/E $[\pm45°]_{2s}$ 57
Figure 70. Evolution de l'endommagement en cisaillement : $d_{12}= f(Y)$ pour le stratifié T700/M21. 58
Figure 71. Evolution de l'endommagement en traction transverse : $d_{22}= f(Y)$ et $d_{22}= f(Y_{d_{22}})$ pour le stratifié T700/M21. 59
Figure 72. Comparaison des résultats d'essais sur stratifiés $[\pm60°]_{2s}$ avec les résultats obtenus par recalage inverse. 59
Figure 73. Evolution du seuil de plasticité en fonction de la plasticité cumulée: $(R+R_0)_{12}=f(p_{12})$. 60
Figure 74. Outils de perçage des stratifiés T700/M21. 62
Figure 75. Allure elliptique du trou au niveau d'un plis à -45° d'un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ (mesures MMT). 64
Figure 76. Paroi d'un trou percé avec un outil OS. 64
Figure 77. Images au microscope électronique d'un foret neuf et un foret usé. 65
Figure 78. Cliché rayons X des défauts de perçage créés par un foret usé dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ 66
Figure 79. Clichés rayons X des défauts créés par un foret usé et un foret neuf dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 66
Figure 80. Défauts de perçage créés par un foret usé FU à 0,07mm/dent/tr dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 67
Figure 81. Perçage par fraisage de profil en avalant (a) et en opposition (b). 67
Figure 82. Paroi d'un trou percé par fraisage de profil en avalant dans un stratifié C/E. 68
Figure 83. Géométrie des assemblages mixtes testés dans l'étude préliminaire. 69
Figure 84. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés par fraisage avec l'outil FT. 69
Figure 85. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec des outils différents (OS, FU, FT). 70
Figure 86. Comportement d'un assemblage mixte (métal/composite/métal) avec serrage lors d'un essai de traction. 71
Figure 87. Montage du perçage hybride (contre-perçage). 73
Figure 88. Défauts de perçage dans un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percé avec appui à différentes avances f. 74
Figure 89. Montage pour la radiographie X des plaques composites percées dans différentes conditions. 75
Figure 90. Clichés rayons X des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui à différentes avances f. 75
Figure 91. Influence de l'avance f et du type d'appui sur l'étendue approximative des défauts de perçage des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 75
Figure 92. Position des délaminages des plis à 90° sur la circonférence du trou pour des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui à différentes avances f. 76
Figure 93. Clichés rayons X des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui à différentes avances f. 77
Figure 94. Influence de l'avance f sur l'étendue des défauts de perçage créés dans des stratifiés C/E de 2 et 4 mm d'épaisseur ($[90°,+45°,0°,-45°]_s$ et $[90°,+45°,0°,-45°]_s$) percés sans appui. 77
Figure 95. Défauts sur la paroi du trou des stratifiés T700/M21 percés avec appui à différentes avances f. 79
Figure 96. Topographie de la paroi d'un trou percé sans appui à faible avance (f = 0,01 mm/tr/dent). 80
Figure 97. Topographie de la paroi d'un trou percé sans appui à f = 0,35 mm/tr/dent. 80
Figure 98. Défauts des plaques en alliage aluminium 2017T4 et du stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés simultanément à f = 0,25 mm/tr/dent. 82
Figure 99. Cliché rayons X des défauts créés dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ lors du contre-perçage. 82
Figure 100. Défauts de paroi créés lors du perçage hybride d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 82
Figure 101. Dimensionnement de la partie composite des assemblages boulonnés mixtes. 85
Figure 102. Assemblages sans préserrage (a) et avec préserrage du boulon (b). 87
Figure 103. Courbe type d'un essai de matage avec ses points caractéristiques. 88
Figure 104. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés avec appui. 89
Figure 105. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés sans appui. 90
Figure 106. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont le stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ est contre-percé entre les deux plaques métalliques (perçage hybride) 92
Figure 107. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sont percés avec appui. 93
Figure 108. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sont percés sans appui. 93
Figure 109. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ sont percés avec appui. 94
Figure 110. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ sont percés sans appui. 95
Figure 111. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui - Assemblages avec serrage. 96
Figure 112. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui - Assemblages avec serrage. 96
Figure 113. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblage avec serrage. 97
Figure 114. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblage avec serrage. 97
Figure 115. Influence du serrage sur les contraintes $\sigma_{4\%D}$ et $\sigma_{élastique}$ des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances. 98
Figure 116. Influence du serrage sur la raideur des assemblages dont les stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés à différentes avances. 99
Figure 117. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage. 100
Figure 118. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage. 101
Figure 119. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage avec serrage. 101
Figure 120. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage avec serrage. 101
Figure 121. Influence de la méthode de perçage des stratifiés sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage. 102
Figure 122. Influence de la méthode de perçage des stratifiés sur la limite élastique $\sigma_{él}$ des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage. 102
Figure 123. Influence de la méthode de perçage sur les courbes d'essais sur des assemblages sans serrage. 103
Figure 124. Influence de l'épaisseur des stratifiés C/E sur la contrainte σ_{pic} et la raideur des assemblages sans serrage. 103
Figure 125. Influence de l'orientation du dernier pli sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des assemblages sans serrage. 104
Figure 126. Influence de l'orientation du dernier pli sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des assemblages avec serrage. 104
Figure 127. Géométrie des "demi-éprouvettes" testées en matage pur. 105
Figure 128. Montage d'essai de matage pur sur machine INSTRON. 106
Figure 129. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 107
Figure 130. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$. 107
Figure 131. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E $[0°,90°,90°,0°]_s$. 108
Figure 132. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E $[90°,0°,90°,0°]_s$. 108
Figure 133. Courbe type des essais de traction sur des assemblages sans préserrage. 110
Figure 134. Evolution de l'endommagement par matage du stratifié T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité au sein d'un assemblage sans serrage. 111

Figure 135. Endommagement par matage du T700/M21 – localisation des défauts sur la circonférence du trou. 112
Figure 136. Schéma des effets hors plan dans un stratifié soumis au matage. 112
Figure 137. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [90°,45°,0°-45°]$_s$ sollicité jusqu'à 0,35 mm de déplacement global, après pic (F ≈ 2700 N). 113
Figure 138. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,+45°,90°-45°]$_s$ après pic (F ≈ 3400 N). 114
Figure 139. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,90°,90°,0°]$_s$ sollicité jusqu'au pic de la courbe d'essai (F ≈ 3700 N). 115
Figure 140. Rupture par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,90°,90°,0°]$_s$. 115
Figure 141. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [90°,0°,90°,0°]$_s$ sollicité jusqu'au pic de la courbe d'essai (F ≈ 3500) 116
Figure 142. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [90°,0°,90°,0°]$_s$ après pic de la courbe d'essai (F ≈ 3000 N). 116
Figure 143. Courbe type des essais de traction sur des assemblages avec préserrage. 117
Figure 144. Courbe type d'un assemblage avec serrage et évolution de l'endommagement par matage dans un stratifié T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]s. 118
Figure 145. Endommagement par matage dans un assemblage avec préserrage : en bord de trou (a), dans la zone de serrage (b) et en dehors de la zone de serrage (c). 119
Figure 146. Comparaison du comportement des assemblages avec et sans serrage – essais sur des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés à f = 0,01 mm/tr/dent. 119
Figure 147. Zones les plus sollicitées en matage sur la circonférence du trou en fonction de l'orientation des fibres. 121
Figure 148. Modélisation EF d'un assemblage boulonné mixte (métal/composite/métal). 124
Figure 149. Champ de déplacement longitudinal (suivant X) dans un assemblage mixte. Flexion du boulon. 125
Figure 150. Comparaison essais/calcul du comportement global des assemblages sans serrage. 126
Figure 151. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage. 127
Figure 152. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{22} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage. 127
Figure 153. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{33} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage. 128
Figure 154. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{12} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage. 128
Figure 155. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes (moyenne/élément) dans les éléments d'interface et pression de contact sur la paroi du trou. 129
Figure 156. Critère de Hashin pour un stratifié C/E [90°,+45°,-0°,45°]$_s$ - calcul linéaire d'un assemblage mixte sollicité à F = 3000 N. 130
Figure 157. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ sollicité en matage. 131
Figure 158. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ sollicité en matage. 131
Figure 159. Calcul EF linéaire. Comparaison des contraintes σ_{11} dans les plis à 0° des stratifiés C/E de 2 et 4 mm d'épaisseur ; F = 3000 N. 132
Figure 160. Influence du jeu sur la raideur des assemblages sans serrage - comparaison essais/modèles. 132
Figure 161. Méthodes de simulation des défauts de perçage des stratifiés C/E. 133
Figure 162. Modèle avec délaminages entre les plis à 90° et +45° : champ de contraintes σ_{11} pour un stratifié carbone/époxy [90°,+45°,0°,-45°]$_s$. 134
Figure 163. Zones les plus sollicitées en matage sur la circonférence du trou en fonction de l'orientation des fibres. 136
Figure 164. Modèle de matage pur d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$. 138
Figure 165. Modèle de matage pur d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$: contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm. 139
Figure 166. Modèle raffiné de matage pur : contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm. 139
Figure 167. Modèle raffiné de matage pur : contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm. 140
Figure 168. Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicités en matage pur. 140
Figure 169. Surface de contact en fonction du jeu boulon/plaque composite. 141
Figure 170. Influence du jeu boulon/plaque composite sur la raideur numérique d'une plaque C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicitée en matage pur. 141
Figure 171. Influence du jeu dans un modèle EF : distribution des contraintes sur la demi-circonférence du trou dans un pli à 90° (déplacement imposé de 0,2 mm). 142
Figure 172. Influence du coefficient de frottement entre boulon et paroi du trou sur la raideur du stratifié C/E 142
Figure 173. Influence du coefficient de frottement μ sur la contrainte sens fibres dans un pli à 0° - matage pur du stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$. 143
Figure 174. Simulation EF du comportement en compression du C/E – modèle de matage pur avec endommagement. 143
Figure 175. Simulation numérique du matage pur prenant en compte l'endommagement des stratifiés C/E et la rupture des fibres en compression. 144
Figure 176. Modèle d'assemblage boulonné mixte sans serrage du boulon : maillage et conditions aux limites. 145
Figure 177. Simulation numérique du comportement en compression du C/E (calcul non-linéaire avec ou sans rupture de fibres en compression). 145
Figure 178. Comparaison essai/calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage boulonné sans serrage. 146
Figure 179. Endommagement d_{22} dans les plis d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F ≈ 4000 N. 147
Figure 180. Endommagement d_{12} dans les plis d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F ≈ 4000 N. 147
Figure 181. Comparaison essai/calcul non-linéaire (avec endommagement et rupture de fibres en compression) d'un assemblage boulonné sans serrage. 148
Figure 182. Endommagement numérique d_{11} dans les plis à 0° d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F = 4210 N (pic de la courbe numérique de comportement). 148
Figure 183. Contraintes σ_{11} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage (déplacement imposé de 0,5 mm). 149
Figure 184. Contraintes σ_{33} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage (déplacement imposé de 0,5 mm). 150
Figure 185. Contraintes de cisaillement σ_{12} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage pour un déplacement imposé de 0,5 mm. 150
Figure 186. Champ de contraintes $\boldsymbol{\sigma}_{11}$ dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage). 151
Figure 187. Champ de contraintes $\boldsymbol{\sigma}_{22}$ dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage). 151
Figure 188. Champ de contraintes $\boldsymbol{\sigma}_{33}$ dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage). 152
Figure 189. Champ de contraintes de cisaillement $\boldsymbol{\sigma}_{12}$ dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage). 152
Figure 190. Modèle d'assemblage boulonné mixte avec serrage du boulon. 153

Figure 191. Modélisation du serrage et du chargement en traction d'un assemblage boulonné. 154
Figure 192. Comparaison essai/calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage avec serrage. 155
Figure 193. Endommagement d_{22} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4000 N....156
Figure 194. Endommagement d_{12} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4000 N....156
Figure 195. Comparaison essai/calcul non-linéaire avec endommagement et rupture de fibres en compression pour des assemblages avec et sans serrage. 157
Figure 196. Endommagement numérique d_{11} dans les plis à 0° d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4800 N (pic de la courbe numérique de comportement). 158
Figure 197. Distribution de la pression de serrage (contraintes σ_{33}) dans les parties métalliques de l'assemblage boulonné. 158
Figure 198. Contraintes σ_{33} et σ_{11} dans les plis à 90° et à -45° dues à l'effort de serrage dans l'assemblage boulonné. 159
Figure 199. Contraintes σ_{11} dans le boulon avec préserrage pour un chargement en traction de l'assemblage de 4000 N. 160
Figure 200. Contraintes σ_{33} dans les parties métalliques d'un assemblage avec préserrage du boulon pour un chargement en traction de 4000 N. 160
Figure 201. Contraintes de cisaillement dans le boulon avec préserrage pour un chargement en traction de l'assemblage de 4000 N. 160
Figure 202. Calcul EF non-linéaire. Etat de contraintes sens fibres dans un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage au sein d'un assemblage avec serrage à F = 4000 N. 161
Figure 203. Calcul EF non-linéaire. Etat de contraintes σ_{33} dans un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage au sein d'un assemblage avec serrage à F = 4000 N. 161
Figure 204. Comparaison des contraintes d'un pli à 0° (stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$) pour un assemblage avec et sans serrage (calcul non-linéaire sans endommagement) à F ≈ 4000 N. 162

Figure A1. Cycle de polymérisation en étuve pour un stratifié T700/M21 pour la détermination du flot. 178
Figure A2. Essai de cisaillement interlaminaire. 179
Figure A3. Porosités d'un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ en carbone/époxy T700/M21. 180
Figure A4. Essai de flexion trois points. 181
Figure A5. Dessin de définition d'un stratifié à 8 plis. 182
Figure A6. Préparation de la découpe du pré-imprégné. 183
Figure A7. Découpe des plis à 0° et à 90°. 184
Figure A8. Découpe des plis à +/- θ°. 184
Figure A9. Drapage des plis. 184
Figure A10. Compactage des plis. 185
Figure A11. Mise en place du cadre de mosite. 185
Figure A12. Disposition de la plaque et des produits d'environnement dans la presse. 186
Figure A13. Cycle de polymérisation pour un stratifié T700/M2. 186
Figure A14. Repère local (1,2) du pli élémentaire et repère quelconque (x,y). 188
Figure A15. Géométrie des éprouvettes de compression C/E $[0°]_{24}$ dans un système de coordonnées elliptiques. 192
Figure A16. Géométrie des assemblages mixtes testés en fatigue. 195
Figure A17. Sollicitation en fatigue. 196
Figure A18. Dommages créés dans un stratifié C/E sollicité en fatigue à cause de la friction aves les plaques métalliques. 197

Tableau 1. Classification des procédés de fabrication des composites. 5
Tableau 2. Modes de rupture des assemblages - Calcul des contraintes moyennes (pré-dimensionnement des assemblages métalliques) et principales conditions favorables à leur apparition. 23
Tableau 3. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[0°]_4$. 47
Tableau 4. Les valeurs du K_T calculées analytiquement et numériquement pour trois types d'éprouvettes C/E $[0°]_{24}$. 49
Tableau 5. Les valeurs du module de compression $\left(E_{11}^{0}\right)^C$ et $\left(E_{11}^{R}\right)^C$ pour trois géométries testées. 52
Tableau 6. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais de compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$. 53
Tableau 7. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[90°]_8$. 54
Tableau 8. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[\pm45°]_{2s}$. 55
Tableau 9. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[\pm60°]_{2s}$. 56
Tableau 10. Paramètres à identifier. 57
Tableau 11. Coefficients élastiques du pli élémentaire T700/M21. 60
Tableau 12. Lois d'évolution des variables d'endommagement d_{22} et d_{12} pour un pli T700/M21 60
Tableau 13. Conditions de perçage utilisées dans l'étude préliminaire. 62
Tableau 14. Mesures MMT du diamètre moyen D_m et des défauts de circularité des trous percés avec un outil OS - stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 64
Tableau 15. Configurations des essais de perçage. 72
Tableau 16. Mesures MMT du diamètre moyen Dm et des défauts de circularité des trous percés avec appui - stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 78
Tableau 17. Mesures MMT du diamètre moyen Dm et des défauts de circularité des trous percés sans appui - stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 78
Tableau 18. Mesures des rugosités de la paroi d'un trou dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. 81
Tableau 19. Configuration des essais sur assemblages mixtes. 87
Tableau 20. Influence de l'avance f sur F_{pic}, σ_{pic} ,$\sigma_{él}$ et sur les raideurs R des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui. 89
Tableau 21. Influence de l'avance f sur $\sigma_{4\%D}$, $\sigma_{10\%D}$ et sur les raideurs globales G des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui. 89
Tableau 22. Influence de l'avance f sur F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et sur les raideurs R des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui. 90
Tableau 23. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de f pour des stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ contre-percés entre les plaques métalliques – Assemblages sans serrage. 92
Tableau 24. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de l'avance f pour des stratifiés T700/M21 $[0°+,45°,90°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblages sans serrage. 93
Tableau 25. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de l'avance f pour des stratifiés T700/M21 $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages sans serrage. 93
Tableau 26. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ percés avec appui – Assemblages sans serrage. 94

Tableau 27. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ percés sans appui – Assemblages sans serrage. 95
Tableau 28. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblages avec serrage. 96
Tableau 29. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages avec serrage. 96
Tableau 30. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblages avec serrage. 97
Tableau 31. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages avec serrage. 98
Tableau 32. Diminution maximale de la rigidité des assemblages sans serrage avec l'avance f pour des stratifiés quasi-isotropes minces C/E. 100
Tableau 33. Comparaison des raideurs et des efforts F_{pic} pour les quatre stratifications testées en matage pur. 108
Tableau 34. Comparaison des efforts F_{pic} pour les quatre stratifications testées en matage pur. 109
Tableau 35. Comparaison essai/calcul des déplacements et des raideurs pour un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage à F = 3000 N. ..125
Tableau 36. Comparaison essais/calcul des raideurs des assemblages sans serrage. 126
Tableau 37. Influence du jeu sur la raideur des assemblages sans serrage : Comparaison essai/modèle sans jeu/modèle avec jeu pour un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage à F = 3000 N. 133
Tableau 38. Comparaison essais/ modèles avec modules élastiques dégradés autour du trou pour un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ – Assemblages mixtes sans serrage sollicités à F = 2000 N. 135
Tableau 39. Comparaison essais/calcul analytique des efforts de matage sans serrage. 136
Tableau 40. Comparaison essais/calcul analytique des efforts de matage avec serrage. 137
Tableau 41. Comparaison essais/calcul non-linéaire du comportement d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage pur. 144

Tableau A1. Résultats des essais de cisaillement interlaminaire sur un stratifié T700/M21. 180
Tableau A2. Résultats des essais de flexion trois points sur des stratifiés unidirectionnels T700/M21. 181
Tableau A3. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[0°]_4$. 190
Tableau A4. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[90°]_8$. 190
Tableau A5. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[\pm45°]_{2s}$. 190
Tableau A6. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[\pm60°]_{2s}$. 190
Tableau A7. Conditions de perçage des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicités en fatigue. 196
Tableau A8. Résultats des essais de fatigue sur des assemblages mixtes avec serrage 196
Tableau A9. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage sans serrage. 198
Tableau A10. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage avec serrage. 198
Tableau A11. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage sans serrage 199

INTRODUCTION DE L'ETUDE

L'utilisation des matériaux composites et notamment des stratifiés carbone/époxy a encore progressé sur les dernières générations d'avions Airbus et Boeing. Cette extension de l'utilisation de structures composites soulève actuellement de plus en plus de questions sur le problème des assemblages et de la bonne maîtrise du comportement mécanique.

L'assemblage boulonné de structures hybrides composites/métalliques est un passage obligatoire dans la conception des structures aéronautiques. Il est alors nécessaire d'effectuer des opérations de perçage dans les composites stratifiés qui, par leur nature, sont des matériaux hétérogènes, orthotropes et fragiles. C'est pourquoi le perçage des composites n'est pas chose aisée : des défauts typiques (délaminages, arrachement de fibres et de matrice …) apparaissent lors du perçage des stratifiés et peuvent avoir, par la suite, des conséquences sur la tenue des structures composites en fonctionnement. Il s'impose alors une bonne connaissance du comportement sous diverses sollicitations des assemblages boulonnés. Ceci passe par la formulation théorique des lois et la connaissance des modes d'endommagement des matériaux composites.

Cette étude a pour principal objectif d'établir l'interaction entre l'usinage de trous et le comportement en matage des composites stratifiés en carbone/époxy. Plusieurs méthodes de perçage ont été alors testées afin de créer volontairement des défauts dans les plaques composites et d'analyser par la suite leur influence sur la résistance en matage des assemblages boulonnés. **Ces travaux de recherche s'intéressent à une meilleure compréhension des phénomènes d'endommagement par matage des stratifiés carbone/époxy.**

Ce travail de thèse est divisé en cinq chapitres :

Le **Chapitre I** est une étude bibliographique sur les principaux aspects abordés dans le cadre de ce travail de thèse. Dans un premier temps, quelques généralités sur les matériaux composites et notamment sur le matériau carbone/époxy sont rappelées. Le comportement endommageable ainsi que la théorie permettant de décrire l'endommagement des composites seront présentés. Dans un deuxième temps, l'étude bibliographique est consacrée aux assemblages boulonnés composites (généralités, types d'assemblages, modes de rupture, dimensionnement, perçage des stratifiés et défauts associés …) et au phénomène de matage dans les composites stratifiés.

Le **Chapitre II** présente la caractérisation mécanique du matériau carbone/époxy référence T700/M21 : détermination des caractéristiques mécaniques en traction et compression et identification des lois d'endommagement.

Le **Chapitre III** est consacré au perçage des stratifiés carbone/époxy dans différentes conditions et à l'analyse des défauts créés lors du perçage. Une étude préliminaire sur trois outils de perçage (un outil spécifique, un foret hélicoïdal classique usé et une fraise deux tailles) a été réalisée dans différentes conditions d'appui et de coupe dans le but de créer différents types de défauts dans le matériau carbone/époxy. Cette étude préliminaire a permis de faire le choix de l'outil et des méthodes de perçage utilisées dans l'étude proprement-dite : perçage séparé (avec appui et sans appui de la plaque composite au droit du trou) et contre-perçage de la plaque composite à plusieurs vitesses d'avance avec un foret hélicoïdal en carbure de tungstène micrograins. Les défauts de perçage créés dans les stratifiés référence T700/M21 par les méthodes retenues ont fait l'objet d'une analyse microscopique et par rayons X.

Le **Chapitre IV** constitue une étude expérimentale de l'influence des défauts de perçage sur la tenue en matage du matériau carbone/époxy. Dans un premier temps, les essais de matage sur des assemblages boulonnés sont présentés suivant le type d'assemblage (avec ou sans serrage du boulon) et la stratification testée. Une analyse comparative des résultats d'essais a permis de mettre en évidence plusieurs facteurs influençant la contrainte de matage : les conditions de perçage (les défauts de perçage), le serrage, l'orientation du dernier pli (orientation du défaut de perçage) et l'épaisseur du stratifié. Dans un deuxième temps, des essais de matage pur ont été réalisés afin d'améliorer la compréhension du matage du carbone/époxy. Des analyses destructives et non-destructives ont permis d'établir la cinétique d'endommagement par matage des stratifiés sollicités au sein d'assemblages (avec ou sans serrage) ou en matage pur.

Le **Chapitre V** présente une analyse numérique par éléments finis du comportement en matage des stratifiés carbone/époxy : modèles de matage pur et modèles d'assemblage boulonné. Dans chacun de ces modèles, différents paramètres ont été modifiés pour mettre en évidence et valider des hypothèses émises suite à l'étude expérimentale : rôles des différents plis dans la tenue en matage, influence des défauts de perçage, influence du serrage. Les résultats obtenus sont présentés en fonction du type d'analyse numérique (calcul linéaire et calcul non-linéaire).

Enfin, la dernière partie est réservée aux **conclusions** sur les principaux aspects abordés et validés dans cette étude.

Chapitre I

ETUDE BILIOGRAPHIQUE

I.1. Généralités sur les matériaux composites

I.1.1. Le concept de matériau composite

Cela fait déjà plusieurs décennies que le concept de matériau composite a intégré l'esprit des ingénieurs et des concepteurs. Ce n'est pourtant pas un concept nouveau puisqu'il existe déjà dans la nature, source d'inspiration inépuisable dans l'évolution de l'humanité. Le bois, constitué de fibres de cellulose reliées entre elles par de la lignine et l'os, composé d'un tissu compact et de la moelle, l'ensemble étant enveloppé par une membrane, sont deux exemples de matériaux composites naturels. Mélanger des matériaux différents afin d'obtenir dans le matériau fini, les propriétés intéressantes de chacun des composants est en effet le principe de base d'un matériau composite.

Macroscopiquement, les deux principaux constituants des composites sont le renfort et la matrice (Figure 1). Le renfort se présente généralement sous forme de fibres (longues ou courtes) et il a le rôle d'assurer la tenue mécanique. Quant à la matrice, elle réalise la liaison entre les renforts et assure leur protection vis-à-vis des agents agressifs. En plus de ces deux composants de base, un troisième élément est l'interface fibre-matrice. Cette interface ou interphase assure la liaison entre fibres et matrice, liaison qui est créée lors de l'élaboration du matériau composite.

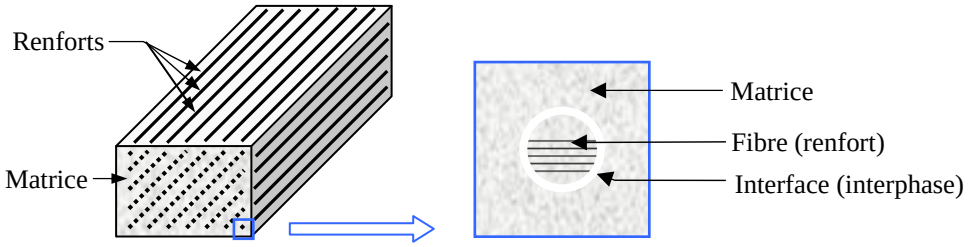


Figure 1. Constituants des matériaux composites.

I.1.2. Les composites dans l'industrie

Les matériaux composites ont été créés dans le but d'améliorer les caractéristiques mécaniques ou thermiques des matières classiques, de mieux satisfaire des besoins industriels parfois contradictoires (poids, fonctions …). Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux : aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical etc.

Les matériaux composites sont multiples et complexes. Suivant les caractéristiques de la matrice et des renforts, on distingue deux grandes familles :

- les composites de grande diffusion (GD) qui représentent 95% des composites utilisés et qui sont en général des plastiques renforcés de fibres courtes, de faible résistance mécanique, le taux de renfort avoisinant 30% ;

- les composites à hautes performances (HP) qui ont des caractéristiques mécaniques (résistance mécanique et rigidité) supérieures à celles des métaux, le taux de renfort étant supérieur à 50%. Les composites HP, assez onéreux, sont réservés à des secteurs de forte valeur ajoutée : aéronautique, spatial, médical, sport et loisirs.

Le renfort des matériaux composites peut se présenter sous diverses formes : filaments courts (0,5 mm), fibres courtes, fibres longues ou particules (charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écailles ou de poudre). Les fibres longues sont généralement utilisées pour des composites HP, tandis que les fibres courtes et les charges sont utilisées pour des composites GD. Les renforts peuvent être de nature inorganique (verre, carbone) ou organique (polyaramide appelé kevlar). Ils ont le rôle d'assurer la bonne tenue mécanique des composites et sont disposés au sein du matériau en fonction des propriétés recherchées. Pour créer une structure résistante adaptée aux contraintes mécaniques, il existe plusieurs architectures de renforts : unidirectionnelle (nappes ou roving), bidirectionnelle non texturée (matelas appelé mat) ou texturée (tissus ou complexes 2D), tridimensionnelle (fibres orientées suivant trois ou plusieurs directions), multidirectionnelle aléatoire (fibres coupées et broyées, mats) (Figure 2). Les renforts les plus couramment utilisés sont les fibres, généralement de verre, de carbone ou d'aramide.

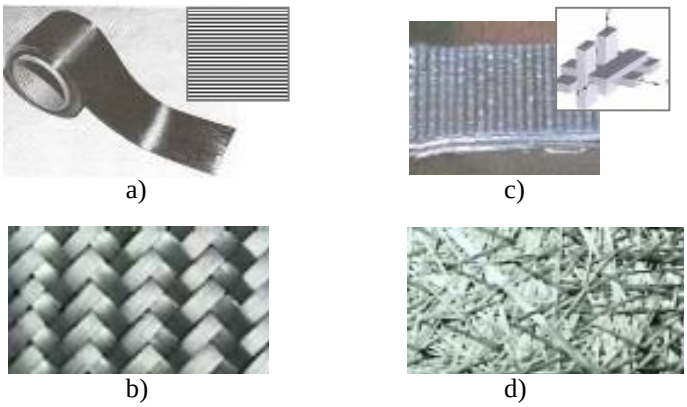


Figure 2. Différents types d'architecture de renfort : (a) unidirectionnelle, (b) bidirectionnelle (tissus), (c) tridimensionnelle et (d) multidirectionnelle aléatoire (mat).

Suivant le type de la matrice, il existe des composites à matrices synthétiques organiques et des composites à matrices inorganiques (céramiques et métalliques). Les produits à matrice organique représentent plus de 99% des composites utilisés dans l'industrie. Bien qu'il existe un très grand nombre de matières plastiques (résines) utilisées comme matrices organiques des composites, on distingue deux catégories :

- les polymères cristallins ou semi-cristallins (résines thermoplastiques) ;
- les polymères amorphes (résines thermoplastiques, thermodurcissables et élastomères).

Les deux types de résines les plus couramment utilisées sont les résines thermodurcissables et thermoplastiques avec des propriétés complètement différentes.

Les résines thermodurcissables sont les produits les plus employés comme matrice de matériaux composites "structuraux". Généralement associées avec des fibres longues, elles sont liquides ou liquides visqueuses et durcissent après un cycle de cuisson appelé cycle de réticulation. La transformation est irréversible. Les résines thermodurcissables principalement utilisées actuellement sont les polyesters insaturés, les vinylisters, les époxydes, les résines phénoliques et les polyuréthannes. Ces résines ont une bonne tenue mécanique mais elles sont sensibles aux chocs. Afin d'améliorer la ténacité et la tenue aux chocs des résines thermodurcissables, un certain pourcentage de résine thermoplastique est incorporé (exemple : résine époxyde à ténacité améliorée par ajout de thermoplastique). Les composites à matrice thermodurcissable représentent environ 70% des composites transformés en Europe.

Les résines thermoplastiques, renforcées avec des fibres courtes et avec des fibres longues, se développent fortement mais sont encore peu utilisées comme matrice des composites "structuraux". Elles sont mises en forme par chauffage jusqu'à la température de transition vitreuse pour les thermoplastiques amorphes et jusqu'à la température de fusion pour les thermoplastiques semi-cristallins et se consolident au cours du refroidissement. La transformation est réversible. Parmi les résines thermoplastiques utilisées dans les composites aéronautiques on peut citer les polyamides (PA), le polyéther-imide (PEI), le polypropylène (PP), le polyphénylsulfure (PPS), le polyéther-éther-cétone (PEEK), le polyéther-cétone-cétone (PEKK).

Les matériaux composites sont obtenus par l'association intime fibres-résine. Les procédés de fabrication des composites sont manuels ou automatisés, classifiés artisanaux, de petite série, de grande série ou spécifiques (Tableau 1). Les procédés de petite série sont généralement utilisés pour la fabrication des pièces de grandes dimensions destinées à la construction aéronautique (voilure, empennage, mobilier), ferroviaire et nautique (coques). Les principales technologies manuelles de transformation de composites sont : le moulage au contact, la projection simultanée dans des moules rigides ouverts pour les composites GD et le drapage autoclavé (réservé aux composites HP) dans des moules rigides recouverts de contre moules souples. A part ces procédés manuels, il existe de nombreux autres procédés automatisés comme les procédés LCM (Liquid Composite Molding), l'enroulement filamentaire etc.

Procédés de fabrication des matériaux composites	
Artisanaux	- Moulage au contact - Projection simultanée
Petite série	- Liquid Composite Molding (LCM), RTM, infusion, … - Moulage avec contre moule souple pour l'aéronautique
Grande série	- Moulage à la presse (SMC, BMC, ZMC, …)
Spécifiques	- Enroulement filamentaire - Pultrusion - Moule souple en continu

Tableau 1. Classification des procédés de fabrication des composites.

La grande diversité de types de renforts, de résines et de procédés de transformation associés montre que les matériaux composites, qu'ils soient structuraux ou fonctionnels, sont en pleine expansion. L'amélioration des caractéristiques des composites structuraux constitue une des clés du développement des industries de pointe, notamment l'aéronautique et le spatial. Leur succès est dû aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux traditionnels : légèreté, bonne tenue à la fatigue, résistance à la corrosion, possibilité d'obtenir des formes complexes et d'intégrer des fonctions. Ces matériaux comportent cependant des particularités qui limitent leur utilisation. Dans l'aéronautique, par exemple, la sensibilité des composites aux chocs et aux trous, le vieillissement humide ou la mauvaise tenue à la foudre sont quelques inconvénients qui expliquent une certaine réticence vis-à-vis de ces matériaux. La recherche et l'industrie ont, à ce jour, des nombreux objectifs à atteindre dans ce nouveau domaine, celui des matériaux composites. Pour amplifier leur utilisation, il est nécessaire de mieux cerner leur comportement, d'améliorer les méthodes de calcul associées mais aussi de réduire le coût de réalisation des pièces composites.

I.1.3. Description du matériau carbone/époxy

Le matériau qui fait l'objet de cette étude est le carbone/époxy, un matériau couramment utilisé dans l'industrie aéronautique. Il s'agit plus particulièrement de la référence T700/M21 fournie par la société HEXCEL Composite, sous forme de semi-produit : nappes unidirectionnelles (UD) de pré-imprégné. Le pré-imprégné est une association de fibres et de résine (thermoplastique ou thermodurcissable) dans un état de prépolymérisation

adapté à la mise en œuvre (stockage, manipulation, drapage). Les composants du pré-imprégné utilisé dans cette étude sont : les fibres de carbone haute résistance, de type T700 et la résine époxyde modifiée M21 qui seront décrits au paragraphe suivant (§ I.1.3.a).

I.1.3.a. Constituants

Les fibres de carbone T700 sont fabriquées par Toray et classées comme fibres à haute résistance (HR). En effet, suivant les conditions de fabrication, on distingue trois catégories de fibres de carbone : fibres haute résistance (HR), fibres à module intermédiaire (IM) et fibres à haut module (HM). Les fibres de type T700 sont obtenues à partir d'un précurseur organique polyacrilonytrile (PAN) grâce à des traitements thermiques : oxydation à 300°C et carbonisation à 1100°C. Il ne subsiste alors que la structure lamellaire hexagonale 2D d'atomes de carbone. Une graphitisation à 2600°C entraîne une réorientation des réseaux hexagonaux et permet d'augmenter la rigidité des fibres. On obtient ainsi des fibres à haut module (HM). Les fibres de carbone sont soumises à un traitement de surface afin d'augmenter leur rugosité ce qui améliore les propriétés d'adhérence fibre/matrice époxy. Elles sont également soumises à un procédé d'ensimage textilo-plastique ayant pour but de faciliter l'accrochage de la matrice organique, la protection des fibres contre l'abrasion ainsi que l'agglomération des filaments (5,5 à 7 μm) constituant la dimension du fil de base (Figure 3).

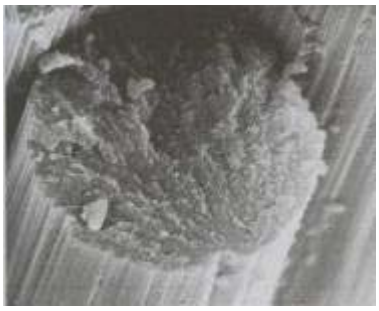


Figure 3. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments.

En ce qui concerne la matrice, il s'agit d'une résine époxyde de type thermodurcissable. Dans son état de prépolymère, la résine est formée d'un mélange de monomères époxydes. Malgré sa nature thermodurcissable, la matrice époxy contient également plusieurs composés thermoplastiques. Ceux-ci ont pour rôle d'ajuster la viscosité de la résine pendant la phase d'imprégnation et d'augmenter la ténacité du matériau final. Enfin la réticulation 3D du réseau époxy est obtenue grâce à un durcisseur chimique.

I.1.3.b. Semi-produit : nappe unidirectionnelle

La nappe unidirectionnelle (UD) est obtenue à partir de fibres alignées et dirigées parallèlement dans un bain de résine à l'état liquide. Ce procédé de dépôt de la résine sur les fibres est appelé imprégnation par voie solvant d'où le nom de pré-imprégné (ou "prepreg") donné aux nappes UD. Après l'association des fibres et de la matrice, l'étape suivante est le passage à l'étuve afin d'éliminer le solvant et d'ajuster la viscosité. La dernière étape avant le stockage consiste à faire passer le pre-imprégné dans un laminoir afin d'imposer une épaisseur du pli. Le stockage des pré-imprégnés se fait à -18°C pour éviter la réticulation trop rapide de la résine. A la réception des rouleaux de nappes UD par les utilisateurs (industriels, laboratoires de recherche, …), un contrôle de validation du matériau doit être effectué. L'objectif de ce contrôle réception est de vérifier si les caractéristiques physico-chimiques et mécaniques du matériau composite correspondent aux valeurs imposées par les normes en vigueur (Annexe 1). La première étape de ce contrôle est de vérifier la validité des données du fabricant via des essais physico-chimiques sur le pré-imprégné. Ces essais consistent à déterminer la masse surfacique du pré-imprégné, son taux massique de résine, sa teneur en matières volatiles et l'écoulement

conventionnel de la résine appelé flot. La méthodologie de ce contrôle physico-chimique ainsi que les résultats obtenus sont présentés en Annexe 1. La dernière étape consiste à réaliser dans un premier temps les éprouvettes destinées aux essais mécaniques, dans un deuxième temps des essais chimiques sur des prélèvements effectués sur ces éprouvettes pour valider le taux volumique de fibres (V_f) et le taux volumique de porosité dans la matrice (V_0) (et donc le processus de fabrication) et en dernier temps, des essais mécaniques destructifs permettant de vérifier les caractéristiques mécaniques du matériau en fonction du processus de fabrication retenu.

I.1.3.c. Fabrication des stratifiés carbone/époxy

La mise en œuvre du matériau faisant l'objet de cette étude, le carbone/époxy, comporte deux phases : le drapage manuel des plis et la réticulation en autoclave. L'opération de drapage consiste à effectuer une séquence d'empilement des découpes de pré-imprégné (les plis) en respectant la position, l'orientation et la séquence définies par rapport à une fiche de drapage. Dans l'industrie, le drapage est effectué en fonction du cahier de charges définissant la pièce et les efforts que celle-ci doit supporter. Dans ce travail de thèse, nous avons réalisé des séquences d'empilement quasi-isotropes (même nombre de plis orientés à 0°, 45°, 90° et -45°) utilisées dans l'industrie aéronautique. Les différentes étapes de la fabrication des stratifiés carbone/époxy sont présentées en Annexe 2.

Le mélange renfort-résine déjà présent dans les plis découpés à partir des nappes UD devient un véritable matériau composite uniquement après la dernière phase de fabrication, la réticulation. Pour cette opération, il est nécessaire de créer un environnement de polymérisation constitué de différents produits qui entourent la plaque composite (marouflage). Il s'agit de films et tissus de protection, d'aide au démoulage et de drainage de l'excédent de résine (cf. Annexe 2). La polymérisation du carbone/époxy s'effectue sous une pression relative hydrostatique de 7 bars, à 180°, avec éventuellement un palier à une température inférieure (135°) pendant une durée de temps déterminée en fonction de l'épaisseur de la pièce à polymériser. En effet, les différents paramètres du cycle de cuisson permettent la réaction de polymérisation de la résine dans tout le stratifié et favorisent le mélange homogène fibres-résine, la cohésion des plis ainsi que la diminution des porosités. Le but final est d'obtenir un composite constitué d'un taux volumique de fibres (V_f) correct, d'un taux de réticulation (α) maximal du polymère TD avec un taux de porosité dans ce polymère (V_0) minimal.

I.1.3.d. Utilisation du carbone/époxy

Le matériau carbone/époxy est utilisé actuellement pour une grande variété de pièces dans les avions et hélicoptères, les satellites, les automobiles, les trains, les voiliers multicoques etc. Dans le domaine aéronautique, le carbone/époxy est principalement employé pour les structures primaires comme par exemple : les caissons de voilure, l'empennage, le fuselage, les ailerons, les volets, les dérives [1].

L'utilisation des matériaux composites et notamment le carbone/époxy a encore progressé sur les dernières générations de la famille d'avions Airbus et Boeing :

- sur l'A340-600, deux poutres ventrales d'environ 16 m de long ont été réalisées à partir de pré-imprégnés en carbone/époxy (UD et tissu), ce qui a permis de gagner globalement 1600 kg par rapport à une solution en alliage d'aluminium [2] ;
- sur le gros porteur A380, le caisson central de la voilure (la pièce la plus chargée mécaniquement dans un avion) est réalisé avec des pré-imprégnés en fibres de carbone HR et IM dans une résine époxyde (Figure 4) ce qui représente une première mondiale ;
- sur l'A350 et le Boeing 787, la part des composites s'est accrue notamment au niveau du fuselage et des ailes.

La diversité des applications et l'utilisation croissante des composites montrent que la mentalité des concepteurs a pleinement intégré le concept de matériau composite. Cependant, les problématiques liées à leur usinage, assemblage et comportement pendant la durée de vie ne cessent d'apparaître. Pour faire valoir les atouts de matériaux composites, la recherche doit encore fournir des nombreuses réponses.

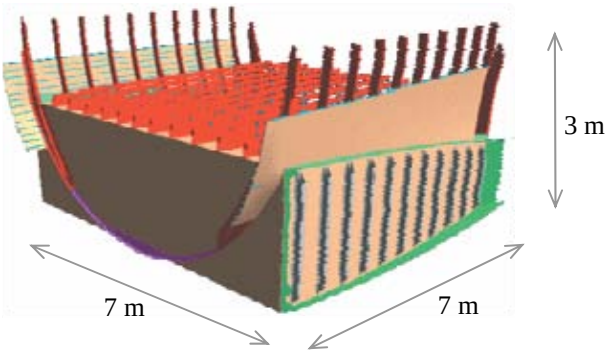


Figure 4. Schéma du caisson central de voilure en composite de l'A380 [2].

I.2. Comportement des matériaux composites

I.2.1. Modes d'endommagement

Au cours de leur vie, les matériaux composites sont susceptibles de subir une multitude de phénomènes endommageants : chocs (impacts), humidité, exposition aux UV, corrosion, facteurs chimiques, diverses sollicitations en statique ou en fatigue. Tous ces facteurs peuvent avoir une influence sur le comportement mécanique des matériaux, la plupart du temps se traduisant par la dégradation de leurs caractéristiques mécaniques [3-8]. C'est la raison pour laquelle tous ces phénomènes font l'objet des nombreuses études de recherche appliquées à l'industrie.

Un des phénomènes endommageants peut être tout simplement une sollicitation statique ou quasi-statique de la structure. C'est en effet le type d'endommagement qui fera l'objet de ce travail de thèse.

La notion d'endommagement, telle qu'elle est employée dans la mécanique des milieux continus, désigne la détérioration irréversible d'un matériau due à l'apparition et au développement de discontinuités surfaciques (microfissures) ou volumiques (cavités). Lorsqu'un matériau est soumis à un chargement croissant, différents modes d'endommagement peuvent apparaître au sein de celui-ci. Dans le cas d'un composite stratifié, plusieurs modes d'endommagement ont été répertoriés (Figure 5) :

- la microfissuration de la matrice qui, chronologiquement est le premier mode d'endommagement survenant lors du chargement d'une structure composite ;
- la rupture de l'interface fibre-matrice qui apparaît lorsque la matrice a une faible résistance ce qui permet une progression de la fissuration matricielle le long des fibres ;
- le délaminage qui représente le décollement des plis d'orientation différente ; ce mode d'endommagement peut apparaître lorsque la fissuration matricielle se propage à l'interface des deux plis d'orientation différente ou lorsqu'il se forme une accumulation importante de fissures ;
- la rupture de fibres qui est le mode ultime d'endommagement d'un composite (contrainte à la rupture des fibres très élevée par rapport aux autres composants du stratifié) et entraîne souvent la rupture totale du stratifié.

La rupture finale d'un stratifié parvient comme une conséquence de l'évolution de ces différents modes d'endommagement. Généralement, les phénomènes endommageants apparaissent bien avant la rupture ultime du composite. Il existe plusieurs critères de ruptures (Tsai, Tsai-Hill, contrainte maximale, …) basés sur la théorie classique des stratifiés qui permettent de prédire la rupture des plis. L'endommagement progressif n'est pas explicitement pris en compte dans ces critères, d'où un surdimensionnement des structures composites.

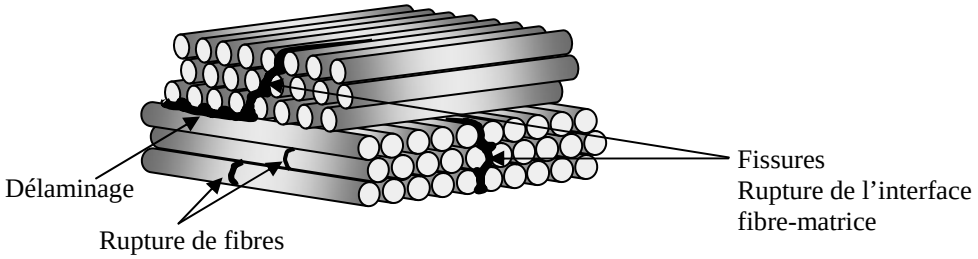


Figure 5. Modes d'endommagements d'un composite stratifié.

Avant de présenter la théorie de l'endommagement, nous nous intéressons aux méthodes de suivi et d'analyse (description quantitative et qualitative) de l'endommagement. Il existe différents procédés destructifs ou non destructifs qui permettent la visualisation ou la mesure des défauts et des dommages des matériaux composites. La plupart des méthodes de contrôle non destructif (CND) détectent les défauts surfaciques (examen visuel, ressuage, …). Les méthodes CND qui permettent de détecter les défauts en volume (microfissures, variations de la microstructure, porosités, vides ou inclusions, délaminage, …) sont moins nombreuses : les ultrasons, les rayonnements ionisants (X, γ), la tomographie X. La plupart de ces techniques ne permettent d'obtenir que des informations sur l'état de santé de la pièce à un moment donné. Pour pouvoir réaliser, par exemple, un suivi continu de l'endommagement, il existe d'autres techniques : l'émission acoustique, la thermographie infrarouge, l'holographie laser etc., avec comme désavantage, la difficulté d'identifier, voire quantifier les dommages.

Dans le cadre de cette thèse, plusieurs méthodes CND d'analyse des défauts et des dommages ont été utilisées :

- l'observation optique ;
- les ultrasons (notamment pour contrôler les plaques après la fabrication) ;
- la radiographie aux rayons X, les éprouvettes étant préalablement imprégnées de diiodométhane ;
- le ressuage (cette méthode ne permet pas de bien visualiser les fissures du matériau T700/M21 en raison du faible contraste entre la couleur du révélateur et celle du carbone/époxy).

En plus de ces méthodes, des techniques destructives ont été appliquées afin de mieux localiser, identifier et quantifier les dommages créés lors des sollicitations statiques et dynamiques sur les pièces composites étudiées.

I.2.2. Théorie de la mécanique de l'endommagement

Le comportement endommageable présenté succinctement au paragraphe précédent a été déjà modélisé par plusieurs approches. Les différences entre ces approches concernent les méthodes de mesure/évaluation de dommages. La variable mécanique d'endommagement qui est censée représenter l'état de détérioration de la matière peut être déterminée par (Lemaître[3] et Chaboche[4]) :

- des mesures à l'échelle microscopique (densité de microfissures ou de cavités) qui seront implémentées dans des modèles macroscopiques à l'aide des techniques mathématiques d'homogénéisation ;
- des mesures physiques globales (densité, résistivité, …) ;
- des mesures mécaniques globales (caractéristiques d'élasticité, de plasticité ou de viscoplasticité).

C'est cette dernière approche, proposée par L.M. Katshanov et Y.N Rabotnov en 1958, qui sera utilisée dans notre étude. Il s'agit d'une méthode simple, dont le principe est le suivant : l'endommagement d'un matériau

peut être décrit par ses effets sur les caractéristiques mécaniques de ce matériau à l'aide de la notion de contrainte effective. Cette notion sera présentée au paragraphe suivant (§I.2.2.a).

I.2.2.a. Variables d'endommagement et contrainte effective

Soit un solide à l'état vierge et un solide endommagé dans chacun desquels un élément de volume fini représentatif est isolé :

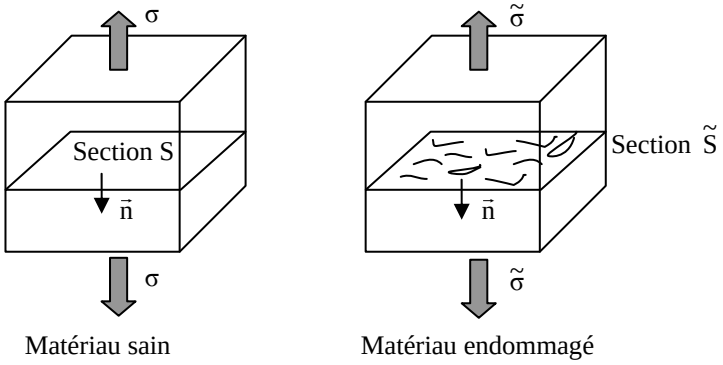


Figure 6. Schématisation de l'endommagement par fissuration.

La section du matériau sain est notée *S*. La section du matériau endommagé est réduite par la présence de fissures et elle est notée $\tilde{S}$. La différence *S*-$\tilde{S}$ représente donc l'aire relative ou corrigée des dommages (S_D) dans une section de normale $\vec{n}$ d'un volume endommagé :

$$S_D = S - \tilde{S} \tag{1}$$

La variable d'endommagement, D_n, peut être ainsi définie :

$$D_n = \frac{S_D}{S} \tag{2}$$

$D_n \begin{cases} = 0 & \text{si le matériau est vierge} \\ = 1 & \text{si le matériau est rompu} \end{cases}$.

Lorsqu'un effort *F* est appliqué dans la direction $\vec{n}$ du volume endommagé, la contrainte notée $\tilde{\sigma}$, est appelée contrainte effective en relation avec la surface effective (corrigée des dommages) :

$$\tilde{\sigma} = \frac{F}{\tilde{S}} = \frac{F}{S(1-D)} = \frac{\sigma}{1-D} \tag{3}$$

L'état de déformation d'un matériau endommagé est considéré être affecté uniquement par la contrainte effective. Sa loi d'élasticité linéaire unidimensionnelle devient :

$$\varepsilon^e = \frac{\tilde{\sigma}}{E} = \frac{\sigma}{E(1-D)} \tag{4}$$

où ε^e est la déformation élastique et *E* le module du matériau sain. $E(1-D) = \tilde{E}$ peut être interprété comme le module du matériau endommagé. L'endommagement peut alors s'écrire :

$$D = 1 - \frac{\tilde{E}}{E} \tag{5}$$

Grâce à cette théorie, le comportement des matériaux endommagés peut être décrit en fonction des lois de comportement des matériaux vierges en remplaçant la contrainte usuelle par la contrainte effective ($\tilde{\sigma}$). Cette contrainte $\tilde{\sigma}$ est introduite à l'aide des mesures du module d'élasticité endommagé $\tilde{E}$. L'évolution de

l'endommagement peut être donc obtenue d'une manière simple via des essais de type charge-décharge qui donnent directement accès aux modules endommagés. C'est par cette méthode que le comportement endommageable du matériau carbone/époxy (T700/M21) sera décrit au paragraphe §II.4.

Dans le cas des matériaux composites stratifiés, anisotropes par leur nature, il est nécessaire d'introduire plusieurs variables d'endommagement attachées aux différents modules d'élasticité (E_{ii}, G_{ij}) du matériau. C'est Ladevèze[5] qui a appliqué pour la première fois la mécanique de l'endommagement aux matériaux orthotropes en introduisant plusieurs variables d'endommagement. Les différentes variables d'endommagement sont notées d_i, en rapport avec les principales directions de sollicitation (i = 1, 2, 3).

Le matériau qui fait l'objet de ce travail de thèse est un composite stratifié, isotrope transverse (symétrie par rapport à un axe). Le repère d'orthotropie du pli est présenté Figure 7.

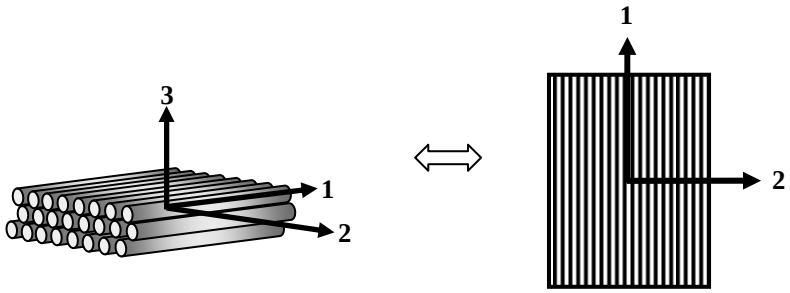


Figure 7. Repère du pli.

Tenant compte du fait que l'endommagement des composites apparaît essentiellement dans la matrice lors des sollicitations en traction transverse et en cisaillement, les variables d'endommagement sont attribuées aux modules E_{22} et G_{12} de la manière suivante :

$$\begin{cases} G_{12} = G_{12}^0(1-d_{12}) \\ E_{22} = E_{22}^0(1-d_{22}) \end{cases} \tag{6}$$

où G_{12}^0 et E_{22}^0 sont les modules initiaux (du matériau vierge) en cisaillement et en traction transverse. Le module en compression transverse E_{22}^C est considéré non affecté par l'endommagement du fait que les fissures se referment sur elles mêmes. Le module en traction sens fibres E_{11}^T est lui aussi supposé non-endommageable parce que la rupture des fibres de carbone en traction survient brutalement (endommagement négligeable de la matrice). En ce qui concerne le comportement en compression sens fibres, la rupture est fragile, donc E_{11}^C n'est pas endommageable mais il est non-linéaire. Ce comportement non-linéaire des fibres en compression à été caractérisé par une constante intrinsèque au matériau (γ) définissant le module instantané tangent [Ladevèze et Le Dantec[5]) :

$$E_{11}^C = E_{11}^0\left(1+\gamma\langle\sigma_{11}\rangle_-\right) \text{ si } \varepsilon_{11}^{RC} < \varepsilon_{11}^e < \varepsilon_{11}^{RT} \tag{7}$$

où $\langle\sigma_{11}\rangle_- = \sigma_{11}$ si $\sigma_{11} \le 0$, sinon $\langle\sigma_{11}\rangle_- = 0$.

γ est une caractéristique du matériau, introduite pour représenter la diminution du module en compression sens fibres par rapport au module initial E_{11}^0 considéré identique en traction et en compression. ε_{11}^{RC} et ε_{11}^{RT} représentent respectivement la déformation à la rupture en compression et en traction sens fibre.

L'endommagement de cisaillement transverse d_{13} est supposé identique à d_{12} et l'endommagement d_{23} est supposé négligeable.

I.2.2.b. L'évolution de l'endommagement – Formulation thermodynamique

Les variables d'endommagement d'un composite stratifié, d_{22} et d_{12}, définies ci-avant (§I.2.2.a), représentent la perte de rigidité du matériau en traction transverse et en cisaillement. Les lois d'évolution de ces variables peuvent être écrites à l'aide de la description du comportement thermodynamique des solides. Pour cela, il faut définir les variables d'état qui interviennent. Les variables d'état sont :

- les variables observables (la température et la déformation),
- les variables internes ou "cachées", notées V_k dont la connaissance permet de résumer toute l'histoire antérieure de l'évolution du matériau (Chaboche[4]).

Dans le cadre de cette étude, la variable d'endommagement sera une variable d'état susceptible des développements thermodynamiques. L'existence d'un potentiel thermodynamique d'énergie libre est postulée (Lemaître[3]) :

$$\Psi = \Psi_e(\varepsilon^e, T, D) + \Psi_p(T, V_k) \tag{8}$$

Ψ_e est le potentiel thermoélastique endommageable qui dépend de la déformation élastique ε^e, de la température T et de l'endommagement D. Ψ_p dépend de la température et des variables internes V_k, comme l'écrouissage, par exemple. Les deux termes de cette formulation thermodynamique proviennent donc du découplage entre le comportement élastique et le comportement anélastique.

Le potentiel d'état choisi est la densité volumique d'énergie libre $\rho\Psi$ (Lemaître[3], Ladevèze[5]) :

$$\rho\Psi_e = \frac{1}{2} C_{ijkl}(D) : \varepsilon^e_{ij} : \varepsilon^e_{kl} \tag{9}$$

où la température T est constante et $C_{ijkl}(D)$ est la matrice de rigidité du matériau qui s'écrit en fonction de l'endommagement. La loi de thermoélasticité du matériau endommagé s'écrit :

$$\sigma(\varepsilon^e, D) = \rho \frac{\partial \Psi_e}{\partial \varepsilon^e} \tag{10}$$

La variable associée à l'endommagement est notée Y_D :

$$Y_D(\varepsilon^e, D) = \rho \frac{\partial \Psi_e}{\partial D} \tag{11}$$

Dans le cas des matériaux composites endommagés, le potentiel thermodynamique est l'énergie volumique de déformation élastique du pli [5]. Pour un état plan de contrainte, cette énergie s'écrit :

$$E_D = \frac{1}{2}\left[\frac{\sigma_{11}^2}{E_{11}^0} - 2\frac{\nu_{12}^2}{E_{11}^0}\sigma_{11}\sigma_{22} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{E_{22}^0(1-d_{22})} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_-^2}{E_{22}^0} + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0(1-d_{12})} \right] \tag{12}$$

où :
$$\begin{cases} \langle \sigma_{22} \rangle_+ = \sigma_{22} \quad \text{si} \quad \sigma_{22} \geq 0, \text{ sinon } \langle \sigma_{22} \rangle_+ = 0 \\ \langle \sigma_{22} \rangle_- = \sigma_{22} \quad \text{si} \quad \sigma_{22} \leq 0, \text{ sinon } \langle \sigma_{22} \rangle_- = 0 \end{cases},$$

E_{11}^0, E_{22}^0, G_{12}^0 sont les modules initiaux déjà définis au paragraphe §I.2.2.a et d_i désigne les variables d'endommagement attachées à ces différents modules (voir équation 6).

Le matériau utilisé dans cette étude est isotrope transverse. La loi de comportement élastique du pli non-endommagé s'écrit pour un état plan de contraintes :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \tag{13}$$

avec $\frac{\nu_{12}^0}{E_{11}^0} = \frac{\nu_{21}^0}{E_{22}^0}$. Pour un état tridimensionnel de contraintes : $E_{22}^0 = E_{33}^0$, $G_{12}^0 = G_{13}^0$, $\nu_{12}^0 = \nu_{13}^0$, $G_{23}^0 = \frac{E_{33}^0}{2(1+\nu_{23})}$, $\nu_{23} \cong$ coefficient de Poisson de la matrice.

La loi de comportement élastique endommageable du pli est alors :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0(1-d_{22})} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0(1-d_{22})} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}, \text{ si } \sigma_{22} \geq 0 \tag{14}$$

et

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}, \text{ si } \sigma_{22} < 0 \tag{15}$$

Les contraintes effectives sont définies par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \tilde{\sigma}_{11} = \sigma_{11} & \text{(pas d'endommagement)} \\ \tilde{\sigma}_{22} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+}{1-d_{22}} + \langle \sigma_{22} \rangle_- & \text{(comportement différent traction / compression)} \\ \tilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}} = \tilde{\sigma}_{13} & \end{cases} \tag{16}$$

Conformément aux relations (11) et (12), les variables thermodynamiques $Y_{d_{12}}$ et $Y_{d_{22}}$ associées aux endommagements d_{12} et d_{22} peuvent s'écrire de la manière suivante :

$$\begin{cases} Y_{d_{12}} = Y_{d_{13}} = \rho \frac{\partial \Psi}{\partial d}\Big|_{\tilde{\sigma}, d_{12}} = \frac{\partial E_D}{\partial d}\Big|_{\tilde{\sigma}, d_{12}} = \frac{1}{2} \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0 (1-d_{12})^2} = \frac{1}{2} G_{12}^0 \cdot \gamma_{12}^2 \\ Y_{d_{22}} = \rho \frac{\partial \Psi}{\partial d}\Big|_{\tilde{\sigma}, d_{22}} = \frac{\partial E_D}{\partial d}\Big|_{\tilde{\sigma}, d_{22}} = \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{E_{22}^0 (1-d_{22})^2} = \frac{1}{2} E_{22}^0 \langle \varepsilon_{22} + \nu_{12}^0 \varepsilon_{11} \rangle_+^2 \end{cases} \tag{17}$$

Ces deux variables sont analogues au taux de restitution d'énergie et déterminent l'évolution de l'endommagement de la même manière que le taux de restitution gouverne la propagation de la fissure. Afin de

décrire l'évolution de ces variables d'endommagement, Ladevèze[5] a introduit l'hypothèse des variables seuils suivantes :

$$\begin{cases} - \; Y_m(d_{12}) = \sup_{\tau \le t} \sqrt{Y_{d_{12}}} \text{ , endommagement en cisaillement ;} \\ - \; Y_m(d_{22}) = \sup_{\tau \le t} \sqrt{Y_{d_{22}}} \text{ , endommagement en traction transverse ;} \\ - \; Y_m = \sup_{\tau \le t} \sqrt{Y_{d_{12}} + bY_{d_{22}}} \text{ , endommagement de la matrice.} \end{cases} \quad (18)$$

Ces variables définissent les domaines de non-endommagement du pli. L'écriture "*sup*" décrit l'irréversibilité de l'endommagement. "*b*" représente un terme de couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement :

$$b = \frac{E_{22}^T}{G_{12}} \quad (19)$$

La théorie de la plasticité permet de retranscrire les déformations résiduelles lors des décharges mécaniques :

$$\varepsilon^t = \varepsilon^e + \varepsilon^p \quad (20)$$

où $\varepsilon^t, \varepsilon^e$ et ε^p sont respectivement la déformation totale, la déformation élastique et la déformation plastique. Dans le cas des matériaux composites, les phénomènes d'écoulement plastique se développent essentiellement dans la matrice. En ce qui concerne le matériau carbone/époxy référence T700/M21, il a un comportement plastique qui est notamment dû à la présence d'un composant thermoplastique dans la résine époxyde modifiée ([6-8]). Mais les déformations résiduelles peuvent être également induites par certains blocages de fissures (lors des décharges) présentes dans le matériau endommagé. Il s'agit alors d'une pseudo-plasticité des matériaux composites.

Le potentiel thermodynamique Ψ_p s'écrit :

$$\Psi_p(T, V_k) = \phi(p, \alpha) \quad (21)$$

où p est la variable scalaire d'écrouissage isotrope et α la variable tensorielle d'écrouissage cinématique. Les variables associées sont R et X :

$$R = \rho \frac{\partial \phi}{\partial p} \quad (22)$$

$$X = \rho \frac{\partial \phi}{\partial \alpha} \quad (23)$$

La variable R décrit l'évolution de la taille de la surface de charge f (Figure 8) :

$$f = f(\sigma, R, X) \quad (24)$$

La variable X tensorielle décrit le déplacement de la surface de charge.

La possibilité d'écoulement plastique est définie de la manière suivante :

$$\begin{cases} f < 0 \longrightarrow \text{comportement élastique,} \\ f = 0 \text{ et } df = 0 \longrightarrow \text{comportement plastique,} \\ f = 0 \text{ et } df < 0 \longrightarrow \text{décharge élastique.} \end{cases}$$

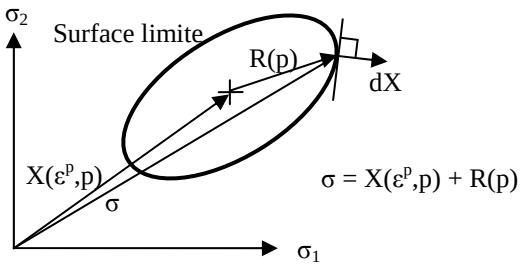


Figure 8. Surface de charge.

L'hypothèse de normalité c'est-à-dire l'existence d'un multiplicateur plastique $\dot{\lambda}$ (Lemaître[3]) permet d'écrire les lois complémentaires :

$$\dot{\varepsilon}^{p} = \dot{\lambda}\frac{\partial f}{\partial \sigma} \tag{25}$$

$$\dot{p} = -\dot{\lambda}\frac{\partial f}{\partial R} \tag{26}$$

$$\dot{\alpha} = -\dot{\lambda}\frac{\partial f}{\partial X} \tag{27}$$

La condition de consistance : $f = \dot{f} = 0$ c'est-à-dire $\frac{\partial f}{\partial \sigma}\dot{\sigma} + \frac{\partial f}{\partial R}\dot{R} + \frac{\partial f}{\partial X}\dot{X} = 0$ permet de déterminer le multiplicateur plastique.

I.2.2.c. Plasticité couplée à l'endommagement

Le couplage plasticité-endommagement consiste dans le fait que la solution en contraintes et déformations (élastiques et plastiques) d'un problème dépend de l'état d'endommagement de la structure considérée. Dans un matériau composite, par exemple, la plasticité qui se développe au niveau de la matrice peut être influencée (favorisée) par la présence des fissurations et vice-versa : l'apparition de l'endommagement favorise l'apparition de la pseudo-plasticité. Pour tenir compte de l'endommagement, il est possible d'écrire les lois de comportement du matériau en utilisant les contraintes effectives. Le couplage plasticité-endommagement est alors réalisé simplement en exprimant le critère de plasticité en termes de contraintes effectives.

Le critère de plasticité à écrouissage isotrope (pas de déplacement de la surface de charge *f*) basé sur le critère de Von-Mises anisotrope généralisé appliqué aux matériaux composites [5], s'écrit :

$$f = f(\tilde{\sigma}, R) = \sqrt{2\left(\int_0^t Tr\left[\sigma \tilde{H} \dot{\sigma}\right]\right)} - (R + R_0) = 0 \tag{28}$$

avec $H = diag\left(0, a^2, \frac{1}{2}\right)$, $\tilde{H} = L^T H L$ et $L = diag\left(0, \frac{1}{1-d_{22}}, \frac{1}{1-d_{12}}\right)$. Ce critère ne fait intervenir que les contraintes endommageables (les contraintes de cisaillement et de traction transverse) :

$$R + R_0 = \sqrt{\tilde{\sigma}_{12}^2 + a^2 \tilde{\sigma}_{22}^2} \tag{29}$$

où a^2 est le poids relatif de la contrainte transverse par rapport à la contrainte de cisaillement (le carré du rapport des modules E_{22} et G_{12}), R_0 est la limite élastique initiale du matériau et $R+R_0$ est la nouvelle limite après écrouissage. Dans le cas des matériaux composites, l'emploi du terme "écrouissage" est impropre du moment que l'on parle de pseudo-plasticité des composites. L'état de déformation plastique effective s'écrit :

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\varepsilon}}_{11}^{p} = 0 \\ \dot{\tilde{\varepsilon}}_{22}^{p} = \dfrac{a^2 \tilde{\sigma}_{22} \dot{p}}{(1-d_{22})(R+R_0)} \\ \dot{\tilde{\varepsilon}}_{12}^{p} = \dfrac{\tilde{\sigma}_{12} \dot{p}}{2(1-d_{12})(R+R_0)} \end{cases} \tag{30}$$

où p est la déformation plastique cumulée, une fonction caractéristique du matériau, exprimée selon la formule :

$$p = \int_0^t \sqrt{4\left(\dot{\tilde{\varepsilon}}_{12}^{p}\right)^2 + a^2\left(\dot{\tilde{\varepsilon}}_{22}^{p}\right)^2}\, dt \tag{31}$$

I.2.3. Critères de rupture

Un critère de résistance est caractérisé par une fonction scalaire du tenseur des contraintes : $f(\sigma)$. Il n'y pas rupture du matériau tant que les contraintes au sein de ce matériau ne dépassent pas les contraintes ultimes. Un critère de rupture est donc une condition de type $f(\sigma) \leq 1$:

$$\begin{cases} f(\sigma) \geq 1 & \rightarrow \text{ rupture} \\ f(\sigma) < 1 & \rightarrow \text{ pas de rupture} \end{cases} \tag{32}$$

Lorsque $f(\sigma) = 1$, la limite à la rupture est atteinte, d'où le nom de "surface limite" ou "enveloppe de rupture" (Figure 9). Cette approche de la rupture ne tient pas compte des effets évolutifs d'endommagement comme décrit au paragraphe §I.2.2. L'application d'un critère de rupture nécéssite la connaisance des contraintes ultimes, paramètres qui peuvent être déterminés uniquement par voie expérimentale. Dans le cas des composites stratifiés à fibres longues, anisotropes par leur nature, les essais élémentaires à réaliser sont :

- traction sens long pour déterminer σ_{11}^{RT} (résistance à la rupture en traction sens fibres) ;
- compression sens long pour déterminer σ_{11}^{RC} (résistance à la rupture en compression sens fibres) ;
- traction sens travers pour déterminer σ_{22}^{RT} (résistance à la rupture en traction sens travers) ;
- compression sens travers pour déterminer σ_{22}^{RC} (résistance à la rupture en compression sens travers) ;
- cisaillement de la matrice pour déterminer τ_{12}^{R} (résistance à la rupture en cisaillement).

Ces essais uniaxiaux permettent de formuler des critères de rupture pour prédire la rupture du pli élémentaire.

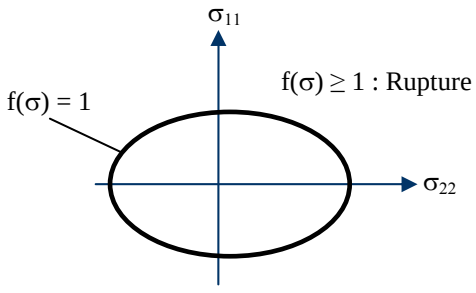


Figure 9. Critère de rupture.

Il existe de nombreuses expressions de la fonction $f(\sigma)$, les plus connues étant celles de Tsai-Hill, Tsai-Wu, Hashin, la contrainte maximale et la déformation maximale. Des critères comme :

- le critère de Tsai-Hill : $$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{R}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22}^{R}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R}}\right)^2-\frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{(\sigma_{11}^{R})^2}\le 1 \quad (33)$$

- le critère de la contrainte maximale : $$\begin{cases}\dfrac{|\sigma_{11}|}{|\sigma_{11}^{R}|}\le 1\ ; & \dfrac{|\sigma_{22}|}{|\sigma_{22}^{R}|}\le 1\ ; & \dfrac{|\sigma_{12}|}{|\sigma_{12}^{R}|}\le 1\end{cases} \quad (34)$$

- le critère de la déformation maximale : $$\begin{cases}\dfrac{|\varepsilon_{11}|}{|\varepsilon_{11}^{R}|}\le 1\ ; & \dfrac{|\varepsilon_{22}|}{|\varepsilon_{22}^{R}|}\le 1\ ; & \dfrac{|\varepsilon_{12}|}{|\varepsilon_{12}^{R}|}\le 1\end{cases} \quad (35)$$

ne distinguent pas les différents modes de rupture d'un pli. Il existe des critères qui font la distinction entre la rupture des fibres et la rupture de la matrice :

- critères de Hashin :

  - Rupture de fibres en traction ($\sigma_{11}\ge 0$) : $$\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{R\,T}}\le 1 \quad (36)$$

  - Rupture de fibres en compression ($\sigma_{11}<0$) : $$\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{R\,C}}\le 1 \quad (37)$$

  - Rupture de la matrice en traction ($\sigma_{22}\ge 0$) : $$\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22}^{R\,T}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R\,T}}\right)^2\le 1 \quad (38)$$

  - Rupture de la matrice en compression ($\sigma_{22}<0$) : $$\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22}^{R\,C}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R\,C}}\right)^2\le 1 \quad (39)$$

- critère de Yamada-Sun : Rupture de fibres : $$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{R}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R}}\right)^2\le 1 \quad (40)$$

- critère de Puck : Rupture de la matrice :
$$\left(\frac{\sigma_{11}}{2\sigma_{11}^{R\,T}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22}^{R\,T}\,\sigma_{22}^{R\,C}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R}}\right)^2+\sigma_{22}\left(\frac{1}{\sigma_{22}^{R\,C}}+\frac{1}{\sigma_{22}^{R\,T}}\right)\le 1 \quad (41)$$

Tous ces critères de rupture tiennent compte uniquement de l'état de contraintes planes (dans le repère du pli) négligeant ainsi les effets tridimensionnels. Peu de critères prennent en compte les contraintes dans l'épaisseur des stratifiés. Un exemple est le critère de Kim-Soni qui prévoit le délaminage des plis :

$$\frac{\sigma_{33}^2}{\sigma_{33}^{R\,T}\,\sigma_{33}^{R\,C}}+\frac{\sigma_{23}^2+\sigma_{13}^2}{\left(\tau_{12}^{R}\right)^2}+\sigma_{33}\left(\frac{1}{\sigma_{33}^{R\,T}}-\frac{1}{\sigma_{33}^{R\,C}}\right)\le 1 \quad (42)$$

L'apparition des différents modes de rupture du pli élémentaire ne signifie pas la rupture ultime de la structure composite. C'est pourquoi des critères modifiés ont été développés à partir des critères classiques pouvant ainsi prédire la rupture des stratifiés.

I.3. Assemblages boulonnés : solutions aéronautiques

I.3.1. Généralités

Une structure aéronautique est un véritable puzzle de pièces associées de diverses façons selon le type de matériau mis en œuvre. L'assemblage des différents composants structuraux métalliques et composites est réalisé selon deux principales techniques : collage et assemblage mécanique. En principe, le collage constitue une méthode d'assemblage structurellement plus efficace que l'assemblage mécanique. La présence des boulons ou des rivets dans les structures mécaniques réduit la surface effective des échantillons et introduit des concentrations de contraintes localisées tandis que le collage n'altère pas l'intégrité des matériaux assemblés et la répartition des contraintes s'effectue sur une plus grande surface (à condition de respecter certaines règles). Cependant, les impératifs industriels de durabilité, reproductibilité, contrôlabilité et maintenance interdisent souvent l'emploi des assemblages collés.

L'assemblage mécanique boulonné ou riveté est le mode d'assemblage le plus utilisé en aéronautique pour assurer les transferts d'effort entre pièces composites et/ou métalliques. Il est préféré aux autres modes d'assemblages quand des montages et démontages périodiques doivent intervenir pendant la vie de la structure ou lorsque le collage structural est impossible. Un exemple d'assemblage hybride composite/métallique faisant partie d'une structure aéronautique est présenté Figure 10. Comme déjà précisé au paragraphe §I.1, dans le cas des pièces composites et plus particulièrement des assemblages boulonnés composites, quelques considérations sont à prendre en compte :

- la faible adaptation aux concentrations de contraintes,
- la sensibilité aux efforts de perçage,
- le risque de corrosion galvanique avec les matériaux en contact de natures différentes,
- la reprise hydrique.

Ces différents aspects seront succinctement présentés ci-après :

La présence des trous habités chargés dans les structures mécaniques introduit des fortes concentrations de contraintes. L'anisotropie des composites, leur absence de ductilité et leur faiblesse inter laminaire spécifique génèrent une faible adaptation aux concentrations des contraintes. Celles-ci peuvent provoquer en bord de trou des fissurations de matrice, ruptures de fibres et même le délaminage des plis puisqu'il s'agit aussi de contraintes normales et de cisaillement dans l'épaisseur des stratifiés.

La mise en place d'assemblages boulonnés nécessite des opérations de perçage. Les caractéristiques des matériaux composites ont là encore une forte influence. Le perçage peut engendrer des endommagements en bord de trous tels que l'arrachement de fibres, le délaminage, la dégradation thermique, … [9-19]. En raison des concentrations de contraintes en bord de trou, certains de ces défauts de perçage peuvent se propager et constituer ainsi une source de défaillance de la structure. La façon de réaliser les opérations de perçage-alésage intervient donc d'une manière importante sur la qualité et les performances finales des assemblages. Les aspects particuliers concernant le perçage des composites stratifiés seront présentés au paragraphe §I.3.5.

Directement lié aux caractéristiques des composites et à leur sensibilité au perçage, le choix de fixations s'est avéré être une étape importante dans le processus de conception d'un assemblage composite. Pour des structures aéronautiques, les fixations sont montées de préférence avec faible jeu ([20],[21]), voire avec du serrage (interférence). Cependant, en raison du risque de délaminage de plis dans la zone de trou, l'interférence des fixations est prohibée pour les assemblages de plaques composites, cette méthode étant appliquée uniquement pour des cas exceptionnels. Un autre problème particulièrement aigü dans les zones d'assemblages est le risque de corrosion du fait des matériaux différents qui s'y côtoient (couples galvaniques) et des milieux corrosifs qui y séjournent (zones de confinement). Le risque de corrosion galvanique entre le carbone et

l'aluminium est évité avec une interface neutre en remplaçant les fixations en alliage d'aluminium par des fixations en alliage de titane ([22],[23]). En plus de cette solution, l'assemblage des pièces structurales entre elles se fait toujours avec une fine couche de mastic intercalaire pour assurer l'étanchéité mais aussi pour éviter les problèmes de "fretting corrosion". Les couches de mastic qui recouvrent les trous effectués dans les plaques composites ont également le rôle d'éviter l'absorption d'eau (la reprise hydrique) autour du joint lorsque l'assemblage fonctionne dans un milieu environnemental humide.

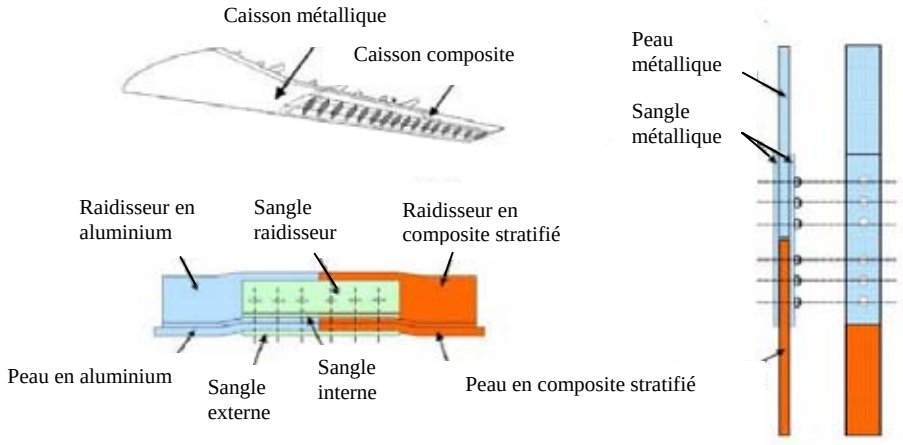


Figure 10. Cas test industriel : éléments d'assemblage d'un raidisseur pour une aile hybride métallique/composite.

L'utilisation des matériaux composites dans les structures aéronautiques soulève le problème des réparations lorsque celles-ci sont endommagées par impact. Les réparations (provisoires ou définitives) sont réalisées à l'aide de renforts métalliques boulonnés ou rivetés ou bien avec des renforts métalliques ou composites collés, associés éventuellement à un certain nombre de rivets (Figure 11). Cette dernière solution est utilisée notamment pour des panneaux composites fins. Les réparations constituent donc une des problématiques qui font l'objet des études sur les assemblages composite-métallique ou composite-composite avec pour objectif la diminution des concentrations de contraintes dues aux dommages (Piquet[10], Tembladar[24],[25]).

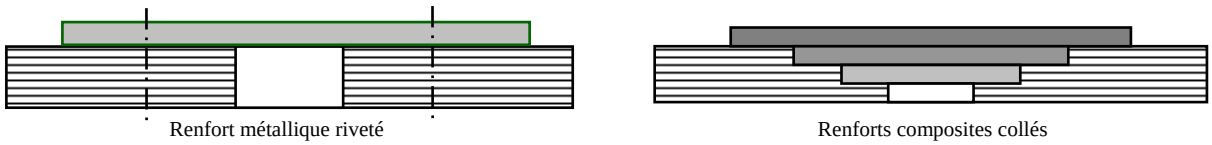


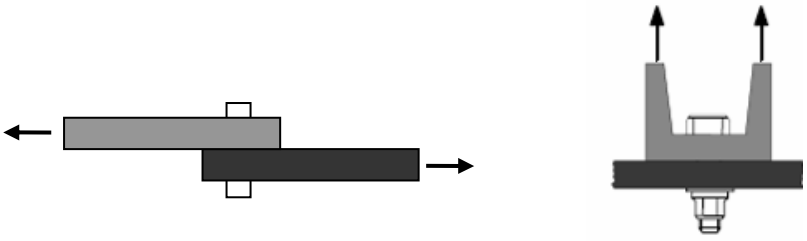
Figure 11. Réparations des plaques composites.

I.3.2. Types d'assemblages et modes de sollicitation

La plupart des assemblages mécaniques présents dans les structures aéronautiques sont des assemblages à fixations multiples. Les assemblages mécaniques peuvent être divisés en deux groupes : assemblages avec une seule rangée de boulons et assemblages à multiples rangées de boulons. Les assemblages non-critiques qui sont légèrement chargés nécessitent habituellement une seule rangée de boulons. Par contre, des assemblages aéronautiques comme par exemple les assemblages au niveau de la jonction aile/fuselage ou des surfaces de contrôle sont fortement sollicités en raison du chargement accumulé sur la surface aérodynamique. Dans ce dernier cas, la conception des assemblages avec multiples rangées de boulons permet de distribuer le chargement pour un transfert d'effort plus efficace.

Au cours d'un vol, un avion est soumis à des sollicitations thermiques, à des charges statiques et à des charges de fatigue. Les fixations impliquées dans les assemblages structuraux subissent ces sollicitations en traction ou

en cisaillement (Figure 12) et dans certains cas à la fois en traction et en cisaillement. Lorsque les assemblages boulonnés sont sollicités dans le plan, les efforts sont transmis d'une pièce à l'autre par cisaillement des fixations. Les assemblages boulonnés sollicités dans le plan et dont les composants sont des pièces planes ou quasi-planes, de relativement faible épaisseur sont appelés des éclissages.



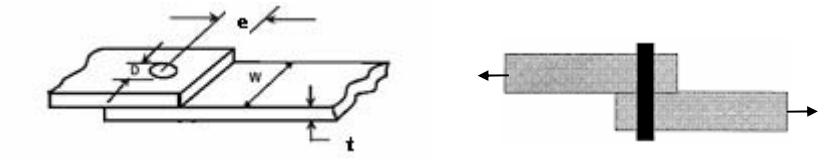
(a) cisaillement (b) traction

Figure 12. Modes de sollicitations des fixations.

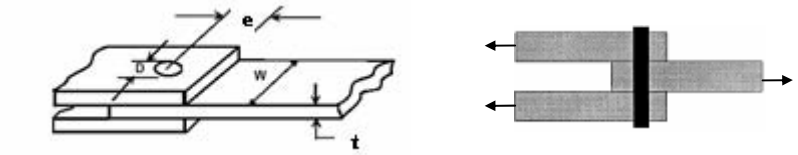
Il existe deux types d'éclissages :

- éclissages en simple cisaillement (ou à simple recouvrement),
- éclissages en double cisaillement (ou à double recouvrement).

Ces assemblages ainsi que la notation des dimensions associées sont présentés dans la Figure 13.



(a) éclissages en simple cisaillement



(b) éclissages en double cisaillement

Figure 13. Types d'assemblages.

L'assemblage par recouvrement simple est le plus simple et le plus efficace en termes de poids. Cependant la force résultante se traduit par un moment qui fait apparaître des déformations de flexion secondaire (Figure 14). Dans ce cas, les fixations tendent à se coucher davantage sous l'action des efforts transférés. L'assemblage par double recouvrement élimine le moment mais ajoute du poids supplémentaire.

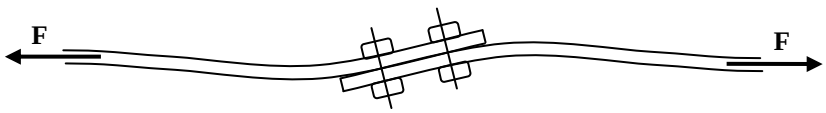


Figure 14. Flexion des assemblages en simple cisaillement.

Dans le cas des assemblages boulonnés des pièces composites, il faut prendre en compte :

- la rigidité du boulon qui est souvent inférieure à celle des plaques à assembler ;
- le matage de la paroi du trou par le boulon ;
- le perçage qui peut créer des fissurations au voisinage du trou et qui peuvent être le siège des concentrations de contraintes générant la rupture prématurée de l'assemblage ;

- l'orientation des plis dans la zone près du trou habité qui, dans certains cas, peut nécessiter des modifications afin d'éviter des problèmes d'arrachement de fibres.

Pour éviter les risques décrits ci-avant il faudrait renforcer les assemblages mécaniques au voisinage du trou habité. Un exemple est l'assemblage avec sangle qui est présenté Figure 15. Le renfort (la sangle) fait le lien entre les deux parties assemblées. Le matériau du renfort est souvent différent de celui des plaques composites. Le désavantage de ce type d'assemblage est l'ajout de poids lié au renfort et au boulon supplémentaire. Une autre solution consiste à augmenter l'épaisseur des composites dans les zones à proximité des trous (bossage, reprise de plis). De cette manière, le niveau de contraintes dans l'assemblage est réduit ce qui lui permet de subir des chargements plus élevés.

Les assemblages étudiés dans ce travail de thèse sont des assemblages à double cisaillement (métal/composite/métal) et ils seront présentés au chapitre §IV.

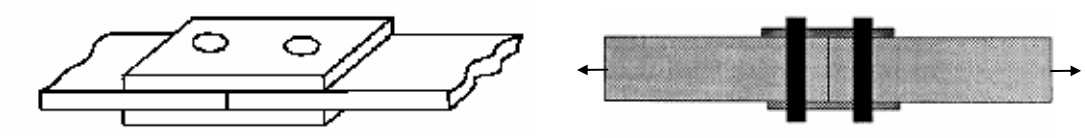


Figure 15. Assemblages avec sangle ("strapped bolted joints").

Dans les assemblages, les trous habités chargés sont soumis à un chargement en matage (F_m) transféré par la fixation et à un chargement (F_p) qui contourne le trou (charge passante dérivée) cf. Figure 16. Le dimensionnement de la structure et des fixations dépend du pourcentage de l'effort total qui transite dans chacune d'elles. Si ce transfert de charge est connu, chaque plaque peut être étudiée séparément en attribuant à chaque fixation l'effort qu'elle transmet. Ce travail de thèse se limite à une analyse locale (simplifiée) en étudiant des assemblages à fixation unique. Lorsque les boulons sont montés avec serrage, une partie de l'effort est transféré par frottement entre les parties constituantes de l'assemblage (Figure 17) ce qui permet de diminuer F_m.

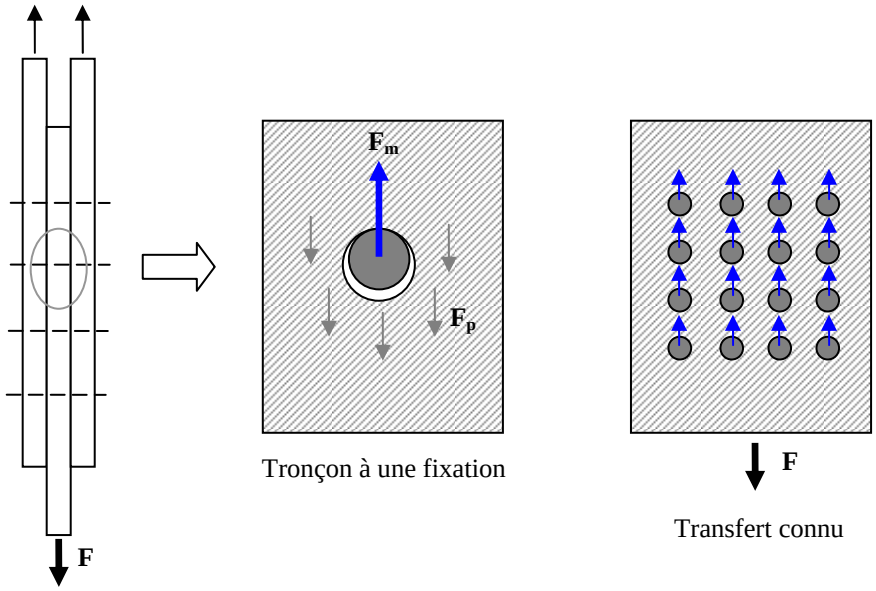


Figure 16. Transfert de charge.

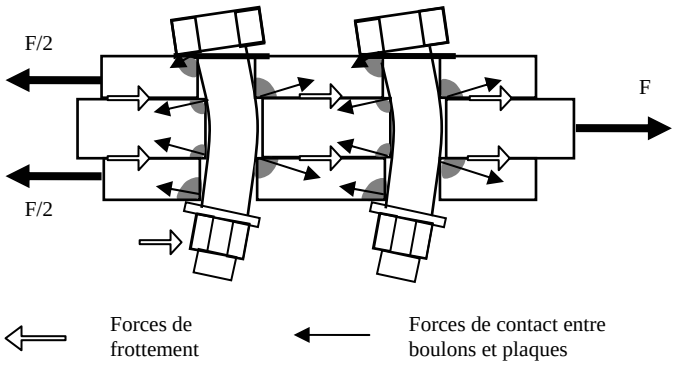


Figure 17. Frottement entre les constituants d'un assemblage.

I.3.3. Modes de rupture

En raison de l'anisotropie, les composites assemblés par des boulons ont des modes de défaillance souvent très complexes et différents de ceux des assemblages métalliques. Cependant, les modes de rupture macroscopiques peuvent être considérés comme similaires dans les deux cas d'assemblage. La Figure 18 présente différents modes de rupture des assemblages boulonnés à double recouvrement et fixation unique, sollicités en traction uniaxiale. Parmi ceux-ci, les quatre principaux modes de rupture des composites stratifiés sont :

- la rupture en traction (rupture au niveau de la section nette),
- la rupture en cisaillement,
- la rupture en orthotraction (ou clivage),
- la rupture en matage.

Dans le pré-dimensionnement des assemblages boulonnés, des formules simples permettent le calcul des contraintes moyennes pour ces différents cas de figure. Ces formules ainsi que les notations des principaux paramètres sont illustrées dans le Tableau 2. Lorsqu'une de ces contraintes arrive à un niveau critique, cela détermine le mode de rupture caractéristique de l'assemblage. Si plusieurs contraintes types atteignent leur valeur critique simultanément ou à très peu d'écart, des modes de rupture combinés peuvent se produire (clivage-traction, matage-traction, …). La prédilection pour un mode particulier de rupture est principalement liée à la géométrie de l'assemblage, mais dans le cas des composites stratifiés, la séquence d'empilement joue également un rôle important.

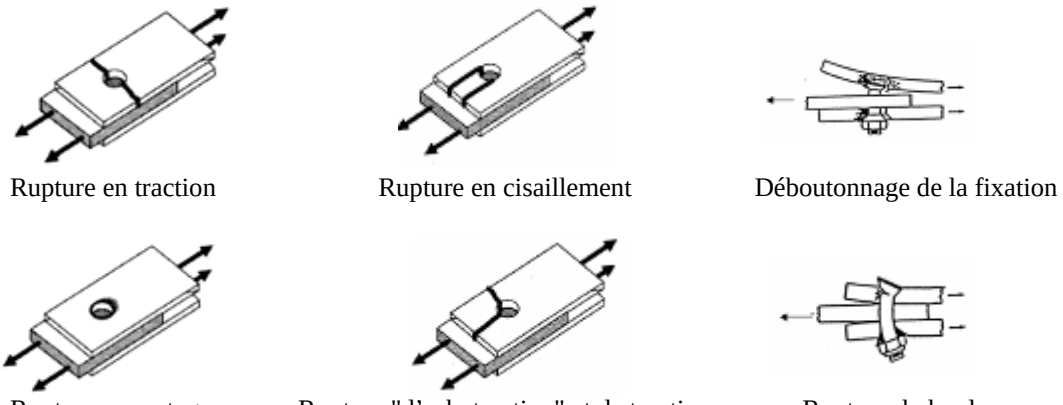


Figure 18. Principaux modes de rupture des assemblages boulonnés métalliques à double recouvrement.

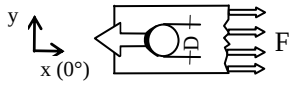
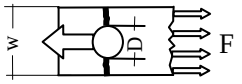
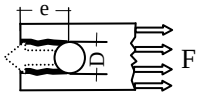
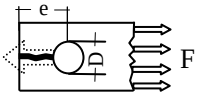
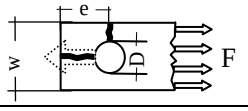
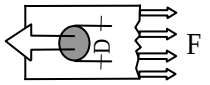
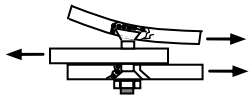
Mode de rupture	Formule	Principales conditions favorables
	Matage $\sigma_x^c \leq F/(Dt)$	- épaisseur *t* insuffisante / influence de l'orientation des plis
	Traction $\sigma_x^t \leq F/[(w-D)t]$	- largeur *w* insuffisante / influence de l'orientation des plis
	Cisaillement $\sigma_{xy} \leq F/(2et)$	- distance *e* insuffisante - nombre de plis à ±45° insuffisant
	Clivage $\sigma_y^t \leq F/[(e-D/2)t]$	- nombre insuffisant de plis à 90° - distance *e* insuffisante
	Clivage-traction $\sigma_x^t(w-D)+\sigma_{xy}e \leq 2F/t$	Mode combiné de rupture - nombre de plis à 90° et 0° insuffisant - largeur *w* et distance *e* insuffisantes
	Cisaillement du boulon $\tau_{boulon} \leq 4F/(\pi D^2)$	- diamètre *D* du boulon insuffisant
	Déboutonnage du boulon	- forme de la tête du boulon - faible rigidité (épaisseur) du composite

Tableau 2. Modes de rupture des assemblages - Calcul des contraintes moyennes (pré-dimensionnement des assemblages métalliques) et principales conditions favorables à leur apparition.

La rupture en traction (au niveau de la section nette) est directement liée à la réduction de la surface effective de l'échantillon due à la présence du trou. La rupture en traction nette ne se produit pas nécessairement à 90° par rapport à la direction de sollicitation [20]. Ce mode de rupture peut être évité en augmentant la largeur de la plaque composite par rapport au diamètre du trou (le rapport *w/D*) ainsi que la proportion des plis à 0° par rapport au chargement. Généralement un rapport $w/D > 6$ est suffisant pour s'assurer contre la rupture en traction du stratifié.

La rupture en cisaillement est déterminée par des contraintes de cisaillement agissant dans la direction de chargement, dans deux plans parallèles et tangents au trou (Figure 18). Ce mode de rupture apparaît notamment lorsque la distance jusqu'au bord libre de la plaque intermédiaire, notée *e* est faible. La rupture en cisaillement du stratifié peut être évitée en augmentant le rapport *e/D* (généralement $e/D \geq 3$) et la proportion des plis à ±45° par rapport à la direction de sollicitation.

La rupture en orthotraction est rare mais elle apparaît surtout quand le taux de fibres orientées dans la direction de sollicitation (0°) est élevé et le nombre de plis à 90° est insufisant.

Les trois modes de rupture décrits ci-avant : rupture en traction, cisaillement et orthotraction sont considérés comme modes de rupture catastrophiques. Ceci est dû au fait que les composants de l'assemblage sont définitivement séparés et la liaison ne peut plus assurer son rôle de transfert de charge. Contrairement à ces modes de rupture, la rupture en matage est un mode préférentiel de rupture en raison de son caractère progressif. Il s'agit d'un phénomène d'accumulation d'endommagements de compression sur le bord chargé du trou, qui est associé à des modes de rupture microscopiques : ruptures de fibres, fissuration de la matrice,

délaminage, … [26-36]. Malgré ses avantages, dans certains cas, le dimensionnement en matage pur des composites est à éviter en faveur d'un mode de rupture catastrophique, notamment en traction nette. En effet, la rupture en matage peut générer des problèmes de maintenance aéronautique liés à l'usure du trou, à la fuite du combustible et à la rupture des fixations en fatigue.

Les assemblages qui font l'objet de ce travail de thèse sont des assemblages de type métal/composite/métal dimensionnés pour produire une rupture par matage du stratifié carbone/époxy (chapitre §IV). Une étude bibliographique sur le phénomène de matage et les différents facteurs qui influent la contrainte de matage dans les composites stratifiés est présentée au paragraphe suivant §I.3.4.

I.3.4. Rupture par matage des composites stratifiés

I.3.4.a. Description du phénomène de matage

Le matage représente l'écrasement localisé de la matière dû à un champ de pression trop élevée dans une zone de contact entre deux pièces (Figure 19). Le matage correspond pour les matériaux métalliques à une déformation plastique. Dans le cas des composites stratifiés à fibres longues, la déformation inélastique due au matage se traduit par des phénomènes complexes d'endommagement des fibres et de la matrice. Le risque de matage apparaît souvent lors de l'utilisation des dispositifs de fixation de type rivet ou boulon (Figure 20).
Des chercheurs comme Ireman[26], McCarthy[27], Lowlor[30], Xiao[31], Starikov[33], Wang[38], ont réalisé des études sur la phénoménologie d'endommagement par matage dans des stratifiés à fibres de carbone et matrice époxy. Ils ont mis en évidence la nature progressive de la rupture par matage, le fait que ce type de rupture survient suite à une accumulation de dommages localisés en bord de trou. Parmi les nombreuses études sur des problématiques liées aux assemblages boulonnés des pièces composites, uniquement les travaux les plus récents sur le matage du carbone/époxy seront présentés par la suite.

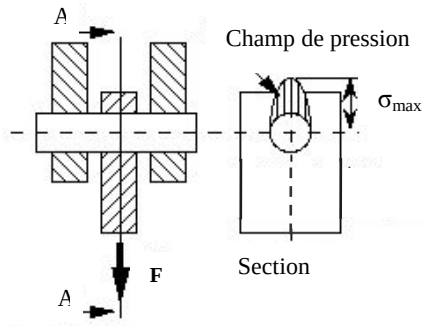


Figure 19. Pression de matage.

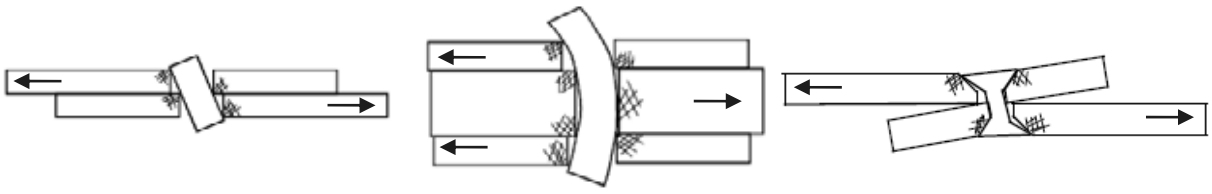


Figure 20. Exemples d'endommagement par matage sur matériaux métalliques.

Wang et al.[38] ont étudié la réponse en matage des stratifiés carbone/époxy référence T800H/3900-2 sollicités en deux modes différents : matage pur (en anglais "pin-loading") et matage au sein d'assemblages avec serrage (en anglais "bolt-loading") (Figure 21). Ils ont trouvé que les ruptures en compression sont à l'origine des

fissures en cisaillement dans l'épaisseur des stratifiés. Ces dernières constituent le principal mode de défaillance conduisant à la rupture finale par matage. Ils ont également établi que les supports latéraux (ou contre-plaques - Figure 21b) et le serrage appliqué limitent la propagation des fissurations dues au cisaillement, d'où leur rôle essentiel dans le comportement en matage des stratifiés.

Xiao et Ishikawa[31] ont étudié le matage des stratifiés quasi-isotropes à fibres de carbone IM sollicités au sein d'assemblages avec serrage et ont décrit "macroscopiquement" la rupture par matage comme succession de plusieurs phases : endommagement localisé en bord de trou, augmentation de la zone endommagée, rupture locale puis rupture finale à l'échelle de la structure. Ils ont trouvé que les modes dominants de rupture par matage sont dus à des flambages par paquets de fibres à 0° par rapport à la direction de sollicitation et du délaminage. La rupture finale apparaît comme conséquence majeure de la fissuration dans l'épaisseur du stratifié due au cisaillement hors plan et du délaminage à grande échelle (très étendu). Ils ont également conclu que la résistance en matage des stratifiés dépend des supports latéraux (confinement des plaques) et des caractéristiques mécaniques de la matrice.

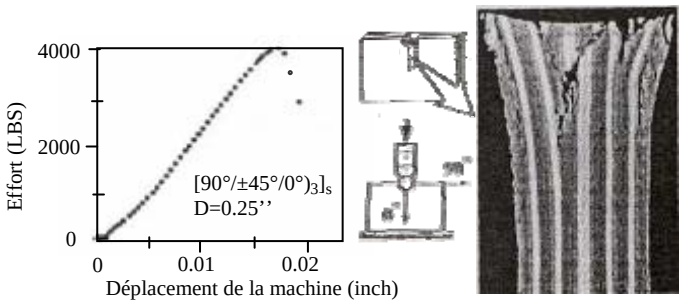
Ireman et al.[26] ont réalisé une vaste campagne expérimentale sur des assemblages composite-métallique en simple cisaillement dans différentes configurations : une ou deux rangées de boulons, boulons avec tête fraisée ou pas, assemblages avec ou sans serrage, assemblages avec ou sans supports latéraux pour éviter la flexion secondaire. Le comportement en matage des stratifiés carbone/époxy (référence HTA7/6376) quasi-isotropes a été analysé dans le cas d'un assemblage sans serrage et avec supports latéraux (Figure 22). Le processus d'endommagement par matage a été caractérisé par :

- des fissurations matricielles dans les plis situés vers l'extérieur des stratifiés à des faibles niveaux de chargement (à environ 25% de la charge à la rupture) avant que des non-linéarités n'apparaissent sur les courbes d'essais ;
- des ruptures de fibres (à 35% de l'effort à la rupture) en compression (flambement) en commençant avec les fibres à 0° par rapport à la direction de traction ;
- des délaminages.

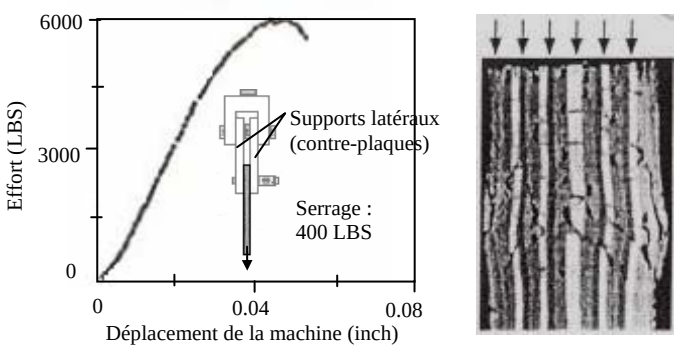
Lorsque les assemblages boulonnés sont sollicités en fatigue, l'évolution de l'endommagement par matage est différente. En plus des dommages qui surviennent généralement lors des sollicitations quasi-statiques, il existe des modes typiques d'endommagement en fatigue : l'usure du trou, des dommages créés sur la paroi du trou en raison du contact avec le boulon, l'initiation et l'augmentation des délaminages autour du trou et les fissurations en cisaillement affectant plusieurs plis (Starikov[33]). La Figure 23 montre des délaminages et des fissurations dans l'épaisseur du stratifié développés pendant la sollicitation en fatigue d'un assemblage boulonné. En raison du frottement, des dommages thermiques peuvent apparaître d'où les recommandations de faible fréquence de sollicitation (inférieure à 10 Hz suivant l'amplitude de la charge appliquée).

Des études sur des problématiques liées au phénomène de matage ont été réalisées par de nombreux autres auteurs. Différents facteurs influents sur le comportement en matage des stratifiés ont également été mis en évidence :

- la géométrie des plaques composites,
- la stratification (séquence d'empilement des plis),
- le serrage du boulon,
- le jeu boulon/trou (Mc Carthy[29]),
- la position de la rondelle d'appui sous la tête du boulon (Tong[39]),
- les défauts de perçage,
- les caractéristiques de la résine (Xiao[31]), le procédé de fabrication, etc.



(a) Matage pur



(b) Matage au sein des assemblages avec serrage

Figure 21. Réponse en matage des stratifiés T800H/3900-2 [(90/±45/90)$_3$]$_s$ [38].

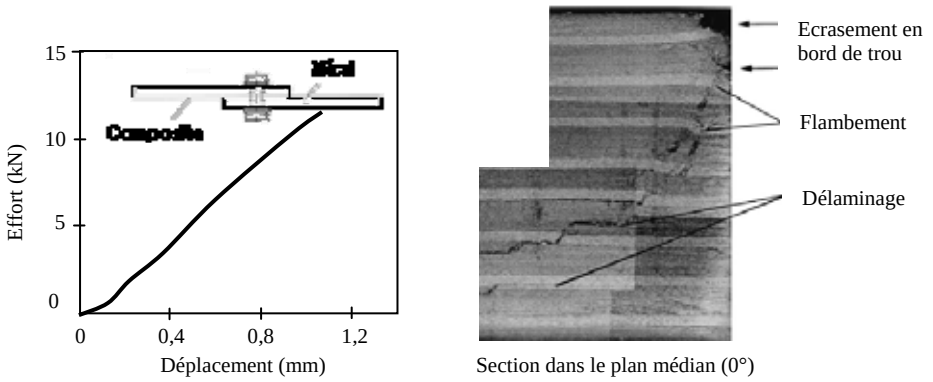


Figure 22. Réponse en matage des stratifiés HTA7/6376 sollicités au sein des assemblages en simple cisaillement.

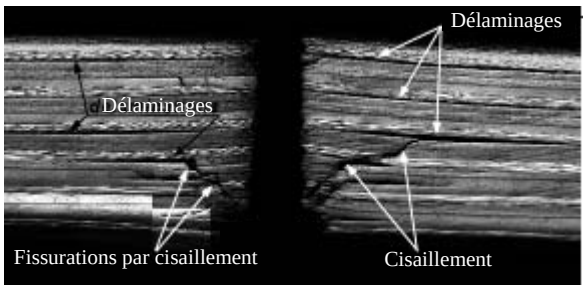


Figure 23. Endommagement par matage en fatigue [33].

I.3.4.b. Influence de la géométrie des stratifiés

Plusieurs éléments de la géométrie des stratifiés interviennent dans le mode de rupture des assemblages et sur le niveau de la contrainte dans le stratifié : le rapport *D/t* (diamètre du trou en rapport avec l'épaisseur de la plaque), le rapport *D/w* (le diamètre relatif du trou, en rapport avec la largeur de la plaque), le rapport *e/D*, avec *e* la distance jusqu'au bord libre de l'éprouvette et le rapport *w/D*.

- Influence du rapport *D/t*

Le facteur qui joue le rôle le plus important dans l'apparition et la résistance au phénomène de matage est l'épaisseur des plaques à assembler. De manière générale, le diamètre du boulon est choisi plus grand que l'épaisseur de la plaque afin d'éviter la rupture du boulon. Cependant, pour une largeur de la plaque (*w)* identique, ce choix est fait au détriment de la résistance mécanique de l'assemblage. Une étude menée par Munjal[40] montre que lorsque le rapport *D/t* passe de 1 à 0,69 (diminution du diamètre *D* du boulon et épaisseur *t* constante), la résistance de l'assemblage augmente de 14,5% tandis que lorsque *D/t* passe de 1 à 3 (augmentation du diamètre du boulon), la diminution de résistance est de l'ordre de 28,7%.

- Influence du rapport *D/w* sur la contrainte à la rupture

La Figure 24 montre l'efficacité de l'assemblage en fonction des dimensions de la plaque. Pour des faibles valeurs du diamètre relatif du trou (*D/w* faible), la rupture de l'assemblage se produit par matage. Cependant, au-delà d'un facteur limite *w/D*, la contrainte de matage n'augmente plus avec la largeur *w* du stratifié ([41],[42]) (Figure 25). Lorsque la largeur de la plaque est réduite par rapport au diamètre du trou (*D/w* élevé), il y a rupture du stratifié en traction nette (§I.3.3).

La résistance maximale s'obtient généralement pour un rapport *w/D* = 3 (ou *D/w* compris entre 0,2 et 0,4) mais la limite entre la rupture en traction et la rupture en matage dépend principalement de la stratification. D'autres facteurs liés au design de l'assemblage jouent également dans le basculement entre les deux modes de rupture : l'effort de serrage, les dimensions des rondelles, la forme de la tête du boulon.

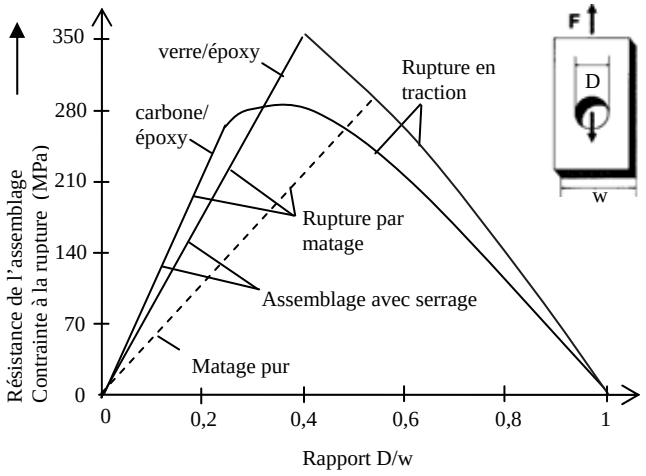


Figure 24. Influence du rapport D/w sur l'efficacité de l'assemblage [42].

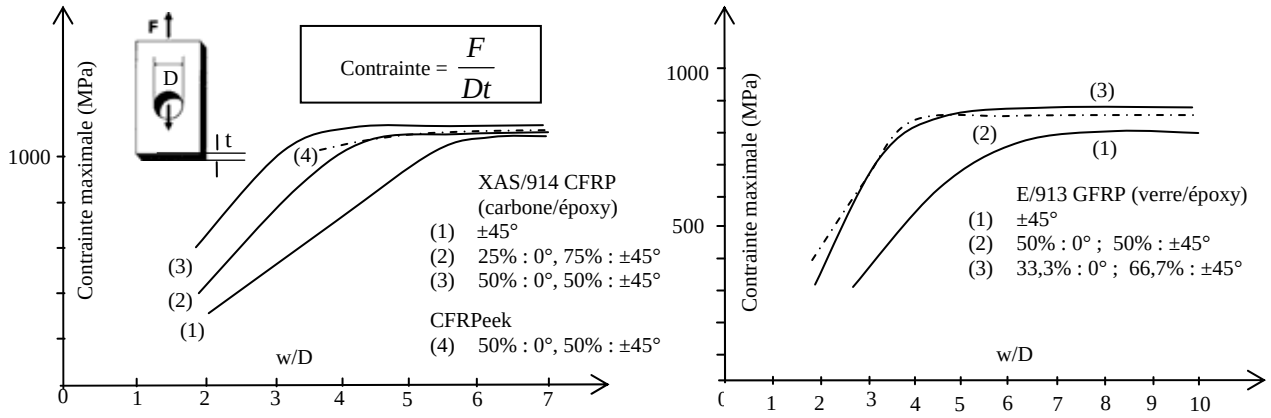


Figure 25. L'influence du rapport w/D sur la contrainte maximale [42].

- Influence du rapport *e/D* sur la contrainte de matage

Pour un rapport *e/D* trop faible, il y a risque de rupture de l'éprouvette en cisaillement, en orthotraction ou en orthotraction/traction. Lorsque le rapport *e/D* est élevé et la largeur et l'épaisseur de l'éprouvette sont suffisantes, la rupture se produit par matage. La Figure 26 montre l'effet du rapport *e/D* sur la contrainte à rupture pour différentes stratifications. Généralement, pour des stratifiés quasi-isotropes, l'augmentation du rapport *e/D* au-delà de 3,5 ne détermine pas une contrainte de matage plus élevée ([41],[42]).

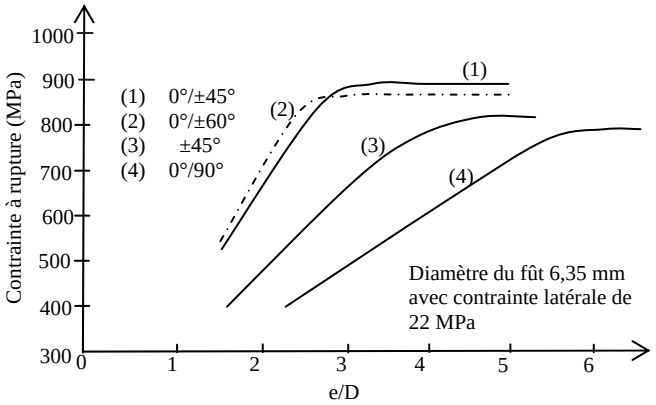


Figure 26. L'influence du rapport e/D sur la contrainte à rupture [42].

I.3.4.c. Influence de la stratification

La Figure 27 illustre la contrainte maximale de matage pour des stratifiés qui ont différentes séquences d'empilement. Les résultats mettent en évidence l'influence de la position des plis à 0° dans l'épaisseur des stratifiés : la présence de blocs de plis à 0° entraîne la diminution de la résistance au matage notamment lorsqu'ils sont placés à la surface des stratifiés. La Figure 28 illustre également l'effet de la stratification sur la résistance des assemblages boulonnés. Sur cette figure, l'axe des ordonnées représente le rapport entre la charge maximale (F_{max}) subie par l'assemblage et la charge à la rupture d'un pli non troué (F_f), tandis que l'axe des abscisses est le rapport *w/D*. Les résultats montrent que le stratifié quasi-isotrope est le plus résistant et que pour des trous de faible diamètre relatif, le mode prédominant de rupture est la rupture en matage.

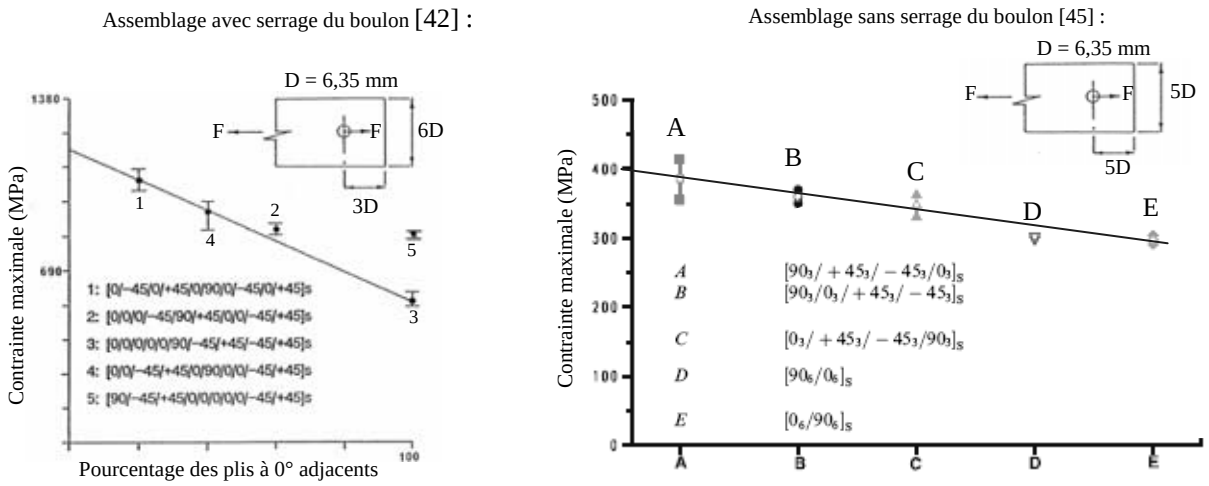


Figure 27. Influence de la séquence d'empilement sur la contrainte maximale dans un assemblage avec serrage [42] ou sans serrage du boulon [45].

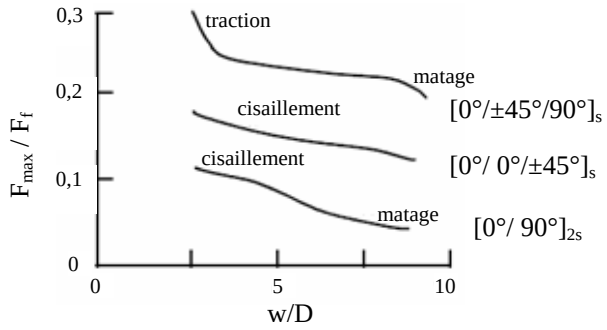


Figure 28. Influence de la stratification et du diamètre relatif du trou sur la résistance et le mode de rupture de l'assemblage.

Lorsque les structures composites sont soumises à des contraintes de matage élevées, quelques règles liées à la séquence d'empilement des stratifiés doivent être respectées :

- pas de blocs de plis avec la même orientation ;
- ne pas placer les plis à 0° à la surface du stratifié ;

I.3.4.d. Influence du serrage du boulon

De nombreux auteurs ont montré que le comportement en matage des composites stratifiés est nettement amélioré par le serrage appliqué aux assemblages boulonnés ([27],[28],[31],[34],[36],[38],[42],[43],[45]). Xiao et Ishikawa[31] ont mis en évidence le rôle du serrage des assemblages mixtes avec des rondelles situées d'un coté et de l'autre du stratifié (rondelles interposées entre la plaque composite et les deux plaques métalliques). Pour ce type d'assemblage avec serrage (12-13 kgf/cm), trois zones d'endommagement ont été distinguées :

- endommagement en bord de trou (dans la zone de contact boulon/paroi du trou) ;
- endommagement dans la zone de serrage (flambement de fibres à 0°, fissurations en cisaillement, délaminages) ;
- endommagement en dehors de la zone de serrage qui apparaît lorsque l'endommagement dans la zone de serrage (zone située à l'interface rondelle/plaque) atteint un certain niveau de saturation (des dommages à plus grande échelle comme par exemple les délaminages) qui entraîne la chute très rapide de la résistance de l'assemblage.

En raison du serrage appliqué, les rondelles minimisent les déformations hors plan et l'endommagement en compression se propage dans le plan, suivant la direction de sollicitation de manière progressive.

La Figure 29 illustre l'influence du serrage sur la contrainte de matage maximale pour différentes configurations d'assemblages et différentes stratifications. Plusieurs constats peuvent être faits pour les assemblages avec préserrage du boulon :

- La précontrainte (le préserrage) augmente le niveau de la contrainte de matage !
- Pour les assemblages par simple recouvrement, la contrainte de matage est inférieure à celle des assemblages par double recouvrement !
- La contrainte de matage dépend de la séquence d'empilement, de l'épaisseur du stratifié ainsi que de la dimension de la rondelle !
- La présence des boulons à tête fraisée diminue la contrainte de matage ; l'influence est moindre avec l'augmentation de l'épaisseur relative du stratifié.

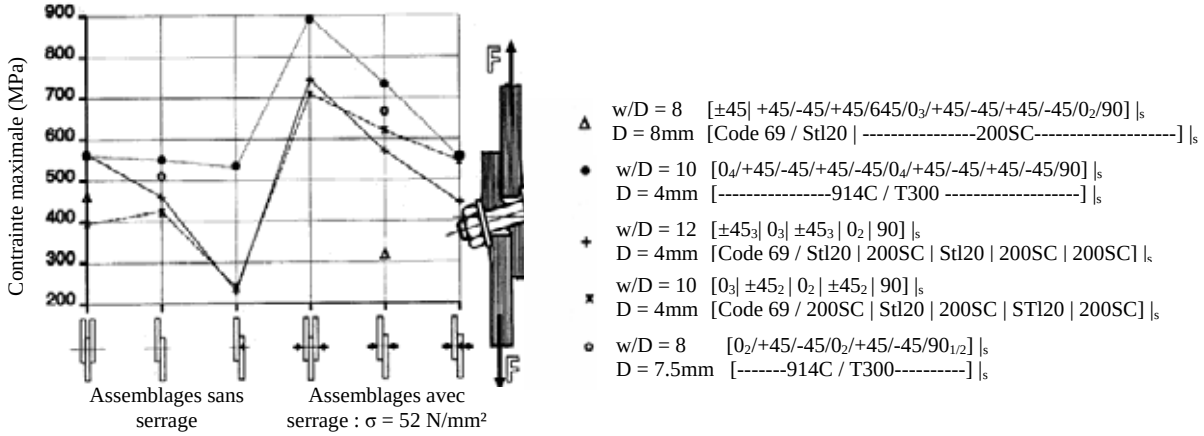


Figure 29. Influence du serrage sur la contrainte maximale pour différentes configurations d'assemblage [42].

Ce phénomène d'amélioration de la tenue au matage avec le serrage a des limites : au-delà d'un certain niveau de la contrainte de serrage, la résistance de l'assemblage n'augmente plus (saturation) ([28],[46]). Le maximum d'efficacité est atteint à partir d'environ 20 MPa de contrainte de serrage (Figure 30).

L'influence du serrage a été également mise en évidence dans le cas des assemblages sollicités en fatigue [35]. En effet, les contraintes latérales (support, rondelles, ou même un simple confinement) permettent de limiter et aussi de retarder les délaminages, la propagation des ruptures en compression etc. d'où le meilleur comportement des stratifiés. Wang et al.[38] ont souligné le rôle des supports latéraux qui permettent de rendre ou transformer un mode de rupture catastrophique en un mode de rupture progressif. Cet effet est en grande partie dû au fait que les supports latéraux limitent la propagation des fissures en cisaillement, fissures qui constituent le mode d'endommagement en matage le plus pénalisant.

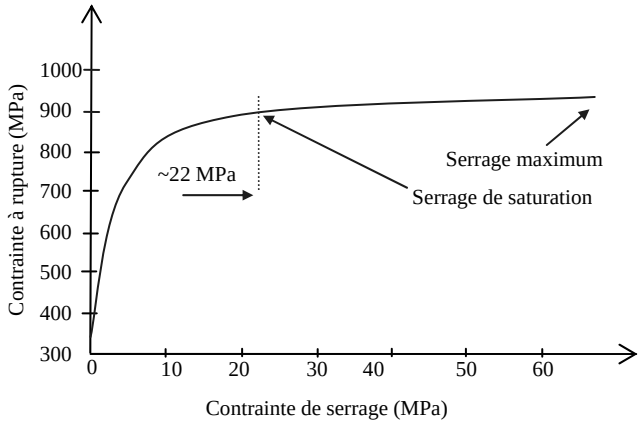


Figure 30. Effet du serrage sur la contrainte à rupture.

L'utilisation des assemblages avec serrage implique également d'autres problématiques liées à l'influence de la taille de la rondelle et l'influence de la position de la rondelle (Figure 31) avec la recommandation d'utiliser des rondelles ajustées au diamètre du boulon (jeu minimal entre la rondelle et le boulon) [39].

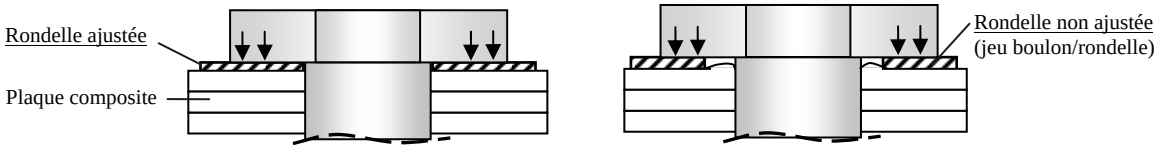


Figure 31.Position de la rondelle dans un assemblage boulonné.

I.3.4.e. Influence des défauts de perçage

Le mode de perçage des trous peut générer dans les plaques stratifiées des défauts comme par exemple : arrachements de fibres et de la matrice en bord de trou, délaminages, rugosités sur la paroi du trou, dégradations thermiques dans la résine (Persson[15], Ho-Cheng[16], König[19]). Ces défauts peuvent entraîner la diminution de la résistance mécanique des stratifiés sollicités en matage. Persson[15] a montré l'influence des dommages dus au perçage sur la tenue en statique et en fatigue des stratifiés en carbone/époxy. Dans leur étude, trois procédés ont été utilisés pour percer sans appui des stratifiés quasi-isotropes de 5 mm d'épaisseur. Les stratifiés les plus endommagés (taille de défauts de l'ordre du diamètre du trou) ont montré en statique une diminution de résistance en matage d'environ 11% par rapport à ceux qui ne présentaient pas de défauts de perçage. Les résultats en fatigue ont été similaires : après un million de cycles, la résistance en matage (contrainte au pic) a diminué de 19% pour un stratifié avec des défauts initiaux par rapport à un stratifié sain.

I.3.4.f. Critères de rupture en matage

Cf. §I.3.4.a, l'endommagement par matage est un phénomène complexe, de nature progressive. De ce fait, il est difficile de définir un critère de rupture en matage, critère qui puisse déclarer la structure rompue ou pas. Plusieurs types de critères ont été répertoriés :

- les critères basés sur la déformation permanente du trou appelée ovalisation ;
- les critères basés sur la perte de rigidité de l'assemblage ;
- les critères basés sur le niveau maximal de la contrainte de matage.

La Figure 32 illustre une courbe type d'essai de matage sur un stratifié ainsi que les paramètres présents dans les différents critères de rupture en matage.

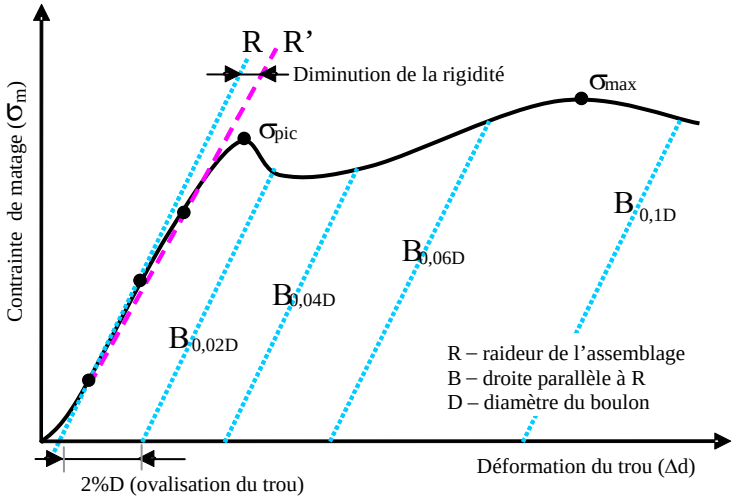


Figure 32. Courbe type d'essai de matage.

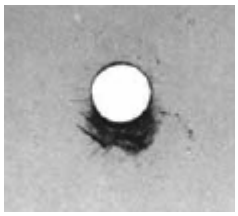


Figure 33. Cliché rayons X d'un stratifié carbone/époxy endommagé par matage à 60% de la charge ultime (Xiao[31]).

Les critères basés sur l'ovalisation du trou considèrent que l'assemblage est rompu en matage lorsque la déformation permanente du trou atteint un certain niveau variant de 0,5% à 10% du diamètre initial du trou (0,5%D à 10%D) selon les sources. Certains auteurs définissent la rupture en matage à un faible niveau de déformation : 0,5%D ou 2%D ([28],[29]) tandis que d'autres ([15],[41]) considèrent la structure rompue pour des valeurs plus importantes (4%-10%). Il faut noter que pour de telles déformations, le niveau d'endommagement dans les composites stratifiés est déjà important dans la zone de contact boulon/trou (Figure 33) et la rigidité de la liaison peut être fortement réduite. Ce type de critère peut être amélioré en le combinant avec un critère de contrainte maximale ou de perte de rigidité pour mieux rendre compte de l'état d'endommagement de la pièce composite. Cependant, le critère basé sur le niveau de déformation du trou, éventuellement doublé d'un autre critère de contrainte maximale est satisfaisant pour les industriels parce qu'il permet d'éviter les déformations non souhaitées à l'échelle de la structure. En pré-dimensionnement (en première approximation), la contrainte maximale admissible au matage est considérée égale à 500 MPa pour un stratifié quasi-isotrope renforcé de fibres de carbone (avec V_f = 0,6) et 300 MPa pour un stratifié renforcé de fibres de verre (V_f = 0,6).

A part ces critères de rupture en matage, il existe de nombreux critères de rupture des plaques trouées habitées ou non habitées. Ils sont basés sur trois principaux types d'approche : mécanique de la rupture, endommagement progressif ou bien les critères "point-stress". Cette dernière approche sera présentée succinctement parce qu'elle constitue le point de départ pour d'autres critères de rupture en matage des stratifiés.

Whitney et Nuismer[48] ont proposé deux critères de rupture : le critère du "point stress" et le critère "average stress" (contrainte moyenne). Le critère du "point stress" est basé sur le principe suivant : la rupture arrive lorsque la contrainte à une longueur caractéristique x_c par rapport au bord du trou atteint une valeur égale à la contrainte à la rupture du matériau non troué σ_u (Figure 34). Cette distance caractéristique est un paramètre déterminé à l'aide des données expérimentales. Elle varie en fonction du rayon du trou, de la séquence d'empilement et du nombre de couches dans chaque direction. Le critère "average stress" est basé sur le même principe à la différence qu'il prend en compte la moyenne des contraintes sur la distance caractéristique.

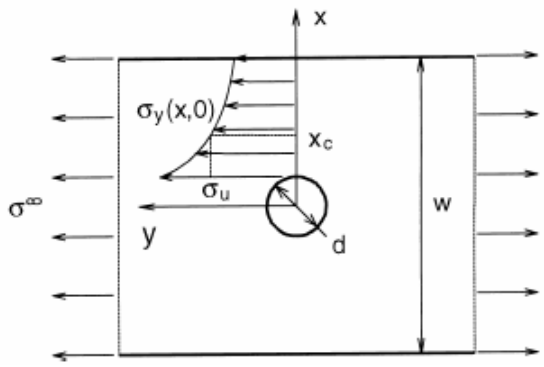


Figure 34. Critère de rupture en bord de trou proposé par Whitney et Nuismer [48].

Actuellement, de nombreux auteurs utilisent une courbe basée sur les distances critiques de traction nette au droit du trou (R_{0t}) et de compression face au trou (R_{0c}) cf. Figure 35. Cette courbe est appelée "courbe

caractéristique" et elle est définie par une fonction cosinus. Chang, Scott et Springer[49] ont utilisé un critère de type fonction cosinus combiné avec un critère de rupture proposé originellement par Yamada[50] :

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{R}}\right)^{2}+\left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{R}}\right)^{2}<1 \tag{43}$$

où σ_{11}^{R} est la résistance à la rupture sens long d'un pli UD et τ_{12}^{R} est la résistance au cisaillement. Le critère de Yamada est en effet le critère de Tsai-Hill simplifié (les termes de résistance sens travers et biaxial sont élliminés – voir §I.2.3). La courbe caractéristique peut être définie à l'aide de trois paramètres :

$$r_c(\alpha)=\frac{D}{2}+R_{0t}+(R_{0c}-R_{0t})\cos\alpha \tag{44}$$

avec α, l'angle mesuré par rapport à la direction de sollicitation et compris dans l'intervalle [-π/2, +π/2]. Selon le critère de Chang[49], la rupture de l'assemblage survient lorsque le critère de Yamada est atteint dans un point de la courbe caractéristique au niveau de chaque pli (Figure 35). Les valeurs des contraintes locales sur la courbe caractéristique peuvent être déterminées par des méthodes de calcul numérique. Le mode de rupture de l'assemblage dépend de l'emplacement du point P(r_c,α) où le critère est atteint sur la courbe caractéristique (Figure 36). La rupture en matage surviendrait selon le critère de Chang lorsque le point P est situé entre -15° et +15° par rapport à la direction de sollicitation. Les auteurs soulignent également le rôle significatif de la stratification de la plaque et le rapport *D/t* (diamètre sur épaisseur de la plaque) sur le mode de rupture et la résistance de l'assemblage.

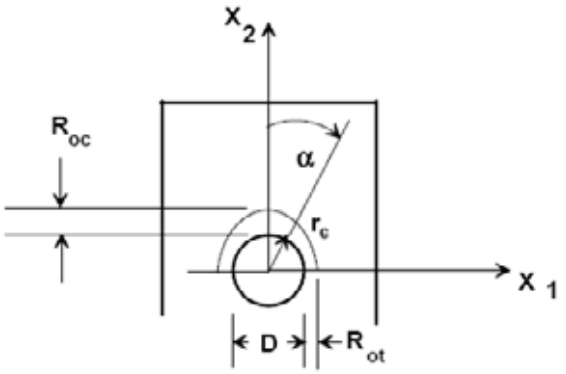


Figure 35. Distances caractéristiques du critère de rupture en bord de trou (Chang [49]).

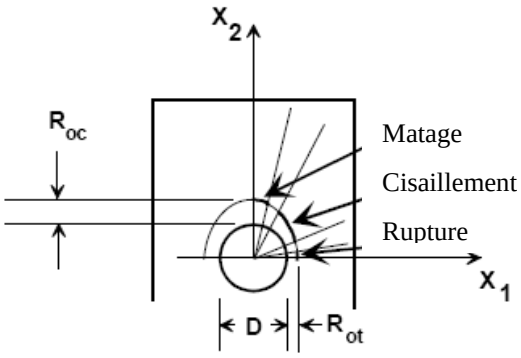
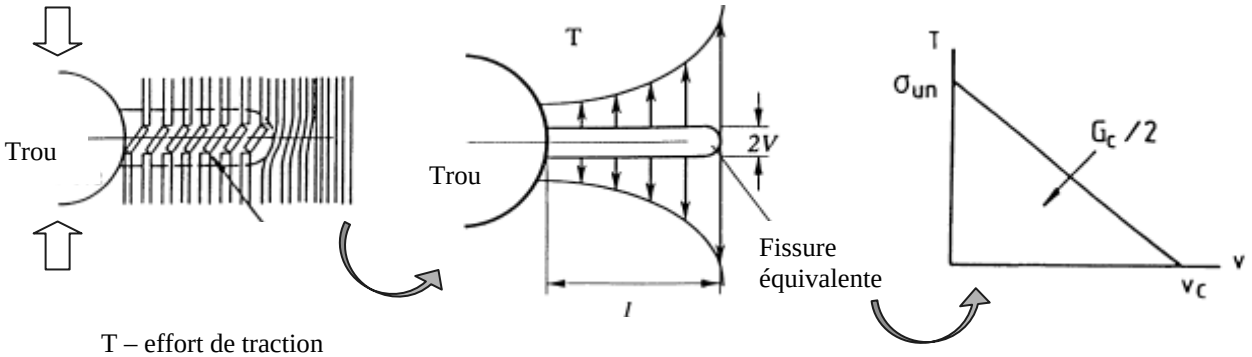


Figure 36. Régions des différents modes de rupture du trou selon le critère de Chang [49].

Tous les critères évoqués auparavant sont basés essentiellement sur l'évaluation de l'état de contraintes ou de déformations des plaques composites. Récemment, la méthode appelée "méthode de la zone cohésive" a été appliquée sur des stratifiés sollicités au sein d'assemblages boulonnés (Hollmann[51], Soutis[52]). Cette méthode

permet de modéliser la rupture (délaminage, rupture de fibres, …) par l'introduction d'éléments spéciaux appelés éléments "cohésifs" où l'on gère la loi de comportement. L'énergie de rupture est l'aire sous la courbe de comportement définie. Plus précisément, la méthode de la zone cohésive consiste dans le remplacement de la déformation non élastique associée à des phénomènes de plasticité, micro-flambage et délaminage par une ligne de fissuration et de supposer une certaine allure de la loi contrainte-déplacement pour les faciès de rupture (Figure 37). Les résultats obtenus sur des stratifiés troués non-habités sont encourageants et la méthode commence à être également appliquée sur des stratifiés troués habités (Hollmann[51]).



T – effort de traction
l – longueur de la fissure équivalente
2v – déplacement de fermeture de la fissure
v_C – déplacement critique
G_C – la valeur critique du taux de restitution d'énergie

Figure 37. Principe du modèle de la "zone cohésive" [52].

I.3.5. Perçage des composites stratifiés

L'extension de l'utilisation de structures composites soulève de plus en plus de questions sur le problème des assemblages et de la bonne maîtrise du comportement mécanique. Afin d'être assemblées au sein des structures mécaniques, les pièces composites nécessitent diverses opérations d'usinage (détourage, perçage…). Le perçage des composites et notamment des stratifiés à fibres longues crée des défauts typiques en bord de trou. Ces défauts de perçage dans le matériau composite ont une influence sur la tenue mécanique de l'assemblage. C'est pourquoi, dans ce travail de thèse une attention particulière est accordée au perçage des composites stratifiés à fibres longues, aux défauts associés ainsi qu'à l'influence de ces défauts de perçage sur la tenue des pièces composites.

L'usinage des matériaux composites, hétérogènes par leur nature, pose une série de problèmes liés à :

- leur composants de natures différentes (matrice de faible rigidité et fibres de rigidité très élevée par rapport à celle-ci) qui signifie perçage à la fois de deux matériaux différents, d'où la nécessité d'outils adaptés ;
- leur anisotropie (notamment dans le cas des composites à fibres orientées) qui peut générer des déformations non souhaitées, la rigidité étant plus grande dans le sens longitudinal des fibres que dans le sens travers ;
- leur faible conductivité thermique qui limite l'évacuation de la chaleur produite par la coupe, et qui peut entraîner des déformations thermiques ainsi que la dégradation de la matrice polymère ;
- leur caractère fortement abrasif (notamment des fibres de verre et de carbone) qui génère l'usure rapide des outils traditionnels (en acier rapide).

Ces spécificités des matériaux composites, déjà évoquées d'ailleurs au paragraphe §I.1 ont levé la nécessité de développer des outils et des méthodes adaptés à leur usinage. L'optimisation des outils et des conditions d'usinage des composites ont pour but de :

- diminuer les sollicitations des liaisons au sein du matériau (inter-plis et fibres-résine) ;
- diminuer le temps d'usinage en raison des dégradations crées par l'échauffement au passage du foret mais aussi pour des raisons économiques ;
- éviter la pollution du matériau lors de l'usinage ;
- assurer la protection des hommes et des machines des poussières générées lors de l'usinage des composites (protection de l'environnement).

Il existe deux principales techniques d'usinage des matériaux composites :

- usinage conventionnel, appelé également usinage par "enlèvement de copeaux" ;
- usinage par jet d'eau, qui n'induit pas l'élévation de la température dans le composite mais qui pollue le matériau.

Malgré le fort développement des techniques par jet d'eau pour le perçage des composites, les outils conventionnels sont toujours largement utilisés. Par ailleurs, des auteurs comme Piquet[10], Guegan[13], Caprino[18], König[19] ont mené des travaux sur le perçage des composites à matrice thermodurcissable et ont fait apparaître des conditions générales d'usinage appliquées aux fibres et aux matrices ayant une rupture par cisaillement fragile ce qui est le cas des fibres de carbone et de la matrice époxy. Dans ce travail de thèse, des méthodes conventionnelles ont été utilisées pour le perçage du stratifié T700/M21.

I.3.5.a. Matériaux d'outils de perçage

Les outils conventionnels de perçage peuvent être en acier rapide, en carbure de tungstène ou bien en diamant naturel ou synthétique (PCD) :

- les outils en acier rapide (ARS) sont les outils traditionnellement utilisés pour le perçage des matériaux métalliques. Ils sont peu onéreux, tenaces, facile à fabriquer et à affûter. Ces outils ont une faible tenue à l'abrasion. Leur durée de vie peut être augmentée grâce à des revêtements en nitrure de titane (TiN) ou carbure de titane (TiC). Cependant, les outils ARS ne sont pas adaptés à l'usinage des composites.

- les outils en carbure fritté (WC) contiennent entre 70% et 90% de substances dures (phase γ) et 10% à 30% de substances liantes (phase β). Ces outils sont plus résistants à l'usure que les outils ARS et de plus, ils présentent un bon rapport prix/durée de vie. La phase γ est constituée de carbure de tungstène, titane, tantale ou nobium. La phase β est généralement constituée de cobalt. Suivant les pourcentages des phases γ et β, il existe trois nuances de carbure désignées par les lettres P, M et K (Figure 38). Parmi ces nuances, la nuance K est destinée à l'usinage des aciers trempés, des métaux non ferreux, des matières plastiques, du bois et des matériaux composites. Par conséquent, c'est cette nuance qui a été choisie pour les outils utilisés dans la partie expérimentale de l'étude. Pour chaque nuance P, M ou K, la ténacité et la résistance à l'usure varient conformément au graphique de la Figure 38. L'usinage des plaques en carbone/époxy (C/E) impose l'utilisation des outils à la fois tenaces et résistants à l'usure (compromis). La nuance K20 semble donc être la nuance la plus appropriée pour le perçage du matériau C/E.

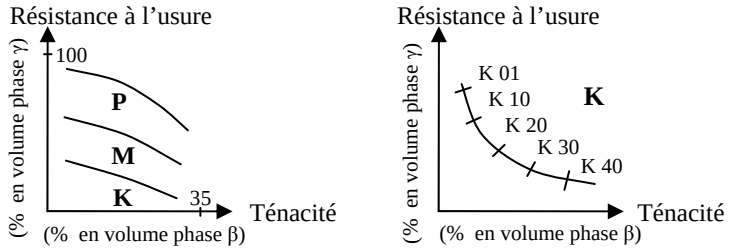


Figure 38. Choix dans la nuance de l'outil en carbure de tungstène.

Actuellement, il existe des carbures "micrograins" plus performants que les carbures classiques, notamment en termes de ténacité. La dénomination de carbures "micrograins" est due à leur structure granulométrique très fine (0,2 à 1 μm). En raison de leur granulométrie, ces outils ont un rayon d'acuité d'arête (r_α) très petit, d'où le bon taillant de l'arête de coupe (Figure 39).

- Les outils diamantés sont les plus adaptés au perçage des matériaux composites en raison des performances des diamants : dureté, ténacité, résistance à l'usure et bonne conductivité thermique. Cependant, les outils constitués d'éclats de diamants naturels s'encrassent rapidement. Ce problème est résolu avec les diamants synthétiques (diamants polycristallins frittés) qui ont un rayon d'acuité d'arête petit (7 à 12 μm). De plus, la conductivité thermique du diamant est supérieure à celle des carbures de tungstène ($\lambda_{diamants}$ = 1200 $W{\cdot}m^{-1}{\cdot}K^{-1}$ et λ_{WC} = 120 $W{\cdot}m^{-1}{\cdot}K^{-1}$). Une approche simplifiée (Piquet[10]) permet de mettre en évidence l'avantage des outils diamantés pour l'évacuation de la chaleur produite par la coupe lors de l'usinage dans le matériau composite (globalement isolant) :

$$\lambda_{carbone/époxy} = \lambda_{fibres} \times V_{fibres} + \lambda_{matrice} \times V_{matrice} = 90 \times 0{,}6 + 0{,}3 \times 0{,}4 = 55{,}2 \ (W{\cdot}m^{-1}{\cdot}K^{-1}) \qquad (45)$$

où λ est le coefficient de conductibilité thermique et V représente le taux volumique des principaux constituants d'un composite (fibres et matrice). Les atouts des outils diamantés, parmi lesquels une durée de vie jusqu'à 100 fois supérieures à celle des outils en carbure n'arrivent toujours pas à faire surmonter l'obstacle lié au prix de ces outils.

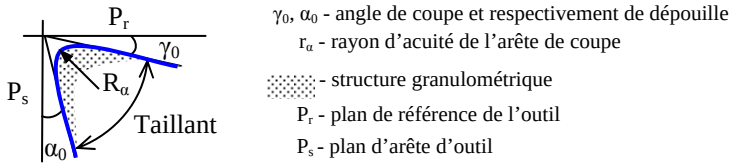


Figure 39. Taillant de l'arrête de coupe mesuré dans P_0 (plan orthogonal de l'arête de coupe) [80].

I.3.5.b. Géométrie d'outils de perçage

Il existe à l'heure actuelle, plusieurs types d'outils utilisés pour percer des matériaux composites (Figure 40). Parmi les différents types d'outils, on distingue : le foret hélicoïdal, le foret scie et le foret type trépan (Figure 40 a). Ces forets peuvent présenter des géométries plus élaborées, comme par exemple (Figure 40 b) :

- les forets à pointe de centrage,
- les forets troués,
- les forets troués centrés,
- les forets à pointes extrêmes (spiropointe),
- les forets étagés.

Le foret hélicoïdal peut recevoir plusieurs types d'affûtage de la pointe : standard, 2 pentes (en croix) et 3 pentes avec amincissement d'âme, les 2 pentes et 3 pentes ayant pour conséquence de minimiser l'effort de pénétration de l'outil.

A l'heure actuelle, le foret hélicoïdal est encore très utilisé pour le perçage des composites. Les principaux éléments de la géométrie d'un foret hélicoïdal sont présentés Figure 41. Les composites stratifiés font souvent partie d'assemblages composite/métal qui sont percés simultanément. De ce fait, le foret hélicoïdal donne un bon compromis alors que certaines géométries spécifiques aux composites (foret hélicoïdal à pointes extrêmes ou à pointes de centrage) se dégradent au contact du métal. C'est une des raisons pour laquelle, les fabricants d'outils de perçage ne cessent de trouver des solutions innovantes pour percer des composites en jouant sur la géométrie de la partie active des outils.

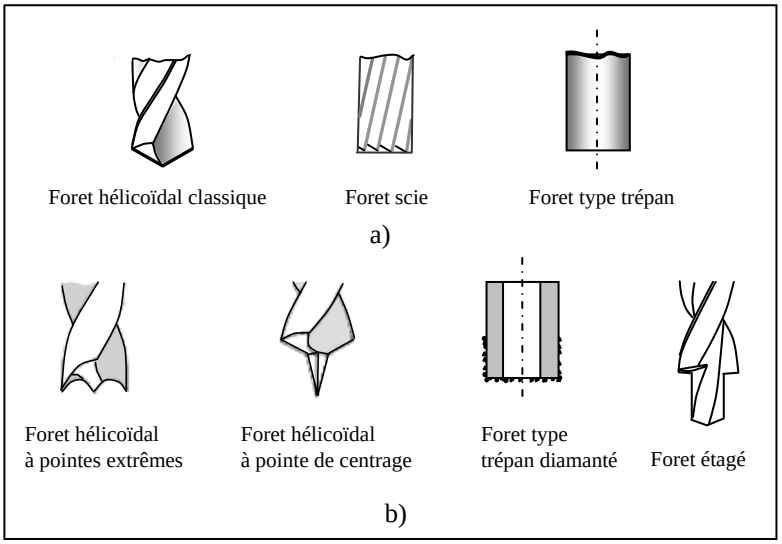


Figure 40. Types de forets.

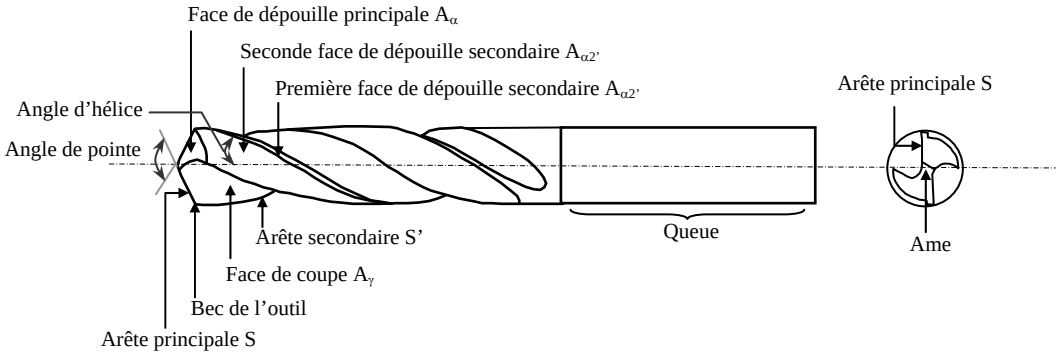


Figure 41. Arêtes et surfaces de la partie active d'un foret [80].

I.3.5.c. Conditions de perçage

Lors des opérations d'usinage des composites, une attention particulière doit être accordée aux conditions de perçage qui concernent :

- les paramètres de coupe : vitesse de coupe V_c et vitesse d'avance V_f (ou avance f).
  Ces deux paramètres sont représentés sur la Figure 42 et sont exprimés par les relations suivantes :

$$V_c = \frac{\pi \cdot N \cdot D}{1000} \quad (46)$$

$$V_f = f \cdot Z \cdot N \quad (47)$$

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),
Z - le nombre de dents de l'outil.

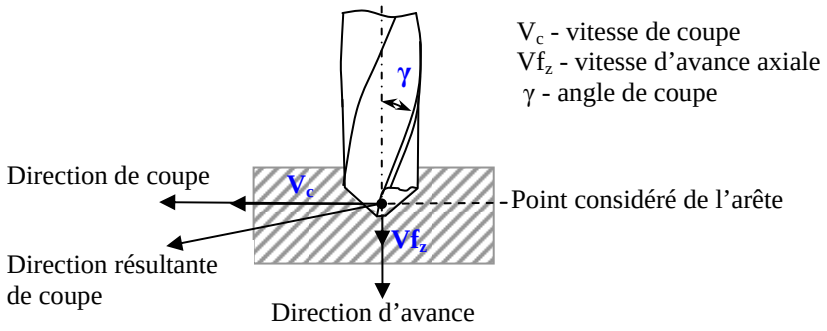


Figure 42. Paramètres de coupe.

A titre indicatif, les paramètres utilisés dans l'industrie pour le perçage des stratifiés sont : $f \leq 0{,}05$ et $V_c \geq 20$ m/min pour un foret en carbure de tungstène micrograins.

- la lubrification : usinage à sec ou lubrifié.
  Afin d'éviter la pollution des composites, il est souvent nécessaire d'usiner à sec malgré les indications imposées par les fabricants d'outils (surtout dans le cadre des réparations structurales et pour des validations expérimentales en laboratoire).

- rigidité du montage et de la machine :
  La fixation de la pièce, le mode d'appui de la pièce (Figure 43), le perçage avec un outillage portatif ou fixe sont des éléments qui peuvent avoir une influence non négligeable sur la qualité du perçage réalisé dans des composites stratifiés.

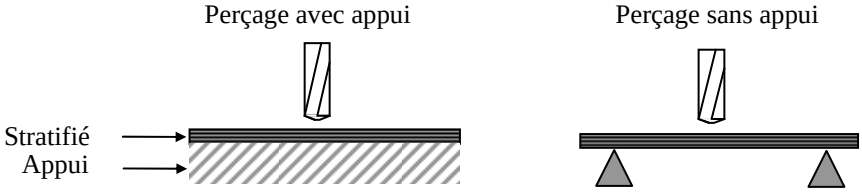


Figure 43. Perçage avec ou sans appui au droit du trou.

- l'aspiration des "copeaux" dans le cas de l'usinage sans lubrification :
  La poussière générée lors du perçage des composites est nocive, ce qui impose l'aspiration pendant le perçage. L'aspiration lors de l'usinage contribue à l'évacuation des copeaux qui remontent le long de la paroi du trou, ce qui a pour conséquence d'altérer son état de surface et d'accélérer l'usure de l'outil.

I.3.5.d. Défauts de perçage

L'opération de perçage peut entraîner plusieurs types de défauts dans le matériau usiné. Pour un matériau homogène, les défauts de perçage sont généralement liés à la géométrie du trou (localisation, circularité, cylindricité) et à l'état de surface du trou (rugosité R_a, R_t). Dans le cas des matériaux composites à fibres

orientées, en raison de leur caractère hétérogène et anisotrope, des défauts spécifiques peuvent également apparaître. Dans la littérature, les défauts de perçage des stratifiés minces sont classés selon leur position dans la plaque composite (König[19], Guegan[13]) : défauts d'entrée, défauts sur la paroi du trou et défauts de sortie de trou (Figure 44). Cette classification des différents défauts a été validée par les travaux de thèse de Piquet[10] et Surcin[11]. Un exemple d'un trou avec défauts de perçage dans un stratifié carbone/époxy est présenté Figure 45.

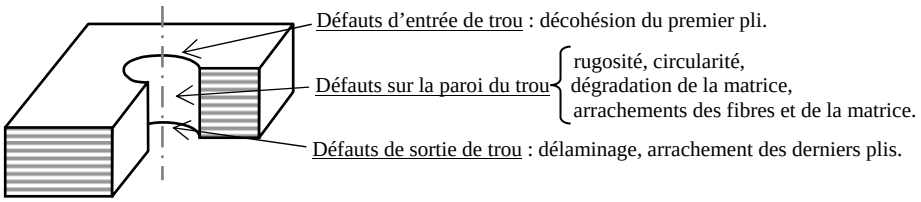


Figure 44. Défauts de perçage dans un stratifié.

Les principaux facteurs qui influencent les défauts de perçage sont liés au matériau à usiner mais aussi à la géométrie de l'outil et aux conditions d'usinage. Les facteurs responsables de dommages créés lors du perçage avec un foret hélicoïdal seront présentés dans ce qui suit.

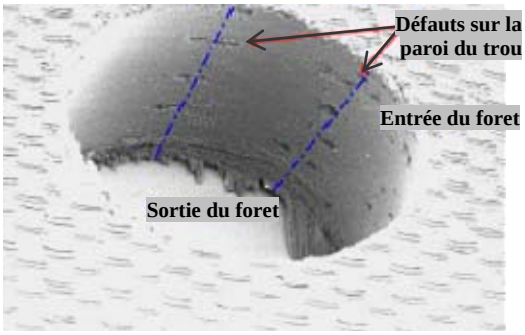


Figure 45. Défauts de perçage dans un stratifié carbone/époxy [11].

- Défauts d'entrée :

Les défauts d'entrée sont dus à un effet de pelage créé par la périphérie de l'arête de coupe principale du foret (Guegan[13]). Cet effet de pelage est maximum lorsque le bec de l'outil atteint l'interface entre deux premiers plis (Figure 46). La taille du décollement de pli en entrée du trou augmente avec l'angle de coupe (γ) et l'angle d'hélice du foret. Ce type de défaut dépend également de la vitesse d'avance : l'augmentation de V_f et V_c génère des défauts de taille de plus en plus grande.

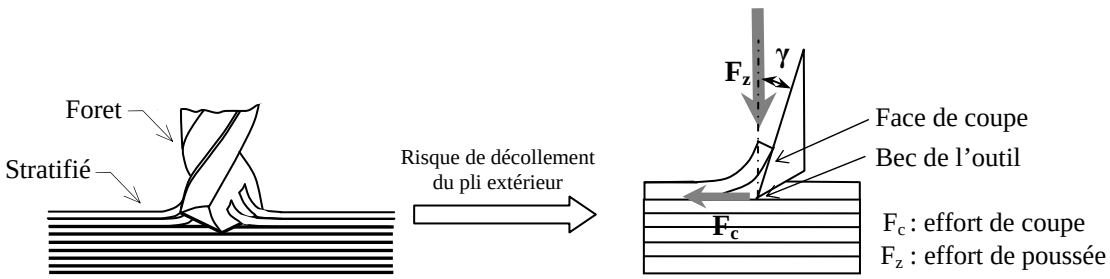


Figure 46. Création des défauts d'entrée du foret dans un composite stratifié.

- Défauts sur la paroi du trou :

Le défaut de circularité est généralement provoqué par les vibrations induites par l'outil de perçage. Dans le cas des matériaux stratifiés, la circularité est également affectée par l'anisotropie du matériau. König[19] a montré

que lors du perçage des stratifiés constitués de plis UD orientés dans la même direction, le trou a une allure elliptique avec le diamètre minimum colinéaire au sens des fibres. Ce phénomène est dû au fait que les fibres subissent des sollicitations différentes (flexion-compression ou flexion-traction) selon l'angle relatif entre la direction de celles-ci et la direction de la vitesse de coupe (Figure 48). La forme elliptique du trou dans un pli UD est appelée par Piquet[10] "resserrement du trou" sur les arêtes secondaires du foret (listels) pour mieux suggérer la déformation subie par les fibres.

La dégradation thermique de la matrice est provoquée lorsque l'augmentation de la température à l'interface outil/paroi du trou dépasse la température de transition vitreuse T_g de la matrice époxy incomplètement réticulée. La Figure 47 illustre l'évolution des propriétés mécaniques (modules d'élasticité E ou G) d'un polymère en fonction de la température. Il y a donc un risque de dégradation de la matrice époxy mais également des nodules de thermoplastique qui en se collant sur l'arête de coupe de l'outil altèrent l'usinage. Ce phénomène est amplifié par le "resserrement du trou" sur les arêtes secondaires du foret (listels).

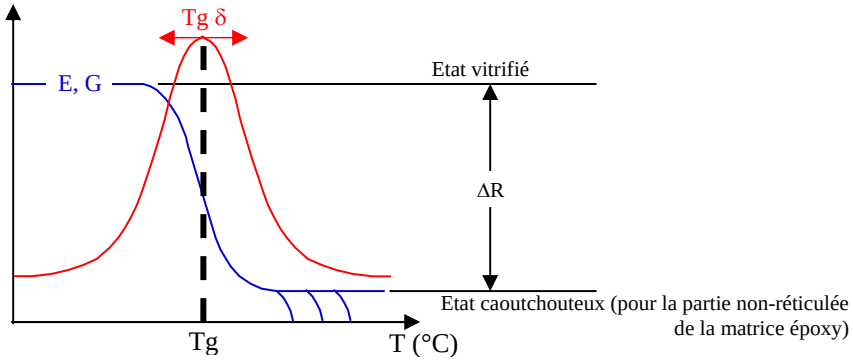


Figure 47. Température de transition vitreuse d'un polymère.

L'état de surface du trou est également affecté par l'anisotropie du matériau. Pour un pli UD, la rugosité (R_a) est minimale dans les zones où les fibres sont inclinées à 0° et 90° par rapport à la position de l'arête de coupe du foret. Les rugosités maximales se situent à 45° et à 225° (Figure 48) parce que dans cette zone, les fibres subissent une compression superposée à l'action de cisaillement de l'arête de coupe du foret (König[19]). Des essais de coupe orthogonale (Ghidossi[12], Ramulu[82]) permettent de bien visualiser ce phénomène.

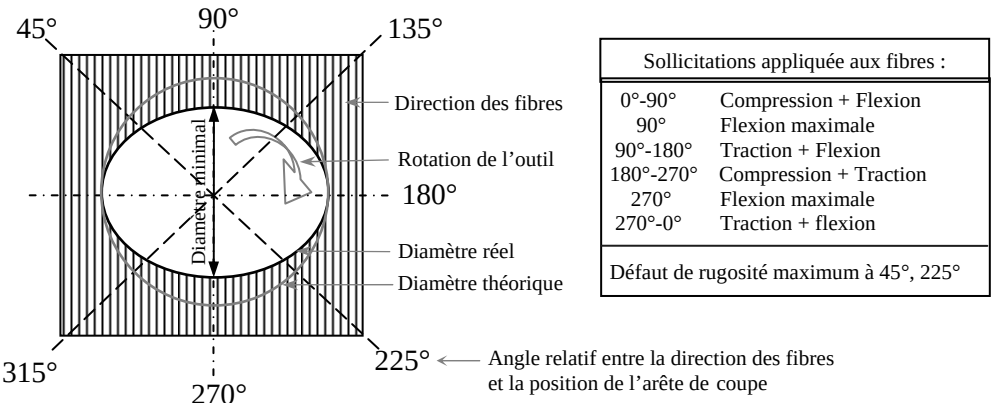


Figure 48. Sollicitations appliquées aux fibres lors du perçage avec un foret hélicoïdal et défauts générés dans un pli unidirectionnel.

- Défauts de sortie (caractéristiques des perçages de stratifiés non appuyés à la débouchure de l'outil) :

Les défauts en sortie de trou sont provoqués essentiellement par l'effort de poussée du foret (F_z) qui est en relation directe avec la vitesse d'avance, le type d'affûtage et l'état d'usure du foret (Abrate[14], Persson[15],

Lachaud[9], Surcin[11]). Lorsque la partie active du foret approche les derniers plis du stratifié, la raideur du stratifié dans sa partie non usinée diminue et les déformations sont alors plus grandes. Au-delà d'un effort de poussée critique supérieur à l'effort de cohésion de la matrice, il y a création puis propagation d'une fissure entre deux plis. Le risque de propagation de fissure (délaminage) est augmenté lorsque le perçage est réalisé sans appui au droit du trou (Figure 49). König a montré que l'augmentation des vitesses V_f et V_c génère une augmentation du défaut de sortie de trou et que la vitesse d'avance est plus influente que la vitesse de coupe pour les configurations testées. Plusieurs solutions sont possibles pour limiter les délaminages en sortie de trou :

- perçage d'un ou plusieurs avant-trous (Surcin[11]) ou éventuellement utilisation d'un foret étagé ;
- asservissement de l'effort de pénétration F_z ;
- maintien de l'effort de poussée en dessous de l'effort critique au risque de provoquer une usure prématurée de l'outil (Piquet[10]) ;
- ne pas retirer les tissus d'arrachage avant perçage du trou : la présence d'un tissu d'arrachage sur les deux faces minimise l'apparition de défauts en entrée et sortie de trou ;
- placer en premier pli un tissu de verre qui minimise le défaut en débouchure du stratifié unidirectionnel et qui permet de neutraliser le couple galvanique au contact de la structure en alliage d'aluminium.

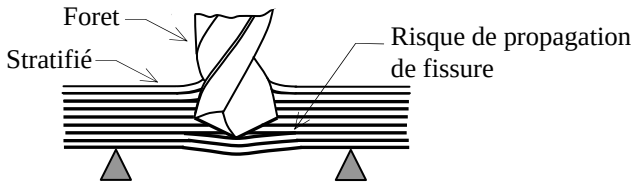


Figure 49. Création du défaut de sortie du foret dans un stratifié.

I.3.6. Modélisation numérique des assemblages boulonnés

L'usage largement répandu des boulons et des rivets dans les structures mécaniques a généré la nécessité de mieux connaître le comportement des assemblages, d'évaluer la rigidité des inserts, les interactions entre fixations, … La modélisation par éléments finis 2D ou 3D est un outil permettant de rendre compte des diverses problématiques associées aux assemblages boulonnés. Généralement, les calculs par éléments finis 2D sont les plus utilisés dans l'industrie en raison de leur simplicité et du gain en temps de calcul. Ils donnent des résultats satisfaisants notamment pour des analyses globales. En revanche, les éléments finis 3D sont utilisés pour une modélisation plus fine au niveau local et permettent de mieux rendre compte des effets tridimensionnels dans les composites stratifiés. Plusieurs aspects sont à prendre en compte pour modéliser des assemblages boulonnés : la méthode de simulation des fixations, la problématique du contact boulon-plaques et la loi de comportement des matériaux composites :

- Modélisation du boulon

Il existe plusieurs possibilités pour représenter numériquement les fixations. Les éléments de type poutre, barre ou ressort, les éléments volumiques (3D) et les corps rigides sont les exemples les plus connus.

Dans le cas d'une analyse globale, le trou peut être modélisé par un nœud et la fixation par une poutre ou un élément ressort dont la raideur est calculée empiriquement [68]. De manière encore plus simple, les boulons peuvent être modélisés par couplage des nœuds coïncidents situés à l'emplacement de chaque fixation et blocages des translations et des rotations à l'exception de la rotation d'axe perpendiculaire au plan

d'assemblage. Pour ces méthodes de modélisation, le contact entre les éléments assemblés est évidemment ignoré.

Le boulon peut être également modélisé comme un corps rigide ou par un ensemble de conditions aux limites [69]. Ce type de modélisation ne permet pas de prendre en compte le jeu boulon/paroi de trou, le serrage, ni les éventuels effets dus à la flexion du boulon [71]. Pour une modélisation fine, les composants d'un assemblage boulonné sont traités en éléments volumiques. La précontrainte peut être introduite par une déformation initiale de la poutre représentant le boulon ou par une déformation thermique.

- Problématique du contact

Le contact entre la fixation et le bord du trou constitue une des difficultés souvent rencontrées dans la modélisation des assemblages mécaniques. Il s'agit d'un contact étendu (non-hertzien) qui pose problème du fait que le contact entre les pièces se fait de manière aléatoire sur les aspérités. Dans un modèle numérique, les efforts de contact sont des inconnues supplémentaires. La gestion du contact est réalisée à l'aide d'éléments spécifiques de contact, comme par exemple : nœud à nœud, nœud à surface et surface à surface. Pour des éléments surfaciques de contact, il est nécessaire d'utiliser un test itératif afin de déterminer la zone de contact. A chaque itération la condition de non-pénétration doit être vérifiée. Il existe deux méthodes qui permettent de résoudre le problème numérique de contact : la méthode des multiplicateurs de Lagrange et la méthode des pénalités ([72],[73]). Dans le cas de la technique des multiplicateurs de Lagrange, la surface de contact reste indéformable, la pénétration n'étant pas autorisée. Le contact est donc infiniment rigide. La méthode des pénalités, par contre, permet une légère inter-pénétration ("GAP") des solides en contact. L'effort de contact F_C est alors exprimé suivant la formule :

$$\left|F_C\right| = \alpha \left|GAP\right| \tag{48}$$

où α est une constante de pénalité. Par cette méthode, le temps de calcul CPU est réduit (peu d'itérations nécessaires) mais la principale difficulté consiste dans l'approximation (le choix) de α. Généralement, il est souhaitable que α soit du même ordre de grandeur que la raideur des éléments en contact [76]. Une autre problématique liée au contact est le frottement. Un coefficient de frottement μ peut être pris en compte dans la gestion du contact en utilisant la loi de Coulomb :

$$\left|F_S\right| \le \mu \left|F_N\right| \tag{49}$$

où F_N est l'effort normal et F_S est l'effort de contact tangentiel. Cette relation permet de distinguer deux cas suivant que la vitesse de glissement d'un solide par rapport à un autre est nulle (roulement ou pivotement sans glissement) ou pas (glissement : $\left|F_S\right| = \mu \left|F_N\right|$).

- Lois de comportement de matériau

La plupart des modèles d'assemblages boulonnés sont linéaires élastiques, le calcul se limitant donc au domaine reversible du comportement des matériaux et à l'application des critères de rupture (Hashin, Tsai-Hill, Tsai-Wu, …). Actuellement, de plus en plus de chercheurs s'intéressent à une modélisation des matériaux composites plus fidèle à la réalité. Il s'agit de modéliser des non-linéarités de comportement ainsi que des phénomènes d'endommagement des composites et en particulier des stratifiés à fibres longues cf. §I.2 (Ladevèze[5], Lachaud[8]).

Hung et Chang[44] ont développé un modèle EF non-linéaire basé sur leur étude expérimentale du matage des stratifiés carbone/époxy. Afin d'estimer l'étendue de l'endommagement en compression, ils ont utilisé un modèle d'endommagement cumulatif basé sur un critère Hashin modifié. Les modules d'élasticité E_{ij}, sont détériorés suivant une loi de type :

$$E_{ij} = E_{ij}^{0}(1 - d_{ij}) \tag{50}$$

où d_{ij} représente l'endommagement du pli. La prise en compte de la dégradation des caractéristiques du matériau composite a fait l'objet de nombreuses autres études. Les résultats obtenus sont très satisfaisants mais les inconvénients sont le nombre important d'essais nécessaires pour déterminer les caractéristiques endommagées et le coût des calculs numériques. Certains auteurs ont fait appel à des méthodes semi-empiriques comme par exemple les critères de rupture "point-stress", "average-stress" ou la distance caractéristique ([74],[75]). Ces méthodes permettent de tenir compte des phénomènes d'endommagement locaux qui retardent la rupture finale des composites sans pour autant modéliser la perte de rigidité des stratifiés. Les trois critères semi-empiriques de rupture de plaques composites sont brièvement décrits au paragraphe §I.3.4.f.

Chapitre II

COMPORTEMENT MECANIQUE DU STRATIFIE CARBONE/EPOXY T700/M21

II.1. Introduction

Une étape obligatoire pour connaître le comportement d'un composite est la détermination de ses caractéristiques mécaniques en fonction du processus de fabrication retenu. Le matériau composite qui fait l'objet de cette étude, le stratifié carbone/époxy (référence T700/M21) a un comportement endommageable cf. §I.2.2.a. Il est alors nécessaire non seulement de trouver les modules d'élasticité mais également d'identifier les lois d'endommagement caractérisant le comportement du matériau étudié. L'objectif est d'utiliser par la suite l'ensemble des caractéristiques obtenues pour des simulations numériques de stratifiés soumis au matage (Ch. V). La prise en compte du comportement mécanique endommageable permettra ainsi de modéliser de manière plus proche de la réalité le comportement du stratifié carbone/époxy.

L'application de la théorie de l'endommagement décrite au paragraphe §I.2 impose la réalisation de plusieurs types d'essais :

- traction sur des stratifiés $[0°]_4$
- compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$
- traction sur des stratifiés $[90°]_8$
- traction sur des stratifiés $[\pm45°]_{2s}$
- traction sur des stratifiés $[\pm60°]_{2s}$

Ces essais permettront de déterminer les caractéristiques mécaniques initiales du stratifié T700/M21 ainsi que leur évolution en fonction de l'endommagement. Chaque stratification est en effet choisie suivant les caractéristiques à déterminer. Les paragraphes suivants présentent en détail la méthode appliquée et les résultats obtenus.

II.2. Procédure expérimentale

Les essais de caractérisation du matériau carbone/époxy T700/M21 ont été réalisés sur éprouvettes de stratifications différentes ($[0°]_4$, $[0°]_{24}$, $[90°]_8$, $[\pm45°]_{2s}$ et $[\pm60°]_{2s}$) dont la géométrie est présentée Figure 50. Seule la géométrie des éprouvettes soumises à la compression a été modifiée pour des raisons qui seront présentées au paragraphe §II.3.2. Toutes les éprouvettes sont instrumentées de jauges de déformation sens longitudinal (ε_X) et sens travers (ε_Y) positionnées comme sur la Figure 50.

Les essais ont été réalisés à l'aide d'une machine d'essais à pilotage servohydraulique INSTRON. Le chargement de traction ou compression suivant l'axe *Ox* a été effectué à déplacement imposé de 2 mm/min jusqu'à rupture. Les éprouvettes susceptibles d'endommagement ont été soumises à des cycles de charge-décharge (7-8 cycles maximum) afin de pouvoir déterminer pour chaque cycle le module endommagé ainsi que les déformations résiduelles.

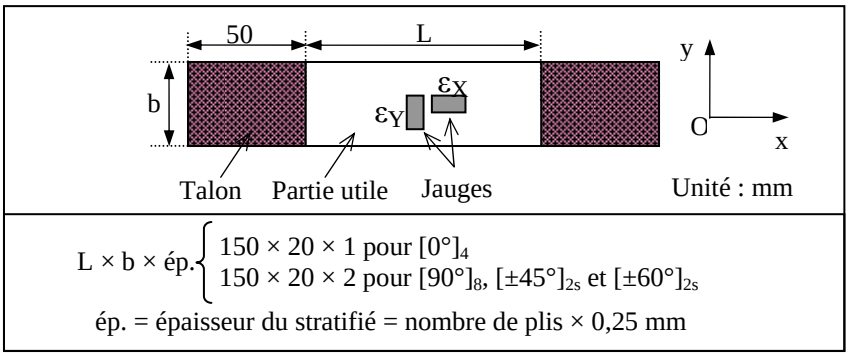


Figure 50. Géométrie des éprouvettes de traction utilisées pour caractériser le matériau T700/M21.

II.3. Détermination des caractéristiques mécaniques

II.3.1. Traction sur des stratifiés $[0°]_4$

Les essais de traction réalisés sur des stratifiés $[0°]_4$ permettent de déterminer E_{11}^0, ν_{12}^0, la déformation et la contrainte à la rupture des fibres (ε_{11}^R et σ_{11}^R). Le repère du pli a été défini au paragraphe §I.2.2 (Figure 7) : la direction $\vec{1}$ correspond au sens longitudinal des fibres et la direction $\vec{2}$ correspond au sens transversal des fibres (Figure 51). La loi de comportement du pli à 0° s'écrit :

$$\sigma_{11} = E_{11}^0 \varepsilon_{11} = -\frac{E_{11}^0}{\nu_{12}} \varepsilon_{22} \tag{51}$$

avec $\begin{cases} \sigma_{11} = \sigma_X = F/(b \cdot e) \\ \varepsilon_{11} = \varepsilon_X \\ \varepsilon_{22} = \varepsilon_Y \end{cases}$ et $\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{11}} = -\frac{\varepsilon_Y}{\varepsilon_X}$. F est l'effort appliqué, b, la largeur de la plaque et e, son épaisseur. Les expressions des contraintes et de déformations dans les plis et par rapport à un repère quelconque sont présentées en Annexe 3.

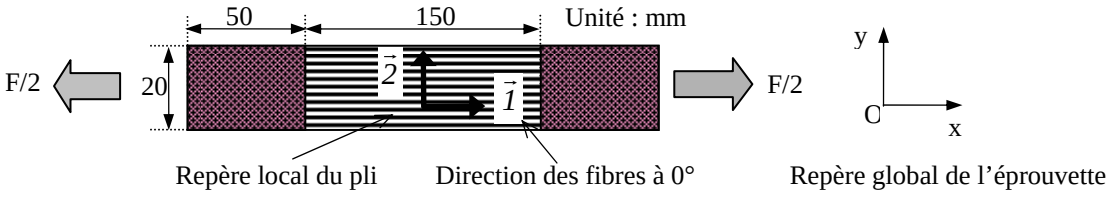


Figure 51. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[0°]_4$.

La courbe expérimentale $\sigma_X(\varepsilon_X)$ donne alors accès à la caractéristique E_{11}^0 qui est égale à la pente de cette courbe, mais aussi aux valeurs à la rupture ε_{11}^R et σ_{11}^R des fibres (Figure 52). La valeur du coefficient ν_{12}^0 est considérée au point d'intersection de la pente d'approximation linéaire de la courbe $\nu_{XY}(\varepsilon_X)$ avec l'axe des ordonnées (Figure 53).

L'allure de la courbe $\sigma_X(\varepsilon_X)$ montre, comme prévu, qu'il n'y a pas d'endommagement avant la rupture finale qui survient brutalement. Cependant, les courbes des cinq essais réalisés ne sont pas parfaitement linéaires : la rigidité du stratifié augmente légèrement (alignement des fibres, des filaments). Ce phénomène est souvent rencontré dans le cas des matériaux fibreux soumis à la traction sens fils. Il est amplifié lorsque l'axe de l'effort appliqué n'est pas parfaitement colinéaire aux fibres, mais aussi par la présence initiale dans les nappes UD de nodules de thermoplastique de tailles importantes. La synthèse des résultats d'essais sur des stratifiés $[0°]_4$ est illustrée dans le Tableau 3. Les dispersions des résultats sont données en Annexe 4.

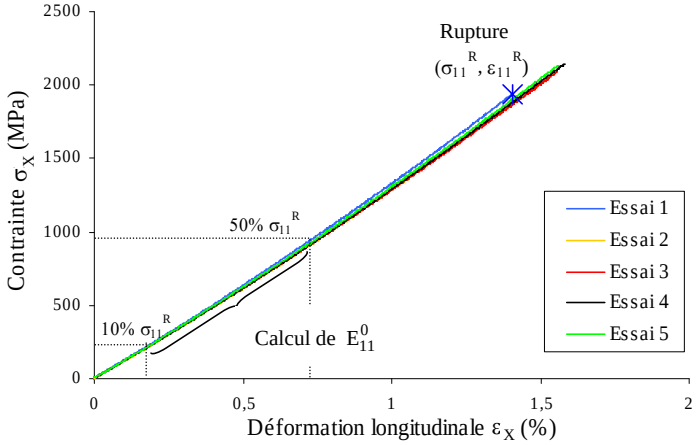


Figure 52. Courbes $\sigma_X(\varepsilon_X)$ des essais sur stratifiés $[0°]_4$ et détermination de E_{11}^0, σ_{11}^R et ε_{11}^R.

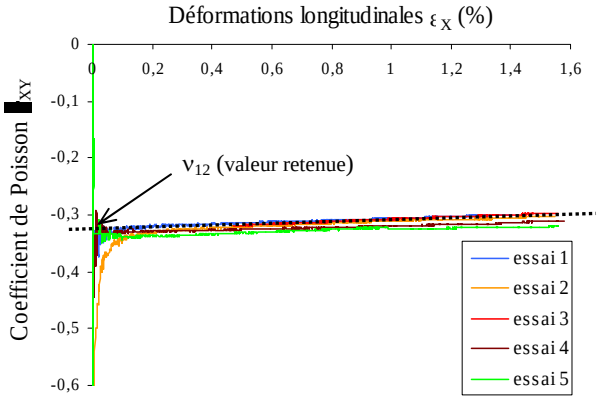


Figure 53. Détermination de ν_{12}.

E_{11}^0 (MPa)	ν_{12}^0	σ_{11}^R (MPa)	ε_{11}^R (%)
130300	0,33	2080	1,53

Tableau 3. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[0°]_4$.

II.3.2. Compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$

Les essais de compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$ ont permis d'identifier le comportement élastique non-linéaire du pli carbone/époxy en compression sens fibres ainsi que l'expression du module E_{11}^C. Les éprouvettes ont été dimensionnées afin d'éviter l'effort critique de flambage : L = 50 mm, b = 6 mm et e = 6 mm (cf. Annexe 5). Toutes les éprouvettes ont été instrumentées de 4 jauges, deux sur la face avant (sens long et sens travers) et deux sur le côté, suivant l'épaisseur (sens long et sens travers) cf. Figure 54.



Figure 54. Eprouvette de compression instrumentée.

Remarque : les normes en vigueur pour les essais mécaniques sur des stratifiés unidirectionnels (les normes NF L17-410, 411 et 412) préconisent pour la compression des éprouvettes droites où une partie de l'éprouvette est noyée avec de la colle dans des mors métalliques. Dans le cadre de cette étude, une autre géométrie de type "haltère" a été choisie pour plusieurs raisons :

- la géométrie de type "haltère" permet de réaliser des essais de compression sans mettre en place un montage spécifique sur la machine de traction-compression ;
- la variation de rayon (Figure 55) permet d'introduire au centre de la partie utile des contraintes transverses (σ_{22}). Initialement, l'objectif de ce type d'essais était de déterminer l'influence des contraintes transverses sur le comportement sens fibres du matériau, et notamment sur la rupture sens fibres $(\sigma_{11}^{R})^{C}$.

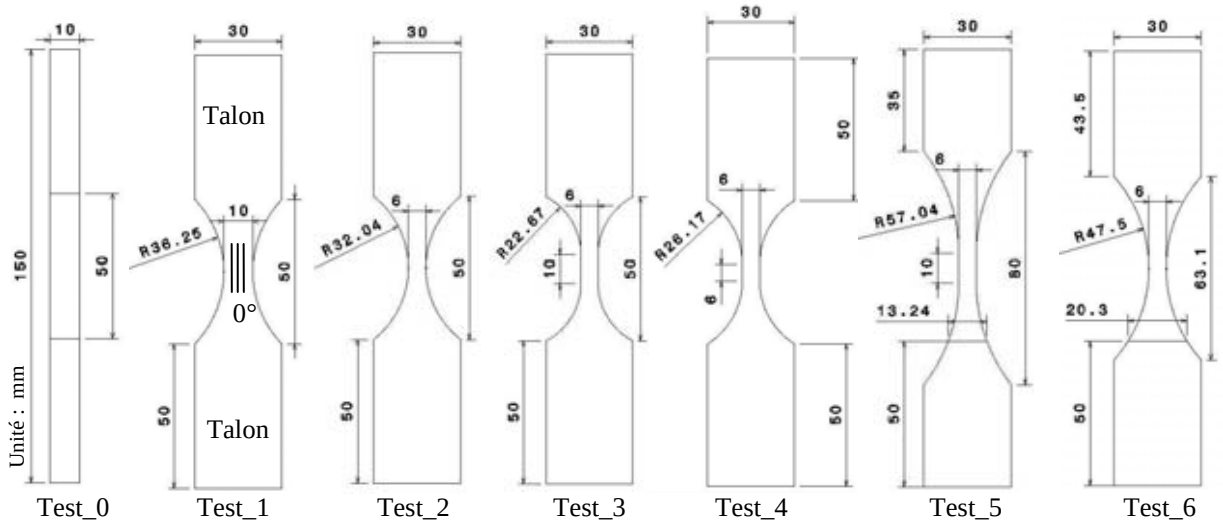


Figure 55. Différentes géométries des éprouvettes carbone/époxy $[0°]_{24}$ testées en compression sens fibres.

Les dimensions des éprouvettes réalisées sont données Figure 55. Seuls les résultats sur les éprouvettes Test_3, Test_5 et Test_6 sont présentés ; les autres configurations n'ayant pas donné de résultats plus probants.

Pour ce type d'éprouvettes, il est nécessaire de déterminer un coefficient de concentration de contrainte (K_T), la répartition des contraintes n'étant pas constante suivant la largeur (Figure 56 et Figure 57).

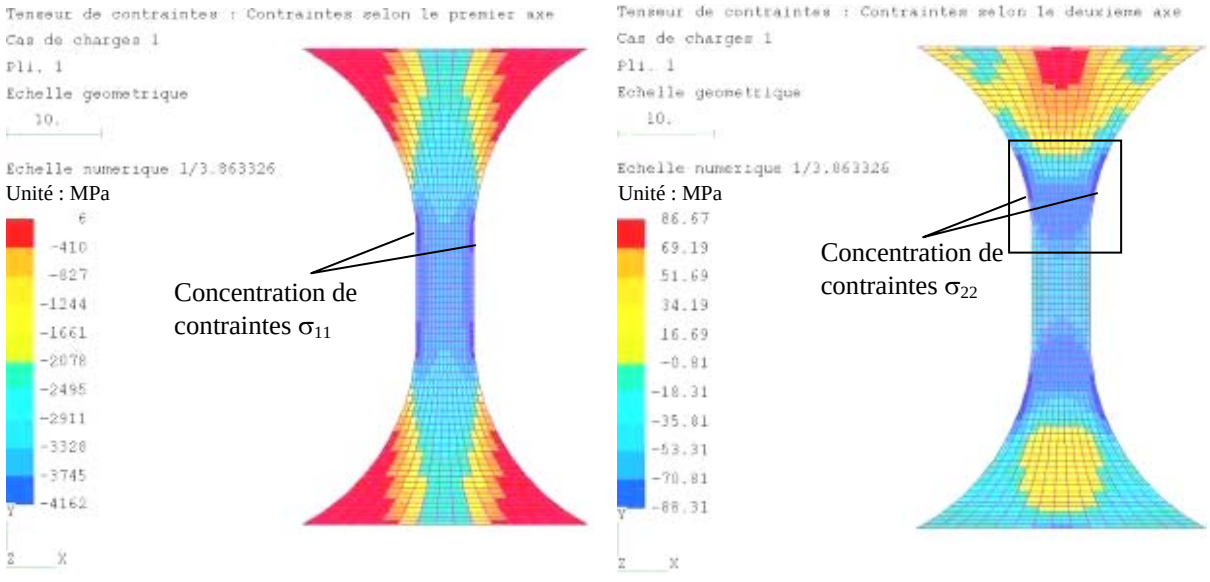


Figure 56. Simulation numérique d'un essai de compression sur une éprouvette de type Test_3. Etat de contraintes sens fils et sens travers pour un déplacement imposé de 1 mm (calcul linéaire).

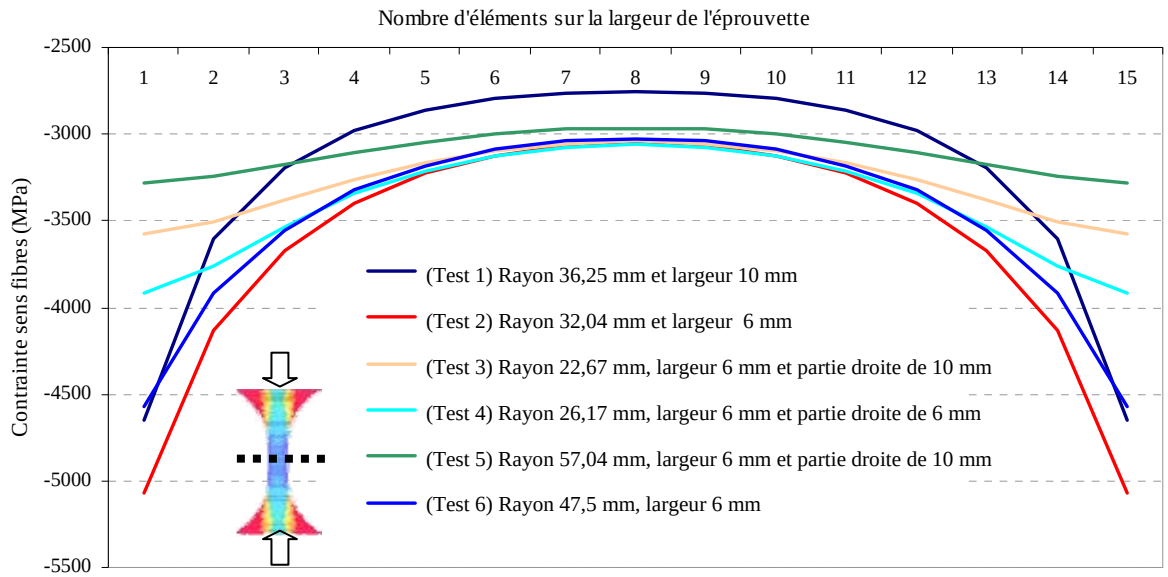


Figure 57. Effets de bord – distribution des contraintes sur la largeur des différentes éprouvettes C/E $[0°]_{24}$ obtenue par simulation numérique.

Le facteur K_T est calculé comme un rapport entre la contrainte maximale (en bord de l'éprouvette) dans une section et la contrainte moyenne de cette section. Deux méthodes de calcul de K_T ont été mises en œuvre :

a. calcul numérique par éléments finis ;
b. calcul analytique (Annexe 6).

Les résultats obtenus pour trois types d'éprouvettes sont présentés dans le Tableau 4.

Type d'éprouvette C/E $[0°]_{24}$	**K_T analytique**	**K_T numérique**	**Ecart**
Test_3 : Rayon de 22,67 mm et partie droite de 10 mm	1,13	1,25	10 %
Test_5 : Rayon de 57,07 mm et partie droite de 10 mm	1,05	1,15	10 %
Test_6 : Rayon de 47,5 mm (sans partie droite)	1,06	1,28	20 %

Tableau 4. Les valeurs du K_T calculées analytiquement et numériquement pour trois types d'éprouvettes C/E $[0°]_{24}$.

La rupture des éprouvettes de type "haltère" est initiée à mi-longueur pour les éprouvettes de type Test_1, Test_2 et Test_6 (éprouvettes avec rayon continu) et dans la zone de début de courbure pour les éprouvettes de type Test_3, Test_4 et Test_5 (zone de transition entre la partie droite et le rayon cf. Figure 58). La rupture se propage systématiquement à 45° par rapport à la direction des fibres. Ce phénomène est le résultat cumulé des effets de bord et de la contrainte sens travers σ_{22} qui est relativement élevée pour cette configuration d'essai. Ceci est mis en évidence par simulation numérique (Figure 56 et Figure 57) mais aussi par analyse microscopique des faciès de rupture des éprouvettes (Figures 59, 60 et 61). La présence des contraintes de traction transverse est visualisée par des fissurations importantes.

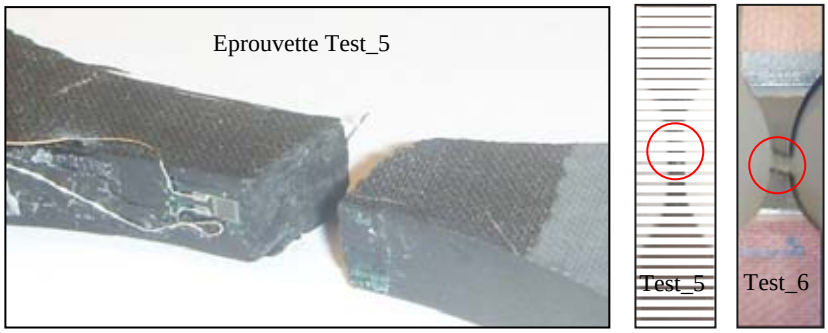


Figure 58. Mode de rupture en compression des éprouvettes carbone/époxy $[0°]_{24}$.

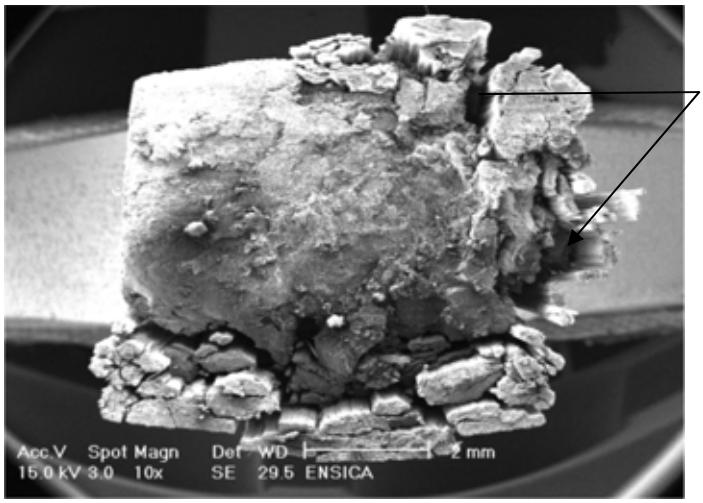


Figure 59. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_3.

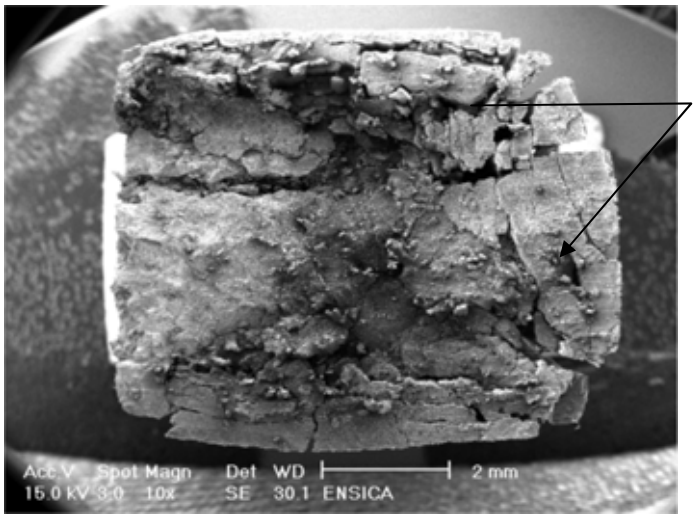


Figure 60. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_5.

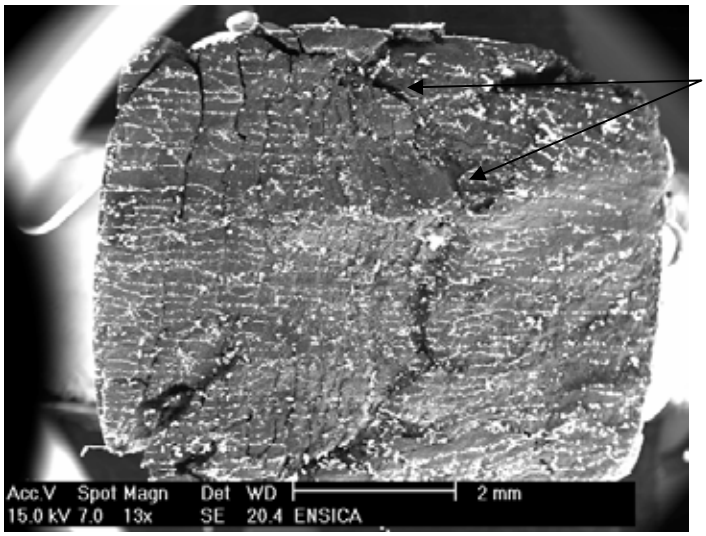


Figure 61. Micrographies des faciès de rupture de l'éprouvette $[0°]_{24}$ de type Test_6.

Les courbes des essais de compression $\sigma_X(\varepsilon_X)$ tracées en prenant en compte le facteur K_T sont illustrées sur la Figure 62. Les valeurs des déformations sont celles mesurées par les jauges collées sur le côté des éprouvettes (dans l'épaisseur), la distribution de contraintes sens fibres étant constante suivant l'épaisseur des éprouvettes et suivant la longueur de la jauge. Les contraintes à rupture sens fibres sont influencées par la présence des contraintes σ_{22} non négligeables (Figure 56) mais celles-ci ne peuvent pas être mises en évidence pour ce type d'essai. La présence des contraintes de compression sens travers pour l'éprouvette Test_6, permet de solliciter les fibres pour une déformation plus importante.

Cette étude n'a pas permis de tracer un critère de rupture sens fibres en fonction des contraintes sens travers ; l'analyse reste qualitative. Cependant, elle montre l'importance de développer des essais biaxiaux pour affiner cette étude. Il est évident qu'une compression importante sens travers (σ_{22} ou σ_{33}) influence fortement la rupture en compression sens fibres par minimisation du flambement local des fibres.

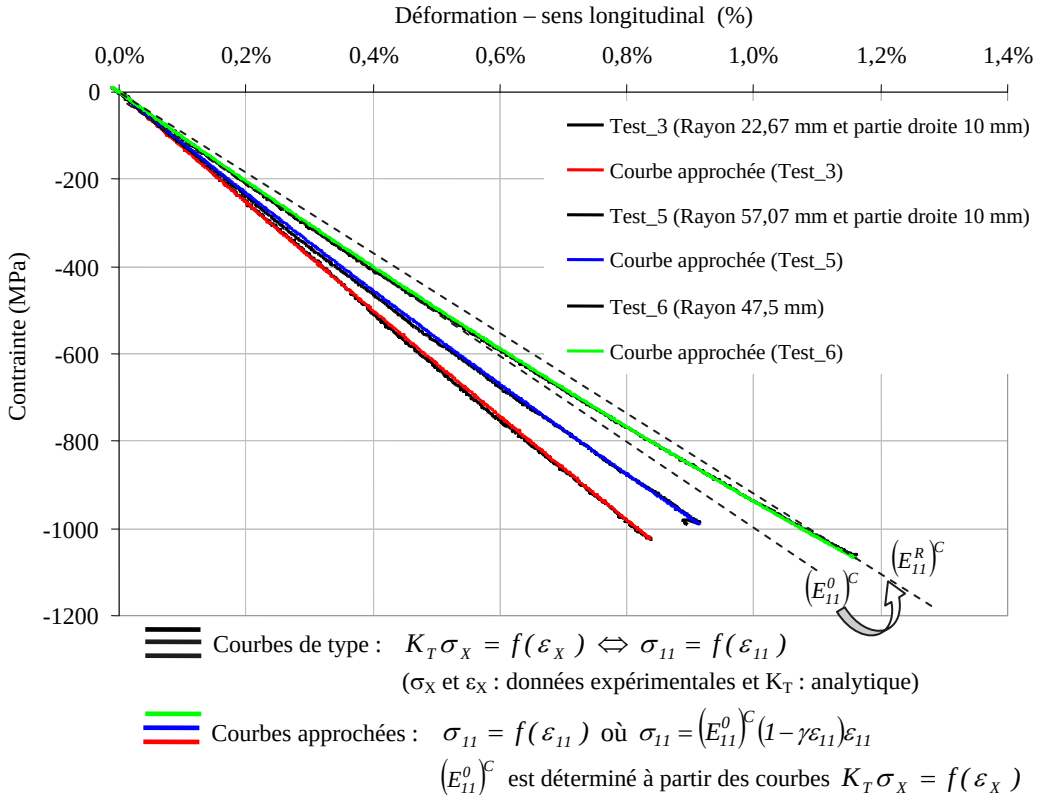


Figure 62. Courbes de comportement en compression des stratifiés $[0°]_{24}$ tenant compte du facteur analytique K_T.

Les courbes analytiques sur la Figure 62 reproduisent le comportement non-linéaire du pli unidirectionnel en compression sens fibres (diminution progressive du module de Young en compression E_{11}^C). La loi d'évolution du E_{11}^C peut être écrite en fonction du module initial $(E_{11}^0)^C$ en compression (module tangent à l'origine de la courbe $\sigma(\varepsilon)$) à l'aide de l'équation (7) du paragraphe I.2.2.a (Ladevèze[5]). Cette équation est simplement un lissage par un polynôme d'ordre 2 en ε du comportement en compression ($\sigma_{11} = E_{11}^C\varepsilon_{11} = (E_{11}^0)^C(1-\gamma\varepsilon_{11})\varepsilon_{11}$). La même approche peut être réalisée pour reproduire le comportement non-linéaire élastique en traction.

Dans le chapitre V, le comportement en compression du T700/M21 sera simulé numériquement à l'aide d'une routine Fortran. L'expression de la contrainte sens fils introduite dans le modèle numérique a la forme suivante:

$$\sigma_{11}^{t+1} = \sigma_{11}^{t}(1-\gamma\varepsilon_{11}) \qquad (52)$$

où :

σ_{11}^{t+1} est la contrainte au pas de calcul *t+1* ;

σ_{11}^{t} est la contrainte calculée linéairement à l'aide du module de compression initial ;

γ est la constante qui décrit la diminution du module de compression ;

ε_{11} est la déformation sens fibres.

Sur la partie linéaire de la courbe de compression $\sigma(\varepsilon)$:

$$\sigma_{11}^{t} = E_{11}^{0} \cdot \varepsilon_{11} \tag{53}$$

La constante γ s'écrit alors :

$$\gamma = \frac{1}{\varepsilon_{11}} - \frac{\sigma_{11}^{t+1}}{E_{11}^{0} \cdot \varepsilon_{11}^{2}} \tag{54}$$

Le Tableau 5 présente les valeurs de $\left(E_{11}^{0}\right)^{C}$ calculées pour trois types d'éprouvettes sur la partie linéaire des courbes de compression (jusqu'à une contrainte de 200 MPa) ainsi que les valeurs du module à la rupture $\left(E_{11}^{R}\right)^{C}$. La Figure 63 présente l'évolution de γ en fonction de la déformation ε_{11}. γ fluctue considérablement et son évolution est non-linéaire. Pour chaque géométrie d'éprouvette, lorsque le niveau de déformation est élevé, γ tend vers une valeur constante : γ = 5 pour l'éprouvette Test_3, γ = 9 pour l'éprouvette Test_5 et γ = 10 pour l'éprouvette Test_6. En effet γ augmente lorsque la contrainte σ_{22} augmente (pour l'éprouvette Test_6 la constante γ est la plus élevée). Les courbes $\sigma(\varepsilon)$ obtenues par cette approche se superposent parfaitement aux courbes expérimentales corrigées par le facteur K_T (Figure 62).

La valeur γ retenue pour la modélisation numérique du comportement en compression du stratifié carbone/époxy est : γ = 10.

Type d'éprouvette	$\left(E_{11}^{0}\right)^{C}$ (MPa)	$\left(E_{11}^{R}\right)^{C}$ (MPa)	γ
Test_3 : Rayon de 22,67 mm et partie droite de 10 mm	127623	122260	5
Test_5 : Rayon de 57,07 mm et partie droite de 10 mm	117953	108190	9
Test_6 : Rayon de 47,5 mm (sans partie droite)	104212	92230	10
Moyenne	**116596**	**107560**	

Tableau 5. Les valeurs du module de compression $\left(E_{11}^{0}\right)^{C}$ et $\left(E_{11}^{R}\right)^{C}$ pour trois géométries testées.

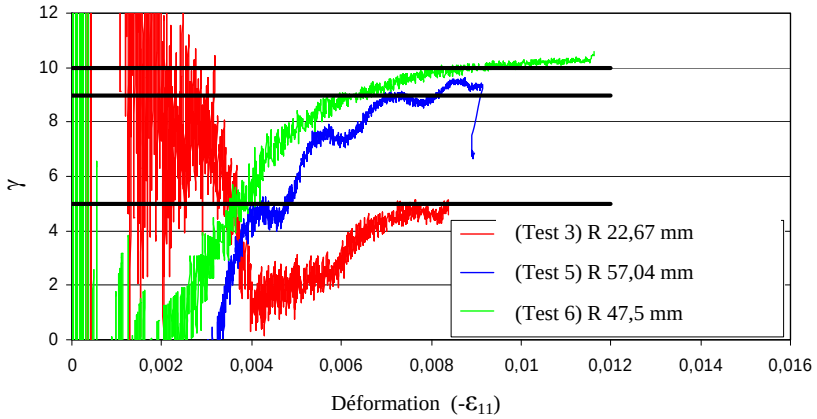


Figure 63. Courbes $\gamma(\varepsilon_{11})$ pour trois types d'éprouvettes C/E $[0°]_{24}$ sollicitées en compression.

Le Tableau 6 présente la synthèse des résultats obtenus suite aux essais de compression sur des éprouvettes de différentes géométries. La mesure de la déformation dans l'épaisseur du stratifié permet aussi de déterminer le coefficient de Poisson ν_{13}. Les résultats montrent que le coefficient de Poisson en compression est plus faible que celui en traction.

$\left(E_{11}^{0}\right)^{C}$ (MPa)	$\left(\nu_{12}^{0}\right)^{C}$	$\left(\nu_{13}^{0}\right)^{C}$	$(\sigma_{11}^{R})^{C}$ (MPa)	$(\varepsilon_{11}^{R})^{C}$ (%)
116600	0,29	0,29	1100	1,1

Tableau 6. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais de compression sur des stratifiés $[0°]_{24}$.

II.3.3. Traction sur des stratifiés $[90°]_8$

Les essais de traction sur des stratifiés $[90°]_8$ (Figure 64) permettent de calculer E_{22}^{0} et ν_{21}.

Pour ce stratifié : $\begin{cases}\sigma_{22}=\sigma_X\\ \varepsilon_{22}=\varepsilon_X\\ \varepsilon_{11}=\varepsilon_Y\end{cases}$ et la loi de comportement s'écrit :

$$\sigma_{22}=\sigma_X=E_{22}^{0}\varepsilon_X=-\frac{E_{22}^{0}}{\nu_{21}}\varepsilon_Y \tag{55}$$

La Figure 65 montre le comportement légèrement non-linéaire du stratifié $[90°]_8$ en traction. Comme pour les essais sur $[0°]_4$, le module d'élasticité E_{22}^{0} est relevé sur la partie linéaire des courbes, entre 10% et 50% de la contrainte à la rupture σ_{22}^{R}. Le coefficient de Poisson ν_{21} est déterminé d'une manière analogue à celle de ν_{12}. Il n'est pas utile de déterminer ν_{21} expérimentalement mais cela permet de vérifier que $\frac{\nu_{12}}{E_{11}^{0}}=\frac{\nu_{21}}{E_{22}^{0}}$.

La rupture du stratifié se produit brutalement. En effet, dès qu'une fissure apparaît, la propagation de l'endommagement se produit très rapidement (instabilité). L'endommagement ne peut donc pas être facilement identifié sur les courbes de ce type d'essai. C'est pour cette raison que d'autres essais sur des stratifications différentes ($[\pm60°]_{2s}$ et $[\pm45°]_{2s}$) sont nécessaires pour mettre en évidence l'endommagement sens travers d_{22}.

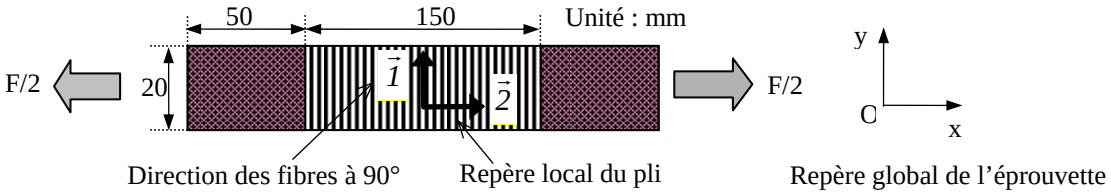


Figure 64. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[90°]_8$.

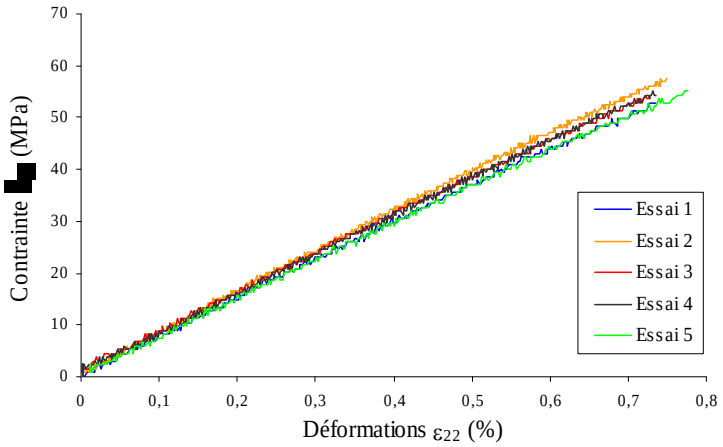


Figure 65. Courbes $\sigma_{22}(\varepsilon_{22})$ des essais sur stratifiés $[90°]_8$.

L'ensemble des caractéristiques déterminées grâce à ce type d'essai sont illustrées dans le Tableau 7.

E_{22}^0 (MPa)	ν_{21}^0	σ_{22}^R (MPa)	ε_{22}^R (%)
7690	0,02	55	0,75

Tableau 7. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[90°]_8$.

II.3.4. Traction sur des stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$

Les essais sur des stratifications croisées $[\pm 45°]_{2s}$ permettent de calculer le module de cisaillement G_{12}^0 sur la partie linéaire mais aussi l'évolution de l'endommagement en cisaillement d_{12}. La Figure 67 présente la courbe expérimentale $\tau_{12}(\gamma_{12})$ d'un stratifié $[\pm 45°]_{2s}$ sollicité en traction cyclée. En effet, les cycles charge-décharge donnent accès à la pente de rigidité du stratifié G_{12}^i correspondant à chaque cycle, noté *i*.

Pour ce stratifié (cf. Annexe 3 – équation A10) :

$$\gamma_{12}^{+45°} = \varepsilon_Y - \varepsilon_X \text{ et } \gamma_{12}^{-45°} = \varepsilon_X - \varepsilon_Y \tag{56}$$

$$\tau_{12} \cong \frac{\sigma_X}{2} \tag{57}$$

La loi de comportement du stratifié $[\pm 45°]_{2s}$ s'écrit :

$$\tau_{12} = G_{12}^0(\varepsilon_X - \varepsilon_Y) \tag{58}$$

Le module de cisaillement G_{12}^0 représente la pente à l'origine de la courbe $\tau_{12}(\gamma_{12})$. Les caractéristiques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$ sont présentées dans le Tableau 8.

La courbe $\tau_{12}(\gamma_{12})$ met en évidence le comportement fortement non-linéaire de ce type de stratifié croisé. Les non-linéarités apparaissent dès le premier cycle de chargement, à des faibles niveaux de déformation. Le niveau de déformation à la rupture est assez élevé (ε_{12}^R est de l'ordre de 7%) ce qui impose l'utilisation des jauges "grand allongement" (jusqu'à 20% de déformation).

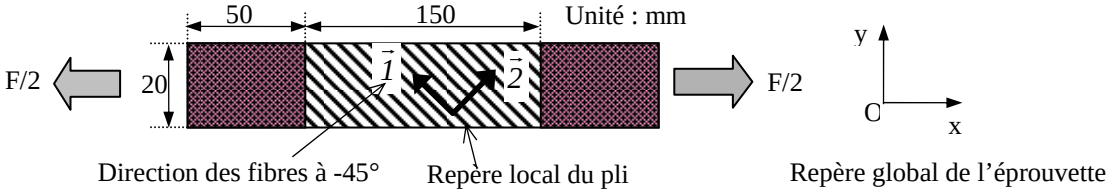


Figure 66. Eprouvettes de traction en carbone/époxy $[\pm 45°]_{2s}$.

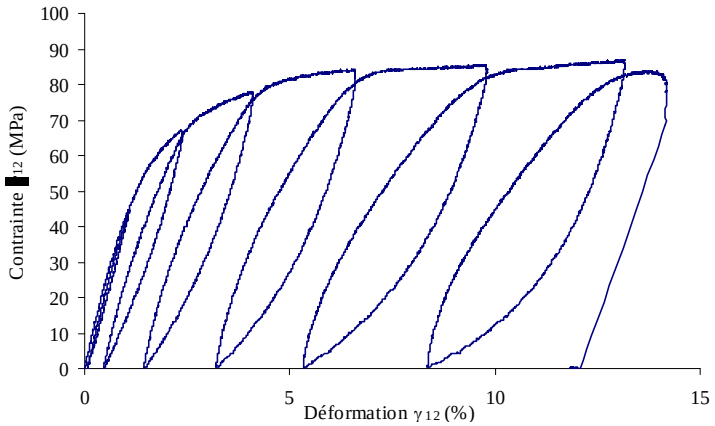


Figure 67. Courbes $\tau_{12}(\gamma_{12})$ des essais sur stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$.

G_{12}^0 (MPa)	τ_{12}^R (MPa)	$\gamma_{12}^R = 2\,\varepsilon_{12}$ (%)
4750	88	14,3

Tableau 8. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$.

II.3.5. Traction sur des stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$

Les essais sur des stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$ permettent de vérifier la validité des résultats obtenus pour les stratifiés $[90°]_8$ et $[\pm 45°]_{2s}$. Mais l'objectif primordial de ce type d'essai est d'identifier l'endommagement en traction transverse. En effet, cette stratification est spécialement choisie pour favoriser l'apparition des deux types d'endommagement : d_{12} et d_{22}.

La loi de comportement de la couche élémentaire permet d'écrire les expressions des contraintes σ_{22} et τ_{12} de la manière suivante :

$$\begin{cases} \sigma_{22} = \dfrac{\nu_{12}E_{22}}{1-\nu_{12}\nu_{21}}\varepsilon_{11} + \dfrac{E_{22}}{1-\nu_{12}\nu_{21}}\varepsilon_{22} = \dfrac{E_{22}}{1-\nu_{12}\nu_{21}}\left(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}\right) \\ \tau_{12} = G_{12}\gamma_{12} \end{cases} \tag{59}$$

Comme pour l'essai précédent, G_{12}^0 représente la pente de la partie linéaire de la courbe $\tau_{12}(\gamma_{12})$. Pour déterminer le module E_{22}^0, l'expression de la contrainte σ_{22} sera approximée de la manière suivante :

$$\sigma_{22} = \frac{E_{22}}{1-\nu_{12}\nu_{21}}\left(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}\right) \approx E_{22}\left(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}\right) \tag{60}$$

car suivant les résultats obtenus sur les stratifications $[0°]_4$ et $[90°]_8$ ($\nu_{12} = 0{,}33$ et $\nu_{21} = 0{,}02$), le terme $\nu_{12}\nu_{21}$ peut être négligé. Le module E_{22}^0 est déduit alors à partir de la pente à l'origine de la courbe $\sigma_{22} = f\left(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}\right)$.

La contrainte moyenne de traction mesurée lors de l'essai est :

$$\sigma_X = \frac{1}{h}\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_X\, dz = \frac{1}{2}\left(\sigma_X^{+60°} + \sigma_X^{-60°}\right) \tag{61}$$

où *h* est l'épaisseur du stratifié. En remplaçant dans la formule ci-dessus les contraintes $\sigma_X^{+60°}$ et $\sigma_X^{-60°}$ par :

$$\sigma_X^{\theta°} = \underbrace{\left[T_1\right]^{T\,\theta°}\left[Q\right]\left[T_1\right]^{\theta°}}_{[\tilde{A}]}\left[\varepsilon_{ij}\right]_{(X,Y)} = \left[\tilde{A}\right]\left[T_2\right]\left[\sigma_{ij}\right]_{(1,2)}\left[\varepsilon_{ij}\right]_{(1,2)} \tag{62}$$

avec *[T₁]* et *[T₂]* les matrices de passage (changement de repère) et *[Q]* la matrice de Hooke définies en Annexe 3, les expressions des contraintes dans les plis à ±60° s'écrivent en fonction de la contrainte appliquée σ_X de la manière suivante :

$$\sigma_{11} = 0{,}45\,\sigma_X\,,\ \sigma_{22} = 0{,}54\,\sigma_X \text{ et } \tau_{12} = -0{,}55\,\sigma_X \tag{63}$$

Ces relations sont valables en supposant que le rapport $\dfrac{\tau_{12}}{\sigma_{22}}$ est constant (l'endommagement ne change pas le rapport des contraintes). Cette hypothèse sera vérifiée a posteriori après avoir déterminé l'évolution des endommagements.

La déformation γ_{XY} des stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$ est nulle. Les déformations dans les plis s'écrivent alors en fonction de ε_X et ε_Y de la manière suivante :

$$\begin{cases} \varepsilon_{11} = c^2\varepsilon_X + s^2\varepsilon_Y \\ \varepsilon_{22} = c^2\varepsilon_X - s^2\varepsilon_Y \\ \gamma_{12} = 2sc(\varepsilon_X - \varepsilon_Y) \end{cases} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} c = \cos 45° \\ s = \sin 45° \end{cases} \tag{64}$$

La Figure 68 montre les courbes expérimentales $\tau_{12}(\gamma_{12})$ et $\sigma_{22}(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$ d'un essai de traction sur un stratifié $[\pm 60°]_{2s}$. Les résultats obtenus après exploitation des courbes d'essai sont présentés dans le Tableau 9.

La comparaison des résultats des essais sur des stratifiés $[90°]_8$ à ceux des essais sur $[\pm 60°]_{2s}$ montre que les valeurs de E_{22}^0, σ_{22}^R et ε_{22}^R sont proches malgré l'instabilité de l'essai à 90°. La comparaison des résultats des essais sur des stratifiés $[\pm 45°]_{2s}$ à ceux des essais sur $[\pm 60°]_{2s}$ a mis en évidence des valeurs proches du module de cisaillement G_{12}^0, alors que la contrainte et l'allongement à la rupture sont très différents.

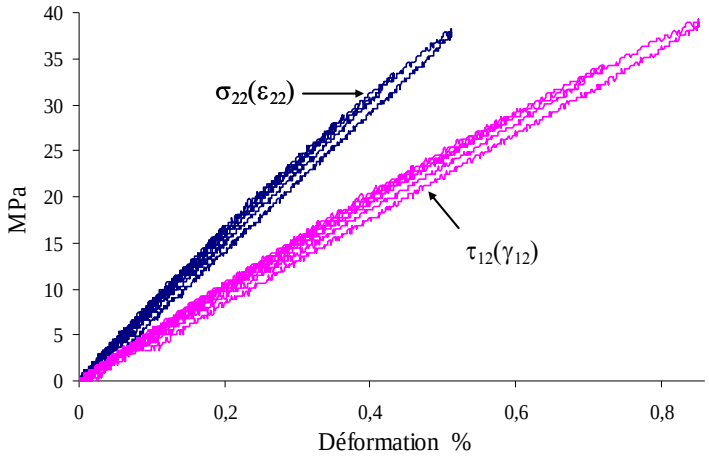


Figure 68. Courbes $\sigma_{22}(\varepsilon_{22})$ et $\tau_{12}(\gamma_{12})$ des essais sur stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$.

E_{22}^0 (MPa)	G_{12}^0 (MPa)	σ_{22} (MPa) pour σ_X^R	ε_{22} (%) pour σ_X^R	τ_{12}^R (MPa)	γ_{12}^R (%)
8230	4890	42,7	0,6	44	1,01

Tableau 9. Caractéristiques mécaniques obtenues à partir des essais sur des stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$.

II.4. Identification des lois d'endommagement

II.4.1. Méthode

L'identification des lois d'endommagement à partir des essais sur le matériau T700/M21 a été effectuée en utilisant le modèle du LMT Cachan. Ce modèle a été développé par Ladevèze[5] et appliqué par la suite sur différents matériaux (T300/914, IM6/914, AS4/PEEK) (Lachaud[7],[8]). Il est formulé selon la théorie de l'endommagement et de la plasticité couplée à l'endommagement définie au paragraphe §I.2.2.c. La méthode d'identification des paramètres E_i (module élastique endommagé), $(R+R_0)_i$ (seuil de plasticité) et p_i (plasticité cumulée) correspondant à un cycle de chargement i est schématisée sur la Figure 69.

Les principaux paramètres à identifier ainsi que les formules à appliquer sont résumés dans le Tableau 10. Les variables sont calculées à chaque cycle de chargement d'indice i.

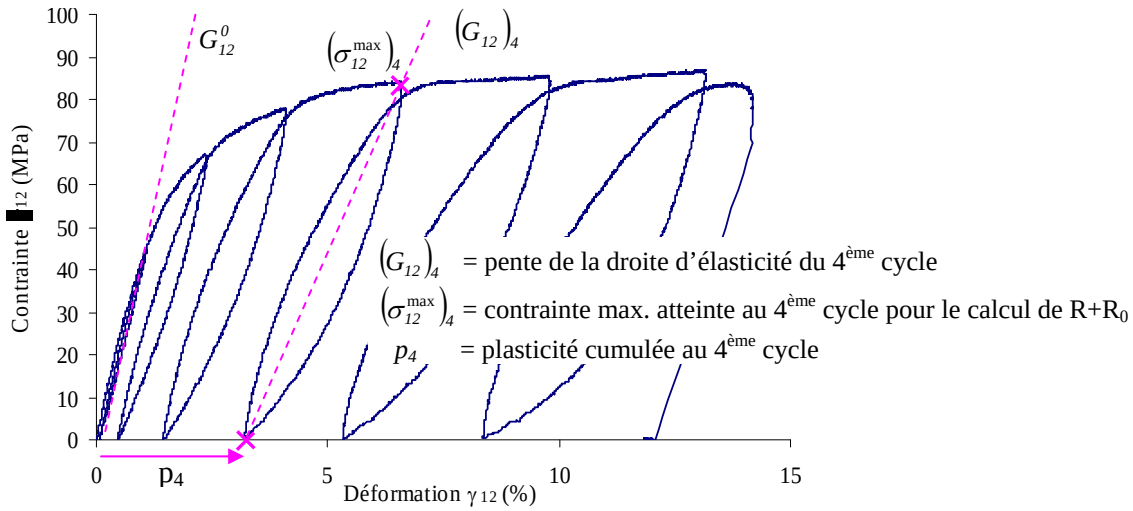


Figure 69. Courbe $\tau_{12}(\gamma_{12})$ d'un essai de traction sur un stratifié C/E $[\pm 45°]_{2s}$.

Variable d'endommagement	d_i	$d_i = 1 - \frac{E_i}{E^0}$
Endommagement "total"	Y_i	$Y_i = \sqrt{(Y_{d_{12}})_i + b(Y_{d_{22}})_i}$
Taux de restitution d'énergie libre	Y_{d_i}	$Y_{d_i} = \frac{1}{2}\frac{\sigma_i^2}{E_i(1-d_i)^2}$
Plasticité cumulée	p_i	$\varepsilon^p(1-d_i)$
Seuil d'élasticité	$(R+R_0)_i$	$\frac{\sigma_i}{1-d_i}$
Rapport des rigidités	b	$b = \frac{(E_{22})_i}{(G_{12})_i}$
Coefficient de pondération des contraintes	a^2	$a^2 = \frac{\varepsilon_{22}^p(1-d_{22})^2}{2\varepsilon_{12}^p(1-d_{12})^2}$

Tableau 10. Paramètres à identifier.

II.4.2. Endommagement en cisaillement d_{12}

L'endommagement en cisaillement est présent dans les stratifications $[\pm 45°]_{2s}$ et $[\pm 60°]_{2s}$ sollicitées en traction. Cependant, c'est l'essai de traction sur $[\pm 45°]_{2s}$ qui permet d'obtenir les valeurs les plus importantes de la variable d'endommagement d_{12} en raison de déformations maximales très élevées. Pour cet essai, l'endommagement en cisaillement est prépondérant (σ_{22} est très faible). L'endommagement en traction transverse peut être négligé, d'où la relation finale de l'endommagement de la matrice :

$$Y_i = \sqrt{(Y_{d_{12}})_i} = \sqrt{\frac{1}{2}G_{12}^0\left((\varepsilon_X)_i - (\varepsilon_Y)_i\right)^2} \qquad (65)$$

L'évolution de la variable d'endommagement d_{12} est illustrée en fonction du taux de restitution d'énergie Y relevé sur les courbes des essais à $[\pm 45°]_{2s}$ sur la Figure 70. Pour décrire cette évolution de l'endommagement, dans la bibliographie (Ladevèze[5], Lachaud[7]) deux formes de fonctions caractéristiques ont été utilisées, l'une

linéaire, l'autre logarithmique. Dans le cadre de cette étude, l'évolution de d_{12} est plus proche d'une loi logarithmique (Figure 70). Par ailleurs, Lachaud[7] a aussi identifié cette évolution comme logarithmique.

La courbe d'évolution de l'endommagement est identifiée par une courbe logarithmique d'équation :

$$d_{12} = 0{,}355 \ln(Y) + 0{,}32 \tag{66}$$

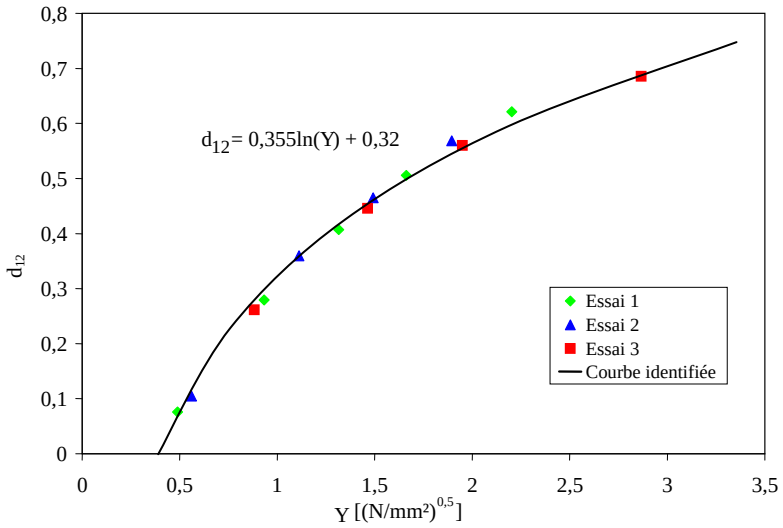


Figure 70. Evolution de l'endommagement en cisaillement : d_{12}= f(Y) pour le stratifié T700/M21.

II.4.3. Endommagement en traction transverse d_{22}

L'endommagement en traction transverse a été identifié sur des stratifications à $[\pm 60°]_{2s}$. Pour ce type de stratifié, la matrice s'endommage non seulement en traction transverse mais aussi en cisaillement :

$$Y = \sqrt{(Y_{d_{12}})_i + (Y_{d_{22}})_i} = \sqrt{\frac{(\tau_{12}^2)_i}{2G_{12}^0(1-d_{12})^2} + b\frac{(\sigma_{22}^2)_i}{2E_{22}^0(1-d_{22})^2}} \tag{67}$$

L'endommagement de la matrice peut être calculé à partir des mesures de déformation fournies par les jauges :

$$Y = \sqrt{\frac{1}{2}G_{12}^0\left((\varepsilon_X)_i - (\varepsilon_Y)_i\right)^2 + b\frac{1}{2}E_{22}^0\frac{(1+\nu_{12}^0)}{(1-\nu_{12}^0\cdot\nu_{21}^0)}\left((\varepsilon_X)_i + (\varepsilon_Y)_i\right)^2} \tag{68}$$

L'évolution de l'endommagement d_{22} en fonction de Y et $Y_{d_{22}}$ est linéaire (Figure 71). La courbe $d_{22}(Y)$ est donc identifiée par une droite de la forme :

$$d_{22} = 0{,}377Y - 0{,}019 \tag{69}$$

et $d_{22}(Y_{d_{22}})$ par une droite d'équation :

$$d_{22} = 0{,}254Y_{d_{22}} - 0{,}02 \tag{70}$$

Sur la Figure 71, une certaine dispersion des résultats peut être remarquée. La dispersion des résultats peut s'expliquer de plusieurs façons :

- toute erreur de fabrication-préparation de l'éprouvette (orientation des plis et défaut d'alignement lors du collage des jauges par exemple) est pénalisante sur la précision des résultats car les allongements sont faibles ;
- les cycles donnent des courbes très "bruitées" où il est difficile de lire les valeurs de contraintes et d'allongement.

A titre de comparaison, la droite d'évolution de la variable d_{22} pour un autre stratifié à fibres de carbone et à matrice thermodurcissable, le T300/914 est : $d_{22} = 0{,}418Y - 0{,}091$ (Lachaud[7]).

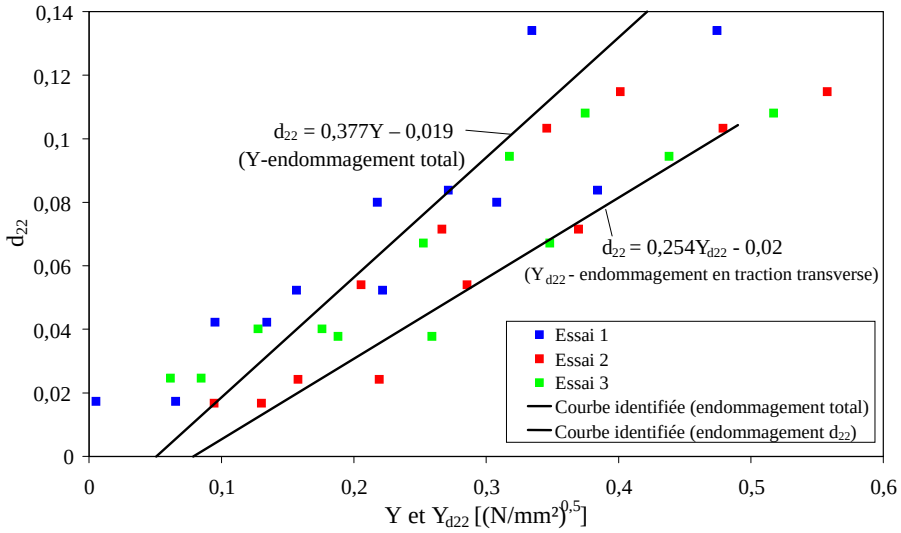


Figure 71. Evolution de l'endommagement en traction transverse : d_{22}= f(Y) et d_{22}= f($Y_{d_{22}}$) pour le stratifié T700/M21.

Remarque : afin de vérifier l'hypothèse concernant le calcul des contraintes transverses et de cisaillement dans les plis à ±60°, les modules endommagés ont été pris en compte dans les équations de comportement global du stratifié, ce qui a permis de retrouver le comportement expérimental :

$$\underbrace{\begin{Bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}}_{\text{Effort appliqué}} = \underbrace{[A]}_{\substack{\text{Matrice de raideur du stratifié} \\ \text{fonction des modules dégradés}}} . \underbrace{\begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ 0 \end{Bmatrix}}_{\text{Déformation des jauges}} \quad \text{où } A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} \left[E_{ij} \right]^k .e_k \qquad (71)$$

F est l'effort appliqué à l'éprouvette, e_k est l'épaisseur du pli noté k, ε_X et ε_Y sont les déformations données par les jauges. La Figure 72 montre la comparaison entre les résultats expérimentaux et ceux obtenus par recalage inverse (recalage des points pour F = 500 N, 1000 N, 2000 N et 3000 N).

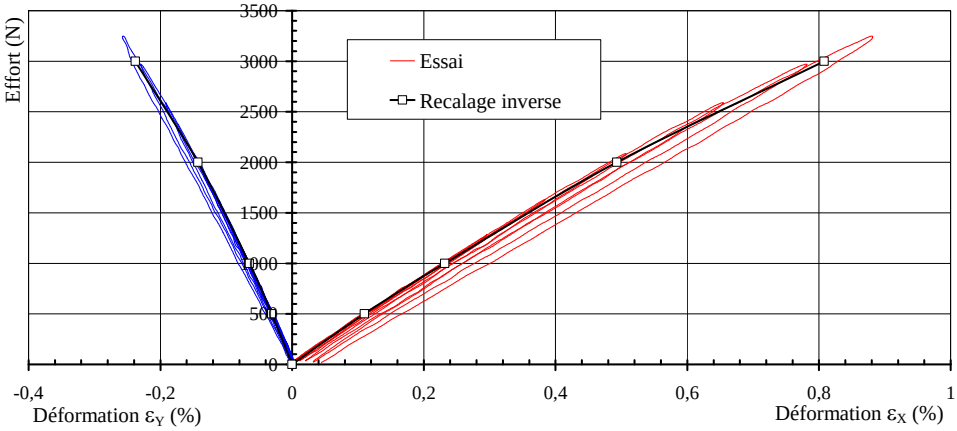


Figure 72. Comparaison des résultats d'essais sur stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$ avec les résultats obtenus par recalage inverse.

Cette constatation permet également de déduire l'endommagement sens travers simplement à partir de l'endommagement en cisaillement sur un essai à ±45°, le rapport des modules endommagés étant constant.

II.4.4. Plasticité

L'évolution du seuil de plasticité $(R+R_0)$ en fonction de la variable d'écrouissage isotrope p_i peut être déterminée en cisaillement et en traction transverse. En raison d'une grande dispersion des résultats sur les stratifiés $[\pm 60°]_{2s}$, seules le courbes $(R+R_0)_{12}= f(p_{12})$ seront analysées (Figure 73). La courbe obtenue est non-linéaire, de forme exponentielle :

$$R + R_0 = 811{,}55\, p^{0{,}443} \tag{72}$$

Le premier seuil d'élasticité R_0 est identifié en prolongeant la courbe de la puissance sur l'axe des ordonnées (pour une déformation plastique nulle).

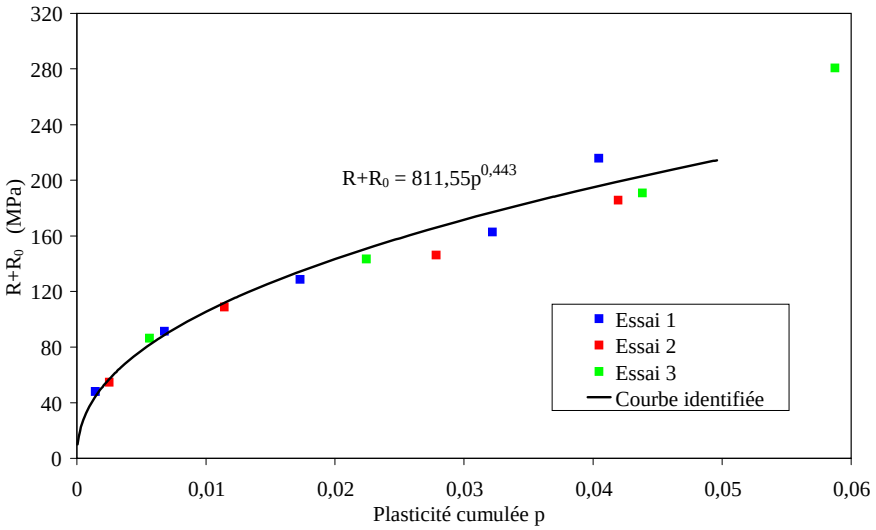


Figure 73. Evolution du seuil de plasticité en fonction de la plasticité cumulée: $(R+R_0)_{12}=f(p_{12})$.

II.5. Caractéristiques mécaniques - synthèse

Les essais réalisés sur différentes stratifications ($[0°]_4$, $[0°]_{24}$, $[90°]_8$, $[\pm 45°]_{2s}$, $[\pm 60°]_{2s}$) ont permis la caractérisation du comportement mécanique du composite stratifié carbone/époxy T700/M21. Les valeurs obtenues pour les coefficients élastiques du pli élémentaire sont présentées dans le Tableau 11.

Remarque : l'ensemble des résultats d'essais de caractérisation du T700/M21 est présenté en Annexe 4.

$\left(E_{11}^0\right)^{Traction}$ (MPa)	$\left(E_{11}^0\right)^{Compression}$ (MPa)	E_{22}^0 (MPa)	G_{12}^0 (MPa)	ν_{12}^0	ν_{21}^0
130300	116600	7600	4750	0,33	0,019

Tableau 11. Coefficients élastiques du pli élémentaire T700/M21.

Les caractéristiques mécaniques du stratifié carbone/époxy se dégradent lors des sollicitations cycliques. Il s'agit plus particulièrement des modules E_{22}^0 et G_{12}^0. Ce comportement endommageable en traction sens travers et en cisaillement a été décrit à l'aide des deux variables appelées variables d'endommagement : d_{22} et d_{12}. Des essais cycliques sur les stratifications $[90°]_8$, $[\pm 45°]_{2s}$ et $[\pm 60°]_{2s}$ ont permis d'établir les lois d'évolution pour l'endommagement d_{22} et d_{12} (Tableau 12).

Endommagement en traction sens travers	$d_{22} = 0{,}377Y - 0{,}019$
Endommagement en cisaillement	$d_{12} = 0{,}355 \ln\left(Y_{d_{12}}\right) + 0{,}32$

Tableau 12. Lois d'évolution des variables d'endommagement d_{22} et d_{12} pour un pli T700/M21.

Chapitre III

PERÇAGE DE PLAQUES EN CARBONE/EPOXY ET DEFAUTS ASSOCIES

III.1. Introduction

L'objectif principal de ce travail de thèse est d'établir l'influence des défauts de perçage sur la tenue en matage des stratifiés carbone/époxy. Afin d'atteindre ce but, des défauts de taille et de type différents doivent être créés volontairement lors du perçage du matériau étudié. Il est également nécessaire de réaliser des trous avec un minimum de défauts pour comparer le comportement des stratifiés avec et sans défauts de perçage. Dans un premier temps, une étude préliminaire a été menée pour faire le choix de l'outil et des conditions de perçage utilisés dans l'étude proprement dite.

La deuxième partie de ce chapitre est consacrée à l'analyse des défauts de perçage créés dans les stratifiés carbone/époxy référence T700/M21 par les méthodes retenues : perçage séparé de la plaque composite et des deux plaques en alliage 2017T4 (avec appui et sans appui de la plaque composite au droit du trou) et contre-perçage de l'ensemble (plaques 2017T4 et plaque composite) à différentes vitesses d'avance. A la fin du chapitre, une synthèse des résultats d'essais de perçage montre la relation entre les différentes conditions de perçage et les défauts créés dans le stratifié carbone/époxy (T700/M21).

III.2. Etude préliminaire : choix de l'outil de perçage

L'étude bibliographique réalisée au paragraphe §I.3.5 a mis en évidence l'existence de plusieurs choix concernant les outils et les conditions de perçage des matériaux composites. Une étude préliminaire a été alors réalisée afin de faire le choix de l'outil et des conditions de perçage utilisés dans ce travail de thèse.

L'idée de départ de cette étude a été de créer différents types de défauts dans le composite et de tester ensuite leur influence sur la tenue des assemblages. Par conséquent, la pré-étude a porté sur les défauts créés lors du perçage à l'aide de trois outils de coupe (Figure 74) : un outil spécifique neuf (OS), un foret classique usé (FU), et une fraise cylindrique deux tailles (FT) à coupe en bout. Ce choix d'outils ainsi que le choix des conditions de perçage ont été fait dans le but de créer volontairement des trous avec des défauts de perçage et des trous sans ou avec très peu de défauts (Tableau 13).

Les trois outils de coupe sont en carbure de tungstène micrograins : nuance K20 (outil spécifique et fraise) et nuance K30 (foret classique). Ce matériau a été choisi parce qu'il possède les qualités requises pour le perçage des composites à fibres de carbone : résistance à l'usure et ténacité cf. §I.3.5.b ([10], [81]).

Le perçage des plaques T700/M21 a été réalisé sur un centre d'usinage piloté par un directeur à commande numérique (VERTICAL VERNIER NUM MIL) à l'ISAE - DMMS. La vitesse de rotation (N) de la broche est constante et vaut 3600 tours/min. L'aspiration des copeaux pendant l'usinage et la protection des opérateurs ont été assurées conformément aux normes de sécurité en vigueur à l'ISAE.

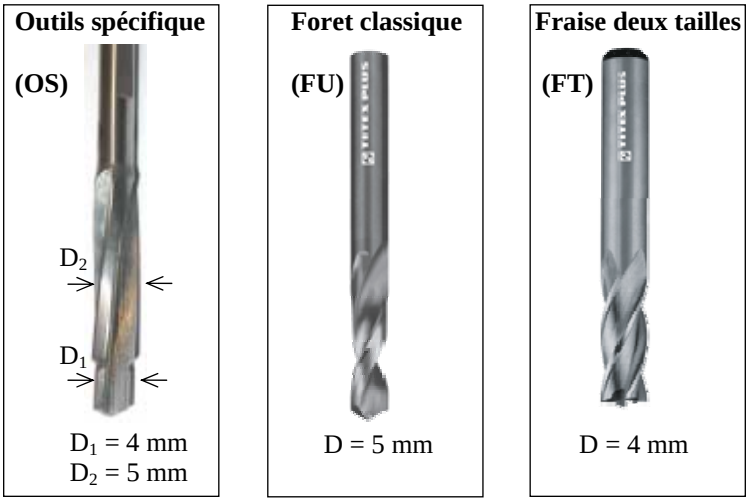


Figure 74. Outils de perçage des stratifiés T700/M21.

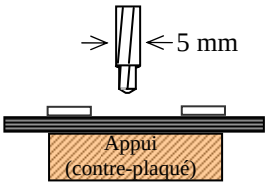
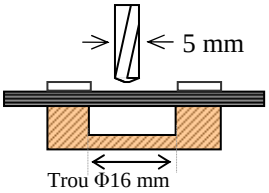
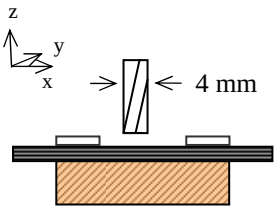
Outil de coupe	Conditions de coupe	Conditions d'appui	Objectif
OUTIL SPECIFIQUE (OS)	Perçage : N = 3600 tours/min f = 0,0025 à 0,1mm/dent/tour Nombre d'arêtes de coupe : 3		Obtenir de faibles défauts de perçage (taille des défauts visibles inférieure à 2 mm par rapport au bord du trou)
FORET HELICOÏDAL (FU)	Perçage : N = 3600 tours/min f = 0,01 à 0,1 mm/dent/tour Nombre d'arêtes de coupe : 2		Obtenir des défauts de perçage de taille supérieure ou égale au diamètre du trou (5 mm)
FRAISE DEUX TAILLES (FT)	Fraisage de profil par contournage (avec et sans avant-trou) : - en avalant - en opposition N = 3600 tours/min f_z = 0,05mm/tour/dent f_{xy} = 0,05mm/tour/dent Nombre d'arêtes de coupe : 4		Obtenir une très bonne qualité du trou (pas de défauts visibles)

Tableau 13. Conditions de perçage utilisées dans l'étude préliminaire.

Les essais de perçage ont été réalisés sur des stratifiés carbone/époxy (T700/M21) quasi-isotropes $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ de 2 mm d'épaisseur. Les défauts créés par les trois outils de perçage ont été analysés et comparés. L'influence de ces défauts de perçage sur la tenue mécanique des stratifiés a été établie via des essais en statique et en fatigue sur des assemblages boulonnés aéronautiques. L'ensemble des résultats obtenus a permis de connaître le comportement des composites stratifiés au perçage dans différentes conditions ainsi qu'au matage et de pouvoir faire ensuite le choix final des conditions de perçage de l'étude proprement dite (§III.3).

III.2.1. Essais de perçage avec un outil spécifique (OS)

Dans le cadre de cette pré-étude, le premier choix a porté sur un outil spécialement conçu pour le perçage des composites stratifiés. De ce fait, cet outil a été appelé "outil spécifique" et notée OS. Il a été choisi dans le but d'obtenir une bonne qualité des trous dans le composite (réduire le risque de défauts de perçage).

L'outil OS a été fourni par la société Latécoère (usine de Cornebarrieu). Il s'agit d'un outil étagé qui est à la fois foret et alésoir (Figure 74) c'est-à-dire qu'il est composé de deux parties : un foret de diamètre 4 mm qui permet de percer d'abord un avant-trou et un alésoir de diamètre de 5 mm qui calibre le trou. Le perçage d'un avant-trou de diamètre inférieur au diamètre final du trou permet de diminuer les efforts de coupe créés dans la matière lors du passage de la deuxième partie de l'outil (l'alésoir). Cela diminue les risques de propagation de fissures et de délaminages en sortie de trou dans le stratifié cf. §I.3.5.d. L'angle d'hélice λ_s de l'outil est faible (7°) ce qui permet de réduire les défauts à l'entrée du foret dans la matière.

En ce qui concerne les conditions de perçage, les avances par tour et par arête de coupe (f) choisies sont comprises entre 0,0025 et 0,1 mm/tr/dent. Les plaques composites sont percées avec appui au droit du trou pour limiter les risques de délaminage en sortie de trou. L'appui est constitué d'une planche en contre-plaqué.

Comme attendu, les défauts de perçage sont faibles. Ils deviennent visibles à l'œil nu pour des avances $f \geq 0{,}05$ mm/dent/tour :

- défauts d'entrée : décohésion de fibres du pli à 90° sur une surface inférieure à 0,5 mm² uniquement pour $f = 0{,}1$ mm/dent/tour ;
- défauts sur la paroi du trou (Figure 76) : très peu visibles sous forme de rugosités dans chaque pli à environ 45° et 225° entre la direction des fibres et la direction de la vitesse de coupe V_c appliquée au bec de chaque arête de coupe (§ I.3.5.d) ;
- défauts de sortie : arrachement de fibres sur une surface maxi de 0,25 mm² (taille des défauts inférieure à 1 mm par rapport au bord du trou).

Pour ce type de perçage, une analyse des défauts géométriques des trous (circularité, cylindricité) dans les plaques composites a été réalisée. Le Tableau 16 montre les mesures de diamètre de trou au niveau de chaque pli ainsi que les défauts de circularité associés. Ces mesures ont été effectuées sur une machine à mesurer tridimensionnelle MMT à l'aide d'un palpeur de 2 mm de diamètre (mesures à partir de 60 points sur la circonférence du trou, au niveau de chaque pli). Ces mesures ont permis de faire les constats suivants :

- diamètre moyen D_m : 5,029 mm ;
- allure elliptique des trous au niveau de chaque pli (Figure 74) à cause du "resserrement des fibres" sur les listels cf. § I.3.5.d : $D_{min} \approx 5{,}025$ mm, $D_{max} \approx 5{,}035$ mm (valeurs moyennes sur l'ensemble des mesures) ;
- le diamètre moyen D_m à la sortie de l'outil est légèrement inférieur à D_m à l'entrée du foret à cause de la flexion de la plaque à percer malgré la contre-plaque de soutien du stratifié et à cause des copeaux qui remontent et de la coupe latérale de la partie alesoir de l'outil ;
- les défauts géométriques augmentent lorsque la vitesse d'avance V_f augmente : par exemple, pour $f = 0{,}0025$ mm/tr/dent, le défaut de circularité est de 0,011 mm tandis que pour une avance $f = 0{,}1$ mm/dent/tr, le défaut de circularité est deux fois plus grand (0,025 mm).

Quelques commentaires s'imposent sur l'allure elliptique des trous dans un stratifié quasi-isotrope :

- le diamètre D_{min} des ellipses correspondant à chaque pli n'est pas systématiquement colinéaire aux fibres situées dans le pli (Figure 75). Plusieurs explications sont possibles : les mesures effectuées avec un palpeur de 2 mm de diamètre ont pu être perturbées par les plis adjacents en raison du rayon du palpeur ou bien par l'incertitude du positionnement en épaisseur de la plaque, au milieu des plis ; la rigidité des plis est légèrement modifiée par la présence (d'un coté et de l'autre) des plis d'orientation différente. Les mesures effectuées sur plusieurs trous confirment plutôt la deuxième hypothèse. D'ailleurs, les travaux de

Surcin[11] ont montré que la flexion maximale des fibres sous l'action de l'arête de coupe survient lorsque celle-ci est située à 60°-70° par rapport aux fibres (position relative) ;

- en raison du fait que les stratifiés sont quasi-isotropes, l'allure elliptique des trous au niveau de chaque pli ne se traduit pas par une forme elliptique globale du trou (l'enveloppe de la paroi du trou est quand même circulaire). Par contre, le perçage des stratifiés fortement orientés pourraient poser plus de problèmes de circularité.

Les essais de perçage avec l'outil OS ont donc permis de tester le comportement des stratifiés carbone/époxy à différentes vitesses d'avance et d'établir les types et la taille des défauts créés. Parmi les six avances testées, la valeur f = 0,01 mm/tr/dent a été retenue pour faire par la suite des essais de traction sur des assemblages. En effet, f = 0,01 mm/tr/dent est une valeur proche de celles utilisées dans l'industrie (habituellement $f \leq 0{,}05$ mm/tr) pour laquelle le stratifié ne présente pas de défauts de perçage.

	Pli	Profondeur (mm)	**f = 0,0025** mm/tr/dent		**f = 0,05** mm/tr/dent		**f = 0,1** mm/tr/dent	
			D_m (mm)	Défaut de circularité (mm)	**D_m** (mm)	Défaut de circularité (mm)	**D_m** (mm)	Défaut de circularité (mm)
Entrée	90°	0,125	5,032	0,009	5,035	0,014	5,033	0,039
	45°	0,375	5,029	0,013	5,032	0,01	5,031	0,012
	0°	0,625	5,031	0,011	5,031	0,008	5,031	0,011
	-45	0,875	5,031	0,012	5,031	0,009	5,029	0,015
	-45	1,125	5,032	0,013	5,03	0,009	5,028	0,015
	0°	1,375	5,031	0,008	5,026	0,009	5,029	0,011
	45°	1,625	5,032	0,013	5,026	0,014	5,027	0,014
Sortie	90°	1,875	5,031	0,014	5,016	0,046	5,02	0,047
	Moyenne		5,031	0,011	5,028	0,015	5,029	0,021
	Ecart type		0,001	0,0021	0,0058	0,0128	0,0039	0,0141

Tableau 14. Mesures MMT du diamètre moyen D_m et des défauts de circularité des trous percés avec un outil OS - stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

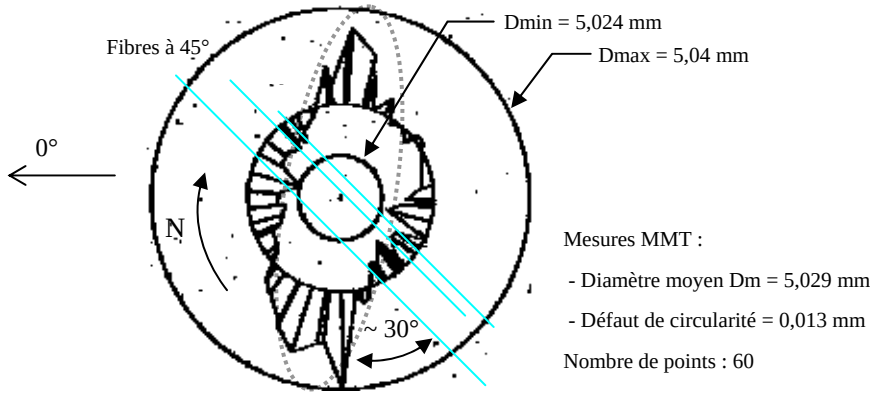


Figure 75. Allure elliptique du trou au niveau d'un plis à -45° d'un stratifié [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ (mesures MMT).

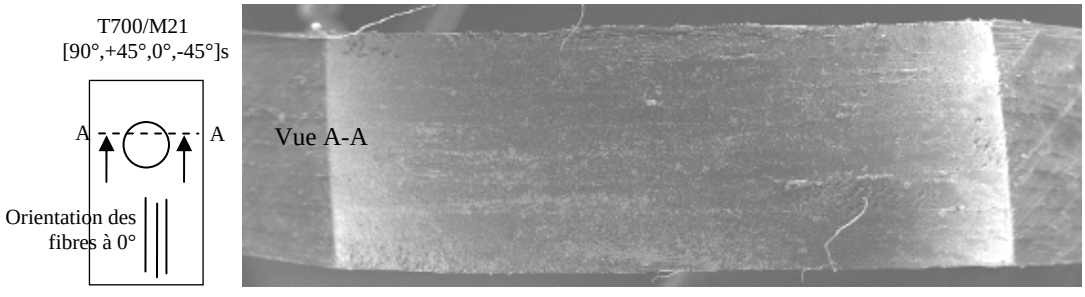


Figure 76. Paroi d'un trou percé avec un outil OS.

III.2.2. Essais de perçage avec un foret hélicoïdal usé (FU)

Comme expliqué au debut du paragraphe §III.2, l'objectif est de créer volontairement des défauts de perçage dans le composite pour pouvoir ensuite établir la relation entre ces défauts et le comportement mécanique des stratifiés. L'utilisation d'outils usés pour le perçage des matériaux composites augmente le risque d'apparition de défauts de perçage. C'est pourquoi, le deuxième choix d'outil faisant l'objet de cette étude préliminaire a porté sur un foret hélicoïdal usé noté FU. De plus, les stratifiés C/E ont été percés à des avances comprises entre 0,01 et 0,1 mm/dent/tour et sans appui au droit du trou pour favoriser l'apparition du délaminage en sortie de plaque cf. §I.3.5.d.

L'outil FU est un foret hélicoïdal classique de diamètre 5 mm (Figure 74) dont la géométrie n'est pas optimisée pour le perçage des stratifiés : angle de pointe de 118° et angle d'hélice λ_s = 28°. Pour favoriser l'apparition des défauts de perçage, le foret FU a été usé en perçant plus de 300 trous dans des stratifiés carbone/époxy de 2 mm d'épaisseur, à 3600 tr/min et à des avances variables. Les paramètres qui décrivent l'état d'usure du foret cf. à la Norme NF ISO-3685[81] sont :

- l'usure maximale en dépouille : VB_{max} = 0,3 mm,
- l'usure en cratère de la face de coupe : KT = 0.

La Figure 77 présente l'état d'usure du foret FU utilisé. Les images réalisées au microscope électronique montrent qu'il y a des dépôts de matrice ou de mélanges fibres-matrice sur l'outil (copeau adhérent).

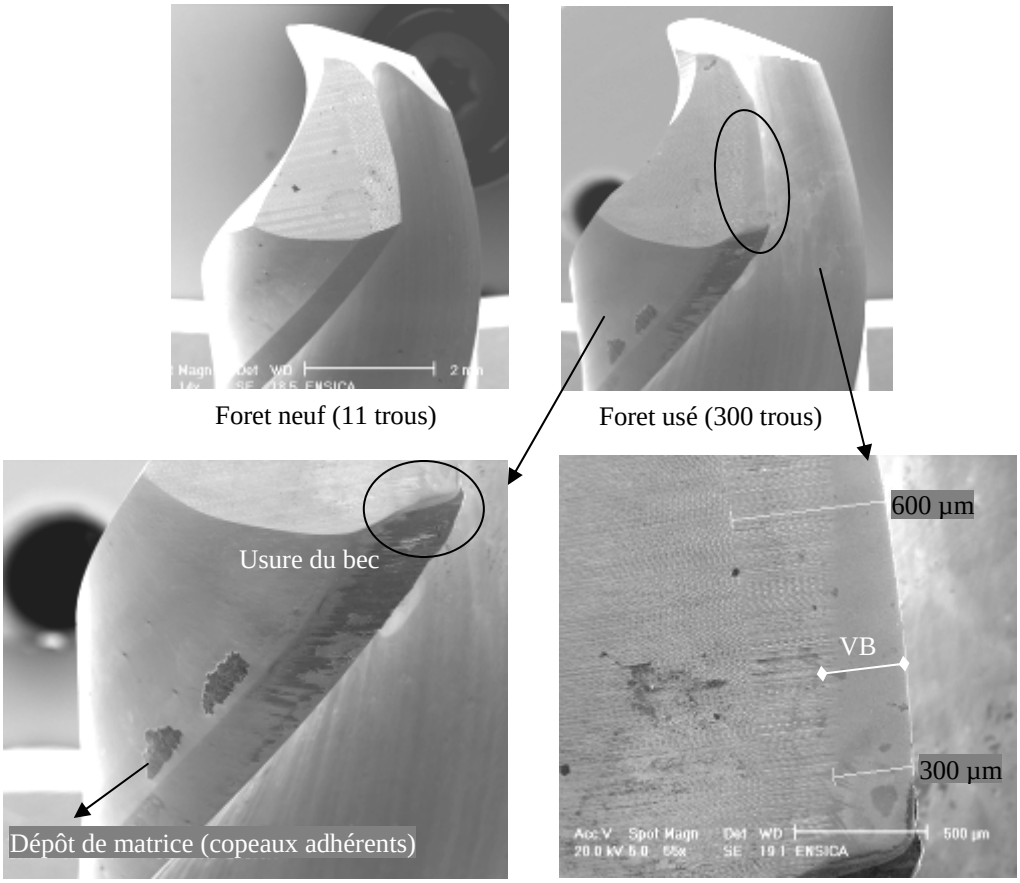


Figure 77. Images au microscope électronique d'un foret neuf et un foret usé.

Les dommages crées avec cette méthode de perçage sont beaucoup plus importants que ceux créés avec l'outil OS :

- défauts d'entrée : bavures, délaminages, décohésion de fibres sur une longueur maximale d'environ 10 mm à partir du bord du trou (pour $f \geq 0{,}07$ mm/dent/tour) ;
- défauts sur la paroi du trou : arrachement de fibres et de matrice, défaut de rugosité important (Figure 80) ;
- défauts de sortie : délaminage du dernier pli, bavures, fissuration matricielle.

Le cliché rayons X de la Figure 78 permet d'illustrer l'étendue des délaminages pour chaque avance utilisée. Pour $f \geq 0{,}05$ mm/dent/tour, la taille du délaminage est de plus de 5 mm par rapport au bord du trou. Les défauts sur la paroi du trou sont également mis en évidence par la radiographie RX (la zone foncée tout autour du trou - Figure 79). En effet, c'est la comparaison avec des stratifiés percés dans des conditions minimisant l'apparition des défauts qui permet de mieux rendre compte des défauts de paroi sur les clichés RX.

Lors du perçage avec un foret usé, le diamètre du trou D_m = 4,98 mm est inférieur à celui obtenu avec un foret neuf ou peu usé (D_m = 4,995 mm). Nous avons constaté que lorsque le foret est utilisé pour percer plus de 350 trous, le boulon ne se monte plus dans le trou. En effet, l'usure en dépouille (*VB*) génère l'augmentation du rayon d'acuité de l'arête de coupe, d'où un mauvais taillant de celle-ci. Les fibres de carbone sont donc moins bien cisaillées par les arêtes de coupe usées. Le "resserement des fibres" sur les listels est alors encore plus prononcé, d'où le diamètre inférieur à celui obtenu avec un foret neuf.

La valeur f = 0,05 mm/dent/tour est retenue pour faire ensuite des essais préliminaires sur la tenue en matage de stratifiés C/E. Dans les conditions de perçage exposées, l'avance f choisie crée des délaminages qui s'étendent sur une distance supérieure au diamètre du trou (par rapport au bord du trou), défauts qui sont tolérés dans certains cas pour des trous dans des composites stratifiés.

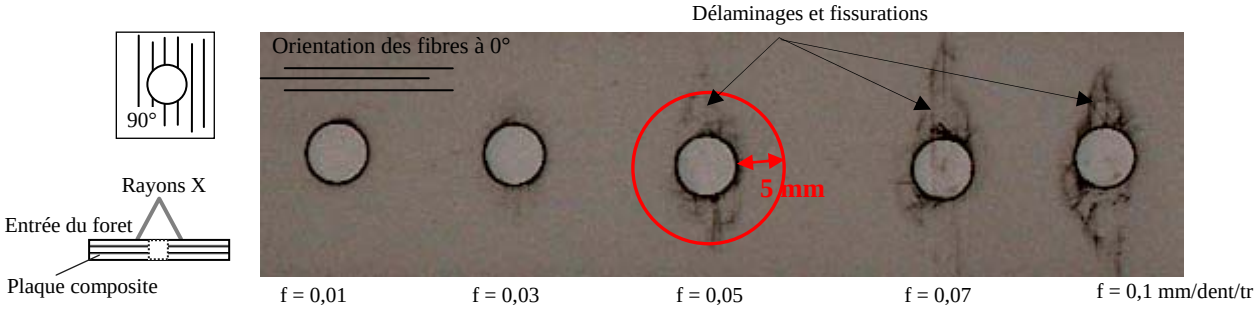


Figure 78. Cliché rayons X des défauts de perçage créés par un foret usé dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

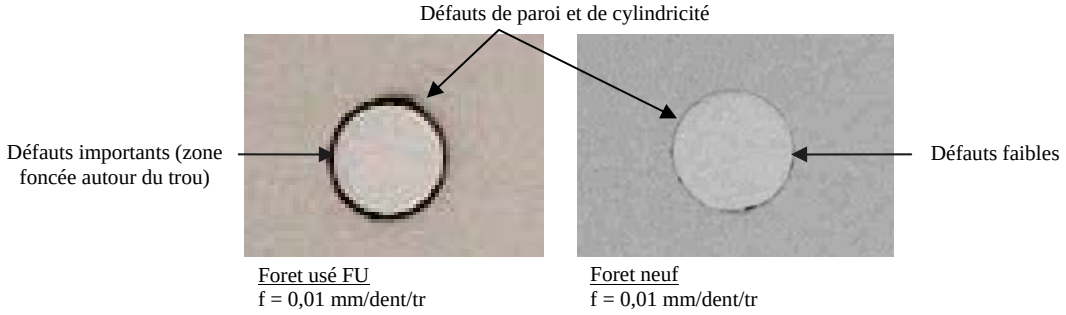


Figure 79. Clichés rayons X des défauts créés par un foret usé et un foret neuf dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

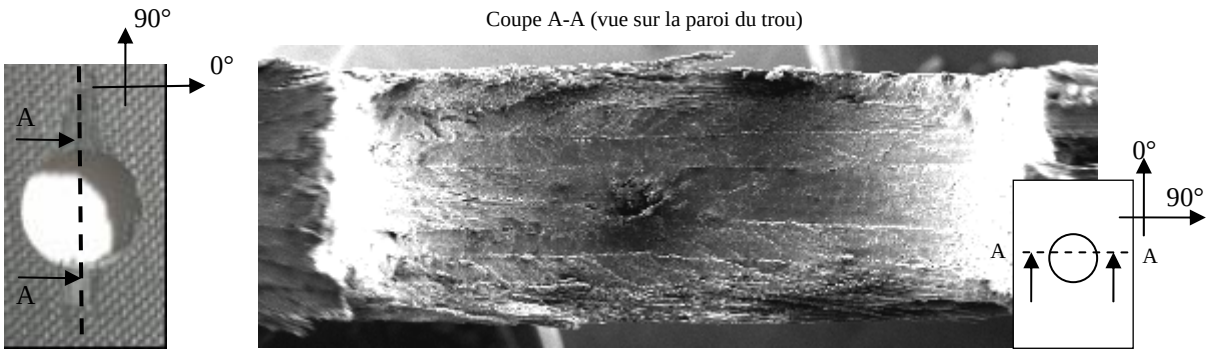


Figure 80. Défauts de perçage créés par un foret usé FU à 0,07mm/dent/tr dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

III.2.3. Usinage de trous par fraisage de profil avec une fraise deux tailles (FT)

Dans le cadre de l'étude préliminaire, la méthode d'usinage des trous par fraisage de profil (fraisage orbital) a été choisie afin d'obtenir une très bonne qualité de trou (minimiser les défauts de perçage). L'outil de coupe est une fraise cylindrique deux tailles (coupe en bout et coupe latérale) de diamètre 4 mm notée FT.

Le perçage des trous est réalisé par fraisage de profil en utilisant la technique du contournage en concordance (en "avalant") et en opposition (Figure 81). Pour chacune de ces méthodes, deux méthodes de perçage ont été testées : le perçage avec et sans avant-trou. Le choix du fraisage de profil avec avant-trou de diamètre 3 mm (perçage avec un foret hélicoïdal) a été fait pour diminuer les risques de délaminage dans le stratifié cf. §I.3.5.d. Pour toutes ces configurations, les plaques C/E sont percées avec appui au droit du trou. Les avances f_z et f_{xy} sont de 0,05 mm/dent/tour pour toutes les configurations d'essais. Comme pour les métaux, le fraisage en avalant des composites à fibres longues donne une meilleure qualité de la surface du trou que le fraisage en opposition (Ghidossi[12]).

Les mesures réalisées sur la MMT ont permis de constater que le diamètre du trou est de 5,05 mm, supérieur donc à celui obtenu avec l'outil OS (5,029 mm). Cet effet est dû à la méthode de fraisage de profil par contournage qui minimise l'effet de "resserrement des fibres". De plus, cette méthode d'usinage permet de minimiser les rugosités sur la paroi du trou (Figure 82) ainsi que les défauts à l'entrée et à la sortie de l'outil (analyse optique). Les défauts observés visuellement sont nettement inférieurs à ceux constatés pour les perçages avec les outils OS et FU. Cependant, les essais de fraisage de profil n'ont pas été concluant en raison de problèmes de pilotage des trajectoires de l'outil sur le centre d'usinage (le profil du trou n'est pas parfaitement reproduit) et du choix de l'outil. Pour ce type d'usinage, il aurait été plus judicieux d'utiliser un outil à aléser spécifique au lieu d'une fraise deux tailles. Des éprouvettes usinées par fraisage de profil en avalant (avec ou sans avant-trou) et en opposition (avec et sans avant-trou) seront tout de même testées dans cette pré-étude afin de vérifier leur tenue en matage.

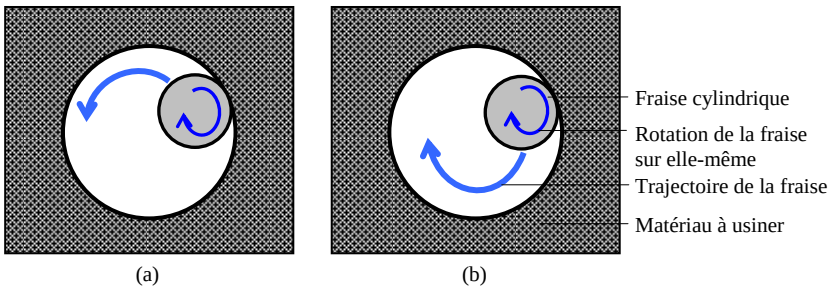


Figure 81. Perçage par fraisage de profil en avalant (a) et en opposition (b).



Figure 82. Paroi d'un trou percé par fraisage de profil en avalant dans un stratifié C/E.

III.2.4. Etude comparative

III.2.4.a. Défauts créés par les trois méthodes de perçage

Les trois outils testés (OS, FU et FT) ont créés différents types de dommages dans les stratifiés C/E. Plusieurs éléments concernant le perçage du matériau composite T700/M21 et les défauts associés ont pu être validés :

- l'augmentation de la vitesse d'avance *f* génère l'augmentation des défauts de perçage (taille des délaminages, défauts de circularité et des rugosités sur la paroi du trou) ;
- l'utilisation d'un foret usé augmente les défauts de perçage, notamment sur la paroi du trou. L'effet de "resserrement des fibres" est plus important d'où un diamètre de trou inférieur à celui obtenu avec un foret neuf ou peu usé ;
- l'allure des trous au niveau de chaque pli est sensiblement elliptique pour le perçage avec des forets hélicoïdaux (OS et FU) : D_{min} = 5,025 mm, D_{max} = 5,035 mm (perçage avec OS) et le diamètre D_{min} est orienté à 20-30° par rapport à la direction des fibres, ce qui confirme les résultats obtenus par Piquet[10], König[19] …

D'autres constats liés plus particulièrement aux types d'outils et à la nature du perçage ont été faits :

- l'utilisation d'un outil étagé (OS) avec un angle d'hélice réduit et un nombre d'arêtes de coupe supérieur à 2 a permis de limiter les défauts de perçage. L'avance et le mode d'appui restent des paramètres qui jouent sur la taille de dommages malgré la géométrie de l'outil conçu dans le but de les minimiser.

- l'usinage de trous par fraisage de profil a permis de limiter les dommages de perçage et d'améliorer l'état de surface du trou (rugosité faible) en réduisant l'effet de "resserement de fibres" typique du perçage avec un foret hélicoïdal. De plus, l'usinage par contournage permet d'ajuster le diamètre du trou et de compenser l'usure par des correcteurs d'outils à partir du directeur de commande numérique. Cependant, le fraisage par profil n'est pas une solution adéquate pour le perçage des trous de faible diamètre dans des plaques épaisses à cause du risque d'effets radiaux importants créés par la flexion d'outils de faible diamètre. Il est à noter que :
  - l'utilisation d'un outil à aléser avec un corps d'égale résistance à la flexion aurait donné de meilleurs résultats que la fraise deux tailles ;
  - le perçage de plaques épaisses nécessite l'utilisation d'outils ayant une avance axiale.

III.2.4.b. Effets du mode de perçage sur la tenue des stratifiés au sein d'assemblages boulonnés

L'influence du mode de perçage (donc l'influence des défauts associés) sur la tenue des stratifiés quasi-isotropes $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ a été établie par une série d'essais sur assemblages mixtes (métal-composite-métal). Des éprouvettes en carbone/époxy T700/M21 ont été percées suivant les trois modes de perçage présentées auparavant (trois outils différents (OS, FU et FT) et conditions de perçage différentes) et ensuite montées au sein d'assemblages boulonnés (Figure 83).

Les dimensions des éprouvettes en composite stratifié quasi-isotrope $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont : b = 30 mm, D = 5 mm, e = 20 mm et t = 2 mm afin d'obtenir une rupture par matage du stratifié. L'assemblage des plaques composites et métalliques (alliage 2017T4) a été réalisé avec des boulons aéronautiques en alliage de titane TA6V. Les écrous comportent des rondelles intégrées de forme ovale (les rondelles plastifient lors du serrage pour empêcher le desserrage de l'assemblage par la précontrainte introduite entre le filetage de l'écrou et celui du boulon). Le couple de serrage appliqué a été celui indiqué par le fabricant (C = 3,5 Nm) pour le diamètre choisi. Grâce au couple de serrage et à la précontrainte dans l'écrou, les plaques métalliques sont maintenues en contact avec le stratifié C/E. Les assemblages ont été sollicités en traction quasi-statique à une vitesse de 1 mm/min (déplacement imposé). Quelques assemblages ont été soumis à des sollicitations cycliques (fatigue) à une fréquence de 5 et 10 Hz. Etant donné que les essais en fatigue ont fait partie d'une phase exploratoire, les détails concernant la procédure expérimentale ainsi que les résultats obtenus seront présentés en Annexe 7.

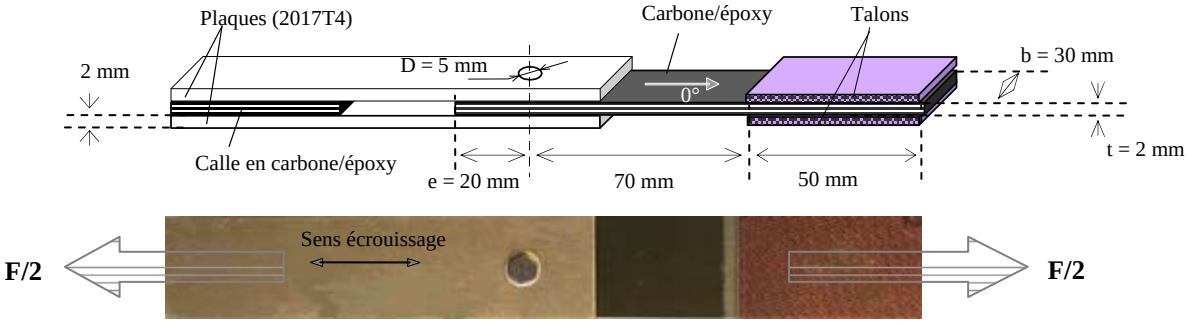


Figure 83. Géométrie des assemblages mixtes testés dans l'étude préliminaire.

Les essais de traction quasi-statique sur des assemblages ont été analysés globalement à partir des courbes effort-déplacement (Figure 84 et Figure 85). Les allures des courbes de comportement en matage sont similaires pour les trois types de perçage : partie linéaire, perte de raideur et plateau.

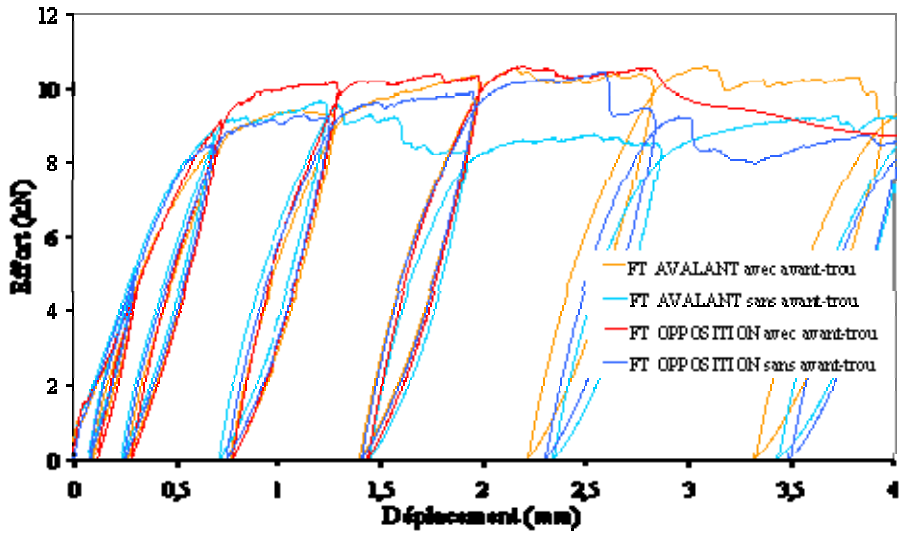


Figure 84. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés par fraisage avec l'outil FT.

La Figure 84 présente uniquement les courbes des essais sur des assemblages dont les stratifiés sont usinés avec l'outil FT par fraisage en avalant et en opposition avec et sans avant-trou. La comparaison des réponses globales des assemblages montre que les stratifiés usinés par fraisage en avalant avec avant-trou donnent les meilleurs résultats. Contrairement à ceux-ci, les stratifiés usinés par fraisage en opposition sans avant-trou semblent être moins résistants au matage. Ces résultats sont confirmés par une deuxième série d'essais mais les différences en termes de raideur et effort maximal entre ces quatre modes de perçage sont moins évidents. Un nombre plus important d'essais est nécessaire pour juger de l'effet positif de l'avant-trou et du fraisage en avalant par rapport à celui en opposition. Ghidossi[12], dans ses travaux de thèse, a mis en évidence l'effet néfaste du fraisage en opposition sur la qualité d'usinage et la tenue du carbone/époxy ce qui est en accord avec les résultats obtenus dans cette partie de l'étude.

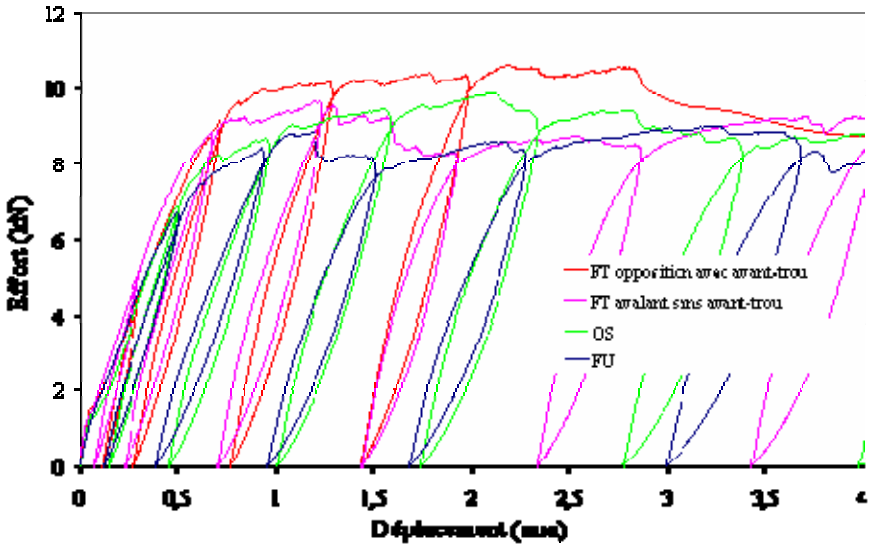


Figure 85. Courbes des essais sur des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec des outils différents (OS, FU, FT).

La Figure 85 réunit les courbes issues des essais sur des stratifiés percés avec les trois différents outils. Une première comparaison entre les courbes des stratifiés percés avec OS et FU permet de constater qu'il n'y a pas de différences significatives en termes de réponse globale. Les comportements sont relativement similaires malgré les conditions différentes de perçage et la présence des délaminages pour le perçage avec FU. Cependant, le niveau maximal de chargement atteint pendant l'essai est plus élevé dans le cas du stratifié percé avec l'outil OS que dans le cas d'un stratifié percé avec l'outil FU. Il y a donc un effet des défauts de perçage sur la tenue des plaques stratifiées en matage. A ce stade de l'étude, une hypothèse peut être faite : le comportement meilleur des plaques usinées par fraisage et notamment en avalant avec avant-trou est dû à l'état de surface du trou (faible rugosité, absence de défauts en bord de trou).

Les faibles différences remarquées entre les cas de figure étudiés sont dues au fait que les boulons sont montés avec un couple de serrage élevé (3,5 Nm) qui permet d'améliorer la tenue des stratifiés, même endommagés, en matage. Une autre hypothèse émise consiste dans le fait que le serrage permet de "fermer" les délaminages et de minimiser la propagation des défauts initiaux. De plus, dans un assemblage avec serrage, le transfert d'effort se fait également par frottement entre les plaques (une partie de l'effort transmis est transféré autrement que par matage de la plaque cf. §I.3.2), ce qui a comme conséquence la diminution de la sollicitation en matage de la paroi du trou endommagé ou non lors du perçage. L'effet positif du serrage sur le comportement des assemblages a été d'ailleurs prouvé par de nombreux auteurs cf. §I.3.4.d.

En ce qui concerne le mode d'endommagement en matage, pour des grandes déformations du trou, tous les stratifiés se comportent de la même manière. Les photos des stratifiés après sollicitation en matage montrent que le boulon "passe au travers" de la plaque composite. Ce phénomène provoque une accumulation de matière

dans la zone de recouvrement de l'assemblage qui conduit à des déformations hors plan (l'écartement des plaques métalliques, de relativement faible résistance mécanique cf. Figure 86). Ce phénomène d'accumulation des dommages dans la zone de forte concentration de contraintes sera analysé au Ch. IV.

Suite à cette partie expérimentale, quelques conclusions ont pu être faites sur le comportement global des assemblages métal/composite/métal sollicités en traction ainsi que sur l'influence des défauts de perçage. Les meilleurs résultats en termes de charge maximale atteinte lors des essais sont obtenus par les stratifiés usinés par fraisage de profil. Il s'agit de la méthode qui provoque le moins de défauts en bord de trou par rapport aux deux autres méthodes (perçage avec OS et FU). La présence des défauts de perçage a donc une influence sur la tenue mécanique des stratifiés en diminuant leur résistance au matage. Ce résultat a été également confirmé par les essais de fatigue (Annexe 7).

Rappel : l'objectif de cette pré-étude est de choisir l'outil et les conditions de perçage qui créent des défauts ayant une influence sur la tenue mécanique des composites stratifiés.

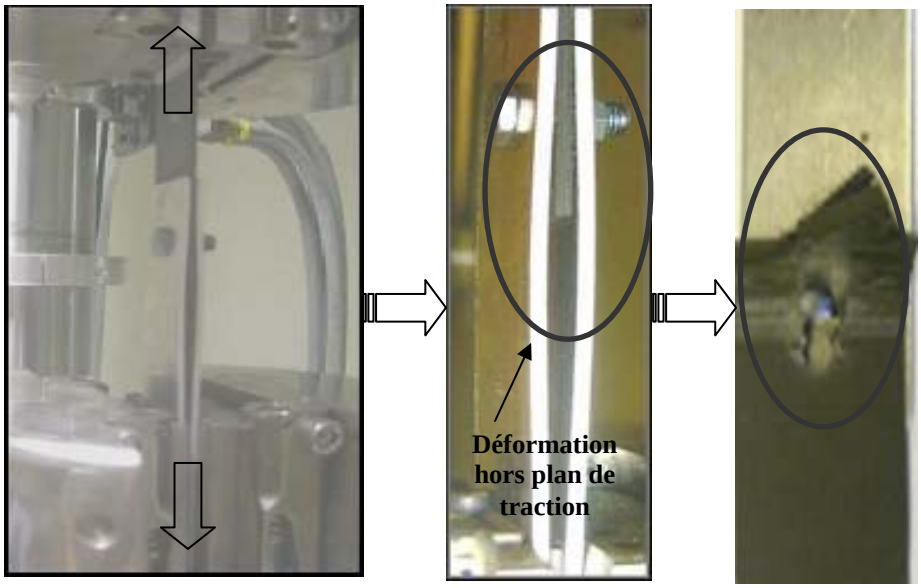


Figure 86. Comportement d'un assemblage mixte (métal/composite/métal) avec serrage lors d'un essai de traction.

III.2.5. Choix final de l'outil et des conditions de perçage

L'étude préliminaire sur les trois types d'outils a permis le choix final de l'outil et des conditions de perçage utilisés dans ce travail de thèse. L'outil retenu est le foret hélicoïdal classique en carbure de tungstène micrograins pour plusieurs raisons :

- Le foret hélicoïdal classique est adapté au perçage des matériaux métalliques et composites à la fois, ce qui présente un fort intérêt industriel. Ceci n'est pas le cas de l'outil OS qui s'use très rapidement au niveau de la pointe lors du perçage de métal en raison d'affûtage inapproprié ;
- Le foret hélicoïdal classique satisfait généralement les conditions de qualité de trou requises par les industriels et présente un bon rapport prix/qualité du trou (dans le composite et le métal) ;
- Le perçage par fraisage de profil avec l'outil FT ne peut être appliqué dans notre cas à cause des défauts de circularité induits par les écarts de trajectoires d'outil sur le centre d'usinage, et ceci, malgré la très bonne tenue en matage des stratifiés (les meilleurs résultats parmi les configurations testées). De plus, ce type d'usinage n'est pas retenu par les industriels surtout lors d'utilisation d'outillages portables.

Le foret faisant l'objet de l'étude proprement-dite sera un outil neuf (15 perçages maximum) afin d'éviter des problèmes liés au diamètre de trou (pour avoir une stabilité dimensionnelle).

En ce qui concerne les conditions de perçage, elles seront fonction :

- du mode de perçage : séparé ou contre-perçage. Le perçage séparé consiste à percer séparément les plaques constituant l'assemblage tandis que le contre-perçage est une méthode de perçage simultané des plaques métalliques et composites prises en sandwich. Le contre-perçage hybride simule des conditions qui peuvent arriver dans la pratique (dans le cas des réparations par exemple) quand les industriels sont amenés à percer à la fois des plaques de natures différentes. De plus, ce type de perçage permet d'économiser du temps, de réduire les coûts de fabrication et d'assurer le parfait alignement des trous dans les différentes plaques de l'empilement. D'ailleurs, des industriels ont lancé récemment des recherches au sein des laboratoires de l'IGM (Institut de Génie Mécanique de Toulouse) sur le développement et la mise au point d'outils dédiés à l'usinage de ces matériaux hybrides (thèse de doctorat en relation avec Airbus France) ;
- du mode d'appui lors du perçage séparé : perçage des stratifiés avec ou sans appui au droit du trou ;
- de l'avance *f* qui varie de 0,01 à 0,35 mm/dent/tr, ce qui représente une plage très large de valeurs (au-delà des valeurs utilisées dans la pratique). Ce choix a été fait pour mettre en évidence l'influence de *f* sur la qualité du perçage (défauts de perçage) dans les stratifiés C/E ainsi que sur la tenue en matage.

III.3. Essais de perçage avec un foret hélicoïdal

III.3.1. Configurations des essais de perçage

Le tableau ci-après réunit les différentes configurations des perçages réalisés avec l'outil retenu suite à l'étude préliminaire : foret hélicoïdal classique neuf en carbure de tungstène micrograins, nuance K20 de diamètre D = 5 mm. Afin d'éviter des problèmes d'usure du foret, chaque foret est utilisé pour percer au maximum 15 trous.

Stratifié C/E	**Méthode de perçage**	**Type d'appui**	**Avance *f*** (mm/dent/tour)					
$[90°, +45°, 0°, -45°]_s$	Perçage séparé	Avec appui Sans appui	0,01	0,05	0,1	0,15	0,25	0,35
	Contre-perçage	-	0,01	0,05	0,1	0,15	0,25	0,35
$[0°, +45°, 90°, -45°]_s$	Perçage séparé	Avec appui Sans appui	0,01	0,05	0,1	0,15	0,25	0,35
$[90°,+ 45°, 0°, -45°]_{2s}$	Perçage séparé	Avec appui Sans appui	0,01	0,05	0,1	0,15	0,25	0,35

Tableau 15. Configurations des essais de perçage.

III.3.1.a. Stratifications

Les essais de perçage ont été réalisés sur des plaques T700/M21 d'épaisseur relativement faible (2 et 4 mm) fabriquées suivant le protocole décrit en Annexe 2. Les stratifications choisies dans cette étude sont typiques à l'industrie aéronautique. Il s'agit de stratifications à symétrie miroir comportant le même nombre de pli à 0°, +45°, 90° et 135° (-45°) (stratifiés quasi-isotropes ou quadri-axiaux) :

- $[90°, +45°, 0°, -45°]_s$
- $[0°, +45°, 90°, -45°]_s$
- $[90°, +45°, 0°,-45°]_{2s}$

III.3.1.b. Méthodes de perçage

Deux méthodes de perçage des stratifiés carbone/époxy ont été utilisées : perçage séparé et contre-perçage.

- Perçage séparé

Ce type de perçage a été appliqué pour la plupart des éprouvettes C/E utilisées dans cette étude. Comme déjà exposé au paragraphe précédent (§III.2.5), il s'agit d'un perçage séparé des plaques composites et métalliques qui seront assemblées par la suite. Le perçage séparé est réalisé en deux modes différents : perçage avec appui (contre-plaqué) et perçage sans appui au droit du trou. Ce choix a été fait pour simuler des situations réelles de perçage des composites : avec appui (phase fabrication) et sans appui (réparations, surfaces difficiles d'accès). Dans les deux cas, la fixation des éprouvettes C/E lors du perçage a été réalisée de la même manière.

- Contre-perçage (perçage hybride)

Dans le cas étudié, le contre-perçage signifie le perçage à la fois des trois parties composantes d'un assemblage : la plaque composite et les deux plaques métalliques situées de part et d'autre du composite. Cette méthode de perçage est similaire à celle employée dans l'industrie aéronautique notamment pour des éclissages en simple cisaillement : perçage séparé des trous de référence dans les deux parties à assembler, puis application de mastic intercalaire (PRC) et assemblage (montage des fixations) suivi du contre-perçage du reste des trous. Le contre-perçage des pièces à assembler est également une solution incontournable lors des réparations de pièces composites.

Le positionnement et la fixation des trois parties de l'assemblage (deux plaques métalliques et une éprouvette composite avec talons) à percer simultanément, ont été réalisés à l'aide d'un montage spécifique (Figure 87). Ce montage a été conçu afin de respecter les longueurs de recouvrement quelles que soit les longueurs des plaques à percer.

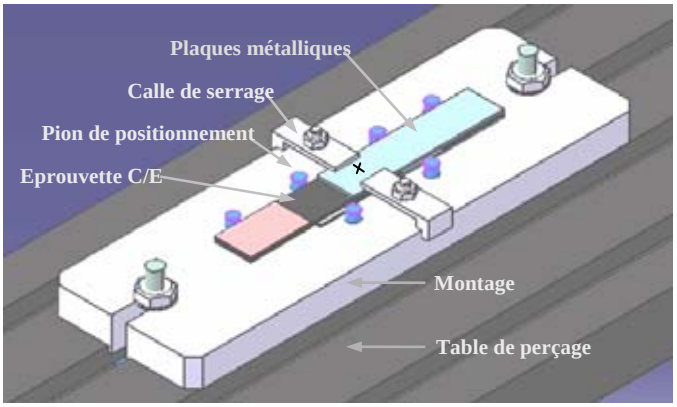


Figure 87. Montage du perçage hybride (contre-perçage).

III.3.1.c. Conditions de coupe

Les stratifiés carbone/époxy ont été percés sur un centre d'usinage piloté par un directeur à commande numérique (Vertical VERNIER CV800) sans lubrification, ni aspiration des copeaux. L'ensemble des expérimentations est réalisé avec une fréquence de rotation de broche de 3600 tours/min. Pour les deux méthodes de perçage (séparé et hybride), les vitesses d'avance du foret (V_f) varient entre 72 et 2520 mm/min ce qui correspond à des avances (f) de 0,01 à 0,35 mm/dent/tour.

Remarque : les avances testées dans la pré-étude (§III.2) ont été inférieures à 0,1 mm/dent/tour (720 mm/min) mais pour l'étude proprement dite, des avances beaucoup plus élevées par rapport à celles utilisées dans la pratique ont été testées. Ce choix a été fait pour créer des défauts de perçage de taille importante dans le

stratifié C/E et pour vérifier par la suite leur influence sur la tenue en matage des stratifiés. Ces conditions de coupe s'inscrivent bien évidemment dans une phase exploratoire qui est en accord avec les recherches menées par les industriels. Le but de ces recherches est de pouvoir percer plus rapidement (avance plus élevée) sans diminuer la résistance des assemblages composites. La baisse des performances des composites est liée aux défauts de différents types (défauts de fabrication, d'usinage, …) (Persson[15]). Cependant, la notion de tolérance aux dommages a été introduite pour justement pouvoir accepter des défauts qui ne produiraient pas de chute significative de la "résistance" des structures ou bien une modification de leur comportement.

III.3.2. Perçage séparé

III.3.1.d. Défauts d'entrée et de sortie

Le perçage avec ou sans appui des stratifiés C/E à différentes vitesses d'avance a permis tout d'abord de constater que la taille des défauts de perçage (délaminages visibles) augmente progressivement avec l'avance *f* (Figure 88). Les défauts constatés à l'entrée et à la sortie du trou sont typiques aux stratifiés : délaminages, arrachement des fibres et de la matrice. Les délaminages apparaissent dans les plis extrêmes (plis à 90° pour des stratifications $[90°,+45°,0°,-45]_s$) et ils sont orientés dans le sens des fibres. Les défauts d'entrée des éprouvettes percées avec appui deviennent visibles à l'œil nu à partir de 0,1 mm/tr/dent (Figure 88) tandis que pour les éprouvettes percées sans appui, ce sont les défauts en sortie qui deviennent visibles dès 0,05 mm/dent/tr.

Remarque : lorsque les stratifiés sont percées avec appui, l'étendue des défauts d'entrée est légèrement supérieure à l'étendue des défauts de sortie tandis que pour les plaques percées sans appui, le phénomène est inverse (défauts de sortie plus étendus que les défauts d'entrée). Cf. §I.3.5.d, les défauts en sortie de trou apparaissent lorsque l'effort de poussée critique est supérieur à l'effort de cohésion de la matrice entre les plis (Piquet[10]). Le risque de propagation de fissure est augmenté lorsque le perçage est réalisé sans appui au droit du trou ce qui explique la taille des défauts de sortie plus grande pour un perçage sans appui.

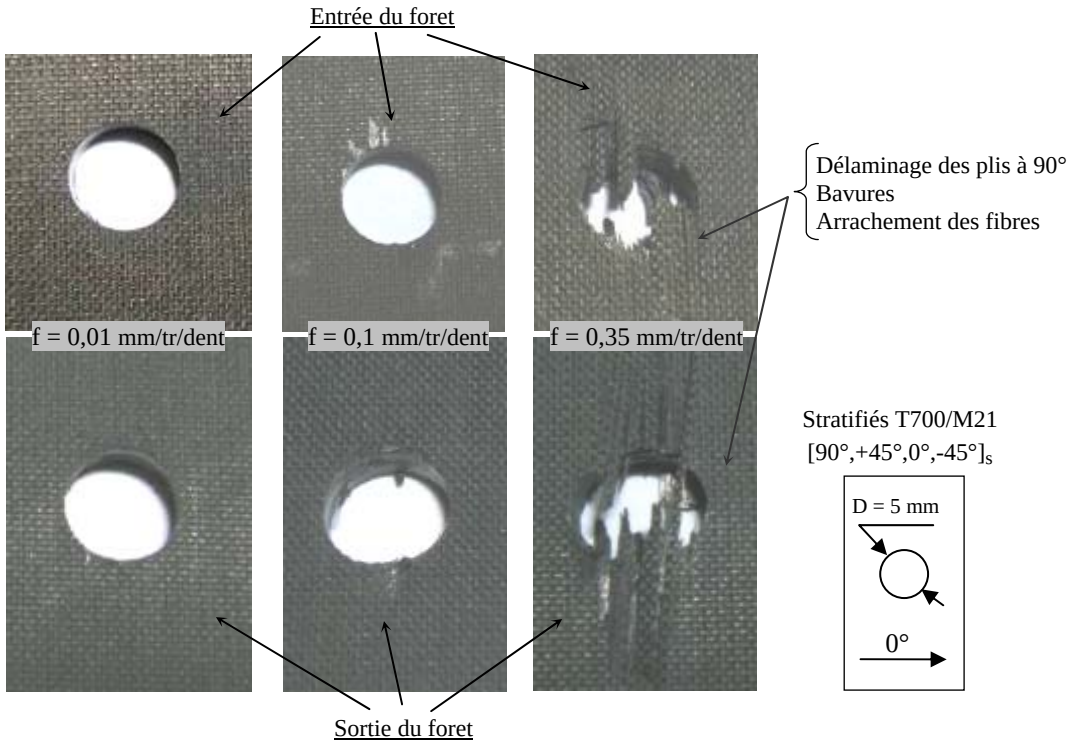


Figure 88. Défauts de perçage dans un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percé avec appui à différentes avances f.

Le contrôle non destructif des défauts de perçage a été réalisé par radiographie (rayons X) des stratifiés C/E. Le montage pour la radiographie RX est identique pour tous les échantillons (Figure 89). Les clichés rayons X de la Figure 90 permettent de visualiser l'étendue des délaminages des plis extrêmes (90° dans ce cas) et de mieux rendre compte de la forte influence de l'avance *f* sur leur taille. De plus, la différence entre les deux modes de perçage est mise en évidence : lorsque le perçage est réalisé sans appui au droit du trou, les défauts sont nettement plus importants par rapport à ceux créés lors du perçage avec appui pour la même vitesse d'avance !

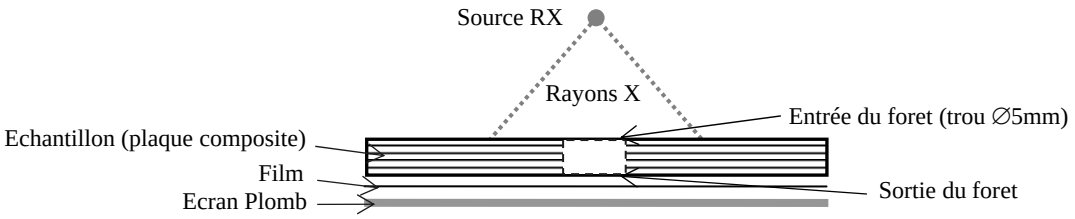


Figure 89. Montage pour la radiographie X des plaques composites percées dans différentes conditions.

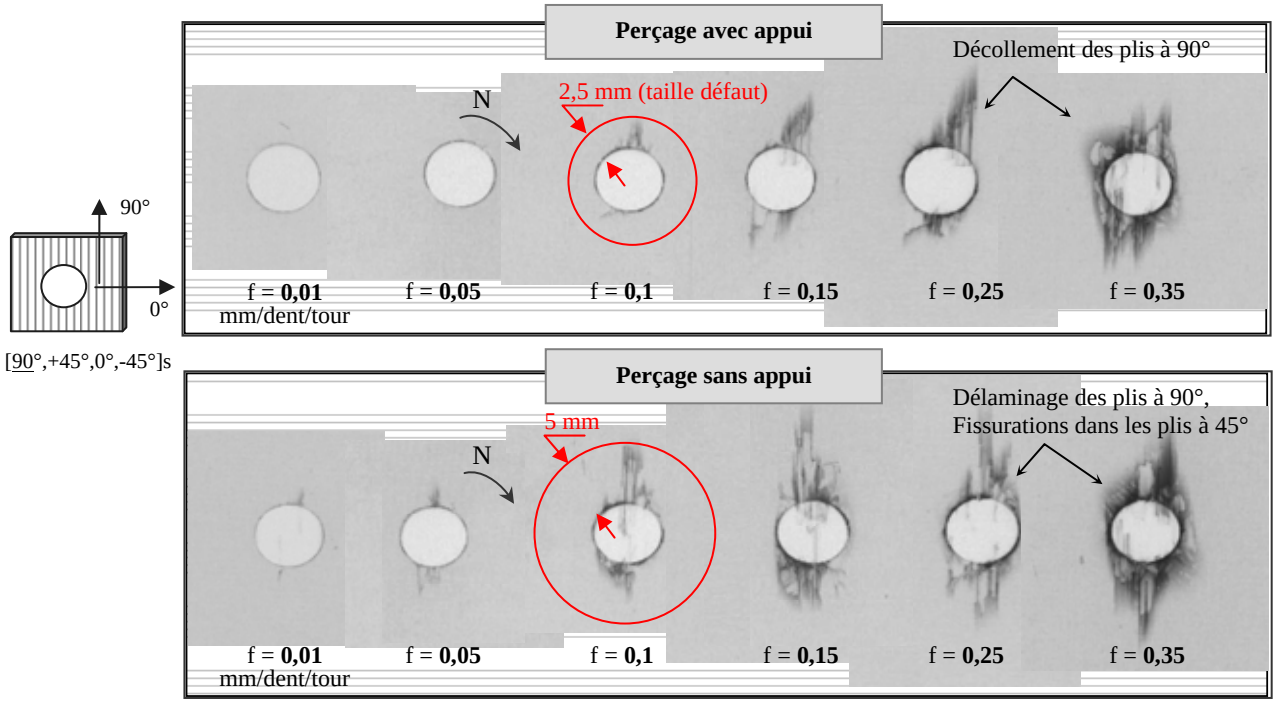


Figure 90. Clichés rayons X des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec ou sans appui à différentes avances f.

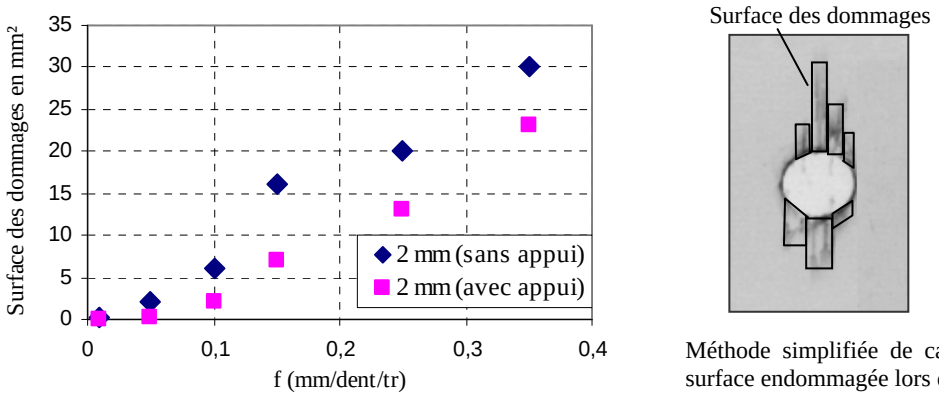
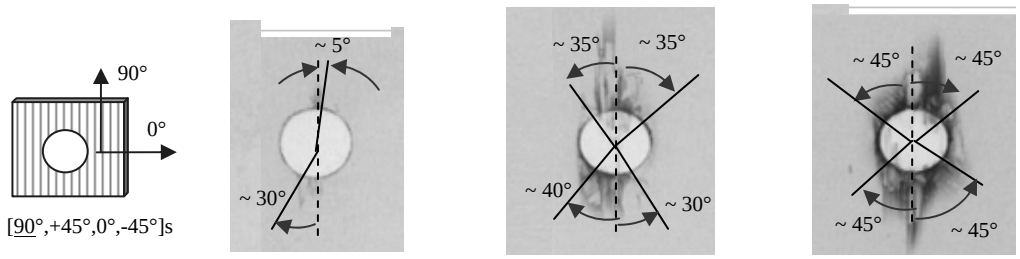


Figure 91. Influence de l'avance f et du type d'appui sur l'étendue approximative des défauts de perçage des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

La Figure 91 illustre l'évolution de l'étendue approximative du délaminage (mesurée à partir des clichés rayons X) avec l'avance *f* pour un perçage avec et sans appui d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. A partir de 0,1 mm/tr/dent la taille des défauts de perçage augmente considérablement. Pour $f \leq 0{,}05$ mm/dent/tr, la taille du délaminage reste inférieure à 5 mm (distance calculée par rapport au bord du trou) donc inférieure à la valeur du diamètre du trou. Plusieurs essais réalisés à des avances situées dans l'intervalle [0,05 – 0,1 mm/dent/tr] sont nécessaires afin de pouvoir conclure sur les défauts de perçage acceptables (tolérés) pour des plaques minces.



f = **0,05** mm/dent/tr | f = **0,15** mm/dent/tr | f = **0,35** mm/dent/tr

Figure 92. Position des délaminages des plis à 90° sur la circonférence du trou pour des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui à différentes avances f.

En ce qui concerne la position des défauts d'entrée et de sortie, plusieurs constats ont été faits :

- en épaisseur, ces défauts affectent notamment les plis extérieurs qui se décollent, mais pour des avances très élevées (0,25 et 0,35 mm/tr/dent), des fissurations dans les plis adjacents à ceux-ci ont été également remarquées (visibles sur les clichés rayons X de la Figure 90) ;
- sur la circonférence du trou, les délaminages des plis à 90° sont orientés dans le sens des fibres avec un angle relatif allant jusqu'à [-45°,+45°] (explication Figure 92). Ce phénomène est lié à l'action de l'arête de coupe sur les fibres cf. au paragraphe §I.3.5.d (compression + flexion ou flexion + traction). Dans certains cas, notamment pour *f* élevé, un léger décalage de 20° à 30° dans le sens de rotation de l'outil (*N*) peut apparaître par rapport à la direction des fibres. Ce décalage est probablement dû au pli adjacent (pli à 45°) qui a une influence sur la rigidité du pli extérieur (sa tenue à l'effort de coupe et de poussée) ;
- lorsque l'avance *f* augmente, les défauts d'entrée prennent de l'ampleur et affectent quasiment toute la circonférence du trou. Ce phénomène est initié par la pointe de l'outil (âme) qui crée lors de l'entrée dans la matière des fissures le long des fibres. Lorsque l'avance (*f*) est élevée, l'effort de poussée augmente et les fissures se propagent sur une plus grande distance en favorisant également le décollement du pli extérieur. En effet, pour des grandes vitesses d'avance, les fibres ne sont plus bien cisaillées (coupées), d'où les bavures qui "recouvrent" tout le trou.

Les mêmes tendances sont constatées pour les deux autres stratifications : $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ et $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ avec les remarques suivantes :

- le perçage des stratifiés de 2 mm d'épaisseur, avec les plis à 0° situés à l'extérieur ($[0°,+45°,90°,-45°]_s$) génère des défauts identiques à ceux des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. Les défauts sont évidemment orientés dans le sens des fibres à 0° et leur taille est proche de celle des défauts d'un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ (Figure 93). Pour ces deux stratifiés, seuls les plis à 0° et 90° sont séquencés différemment. Il y a donc uniquement un changement de repère du stratifié (rotation) qui n'affecte pas le comportement des stratifiés au perçage ;

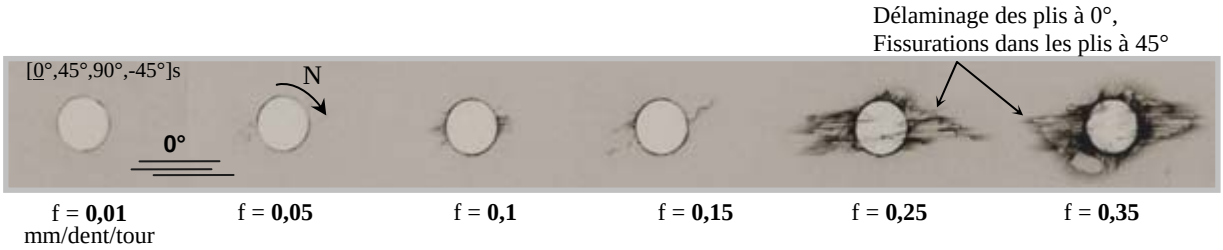


Figure 93. Clichés rayons X des stratifiés [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ percés sans appui à différentes avances f.

- le perçage des stratifiés C/E de 4 mm d'épaisseur ([90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$) avec un foret hélicoïdal génère les mêmes types de défauts que pour les plaques d'épaisseur 2 mm ([90°,+45°,0°,-45°]$_s$). Les défauts d'entrée et de sortie sont légèrement plus faibles par rapport à ceux des stratifiés de 2 mm d'épaisseur (Figure 94) pour des conditions de coupe identiques. L'effet du type d'appui (perçage avec ou sans appui au droit du trou) est toujours présent, mais son influence sur la taille des défauts en sortie est plus réduite. Cet effet est lié à la flexion de la plaque de 4 mm qui a une rigidité en flexion supérieure à celle de 2 mm, d'où la propagation plus faible des délaminages en sortie de trou (cf. §I.3.5.d, Figure 49).

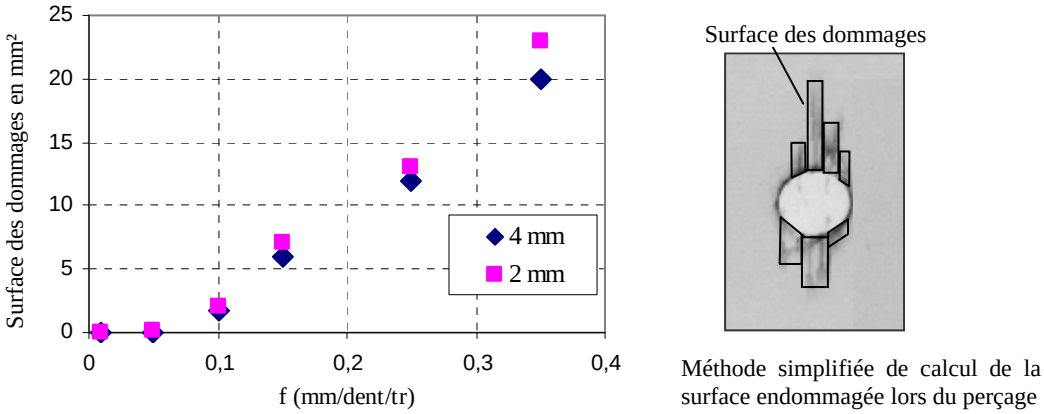


Figure 94. Influence de l'avance f sur l'étendue des défauts de perçage créés dans des stratifiés C/E de 2 et 4 mm d'épaisseur ([90°,+45°,0°,-45°]$_s$ et [90°,+45°,0°,-45°]$_s$) percés sans appui.

III.3.1.e. Défauts de paroi

Les défauts créés lors du perçage sur la paroi des composites stratifiés ont été succinctement présentés au paragraphe §I.3.5.d : circularité, rugosité, arrachement des fibres et de la matrice, dégradation de la matrice, …

Des **mesures de circularité** des trous ont été réalisées pour des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ à l'aide de la machine à mesurer tridimensionnelle MMT. Le diamètre moyen au niveau de chaque pli a été calculé à partir de 30 points relevés sur la circonférence du trou. Les résultats obtenus pour des trous percés à différentes avances (*f*) sont présentés dans le Tableau 16 et le Tableau 17. Ce type de mesure à l'aide de la MMT a pu être réalisé uniquement pour des avances $f \leq 0{,}1$ mm/dent/tour car au-delà de cette valeur, les bavures et les fibres incorrectement usinées qui obstruent les trous deviennent trop importantes et il est difficile d'utiliser le palpeur (risque d'endommagement du palpeur et de perturbation des mesures). L'analyse de l'ensemble des mesures relevées pour des trous percés avec ou sans appui a permis de constater les tendances suivantes :

- les défauts de circularité augmentent avec la vitesse d'avance (Tableau 16 et Tableau 17) : par exemple, pour une avance faible f = 0,01 mm/tr/dent le défaut de circularité moyen est de 0,012 mm tandis que pour f = 0,1 mm/dent/tr, il est de 0,063 mm (perçage sans appui) ;

- le diamètre moyen (*Dm*) du trou diminue lorsque l'avance augmente (conséquence directe de l'augmentation des défauts de circularité) : pour un perçage sans appui, à f = 0,01 mm/tr/dent, *Dm* = 4,998 mm et à f = 0,35 mm/tr/dent, *Dm* = 4,982 mm ; ce fait est également dû à la présence de fibres incorrectement usinées en entrée et en sortie de trou qui perturbent les mesures du diamètre et rendent difficile le montage des boulons dans les trous d'autant plus que le jeu boulon-trou est diminué ;
- le diamètre moyen (*Dm*) du trou en sortie de plaque (débouchure de l'outil) est légèrement inférieur au diamètre du trou *Dm* en entrée de plaque (entrée du foret) pour $f \leq$ 0,05 mm/dent/tour ; pour f = 0,1 mm/dent/tour, cette tendance ne peut pas être vérifiée en raison de la présence des bavures ;

Ces tendances ont déjà été constatées pour le perçage avec un outil spécifique OS au paragraphe §III.2.1. Pour l'ensemble des perçages avec un foret hélicoïdal neuf, le diamètre moyen est nettement inférieur à celui des perçages avec un OS à $f \leq$ 0,1 mm/dent/tour : 4,99 mm en moyenne par rapport à 5,03 mm. Ce fait s'explique par la présence des défauts de circularité plus importants lors du perçage avec un foret hélicoïdal.

	Pli	Profondeur (mm)	**f = 0,01** mm/tr/dent		**f = 0,05** mm/tr/dent		**f = 0,1** mm/tr/dent	
			Dm (mm)	Défaut de circularité (mm)	**Dm** (mm)	Défaut de circularité (mm)	**Dm** (mm)	Défaut de circularité (mm)
Entrée	90°	0,125	4,998	0,007	5,005	0,051	4,982	0,012
	45°	0,375	4,997	0,012	4,997	0,01	4,992	0,044
	0°	0,625	4,998	0,006	4,995	0,008	4,994	0,012
	-45	0,875	4,998	0,005	4,994	0,007	4,993	0,012
	-45	1,125	4,999	0,005	4,994	0,007	4,994	0,012
	0°	1,375	4,999	0,006	4,995	0,005	4,994	0,011
	45°	1,625	4,998	0,007	4,991	0,026	4,996	0,014
Sortie	90°	1,875	4,997	0,01	4,979	0,072	4,991	0,033
	Moyenne		**4,998**	**0,007**	**4,994**	**0,023**	**4,992**	**0,019**
	Ecart type		0,00069	0,0024	0,007	0,025	0,004	0,013

Tableau 16. Mesures MMT du diamètre moyen Dm et des défauts de circularité des trous percés avec appui - stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

	Pli	Profondeur (mm)	**f = 0,01** mm/tr/dent		**f = 0,05** mm/tr/dent		**f = 0,1** mm/tr/dent	
			Dm (mm)	Défaut de circularité (mm)	**Dm** (mm)	Défaut de circularité (mm)	**Dm** (mm)	Défaut de circularité (mm)
Entrée	90°	0,125	5	0,008	5,006	0,029	4,943	0,206
	45°	0,375	4,998	0,01	4,996	0,005	4,984	0,09
	0°	0,625	4,999	0,011	4,994	0,008	4,994	0,01
	-45	0,875	4,998	0,008	4,994	0,012	4,992	0,016
	-45	1,125	4,996	0,012	4,992	0,006	4,992	0,018
	0°	1,375	4,998	0,009	4,993	0,006	4,992	0,006
	45°	1,625	4,998	0,007	4,994	0,006	4,988	0,031
Sortie	90°	1,875	4,993	0,033	4,987	0,021	4,967	0,128
	Moyenne		**4,998**	**0,012**	**4,998**	**0,012**	**4,982**	**0,063**
	Ecart type		0,00214	0,0085	0,002	0,009	0,018	0,072

Tableau 17. Mesures MMT du diamètre moyen Dm et des défauts de circularité des trous percés sans appui - stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

Une analyse détaillée au MEB (microscope à balayage électronique) a permis de caractériser les défauts de paroi et leur évolution avec la vitesse d'avance. Les micrographies de la Figure 95 montrent l'évolution progressive de ces défauts de paroi de trou en fonction de l'avance par tour et par arête de coupe *f*. Dans chaque pli, les rugosités maximales se situent à un angle relatif de 45° entre la direction de la vitesse de coupe et la direction des fibres (Figure 95). En effet, dans cette zone, les fibres subissent simultanément des sollicitations de flexion et de compression superposées à l'action de cisaillement de l'arête de coupe principale du foret (voir §I.3.5.d). Quant à l'effet du type d'appui, les défauts créés sur la paroi du trou lorsque le perçage s'effectue avec ou sans appui sont similaires. Il n'y a pas de différence importante remarquée sur la forme et la taille des défauts de paroi entre le perçage avec appui et celui sans appui.

La rugosité de la paroi du trou a été également mise en évidence grâce à des mesures de topographie réalisées sur une partie de la démi-circonférence du trou (machine utilisée : MAHR Perthometer Concept). Il est important de préciser que le palpeur utilisé est une aiguille, d'où des éventuelles perturbations des tracées du palpeur notamment lorsque les parois présentent des zones étendues d'arrachement de matrice et de fibres dénudées.

La topographie a été réalisée sur des parois de trous percés sans appui et uniquement pour les deux avances extrêmes : 0,01 et 0,35 mm/tr/dent. Il s'agit d'un stratifié C/E de 2 mm d'épaisseur ($[90°,+45°,0°,-45°]_s$). Les topographies présentées sur la Figure 96 et la Figure 97 permettent d'illustrer la différence de rugosité de la paroi de trou entre les deux avances utilisées. Sur la zone topographiée, les rugosités maximales se situent au milieu du stratifié, au niveau des plis à -45°, et ils sont de l'ordre de 0,1 à 0,2 mm de profondeur. Le Tableau 18 illustre les valeurs des rugosités R_a et R_t pour les deux avances de perçage. Les mesures sont présentées pour chaque profil (de 1 à 51) réalisé sur un demi trou, dans l'épaisseur du stratifié T700/M21 quasi-isotrope ($[90,+45°,0°,-45°]_s$).

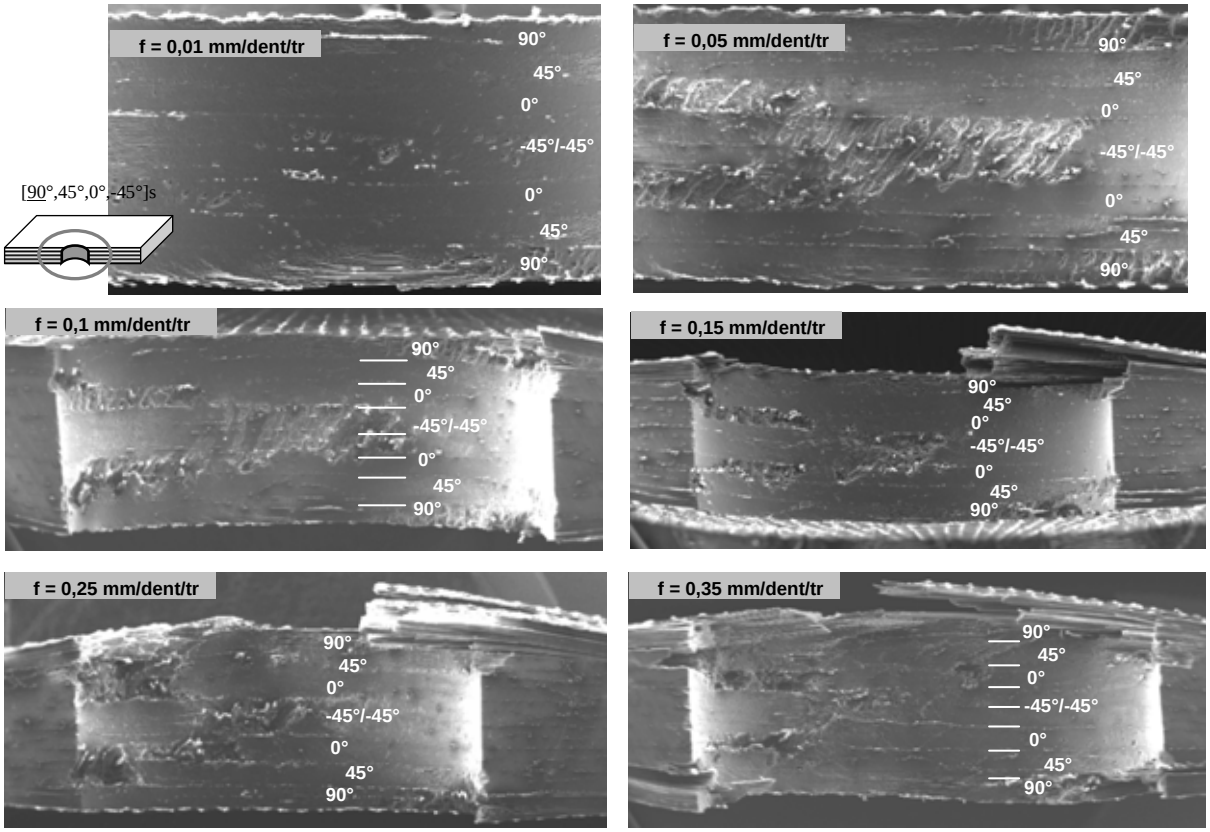


Figure 95. Défauts sur la paroi du trou des stratifiés T700/M21 percés avec appui à différentes avances f.

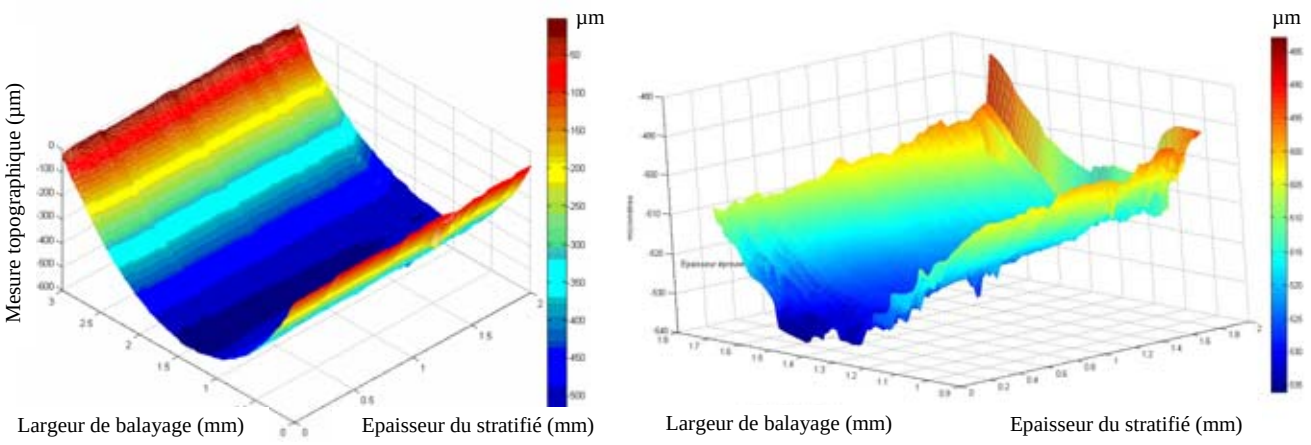


Figure 96. Topographie de la paroi d'un trou percé sans appui à faible avance (f = 0,01 mm/tr/dent).

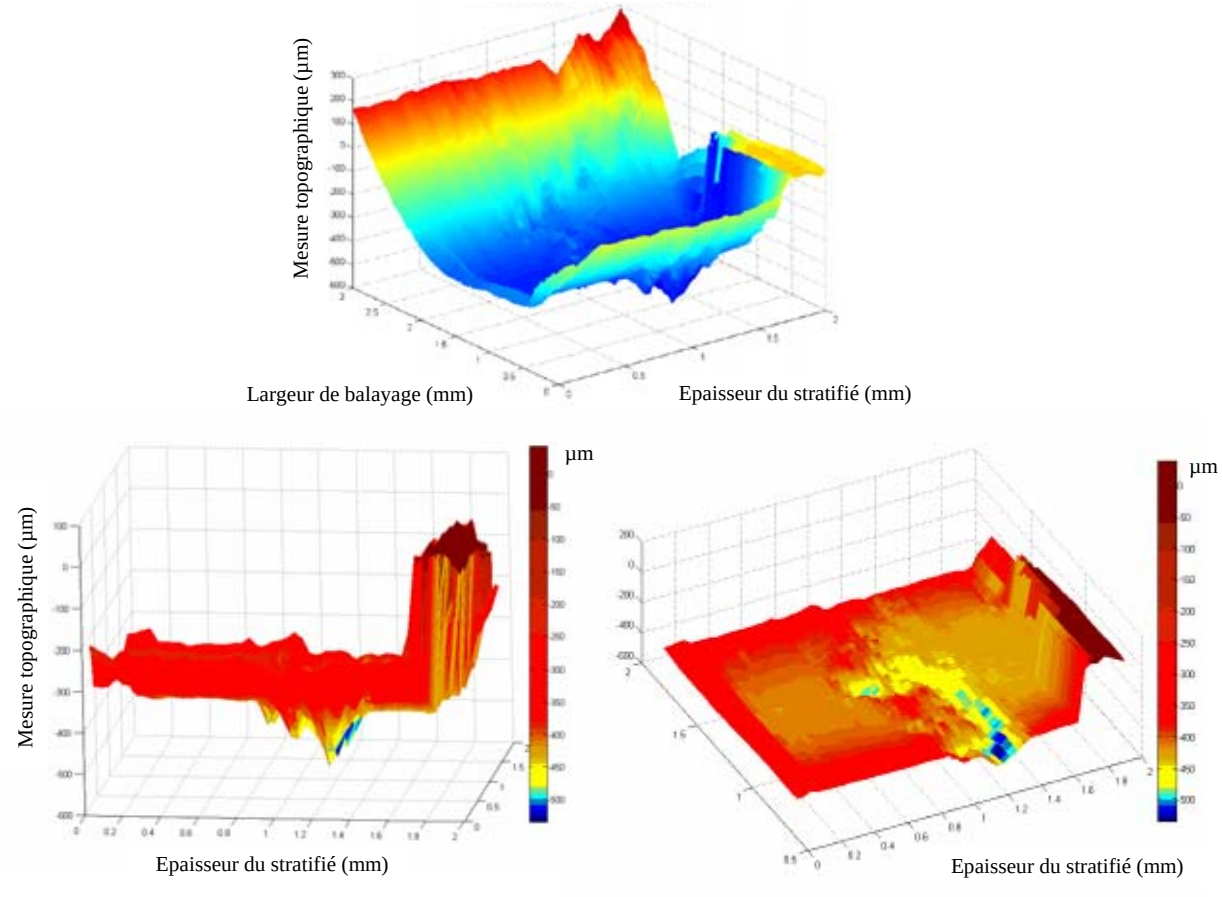


Figure 97. Topographie de la paroi d'un trou percé sans appui à f = 0,35 mm/tr/dent.

	N°	**f = 0,01** mm/dent/tr		**f = 0,35** mm/dent/tr	
		R_a (µm)	**R_t** (µm)	**R_a** (µm)	**R_t** (µm)
PLI 90°	1	1,2	8.5	1.5	24.8
	2	1	7,4	1	16,4
	3	0,7	7,5	0,9	14,4
	4	0,7	5,1	1,9	16,2
	5	0,7	6,1	1,6	15,1
	6	0,7	6,1	0,7	5,9
PLI 45°	7	0,6	4	1	7,6
	8	0,5	2,8	0,9	11,1
	9	0,5	3,8	1,3	13,8
	10	0,5	2,9	0,9	9,7
	11	0,5	3,7	0,8	10,9
	12	0,5	2,8	0,8	8
	13	0,5	2,7	0,9	9
PLI 0°	14	0,6	5,1	1	16,1
	15	0,5	2,8	1,4	27,4
	16	0,5	2,6	1,5	28,4
	17	0,5	2,3	2	29,5
	18	0,5	3,4	2,4	34,2
	19	0,5	2,8	2,9	38,6
	20	0,5	2,8	3,8	49,8
PLI - 45°	21	0,5	2,9	5,1	66,5
	22	0,5	3,6	5,3	46,9
	23	0,5	4,5	6,2	48,9
	24	0,6	7,6	5,7	55,2
	25	0,5	2,8	6,5	68,1
	26	0,5	3,3	5,4	52,5
	27	0,5	4,1	4,9	55,5
PLI - 45°	28	0.5	3	5.8	54.7
	29	0,5	3,8	5,8	45,2
	30	0,5	2,8	4,6	46,4
	31	0,5	2,7	5,4	46,9
	32	0,5	4,6	4,6	33,3
	33	0,6	5,7	4,3	32,8
	34	0,5	2,9	3,6	37,9
PLI 0°	35	0,6	10,9	3,2	37,3
	36	0,8	14	2,2	27
	37	0,5	3,5	2	25,5
	38	0,5	2,9	1,5	20,3
	39	0,5	4	1,3	20,1
	40	0,5	2,7	1,6	20,6
	41	0,5	4,3	1,2	12,8
PLI 45°	42	0,5	3,7	1,4	18,5
	43	0,5	3,5	2,3	55,3
	44	0,5	3,3	7,1	295,9
	45	0,6	3,4	8,1	173,3
	46	0,8	6,8	9	175,3
	47	0,8	6,5	6,8	223,7
	48	0,7	7,4	5,6	167,9
PLI 90°	49	1,2	12,6	4,4	108,3
	50	1,5	19,6	4,7	79,8
	51	1,4	11	3,3	38,4
Moyennes		**0,6**	**5,1**	**3,3**	**50,5**

Tableau 18. Mesures des rugosités de la paroi d'un trou dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

III.3.3. Contre-perçage

Le contre-perçage des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ a été réalisé à des vitesses d'avances V_f allant de 72 à 2520 mm/min (f = 0,01 à 0,35 mm/tr/dent). Le stratifié est percé entre deux plaques en alliage d'aluminium 2017T4 de 2 mm d'épaisseur.

En raison du fait que le perçage hybride a été réalisé sans lubrification, pour des vitesses d'avances très élevées ($V_f \geq$ 1800 mm/min ou $f \geq$ 0,25 mm) les plaques en alliage 2017T4 présentent des bavures de taille importante

en entrée et en sortie de trou (Figure 98). Les copeaux ainsi que les bavures des plaques métalliques ont amplifié le risque d'endommagement des stratifiés composites lors du perçage. Lors de l'assemblage final des trois plaques percées simultanément, les plaques métalliques ont été ébavurées. La Figure 98 montre également les défauts d'entrée et de sortie créés dans le stratifié contre-percé. De toute évidence, le perçage hybride, contrairement au perçage séparé, réduit de façon considérable la taille des délaminages. La Figure 98, le cliché rayons X de la Figure 99 et la Figure 100 montrent que les défauts de perçage restent proches du bord du trou même pour des avances très élevées.

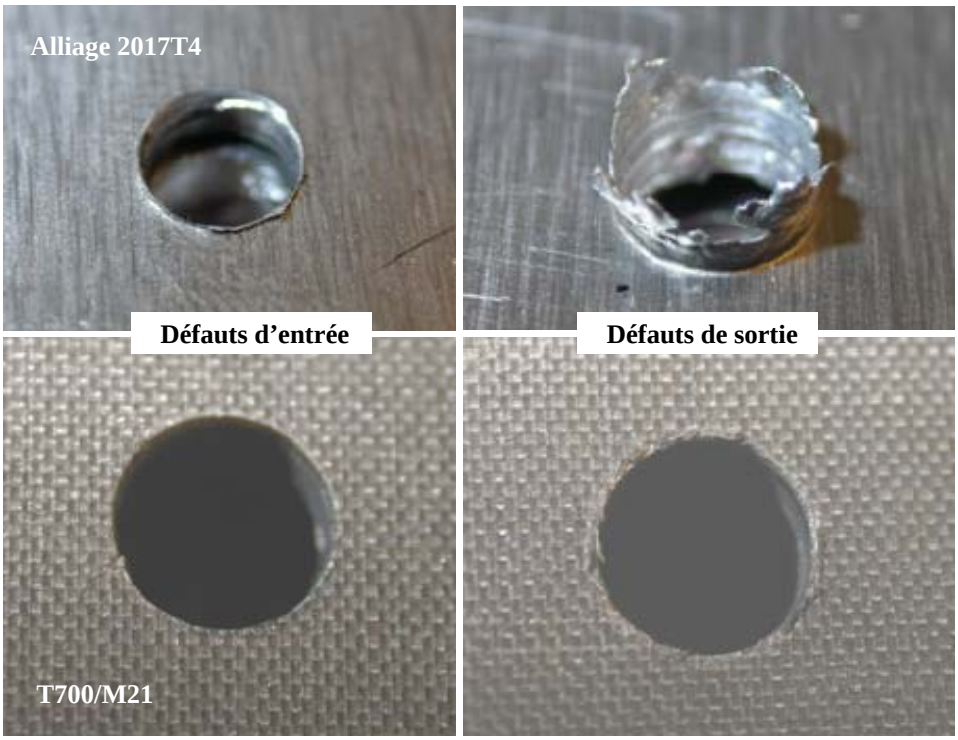


Figure 98. Défauts des plaques en alliage aluminium 2017T4 et du stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés simultanément à f = 0,25 mm/tr/dent.



Figure 99. Cliché rayons X des défauts créés dans un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ lors du contre-perçage.



Figure 100. Défauts de paroi créés lors du perçage hybride d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

Visiblement, les défauts sont concentrés en bord de trou, à une distance maximale de 2 mm par rapport au bord du trou. Il s'agit notamment des écrasements de plis (fibres et matrice) en bord de trou qui s'amplifient avec l'avance *f*. Les délaminages et les arrachements de fibres sont beaucoup plus restreints. En conclusion, les défauts de perçage hybride sont nettement inférieurs à ceux créés par le perçage séparé pour les mêmes vitesses d'avance. Cependant, les défauts sur la paroi du trou sont plus importants dans le cas d'un perçage hybride (appreciation visuelle). Ce phénomène est directement lié aux remontées des copeaux métalliques de la plaque inférieure qui frottent contre la paroi du trou de la plaque composite.

III.3.4. Synthèse

Dans ce chapitre, le perçage des stratifiés T700/M21 avec un foret hélicoïdal a été testée dans différentes conditions. L'influence de la vitesse d'avance, du type d'appui, de la stratification et du mode de perçage (hybride ou séparé) sur la "qualité" des trous a été mise en évidence. Plusieurs conclusions ont pu être validées :

- l'augmentation de l'avance *f* génère l'augmentation des défauts de perçage (défauts de circularité, cylindricité, défauts en entrée, en sortie et sur la paroi du trou) pour toutes les conditions de perçage testées ;
- les stratifiés épais sont légèrement moins sensibles à l'effet de l'augmentation de la vitesse d'avance et au type d'appui ;
- le perçage avec appui au droit du trou limite les délaminages en sortie de trou ;
- le perçage simultané des plaques métalliques et composites (perçage hybride) crée des défauts visiblement inférieurs à ceux créés lors du perçage séparé pour les mêmes avances. La méthode de perçage hybride testée (contre-perçage) permet de réduire la taille des délaminages dans les composites stratifiés.

Chapitre IV

TENUE AU MATAGE DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY ET INFLUENCE DES DEFAUTS DE PERÇAGE

IV.1. Essais de matage sur des assemblages mixtes

IV.1.1. Méthodologie expérimentale

Des assemblages boulonnés mixtes (métal-composite-métal) dont la plaque composite est percée dans différentes conditions ont été testés en traction quasi-statique. Les méthodes de perçage des stratifiés carbone/époxy sont celles retenues au chapitre précédent (§III.3.1). L'objectif est d'étudier l'influence des défauts de perçage créés dans le stratifié sur la tenue mécanique des assemblages mixtes.

IV.1.1.a. Drapage et géométrie des éprouvettes stratifiées étudiées

Les stratifiés carbone/époxy référence T700/M21 qui font l'objet de cette étude sont quasi-isotropes :

- $[90°, +45°, 0°, -45°]_s$ (2 mm d'épaisseur) ;
- $[0°, +45°, 90°, -45°]_s$ (2 mm d'épaisseur) ;
- $[90°, +45°, 0°,-45°]_{2s}$ (4 mm d'épaisseur).

Les éprouvettes stratifiées ont été dimensionnées afin d'obtenir une rupture par matage de la plaque composite au sein d'un assemblage boulonné (Figure 101).

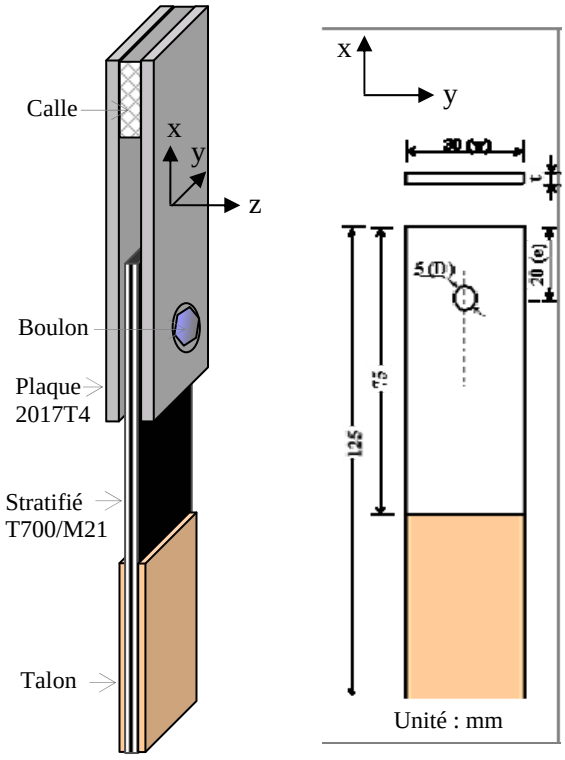


Figure 101. Dimensionnement de la partie composite des assemblages boulonnés mixtes.

Quelques règles simples de dimensionnement ont été respectées cf. §I.3.4.b :

- $D/t \geq 1$ pour éviter la rupture du boulon ;
- $w/D \geq 6$ pour éviter la rupture en traction nette ;
- $e/D \geq 3$ pour éviter la rupture en cisaillement.

D est le diamètre du boulon, *w* et *t*, la largeur et l'épaisseur du stratifié et *e*, la distance entre le centre du trou et le bord libre de l'éprouvette (Figure 101). L'épaisseur *t* des plaques en carbone/époxy utilisées dans cette étude est de 2 et 4 mm. La Figure 101 montre les valeurs retenues pour la géométrie du stratifié permettant d'obtenir la rupture en matage pour chacune de deux épaisseurs des plaques.

Remarque : les formules appliquées dans le dimensionnement des stratifiés T700/M21 ne tiennent pas compte de leur séquence d'empilement. Ces règles simples de dimensionnement sont suffisantes en raison du drapage quasi-isotrope des stratifiés étudiés.

Les éprouvettes en carbone/époxy (C/E) ont été percées avec un foret hélicoïdal en carbure de tungstène micrograins dans différentes conditions cf. §III.3.1. Les différentes méthodes de perçage ont créés des défauts de taille et de type différents dans les stratifiés cf. §III.3.2 et §III.3.3. L'objectif est d'établir l'interaction entre les défauts de perçage et la tenue au matage des stratifiés carbone/époxy.

IV.1.1.b. Types d'assemblages

Les essais de traction statique ont été réalisés sur deux types d'assemblages boulonnés à double recouvrement (Figure 102) :

- assemblages sans préserrage du boulon (notés SPS) ;
- assemblages avec préserrage du boulon (notés APS).

Les assemblages de type SPS sont montés avec "jeu" entre la plaque composite et les deux plaques métalliques : une distance approximative de 0,5 mm est maintenue de chaque coté du stratifié à l'aide d'une calle cf. Figure 102a. Pour les assemblages APS, le couple de serrage est faible (C = 1,3 Nm) et le contact entre le stratifié et les plaques métalliques est assuré par deux rondelles (Figure 102b). L'axe de fixation est un boulon aéronautique en alliage de titane TA6V, de diamètre 5 mm. Les plaques métalliques d'épaisseur 4 mm sont en alliage d'aluminium (2017T4) et présentent la même géométrie dans le plan (x,y) que la partie composite (Figure 101).

IV.1.1.c. Procédure expérimentale

La configuration des essais ainsi que le nombre d'essais réalisés par type d'assemblage et stratification sont présentés dans le Tableau 19. Les essais de traction sont effectués sur une machine d'essais INSTRON à déplacement imposé de 1 mm/min. Quelques essais de type charge-décharge avec un chargement en déplacement imposé ont été réalisés pour mieux rendre compte de la perte de rigidité de l'assemblage. Les assemblages sont sollicités en traction jusque et au delà de la rupture par matage du stratifié C/E.

Pour une détermination plus précise de l'ovalisation du trou, les assemblages sont instrumentés d'extensomètres dont une des deux pattes de fixation est placée sur le stratifié C/E et l'autre sur le bord libre d'une des deux plaques métalliques (Figure 102). Par cette méthode, l'extensomètre mesure non seulement la déformation du trou mais aussi la déformation élastique d'une partie de la plaque composite en traction ainsi que la flexion du boulon. Le retour élastique (la décharge) permet de calculer la déformation résiduelle qui représente l'ovalisation plastique du trou.

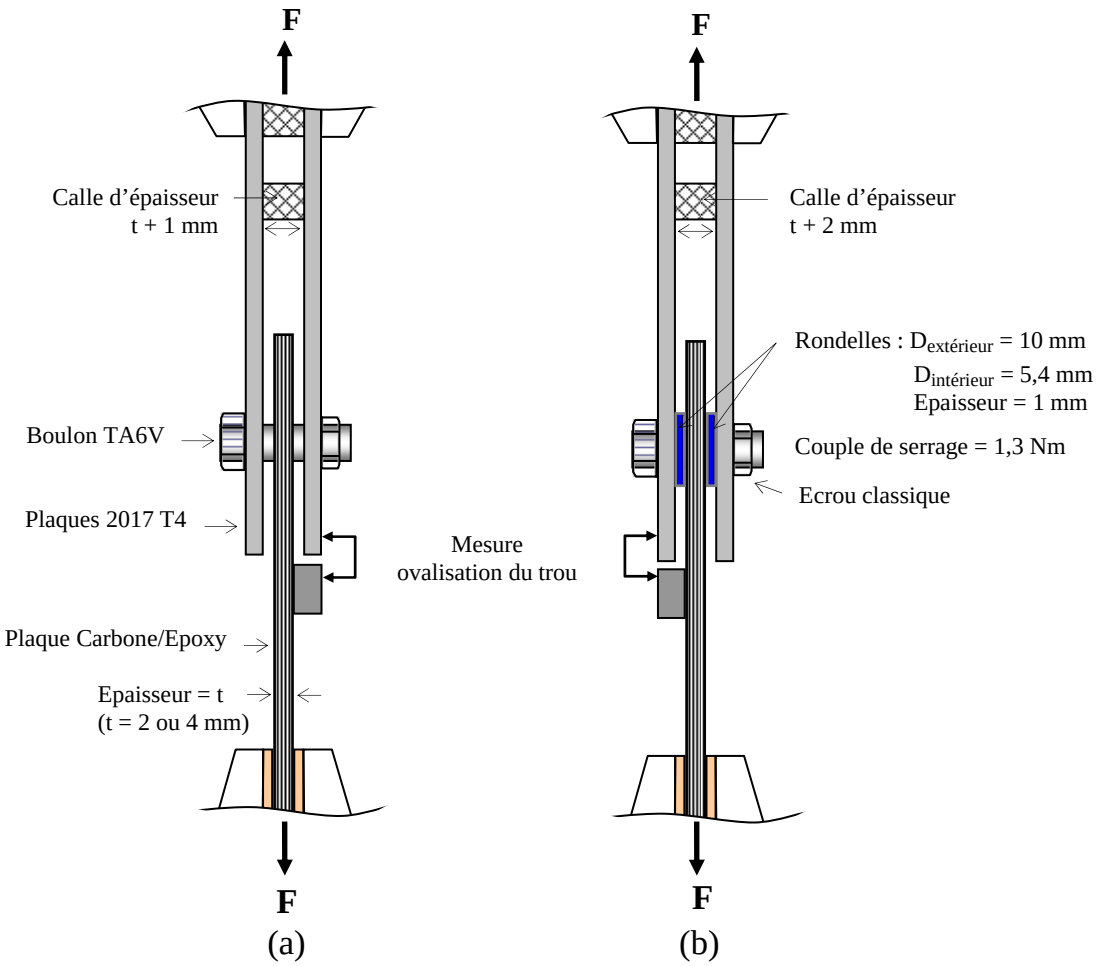


Figure 102. Assemblages sans préserrage (a) et avec préserrage du boulon (b).

Stratifié T700/M21	**Type d'assemblage**	**Conditions de perçage - Nombre d'essais**						
		Type d'appui	**Avance f** (mm/dent/tour)					
			0,01	**0,05**	**0,1**	**0,15**	**0,25**	**0,35**
[90°,+45°,0°,-45°]$_s$	**Sans serrage**	Avec appui	5	3	3	3	3	3
		Sans appui	5	3	3	3	3	3
	Avec serrage	Avec appui	5	3	3	3	3	3
		Sans appui	5	3	3	3	3	3
	Sans serrage	Perçage hybride	1	1	1	1	1	1
[0°,+45°,90°,-45°]$_s$	**Sans serrage**	Avec appui	5	3	3	3	3	3
		Sans appui	5	3	3	3	3	3
	Avec serrage	Avec appui	5	2	2	1	1	1
		Sans appui	5	3	3	2	2	1
[90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$	**Sans serrage**	Avec appui	5	2	2	2	2	2
		Sans appui	5	2	2	2	2	2

Tableau 19. Configuration des essais sur assemblages mixtes.

IV.1.1.d. Méthode d'exploitation des essais

Les courbes tracées à partir des essais de matage présentent l'évolution de la contrainte de matage (σ_m) en fonction du déplacement Δd mesuré par un extensomètre cf. §IV.1.1.c. Une allure générale d'une courbe $\sigma_m(\Delta d)$ d'essai de matage sur un composite stratifié est présentée Figure 103.

La contrainte de matage σ_m est calculée à l'aide de la formule :

$$\sigma_m = \frac{F}{D \cdot t} \tag{73}$$

où F est l'effort appliqué à l'assemblage, D, le diamètre de la fixation et t, l'épaisseur de la plaque carbone/époxy. L'ovalisation du trou représente sa déformation plastique après sollicitation en matage et elle est mesurée suivant la procédure décrite auparavant (§IV.1.1.c).

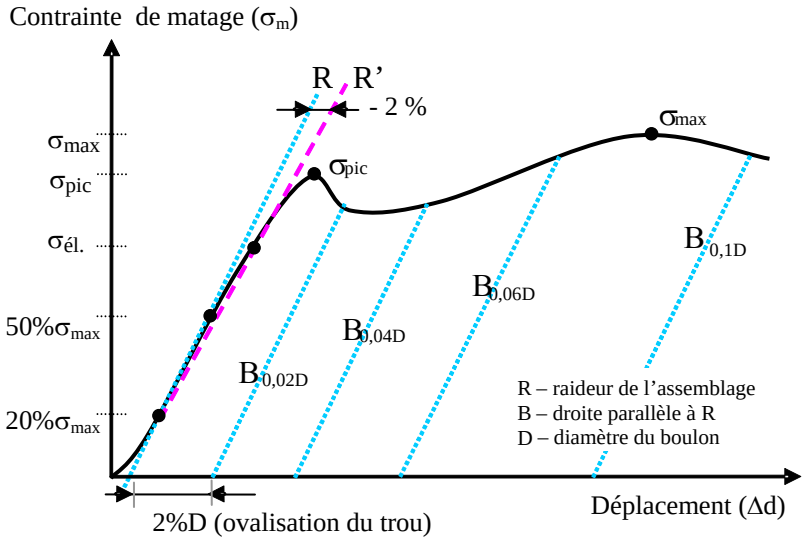


Figure 103. Courbe type d'un essai de matage avec ses points caractéristiques.

Les courbes de matage pour les différentes configurations d'essais réalisés ont été analysées et comparées suivant plusieurs critères relatifs à σ_m et à la raideur de l'assemblage (raideur globale G et raideur locale R). La Figure 103 met en évidence les critères concernant les points caractéristiques de la courbe de matage :

- la contrainte de matage au pic (σ_{pic}) si la courbe présente un pic, ou la contrainte de matage maximale (σ_{max}) jusqu'à une ovalisation du trou de 10% si la courbe ne présente pas de pic ;
- la raideur initiale (R) calculée entre 20% et 50% de la contrainte σ_{pic} ou σ_{max} jusqu'à 10% d'ovalisation du trou. Le choix de ces deux points pour le calcul de R a été réalisé après plusieurs séries d'essais qui ont validé la linéarité de la courbe $\sigma_m(\Delta d)$ entre ces points. En cas de perturbations en début d'essai ou présence de non-linéarités, les deux valeurs σ_m pour le calcul de R sont légèrement modifiées. La raideur globale G est déterminée de la même manière que R à la différence qu'elle est obtenue à partir des courbes effort-déplacement global de l'assemblage (et non pas déplacement mesuré par l'extensomètre);
- la limite élastique ($\sigma_{él}$) considérée égale à la valeur σ_m pour laquelle la chute de la raideur (R') est de l'ordre de 2% par rapport à la raideur initiale (R) (Figure 103) ;
- les contraintes σ_m pour différents niveaux d'ovalisation du trou : à 2% du diamètre initial du trou ($\sigma_{2\%D}$), à 4% ($\sigma_{4\%D}$), à 6% ($\sigma_{6\%D}$) ou à 10% ($\sigma_{10\%D}$).

IV.1.2. Assemblages sans préserrage

IV.1.2.a. Stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec ou sans appui

Les résultats des essais de matage sur des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec ou sans appui à des avances *f* de 0,01 à 0,35 mm/tour/dent sont présentés Figure 104, Figure 105 ainsi que dans le Tableau 20, le Tableau 21 et le Tableau 22.

Remarque : les tableaux des paragraphes §IV.1.2 et §IV.1.3 présentent les valeurs moyennes de tous les essais réalisés pour une certaine configuration tandis que les figures présentent les six courbes issues d'une seule série d'essais (courbes qui correspondent aux six avances *f* utilisées pour le perçage des stratifiés). La dispersion des résultats expérimentaux est présentée en Annexe 8.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	4700	470	0,0%	427	0,0%	3359	0,0%
0,05	4390	439	-6,5%	358	-16,2%	3001	-10,7%
0,1	4110	411	-12,4%	317	-25,7%	2957	-12,0%
0,15	3790	379	-19,3%	312	-26,8%	2622	-22,0%
0,25	3450	345	-26,6%	228	-46,6%	2430	-27,7%
0,35	3040	304	-35,3%	200	-53,1%	2092	-37,7%

Tableau 20. Influence de l'avance f sur F_{pic}, σ_{pic} ,$\sigma_{él}$ et sur les raideurs R des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec appui.

f (mm/tour/dent)	$\sigma_{4\%D}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{4\%D})$ (%)	$\sigma_{10\%D}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{10\%D})$ (%)	Raideur globale (G_i) (MPa/mm)	$\Delta(G_i)$ (%)
0,01	353	0,0%	340	0,0%	1855	0,0%
0,05	345	-2,3%	350	2,9%	1864	0,5%
0,1	322	-8,8%	377	10,9%	1888	1,8%
0,15	323	-8,5%	370	8,8%	1712	-7,7%
0,25	300	-15,0%	375	10,3%	1423	-23,3%
0,35	284	-19,5%	380	11,8%	1332	-28,2%

Tableau 21. Influence de l'avance f sur $\sigma_{4\%D}$, $\sigma_{10\%D}$ et sur les raideurs globales G des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec appui.

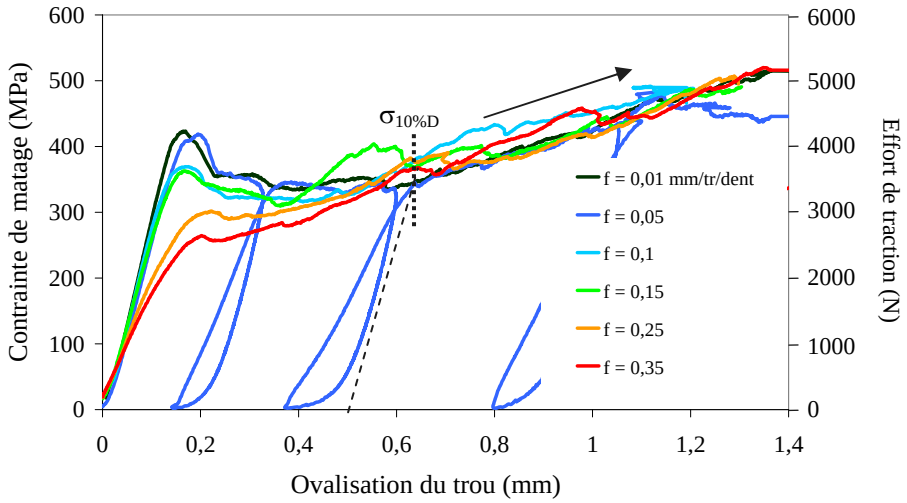


Figure 104. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sont percés avec appui.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	4800	480	0,0%	440	0,0%	3040	0,0%
0,05	4700	470	-2,1%	410	-6,8%	2660	-12,5%
0,1	4550	455	-5,2%	370	-15,9%	2960	-2,6%
0,15	3730	373	-22,2%	297	-32,5%	2572	-15,4%
0,25	3480	348	-27,6%	234	-46,9%	2868	-5,7%
0,35	2980	298	-37,9%	193	-56,2%	2191	-27,9%

Tableau 22. Influence de l'avance f sur F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et sur les raideurs R des assemblages sans serrage - stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui.

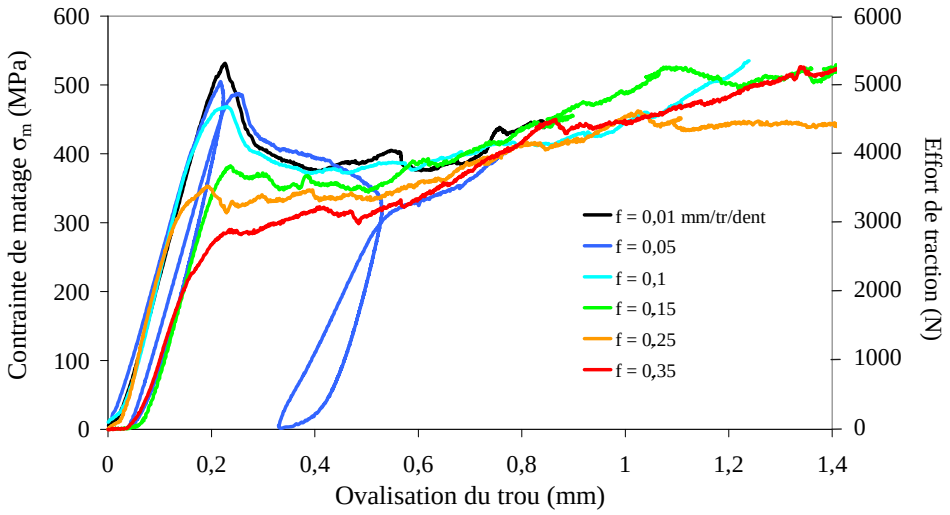


Figure 105. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés sans appui.

L'analyse des courbes de la contrainte de matage en fonction de l'ovalisation du trou ($\sigma_m(\Delta d)$) permet d'identifier l'évolution du comportement des stratifiés avec l'avance *f* du foret, donc avec la taille des défauts de perçage cf. §III.3. Globalement, une perte de résistance de l'assemblage avec l'augmentation de la vitesse d'avance est constatée (Tableau 20 et Tableau 22). Cette dégradation de la tenue en matage est traduite par :

- la diminution de la contrainte σ_m avec la vitesse d'avance : σ_{pic} diminue de plus de 35% lorsque le perçage du stratifié est effectué à 0,35 mm/tr/dent par rapport à un perçage à 0,01 mm/tr/dent ;
- des limites élastiques $\sigma_{él}$ qui se situent à des valeurs de plus en plus faibles : diminution de plus de 50% entre les deux avances extrêmes qui signifie l'apparition des non linéarités (endommagement probable) à des faibles niveaux de charge et de déformation ;
- des parties linéaires avec des pentes *R* de plus en plus faibles : diminution de la raideur initiale de l'assemblage avec l'avance (*f*).

A titre de comparaison, le Tableau 21 présente également l'influence de *f* sur la raideur globale des assemblages, notée *G* et calculée à partir des courbes effort-déplacement *F(d)*. La même tendance de perte de raideur globale *G* avec la vitesse de perçage, donc avec les défauts de perçage est remarquée. Cependant, la réponse globale de l'assemblage en termes de raideur est moins sensible aux défauts de perçage : *G* diminue de 28% tandis que R diminue d'environ 38% pour la même configuration d'essais. De plus, pour des avances faibles ($f \leq$ 0,1 mm/tr/dent), il n'y a pas de différences significatives entre les raideurs *G* des assemblages sollicités en traction.

Toutes ces tendances sont généralement constatées pour les deux configurations d'appui testées (avec appui et sans appui de la plaque lors du perçage). Quelques remarques peuvent également être faites :

- la déformation totale du trou qui correspond à σ_{pic} est de l'ordre de 0,5%D (ou 0,2 ± 0,05 mm) pour tous les essais ;
- lorsque les stratifiés sont percés à *f* élevée (défauts de perçage étendus), les pics sont situés à des faibles niveaux de contraintes et ils sont moins prononcés par rapport à ceux des courbes obtenues pour des faibles avances (faibles défauts de perçage) ;
- au-delà d'une ovalisation d'environ 0,4 mm, le niveau des contraintes σ_m augmente et les pentes des courbes d'essais sont positives pour toutes les avances *f* (augmentation de la raideur apparente). Le Tableau 21 illustre cet aspect via les valeurs des contraintes $\sigma_{10\%D}$ qui sont supérieures à $\sigma_{4\%D}$. De plus, les valeurs de $\sigma_{10\%D}$ sont très proches pour toutes les avances *f* utilisées (superposition des courbes en fin d'essai cf. Figure 104). Ce phénomène sera expliqué grâce aux analyses microscopiques des éprouvettes sollicitées en matage (§IV.3.1).

Ces deux dernières remarques permettent d'émettre l'hypothèse que pour cette configuration d'essais, au-delà d'un certain niveau de déformation du trou, les défauts de perçage n'ont plus d'influence sur le comportement des assemblages. L'analyse détaillée du comportement en matage des stratifiés T700/M21 permettra par la suite la validation des hypothèses émises ainsi que d'expliquer l'allure des courbes d'essais de matage (présence de pic, pente positive en fin d'essai, …).

IV.1.2.b. Stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ contre-percés

Les résultats des essais de matage sur des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ contre-percés entre les deux plaques métalliques constituant l'assemblage sont présentés dans le Tableau 23. Pour cette configuration, une seule série d'essais a été réalisée (un essai pour chaque vitesse d'avance du foret lors du perçage). La Figure 106 illustre les courbes d'essais $\sigma_m(d)$ où *d* représente le déplacement global de l'assemblage soumis à la traction. L'ovalisation du trou pour le stratifié percé à *f* = 0,01 mm/tr/dent n'a pas été enregistrée. Le calcul de la diminution de raideur *R* se fait alors par rapport à celle du stratifié percé à 0,05 mm/tr/dent.

Remarque : pour ce cas de figure, les plaques métalliques ont 2 mm d'épaisseur et sont percées en même temps que le composite, à différentes avances (*f* varie de 0,01 à 0,35 mm/tr/dent) alors que pour toutes les autres configurations testées, celles-ci ont une épaisseur de 4 mm et sont percées séparément à la même avance (*f* = 0,05 mm/tr/dent).

Les tendances suivantes peuvent être remarquées :

- faible variation de σ_m avec la vitesse d'avance : σ_{pic} et $\sigma_{él}$ diminuent d'environ 14% lorsque le perçage est effectué à une avance de 0,35 mm/tr/dent par rapport à la plus faible vitesse d'avance (0,01 mm/tr/dent) ;
- diminution de la raideur initiale (*R*) avec l'avance (*f*).

Malgré le nombre réduit d'essais, il est remarquable que la diminution des contraintes au pic des assemblages de ce type avec l'avance (*f*) est moins accentuée que celle des assemblages dont les éléments sont percés séparément (§IV.1.2.a). Une analyse plus détaillée de cette différence de comportement sera présentée au §IV.1.4.b. Le contre-perçage des plaques génère peu de défauts cf. §III.3.3 d'où une meilleure tenue des assemblages pour des vitesses d'avances élevées.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	4520	452	0,0%	250	0,0%	-	-
0,05	4310	431	-4,6%	218	-12,8%	2761	0,0%
0,1	4170	417	-7,7%	210	-16,0%	2694	-2,4%
0,15	4280	428	-5,3%	235	-6,0%	2157	-21,9%
0,25	3880	388	-14,2%	220	-12,0%	1885	-31,7%
0,35	3900	390	-13,7%	214	-14,4%	2241	-18,8%

Tableau 23. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de f pour des stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ contre-percés entre les plaques métalliques – Assemblages sans serrage.

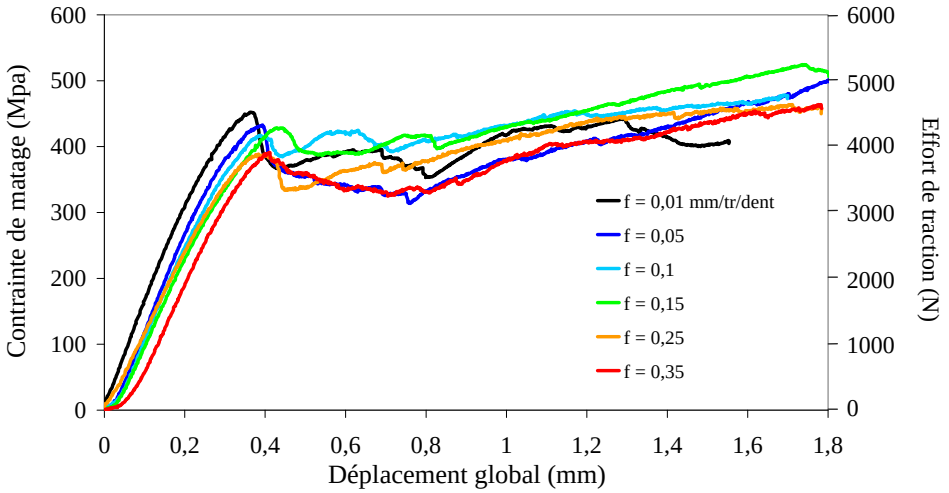


Figure 106. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont le stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ est contre-percé entre les deux plaques métalliques (perçage hybride).

IV.1.2.c. Stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui

Les résultats des essais sur des stratifiés avec le pli à 0° situé à l'extérieur ($[0°,+45°,90°,-45°]_s$) percés avec ou sans appui à des avances de 0,01 à 0,35 mm/tour/dent sont présentés Figure 107, Figure 108 ainsi que dans le Tableau 24 et le Tableau 25. Globalement, les mêmes tendances que pour les configurations précédentes (§IV.I.2.a et §IV.I.2.b) sont constatées :

- diminution de la contrainte de matage avec l'avance *f* : l'écart σ_{pic} entre les avances extrêmes est de plus de 30% ;
- forte diminution des limites élastiques $\sigma_{él}$ avec l'avance *f* : écart $\sigma_{él}$ de plus de 50% entre les valeurs $\sigma_{él}$ pour les avances extrêmes ;
- diminution de la raideur *R* avec *f* de même ordre de grandeur que pour les stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$.

Malgré la présence des défauts de perçage, notamment des délaminages orientés dans la direction de matage pour des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$, les résultats sont similaires à ceux obtenus pour des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés dans les mêmes conditions. L'analyse comparative de ces deux configurations sera réalisée au paragraphe §IV.1.4.b.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	4710	471	0,0%	383	0,0%	3353	0,0%
0,05	4450	445	-5,4%	339	-11,3%	3169	-5,5%
0,1	4530	453	-3,8%	316	-17,5%	2984	-11,0%
0,15	4310	431	-8,4%	322	-15,7%	2912	-13,1%
0,25	3950	395	-16,2%	245	-36,1%	2864	-14,6%
0,35	3070	307	-34,8%	177	-53,7%	2429	-27,6%

Tableau 24. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de l'avance f pour des stratifiés T700/M21 $[0°+,45°,90°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblages sans serrage.

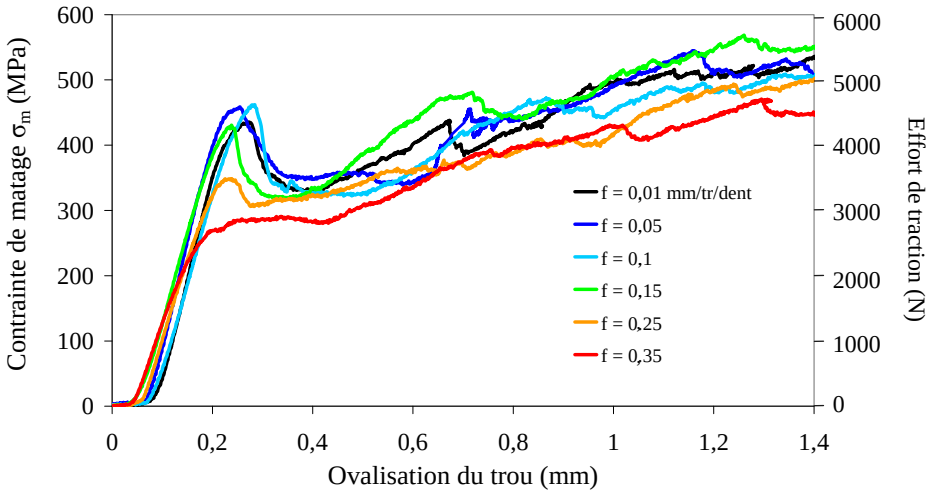


Figure 107. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sont percés avec appui.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	4680	468	0,0%	397	0,0%	3455	0,0%
0,05	4710	471	0,6%	386	-2,6%	3100	-10,3%
0,1	4710	471	0,5%	346	-12,8%	3380	-2,2%
0,15	4300	430	-8,1%	309	-22,2%	2621	-24,1%
0,25	3570	357	-23,8%	226	-43,1%	2384	-31,0%
0,35	2980	298	-36,3%	190	-52,1%	2058	-40,4%

Tableau 25. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R en fonction de l'avance f pour des stratifiés T700/M21 $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages sans serrage.

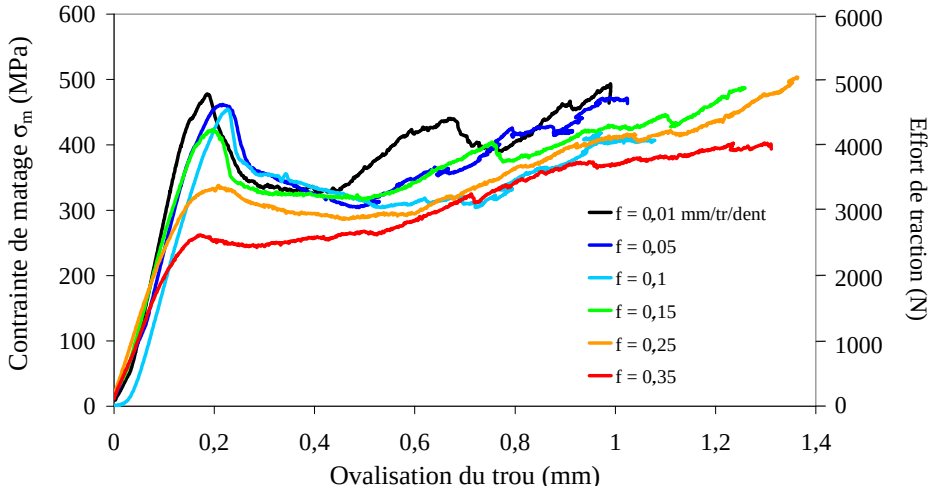


Figure 108. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sont percés sans appui.

IV.1.2.d. Stratifiés de 4 mm [90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ percés avec ou sans appui

Les résultats des essais de matage sur des stratifiés quasi-isotropes de 4 mm d'épaisseur ([90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$) percés avec ou sans appui à des avances de 0,01 à 0,35 mm/tour/dent sont présentés dans le Tableau 26, le Tableau 27, la Figure 109 et la Figure 110. Globalement, les mêmes tendances que pour les configurations précédentes (perte de rigidité de l'assemblage avec *f*) sont constatées :

- diminution des contraintes de matage ;
- diminution de la raideur *R* des assemblages.

Cependant, l'affaiblissement de la tenue au matage avec l'avance de perçage des stratifiés est moins prononcée que pour les stratifiés de 2 mm d'épaisseur : diminution inférieure à 20% pour σ_{pic} et diminution allant jusqu'à 30% de la raideur *R* pour des perçages réalisés à forte avance (0,25 mm/dent/tr). Les défauts de perçage créés dans les stratifiés plus épais sont légèrement plus faibles cf. §III.3.2.a d'où une influence plus réduite de l'avance *f* sur la tenue des assemblages mixtes. En ce qui concerne l'évolution de $\sigma_{él}$ avec *f*, malgré la dispersion des résultats, une légère tendance de diminution avec *f* (avec les défauts de perçage) peut être constatée. Une analyse plus détaillée de l'effet de l'épaisseur et des défauts de perçage sur la tenue au matage des stratifiés carbone/époxy sera présentée au §IV.1.4.c.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	12000	600	0,0%	475	0,0%	3070	0,0%
0,05	11600	580	-3,3%	470	-1,1%	3060	-0,3%
0,1	11400	570	-5,0%	450	-5,3%	3200	4,2%
0,15	10800	540	-10,0%	450	-5,3%	2750	-10,4%
0,25	10400	520	-13,3%	450	-5,3%	2150	-30,0%
0,35	9900	495	-17,5%	480	1,1%	2680	-12,7%

Tableau 26. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ percés avec appui – Assemblages sans serrage.

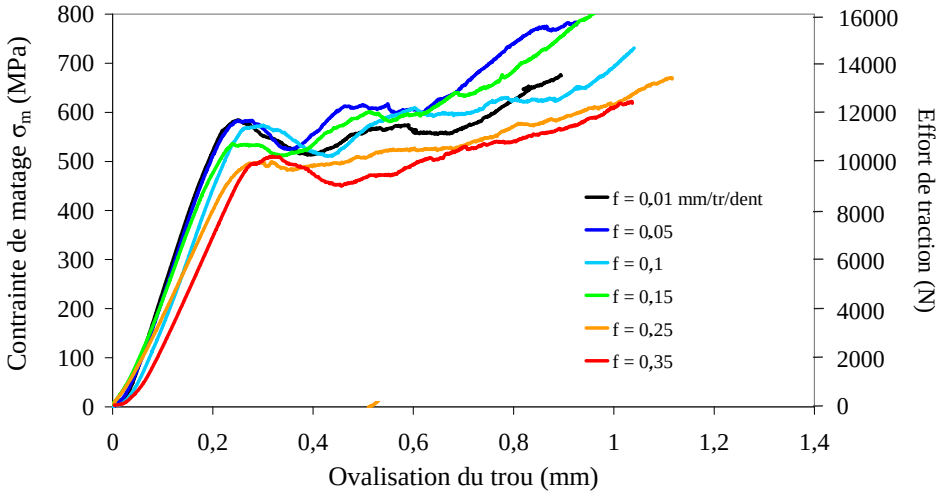


Figure 109. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ sont percés avec appui.

f (mm/tour/dent)	F_{pic} (N)	σ_{pic} (MPa)	$\Delta(\sigma_{pic})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	11800	590	0,0%	440	0,0%	3240	0,0%
0,05	12300	615	4,2%	530	20,5%	2640	-18,5%
0,1	12100	605	2,5%	450	2,3%	2690	-17,0%
0,15	11300	565	-4,2%	350	-20,5%	2280	-29,6%
0,25	10800	540	-8,5%	370	-15,9%	2230	-31,2%
0,35	10400	520	-11,9%	325	-26,1%	2580	-20,4%

Tableau 27. Variations de F_{pic}, σ_{pic}, $\sigma_{él}$ et des raideurs R des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ percés sans appui – Assemblages sans serrage.

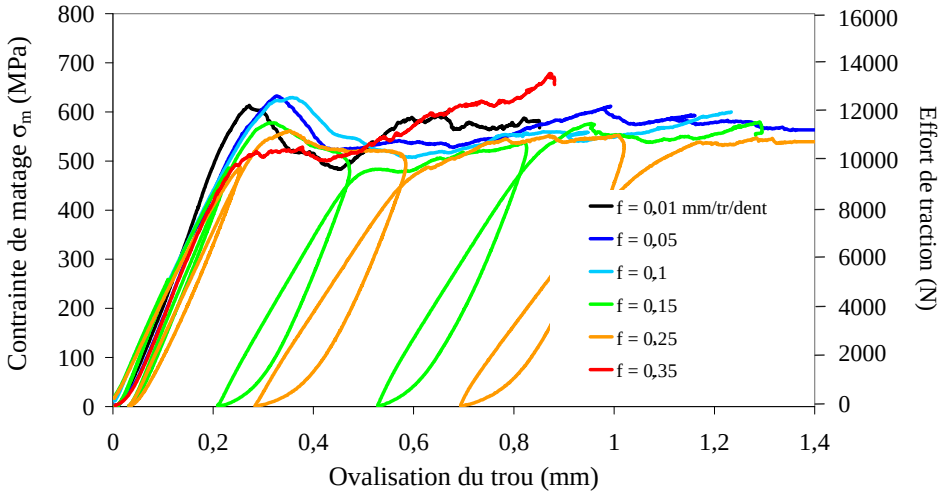


Figure 110. Courbes des essais sur des assemblages sans serrage dont les stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ sont percés sans appui.

IV.1.3. Assemblages avec préserrage

Les essais sur des assemblages avec serrage ont été réalisés uniquement pour des stratifiés de 2 mm d'épaisseur ($[90°,+45°,0°,-45°]_s$ et $[0°,+45°,90°,-45°]_s$) percées avec ou sans appui au droit du trou à des vitesses d'avance de perçage allant de 72 à 2520 mm/min (avances de 0,01 à 0,35 mm/tr/dent).

IV.1.3.a. Stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui

Les résultats des essais effectués sur des assemblages avec serrage dont les plaques C/E sont percées dans différentes conditions sont présentés dans les tableaux et les figures ci-après (Figure 111 et Figure 112). L'allure des courbes $\sigma_m(\Delta d)$ est différente de celle des essais sur des assemblages sans serrage du boulon. Contrairement à ceux-ci, les courbes des assemblages avec serrage ne présentent pas de pic et les niveaux des contraintes σ_m maximales sont nettement plus élevés (voir comparaison au paragraphe §IV.1.4.a). Des non-linéarités ou des pics très peu prononcés sont pourtant visibles sur la plupart des courbes de comportement d'assemblages avec serrage. L'explication de ces phénomènes sera donnée après analyse de l'endommagement par matage au sein des stratifiés C/E au §IV.4.3.

Le Tableau 28 et le Tableau 29 comparent les valeurs σ_{max} atteintes jusqu'à une ovalisation du trou de l'ordre de 10% pour des stratifiés percés à différentes avances. Le comportement de ce type d'assemblages en fonction de la vitesse d'avance du foret est relativement similaire à celui des assemblages sans serrage :

- diminution de σ_m avec f : l'écart maximal pour σ_{max} est l'ordre de 20% entre les avances extrêmes ;
- diminution progressive des limites élastiques $\sigma_{él}$;
- diminution des pentes initiales (R) du même ordre de grandeur que pour les assemblages sans serrage.

f (mm/tour/dent)	F_{max} (N)	σ_{max} (MPa)	$\Delta(\sigma_{max})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	8050	805	0,0%	465	0,0%	2964	0,0%
0,05	7880	788	-2,0%	433	-6,9%	2901	-2,1%
0,1	8040	804	0,0%	416	-10,6%	2862	-3,4%
0,15	7370	737	-8,3%	363	-21,9%	2414	-18,6%
0,25	6700	670	-16,7%	314	-32,4%	1865	-37,1%
0,35	6350	635	-21,1%	307	-34,0%	1858	-37,3%

Tableau 28. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui – Assemblages avec serrage.

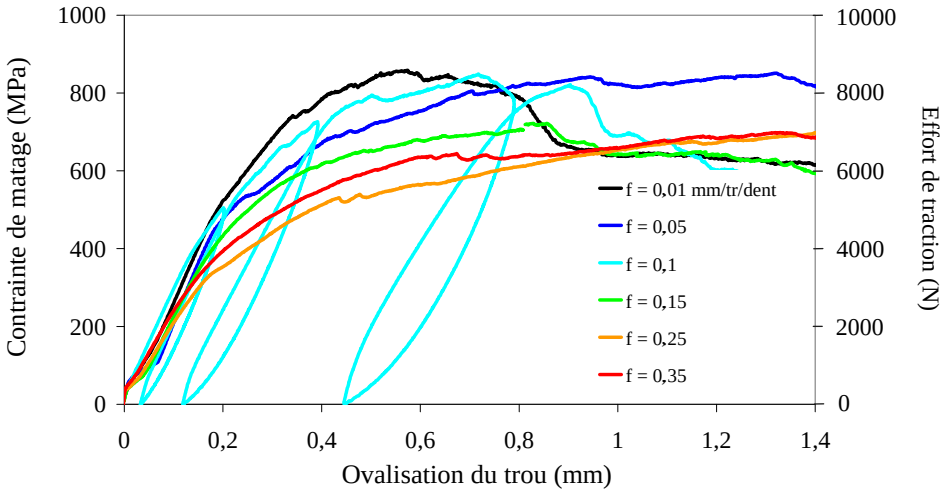


Figure 111. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés avec appui - Assemblages avec serrage.

f (mm/tour/dent)	F_{max} (N)	σ_{max} (MPa)	$\Delta(\sigma_{max})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	8050	805	0,0%	465	0,0%	3393	0,0%
0,05	8050	805	0,1%	442	-5,0%	3059	-9,8%
0,1	7440	744	-7,5%	401	-13,8%	2791	-17,7%
0,15	7670	767	-4,6%	405	-13,1%	2812	-17,1%
0,25	7150	715	-11,2%	369	-20,7%	2232	-34,2%
0,35	7290	729	-9,4%	351	-24,6%	1650	-51,4%

Tableau 29. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages avec serrage.

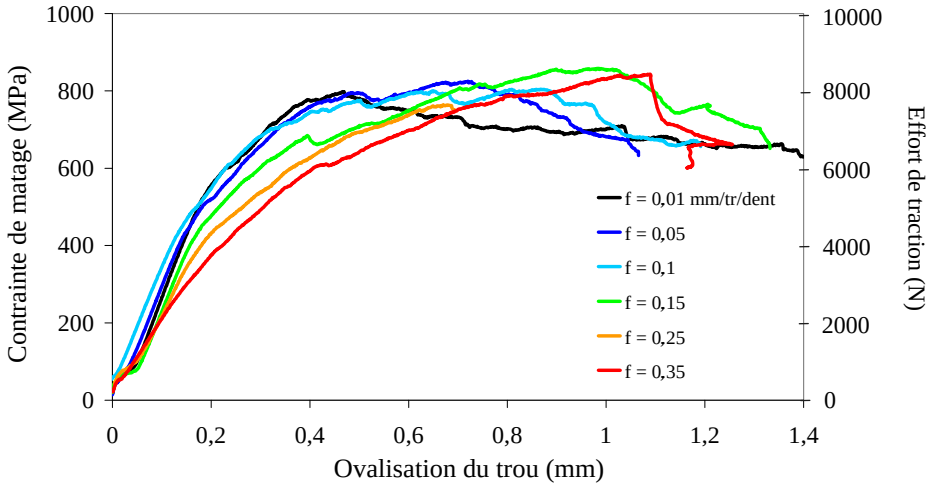


Figure 112. Courbes des essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés sans appui - Assemblages avec serrage.

IV.1.3.b. Stratifiés [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ percés avec ou sans appui

Les tableaux et les figures ci-après (Tableau 30, Tableau 31, Figure 113 et Figure 114) présentent les résultats des essais sur des plaques C/E avec le pli à 0° situé à l'extérieur ([0°,+45°,90°,-45°]$_s$) sollicitées au sein d'assemblages avec serrage. Généralement, la perte de rigidité des assemblages avec *f*, illustrée dans le Tableau 30 et le Tableau 31 est similaire à celle des assemblages testés dans les configurations précédentes (cf. §IV.1.2 et §IV.1.3.a).

f (mm/tour/dent)	F_{max} (N)	σ_{max} (MPa)	$\Delta(\sigma_{max})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	7630	763	0,0%	416	0,0%	2908	0,0%
0,05	7400	740	-3,0%	418	0,4%	2729	-6,2%
0,1	8030	803	5,2%	415	-0,4%	2632	-9,5%
0,15	7100	710	-7,0%	375	-9,9%	2437	-16,2%
0,25	7840	784	2,7%	338	-18,9%	2242	-22,9%
0,35	6480	648	-15,1%	333	-20,0%	1714	-41,1%

Tableau 30. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ percés avec appui – Assemblages avec serrage.

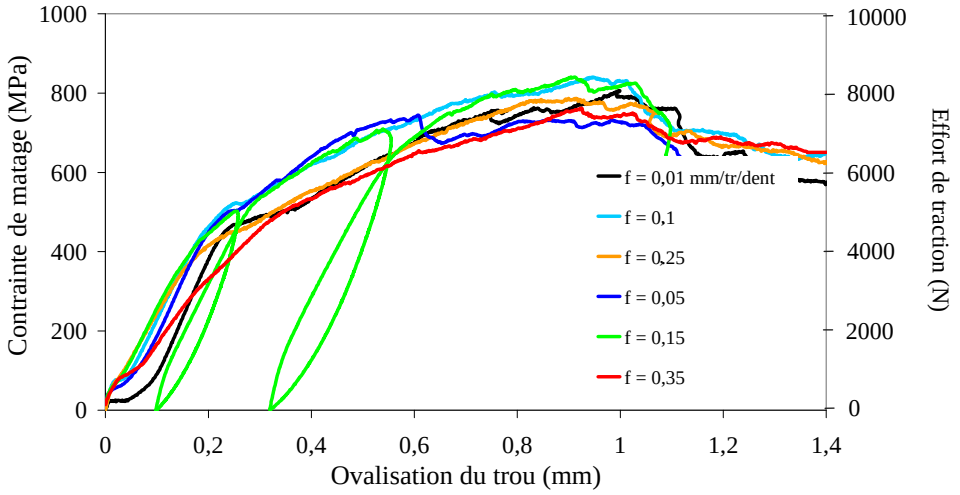


Figure 113. Courbes des essais sur des stratifiés C/E [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ percés avec appui – Assemblage avec serrage.

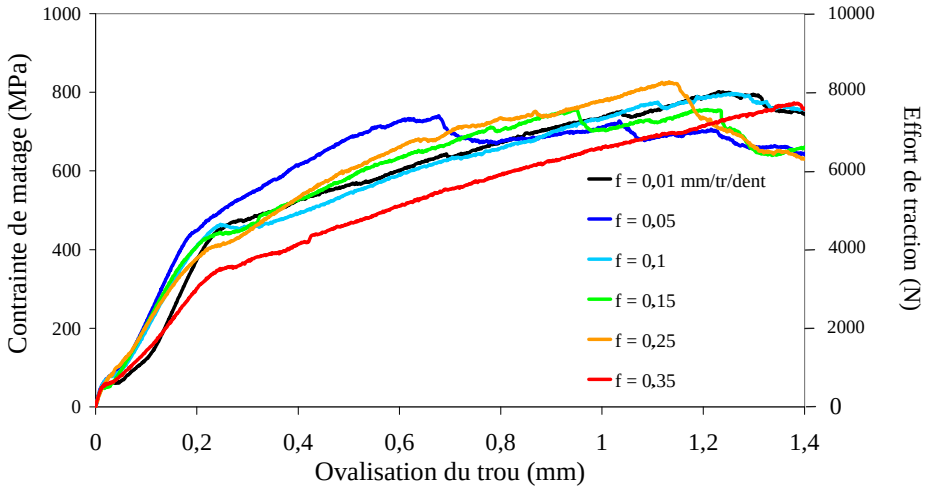


Figure 114. Courbes des essais sur des stratifiés C/E [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ percés sans appui – Assemblage avec serrage.

f (mm/tour/dent)	F_{max} (N)	σ_{max} (MPa)	$\Delta(\sigma_{max})$ (%)	$\sigma_{él}$ (MPa)	$\Delta(\sigma_{él})$ (%)	Raideur (R_i) (MPa/mm)	$\Delta(R_i)$ (%)
0,01	6750	675	0,0%	380	0,0%	2788	0,0%
0,05	7400	740	9,7%	394	3,8%	2756	-1,2%
0,1	6550	655	-3,0%	377	-0,6%	2297	-17,6%
0,15	7110	711	5,4%	375	-1,2%	2272	-18,5%
0,25	7470	747	10,6%	310	-18,4%	2085	-25,2%
0,35	6270	627	-7,1%	320	-15,6%	1574	-43,6%

Tableau 31. Variations de F_{max}, σ_{max}, $\sigma_{él}$ et des raideurs (R) des assemblages en fonction de l'avance f pour des stratifiés C/E $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés sans appui – Assemblages avec serrage.

IV.1.4. Analyse comparative et conclusions partielles

Après avoir présenté l'ensemble des résultats d'essais sur des assemblages avec ou sans serrage, une analyse comparative des différentes configurations testées s'impose. Plusieurs facteurs ayant une influence sur la tenue des assemblages mixtes seront mis en évidence : le serrage du boulon, les conditions de perçage des composites stratifiés (type d'appui, vitesse d'avance), l'épaisseur du stratifié et l'orientation du dernier pli (orientation du défaut).

IV.1.4.a. Effet du serrage

Les différentes configurations d'essais testées ont permis de constater que parmi les facteurs qui influencent la tenue des assemblages métal-composite-métal, le serrage du boulon joue un rôle majeur. Premièrement, le fait d'appliquer un faible couple de serrage (1,3 Nm) a généré la modification de l'allure des courbes d'essais (disparition du pic) cf. §IV.1.3. Deuxièmement, le serrage a permis une nette amélioration des contraintes de matage maximales dans les stratifiés C/E.

La Figure 115 illustre l'effet du serrage sur les contraintes $\sigma_{4\%D}$ (contraintes à 4% d'ovalisation du trou) et $\sigma_{él}$ (limite élastique) dans un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percé sans appui, à différentes avances. Pour une ovalisation identique (0,2 mm), le serrage appliqué à l'assemblage permet de doubler la valeur de la contrainte de matage $\sigma_{4\%}$. Quant à la limite élastique, l'effet bénéfique du serrage se manifeste notamment pour des vitesses d'avances élevées (pour des stratifiés avec des dommages initiaux de perçage). L'apparition des non-linéarités sur les courbes de matage est retardée par le serrage appliqué : le confinement de la plaque composite avec défauts de perçage limite leur propagation (§IV.3.3). Ces effets sont remarqués pour toutes les autres configurations testées (stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ et $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés avec ou sans appui au droit du trou). Ceci suggère que le serrage engendre une amélioration de la tenue au matage des stratifiés C/E quelle que soit leur séquence d'empilement. De nombreux auteurs ont d'ailleurs conclu sur l'effet positif du serrage appliqué aux assemblages des plaques composites de différentes stratifications (§I.3.4.d).

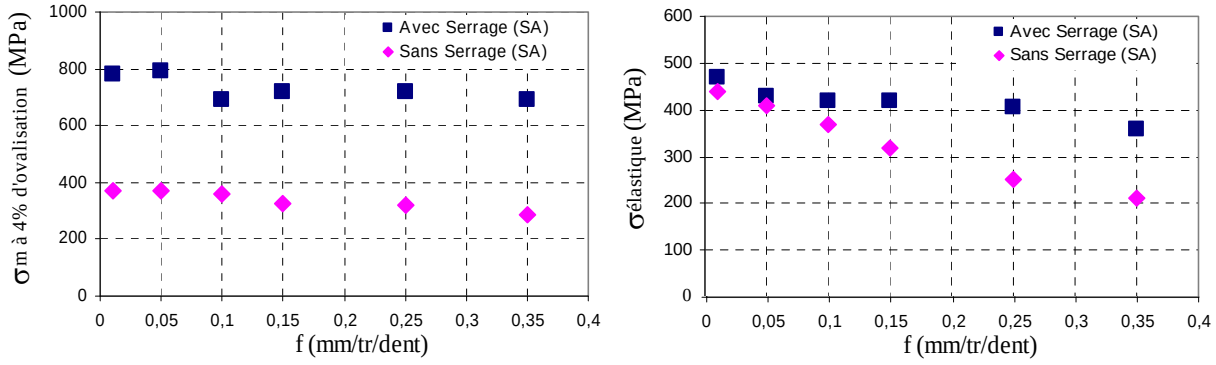


Figure 115. Influence du serrage sur les contraintes $\sigma_{4\%D}$ et $\sigma_{élastique}$ des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances.

En termes de raideur, l'influence du serrage est relativement faible. La Figure 116 permet de comparer les raideurs des assemblages avec et sans serrage dont les stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés sans appui à différentes avances *f*. Pour des avances élevées (f = 0,25 et f = 0,35 mm/tr/dent), la raideur de l'assemblage semble être diminuée par le serrage appliqué. En effet, les autres configurations testées ont permis de confirmer plutôt cette dernière tendance (effet probablement lié à la position de la rondelle non ajustée). Des essais supplémentaires sont nécessaires pour déterminer l'effet du serrage sur la raideur des assemblages.

En conclusion, l'effort de serrage appliqué à un assemblage mixte a une forte influence sur la contrainte de matage maximale (nette amélioration) mais il ne joue pas de manière significative sur la raideur initiale. La différence de comportement entre les assemblages avec serrage et les assemblages sans serrage provient essentiellement du fait que le transfert de charge ne se réalise pas de la même manière cf. §I.3.2 et §I.3.4. Dans le cas d'un assemblage avec serrage, en raison du confinement latéral, la cinétique d'endommagement par matage du stratifié est différente. L'analyse microscopique du phénomène de matage présentée au §IV.4 permettra de donner des explications aux phénomènes et aux tendances constatés.

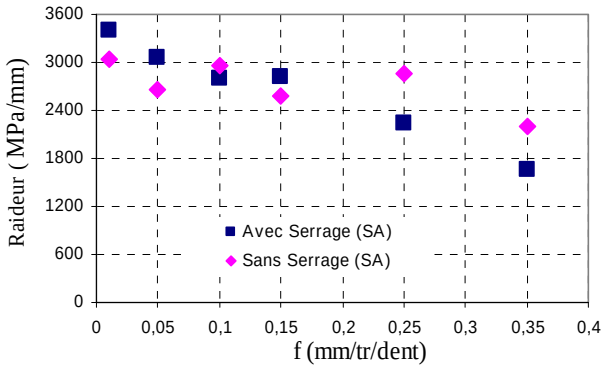


Figure 116. Influence du serrage sur la raideur des assemblages dont les stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sont percés à différentes avances.

IV.1.4.b. Effet des conditions de perçage

Les conditions de perçage testées dans le cadre de cette étude concernent la vitesse d'avance, le type d'appui et la méthode de perçage.

- Effet de la vitesse d'avance :

L'effet de l'avance de perçage *f* sur les défauts créés dans le stratifié C/E a été présenté au Chapitre III. L'augmentation de la vitesse d'avance génère l'amplification des défauts de perçage (défauts d'entrée, de sortie et sur la paroi du trou). La conséquence directe des défauts de perçage est la dégradation de la résistance au matage des stratifiés cf. aux résultats d'essais présentés précédemment aux §IV.1.2 et §IV.1.3. Les courbes d'essais ont mis en évidence la perte de rigidité des assemblages avec et sans serrage lorsque leurs composants stratifiés sont percés à des avances élevées.

L'ensemble des résultats d'essais montre que la diminution des contraintes de matage σ_m et de la raideur *R* est généralement moins importante pour des avances inférieures ou égales à 0,1 mm/tr/dent. Le Tableau 32 est une synthèse des résultats d'essais qui illustre la perte maximale de rigidité des assemblages sans serrage avec l'avance *f*. Pour f = 0,1 mm/tr/dent, σ_{pic} et *R* diminuent de 12-13% (au maximum) tandis que la limite élastique $\sigma_{él}$ chute de 26% par rapport à un essai sur un stratifié percé à f = 0,01 mm/dent/tr. En effet, toutes les configurations testées ont montré que $\sigma_{él}$ constitue le critère le plus sensible à la présence des défauts de perçage (écart systématique de plus de 50% entre les avances extrêmes utilisées). La non-linéarité de la courbe de matage apparaît donc prématurément pour des stratifiés qui présentent des défauts de perçage. Autrement dit, l'apparition puis la propagation des phénomènes d'endommagement par matage pourraient être accélérées

lorsque le stratifié est initialement endommagé suite au perçage. Cependant, si la limite élastique n'est pas un critère majeur, les dommages de perçage créés pour une avance $f \leq 0{,}1$ mm/dent/tr pourraient être tolérés. Ceci est en raison du fait que pour des stratifiés minces (2 à 4 mm), la perte de résistance au matage est relativement faible (maximum 10-13 % pour R et σ_m) et de même ordre de grandeur que la dispersion des résultats (Annexe 8).

f (mm/tour/dent)	Rigidité de l'assemblage sans serrage en %		
	σ_{pic}	$\sigma_{él}$	Raideur (R_i)
0,01	100%	100%	100%
0,1	87%	74%	88%
0,35	62%	54%	60%

Tableau 32. Diminution maximale de la rigidité des assemblages sans serrage avec l'avance f pour des stratifiés quasi-isotropes minces C/E.

L'influence de l'avance f sur la tenue des assemblages mixtes avec ou sans serrage sera également illustrée dans les paragraphes suivants pour toutes les configurations testées.

- Effet du type d'appui :

Dans le cadre de cette étude, deux types d'appui des stratifiés C/E lors du perçage ont été testés : perçage avec appui au droit du trou et perçage sans appui au droit du trou.

Les Figures 117 à 120 présentent la comparaison de la contrainte de matage (σ_{pic} ou σ_{max}) et de la raideur des assemblages avec et sans serrage, dont les stratifiés C/E sont percés avec ou sans appui. Les valeurs prises en compte pour ces comparaisons sont les moyennes de l'ensemble des résultats obtenus pour la même configuration d'essais.

De manière générale, les différences en termes de contraintes entre les deux types d'appui sont relativement faibles (écart maximal de 10%). Les essais de perçage réalisés au §III.3.2 ont montré que le perçage sans appui génère des délaminages de taille nettement plus importante que le perçage avec appui au droit du trou. Cependant, contrairement à ce qu'il aurait pu être envisagé, les résultats des essais de matage montrent que le perçage sans appui génère un comportement au matage légèrement meilleur que celui des stratifiés percés avec appui (Figures 117 à 120). Cette conclusion est valable pour les deux types d'assemblage (avec ou sans serrage) mais elle est à prendre avec précaution en raison de la grande dispersion des résultats (Annexe 8). En effet, pour certaines séries d'essais, cette tendance n'est pas confirmée (meilleur comportement des stratifiés percés avec appui).

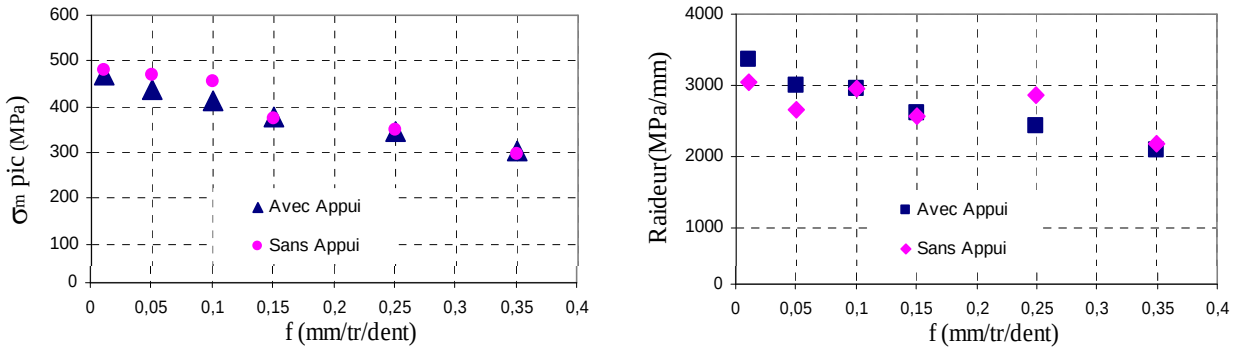


Figure 117. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage.

En termes de raideur, les résultats montrent que les assemblages dont les stratifiés sont percés avec appui semblent avoir un comportement légèrement meilleur que ceux percés sans appui (Figure 117, Figure 118, Figure 119). Cependant, pour certaines configurations d'essais, cette remarque n'est pas valable (par exemple,

pour les stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sollicités au sein d'assemblages avec serrage - Figure 120). Là encore, la dispersion des résultats est très importante. Les sources d'erreurs des résultats expérimentaux sont présentées en Annexe 8. Le nombre d'essais est insuffisant pour conclure sur l'influence du type d'appui lors du perçage sur la raideurs des stratifiés C/E sollicités en matage.

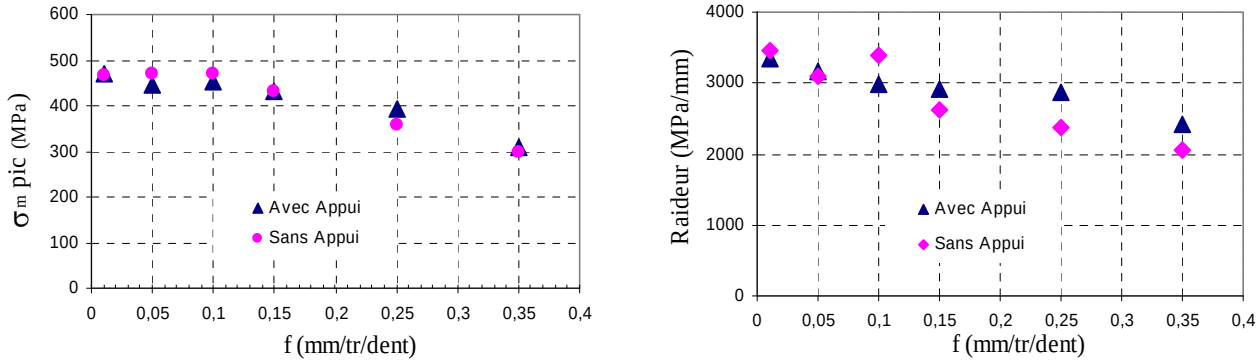


Figure 118. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage.

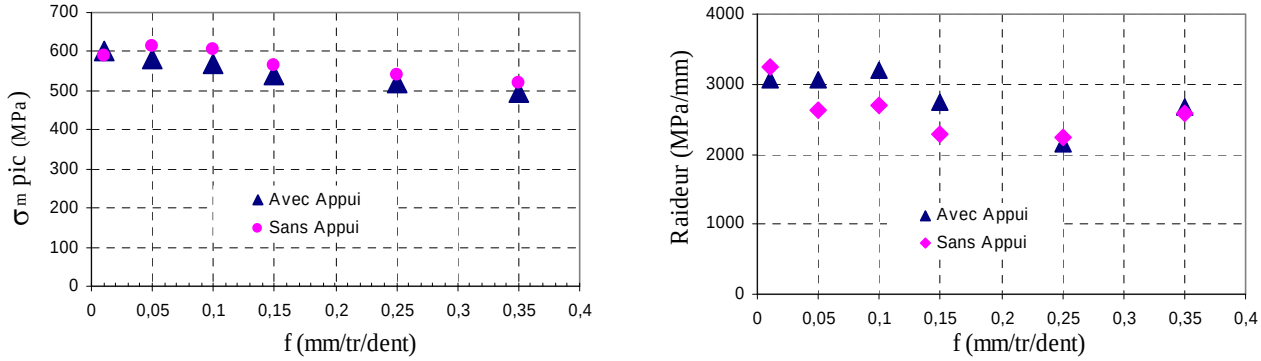


Figure 119. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage avec serrage.

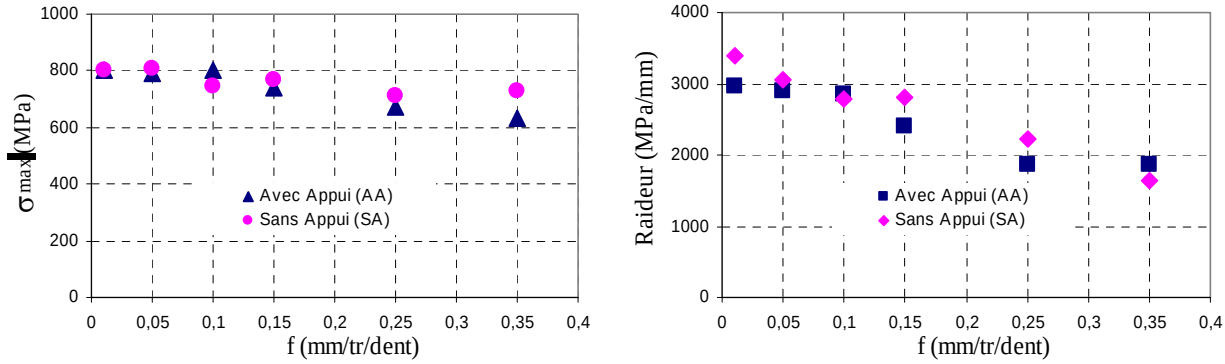


Figure 120. Influence du type d'appui sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage avec serrage.

En conclusion, les résultats des essais de matage sur assemblages mixtes montrent des comportement similaires des stratifiés percés avec ou sans appui (faibles écarts des valeurs σ_m, R). Malgré les délaminages de taille importante, le fait de percer sans appui au droit du trou n'entraîne pas une forte dégradation de la tenue au matage des stratifiés C/E. Cette conclusion trouve son explication dans la nature même du phénomène de matage. Il s'agit d'un phénomène d'endommagement très localisé en bord de trou (voir §IV.4) influencé notamment par les défauts de paroi de trou. D'après l'analyse microscopique (MEB) réalisée au §IV.4, les défauts sur la paroi de trou ne semblent pas être très sensibles au mode d'appui de la plaque d'où les faibles différences de comportement constatées.

- Effet de la méthode de perçage :

Les deux méthodes de perçage utilisées dans cette étude sont :
- le perçage séparé des stratifiés C/E (avec ou sans appui au droit du trou) ;
- le contre-perçage (perçage hybride).

Le contre-perçage consiste à percer à la fois les trois éléments de l'assemblage (deux plaques métalliques et une plaque composite), la plaque composite étant en appui contre une plaque métallique. Les résultats des essais sur des stratifiés contre-percés seront alors comparés à ceux des stratifiés C/E percés séparément avec appui au droit du trou. La comparaison des résultats (Figure 121, Figure 122 et Figure 123) montre que dans le cas du contre-perçage, l'assemblage est moins sensible aux effets de variation de la vitesse d'avance. La diminution de la contrainte σ_{pic} entre les avances extrêmes (0,01 mm/dent/tr et 0,35 mm/dent/tr) est de seulement 13,7% tandis que pour les stratifiés percés séparément avec appui, la diminution est de l'ordre de 37% (Figure 121). De la même manière, les contraintes $\sigma_{él}$ diminuent très peu avec f pour les stratifiés contre-percés (Figure 122) tandis que pour les stratifiés percés avec appui $\sigma_{él}$ diminue de plus de 50%. La comparaison des courbes d'essais pour les deux types de perçage (Figure 123) illustre également ce phénomène.

En termes de contrainte σ_{pic}, les stratifiés contre-percés ont un meilleur comportement que celui des stratifiés percés séparément avec appui, notamment pour des avances élevées (Figure 121 et Figure 123). Ce résultat est une conséquence directe du fait que le contre-perçage permet d'obtenir des trous avec des défauts de perçage peu étendus cf. §III.3.3. En effet, le perçage hybride limite non seulement les défauts de sortie mais aussi les défauts d'entrée dans le composite. Cependant, les limites élastiques et les raideurs initiales sont supérieures dans le cas des stratifiés percés avec appui. Ceci peut être expliqué par le fait que lors du contre-perçage, les copeaux de la plaque métallique inférieure remontent le long des deux goujures du foret et abîment la paroi du trou dans la plaque composite. La présence de ces défauts initiaux en bord de trou (même à faible avance) a comme conséquence l'apparition des non-linéarités à des contraintes plus faibles que pour un perçage séparé.

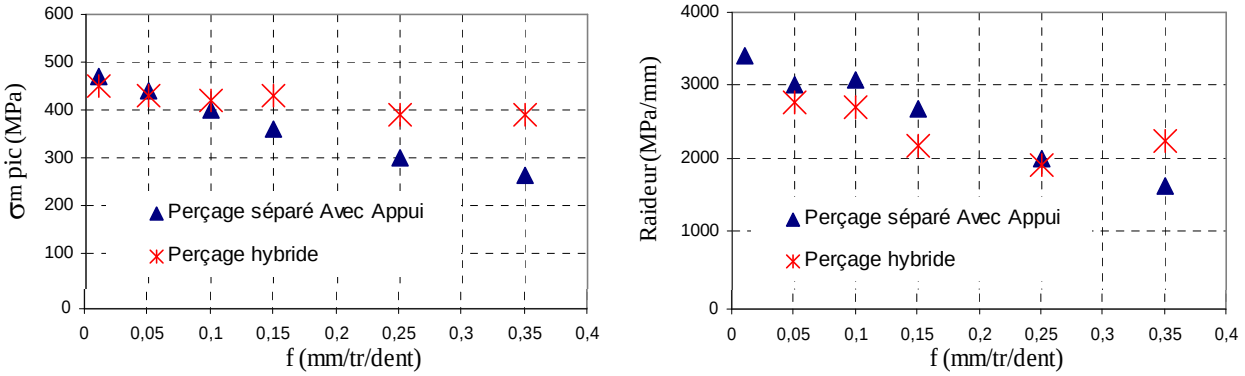


Figure 121. Influence de la méthode de perçage des stratifiés sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage.

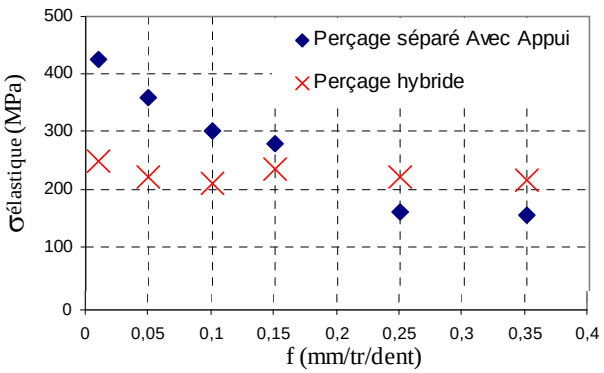


Figure 122. Influence de la méthode de perçage des stratifiés sur la limite élastique $\sigma_{él}$ des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à différentes avances – Assemblage sans serrage.

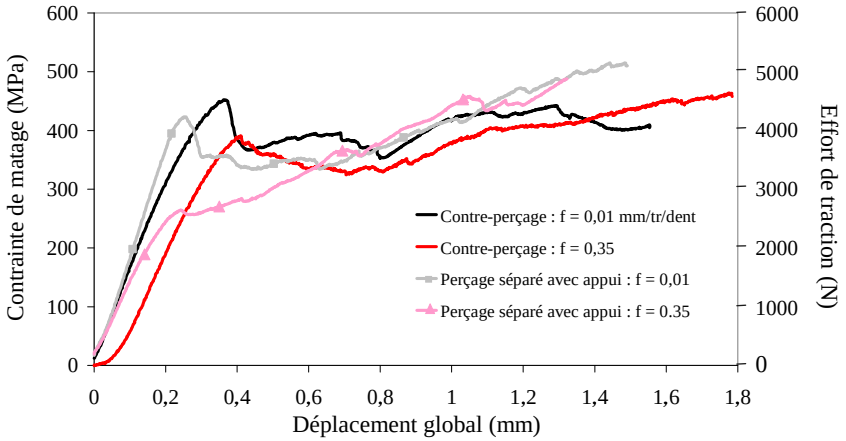


Figure 123. Influence de la méthode de perçage sur les courbes d'essais sur des assemblages sans serrage.

IV.1.4.c. Effet de l'épaisseur

Dans le cadre de cette étude, uniquement deux épaisseurs de plaques C/E avec stratifications équivalentes ont été analysées : 2 mm ($[90°,+45°,0°,-45°]_s$) et 4 mm ($[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$). Cf. au paragraphe §III.3.2, les défauts de perçage des stratifiés de 2 et 4 mm sont similaires : même nombre de plis dégradés (entrée/sortie) mais taille des délaminages légèrement plus réduite ou relativement égale par rapport à ceux des stratifiés moins épais.

L'épaisseur des stratifiés est un facteur qui améliore la contrainte de matage : la résistance au matage augmente de plus de 20% lorsque l'épaisseur passe de 2 mm à 4 mm (Figure 124). Pour un diamètre de boulon constant, la variation de l'épaisseur t de la plaque composite n'a pas une influence proportionnelle sur l'effort maximum (F_{max} ou F_{pic}) : lorsque t augmente, la contrainte de matage σ_{max} augmente. Il y a probablement un effet de concentration de contraintes qui varie en fonction du rapport D/t (diamètre du boulon/épaisseur de la plaque). L'écart des contraintes maximales est encore plus important pour des stratifiés percés à des grandes vitesses d'avance. Ce phénomène trouve son explication dans la sensibilité plus réduite aux défauts de perçage des plaques de 4 mm par rapport à celles de 2 mm. La variation des contraintes σ_{pic} avec l'avance f illustre bien cet effet : diminution de seulement 17% pour un stratifié de 4 mm par rapport à une diminution de l'ordre de 35% pour un stratifié de 2 mm (Figure 124).

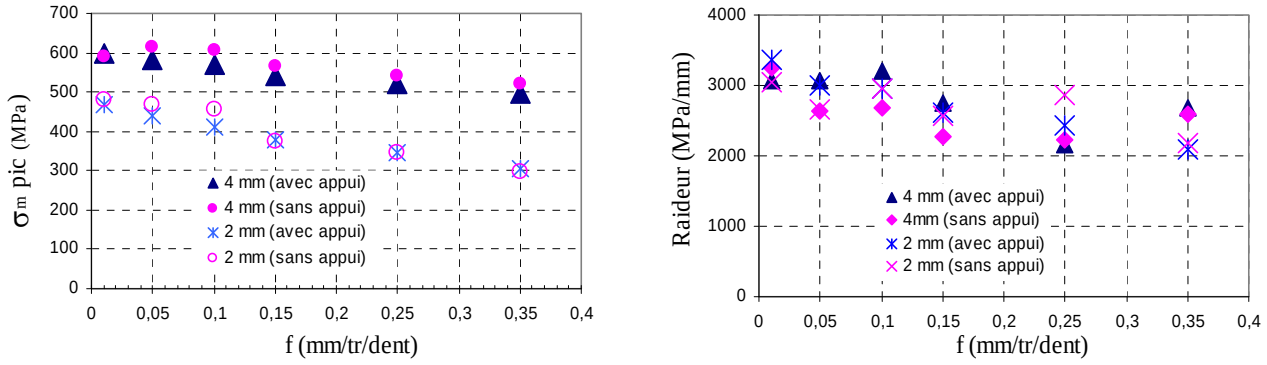


Figure 124. Influence de l'épaisseur des stratifiés C/E sur la contrainte σ_{pic} et la raideur des assemblages sans serrage.

Le meilleur comportement au matage des plaques de 4 mm percées à des vitesses d'avance élevées est évident : les défauts n'ont pas la même prépondérance dans la diminution de la résistance globale de l'assemblage. Les observations microscopiques ont montré que les principaux dommages sont en entrée (1er pli) et en sortie de plaque (les deux derniers plis). Bien évidemment, plus la plaque est épaisse, plus la surface d'appui non endommagée est importante (boulon de diamètre constant). De plus, les plaques de 4 mm fléchissent moins que

les plaques de 2 mm sous l'effet de poussée exercé par le foret lors du perçage. Il y a donc des différences de géométrie de trou et de taille de défauts pour des stratifiés d'épaisseurs différentes. Malgré la dispersion des résultats, les raideurs des plaques de 2 et 4 mm sont similaires.

En conclusion, l'épaisseur augmente la résistance au matage des composites stratifiés. Un autre effet remarquable est lié à l'influence des défauts de perçage : plus l'épaisseur des stratifiés est grande, plus la sensibilité aux défauts de perçage est réduite.

IV.1.4.d. Effet de l'orientation du dernier pli

La Figure 125 présente l'évolution des contraintes de matage et des raideurs des assemblages pour des stratifiés C/E : $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ et $[0°,+45°,90°,-45°]_s$. L'orientation des plis situés à l'extérieur de ces deux stratifiés est différente. Les défauts de perçage sont donc orientés différemment par rapport à la direction de traction : à 90° pour le stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ et à 0° pour le stratifié $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ cf. §III.3.2. A priori, la présence des défauts orientés dans la direction du matage devrait influencer à la baisse le niveau des contraintes de matage (σ_{pic} et $\sigma_{él}$). Contrairement à cette attente, un comportement très similaire des deux types de stratifiés peut être constaté. Les contraintes et les raideurs des stratifiés $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ ne sont pas influencées de manière significative par l'orientation des défauts dans la direction du matage. Les mêmes conclusions sont valables pour les assemblages avec serrage du boulon (Figure 126). Néanmoins, un comportement légèrement meilleur des stratifiés avec les plis à 90° à l'extérieur peut être remarqué dans le cas des assemblages avec serrage (raideurs et contraintes maximales plus grandes que pour les stratifiés $[0°,+45°,90°, -45°]_s$).

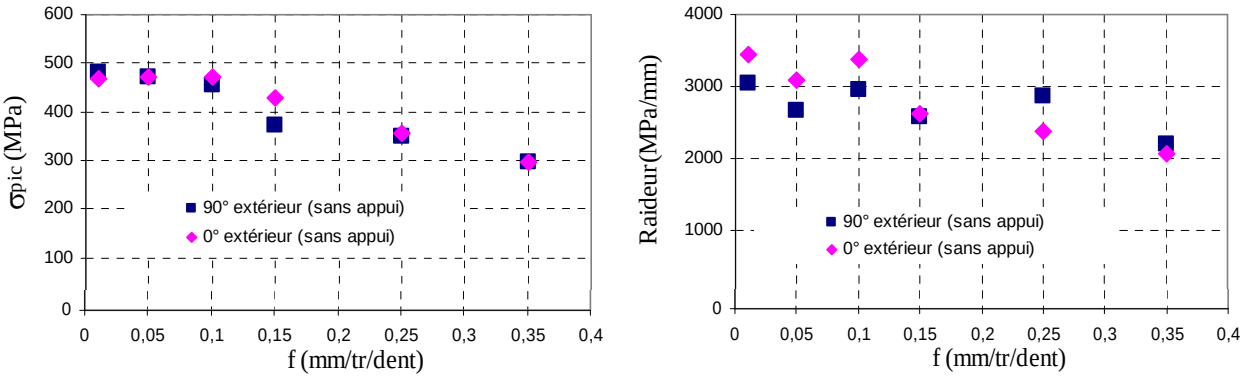


Figure 125. Influence de l'orientation du dernier pli sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des assemblages sans serrage.

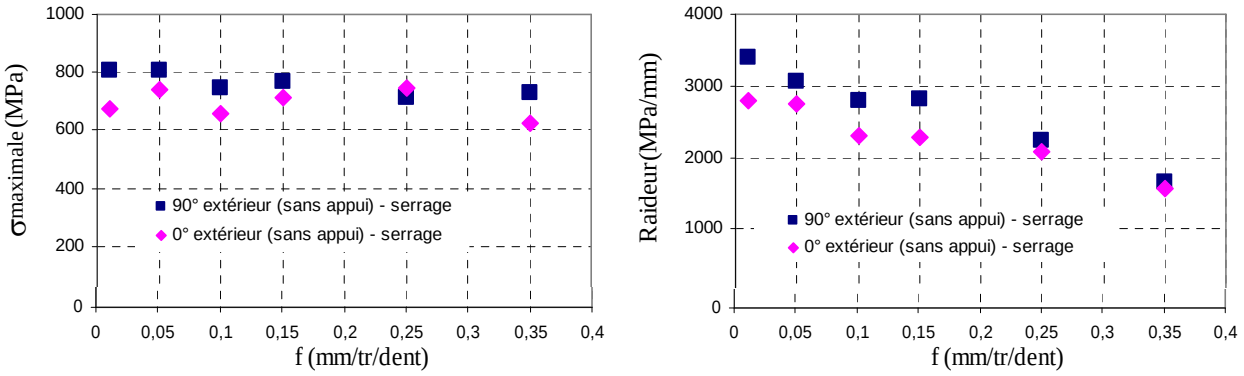


Figure 126. Influence de l'orientation du dernier pli sur la contrainte σ_{pic} et sur la raideur des assemblages avec serrage.

IV.2. Essais de matage pur sur "demi-éprouvettes"

Les essais de matage pur ont été réalisés afin d'améliorer la compréhension du phénomène de matage des stratifiés carbone/époxy. L'objectif est d'analyser le comportement en matage pur des stratifiés qui ne présentent pas de défauts de perçage (l'influence des défauts de perçage n'est pas étudiée pour ce type d'essai). Il s'agit donc d'essais complémentaires aux essais sur des assemblages boulonnés présentés au paragraphe précédent. Les stratifications choisies ont pour but de vérifier l'influence de la séquence d'empilement sur le comportement en matage des stratifiés C/E.

IV.2.1. Méthodologie expérimentale

Des essais de matage pur ont été réalisés sur quatre stratifications différentes en carbone/époxy référence T700/M21. Ces essais sont appelés des "essais de matage pur" en raison du fait qu'ils permettent d'analyser uniquement l'effet dû au matage à l'interface paroi de trou/boulon. Les facteurs perturbateurs qui apparaissent dans le cas des assemblages boulonnés à simple ou double recouvrement (flexion du boulon, rotation du boulon, déformations hors plan des composants des assemblages…) sont ainsi évités pour permettre une meilleure analyse de la tenue des stratifiés au matage.

IV.2.1.a. Drapage et géométrie des éprouvettes

Les stratifications des éprouvettes en carbone/époxy référence T700/M21 utilisées pour cette nouvelle campagne d'essais sont :

- $[90°,+45°,0°,-45°]_s$,
- $[0°,+45°,90°,-45°]_s$,
- $[0°,90°,90°,0°]_s$,
- $[90°,0°,90°,0°]_s$.

L'orientation des plis à 0° correspond à la direction de sollicitation des éprouvettes. Le principal objectif est de vérifier l'influence de la position des plis à 0° et à ±45°, a priori considérés être les plis avec le plus d'influence sur la contrainte de matage.

Les plaques T700/M21 sont fabriquées suivant le même protocole décrit en Annexe 2. Le collage de talons est réalisé de la même manière que pour les éprouvettes C/E assemblées cf. §IV.1. Les plaques avec talons sont débitées en éprouvettes de dimensions 30 mm × 76 mm (Figure 127). L'épaisseur est de 2 mm pour toutes les plaques.

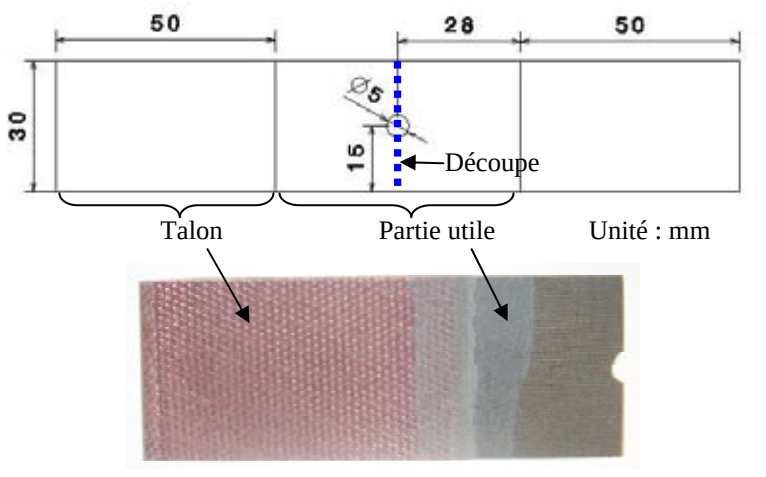


Figure 127. Géométrie des "demi-éprouvettes" testées en matage pur.

Les éprouvettes sont percées à f = 0,01 mm/dent/tr, V_f = 72 mm/min, N = 3600 tr/min et avec appui au droit du trou. Ces conditions de perçage ont été choisies afin de limiter les dégâts créés par l'usinage des stratifiés C/E et de pouvoir analyser par la suite uniquement les effets dus au matage. Les "demi-éprouvettes" sont ensuite obtenues en découpant les éprouvettes à l'aide d'un disque diamanté avec lubrification (Figure 127).

IV.2.1.b. Procédure expérimentale

Le montage d'essais de matage pur est illustré sur la Figure 128 (il s'agit d'une photo prise après essai). Tout d'abord, un dispositif qui permet de reproduire les conditions de matage pur est mis en place : une embase usinée en "V" et encastrée dans les mors inférieurs de la machine de traction sert de support au fût du boulon matérialisé ici par la queue d'un foret de diamètre 5 mm. L'éprouvette est ensuite serrée dans les mors supérieurs au niveau du talon. L'alignement de l'éprouvette dans la direction de sollicitation se fait à l'aide des calles positionnées entre l'éprouvette et l'embase puis retirées avant l'essai de compression.

Les essais de compression sont effectués sur une machine d'essais INSTRON à déplacement imposé de 1 mm/min jusqu'à un déplacement global de 0,5 mm pour tous les essais.

L'effort et le déplacement global sont enregistrés directement par les capteurs de la machine INSTRON.

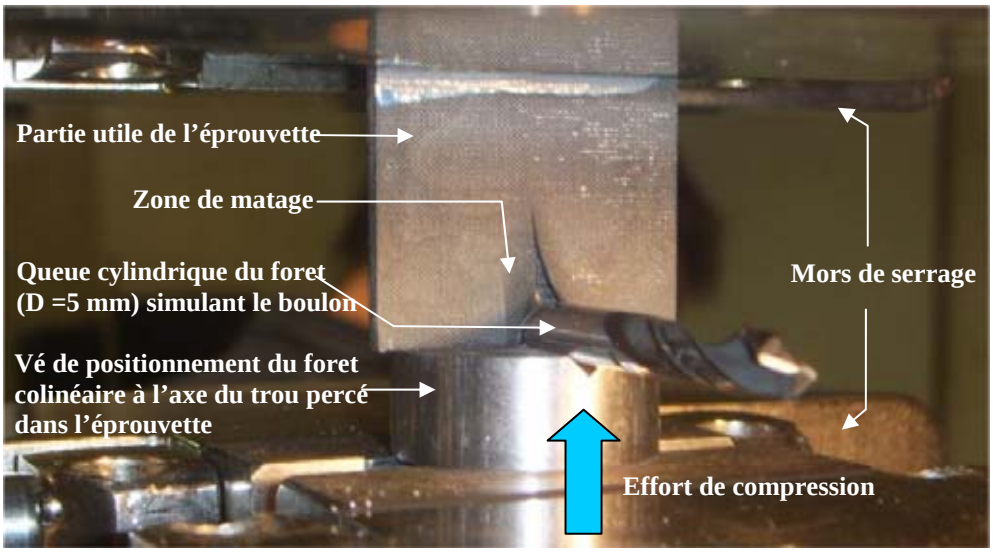


Figure 128. Montage d'essai de matage pur sur machine INSTRON.

IV.2.2. Analyse des résultats

Les courbes des essais de matage pur sur les quatre stratifications C/E sont présentées ci-après (Figure 129, Figure 130, Figure 131, Figure 132). Les allures des courbes sont similaires à celles des assemblages sans serrage (partie linéaire, partie non-linéaire avant pic et pente négative après le pic). Sur les courbes, la zone de comportement élastique est souvent précédée d'une partie non-linéaire qui correspond à la transition vers un contact sur toute la surface existante entre le fût du boulon et la paroi du trou.

Pour chaque essai, uniquement deux valeurs sont relevées : la raideur initiale (pente de la partie élastique) et l'effort maximal F_{max}. Le Tableau 33 permet de comparer le comportement en matage pur des différentes stratifications testées. Une grande dispersion des résultats d'essais sur les stratifications $[90°,0°,90°,0°]_s$ et $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ peut être constatée. Parmi les six essais sur des stratifiés $[90°,0°,90°,0°]_s$, trois ont fini par une rupture brutale avant que le pic soit atteint. En effet, la rupture est provoquée par des délaminages à

l'interface 0°/90° qui se propagent d'une manière aléatoire, phénomène qui pourrait expliquer la dispersion des valeurs F_{pic} atteintes pendant les essais. Une analyse microscopique des différents modes d'endommagement par matage pur sera présentée au paragraphe §IV.3.

Malgré la dispersion des résultats, quelques tendances peuvent être remarquées :

- en termes d'effort F_{pic}, les stratifiés quasi-isotropes (plis dans les directions 0°, ±45° et 90°) ont un meilleur comportement que les stratifiés bi-axiaux (plis dans les directions 0° et 90° par rapport à la direction de sollicitation). En effet, les plis à ±45° jouent un rôle très important dans le comportement en matage des stratifiés. Ils transmettent une grande partie de la charge et limitent la propagation des fissures dans les plis à 0° ce qui explique la meilleure tenue au matage des stratifiés quadri-axiaux ;
- la raideur des stratifiés avec les plis à 90° situés vers l'extérieur est nettement meilleure que celles des stratifiés avec les derniers plis à 0°. Ce comportement s'explique par le fait que les plis orientés à 90° par rapport à la direction de sollicitation s'opposent à la propagation des défauts (les fissures matricielles se referment sur elles mêmes au droit du boulon) et lorsqu'ils sont situés à l'extérieur du stratifié permettent de limiter la propagation des fissures dans les plis adjacents. Les plis à 90° permettent ainsi d'éviter le phénomène de "splitting" qui peut être remarqué sur la Figure 128.

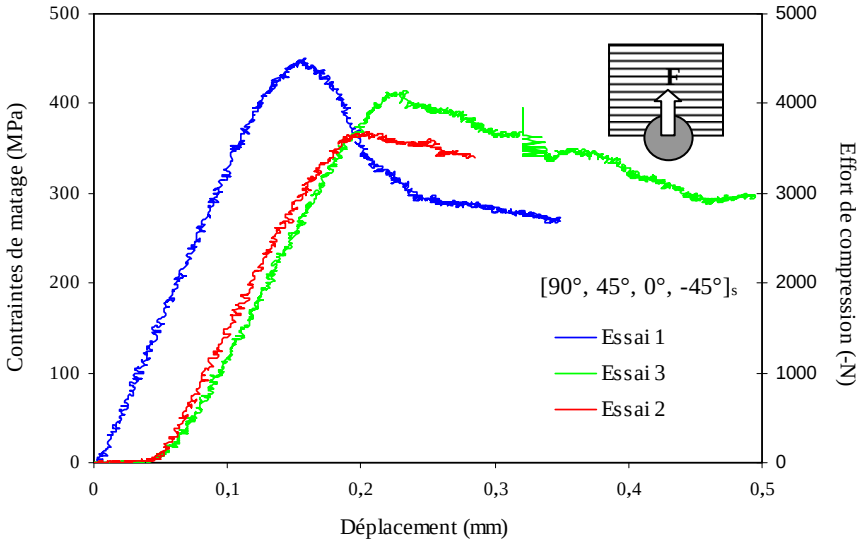


Figure 129. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

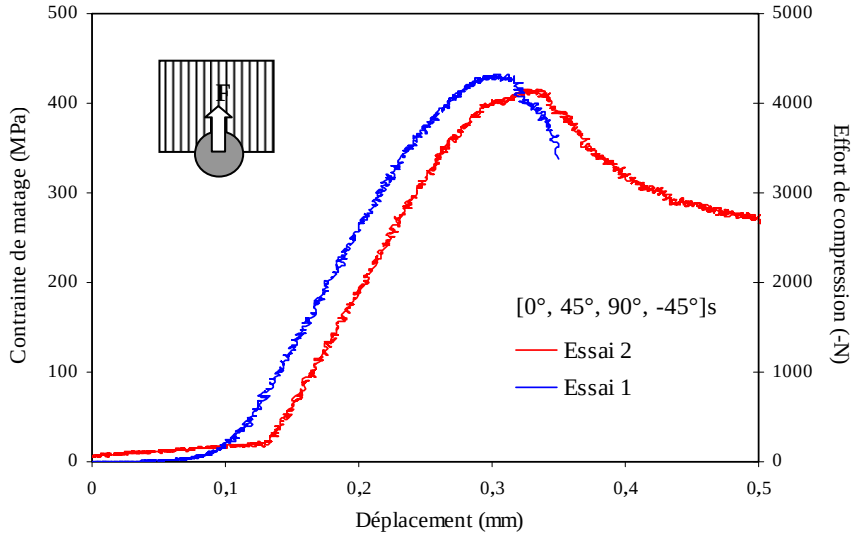


Figure 130. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E [0°,+45°,90°,-45°]$_s$.

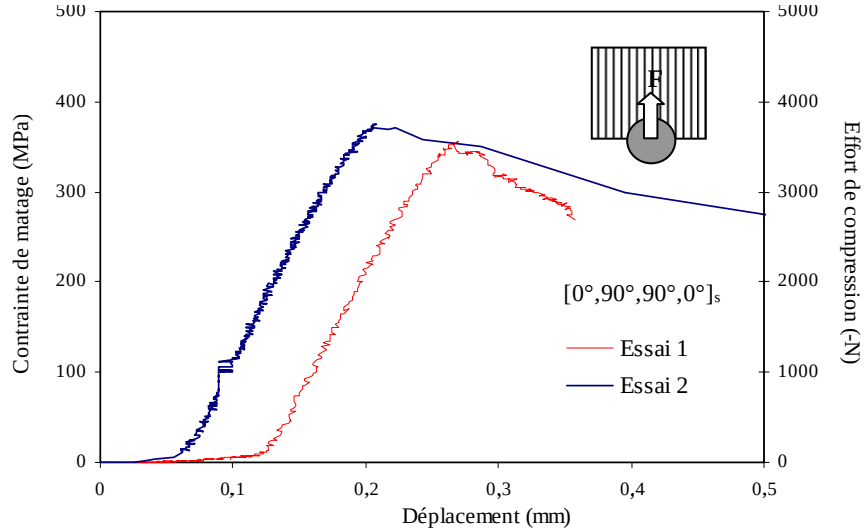


Figure 131. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E [0°,90°,90°,0°]$_s$.

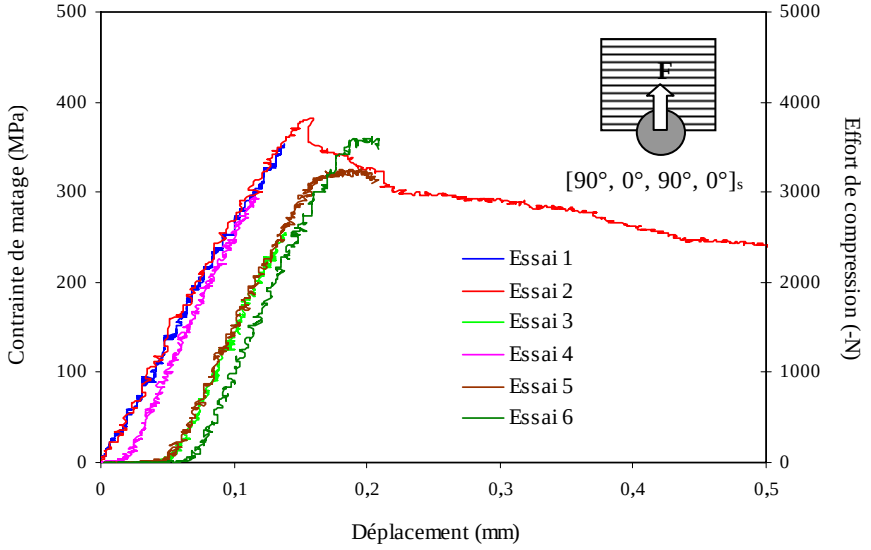


Figure 132. Courbes des essais de matage pur sur des stratifiés C/E [90°,0°,90°,0°]$_s$.

	[0°, 90°, 90°, 0°]$_s$		**[90°, 0°, 90°, 0°]$_s$**		**[0°, +45°, 90°, -45°]$_s$**		**[90°, +45°, 0°, -45°]$_s$**	
	F_{pic}	**Raideur**	**F_{pic}**	**Raideur**	**F_{pic}**	**Raideur**	**F_{pic}**	**Raideur**
	(N)	(N/mm)	(N)	(N/mm)	(N)	(N/mm)	(N)	(N/mm)
Essai 1	3719	29100	4062	32497	4324	26225	4692	40610
Essai 2	3748	28543	3980	32734	4217	26940	3686	29716
Essai 3	-	-	2655	31994	-	-	4306	30311
Essai 4	-	-	3078	32357	-	-	-	-
Essai 5	-	-	3394	32838	-	-	-	-
Essai 6	-	-	3615	36558	-	-	-	-
Moyenne	**3733**	***28821***	**3464**	***33163***	**4270**	***26583***	**4228**	***33546***
Ecart type	21	394	539	1690	76	506	508	6125

Tableau 33. Comparaison des raideurs et des efforts F_{pic} pour les quatre stratifications testées en matage pur.

La comparaison des comportements des stratifiés quasi-isotropes sollicités en matage pur et au sein d'assemblages boulonnés sans serrage est présentée sur le Tableau 34. Les efforts au niveau des pics F_{pic} sont plus grands pour des assemblages boulonnés que pour des essais de matage pur. Cette remarque est valable pour les deux stratifications comparées ([0°,+45°,90°,-45°]$_s$ et [90°,+45°,0°,-45°]$_s$).

	$[0°, +45°, 90°, -45°]_s$	**$[90°, +45°, 0°, -45°]_s$**
F_{pic} - Matage pur	**4270 N**	**4228 N**
F_{pic} - Assemblages boulonnés sans serrage (perçage avec appui à f = 0,01 mm/dent/tr)	**4710 N**	**4700 N**

Tableau 34. Comparaison des efforts F_{pic} pour les quatre stratifications testées en matage pur.

IV.2.3. Conclusions partielles

Le comportement en matage pur des stratifiés C/E est similaire à celui des essais sur des assemblages boulonnés sans préserrage. Malgré la simplicité du type d'essai, les mêmes problèmes de dispersion des résultats que pour les assemblages boulonnés (§IV.1) ont été rencontrés. Les diverses sources d'erreurs sont présentées en Annexe 8.

Les quatre stratifications qui ont fait l'objet des essais de matage pur ont permis de vérifier l'influence de l'orientation des plis sur la tenue au matage. Les stratifiés quadri-axiaux ont montré un meilleur comportement que les bi-axiaux de type 0°/90°. Les explications sont évidentes même si à ce stade de l'étude elles sont plutôt intuitives. Les plis orientés à 0° par rapport à la direction de sollicitation ont un rôle majeur dans la tenue au matage des stratifiés. Cependant, les plis adjacents à ±45° permettent également le transfert du chargement en matage. L'analyse numérique qui sera présentée au Chapitre V montre que les plis à ±45° sont presque aussi chargés que les plis à 0°, d'où le meilleur comportement des stratifiés quasi-isotropes. De plus, les plis à ±45° aident à limiter la propagation des fissures dans les plis adjacents de la même manière que les plis à 90°.

Les hypothèses et les explications avancées seront validées aux paragraphes suivants par une analyse microscopique ainsi que par des modèles numériques.

IV.3. Cinétique d'endommagement par matage

Afin d'apporter des explications aux résultats d'essais présentés aux paragraphes précédents (§IV.1 et I§V.2.), l'endommagement par matage a été analysé par des méthodes de contrôle destructif et/ou non-destructif. Plusieurs échantillons sollicités à différents niveaux de chargement en matage ont fait l'objet des analyses microscopiques. Le but est de pouvoir établir le mode d'évolution des dommages au sein des assemblages avec ou sans serrage ainsi qu'en matage pur.

IV.4.1. Matage au sein des assemblages sans préserrage

L'allure des courbes $\sigma_m(d)$ des essais sur des assemblages sans préserrage est similaire pour toutes les configurations d'essais réalisés.

La Figure 133 montre une courbe type d'un essai de matage sur un assemblage sans préserrage du boulon. Les parties remarquables de cette courbe sont notées et numérotées de P1 à P6 et elles correspondent à :

P1 - l'alignement (la mise en place) de l'assemblage, la présence du jeu entre le boulon et le trou se traduisant par un allongement à effort presque nul ;
P2 - la partie linéaire élastique ;
P3 - début du comportement non-linéaire de l'assemblage ;
P4 - pic d'effort suivi par une chute de résistance de l'assemblage ; le pic est moins prononcé, voire inexistant pour les stratifiés avec défauts initiaux étendus (perçage à grande vitesse d'avance) ;

P5 - plateau d'effort (σ_m est relativement constante), partie qui est réduite ou quasi-inexistante notamment pour des stratifiés avec défauts initiaux de perçage ;

P6 - pente positive de la courbe.

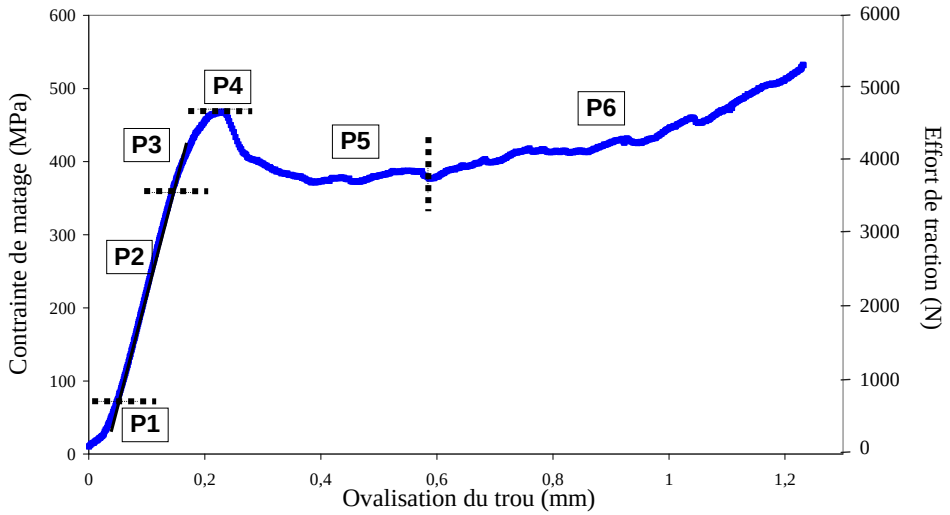


Figure 133. Courbe type des essais de traction sur des assemblages sans préserrage.

Afin d'apporter des explications à ce mode de comportement en matage, une analyse microscopique des stratifiés C/E sollicités jusqu'à différents points représentatifs de la courbe de matage a été réalisée. Les éprouvettes C/E ont été percées à faible vitesse d'avance (V_f = 72 mm/min) et avec appui au droit du trou. Ce choix a été retenu pour éviter d'éventuels défauts de perçage et afin de pouvoir analyser exclusivement les défauts dus à l'endommagement par matage.

La Figure 134 présente des micrographies correspondant aux différentes parties remarquables de la courbe type de matage. Toutes les photos MEB de la Figure 134 sont réalisées sur la section médiane des éprouvettes, dans le sens de l'effort (coupe AA sur la figure).

Le début de la non-linéarité de la courbe d'essais (P3) coïncide avec l'apparition des dommages en bord de trou, dans la zone de matage frontal, à 0° par rapport à la direction de l'effort *F* (Figure 134). Il s'agit des fissurations matricielles dans les plis à 90° et des micro-flambements des fibres à 0°. La flexion du boulon pourrait provoquer l'endommagement prématuré des plis situés vers l'extérieur du stratifié (par exemple fissurations dans les plis à 90° pour un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$). Au niveau du pic de la courbe de matage (P4), des micro-flambements des paquets de fibres à 0°, +45° et -45° ainsi que des décohésions des plis +45°/0° et -45°/0° sont constatés (Figure 134). La chute de rigidité de l'assemblage juste après le pic pourrait être donc une conséquence des micro-flambements successifs des fibres à 0° et ±45°.

Ces défauts se propagent par la suite et donnent lieu à des macrofissures : décollement des plis extérieurs à 90° (Figure 135) et fissurations au niveau des interfaces 0°/+45°, -45°/0°. Les micro-flambements successifs et les fissurations inter et intra laminaires génèrent l'augmentation de l'épaisseur dans la zone de matage frontal. Il s'agit d'effets hors plan (Figure 136) d'où l'augmentation locale de l'épaisseur du stratifié qui entraîne une reprise "apparente" de rigidité dans la dernière partie (P6) de la courbe d'essai (pente positive). Ceci est dû en partie au calcul de la contrainte de matage : $\sigma_m = F/Dt$ avec $t = t_0$, l'épaisseur initiale de la plaque composite (l'évolution de l'épaisseur au cours du chargement n'est pas prise en compte). La représentativité du comportement en matage par la courbe type (Figure 134) n'est plus valide après la partie P5. Pour des ovalisations du trou supérieures à 0,5 mm les défauts initiaux des stratifiés T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ semblent devenir négligeables par rapport aux dommages créés par matage. Sur la Figure 135, le cliché rayons X d'une éprouvette sollicitée jusqu'à une déformation supérieure à 0,5 mm (10% de déformation du trou) met en évidence l'étendue des dommages créés par matage. En plus de l'analyse des dommages créés par

matage, l'allure des courbes des essais de matage permet de confirmer cette hypothèse : au-delà d'un certain niveau de déformation (environ 0,5 mm d'ovalisation ou environ 1 mm de déplacement global), les niveaux des contraintes se rapprochent et tendent vers la même valeur (voir les courbes expérimentales du paragraphe §IV.1.2).

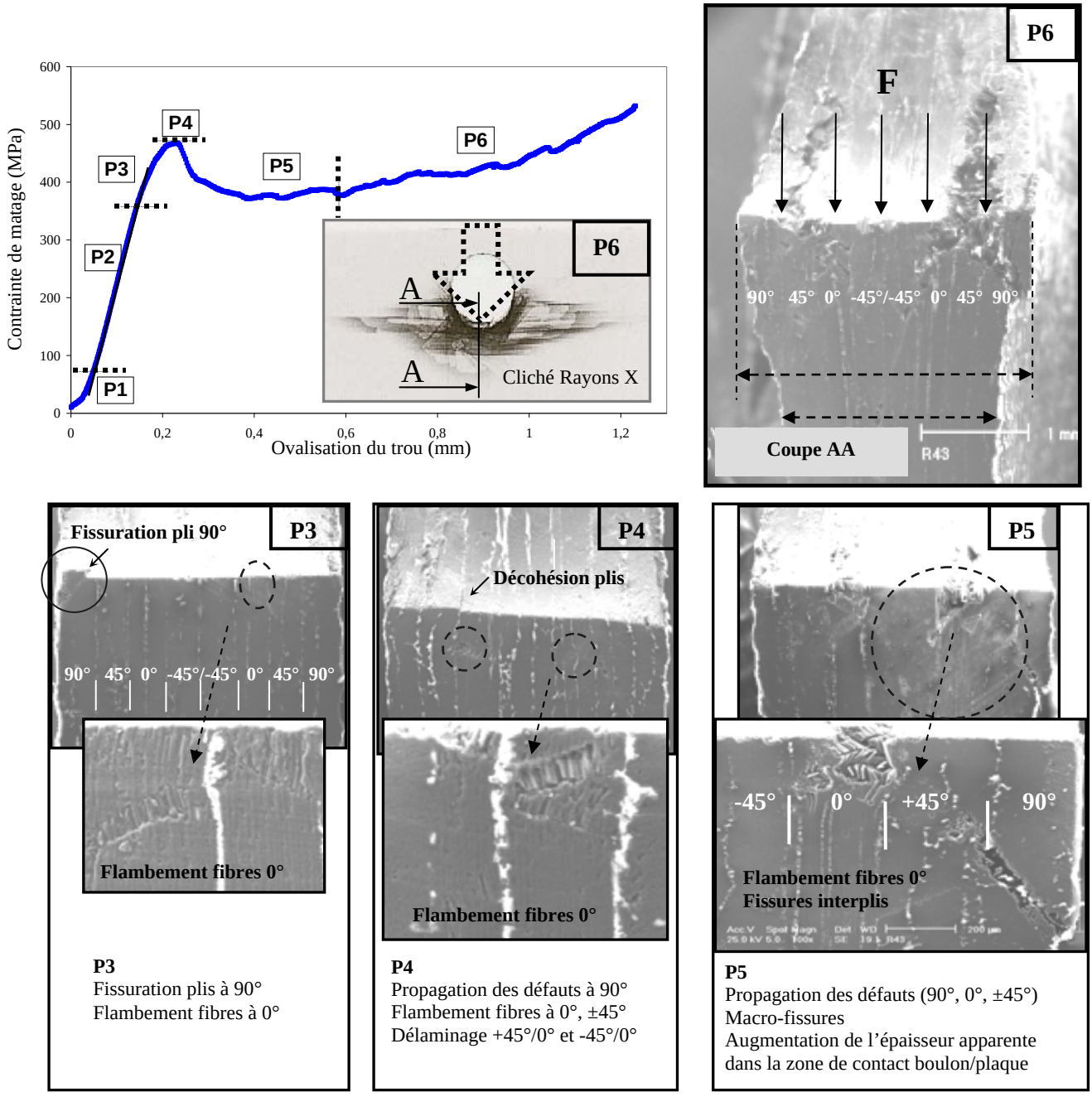


Figure 134. Evolution de l'endommagement par matage du stratifié T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité au sein d'un assemblage sans serrage.

La cinétique d'endommagement par matage dans un stratifié C/E avec les plis à 0° situés à l'extérieur est similaire à celle décrite ci-avant. Pour les plis à 0°, la fissuration matricielle se traduit par le phénomène appelé "splitting" (fissuration matricielle le long des fibres).

L'analyse du phénomène de matage sera complétée par des micrographies réalisées sur des éprouvettes sollicitées en matage pur au paragraphe suivant. Les effets dus à la flexion du boulon seront ainsi isolés pour caractériser l'endommagement par matage pur d'un stratifié C/E.

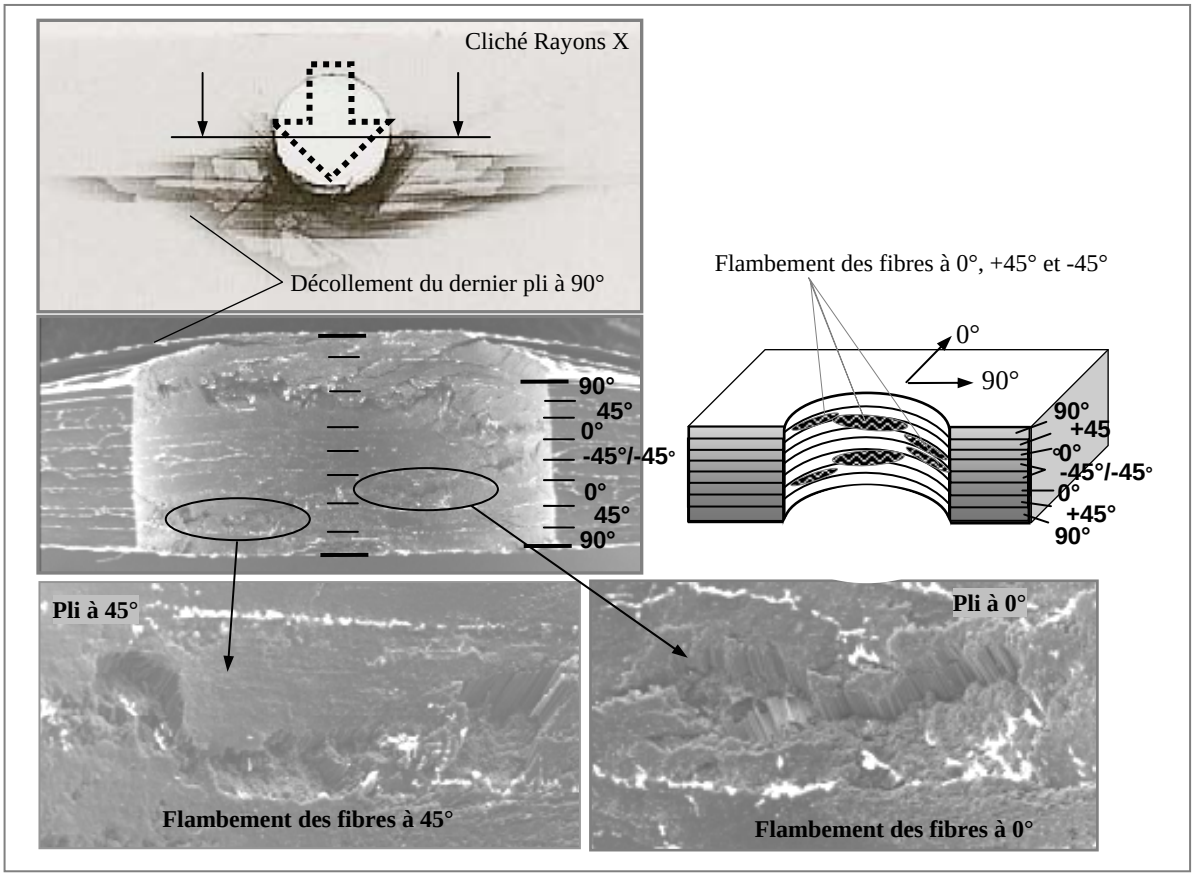


Figure 135. Endommagement par matage du T700/M21 – localisation des défauts sur la circonférence du trou.

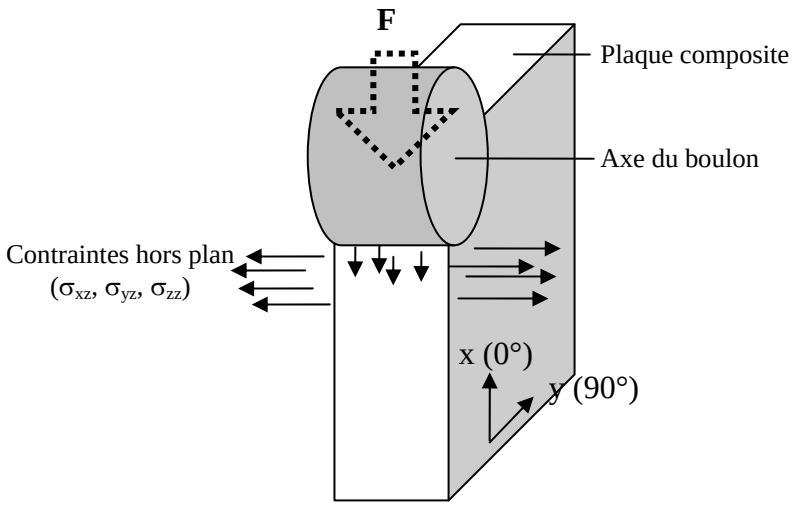


Figure 136. Schéma des effets hors plan dans un stratifié soumis au matage.

IV.4.2. Matage pur

Les résultats expérimentaux présentés au paragraphe §IV.2 ont montré que les allures des courbes des essais de matage pur sont similaires à celles des essais sur des assemblages mixtes sans serrage du boulon. Les mêmes parties remarquables (P1 à P5) caractérisent les courbes de matage pur sur stratifiés T700/M21.

L'analyse microscopique des éprouvettes sollicitées en matage pur a mis en évidence les mêmes types de dommages que ceux évoqués précédemment au §IV.4.1 : fissurations matricielles, ruptures de fibres par micro-flambement et délaminages.

La Figure 137 montre les dommages créés par matage pur d'une éprouvette C/E $[90°,+45°,0°\text{-}45°]_s$ sollicitée jusqu'après le pic (partie P5). En plus des défauts typiques de matage, deux autres phénomènes sont à remarquer : l'augmentation de l'épaisseur du stratifié dans la zone de matage frontal et la présence des délaminages non seulement dans la zone de concentration des contraintes (zone de matage frontal) mais aussi sur les bords libres de l'éprouvette. L'absence de la flexion du boulon pour ce type d'essais devrait se traduire par des dommages réduits des plis situés vers l'extérieur du stratifié. Il est pourtant difficile de quantifier visuellement ces défauts pour un état de chargement équivalent entre le matage pur et le matage au sein d'un assemblage mixte.

La Figure 138 montre les dommages créés par matage pur d'un stratifié C/E quasi-isotrope avec les plis à 0° situés à l'extérieur $[0°,+45°,90°\text{-}45°]_s$: ruptures par flambement des fibres à 0° et à ±45°, délaminages à l'interface des plis 0°/+45°, +45°/90° et 90°/-45°. Les plis à 0° et à +45° situés vers l'extérieur du stratifié sont les plus endommagés. En effet, les fissurations matricielles le long des fibres (phénomène de "splitting") se propagent plus facilement lorsqu'elles ont lieu à la surface du stratifié. Dans ce cas, la présence d'un seul pli adjacent d'orientation différente n'est pas suffisante pour empêcher la propagation des fissures et puis des flambements dans les plis à 0°.

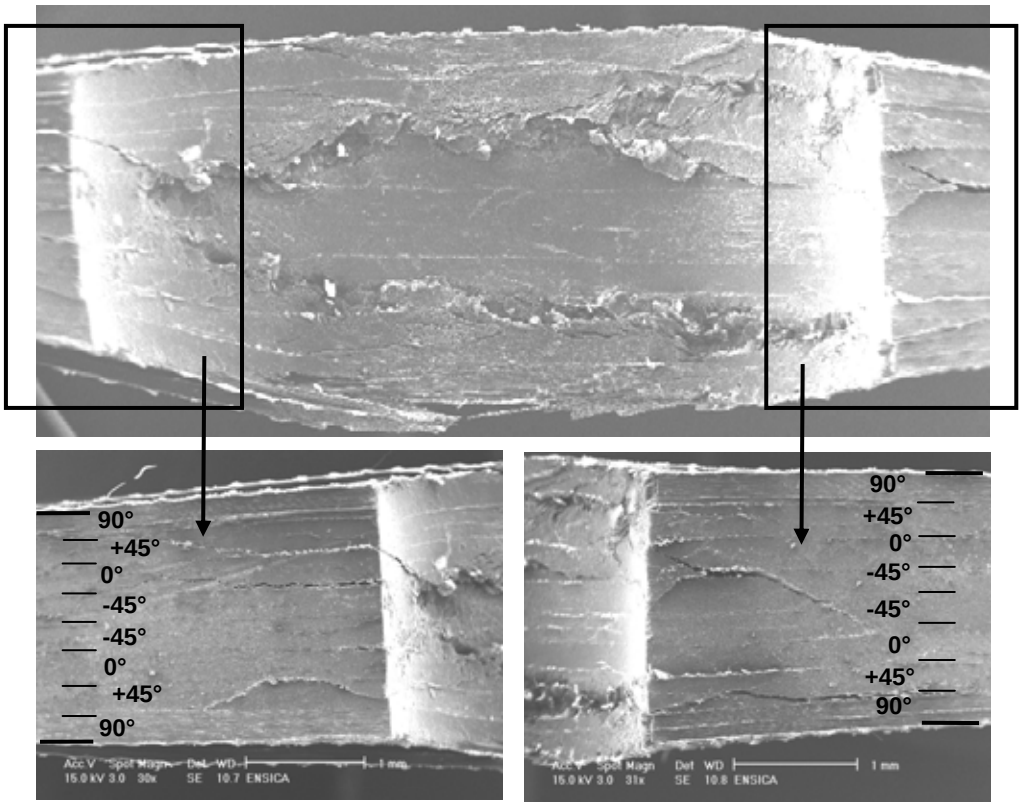


Figure 137. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 $[90°,45°,0°\text{-}45°]_s$ sollicité jusqu'à 0,35 mm de déplacement global, après pic ($F \approx 2700$ N).

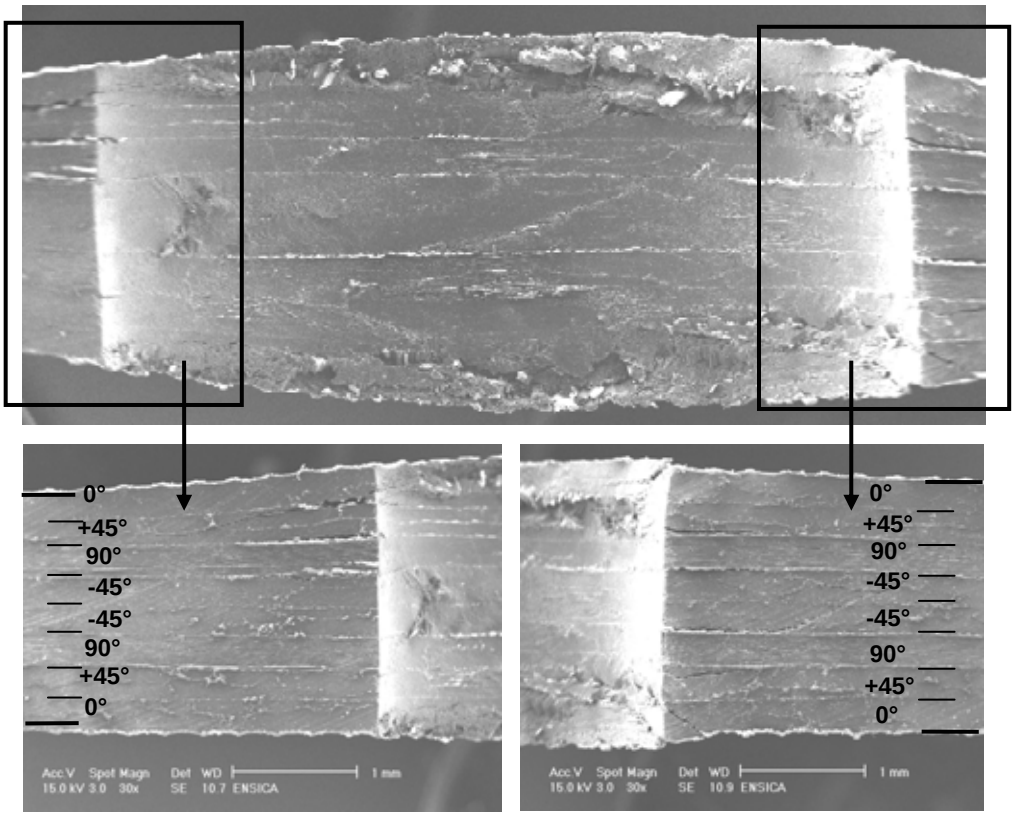


Figure 138. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,+45°,90°-45°]$_s$ après pic (F ≈ 3400 N).

Des essais de matage pur ont été également réalisés sur des éprouvettes C/E avec des stratifications [0°,90°,90°,0°]$_s$ et [90°,0°,90°,0°]$_s$. Ces deux séquences d'empilement ont été choisies pour vérifier l'influence de la position du pli à 0° sur le comportement en matage des stratifiés mais aussi pour expliquer la présence du pic sur les courbes d'essais.

La Figure 139 présente les dommages créés après un essai de matage pur mené jusqu'au pic d'effort dans un stratifié où le pli à 0° est situé à l'extérieur [0°,90°,90°,0°]$_s$. La Figure 139 montre que les plis les plus endommagés sont ceux à 0° situés à l'extérieur du stratifié, ces plis étant chargés mécaniquement et non "tenus" sens travers par des plis à 90°. Dans ce cas, l'endommagement est initié dans les plis extérieurs (plis à 0°) et la présence du pic est une conséquence directe des micro-flambements hors plan dans les plis à 0°. Ceci n'exclue pas l'endommagement au niveau des autres plis du stratifié avant le pic d'effort (dommages faibles qui ne jouent pas d'une manière significative sur l'allure de la courbe de comportement).

L'évolution de l'endommagement par matage après le pic d'effort est bien illustrée par la Figure 140. La chute brutale d'effort est en majorité due au délaminage. Les délaminages au niveau des interfaces 0°/90° deviennent prépondérants face à la rupture des fibres à 0° par flambement. Les interfaces 0°/90° représentent le cas qui favorise le plus la propagation des délaminages dans un stratifié. Le micro-flambement des fibres à 0° dans la zone de matage frontal semble initier le délaminage.

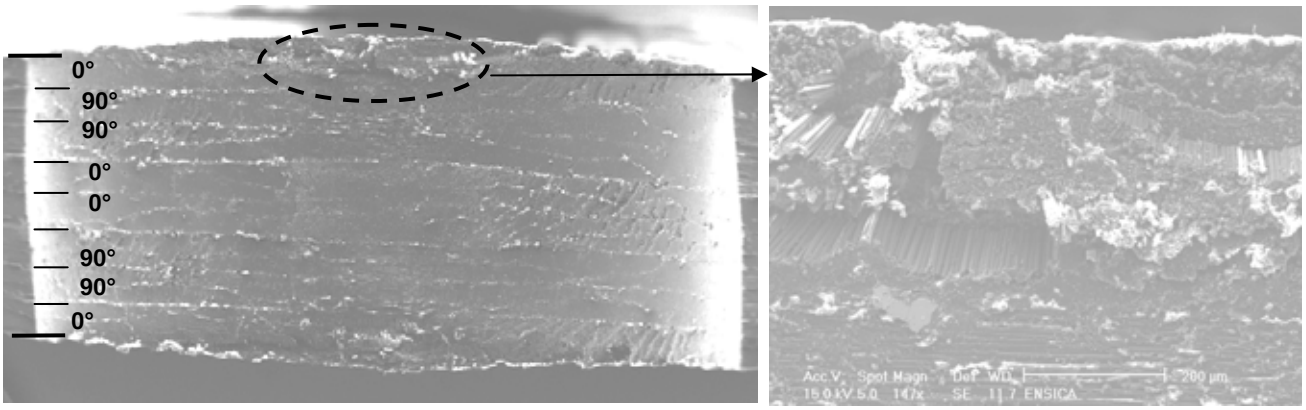


Figure 139. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,90°,90°,0°]$_s$ sollicité jusqu'au pic de la courbe d'essai (F ≈ 3700 N).

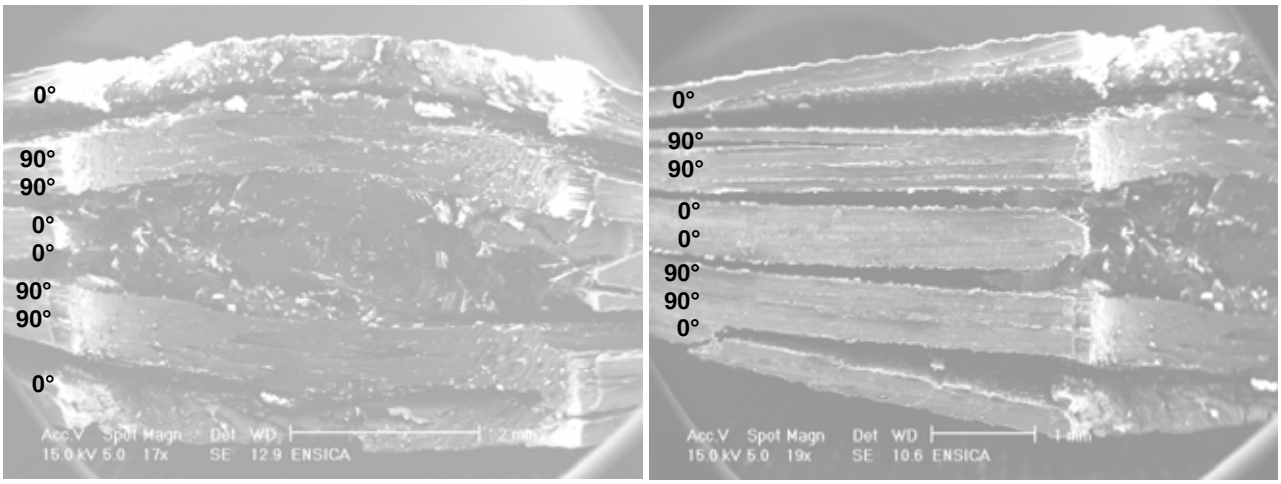


Figure 140. Rupture par matage pur d'un stratifié T700/M21 [0°,90°,90°,0°]$_s$.

Dans le cas d'un stratifié T700/M21 [90°,0°,90°,0°]$_s$, le mécanisme d'endommagement est similaire à celui d'un stratifié [0°,90°,90°,0°]$_s$ à la différence près que la rupture des fibres à 0° situées vers l'extérieur du stratifié est retardée par la présence des deux plis adjacents (90°). La Figure 141 montre les dommages créés dans un stratifié [90°,0°,90°,0°]$_s$ sollicité jusqu'au pic d'effort. Là encore, il est difficile de quantifier visuellement l'ampleur des défauts dans les plis à 0° et d'apprecier si les défauts sont plus ou moins importants que dans le cas d'un stratifié [0°,90°,90°,0°]$_s$. La Figure 141 illustre l'endommagement d'un stratifié [90°,0°,90°,0°]$_s$ après le pic de matage. Les micro-flambements des fibres à 0° se produisent non seulement dans la zone de matage frontal mais aussi jusqu'à des angles situés entre +45° et -45° par rapport à la direction de sollicitation. Ces flambements dans les plis à 0° entraînent l'apparition des délaminages aux interfaces 0°/90° mais contrairement aux stratifiés [0°,90°,90°,0°]$_s$, ces délaminages se propagent moins pour un effort identique (Figure 142 et Figure 140); les plis extérieurs à 90° semblent stabiliser la propagation.

L'analyse microscopique de l'endommagement par matage pur a mis en évidence le rôle des plis à 0° et de la stratification : les plis situés à 0° par rapport à la direction de l'effort sont les plis les plus sollicités en matage et leur flambement en bord de trou peut génerer des délaminages. Cette analyse s'avère nécessaire pour évaluer la validité des critères de rupture et sera utilisée pour proposer un nouveau critère de rupture des composites stratifiés sollicités en matage.

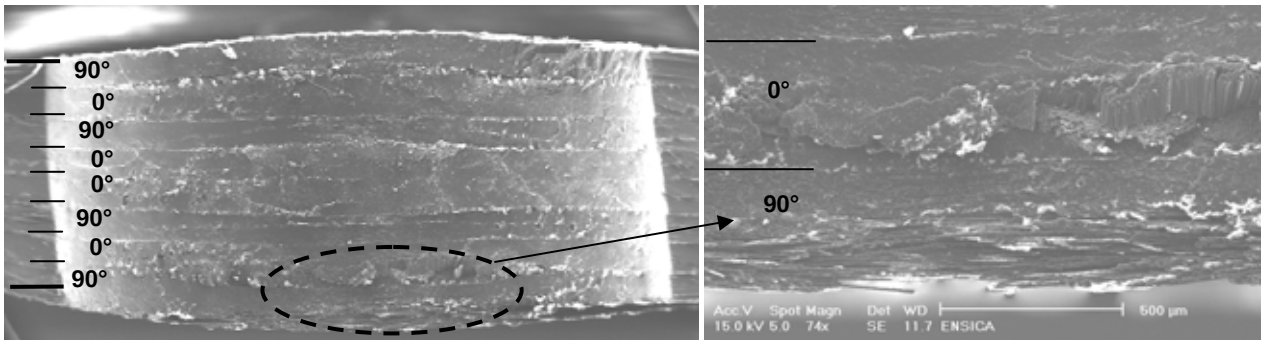


Figure 141. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [90°,0°,90°,0°]$_s$ sollicité jusqu'au pic de la courbe d'essai (F ≈ 3500) .

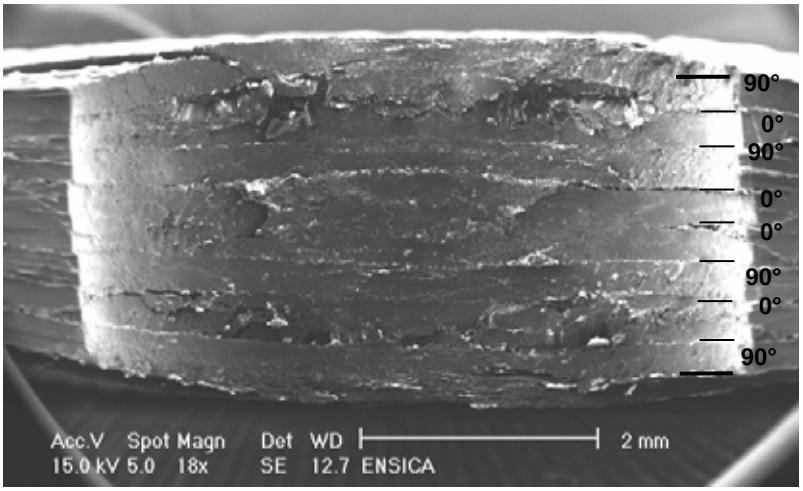


Figure 142. Endommagement par matage pur d'un stratifié T700/M21 [90°,0°,90°,0°]$_s$ après pic de la courbe d'essai (F ≈ 3000 N).

IV.4.3. Matage au sein des assemblages avec préserrage

La Figure 143 présente une allure type d'une courbe d'essai de matage sur un assemblage avec préserrage du boulon. Les parties remarquables de cette courbe sont notées et numérotées de P'1 à P'5 :

P'1 - pente initiale très raide due au frottement entre les parties composantes de l'assemblage (le frottement est généré par le serrage appliqué) ;

P'2 - partie de transition vers la pente de rigidité initiale qui correspond à l'alignement de l'assemblage jusqu'au moment où le contact boulon/paroi du trou composite devient frontal (le boulon est tangent à la paroi du trou) ;

P'3 - zone de comportement linéaire élastique de l'assemblage ;

P'4 - comportement non-linéaire de l'assemblage caractérisé par des chutes progressives de la rigidité de l'assemblage ;

P'5 - plateau d'effort (zone de rigidité relativement constante).

Quelques particularités de cette courbe par rapport à une courbe type d'assemblage sans préserrage sont à remarquer : l'absence du pic d'effort, la diminution progressive de l'effort après la partie linéaire et la présence d'un plateau pour la plupart des essais. La transition entre la partie linéaire et le plateau d'effort fait apparaître pour la majorité des essais des pics peu prononcés. Afin de trouver des explications à ces phénomènes, des observations microscopiques ont été réalisées sur des éprouvettes sollicitées jusqu'à différents niveaux de chargement et d'ovalisation du trou.

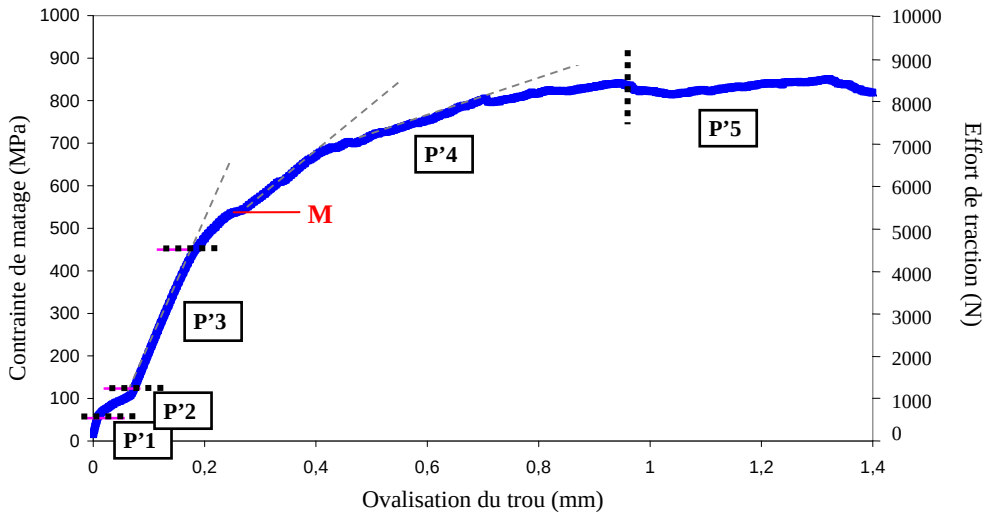


Figure 143. Courbe type des essais de traction sur des assemblages avec préserrage.

Les micrographies présentées sur la Figure 144 mettent en évidence les défauts créés dans l'épaisseur du stratifié au niveau de la zone de matage frontal (à 0° par rapport à la direction de matage). L'endommagement créé par matage est localisé dans trois régions de l'échantillon : en bord de trou (jusqu'à environ 1 mm à partir du bord du trou), dans la zone de serrage (sous la rondelle) et en dehors de la zone de serrage.

L'endommagement en bord de trou apparaît à des faibles niveaux de charge et il est similaire à celui d'un assemblage sans préserrage : fissurations matricielles dans les plis à 90°, flambement des fibres à 0°, ±45° (Figure 145a). Pour des chargements plus élevés, des délaminages sont initiés aux interfaces 0°/-45° et +45°/0°. La taille des défauts en bord de trou est plus réduite dans le cas des assemblages avec serrage pour une déformation équivalente du trou. Autrement dit, le serrage minimise l'endommagement pour un effort identique.

La présence d'un point particulier M peut être remarquée sur la courbe d'essai (Figure 143). Il s'agit d'un pic peu prononcé qui apparaît à des niveaux d'effort ($F_M \approx 5000$ N) proches du pic d'effort retrouvé sur les assemblages sans serrage ($F_{pic} \approx 4700$ N). Ce point M représente une transition dans le comportement de l'assemblage qui ne devrait pas apparaître si la rondelle avait été ajustée (hypothèse non vérifiée). Le diamètre intérieur des rondelles ($D_{intérieur} = 5{,}4$ mm) est supérieur à celui du trou, d'où une surface de contact rondelle/plaque légèrement décalée par rapport au bord du trou. La taille des défauts créés par matage en bord de trou est directement liée à la position des rondelles. Les clichés rayons X permettent de visualiser l'étendue des défauts de matage en bord de trou et d'en déduire le décalage rondelle/bord de trou (Figure 144).

L'endommagement dans la zone de serrage représente une propagation des défauts initiés en bord de trou. Des flambements des fibres à 0° et ±45° apparaissent sur toute la largeur de la zone de serrage (Figure 145b). Ces flambements se traduisent par la présence de pics peu prononcés (ou des non-linéarités) sur les courbes de comportement global des assemblages avec serrage. Les premiers pics apparaissent d'ailleurs à des niveaux d'effort relativement faibles (environ 5000 N) qui sont proches des valeurs F_{pic} obtenus pour des assemblages sans serrage. Le confinement du stratifié permet donc d'une part de limiter ou retarder le flambement des fibres (diminution des effets hors plan) et d'autre part de limiter la chute de raideur après flambement de celles-ci, d'où l'absence de pic prononcé pour ce type d'assemblage.

L'endommagement en dehors de la zone de serrage est initié à des niveaux de charge supérieurs à 8000 N pour un stratifié de 2 mm ($\sigma_m \geq 800$ MPa) et il est caractérisé essentiellement par des fissurations dans les plis à 90° (Figure 145c). Ces ruptures matricielles en compression sont suivies de l'augmentation de l'épaisseur du stratifié juste après la zone de serrage (effets hors plan). Il s'agit d'un mode d'endommagement similaire à

l'endommagement en bord du trou qui est en effet déplacé en dehors de la zone de serrage : étant donné le fait que dans la zone de serrage (sous les rondelles), les effets hors plan sont limités par le confinement du stratifié, les flambements se propagent en dehors de la zone de confinement. Pour une déformation du trou supérieure à environ 0,8 mm des macrofissures/délaminages apparaissent aux niveaux des interfaces 0°/-45° (Figure 145). Ces macrofissures sont probablement l'effet d'un flambement global des plis [90°,+45°,0°] qui entraînent le délaminage [90°,+45°,0°]/[-45°].

Les micrographies réalisées à différents niveaux de déformation du trou permettent d'expliquer l'allure des courbes d'essais de matage pour des assemblages avec préserrage. L'absence du pic d'effort (ou bien présence de pics peu prononcés) est l'effet du serrage qui limite le flambement des fibres. Le couple de serrage appliqué permet de retarder l'endommagement par matage et de le déplacer en dehors de la zone de serrage.

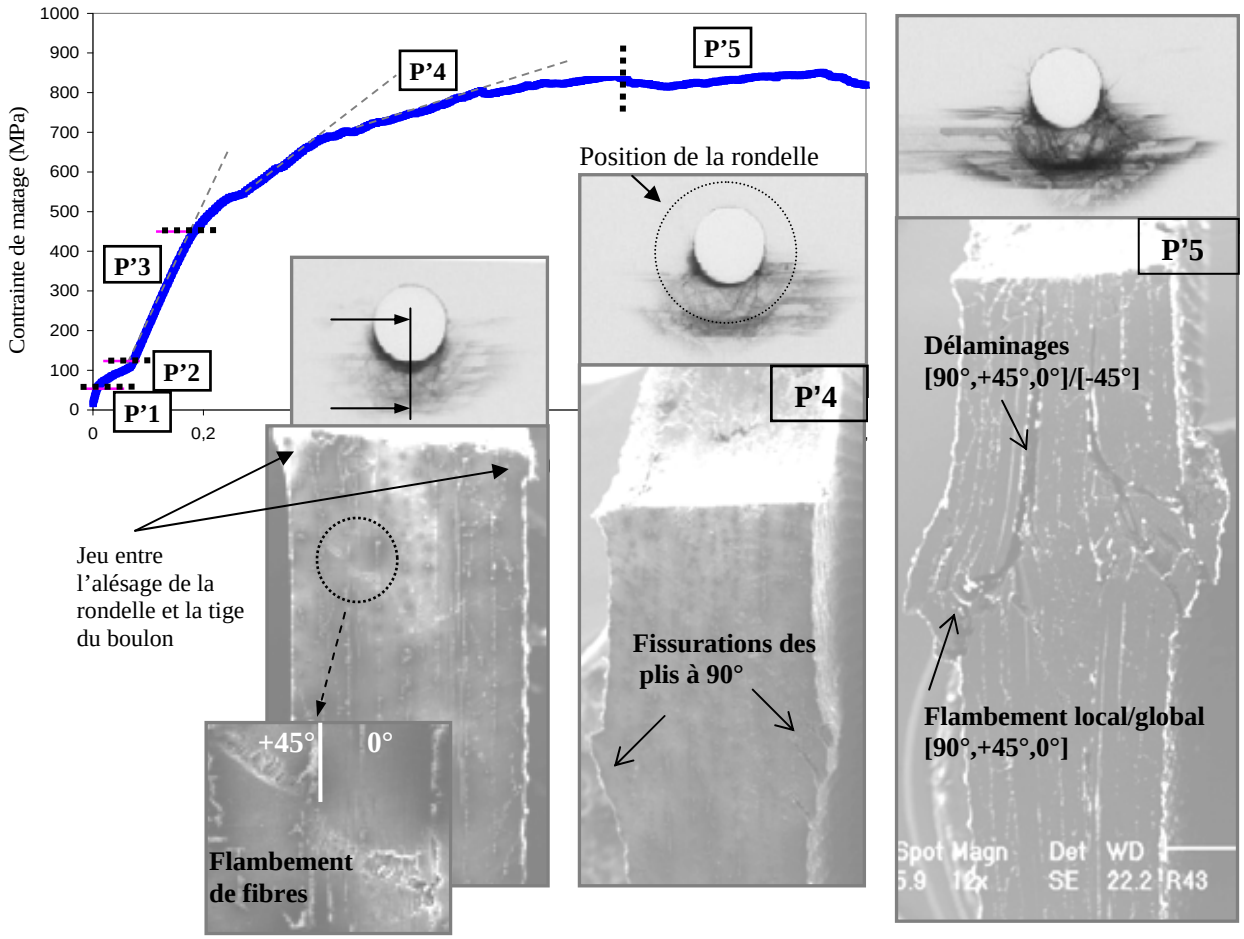


Figure 144. Courbe type d'un assemblage avec serrage et évolution de l'endommagement par matage dans un stratifié T700/M21 [90°,+45°,0°,-45°]s.

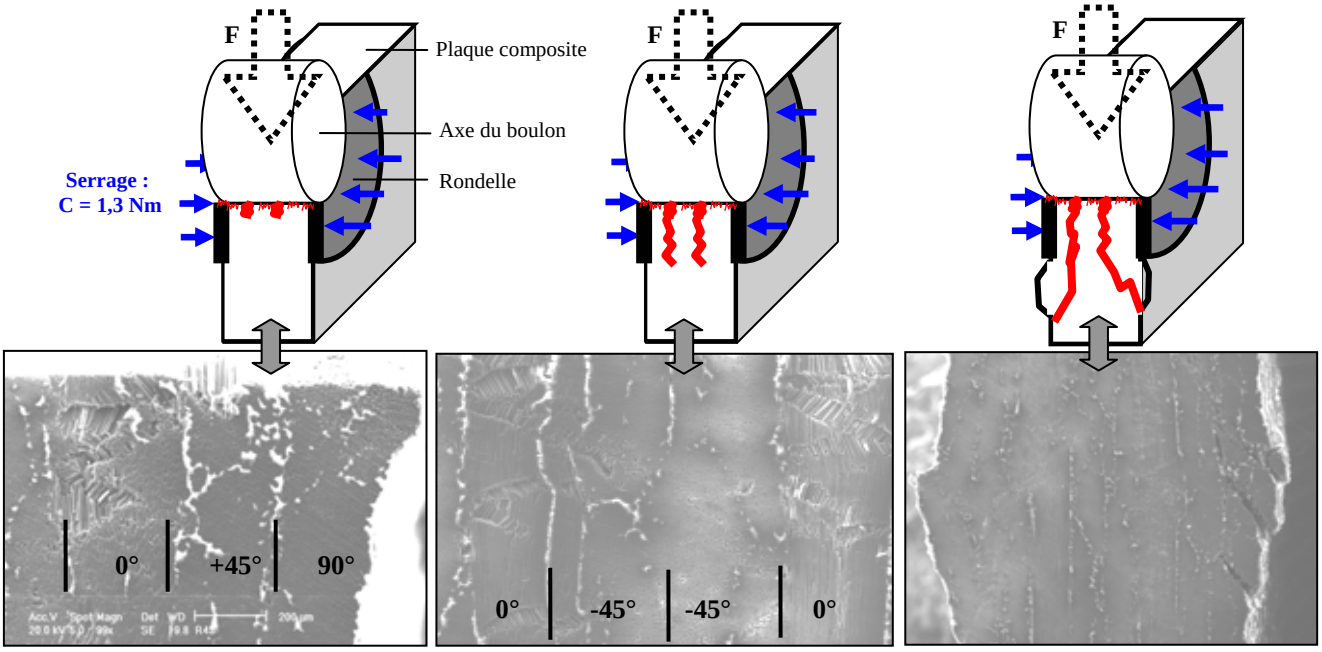


Figure 145. Endommagement par matage dans un assemblage avec préserrage : en bord de trou (a), dans la zone de serrage (b) et en dehors de la zone de serrage (c).

La Figure 146 illustre la comparaison du comportement des deux configurations d'assemblages testées (assemblages avec et sans serrage). Le niveau des contraintes de matage σ_m est nettement plus élevé pour des assemblages avec serrage. Le serrage permet de retarder la rupture des fibres en compression (le premier pic visible sur les courbes d'essais est moins prononcé et il apparait à un effort plus élevé que pour un assemblage sans serrage). Grâce au serrage du boulon, la propagation de la rupture des fibres est retardée (par confinement) puis décalée en dehors de la zone de serrage ; le délaminage peut alors apparaître.

Les différences de comportement pour ces deux configurations d'assemblages testées ont à l'origine des cinétiques différentes d'endommagement par matage du stratifié T700/M21.

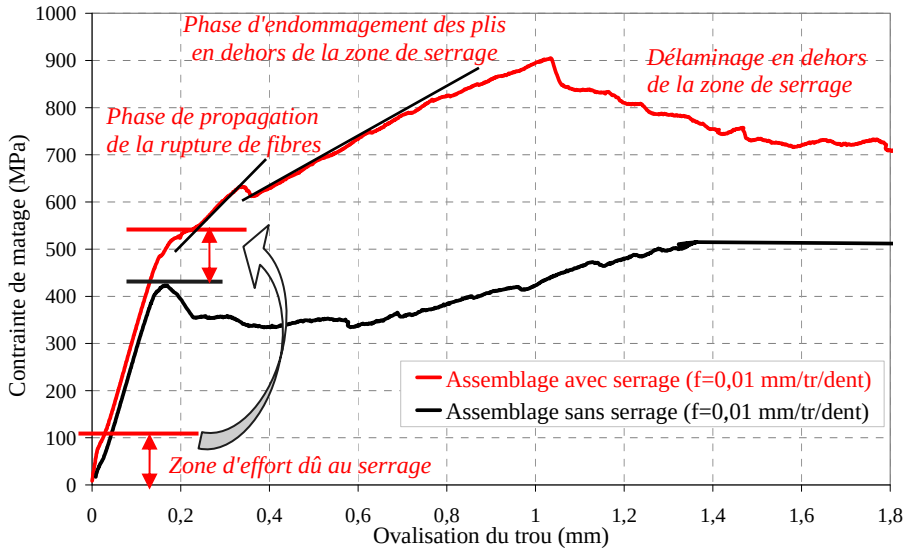


Figure 146. Comparaison du comportement des assemblages avec et sans serrage – essais sur des stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ percés à f = 0,01 mm/tr/dent.

IV.4. Conclusion

Suite aux observations microscopiques, la phénoménologie de l'endommagement par matage des stratifiés en carbone/époxy a pu être décrite. La forte pression de matage en bord de trou provoque une accumulation des dommages de la matrice, des fibres et de l'interface des plis. Pour des stratifiés quasi-isotropes, la présence du pic sur les courbes expérimentales suivie d'une chute de rigidité est essentiellement due à des flambements de paquets de fibres à 0°, puis à +45° et enfin à -45°. Le délaminage apparaît comme conséquence directe du flambement des fibres et sa progression génère la ruine du stratifié. La rupture par matage se produit généralement de manière progressive mais elle peut être brutale lorsque la stratification favorise la propagation des délaminages (interfaces 0°/90°) ou lorsqu'il n'y a pas de confinement de la plaque composite (assemblages sans serrage).

Les analyses MEB ont permis de montrer le rôle des différents plis dans la tenue au matage des composites stratifiés. Les plis à 0° sont les plus sollicités en matage, puis viennent les plis à ±45°. Les fibres à 0° donnent de la rigidité en compression mais leur efficacité est optimale lorsque le stratifié est bien séquencé. En effet, les fibres d'orientation différente de celle de l'effort appliqué contribuent à la résistance au matage des fibres à 0° en limitant la propagation des fissurations et des micro-flambements dans les plis à 0°. De la même manière, les plis à 90° s'opposent à la propagation des fissures dans les plis voisins (+45° ou 0°). Dans les stratifications typiquement aéronautiques ($[90°,+45°,0°,-45°]_s$), les plis à 90° sont placés à l'extérieur du stratifié ce qui leur confère donc une position stratégique.

Compte tenu du rôle des différents plis dans un stratifié, un critère de rupture en matage pur peut être proposé. La contrainte de matage $\sigma_m = F/(D \cdot t)$ est une contrainte moyenne dans la zone de contact (paroi du trou / boulon) qui ne permet pas d'estimer de manière directe s'il y a rupture ou non du stratifié. La détermination de cette contrainte requière des essais, car elle dépend de la stratification.

L'analyse microscopique des échantillons sollicités en matage a mis en évidence le rôle majeur des plis à 0° et l'amélioration de leur tenue en présence des plis à ±45. Un critère permettant de calculer l'effort à la rupture (F^R) d'un stratifié sollicité en matage peut alors s'écrire sous la forme suivante :

$$F^R = \sigma_{0°}^R \cdot \frac{\pi D}{2}\left(k_{0°} e_{0°} + k_{\pm\theta°} e_{\pm\theta°}\right) \tag{74}$$

$\sigma_{0°}^R$ est la limite à la rupture des plis à 0° (ou σ_{11}^R) par rapport à la direction de sollicitation. D représente le diamètre du boulon, $e_{0°}$ est l'épaisseur totale des plis à 0° et $e_{\pm\theta°}$, l' épaisseur totale des plis à $\pm\theta°$. Dans cette équation, $k_{0°}$ et $k_{\theta°}$ sont des coefficients permettant d'ajuster l'influence des plis à 0° et à $\pm\theta°$ en fonction du drapage.

En termes de contraintes, l'équation (74) s'écrit :

$$\sigma_m^R = \frac{F^R}{D \cdot t} = \sigma_{0°}^R \cdot \frac{\pi}{2}\left(k_{0°} p_{0°} + k_{\pm\theta°} p_{\pm\theta°}\right) \tag{75}$$

avec σ_m^R, la contrainte moyenne de matage à la rupture, t, l'épaisseur du stratifié et $p_{0°}$ et $p_{\pm\theta°}$, les proportions des plis à 0° et à $\pm\theta°$. En effet, la formulation de ce critère de rupture a comme idée de départ l'écriture de la contrainte de matage sous la forme :

$$\sigma_m^R = \frac{F^R}{\text{Section travaillante (plis } 0°) + \text{Section travaillante (plis } \pm\theta°)} \tag{76}$$

Les zones les plus sollicitées sur la circonférence du trou en fonction de l'orientation des fibres sont ainsi prises en compte (Figure 147).

Remarque : un stratifié sollicité en matage est considéré rompu lorsqu'une diminution brutale de l'effort transmis survient, ce qui correspond au pic présent sur les courbes des essais de matage.

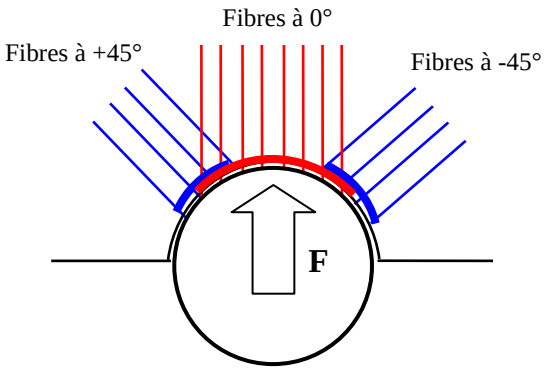


Figure 147. Zones les plus sollicitées en matage sur la circonférence du trou en fonction de l'orientation des fibres.

Dans le cadre de cette étude, une forme simplifiée du critère de rupture en matage a été testée :

$$F^R = \sigma_{0°}^R \cdot \frac{\pi D}{2} \cdot e_{0°} \tag{77}$$

avec $e_{0°}$, l'épaissseur des plis à 0°. Pour un stratifié T700/M21 de 2 mm d'épaisseur, l'effort F^R estimé à la rupture en matage pur est de 4320 N (ou $\sigma_m^R = 432$ MPa). Cette valeur est proche des résultats expérimentaux : $F_{pic} \approx 4200$ N pour un stratifié $[90,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage pur. L'application du critère à quelques exemples de la littérature (Persson et al.[15], Wang et al.[43]) a permis d'obtenir des bonnes estimations de la rupture en matage des stratifiés quasi-isotropes ($1,5 \leq D/t \geq 3$).

En ce qui concerne l'adaptation de l'équation (74) à la prédiction de l'effort maximal admissible en matage pour les assemblages avec serrage du boulon, il est simplement envisageable de modifier le diamètre du boulon par le diamètre de la zone de serrage.

Dans le cas des assemblages avec serrage, l'analyse de la cinétique d'endommagement a permis de montrer que la ruine du stratifié apparait lorsque les ruptures de fibres en compression "dépassent" la zone de serrage. Le diamètre de la zone de serrage est approximativement égal au diamètre de la tête du boulon (légèrement supérieur). La forme simplifiée du critère proposé ci-dessus peut être adaptée au cas d'un assemblage avec serrage du boulon en remplaçant dans la relation (77) la valeur du diamètre du boulon D par le diamètre de la tête du boulon D_T ou de la zone de serrage. Par exemple, pour un stratifié T700/M21 $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité au sein d'un assemblage avec serrage, le critère de rupture en matage s'écrit :

$$F^R = \sigma_{0°}^R \cdot \frac{\pi D_T}{2} \cdot e_{0°} = 1100\,MPa \cdot \frac{\pi}{2} \cdot 9\,mm \cdot 0{,}5\,mm = 7775\,N \tag{78}$$

L'effort à la rupture obtenu est de 7775 N, valeur proche de la moyenne des résultats expérimentaux ($F_{max} \approx 8050$ N).

Enfin, l'analyse des contraintes dans les plis (Ch. V) doit permettre d'affiner l'écriture de l'équation (74), par détermination plus précise des contributions des plis à 0° et à ±45° dans la tenue au matage.

Le Ch. IV permet également de trouver des explications concernant l'influence des défauts de perçage sur la tenue au matage. Cf. au Ch. III, lorsque le perçage est effectué à des vitesses d'avances élevées, la paroi du trou est endommagée (dégradation des fibres et de la matrice en bord de trou). Compte tenu du fait que la fissuration matricielle et le flambement des fibres en bord de trou entraînent la chute de rigidité en matage, l'explication de la diminution des contraintes de matage (σ_{pic}, $\sigma_{él}$) avec les défauts de perçage semble évidente (diminution de la

surface portante). Les défauts de perçage et notamment les défauts en bord de trou sont donc à l'origine de l'endommagement prématuré en matage du T700/M21 percé à des vitesses d'avance V_f élevées.

Le rôle du serrage sur la tenue au matage est essentiel. Les essais ont montré une résistance globale deux fois plus élevée pour des assemblages avec serrage (couple relativement faible de 1,3 Nm pour un boulon de 5 mm). Le serrage permet de retarder l'apparition des flambements par confinement des fibres et de minimiser ainsi le délaminage dans la zone influencée par le serrage. En effet, les fibres à 0° et ± 45° sont mieux "tenues" par les supports latéraux (les rondelles dans le cadre de cette étude). Les déformations hors plan étant limitées, la propagation des fissurations et des flambements est retardée et décalée en dehors de la zone de serrage. L'endommagement est donc réparti sur une plus grande surface et non seulement en bord de trou, d'où la meilleure tenue au matage des assemblages avec serrage.

Chapitre V

SIMULATION DU PHENOMENE DE MATAGE DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY

Cette dernière partie de l'étude présente une analyse numérique par éléments finis (EF) du comportement en matage des stratifiés carbone/époxy. Deux principaux modèles SAMCEF ont été utilisés : un modèle d'assemblage boulonné mixte et un modèle de matage pur. Dans chacun de ces modèles, différents paramètres ont été modifiés pour mettre en évidence et valider des hypothèses émises suite à l'étude expérimentale.

V.1. Analyse linéaire préliminaire

Dans un premiers temps, une analyse linéaire par EF a été effectuée sur des modèles d'assemblages métal/composite/métal sans serrage. L'objectif est de vérifier si le comportement numérique des assemblages mixtes est similaire à celui déterminé expérimentalement. Plusieurs étapes ont été réalisées dans ce sens :

- tester la raideur numérique par rapport à la raideur expérimentale des assemblages mixtes ;
- établir l'état de contrainte dans la zone de matage (autour du trou) ;
- appliquer des critères de rupture aux modèles de stratifiés carbone/époxy soumis au matage.

Le but final de l'analyse par EF est de mieux comprendre le phénomène de matage dans les stratifiés carbone/époxy mais aussi d'expliquer l'influence des défauts de perçage sur la tenue des assemblages (cf. Ch. III). Des plaques en carbone/époxy saines (sans défauts initiaux) ainsi que des plaques avec des défauts initiaux de perçage ont été alors modélisées.

V.1.1. Modèle de plaque C/E sans défauts initiaux

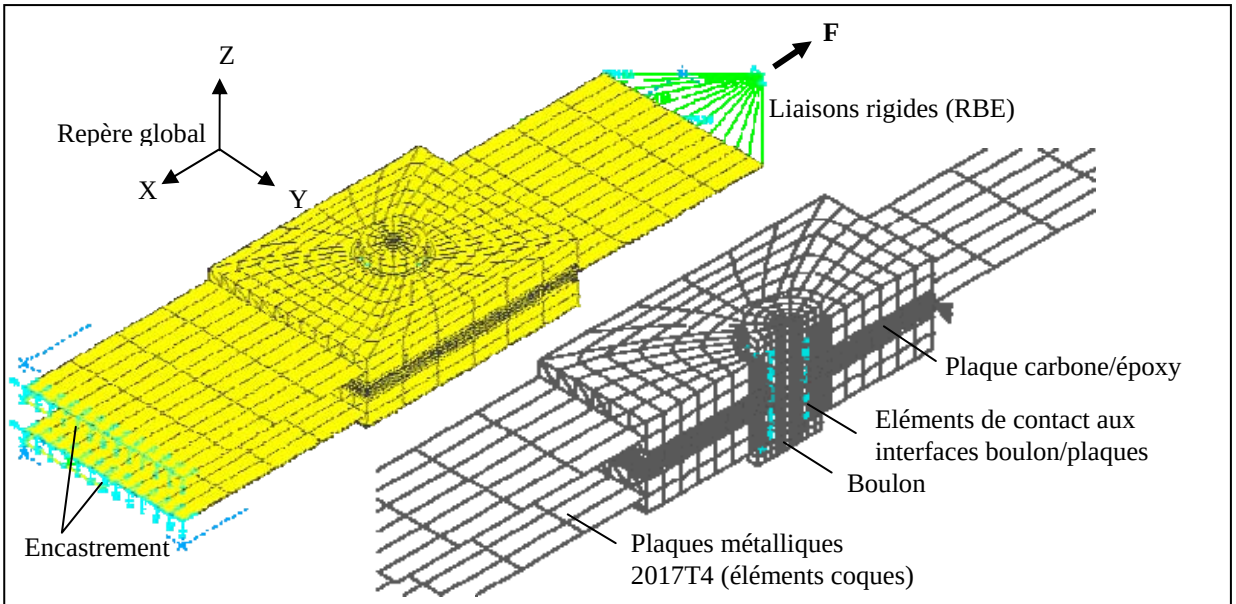
V.1.1.a. Maillage et conditions aux limites

Le modèle utilisé représente un assemblage mixte à double recouvrement de géométrie similaire à celle des assemblages qui ont fait l'objet de la partie expérimentale de l'étude (§IV.1.1.a, Figure 101). Le stratifié C/E référence T700/M21 et les deux plaques métalliques sont modélisés par des éléments volumiques autour du trou et des éléments de type coque ou volume en dehors de la zone de recouvrement (Figure 148). Le boulon est representé par une géométrie simplifiée volumique.

Le **maillage** des plaques est raffiné autour du trou en raison des fortes concentrations de contraintes en bord de trou lors des sollicitations en matage. Dans la zone de recouvrement, la plaque composite est modélisée par des éléments de type "volume composite" à 8 nœuds. Le nombre de points d'intégration est en fonction du nombre de plis par élément (par défaut 2 points de Gauss par couche). Afin de mieux représenter l'état de contraintes du composite stratifié, le modèle comporte un volume par pli et par élément. En effet, les éléments volumiques utilisés permettent également de définir plusieurs plis dans un seul élément. C'est pourquoi, l'influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur du stratifié a été vérifiée pour un modèle simplifié (§V.2.1.b). En plus des éléments volumiques, le modèle de stratifié présente des éléments d'interface (situés entre les éléments volumiques représentant les plis) qui permettent d'accéder aux contraintes interlaminaires hors plan de sollicitation (σ_{xz}, σ_{yz}, σ_{zz}).

Pour tous les calculs linéaires SAMCEF, les parties métalliques ainsi que la plaque composite ont un **comportement linéaire élastique**.

Les **conditions aux limites** appliquées dans les modèles SAMCEF sont représentées sur la Figure 148. L'assemblage est encastré au niveau des extrémités des deux plaques métalliques. Le chargement mécanique de l'assemblage est simulé en déplacement ou effort imposé au niveau de l'extrémité libre de la plaque composite. Des conditions de contact sont définies aux interfaces : boulon/plaques, tête de boulon/plaque supérieure et écrou/plaque inférieure dans l'hypothèse des petites déformations. Le contact est de type nœuds maîtres/surfaces esclaves sans jeu, ni frottement.



Caractéristiques du pli carbone/époxy référence T700/M21 (repère local du pli cf. Figure 7) :

E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{23}	G_{13}	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}
130300 MPa	7700 MPa	7700 MPa	4800 MPa	3000 MPa	4800 MPa	0.33	0.4	0.33

Figure 148. Modélisation EF d'un assemblage boulonné mixte (métal/composite/métal).

V.1.1.b. Comparaison essais/calcul linéaire

Dans le but de faire une comparaison essais/calcul numérique, un modèle EF d'un assemblage mixte sans serrage soumis à une charge de 3000 N a été réalisé. Pour cette valeur d'effort, le comportement global de l'assemblage se situe dans la zone linéaire cf. aux résultats expérimentaux du Ch. IV.

La Figure 149 présente le champ de déplacement dans un assemblage mixte dont la plaque composite a une stratification $[90°,+45°,0°,-45°]_s$. Pour un chargement de 3000 N, les plaques métalliques se déforment très peu (la couleur rouge correspond à une déformation nulle). En revanche, la déformation de la plaque composite et du boulon en flexion représentent la quasi-totalité de la déformée de l'assemblage. Grâce à ce résultat numérique, la méthode de mesure de déformation du trou à l'aide d'un extensomètre (§IV.1.1.c) a pu être validée. Le champ de déformations de la plaque composite est uniforme en dehors de la zone de recouvrement tandis qu'autour du trou, il est fortement perturbé par la fixation qui charge le trou en matage. La déformée du boulon (facteur d'amplification 40 sur la Figure 149) permet d'illustrer son influence sur l'endommagement en bord du trou de la plaque composite. La flexion du boulon peut donc accélérer l'endommagement en matage des plis extérieurs du stratifié, phénomène qui a été d'ailleurs remarqué lors des analyses MEB des stratifiés sollicités en matage.

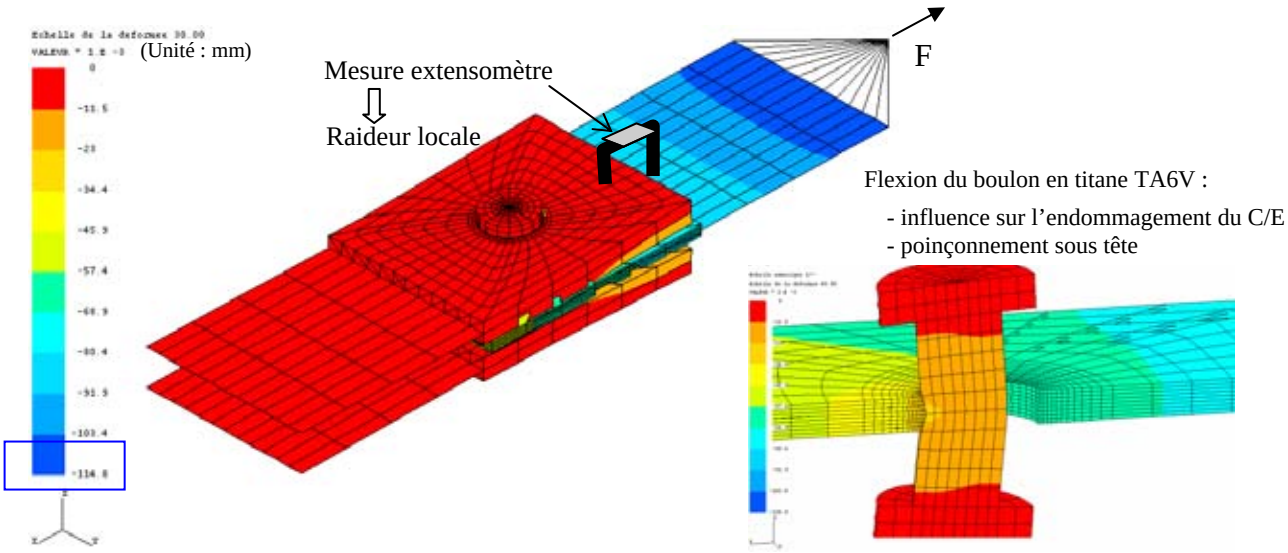


Figure 149. Champ de déplacement longitudinal (suivant X) dans un assemblage mixte. Flexion du boulon.

	Essai (f = 0,01 mm/dent/tr)	**Modèle EF**	**Ecart** $\left(\frac{Valeur_{Essai} - Valeur_{EF}}{Valeur_{Essai}} \cdot 100\right)$
Déplacement global	0,14 mm	0,115 mm	18%
Mesure extensomètre	0,075 mm	0,04 mm	47%
Raideur globale	21400 N/mm	26100 N/mm	22%
Raideur locale	40000 N/mm	75000 N/mm	88%

Tableau 35. Comparaison essai/calcul des déplacements et des raideurs pour un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage à F = 3000 N.

Le Tableau 35 montre la comparaison des résultats du modèle SAMCEF avec ceux d'un seul essai sur un assemblage mixte sans serrage. Puisque le modèle simule le comportement d'une plaque composite saine, la comparaison a été faite par rapport aux résultats expérimentaux des stratifiés sans défauts détectés par rayons X (perçage à 0,01 mm/dent/tr, avec appui au droit du trou). Pour ce premier modèle, le module d'Young introduit est 130300 MPa, identique en traction et en compression. Un écart de 18% entre le déplacement global mesuré expérimentalement et le déplacement simulé par calcul EF peut être constaté. Cet écart provient essentiellement du fait que l'élongation du trou (déformée élastique du trou) n'est pas correctement simulée (écart de 47 %). Les différences en termes de déplacement se répercutent bien évidemment sur les raideurs globales et locales des assemblages.

Remarque : la raideur globale est calculée comme un rapport entre la charge appliquée à l'assemblage (3000 N dans ce cas) et le déplacement du point d'application de l'effort. La raideur locale est calculée comme un rapport entre la charge appliquée (3000 N) et la mesure de l'extensomètre correspondant à cet effort (Figure 149).

La comparaison modèle/essais pour les trois stratifications utilisées dans l'étude expérimentale du Ch. IV est presentée sur le Tableau 36 et la Figure 150. Les valeurs comparées sont les moyennes des résultats d'essais obtenus pour chaque configuration (perçage avec appui, à f = 0,01 mm/dent/tr). En termes de raideur globale, les écarts sont de plus de 28%.

Le modèle est beaucoup plus raide parce qu'il ne prend pas en compte quelques éléments avec une forte influence sur le comportement en matage des composites stratifiés (le jeu boulon/paroi du trou, la différence de comportement en traction/compression sens fibres cf. §II.3.1 et §II.3.2). Des modèles améliorés (modèles plus

représentatifs des essais) ont été alors réalisés dans le but de mieux corréler les résultats essais/calcul EF (voir paragraphe §V.1.1.c).

Stratification	**Raideur globale -Essais (moyenne)-**	**Raideur globale -Modèle EF-**	**Ecart** $\left(\frac{Valeur_{Essai} - Valeur_{EF}}{Valeur_{Essai}} \cdot 100\right)$
[90°,+45°,0°,-45°]$_s$ (2mm)	18600 N/mm	26100 N/mm	28%
[0°,+45°,90°,-45°]$_s$ (2mm)	18100 N/mm	26100 N/mm	30%
[90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ (4mm)	27000 N/mm	42250 N/mm	36%

Tableau 36. Comparaison essais/calcul des raideurs des assemblages sans serrage.

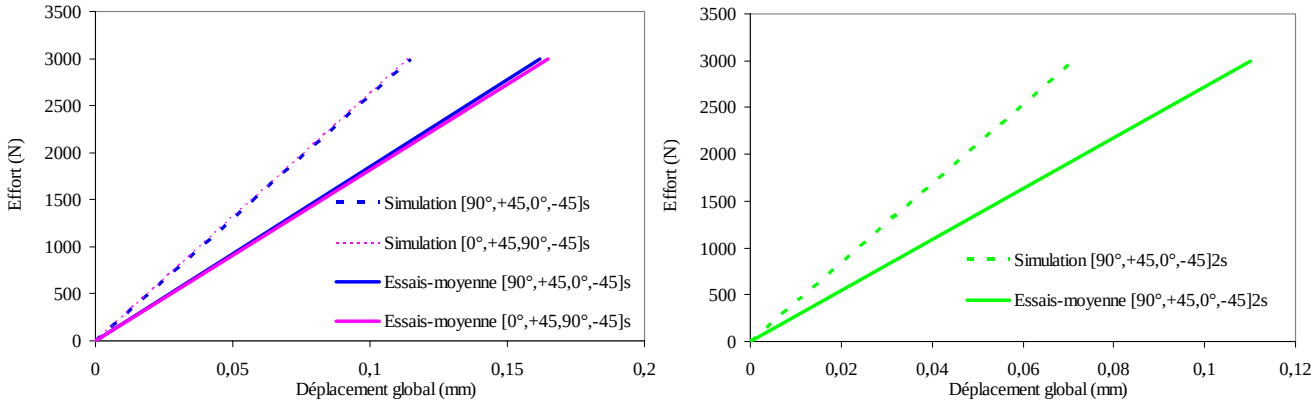


Figure 150. Comparaison essais/calcul du comportement global des assemblages sans serrage.

V.1.1.c. Etat de contraintes en bord de trou

La Figure 151 montre l'état de contraintes sens fibres dans chaque pli du stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ pour un chargement de 3000 N. Comme déjà conclu, les fibres les plus chargées en compression sont celles à 0° suivies par les fibres à -45° situées à mi-épaisseur du stratifié. Les plis à +45° situés vers l'extérieur du stratifié sont plus sollicités que les plis à -45° en raison de leur position défavorable mais aussi de la légère flexion du boulon. Les contraintes sens travers (σ_{22}), les contraintes dans l'épaisseur du stratifié (σ_{33}) ainsi que les contraintes de cisaillement (σ_{12}) sont présentées sur les Figures 152, 153 et 154. Pour tous les plis du stratifié, les contraintes de cisaillement atteignent des niveaux élévés (valeurs supérieures à 100 MPa) dans la zone de matage (Figure 154). Les contraintes sens travers sont relativement importantes par rapport aux contraintes sens fibres (valeurs moyennes de 55 à 108 MPa). Ces résultats mettent en évidence le rôle non négligeable des contraintes σ_{12} et σ_{22} à la résistance au matage. Par conséquent, les critères de rupture en matage doivent tenir compte des effets de cisaillement et de traction-compression sens travers.

La visualisation du champ de contraintes dans les éléments d'interface (Figure 155) montre que les contraintes de cisaillement σ_{yz} (repère global du stratifié) les plus élevées apparaissent au niveau des interfaces +45°/0° et 0°/-45°. Ceci se traduit par un risque de délaminage prononcé pour ces interfaces. Les analyses MEB présentées au Ch. IV ont effectivement mis en évidence des délaminages initiés sur le bord chargé du trou au niveau des interfaces ±45°/0°. Pour une meilleure compréhension de la position des délaminages sur la circonférence du trou, la Figure 155 illustre également la pression de contact sur la paroi du trou. La distribution de la pression de contact est non-uniforme : la pression maximale est au niveau des plis à 0° et des interfaces 0°/-45° et 0°/+45° (dans la zone de matage frontal).

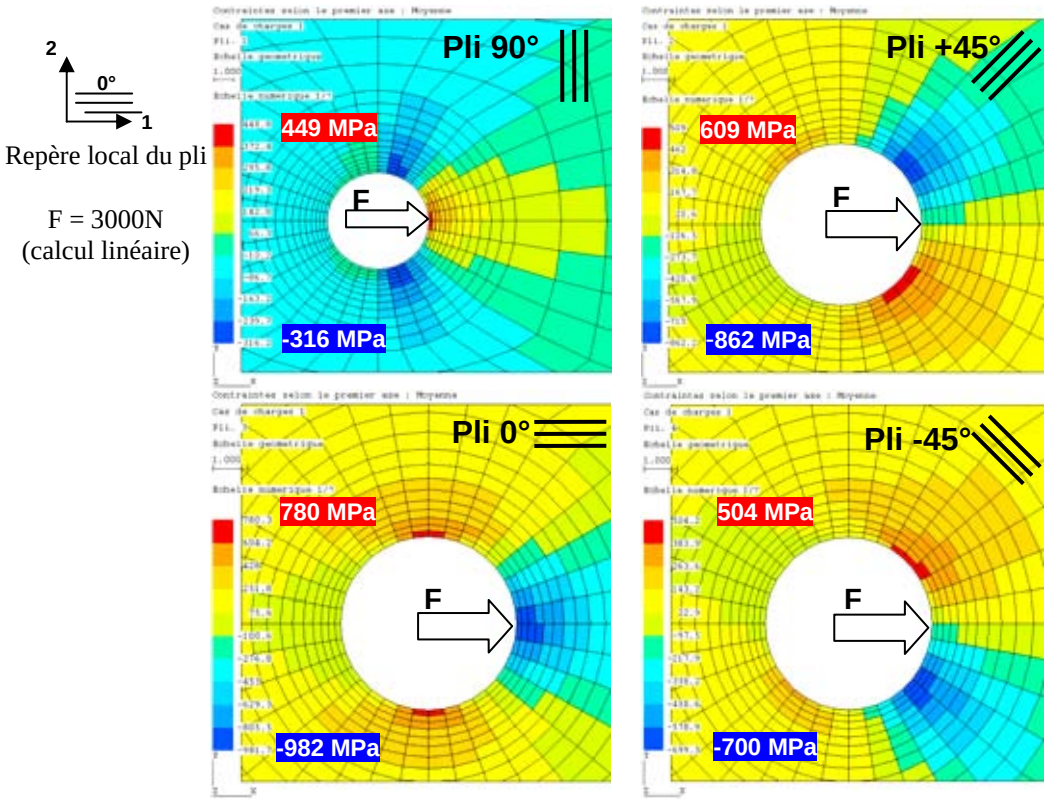


Figure 151. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage.

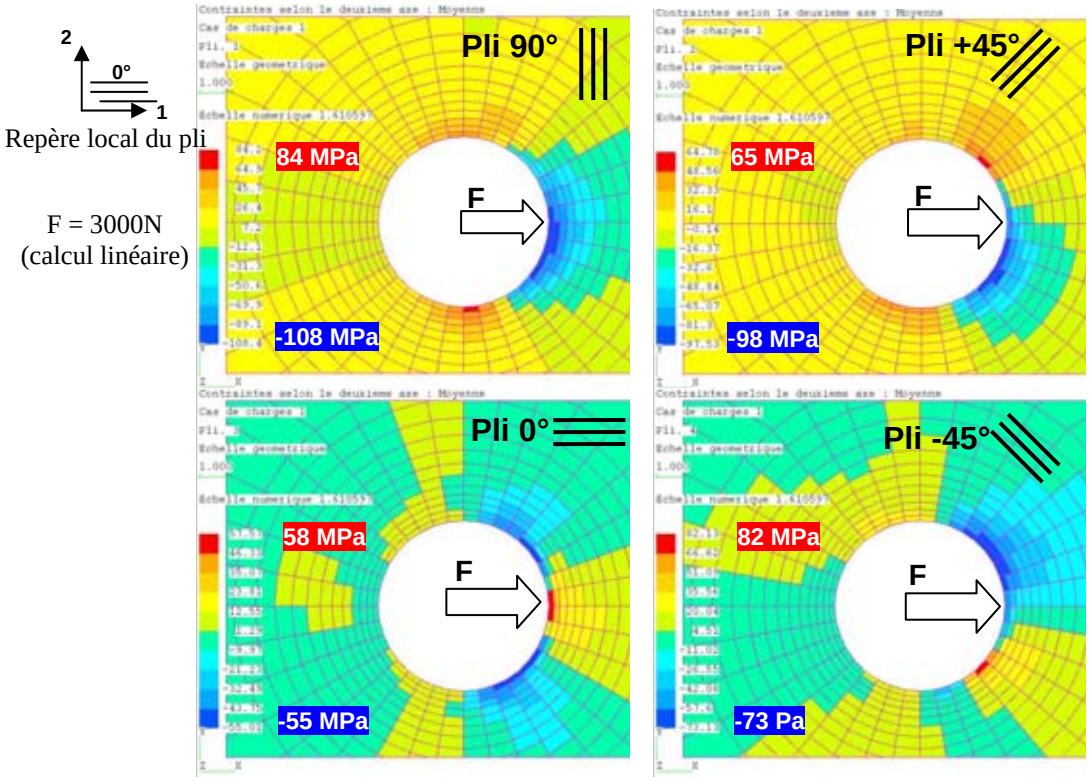


Figure 152. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{22} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage.

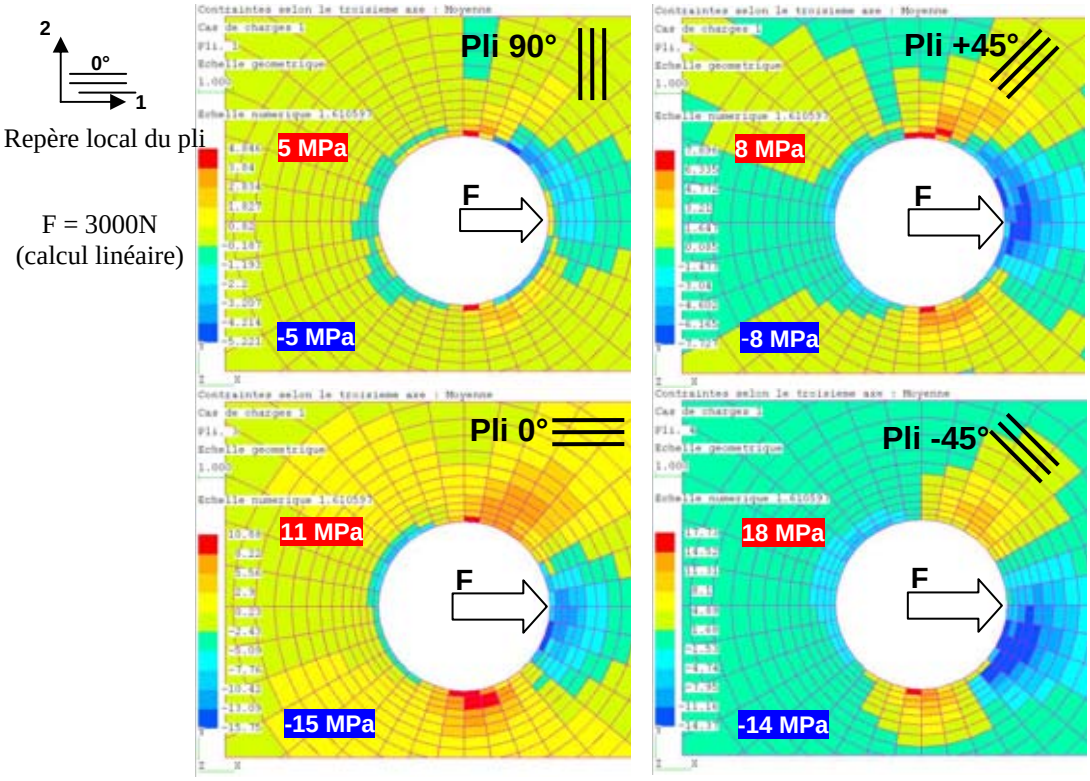


Figure 153. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{33} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage.

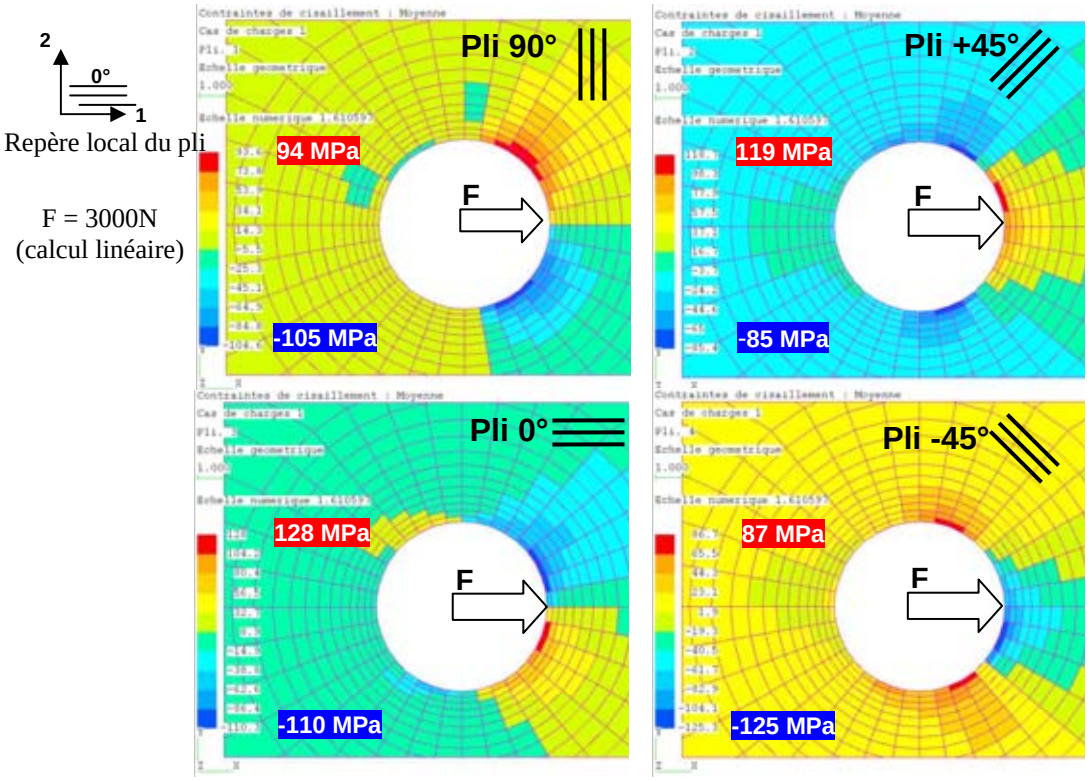


Figure 154. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{12} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage.

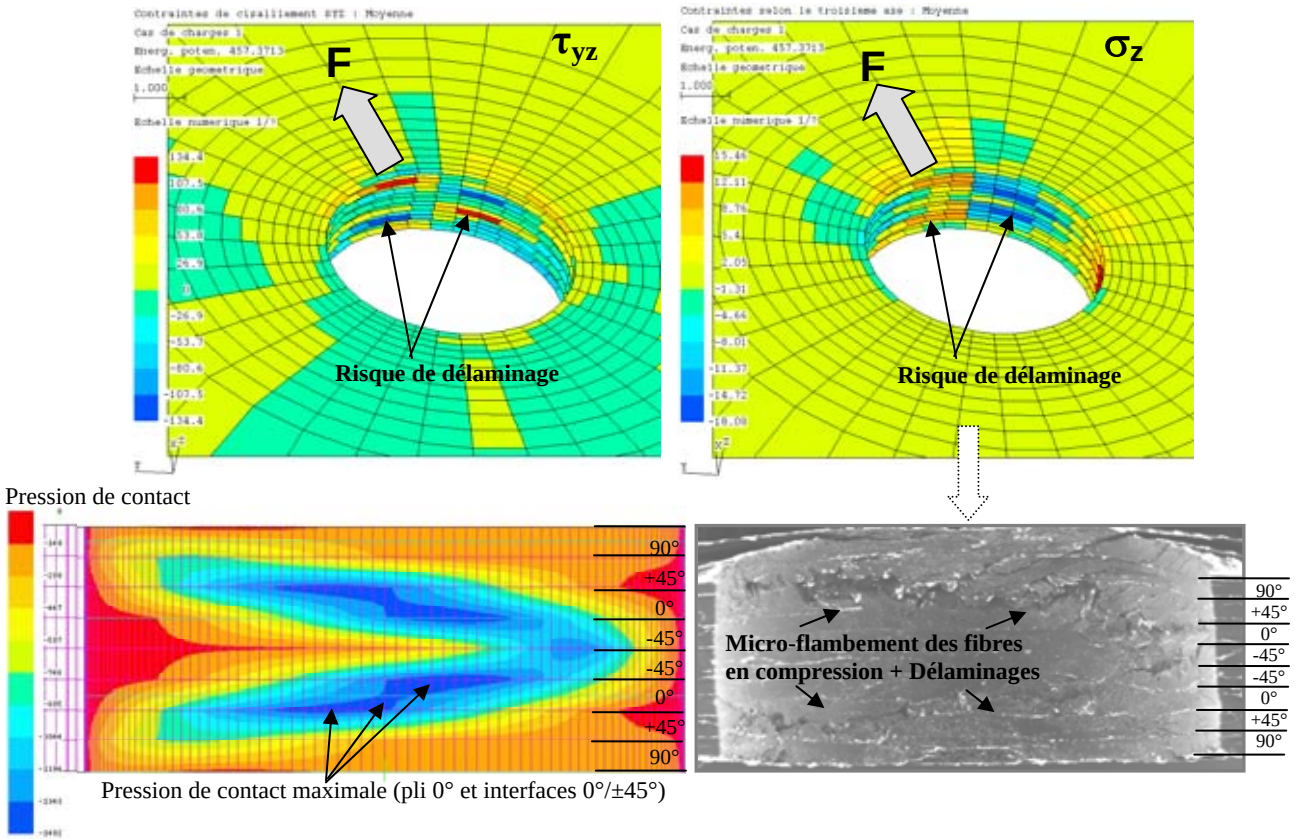


Figure 155. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes (moyenne/élément) dans les éléments d'interface et pression de contact sur la paroi du trou.

L'application du critère de rupture Hashin[75] pour chacun des plis du stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ permet également de faire des corrélations avec les résultats expérimentaux. Le critère Hashin disponible dans le code de calcul SAMCEF[70] a la formulation suivante :

- Version I : Mode de rupture des fibres :

$$\begin{cases} \text{Si} \quad \sigma_{11} > 0 & \left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{RT}}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{\tau_{12}^R} \le 1 \\ \text{Si} \quad \sigma_{11} < 0 & \left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11}^{RC}}\right)^2 \le 1 \end{cases} \tag{79}$$

- Version II : Mode de rupture de la matrice :

$$\begin{cases} \text{Si} \quad \sigma_{22} + \sigma_{33} > 0 & \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{\left(\tau_{12}^R\right)^2} + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{\left(\tau_{23}^R\right)^2} + \frac{\left(\sigma_{22} + \sigma_{33}\right)^2}{\left(\sigma_{22}^{RT}\right)^2} \le 1 \\ \text{Si} \quad \sigma_{22} + \sigma_{33} < 0 & \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{\left(\tau_{12}^R\right)^2} + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{\left(\tau_{23}^R\right)^2} + \frac{\left(\sigma_{22} + \sigma_{33}\right)^2}{4\left(\tau_{23}^R\right)^2} + \frac{1}{\left(\sigma_{22}^{RC}\right)^2}\left[\left(\frac{\sigma_{22}^{RC}}{2\tau_{23}^R}\right)^2 - 1\right]\left(\sigma_{22} + \sigma_{33}\right) \le 1 \end{cases} \tag{80}$$

La Figure 156 montre que pour une charge faible de 3000 N, selon le critère Hashin-version I, il n'y a pas de rupture de fibres dans le stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ (valeurs de 0,66 à 0,82). La valeur la plus élevée du critère est obtenue pour les plis à 0° et donc leur rupture surviendrait en premier. Dans la zone de matage frontal, la rupture des fibres à 0° est suivie par celle des fibres à +45° (situés vers l'extérieur du stratifié) puis des fibres à -45° (à mi-épaisseur du stratifié). Quant à la rupture de la matrice, le critère Hashin-version II est atteint pour

tous les plis sur une zone très limitée en bord de trou. Les plis à 90° situés vers l'extérieur du stratifié sont les plus affectés par la rupture de la matrice (valeur du critère la plus élevée : 2,51) ce qui correspond d'ailleurs aux observations microscopiques (§IV.4).

Dans ce modèle EF, l'application d'un critère de rupture a permis de localiser précisément au niveau de chaque pli les zones où les ruptures apparaissent. Les zones en bord de trou les plus endommagées par simulation du phénomène de matage sont en accord avec les observations microscopiques du paragraphe §IV.4 (fissurations des plis à 90°, rupture de la matrice et micro-flambement des fibres à 0°, puis à +45° et enfin à -45°).

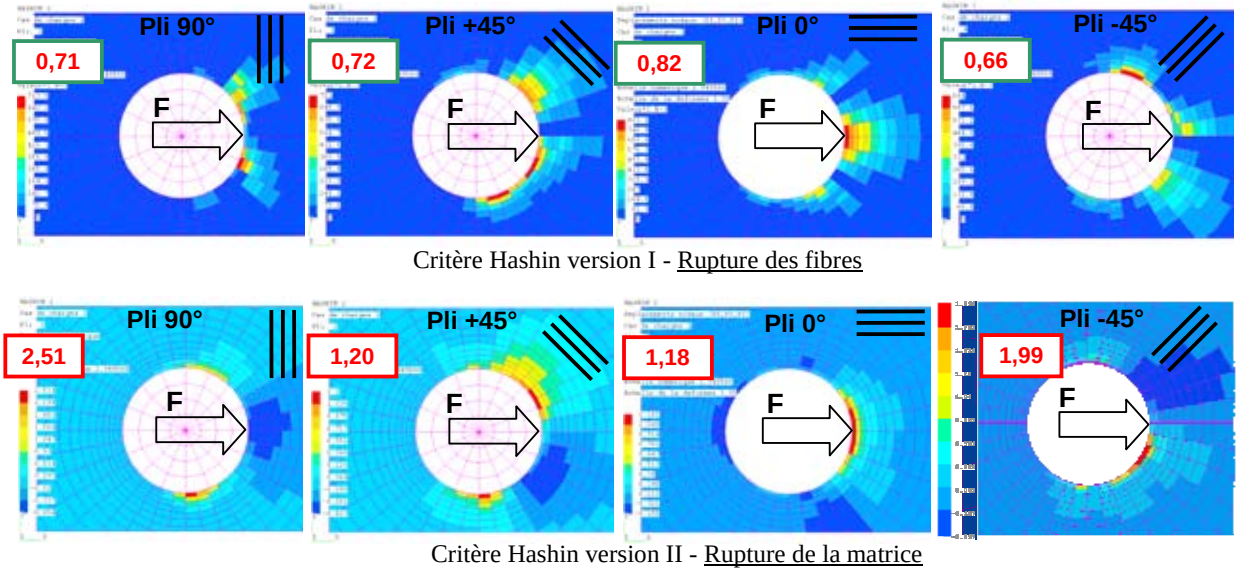


Figure 156. Critère de Hashin pour un stratifié C/E [90°,+45°,-0°,45°]$_s$ - calcul linéaire d'un assemblage mixte sollicité à F = 3000 N.

Les résultats numériques obtenus sur les deux autres stratifications étudiées ([0°,+45°, 90°,-45°]$_s$ et [90°,+45°, 0°,-45°]$_{2s}$) sont présentés sur la Figure 157 et la Figure 158. Le modèle SAMCEF utilisé est le même que pour la stratification [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ (maillage et conditions aux limites identiques). La Figure 157 montre que les niveaux de contraintes dans un stratifié [0°,+45°,90°,-45°]$_s$ sont proches de ceux d'un stratifié [90°,+45°, 0°,-45°]$_s$ à la différence près que les fibres à 0° situés à l'extérieur sont légèrement moins sollicitées en compression tandis que la matrice s'endommage plus rapidement (valeur du critère Hashin la plus élevée). En revanche, les plis situés à l'intérieur du stratifié subissent un chargement plus élevé.

La Figure 158 illustre le champ de contraintes dans un stratifié quasi-isotrope de 4 mm d'épaisseur ([90°,+45°, 0°,-45°]$_{2s}$). Pour le même effort appliqué, les contraintes dans les plis sont évidemment environ deux fois plus faibles que pour un stratifié quasi-isotrope de 2 mm (Figure 159). Cependant, les plis à 0° situés vers l'extérieur du stratifié sont légèrement plus sollicités (-513 MPa) que ceux proches de l'axe neutre (-446 MPa), ceci étant essentiellement dû à la flexion du boulon. Proportionnellement à l'épaisseur, les plis à 0° sont légèrement moins chargés pour un stratifié deux fois plus épais. La distribution plus homogène des efforts dans les couches à 0° (deux fois plus nombreuses dans un stratifié de 4 mm que dans un stratifié de 2 mm) implique une meilleure tenue au matage des stratifiés de 4 mm. Ce phénomène a été d'ailleurs observé expérimentalement au paragraphe §IV.1.4.c. En effet, il était prévisible qu'un stratifié de 4 mm d'épaisseur possède une tenue au matage deux fois plus élevée qu'un stratifié de 2 mm en termes d'effort maximal et identique en termes de contrainte de matage ; or, la tenue au matage en fonction de l'épaisseur n'est pas proportionnelle. Une augmentation de l'ordre de 20% de la contrainte de matage des stratifiés de 4 mm d'épaisseur par rapport aux stratifiés de 2 mm a été constatée.

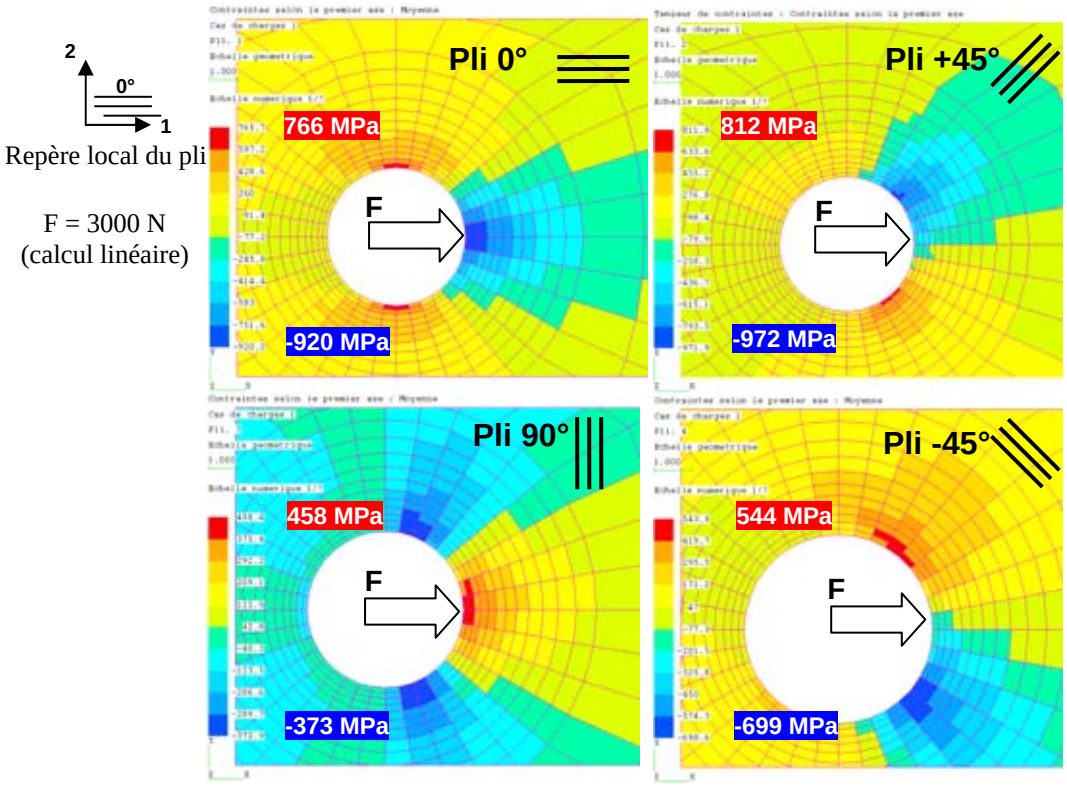


Figure 157. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[0°,+45°,90°,-45°]_s$ sollicité en matage.

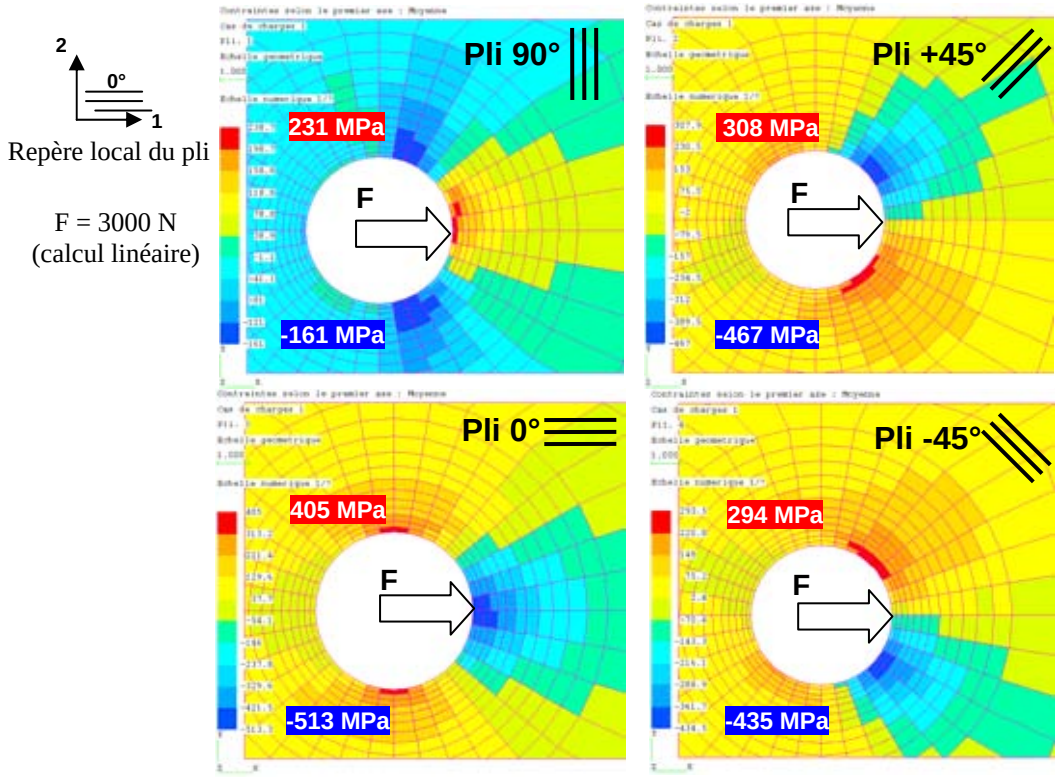


Figure 158. Calcul EF linéaire. Etat de contraintes σ_{11} (moyenne/éléments) autour du trou dans un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$ sollicité en matage.

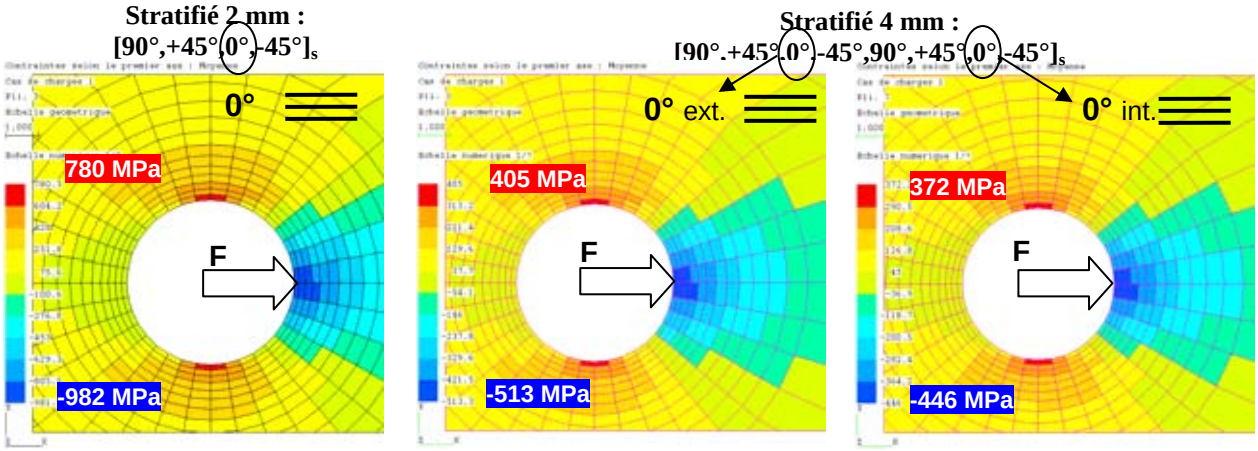


Figure 159. Calcul EF linéaire. Comparaison des contraintes σ_{11} dans les plis à 0° des stratifiés C/E de 2 et 4 mm d'épaisseur ; F = 3000 N.

V.1.1.d. Prise en compte du jeu boulon/plaques

Les résultats du modèle initial d'assemblage boulonné mixte ont montré des écarts importants par rapport aux résultats expérimentaux, le modèle étant beaucoup plus raide que les assemblages testés (§V.1.1.b). Afin d'améliorer la modélisation du comportement des assemblages mixtes, deux voies ont été explorées : la prise en compte du module élastique en compression et la prise en compte du jeu boulon/trou.

Dans le modèle numérique, le module élastique est identique en traction et en compression : E = 130000 MPa. Les essais de caractérisation ont montré que le module en traction est de 130300 MPa alors que le module en compression E_0^c est de l'ordre de 116000 MPa (§.II.3.2). La prise en compte d'un module élastique plus faible en compression permettrait bien évidemment de diminuer la raideur du modèle. La méthode d'analyse EF linéaire ne permet pas de modéliser un comportement bilinéaire (différence de comportement en traction/compression). Ce type de comportement sera pris en compte par une analyse EF non-linéaire.

Le modèle EF ne prend pas en compte le jeu boulon/plaque C/E alors que les assemblages testés au Ch.IV présentent un jeu de l'ordre de 0,02 mm pour des stratifiés percés à faible vitesse d'avance. Lorsque le diamètre du trou est augmenté de 5 à 5,02 mm, le déplacement global augmente de l'ordre du jeu introduit et la raideur de l'assemblage diminue (Figure 160 et Tableau 37). En effet, lorsque le jeu augmente, la surface de contact diminue ce qui entraine une diminution de la raideur (Figure 169 du paragraphe §V.2.1.c). Le jeu boulon/paroi de trou est donc un paramètre à prendre en compte pour une bonne corrélation des résultats modèles/essais. Une étude de l'influence du jeu sur la tenue des stratifiés en carbone/époxy sera présentée au paragraphe §V.2.1.c.

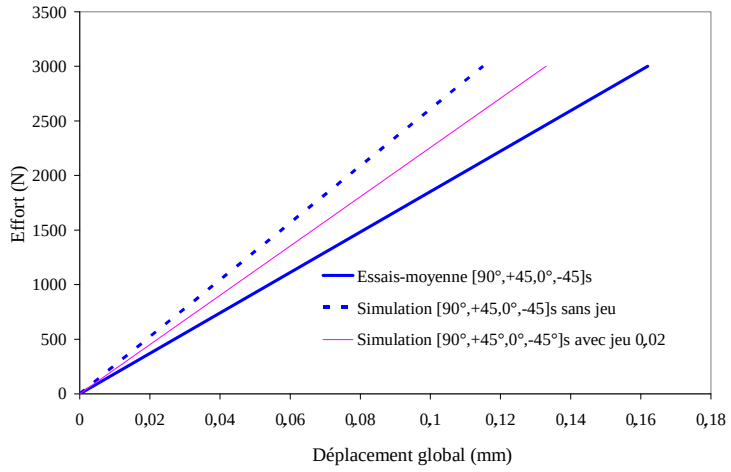


Figure 160. Influence du jeu sur la raideur des assemblages sans serrage - comparaison essais/modèles.

	Essai (f = 0,01 mm/dent/tr)	**Modèle EF -sans jeu-**	**Ecart**	**Modèle EF -avec jeu de 0,02 mm-**	**Ecart**
Déplacement global	0,14 mm	0,115 mm	18%	0,133 mm	5%
Raideur globale	21400 N/mm	26100 N/mm	22%	22560 N/mm	5,4%

Tableau 37. Influence du jeu sur la raideur des assemblages sans serrage : Comparaison essai/modèle sans jeu/modèle avec jeu pour un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage à F = 3000 N.

V.1.2. Modèle de plaque C/E avec défauts initiaux

Afin de vérifier numériquement l'influence des défauts de perçage sur la tenue en matage des stratifiés C/E, plusieurs modèles de calcul linéaire qui simulent des défauts simplifiés ont été utilisés. L'objectif de cette étude consiste également à vérifier si la présence des défauts perturbe le flux d'effort dans les stratifiés et redistribue les contraintes en modifiant le champ de contraintes. Les principes conduisant aux trois méthodes de modélisation des défauts sont schématiquement présentés sur la Figure 161. Les modèles utilisés ne prennent pas en compte la présence du jeu boulon/trou.

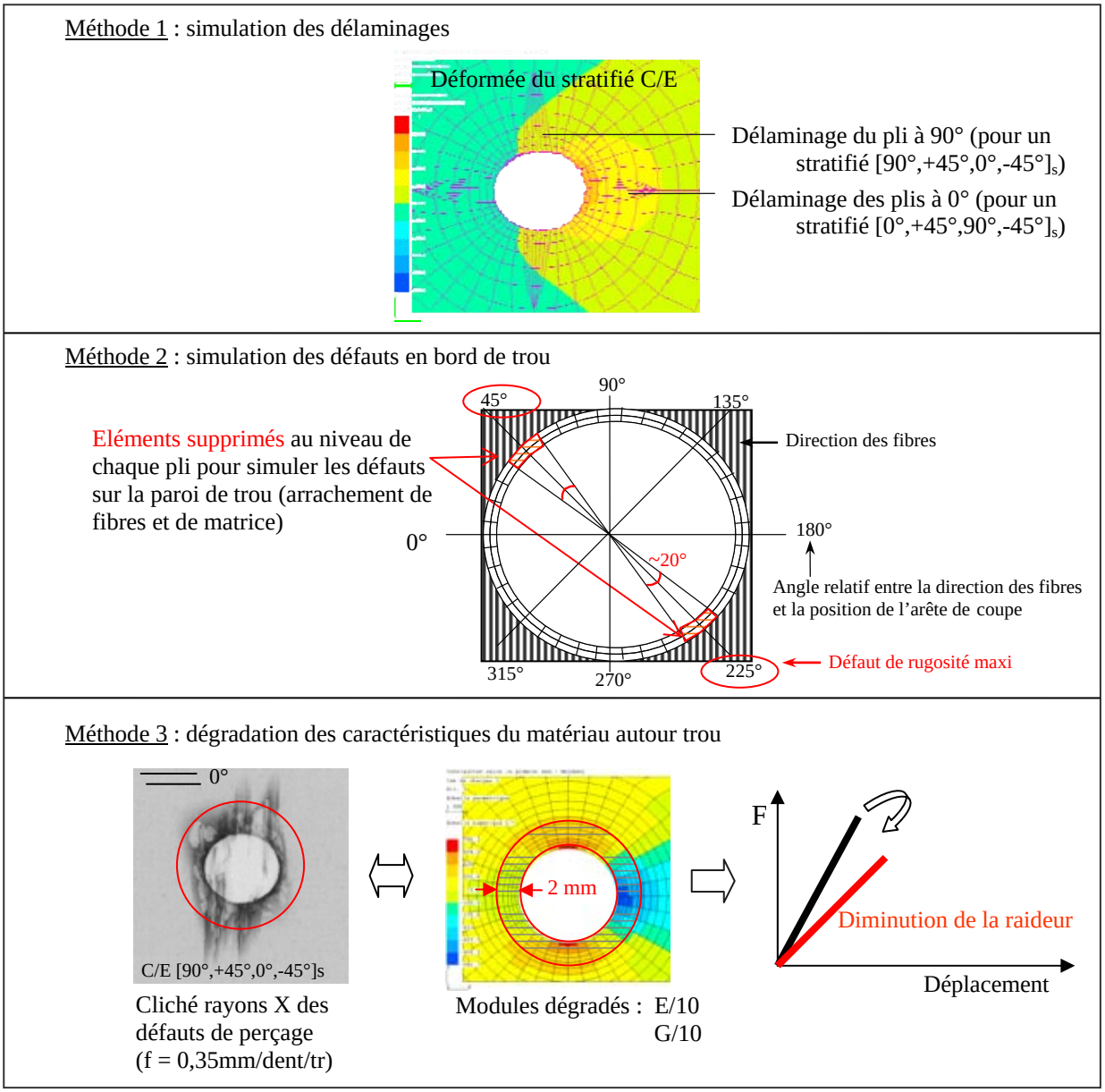


Figure 161. Méthodes de simulation des défauts de perçage des stratifiés C/E.

Dans un premier temps, un défaut de perçage de type délaminage des plis à l'entrée et à la sortie du foret a été modélisé. Le maillage de la plaque composite a été modifié afin de pouvoir représenter au niveau de chaque pli des délaminages orientés à 90° et à 0° par rapport à l'effort appliqué. Lors de l'extrusion du maillage 2D, les éléments peuvent être collés ou non ce qui permet de créer artificiellement des délaminages. Une charge de 3000 N est appliquée à l'extrémité de la plaque C/E. La Figure 162 présente les cartographies des contraintes sens fibres autour du trou pour un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ avec délaminages entre les plis à 90° et +45°. Les résultats montrent que le champ de contraintes est similaire à celui d'un modèle sans délaminage (§V.1.1.c). La comparaison des résultats des modèles avec ou sans délaminage montre des différences sensibles en termes de contraintes mais pas de différence en termes de raideur des assemblages. Les délaminages entre le plis 90°/+45° ne semblent donc pas jouer un rôle essentiel dans la diminution de la raideur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicités en matage (cette conclusion doit être vérifiée par une analyse EF non-linéaire). Les modèles suivants montreront que ce sont les défauts sur la paroi du trou qui pénalisent le plus la tenue au matage.

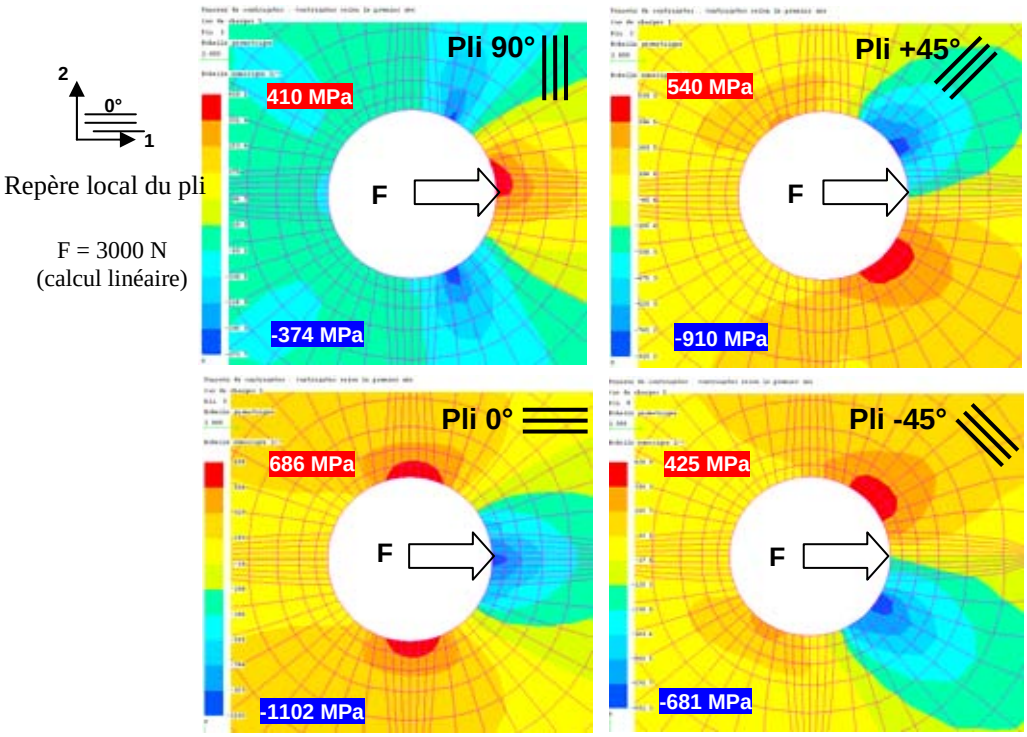


Figure 162. Modèle avec délaminages entre les plis à 90° et +45° : champ de contraintes σ_{11} pour un stratifié carbone/époxy $[90°,+45°,0°,-45°]_s$.

Dans un deuxième temps, des défauts en bord de trou de type arrachement de fibres et de matrice ont été analysés. La simple suppression d'éléments en respectant les mesures de rugosité cf. §III.3.1.e n'a pas permis de diminuer la raideur du stratifié de manière significative. La suppression d'un nombre plus important d'éléments en bord de trou (sur des zones plus étendues que celles observées au MEB ou par mesure de rugosité) a permis de diminuer légèrement la raideur sans obtenir une similitude avec les essais.

Un troisième modèle EF a été réalisé dans le but de simuler la forte diminution de raideur avec les défauts de perçage. Le principe de modélisation est basé sur l'idée que l'ensemble des dommages créés lors du perçage se traduit par une dégradation des caractéristiques du matériau autour du trou. Le cliché RX présent sur la Figure 161 met en evidence l'endommagement du matériau sur toute la circonférence d'un trou percé à forte vitesse d'avance. Par conséquent, un matériau avec des caractéristiques dégradées a été attribué à toutes les mailles sur une distance de 2 mm par rapport au bord du trou (hypothèse simplificatrice).

Le Tableau 38 montre les résultats obtenus en termes de raideur pour les différents modèles de stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ avec des caractéristiques dégradées autour du trou. Lorsque la dégradation des caractéristiques s'applique uniquement aux plis à 90° situés à l'extérieur du stratifié (modèles B et C), la diminution de raideur est faible comparée à celle du modèle avec des caractéristiques non dégradées (E_{ij}, G_{ij}). Les modèles B et C sont beaucoup plus raides que les assemblages testés expérimentalement. Lorsque les modules E_{ij} et G_{ij} sont divisés par 10 pour tous les plis du domaine considéré (modèle D), le déplacement global augmente de manière significative : 0,2 mm pour le modèle D comparé à 0,085 mm pour le modèle C avec E_{ij} et G_{ij} dégradés uniquement pour les plis à 90°. La raideur du modèle D est plus faible par rapport aux essais sur stratifiés C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ avec défauts de perçage (f = 0,35 mm/tr/dent). Néanmoins, les résultats du modèle D sont les plus proches des résultats expérimentaux.

	Essais (f = 0,35 mm/dent/tr)	**Modèle B** $E_{ii}/10$, $G_{ii}/10$ sauf E_{11} 2 mm autour du trou, uniquement pour les plis à 90°	**Modèle C** $E_{ii}/10$, $G_{ii}/10$ 2 mm autour du trou, uniquement pour les plis à 90°	**Modèle D** $E_{ii}/10$, $G_{ii}/10$ 2 mm autour du trou pour tous les plis
Déplacement global (mm)	***0,15***	0,08	0,085	0,2
Mesure extensomètre (mm)	***0,12***	0,026	0,033	0,16
Raideur globale (N/mm)	***13320***	25000	23500	10000
Raideur locale (N/mm)	***20920***	77000	60000	12500

Tableau 38. Comparaison essais/ modèles avec modules élastiques dégradés autour du trou pour un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ – Assemblages mixtes sans serrage sollicités à F = 2000 N.

Cette méthode de modélisation des défauts de perçage a permis de trouver des explications aux résultats expérimentaux (chute de raideur et diminution du pic maximal d'effort). L'opération de perçage affaibli considérablement les caractéristiques du matériau en bord de trou. Cet affaiblissement peut également se produire pour des conditions de perçage considérées comme optimales mais sur une zone peu étendue par rapport au bord du trou. En conclusion, la simulation numérique du matage d'un composite stratifié nécessite la prise en compte de la dégradation locale des modules élastiques suite à l'opération de perçage des stratifiés.

V.1.3. Conclusion

L'analyse linéaire sur des modèles d'assemblages boulonnés mixtes a permis d'illustrer la distribution des contraintes autour de trou et au niveau de chaque pli sollicité en matage. Grâce à ces résultats numériques, le rôle des différents plis dans la tenue au matage a pu être analysé. La comparaison modèles/essais a montré des écarts importants en termes de raideur (le modèle est beaucoup plus raide que les assemblages testés). Pour une meilleure simulation du matage des composites stratifiés, plusieurs éléments doivent être pris en compte :

- la différence de comportement en traction/compression sens fibres (prise en compte du module E_{11}^{C}),
- le jeu boulon/plaque composite,
- l'influence des défauts de perçage sur les caractéristiques du matériau composite en bord de trou.

En plus de ces trois paramètres, la prise en compte de l'endommagement du matériau stratifié C/E permettrait également une meilleure corrélation des résultats numériques et expérimentaux en termes de contraintes autour du trou et en termes de raideur des assemblages boulonnés.

L'analyse des contraintes dans les couches permet d'améliorer la formulation du critère proposé au paragraphe §IV.4 afin de déterminer l'effort maximal admissible en matage. Un stratifié sollicité en matage est considéré rompu lorsque survient une diminution brutale de l'effort transmis ce qui correspond au pic d'effort présent sur

les courbes des essais de matage. Les plis à 0° et à ±45° sont fortement sollicités en compression sens fibres. L'effort total appliqué à l'assemblage est donc la somme de l'effort transmis localement par les fibres à 0° et de l'effort transmis par les fibres à ±45° projeté dans la direction de l'effort appliqué (Figure 163) et ceci pondéré par le pourcentage des fibres dans chaque direction.

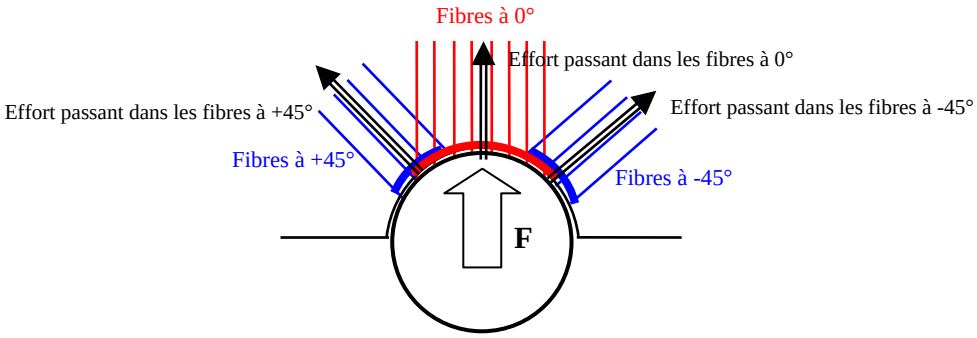


Figure 163. Zones les plus sollicitées en matage sur la circonférence du trou en fonction de l'orientation des fibres.

Cf. à l'équation (74) du paragraphe §IV.4, l'expression de l'effort maximal admissible en matage F_m^R devient :

$$F_m^R = \sigma_{0°}^{RC} \cdot \frac{\pi D_b}{2}\left((\%\text{plis}\,0°) \cdot e_{0°} + (\%\,\text{plis}\pm 45°) \cdot e_{\pm 45°} \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \right) \tag{81}$$

où :

$\sigma_{0°}^{RC}$: est la contrainte à rupture en compression sens fibres,

D_b : est le diamètre du boulon,

$e_{0°}$: est l'épaisseur totale des fibres à 0°,

$e_{\pm 45°}$: est l'épaisseur totale des fibres à ±45°.

Pour les assemblages avec serrage du boulon, le diamètre D_b du boulon est remplacé par le diamètre de la zone affectée par le serrage. Ce diamètre est proche du diamètre D_t de la tête du boulon. La formulation du critère dans le cas d'assemblages avec serrage a la forme suivante :

$$F_m^R = \sigma_{0°}^{RC} \cdot \frac{\pi D_t}{2}\left((\%\,\text{plis}\,0°) \cdot e_{0°} + (\%\,\text{plis}\pm 45°) \cdot e_{\pm 45°} \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \right) \tag{82}$$

où D_t est le diamètre de la tête du boulon.

Les tableaux suivants montrent la comparaision des valeurs théoriques des efforts de matage avec les essais expérimentaux (perçage des stratifiés à f = 0,01 mm/tour/dent).

	$[90°,+45°,0°,-45°]_s$	$[0°,+45°,90°,-45°]_s$	$[90°,+45°,0°,-45°]_{2s}$	$[0°,+45°,90°,-45°]_{2s}$
F expérimental (N)	4750 ±50	4695 ±15	12000	11800
F théorique (N)	4300	4300	8600	8600
Ecart (%)	10	9	35	35

Tableau 39. Comparaison essais/calcul analytique des efforts de matage sans serrage.

Les valeurs calculées sont proches des valeurs expérimentales sauf pour les stratifiés de 4 mm d'épaisseur. Les résultats d'essais ont montré un effet d'échelle sur la valeur de l'effort au pic (l'augmentation de l'épaisseur de la plaque composite n'a pas une influence proportionnelle sur l'effort maximal transmis par matage). Ce phénomène est probablement lié à un effet de concentration de contraintes qui varie en fonction du rapport

diamètre du boulon/épaisseur de la plaque) qui n'est pas pris en compte par la formulation simplifiée du critère proposé.

	$[90°,+45°,0°,-45°]_s$	$[0°,+45°,90°,-45°]_s$
F expérimental (N)	8050	7630
F théorique (N)	7800	7800
Ecart (%)	3	-2,2

Tableau 40. Comparaison essais/calcul analytique des efforts de matage avec serrage.

Concernant la comparaison essai/analytique du calcul de l'effort maximal admissible en matage avec serrage du boulon, les écarts sont faibles (cf. Tableau 40).

V.2. Analyse non-linéaire

L'analyse non-linéaire a été réalisée grâce au module de calcul MECANO du logiciel SAMCEF et elle a été appliquée à deux types de modèles : modèle de matage pur et modèle d'assemblage mixte avec ou sans serrage du boulon. L'intérêt du calcul non-linéaire est de prendre en compte la différence de comportement en traction/compression fibres ainsi que le comportement non-linéaire endommageable du matériau carbone/époxy. L'objectif final est d'obtenir une bonne corrélation des résultats essais/calcul non-linéaire jusqu'au pic de la courbe de matage $\sigma_m(\varepsilon)$.

V.2.1. Matage pur - étude paramétrique (matériau T700/M21 bilinéaire élastique)

V.2.1.a. Maillage et conditions aux limites

Le modèle de matage pur représente une demi-plaque C/E trouée en contact avec un boulon cf. Figure 164. La géométrie du modèle de demi-plaque est identique à celle utilisée dans la partie expérimentale (§IV.2). Le maillage est constitué d'éléments volumiques et il est raffiné autour du trou, dans la zone de contact avec le boulon (Figure 164). Les conditions aux limites sont identiques pour toutes les variantes du modèle : encastrement du boulon et déplacement imposé de 0,2 mm appliqué à l'extrémité de la démi-plaque C/E (Figure 164). Le contact boulon/paroi du trou est de type nœuds maîtres/faces esclaves et il est défini dans l'hypothèse des grands déplacements.

Il existe plusieurs paramètres liés à la modélisation qui jouent sur les résultats numériques. Dans ce paragraphe, les paramètres qui influencent plus particulièrement les calculs EF sur des composites stratifiés soumis au matage seront analysés (le nombre d'éléments sur la circonférence du trou, le nombre d'éléments dans l'épaisseur du stratifié, le jeu boulon/paroi du trou, le coefficient de frottement boulon/plaque composite). L'objectif est de réaliser une étude de sensibilité aux différents paramètres et de pouvoir ensuite conclure sur la comparaison des résultats calculs/essais. La plaque modélisée est un stratifié carbone/époxy (T700/M21) quasi-isotrope $[90°,+45°,0°,-45°]_s$.

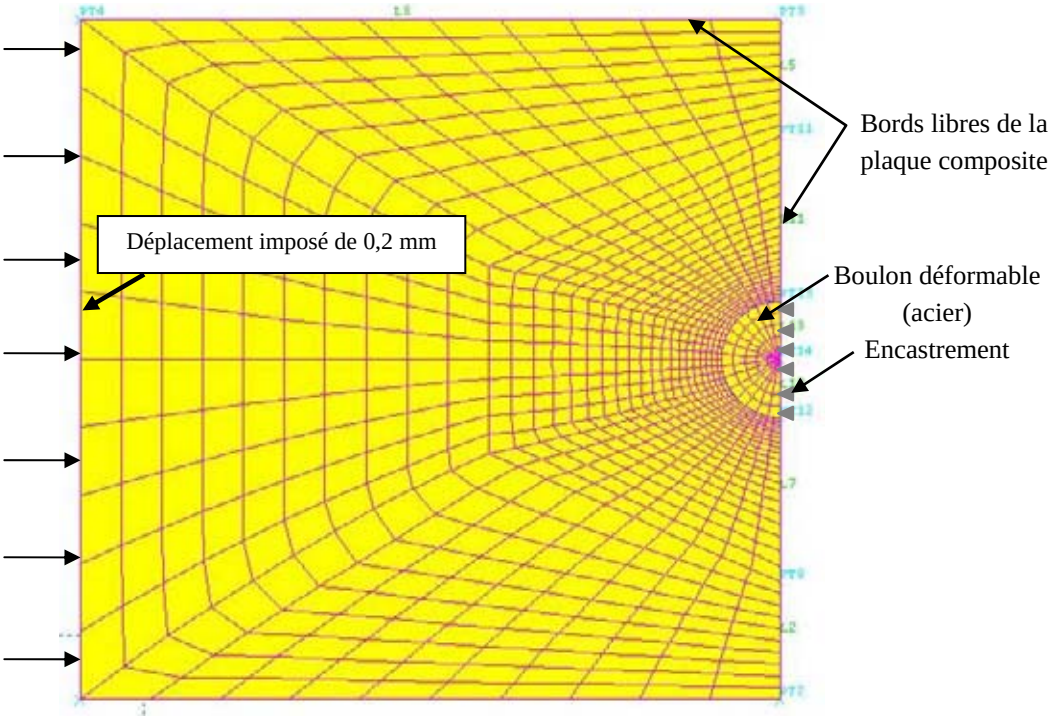


Figure 164. Modèle de matage pur d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

Le modèle de référence est caractérisé par :

- 8 éléments en épaisseur du stratifié C/E (1 élément/1 pli) ;
- 30 éléments sur la demi-circonférence du trou ;
- contact sans frottement et sans jeu boulon-trou ;
- comportement bilinéaire du stratifié C/E (E_{11}^T = 130300 MPa et E_{11}^C = 80000 MPa) sans endommagement.

V.2.1.b. Influence du maillage à l'interface de contact boulon/paroi de trou

La Figure 165 présente le champ des contraintes de cisaillement dans un pli à +45° du stratifié [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ pour un maillage similaire à celui de la Figure 164 : 30 éléments sur la demi-circonférence du trou, 8 éléments dans l'épaisseur du stratifié et 15 éléments sur la demi-circonférence du boulon. Dans la zone de matage frontal (au niveau du contact boulon/paroi du trou), les valeurs des contraintes fluctuent de manière significative pour des éléments adjacents (par exemple, passage d'une valeur négative à une valeur positive de la contrainte de cisaillement cf. Figure 166). Ce phénomène s'explique par une distribution non-uniforme de la charge en bord du trou due à un nombre d'éléments trop réduit du boulon par rapport au nombre d'éléments sur la circonférence du trou. Plus précisément, les éléments en bord de trou ne sont pas chargés uniformément en raison du maillage grossier du boulon. Afin d'éliminer ce problème, le maillage du boulon a été modifié de manière à ce qu'il présente un nombre d'éléments proche de celui de la plaque composite dans la zone de contact. La Figure 166 montre que pour un maillage raffiné du boulon (35 éléments sur la demi-circonférence), la distribution de la charge sur le bord du trou est homogène. Pour établir l'influence de la finesse du maillage sur le champ de contraintes, le nombre d'éléments sur la demi-circonférence du boulon et de la plaque a été doublé (Figure 167). A l'exception de quelques éléments situés en bord de trou (première ligne d'éléments en contact avec le boulon) soumis à une forte concentration de contrainte, le modèle avec un maillage très fin ne génère pas de modifications du champ de contraintes dans les stratifiés étudiés. Par conséquent, un nombre de 30 éléments sur la demi-circonférence du trou est un bon compromis entre le temps de calcul et la fiabilité des résultats (convergence).

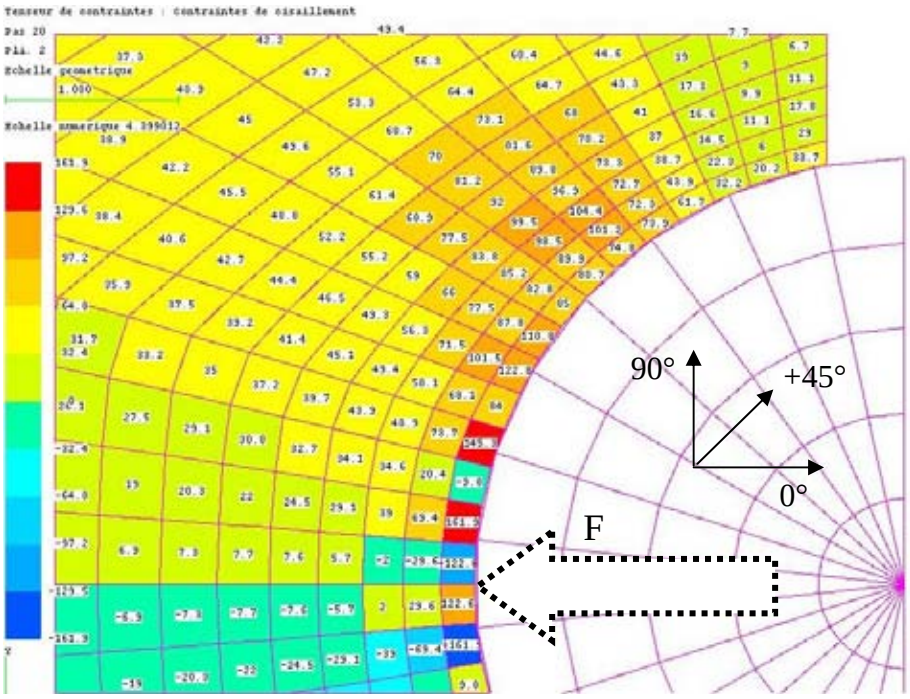


Figure 165. Modèle de matage pur d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$: contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm.

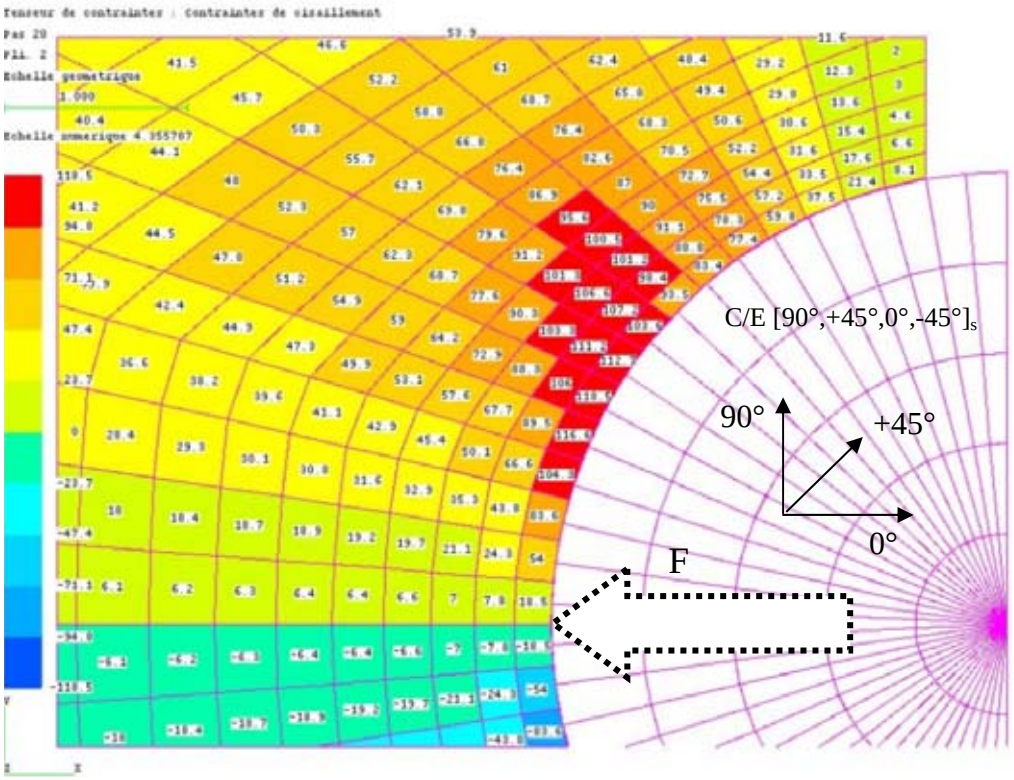


Figure 166. Modèle raffiné de matage pur : contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm.

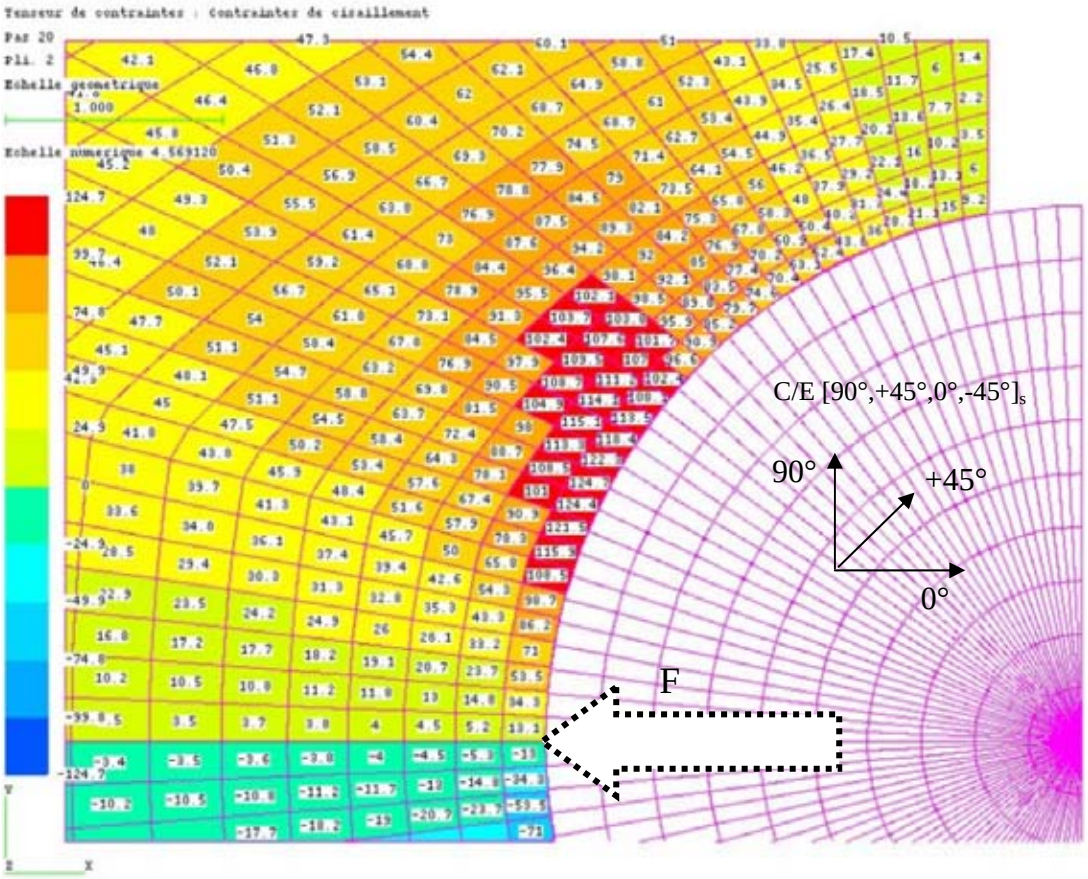


Figure 167. Modèle raffiné de matage pur : contraintes de cisaillement dans un pli à +45° pour un déplacement imposé de 0,2 mm.

V.2.1.c. Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur du stratifié

Les stratifiés qui font l'objet de cette étude numérique comportent 8 plis. Une étude de sensibilité du maillage dans l'épaisseur des stratifiés s'impose. Le nombre d'éléments a été varié de 1 à 32 dans l'épaisseur de la plaque composite. Le code d'éléments finis SAMCEF permet d'utiliser des éléments volumiques multicouches et donc de modéliser les 8 plis de la plaque par un seul élément. Pour les autres simulations, chaque pli est modélisé en épaisseur par 1, 2, 3 ou 4 éléments.

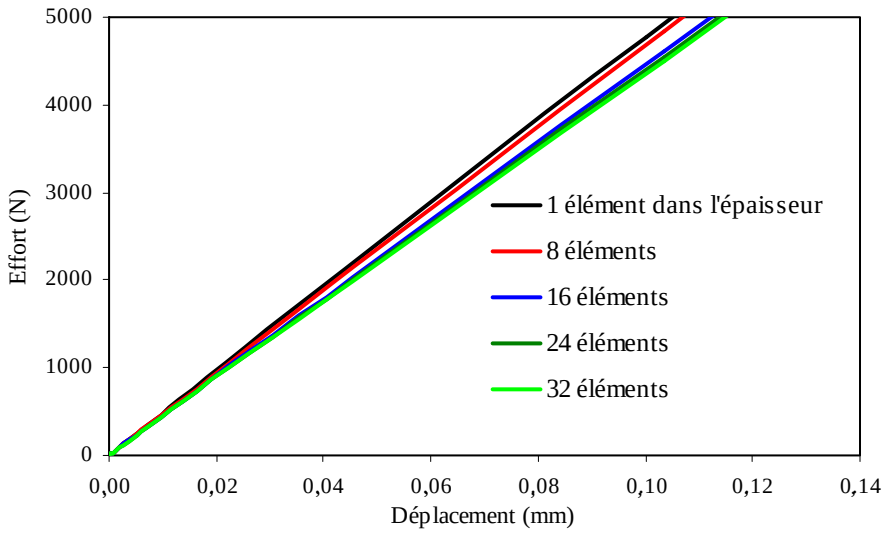


Figure 168. Influence du nombre d'éléments dans l'épaisseur des stratifiés $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicités en matage pur.

La Figure 168 montre que lorsque le nombre d'éléments dans l'épaisseur augmente, la raideur de plaque composite diminue. Cet effet est convergent : le niveau d'effort maximal ne varie plus à partir d'un certain nombre d'éléments finis du modèle. Cependant, un grand nombre d'éléments nécessite un temps de calcul (CPU) plus important : 20 minutes pour un modèle à 8 éléments dans l'épaisseur et plus de 2 heures pour un modèle à 24 éléments dans l'épaisseur. Dans cette étude, des modèles avec 8 éléments dans l'épaisseur du stratifié C/E donc 1 élément/1 pli ont été utilisés (bon compromis entre le temps et la précision de calcul).

V.2.1.d. Influence du jeu boulon/plaque C/E

L'influence du jeu entre la plaque et la fixation a été étudiée en augmentant le diamètre du trou. La Figure 170 montre que l'augmentation du jeu génère une diminution de la raideur mais que le taux de variation diminue. Cet effet est lié à la diminution de la surface de contact entre le boulon et le trou ([29],[41]) cf. Figure 169, d'où une déformation plus importante du trou pour un chargement équivalent.

La Figure 171 permet de bien mettre en évidence l'influence du jeu, donc de la surface de contact sur le niveau de la contrainte de matage en bord de trou. Pour un modèle sans jeu, le contact s'établit sur toute la demi-circonférence du trou. La distribution des contraintes se réalise donc de manière progressive entre la zone de matage latéral (à 90° par rapport à l'effort appliqué) et la zone de matage frontal (à 0° par rapport à l'effort appliqué). Pour un modèle avec jeu boulon/plaque composite, il n'y a pas de contact avec le boulon à 90° par rapport à l'effort de matage. Par conséquent, la distribution des contraintes sur la paroi du trou se réalise de manière différente par rapport au modèle sans jeu : contraintes plus faibles dans la zone de matage latéral mais forte concentration des contraintes dans la zone de matage frontal.

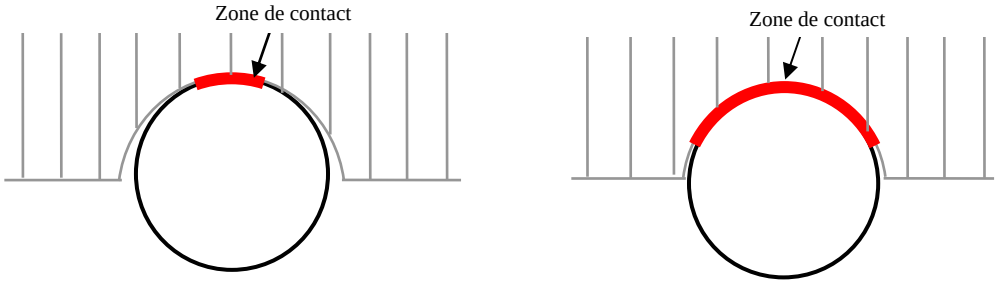


Figure 169. Surface de contact en fonction du jeu boulon/plaque composite.

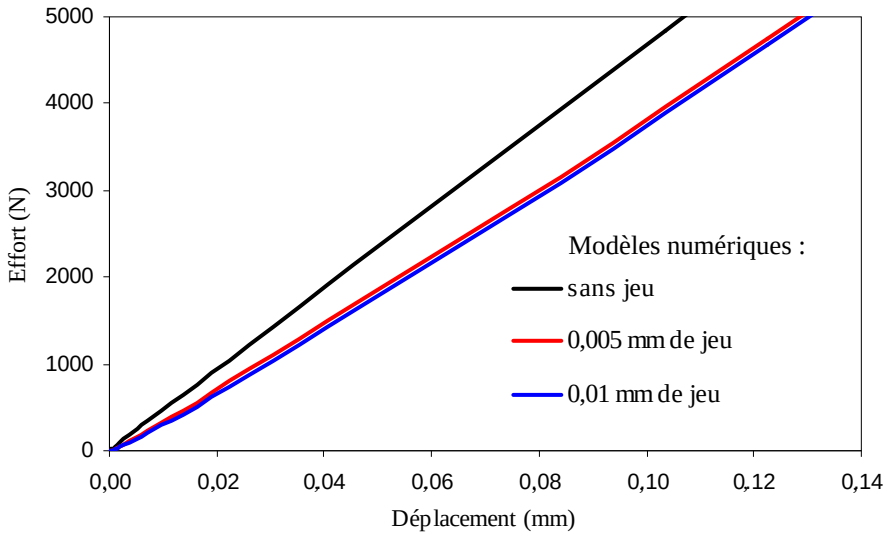


Figure 170. Influence du jeu boulon/plaque composite sur la raideur numérique d'une plaque C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicitée en matage pur.

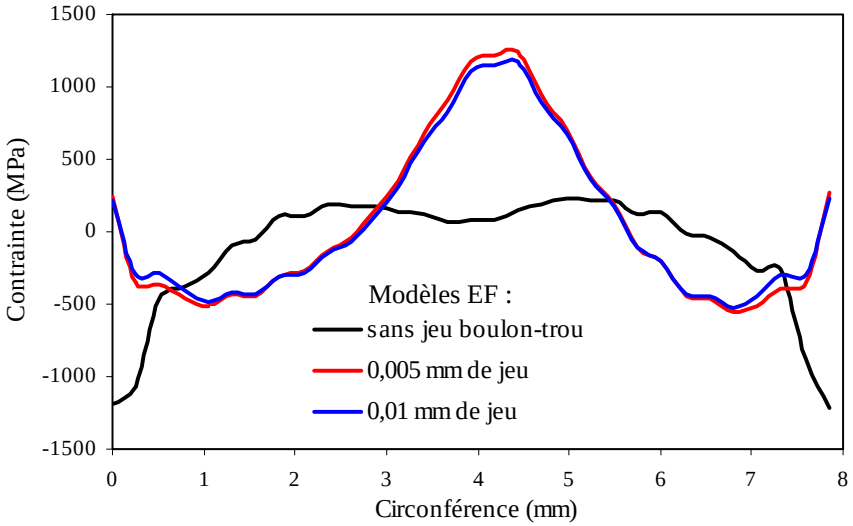


Figure 171. Influence du jeu dans un modèle EF : distribution des contraintes sur la demi-circonférence du trou dans un pli à 90° (déplacement imposé de 0,2 mm).

V.2.1.e. Influence du coefficient de frottement boulon/plaque composite

Le module de calcul non-linéaire MECANO permet d'introduire un coefficient de frottement (μ) entre le boulon et la paroi du trou. La Figure 172 montre que la variation du coefficient de frottement de 0 à 0,8 ne modifie pas le déplacement global du stratifié soumis au matage. Cependant, le coefficient de frottement a une influence qui s'exerce de manière très localisée sur le comportement du stratifié (Figure 173). Seuls les éléments situés en bord de trou (en contact avec le boulon) ont des niveaux de contraintes qui varient en fonction du coefficient de frottement : l'augmentation du coefficient de frottement genère une diminution des valeurs des contraintes maximales en bord de trou. Il s'agit en effet d'une distribution plus homogène de l'effort sur la paroi du trou lorsque le frottement est important. Sur l'exemple de la Figure 173, les contraintes maximales dans la zone de matage frontal (à 0° par rapport à l'effort appliqué) diminuent mais en revanche, les contraintes situées dans les zones de matage "latéral" (à 90° par rapport à l'effort appliqué) augmentent.

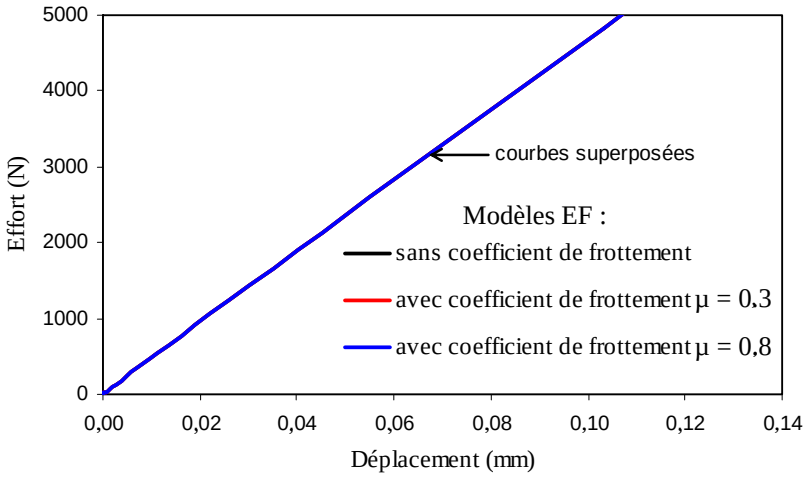


Figure 172. Influence du coefficient de frottement entre boulon et paroi du trou sur la raideur du stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité en matage pur.

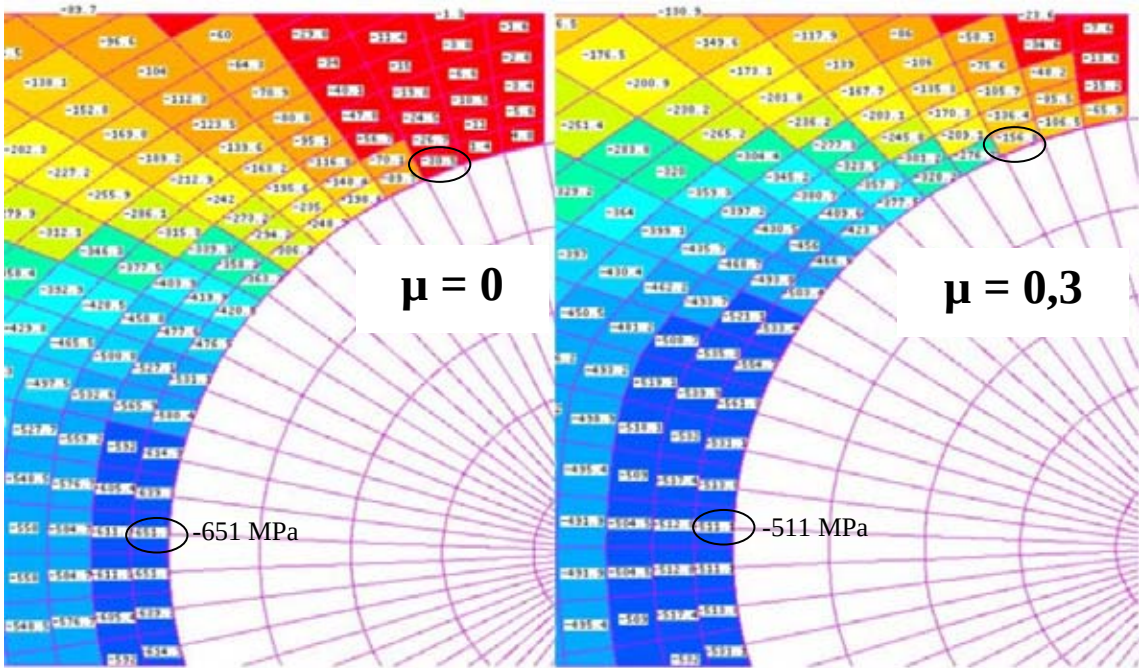


Figure 173. Influence du coefficient de frottement μ sur la contrainte sens fibres dans un pli à 0° - matage pur du stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$.

V.2.2. Matage pur : comportement endommageable du stratifié C/E

La courbe de comportement d'un stratifié sollicité en matage pur comporte une zone linéaire et un pic suivi d'une diminution de rigidité (cf. aux résultats expérimentaux du Ch. IV). L'objectif final du calcul non-linéaire est de simuler le comportement du composite stratifié jusqu'au pic. Le comportement endommageable du stratifié T700/M21 couplé avec la plasticité de la résine ont été simulés à l'aide d'une routine utilisateur développée par Lachaud[5],[6] (dégradation des modules élastiques E_{22} et G_{12}). La Figure 174 illustre la courbe $\sigma(\varepsilon)$ utilisée dans le code SAMCEF pour simuler le comportement en compression sens fibres. Jusqu'à une déformation critique égale à la déformation à la rupture en compression sens fibres (ε_R = 1%), le comportement en compression est celui déterminé expérimentalement au §II.3.2. Au delà de cette déformation, la contrainte sens fibres diminue progressivement jusqu'à une déformation maximale de $2\varepsilon_R$ fixée arbitrairement. De cette manière, la rupture des éléments en compression suivie de la diminution de leur résistance au matage sont artificiellement simulées par analyse EF non-linéaire.

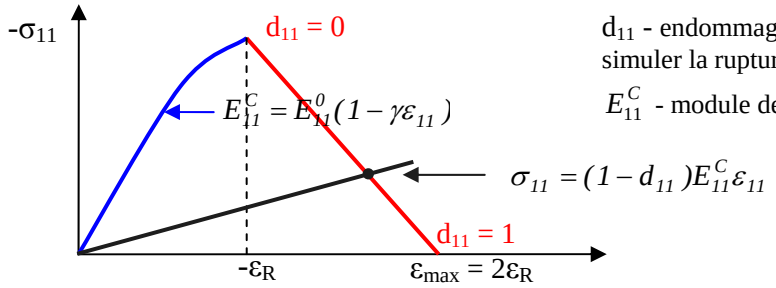


Figure 174. Simulation EF du comportement en compression du C/E – modèle de matage pur avec endommagement.

Le modèle de matage pur avec endommagement et prise en compte de la rupture de fibres en compression est similaire au modèle de référence utilisé pour l'étude paramétrique (§V.2.1.a) : maillage identique, jeu de 0,02 mm, coefficient de frottement μ = 0,15.

La simulation numérique prenant en compte le comportement non-linéaire en compression sens fibres et l'endommagement d_{22} et d_{12} permet d'obtenir un pic d'effort sur la courbe de comportement global du stratifié (Figure 175). L'apparition de cette non-linéarité est associé à un fort endommagement en bord de trou et notamment à des ruptures de fibres à 0° en compression (Figure 174). Le niveau d'effort au pic numérique est légèrement inférieur à celui déterminé expérimentalement (écart d'environ 5% cf. Tableau 41). La comparaison des raideurs calcul/essais (Tableau 41) montre également un écart relativement faible (~10%). Le comportement du stratifié après les premières ruptures de fibres en compression (après le pic) n'est pas correctement simulé : la raideur du modèle augmente alors que sur les courbes expérimentales elle diminue. Il s'agit de phénomènes complexes d'endommagement par matage (effets hors plan qui génèrent des fissurations, des délaminages) qui ne sont pas pris en compte dans le modèle numérique. Le modèle non-linéaire prenant en compte l'endommagement du T700/M21 reste à améliorer afin de reproduire le comportement en matage jusque et au-delà du pic.

	Essais	**Modèle EF**	**Ecart (%)**
F_{max} (N)	4228	4015	-5%
Raideur (N/mm)	33546	30100	-10 %

Tableau 41. Comparaison essais/calcul non-linéaire du comportement d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage pur.

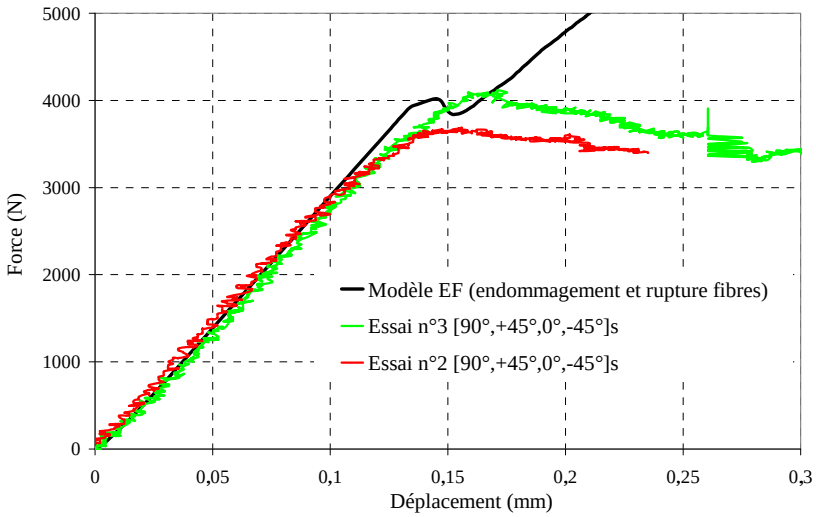


Figure 175. Simulation numérique du matage pur prenant en compte l'endommagement des stratifiés C/E et la rupture des fibres en compression.

V.2.3. Modèle d'assemblage boulonné mixte sans serrage

V.2.3.a. Maillage et conditions aux limites

La géométrie du modèle d'assemblage sans serrage est similaire à celle des assemblages faisant l'objet de l'étude expérimentale (§IV.1.2) à la différence près que la plaque composite est en contact avec les plaques métalliques cf. Figure 176 (la distance de 0,5 mm maintenue de chaque coté du stratifié lors des essais n'est pas simulée).

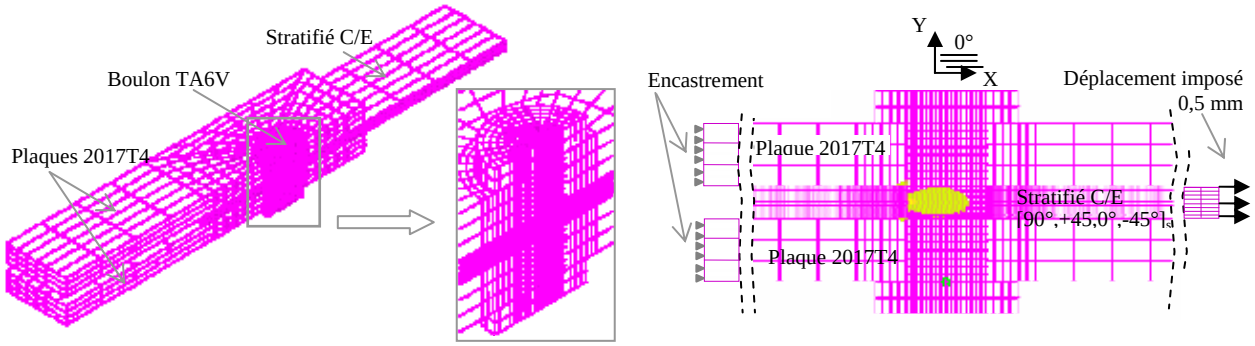


Figure 176. Modèle d'assemblage boulonné mixte sans serrage du boulon : maillage et conditions aux limites.

Le maillage est constitué d'éléments volumiques et il est raffiné autour du trou (Figure 176). Le modèle est caractérisé par :

- 8 éléments dans l'épaisseur (1 élément/1 pli) du stratifié C/E ;
- 3 éléments dans l'épaisseur des plaques métalliques ;
- conditions de contact avec frottement (μ = 0,15) définies aux interfaces : boulon/plaque composite et boulon/plaques métalliques ;
- boulon flexible ou rigide (temps de calcul minimisé) ;
- jeu boulon/plaque composite de 0,02 mm et jeu boulon/plaques métalliques de 0,06 mm (diamètres D_{boulon} = 4,96 mm, $D_{trou\ plaque\ C/E}$ = 4,98 mm et $D_{plaques\ 2017T4}$ = 5,02 mm) ;
- comportement élastoplastique avec écrouissage (critère de Von Mises) des plaques en alliage 2017T4 ;
- comportement non-linéaire en compression sens fibres du stratifié C/E : $E_{11}^{C} = E_{11}^{0}(1-\gamma\varepsilon_{11})$ avec E_{11}^{0} = 130300 MPa et γ = 10 avec ou sans rupture (Figure 177) ;
- comportement des plis C/E avec ou sans endommagement.

Remarque : lorsque l'endommagement est pris en compte, il n'y a pas dans le modèle, de formulation (effet retard par exemple) qui permet d'éliminer le phénomène de localisation des endommagements.

L'assemblage est sollicité à déplacement imposé afin d'obtenir une meilleure convergence du calcul.

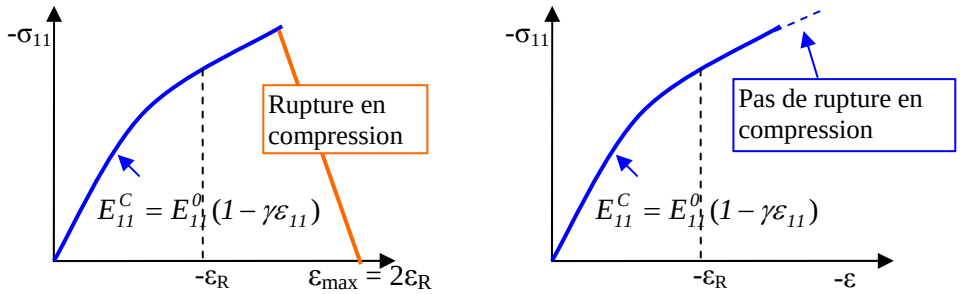


Figure 177. Simulation numérique du comportement en compression du C/E (calcul non-linéaire avec ou sans rupture de fibres en compression).

V.2.3.b. Comparaison essais- calcul

Un premier modèle sans endommagement des plis C/E prenant en compte la non-linéarité du comportement en compression sens fibres (Figure 177) a été réalisé. La Figure 178 présente les courbes de comportement global de l'assemblage obtenues par essais et par simulation numérique. La comparaison est réalisée par rapport aux résultats d'essais sur un assemblage mixte dont le stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ ne présente pas de défauts de perçage detectés par RX (perçage à V_f = 72 mm/min et f = 0,01 mm/dent/tr). Deux modèles d'assemblages sans serrage ont été testés : un modèle avec boulon rigide (axe non-déformable) et un modèle avec boulon flexible.

Lorsque la déformation du boulon est prise en compte, le modèle est plus souple (écart de 10% par rapport au modèle avec boulon rigide) mais le temps de calcul augmente fortement (le temps CPU est doublé). Un faible écart d'environ 1,5% peut être constaté entre la raideur numérique de l'assemblage et celle déterminée expérimentalement (écart inférieur à l'écart type des résultats d'essais).

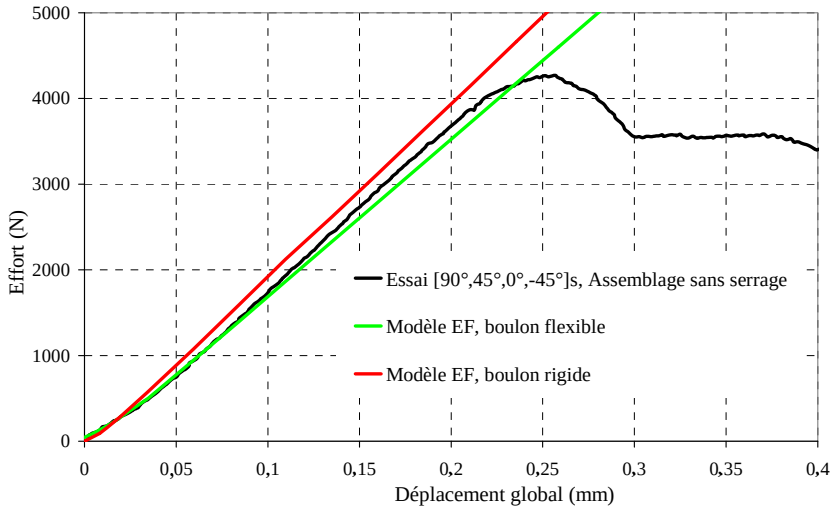


Figure 178. Comparaison essai/calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage boulonné sans serrage.

Un deuxième modèle numérique prenant en compte l'endommagement des plis C/E ainsi que la rupture des fibres en compression (Figure 177) montre un comportement global des assemblages sans serrage très proche de celui déterminé expérimentalement.

La Figure 179 illustre l'endommagement de la matrice d_{22} pour tous les plis d'un stratifié quasi-isotrope C/E solicité à 4000 N au sein d'un assemblage sans serrage. Ce niveau d'effort correspond à l'apparition des non-linéarités des courbes expérimentales (limite élastique approximative). La Figure 180 montre l'endommagement en cisaillement d_{12} d'un stratifié quasi-isotrope C/E à un effort de 4000 N. Les valeurs maximales de l'endommagement se situent dans la zone de contact boulon/paroi de trou et, pour chaque pli, elles sont localisées en fonction de l'orientation des fibres. L'endommagement d_{22} et d_{12} des plis à 0° est fortement influencé par la présence des plis adjacents, notamment de ceux à -45°.

Les plis à 90° sont les plus endommagés sens travers (maximum d_{22} = 0,82) tandis que l'endommagement des plis à 0° est le plus faible (d_{22} = 0,55). Ce résultat est en accord avec les observations expérimentales : les fissurations matricielles dans les plis à 90° apparaissent à un faible chargement, avant pic. L'endommagement en cisaillement est également présent dans tous les plis du stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ mais les valeurs maximales sont relativement faibles (maximum d_{12} = 0,53) par rapport à l'endommagement sens travers pour un effort de 4000 N.

Un autre élément issu des résultats numériques (Figure 179 et Figure 180) concerne l'étendue de l'endommagement par rapport au bord du trou : l'endommagement en cisaillement d_{12} est non nul sur une distance allant jusqu'à environ 4 mm alors que d_{22} est non nul sur une distance d'environ 3 mm (distance par rapport au bord du trou). Il serait intéressant de comparer l'étendue de l'endommagement numérique à celle des clichés RX des éprouvettes sollicitées en matage jusqu'à 4000 N, avant le pic d'effort.

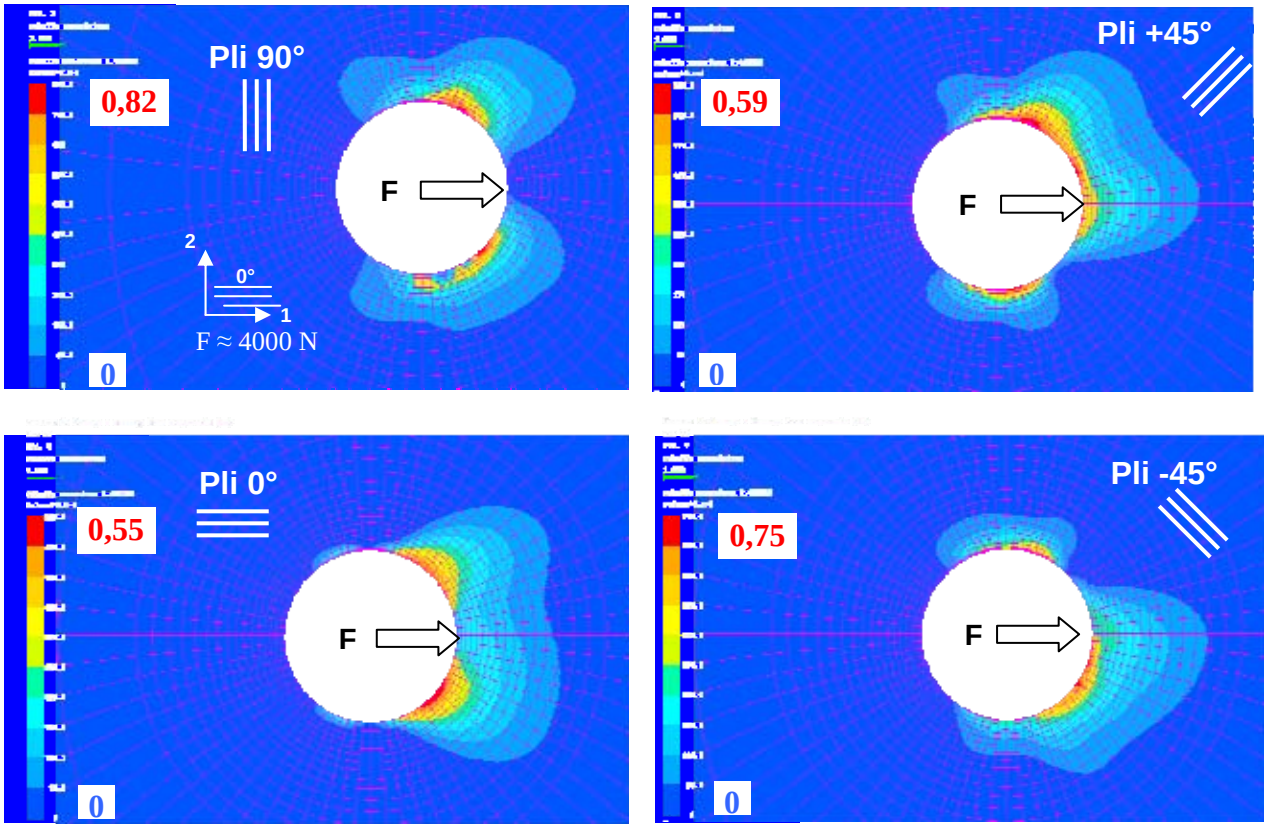


Figure 179. Endommagement d_{22} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F ≈ 4000 N.

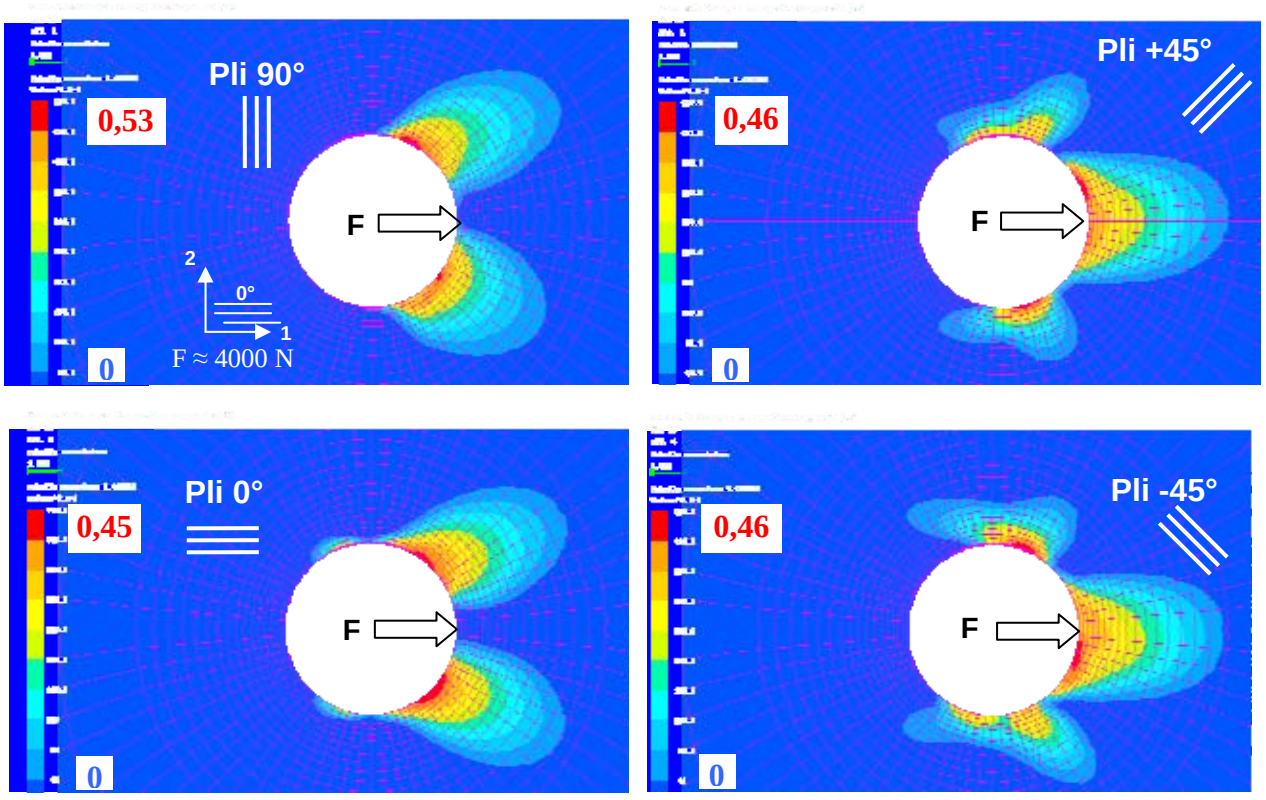


Figure 180. Endommagement d_{12} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F ≈ 4000 N.

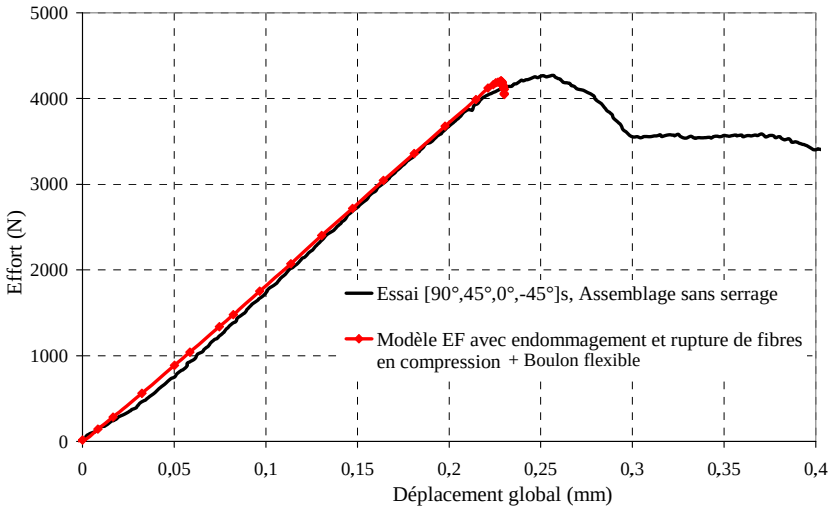


Figure 181. Comparaison essai/calcul non-linéaire (avec endommagement et rupture de fibres en compression) d'un assemblage boulonné sans serrage.

La Figure 181 montre que dans le modèle EF, le comportement global de l'assemblage est quasiment linéaire avant l'apparition du pic, jusqu'à environ 4000 N. A ce niveau d'effort, aucun endommagement sens fibres n'est relevé ; l'endommagement matriciel présent en bord de trou n'entraîne pas de non-linéarités du comportement global de l'assemblage.

La Figure 182 montre l'endommagement sens fibres (d_{11}) au pic de la courbe numérique (F = 4210 N). La rupture de fibres à 0° apparaît sur une zone très limitée en bord de trou, ce qui confirme les observations microscopiques sur des stratifiés sollicités en matage. Cet endommagement représentatif de la rupture des fibres à 0° apparaît entre 4000 N et le pic d'effort d'où la non linéarité du comportement juste avant pic. La diminution de la raideur globale juste avant pic est principalement due à l'endommagement sens fibres. A partir du pic d'effort, l'endommagement sens fibres devient important et entraîne une chute d'effort (Figure 181). Le comportement en matage est donc essentiellement dû à la rupture en compression des fibres à 0°.

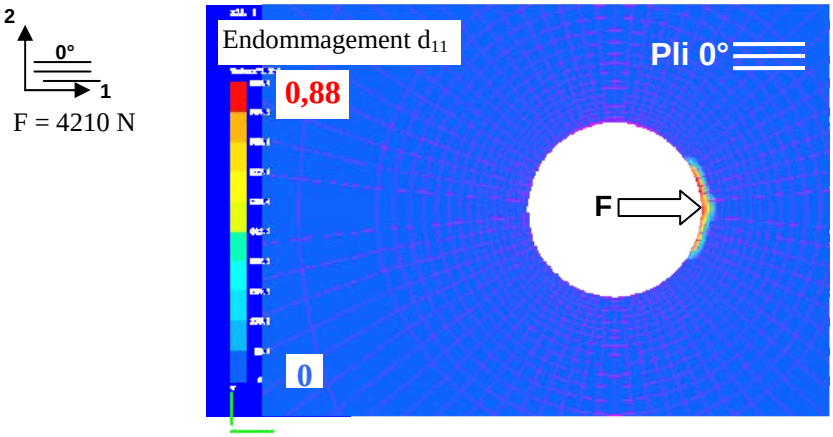


Figure 182. Endommagement numérique d_{11} dans les plis à 0° d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné sans serrage sollicité à F = 4210 N (pic de la courbe numérique de comportement).

Le pic numérique est atteint à 4210 N, valeur qui est plus faible que la moyenne des essais (F_{pic} = 4700 N) sur stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés avec appui à 0,01 mm/tr/dent. Le modèle non-linéaire prenant en compte l'endommagement du T700/M21 reste à améliorer afin d'obtenir une meilleure corrélation avec les résultats expérimentaux. Dans ce but, un des points importants est la recherche d'un critère amélioré de rupture en compression sens fibres, c'est-à-dire d'un critère en fonction de l'état de contraintes sens travers (σ_{22} et σ_{33}) et de cisaillement (σ_{12}).

V.2.3.c. Champ de contraintes dans un modèle sans endommagement

Le champ de contraintes d'un assemblage boulonné sans serrage a été étudié pour un modèle ne prenant pas en compte l'endommagement de la matrice, ni la rupture en compression sens fibres (modèle avec boulon flexible, conditions de contact boulon/plaque composite avec jeu de 0,02 mm et coefficient de frottement μ = 0,15). Le champ de contraintes σ_{11}, σ_{33} et σ_{12} dans les parties métalliques de l'assemblage (boulon TA6V et plaques 2017T4) pour un déplacement imposé de 0,5 mm est illustré sur la Figure 183, la Figure 184 et la Figure 185. Le déplacement imposé de 0,5 mm correspond à un déplacement global pour lequel les courbes expérimentales se situent après le pic (cf. §IV.1.2). L'objectif est de vérifier s'il y a des effets de plasticité dans les pièces métalliques (dépassement des limites élastiques).

Les contraintes σ_{11} dans les plaques métalliques en zone de matage frontal sont de l'ordre de 70 MPa. Etant donné le fait que la limite élastique du matériau 2017T4 est de 260 MPa et que le modèle ne simule pas la rupture du matériau T700/M21, il n'y a pas d'ovalisation de trous dans les plaques métalliques (déformation résiduelle). Quant au boulon, de fortes concentrations de contraintes existent dans la zone de contact avec la plaque composite : à un déplacement imposé de 0,5 mm (modèle sans simulation de la rupture du matériau composite), les contraintes σ_{11} maximales sont de 650 MPa (Figure 183) alors que la limite élastique de l'alliage TA6V est de 980 MPa.

La Figure 186, la Figure 187, la Figure 188 et la Figure 189 illustrent les contraintes σ_{11}, σ_{22}, σ_{33} et σ_{12} dans les plis du stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ au sein d'un assemblage soumis à un déplacement de 0,22 mm (ou F ≈ 4000 N, avant le pic de la courbe expérimentale de matage). La distribution des contraintes sur la circonférence du trou est similaire à celle obtenue suite à des calculs linéaires sur des assemblages mixtes. Les plis les plus sollicités en matage sont les plis à 0° (σ_{11} = -1020 MPa), puis les plis à +45° (σ_{11} = -967 MPa) et enfin les plis à -45° (σ_{11} = -672 MPa). Les contraintes σ_{22} sont supérieures à 100 MPa pour les plis à 90° et ±45° tandis que les contraintes de cisaillement σ_{12} sont supérieures à 100 MPa pour tous les plis. Ces résultats montrent le rôle non négligeable des contraintes σ_{12} et σ_{22} dans la tenue au matage des stratifiés à fibres longues d'où la nécéssité de les prendre en compte dans la formulation des critères de rupture en matage.

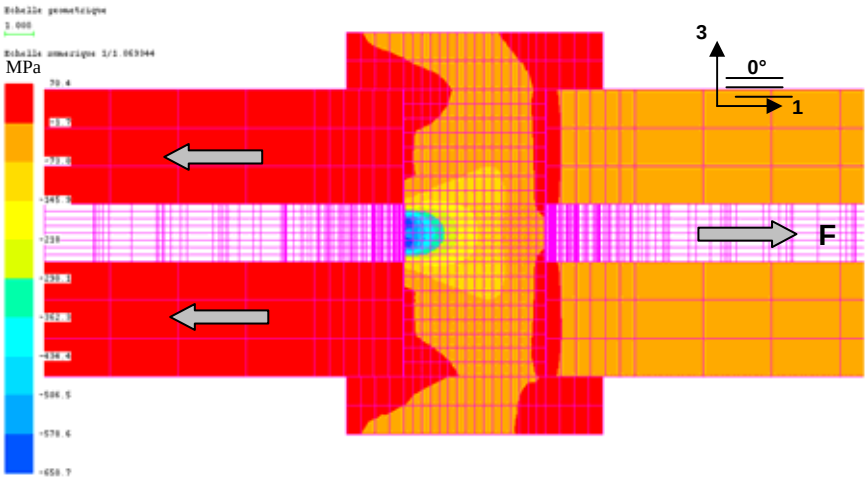


Figure 183. Contraintes σ_{11} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage (déplacement imposé de 0,5 mm).

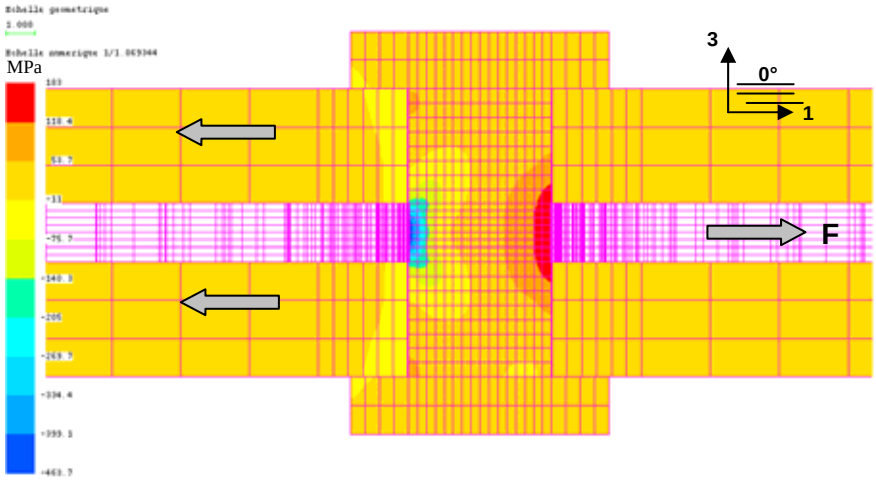


Figure 184. Contraintes σ_{33} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage (déplacement imposé de 0,5 mm).

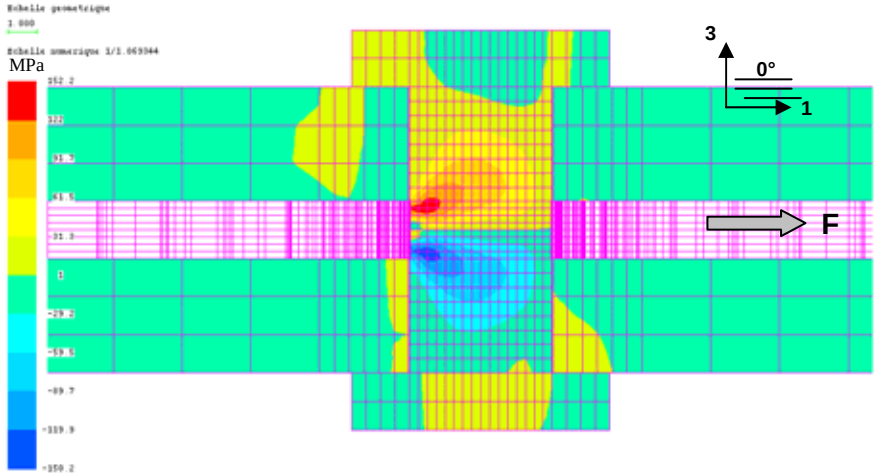


Figure 185. Contraintes de cisaillement σ_{12} dans les parties métalliques d'un assemblage sans serrage pour un déplacement imposé de 0,5 mm.

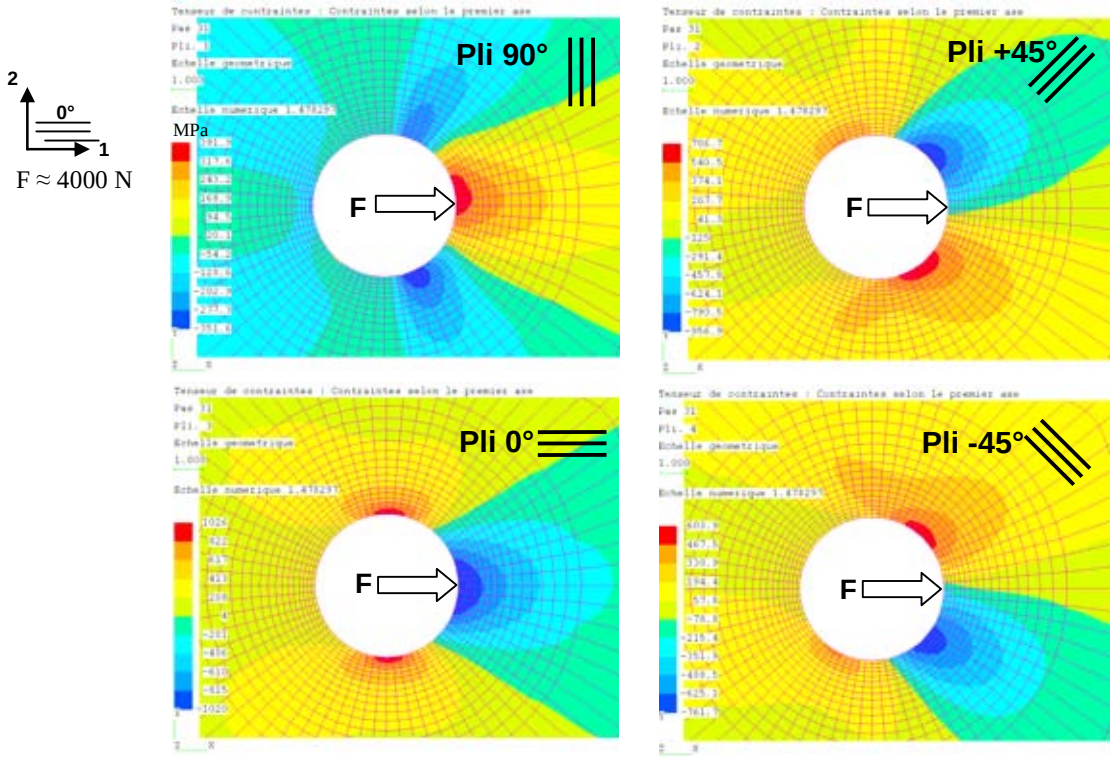


Figure 186. Champ de contraintes σ_{11} dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage).

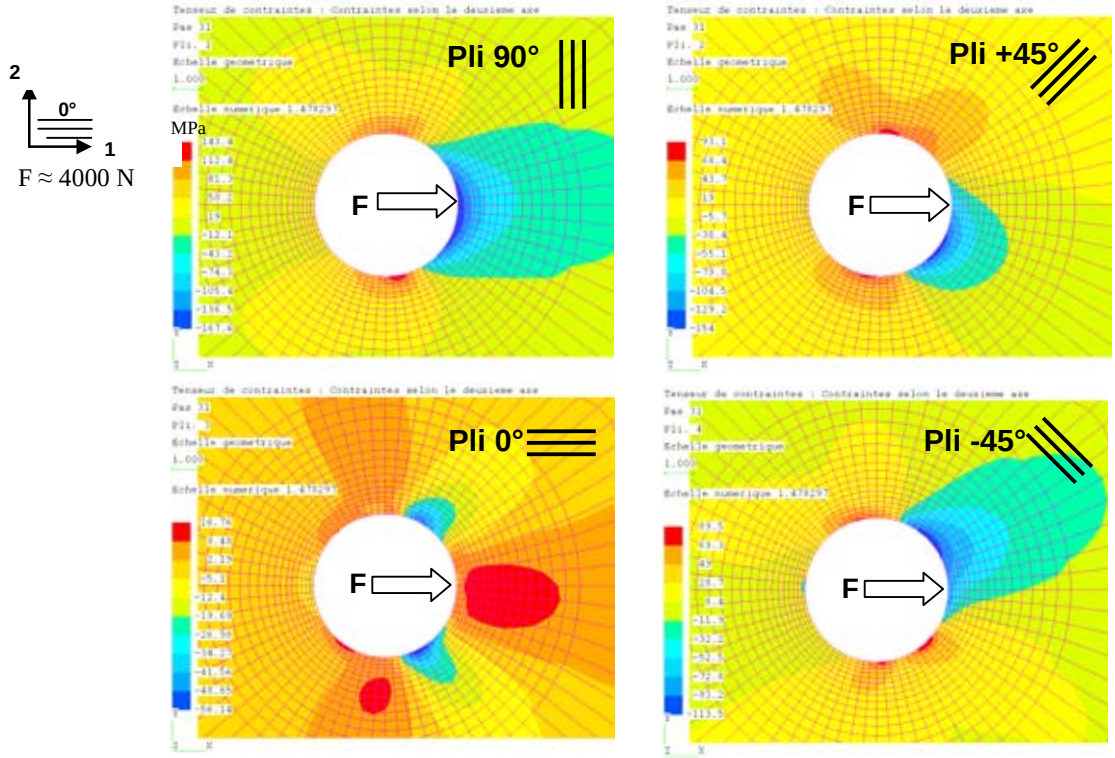


Figure 187. Champ de contraintes σ_{22} dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage).

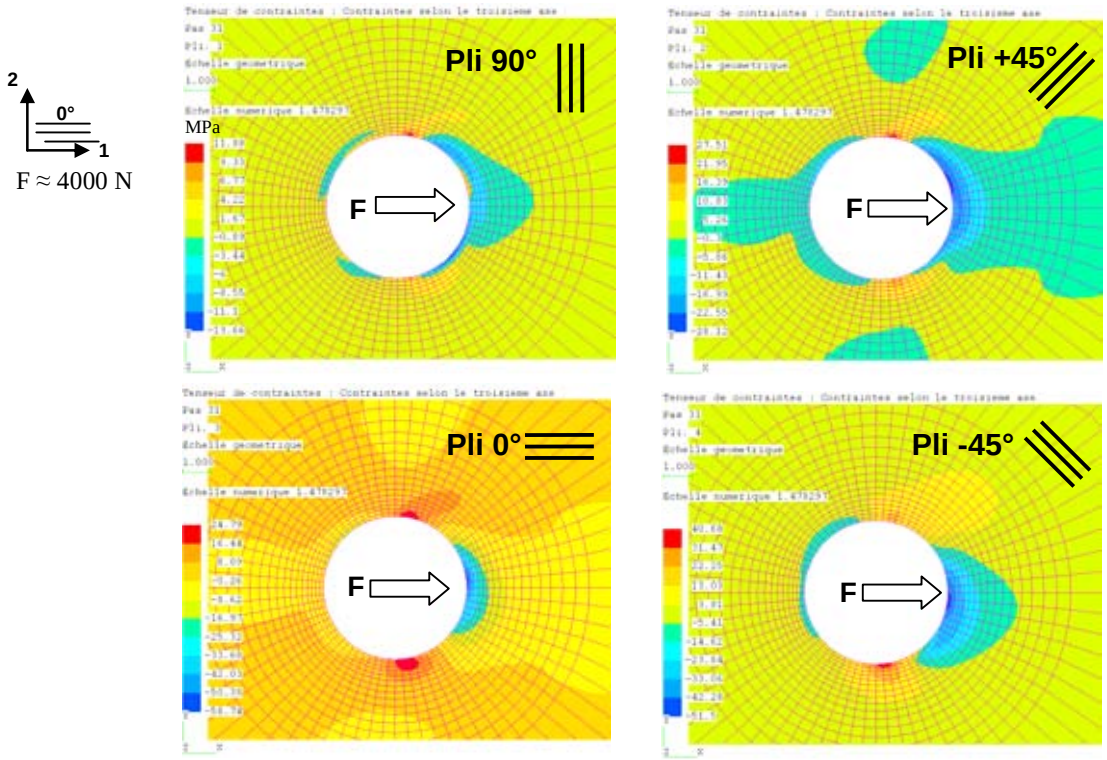


Figure 188. Champ de contraintes σ_{33} dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage).

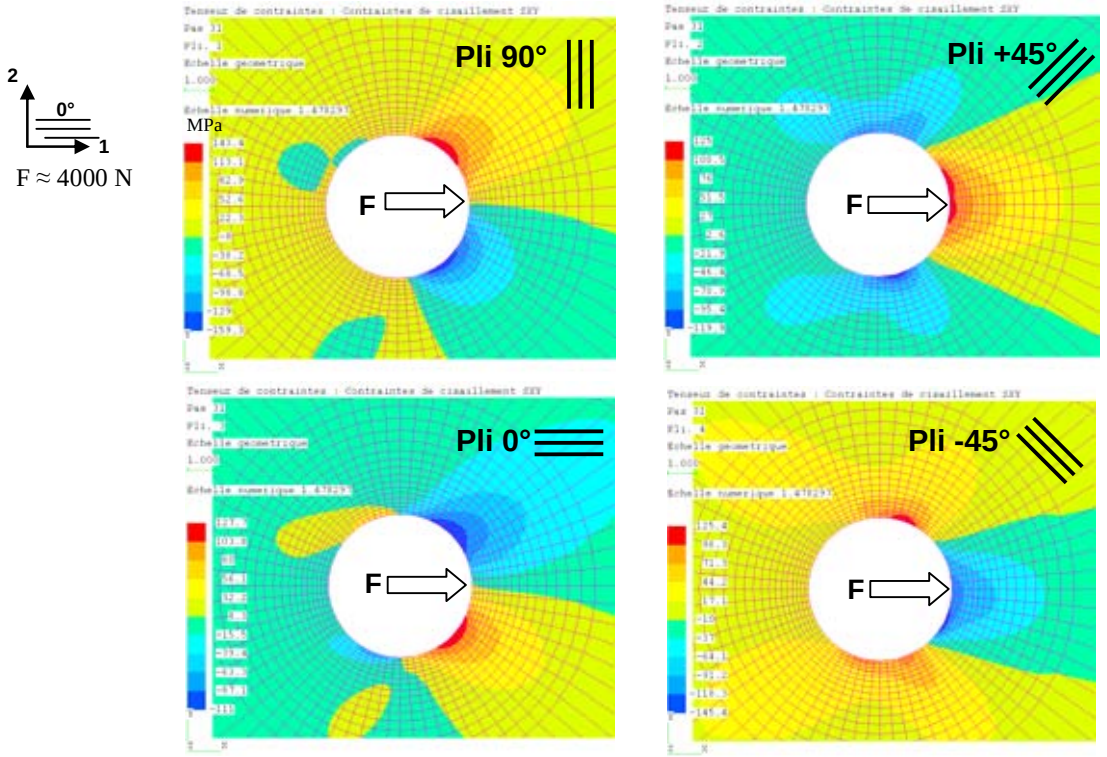


Figure 189. Champ de contraintes de cisaillement σ_{12} dans un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ sollicité à F ≈ 4000 N (calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage sans serrage).

V.2.4. Modèle d'assemblage boulonné mixte avec serrage

V.2.4.a. Maillage et conditions aux limites

La géométrie du modèle d'assemblage avec serrage est similaire à celle des assemblages utilisés dans la partie expérimentale (§IV.1.3) à la différence près que les rondelles placées entre la plaque composite et les deux plaques métalliques ne sont pas modélisées (Figure 190). Comme pour les modèles précédents, le maillage est constitué d'éléments volumiques et il est raffiné autour du trou. Le modèle non-linéaire de l'assemblage avec serrage du boulon est caractérisé par :

- 8 éléments dans l'épaisseur (1 élément / 1 pli) du stratifié quasi-isotrope C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$;
- 3 ou 6 éléments dans l'épaisseur des plaques métalliques ;
- contact avec frottement (μ = 0,15) ;
- jeu boulon/plaque composite de 0,02 mm et jeu boulon/plaques métalliques de 0,06 mm (diamètres D_{boulon} = 4,96 mm, $D_{trou\ plaque\ C/E}$ = 4,98 mm et $D_{plaques\ 2017T4}$ = 5,02 mm) ;
- boulon flexible ;
- comportement élastoplastique avec écrouissage (critère de Von Mises) des plaques en alliage 2017T4 ;
- comportement non-linéaire en compression sens fibres du stratifié C/E ($E_{11}^C = E_{11}^0(1-\gamma\varepsilon_{11})$ avec E_{11}^0 = 130300 MPa et γ = 10) avec ou sans simulation de la rupture en compression sens fibres (Figure 177) ;
- comportement des plis C/E avec ou sans endommagement.

Remarque : lorsque l'endommagement est pris en compte, il n'y a pas dans le modèle, de formulation (effet retard par exemple) qui permet d'éliminer le phénomène de localisation des endommagements.

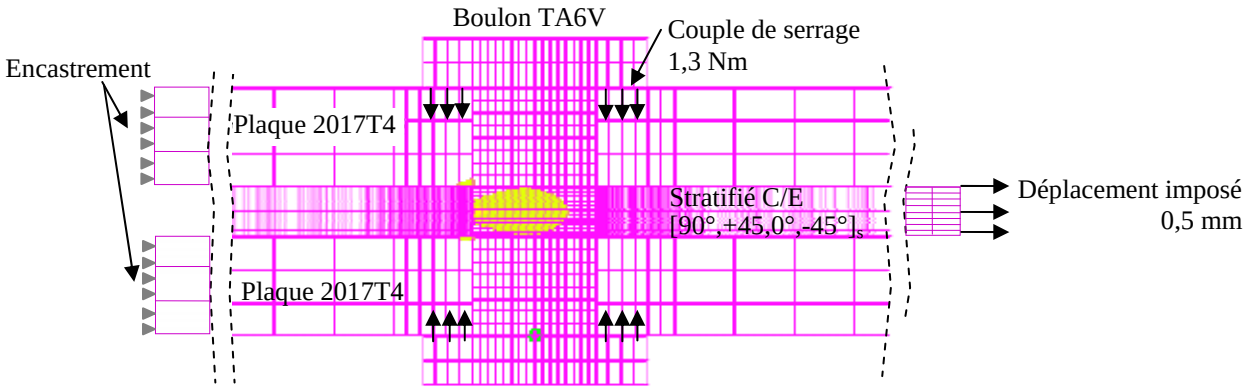


Figure 190. Modèle d'assemblage boulonné mixte avec serrage du boulon.

V.2.4.b. Modélisation du serrage

Afin de simuler numériquement le couple de serrage de 1,3 Nm, l'effort de tension dans le boulon a été calculé. La formule de Kellerman et Klein ([66],[83]) met en relation le couple de serrage et l'effort de tension :

$$C_s = F_0\left(\frac{p}{2\pi} + \mu_f r_m + \mu_t \rho_m\right) \tag{83}$$

avec C_s - couple de serrage,
F_0 - force de serrage des pièces,
p - pas du filet,
μ_f - coefficient de frottement vis /écrou (frottement au niveau du filetage),
r_m - rayon moyen du filet,
μ_t - coefficient de frottement pièces (ou rondelle) /écrou (frottement au niveau de la tête du boulon),
ρ_m - rayon moyen de la surface d'appui de l'écrou.

Cette équation met en évidence les trois composantes du couple de serrage :

- $\frac{F_0 p}{2\pi}$: couple qui produit la mise sous tension F_0 du boulon et assure le serrage des pièces assemblées ;
- $F_0 \mu_f r_m$: couple qui sert à vaincre le frottement des filets de l'écrou sur la vis ;
- $F_0 \mu_t \rho_m$: couple qui sert à vaincre le frottement de l'écrou sur la rondelle ou sur les pièces.

Pour les assemblages filetés normalisés, le couple de serrage est exprimé sous la forme usuelle suivante :

$$C_s = F_0 \left(0{,}16\, p + 0{,}583\, f_f\, d_2 + f_t \rho_m\right) \tag{84}$$

où d_2 est le diamètre à flanc du filet.

Pour un coefficient de frottement à sec titane/aluminium $\mu_f = \mu_t = 0{,}1$, l'effort de serrage F_0 est de 1701 N. Si le coefficient $\mu_f = \mu_t = 0{,}3$, l'effort F_0 est de seulement 638 N. Il est donc important de préciser que lors du serrage initial, il existe deux causes majeures d'erreur [84] :

- l'incertitude sur les valeurs du coefficient de frottement μ ;
- l'incertitude sur le couple de serrage appliqué.

Dans le cadre de cette étude, le serrage est réalisé à l'aide d'une clé dynamométrique pour laquelle la dispersion du couple obtenu est de l'ordre de ±10% [84].

Pour la modélisation EF de l'assemblage avec serrage, un effort de tension de 1700 N a été appliqué sur la tige du boulon. La Figure 191 schématise la méthode utilisée pour simuler l'effet de serrage.

Deux cas de charge sont nécéssaires pour représenter le comportement d'un assemblage avec serrage soumis à la traction :

- un cas de charge pour l'effort de serrage,
- un cas de charge pour la traction appliquée sur les plaques (déplacement imposé).

Le problème est simplifié en considérant que l'effort de serrage est constant lors de la sollicitation de l'assemblage en traction (Figure 191).

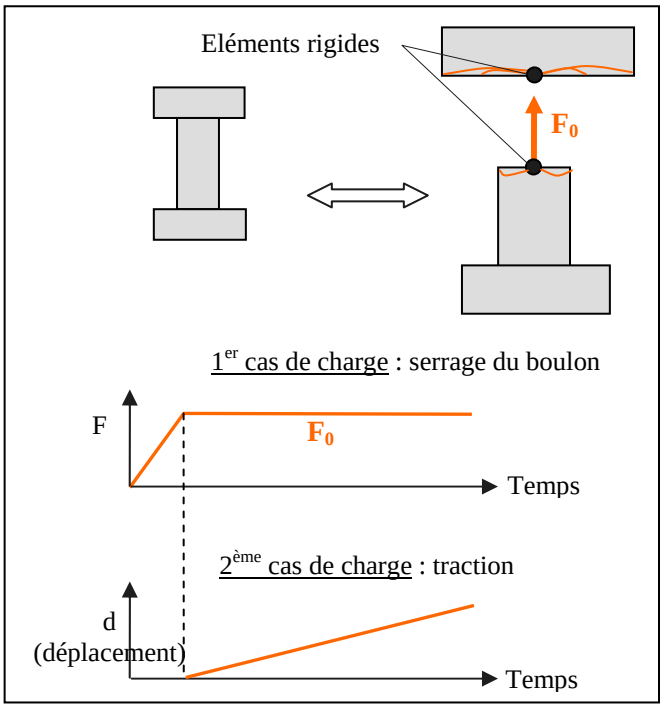


Figure 191. Modélisation du serrage et du chargement en traction d'un assemblage boulonné.

V.2.4.c. Comparaison essais-calcul

Dans un premier temps, un modèle sans endommagement des plis C/E a été réalisé (modèle bilinéaire). La Figure 192 présente la comparaison essai/calcul non-linéaire d'un assemblage avec serrage. Sur cette figure, la courbe d'essai est celle d'un assemblage dont le stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ ne présente pas de défauts de perçage (V_f = 72 mm/min et f = 0,01 mm/dent/tr). Une bonne corrélation des raideurs globales obtenues par essai et par calcul numérique peut être constatée. De plus, la non-linéarité due au frottement entre les composants de l'assemblage en début d'essai est bien simulée par le modèle numérique.

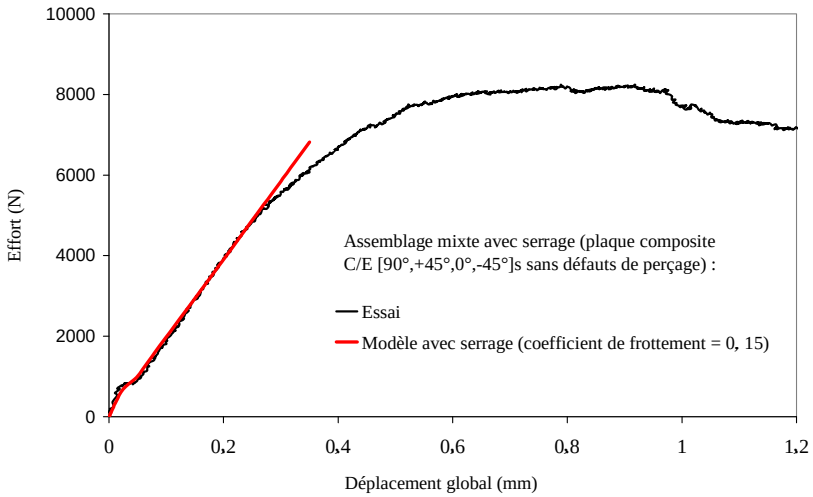


Figure 192. Comparaison essai/calcul non-linéaire sans endommagement d'un assemblage avec serrage.

Dans un deuxième temps, un modèle numérique prenant en compte l'endommagement des plis C/E et la rupture en compression sens fibres (Figure 174) a été réalisée.

L'endommagement d_{22} et d_{12} a été relevé pour tous les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ solicité à 4000 N au sein d'un assemblage avec serrage (Figure 193 et Figure 194). Ce choix permettra la comparaison de l'endommagement du stratifié C/E sollicité dans un assemblage avec ou sans serrage du boulon au même niveau d'effort.

Pour les deux types d'assemblages, l'endommagement d_{22} et d_{12} est similaire : valeurs maximales et repartition autour du trou très proches. Comme pour un modèle d'assemblage avec serrage, les plis à 90° sont les plus endommagés sens travers (maximum d_{22} = 0,83) tandis que les plis à 0° s'endommagent moins (d_{22} = 0,57). Pour ces derniers plis, d_{22} maximum est relevé à un angle faible par rapport à l'axe de sollicitation (~10°) alors que pour un modèle sans serrage, il se situe à environ 45°.

L'équivalence des zones endommagées entre les deux configurations montre que la différence des résultats expérimentaux (effort maximal presque deux fois plus grand pour un assemblage avec serrage que pour un assemblage sans serrage) n'est pas fortement liée à l'endommagement de la matrice. Le couple de serrage de 1,3 Nm introduit des contraintes σ_{33} mais il ne modifie que très peu les contraintes dans le plan du stratifié (Figure 197 et Figure 198).

Des études sur des assemblages avec un couple de serrage plus élevé permetraient de mettre en evidence des différences plus importantes.

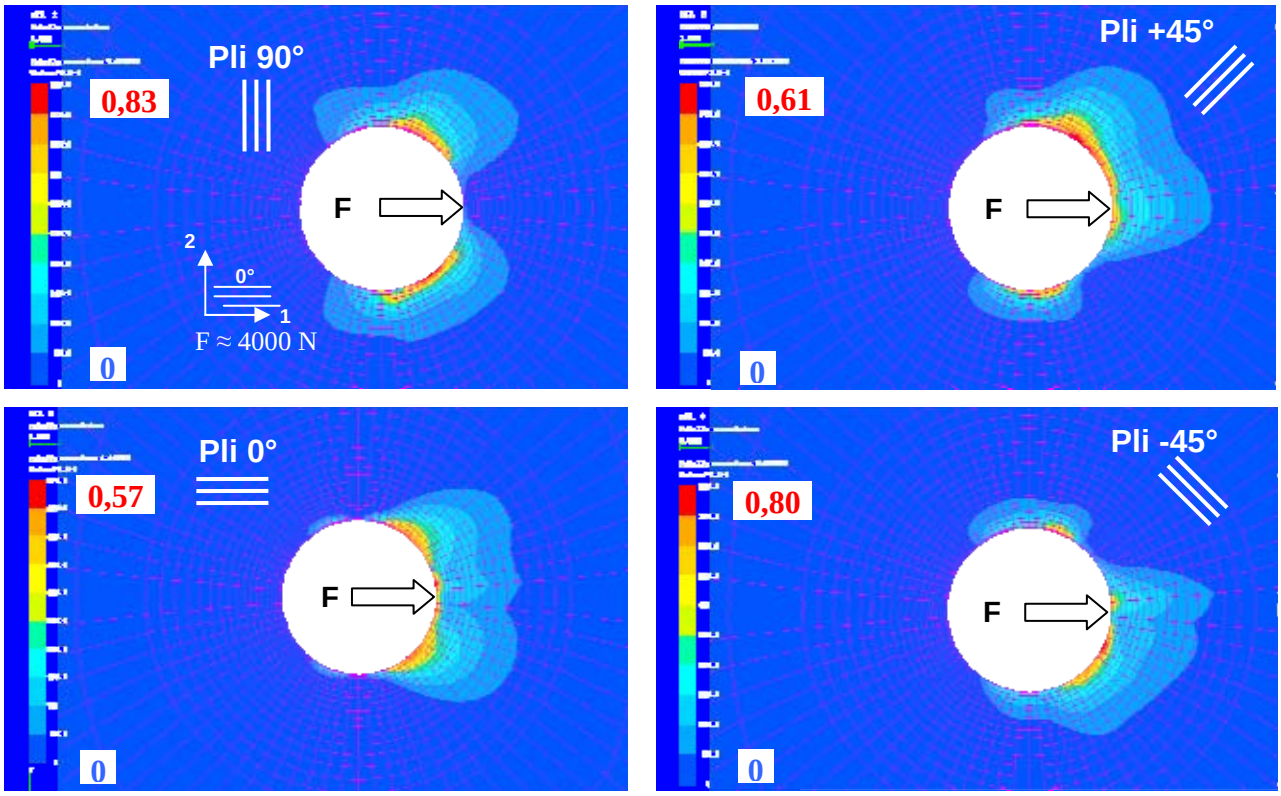


Figure 193. Endommagement d_{22} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4000 N.

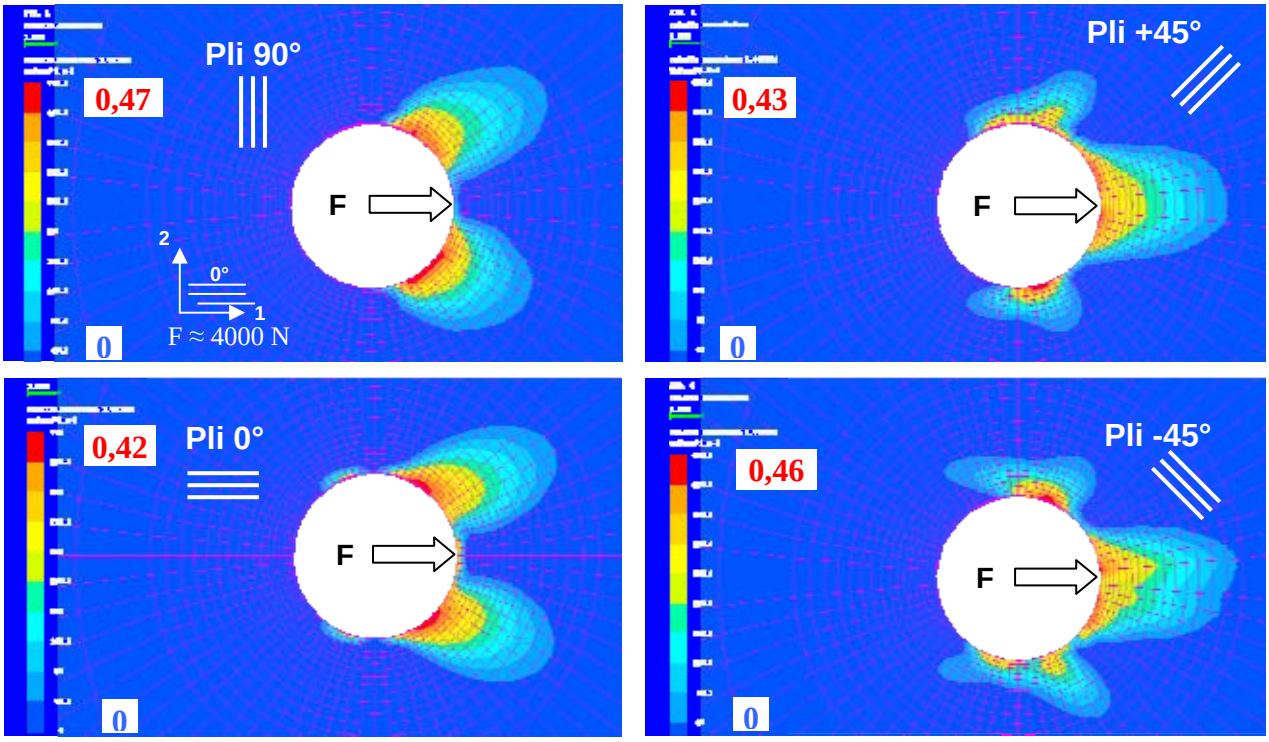


Figure 194. Endommagement d_{12} dans les plis d'un stratifié C/E $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4000 N.

La Figure 195 montre la comparaison des résultats essais/calculs EF pour un assemblage avec serrage. La raideur du modèle est en accord avec la raideur expérimentale. Dans le modèle EF, l'endommagement sens fibres (rupture de fibres) génère l'apparition d'un pic sur la courbe de comportement global de l'assemblage. Le calcul EF est réalisé jusqu'à la non convergence de la méthode de Newton-Raphson. Le pic numérique est atteint à 4800 N, alors que sur les courbes expérimentales des assemblages avec serrage, les pics sont beaucoup moins prononcés et ils ne sont pas présents systématiquement. Le modèle d'assemblage avec serrage est à améliorer afin de mieux simuler le comportement du stratifié après l'apparition des ruptures de fibres en compression (modélisation de la rupture confinée des fibres en compression).

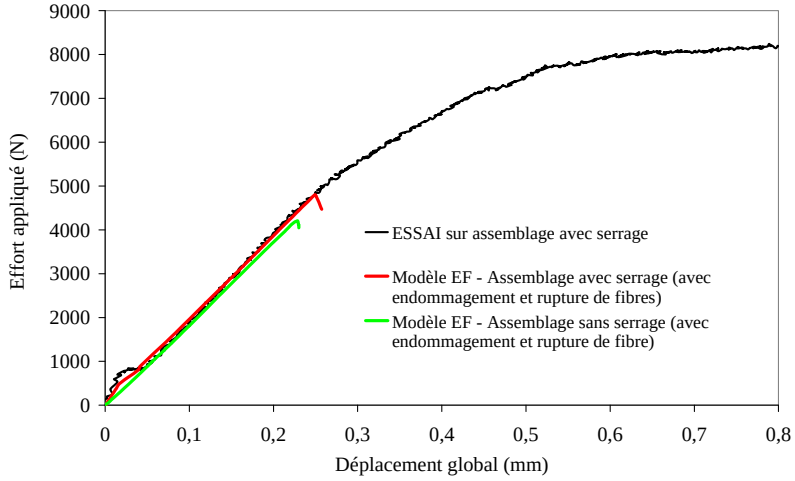


Figure 195. Comparaison essai/calcul non-linéaire avec endommagement et rupture de fibres en compression pour des assemblages avec et sans serrage.

Ce modèle permet également de mettre en évidence le rôle du serrage sur le comportement global des assemblages. La Figure 195 montre des similitudes entre le comportement des assemblages avec et sans serrage. Pour les deux types d'assemblages, l'endommagement matriciel introduit n'influence pas de manière significative la raideur des assemblages avant l'apparition du pic. C'est la rupture de fibres qui survient de manière brutale et genère un pic sur la courbe de comportement. Comme observé dans l'étude de la cinétique d'endommagement en matage, on remarque ici que la différence de l'effort au "pic" est simplement due au frottement entre les plaques assemblées qui décale le début du contact boulon/plaque et donc la rupture des fibres en compression.

La Figure 196 illustre l'endommagement sens fibres (d_{11}) au pic de la courbe numérique ($F \approx 4800$ N). La rupture de fibres à 0° apparaît sur une zone très limitée en bord de trou. L'endommagement maximum au pic de la courbe numérique est $d_{11} = 0{,}25$; ce niveau est trois fois moins élevé que celui d'un assemblage sans serrage au pic d'effort ($d_{11} = 0{,}88$ à $F \approx 4210$ N). Le serrage appliqué permet de retarder l'apparition du pic numérique, d'où son rôle majeur dans la tenue au matage des composites stratifiés.

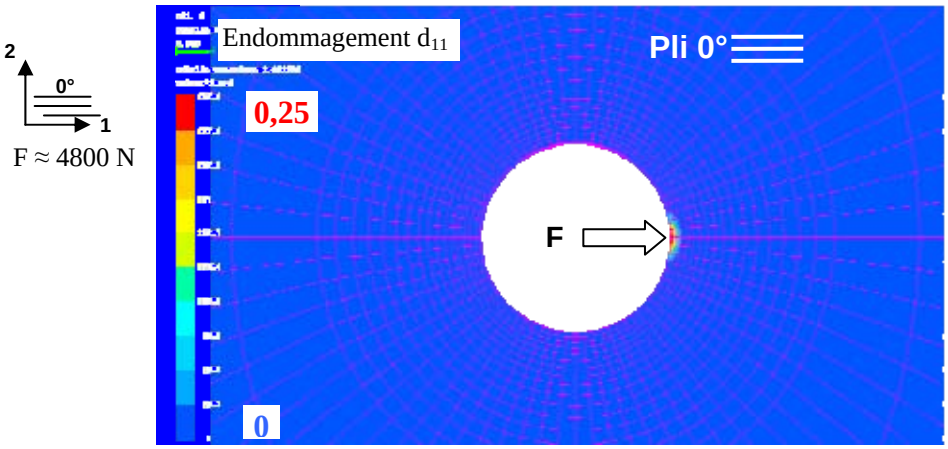


Figure 196. Endommagement numérique d_{11} dans les plis à 0° d'un stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ - modèle EF d'assemblage boulonné avec serrage sollicité à F ≈ 4800 N (pic de la courbe numérique de comportement).

Les résultats numériques mettent en évidence un meilleur comportement des assemblages avec serrage par rapport aux assemblages sans serrage du boulon. Cette conclusion est en accord avec les résultats expérimentaux qui montrent une nette amélioration de l'effort F_{max} lorsqu'un serrage est appliqué. Cependant, le critère de rupture sens fibres utilisé dans le modèle (contrainte maximale de compression σ_{11}) doit être amélioré en prenant en compte la compression sens travers (σ_{22} et σ_{33} qui permettent d'augmenter la limite à rupture sens fibres).

V.2.4.d. Champ de contraintes dues au serrage

Les résultats du calcul non-linéaire juste après l'application du serrage (1er cas de charge) sont presentés sur la Figure 197 et la Figure 198. L'illustration du champ de contraintes dans les parties métalliques de l'assemblage permet de vérifier que le serrage est correctement simulé (Figure 197).

La répartition des pressions de contact sous la tête du boulon est non-uniforme. La pression maximale sous l'écrou et sous la tête du boulon (σ_{33}) est de l'ordre de 50 MPa tandis que pour le reste de la zone en compression, la pression est d'environ 20 MPa. Cette valeur de 20 MPa est également retrouvée au niveau de chaque pli du composite stratifié (Figure 198). Les contraintes σ_{11} sont faibles (inférieures à 15 MPa) et leur répartition autour du trou est non-uniforme. Les contraintes sens travers et celles de cisaillement ont des valeurs inférieures à 6 MPa pour tous les plis.

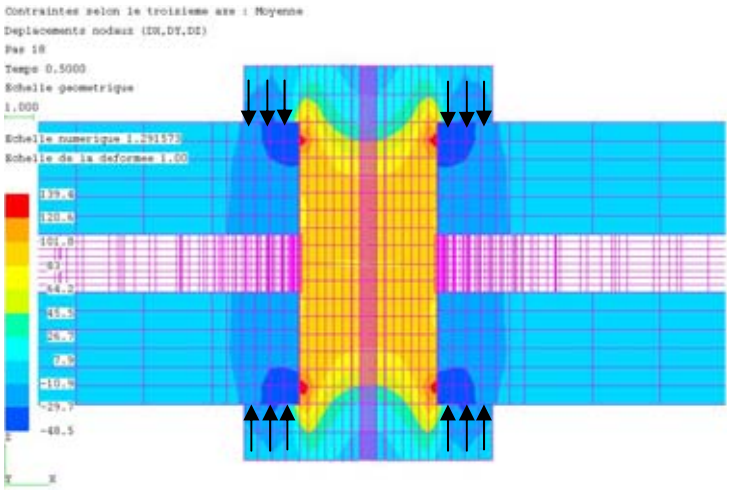


Figure 197. Distribution de la pression de serrage (contraintes σ_{33}) dans les parties métalliques de l'assemblage boulonné.

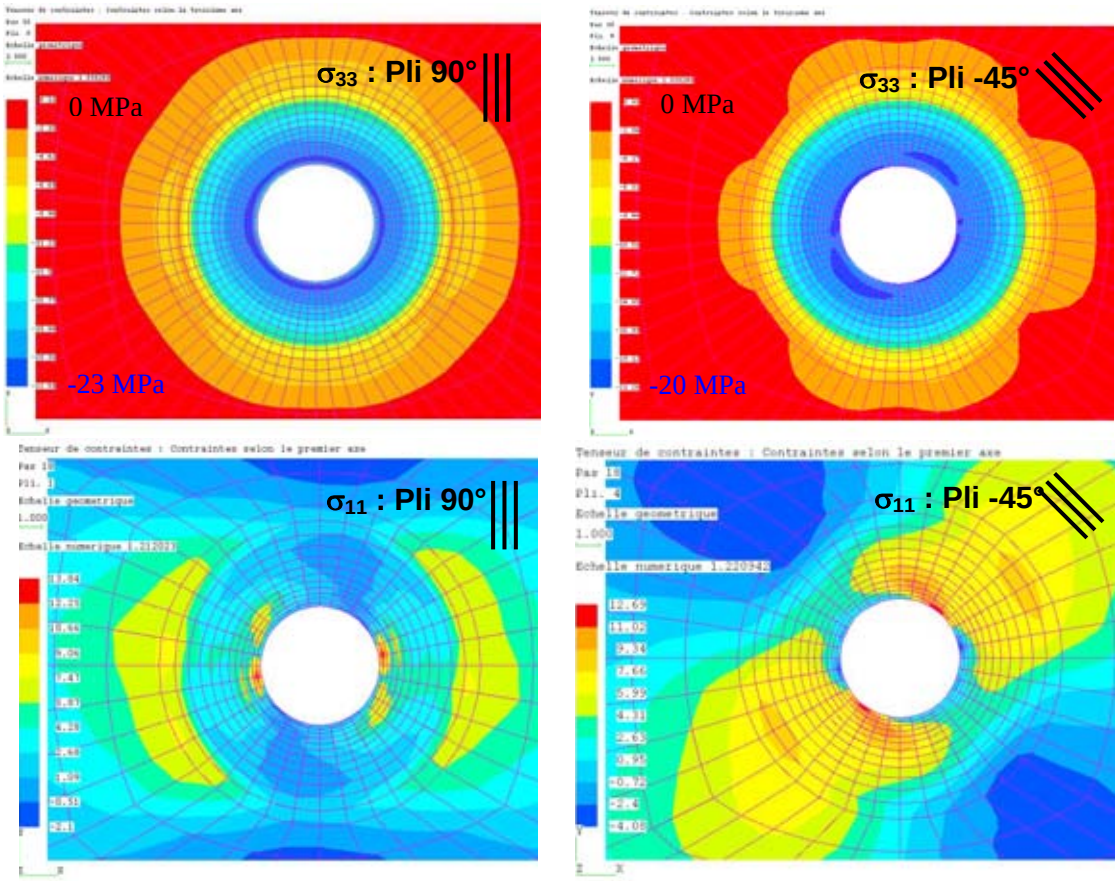


Figure 198. Contraintes σ_{33} et σ_{11} dans les plis à 90° et à -45° dues à l'effort de serrage dans l'assemblage boulonné.

V.2.4.e. Champ de contraintes dans les assemblages avec serrage sollicités en traction

Le 2ème cas de charge d'un modèle d'assemblage avec serrage est représenté par la superposition de l'effort de traction à l'effet de serrage. Les résultats d'un modèle sans endommagement pour un chargement de 4000 N sont présentés sur les Figures 199 à 204.

L'état de contraintes σ_{33} dans l'épaisseur des plaques métalliques montrent que l'effet de serrage reste présent (Figure 200). L'effet du serrage sur le boulon est faible par rapport aux efforts dus à sa flexion. La distribution des contraintes dans les plis du stratifié quasi-isotrope est similaire à celle des stratifiés sollicités au sein des assemblages sans serrage du boulon.

Le niveau des contraintes sens fibres (Figure 202) montre que tous les plis sauf ceux à 90° (à l'extérieur du stratifié) sont moins sollicités en compression lorsqu'un effort de serrage est appliqué : écart jusqu'à -100 MPa par rapport aux assemblages sans serrage pour un effort de 4000 N (§V.2.2, Figure 186). En revanche, en raison du serrage appliqué, les contraintes dans l'épaisseur σ_{33} du stratifié sont plus élevées que pour les assemblages sans serrage pour le même effort de traction (Figure 203). Les contraintes σ_{22} en traction sont quasi-identiques dans les deux cas tandis que les contraintes σ_{22} en compression sont plus élevées pour un assemblage avec serrage (σ_{22} = -80 MPa) que pour un assemblage sans serrage (σ_{22} = -56 MPa). Cet écart n'est pas significatif en raison du fait que la contrainte à la rupture en compression est de l'odre de 250 MPa. Quant aux contraintes de cisaillement σ_{12}, elles sont de même ordre de grandeur pour les deux types d'assemblages.

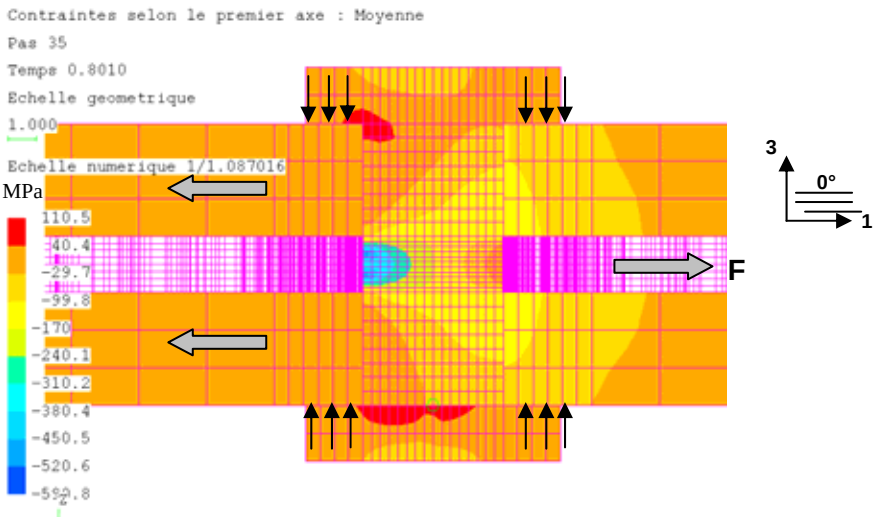


Figure 199. Contraintes σ_{11} dans le boulon avec préserrage pour un chargement en traction de l'assemblage de 4000 N.

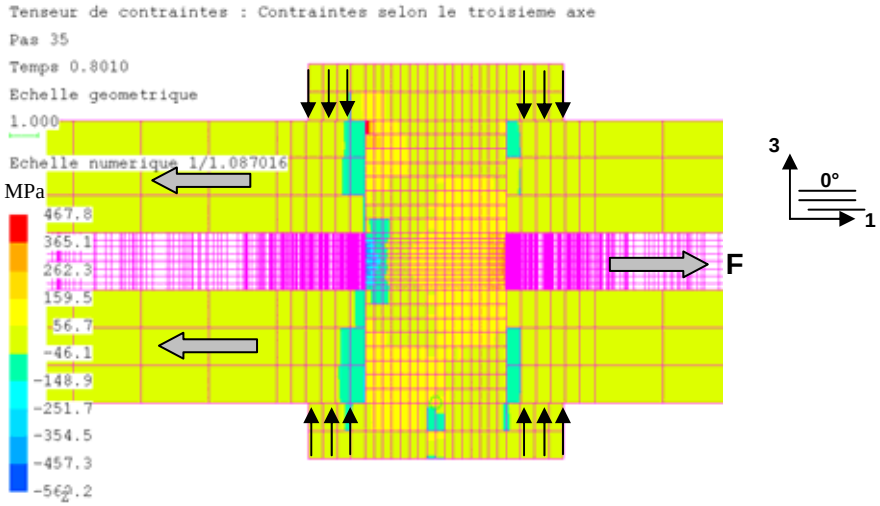


Figure 200. Contraintes σ_{33} dans les parties métalliques d'un assemblage avec préserrage du boulon pour un chargement en traction de 4000 N.

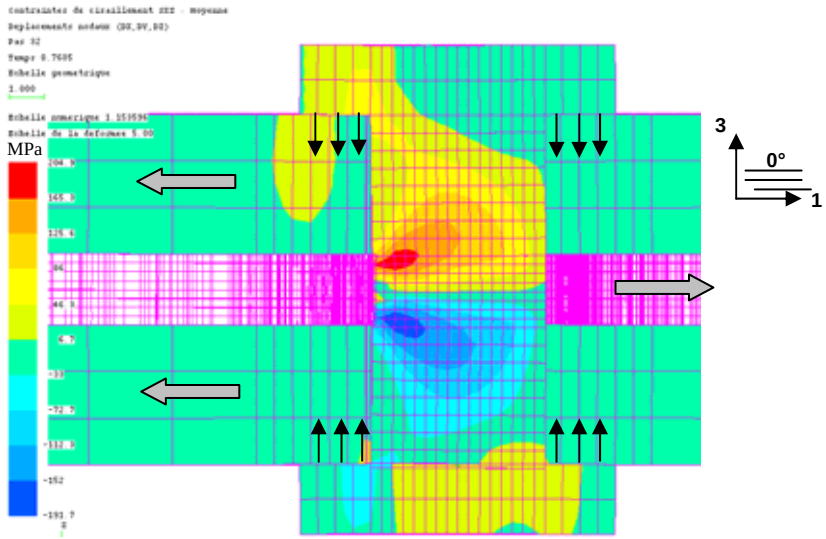


Figure 201. Contraintes de cisaillement dans le boulon avec préserrage pour un chargement en traction de l'assemblage de 4000 N.

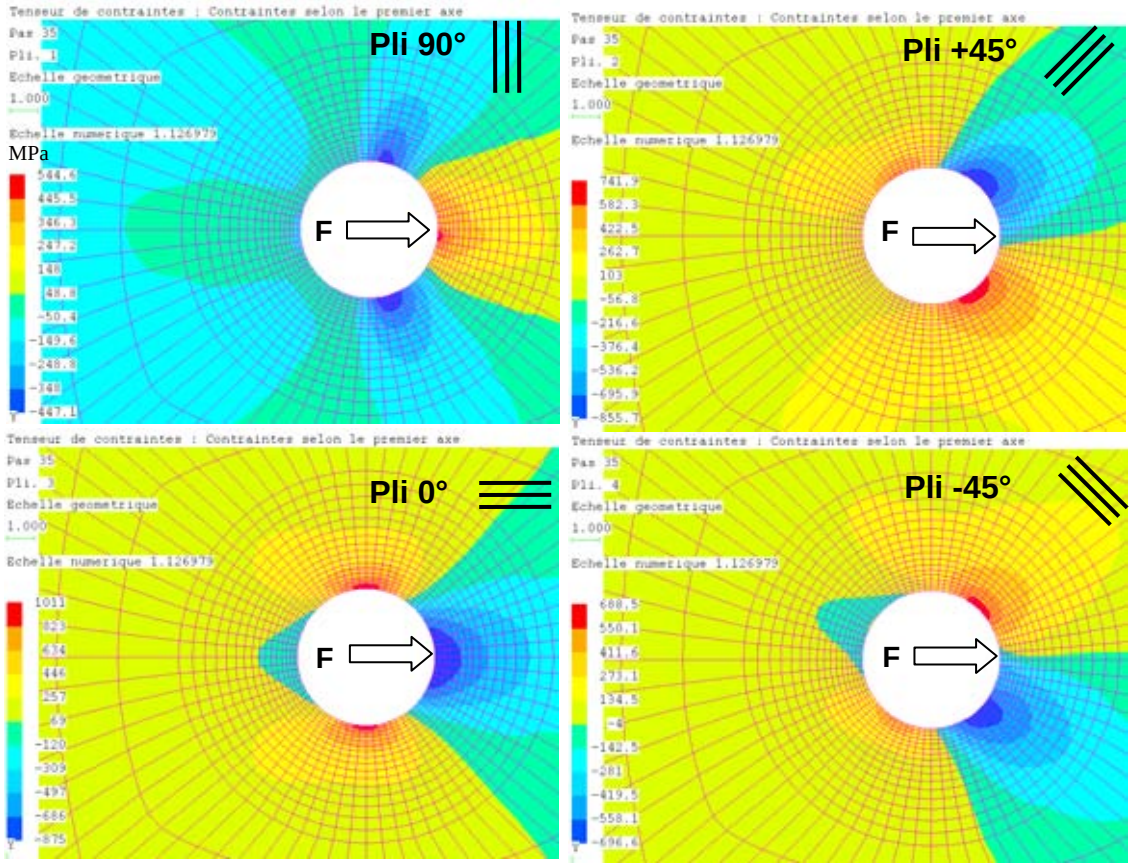


Figure 202. Calcul EF non-linéaire. Etat de contraintes sens fibres dans un stratifié [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage au sein d'un assemblage avec serrage à F = 4000 N.

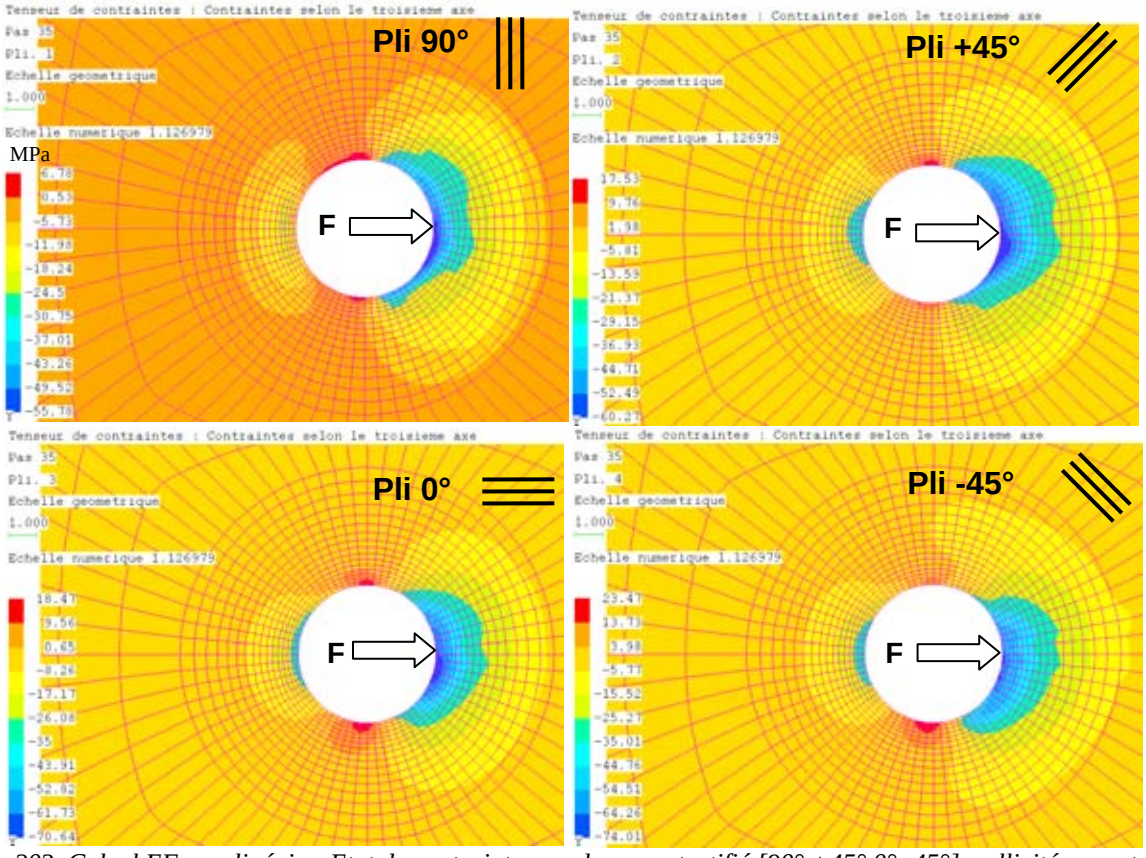


Figure 203. Calcul EF non-linéaire. Etat de contraintes σ_{33} dans un stratifié [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicité en matage au sein d'un assemblage avec serrage à F = 4000 N.

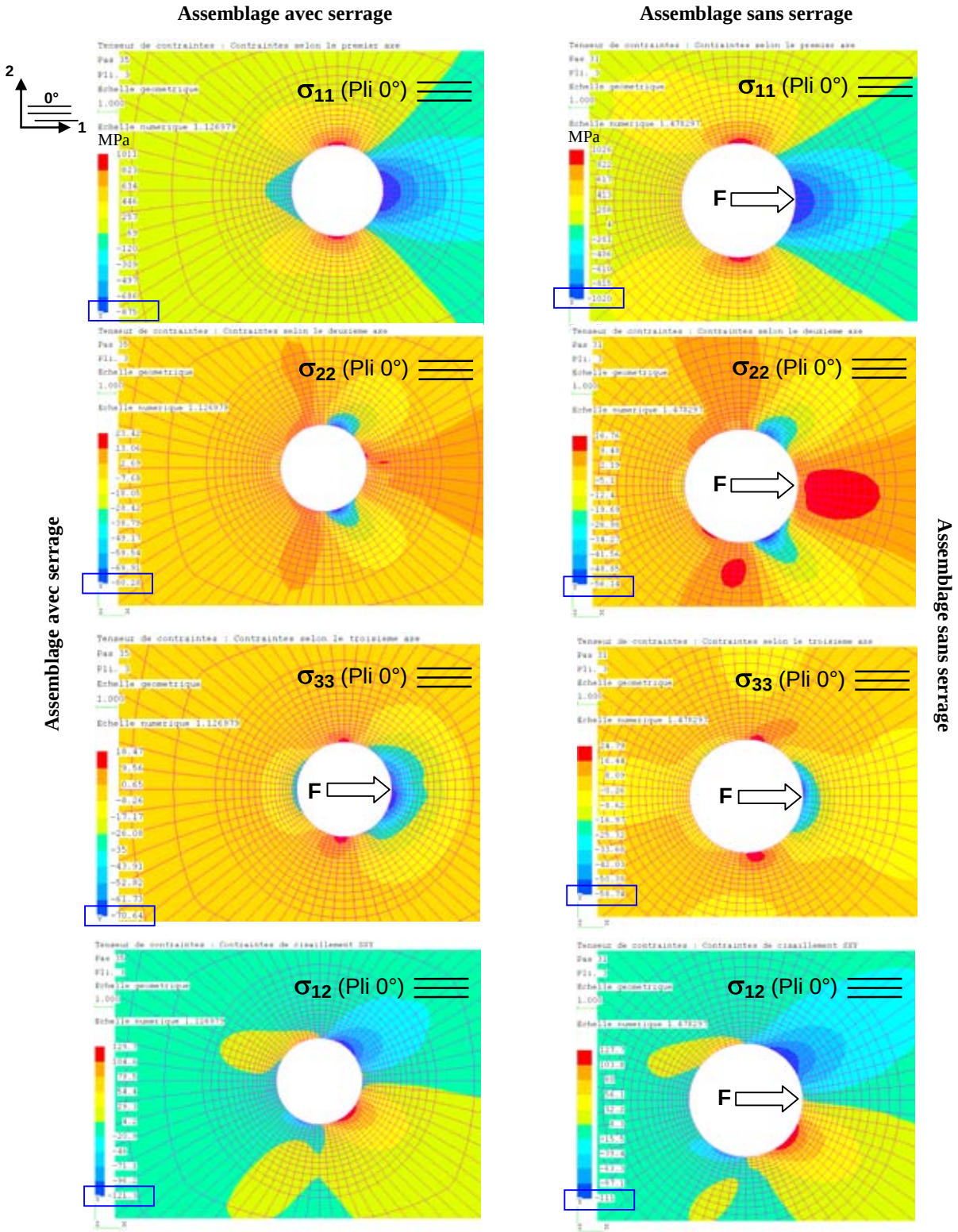


Figure 204. Comparaison des contraintes d'un pli à 0° (stratifié C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$) pour un assemblage avec et sans serrage (calcul non-linéaire sans endommagement) à F ≈ 4000 N.

En conclusion, les résultats numériques montrent que l'effet du serrage consiste dans la diminution des sollicitations sens fibres (notamment pour les plis à 0° et ±45°) d'où une meilleure tenue des stratifiés au sein d'assemblages avec serrage (confinement).

Le modèle numérique retranscrit bien la meilleure tenue au matage des assemblages avec serrage. Cependant, la modélisation de la rupture de fibres par une loi bilinéaire ne permet pas de reproduire le confinement de cette

rupture jusqu'en dehors de la zone de serrage. Ce confinement est à l'origine de la différence de comportement entre assemblages sans serrage et avec serrage. Lors d'un serrage, la chute de l'effort global n'est pas "brutale" (les pics éventuels sont moins prononcés sur les courbes d'essais) ; elle le devient lorsque le micro-flambement des fibres se propage en dehors de la zone serrée d'où le risque d'apparition des délaminages.

V.3. Conclusion de l'analyse numérique

Les modèles numériques ont permis tout d'abord de valider et d'améliorer la compréhension de la cinétique du matage des stratifiés carbone/époxy. Le rôle des différents plis dans la tenue des stratifiés au matage a pu être ainsi établi. Pour un stratifié quasi-isotrope $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ les plis les plus chargés en compression (matage) sont les plis à 0°, puis les plis à +45° et à -45°. Les plis à +45° sont plus sollicités que ceux à -45° en raison de la flexion du boulon et de leur position vers l'extérieur du stratifié.

Concernant le comportement global de l'assemblage (corrélation raideur expérimentale / raideur des modèles), la prise en compte du jeu boulon/plaque, du frottement entre les différentes pièces assemblées, du comportement non-linéaire élastique sens fibres ainsi que du serrage du boulon est primordiale. Ces modèles ont été réalisés par éléments finis en analyse non-linéaire.

Une analyse linéaire (au sens solveur de calculs, même si la prise en compte du frottement en analyse linéaire dans les codes de calculs déclenche un algorithme non-linéaire) peut prendre en compte le jeu, le serrage, et le frottement. Ce n'est pas le cas du comportement non-linéaire en compression sens fibres. Cependant, afin de minimiser les temps de calculs, une analyse linéaire du comportement de l'assemblage pourrait être réalisée avec un module de compression sens fibres modifié (module tangent à la rupture).

Deux types d'analyse EF ont été réalisés : analyse linéaire et analyse non-linéaire.

Les résultats des calculs linéaires ont montré un comportement plus raide des assemblages boulonnés mixtes par rapport aux résultats expérimentaux. Afin d'obtenir une meilleure corrélation des courbes de matage calcul/essais sur des composites stratifiés, plusieurs éléments sont à prendre en compte :

- la différence de comportement en traction/compression sens fibres ;
- le jeu boulon/plaque composite ;
- l'influence des défauts de perçage sur les caractéristiques du matériau composite en bord de trou.

Les calculs non-linéaires des assemblages mixtes avec et sans serrage ont pris en compte des paramètres permettant une simulation plus réaliste du comportement des composites stratifiés (comportement non-linéaire en compression sens fibres, conditions de contact boulon/plaques définies avec jeu, coefficient de frottement boulon/plaque composite et boulon/plaques métalliques). Les résultats obtenus montrent l'importance de la bonne connaissance du comportement en compression sens fibres σ_{11} couplé aux contraintes sens travers σ_{22} (voire σ_{33} dans les modèles avec serrage) et de cisaillement afin de prédire les efforts admissibles en matage pour les assemblages composites.

Même si les résultats des calculs non-linéaires ont montré une bonne corrélation en termes de raideur globale avec les résultats des essais et ont permis de modéliser la rupture de fibres en compression sens fils (matage), des calculs supplémentaires sont nécéssaires pour mieux prévoir les résultats expérimentaux. En effet, la modélisation simplifiée de la rupture sens fibres ne tient pas compte de l'effet de confinement observé pour les assemblages avec serrage. Les modèles numériques ne prédisent donc pas les charges maximales admissibles. De nouvelles études sur la rupture sens fibres avec confinement doivent être menées.

CONCLUSION GENERALE

L'étude menée dans le cadre de cette thèse a eu comme principal objectif d'établir l'interaction entre les conditions de perçage et la tenue au matage des stratifiés au sein d'assemblages sollicités en traction.

Dans un premier temps, une étude bibliographique a été menée sur le comportement au matage d'assemblages métalliques et composites ainsi que sur les types d'outils utilisés, leur comportement en usinage et les défauts types rencontrés lors du perçage de stratifiés à fibres longues en carbone/époxy. Cette étude nous a guidé sur le choix des outils, leur état (neuf, usé) ainsi que sur leurs géométries de coupe.

Dans un deuxième temps, une étude expérimentale a été réalisée sur l'influence des conditions de perçage quant à la taille et la forme des défauts créés au sein des stratifiés quasi-isotropes. Plusieurs éléments ont été validés grâce à l'expérimentation :

- l'influence du type d'outil de perçage et de sa géométrie sur la qualité du perçage. Un outil spécifique donne de bons résultats car il permet de percer et surtout de calibrer le diamètre du trou (alésage en coupe latérale). L'usinage circonférentiel ne peut être utilisé que pour l'usinage de plaques minces, surtout si le diamètre du trou est petit (flexion importante de l'outil). De plus ce type d'usinage nécessite un outil de type outil à aléser avec un corps d'égale résistance à la flexion et non une fraise deux tailles. De par sa conception et sa géométrie, un foret hélicoïdal deux lèvres ne peut pas donner de bons résultats pour l'usinage des composites à matrice organique, surtout en sortie de plaque. Nous avons retenu cet outil pour de nombreux essais car il est utilisé pour ébaucher les alésages dans les composites.
- l'augmentation de l'avance f génère l'augmentation des défauts de perçage (défauts de circularité et de cylindricité, défauts en entrée, en sortie et sur la paroi du trou) pour toutes les conditions de perçage testées ;
- le perçage avec appui au droit du trou limite les délaminages en sortie de trou ;
- le contre-perçage des plaques composites prises en sandwich entre deux plaques en alliage d'aluminium permet de limiter, voire éliminer les délaminages autour du trou, les défauts restant étant visiblement inférieurs à ceux créés lors du perçage séparé pour les mêmes avances.

Des essais de traction ont été réalisés par la suite sur des assemblages boulonnés métal/composite/métal et des demi-éprouvettes en matage pur. Les différentes configurations testées ont permis de mettre en évidence :

- une forte influence des conditions des perçage sur la tenue au matage : la résistance au matage des stratifiés diminue considérablement notamment lorsque les défauts de perçage sont de taille équivalente ou supérieure au diamètre du trou (la taille des défauts est mesurée par rapport au bord du trou) ;
- une forte influence du serrage sur l'effort maximal d'un essai de matage ;
- un meilleur comportement en matage des stratifiés quadri-axiaux (quasi-isotropes) que les bi-axiaux de type 0°/90°.

Ces éléments peuvent servir à compléter les règles de dimensionnement en matage des composites stratifiés et de proposer des conditions de perçage en fonction des besoins : par exemple, perçage à des vitesses d'avance plus élevées pour des composites faiblement sollicités en matage (gain de temps et coût réduit) et perçage dans des conditions limitant notamment les défauts en bord de trou pour des composites hautes performances sollicités en matage (assemblages aéronautiques).

Dans le cadre de la partie expérimentale, l'analyse microscopique sur des stratifiés sollicités en matage a permis d'établir la cinétique de l'endommagement par matage. Le matage est décrit comme un phénomène essentiellement dû à des micro-flambements de paquets de fibres à 0° et à ±45°. Ces micro-flambements (ondulation hors plan) sont initiés en bord de trou et entraînent par la suite des délaminages et la rupture du stratifié. Les fibres à 0° jouent un rôle majeur dans la tenue au matage mais les plis à ±45° et à 90° (situés à l'extérieur du stratifié) interagissent avec la tenue des plis à 0° en s'opposant à la fissuration des plis à 0°.
Le rôle du serrage a été également mis en évidence : le serrage permet de contenir (d'éviter l'instabilité) le micro-flambement des fibres par confinement et de décaler l'apparition des délaminages en dehors de la zone de serrage, les déformations hors plan étant limitées.
Ces résultats expérimentaux (analyse des cinétiques d'endommagement) ont permis de proposer une formulation d'un critère de rupture en matage basé sur la rupture en compression sens fibres et donc a priori indépendant de la séquence d'empilement.

La dernière partie de l'étude concerne la modélisation par éléments finis du comportement en matage des composites stratifiés (matage pur et assemblages avec ou sans serrage du boulon).

Les résultats des calculs non-linéaires ont montré une bonne corrélation en termes de raideur globale et en termes d'apparition des premiers dommages (fissuration et 1ère rupture de fibres en compression) avec les résultats des essais sur assemblages avec ou sans serrage. Cette corrélation a été obtenue grâce à la prise en compte du jeu entre le boulon et les plaques assemblées et du comportement non-linéaire en compression sens fibres.

Quant au comportement local des stratifiés soumis au matage pur (matage au niveau de la paroi du trou et raideur locale associée), des calculs supplémentaires sont nécessaires pour mieux prévoir les résultats expérimentaux.

En perspective, plusieurs éléments pourraient améliorer la modélisation des assemblages boulonnés afin de mieux reproduire le comportement en matage des composites stratifiés :

- la prise en compte du délaminage par des éléments d'interface endommageable ;
- la recherche d'un critère de rupture en compression sens fibres prenant en compte les contraintes σ_{11}, σ_{22}, σ_{33} et σ_{12} ainsi que l'influence du confinement dans le cas des assemblages avec serrage du boulon ;
- l'étude de l'influence du frottement boulon/paroi du trou sur la répartition des contraintes sur la circonférence du trou (y compris des études expérimentales sur le coefficient de frottement entre le boulon et la paroi du trou : que signifie un coefficient de frottement dans le cas d'un composite fibreux ?) ;
- enfin, la recherche d'un modèle simplifié équivalent utilisable en analyse linéaire, permettant la prévision des efforts admissibles d'assemblages boulonnés composites sollicités en matage.

Quant à la partie expérimentale, de nombreuses perspectives peuvent être envisagées dans le but de mieux comprendre le phénomène de matage des composites stratifiés et d'améliorer leur tenue :

- la mise au point d'outils spécifiques pour l'usinage des matériaux composites, mais aussi pour l'usinage des hybrides (composite/métal ou métal/composite) ; ces outils doivent assurer une circularité rigoureuse et permettre de maîtriser le jeu entre alésage et corps du boulon ;
- études sur des assemblages boulonnés à simple recouvrement souvent rencontrés dans l'industrie aéronautique ;
- essais de matage pur dans d'autres configurations comme par exemple : stratifiés épais, grand diamètre de trou afin de faciliter l'identification des mécanismes de ruines ;
- étude du comportement en matage dans le cadre d'usinages réalisés par fraisage, les surfaces réalisées étant très sensibles à la méthode d'usinage ;
- étude du comportement en matage en présence de boulons à tête fraisée.

Références bibliographiques

[1] **D. Gay**, "Matériaux composites", Edition Hermès, 4ème édition, 1997.

[2] **J. Cinquin**, "Les composites en aérospatiale", Techniques de l'Ingénieur, traité Plastiques et Composites, 2002.

[3] **J. Lemaître** et **J.L. Chaboche** - "Mécanique des matériaux solides", Edition Dunod, 2ème édition, 1988.

[4] **J.L. Chaboche**, "Formalisme général des lois de comportement : Application aux métaux et polymères", ONERA, Formation Avancée en Mécanique des Polymères, Cluny, 1993.

[5] **P. Ladevèze** et **E. Le Dantec**, "Damage modelling of the elementary ply for laminated composites", Composite Science and Technology, vol. 43, pp. 257-267, 1992.

[6] **Edition Tecknea**, "Matériaux composites – Introduction à l'usage des ingénieurs et techniciens", 1989.

[7] **F. Lachaud**, "Analyse de l'étude du délaminage par flambage local de composites à matrices organiques ; étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique", Thèse de l'Université Paul Sabatier - Toulouse III, 1997.

[8] **F. Lachaud** et **L. Michel**, "Etude de l'endommagement de matériaux composites carbones à matrice thermodurcissable et thermoplastique", Mécanique Industrielle et Matériaux, vol. 50, N° 2, 1997.

[9] **F. Lachaud**, **R. Piquet**, **L. Surcin** et **F. Collombet**, "Drilling of composite structures", Composite Structures, n° 52, Elsevier, pp. 511-516, 2000.

[10] **R. Piquet**, "Contribution à l'étude des réparations provisoires structurales aéronautiques. Étude du perçage de plaques minces en carbone/époxy", Thèse de l'Université Paul Sabatier – Toulouse III, 1999

[11] **L. Surcin**, "Contribution à l'étude théorique et expérimentale du perçage de plaques composites minces", Thèse de l'Université Paul Sabatier – Toulouse III, 2005.

[12] **P. Ghidossi**, "Contribution à l'étude de l'effet des conditions d'usinage d'éprouvettes en composites à matrice polymère sur leur réponse mécanique", Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, 2003.

[13] **P. Guegan**, "Contribution à la qualification de l'usinage de matériaux composite à matrice organique", Thèse de l'Ecole Centrale de Nantes, 1994.

[14] **S. Abrate**, "Machining of Composites ; Composites Engineering Handbook", P. K. Mallick, Ed. Marcel Dekker, 1997.

[15] **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.

[16] **H. Ho-Cheng** et **C.K.H Dharan**, "Delamination during drilling in composite laminates", J. Eng. Ind. 112, pp. 236-239, 1990.

[17] **H. Hocheng** et **C.C Tsao**, "Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits", Journal of Materials Processing Technology, vol. 140, issues 1-3, pp. 335-339, 2003.

[18] **G. Caprino** et **V. Tagliaferri**, "Damage development in drilling glass fibre reinforced plastics", International Journal of Machine Tools and Manufacture, vol. 35, n° 6, pp. 817-829, 1995.

[19] **W. König** et **P. Grass**, "Quality definition and assessment in drilling of fibre reinforced thermosets", Annals of the C.I.R.P. n° 38, pp. 119-124, 1989.

[20] **Department of defense handbook,** "Polymer matrix composites", Vol. 7 "Structural element characterization", MIL-HDBK-17-1E, 1994.

[21] **J. Huet**, "Eclissages - Technologie et Dimensionnement", Aérospatiale, 1995.

[22] **R. Cole, E. Baten** et **J.Potter**, "Fastener for composite structures", Composites, Vol. 13(3), pp. 233-240, 1983.

[23] **G. Mizushima**, "Mechanical properties of bolts made by CFRP", Composites (France), vol. 6, pp. 33-35, 1993.

[24] **Y. Temblador**, "Analyse et comportement des réparations dans des structures composites endommagées par un trou non circulaire", Thèse de l'Université Paul Sabatier - Toulouse III, 1998.

[25] **Y. Temblador** et **R. Piquet,** "Analyse des assemblages boulonnés dans les structures composites", 14ème Congrès Français de Mécanique, n° 222, Toulouse, 1999.

[26] **T. Ireman, T. Ranvik** et **I. Erikksson**, "On damage development in mechanically fastened composite laminates", Composite Structures, vol. 49, 2000.

[27] **M. McCarthy**, "BOJCAS/Bolted Joints in Composite Aircraft Structures", revue Air & Space Europe, vol. 3, n° 4, 2001.

[28] **H.-S. Chen**, "The static and fatigue strength of bolted joints in composites with hygrothermal cycling", Composite Structures, vol. 52, 2001.

[29] **M.A. McCarthy**, **V.P. Lawlor**, **W.F. Stanley** er **C.T. McCarthy**, "Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints", Composite Science and Technology, vol. 62, pp. 1415-1431, 2002.

[30] **V.P. Lawlor**, **M.A. McCarthy** et **W.F. Stanley**, "Experimental study on the effects of clearance on single-bolt, single-shear, composite bolted joints", Journal of Plastics, Rubber and Composites, The Institute of Materials, London UK, vol. 31, n° 9, pp. 405-411.

[31] **Yi Xiao** et **Takashi Ishikawa**, "Bearing strength and failure behaviour of bolted composite joints" (part I: Experimental Investigation), Composite Science and Technology, vol. 65, pp. 1022-1031, 2005.

[32] **Yi Xiao** et **Takashi Ishikawa**, "Bearing strength and failure behaviour of bolted composite joints (part II: modelling and simulation), Composite Science and Technology, vol. 65, pp. 1022-1031, 2005.

[33] **R. Starikov**, "Quasi-static and fatigue behaviour of composite bolted joints", Report 2001-9 ISSN 0280-4646, Sweden, 2001.

[34] **R. Starikov** et **J. Schön**, "Quasi-static behaviour of composite joints with protruding-head bolts", Composite Structures, vol. 51 (4), pp. 411-425, 2001.

[35] **R. Starikov** et **J. Schön**, "Local fatigue behaviour of CFRP bolted joints", Composite Science and Technology, vol. 62 (2), 2002.

[36] **J. Schön**, "Fatigue life prediction of composite bolted joints with bolt failure", Fatigue 2002, Stockholm, vol.2/5, pp. 1119-1126, 2002.

[37] **J. Schön**, "Coefficient of friction for aluminium in contact with a carbon fiber epoxy composite", Tribology International, n° 37, pp. 395-404, 2004.

[38] **J. Wang**, **A. Banbury** et **D.W. Kelly,** "Evaluation of approaches for determining desing allowables for bolted joints in laminated composites", Composite Structures, n° 41, pp. 167-176, 1998.

[39] **L. Tong**, "Bearing failure of composite bolted joints with non-uniform bolt-to-washer clearance", Composites Part A: Applied science and manufacturing, vol. 31, pp. 609-615, 2000.

[40] **A.K. Munjal** et **R.K. Wilks**, "Optimization of pin bearing joint strength for segmented graphite/epoxy filament wound case in space shuttle", NASA, 1984.

[41] **G. Kelly**, **S. Hallström**, "Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance", Composites Part B: engineering, vol. 35, pp. 331-343, 2004.

[42] **K. Stellbrink**, "Preliminary Design of Composite Joints", DLR Electronic Library, Scientific Commons-Germany, 1992.

[43] **H.-S. Wang**, **Hung C.-L.** et **F.-K. Chang**, "Bearing failure of bolted composite joints. Part I: Experimental characterization", Journal of composite materials, vol. 30, n° 12, 1996.

[44] **C.-L. Hung** et **F.-K. Chang**, "Bearing failure of bolted composite joints. Part II: Model and verification", Journal of composite materials, vol.30, n° 12, pp. 1359-1400, 1996.

[45] **H.-J. Park**, "Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates", Composite Structures, vol. 53, pp. 213-221, 2001.

[46] **H.-J. Park**, "Bearing failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates", Composite Structures, vol. 53, pp. 199-211, 2001.

[47] **S. Chutima** et **A.P. Blackie**, "Effect of pitch distance, row spacing, end distance and bolt diameter on multi-fastened composite joints", Composites Part A, Applied science and manufacturing, vol. 27, n° 2, pp. 105-110, 1996.

[48] **J.M. Withney** et **J. Nuismer**, "Stress fractura criteria for laminated composites containing stress concentration", Journal of Composite Materials, vol. 8, pp. 254-264, 1974.

[49] **F.K. Chang**, **R.A. Scott** et **G.S. Springer**, "Failure of composite laminates containing pin loaded holes – method of solution", Journal of Composite Materials, vol. 18, pp. 255-278, 1984.

[50] **S.E. Yamada** et **C.T. Sun**, "Analysis of laminate strength and its distribution", Journal of Composite Materials, vol. 12, pp. 275-284, 1978.

[51] **K. Hollmann**, "Failure analysis of bolted composite joints exhibiting in-plane failure modes", Journal of Composite Materials, vol.30, n° 3, pp. 358-383, 1996.

[52] **C. Soutis**, **P.T. Curtis**, "A method for predicting the fracture toughness of CFRP laminates failing by fibre microbuckling", Composites: Part A, Applied Science and Manufacturing, vol. 31, pp. 733-740, 2000.

[53] **R. Prabhakaran**, **Z. Razzaq** et **S. Devara**, "Load and resistance factor design (LRFD) approach for bolted joints pultruded composites", Composites Part B, n° 27, pp. 351-360, 1996.

[54] **Paul A. Lagace**, "Notch sensitivity and stacking sequence of laminated composites", Composite Materials (7th conference), ASTM STP 893, pp. 161-176, 1986.

[55] **K. C. Schults**, **P. F. Packman** et **J. R. Eisenmann**, "A tension-mode fracture model for bolted joints in laminated composites", Journal of composite materials, vol. 29, n°1, pp. 37-58, 1995.

[56] **Y. Yan**, **W.-D. Wen**, **F.-K Chang** et **P. Shyprykevich,** "Experimental study on clamping effects on the tensile strength of composite plates with a bolt-filed hole", Composite Part A, Applied science and manufacturing, vol. 30, n° 10, pp. 1215-1229, 1999.

[57] **H. A. Whitworth**, "Fatigue evaluation of composite bolted and bonded joints", Journal of advanced materials, vol.30, n°2, pp. 25-31, 1998.

[58] **N. Kharouf**, **G. Mcclure** et **I. Smith,** "Fracture modelling of bolted connections in wood and composites", Journal of materials in civil engineering, vol.11, n° 4, pp.345-352, 1999.

[59] **K. C. Schultz**, **H. J. Hietala** et **P. F. Packman**, "A statistical approach to the analysis of ultimate strengths of bolted joints in laminated composites", Composite Science end Technology, vol. 56, n° 5, pp. 505-517, 1996.

[60] **S.-C. Her**, **D.-L. Shie**, "The failure analysis of bolted repair on composite laminate" (Revue: International Journal of Solids and Structures, vol. 35, n° 15, pp. 1679 – 1693, 1998.

[61] **A. R. Kallmeyer**, **R. I. Stephens**, "A finite element model for predicting time-dependent deformations and damage accumulation in laminated composite bolted joints", Journal of Composite Materials, vol. 33, n°9, pp. 794-826, 1999.

[62] **T. Ireman**, "Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite", Composite Structures, vol. 43, n°3, pp. 195-216, 1998.

[63] **G. Kelly**, "Joining of carbon fibre reinforced plastics for automotive applications", Doctoral thesis, Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, Royal Institute of Technology, Stockholm, 2004.

[64] **B. Langrand**, "Comportement et modélisation des assemblages ponctuels", Techniques de l'Ingénieur, BM 7 805, 2004.

[65] **J. M. Zhang**, "Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs", Engineering Analysis with Boundary Elements, vol. 25, pp. 431-441, 2001.

[66] **M. Aublin**, **R. Boncompain**, **M. Boulaton**, **D. Caron**, **E. Jeay**, **B. Lacage**, **J. Réa**, "Systèmes mécaniques. Théorie et dimensionnement", Ed. Dunod, 1992.

[67] **P. Conti**, "Influence of geometric parameters on the stress distribution around a pin loaded hole in a composite laminate", Composite Science and Technology, vol. 25, 1986.

[68] **I. Eriksson**, "Contact stresses in bolted joints of composite laminated", Composite Structures, vol. 6, pp. 57-75, 1986.

[69] **M. Hier** et **D. Liu**, "Stresses in pin-loaded orthotropic plates : Photoelastic results", Journal of Composite Materials, vol. 19, pp. 138-135, 1985.

[70] **R.A. Naik** et **J.H. Crews**, "Stress analysis method for clearance fit-bolt under bearings load", AIAA Journal, vol. 24, pp. 1348-1353, 1985.

[71] **F. Conti**, "Influence of geometric parameters on the stress distribution around a pin loaded hole in a composite laminate", Composite Science and Technology, vol. 25, 1986.

[72] **S.J. Kim** et **J.S. Hwang**, "Progressive failure analysis of pin-loaded laminated composites using penalty finite element method", AIAA Journal, vol. 36, pp. 75-80, 1998.

[73] **L.B. Lessard** et **M.M. Shokrieh**, "Two-dimensional modelling of composite pinned-joint failure", Journal of Composite Materials, vol. 29, pp. 671-697, 1995.

[74] **A. Aktas** et **M.H. Dirikolu**, "An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates", Composite Science and Technology, vol. 64, pp. 1605-1611, 2004.

[75] **J.-H. Kweon**, **H.-S. Ahn** et **J.-H. Choi**, "A new method to determine the characteristic length of composite joints without testing", Composite Structures, vol. 66, pp. 305-315, 2004.

[76] **MECALOG**, "Radioss Theory Manual", 2004.

[77] **SAMTECH**, "SAMCEF User Manual v110", 2003.

[78] **P. Perugini**, **A. Riccio** et **F. Scaramuzzino**, "Three-dimensional progressive damage analysis of composite joints", Proceedings of the Eighth International Conference on Civil and Structural Engineering Computing, Stirling, Scotland, Paper 62, 2001.

[79] **Z. Hashin**, "Failure criteria for unidirectional fibre composites", Journal of Applied Mechanics, vol. 47, pp. 329-344, 1980.

[80] **Norme Française NF ISO 3002-1**, "Grandeurs de base pour la coupe et la rectification", AFNOR, 1993.

[81] **Norme Française NF ISO 3685**, "Essais de durée de vie des outils de tournage à partie active unique", AFNOR, 1993.

[82] **M. Ramulu**, **D. Arola** et **D.H. Wang**, "Chip formation in orthogonal trimming of graphite/epoxyde composite", Composite Part 27 (2), pp. 121-133, 1996.

[83] **J. Guillot**, "Technologie – Assemblages par éléments filetés", Tome 1, ENSICA, 1988.

[84] **C. Sayettat**, **J.P. Faurie** et **M. Peyret**, "Assemblages boulonnés. Conception et montage", CETIM, 1980.

Ce travail de thèse a donné lieu aux publications suivantes :

G. Gohorianu, **F. Lachaud**, **R. Piquet**, **J-J Barrau**, "Bearing failure of composite bolted joints: Effects of drilling defects", 12th European Conference on Composite Materials (ECCM12), Biarritz, France, 29 août - 1er septembre 2006.

G. Gohorianu, **R. Piquet**, **F. Lachaud**, **J-J Barrau**, "Composite bolted joints behaviour: Effects of hole machining defects", Second international conference on Joining Plastics 2006, National Physical Laboratory (NPL), Londres, Angleterre, 25-26 avril 2006.

F. Lachaud, **R. Piquet**, **G. Gohorianu**, **J-J Barrau**, "Influence des défauts de perçage sur le comportement en matage d'assemblages composites boulonnés", 15èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC15), Marseille, France, 6-8 juin 2007.

ANNEXES

ANNEXE 1

CONTROLE RECEPTION : ESSAIS PHYSICO-CHIMIQUES SUR LE PRE-IMPREGNE CARBONE/EPOXY

L'objectif du contrôle réception sur le pré-imprégné est de vérifier si les caractéristiques données par le fournisseur sont en conformité avec les normes en vigueur. De petites variations de composition des matières premières (dans notre cas, des pré-imprégnés), de changements de conditions de fabrication ou d'erreurs de manutention peuvent affecter considérablement les propriétés du produit final. Le contrôle réception comporte plusieurs étapes :

1) Essais physico-chimiques sur le pré-imprégné afin de vérifier les différents dosages (masse surfacique, taux massique de résine…) ainsi que des paramètres propres au processus de fabrication (volatils, flot).
2) Réalisation de stratifiés destinés à fournir les éprouvettes d'essais mécaniques de caractérisation du matériau.
3) Essais physico-chimiques sur les stratifiés pour vérifier le taux volumique de fibres V_f et le taux de porosité (V_0). Cet essai permet également de valider le processus de fabrication.
4) Essais mécaniques sur des stratifiés pour déterminer les caractéristiques mécaniques du matériau. Les essais mécaniques débutent toujours par la détermination de la contrainte de cisaillement interlaminaire (τ_{RCIL}). Cet essai contribue à valider le matériau testé mais également le processus de fabrication du fait que τ_{RCIL} est sensible à l'épaisseur de matrice entre deux plis et à la présence de porosités dans le stratifié. Les autres essais mécaniques de traction, compression et flexion sont réalisés par la suite.

Données du fournisseur HEXCEL Composites :

Référence : UD/M21/35%/268/T700GC/300
N° de lot : 30403E01
N° de rouleau : 3094E003A
Date de fabrication : 01/04/2003
Date limite de garantie à -18°C : 01/04/2004
Durée de vie à température ambiante : 30 jours
Largeur du rouleau : 300 mm
Taux massique de résine : M_m = 35%
Masse volumique de résine : ρ_m = 1,28 g/cm^3
Grammage (renfort par mètre carré) : M_{of} = 268 g/m^2
Masse volumique des fibres : ρ_f = 1,8 g/cm^3

Masse surfacique :

Cinq échantillons de 0,01 m² sont découpés dans le rouleau de pré-imprégné. Ils sont pesés avec leurs films protecteurs, puis les films protecteurs sont retirés et pesés à leur tour. Par soustraction, on calcule la masse réelle de chaque échantillon. La masse surfacique moyenne obtenue est de M_s = 409,73 g/m². Cette valeur expérimentale correspond à la norme imposée : $M_s = 412 \pm 14$ g/m².

Taux massique de résine :

Cinq échantillons de 20×10 mm obtenus par superposition de 8 plis de pré-imprégné (non polymerisé) sont utilisés. L'empilement des 8 plis est compacté sous vide pour retirer les bulles d'air emprisonnées. Les échantillons sont pesés et introduits dans des ballons munis d'un système à reflux. On ajoute de l'acide

sulfurique et on porte le mélange à ébullition à 170°C pendant 2 heures. La solution est ensuite neutralisée à l'aide d'une ampoule à brome qui fournit un "goutte à goutte" de péroxyde d'hydrogène à 110 volumes. A la fin de la manipulation, la résine est dissoute et les fibres sont récupérées dans des creusets filtrants (pesés après avoir été placés à l'étuve à 110°C pendant une heure) sur filtre Büchner puis séchées à l'étuve à 110°C pendant une heure. De la connaissance de la masse initiale de chaque échantillon et des masses de fibres correspondantes, on en déduit le taux massique de fibres et de résine. Le taux massique de résine obtenu est de 35,73 ± 2,68%. La norme indique M_m = 35,0 ± 2,5%. La valeur expérimentale se trouve dans cet intervalle ([32,5-37,5%]).

Connaissant la masse surfacique et le taux massique de résine dans le pré-imprégné, il est alors aisé de trouver son grammage (masse surfacique de fibres).

Teneur conventionnelle en matières volatiles :

Les matières volatiles sont des composants du système organique non réticulé ou des produits de polymérisation qui s'évacuent sous forme gazeuse pendant le cycle thermique de polymérisation. Lors de la cuisson de matériaux composites à matrice thermodurcissable, la libération des produits volatils est un phénomène dont les causes peuvent être multiples :

- produits libérés lors d'une condensation (eau dans les résines phénoliques),
- résidus de solvants d'imprégnation ou provenant de la synthèse de la résine,
- libération du monomère réactif (par exemple le styrène dans les polyesters),
- départ d'eau ou de gaz occlus ou absorbés par la matière en cours de transformation.

Une élimination insuffisante de matières volatiles lors de la cuisson, conduit à une porosité importante dans les pièces et amoindrit leurs propriétés mécaniques.

Cinq échantillons de pré-imprégné de surface 0,01 m² et de masse initiale connue sont maintenus dans une étuve pendant 15 minutes à 160°C. La masse finale des échantillons permet de déduire la masse de matières volatiles qui s'est évaporée pendant cette opération. La teneur expérimentale en matières volatiles a été estimée à T_v = 0,55% alors que la norme indique une valeur de 0,8%. La teneur en matières volatiles est donc satisfaisante. Etant inférieure à 2%, on peut négliger la quantité de matières volatiles.

Taux d'écoulement conventionnel de résine :

Le taux d'écoulement de résine (flot) désigne la perte en masse (résine et produits volatils) d'un élément drapé pendant un cycle de cuisson. Un pourcentage de flot doit toujours être précisé pour une température, une pression et pendant un temps donné. Le terme "flot" provient du mot anglais "flow" qui peut également être traduit par "fluage". Il s'agit d'une caractéristique de mise en œuvre des pré-imprégnés thermodurcissables. Ce flot correspond à la quantité de résine liquide évacuée de la pièce pendant le cycle de polymérisation.

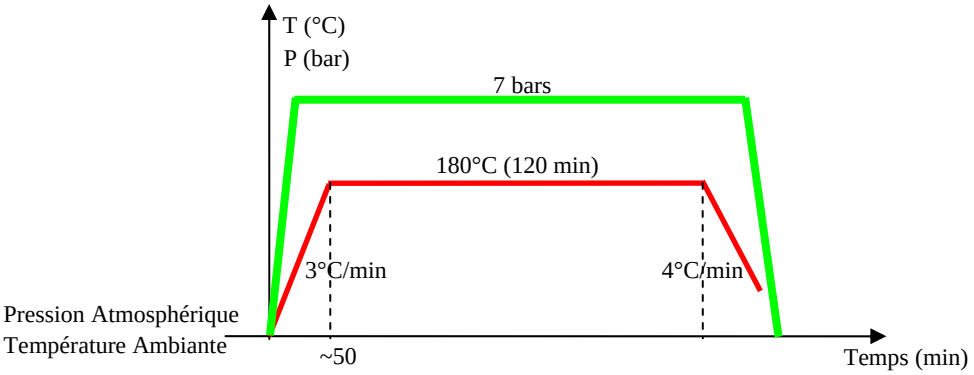


Figure A1. Cycle de polymérisation en étuve pour un stratifié T700/M21 pour la détermination du flot.

Trois éprouvettes de surface 0,01 m² sont préparées en drapant 4 plis selon la séquence $[0°,90°]_s$. Elles sont pesées et ensuite subissent le cycle de cuisson en autoclave (180°C, 7 bars, 120 min). La disposition des produits d'environnement a permis l'évacuation de la résine dans les sens verticaux et horizontaux. Les stratifiés obtenus sont débarrassés de la matrice époxy excédentaire sur les bords (ébavurage) puis pesés. La différence de masse avant et après polymérisation permet de connaître la quantité de résine qui s'est écoulée. La valeur expérimentale du flot (t) a été de 8,84 %. Or, il faudrait se trouver dans l'intervalle : $9,5 \leq t \leq 15,5$ %. La valeur obtenue expérimentalement reste cependant acceptable.

La valeur du flot nous guide sur le choix des produits d'environnement, mais aussi sur l'instant d'application de la pression lors du cycle de polymérisation. Suivant la valeur du flot, la pression devra être appliquée à un instant précis de façon à ne pas essorer le stratifié. Si le flot est faible (ce qui est notre cas), la pression peut être appliquée dès le début du cycle de polymérisation alors que si le flot est important, la pression doit être appliquée lorsque la résine aura atteint un état constant, gélifié.

Essai de cisaillement interlaminaire :

L'essai de cisaillement interlaminaire est le premier essai mécanique à réaliser après la réception des rouleaux de prepreg parce qu'il qualifie à la fois la tenue de la matrice et le processus de fabrication. En effet, ce type d'essai permet d'obtenir la valeur de la contrainte apparente de cisaillement (τ_{RCIL}) qui est sensible au taux de porosité de la matrice, qui, lui, est directement lié au processus de fabrication.

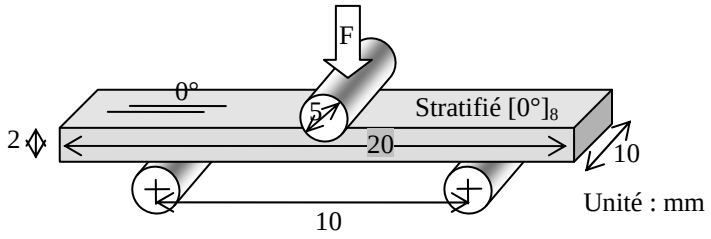


Figure A2. Essai de cisaillement interlaminaire.

La méthode d'essai est présentée Figure A2. Il s'agit de déterminer la contrainte de cisaillement par délaminage, en flexion sur appuis suffisamment rapprochés pour que les contraintes induites par l'effort tranchant soient prépondérantes par rapport aux contraintes de flexion. Il consiste à mesurer la force appliquée par le vérin au droit du poinçon central et à en déduire la résistance à la séparation interlaminaire sous des forces de cisaillement parallèles aux couches du stratifié. La contrainte de cisaillement est :

$$\tau = \frac{3}{4}\frac{F_R}{S} = \frac{3F_R}{4bh} \qquad (A\ 1)$$

où : F_R - force maximale au moment de la première rupture, en N ;
b - la largeur, en mm ;
h - l'épaisseur, en mm.

Selon la norme NF L 17-412, la valeur τ_{RCIL} obtenue doit se trouver dans l'intervalle [100-125] MPa. Nous pouvons constater sur le tableau ci-après que les valeurs obtenues sont inférieures à celles préconisées dans la norme. Le procédé de fabrication est probablement à l'origine de cette diminution de la résistance de la liaison fibres-matrice. Les micrographies réalisées sur des stratifiés quadri-axiaux en carbone/époxy nous permettent de soutenir cette hypothèse liée au procédé de fabrication. La Figure A3 présente une des nombreuses micrographies sur lesquelles les porosités sont très visibles.

	F (N)	τ (MPa)	Raideur (N/mm)
	2244,4	84,2	7970,3
	2522,9	94,6	8627,3
	2420,8	90,8	8185,6
	2504,4	93,9	8269,9
	2556,7	95,9	8087,5
	2510,4	94,1	8101,8
	2515,2	94,3	8212,7
	2521	94,5	8292,1
	2477,6	92,9	8383,9
	2393,6	89,8	8358,8
Moyenne	**2466,7**	**92,5**	**8249**
Ecart type	92,4	3,5	184,5

Tableau A1. Résultats des essais de cisaillement interlaminaire sur un stratifié T700/M21.

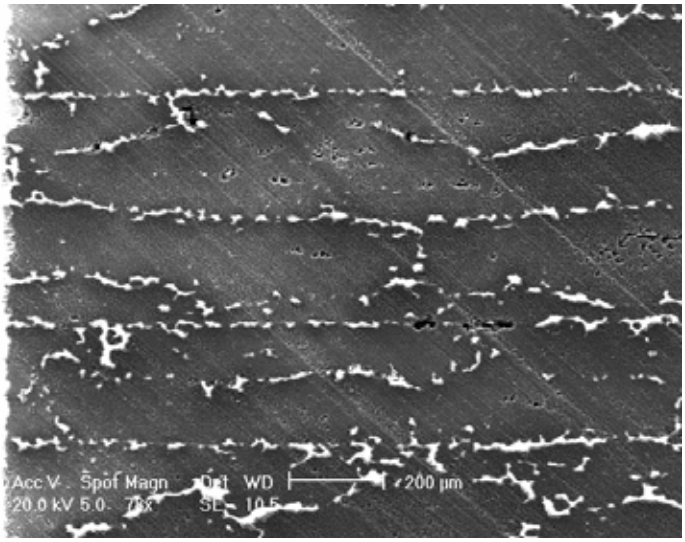


Figure A3. Porosités d'un stratifié $[90°,+45°,0°,-45°]_s$ en carbone/époxy T700/M21.

Essais de flexion trois points :

L'essai de flexion trois points permet de déterminer la contrainte à rupture et le module de flexion des stratifiés unidirectionnels. Les éprouvettes doivent posséder un élancement suffisant pour pouvoir négliger les déformations dues aux efforts tranchants et pour que la rupture ne se produise pas en cisaillement. De ce fait, le module d'élasticité mesuré par cette méthode doit être uniquement considéré comme une valeur approximative du module de Young. Il consiste à mesurer lors de l'essai, la flèche au droit du poinçon central, en fonction de la force appliquée et à en déduire la déformation relative en fonction de la contrainte appliquée.

Le montage d'essai de flexion trois points est présenté Figure A4.

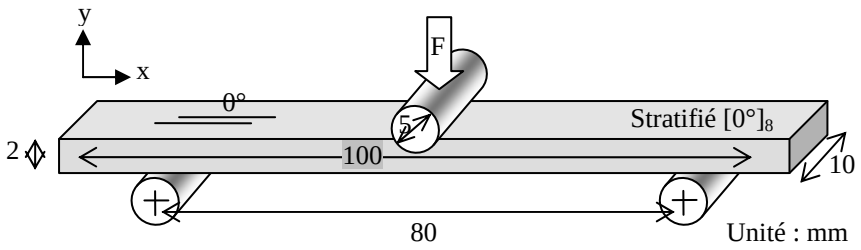


Figure A4. Essai de flexion trois points.

La contrainte au droit du poinçon central peut être calculée de la manière suivante :

$$\sigma_b = \frac{M_F}{I_b} y = \frac{F_R l}{4} \cdot \frac{12}{bh^3}, \quad y = 1 \qquad (A\ 2)$$

où M_F : moment de flexion ;
I : moment d'inertie ;
F_R : force à rupture ;
b : largeur, en mm ;
h : épaisseur, en mm ;
l : distance entre appuis, en mm.

Le module E_b est calculé à partir de la courbe effort-flèche, entre 10% et 50% de F_R. La flèche v est donnée par :

$$v = \frac{Fl^3}{48EI} \qquad (A\ 3)$$

d'où :

$$E_b = \frac{Fl^3}{48Iv} = \frac{(F_{50\%} - F_{10\%})l^3}{48bh^3(v_{50\%} - v_{10\%})} \qquad (A\ 4)$$

où

$v_{10\%}$: la flèche correspondant à 10% de F_R ($F_{10\%}$) ;
$v_{50\%}$: la flèche correspondant à 50% de F_R ($F_{50\%}$).

	F (N)	σ_b (MPa)	Module E_b (GPa)
	593,1	1779,3	90,9
	578,8	1736,4	90,8
	579,5	1738,5	93,7
	584,4	1753,2	93,6
Moyenne	**584**	**1751,9**	**92,3**
Ecart type	6,6	19,8	1,6

Tableau A2. Résultats des essais de flexion trois points sur des stratifiés unidirectionnels T700/M21.

ANNEXE 2

PROTOCOLE DE FABRICATION DES STRATIFIES CARBONE/EPOXY

PHASE 10 : Préparation

Matériel à préparer :

- Rouleau de pré-imprégné carbone/époxy (référence UD/M21/35%/268/T700GC/300 en nappe de 300 mm de large avec une seule surface protégée) sorti du congélateur au minimum 12 heures à l'avance et placé suspendu dans son emballage étanche dans la salle blanche à température ambiante
- Table de découpe des matériaux composites
- Table à compacter
- Support rouleau
- Gabarit de découpe (240 x 300 mm) en alliage d'aluminium dégraissé
- Equerre métallique
- Cutter
- Ruban adhésif à support polyester
- Gabarit d'aide au drapage (équerre métallique pour fixer des bords de référence lors de l'empilement des plis)
- Spatule
- Ciseaux
- Crayon blanc
- Crayon feutre indélébile blanc
- Réglet
- Cadre de silicone 1453D (Mosite) (240 x 300 mm intérieur)
- Tissu de verre téfloné (protecteurs pour les plateaux de la presse)
- Film polyamide souple CAPRAN 518
- Feutre de drainage polyester
- Film séparateur perforé
- Film séparateur non perforé
- Tissu d'arrachage
- Etuve de polymérisation ou presse avec cycle de cuisson programmé
- Poubelle vide

Dessin de définition de la plaque carbone/époxy :

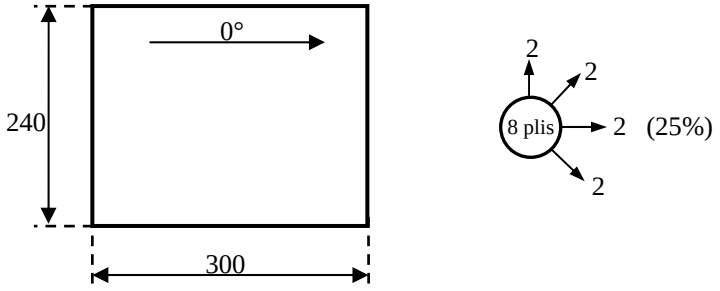


Figure A5. Dessin de définition d'un stratifié à 8 plis.

Fiche de drapage :

Plaque T700/M21 réf. P1	
N° pli	Direction
1	90°
2	45°
3	0°
4	-45°
5	-45°
6	0°
7	45°
8	90°

PHASE 20 : Découpe du pré-imprégné T700/M21

- Couvrir la table de découpe d'un film séparateur non perforé qui sera changé périodiquement.
- Sortir le rouleau de l'emballage étanche et le placer sur le support prévu de telle sorte que la face non protégée du pré-imprégné soit orientée vers le bas lorsque l'on déroule le rouleau (Figure A6).

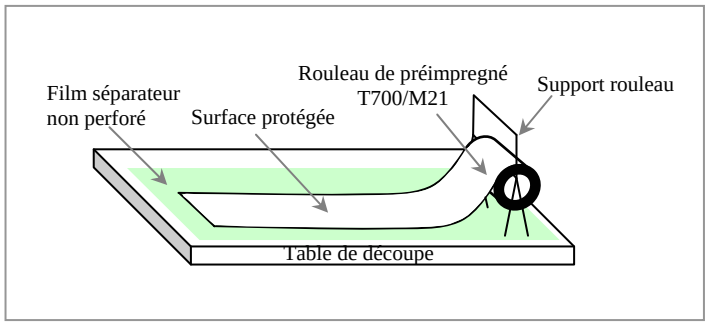


Figure A6. Préparation de la découpe du pré-imprégné.

- Placer le gabarit de découpe (240 x 300 mm) selon l'angle de plis souhaité et découper avec le cutter (Figure A7 et Figure A8)
- Pour les plis orientés à ±θ, lorsque la surface à découper n'est pas suffisante, ajouter une bande de pré-imprégné et la coller avec du ruban adhésif support papier en évitant de superposer les deux bandes de préimpréigné.
- Appuyer le gabarit contre l'équerre.
- Découper le pli à l'aide du cutter (faire attention au glissement du gabarit sur la surface protégée du pré-imprégné !).
- Retirer le gabarit et l'équerre.
- Avec un crayon feutre Pentel 100, noter sur le papier siliconé supérieur de la découpe :
    - n° pli,
    - orientation,
    - la direction de la fibre,
    - le repère de la face de référence.
- Retirer le pli découpé de la nappe unidirectionnelle.
- Valider (signature) la fiche de découpe.
- Placer les chutes de pré-imprégné dans une poubelle adaptée.

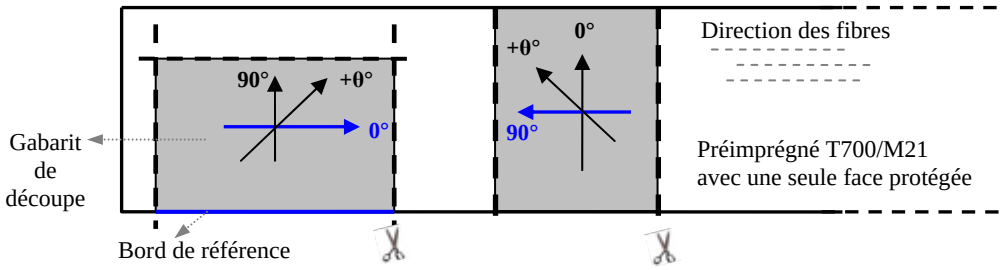


Figure A7. Découpe des plis à 0° et à 90°.

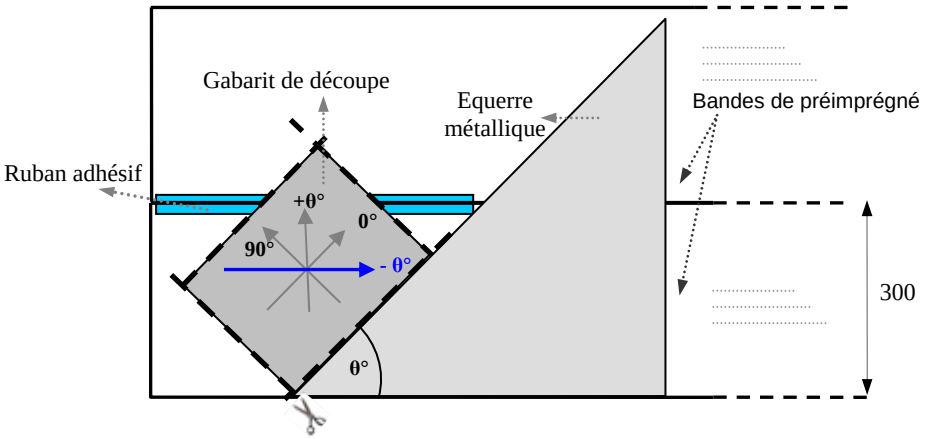


Figure A8. Découpe des plis à +/- θ°.

PHASE 30 : Drapage/Compactage

- Placer un film séparateur non perforé 500 x 450 mm (dimensions approximatives) sur la table à compacter.
- Positionner l'équerre d'aide au drapage.
- Conformément à la fiche de drapage :
    - Draper le 1er pli sur le pli protecteur, face non protégée vers le bas en prenant appui contre l'équerre d'aide au drapage (Figure A9) ;
    - Retirer le protecteur supérieur (papier siliconé) ;
    - Placer le protecteur dans la poubelle ;
    - Valider la fiche de drapage ;
    - Procéder de même pour les autres plis.

  Remarque : Si la plaque comporte des plis successifs à +/-θ°, les orienter de telle sorte que l'assemblage des différentes zones collées ne se situent pas toujours au même endroit (Figure A9) pour éviter la création de zones de faible rigidité dans la plaque.
- Assurer le compactage des plis à l'aide d'une spatule (avant d'enlever le protecteur !).

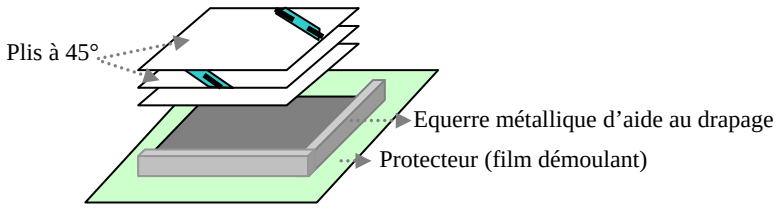


Figure A9. Drapage des plis.

- Conformément à la fiche de drapage, réaliser un compactage tous les 4 plis (Figure A10). Pour éviter de polluer le pré-imprégné, laisser le protecteur papier sur le dernier pli.

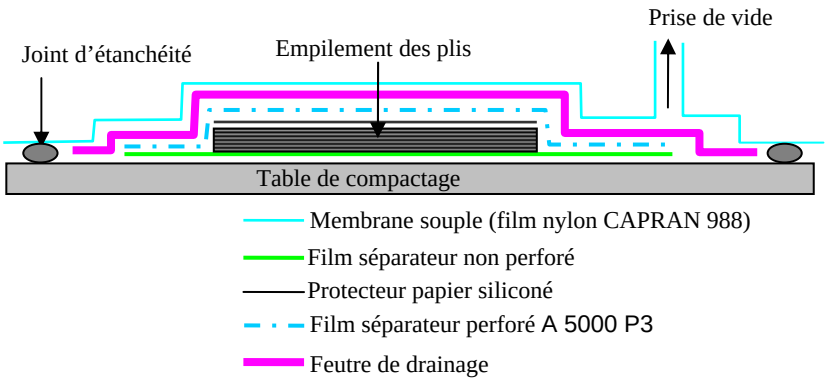


Figure A10. Compactage des plis.

PHASE 40 : Préparation moule ou plateau presse

- S'assurer de la propreté des plateaux de la presse
- Mettre en place le tissu téfloné sur le plateau inférieur de la presse

PHASE 50 : Marouflage

- Découper les produits d'environnement suivants :
  - 2 tissus d'arrachage nylon (faces colinéaires au sens chaîne ou trame du tissu) réf. B 44444 : 350 × 290 mm ;
  - 1 film séparateur perforé réf. A 5000 P3 : 350 × 290 mm ;
  - 1 pli absorbeur (tissu de verre satin S5 300g/m²) : 300 × 240 mm ;
  - 1 film séparateur non perforé perméable aux volatils, type Vac Pac réf. A 5000 RNP : 500 × 450 mm.
- Placer le film séparateur non perforé (A5000 NP) sur le tissu de verre siliconé (sur le plateau inférieur de la presse).
- Centrer un tissu d'arrachage sur le film séparateur NP.
- Positionner le preimpréigné sur le tissu d'arrachage.
- Mettre en place le cadre de mosite préalablement protégé par des chutes de tissu d'arrachage autour du préimpréigné afin de pouvoir le réutiliser (Figure A11). L'épaisseur du cadre de mosite doit être égale ou inférieure à l'épaisseur théorique de la plaque polymérisée.

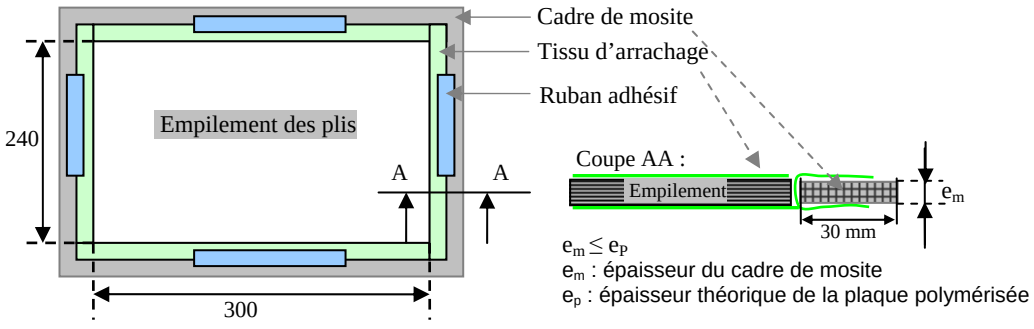


Figure A11. Mise en place du cadre de mosite.

- Positionner dans l'ordre (sur l'empilement des plis) (Figure A12) :
    - le 2ème tissu d'arrachage,
    - le film séparateur perforé,
    - le pli absorbeur (tissu de verre satin S5),
    - le film séparateur non perforé type Vac Pac,
    - le 2ème tissu de verre téfloné.
- Vérifier que tous les produits d'environnement (films et tissus) soient bien mis en place.
- Fermer les plateaux chauffants de la presse.

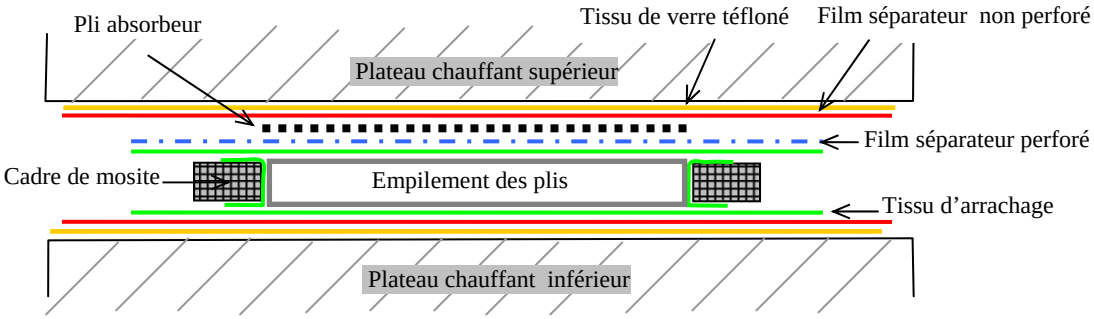


Figure A12. Disposition de la plaque et des produits d'environnement dans la presse.

PHASE 60 : Polymérisation

Machine : Presse SATIM avec cycle de cuisson programmée.

- Introduire les données suivantes :
    - la surface de la plaque et la pression appliquée,
    - le cycle de polymérisation (Figure A13).
- Contrôle : Vérifier si tous les paramètres d'entrées ont été bien introduits.

PHASE 70 : Contrôle polymérisation

- Vérifier pendant la polymérisation de la plaque composite si les températures sont bien celles imposées dans le cycle de cuisson.
- Contrôle des défauts et alarmes.

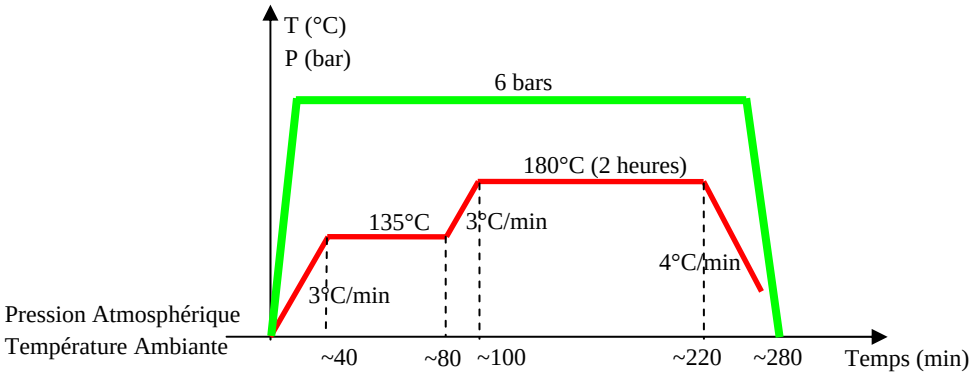


Figure A13. Cycle de polymérisation pour un stratifié T700/M2.

PHASE 80 : Démoulage

- Sortir de la presse la plaque avec les produits d'environnement. Enlever les produits suivants :
    - le tissu de verre téfloné,
    - le film séparateur non perforé,
    - le pli absorbeur,
    - le film séparateur perforé,
    - le cadre mosite.
- Garder les tissus d'arrachage qui protègent la plaque polymérisée des éventuelles sources de pollution.
- Conserver le cadre silicone ainsi que les tissus de verre téfloné ; mettre les autres produits d'environnement dans une poubelle adaptée.

PHASE 90 : Marquage

- Repérer la plaque.
- Avec un crayon feutre blanc indélébile, noter :
    - la direction 0°,
    - la séquence d'empilement et le repère de plaque.

PHASE 100 : Contrôle de la plaque

- Effectuer un contrôle non destructif (ultrasons) afin de bien vérifier si l'épaisseur de la plaque est uniforme (s'il n'y a pas d'excès de matrice par endroits).
- Effectuer un contrôle des porosités.

ANNEXE 3

EXPRESSION DES CONTRAINTES ET DES DEFORMATIONS DANS LES PLIS

Le point de départ des calculs d'un stratifié est l'étude du pli ou de la couche élémentaire. Les axes d'orthotropie du matériau, notés $\vec{1}$ et $\vec{2}$ correspondent respectivement au sens longitudinal des fibres et au sens perpendiculaire (Figure A14).

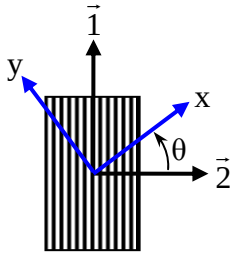


Figure A14. Repère local (1,2) du pli élémentaire et repère quelconque (x,y).

Les principales hypothèses généralement adoptées pour le calcul dans le domaine élastique des composites stratifiés sont :

- le pli élémentaire est considéré comme un corps homogène (caractéristiques homogénéisées),
- comportement élastique du matériau,
- on se limite au domaine des petites déformations,
- on suppose une adhésion parfaite entre les fibres et la matrice.

La loi de Hooke traduisant le comportement du pli élémentaire s'écrit alors de la manière suivante :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0} \end{bmatrix}}_{[S]} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \qquad (A\,5)$$

ou inversement :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{E_{11}^0}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_{11}^0}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_{22}^0}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_{22}^0}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12}^0 \end{bmatrix}}_{[H]} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \qquad (A\,6)$$

La matrice [H] (ou [Q]) est la matrice de Hooke ou des coefficients élastiques dits de "raideurs" et [S] est la matrice des coefficients de "souplesse".

L'écriture des contraintes et des déformations du pli dans un repère quelconque nécessite l'utilisation de la matrice de changement de repère (de transformation). Dans le repère (x,y) :

$$\begin{Bmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{yy}\\ \tau_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs\\ s^2 & c^2 & -2cs\\ -cs & cs & c^2-s^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_{11}\\ \sigma_{22}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix}=[T_1]\{\sigma_{ij}\}_{(1,2)} \qquad (A\ 7)$$

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ \gamma_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -cs\\ s^2 & c^2 & cs\\ 2cs & -2cs & c^2-s^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=[T_1']\{\varepsilon_{ij}\}_{(1,2)} \qquad (A\ 8)$$

avec $\begin{cases} c = \cos\theta \\ s = \sin\theta \end{cases}$.

Dans le repère du pli (1,2) :

$$\begin{Bmatrix}\sigma_{11}\\ \sigma_{22}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2cs\\ s^2 & c^2 & 2cs\\ cs & -cs & c^2-s^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{yy}\\ \gamma_{xy}\end{Bmatrix}=[T_2]\{\sigma_{ij}\}_{(x,y)} \qquad (A\ 9)$$

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} c^2 & s^2 & cs\\ s^2 & c^2 & -cs\\ -2cs & 2cs & c^2-s^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ \gamma_{xy}\end{Bmatrix}=[T_2']\{\varepsilon_{ij}\}_{(x,y)} \qquad (A\ 10)$$

La loi de Hooke peut s'écrire dans le repère (x,y) :

$$\{\sigma_{ij}\}_{(x,y)}=[T_1][\overline{H}][T_2]\{\varepsilon_{ij}\}_{(x,y)} \qquad (A\ 11)$$

Dans notre cas, le repère (X,Y) des éprouvettes de caractérisation du matériau coïncide avec le repère (x,y) défini ci-avant. Nous pouvons alors écrire l'expression des contraintes appliquées en fonction des déformations enregistrées par les jauges (ε_X - sens longitudinal et ε_Y -sens transversal de l'éprouvette) :

$$\{\sigma_{ij}\}_{(X,Y)}=[T_1][\overline{H}][T_2]\{\varepsilon_{ij}\}_{(X,Y)}=\begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13}\\ H_{21} & H_{22} & H_{23}\\ H_{33} & H_{32} & H_{33}\end{bmatrix}\{\varepsilon_{ij}\}_{(X,Y)} \qquad (A\ 12)$$

avec :

$$\begin{aligned}
H_{11}(\theta) &= c^4\overline{E}_{11}+s^4\overline{E}_{22}+2c^2s^2(\nu_{21}\overline{E}_{11}+2G_{12})\\
H_{22}(\theta) &= s^4\overline{E}_{11}+c^4\overline{E}_{22}+2c^2s^2(\nu_{21}\overline{E}_{11}+2G_{12})\\
H_{33}(\theta) &= c^2s^2(\overline{E}_{11}+\overline{E}_{22}-\nu_{21}\overline{E}_{11})+(c^2-s^2)^2G_{12}\\
H_{12}(\theta) &= c^2s^2(\overline{E}_{11}+\overline{E}_{22}-4G_{12})+(c^4+s^4)\nu_{21}\overline{E}_{11}\\
H_{13}(\theta) &= -cs\{c^2\overline{E}_{11}-s^2\overline{E}_{22}-(c^2-s^2)(\nu_{21}\overline{E}_{11}+2G_{12})\}\\
H_{23}(\theta) &= -cs\{s^2\overline{E}_{11}-c^2\overline{E}_{22}+(c^2-s^2)(\nu_{21}\overline{E}_{11}+2G_{12})\}
\end{aligned} \qquad (A\ 13)$$

où

$$\overline{E}_{11}=E_{11}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \text{ et } \overline{E}_{22}=E_{22}/(1-\nu_{12}\nu_{21}) \qquad (A\ 14)$$

ANNEXE 4

ESSAIS DE CARACTERISATION DU T700/M21

Les résultats des essais mécaniques sur le matériau T700/M21 sont présentés pour chaque stratification étudiée dans les tableaux suivants :

Référence éprouvette	**Dimensions** (mm)	$\mathbf{E_{11}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\sigma_{11}^{R}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\varepsilon_{11}^{R}}$ (%)	$\boldsymbol{\nu_{12}}$
0. 1	1,1 × 19,92	131499	1936	1,41	0,322
0. 2	1,1 × 19,92	128536	2080	1,55	0,329
0. 3	1,1 × 19,92	131936	2094	1,56	0,326
0. 4	1,1 × 19,92	129261	2146	1,58	0,332
0. 5	1,1 × 19,92	130391	2135	1,56	0,336
Moyenne	**1,1× 19,92**	**130324**	**2078**	**1,53**	**0,329**
Ecart-type		1289	75	0.06	0.005

Tableau A3. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[0°]_4$.

Référence éprouvette	**Dimensions**(mm)	$\mathbf{E_{22}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\sigma_{22}^{R}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\varepsilon_{22}^{R}}$ (%)	$\boldsymbol{\nu_{21}}$
90. 1	2,16 × 19,92	7509	52,80	0,736	-0,025
90. 2	2,14× 19,96	7825	57,69	0,749	-0,023
90. 3	2,16× 19,92	7644	54,29	0,728	-0,012
90. 4	2,16× 19,92	7977	55,03	0,736	-0,022
90. 5	2,16× 19,92	7493	55,03	0,777	-0,017
Moyenne	**2,16 × 19,93**	**7689**	**54,97**	**0,745**	**-0,02**
Ecart-type		186	1.6	0.018	0.005

Tableau A4. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[90°]_8$.

Référence éprouvette	**Dimensions**(mm)	$\mathbf{G_{12}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\tau_{12}^{R}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\gamma_{12}^{R}}$ (%)
45. 1	2 × 19,7	4793	86,90	14,19
45. 2	2,14 × 19,52	4703	86,56	12,47
45. 3	*Décollement de la jauge			
45. 4	2,14 × 19,42	4628	*	*
45. 5	2,16 × 19,4	4887	92,78	16,13
Moyenne	**2,11** × 19,51	**4753**	**88,75**	**14,26**
Ecart-type		97	2,85	1,49

Tableau A5. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[\pm 45°]_{2s}$.

N° ép.	**Dim. (mm)**	$\mathbf{G_{12}}$ (MPa)	$\mathbf{E_{22}}$ (MPa)	$\mathbf{F^{R}}$ (kN)	$\boldsymbol{\tau_{12}^{R}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\gamma_{12}^{R}}$ (%)	$\boldsymbol{\sigma_{22}^{R}}$ (MPa)	$\boldsymbol{\varepsilon_{22}^{R}}$ (%)
60. 1	2,1 × 20	5080	8546	3584	47,36	1,08	46,08	0,64
60. 2	2,1 × 20	4796	7606	2976	39,32	0,85	38,26	0,51
60. 3	2,1 × 20	5139	8258	3264	43,13	0,99	41,96	0,60
60. 4	2,1 × 20							
60. 5	2,1 × 20	4563	7439	3488	45,67	1,15	44,43	0,67
Moyenne	2,1 × 20	**4895**	**7962**	**3328**	**43,9**	**1,02**	**42,68**	**0,60**
Ecart-type	0	231	455	234	3,03	0,11	2,94	0,06

Tableau A6. Résultats des essais de traction sur des éprouvettes T700/M21 $[\pm 60°]_{2s}$.

ANNEXE 5

DIMENSIONNEMENT DES STRATIFIES C/E $[0°]_{24}$ EN FLAMBEMENT

Les éprouvettes nécessaires pour les essais de compression doivent être dimensionnée afin d'éviter le risque de flambement. Le montage des éprouvettes en composite sur la machine d'essais se fait par serrage des talons dans les mors. Le critère de dimensionnement approprié est le 4ème cas du critère d'Euler. L'effort critique au flambement est alors déterminé par :

$$F_{cr} = 4\frac{\pi^2 E_{11}^c I}{L^2} \qquad (A\ 15)$$

où E_{11}^c est le module de compression sens fibres, *I* est le moment quadratique de la poutre et L, la longueur de l'éprouvette. La contrainte à la rupture en traction sens fibres est $\sigma_{11}^t = 2000\,MPa$. Pour une première approximation, nous considérons que la contrainte à la rupture en compression est plus faible que celle en traction : $\sigma_{11}^c = 1500\,MPa$. L'épaisseur du stratifié est déjà fixé à $e = 6\,mm$ (24 plis) tandis que, dans un premier temps, la largeur est choisie $b = 10\,mm$. L'effort F_{crit} peut être alors calculé :

$$F_{cr} = \sigma_{11}^t \cdot b \cdot e = 1500\,MPa \cdot 10\,mm \cdot 6\,mm = 90000\,N \qquad (A\ 16)$$

La longueur critique est :

$$L_{cr} = \frac{L}{2} \qquad (A\ 17)$$

Le moment d'inertie *I* peut être également calculé :

$$I = \frac{b \cdot t^3}{12} = \frac{10\,mm \cdot 216\,mm^3}{12} = 180\,mm^4 \qquad (A\ 18)$$

Le module E_{11}^c est considéré égal au $E_{11}^t = 130000\,MPa$. La longueur de l'éprouvette de compression sens fibres est alors :

$$L_{cr} = \frac{1}{2}\sqrt{4\frac{\pi^2 E_{11}^c I}{F_{cr}}} \cong 50\,mm \qquad (A\ 19)$$

ANNEXE 6

EXPRESSION DES CONTRAINTES DANS UN SYSTEME DE COORDONEES ELLIPTIQUES

Etant donnée la géométrie des éprouvettes de compression C/E $[0°]_{24}$, l'utilisation d'un système de coordonnés elliptiques (η, ξ) est plus adéquate (Figure A15).

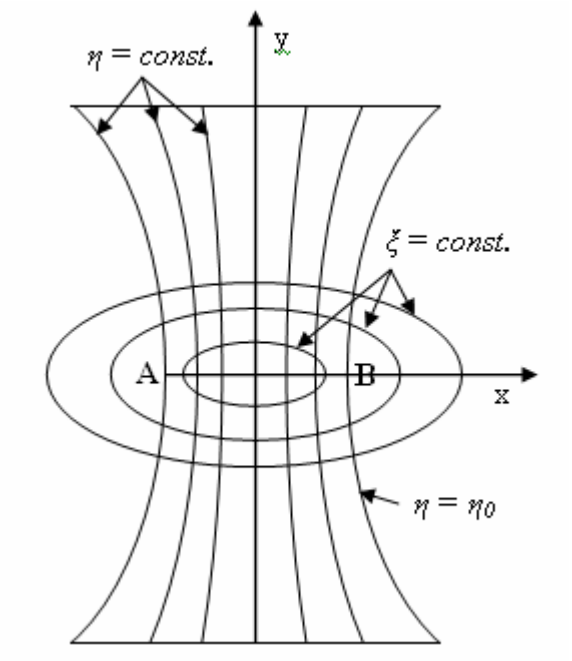


Figure A15. Géométrie des éprouvettes de compression C/E $[0°]_{24}$ dans un système de coordonnées elliptiques.

Les courbes de constante η sont des hyperboles :

$$\left(\frac{x}{c\cdot\cos\eta}\right)^2-\left(\frac{y}{c\cdot\sin\eta}\right)^2=1 \qquad \textit{(A 20)}$$

Les courbes de constante ξ sont des ellipses décrites par l'équation suivante :

$$\left(\frac{x}{c\cdot\cosh\xi}\right)^2+\left(\frac{y}{c\cdot\sinh\xi}\right)^2=1 \qquad \textit{(A 21)}$$

La constante c est définie par :

$$c=\sqrt{a(a+\rho)} \qquad \textit{(A 22)}$$

où a est la demi-largeur minimale de l'éprouvette (a = 3) de l'éprouvette et ρ est le rayon de l'éprouvette.

Le contour de l'éprouvette est décrit par une hyperbole d'équation : $\eta=\eta_0$. La valeur du η_0 est calculée à partir de la formule suivante :

$$\cos\eta_0=\sqrt{\frac{a}{a+\rho}} \qquad \textit{(A 23)}$$

A l'aide des équations (A20) et (A21) nous pouvons exprimer les coordonnées elliptiques en fonction des coordonnées cartésiennes, *x* et *y* :

$$sinh^2\,\xi = \frac{\left(x^2+y^2-c^2\right)+\sqrt{\left(x^2+y^2-c^2\right)+4c^2y^2}}{2c^2} \qquad (A\ 24)$$

$$sinh^2\,\eta = \frac{-\left(x^2+y^2-c^2\right)+\sqrt{\left(x^2+y^2-c^2\right)+4c^2y^2}}{2c^2} \qquad (A\ 25)$$

Afin de calculer les contraintes dans un système de coordonnés elliptique, Timoshenko a utilisé une fonction Φ exprimée à l'aide de deux potentiels complexes $\psi(z)$ et $\chi(z)$:

$$2\phi = \bar{z}\psi(z) + \chi(z) + z\overline{\psi(\bar{z})} + \overline{\chi}(\bar{z}) \qquad (A\ 26)$$

où la variable *z* est le nombre complexe des coordonnées cartésiennes *x* et *y*:

$$z = x + iy \qquad (A\ 27)$$

En coordonnés elliptiques, *z* s'écrit :

$$z = c\cdot\cosh\zeta \qquad (A\ 28)$$

avec :

$$\zeta = \xi + i\eta \qquad (A\ 29)$$

La dérivation du potentiel Φ permet d'obtenir les composants du tenseur de contraintes dans les coordonnés cartésiennes :

$$\sigma_x = \frac{\partial^2\phi}{\partial y^2} = 2\left(\psi'(z)+\overline{\psi'(\bar{z})}\right) - \bar{z}\psi''(z) - \chi''(z) - z\overline{\psi''(\bar{z})} - \overline{\chi''(\bar{z})}$$

$$\sigma_y = \frac{\partial^2\phi}{\partial x^2} = 2\left(\psi'(z)+\overline{\psi'(\bar{z})}\right) + \bar{z}\psi''(z) + \chi''(z) + z\overline{\psi''(\bar{z})} + \overline{\chi''(\bar{z})} \qquad (A\ 30)$$

$$\tau_{xy} = \frac{\partial^2\phi}{\partial x\partial y} = \bar{z}\psi''(z) + \chi''(z) - z\overline{\psi''(\bar{z})} - \overline{\chi''(\bar{z})}$$

Les fonctions complexes $\psi(z)$ et $\chi(z)$ doivent être choisies de telle manière à ce que la contrainte soit nulle à l'infini et donc finie entre *A* et *B* (Figure A15). De plus, la symétrie doit être assurée. Les fonctions suivantes remplissent toutes ces conditions :

$$\psi(z) = -\frac{1}{2}Ai\zeta \qquad (A\ 31)$$

$$\chi(z) = -\frac{1}{2}Aiz\zeta - Bci\cdot\sinh\zeta \qquad (A\ 32)$$

Leurs dérivés s'écrivent :

$$\psi'(z) = -\frac{1}{2}Ai\frac{1}{c\cdot\sinh\zeta} \qquad (A\ 33)$$

$$\psi''(z) = \frac{1}{2} Ai \frac{\cosh\zeta}{c^2 \cdot \sinh^3\zeta} \qquad (A\ 34)$$

$$\chi'(z) = -\frac{1}{2} Ai\zeta - (0.5A + B)i \frac{\cosh\zeta}{\sinh\zeta} \qquad (A\ 35)$$

$$\chi''(z) = -\frac{Ai}{2c \cdot \sinh\zeta} + (0.5A + B)\frac{i}{c \cdot \sinh^3\zeta} \qquad (A\ 36)$$

avec A et B des constantes réelles obtenues à partir de la géométrie du spécimen et de l'effort appliqué F_y :

$$A = \frac{-\pi + 2\eta_0 - \sin 2\eta_0}{F_y} \qquad (A\ 37)$$

$$B = -A \cdot \cos^2\eta_0 \qquad (A\ 38)$$

En introduisant les expressions (A33) à (A38) dans l'équation (A30), nous obtenons les relations suivantes :

$$\begin{aligned}
\sigma_y &= \frac{\partial^2\phi}{\partial x^2} = 2\left(\psi'(z) + \overline{\psi'(\bar{z})}\right) + 2 \cdot \mathrm{Re}\left(\bar{z}\psi''(z)\right) + 2 \cdot \mathrm{Re}\left(\chi''(z)\right) \\
\sigma_x &= \frac{\partial^2\phi}{\partial y^2} = 2\left(\psi'(z) + \overline{\psi'(\bar{z})}\right) - 2 \cdot \mathrm{Re}\left(\bar{z}\psi''(z)\right) - 2 \cdot \mathrm{Re}\left(\chi''(z)\right) \qquad (A\ 39) \\
\tau_{xy} &= \frac{\partial^2\phi}{\partial x \partial y} = 2 \cdot \mathrm{Im}\left(\bar{z}\psi''(z)\right) + 2 \cdot \mathrm{Im}\left(\chi''(z)\right)
\end{aligned}$$

ANNEXE 7

ESSAIS DE FATIGUE SUR DES ASSEMBLAGES MIXTES

Dans le cadre de l'étude préliminaire sur les différents types d'outils et conditions de de perçage, nous nous sommes également intéréssé à l'influence des défauts de perçage sur la tenue en fatigue des assemblages mixtes.

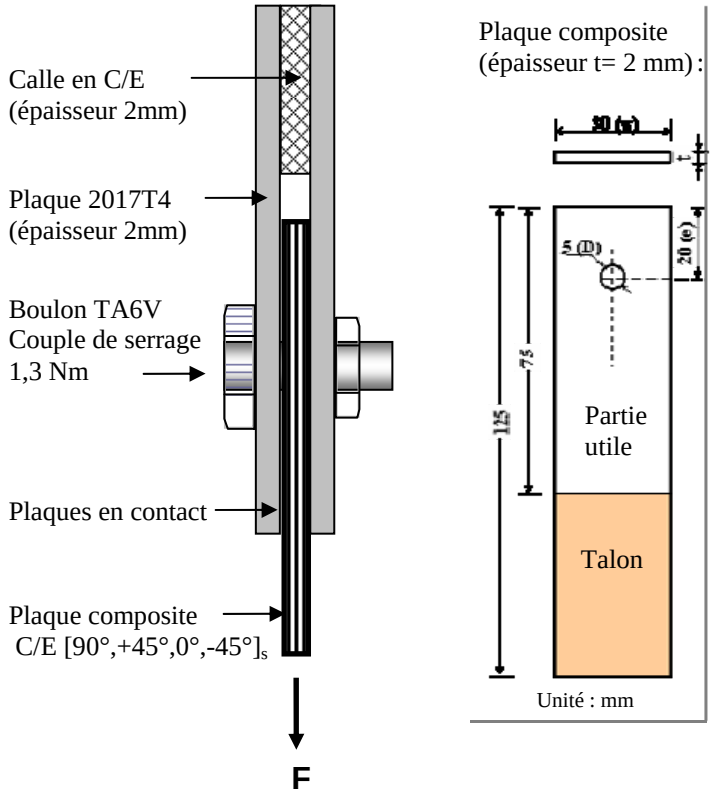


Figure A16. Géométrie des assemblages mixtes testés en fatigue.

La géométrie des assemblages soumis à des essais de fatigue est présentée Figure A16. La plaque composite est en contact direct avec les plaques métalliques. Le boulon en titane TA6V est monté avec un couple de 1,3 Nm. Les plaques composites sont des stratifiés quasi-isotropes [90°,+45°,0°,-45°]s percées avec deux outils différents : un outil spécifique (OS) et un foret usé (FU). Les conditions de coupe choisies sont celles présentées au §VI.5.2.a (Tableau A7).

La sollicitation en fatigue est de type sinusoidal (Figure A17) avec amplitude de l'ordre de 7000 N. Le rapport *R* (*R* = Fmin/Fmax) imposé est nul. Nous avons réalisé deux séries d'essais, une à 5 Hz et une à une fréquence de 10 Hz. Le critère appliqué pour l'arrêt des essais de fatigue a été l'ovalisation du trou : critère à 4% du diamètre de trou (0,2 mm).

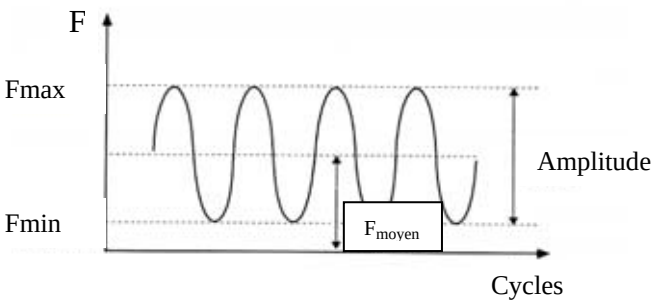


Figure A17. Sollicitation en fatigue.

Le Tableau A8 montre la configuration des essais de fatigue ainsi que le nombre de cyles effectués jusqu'à une ovalisation de 0,2 mm. A une sollicitation de fréquence 5 Hz, pour des stratifiés sans défauts initiaux (percés avec l'outil OS) le critère est atteint au bout de 2,5 milions de cycles tandis que pour des stratifiés avec défauts de perçage (outil de perçage : FU) le critère est atteint après moins d'un millions de cycles. A 10 Hz, les résultats sont similaires. L'effet cumulatif de l'augmentation de la sollicitation de fréquence et de la legère baisse de F_{max} a une forte influence sur la tenue en fatigues des stratifiés. En effet, à 10 Hz et R = 0,17, pour un stratifiés sans défauts initiaux, le critère n'est pas encore atteint après 3,5 milions de cycles (l'ovalisation est de seulement 0,008 mm).

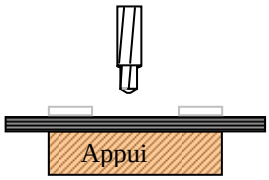
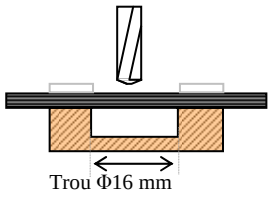
Outil de coupe	**Conditions de coupe**	**Conditions d'appui**	**Défauts de perçage**
OUTIL SPECIFIQUE (OS)	Perçage : N = 3600 tours/min f = 0,01mm/dent/tour		Bonne qualité du trou (pas de défauts visibles)
FORET HELICOÏDAL (FU)	Perçage : N = 3600 tours / min f = 0,05mm/dent/tour		Délaminage en sortie (taille ≈ 5 mm) et en entrée (≈ 2 mm) du trou. Défauts de paroi (rugosité, circularité…)

Tableau A7. *Conditions de perçage des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ sollicités en fatigue.*

Outil de perçage	**Fréquence**	**R = Fmin/Fmax**	**Fmax**	**Fmin**	**Ovalisation**	**Nb. Cycles**
Outil spécifique (OS)	5 Hz	~ 0	7 kN	~ 0 kN	0,2 mm	2500000
Foret usé (FU)	5 Hz	~ 0	7 kN	~ 0 kN	0,2 mm	900000
Outil spécifique (OS)	10 Hz	0,13	6,8 kN	0,9 kN	0,008 mm	***3500000 !***
Foret usé (FU)	10 Hz	0,17	6,8 kN	1,2 kN	0,2 mm	1700000

Tableau A8. Résultats des essais de fatigue sur des assemblages mixtes avec serrage.

Nous pouvons donc conclure sur le comportement nettement meilleur en fatigue des stratifiés sans défauts initiaux par rapport à ceux présentant des défauts de perçage.

Les assemblages faisant l'objet des essais en fatigue sont des assemblages avec serrage dont les composants (composite et plaques métalliques) sont en contact direct (pas de mastic intercalaire). De ce fait, l'augmentation

de la température dans la zone de serrage a détérminé des dommages autour du trou Figure A18. En effet, ce type d'endommagement concerne uniquement la résine époxy en raison d'une température locale supérieure à la température de transition vitreuse de la résine époxy M21. En pratique, la pose de mastic entre les composants des assemblages boulonnés permet d'éviter de ce phénomène.

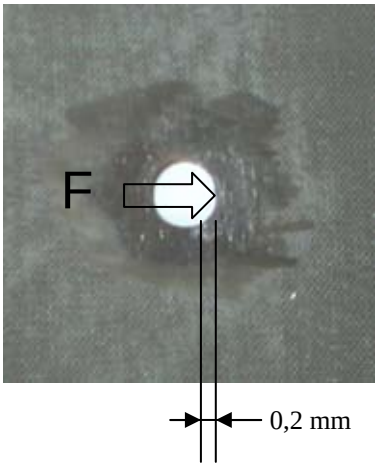


Figure A18. Dommages créés dans un stratifié C/E sollicité en fatigue à cause de la friction aves les plaques métalliques.

ANNEXE 8

DISPERSION DES RESULTATS D'ESSAIS SUR DES ASSEMBLAGES MIXTES

Les résultats d'une partie d'essais de traction sur des assemblages mixtes avec et sans serrage sont présentés sur les tableaux ci-après. En effet, un nombre suffisant d'essais a été réalisé uniquement pour des stratifiés percés à faible avance (f = 0,01 mm/dent/tr).

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_s$ (2 mm) Perçage avec appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	470	425	3400
Plage valeurs	423 - 517	385 - 502	3000 - 4013
Ecart type	26	44	350
Ecart type/moyenne	5,50%	10%	10%

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_s$ (2 mm) Perçage sans appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	480	440	3040
Plage valeurs	464 - 531	408 - 477	2841 - 3230
Ecart type	29	49	275
Ecart type/moyenne	6%	10%	9%

Tableau A9. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage sans serrage.

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_s$ (2 mm) Perçage avec appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	815	468	3000
Plage valeurs	781-858	448 - 488	2857 - 3264
Ecart type	26	15	165
Ecart type/moyenne	3,2%	3,2%	6%

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_s$ (2 mm) Perçage sans appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	812	470	3500
Plage valeurs	791 - 840	432 - 492	3143-3802
Ecart type	19	21	250
Ecart type/moyenne	2,3%	4,5%	7%

Tableau A10. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés [90°,+45°,0°,-45°]$_s$ percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage avec serrage.

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_{2s}$ (4 mm) Perçage avec appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	600	475	3070
Plage valeurs	582 - 615	325 - 520	2970 - 3180
Ecart type	13	48	108
Ecart type/moyenne	2%	10%	4%

C/E [90°,+45°,0° ,-45°]$_{2s}$ (4 mm) Perçage sans appui, f = 0,01mm/dent/tr	**σ_{pic}** (MPa)	**$\sigma_{élastique}$** (MPa)	**Raideur initiale** (MPa/mm)
Moyenne	590	440	3240
Plage valeurs	560 - 604	413 - 485	3085 - 3530
Ecart type	34	33	240
Ecart type/moyenne	6%	8%	7%

Tableau A11. Résultats d'essais de matage sur des stratifiés C/E [90°,+45°,0°,-45°]$_{2s}$ percés à 0,01 mm/dent/tr – Assemblage sans serrage.

Les tableaux A9, A10 et A11 montrent que la dispersion des résultats est relativement importante : l'écart type varie de 2 à 10% par rapport à la moyenne des résultats. Des nombreux facteurs peuvent être source d'erreur et de dispersion des résultats expérimentaux :

- la mise en œuvre des plaques composites ;
- le perçage des éprouvettes C/E ;
- le serrage des éprouvettes dans les mors de la machine d'essai ;
- la flexion du boulon dans le cas des assemblages boulonnés ;
- la méthode de mesure de l'ovalisation du trou pour calculer la raideur des assemblages boulonnés ;
- la fréquence d'acquisition des résultats d'essais sur la machine INSTRON ;
- etc.

La mise en œuvre des stratifiés est, en ordre chronologique, le premier facteur qui peut avoir une influence sur la dispersion des résultats d'essais. Des erreurs liées au drapage manuel (angle des plis, inclusions, bulles d'air emprisonnées entre les plis, …) ou à la cuisson des stratifiés (polymérisation incomplète de la résine, adhésion imparfaite entre la résine et les fibres par endroits) ne pourront jamais être exclues. De plus, des défauts de planéité et des excès de matrice par endroits sont également des éléments perturbateurs pour les essais de matage (influence sur la contrainte de matage et sur la raideur).

Lors du perçage des stratifiés C/E, la reproductibilité de la qualité du trou (même défauts pour des conditions de perçage identiques) dépend de plusieurs éléments comme par exemple : les vibrations, le mode de fixation de la pièce à percer, le degré d'usure de l'outil, … En plus de ces facteurs liés à la méthode de perçage, le matériau à percer influence évidemment lui aussi la qualité du perçage (orientation des plis, défauts d'alignement des fibres, excès de matrice par endroits).

La procédure d'essai et d'acquisition des résultats est un des éléments essentiels dans la validité des résultats expérimentaux. Tout d'abord, la mise en place de l'éprouvette sur la machine d'essai doit être correctement réalisée : alignement des mors et ensuite serrage des éprouvettes au niveau des talons. Si, après serrage, l'éprouvette n'est pas parfaitement alignée dans le sens de l'effort appliqué, des moments de flexion/torsion apparaissent. Ceci génère une sollicitation supplémentaire de l'échantillon, d'où son endommagement prématuré.

Lors des essais, il faut également s'assurer de la validité des informations acquises (effort, déformations). Pour le calcul de la raideur, la mesure de la déformation du trou à l'aide d'un extensomètre inclue également les déformations élastiques ainsi que le jeu entre les différents composants de l'assemblage. La mesure de

l'ovalisation du trou est donc fortement perturbée par ces paramètres, d'où la grande dispersion des raideurs des assemblages.

D'autres éléments qui justifieraient la dispersion des résultats, notamment en termes de contraintes de matage, sont liés à l'interface boulon/paroi de trou : jeu, contact initial non plan, défauts de circularité et cylindricité du trou, flexion, rotation du boulon, … Ces éléments varient beaucoup d'un assemblage à un autre et peuvent accélérer ou plus rarement retarder (à cause du jeu, par exemple) le phénomène de matage.

Une autre source d'erreur est le système d'acquisition des mesures de déformation (la fréquence d'acquisition des mesures de déformation, ...). Dans le cadre de cette étude, les phénomènes de matage se produisent à des niveaux de déplacement/déformation faibles, de l'ordre de 0,2 mm à 1 mm. Le capteur de la machine d'essais INSTRON mesure des déplacements jusqu'à 100 mm, d'où une précision plus réduite pour les déplacements appliqués dans le cadre de ce travail expérimental.

INTERACTION ENTRE LES DEFAUTS D'USINAGE ET LA TENUE EN MATAGE D'ASSEMBLAGES BOULONNES EN CARBONE/EPOXY

Résumé :

L'objectif de cette étude est d'établir l'influence des défauts de perçage sur la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/époxy.

La première partie de l'étude montre l'influence des conditions de perçage sur la taille et la forme des défauts créés au sein de stratifiés carbone/époxy quasi-isotropes. Pour toutes les conditions de perçage testées, l'augmentation de la vitesse d'avance génère l'accroissement des défauts (délaminages, arrachement de fibres et de matrice, défauts de circularité …)

Dans la deuxième partie, des essais de traction quasi-statiques ont été réalisés sur des assemblages boulonnés hybrides (métal/composite/métal). Les différentes configurations testées ont montré que les défauts de perçage peuvent diminuer de manière significative la résistance en matage des stratifiés sollicités au sein d'assemblages avec et sans serrage. Les résultats expérimentaux ont également mis en évidence le fait que l'effort de serrage permet d'améliorer considérablement la résistance en matage des composites stratifiés. Les observations microscopiques ont permis de décrire le mécanisme d'endommagement par matage comme un phénomène gouverné par des micro-flambements de fibres, des fissurations matricielles et des délaminages. Un critère de rupture en matage basé sur la rupture en compression sens fibres a été proposé.

La dernière partie de l'étude concerne la modélisation 3D par éléments finis des assemblages boulonnés avec et sans serrage. Le modèle numérique prend en compte les conditions de contact à l'interface boulon/paroi de trou, le jeu boulon/trou et le comportement non-linéaire en compression sens fibres. Les résultats des simulations ont montré une bonne corrélation en termes de raideur globale et d'apparition des premiers dommages (fissuration et rupture de fibres en compression) avec les résultats expérimentaux.

Mots clés : assemblages boulonnés, stratifiés carbone/époxy, défauts de perçage, endommagement par matage, modèle éléments finis 3D.

INTERACTION BETWEEN DRILLING DEFECTS AND BEARING BEHAVIOUR OF CARBON/EPOXY BOLTED JOINTS

Abstract :

The aim of this study is to show the relationship between drilling defects and bearing behaviour of carbon/epoxy bolted joints.

The first part of the study shows the effects of drilling conditions on the size and the shape of defects generated in carbon/epoxy quasi-isotropic laminates. For all the drilling conditions tested, higher feed speed increases the size of defects (delaminations, chip-out of fibres and matrix, circularity defects …).

In the second part, quasi-static tensile tests were performed on hybrid bolted joints (metal/composite/metal). Various test configurations showed that drilling defects can significantly reduce the bearing strengths of bolt-loaded and pin-loaded laminates. Experimental results also showed that the bolt clamping force considerably increases the bearing strength of composite laminates. From microscopic observations it was found that bearing damage mechanism is governed by fiber micro-buckling, matrix cracking and delaminations. A bearing failure criterion based on fibres compressive failure has been proposed.

The last part of the study presents the 3D finite elements modelling of composite bolt-loaded and pin-loaded joints. The numerical model takes into account the contact conditions at the bolt/hole boundary, bolt/hole clearance, progressive damage and compressive non-linear behaviour of fibres loaded in the longitudinal direction. The simulations results agreed well with the global stiffness and the bearing damages (matrix cracking and fibres compressive failure) observed in the experimental part of the study.

Key words : bolted joints, carbon/epoxy laminates, drilling defects, bearing damage mechanism, 3D finite element model.