



**HAL**  
open science

# Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage des structures aéronautiques

Landry Kamgaing Souop

► **To cite this version:**

Landry Kamgaing Souop. Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage des structures aéronautiques. Génie mécanique [physics.class-ph]. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2020. Français. NNT : 2020TOU30114 . tel-03117814

**HAL Id: tel-03117814**

**<https://theses.hal.science/tel-03117814>**

Submitted on 21 Jan 2021

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Université Fédérale



Toulouse Midi-Pyrénées

# THÈSE

## En vue de l'obtention du DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par l'Université Toulouse 3 - Paul Sabatier

---

Présentée et soutenue par

**Landry KAMGAING SOUOP**

Le 9 novembre 2020

### Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage de structures aéronautiques

---

Ecole doctorale : **MEGEP - Mécanique, Energétique, Génie civil, Procédés**

Spécialité : **Génie mécanique, mécanique des matériaux**

Unité de recherche :

**ICA - Institut Clément Ader**

Thèse dirigée par

**Yann LANDON et Johanna SENATORE**

Jury

<b>M. Mehdi CHERIF,</b>	Professeur des Universités, ENSAM Bordeaux,	Rapporteur
<b>M. Guénaël GERMAIN,</b>	Professeur des Universités, ENSAM Angers,	Rapporteur
<b>M. Jean-Marc LINARES,</b>	Professeur des Universités, IUT d'Aix Marseille,	Examineur
<b>M. Walter RUBIO,</b>	Professeur des Universités, Université Toulouse 3,	Examineur
<b>M. Alain AUFFRET,</b>	Directeur Technique, Société PRECISE FRANCE,	Examineur
<b>M. Alain DAIDIE,</b>	Professeur des Universités, INSA Toulouse,	Examineur
<b>M. Yann LANDON,</b>	Professeur des Universités, Université Toulouse 3,	Directeur de thèse
<b>Mme Johanna SENATORE,</b>	Maître de Conférences, Université Toulouse 3,	Co-directrice de thèse







*Je dédie cette thèse à mes parents, M. & Mme SOUOP.*

*Puissez-vous voir en ce travail le fruit de tous vos sacrifices consentis pour mon éducation et  
l'expression de ma plus profonde gratitude.*



# Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier l'ensemble des membres du jury qui m'ont fait l'honneur d'examiner ces travaux de thèse, tout particulièrement M. Mehdi CHERIF et M. Guénaël GERMAIN qui ont accepté d'être mes rapporteurs de thèse, et pour la qualité de leurs différentes réflexions. Je remercie également M. Jean-Marc LINARES pour avoir présidé ce jury, et M. Walter RUBIO pour sa participation remarquable et très pertinente.

Je souhaite évidemment exprimer très sincèrement et chaleureusement toute ma gratitude à mes directeurs et encadrants de thèse Yann LANDON, Johanna SENATORE et Alain DAIDIE, pour la confiance qu'ils m'ont accordée dès le début et tout au long de ces travaux de thèse. Merci pour leur disponibilité sans faille, leur soutien multiforme et leurs conseils. Leurs riches expériences et compétences, leur bonne humeur perpétuelle et surtout leurs grandes qualités humaines m'ont été d'une très grande aide. Je n'aurais pas pu avoir une meilleure équipe d'encadrement et je vous serai éternellement reconnaissant.

Ces travaux de thèse se sont déroulés dans le cadre du projet européen RODEO financé par l'initiative conjointe CleanSky2. J'aimerais remercier ici tous les différents acteurs impliqués dans ce projet à savoir PRECISE France, KUKA, MITIS, et le LS2N de l'université de Nantes. Un merci particulier à Alain AUFFRET de la société PRECISE France pour son expertise et sa disponibilité permanente (y compris pendant ses congés). Merci pour la mise à disposition de tous les moyens qui ont été nécessaires pour le bon déroulement de ces travaux ainsi que pour ses promptes réactions face à mes interrogations et besoins.

Je remercie également l'ensemble des techniciens, ingénieurs et enseignants-chercheurs pour leur aide précieuse tout au long de ma thèse. Un merci particulier à Abdallah BOUZID, Nicolas LAURIEN, Anis HOR, Medhi SALEM, Pierre-André REY, Anna-Carla ARAUJO et Véronique GODIVIER de l'ISAE-SUPAERO pour leur disponibilité et conseils très avisés. Merci à Florian BUGARIN, Stéphane SEGONDS, Guillaume COHEN, Patrick GILLES, Pablo NAVARRO pour les merveilleux moments qu'ils m'ont fait vivre à l'ICA avec leurs discussions toujours divertissantes.

Merci à mes collègues (anciens et nouveaux doctorants, post-doctorants, ingénieurs) pour leurs aides et avec qui j'ai passé d'excellents moments : JIM, Geneviève, Laure, Colantonio, Wafaa, Silvio, Florian, Julien dit « juju la bi\*\*h », Adama, Jennifer, Thibaut, Adeline, Simon, Varun, Guillermo dit « El Diablo », Lara, Hassan, Louis, Ldjoudi, Ange, Sylvain, Benjamin, Léonard Montassar, Tohme. Mes remerciements les plus chaleureux à ma co-bureau Alexandra. Merci pour tous nos différents échanges et séances de brainstorming sur nos sujets respectifs, pour le soutien moral (aussi ^^), pour les coups de pressions et de stress (très fréquents :p). Ça a été un réel plaisir de travailler avec une personne aussi tenace et déterminée que toi.

A tous ceux qui, de près ou de loin m'ont assisté d'une manière ou d'une autre dans la réalisation de ces travaux, je tiens à vous dire merci.

Mes derniers remerciements s'adressent à toute ma grande famille et mes amis pour leur présence, leur soutien indéfectible, pour avoir cédé à mes petits caprices de thésard. Chacun, à sa

manière, a su m'encourager et me remonter le moral surtout dans les moments les plus difficiles de la thèse et je vous tiens à vous exprimer ici ma profonde reconnaissance.

# Table des matières

Table des matières.....	
Table des figures.....	v
Liste des tableaux.....	xi
Introduction générale.....	1
Contexte industriel : Projet RODEO.....	4
Méthodologie proposée.....	5
Organisation du manuscrit de thèse.....	6
Chapitre 1.    Etat de l'art.....	9
1.1. Le perçage orbital.....	11
1.1.1. Définition et cinématique.....	11
1.1.2. Perçage orbital vs perçage axial.....	11
1.1.2.1. Avantages du perçage orbital.....	11
1.1.2.2. Limites du perçage orbital.....	13
1.1.3. Perçage orbital et alliage d'aluminium AA2024-T351.....	16
1.1.4. Synthèse.....	18
1.2. Le matériau d'étude : alliage d'aluminium AA2024 – T351.....	18
1.2.1. Caractéristiques de l'AA2024-T351.....	18
1.2.1.1. Mise en forme et traitements thermiques.....	18
1.2.1.2. Microstructure et texture morphologique de l'AA2024-T351.....	21
1.2.1.3. Propriétés mécaniques et physiques de l'AA2024-T351.....	21
1.2.2. Usinage Grande Vitesse vs usinage conventionnel : Usinabilité de l'AA2024-T351.....	22
1.2.2.1. Efforts de coupe.....	23
1.2.2.2. Usure de l'outil : Fluides de coupe & optimisation de l'outil.....	24
1.2.2.3. Respect des tolérances géométriques et dimensionnelles.....	27
1.2.3. De l'usinage à l'intégrité de surface de l'AA2024.....	28
1.2.3.1. Le paramètre topographique : La rugosité.....	28
1.2.3.2. Paramètre mécanique : Les contraintes résiduelles.....	30
1.2.3.3. Paramètre métallurgique : la microstructure.....	38
1.2.3.4. Paramètre qualitatif en usinage : la bavure.....	40
1.2.4. De l'intégrité de surface à la durée de vie en fatigue pour l'AA2024-T351... ..	42
1.2.4.1. Influence de la rugosité.....	44
1.2.4.2. Influence des paramètres mécaniques et métallurgiques.....	45

1.2.5.Synthèse.....	47
1.3. Traitements mécaniques de surface et applications aux alliages d'aluminium.....	47
1.3.1.Le galetage.....	48
1.3.2.Le galetage et les alliages d'aluminium de la série 2000 .....	51
1.3.2.1. Influence du galetage sur l'état de surface .....	52
1.3.2.2. Influence du galetage sur les contraintes résiduelles.....	52
1.3.2.3. Influence du galetage sur l'écrouissage.....	54
1.3.2.4. Influence sur la tenue en fatigue des alliages AA2024-T3 traités par galetage	56
1.3.3.Aperçu des Modélisations par Éléments Finis du galetage .....	57
1.3.4.Synthèse.....	59
1.4. Contexte et verrous scientifiques de l'étude .....	59
Chapitre 2. Couple Outil-Matière en perçage orbital: Vers une optimisation des paramètres du perçage orbital haute vitesse.....	63
2.1. Principe du Couple Outil-Matière et problématique en perçage orbital .....	65
2.1.1.Principe du couple outil-matière.....	65
2.1.2.Problématique du COM en perçage orbital .....	68
2.2. Proposition d'une méthode d'optimisation en perçage orbital .....	69
2.3. Application et résultats .....	70
2.3.1.Moyens d'essais.....	70
2.3.1.1. Outils et éprouvettes .....	70
2.3.1.2. Dispositif de perçage orbital.....	70
2.3.2.Résultats du COM orbital .....	71
2.3.2.1. Efforts de coupe et morphologie des copeaux en perçage orbital .....	71
2.3.2.2. Détermination de la vitesse de coupe optimale .....	72
2.3.2.3. Détermination du pas hélicoïdal optimal.....	74
2.3.2.4. Détermination de l'avance axiale optimale .....	74
2.3.3.Qualités dimensionnelles et géométriques .....	75
2.3.4.État de surface .....	77
2.4. Conclusions.....	78
Chapitre 3. Étude numérique du procédé de galetage orbital .....	81
3.1. Introduction à l'étude numérique.....	83
3.2. Identification des paramètres de modélisation.....	85
3.2.1.Loi de comportement matériau.....	85
3.2.2.Loi de contact outil-pièce .....	89
3.2.2.1. Définition de la loi de contact.....	89

---

3.2.2.2. Résolutions numériques des problèmes de contact avec ABAQUS/Explicit.....	92
3.3. Description du Modèle Éléments Finis.....	93
3.3.1. Géométrie et conditions aux limites.....	93
3.3.2. Maillage.....	97
3.3.2.1. Choix des éléments de maillage.....	97
3.3.2.2. Convergence du maillage.....	100
3.3.3. Etude de la scalabilité du modèle.....	102
3.4. Étude du niveau de galetage et de l'influence des conditions de galetage.....	104
3.4.1. Étude du niveau de galetage orbital.....	104
3.4.1.1. Contraintes résiduelles.....	104
3.4.1.2. Évaluation du taux d'écrouissage.....	106
3.4.1.3. Bavures.....	107
3.4.1.4. Forme et taux résiduel d'expansion radiale de l'alésage.....	107
3.4.2. Influence de la configuration de galetage.....	108
3.4.2.1. Contraintes résiduelles et écrouissage.....	108
3.4.2.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale.....	109
3.4.3. Influence de la vitesse de rotation outil.....	110
3.4.3.1. Contraintes résiduelles et écrouissage.....	110
3.4.3.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale.....	111
3.4.4. Influence de la remontée de l'outil.....	112
3.4.4.1. Contraintes résiduelles et écrouissage.....	112
3.4.4.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale.....	113
3.4.5. Synthèse.....	114
3.5. Validation expérimentale du modèle éléments finis.....	115
3.5.1. Efforts de galetage.....	117
3.5.2. Évaluation des contraintes résiduelles par DRX en bord de plaque.....	117
3.5.3. Taux d'écrouissage et microdureté.....	118
3.5.4. Synthèse.....	120
3.6. Conclusion de l'étude numérique.....	120
Chapitre 4. Caractérisation expérimentale de l'intégrité de surface des alésages et performances en fatigue.....	123
4.1. Procédure expérimentale.....	125
4.1.1. Rappel des exigences industrielles sur les alésages.....	125
4.1.2. Processus de perçage et de galetage orbital.....	125
4.2. Caractérisation des procédés et de l'intégrité des alésages.....	127

---

4.2.1. Caractérisation des procédés .....	127
4.2.1.1. Efforts de coupe et de galetage orbital .....	127
4.2.1.2. Qualités dimensionnelles et géométriques .....	129
4.2.2. Analyse de l'intégrité des alésages .....	129
4.2.2.1. Bavures .....	129
4.2.2.2. Etat de surface .....	131
4.2.2.3. Évaluation des contraintes résiduelles .....	131
4.2.2.4. Évaluation des niveaux d'écrouissage : microdureté et nanoindentation 134	
4.2.3. Synthèse .....	135
4.3. Performances en fatigue des alésages .....	135
4.3.1. Définition des campagnes d'essais et des cas d'études .....	135
4.3.2. Essais de fatigue trous non habités .....	136
4.3.2.1. Essais à iso-contraintes .....	137
4.3.2.2. Courbes de Wöhler .....	140
4.3.3. Essais de fatigue trous habités .....	141
4.3.4. Synthèse des essais de fatigue .....	143
4.4. Conclusion de l'étude expérimentale .....	143
Conclusion générale et perspectives .....	145
Conclusion générale .....	147
Perspectives .....	148
Bibliographie .....	149
Annexes .....	165
Annexe A : Couple outil-matière du perçage orbital en avalant .....	167
A1. Détermination des paramètres optimisés .....	167
A1-1. Détermination de la vitesse de rotation outil optimale .....	167
A1-2. Détermination du pas hélicoïdal optimal .....	168
A1-3. Détermination de la vitesse d'avance optimale .....	168
A2. Qualités dimensionnelles et géométriques .....	169
A3. État de surface .....	170
Annexe B : Niveaux de contraintes résiduelles en fonction de la profondeur de la pénétration d'outil .....	171
Annexe C : Conditions expérimentales de diffraction des rayons X .....	175

# Table des figures

Figure 0.1: Distributions des principaux matériaux aéronautiques : (a) Airbus (b) Boeing (Zhu et al., 2018).....	4
Figure 0.2: (a) CAO de la porte cargo ; (b) Structure interne réalisée en empilage, (c) d'aluminium, (d) d'aluminium/CFRP .....	5
Figure 1.1: Cinématique du perçage orbital.....	11
Figure 1.2: Différents profils de perçage possible en perçage orbital (Lutze, 2008).....	12
Figure 1.3: Efforts de coupe axiaux à l'origine du délaminage (a) perçage axial, (b) perçage orbital .....	12
Figure 1.4: Système d'évacuation des copeaux par aspiration (Whinnem et al., 2008).....	13
Figure 1.5: Formation de capsule en perçage orbital (Brinksmeier & Fangmann, 2010).....	14
Figure 1.6: Influence de la vitesse d'avance axial (a) et du rapport Dtrou/Doutil (b) sur la formation de capsule lors du perçage orbital de l'AA2024 (Brinksmeier & Fangmann, 2010).....	14
Figure 1.7: Masse des capsules en fonction de différentes géométries d'outils (Lutze, 2008).....	15
Figure 1.8: Courbes de Wöhler du perçage axial et du perçage orbital sur l'alliage d'aluminium (Deitert, 2011) .....	16
Figure 1.9: (a) Points de mesures – (b) Contraintes résiduelles après différents procédés de perçage (Deitert, 2011) .....	16
Figure 1.10: Comparaison des nombres de cycles à la rupture de l'AA2024 et du Ti-4Al-6V pour différents procédés de perçage (Sun et al., 2016).....	17
Figure 1.11: Essais de nanoindentation sur la « couche blanche » formée au cours du perçage axial de l'AA2024 : (a) Image optique de la matrice d'indents, (b) Résultats de microdureté, (c) Modules d'Young (Sun et al., 2016) .....	17
Figure 1.12: a) Particules intermétalliques grossières formées lors de la solidification ; b) Fragmentation et redistribution des particules intermétalliques dans la direction de laminage (photo en MEB-FEG: Field Emission Gun sur échantillon poli) (Pauze, 2008).....	19
Figure 1.13: Schéma représentatif du traitement thermique T3 des alliages d'aluminium à durcissement structural (Accary, 2014).....	20
Figure 1.14: Schéma récapitulatif de l'état thermique de l'alliage AA2024-T351 (Pauze, 2008) .	20
Figure 1.15: a) Texture morphologique de l'AA2024-T351, révélée en micrographie optique suite à une oxydation anodique ; b) Dimensions caractéristiques d'un grain ; c) Profil de texture morphologique dans l'épaisseur de la tôle (Pauze, 2008).....	21
Figure 1.16: Evolution des propriétés mécaniques et de la tenue à la corrosion des alliages à durcissement structural en fonction de la durée de revenu (Shreir, 1979).....	21
Figure 1.17: Evolution des efforts de coupe en fonction de la vitesse de coupe $V_c$ pour différentes valeurs d'avance à la dent $f_z$ lors du fraisage de l'AA2024-T351 (Salguero et al., 2013).....	24
Figure 1.18 : Evolution des efforts de coupe en fonction de la vitesse de rotation au cours du perçage UGV de l'AA2024-T3 (Nair et al., 2002).....	24
Figure 1.19: Formation d'une BUE au cours de la coupe orthogonale de l'AA2024-T351 avec une vitesse de coupe $V_c=60\text{m/min}$ , une avance $f=0.1\text{mm}$ et un angle de coupe $=0^\circ$ (Haddag et al., 2016) .....	25
Figure 1.20: Décomposition d'une surface mesurée (Limido, 2008).....	29

Figure 1.21 : Influence de la vitesse de coupe et de l'avance à la dent lors du fraisage de l'AA2024 (Kim & Kang, 1997) .....	30
Figure 1.22 : Représentation des différents ordres de contraintes résiduelles en fonction de l'échelle d'observation.....	31
Figure 1.23 : Profondeur de pénétration et résolution spatiale des méthodes d'évaluation de contraintes résiduelles (Rossini et al., 2012).....	33
Figure 1.24 : Présentation du principe d'analyse de contraintes résiduelles par DRX .....	34
Figure 1.25 : Exemple de courbe graphique $\varepsilon\Phi\Psi = f\sin 2\Psi$ obtenue après diffraction (Jerez Mesa, 2018).....	35
Figure 1.26 : Discontinuité du volume diffractant et variation en fonction de $\psi$ (François & Sprael, 1996).....	36
Figure 1.27 : Difficultés d'application de la DRX liées à la géométrie de l'échantillon.....	36
Figure 1.28 : Application de la « splitting method » sur les tubes à parois mince (Rossini et al., 2012).....	37
Figure 1.29 : Représentation schématique des résultats de l'influence des conditions de perçage de l'Inconel 718 sur les contraintes résiduelles (d'après (Perrin, 2007)).....	38
Figure 1.30 : Influence de l'usinage sur le fraisage de l'Al7449-T7651 (Denkena, Boehnke, & de León, 2008) .....	38
Figure 1.31 : Formation de la couche blanche lors du perçage d'un acier (AISI 4340)(Davim, 2009) .....	39
Figure 1.32 : Description de la géométrie de la bavure en perçage selon Pilný et al. (Pilný et al., 2012).....	40
Figure 1.33 : Classification des bavures en perçage (Ko & Lee, 2001) .....	41
Figure 1.34 : Influence des conditions de coupe sur les valeurs moyennes des hauteurs (a) et des largeurs de racine de bavure (b) (Giasin et al., 2016) .....	42
Figure 1.35 : Influence des conditions de coupe en fraisage de l'AA2024 sur la bavure (Kim & Kang, 1997).....	42
Figure 1.36 : Illustration d'une courbe de wöhler .....	43
Figure 1.37 : Rupture par fretting fatigue à l'extrémité d'une éprouvette en AA2024-T351 lors d'un essai de fatigue (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) .....	44
Figure 1.38 : Influence de la procédure de perçage sur la tenue en fatigue (Everett Jr., 2004) .....	46
Figure 1.39 : Schéma du principe du procédé de galetage .....	49
Figure 1.40 : « Slide Burnishing » d'une tige en 2024-T3 (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017).....	51
Figure 1.41: Influence des paramètres conventionnels du « Slide Burnishing » sur la rugosité (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017).....	52
Figure 1.42 : Influence du nombre de passe sur la rugosité (Maximov et al., 2017) .....	52
Figure 1.43: Sens du « sliding burnishing » observés dans les études de Maximov et al. (Maximov et al., 2017).....	52
Figure 1.44 : Schéma représentatif de l'influence des paramètres additionnels du SB sur les contraintes résiduelles de l'AA2024-T3 (d'après (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017)) .....	53
Figure 1.45 : Influence des paramètres additionnels du SB de l'AA2024-T3 sur les contraintes résiduelles (d'après (Jordan T. Maximov et al., 2019)) .....	54
Figure 1.46 : Etude de l'influence des paramètres conventionnels du SB sur les contraintes résiduelles par MEF : (a) r=2 mm, (b) r=3 mm, (c) r=4 mm, (d) r=5 mm (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) .....	54

Figure 1.47 : Influence des paramètres additionnels du SB sur la microdureté: (a) unidirectionnel+lub – (b) bidirectionnel+lub – (c) unidirectionnel+à sec (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017).....	55
Figure 1.48 : Influence de la force de galetage (a) et du nombre de passes (b) sur la dureté d'un alliage AlCu5,3 (d'après (Hassan 1997)) .....	55
Figure 1.49 : Influence de l'avance (a) et de la vitesse (b) sur la dureté d'un alliage AlCu5,3 (d'après (Hassan & Al-Wahhab, 1998) .....	56
Figure 1.50 : Optimisation des paramètres conventionnels du SB sur la durée de vie: (a) influence sur la durée de vie (b) influence sur la rugosité (d'après (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017)).....	56
Figure 1.51 : Formes géométriques de pièces étudiées en galetage par Travieso-Rodríguez et al. (Travieso-Rodríguez et al., 2011).....	57
Figure 1.52 : Influence du taux de chevauchement (a) et du coefficient de frottement (b) de galetage du Ti-6Al-4V sur les contraintes résiduelles (Manouchehrifar & Alasvand, 2012).....	58
Figure 1.53 : Profil des contraintes résiduelles avant et après SB de l'AA2024-T3 (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) .....	58
Figure 1.54 : Profils d'écrouissage obtenus par modélisation EF du SB sur l'AA2024-T3 r=3mm (a) et r=4mm (b) (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) .....	59
Figure 1.55 : Opérations de perçage orbital (a) et galetage orbital (b).....	60
Figure 2.1 : Exemple de domaine technologique prédéterminé .....	66
Figure 2.2 : Allures des courbes de l'effort spécifique Kc en fonction de la vitesse de coupe Vc et de l'avance f.....	67
Figure 2.3 : Morphologie des copeaux en fonction de l'avance lors de l'usinage du titane (Bonnet, 2010).....	67
Figure 2.4: Etapes successives d'optimisation du perçage orbital (COM orbital).....	69
Figure 2.5 : Fraise de perçage orbital (PRECISE France).....	70
Figure 2.6: Unité de perçage orbital - ORBIBOT (PRECISE France).....	70
Figure 2.7 : (a) Centre d'usinage 5axes DMG DMU85 (b) Montage expérimental du perçage orbital .....	71
Figure 2.8 : (a) Repère de mesure d'efforts et observation de poussières de copeaux issue du perçage orbital de l'AA2024 – (b) Efforts de coupe en perçage orbital (N=4000tr/min, Norb=1375tr/min et Vfa=55mm/min) - (c) Efforts de coupe en perçage axial (N=9000tr/min et Vfa=900mm/min) de l'AA2024.....	72
Figure 2.9 : Efforts de coupe (a) et énergies spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse de coupe.....	73
Figure 2.10 : (a) Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de coupe - (b) Accélération à vide de l'ORBIBOT .....	73
Figure 2.11 : Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction du pas hélicoïdal .....	74
Figure 2.12 : Energie spécifique de coupe en fonction du pas hélicoïdal.....	74
Figure 2.13 : Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction de l'avance axiale .....	75
Figure 2.14 : Energie spécifique de coupe en fonction de l'avance axiale .....	75
Figure 2.15 : Mesure de Diamètre de trou dans le sens longitudinal de l'éprouvette .....	76
Figure 2.16 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de la vitesse de rotation .....	76
Figure 2.17 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction du pas hélicoïdal .....	77

Figure 2.18 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de l'avance axiale .....	77
Figure 2.19 : (a) Rainure et butée du porte-éprouvette (b) Mise en position d'une éprouvette sur le porte-éprouvette .....	77
Figure 2.20 : (a) Identification des lignes de mesure – (b) Mesure de la rugosité des trous percés .....	78
Figure 2.21 : Rugosité arithmétique des trous en fonction de la vitesse de rotation outil (a), du pas hélicoïdal (b), de l'avance axiale (c) .....	78
Figure 3.1 : Outil de perçage orbital + galetage orbital.....	83
Figure 3.2 : Mesure de températures générées par le galetage : a- Dimensions de l'éprouvette ; b- Montage expérimental ; c- Exemple de relevés de température pour Noutil=30600 tr/min) .....	87
Figure 3.3 : a- Directions d'extraction des éprouvettes d'essais ; b- Résultats des essais de compression de l'AA2024-T351 à température ambiante et à $\dot{\epsilon}=1s^{-1}$ (Seidt & Gilat, 2013).....	88
Figure 3.4 : Comparaison des paramètres du modèles de Johnson-Cook de l'AA2024 avec les données expérimentales d'essais de compression à différentes vitesses de déformation.....	89
Figure 3.5 : Schéma synoptique de la résistance au roulement.....	90
Figure 3.6 : Schéma synoptique de la résistance au pivotement .....	90
Figure 3.7 : Profils des efforts de galetage $F_x$ et $F_y$ sur le bord de trou (a) et sur le bord de plaque (b) .....	91
Figure 3.8 : Influence de la vitesse de rotation outil et de la pdp sur le coefficient de frottement.....	91
Figure 3.9 : Schéma synoptique de la répartition de pression de contact sur une surface : (a) convexe, (b) plane et (c) concave.....	92
Figure 3.10 : (a) Illustration du secteur angulaire de contact en galetage orbital d'un trou ; (b) Évolution de du secteur angulaire de contact en fonction de la profondeur de pénétration avec le ratio diamètre outil/diamètre pièce identique .....	94
Figure 3.11 : (a) Géométrie des pièces en taraudage par vis autoformeuse (b) Conditions aux limites sur la pièce (Mathurin, 2008) .....	95
Figure 3.12 : Conditions aux limites sur la pièce .....	96
Figure 3.13 : Observation de l'influence de l'épaisseur sur les contraintes de Von Mises .....	96
Figure 3.14 : Dimensions du galetage .....	97
Figure 3.15 : Maillage de la pièce .....	99
Figure 3.16 : Zone d'extraction des résultats de contraintes et déformations résiduelles.....	100
Figure 3.17 : Comparaison des contraintes résiduelles radiales (a), circonférentielles (b) et axiales (c) pour différentes tailles élémentaires ; (d) Zone de relevé des contraintes .....	101
Figure 3.18 : Durées et temps de calcul CPU en fonction de la taille élémentaire du maillage .....	101
Figure 3.19 : Illustration de décomposition d'un modèle éléments finis en domaines parallèles.....	102
Figure 3.20 : Scalabilité du modèle éléments finis de galetage orbital développé.....	103
Figure 3.21 : Contraintes résiduelles générées dans l'AA2024-T351 par galetage orbital pour différentes profondeurs de pénétration.....	105
Figure 3.22 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour pdp = 20 $\mu m$ .....	106
Figure 3.23 : Déformations plastiques cumulées générées dans l'AA2024-T351 par galetage orbital pour différentes profondeurs de pénétration.....	106
Figure 3.24 : Hauteurs de bavures en entrée et en sortie d'outil pour différentes profondeur de pénétration.....	107
Figure 3.25 : Influence de la profondeur de pénétration sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale.....	108

Figure 3.26 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les contraintes résiduelles au sein de de l'AA2024-T351.....	109
Figure 3.27 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les déformations plastiques cumulées de l'AA2024-T351 .....	109
Figure 3.28 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les bavures en entrée et en sortie d'outil.....	110
Figure 3.29 : Influence de la configuration de galetage sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale.....	110
Figure 3.30 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les contraintes résiduelles au sein de de l'AA2024-T351 .....	111
Figure 3.31 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les déformations plastiques cumulées de l'AA2024-T351 .....	111
Figure 3.32 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les bavures en entrée et en sortie d'outil .....	112
Figure 3.33 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale.....	112
Figure 3.34 : Influence de la remontée de l'outil sur les contraintes résiduelles au sein de de l'AA2024-T351 .....	113
Figure 3.35 : Influence de la remontée de l'outil sur les déformations plastiques cumulées de l'AA2024-T351 .....	113
Figure 3.36 : Influence de la remontée de l'outil sur les bavures en entrée et en sortie d'outil... ..	114
Figure 3.37 : Influence de la remontée de l'outil sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale.....	114
Figure 3.38 : DRX sur les faces d'entrée d'éprouvette en AA2024 (a) Mise en place - (b) Régression elliptique et résultats obtenus pour une mesure.....	115
Figure 3.39 : Découpe d'échantillon pour l'évalutaion des CR par DRX au sein de l'alésage... ..	116
Figure 3.40 : Fraisage et galetage de bords de plaque d'AA2024 : (a) Expérimental – (b) Modèle numérique.....	116
Figure 3.41 : Efforts expérimentaux et numériques de galetage de bords de plaque en AA2024.....	117
Figure 3.42 : DRX sur les bords de plaque en AA2024 (a) Mise en place - (b) Exemple de diffractogramme obtenue - (c) Régression elliptique .....	118
Figure 3.43 : Contraintes résiduelles obtenues après galetage de l'AA2024: (a) Résultats expérimentaux – (b) Résultats numériques.....	118
Figure 3.44 : Evaluation du taux d'écrouissage après galetage de l'AA2024 : (a) Résultats expérimentaux de FWHM et de microdureté de Vickers – (b) Résultats numériques .....	119
Figure 3.45 : Essais de nanoindentation au bord du trou : (a) localisation de la zone d'indentation – (b) Matrice d'indents – (c) Résultats .....	119
Figure 4.1 : Outils utilisés pour les différents perçages : (a) Perçage axial – (b) Perçage axial + alésage – (c) Perçage orbital – (d) Perçage orbital + galetage orbital .....	126
Figure 4.2 : Efforts de coupe relevés au cours des différentes opération de perçage : (a) Perçage axial - (b) Pré-perçage axial + alésage - (c) Perçage orbital + galetage orbital avec pdp = 20 µm .....	128
Figure 4.3: Résultante des efforts radiaux et tangentiels de galetage orbital en fonction de la profondeur de pénétration.....	128
Figure 4.4 : Diamètres moyens des trous dans les directions longitudinale et transversale de l'éprouvette en fonction du procédé.....	129
Figure 4.5 : Mesure de bavures : (a) Mise en place de l'éprouvette – (b) Points de mesure sur la face de sortie autour du trou – (c) Valeurs moyennes de bavures en fonction du procédé .....	130

Figure 4.6 : Rugosité arithmétique des trous percés pour chaque procédé de perçage .....	131
Figure 4.7 : Géométrie d'éprouvette d'analyse des contraintes résiduelles par la technique de HOCT (dimensions en mm) .....	132
Figure 4.8 : Résultats de la technique de HOCT .....	133
Figure 4.9 : Résultats de mesure de microdureté VICKERS sur la surface des alésages.....	134
Figure 4.10 : Résultats de mesure de nanoindentation en bord de trou.....	134
Figure 4.11 : Dispositif de fatigue SCHENCK hydropuls PSB 100kN .....	136
Figure 4.12 : Géométrie des éprouvettes de fatigue trous non habités.....	136
Figure 4.13 : Influence de l'opération d'ébavurage sur la tenue en fatigue .....	138
Figure 4.14 : Section de rupture des éprouvettes de fatigue (a) ébavurées, (b) chanfreinées, (c) non ébavurées.....	138
Figure 4.15 : Influence du procédé sur la tenue en fatigue.....	139
Figure 4.16 : Influence de la configuration des opérations orbitales.....	139
Figure 4.17 : Courbes de Wöhler pour les différents procédés de perçage .....	140
Figure 4.18 : Dimensions des éprouvettes d'essais de fatigue avec fixation .....	141
Figure 4.19 : Montage expérimental des essais de fatigue avec fixation .....	142
Figure 4.20 : Résultats des essais de fatigue avec fixation.....	142
Figure A.1: Efforts spécifiques de coupe (a) et énergies spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse de rotation outil.....	167
Figure A.2: (a) Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de rotation outil - (b) accélération à vide de l'ORBIBOT .....	167
Figure A.3: Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction du pas hélicoïdal .....	168
Figure A.4 : Energie spécifique de coupe en fonction du pas hélicoïdal .....	168
Figure A.5: Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse d'avance axiale.....	169
Figure A.6: Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse d'avance axiale.....	169
Figure A.7: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de la vitesse de rotation.....	169
Figure A.8: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction du pas hélicoïdal .....	170
Figure A.9: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de l'avance axiale .....	170
Figure A.10: Rugosité arithmétique des trous en fonction de la vitesse de coupe (a), du pas hélicoïdal (b), de l'avance axiale (c) .....	170
Figure B.11 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour pdp = 05 µm .....	171
Figure B.12 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour pdp = 10 µm .....	172
Figure B.13 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour pdp = 15 µm .....	173

---

# Liste des tableaux

Tableau 1.1: Composition chimique (en % de masse) de l'alliage d'aluminium AA2024-T351 (AFNOR NF EN 573-3) .....	18
Tableau 1.2: Propriétés mécaniques et physiques de l'AA2024-T351 (Norme EN 485-2) (Pauze, 2008) (Vargel, 2005) .....	22
Tableau 1.3: Ecarts géométriques des surfaces usinées (Davim, 2009) .....	29
Tableau 1.4: Classifications et comparaisons des différentes méthodes d'évaluation des contraintes résiduelles (Rossini et al. 2012).....	32
Tableau 1.5: Contribution des facteurs de l'intégrité de surface sur les étapes de la durée de vie (Wagner & Ludian, 1999).....	44
Tableau 1.6: Quelques références de procédés de traitements couramment appliqués aux alliages d'aluminium .....	48
Tableau 1.7: Influence des paramètres de galetage sur l'intégrité de surface .....	50
Tableau 3.1: Différentes valeurs des paramètres de la loi de Johnson-Cook pour l'AA2024-T351 .....	86
Tableau 3.2: Paramètres du modèle de Johnson-Cook identifiés pour l'AA2024 .....	88
Tableau 3.3 : Profondeurs de pénétration d'outil considérées et taux de galetage .....	104
Tableau 4.1: Conditions de coupe utilisées pour les perçages.....	126



# Introduction générale



De nos jours, l'industrie aéronautique doit faire face à des contraintes économiques et environnementales de plus en plus importantes. Cette industrie poursuit l'objectif d'un avion plus rentable et respectueux de l'environnement en cherchant constamment à réduire la masse et à innover dans la conception des structures. Dans ce contexte, les processus d'assemblage sont une partie importante du problème en raison du nombre considérable de configurations qui peuvent être rencontrées et du niveau élevé des exigences imposées sur la réalisation, par perçage, des logements de fixation pour l'assemblage.

L'opération de perçage est souvent l'une des dernières pratiquées sur des pièces à très forte valeur ajoutée. Maîtriser l'opération de perçage est donc essentiel car les enjeux industriels sont forts. Gagner en fiabilité et en productivité devient incontournable. Or en raison de la géométrie de l'outil employé, du mouvement de ce dernier et du confinement de l'opération, la maîtrise de ce procédé n'est pas triviale. Par exemple, le perçage conventionnel (perçage axial) des empilages multi-matériaux en une seule opération reste sujet à de nombreuses difficultés. La présence de bavures en sortie de perçage ou à l'interface des matériaux assemblés en est un exemple, rendant ainsi inéluctable les opérations de désassemblage, ébavurage, réassemblage et alésage. De ce fait, la maîtrise des conditions de coupe, de l'outil ainsi que de tous les paramètres présents dans l'opération de perçage est essentielle. Le perçage de matériaux épais est un autre exemple de la complexité de l'opération de perçage car il pose la difficulté du respect des tolérances géométriques, de l'évacuation des copeaux, de l'accumulation de la chaleur générée, ainsi que celle de la lubrification sur une forte profondeur. Il est, dans ce cas, inévitable de percer en plusieurs opérations, afin de garantir la qualité et l'intégrité souhaitées des trous percés. Un dernier exemple montrant la complexité à maîtriser l'opération de perçage réside dans le manque de rigidité des dispositifs robotiques actuels, dans le cas du perçage robotisé. Ces derniers ne réussissent pas toujours à contrer la déflexion de l'outil causée par les efforts de coupe (Pereira et al., 2017) ou à maîtriser les phénomènes vibratoires naissants, ce qui rend ainsi difficile le respect des exigences sévères sur les alésages.

Toutes ces limites liées au perçage axial constituent un frein au développement du processus de perçage pour viser un assemblage efficace (en temps et en coût) et par conséquent, à la compétitivité de l'industrie aérospatiale européenne. En effet, l'atteinte de ces objectifs passe notamment par :

- La réduction du nombre de reprises ou de mises au rebut de pièces en raison de défauts de perçage ;
- La réduction du temps pour l'assemblage, avec l'objectif global d'assemblage immédiat (One-Way-Assembly : élimination de l'opération de dégroupage, d'ébavurage, d'alésage et de nettoyage avant la pose de fixations) ;
- Le développement de processus de perçage automatisés de trous étroitement espacés.

Au vu de ses multiples avantages, le perçage orbital se présente alors comme une alternative intéressante au perçage axial et comme une solution possible pour atteindre ces objectifs.

Le perçage orbital est un procédé d'alésage au cours duquel l'outil (de diamètre inférieur au diamètre du trou final) tourne autour de son axe tout en étant animé d'une avance hélicoïdale. Il est particulièrement avantageux pour réaliser en une seule opération des perçages à travers des assemblages complexes de matériaux métalliques et non métalliques. Il pourrait éliminer les opérations de désassemblage/réassemblage liées à la présence de bavures, ce qui réduirait significativement le nombre d'opérations et le temps de fabrication. Le processus de perçage orbital

peut par exemple réduire les temps de perçage jusqu'à 50% (Marguet et al., 2007). La maîtrise possible des épaisseurs de copeaux axial et latéral au cours du perçage orbital est d'un intérêt majeur par rapport au perçage axial. En effet, cela permet de contrôler le chargement de l'outil, gage de qualité aéronautique (Rey, 2016).

## Contexte industriel : Projet RODEO

La quête permanente de la conception des moyens de transports aériens de plus en plus légers a placé l'industrie aérospatiale à la pointe des technologies des matériaux légers ; et les alliages d'aluminium jouent un rôle important dans ce domaine d'application hautes performances. L'usage des matériaux composites connaît aussi un essor fulgurant ces dernières années grâce à leurs excellentes propriétés (haute rigidité et résistance spécifique, bonne résistance à la fatigue et à la corrosion). Cependant, leur faible résistance aux chocs, leurs coûts de fabrication élevés et leurs mauvaises adaptabilités aux changements soudains des conditions environnementales (humidité, température) limitent leur utilisation, sans parler de la question de la fin de vie de ce type de matériau (recyclage, ...). Ceci justifie la forte présence des alliages d'aluminium jusqu'à aujourd'hui (Dursun & Soutis, 2014). La Figure 0.1 montre la répartition des principaux matériaux utilisés pour les applications structurales par les deux principaux constructeurs aéronautiques Airbus et Boeing.

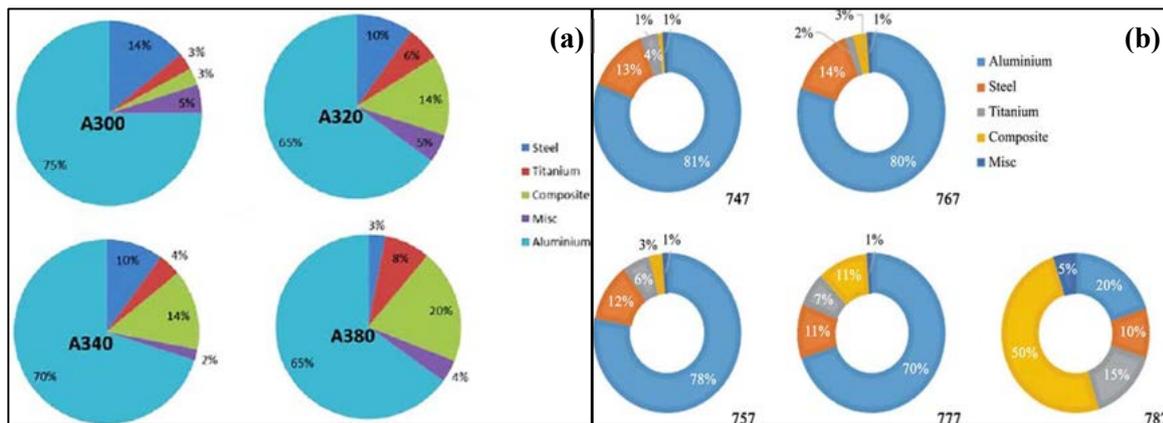


Figure 0.1: Distributions des principaux matériaux aéronautiques : (a) Airbus (b) Boeing (Zhu et al., 2018)

Vu les avantages évoqués du perçage orbital, son application aux alliages d'aluminium constituerait un intérêt considérable pour la construction aéronautique. Néanmoins, ce procédé nécessite d'être encore amélioré, tant du point de vue des propriétés mécaniques des pièces percées (notamment des pièces en alliage d'aluminium), que de son intégration sur des moyens légers et agiles. En effet, il semble que, concernant la tenue en fatigue de pièces en alliage d'aluminium percées au moyen du perçage orbital, on observe une réduction de la durée de vie en fatigue comparées aux pièces usinées par perçage axial (Deitert, 2011). Ceci constitue donc indéniablement un véritable frein technologique au développement et à l'emploi du perçage orbital.

Le projet RODEO (Robotized Orbital Drilling Equipment and Optimized residual stresses) porté par la société PRECISE France SAS est mis en œuvre par un consortium de deux universités (Université Toulouse 3 et Université de Nantes) et de trois entreprises (PRECISE France SAS, KUKA Aerospace et MITIS). Les laboratoires associés sont l'ICA (Institut Clément Ader) et le LS2N (Laboratoire des Sciences du Numérique de Nantes). Ce projet s'inscrit dans le cadre de l'initiative technologique conjointe Clean Sky 2 (N° agrément : 738219) financée par le

programme de recherche et d'innovation Horizon 2020 de l'union européenne. Le pilote de ce projet, le constructeur aéronautique suédois SAAB AB group, désire utiliser le procédé de perçage orbital pour le perçage de trous de fixation de petits diamètres faiblement espacés dans des alliages d'aluminium.

L'objectif principal du projet RODEO est de proposer un équipement **léger** et **robotisé** de perçage orbital grande vitesse, ainsi que des outils de coupe et des conditions de fonctionnement appropriés permettant :

- D'améliorer la tenue en fatigue des pièces percées en introduisant, par exemple, des contraintes résiduelles compressives aux bords des trous percés ;
- De percer des trous de petits diamètres étroitement espacés (ce qui est une limitation des machines et méthodes actuelles).

Cet équipement devra dans un premier temps servir à l'usinage des empilages aluminium/aluminium (Figure 0.2-c) et aluminium/composite (Figure 0.2-d) qui constituent une partie d'une porte-cargo développée par SAAB AB group.

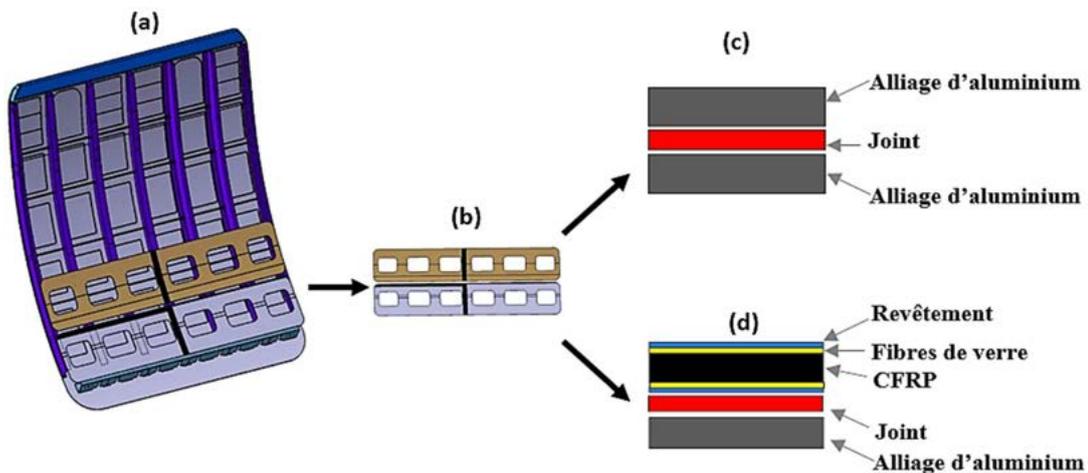


Figure 0.2: (a) CAO de la porte cargo ; (b) Structure interne réalisée en empilage, (c) d'aluminium, (d) d'aluminium/CFRP

Les travaux de cette thèse ont été menés dans le cadre de ce projet Européen. Ils s'articulent principalement autour de :

- L'optimisation des conditions opératoires du perçage orbital ;
- L'introduction des contraintes résiduelles compressives aux bords du trou au cours du perçage orbital ;
- L'étude de l'intégrité de surface et de la tenue en fatigue des pièces percées par le perçage orbital.

## Méthodologie proposée

Dans le but de mieux répondre aux différentes problématiques ci-dessus mentionnées, il est primordial de comprendre au préalable les mécanismes qui régissent la tenue en fatigue des pièces usinées. Ceci est envisagé à travers l'étude de l'impact de l'intégrité de surface sur la tenue en service des alliages d'aluminium. Toutefois, la recherche perpétuelle de gain en productivité a

poussé les industriels à développer des conditions de coupe de plus en plus diverses et variées (usinage conventionnel ou usinage grande vitesse, usinage avec ou sans lubrification, ...). Ces conditions de coupe génèrent une pléthore de caractéristiques différentes sur l'intégrité de surface des pièces. Il est nécessaire de comprendre l'influence de ces conditions de coupe sur l'intégrité de surface en vue de mieux optimiser les conditions de coupe.

De plus, l'augmentation des contraintes résiduelles compressives est réalisée par un procédé de traitement de surface mécanique innovant développé par PRECISE France : le galetage orbital. Ce procédé nécessite d'être particulièrement analysé, afin de déterminer premièrement le niveau de galetage nécessaire. Il convient ensuite d'examiner l'influence de ses différents paramètres sur les contraintes résiduelles et l'érouissage, et par ricochet sur la tenue en fatigue des pièces usinées.

L'observation de l'alésage est une étape fondamentale. Elle peut être accomplie suivant différentes échelles d'analyse, depuis la géométrie générale du trou jusqu'à la microstructure de l'alliage écroui en passant par les contraintes résiduelles. L'évaluation de ce dernier paramètre peut se faire par différents moyens expérimentaux bien distincts, mais très complémentaires. Ces techniques sont pour la plupart très coûteuses, chronophages et parfois donnent des résultats peu précis. Elles requièrent aussi quelquefois plusieurs étapes de préparation bien spécifiques des échantillons de mesures qui peuvent souvent sembler problématiques. Ce sont là quelques raisons pour lesquelles le recours aux méthodes numériques telles que les Modèles Éléments finis sont généralement effectués pour analyser les champs de contraintes résiduelles et l'érouissage des pièces. Mais les modèles à eux seuls ne suffisent pas. D'où la nécessité d'avoir une approche combinée entre les moyens numériques et expérimentaux.

Enfin, des campagnes expérimentales en fatigue à différentes échelles s'avèrent essentielles, afin de caractériser les pièces métalliques traitées par le galetage orbital.

## Organisation du manuscrit de thèse

L'organisation de ce manuscrit reprend la démarche décrite sommairement ci-dessus et comprend quatre chapitres proposant les différents résultats de nos travaux.

Le **chapitre I** constitue l'état de l'art. Il présente dans un premier temps le perçage orbital et ses spécificités par rapport au perçage axial de manière plus détaillée. Dans un deuxième temps, il résume les caractéristiques du matériau soumis à notre étude qui est l'alliage d'aluminium 2024-T351, ainsi que les effets des conditions d'usinage sur son intégrité de surface. Ce chapitre aborde également l'effet de chacun des paramètres d'intégrité de surface (rugosité, contraintes résiduelles, microstructure) sur le comportement en fatigue des matériaux métalliques et spécialement l'alliage d'aluminium AA2024-T351. Enfin, les traitements de surfaces mécaniques généralement appliqués à notre matériau en vue d'améliorer son intégrité de surface sont présentés. Un effort particulier est mis sur le procédé de galetage et sur les différents travaux de modélisations numériques déjà existants.

Le **chapitre 2** est dédié exclusivement à l'optimisation des paramètres de coupe grande vitesse en perçage orbital. D'abord, il présente un outil d'optimisation déjà existant en usinage conventionnel, le couple outil-matière, et pose la problématique de son application au perçage orbital. Une méthodologie d'optimisation basée sur ce dernier est proposée par la suite avant d'être

appliquée à l'alliage d'aluminium AA2024-T351. Pour finir, une vérification du respect des exigences industrielles des trous percés est réalisée

Le **chapitre 3** a pour objectif de caractériser le procédé de galetage orbital au sein des alliages d'aluminium au moyen d'outils numériques. Une construction détaillée des différents éléments constitutifs du modèle éléments finis est effectuée au préalable. Elle est basée conjointement sur une revue de la littérature et des essais (expérimentaux et numériques). Ensuite, une étude de l'influence des paramètres de galetage orbital (notamment le niveau de galetage) est réalisée grâce à ce modèle numérique développé. Enfin, une étude comparative des résultats numériques et expérimentaux est réalisée.

Le **chapitre 4** traite de la caractérisation expérimentale de l'intégrité des alésages et des performances en fatigue de l'alliage d'aluminium AA2024-T431. Ceci est fait principalement au regard des procédés de perçage couramment rencontrés en milieux industriels. Les différents procédés de perçage sont d'abord présentés. Ensuite, l'analyse des paramètres d'usinabilité et de l'intégrité de surface des pièces est effectuée. Des essais de fatigues à iso-contraintes, puis à différents niveaux de contraintes sont effectués sur des échantillons de trous sans fixation. Enfin, des essais de fatigue à iso-contraintes avec la présence de fixations sont réalisés.



# Chapitre 1. Etat de l'art

---

## Plan du chapitre

1.1.	Le perçage orbital.....	11
1.1.1.	Définition et cinématique.....	11
1.1.2.	Perçage orbital vs perçage axial.....	11
1.1.3.	Perçage orbital et alliage d'aluminium AA2024-T351.....	16
1.1.4.	Synthèse.....	18
1.2.	Le matériau d'étude : alliage d'aluminium AA2024 – T351.....	18
1.2.1.	Caractéristiques de l'AA2024-T351.....	18
1.2.2.	Usinage Grande Vitesse vs usinage conventionnel : Usinabilité de l'AA2024-T351.....	22
1.2.3.	De l'usinage à l'intégrité de surface de l'AA2024.....	28
1.2.4.	De l'intégrité de surface à la durée de vie en fatigue pour l'AA2024-T351... ..	42
1.2.5.	Synthèse.....	47
1.3.	Traitements mécaniques de surface et applications aux alliages d'aluminium.....	47
1.3.1.	Le galetage.....	48
1.3.2.	Le galetage et les alliages d'aluminium de la série 2000.....	51
1.3.3.	Aperçu des Modélisations par Éléments Finis du galetage.....	57
1.3.4.	Synthèse.....	59
1.4.	Contexte et verrous scientifiques de l'étude.....	59



## 1.1. Le perçage orbital

### 1.1.1. Définition et cinématique

Le perçage orbital est un procédé de perçage au cours duquel l'outil tourne autour de son axe tout en étant animé d'une avance hélicoïdale. À l'inverse du perçage axial, l'outil utilisé dans le cas du perçage orbital est une fraise dont le diamètre est inférieur au diamètre du trou utilisé. Sa cinématique est donc caractérisée par trois principaux mouvements à savoir (Figure 1.1) :

- Une rotation de l'outil autour de son axe, définie par la vitesse de rotation de broche  $N_{\text{outil}}$  ;
- Une rotation de l'outil autour de l'axe du trou, définie par la vitesse de rotation orbitale  $N_{\text{orb}}$  ;
- Une translation de l'outil suivant l'axe du trou, définie par la vitesse d'avance axiale  $V_{\text{fa}}$ .

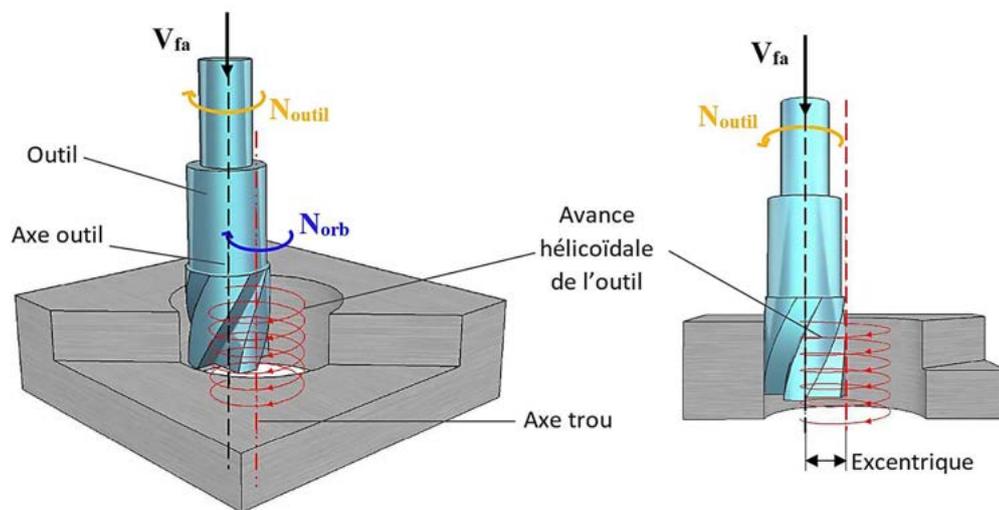


Figure 1.1: Cinématique du perçage orbital

Le perçage orbital peut être assimilé à une opération de fraisage hélicoïdal, d'où sa référence « **helical milling** » dans la bibliographie scientifique. Selon (Eguti & Trabasso, 2014), le terme « **orbital drilling** » est employé lorsque le perçage est réalisé avec un dispositif spécifique.

### 1.1.2. Perçage orbital vs perçage axial

Le perçage axial est le processus d'usinage le plus répandu en industrie pour la réalisation des trous. Cependant, celui-ci présente quelques désavantages que le perçage orbital semble résoudre. Il se présente donc comme une excellente alternative au perçage axial.

#### 1.1.2.1. Avantages du perçage orbital

##### A. Cinématiques flexibles du perçage orbital

Un des principaux avantages du perçage orbital provient du fait que le diamètre et la forme du perçage ne dépendent pas uniquement de la géométrie de l'outil utilisé, comme c'est le cas en perçage axial. C'est la combinaison de la trajectoire et de la géométrie de l'outil qui génère la dimension et la forme du perçage. De ce fait, il est possible de réaliser des perçages de différents diamètres avec un même outil, simplement en modifiant sa trajectoire au cours de l'opération

(Lutze, 2008) (Rey, 2016). Cela peut rendre inutile des opérations de pré-perçage et réduit ainsi le nombre d'outils nécessaires. Cela permet également d'envisager l'ébauche et la finition de l'alésage avec le même outil, voire dans la même opération (ébauche et finition avec la descente et la remontée d'outil respectivement). En outre, il est possible d'envisager des géométries de perçage plus complexes dans une seule et même opération (Figure 1.2) (Rey, 2016) (Lutze, 2008).

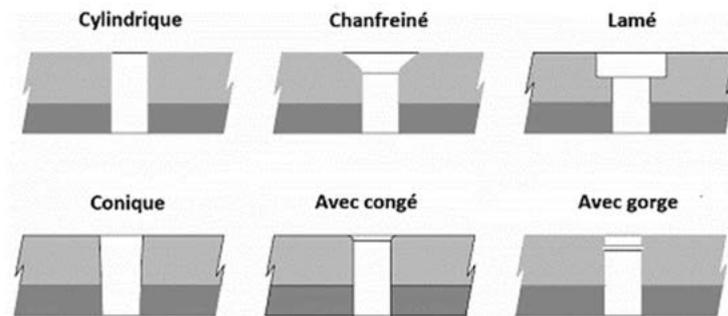


Figure 1.2: Différents profils de perçage possible en perçage orbital (Lutze, 2008)

### B. Faibles efforts de coupe

Le perçage orbital a la particularité de diminuer considérablement les efforts de coupe, surtout l'effort axial, par rapport au perçage axial. Ceci s'explique notamment par des avances axiales plus faibles qu'en perçage axial (Rey, 2016). La diminution de cet effort apporte au perçage orbital un avantage considérable par rapport au perçage axial car elle permet, par exemple, de pouvoir percer des parois fines ou des matériaux sandwich sans les déformer (Lindqvist et al., 2001), des matériaux composites en minimisant au maximum les problèmes de délaminage de la matrice (Figure 1.3) et de retrait de fibre (Sadek et al., 2012). Selon Iyer et al. (Iyer et al., 2007), la diminution des efforts de coupe s'explique aussi par la mécanique même du perçage axial avec une vitesse de coupe proche de zéro au voisinage du centre du foret. Le processus d'enlèvement de matière dans cette région est réalisé par extrusion plutôt que par coupe.

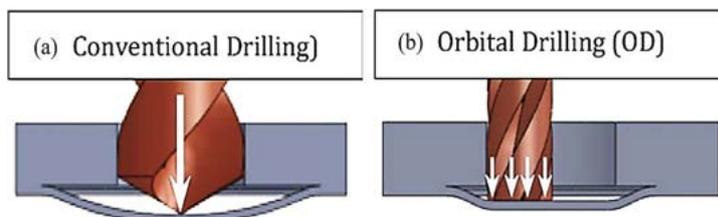


Figure 1.3: Efforts de coupe axiaux à l'origine du délaminage (a) perçage axial, (b) perçage orbital

### C. Meilleure évacuation des copeaux

En perçage orbital, l'outil étant plus petit que le diamètre du perçage, les copeaux sont transportés hors de la zone de coupe grâce au jeu radial entre le trou et l'outil. Par ailleurs, la coupe étant discontinue, le copeau est très bien fragmenté et peut donc être évacué facilement. Ceci élimine donc les problèmes de bourrage de copeau récurrents en perçage axial (Denkena, Boehnke, & Dege, 2008). L'élimination efficace des copeaux, à son tour, empêche l'accumulation de chaleur et élimine le risque de brûlure de matrice dans les matériaux composites et les zones affectées par la chaleur dans les métaux (Marguet et al., 2007). De plus, cela élimine le risque de dommages

induits par les copeaux et rend le polissage des structures obsolète. L'endommagement des surfaces par les éclats peut ainsi être évité (Deitert, 2011).

Whinnem et al. (Whinnem et al., 2008) montrent que l'excellente fragmentation du copeau et son transport hors de la zone de coupe constituent également un atout considérable pour l'installation d'un système d'extraction de copeau par aspiration (Figure 1.4). Ceci permettrait donc le perçage des structures confinées sans nettoyage ultérieur ainsi que des opérations d'assemblage sans désassemblage en cas d'utilisation de fixations aveugles. Wang et al. (Wang et al., 2014) ont justement montré que par rapport à la température maximale produite lors du perçage axial, celle du perçage orbital peut diminuer de plus de 36,3% avec l'utilisation d'un tel système d'extraction.

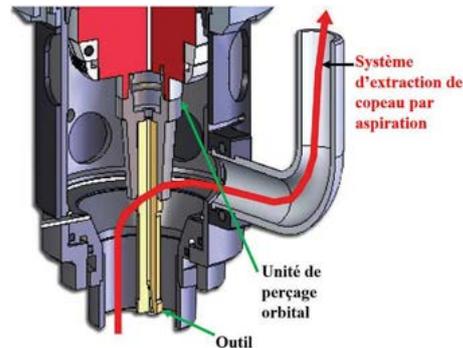


Figure 1.4: Système d'évacuation des copeaux par aspiration (Whinnem et al., 2008)

#### D. Absence de bavure

L'un des principaux désavantages du perçage axial est la présence de bavures en entrée et en sortie du trou à cause des forts efforts axiaux développés pendant la coupe. Par conséquent, le perçage axial implique généralement des opérations additionnelles de démontage pour ébavurage, alésage et puis réassemblage, ce qui induit donc des coûts supplémentaires. Le perçage orbital, à l'inverse, produit très peu de bavure comme l'ont démontré Brinksmeier et Fangmann (Brinksmeier & Fangmann, 2010) dans l'AA2024 ou encore Chen et al. (Chen et al., 2010) pour différents aciers, ce qui permet d'énormes gains économiques et de temps (Whinnem et al., 2008).

#### E. Meilleure qualité du trou

Dans leurs travaux, Sasahara et al. (Sasahara et al., 2008) ont montré que le perçage orbital présentait une meilleure précision dimensionnelle et géométrique comparé au perçage axial, différence davantage marquée encore avec l'emploi de la micro-lubrification. Chen et al. (Chen et al., 2010) et Qin et al. (Qin et al., 2012) ont quant à eux montré que le perçage orbital produit un meilleur état de surface par rapport au perçage axial.

### 1.1.2.2. Limites du perçage orbital

#### A. Temps de perçage

Un inconvénient, qui a également des répercussions économiques, est le temps de perçage qui est fortement augmenté en perçage orbital. Il peut être multiplié par deux ou plus par rapport au temps d'usinage en perçage classique. Mais cette perte de temps par rapport au perçage axial, est à mettre en parallèle avec les gains de temps de cycle quand plusieurs opérations sont nécessaires en perçage axial (pré-perçage et/ou alésage, démontage, etc...). Tönshoff et al.

(Tönshoff et al., 2001) ont montré que dans la fabrication d'un composant en aluminium, le gain net de temps d'usinage réalisé grâce au perçage orbital qui utilise seulement 3 outils peut être de 25%, par rapport à la séquence de perçage conventionnelle à grande vitesse suivi d'un alésage qui nécessite 12 outils.

### B. Présence de capsules

Brinksmeier et al. (Brinksmeier & Fangmann, 2010) ont montré dans leurs travaux que le perçage orbital pouvait s'accompagner de la présence de capsule sous forme de disque en sortie de trou lors du perçage d'alliage d'aluminium (Figure 1.5). Il est aussi présent dans le cas du perçage axial sous forme conique. Dans certains cas de perçage orbital, la capsule reste accrochée à la pièce et devient un problème car il est indispensable de réaliser une opération d'ébavurage. Ce phénomène peut également être un véritable problème lors du perçage d'empilement, car les capsules provenant des couches supérieures peuvent se glisser entre les matériaux, nécessitant un démontage pour les évacuer.

D'après Brinksmeier et al. (Brinksmeier & Fangmann, 2010), ce phénomène peut être minimisé par un contrôle précis des conditions de coupe et une dimension d'outil adaptée. L'avance axiale est un paramètre très influent dans la formation de ces capsules. Ils ont réalisé une série d'essais dans l'alliage d'aluminium AA2024 en faisant varier l'avance axiale. Cela a permis de conclure qu'en augmentant l'avance axiale, la formation de capsule est diminuée ou tout au moins sa taille (Figure 1.6-a). Ils ont également remarqué que le rapport entre le diamètre outil et le diamètre du trou est influent (Figure 1.6-b). Dans l'AA2024, un rapport du diamètre du trou sur le diamètre de l'outil supérieur ou égal à 1,45 donne des résultats intéressants : il n'y a pas de capsule ou alors elles sont suffisamment petites pour être évacuées avec les copeaux. Une autre solution pour éviter la formation de capsule réside donc dans la diminution du diamètre de l'outil.

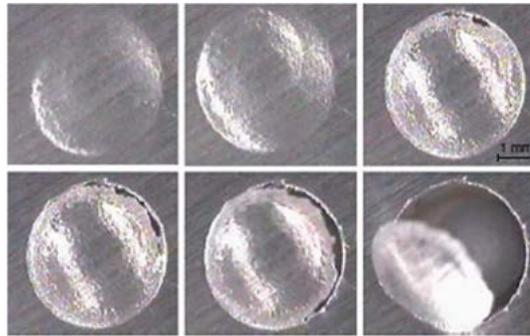


Figure 1.5: Formation de capsule en perçage orbital (Brinksmeier & Fangmann, 2010)

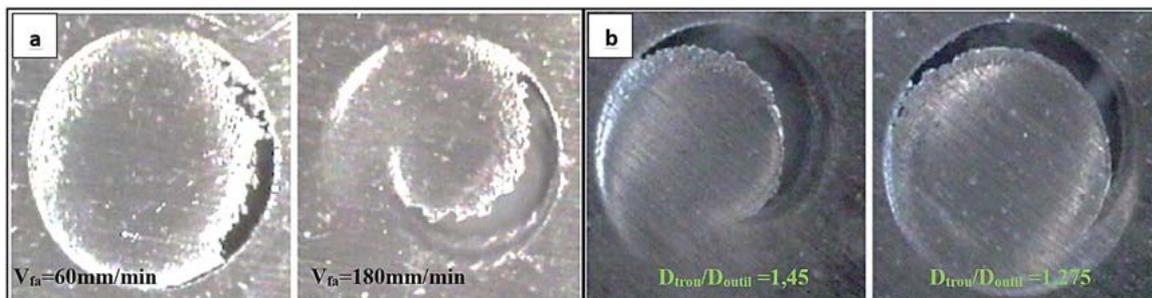


Figure 1.6: Influence (a) de la vitesse d'avance axiale et (b) du rapport  $D_{\text{trou}}/D_{\text{outil}}$  sur la formation de capsule lors du perçage orbital de l'AA2024 (Brinksmeier & Fangmann, 2010)

Selon Lutze (Lutze, 2008), la meilleure solution pour pallier au problème des capsules est de modifier la géométrie des outils. La forme des arêtes du bout de l'outil est déterminante dans l'apparition des capsules. Les outils sphériques créent des capsules beaucoup plus importantes qu'un outil cylindrique à bout plat (Figure 1.7). Il est intéressant de noter sur la Figure 1.7 que les tailles des capsules sont très variables en fonction de l'outil utilisé. La géométrie de celui-ci est donc très influente sur la formation de capsules.

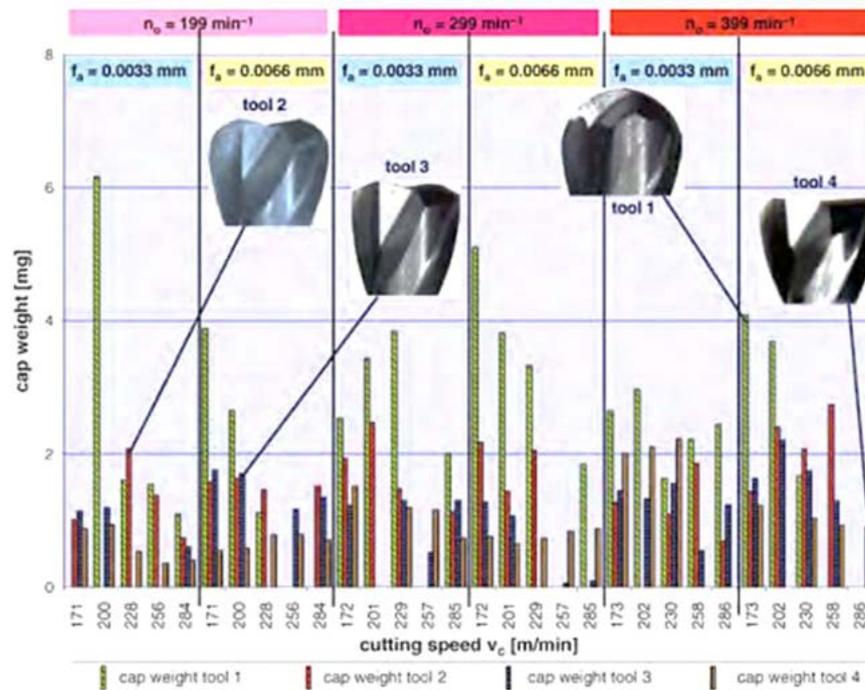


Figure 1.7: Masse des capsules en fonction de différentes géométries d'outils (Lutze, 2008)

### C. Flexion de l'outil en perçage orbital

Si en perçage axial le diamètre du trou dépend directement du diamètre de l'outil, ce n'est pas le cas en perçage orbital. Dans certains cas de figure (perçage des empilages de fortes épaisseurs comparativement au diamètre du trou ou de matériaux à faible usinabilité tels les alliages de titane), il peut y avoir en perçage orbital une flexion d'outil liée aux efforts de coupe radiaux. Cette flexion engendre un diamètre inférieur à celui souhaité, pouvant rendre le perçage hors tolérance dimensionnelle (Deitert, 2011) (Rey, 2016). Pour éviter ce problème, deux solutions sont possibles. La première est de modifier la trajectoire de l'outil pour compenser la flexion de l'outil. Cela revient, dans des cas simples où la flexion est constante, à programmer un diamètre plus important pour obtenir un diamètre réel dans la tolérance. La deuxième solution est de limiter la flexion de l'outil. Pour cela il est nécessaire de diminuer les efforts qui tendent à faire fléchir l'outil. Denkena et al. ont étudié les efforts au cours du perçage orbital en fonction des avances à la dent (Denkena, Boehnke, & Dege, 2008). Ils montrent qu'en augmentant l'avance tangentielle ( $f_{z_t}$ ), et/ou en diminuant l'avance axiale ( $f_{z_a}$ ), il est possible de diminuer les efforts de coupe radiaux et surtout l'effort normal à l'avance qui provoque la flexion d'outil responsable de la variation du diamètre.

### 1.1.3. Perçage orbital et alliage d'aluminium AA2024-T351

Comme le montrent plusieurs auteurs, le perçage orbital permet d'obtenir des trous de qualité aéronautique dans les alliages d'aluminium AA2024 : respect des tolérances géométriques et dimensionnelles, bavures quasi-inexistantes, faibles efforts de coupe, géométries variables du perçage. Cependant, la tenue en fatigue des pièces en alliage d'aluminium obtenues par perçage orbital se heurte à quelques difficultés majeures. L'étude de Deitert et al. (Deitert, 2011) menée sur des trous percés dans ces matériaux par perçage orbital a révélé une réduction de la durée de vie en fatigue comparée au perçage conventionnel, en fonction des géométries d'outils et des conditions de coupe (Figure 1.8).

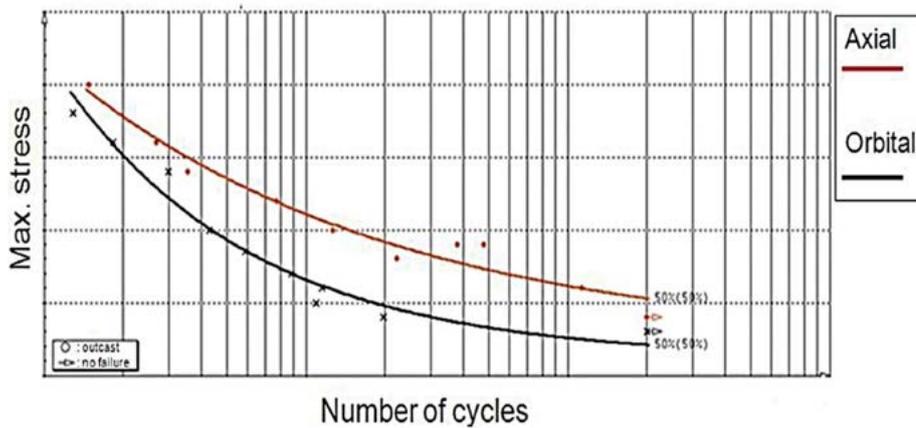


Figure 1.8: Courbes de Wohler du perçage axial et du perçage orbital sur l'alliage d'aluminium (Deitert, 2011)

Ils n'ont pu établir aucune relation entre la tenue en fatigue et les tolérances géométriques, l'état de surface, la dureté, la microstructure ou encore les efforts de coupe. Leurs conclusions font état d'un champ de contraintes compressives moindre sur les parois des trous percés à l'aide du perçage orbital ; état qui serait lié aux outils de coupe et aux paramètres d'usinage. Ce champ de contraintes compressives plus faible serait responsable de la chute de la tenue en fatigue. L'étude met en parallèle les deux procédés de perçage avec différentes géométries d'outils en perçage orbital et des paramètres de coupe identiques et analyse ensuite les contraintes résiduelles induites par chacun d'eux (Figure 1.9). Ils ont observé différents niveaux de contraintes en fonction du procédé et de l'outil utilisé, les niveaux les plus élevés étant réalisés par perçage axial.

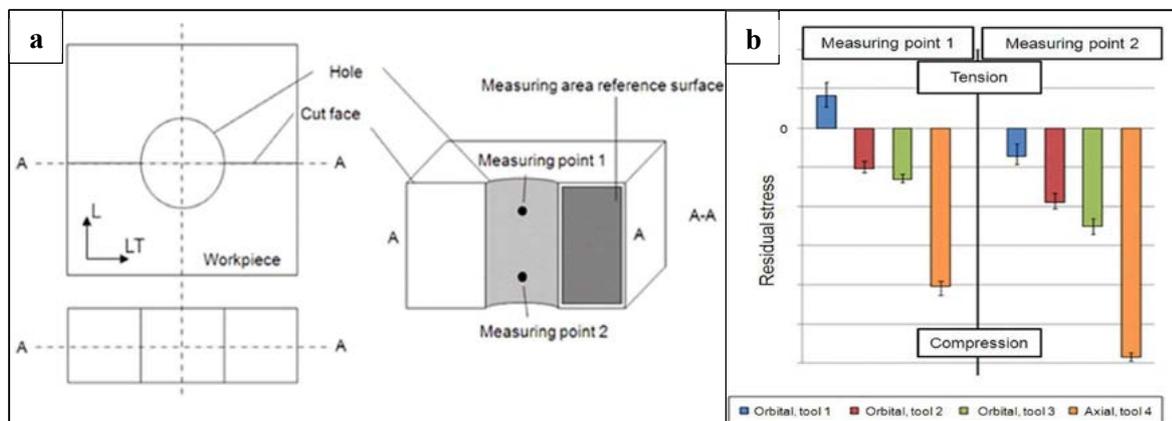


Figure 1.9: (a) Points de mesures – (b) Contraintes résiduelles après différents procédés de perçage (Deitert, 2011)

Toutefois, Sun et al. (Sun et al., 2016) ont aussi mené une étude sur la tenue en fatigue de l'AA2024 en fonction du procédé de perçage. Ils ont montré que le perçage orbital permettait d'obtenir une meilleure durée de vie comparé au perçage axial. Leurs travaux montrent également que cette durée de vie pourrait davantage être améliorée avec l'emploi d'une micro-lubrification (Figure 1.10). L'étude de l'intégrité de surface qu'ils ont faite a permis de démontrer que le perçage orbital produisait un meilleur état de surface, une meilleure circularité et induisait des déformations plastiques moins sévères. En effet, des observations aux Microscope Électronique à Balayage de coupes transversales des trous ont révélé la présence d'une « couche blanche » uniquement sur les parois des trous percés axialement. Des essais de nanoindentation révèlent que la dureté et le module d'Young de cette dernière sont inférieurs à ceux du matériau brut (Figure 1.11).

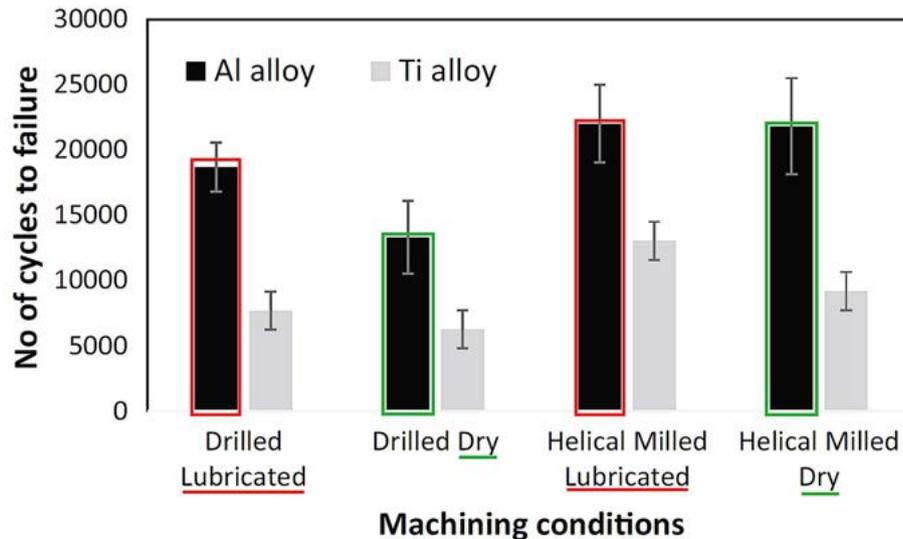


Figure 1.10: Comparaison des nombres de cycles à la rupture de l'AA2024 et du Ti-4Al-6V pour différents procédés de perçage (Sun et al., 2016)

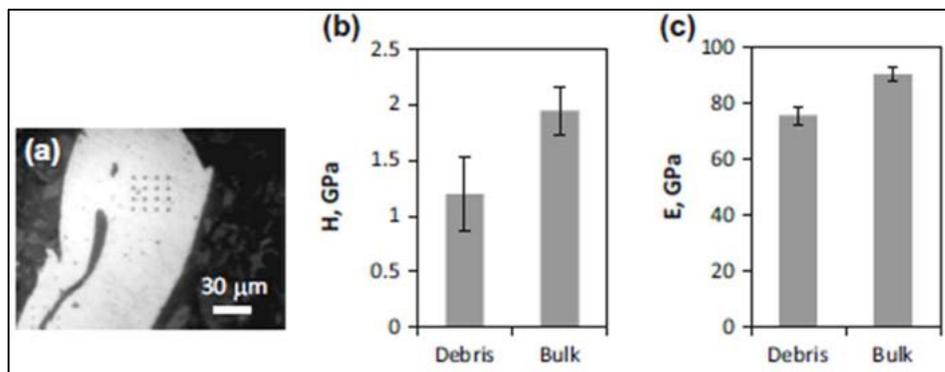


Figure 1.11: Essais de nanoindentation sur la « couche blanche » formée au cours du perçage axial de l'AA2024 : (a) Image optique de la matrice d'indents, (b) Résultats de microdureté, (c) Modules d'Young (Sun et al., 2016)

Cependant, leurs études ont été menées dans un domaine limité avec des conditions d'usinage conventionnel (faibles vitesses de coupe) en raison de leurs outils et de la limite de leur unité de perçage orbital (machine à commande numérique dont la vitesse de rotation maximale est de 12000tr/min).

## 1.1.4. Synthèse

Malgré une faible productivité par rapport au perçage axial, le perçage orbital présente de nombreux avantages tels que la flexibilité de sa trajectoire qui permet la réalisation de plusieurs géométries et la réduction du nombre d'opérations nécessaires dans le cadre du « One-Way-Assembly ». La cinématique des trajectoires favorise l'évacuation rapide des copeaux offrant ainsi l'avantage de limiter la production de chaleur et la détérioration des surfaces usinées. La diminution des efforts de coupe qui sont très souvent à l'origine de défauts d'usinage permet aussi la diminution du risque de déformation des parois fines, du risque de délaminage dans les matériaux composites et ainsi que du risque de formation de bavure.

Toutefois, ce processus nécessite d'être amélioré principalement en termes de propriétés mécaniques des pièces. Cela passe en premier lieu par une optimisation des paramètres de coupe en fonction du matériau, optimisation d'autant plus compliquée à mener du fait du nombre élevé de paramètres d'usinage en perçage orbital relativement au perçage axial. Il est donc primordial de comprendre et de quantifier l'impact des conditions d'usinage sur les caractéristiques des surfaces usinées.

## 1.2. Le matériau d'étude : alliage d'aluminium AA2024 – T351

Les alliages d'aluminium de la série 2000 et notamment l'alliage AA2024 sont des alliages à durcissement structural (alliages traités thermiquement) dont le principal élément d'alliage est le cuivre. Ils sont, avec les alliages de la série 7000, majoritairement retrouvés dans la construction aéronautique et spatiale en raison de leurs hautes caractéristiques mécaniques et résistance à la fatigue couplées à leur faible densité. L'alliage AA2024 est généralement employé pour les éléments de structures tels que les voilures et la peau de fuselage (sous forme de tôle mince), les raidisseurs intrados de l'aile (sous forme de tôle épaisse) (Develay, 1977) (Shahzad, 2011) (Santos et al., 2016).

### 1.2.1. Caractéristiques de l'AA2024-T351

#### 1.2.1.1. Mise en forme et traitements thermiques

Les spécifications de la composition chimique de l'alliage AA2024 sont données dans le Tableau 1.1 (AFNOR NF EN 573-3).

Tableau 1.1: Composition chimique (en % de masse) de l'alliage d'aluminium AA2024-T351 (AFNOR NF EN 573-3)

Al	Cu	Mg	Mn	Cr	Fe	Si	Ti	Zn
Base	3.8-4.9	1.2-1.8	0.3-0.9	≤ 0.1	≤ 0.5	≤ 0.5	≤ 0.015	≤ 0.25

La mise en forme de cet alliage se déroule en trois étapes (Pauze, 2008) (Stucky, 2011) (PRIETO YESPICA, 2012):

➤ **La coulée :**

Les constituants de l'alliage sont mélangés dans un four, vers 700°C, puis coulés verticalement en continu sous forme d'une plaque. Des hétérogénéités structurales et chimiques se

forment lors de la solidification (Figure 1.12-a) : les atomes de soluté sont rejetés en avant du front de solidification. Il se forme alors des dendrites d'aluminium pauvres en atomes de soluté et entre les dendrites, un mélange eutectique très riche en atomes de soluté. Ces phases eutectiques sont à l'origine de la formation de particules grossières indésirables.

➤ **L'homogénéisation :**

Afin d'homogénéiser la solution solide, la plaque est portée entre 475 et 495°C pendant 20h. Les particules intermétalliques grossières formées pendant la solidification sont insolubles à cette température, mais les hétérogénéités macroscopiques de composition sont éliminées.

➤ **Le laminage :**

La plaque peut ensuite être laminée à chaud puis éventuellement à froid pour atteindre l'épaisseur désirée. Cette opération fragmente et distord les grains ; les particules intermétalliques grossières sont cassées et redistribuées dans la direction de laminage (Figure 1.12-b).

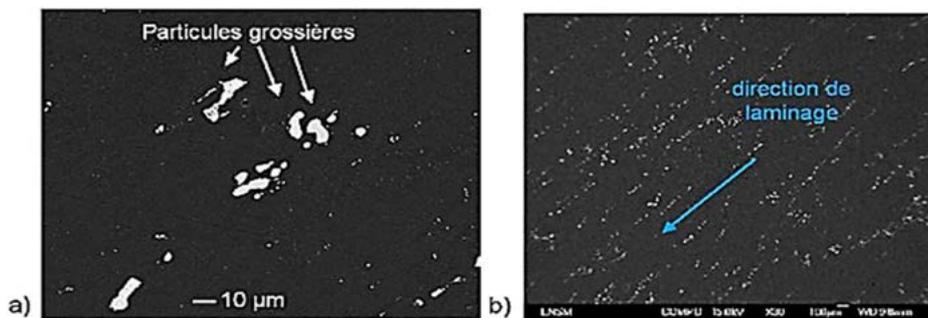


Figure 1.12: a) Particules intermétalliques grossières formées lors de la solidification ; b) Fragmentation et redistribution des particules intermétalliques dans la direction de laminage (photo en MEB-FEG: Field Emission Gun sur échantillon poli) (Pauze, 2008).

Après la mise en forme, il s'en suit le traitement thermique de durcissement structural **T3** constitué de trois principales étapes (cf. Figure 1.13) :

➤ **La mise en solution solide :**

Elle consiste au chauffage à une température supérieure à la température limite de solubilité (température de solvus) pendant une durée suffisante pour atteindre un équilibre thermique afin que tous les atomes de soluté se retrouvent en solution solide.

➤ **La trempe :**

C'est le refroidissement rapide après l'étape de mise en solution de manière à garder la solution sursaturée à la température ambiante. L'objectif est d'augmenter les propriétés mécaniques du matériau en permettant de conserver à température ambiante la structure moléculaire obtenue à chaud. Mais cette opération est l'une des principales sources de contraintes résiduelles présentes au sein des tôles laminées. Ces contraintes peuvent engendrer une instabilité dimensionnelle, en particulier lorsque les composantes ont une forme irrégulière ou lorsque les opérations d'usinage ultérieures exposent les contraintes sous-jacentes.

➤ **Une maturation et /ou un revenu :**

Après l'étape de refroidissement, la solution solide se trouve dans un état métastable. De manière progressive et spontanée, elle se décompose à température ambiante et a donc tendance à retrouver son état d'équilibre. Cette maturation est qualifiée de naturelle ; elle peut aussi être effectuée dans de l'eau.

Le revenu est l'étape de chauffage ultérieure à des températures inférieures aux températures de mise en solution (de l'ordre de 100 à 200 °C). La solution solide sursaturée retourne ainsi à l'état d'équilibre de façon accélérée par des maintiens à une température supérieure. Le résultat de cette précipitation sous l'effet du revenu est une augmentation des propriétés mécaniques telle que la dureté. Cette opération peut, le plus souvent, être préférée à une maturation moins durcissante.

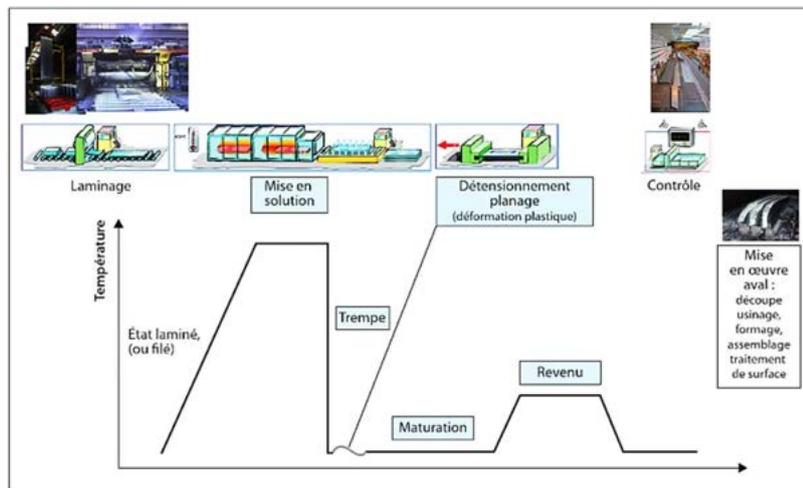


Figure 1.13: Schéma représentatif du traitement thermique T3 des alliages d'aluminium à durcissement structural (Accary, 2014)

Afin de réduire les contraintes résiduelles présentes dans la matière, des opérations de relaxation de contraintes résiduelles sont mises en œuvre. Le traitement **TX51** correspond à un traitement de relaxation par traction dans le sens de laminage jusqu'à obtention des déformations plastiques de l'ordre de 1.5-3% (Stucky, 2011). Ce traitement permet également de rendre homogène la précipitation ultérieure en générant des dislocations. La tôle est ainsi dans un excellent état de stabilité dimensionnelle. Toutefois, les contraintes résiduelles présentes après ce processus de relaxation, bien qu'extrêmement petites, peuvent suffire à créer des distorsions au cours de l'usinage des structures dans la masse (Prime & Hill, 2002).

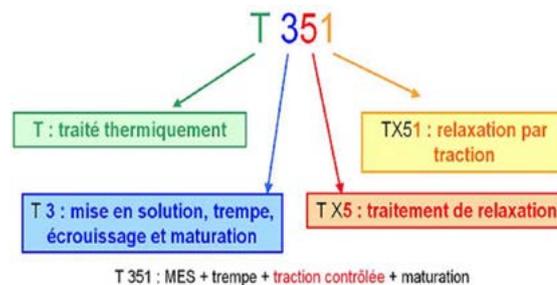


Figure 1.14: Schéma récapitulatif de l'état thermique de l'alliage AA2024-T351 (Pauze, 2008)

### 1.2.1.2. Microstructure et texture morphologique de l'AA2024-T351

L'alliage AA2024-T351 présente une microstructure fortement fibrée constituée de gros grains aplatis et très allongés dans le sens du laminage (Figure 1.15-a). Les tailles moyennes des grains sont respectivement de 1000, 300 et 100  $\mu\text{m}$  dans les sens longitudinal (L), travers long ( $T_L$ ) et travers court ( $T_C$ ) (de Bonfils-Lahovary et al., 2017). Par ailleurs, (Pauze, 2008) a constaté un gradient de la taille des grains dans l'épaisseur des tôles d'AA2024-T351 ; dans son étude, l'auteur montre que sur une tôle de 50mm d'épaisseur, les couches extrêmes de 4mm ont une taille de grain beaucoup plus petite (Figure 1.15-c). Cette texturation est due à l'opération de laminage pratiquée pendant sa mise en forme.

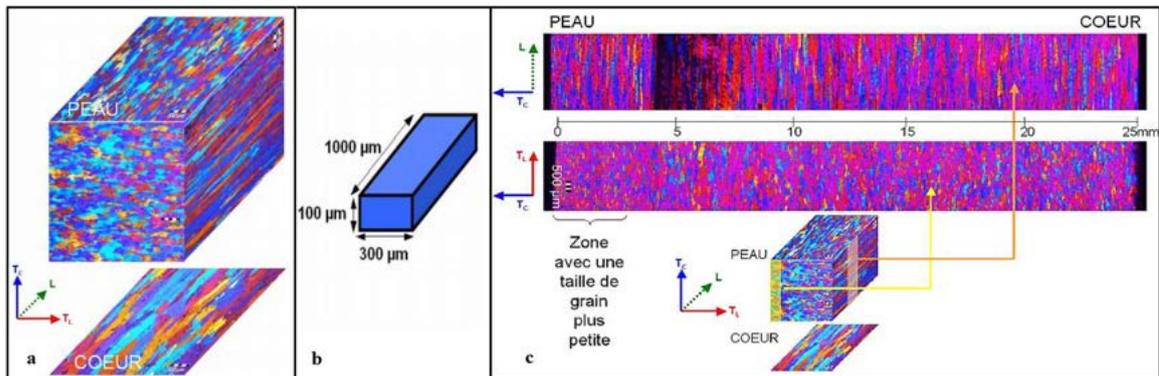


Figure 1.15: a) Texture morphologique de l'AA2024-T351, révélée en micrographie optique suite à une oxydation anodique ; b) Dimensions caractéristiques d'un grain ; c) Profil de texture morphologique dans l'épaisseur de la tôle (Pauze, 2008)

### 1.2.1.3. Propriétés mécaniques et physiques de l'AA2024-T351

Certaines caractéristiques des alliages, comme les propriétés intrinsèques (module d'Young, masse volumique, coefficient de poisson) sont essentiellement fonction de leur composition chimique ; elles sont donc difficilement modifiables. Les propriétés extrinsèques par contre (ductilité, limite élastique, résistance à la traction, dureté, la résistance à la corrosion) sont directement liées à l'état de revenu de l'alliage et plus précisément aux paramètres de ces traitements thermiques (temps, température). L'évolution de la résistance mécanique en fonction du temps de revenu est caractérisée par une courbe en forme de cloche, avec une résistance maximum à l'état dit de « revenu au pic » ; mais la résistance à la corrosion évolue en sens inverse (Figure 1.16).

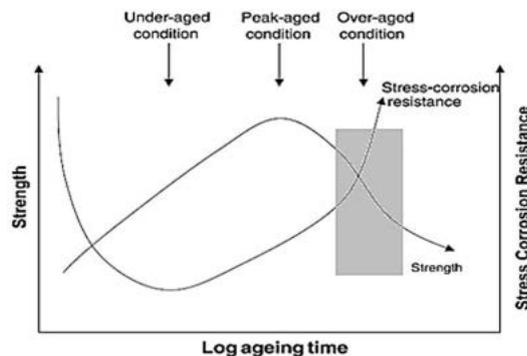


Figure 1.16: Evolution des propriétés mécaniques et de la tenue à la corrosion des alliages à durcissement structural en fonction de la durée de revenu (Shreir, 1979)

En général, les alliages AA2024 sont caractérisés par une bonne tenue à chaud, une bonne usinabilité et des bonnes propriétés mécaniques, surtout à l'état T6 (revenu au pic) (Radutoiu, 2013). Ils ont d'excellentes caractéristiques mécaniques grâce à un taux plus élevé en magnésium, présentent une bonne ténacité et une bonne tenue à la propagation de fissures. Par contre, leur résistance à la corrosion est faible, principalement à cause du cuivre. En effet, le cuivre tend à précipiter dans les joints de grains. Il rend l'alliage particulièrement sensible à la corrosion intergranulaire, à la corrosion par piqûres et à la corrosion sous contrainte (Blanc et al., 1997).

L'effet de la texture morphologique de l'AA2024-T351 sur les propriétés mécaniques est très important. (Pauze, 2008) a menée des essais de traction sur des éprouvettes extraites dans les différentes directions d'une plaque d'AA2024-T351. Par ailleurs, (Seidt & Gilat, 2013) ont réalisé, en plus des essais de traction, des essais de compression et de torsion dans les différentes directions et à différentes vitesses de déformation. Leurs conclusions mettent en exergue l'anisotropie de cet alliage fortement due à sa texture fibrée : ses propriétés sont plus faibles dans le sens travers court et plus importantes dans le sens longitudinal.

Les caractéristiques mécaniques de l'AA2024-T351, en fonction des différents sens de sollicitations, sont données dans le Tableau 1.2.

Tableau 1.2: Propriétés mécaniques et physiques de l'AA2024-T351 (Norme EN 485-2) (Pauze, 2008) (Vargel, 2005)

	T <sub>C</sub>		T <sub>L</sub>		L	
	(Pauze, 2008)		(Pauze, 2008)		(Pauze, 2008)	(Norme EN 485-2)
R <sub>p</sub> <sup>0.2</sup> : Limite d'élasticité (MPa)	270		300		329	290
R <sub>m</sub> : Résistance à la traction (MPa)	380		428		430	430
A : Allongement à rupture (%)	4		9		12	11
E : Module d'Young (GPa)	70-73					
ν : Coefficient de poisson	0.33					
Dureté (HBW)	122					
ρ : Masse volumique (kg/dm <sup>3</sup> )	2.77					
T <sub>f</sub> : Température de fusion (°C)	502-638					
λ : Conductivité thermique (W.m <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup> )	120					

L'un des principaux objectifs de ces travaux est l'étude de la tenue en fatigue des alliages d'aluminium AA2024-T351 après perçage. La littérature met en exergue le rôle majeur joué par l'intégrité de surface sur la tenue en fatigue des alliages d'aluminium. En effet, l'examen du faciès de rupture montre que les fissures s'amorcent le plus souvent en surface. Il est donc primordial de déterminer, dans un premier temps, l'influence des conditions d'usinage sur les paramètres d'usinabilité en général, et l'intégrité de surface en particulier. Dans un second temps, il faudra établir l'impact de cette intégrité de surface sur la durée de vie en fatigue.

## 1.2.2. Usinage Grande Vitesse vs usinage conventionnel : Usinabilité de l'AA2024-T351

Le système d'usinage comprend un outil de coupe, une pièce à usiner et une machine-outil. La demande croissante pour une productivité accrue couplée à un moindre coût de fabrication

pousse les usineurs à explorer en permanence une combinaison **outil de coupe/machine-outil/pièce** qui permettrait un usinage à très grandes vitesses sans compromettre l'intégrité de surface et les précisions (géométriques et dimensionnelles) requises pour les pièces usinées. Pour y parvenir, des efforts ont été faits pour développer des matériaux et des géométries d'outil de coupe capables de résister dans des conditions agressives.

Le terme « Usinage Grande Vitesse » (UGV) est un terme relatif qui varie d'un matériau à un autre, ce qui rend difficile la définition du concept. En termes quantitatifs, Von Turkovich (Von Turkovich, 1979) a proposé les plages de 600-1800m/min, 1800-18000m/min et supérieur à 18000m/min pour décrire respectivement les zones d'usinage grandes vitesses, très grandes vitesses et ultra grandes vitesses ; mais ceci demeure assez imprécis. En effet, les vitesses peuvent être extrêmement différentes suivant la nature du matériau (aluminium vs titane, par exemple). Toutefois, Flom (Flom, 1985) définit l'UGV pour un matériau donné comme étant la vitesse au-dessus de laquelle la bande de cisaillement se développe complètement dans la zone de cisaillement primaire.

L'usinabilité est un terme utilisé pour décrire l'aptitude d'un matériau à subir une mise en forme par enlèvement de matière. Elle est significativement affectée par les propriétés (mécaniques et thermiques) de la pièce à usiner, les propriétés et la géométrie de l'outil de coupe, les conditions de coupe employées et l'environnement de coupe (Ezugwu, 2005). De façon générale, comparés aux autres matériaux, les alliages d'aluminium de la série 2000 (notés AA2000) sont considérés comme ayant une très bonne usinabilité (Santos et al., 2016). Les principaux paramètres de l'usinabilité peuvent se mesurer à travers les efforts de coupe, la durée de vie de l'outil (par exemple, l'évolution de l'usure au cours du temps), le taux d'enlèvement de matière (productivité), l'observation des copeaux, le respect des tolérances dimensionnelles et géométriques, et à travers l'intégrité de surface. Ces différents paramètres varient fortement avec les conditions de coupes. Cela nous amène à nous intéresser à l'incidence des conditions de coupes sur ces derniers.

### 1.2.2.1. Efforts de coupe

Plusieurs études ont été menées sur l'impact des conditions d'usinage de l'AA2024-T351 sur les efforts de coupe (Fuh & Chang, 1997) (Yousefi & Ichida, 2000) (Nair et al., 2002) (Larbi et al., 2015) (Giasin et al., 2016). Selon (Santos et al., 2016), les efforts de coupe sont beaucoup plus faibles par rapport à ceux des aciers (environ 70%). Leur ductilité entraîne une plus grande zone de contact outil-copeau, ce qui aurait tendance à provoquer une augmentation des efforts de coupe, de la puissance consommée et de la chaleur dissipée et générerait par conséquent une mauvaise intégrité de surface tout en rendant difficile le contrôle des copeaux. Mais leur résistance au cisaillement est relativement faible, et donc, même avec de grandes zones de contact copeau-outil, leur usinage est considéré comme une tâche relativement facile (Santos et al., 2016).

Fang et al. (Fang & Wu, 2005) ont montré au cours des essais de coupe orthogonale sur les alliages d'AA2024-T351 que les grandes vitesses de coupe induisaient de faibles efforts tangentiels et de coupe comparés aux vitesses conventionnelles. Ils montrent par la même occasion que ces efforts diminuent lorsque les vitesses de coupe augmentent, puis demeurent constants. Ces observations ont également été faites au cours du fraisage (Salguero et al., 2013) (Figure 1.17) et du perçage (Nair et al., 2002) (Giasin et al., 2016) UGV de l'AA2024-T351 (Figure 1.18). Atlati (Atlati, 2012) explique cette diminution des efforts aux grandes vitesses de coupe par la diminution de la résistance mécanique des matériaux due à leur adoucissement thermique liés aux hautes

températures. Cependant, une augmentation excessive des vitesses de coupe pourrait faire croître les efforts de coupe (Salguero et al., 2013) (Hamade & Ismail, 2005).

Il est à noter aussi que les efforts de coupe augmentent avec l'avance à la dent, à cause de l'augmentation de l'épaisseur de matière à enlever. Comme l'explique (Hamade & Ismail, 2005), ces efforts sont proportionnels à la section de copeau.

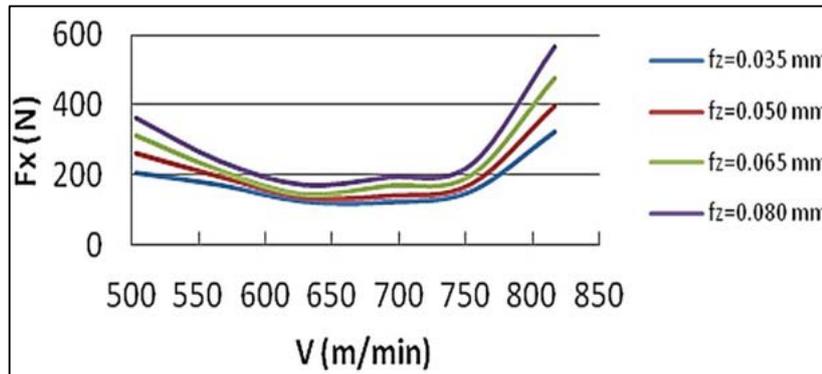


Figure 1.17: Evolution des efforts de coupe en fonction de la vitesse de coupe  $V_c$  pour différentes valeurs d'avance à la dent  $f_z$  lors du fraisage de l'AA2024-T351 (Salguero et al., 2013)

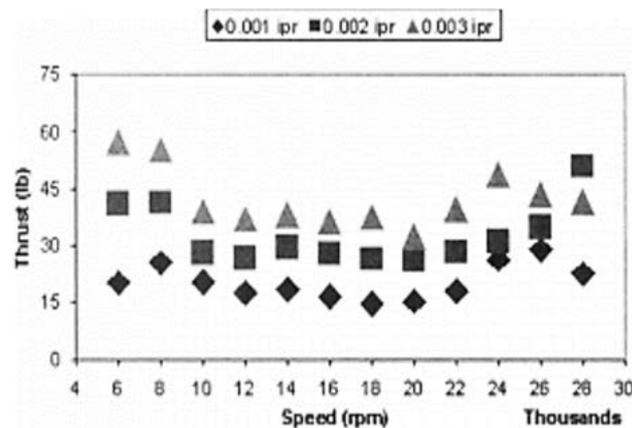


Figure 1.18 : Evolution des efforts de coupe en fonction de la vitesse de rotation au cours du perçage UGV de l'AA2024-T3 (Nair et al., 2002)

### 1.2.2.2. Usure de l'outil : Fluides de coupe & optimisation de l'outil

L'usure de l'outil est un critère important de l'usinabilité. Il participe pour beaucoup dans le coût des opérations d'usinage. D'après la littérature, les principaux mécanismes d'usure d'outils rencontrés en usinage sont (Wright & Trent, 2000) (Mohammed Nouari, 2000) (Gautier List, 2004a) :

- L'usure par déformation plastique et fatigue ;
- L'usure par adhésion (arête rapportée et attrition) ;
- L'usure par abrasion ;
- L'usure par diffusion.

### A. Usures rencontrées dans l'usinage de l'AA2024

En ce qui concerne l'usinage de l'AA2024, toutes les formes d'usure peuvent exister. Davoudinejad et al. (Davoudinejad et al., 2012) montrent qu'au cours du perçage conventionnel de cet alliage ( $V_c=28$  et  $94$  m/min,  $f=0.04$ mm/tr), les principaux mécanismes d'usure sont l'abrasion et l'adhésion. Dans leurs travaux sur le tournage conventionnel de l'AA2024-T351 ( $V_c=40-170$ m/min,  $f=0.05-0.3$ mm/tr), Carrilero et al (Carrilero et al., 2002) ont montré que l'usure de l'outil est principalement causée par les phénomènes de collage qui prennent d'abord la forme d'une fine couche adhérente (BUL), ce qui conduit, à long terme, à la formation de l'arête rapportée (BUE). Cela a également été observé dans le cas du perçage conventionnel ( $V_c=24-164$ m/min et  $f=0.04$ mm/tr) (Giroit & Géhin, 2002) et du fraisage conventionnel  $V_c=47$ m/min,  $f_z=0.38-4.5$ µm/dent) (Kim & Kang, 1997). Haddag et al. (Haddag et al., 2016) ont, quant à eux, investigué le processus de formation de cette BUE sur l'usinage de l'AA2024-T351. Ils démontrent que cette BUE dépend fortement du contact/frottement à l'interface outil-copeau et survient principalement pour les faibles angles de coupe car ces derniers rendent difficile l'écoulement de matière. Ceci engendrerait par la suite une accumulation de matière et un contact collant à la pointe de l'outil qui se traduira donc par la formation de la BUE (Figure 1.19). Cette hypothèse vient compléter celle de (Carrilero et al., 2002) qui explique que la BUL, de dureté inférieure à celle de l'outil, provoque une modification du mécanisme de dépôt de matériau sur la face de coupe de l'outil et conduit à la formation du BUE.

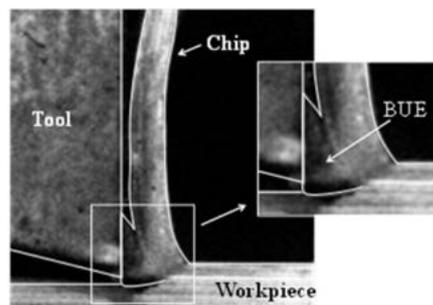


Figure 1.19: Formation d'une BUE au cours de la coupe orthogonale de l'AA2024-T351 avec une vitesse de coupe  $V_c=60$ m/min, une avance  $f=0.1$ mm et un angle de coupe  $=0^\circ$  (Haddag et al., 2016)

A plus grandes vitesses de coupe, les phénomènes de collage subsistent encore, mais ils sont bien moindres et font surtout progressivement place aux mécanismes d'usure activés thermiquement (Hamade & Ismail, 2005). C'est ce qu'avaient justement montré Giroit et al. (Giroit & Géhin, 2002) dans leur étude sur le perçage UGV à sec des alliages d'aluminium. Selon Nouari et al. (M. Nouari et al., 2003), la température à l'interface outil-copeau (qui augmente avec la vitesse de coupe) causerait le passage de l'abrasion à l'adhésion et/ou de l'adhésion à la diffusion. Bien que le moteur thermodynamique de la diffusion de matière soit les gradients de concentration, la température reste un catalyseur important. Il est donc impératif de travailler dans un domaine de température qui permet de limiter ce transfert, en particulier de l'aluminium vers l'outil.

### B. Solutions limitant l'usure lors de l'usinage de l'AA2024

#### ❖ Utilisation de fluides de coupe

Afin de limiter au maximum l'usure de l'outil, de préserver également l'intégrité de surface des pièces usinées et d'accroître par conséquent la productivité, les fluides de coupes sont

généralement employés pendant l'usinage de l'AA2024. D'après plusieurs auteurs (Giroit & Géhin, 2002) (Itoigawa et al., 2006) (Kelly & Cotterell, 2002) (M. Nouari et al., 2003), ils permettent :

- De réduire le frottement à l'interface outil-copeau et par conséquent les températures dans la zone de contact ;
- De réduire les phénomènes d'adhésion et de diffusion de l'aluminium sur l'outil ;
- De faciliter l'évacuation du copeau ;
- D'améliorer la précision d'usinage et l'état de surface de la pièce.

Cependant, à cause de leur caractère polluant (M. Nouari et al., 2003) et des coûts induits par leur utilisation (16-20% des coûts de fabrication) (Sreejith & Ngoi, 2000), les industriels préconisent davantage la suppression de l'emploi des lubrifiants. Mais cela représente un réel défi. En effet, la suppression des fluides de coupe peut avoir des conséquences néfastes sus-évoquées sur les outils de coupe et par conséquent sur la qualité de la surface usinée, ce qui réduit inéluctablement la productivité. List et al. (G. List et al., 2005) dans leurs travaux suggèrent à cet effet que les alliages d'aluminium très ductiles tels que l'AA2024-T351 ne devraient pas être usinés sans lubrification. Par ailleurs, dans le cas particulier du perçage, les fluides de coupe servent grandement non seulement à l'évacuation du copeau (confiné dans la zone de coupe), mais aussi au refroidissement de l'outil et de la pièce surtout en conditions UGV (Kelly & Cotterell, 2002).

Une première alternative à l'emploi de fluide de coupe dans sa forme classique (arrosage) a été la micro-lubrification (application d'une infime quantité de lubrifiant sous forme d'un brouillard d'aérosol à l'aide d'un flux d'air comprimé) et par les jets de gaz réfrigérés à grandes vitesses (Kelly & Cotterell, 2002) (Kishawy et al., 2005) (Biermann & Heilmann, 2010). Ces moyens se sont révélés être d'excellentes alternatives aux fluides de coupe notamment en UGV. L'absence de lubrification peut également être compensée par l'utilisation de matériaux d'outils, et/ou des revêtements adaptés, et par l'optimisation des géométries d'outils.

#### ❖ Outils de coupe pour l'usinage de l'AA2024 et revêtements d'outil

Du fait des fortes températures et des efforts de coupe générés au cours de l'usinage, les outils de coupe sont soumis à des chargement thermomécaniques très importants. Comme le montrent Childs et al. (Childs et al., 2000), la plupart des matériaux d'outils perdent en dureté à température élevée. Ils doivent donc avoir certaines qualités requises telles que (Rey, 2016) :

- Une dureté importante à des températures élevées pour résister aux fortes contraintes générées lors de la coupe ;
- Une bonne conductibilité pour minimiser les gradients et les chocs thermiques sur l'outil ;
- Une faible réactivité chimique afin d'éviter des transferts entre la matière usinée et l'outil ;
- Une ténacité et une bonne résistance à la fatigue pour résister au processus de formation de copeaux segmentés ;
- Une résistance à la traction, au cisaillement et à la compression élevée.

Les matériaux pour les outils de coupe remplissant ces conditions peuvent être regroupés en trois catégories : (1) Les aciers rapides, (2) les carbures, (3) les céramiques et matériaux durs (diamant polycristallin, nitrure de bore cubique, ...).

Les outils en aciers rapides s'emploient très bien pour l'usinage conventionnel des alliages d'aluminium. Par contre, M. Nouari et al. (M. Nouari et al., 2005) ne recommandent pas l'emploi des outils de coupe en aciers rapides pour le perçage UGV à sec des alliages d'aluminium car ces derniers produiraient un très mauvais état de surface et seraient plus sujets à l'usure. Par ailleurs, les outils céramiques à base de nitrures de silicium sont peu utilisés à cause de la grande solubilité du silicium dans l'aluminium (Kelly & Cotterell, 2002). A cause de leur extrême bonne résistance à l'usure et pour des raisons économiques, les outils en carbure sont les plus recommandés pour l'usinage de cet alliage, notamment en conditions UGV (Hamade & Ismail, 2005).

Bien que les outils en carbure possèdent déjà d'excellentes caractéristiques, ils peuvent encore être munis d'un revêtement afin d'améliorer davantage leurs performances et limiter leur usure. Etant la partie de l'outil réellement en contact avec la matière usinée, ces revêtements seront donc conçus de manière à leur donner les mêmes propriétés bien spécifiques susmentionnées pour les outils de coupes. Ils sont constitués soit d'une couche unique, soit d'une superposition de plusieurs couches de matériaux différents déposés par CVD (Chemical Vapor Deposition) ou par PVD (Physical Vapor Deposition) et dont l'épaisseur totale n'excède pas 5 $\mu$ m. Les revêtements utilisés sont à base de titane (TiC, TiN, TiB<sub>2</sub>, TiCN, TiAlN, TiAlON), les revêtements céramiques, les revêtements ultra-durs (diamant, PCBN), les revêtements autolubrifiants avec MoS<sub>2</sub> ou WC en couche externe (Gautier List, 2004a). Plusieurs auteurs (Kim & Kang, 1997) (M. Nouari et al., 2003) (Dasch et al., 2006) (Roy et al., 2009) (Santos et al., 2016) ont montré que de tous ces revêtements, le dépôt diamant minimise le BUE et l'usure abrasive. Il génère un meilleur état de surface au cours de l'usinage des alliages d'aluminium. Ces résultats sont justifiés par une dureté accrue, un faible coefficient de frottement et une faible affinité/solubilité chimique avec l'aluminium, ce qui réduit l'adhésion de l'aluminium sur l'outil et permet ainsi de réduire les efforts de coupe.

#### ❖ Optimisation de la géométrie d'outils

Pour le perçage à sec conventionnel des alliages AA2024, quelques principaux paramètres d'optimisation de géométrie d'outils retrouvés dans la bibliographie (M. Nouari et al., 2003) (Giroto & Géhin, 2002) (Ko & Lee, 2001), sont :

- Angle d'hélice : élevé pour faciliter l'évacuation des copeaux ;
- Angle de pointe : moyen pour disposer d'un bon centrage, élevé pour limiter l'épaisseur de la bavure à la débouchure ;
- Largeur de listel : faible dans le but de limiter le frottement sur la surface du trou, mais le guidage de l'outil sera moins bien réalisé ;
- Épaisseur d'âme : faible pour faciliter l'évacuation du métal au niveau de la pointe de l'outil ;
- Angle de dépouille : entre 6° et 8°.

#### 1.2.2.3. Respect des tolérances géométriques et dimensionnelles

La qualité géométrique des trous percés est principalement quantifiée par les paramètres de circularité, conicité et de précision du diamètre, et est surtout affectée par la déflexion de l'outil (Abdelhafeez et al., 2015). Davoudinejad et al. (Davoudinejad et al., 2012) ont rapporté que l'utilisation de vitesses de coupe très élevées pour le perçage Al2024-T351 augmentait l'écart de diamètre du trou, à cause de la BUE formée sur les lèvres de l'outil ; ce qui en retour augmentait

les forces de coupe et par conséquent la déviation d'outil. Par ailleurs, le processus de formation de cette BUE peut se répéter plusieurs fois au cours d'un usinage causant une variation périodique de l'avance et de l'angle de coupe. Il en résulte une modification importante des dimensions souhaitées du produit fini (Gautier List, 2004a). Toutefois, ce défaut peut être compensé par une faible avance de l'outil (M. Nouari et al., 2003).

### **1.2.3. De l'usinage à l'intégrité de surface de l'AA2024**

Une surface peut être décrite comme étant la couche la plus externe d'une entité. Elle constitue l'interface d'un composant avec son milieu extérieur. Dans le cadre de l'ingénierie, le terme surface servira à désigner la limite physique de la pièce considérée mais également les microcouches de matériau directement sous l'interface.

Field (Field & Kahles, 1964) fut le premier à introduire le terme « intégrité de surface » en le définissant comme l'état inhérent ou amélioré d'une surface produite par usinage ou par une autre opération de génération de surface. Il fait donc référence à un « état matériau » associé à un procédé d'usinage. Cependant, cette définition reste assez vague dans la mesure où elle englobe toutes caractéristiques liées à la surface (topographiques, optiques, biologiques, thermiques, électriques, ...). La surface devra donc répondre à des critères bien spécifiques en fonction des besoins liées aux domaines d'utilisation de la pièce :

- Mécaniques (supporter les chargements mécaniques, état de surface) ;
- Thermiques (conductivité ou résistance thermique) ;
- Tribologiques (frottement, adhésion...) ;
- Optiques (apparence, réflexion...) ;
- Écoulement fluides (couches limites...).

A cet effet, Davim (Davim, 2009) améliore cette définition en y ajoutant la notion de « performance de la surface en service ». Autrement dit, l'intégrité de surface désigne l'ensemble des critères qui décrivent l'état matériau et qui ont également une influence sur les performances de la surface, vis-à-vis d'une application bien précise. En usinage, trois paramètres majeurs sont généralement retenus pour décrire l'intégrité de surface (Girion, 2017) : un paramètre topographique ou géométrique (rugosité), un paramètre mécanique (contraintes résiduelles), un paramètre métallurgique (microstructure). L'intégrité d'une surface usinée est donc garantie lorsqu'elle répond aux spécifications en termes de rugosité, de contraintes résiduelles et de microstructure. Dans les paragraphes suivants, ces paramètres seront présentés ainsi que l'influence des conditions de coupe sur ces derniers.

#### **1.2.3.1. Le paramètre topographique : La rugosité**

##### **A. Définition et origines**

L'état de surface fait référence aux irrégularités géométriques dues à l'usinage. D'après la norme ISO 4287, il existe plusieurs profils d'irrégularités pour qualifier l'état de surface d'une pièce. Ces profils sont regroupés en quatre principales catégories présentées dans le Tableau 1.3 (Davim, 2009) et représentées Figure 1.20 (Limido, 2008).

Tableau 1.3: Ecart géométriques des surfaces usinées (Davim, 2009)

Ordre	Irrégularités	Causes
1	Ecarts de forme (planéité, rectitude, circularité, cylindricité, ...)	Erreurs de glissières de machine-outil, déformations élastiques, fixation erronée de l'outil ou de la pièce, usure sévère de l'outil
2	L'ondulation (Ecarts géométriques tels que la distances entre deux sommets)	Rotation excentrique de la pièce ou de l'outil, vibrations dans le système de fabrication, usure de l'outil, inhomogénéité du matériau traité
3	La rugosité périodique (stries, sillons)	Forme du bord de l'outil, cinématique du processus, morphologie du copeau
4	La rugosité apériodique ou microrugosité (arrachements, fentes, piqûres)	Usure du nez d'outil, formation du BUE, mode de formation des copeaux, procédures galvaniques

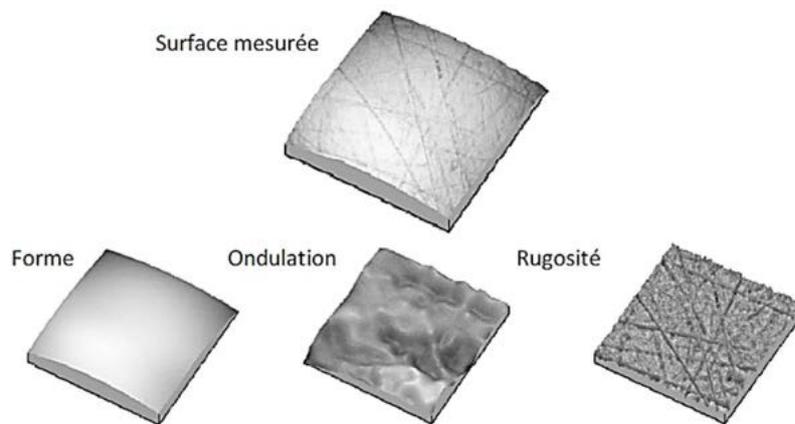


Figure 1.20: Décomposition d'une surface mesurée (Limido, 2008)

Bien qu'ils présentent quelques limites d'utilisation (incapacité à discriminer certains profils), les principaux critères généralement sélectionnés pour définir l'état de surface sont la rugosité arithmétique  $R_a$  et la rugosité totale  $R_t$ . En fatigue, on utilise généralement le critère  $R_t$  (Moussaoui, 2013). C'est en effet ce critère qui rend le mieux compte de la profondeur d'entaille maximale qui risque de conduire à l'amorçage d'une fissure.

### B. Influence des conditions d'usinage sur la rugosité

Comme l'ont montré différents auteurs, la qualité de surface dépend fortement des conditions de coupe. Dans les études traitant exclusivement de l'usinage sans faire le lien avec la durée de vie en fatigue, le critère de rugosité retenu est celui de la rugosité arithmétique  $R_a$ .

Kim et Kang (Kim & Kang, 1997) ont étudié l'influence des paramètres de coupe et de l'outil sur la rugosité lors du fraisage de l'AA2024. Ils montrent que la rugosité décroît avec la vitesse de coupe. De plus, ils constatent que la rugosité ne s'améliore pas ou ne s'améliore que très lentement à partir d'une certaine vitesse de coupe supérieure. En revanche, la rugosité augmente légèrement avec l'avance par dent. Mais elle croît très rapidement pour de grandes valeurs d'avance à la dent (Figure 1.21).

En ce qui concerne le perçage de l'AA2024, diverses conclusions sont observées sur l'impact de l'avance axiale. Nair et al (Nair et al., 2002) ont montré que la rugosité diminue avec celle-ci tandis que Nouari et al. (M. Nouari et al., 2003), Giasin et al. (Giasin et al., 2016), Ramzi et al. (Ramzi et al., 2017) ont plutôt une conclusion différente : la rugosité augmenterait avec l'avance axiale. Ces derniers expliquent cette observation par le fait que la plus grande pression engendrée par une avance supérieure causerait une plus grande déflexion de la pointe du foret. Quant à la vitesse de coupe, son augmentation entraîne une diminution importante de la rugosité (M. Nouari et al., 2003) (Ramzi et al., 2017). A cet effet, Ramzi et al. (Ramzi et al., 2017) suggèrent d'usiner les alliages d'aluminium AA2024 à grandes vitesses de coupe et avec une avance axiale faible en vue d'obtenir un meilleur état de surface. Par ailleurs, Nouari et al. (M. Nouari et al., 2003) montrent que la rugosité serait affectée par les angles d'hélice et de pointe (leur augmentation pourrait minimiser la rugosité).

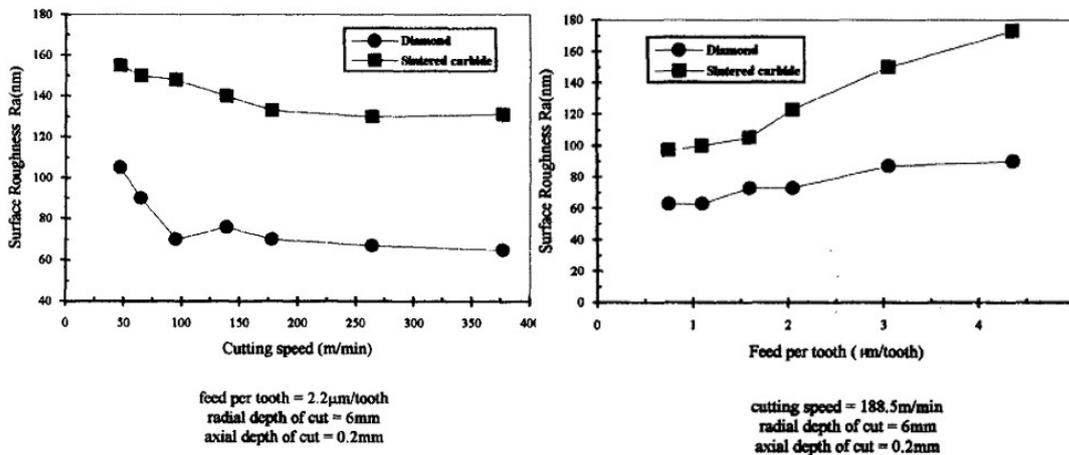


Figure 1.21 : Influence de la vitesse de coupe et de l'avance à la dent lors du fraisage de l'AA2024 (Kim & Kang, 1997)

### 1.2.3.2. Paramètre mécanique : Les contraintes résiduelles

#### A. Définition et origines

On définit les contraintes résiduelles (notées  $\sigma_R$ ) comme étant les contraintes élastiques multiaxiales présentes dans le matériau lorsque la pièce n'est soumise à aucune force extérieure (mécanique ou gradient thermique). Elles sont la résultante d'une hétérogénéité des déformations plastiques au sein du matériau. Les mécanismes générant des contraintes résiduelles peuvent être regroupés en trois points (Girinon, 2017) :

- **Les déformations plastiques générées par un chargement mécanique.** Les traitements de surface de type mécanique (grenailage, galetage...) fournissent des contraintes résiduelles de compression. Elles sont induites par un allongement plastique de la matière en extrême surface qui se retrouve comprimée par la matière non plastifiée en sous-surface.
- **Les déformations plastiques générées par un chargement thermique (sans transformation de phase).** Les procédés impliquant des phénomènes thermiques fournissent des contraintes résiduelles de traction. L'échauffement en extrême surface provoque une mise en compression plastique de la matière par dilatation. Après refroidissement l'extrême surface se retrouve mise en tension par la sous-surface qui n'est pas plastifiée.

- **Les déformations plastiques générées par des transformations de phase.** Si la transformation de phase provoque une diminution du volume occupé en extrême surface (transformation de martensite en austénite par exemple), elle se retrouve mise en tension par la sous-surface. L'inverse entraînera des contraintes résiduelles de compression.

Tous les procédés de fabrication et de mise en forme (forgeage, soudage, usinage, ...) génèrent dans la pièce des contraintes résiduelles. L'état des contraintes résiduelles au sein de la matière est généralement une combinaison de ces différentes causes (Barralis et al., 1999) ; il est alors difficile de quantifier indépendamment la contribution des phénomènes mécaniques, thermiques et métallurgiques.

Il existe trois ordres des contraintes résiduelles (Figure 1.22) :

- **Les contraintes résiduelles de 1<sup>er</sup> ordre** ; elles sont macroscopiques et sont observées sur un nombre important de grains, voire à l'échelle de la pièce mécanique (moyenne à l'échelle du nombre de grains).
- **Les contraintes résiduelles de 2<sup>nd</sup> ordre** ; moyennées sur un seul grain, elles sont induites par l'hétérogénéité et l'anisotropie de chaque cristal ou grain dans un matériau polycristallin.
- **Les contraintes résiduelles de 3<sup>ème</sup> ordre** ; elles sont à l'échelle du cristal. On atteint ici la limite de la notion de contraintes puisqu'elles sont induites par les défauts cristallins dans les grains (lacunes, interstices, atomes en substitution, dislocations, défaut d'empilement, macles).

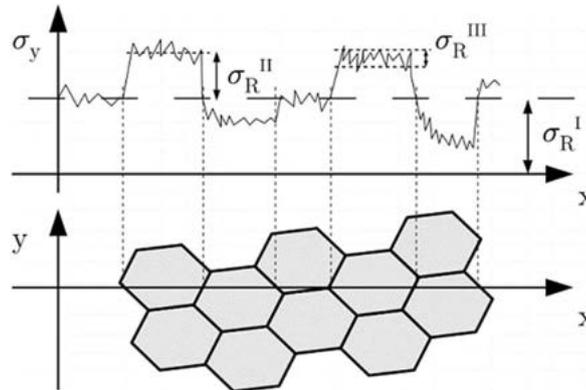


Figure 1.22 : Représentation des différents ordres de contraintes résiduelles en fonction de l'échelle d'observation

## B. Méthodes d'évaluation des contraintes résiduelles

Différents types de méthodes expérimentales permettent d'évaluer les contraintes résiduelles au sein d'une pièce. Ces méthodes peuvent être **non destructives**, **semi-destructives** ou **destructives** (Rossini et al., 2012). Les méthodes destructives et semi-destructives (aussi appelées méthodes mécaniques) reposent sur la mesure des déformations dues à la relaxation de contraintes résiduelles lors du retrait d'un fragment de matériau de l'échantillon. À l'inverse, les méthodes non destructives mesurent des paramètres liés à l'état des contraintes. Le tableau 1.4 regroupe ces différentes méthodes, ainsi que leurs avantages et inconvénients ; et la Figure 1.23 montre leurs profondeurs de pénétration et résolutions spatiales (taille de la surface de l'ensemble de grains où s'effectue la mesure).

Tableau 1.4: Classifications et comparaisons des différentes méthodes d'évaluation des contraintes résiduelles (Rossini et al., 2012)

Types	Méthodes	Avantages	Inconvénients
<b>Non destructif</b>	Diffraction des rayons X	- Applicable à une large gamme de matériau - Contraintes de 1 <sup>er</sup> et 2 <sup>nd</sup> ordre - Généralement accessible - Possibilité de déterminer le taux d'écroutissage	- Systèmes basés en laboratoire - Echantillons de petites dimensions - Uniquement des mesures en surface - Matériaux polycristallins et non texturés - Nécessité d'un spécialiste - Systèmes basés en laboratoire
	Diffraction des neutrons	- Contraintes de 1 <sup>er</sup> et 2 <sup>nd</sup> ordre - Grande profondeur de pénétration et bonne résolution - Tenseur complet des contraintes	- Résolution spatiale limitée - Mesures grossières sur tout le volume de l'échantillon
	Méthode ultrasonore	- Très rapide à mettre en œuvre - Faibles coûts - Généralement accessible	- Uniquement aux matériaux ferromagnétiques - Nécessité de séparer les signaux microstructuraux des signaux dus aux contraintes résiduelles
	Méthode du bruit de Barkhausen	- Très rapide à mettre en œuvre - Grande sensibilité aux effets de microstructure	- Nécessité d'un spécialiste - Systèmes basés en laboratoire
	Synchrotron	- Bonne profondeur de pénétration et résolutions - Rapide - Contraintes de 1 <sup>er</sup> et 2 <sup>nd</sup> ordre	- Semi-destructif - Très forte sensibilité aux déformations
<b>Semi-destructif</b>	Méthode du trou	- Rapide et utilisation facile - Possibilité d'obtenir le gradient des contraintes dans la profondeur (par la méthode incrémentale) - Généralement accessible	- Evaluation généralement qualitative - Encore plus destructif et moins pratique que la méthode du trou - Très forte sensibilité aux déformations
	« Splitting method »	- Applicable à une large gamme de matériau - Economique et rapide	- Interprétation des données difficile
	« Ring-core method »	- Plus large étendue du profil de contraintes (par rapport à la méthode du trou)	- Semi-destructif - Résolution spatiale limitée
	« Deep-hole method »	- Grande profondeur de mesure de contraintes - Applicable aux échantillons épais - Applicable à une large gamme de matériaux	- Destructif - Interprétation difficile des données
<b>Destructif</b>	Méthode du contour	- Excellent profil de la contrainte normale à la surface de coupe - Applicable à une large gamme de matériau - Echantillons de grandes dimensions	- Destructif - Interprétation difficile des données
	« Sectioning method »	- Applicable à une large gamme de matériau - Economique et rapide	- Destructif - Résolution spatiale limitée - Interprétation difficile des données

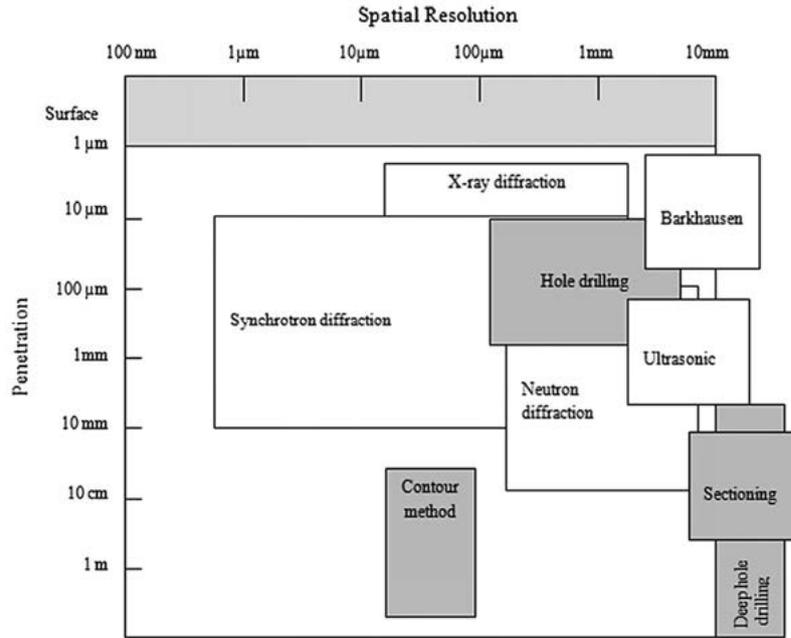


Figure 1.23 : Profondeur de pénétration et résolution spatiale des méthodes d'évaluation de contraintes résiduelles (Rossini et al., 2012)

Aujourd'hui, la méthode la plus utilisée pour évaluer les contraintes résiduelles est la diffraction des rayons X car elle présente de nombreux avantages et une certaine facilité de mise en œuvre. Cette méthode sera présentée un peu plus en détail ici, ainsi que la « splitting method ».

#### a. Principe de mesure et analyse par la diffraction des rayons X

Lorsqu'un matériau polycristallin est irradié par un faisceau de rayon X de longueur d'ondes  $\lambda$ , il se produit un phénomène de diffraction (Figure 1.24). En fonction de l'angle d'incidence du faisceau de rayon X, les diffractogrammes obtenus peuvent présenter un pic de diffraction. La position angulaire  $\theta$  du pic de diffraction est fonction de la distance interréticulaire  $d(hkl)$  du matériau et est donnée par la **loi de Bragg** décrite par l'équation (1.1).

$$2d(hkl)\sin\theta = n\lambda \quad (1.1)$$

$d(hkl)$  : Distance entre 2 plans cristallographiques

$\theta$  : Angle de Bragg (moitié de l'angle entre les faisceaux de rayons X incidents et réfractés)

$\lambda$  : Longueur d'ondes du faisceau de rayons X

$n$  : Entier naturel (ordre de la diffraction)

La présence des contraintes résiduelles dans un matériau modifie la distance interréticulaire du plan diffractant par rapport à un matériau sans contraintes. De ce fait, elle modifie également l'angle du pic de diffraction. La méthode de diffraction des rayons X (DRX) consiste à analyser les déformations du matériau par la mesure des variations de distance entre plans réticulaires du réseau cristallin. L'angle  $\Psi$ , appelé inclinaison, est l'angle entre la direction de mesure de la déformation  $\vec{n}$  et la normale à la surface de la pièce  $\vec{e}_3$ . L'angle  $\Phi$ , appelé azimuth, est l'angle entre la direction de mesure des contraintes  $\sigma_\Phi$  et  $\tau_\Phi$  et la direction  $\vec{e}_1$ .

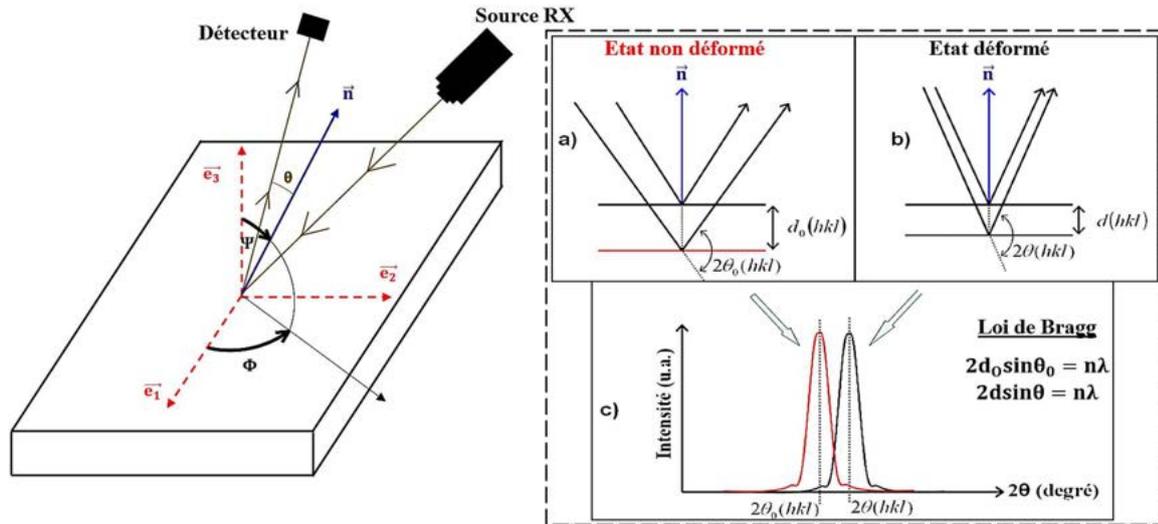


Figure 1.24 : Présentation du principe d'analyse de contraintes résiduelles par DRX

La position du pic de diffraction est directement reliée à la déformation élastique  $\varepsilon_{hkl}$  du réseau cristallin par l'équation (1.2).

$$\varepsilon_{hkl} = \ln \left( \frac{d(hkl)}{d_0(hkl)} \right) = \ln \left( \frac{\sin \theta_0}{\sin \theta} \right) \quad (1.2)$$

Toutefois, la relation entre les contraintes et la distance interréticulaire est complexe et nécessite la formulation d'hypothèses plus ou moins bien vérifiées en pratique. Lors des essais de diffraction, plusieurs diffractogrammes seront enregistrés pour différentes directions de l'espace définies par les angles  $\Phi\Psi$ . Ces diffractogrammes vont être traités au préalable pour éliminer les bruits de fond et déterminer la position du pic de diffraction. La valeur de la déformation  $\varepsilon_{\Phi\Psi}$  est ensuite obtenue par la « **méthode des  $\sin^2\Psi$**  ». Graphiquement, la courbe  $\varepsilon_{\Phi\Psi} = f(\sin^2\Psi)$ , tracée à  $\Phi$  constant, est une ellipse dont la pente moyenne est  $\frac{1}{2}\mathbf{S}_2(\sigma_{\Phi} - \sigma_{33})$ , l'ouverture  $\frac{1}{2}\mathbf{S}_2\tau_{\Phi}$  et l'ordonnée à l'origine  $(\frac{1}{2}\mathbf{S}_2 \cdot \sigma_{33} + \mathbf{S}_1 \cdot \text{Tr}(\bar{\sigma}))$  (Figure 1.25).  $\sigma_{\Phi}$ ,  $\tau_{\Phi}$ ,  $\text{Tr}(\bar{\sigma})$  sont reliés aux composantes du tenseur des contraintes  $\bar{\sigma}$  dans le repère  $(\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$  par le système d'équations (1.3). Les constantes  $\frac{1}{2}\mathbf{S}_2$  et  $\mathbf{S}_1$  sont les Constantes d'Élasticité Radiocristallographiques (CER) du matériau. Elles sont liées à son module d'Young  $E$  et à son coefficient de Poisson  $\nu$  par les équations (1.4) (François & Bourquinel, 1996).

$$\begin{cases} \sigma_{\Phi} = \sigma_{11}\cos^2\Phi + \sigma_{22}\sin^2\Phi + \sigma_{12}\sin(2\Phi) \\ \tau_{\Phi} = \sigma_{13}\cos\Phi + \sigma_{23}\sin\Phi \\ \text{Tr}(\bar{\sigma}) = \sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33} \end{cases} \quad (1.3)$$

$$\begin{cases} \frac{1}{2}\mathbf{S}_2 = \frac{1+\nu}{E} \\ \mathbf{S}_1 = -\frac{\nu}{E} \end{cases} \quad (1.4)$$

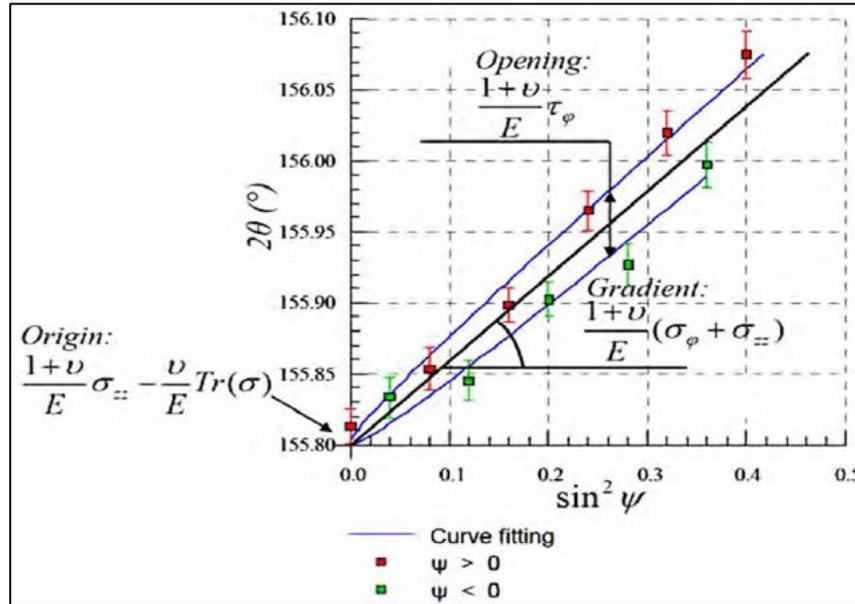


Figure 1.25 : Exemple de courbe graphique  $\varepsilon_{\phi\psi} = f(\sin^2\Psi)$  obtenue après diffraction (Jerez Mesa, 2018)

Lorsqu'on veut analyser le tenseur complet des contraintes, il est nécessaire d'effectuer des acquisitions pour au moins trois directions  $\Phi$ . Les directions généralement considérées sont  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ , ce qui permet d'obtenir d'après le système d'équation (1.3) :

$$\begin{cases} \sigma_{\Phi=0} = \sigma_{11} & \text{et} & \tau_{\Phi=0} = \sigma_{13} \\ \sigma_{\Phi=45} = \frac{1}{2}(\sigma_{11} + \sigma_{22}) + \sigma_{12} & \text{et} & \tau_{\Phi=45} = (\sigma_{13} + \sigma_{23})/\sqrt{2} \\ \sigma_{\Phi=90} = \sigma_{22} & \text{et} & \tau_{\Phi=90} = \sigma_{23} \end{cases} \quad (1.5)$$

Toutefois, la méthode de DRX présente plusieurs limites dont les principales sont les suivantes :

#### ❖ Problème de détermination de $\sigma_{33}$

Le système d'équations (1.5) ne permet pas de déterminer la composante  $\sigma_{33}$  du tenseur des contraintes. Par ailleurs, la valeur de l'ouverture de l'ellipse obtenue par la méthode des  $\sin^2\Psi$  est  $(\sigma_{\Phi} - \sigma_{33})$ , soit  $(\sigma_{11} - \sigma_{33})$ , et  $(\sigma_{22} - \sigma_{33})$  pour  $\Phi=0^\circ$  et  $90^\circ$  respectivement. La détermination de  $\sigma_{11}$  et  $\sigma_{22}$  est donc en toute rigueur impossible sans déterminer au préalable  $\sigma_{33}$ . Il serait possible de déterminer  $\sigma_{33}$  à l'aide de l'ordonnée à l'origine de  $\varepsilon_{\phi\psi} = f(\sin^2\Psi)$ , c'est-à-dire pour  $\Psi = 0$ . Mais cette quantité dépend de la distance interréticulaire  $d_0(hkl)$  du matériau non contraint qui est généralement mal connue pour les matériaux industriels. Dans la plupart des cas,  $\sigma_{33}$  est négligeable devant  $\sigma_{\Phi}$ . Ceci se justifie par la faible profondeur de pénétration des rayons X. Il est donc d'usage de considérer  $\sigma_{33}$  comme nulle et de remplacer  $d_0(hkl)$  par la distance interréticulaire des plans qui diffractent à  $\Psi = 0$  (François & Sprauel, 1996).

#### ❖ Matériau homogène et isotrope (pas de texture cristallographique)

A l'échelle macroscopique, le faisceau de rayons X affecte un certain volume du matériau (volume irradié). A l'échelle microscopique, le matériau est en général polycristallin. Au sein du volume irradié, seule une partie des cristallites sont dans les conditions de diffraction et participent donc au pic de diffraction suivant la loi de Bragg pour une direction  $\Phi\Psi$  donnée. L'ensemble de ces cristallites constitue le volume diffractant. Il est discontinu, varie selon la direction  $\Phi\Psi$  et représente environ 1 à 5% du volume total analysé (Figure 1.26). La déformation mesurée par le

déplacement du pic de diffraction correspond donc uniquement à la déformation moyenne pondérée de ce volume diffractant. Ce fait n'est réellement pas gênant dans le cas d'un matériau isotrope et homogène, mais peut engendrer des difficultés d'interprétation pour les matériaux plus complexes (matériau anisotrope, non homogène, texturé, multiphasé, à gros grains,...) (François & Sprael, 1996). Pour les matériaux texturés par exemple, l'intensité diffractée dans certaines directions  $\Phi\Psi$  est nulle ou très faible.

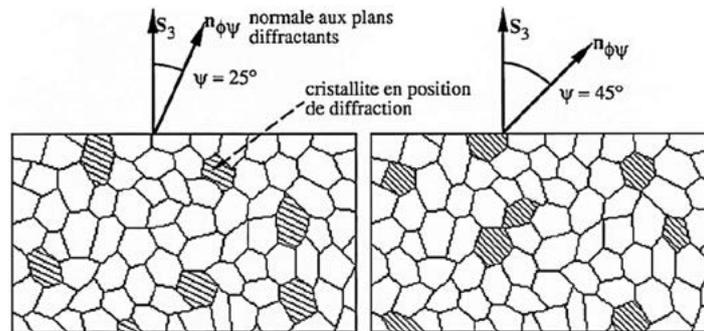


Figure 1.26 : Discontinuité du volume diffractant et variation en fonction de  $\psi$  (François & Sprael, 1996)

#### ❖ Taille de grain du matériau

Dans le cas des matériaux présentant de gros grains (100  $\mu\text{m}$ ), le volume irradié peut en contenir un faible nombre. Le nombre de cristallites constituant alors le volume diffractant sera alors insuffisant pour la production d'un pic de diffraction régulier. La localisation du pic devient alors délicate et les incertitudes de mesure des déformations très importantes (François & Bourquinel, 1996).

#### ❖ Géométrie de l'échantillon

La géométrie des pièces analysées n'est pas toujours plane, mais parfois cylindrique, sphérique ou torique (Figure 1.27). Lorsque le rayon de courbure de ces échantillons est de l'ordre de grandeur de la taille de la surface analysée, il est possible d'observer des effets optiques ou mécaniques qui vont affecter la validité de la mesure (François & Sprael, 1996). D'autre part, le confinement lié à la géométrie ne permet pas toujours de réaliser les essais de DRX, comme l'indique Girinon (Girinon, 2017).

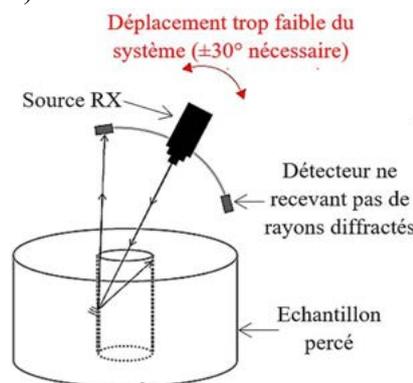


Figure 1.27 : Difficultés d'application de la DRX liées à la géométrie de l'échantillon

#### ❖ Le multiphasage du matériau

La diffraction des rayons X par un matériau multiphasé se produit uniquement pour le volume diffractant présent dans une seule phase. La déformation ainsi mesurée est la déformation élastique de cette phase liée non seulement à la contrainte macroscopique, mais aussi à l'action des

autres phases : la contrainte finale obtenue est donc la contrainte moyenne dans la phase (François & Sprael, 1996).

### b. « Splitting method »

La « splitting method » est une méthode reposant sur l'observation de la déformation de la pièce due à la relaxation des contraintes résiduelles après enlèvement d'un petit échantillon du matériau. Elle est généralement utilisée pour évaluer les contraintes résiduelles dans les tubes à paroi mince. Elle consiste à réaliser une fente sur l'échantillon afin de libérer les contraintes résiduelles qui étaient présentes sur la ligne de coupe. L'ouverture (ou éventuellement la fermeture) du matériau après découpe indique les niveaux approximatifs et le signe des contraintes résiduelles, l'ouverture traduisant des contraintes de compression tandis que la fermeture traduit celles de traction. Le procédé de coupe utilisé ne doit pas introduire de plasticité ou générer de la chaleur, afin de pouvoir mesurer la contrainte résiduelle initiale sans l'influence des effets de plasticité. La découpe à l'électroérosion a été identifiée comme moyen approprié car elle ne modifie quasiment pas les propriétés mécaniques de la pièce. La Figure 1.28 montre deux méthodes de coupe différentes pour évaluer les contraintes axiales (a) et circonférentielles (b). Cette dernière disposition est couramment utilisée pour les tubes d'échangeurs de chaleur et est spécifiée par la norme (ASTM E1928-13). Cette technique est très économique, rapide et est applicable à une large gamme de matériau. Mais elle ne permet pas de déterminer quantitativement les niveaux de contraintes résiduelles présents au sein des pièces et ne s'applique qu'aux pièces à parois minces.

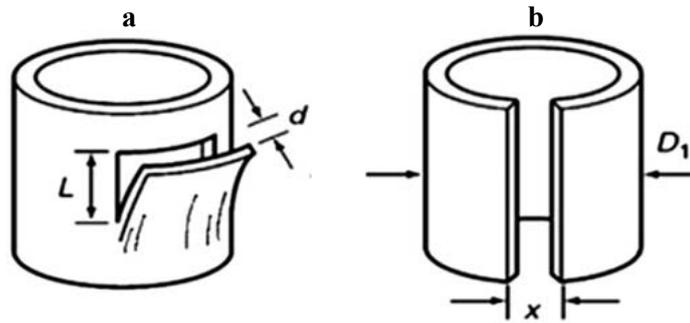


Figure 1.28 : Application de la « splitting method » sur les tubes à parois minces (Rossini et al., 2012)

### C. Influence des conditions de coupe sur les contraintes résiduelles

Les contraintes résiduelles (CR) ont une importance majeure dans le cycle de vie des pièces usinées. Plusieurs auteurs ont mené des travaux afin d'étudier l'influence des paramètres d'usinage, de la géométrie de l'outil, de la géométrie de l'arête de coupe, de l'usure de l'outil et du matériau de l'outil de coupe sur ces dernières. Malheureusement, il en existe très peu sur des alliages d'aluminium, encore moins en perçage des alliages série 2000 (Al-Cu).

Généralement, un chargement thermique est associé à des contraintes résiduelles en surface de traction tandis qu'un chargement mécanique est associé à des contraintes résiduelles en surface de compression. En effet, des températures excessives peuvent créer une augmentation rapide des contraintes résiduelles de traction dans les couches de surface de la pièce en raison de la dilatation thermique (Kelly & Cotterell, 2002). Perrin (Perrin, 2007) s'est intéressée au cas du perçage de l'Inconel 718. Dans cette étude, elle s'intéresse aux contraintes résiduelles dans différents cas de perçage caractérisés par des sévérités différentes (fonction des conditions de perçage employées) (Figure 1.29). Elle montre que les contraintes résiduelles axiales sont plutôt de compression tandis

que les contraintes résiduelles circonférentielles sont plutôt de traction. Par ailleurs, la lubrification dans la plage des plus petites vitesses de coupe (COM, Couple Outil Matière vs CCI, Collage de Copeaux Isolés) engendre des CR plus compressives. La coupure de la lubrification entre le cas CCI+BMC (Collage de Copeaux Isolés + Bande de matière cisailée) et CCI+BMC+ZATM (Collage de Copeaux Isolés + Bande de matière cisailée + Zone Affectée Thermiquement) est très néfaste sur les contraintes résiduelles puisqu'elles passent de 800 MPa à 1500 MPa dans la direction circonférentielle et de -900 MPa à -300 MPa dans la direction axiale. Il est difficile de comparer les autres cas puisque deux ou trois paramètres changent en même temps. Ces résultats fournissent néanmoins des informations riches sur la génération des contraintes résiduelles lors du perçage de l'Inconel 718.

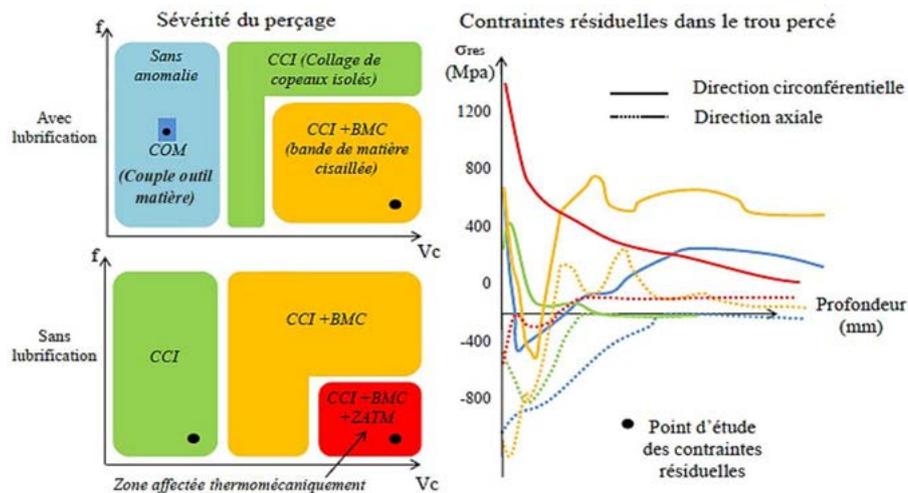


Figure 1.29 : Représentation schématique des résultats de l'influence des conditions de perçage de l'Inconel 718 sur les contraintes résiduelles (d'après (Perrin, 2007))

Denkena et al. ont étudié l'influence des conditions de coupe et de la géométrie d'outil sur le fraisage de l'AA7449-T7651 (Denkena, Boehnke, & de León, 2008). Ils ont mis en évidence la forte dépendance des contraintes résiduelles à l'avance et à la géométrie d'outil ; la vitesse de coupe ayant un effet assez négligeable (Figure 1.30).

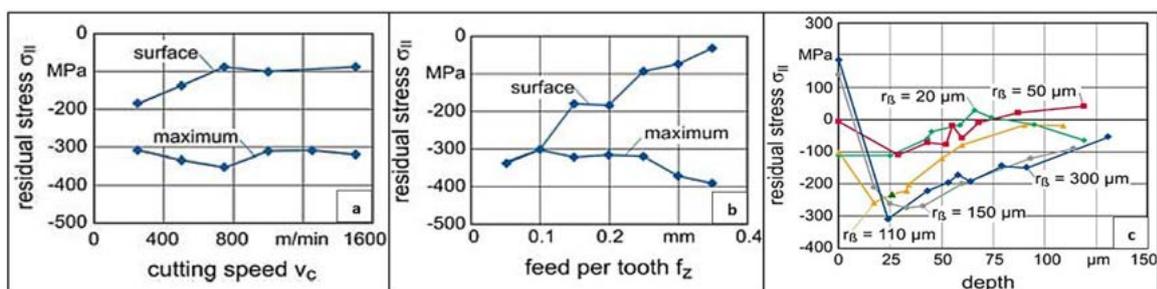


Figure 1.30 : Influence de l'usinage sur le fraisage de l'Al7449-T7651 (Denkena, Boehnke, & de León, 2008)

### 1.2.3.3. Paramètre métallurgique : la microstructure

De fortes déformations et des températures élevées sont induites par l'usinage. Il est alors possible d'imaginer que l'usinage, hormis son principal but qui est l'enlèvement de matière, peut être assimilé à un traitement thermomécanique qui modifie les paramètres de la microstructure d'un alliage métallique (Moussaoui, 2013), soit :

- Les phases en présence (leur proportion et l'arrangement de ces phases) ;
- Les grains des différentes phases (l'arrangement à l'intérieur du grain, leurs tailles) ;
- L'écrouissage, la dureté micro et macro ;
- La présence d'une couche déformée et son épaisseur.

### A. Origines et observation des modifications de phase

À cause du confinement de l'opération de perçage, la combinaison de l'action de coupe de la pointe et du frottement des becs produit les températures et des pressions très élevées à la surface de la pièce. Celle-ci engendre parfois la formation d'une « couche blanche » sur les parois de la pièce percée, couche qui résulte des changements microstructuraux liés aux fortes élévations de températures. En effet, les températures atteintes dans ces zones avoisinent parfois les températures de changement de phase du matériau. Ces « couches blanches » présentent généralement des propriétés mécaniques différentes du matériau brut. Davim (Davim, 2009) présente par exemple, dans le cas du perçage d'un acier, une différence de dureté entre la « couche blanche » formée et la matériau brut (Figure 1.31). Sun et al. (Sun et al., 2016) ont également présenté ce phénomène dans le cas du perçage à sec de l'AA2024 et ont montré que cette « couche blanche » avait une dureté et un module d'Young moindre par rapport au matériau brut (cf. Figure 1.11). Bien que le foret enlève une grande partie de la couche affectée par la chaleur au fur et à mesure qu'il pénètre dans la pièce, certaines sections près de l'entrée du trou et à des profondeurs importantes peuvent rester après l'opération.

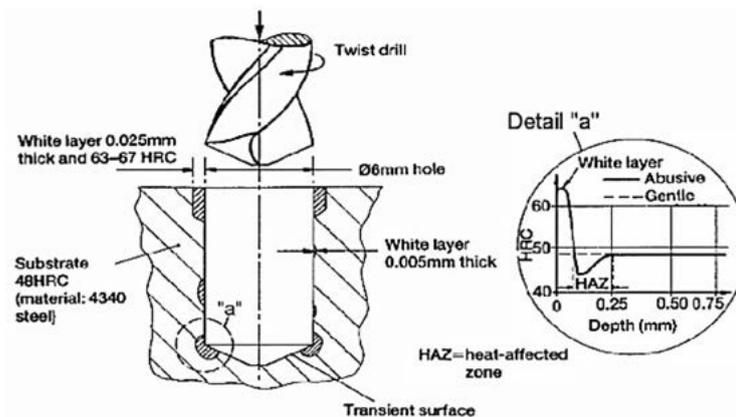


Figure 1.31 : Formation de la couche blanche lors du perçage d'un acier (AISI 4340)(Davim, 2009)

### B. Définition et méthode d'évaluation du taux d'écrouissage

L'écrouissage est le durcissement qui se caractérise par une augmentation de la limite d'élasticité et de la dureté sous l'effet de la déformation plastique. Il caractérise l'augmentation de la densité de dislocation au cours de la déformation plastique (Daveau, 2012). Le niveau de plasticité du matériau est étudié par le biais de la largeur à mi-hauteur (Full Width Half Maximum, FWHM) du pic de diffraction obtenu lors des analyses par diffraction de rayons X (Prevey, 1987) et par le biais de mesures de dureté (microdureté et/ou nanodureté). Cependant, l'évaluation du taux d'écrouissage par la FWHM se fait sur la base de plusieurs considérations. En effet, comme le présente Ji (Ji, 2003), la largeur de corde à mi-hauteur des pics de diffraction peut être reliée à différents paramètres microstructuraux : taille des cristaux, désorientations des cristaux, déformation du réseau cristallin (microcontraintes), densité de distribution des dislocations, précipitation, multiphasage. Chacun de ces paramètres a une influence sur la génération d'un pic de diffraction. Des modèles pour évaluer la contribution des différents paramètres existent, mais

leur identification reste délicate (Ji, 2003). Il est donc d'usage de limiter l'interprétation de la FWHM à la quantification du taux d'érouissage macroscopique du matériau. Dans ce cas, il évolue de manière similaire à la microdureté. La FWHM donne une information sur l'érouissage du matériau, elle permet de faire une analyse qualitative mais pas quantitative. Toutefois, elle présente l'avantage d'avoir une meilleure sensibilité que la microdureté (Perrin, 2007). La FWHM peut donc être utilisée pour caractériser l'évolution du niveau d'érouissage.

### 1.2.3.4. Paramètre qualitatif en usinage : la bavure

Il existe un paramètre qui semble avoir un impact non négligeable sur les fonctions et les performances en service : **la bavure**. Certes elle ne fait pas partie des paramètres généralement employés pour définir l'intégrité de surface, mais vu son influence sur la tenue en service des pièces usinées, il serait judicieux de la considérer comme tel dans le cadre de l'opération de perçage; d'autant plus qu'elle engendre plusieurs opérations d'usinage supplémentaires sans réelle valeur ajoutée (désassemblage, ébavurage, nettoyage, réassemblage), engendrant ainsi des coûts importants (Aurich et al., 2009).

#### A. Définition et processus de formation

La norme ISO 13715 définit la taille de la bavure seulement par l'écart par rapport au bord géométrique idéal. Pilný et al. (Pilný et al., 2012) définissent de nouvelles données spécifiant au mieux la géométrie de la bavure rencontrée en perçage. Les données les plus généralement utilisées sont la hauteur de bavure et la largeur de la racine de bavure (Figure 1.32).

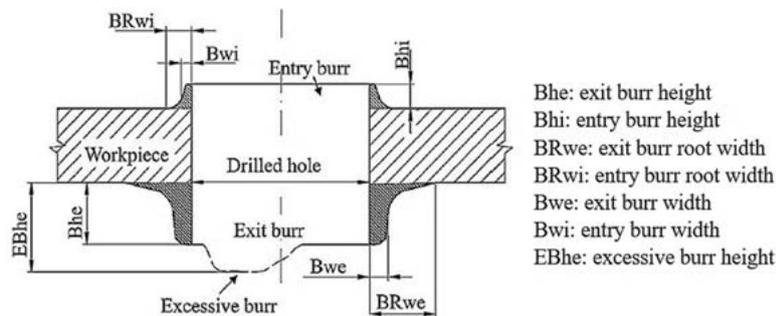


Figure 1.32 : Description de la géométrie de la bavure en perçage selon Pilný et al. (Pilný et al., 2012)

En perçage, les bavures sont observées en entrée et en sortie de plaque métallique. La bavure de sortie est de plus grande taille et a fait l'objet de nombreuses recherches. Elle se crée suite à une accumulation de déformations plastiques sous la pointe du foret et à la rupture de la matière refoulée lorsque la limite à la rupture est atteinte (Hashimura et al., 1999). Selon Ko et al. (Ko & Lee, 2001), trois catégories de bavures peuvent être identifiées (Figure 1.33) :

- Type A : Sans capsule, rupture fragile ;
- Type B : Avec capsule, bavure uniforme (rupture aux extrémités) ;
- Type C : Eclat de bavure sans capsule.

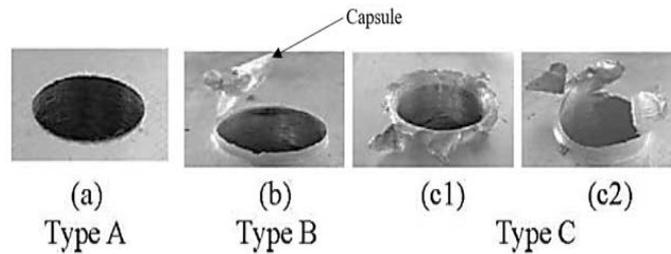


Figure 1.33 : Classification des bavures en perçage (Ko & Lee, 2001)

La taille des bavures en sortie de trou est fortement liée à la quantité de chaleur produite par la coupe au moment de la sortie (Dornfeld, 1999). Elle dépend donc de la vitesse de coupe et de la vitesse d'avance qui influent sur la température.

### B. Influence des conditions de coupe sur la bavure

Nair et al. (Nair et al., 2002), Pilný et al. (Pilný et al., 2012) et Giasin et al. (Giasin et al., 2016) ont montré dans leurs travaux respectifs qu'au cours du perçage de l'AA2024, les bavures (hauteur et largeur de la racine) augmentent avec l'avance axiale et diminuent avec la vitesse de coupe (Figure 1.34).

Kim et Kang (Kim & Kang, 1997) avaient également observé que la bavure (hauteur et largeur de racine) diminuait significativement avec l'augmentation de la vitesse de coupe lors du fraisage de l'AA2024. De plus, ils montrent que le fraisage en opposition serait encore plus avantageux par rapport au fraisage en avalant car il diminue significativement les dimensions de la bavure (Figure 1.35).

Ainsi, quel que soit le procédé d'usinage de l'AA2024 (perçage, fraisage), les bavures obtenues seront d'autant moins importantes que l'avance sera faible et la vitesse de coupe grande. A l'aide de la méthode des surfaces de réponses, Abdelhafeez et al. (Abdelhafeez et al., 2015) ont en outre montré que l'avance axiale était le paramètre le plus influent. Köklü (Köklü, 2012) explique cela par le fait que le fort pourcentage d'élongation de l'AA2024 couplé à sa grande ductilité entraîne une grande sensibilité aux déformations plastiques engendrées par l'avance.

Afin de limiter la formation des bavures, l'optimisation des géométries d'outils et le choix de meilleurs matériaux d'outils comme vu précédemment sont également des moyens à privilégier. La bavure en sortie est minimisée en augmentant l'angle de pointe et en diminuant l'angle de dépouille (Giroit & Géhin, 2002), en réduisant également le rayon de bec ou l'angle du chanfrein (Ko & Lee, 2001). Kim et al. (Kim & Kang, 1997) ont montré que les outils en diamant ne produisaient quasiment pas de bavure.

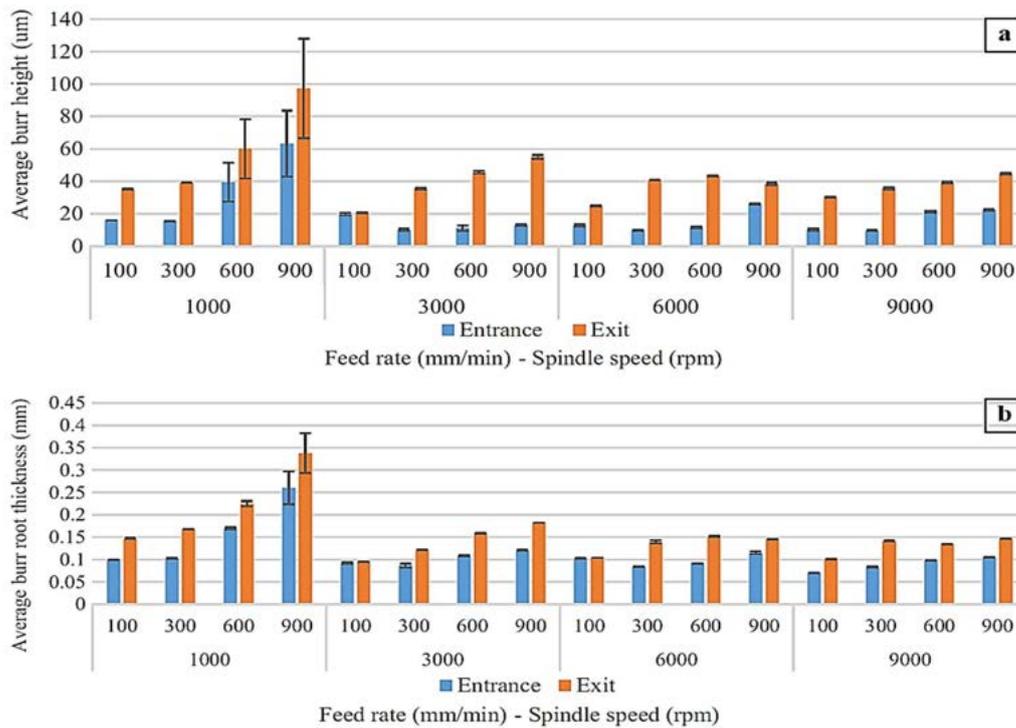


Figure 1.34 : Influence des conditions de coupe sur les valeurs moyennes des hauteurs (a) et des largeurs de racine de bavure (b) (Giasin et al., 2016)

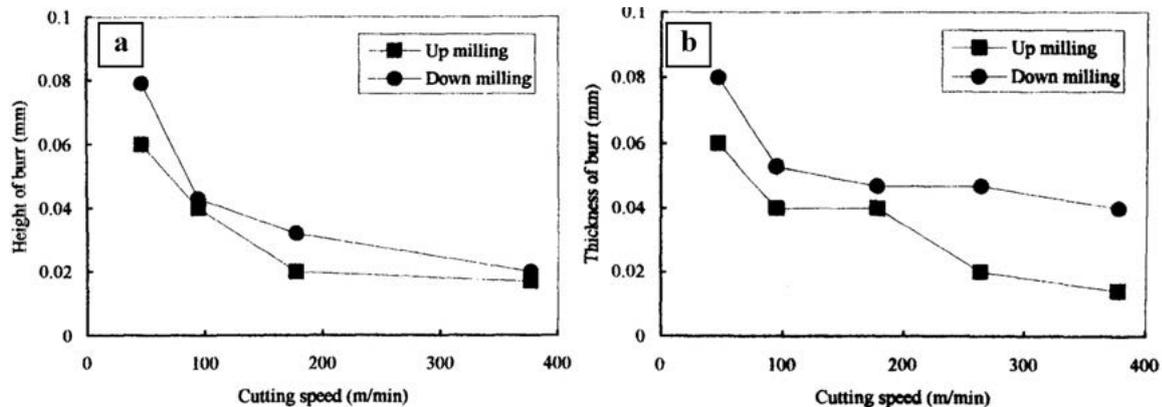


Figure 1.35 : Influence des conditions de coupe en fraisage de l'AA2024 sur la bavure (Kim & Kang, 1997)

## 1.2.4. De l'intégrité de surface à la durée de vie en fatigue pour l'AA2024-T351

La fatigue est un processus de détérioration qui conduit à la fissuration et/ou à la rupture d'une pièce lorsque celle-ci est soumise à des efforts périodiques inférieurs à sa charge de rupture, voire à sa limite élastique. Ce processus comprend trois stades bien distincts :

- **Le stade d'amorçage** qui correspond à l'initiation des premières microfissures et à leur croissance difficilement prédictible dans le volume du matériau ;
- **Le stade de propagation lente** où les microfissures amorcées dans le matériau vont croître de façon stable au fur et à mesure des cycles ;
- **Le stade de rupture** dans lequel la fissure a atteint une taille instable provoquant la rupture finale de la pièce.

L'essai de fatigue le plus couramment pratiqué consiste à appliquer un cycle d'efforts périodiques de fréquence  $f$ , d'amplitude de chargement  $\sigma_a$  constantes fluctuant autour d'une valeur de contrainte moyenne  $\sigma_m$  fixée. En fonction de l'intensité des sollicitations, il convient de relever le nombre de cycles au bout duquel la rupture se produit. La courbe donnant la durée de vie en fonction de la contrainte appliquée est appelée courbe de Wöhler ou courbe S-N (Stress – Number of cycles to failure). Pour la tracer, on réalise plusieurs essais de fatigue à différentes valeurs d'amplitude et moyenne de chargement. Les courbes de Wöhler peuvent être considérées, à première approximation, comme un critère représentatif de la résistance à la fatigue. On y distingue (cf Figure 1.36) :

- Le domaine de fatigue oligocyclique (LCF : Low Cycle Fatigue) :  $\sigma_a$  est voisine, voire supérieure au seuil de plasticité initial ;
- Le domaine de fatigue à longue durée de vie (HCF : High Cycle Fatigue) :  $\sigma_a$  est inférieure au seuil de plasticité initial. La courbe de Wöhler présente une portion décroissante, puis une asymptote horizontale. On y distingue :
  - Le domaine d'endurance limitée : la rupture se produit sans déformation plastique généralisée ;
  - Le domaine d'endurance illimitée :  $\sigma_a$  est suffisamment faible pour ne pas provoquer de rupture, même après un très grand nombre de cycles.

Ces courbes permettent de déterminer la limite de fatigue ou limite d'endurance  $\sigma_D$ , c'est-à-dire la contrainte vibratoire pour laquelle on n'observe pas d'initiation de fissure et de ce fait, pas de rupture.

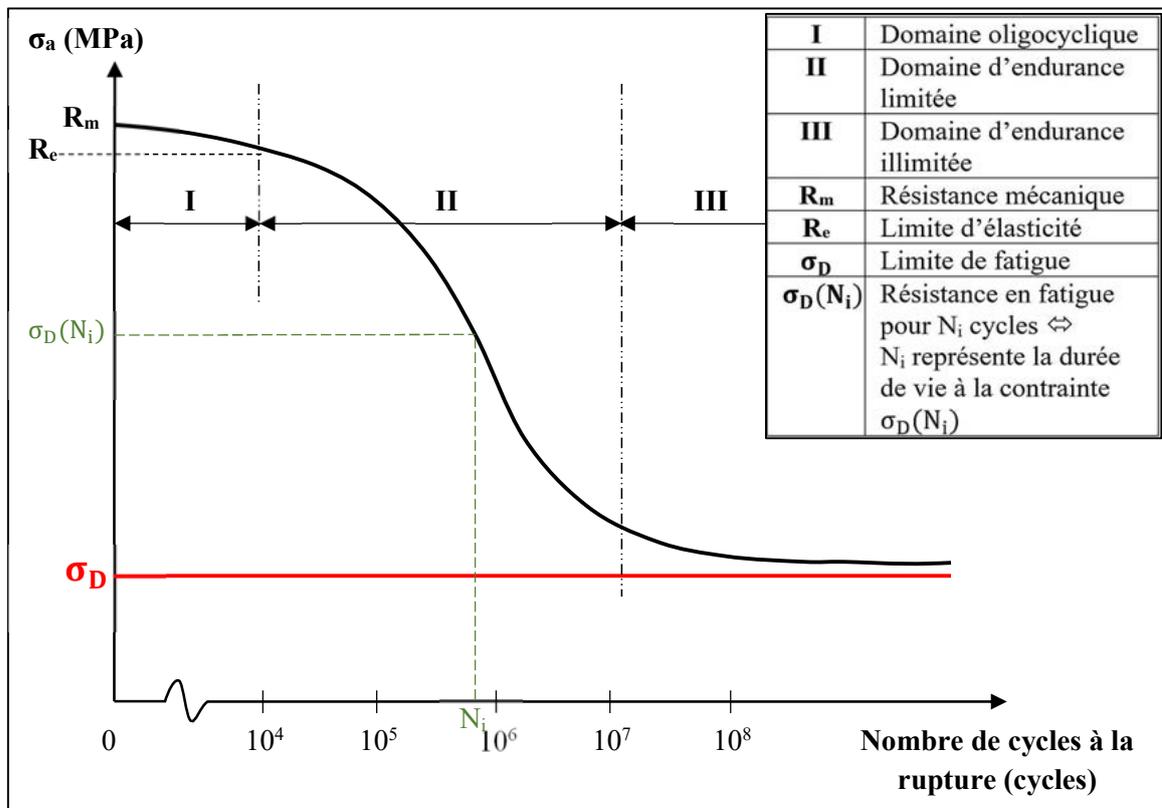


Figure 1.36 : Illustration d'une courbe de wöhler

Les courbes de Wöhler des alliages d'aluminium présentent les caractéristiques générales suivantes (Develay, 1977) :

- Absence de coude marqué au début du domaine d'endurance limitée, contrairement à la plupart des aciers et alliages de titane ;
- Tendance à ne donner une asymptote horizontale qu'à partir de  $10^8$  cycles (contre  $10^6$  et  $10^7$  pour les polymères et les métaux par exemple), d'où la nécessité de conduire des essais au moins jusqu'à  $10^8$  cycles pour obtenir la limite de fatigue ;

Cette dernière caractéristique fait apparaître deux problèmes lors des essais de fatigue de ces matériaux. Le premier est le temps d'occupation des équipements de tests trop important, (ce qui augmente ainsi les coûts). Ensuite, pour les grands nombres de cycles ( $N > 10^7$ ), il est souvent observé une rupture de l'extrémité de l'échantillon, au niveau du serrage dans le dispositif de test, ce qui est la conséquence du phénomène de "fretting fatigue" (Figure 1.37). C'est pour ces raisons qu'il est courant de rencontrer dans la littérature scientifique des essais de fatigue sur les alliages d'aluminium mener à des cycles très élevés (jusqu'à 20 kHz par exemple (Stanzl-Tschegg & Mayer, 2001)).



Figure 1.37 : Rupture par fretting fatigue à l'extrémité d'une éprouvette en AA2024-T351 lors d'un essai de fatigue (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017)

Comme nous l'avons vu, l'usinage modifie la surface en impactant différents paramètres de l'intégrité de surface qui modifie à son tour le comportement en fatigue de la pièce. Cependant, il n'est pas aisé d'évaluer distinctivement la contribution respective de chacun de ces facteurs sur la tenue en fatigue des matériaux usinés. Il est habituel de croire en première approximation que leurs contributions respectives sur les étapes de la durée de vie sont telles que résumées dans le Tableau 1.5 (Wagner & Ludian, 1999). Mais certaines études montrent que les contraintes résiduelles de surface n'influencent pas systématiquement la tenue en fatigue des pièces ; cette influence dépend des matériaux et/ou des conditions des essais. Il sera essentiellement question d'identifier dans la suite l'influence de chaque facteur sur la durée de vie en fatigue de la pièce usinée, notamment dans le cas de l'AA2024.

Tableau 1.5: Contribution des facteurs de l'intégrité de surface sur les étapes de la durée de vie (Wagner & Ludian, 1999)

	<b>Amorçage de fissure</b>	<b>Propagation de fissure</b>
<b>État de surface</b>	Accélère	Pas d'effet
<b>Écrouissage</b>	Retarde	Accélère
<b>Contraintes résiduelles de compression</b>	Effets mineurs, voire aucun effet	Retardent

#### 1.2.4.1. Influence de la rugosité

L'effet de la rugosité de surface sur la durée de vie en fatigue des pièces est depuis très longtemps reconnu et étudié : la tenue en fatigue augmente lorsque la rugosité de surface diminue.

Ceci se comprend aisément si l'on considère les irrégularités de surface comme étant de micro-entailles ou de microfissures : elles entraînent des concentrations de contrainte dans les couches superficielles, qui sont déjà souvent les plus chargées. La rugosité superficielle réduit donc le nombre de cycles nécessaires à l'amorçage d'une fissure de fatigue comparativement au cas des éprouvettes parfaitement lisses (polies) (Monchai Suraratchai, 2006) (Limido, 2008) (Abroug, 2018).

Elajrami et al. (Elajrami et al., 2008) ont étudié l'influence de l'intégrité de surface induite par différents procédés de perçage sur la tenue en fatigue de l'AA2024. Ils ont rapporté dans un premier temps que la durée de vie en fatigue ne dépend pas seulement des contraintes résiduelles générées autour du trou, mais également de l'état de surface. Ils ont montré surtout une incidence prépondérante de l'état de surface sur la tenue en fatigue **dans les conditions investiguées**. En effet, le procédé introduisant le plus grand champ de contraintes compressives dans leur étude (le poinçonnage) ne permettait pas d'obtenir la meilleure tenue en fatigue parce qu'il produisait également un mauvais état de surface ; tandis que celui générant un meilleur état de surface (perçage axial) avait une meilleure tenue en fatigue, bien que les contraintes résiduelles de compression aient été beaucoup plus faibles. Les auteurs justifient ceci par le fait qu'un mauvais état de surface pourrait amplifier la concentration de contrainte et précipiter l'initiation de fissure de fatigue. Cet effet prédominant de la rugosité sur les contraintes résiduelles au regard de la tenue en fatigue de l'AA2024 avait déjà été mis en évidence par Ralph et al (Ralph et al., 2007).

Suraratchai montre que l'état géométrique de surface joue un rôle primordial dans la durée de vie des alliages d'aluminium, principalement dans le domaine d'endurance limitée, et que les contraintes résiduelles ne semblent avoir aucun effet sur la tenue en fatigue **lorsque la rugosité est importante** (M. Suraratchai et al., 2008). La question qui subsiste est de définir ce qu'est une rugosité importante, en fonction de l'usinage envisagé et des sollicitations en service de la structure.

De nombreux auteurs ont déjà proposé différentes approches pour estimer la durée de vie en fatigue en tenant compte de la rugosité de surface. Les trois approches identifiées sont définies par (Limido, 2008) :

- Relations empiriques entre les paramètres de rugosité et la durée de vie (Wiesner et al., 1991)
- Rugosité vue comme une amorce de fissure (Murakami, 2002)
- Rugosité vue comme un concentrateur de contraintes (As, 2006) (Arola & Williams, 2002) (M. Suraratchai et al., 2008)

Les bavures constituent également un site privilégié de concentration de contraintes. Elle sont donc très influentes sur l'amorçage des fissures de fatigue (Davim, 2009).

#### 1.2.4.2. Influence des paramètres mécaniques et métallurgiques

Les contraintes résiduelles (CR) ont également été reconnues comme un des facteurs d'intégrité de surface les plus influents sur la performance d'une pièce, notamment sur sa durée de vie en fatigue. L'intensité et le signe de celles-ci ont un impact direct sur les pièces en fonctionnement. Ces contraintes peuvent être considérées comme une contrainte moyenne ou statique superposée à la contrainte cyclique. Cet effet de la contrainte moyenne se traduit par une diminution ou une augmentation de la tenue en fatigue selon qu'elle est positive ou négative. Les CR de compression sont bénéfiques car elles retardent l'amorçage et la propagation de fissure. Ceci a été mis en exergue par Everett Jr. dans son étude sur la fatigue de l'AA2024 (Everett Jr., 2004).

Il a réalisé après perçage un polissage chimique sur certaines éprouvettes (5 min dans une solution à 80% acide phosphorique, 5% d'acide nitrique, 5% d'acide acétique et 10% eau, chauffée à 105°C). Ce polissage chimique permet de lisser les marques d'usinages et d'éliminer les contraintes résiduelles sans toutefois introduire des piqûres chimiques qui pourraient agir comme des sites d'initiation de fissure (Everett Jr., 2004). Ses résultats montrent que les éprouvettes non polies ont une meilleure durée de vie à cause de la présence des contraintes résiduelles de compression dues au perçage (Figure 1.38).

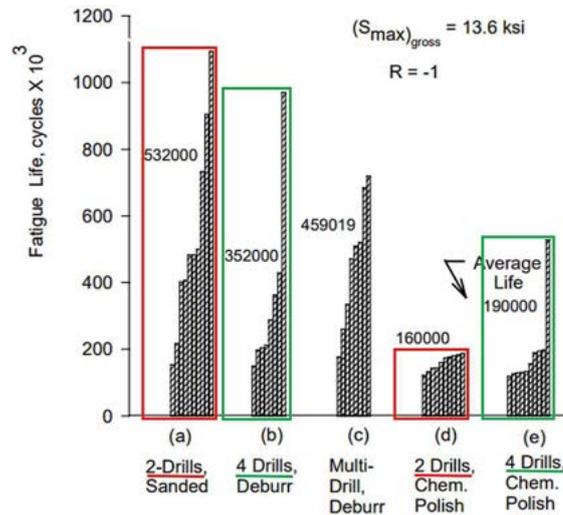


Figure 1.38 : Influence de la procédure de perçage sur la tenue en fatigue (Everett Jr., 2004)

Ralph et al. (Ralph et al., 2007) ont quant à eux essayé de mieux caractériser l'influence des CR sur les résultats de fatigue en s'intéressant de plus près au nombre de cycles à l'amorçage de fissure et à sa vitesse de propagation dans l'AA2024. Ils ont révélé que les contraintes résiduelles ont un rôle important dans la phase d'initiation des fissures de fatigue : elles retardent considérablement l'amorce de fissure et elles ralentissent leur vitesse de propagation.

Le grenailage, procédé provoquant un durcissement superficiel destiné à augmenter les caractéristiques mécaniques du matériau, permet de générer des CR de compression et de l'écrouissage superficiel dans le matériau, améliorant ainsi sa résistance à la fatigue. Wagner et Ludian se sont intéressés aux effets du grenailage sur les propriétés de la sous-couche proche de la surface et aux influences de ces changements sur la tenue en fatigue de l'AA2024 (Wagner & Ludian, 1999). Grâce à la séparation des paramètres (CR, densité de dislocation et rugosité) par électro-polissage et détensionnement, ils ont montré que les CR, en plus de retarder l'initiation des fissures, retardent également leur propagation. Ils montrent également que cet effet des CR a une importance capitale dans le domaine de la fatigue oligocyclique (faible durée de vie). Ceci a également été vérifié plus tard par Rodopoulos (Rodopoulos et al., 2004)

Dans une étude précédente, Wagner et Mueller (Wagner & Mueller, 1992) avaient étudié également l'influence de l'écrouissage lié au grenailage sur l'AA2024. Ils ont pu montrer qu'un fort taux d'écrouissage permet de retarder l'initiation des fissures de fatigue en limitant la relaxation des contraintes résiduelles (relaxation due au chargement cyclique au cours de l'essai) et limite également la propagation de fissure.

### 1.2.5. Synthèse

De par sa très bonne usinabilité, l'alliage d'aluminium AA2024 est un matériau aéronautique qui se prête très bien à l'Usinage Grande Vitesse. Les efforts de coupes, tout comme les températures sont généralement faibles, ce qui favorise une usure moins rapide des outils de coupe et une meilleure intégrité de surface. Toutefois, le bon choix des outils, des conditions de coupe et des systèmes de refroidissement reste essentiel pour la maîtrise de l'usinage, surtout au regard de l'intégrité de surface. Cette dernière a une incidence importante sur la durée de vie en fatigue de cet alliage. Bien que la rugosité joue un rôle primordial dans l'amorçage de fissure si elle est suffisamment importante, elle ne prédomine cependant pas sur les CR et l'écrouissage qui contribuent aussi bien à l'amorçage qu'à la propagation de fissure. Ainsi, la génération des CR de compression s'avère déterminante pour améliorer la tenue en service de cet alliage. Afin d'atteindre cet objectif, il est d'usage d'appliquer des traitements de surface mécaniques. Ces procédés consistent à améliorer les propriétés locales du matériau par mise en précontrainte de compression des zones les plus sollicitées c'est-à-dire, le plus souvent, les couches superficielles de la pièce. Dans la suite de ce chapitre, une revue succincte de la littérature sur quelques traitements de surfaces mécaniques couramment appliqués aux alliages d'aluminium sera effectuée. L'impact des paramètres des procédés sur l'intégrité de surface du matériau sera discuté en particulier.

## 1.3. Traitements mécaniques de surface et applications aux alliages d'aluminium

Les traitements mécaniques de surface sont des procédés qui permettent d'améliorer les performances des matériaux par une action combinée de durcissement superficiel, de modification structurale et d'introduction de contraintes résiduelles de compression grâce à une déformation plastique hétérogène à la surface des composants mécaniques (Lu, 2006). Il en existe plusieurs qui, appliqués aux alliages d'aluminium, permettent d'obtenir d'excellents résultats en termes de contraintes résiduelles et de durée de vie en fatigue. Le Tableau 1.6 répertorie quelques références de traitements les plus souvent appliqués aux alliages d'aluminium.

Contrairement au procédé de choc laser qui n'est applicable qu'aux géométries planes, le galetage est généralement appliqué aux géométries axisymétriques (Lu, 2006). Il est aisément mis en œuvre sur des surfaces internes et pas très couteux. Tout ceci en fait un atout très considérable pour le perçage. Par ailleurs, Delgado et al. (Delgado et al., 2016) ont montré que le galetage permet d'introduire un meilleur état de surface par rapport au grenailage ou encore au choc laser. Bouzid et al. (Bouzid et al., 2004) ont même suggéré que le galetage pourrait aisément remplacer les opérations de meulage dans la chaîne de fabrication industrielle.

Dans la suite, nous allons donc nous intéresser davantage à ce procédé de manière générale, puis à l'influence de ses paramètres sur l'intégrité de surface des alliages d'aluminium et enfin, à quelques moyens de modélisations numériques.

Tableau 1.6: Quelques références de procédés de traitements couramment appliqués aux alliages d'aluminium

Procédés	Matériaux	Références
Chocs laser	AA6056 et AA2050	(Song, 2010)
	AA2024	(Yang et al., 2001) (Everett et al., 2002) (Dorman et al., 2012)
Grenailage	AA2024	(Zaid et al., 2000) (Everett et al., 2002) (Rodopoulos et al., 2004)
Galetage	Aluminium et cuivre	(Hassan & Al-Bsharat, 1996a) (Hassan & Al-Bsharat, 1996b)
	AA2014	(El-Axir et al., 2008)
	AA6110	(Juijerm et al., 2006)
Expansion	AA2024	(Zhang & Wang, 2003) (Gopalakrishna et al., 2010) (Chakherlou et al., 2012)
SMAT (Surface Mechanical Attrition Treatment)	AA2024	(Cheung et al., 2016)
	AA5182	(Meng et al., 2018)

### 1.3.1. Le galetage

Le galetage est une opération de finition et de traitement de surface au cours duquel un outil très rigide (rouleaux ou billes très lisses) est pressé contre la surface de la pièce et roule sur celle-ci dans le but de générer une meilleure intégrité de surface à travers des déformations plastiques localisées. La Figure 1.39 présente le principe de galetage. Dans la zone A, l'effort de compression de la bille (le galet) génère une contrainte, qui déforme élastiquement le matériau. Lorsque la limite élastique est atteinte, le matériau se déforme de façon irréversible (zone B). La hauteur D donne l'amplitude de la déformation totale (élastique et plastique). Dans la zone C, la pression de contact diminue, ce qui engendre donc la décharge du matériau jusqu'à annulation de la déformation élastique. La cote E donne l'amplitude du retour élastique. Sur une faible épaisseur, le volume adjacent à la surface du matériau est déformé plastiquement, ce qui a pour conséquence directe une modification d'ordre dimensionnel. Du fait de la localisation de la déformation sur la couche superficielle, des contraintes résiduelles de compression sont générées. Pour la plupart des matériaux, cette déformation génère de l'écrouissage qui se caractérise par l'augmentation de la dureté superficielle. En observant plus particulièrement la zone déformée, il apparaît que les pics de rugosité sont déformés et viennent ainsi combler une partie des creux. Ce procédé est donc utilisé pour améliorer l'état de surface et les tolérances, augmenter la dureté de la surface et induire des contraintes résiduelles de compression afin d'optimiser la durée de vie en fatigue, la résistance à la corrosion et ainsi qu'à l'usure.

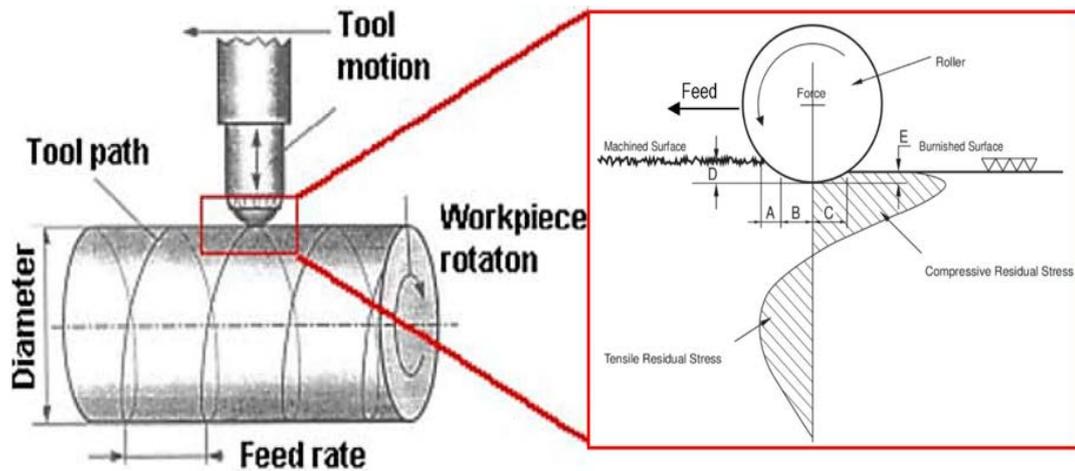


Figure 1.39 : Schéma du principe du procédé de galetage

Le galetage ne nécessite généralement qu'une légère lubrification, appliquée par exemple par pulvérisation de la pièce avant usinage. Lorsque la vitesse ou la pression de galetage est élevée, il est recommandé de refroidir et lubrifier en continu à l'aide d'une émulsion ou à l'huile. L'usage d'un lubrifiant dans le processus de galetage entraîne une réduction générale de la rugosité de la surface et une augmentation de la dureté superficielle (Hassan & Maqableh, 2000).

En fonction de la finalité première recherchée, on distingue 3 types d'opérations de galetage (Degré, 2011):

- **Le galetage de renforcement** utilisé à des fins d'améliorations des caractéristiques mécaniques de la pièce (contraintes résiduelles et écrouissage/dureté) ;
- **Le galetage de précision en état de surface**, parfois appelé **brunissage** ou **lissage**, utilisé à des fins d'amélioration d'état de surface ;
- **Le galetage de précision dimensionnelle** utilisé à des fins de calibrage géométrique.

Bien que distingués par différents objectifs, ces procédés obéissent au même principe : un ou plusieurs éléments roulants sont pressés sur la surface de la pièce et l'effort appliqué génère une contrainte de contact dans le matériau. Dans la bibliographie scientifique, les études traitant du galetage font référence aux termes de « **roller burnishing** » et « **deep rolling** ». Ces expressions désignent respectivement le galetage de précision en état de surface et le galetage de renforcement. Cependant, certaines études traitent aussi bien l'aspect état de surface que l'aspect caractéristiques mécaniques. Dans la suite de ces travaux, ce terme fera référence au galetage de renforcement.

Le galetage possède une multitude de paramètres dont les plus répertoriés dans la littérature sont la vitesse et l'avance du galet, la précharge ou force de galetage (parfois définie par la profondeur de pénétration), le nombre de passes, le taux de recouvrement, l'intégrité de surface initiale de la pièce, les matériaux de l'outil et de la pièce. En fonction des objectifs d'optimisations désirées (rugosité, contraintes résiduelles, écrouissage, ...), les paramètres optimaux du galetage sont différents. En effet, chaque paramètre a une influence plus ou moins importante sur les facteurs d'intégrité de surface finale. Par exemple, El-Axir a construit un modèle de galetage à partir d'une série d'expériences sur un acier (El-Axir, 2000). L'analyse des résultats montre a priori l'incompatibilité entre l'optimisation de l'état de surface et l'optimisation de la dureté superficielle : les conditions d'obtention du meilleur état de surface et celles conduisant à la plus haute dureté superficielle sont incompatibles. Les facteurs les plus influents sont la vitesse de

rotation, la vitesse d'avance, l'effort appliqué et le nombre de passes. Plus tard, El-Axir et al. ont enrichi cette étude (El-Axir & El-Khabeery, 2003). Les facteurs d'influence considérés sont la vitesse de rotation, la profondeur de passe, le temps de galetage et la dureté initiale. Le taux d'accroissement de dureté superficielle, la réduction en diamètre et l'erreur de circularité sont les grandeurs observées. Les résultats mettent en évidence l'existence de fortes interactions entre la dureté initiale et les autres paramètres.

Dans son étude sur le galetage à bille assisté par vibration du Ti-6Al-4V et de l'AISI1038 (Jerez Mesa, 2018) a étudié l'influence de cinq principaux facteurs (la précharge, le nombre de passes, la vitesse d'avance, la stratégie de galetage (la direction de l'outil) et la texture initiale de la surface préalablement usinée), sur la texture finale, les contraintes résiduelles et la dureté. Ses résultats ont révélé que la texture initiale est le paramètre prépondérant sur l'état de surface initial. Les résultats de la topologie de surface montrent que les vibrations peuvent améliorer la rugosité et la texture des surfaces, dans la mesure où l'état de surface initial est suffisamment fin. Ensuite, seule la précharge et le nombre de passes influencent le résultat, avec, dans tous les cas, un couple de valeurs limites à partir desquelles les surfaces sont endommagées. Les résultats des contraintes résiduelles montrent que tous les paramètres influent sur le résultat final, en particulier la stratégie de galetage.

Tableau 1.7: Influence des paramètres de galetage sur l'intégrité de surface

Références	Matériau	Facteur de l'intégrité de surface	Paramètres du procédé					
			Vitesse de rotation ↑	Vitesse d'avance ↑	Profondeur de pénétration/Précharge ↑	Diamètre galet ↑	Nombre de passe ↑	Taux de recouvrement ↑
(Hassan & Al-Bsharat, 1996a)	Aluminium pur	Ra			↓		↓	
(Hassan & Al-Wahhab, 1998)	AA2000	Ra	↑	↑	↓		↓	
		HV	↓	↓	↑		↑	
(Majzoobi et al., 2016)	AA7075	Ra			↓			
		$ \sigma_R^- $	→	↑		↓	↑	
(Rodríguez et al., 2012)	AISI1045	Ra	→	↑	↑			
		HV	→	→	↑			
(Delgado et al., 2016)		Ra		↑		↑	↓	→
		$ \sigma_R^- $		→		↑	↑	→
		HV		→		↑	↑	→
(Manouchehrifar & Alasvand, 2012)	Ti-6Al-4V	$ \sigma_R^- $			↑		↑	↓
(Yen et al., 2005)	AISI52100	Ra	→	→	↓			
		$ \sigma_R^- $			↑	↑		
		HV	→	→	↓			
(John et al., 2016)	Acier AISI D3	Ra		↓	↓			
		$ \sigma_R^- $		↑	↑			
		HV		↑	↑			
(Abrão et al., 2014)	AISI1060	$ \sigma_R^- $			↑			
		HV			↑			
(Rami, 2017)	AISI4140	Ra	→	↑		↓		
		$ \sigma_R^- $	↓	↓	↑	↓		
		HV	↑	→	↑	↓		

**Ra** : Rugosité

$|\sigma_R^-|$  : Valeur absolue des contraintes résiduelles de compression

**HV** : Dureté, Ecouissage

↑ : Augmentation

↓ : Diminution

→ : Sans réel effet

L'influence de ces paramètres dépend par-dessus tout fortement des matériaux de l'outil (Morimoto & Tamamura, 1991) et de la pièce à traiter. En effet, un paramètre peut avoir une grande influence pour un matériau donné tandis qu'il n'a aucun effet pour un autre. C'est le cas par exemple de la vitesse de rotation du galet qui a une grande sensibilité à la vitesse de déformation du matériau comme le montre Trauth et al. (Trauth et al., 2013) ; ces derniers ont révélé que les grandes vitesses d'outil produisent de fortes contraintes résiduelles au sein de l'Inconel 718, tandis qu'elles en produisent de faibles dans l'acier 42CrMo4 et impactent très peu les fontes en graphite sphéroïdale EN GJS 600.

Une liste non exhaustive de l'influence de quelques paramètres du galetage sur l'intégrité de surface en fonction des matériaux est dressée dans le Tableau 1.7.

Notre étude portant sur les alliages d'aluminium de la série 2000 (Al-Cu), en particulier l'AA2024, nous allons à présent nous concentrer sur l'impact du galetage ainsi que sur la durée de vie en fatigue de ces matériaux.

#### 1.3.2. Le galetage et les alliages d'aluminium de la série 2000

A ce jour, de nombreuses études traitent de l'influence des paramètres du galetage sur l'intégrité de surface et/ou la tenue en fatigue des matériaux. Mais pour l'heure, il en existe très peu qui traitent du cas des alliages d'aluminium de la série 2000, encore moins de l'AA2024.

Maximov et al. ont récemment publié une série de trois études complémentaires portant sur l'influence du « slide burnishing » sur l'AA2024-T3 (Figure 1.40). L'unique différence entre ce procédé et le galetage est le type de contact entre l'outil et la pièce : glissement et roulement respectivement. Dans la première étude (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017), les auteurs déterminent l'influence des paramètres du procédé sur l'intégrité de surface de l'AA2024-T3, principalement sur la rugosité. Ils optimisent ainsi les paramètres du procédé en prenant la rugosité comme fonction objectif. La seconde étude (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) et la dernière (Jordan T. Maximov et al., 2019) s'intéressent à l'influence des paramètres sur les performances en fatigue de cet alliage. Les paramètres étudiés dans leurs travaux peuvent être classés en deux principaux groupes :

- Les conventionnels : rayon, vitesse et avance de l'outil, force de galetage ;
- Les additionnels : nombres de passes, lubrification, sens de galetage.

Nous reprendrons cette même classification dans la suite de nos travaux.

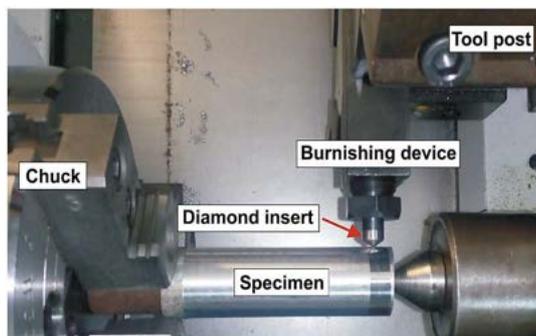


Figure 1.40 : « Slide Burnishing » d'une tige en 2024-T3 (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017)

### 1.3.2.1. Influence du galetage sur l'état de surface

Maximov et al. (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017) ont montré que l'avance et la vitesse de galetage sont deux paramètres qui ont une incidence négligeable sur l'état de surface, contrairement au rayon de l'outil et la force de galetage (Figure 1.41). Par ailleurs, leurs résultats montrent aussi une très forte interaction entre ces deux derniers ; ceci s'explique par le fait qu'une force accrue et un rayon réduit conduisent à une plus grande profondeur de pénétration et réciproquement. Ils ont également relevé qu'une force trop importante finit par dégrader l'état de surface (Figure 1.41). Dans une étude antérieure portant sur le galetage d'un alliage Al-Cu aux propriétés quasi-identiques (AlCu5.3), Hassan (Hassan, 1997) avaient eu à observer cette même influence de la force de brunissage sur la rugosité.

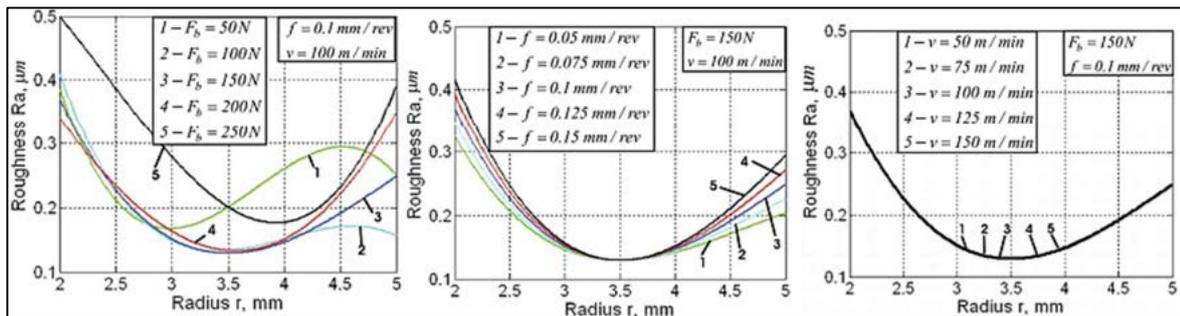


Figure 1.41: Influence des paramètres conventionnels du « Slide Burnishing » sur la rugosité (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017)

Maximov et al. ont aussi montré que la lubrification améliore davantage l'état de surface. L'influence du nombre de passes dépend du sens du galetage employé. Leurs analyses révèlent que dans le cas du galetage unidirectionnel (Figure 1.42), elle décroît avec le nombre de passes tandis que dans le cas du galetage bidirectionnel, elle décroît également, mais après 2 passes, la tendance s'inverse (Figure 1.43).

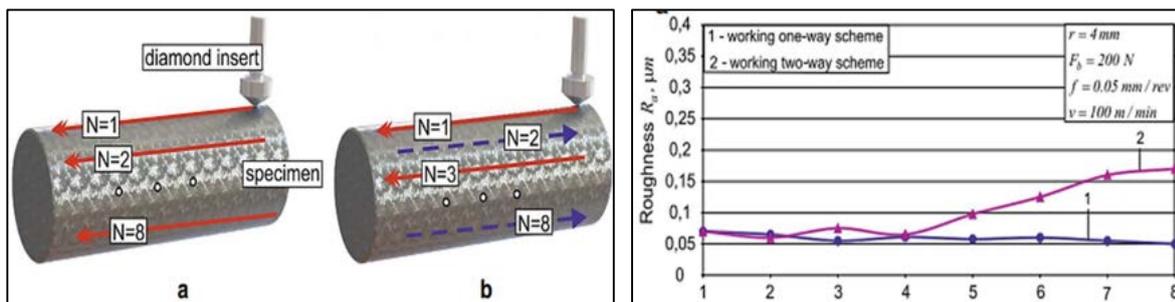


Figure 1.43: Sens du « sliding burnishing » observé dans les études de Maximov et al. (Maximov et al., 2017)

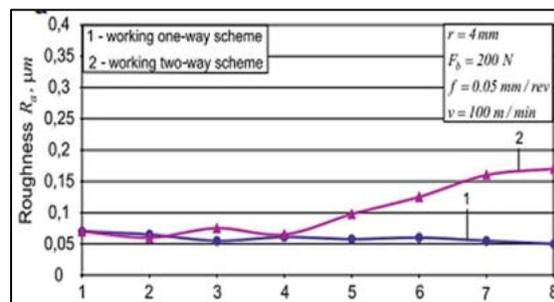


Figure 1.42 : Influence du nombre de passes sur la rugosité (Maximov et al., 2017)

### 1.3.2.2. Influence du galetage sur les contraintes résiduelles

Dans leur seconde étude sur le « slide burnishing » (SB), (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017), Maximov et al. ont étudié l'influence des paramètres additionnels sur les contraintes résiduelles présentes en surface, en adoptant les paramètres conventionnels optimaux déterminés pour la meilleure rugosité. Ils démontrent ainsi que (Figure 1.44) :

- Le plus fort niveau de contraintes en compression est obtenu avec lubrification et avec une seule passe (S2) ;
- L'augmentation du nombre de passes entraîne une relaxation des contraintes résiduelles, quel que soit le mode de lubrification (avec ou sans) et le sens de galetage ;
- Le galetage bidirectionnel entraîne un fort niveau de relaxation des contraintes comparé au galetage unidirectionnel (S6 -S7 vs S6-S8).

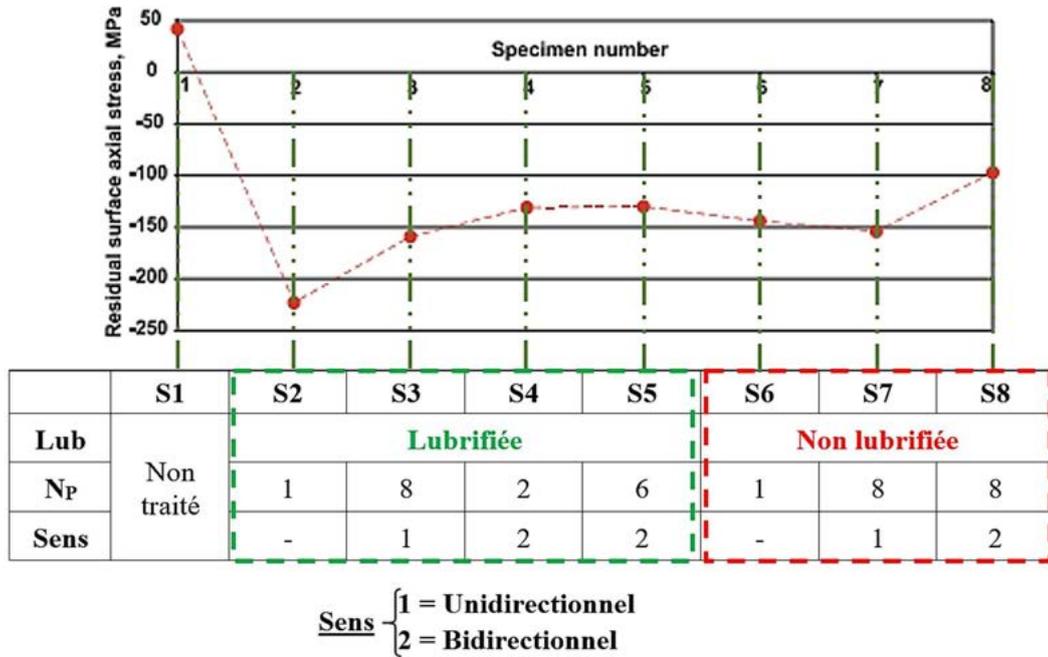


Figure 1.44 : Schéma représentatif de l'influence des paramètres additionnels du SB sur les contraintes résiduelles de l'AA2024-T3 (d'après (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017))

Au moyen de polissage électrolytique et de la DRX, (Jordan T. Maximov et al., 2019) ont également regardé le profil de contraintes résiduelles dans les sous couches des éprouvettes mesurées (Figure 45). Ils ont ainsi pu prouver que ce procédé introduit un fort champ de contraintes résiduelles de compression dans les couches superficielles de l'AA2024-T3, et ce sur une profondeur de l'ordre de 400-500µm. Avec ces résultats, ils montrent également que :

- L'usage de lubrifiant produit un plus grand pic compressif et une plus grande profondeur affectée par les contraintes résiduelles de compression (Figure 1.45-a, -b et -c) ;
- Dans le cas du galetage unidirectionnel, la profondeur augmente avec le nombre de passes (Figure 1.45-a et -b).
- Le galetage bidirectionnel affecte une plus faible profondeur par rapport au galetage unidirectionnel (Figure 1.45-b et -c) ;

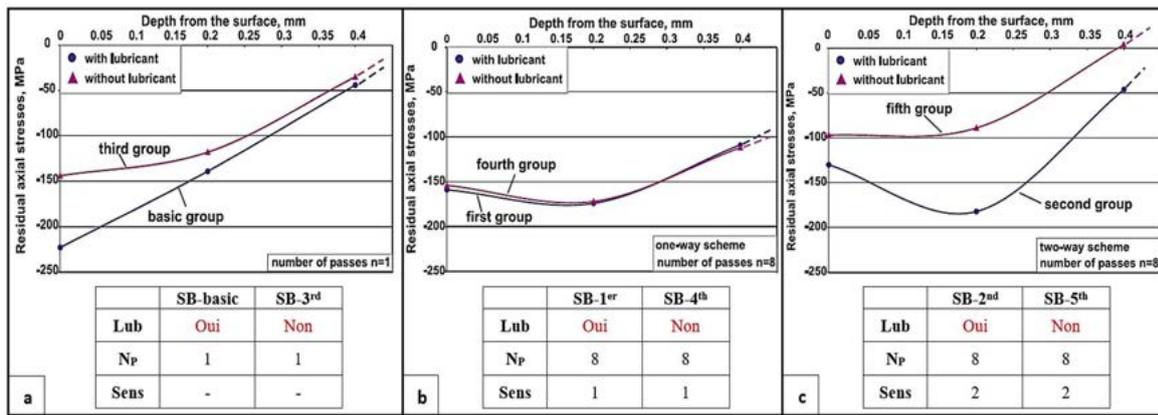


Figure 1.45 : Influence des paramètres additionnels du SB de l'AA2024-T3 sur les contraintes résiduelles (d'après (Jordan T. Maximov et al., 2019))

Maximov et al. ont en outre étudié l'influence des paramètres conventionnels sur les contraintes résiduelles aux moyens de modèles numériques par la Méthode des Éléments Finis (MEF) (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017). Cela leur a permis de relever que l'augmentation de la force de brunissage conduit à une plus grande profondeur de la zone de compression et à des contraintes de compression résiduelles, en valeur absolue, plus importantes (Figure 1.46). Leurs résultats révèlent également le phénomène de saturation qui apparaît à partir d'une certaine valeur d'effort (Altenberger, 2005). Cela montre que l'amplitude de contrainte de compression au niveau de la surface extérieure n'augmente plus, mais que le pic de compression se déplace plus en sous couche à raison que l'effort augmente.

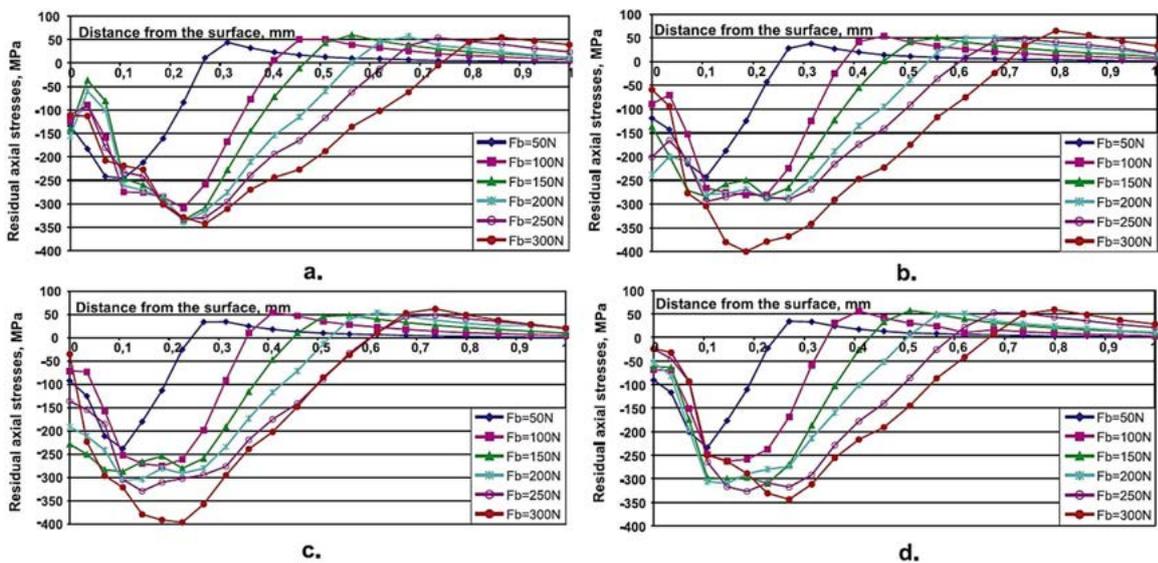


Figure 1.46 : Etude de l'influence des paramètres conventionnels du SB sur les contraintes résiduelles par MEF : (a)  $r=2$  mm, (b)  $r=3$  mm, (c)  $r=4$  mm, (d)  $r=5$  mm (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017)

### 1.3.2.3. Influence du galetage sur l'écroissage

Comme pour les contraintes résiduelles, l'influence des paramètres additionnels sur l'écroissage a été déterminée expérimentalement (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017), avec les paramètres conventionnels optimaux déterminés dans leur précédente étude pour la meilleure rugosité. Ils ont montré que, quelle que soit la configuration, le SB permet d'augmenter

la dureté de l'alliage AA2024-T3, avec un pic aux environs de 100 $\mu$ m de profondeur (Figure 1.47) ; ce qui traduit un écrouissage plus important en sous surface. Ceci s'explique par le fait que dans les couches extrêmes de surface, le métal s'écoule des pics vers les vallées, remplissant ainsi les vallées. La déformation plastique prend fin lorsque le métal situé juste en dessous des vallées atteint l'écrouissage maximal possible.

En ce qui concerne le sens de galetage, ils ont observé que la dureté maximale était atteinte dès la première passe dans le cas du sens unidirectionnel, et qu'une augmentation du nombre de passes réduirait cette dureté (Figure 1.47-a). Mais il se produit le phénomène inverse dans le cas du sens bidirectionnel (Figure 1.47-b). Quant à la lubrification, le galetage sans lubrification engendrerait une plus grande dureté (Figure 1.47-a et c).

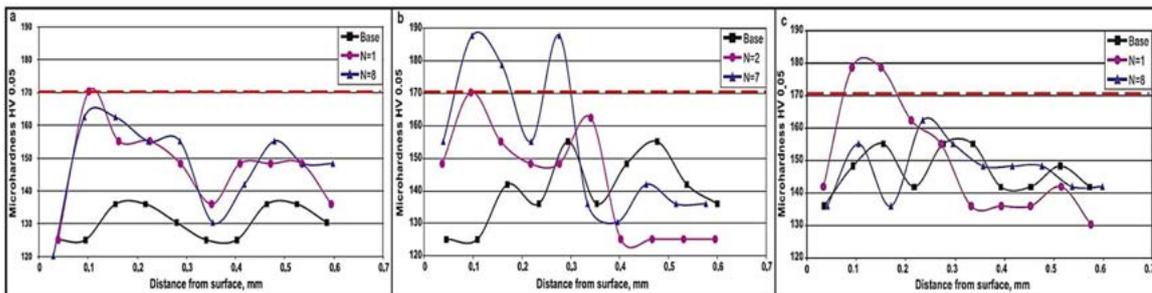


Figure 1.47 : Influence des paramètres additionnels du SB sur la microdureté: (a) unidirectionnel+lub – (b) bidirectionnel+lub – (c) unidirectionnel+à sec (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017)

Des études antérieures d'Hassan et al. portant sur le galetage de l'AlCu5.3 ont permis d'évaluer l'impact de la force de galetage et du nombre de passes sur la dureté (Hassan, 1997), d'une part, ainsi que celui de l'avance et la vitesse (Hassan & Al-Wahhab, 1998), d'autre part. Ils ont démontré que l'augmentation de la force de galetage et du nombre de passes s'accompagne d'une augmentation de la dureté (synonyme de l'augmentation de déformations plastiques) (Figure 1.48). A contrario, l'augmentation de l'avance et de la vitesse entraîne une diminution de la dureté de l'alliage (Figure 1.49).

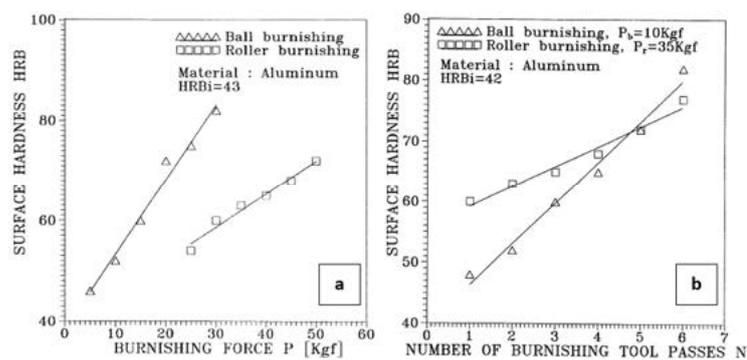


Figure 1.48 : Influence de la force de galetage (a) et du nombre de passes (b) sur la dureté d'un alliage AlCu5,3 (d'après (Hassan 1997))

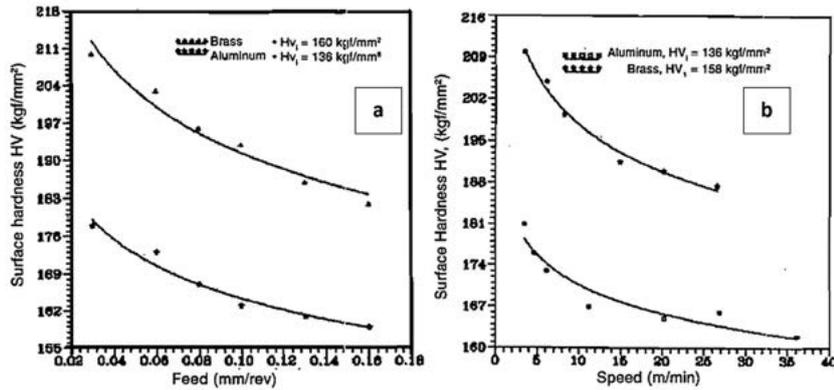


Figure 1.49 : Influence de l'avance (a) et de la vitesse (b) sur la dureté d'un alliage AlCu5,3 (d'après (Hassan & Al-Wahhab, 1998))

Les auteurs n'ont pas omis de mentionner que cette croissance de la dureté se stabilisera à des valeurs élevées du nombre de passes d'outil ou de la force de galetage à cause des limites intrinsèques du matériau. Altenberger (Altenberger, 2005) précise à ce titre qu'un effort très important peut engendrer la nucléation de microfissure.

### 1.3.2.4. Influence sur la tenue en fatigue des alliages AA2024-T3 traités par galetage

Maximov et al. (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017) ont optimisé deux paramètres conventionnels très influents du SB (le rayon d'outil et la force de galetage) sur le critère de la durée de vie en fatigue à isocontrainte ( $N=10^7$  cycles) (Figure 1.50-a). Ils ont obtenu deux combinaisons de paramètres optimaux distincts pour la durée de vie et pour la rugosité (Figure 1.50-b).

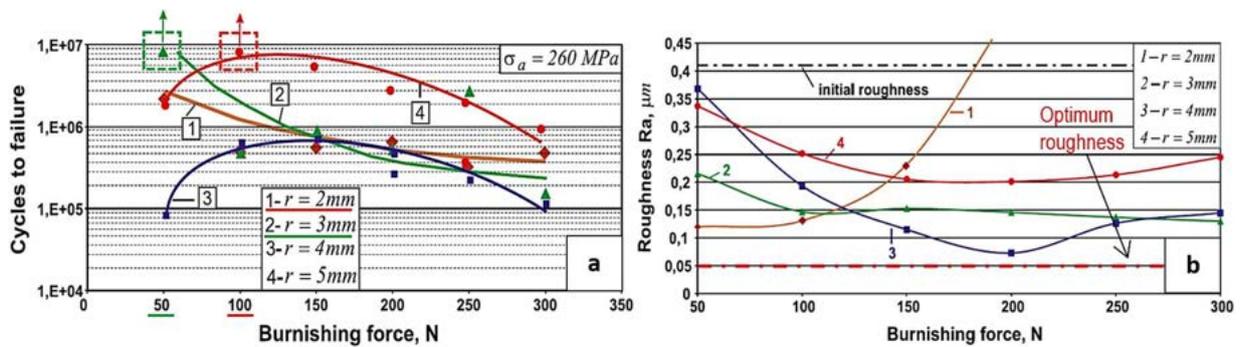


Figure 1.50 : Optimisation des paramètres conventionnels du SB sur la durée de vie: (a) influence sur la durée de vie (b) influence sur la rugosité (d'après (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017))

L'influence d'autres paramètres du galetage ont été étudiés par plusieurs auteurs. Travieso-Rodríguez et al. ont par exemple étudié l'influence de la géométrie (convexe/concave) et du rayon d'outil sur la rugosité finale de l'AA2017 (Travieso-Rodríguez et al., 2011) (Figure 1.51).

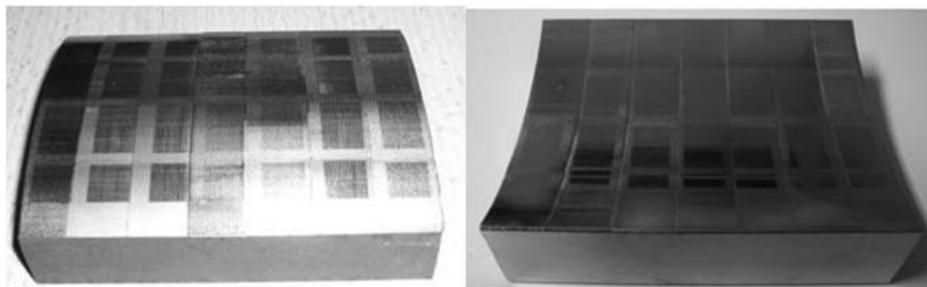


Figure 1.51 : Formes géométriques de pièces étudiées en galetage par Travieso-Rodríguez et al. (Travieso-Rodríguez et al., 2011)

Hassan et al. étudient l'influence de la forme de l'outil (Hassan, 1997) et d'autres paramètres tels que la rugosité initiale, la dureté initiale, le type de lubrifiant (Hassan & Maqableh, 2000) sur le galetage d'alliages AlCu5,3.

#### 1.3.3. Aperçu des Modélisations par Éléments Finis du galetage

Les modélisations des traitements mécaniques de surface représentent un intérêt majeur pour en comprendre tous les mécanismes. Par exemple, elles permettent d'étudier différentes configurations des paramètres d'un procédé en s'affranchissant ainsi de la nécessité de tester diverses conditions expérimentales.

Plusieurs auteurs ont développé des modèles éléments finis de galetage. Röttger (Röttger, 2003) a développé une première modélisation numérique du galetage qui tient compte des irrégularités de surface dans lequel l'outil était piloté en effort. Ce premier modèle avait l'inconvénient de sous-estimer la profondeur de pénétration de l'élément roulant. Pour pallier à ce défaut, Yen et al. (Yen et al., 2005) ont plus tard développé le modèle en deux dimensions où cette fois-ci l'outil est piloté en déplacement. La profondeur de pénétration de l'élément roulant est alors estimée par une simulation en trois dimensions de la bille roulant sur un parallélépipède représentant le développé de la couche superficielle de la pièce. Leurs résultats (en termes de contraintes résiduelles et rugosité) présentent un assez bon niveau de corrélation avec l'expérimental.

Balland et al. (Balland et al., 2013b) ont modélisé le procédé de galetage d'un acier (11SMn30) en trois dimensions afin d'accéder à l'expression du tenseur complet des CR, tout en modélisant la formation des crêtes et sillons laissés par le passage du galet. Ceci a permis d'approfondir les études menées par (Röttger, 2003) et Yen et al. (Yen et al., 2005), réalisées sous l'hypothèse des contraintes planes. L'influence des irrégularités de surface sur la mécanique du procédé a également été explorée. Bien que les temps de calcul aient été longs, ils ont pu obtenir des résultats en adéquation avec l'expérimental.

Manouchehrifar & Alasvand (Manouchehrifar & Alasvand, 2012) ont modélisé l'opération de galetage de l'alliage de titane Ti-6Al-4V. Leur objectif était l'étude de l'influence du chevauchement et du coefficient de frottement sur la répartition des contraintes résiduelles. Ils ont montré que plus le taux de chevauchement est important, plus les contraintes résiduelles de compression sont relaxées. Il en est de même pour le coefficient de frottement. Ils ont par ailleurs montré qu'un fort coefficient de frottement ( $\geq 0,1$ ) entraînerait une instabilité de la réparation des contraintes résiduelles (Figure 1.52).

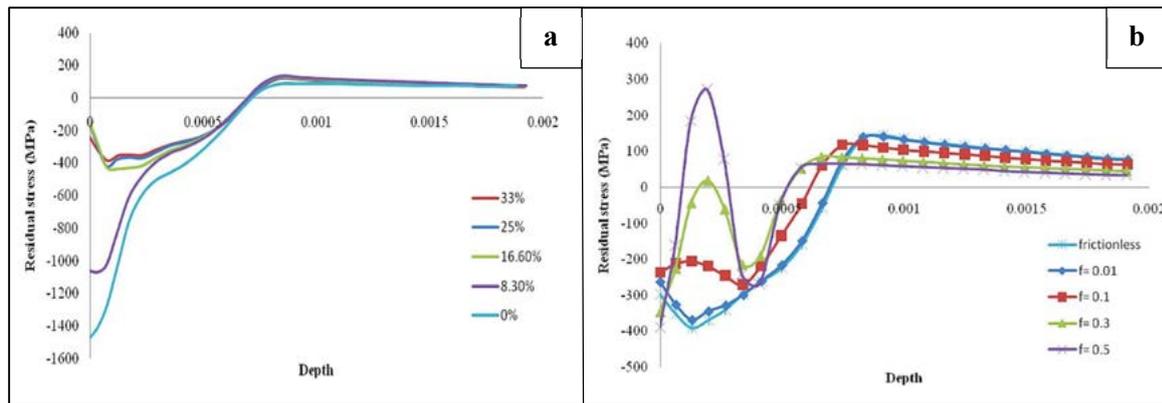


Figure 1.52 : Influence du taux de chevauchement (a) et du coefficient de frottement (b) de galetage du Ti-6Al-4V sur les contraintes résiduelles (Manouchehrifar & Alasvand, 2012)

Maximov et al. (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017) ont également eu recours aux modèles éléments finis pour déterminer l'influence de certains paramètres (rayon de l'outil et force de galetage) sur l'érouissage et les contraintes résiduelles. Afin de limiter leur temps de calcul et le nombre d'éléments de leurs modèles, ils ne prennent pas en compte la rugosité initiale du matériau. Ces modèles n'incluent pas non plus l'état initial de contraintes et de déformations. Ils réussissent néanmoins à retrouver des profils de contraintes résiduelles et d'érouissage quasi-identiques à ceux déterminés expérimentalement (Figure 1.53) (profondeur affectée et localisation du pic). Ceci leur permet de valider leurs modèles, bien que cette validation soit juste qualitative. Ils s'en servent par la suite pour évaluer l'influence des paramètres cités précédemment sur les contraintes résiduelles et l'érouissage. Ils montrent à cet effet que l'érouissage augmente avec la force de galetage et diminue avec le rayon d'outil (Figure 1.54), ce qui correspond à leurs observations expérimentales. Ils réussissent aussi par la même occasion à déterminer les paramètres optimaux pour le meilleur profil de contraintes.

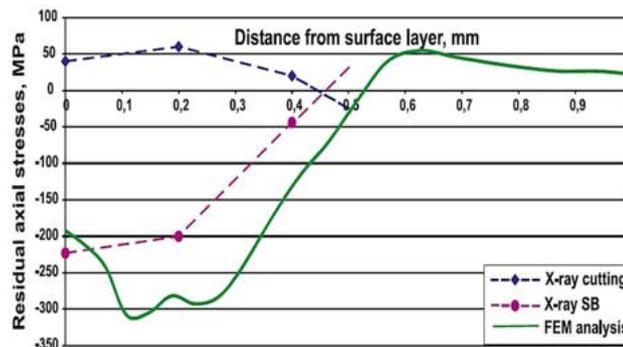


Figure 1.53 : Profil des contraintes résiduelles avant et après SB de l'AA2024-T3 (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017)

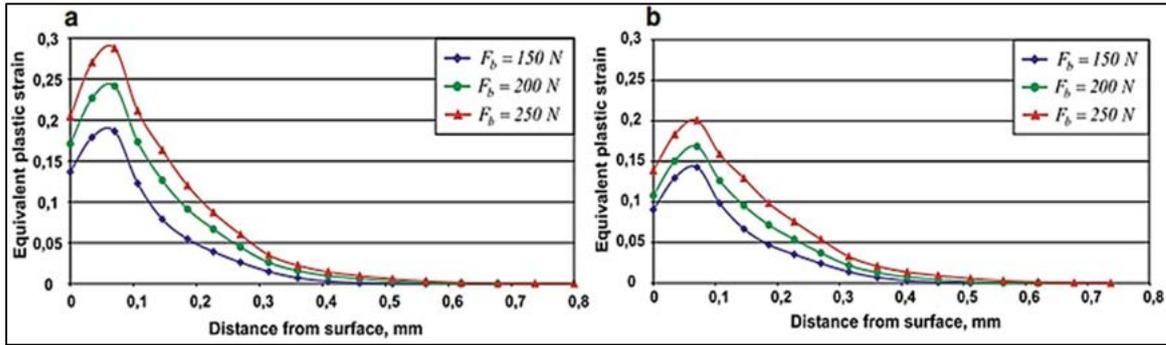


Figure 1.54 : Profils d'écrouissage obtenus par modélisation EF du SB sur l'AA2024-T3  $r=3\text{mm}$  (a) et  $r=4\text{mm}$  (b) (J. T. Maximov, Anchev, Dunchev, et al., 2017)

### 1.3.4. Synthèse

Le galetage est une opération de finition qui peut être employée pour améliorer l'intégrité de surface de l'AA2024 et ainsi garantir une meilleure tenue en service. Il présente une grande variété de paramètres qui ont chacun une incidence plus ou moins importante en fonction de l'objectif visé ; ce qui rend très difficile une optimisation globale du procédé. Toutefois, si les caractéristiques d'une pièce peuvent être sensiblement augmentées par galetage, de mauvais paramètres du procédé engendrent l'effet contraire. L'augmentation de la force de brunissage entraîne, par exemple, une plus grande profondeur de la zone compressive, un plus fort taux d'écrouissage et un meilleur état de surface. Mais une force excessive dégraderait plutôt l'état de surface de l'AA2024. La lubrification produit un plus grand pic compressif et une plus grande profondeur affectée par les contraintes résiduelles dans l'AA2024. Elle génère par ailleurs un meilleur état de surface, mais la dureté est plus faible dans ces conditions. En outre, l'augmentation du nombre de passes entraîne une relaxation des contraintes résiduelles. Les modélisations numériques par éléments finis restent d'excellents moyens pour évaluer l'incidence des différents paramètres d'un tel procédé sur l'intégrité de surface.

## 1.4. Contexte et verrous scientifiques de l'étude

Ces travaux de thèse se déroulent dans le cadre du projet européen RODEO (Robotized Orbital Drilling Equipment and Optimized residual stresses). Ce projet de recherche regroupe deux universités (l'Université Fédérale Toulouse Midi-Pyrénées et l'Université de Nantes) et trois entreprises (PRECISE France, KUKA Aerospace, MITIS). Le but de ce programme est de développer un outil orbital léger et robotisé de coupe à grande vitesse, ainsi que les outils de coupe capables d'introduire des contraintes résiduelles de compression aux bords des trous percés. En effet, comme présenté précédemment dans les parties 1.1 et 1.2, le perçage orbital présente de nombreux avantages pour une utilisation dans le secteur aéronautique. Mais la tenue en service des pièces percées par ce procédé, notamment l'alliage d'aluminium AA2024, est très limitée. La cinématique du perçage orbital, couplée à la simplicité de la mise en œuvre du galetage ont amené le coordonnateur du projet PRECISE France à développer une broche orbitale grande vitesse et un outil de galetage orbital intégré à l'outil de coupe (monobloc) qui permettrait d'effectuer un traitement de surface directement à la suite de la fin du perçage orbital : le galetage orbital (Figure 1.55). Les avantages de cet outil sont tout d'abord la réalisation du perçage orbital et du galetage orbital en une seule opération. De plus, la coaxialité du perçage et du galetage orbital sera maintenue et la profondeur de galetage sera régulière autour du trou.

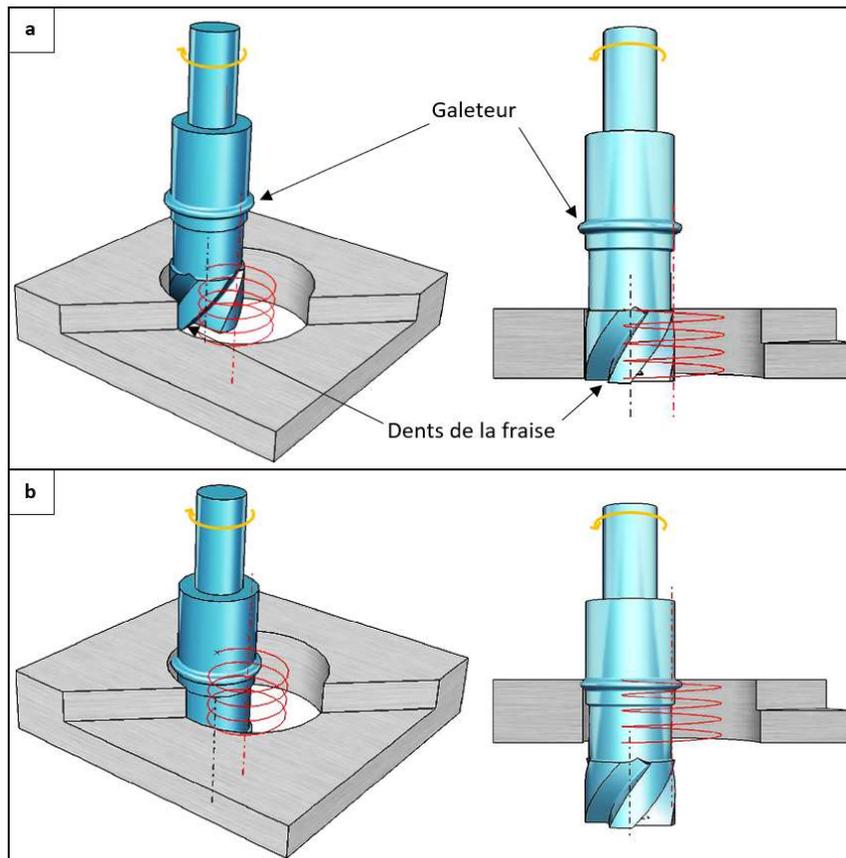


Figure 1.55 : Opérations de perçage orbital (a) et galetage orbital (b)

Ce nouveau système machine-outil devrait permettre de réaliser des opérations de perçage orbital à grande vitesse et de galetage orbital nécessaires pour introduire des contraintes résiduelles de compression au sein de la pièce. Mais l'optimisation des conditions de coupe en perçage orbital grande vitesse et la maîtrise de leur impact sur l'intégrité de surface reste un prérequis. Il existe, à l'heure actuelle, des méthodes d'optimisation des conditions de coupe en usinage conventionnel, mais elles sont difficilement applicables au perçage orbital en raison de la dépendance de ses paramètres. Par ailleurs, le procédé de galetage orbital nécessite une étude approfondie afin de mieux évaluer l'impact des différents paramètres sur l'intégrité de surface, notamment sur la répartition des contraintes résiduelles. L'anisotropie, la texturation et les proportions des grains de l'AA2024-T351 constituent une véritable entrave à l'application de la méthode de diffraction des rayons X. Les autres techniques de mesure de CR telles la stéréo-corrélation, l'interférométrie, sont malheureusement inenvisageables au cours du perçage principalement à cause l'interférence que créeraient les copeaux et la lubrification. Les études de procédé tels que le galetage sont généralement menées aux moyens des modèles éléments finis. La modélisation du galetage conventionnel sur des surfaces convexes a fait l'objet de plusieurs études. Mais la revue de la littérature est très peu abondante vis-à-vis du cas des surfaces concaves. Ces dernières s'accompagnent de plusieurs difficultés qui leur sont propres comme, par exemple, les surfaces de contact beaucoup plus grandes comparées aux surfaces convexes.

Pour apporter des connaissances supplémentaires au perçage orbital, nous nous proposons de mettre en place une stratégie d'optimisation des paramètres de coupe basées sur la minimisation des efforts de coupe. Cette méthode s'appuiera sur le concept de Couple Outil-Matière bien établi dans le cas de l'usinage conventionnel. L'étude du niveau de galetage orbital nécessaire pour avoir

un impact sur la surface du trou se fera ensuite au moyen de modélisations numériques par éléments finis. Les résultats obtenus devront, a posteriori, être confrontés aux essais, afin de valider les modèles développés. Enfin, une caractérisation de l'intégrité de surface obtenue avec les paramètres optimisés sera effectuée, ainsi qu'une étude comparative de la tenue en fatigue d'éprouvettes percées par différents procédés.

Les exigences imposées pour la réalisation des trous au cours de cette étude qui ont été retenues sont les exigences aéronautiques définies comme suit :

- Diamètre : **6,35 mm (1/4")** ;
- Tolérance sur le diamètre : **H9 ( $\pm 0,036$  mm)** ;
- Rugosité : **Ra1,6 $\mu$ m** ;
- Hauteur de bavure : **< 0,1 mm** ;
- Distance entre les trous : **[6,35 mm ; 25,4 mm] ([1/4" ; 1"])** ;
- Epaisseur : **3 mm**.



# Chapitre 2. Couple Outil-Matière en perçage orbital : Vers une optimisation des paramètres du perçage orbital haute vitesse

---

## Plan du chapitre

2.1.	Principe du Couple Outil-Matière et problématique en perçage orbital .....	65
2.1.1.	Principe du couple outil-matière.....	65
2.1.2.	Problématique du COM en perçage orbital .....	68
2.2.	Proposition d'une méthode d'optimisation en perçage orbital .....	69
2.3.	Application et résultats.....	70
2.3.1.	Moyens d'essais.....	70
2.3.2.	Résultats du COM orbital .....	71
2.3.3.	Qualités dimensionnelles et géométriques.....	75
2.3.4.	État de surface.....	77
2.4.	Conclusions .....	78



Face aux besoins pressants de données techniques permettant le choix et la détermination de meilleures conditions d'utilisation d'un outil de coupe, les chercheurs et l'industrie manufacturière ont développé diverses méthodes expérimentales pour déterminer leurs domaines/points de fonctionnement. Ces méthodes reposent pour la plupart sur l'analyse des efforts, du couple et de l'énergie spécifique de coupe. Celle couramment employée est basée sur le concept de Couple Outil-Matière. Il s'agit d'une approche normalisée (normes françaises **NF E66-520-1 à 8**) qui s'appuie sur la minimisation des efforts spécifiques et/ou de l'énergie spécifique de coupe en fonction des conditions d'usinage. Elle est assez chronophage et nécessite d'importants moyens d'essais, de mesure et de contrôle. Néanmoins, cette démarche une fois mise en place, fournit des résultats (efforts de coupe et morphologie des copeaux, état de surface) d'une manière rapide. A partir de ces résultats, les conditions de coupe optimisées peuvent être obtenues.

## 2.1. Principe du Couple Outil-Matière et problématique en perçage orbital

### 2.1.1. Principe du couple outil-matière

Le couple outil-matière (COM) est l'ensemble des paramètres définissant le domaine de fonctionnement d'un outil de coupe pour un matériau donné et une opération d'usinage bien définie (perçage, tournage, fraisage) (NF E66-520-2). Il suppose donc une définition précise de l'outil, de la matière à usiner, des conditions de lubrification et de l'opération d'usinage. Cette méthodologie doit être appliquée à nouveau si l'un de ces paramètres venait à changer. Elle s'effectue au moyen de trois types de paramètres (NF E66-520-2):

- Les **paramètres limites** qui définissent le minimum et le maximum de tous les paramètres d'utilisation de l'outil en les considérant indépendamment les uns des autres. Il s'agit de *la ou les profondeurs de passe, l'avance par tour ou par dent, la vitesse de coupe, la durée de vie de l'outil*.
- Les **paramètres de liaison** qui décrivent les interactions des paramètres limites. Sachant qu'il est impossible d'utiliser tous les paramètres limites à leurs maximum et/ou leur minimum simultanément, il convient de pouvoir écrire les interactions des paramètres limites. Il s'agit généralement de *la section de coupe, le débit de copeaux, le couple autorisé, les exposants et constante du modèle de Taylor généralisé*.
- Les **paramètres auxiliaires** qui permettent, par voie de calcul, la transposition des conditions de coupe dans des environnements de production différents. Principalement, il s'agit de *l'effort spécifique de coupe et l'énergie spécifique de coupe* qui représentent la puissance de coupe divisée par le débit de copeaux.

Le perçage orbital pourrait s'apparenter à du fraisage. Mais, dans la mesure où le ratio diamètre outil / diamètre percé est fixé, il n'y a pas d'engagement matière variable possible. Le perçage orbital s'apparente alors davantage à du perçage. Les normes (NF E66-520-7) et (NF E66-520-8) définissent les spécificités de la méthode COM appliquée à l'opération de perçage. Le programme d'essais se déroule en trois principales étapes dont la plus importante consiste à déterminer les limites minimales et maximales de vitesse de coupe  $V_c$  et de l'avance  $f$ .

Pour une avance choisie en conformité avec le matériau et la dimension de l'outil, une variation de la vitesse de coupe est effectuée, afin d'identifier les limites d'utilisation en vitesse.

Après interprétation des résultats, un balayage suffisamment large en avance est effectué pour les vitesses de coupe choisies dans la plage validée précédemment. Le but est de définir également les limites d'utilisation en avance. Une fois ces limites minimales et maximales en vitesse de coupe et en avance identifiées, il est alors possible de déterminer le domaine technologique d'utilisation (Figure 2.1). Ensuite, il faut effectuer un quadrillage des essais dans ce domaine théorique d'utilisation de l'outil et éliminer les couples (Vc, f) qui fournissent des efforts spécifiques Kc supérieurs à une certaine valeur seuil.

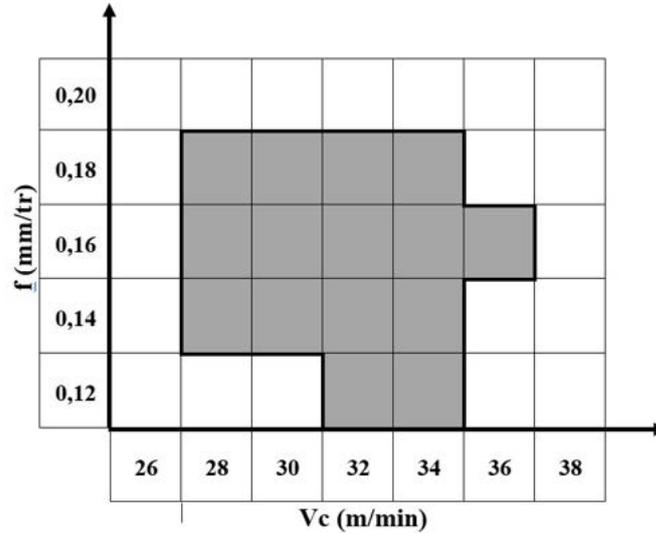


Figure 2.1 : Exemple de domaine technologique prédéterminé

Cette méthode globale nécessite un nombre important de tests Vc-f, ce qui la rend plus longue à mettre en œuvre et beaucoup plus compliquée à interpréter, bien qu'elle soit la plus répandue. Une méthode plus rapide (la méthode en croix) consiste à choisir une avance et à faire varier les vitesses de coupe dans une plage suffisamment grande. Ensuite, le choix de la vitesse de coupe optimale est effectué dans les limites d'utilisation en vitesses de coupe identifiées. Enfin, pour la vitesse de coupe optimale déterminée, un balayage en avance est effectué.

Les critères de performance sont fixés par le niveau d'efforts spécifiques et/ou d'énergies spécifiques de coupe ( $K_{c,Fc}$ , et  $K_{c,P}$ , respectivement). Ces deux paramètres sont donnés par les équations (2.1) et (2.2).

$$K_{c,Fc} = \frac{F_c \cdot V_f}{Q} = \frac{F_c}{\frac{\pi \cdot \phi_{\text{outil}}^2}{4}} \quad (2.1)$$

$$K_{c,P} = \frac{1000 \cdot P_c}{Q/60} = \frac{1000 \cdot P_c}{\frac{1}{60} \cdot \frac{\pi \cdot \phi_{\text{outil}}^2}{4} \cdot V_f} = \frac{1000 \cdot P_c}{\frac{1}{60} \cdot \frac{\pi \cdot \phi_{\text{outil}}^2}{4} \cdot N_{\text{outil}} \cdot f} \quad (2.2)$$

$K_{c,Fc}$  : Effort spécifique de coupe ( $N \cdot mm^{-2}$ )

$F_c$  : Efforts de coupe (N)

$Q$  : Débit de copeaux ( $mm^3/min$ )

$\phi_{\text{outil}}$  : Diamètre outil (mm)

$N_{\text{outil}}$  : Vitesse de rotation outil (tr/min)

$K_{c,P}$  : Energie spécifique de coupe ( $N \cdot mm^{-2}$ )

$V_f$  : Vitesse d'avance (mm/min)

$P_c$  : Puissance de coupe (W)

$f$  : avance (mm/tr)

L'allure générale des courbes obtenues sont présentées sur la Figure 2.2. Le comportement en fonction de la vitesse de coupe s'explique par le fait qu'en dessous de la vitesse de coupe

minimale, l'outil broute et la matière se déforme. Cette situation conduit plus à un « arrachement » de matière qu'à une coupe. La coupe consomme donc beaucoup d'énergie par des efforts et des frottements intenses. Au-dessus de la valeur maximale, l'augmentation de la vitesse accroîtrait certes la productivité, mais elle engendrerait un problème d'usure accélérée de l'outil liée aux températures élevées et la puissance consommée deviendrait importante.

Concernant  $K_c=f(f)$ , l'évolution de l'énergie spécifique pour les avances inférieures à l'avance minimale traduit la notion de copeau minimum. Une trop faible épaisseur de copeau entraîne un frottement excessif de l'outil qui vient donc écrouir la surface du matériau et écraser la matière plutôt que la couper. Au-delà de l'avance maximale, le supplément d'énergie spécifique est requis pour vaincre les efforts de poussée liés à l'avance de plus en plus importante de l'outil dans le matériau. Il en résulte une usure prématurée de l'outil.

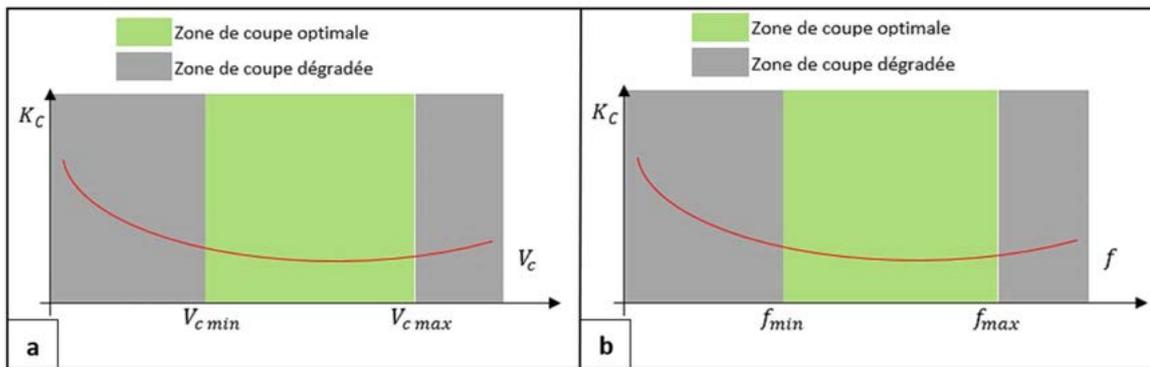


Figure 2.2 : Allures des courbes de l'effort spécifique  $K_c$  en fonction de la vitesse de coupe  $V_c$  et de l'avance  $f$

L'optimisation des paramètres de coupe prend également en compte le contrôle de l'outil (pas de dégradation), la qualité des trous (respect des tolérances, état de surface), et de la morphologie des copeaux (type, longueur, encombrement de l'opération, ...). La Figure 2.3 présente un exemple de types de copeaux obtenus au cours du perçage d'un alliage de titane pour différentes avances considérées.

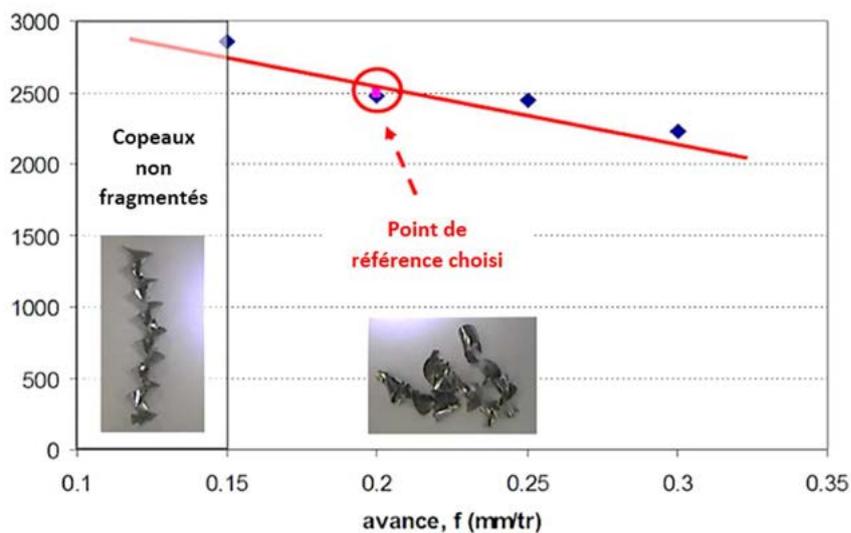


Figure 2.3 : Morphologie des copeaux en fonction de l'avance lors de l'usinage du titane (Bonnet, 2010)

Les deux autres étapes sont les essais d'usure et les essais de détermination des paramètres auxiliaires (NF E66-520-7, 2000) (NF E66-520-8, 2000).

## 2.1.2. Problématique du COM en perçage orbital

Tout comme en perçage axial, il est possible de définir en perçage orbital la vitesse de coupe et l'avance axiale en fonction de la vitesse de rotation de l'outil et de la vitesse d'avance axiale par les équations (2.3) et (2.4). Cependant, il existe un troisième paramètre spécifique au perçage orbital : l'avance tangentielle ( $f_t$ ), programmée à travers la vitesse de rotation orbitale (équation (2.5)). La difficulté réside dans le fait que cette avance tangentielle n'est pas indépendante de l'avance axiale ; ensemble, elles définissent la géométrie du copeau. Ainsi, il n'est pas judicieux de réaliser un COM en perçage orbital en considérant indépendamment les deux avances. Par conséquent, il semble plus pertinent de considérer, avec l'avance axiale, un paramètre supplémentaire.

Comme présenté au chapitre 1, le perçage orbital peut être assimilé à une opération de fraisage hélicoïdal. Dès lors, une alternative aurait été d'appliquer la procédure du COM en fraisage conventionnel, afin de déterminer les conditions optimales de coupe en perçage orbital. Cependant, les paramètres limites du COM fraisage conventionnel que sont la vitesse de coupe ( $V_c$ ), l'avance par dent ( $f_z$ ), l'épaisseur de copeau ( $h$ ), l'engagement axial ( $a_p$ ), et l'engagement radial ( $a_e$ ) sont indépendants, et peuvent donc être optimisés indépendamment (NF E66-520-5) (NF E66-520-6). En perçage orbital, nous avons l'engagement axial maximal ( $a_p^*$ ) qui dépend des avances axiale et tangentielle (équation (2.6)). En outre, le ratio diamètre outil/diamètre trou percé reste constant au cours du perçage orbital. Ainsi, il n'est pas judicieux d'appliquer le COM « conventionnel » à l'opération de perçage orbital, d'où la nécessité de développer une nouvelle méthodologie d'optimisation adaptée au perçage orbital.

Le paramètre supplémentaire considéré est le pas de la trajectoire hélicoïdale ( $p$ ). Il est particulièrement représentatif de l'opération de perçage orbital et caractérise parfaitement la trajectoire. Il est défini par la vitesse d'avance axiale et la vitesse de rotation orbitale (équation (2.7)).

$$V_c = \frac{\pi \cdot \phi_{\text{outil}} \cdot N_{\text{outil}}}{1000} \quad (2.3)$$

$$f_a = \frac{V_{f_a}}{N_{\text{outil}}} \quad (2.4)$$

$$f_t = \frac{V_{f_t}}{N_{\text{outil}}} = \frac{\pi \cdot \phi_{\text{off}} \cdot N_{\text{orb}}}{N_{\text{outil}}} \quad (2.5)$$

$$a_p^* = \pi \cdot \phi_{\text{trou}} \cdot \frac{f_a}{f_t} \quad (2.6)$$

$$p = \frac{V_{f_a}}{N_{\text{orb}}} \quad p = \pi \cdot \phi_{\text{off}} \cdot \frac{f_a}{f_t} \quad (2.7)$$

$V_c$  : Vitesse de coupe ( $m \cdot \text{min}^{-1}$ )

$f_a$  : Avance axiale ( $mm \cdot \text{tr}^{-1}$ )

$f_t$  : Avance tangentielle ( $mm \cdot \text{tr}^{-1}$ )

$N_{\text{outil}}$  : Vitesse de rotation de l'outil ( $\text{tr} \cdot \text{min}^{-1}$ )

$\phi_{\text{outil}}$  : Diamètre de l'outil (mm)

$p$  : Pas de la trajectoire hélicoïdale (mm)

$V_{f_a}$  : Vitesse d'avance axiale ( $mm \cdot \text{min}^{-1}$ )

$V_{f_t}$  : Vitesse d'avance tangentielle ( $mm \cdot \text{min}^{-1}$ )

$a_p^*$  : Engagement axial maximal (mm)

$N_{\text{orb}}$  : Vitesse de rotation orbitale ( $\text{tr} \cdot \text{min}^{-1}$ )

$\phi_{\text{off}}$  : Diamètre de l'excentrique (mm)

## 2.2. Proposition d'une méthode d'optimisation en perçage orbital

A l'instar du COM en perçage axial, l'optimisation des paramètres de coupe en perçage orbital se fera également sur le principe de la minimisation des efforts et énergies spécifiques de coupe.

A partir de cette méthodologie, une stratégie d'optimisation du perçage orbital en plusieurs étapes progressives peut être proposée. Elle consiste, tout comme dans le cas du COM en perçage axial, à déterminer l'optimum de chaque paramètre de coupe de façon indépendante. Toutefois, il faudra tenir compte de l'interdépendance entre ces paramètres. Les étapes de cette stratégie d'optimisation sont détaillées comme suit.

### 1. Détermination de la vitesse de coupe optimale

- Pour une avance et un pas de la trajectoire hélicoïdale fixes (choisis en conformité avec la matière à usiner et l'expérience), une variation de la vitesse de coupe est effectuée. En vue de conserver l'avance et le pas fixe durant toute l'opération, la vitesse d'avance axiale et la vitesse de rotation orbitale varient également avec la variation de la vitesse de coupe (Cf équations 2.3, 2.4 et 2.7).
- Les courbes  $K_c=f(V_c)$  sont tracées et permettent de déterminer la vitesse de coupe optimale, (et donc la vitesse de rotation outil à l'aide de l'équation 2.3).

### 2. Détermination du pas optimal de la trajectoire hélicoïdale

- A cette étape, la vitesse de coupe optimale déterminée préalablement ainsi que l'avance axiale demeurent fixes. Par conséquent, la vitesse d'avance axiale reste constante (cf équation 2.4). Seul le pas hélicoïdal varie. A cet effet, la vitesse de rotation orbitale varie également, vu que la vitesse d'avance axiale reste fixe (cf équation 2.7).
- Les courbes  $K_c=f(p)$  sont tracées et permettent d'identifier le pas optimal.

### 3. Détermination de l'avance axiale optimale

- Grâce à la vitesse coupe et au pas hélicoïdal ainsi définis, le tracé des courbes  $K_c=f(f_a)$  permet d'évaluer l'avance axiale optimale. Au cours de cette étape, la vitesse de rotation orbitale devra varier également avec l'avance axiale, afin de conserver le pas optimal fixe (équation 2.7).
- Une fois l'avance axiale optimale identifiée, les vitesses d'avance axiale et de rotation orbitale optimales seront déduites des équations 2.4 et 2.7, respectivement.

Toute cette procédure est schématisée par la Figure 2.4.

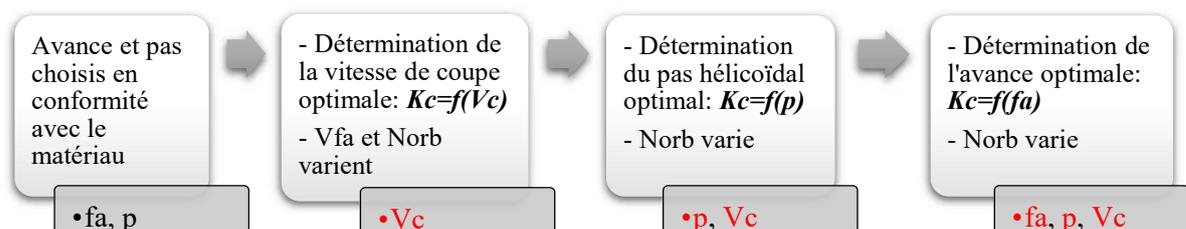


Figure 2.4: Etapes successives d'optimisation du perçage orbital (COM orbital)

## 2.3. Application et résultats

### 2.3.1. Moyens d'essais

#### 2.3.1.1. Outils et éprouvettes

Dans le cadre de ces travaux, le diamètre final des trous percés est égal à **6,35mm (1/4")**. Les outils de perçage orbital (fabriqués par HAM France) ont été spécialement développés par PRECISE France dans le cadre de ce projet. Il s'agit de fraises à quatre dents en carbure de tungstène (Figure 2.5). Le diamètre des fraises vaut **4,85mm**.

Les éprouvettes en alliage d'aluminium AA2024-T351 ont été extraites dans le sens de laminage d'une tôle brute de laminage de 6mm d'épaisseur. Elles ont été surfacées et ont une épaisseur finale égale à **3,175mm (1/8")**.



Figure 2.5 : Fraise de perçage orbital (PRECISE France)

#### 2.3.1.2. Dispositif de perçage orbital

Afin de conduire les différentes campagnes d'essais nécessaires pour la réalisation de ces travaux, une unité de perçage orbital grandes vitesses a été développée et mise à notre disposition par PRECISE France. Cet équipement de perçage orbital (ORBIBOT) possède les caractéristiques suivantes :

- Vitesse de rotation outil (tr/min) : 10000-60000 ;
- Vitesse de rotation orbitale (tr/min) : 200-2000 ;
- Diamètre de l'excentrique (diamètre d'hélice de la trajectoire hélicoïdale, en mm) : 1.1 – 1.95 ;
- Configuration du perçage orbital : Avalant et Opposition (Figure 2.6).



Figure 2.6: Unité de perçage orbital - ORBIBOT (PRECISE France)

L'ORBIBOT a été monté sur un centre d'usinage 5 axes DMG DMU85 (Figure 2.7-a) et le mouvement d'avance axiale est piloté par celui-ci. Afin d'obtenir un diamètre final de trou égal à **6,35mm** aux moyens des outils présentés précédemment, le diamètre de l'excentrique a été réglé à **1,5mm**. Les efforts ainsi que les puissances de coupe ont été mesurés au cours des perçages à l'aide d'une platine dynamométrique six composantes (Kistler 9257B) et de capteurs de puissance (Montronix PS200-DGM). Ces derniers ont été connectés à une chaîne d'acquisition National Instruments (NI cDAQ-9172) via une carte NI 9201 et une autre NI 9215 pour relever les efforts et les puissances de coupe respectivement. La fréquence d'échantillonnage est de 10 kHz et les traitements des signaux obtenus ont été effectués à l'aide du logiciel d'acquisition et de traitement de données **WITIS**, développé par MITIS. Au cours de tous les essais, le lubrifiant aéronautique Boelub a été utilisé sous forme de micro-lubrification externe. Chaque essai a été répété deux fois, afin d'avoir des valeurs moyennes d'efforts et de puissance.

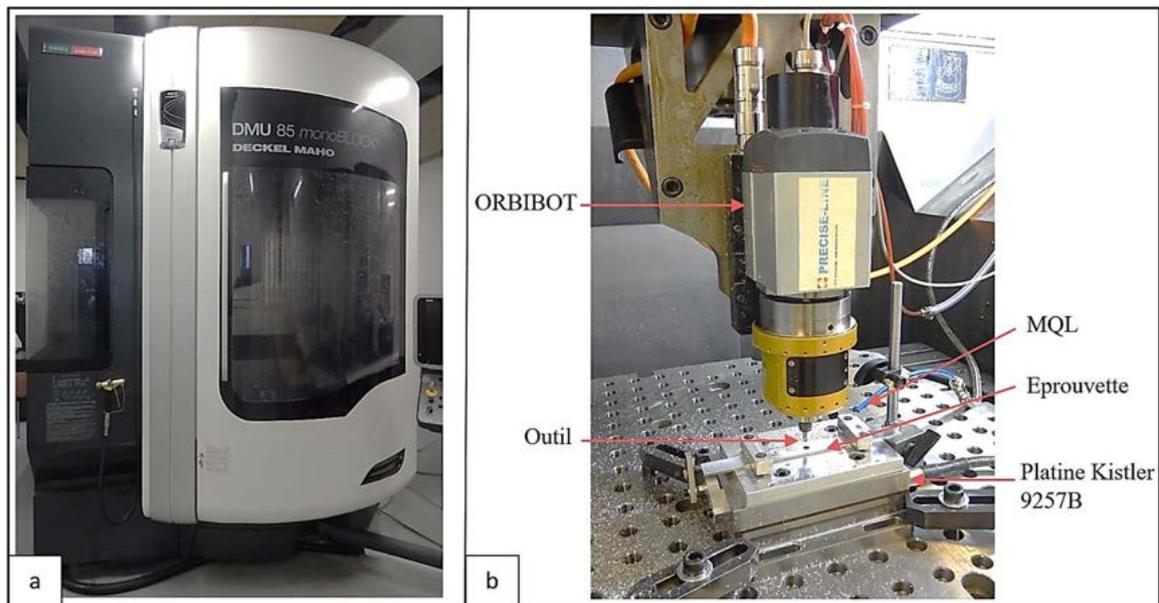


Figure 2.7 : (a) Centre d'usinage 5 axes DMG DMU85 (b) Montage expérimental du perçage orbital

## 2.3.2. Résultats du COM orbital

Les résultats qui seront présentés dans cette partie sont issus de la campagne d'essais menée au cours du perçage orbital en opposition (cf. Figure 2.6).

### 2.3.2.1. Efforts de coupe et morphologie des copeaux en perçage orbital

La Figure 8 montre un exemple comparatif de courbes d'efforts de coupe enregistrées au cours d'une opération de perçage orbital (Figure 2.8-b) et de perçage axial de l'AA2024 (Figure 2.8-c). Le perçage axial a été réalisé avec un foret hélicoïdal monobloc en carbure (2 lèvres). Ces efforts sont mesurés dans un repère fixe lié à la platine (Figure 2.8-a). Un filtre passe bas à 20Hz a été appliqué aux signaux bruts. Ces efforts présentent trois phases caractéristiques distinctes. La première est associée à une augmentation des efforts de coupe et correspond à la phase d'entrée de l'outil dans la matière. La seconde est presque stationnaire et correspond à la phase d'enlèvement constant de matière. Enfin, la dernière phase est caractérisée par une diminution des efforts de coupe et correspond à la sortie de l'outil.

Bien que le temps de perçage orbital soit supérieur à celui du perçage axial (environ 3,5s vs 0,3s), les efforts de coupe sont quant à eux bien plus faibles. En effet, les efforts dans le cas du perçage orbital représentent environ 40% (pour  $F_{xy}$ ) et 1,2% (pour  $F_z$ ) des efforts en perçage axial (Figure 8-b et c). Toutefois, les incertitudes de mesures sur ces faibles valeurs moyennes d'efforts étaient relativement importantes. Par ailleurs, les copeaux obtenus pour tous les essais se présentent sous forme de poussières en perçage orbital (Figure 2.8-a). Ils sont donc aisément évacués pendant le processus de coupe, surtout avec l'usage de la MQL. La MQL a limité l'usure de l'outil, notamment l'usure par adhésion (BUE et BUL) qui a pu être observée lors des essais à sec réalisés préalablement.

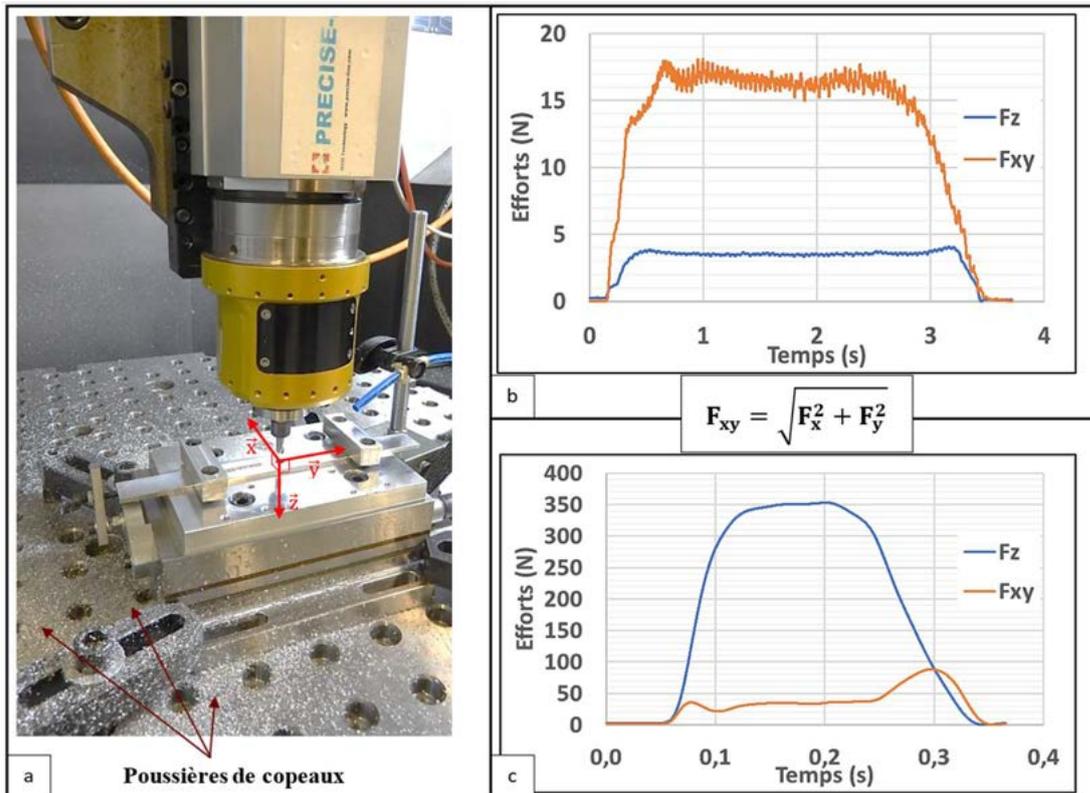


Figure 2.8 : (a) Repère de mesure d'efforts et observation de poussières de copeaux issue du perçage orbital de l'AA2024 – (b) Efforts de coupe en perçage orbital ( $N=40000\text{tr}/\text{min}$ ,  $N_{orb}=1375\text{tr}/\text{min}$  et  $V_{fa}=55\text{mm}/\text{min}$ ) - (c) Efforts de coupe en perçage axial ( $N=9000\text{tr}/\text{min}$  et  $V_{fa}=900\text{mm}/\text{min}$ ) de l'AA2024.

Dans la suite, toutes les valeurs d'efforts et de puissance utilisées ont été déterminées en faisant une moyenne sur la partie stationnaire des signaux relevés.

### 2.3.2.2. Détermination de la vitesse de coupe optimale

Les paramètres initiaux pour l'usinage de l'AA2024-T351 sont  $N_{outil}=40000\text{tr}/\text{min}$ ,  $N_{orb}=1000\text{tr}/\text{min}$  et  $V_{fa}=40\text{m}/\text{min}$ . Ces paramètres ont été choisis grâce à l'expérience de PRECISE, afin de viser une coupe de matière régulière tout au long du perçage. Ainsi, les paramètres initialement considérés en conformité avec le matériau sont  $V_c=609,47\text{m}/\text{min}$ ,  $p=40\mu\text{m}$  et  $f_a=0,001\text{mm}/\text{tr}$ .

Les courbes représentatives de l'évolution des efforts et efforts spécifiques de coupe en fonction de la vitesse de coupe sont schématisées à la Figure 2.9. Ces graphiques ne permettent pas de déterminer une vitesse de coupe optimale. L'absence d'une tendance sur les efforts spécifiques

de coupe pourrait s'expliquer par les efforts de coupe trop faibles avec des incertitudes importantes au regard de la valeur d'effort. L'évolution de l'énergie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de coupe est tracée sur la Figure 2.10-a. Les énergies sont déterminées au moyen des puissances relevées et du débit de copeaux grâce à l'équation (2.2). L'énergie spécifique représente le rapport entre la puissance de coupe et le débit de matière usinée. Cependant, la puissance mesurée de la broche orbitale prend également en compte la puissance mécanique à vide (qui représente la puissance consommée par les mécanismes associés au fonctionnement de la broche) et la puissance dissipée sous forme de chaleur au niveau de l'outil. Pour toutes les conditions de coupe, la puissance mécanique à vide de l'ORBIBOT est très faible par rapport à la puissance de coupe ; elle est donc considérée comme négligeable. Malheureusement, la mesure de la puissance dissipée sous forme de chaleur n'a pas pu être réalisée au cours de nos essais. Sous réserve de vérification, cette puissance a également été considérée comme négligeable.

La Figure 2.10-a montre que l'énergie spécifique de coupe a tendance à diminuer avec l'augmentation de la vitesse de coupe et que le minimum de l'énergie spécifique est atteint pour  $V_c=876\text{m/min}$ . Par ailleurs, une analyse de la signature de l'ORBIBOT à vide a également été menée à l'aide d'accéléromètres implantés sur la broche orbitale. De celle-ci, il est mis en exergue une fréquence propre du système au voisinage de  $650\text{m/min}$  et des perturbations dynamiques au-delà de cette valeur (Figure 2.10-b). Pour cette raison, la vitesse de coupe optimale sera donc fixée à la valeur de  $609,469\text{m/min}$ . Cette valeur correspond à une vitesse de rotation outil  $N_{\text{outil}} = 40000\text{tr/min}$ .

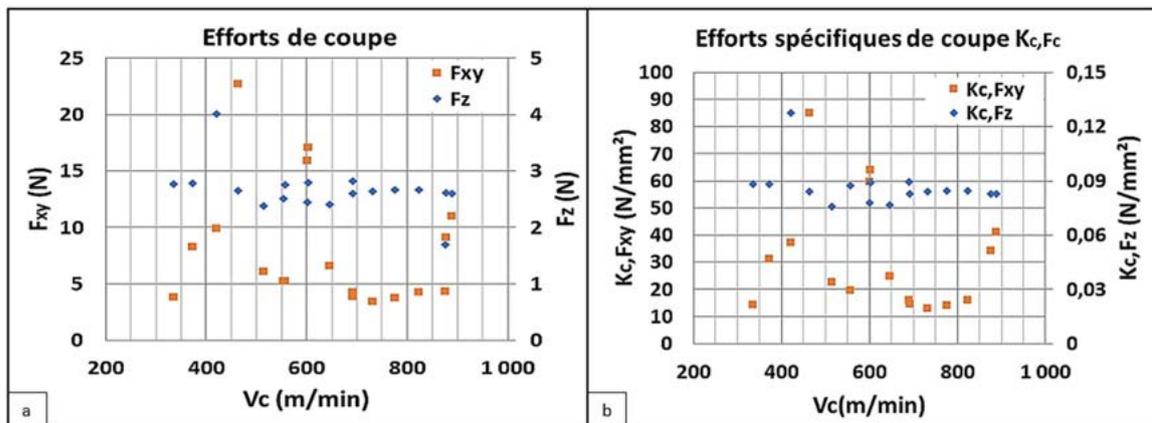


Figure 2.9 : Efforts de coupe (a) et énergies spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse de coupe

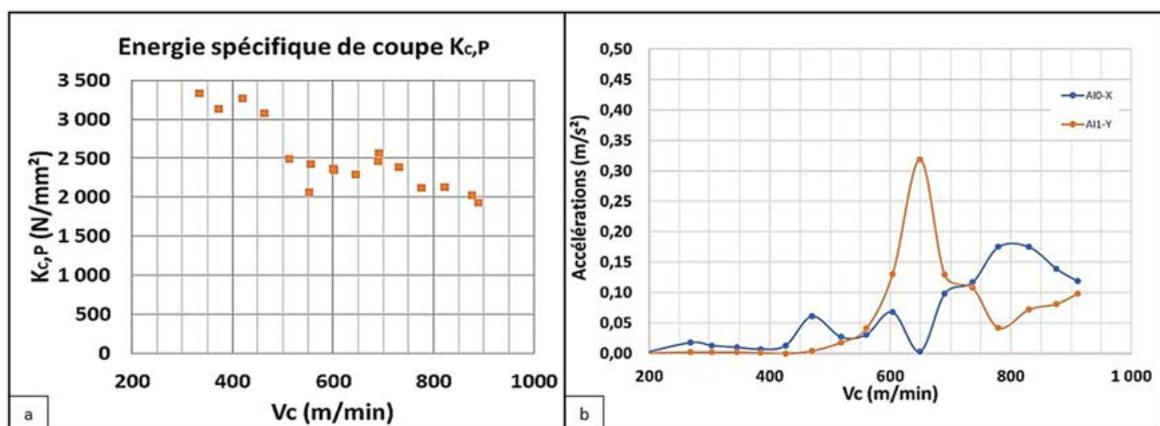


Figure 2.10 : (a) Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de coupe - (b) Accélération à vide de l'ORBIBOT

### 2.3.2.3. Détermination du pas hélicoïdal optimal

Pour la vitesse de coupe optimale déterminée et l'avance axiale préalablement fixée ( $f_a=0.001\text{mm/tr}$ ), les énergies spécifiques de coupe  $K_{C,Fxy}$  et  $K_{C,Fz}$  impliquent un point de fonctionnement à  $p \approx 30 \mu\text{m}$  (Figure 2.11-b). Toutefois, pour un pas égal à  $40 \mu\text{m}$ , il est observé une forte diminution de  $K_{C,Fxy}$  ( $-15.372\text{N/mm}^2$ ) tandis que l'augmentation de  $K_{C,Fz}$  demeure très négligeable ( $+0.003\text{N/mm}^2$ ). De plus, à un pas de  $40 \mu\text{m}$  correspond aussi un effort  $F_{xy}$  minimum. Par conséquent, la valeur optimale du pas hélicoïdal a été prise égale à **40 $\mu\text{m}$** . L'évolution de l'énergie spécifique de coupe en fonction du pas hélicoïdal est très faible (Figure 2.12).

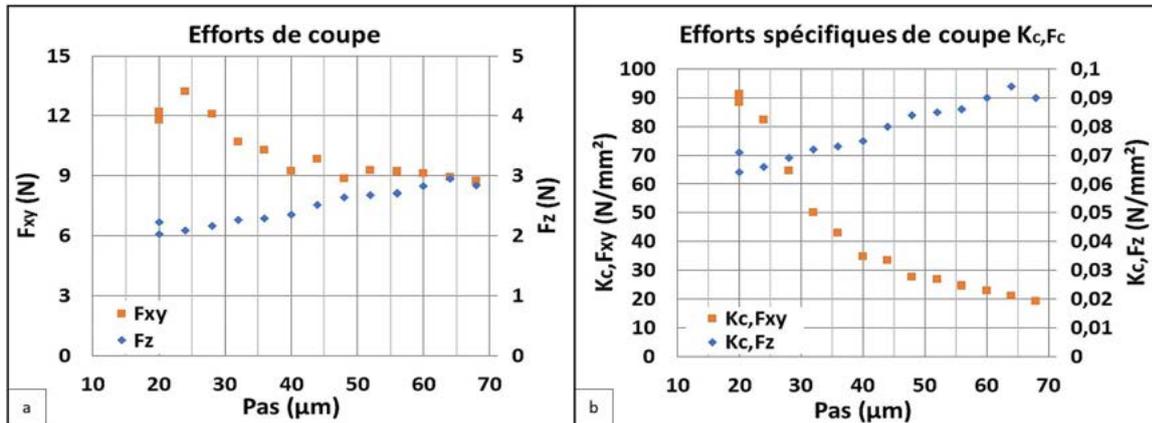


Figure 2.11 : Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction du pas hélicoïdal

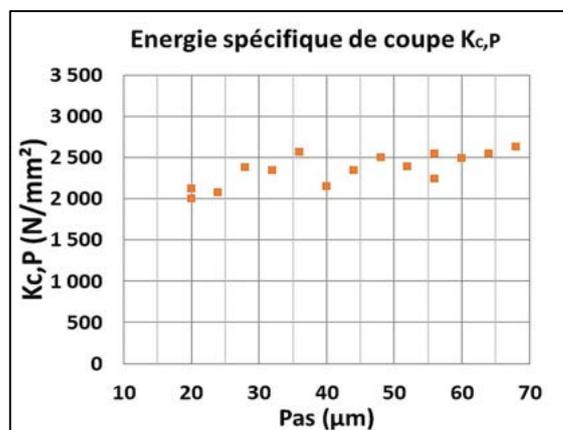


Figure 2.12 : Energie spécifique de coupe en fonction du pas hélicoïdal

### 2.3.2.4. Détermination de l'avance axiale optimale

En tenant compte des optimums de la vitesse de coupe et du pas hélicoïdal prédéterminés, l'évolution des efforts spécifiques de coupe en fonction de l'avance axiale tracée à la Figure 2.13 ne permet pas de déterminer son optimum. En effet, cette figure montre un accroissement des efforts spécifiques de coupe avec l'avance axiale. Cela peut s'expliquer notamment par les très faibles valeurs d'effort relevées, qui peuvent être entachées d'une incertitude importante. La courbe  $K_{C,p}=f(f_a)$  présentée à la Figure 2.14 montre que le minimum de l'énergie spécifique est atteint pour une valeur de  $f_a=0,0015\text{mm/tr}$ . Cette valeur optimale de  $f_a$  permet donc d'obtenir  $V_{fa}=60\text{mm/min}$  et  $N_{orb}=1500\text{tr/min}$  (équations (2.4) et (2.7)).

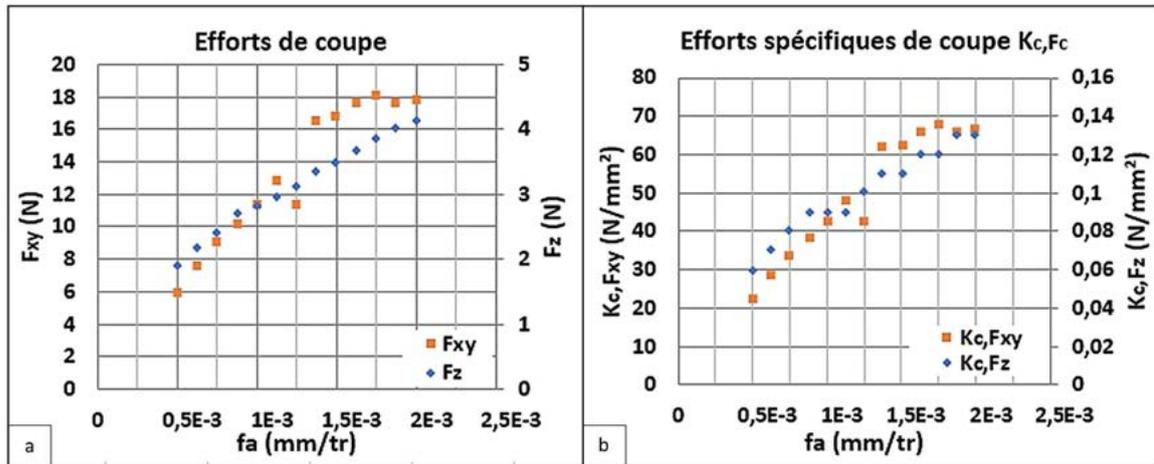


Figure 2.13 : Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction de l'avance axiale

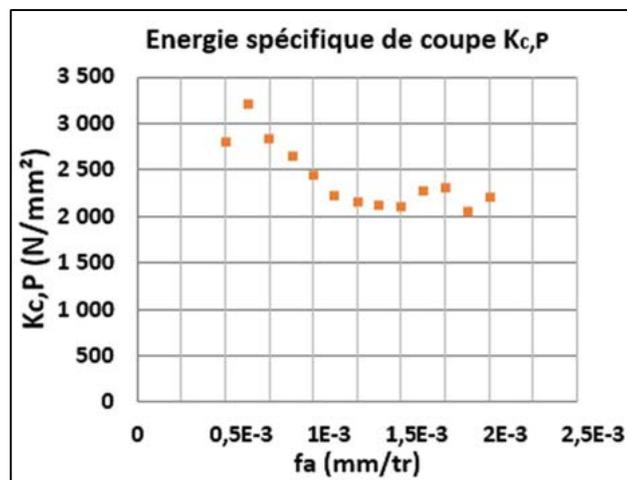


Figure 2.14 : Energie spécifique de coupe en fonction de l'avance axiale

En résumé, les paramètres optimisés du perçage orbital en opposition de diamètre de 6,35mm pour ce couple d'outil et de matière (l'alliage d'aluminium AA2024) sont  $V_c=609,469\text{m/min}$ ,  $p=40\mu\text{m}$ ,  $f_a=0,0015\text{mm/tr}$ . Ceci correspond aux paramètres machines suivants :  $N_{\text{outil}}=40000\text{tr/min}$ ,  $N_{\text{orb}}=1500\text{tr/min}$ ,  $V_{fa}=60\text{mm/min}$ .

Cette stratégie d'optimisation a également été effectuée au cours d'une campagne d'essais en avalant. Les résultats sont présentés dans l'annexe A.

### 2.3.3. Qualités dimensionnelles et géométriques

Pour l'ensemble des tests effectués, le respect des exigences de qualité a été vérifié. Les mesures de diamètre des trous ont été effectuées avec un micromètre électronique d'intérieur à 2 touches (Figure 2.15). Pour chaque condition de coupe, les mesures ont été réalisées dans le sens longitudinal et transversal de tous les échantillons (cinq mesures par direction sur chaque échantillon). Les valeurs moyennes des diamètres dans les deux directions sont en accord avec les exigences aéronautiques ( $6,35\pm 0,018\text{mm}$ ) pour toutes les conditions de coupe. Toutefois, les figures Figure 2.16, 2.17 et 2.18 montrent une légère ovalisation des trous dans le sens longitudinal (d'environ  $20\mu\text{m}$ ), et ce quelles que soient les conditions de coupe. Afin de déterminer la source de cette ovalisation, une campagne d'essais a été réalisée avec le même montage expérimental (porte-

éprouvette, mise en position et serrage identiques), et le plateau de la table a été pivoté de 90°. Les résultats de ces essais ont révélé une ovalisation toujours dans le sens longitudinal des éprouvettes, ce qui démontre que ce phénomène est lié au serrage de l'éprouvette dans le porte-éprouvette. En effet, le porte-éprouvette réalisé pour les essais est muni d'une rainure qui bloque les degrés de liberté dans le sens transversal de l'éprouvette tandis que ceux dans le sens longitudinal sont bloqués avec une seule bride (Figure 2.19-a). Pour diminuer cet effet, une seconde bride de serrage sera ajoutée pour les futurs essais de perçage (Figure 2.19-b). Cela a permis de s'affranchir de ce défaut de forme et d'obtenir des trous respectant les spécifications aussi bien dimensionnelles que géométriques (cf figures Figure 2.16, 2.17, 2.18).

Cette ovalisation a également été observée au cours des essais de perçage en avalant (Cf Annexe A). Mais elle était beaucoup plus faible dans cette configuration. Ceci résulte du fait que les directions d'efforts soient contraires entre les deux configurations. Ceci engendrerait un plus faible micro-déplacement de l'éprouvette dans le sens longitudinal au cours de la coupe en avalant.



Figure 2.15 : Mesure de Diamètre de trou dans le sens longitudinal de l'éprouvette

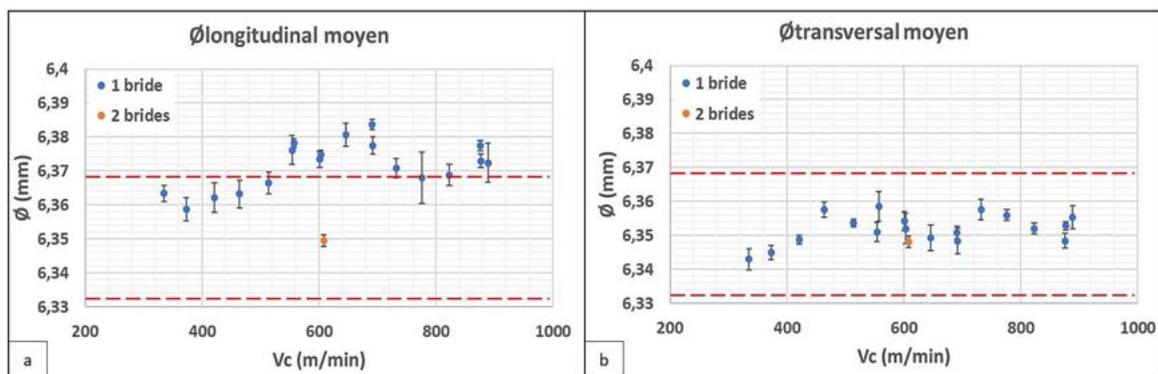


Figure 2.16 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de la vitesse de rotation

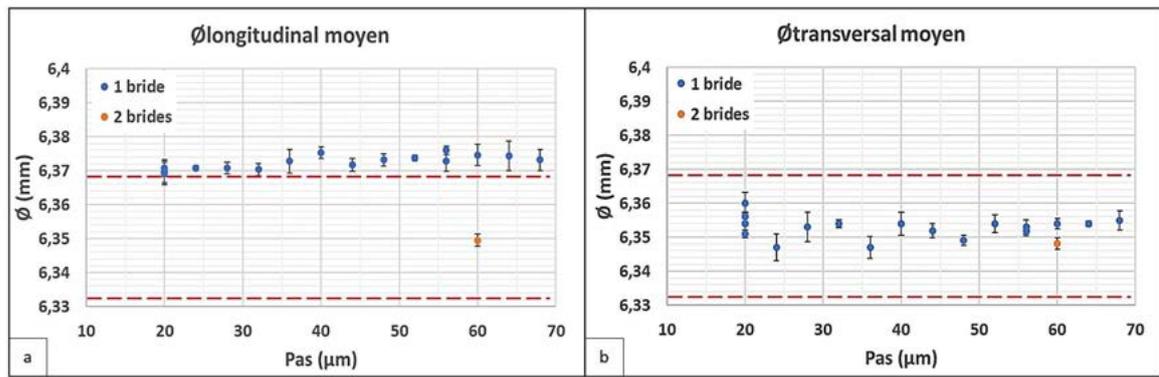


Figure 2.17 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction du pas hélicoïdal

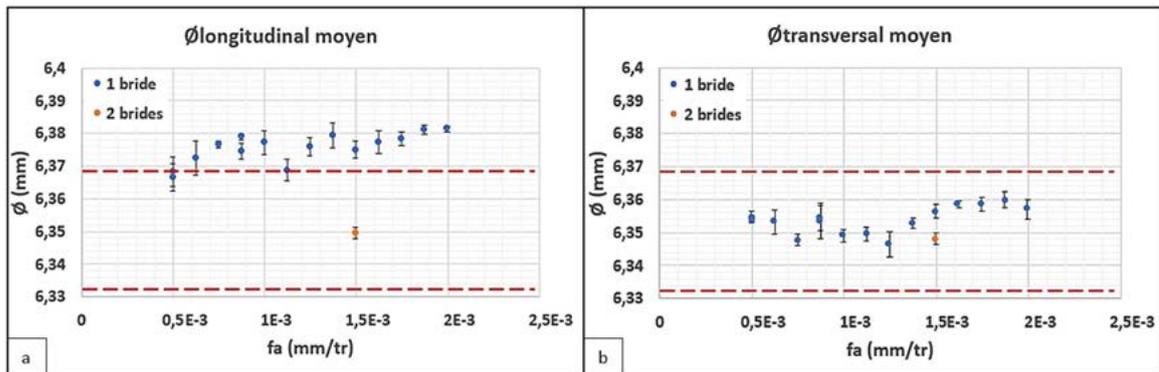


Figure 2.18 : Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de l'avance axiale

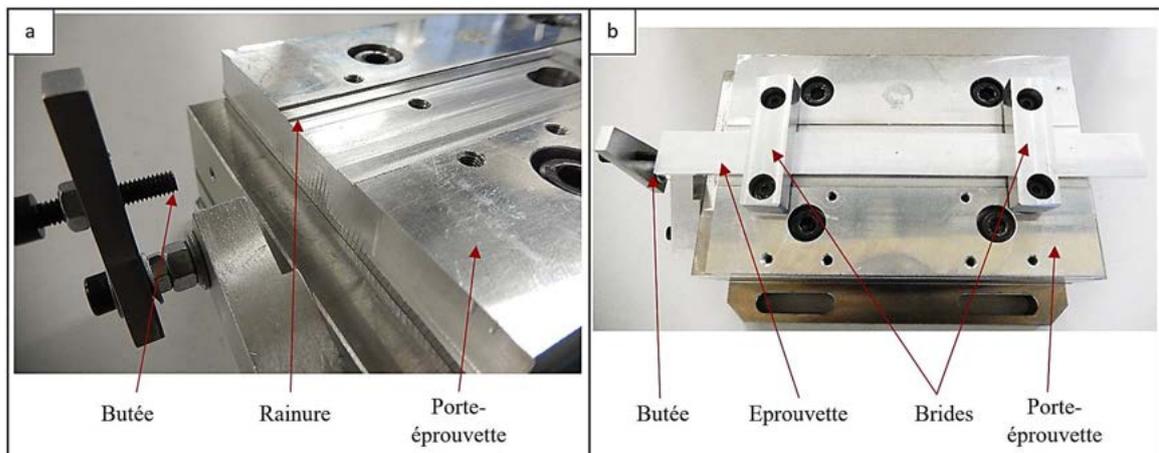


Figure 2.19 : (a) Rainure et butée du porte-échantillon (b) Mise en position d'une éprouvette sur le porte-échantillon

### 2.3.4. État de surface

L'exigence retenue d'état de surface est  $Ra1,6\mu\text{m}$ . Les mesures de la rugosité arithmétique des surfaces obtenues ont été effectuées à l'aide d'un rugosimètre (MITUTOYO SJ-301). Pour chaque échantillon, six mesures au total ont été réalisées suivant deux lignes diamétralement opposés (Figure 2.20). Pour les valeurs de rugosité comprises entre  $0,1\mu\text{m}$  et  $2\mu\text{m}$ , la norme ISO 4288 :1996 préconise une longueur de coupure et une longueur d'évaluation égales à  $0,8\text{mm}$  et  $4\text{mm}$ , respectivement. Cependant, nos éprouvettes ne faisant que  $3,125\text{mm}$  d'épaisseur, il a été choisi une longueur d'évaluation de  $1,6\text{mm}$ . Le rugosimètre a été au préalable étalonné pour cette

configuration. Les Figure 2.21 montrent que les valeurs de rugosité arithmétiques obtenues sont conformes aux exigences aéronautiques ( $Ra \leq 1,6 \mu\text{m}$ ).

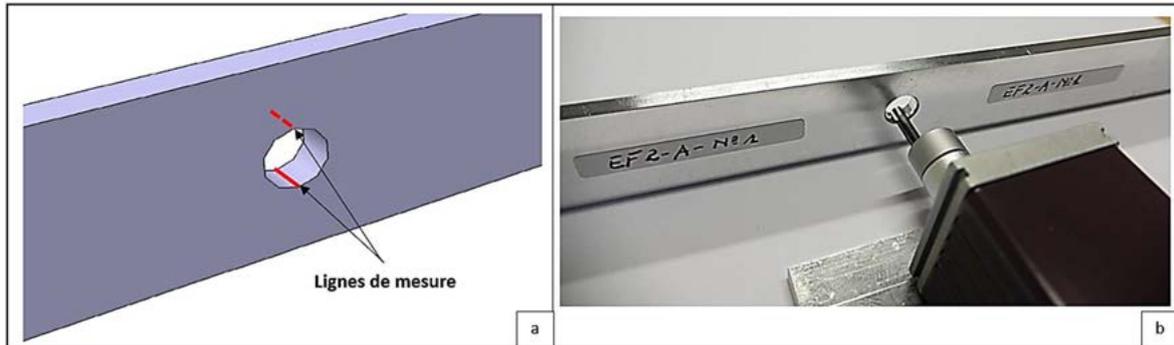


Figure 2.20 : (a) Identification des lignes de mesure – (b) Mesure de la rugosité des trous percés

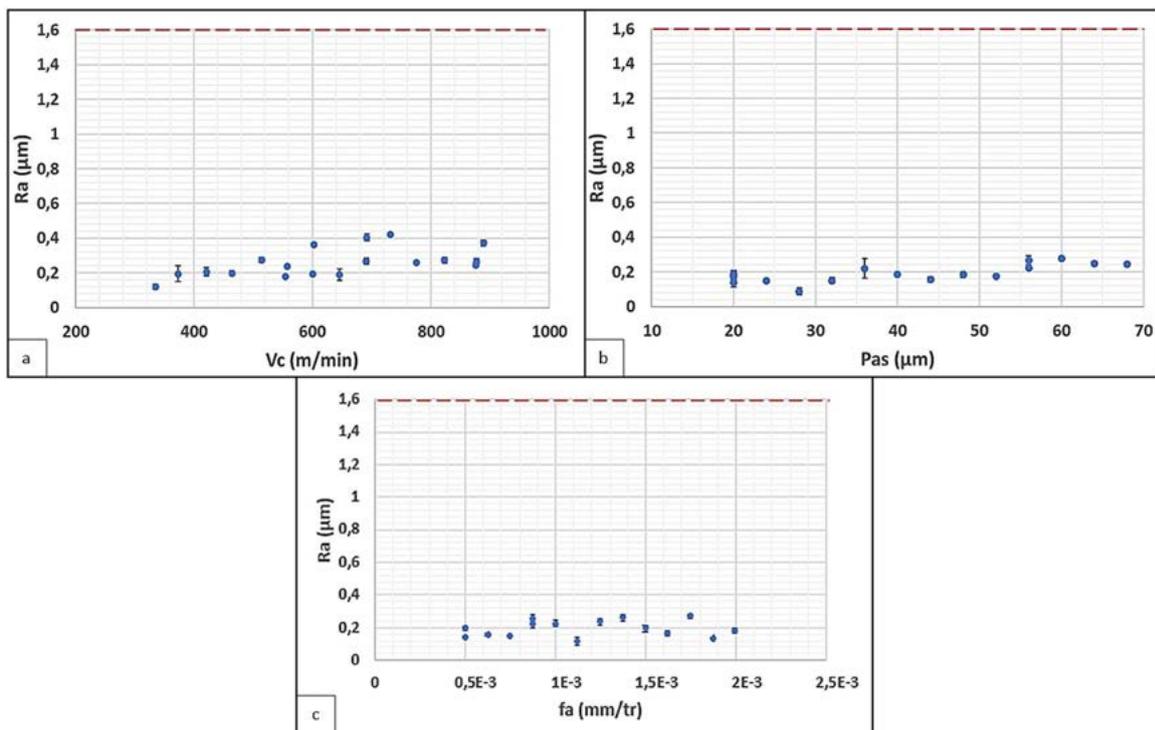


Figure 2.21 : Rugosité arithmétique des trous en fonction de la vitesse de rotation outil (a), du pas hélicoïdal (b), de l'avance axiale (c)

## 2.4. Conclusions

En usinage conventionnel, il est courant d'avoir recours à la méthode du couple outil-matière pour déterminer les paramètres de coupe optimisés. Une application directe de cette technique au perçage orbital se heurte à des difficultés liées aux paramètres cinématiques. Inspirés par cette pratique, nous avons proposé une méthodologie du couple outil-matière adaptée au perçage orbital. Son application dans le cadre de ces travaux nous a permis de déterminer les paramètres de perçage optimisés. Par ailleurs, la morphologie des copeaux en perçage orbital couplé à l'usage d'une MQL améliore grandement leur évacuation et limite l'usure prématurée des outils de coupe. Il a été également observé en perçage orbital un très faible niveau d'efforts

de coupe et une excellente qualité de trou (état de surface, précisions dimensionnelles et géométriques), résultats qui sont en accord avec ceux trouvés dans la bibliographie.

Par la suite, pour répondre aux attentes de cette étude, il sera important d'étudier l'influence du perçage orbital sur la tenue en fatigue de l'alliage AA2024 percé. Mais dans le cadre du projet RODEO, il est envisagé d'influencer la tenue en fatigue des alliages AA2024 percés en combinant une opération de traitement de surface mécanique par galetage à l'opération de coupe en perçage orbital. L'étude de l'influence du galetage orbital sur la surface et la sous-surface du trou percé constitue ainsi l'objet du chapitre suivant. Afin de déterminer les conditions de galetage propices à une amélioration de durée de vie en fatigue, cette étude est essentiellement menée au moyen de modèles numériques. Les résultats seront ensuite validés expérimentalement.



# Chapitre 3. Étude numérique du procédé de galetage orbital

---

## Plan du chapitre

3.1.	Introduction à l'étude numérique .....	83
3.2.	Identification des paramètres de modélisation .....	85
3.2.1.	Loi de comportement matériau .....	85
3.2.2.	Loi de contact outil-pièce .....	89
3.3.	Description du Modèle Éléments Finis .....	93
3.3.1.	Géométrie et conditions aux limites .....	93
3.3.2.	Maillage .....	97
3.3.3.	Etude de la scalabilité du modèle .....	102
3.4.	Étude du niveau de galetage et de l'influence des conditions de galetage .....	104
3.4.1.	Étude du niveau de galetage orbital .....	104
3.4.2.	Influence de la configuration de galetage .....	108
3.4.3.	Influence de la vitesse de rotation outil .....	110
3.4.4.	Influence de la remontée de l'outil .....	112
3.4.5.	Synthèse .....	114
3.5.	Validation expérimentale du modèle éléments finis .....	115
3.5.1.	Efforts de galetage .....	117
3.5.2.	Évaluation des contraintes résiduelles par DRX en bord de plaque .....	117
3.5.3.	Taux d'écrouissage et microdureté .....	118
3.5.4.	Synthèse .....	120
3.6.	Conclusion de l'étude numérique .....	120



### 3.1. Introduction à l'étude numérique

L'un des objectifs fondamentaux du projet RODEO en général et de ces travaux de thèse en particulier demeure la génération et l'optimisation des contraintes résiduelles compressives au sein des alésages réalisés par perçage orbital. Comme il a été présenté au 1<sup>er</sup> chapitre, il existe divers traitements mécaniques qui permettent d'introduire des contraintes résiduelles dans les couches superficielles d'un matériau métallique. Au vu de la cinématique intéressante du perçage orbital ainsi que des avantages indéniables du galetage (cf. chapitre 1), le choix a été naturellement porté sur le procédé innovant qu'est le galetage orbital. Celui-ci est réalisé immédiatement à la suite de l'opération de perçage orbital, grâce à un outil de galetage orbital<sup>1</sup> directement intégré à l'outil de coupe (Figure 3.1). Le dégagement entre le galeteur et les dents de la fraise permet d'effectuer les deux opérations indépendamment.

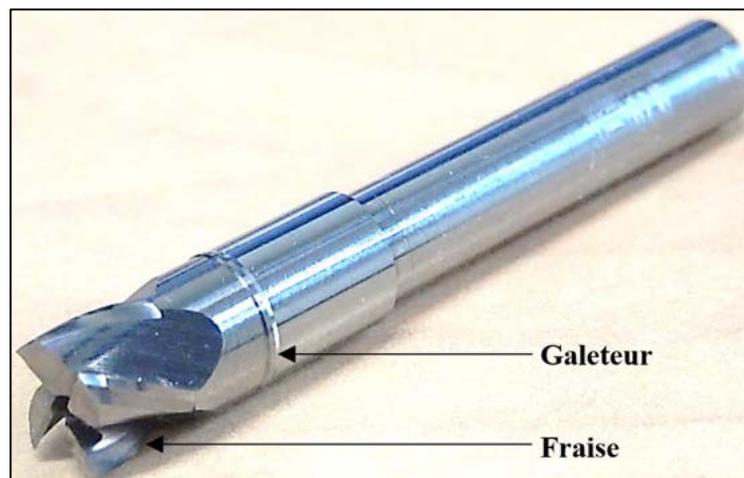


Figure 3.1 : Outil de perçage orbital + galetage orbital

Les principaux objectifs sous-jacents à présent sont :

- La détermination du niveau de galetage nécessaire pour avoir un impact sur la surface du trou usiné ;
- La caractérisation des champs de contraintes résiduelles générés aux bords des trous par le procédé de galetage orbital, notamment leurs distributions et leurs intensités ;
- L'observation des déformations résiduelles et de la forme globale de l'alésage.

Les résultats issus de cette caractérisation permettraient d'apporter des informations sur l'efficacité apparente d'un tel procédé, sur les méthodologies d'optimisations et d'améliorer, si besoin, sa forme initiale. La méthode des éléments finis fournit généralement des résultats qualitatifs et quantitatifs très intéressants, dès lors que les stratégies de modélisation associées sont adaptées et que les lois de comportement matériaux et de contact sont bien identifiées. Ces étapes d'identifications sont donc très cruciales et font l'objet de la première partie de ce chapitre. La particularité même du problème mécanique du galetage orbital (déformations de faibles amplitudes vis-à-vis des dimensions de la pièce, localisation des surfaces de contact du galeteur) implique un nombre important d'éléments, ce qui engendre des temps de calculs considérables. Dès lors, il

<sup>1</sup> Le galetage orbital et les outils associés ont été brevetés par PRECISE France (N°FR16 60693).

paraît intéressant de chercher à réduire ce problème, de façon à alléger le modèle numérique de galetage orbital et ainsi faciliter l'emploi d'un tel outil dans un contexte industriel. Le choix des géométries et des conditions aux limites, l'étude de la convergence du maillage et de la scalabilité du modèle constituent ainsi l'essentiel de la deuxième partie. La construction du modèle numérique de galetage orbital étant ainsi achevée, la troisième partie présente l'étude de l'influence des conditions de galetage. Enfin, la validation de ces modèles est effectuée dans la dernière partie.

La modélisation a été mise en place en utilisant le logiciel éléments-finis **ABAQUS 6.16**. Ce logiciel possède deux solveurs complémentaires ([Abaqus Analysis User's Guide \(2016\)](#)) :

- Un **solveur implicite** adapté pour la résolution des problèmes de statique, de dynamique linéaire, ou encore de dynamique non linéaire de faibles vitesses. Elle offre l'avantage de pouvoir travailler avec un pas de temps assez grand mais nécessite à chaque pas de temps une résolution itérative coûteuse en temps de calculs.
- Un **solveur explicite** plutôt orienté résolution de problèmes de dynamique rapide, là où un petit pas de temps est nécessaire pour prendre en compte les phénomènes physiques de hautes fréquences. Il nécessite un pas de temps très petit pour être stable. La résolution est directe et non itérative ce qui facilite la gestion des contacts et donc des frottements.

Notre choix s'est porté sur une résolution explicite pour différentes raisons. La première est la présence des non-linéarités des contacts mécaniques au cours du galetage orbital, bien que les niveaux de déformations soient faibles. La méthode explicite offre des algorithmes de gestion du contact plus robustes dans ce cas de figure. Un deuxième argument concerne les grandes vitesses imposées à l'outil qui impliquent l'utilisation d'un incrément de temps très faible, afin de prendre en compte tous les phénomènes physiques liés à ce procédé et éviter ainsi d'éventuelles difficultés de convergence. Une étude comparative avec une méthode implicite conduirait pour cette même étude à un temps de calcul plus conséquent (principalement à cause des itérations de convergence nécessaires à chaque incrément de temps). Enfin, anticipant des modèles tridimensionnels volumineux, nous nous sommes intéressés aux possibilités de parallélisation de nos modèles. La résolution explicite, associée à une décomposition en domaines, entraîne généralement de meilleurs résultats en termes de *speedup*.

La simulation d'un procédé tel que le galetage orbital est une tâche relativement lourde. La complexité des modèles développés a nécessité l'utilisation des ressources matérielles de la plateforme CALMIP dédiée aux calculs intensifs. Il s'agit d'un mésocentre de calculs hautes performances qui fédère les laboratoires de recherche de l'université Toulouse et sa région (CALMIP).

## 3.2. Identification des paramètres de modélisation

### 3.2.1. Loi de comportement matériau

La modélisation numérique du galetage orbital nécessite inéluctablement la mise en œuvre de lois de comportement matériau. Afin d'obtenir des résultats de simulation corrects, ces lois doivent représenter au mieux le comportement du matériau sous des sollicitations proches de celles rencontrées au cours des phénomènes à traiter. Il s'agit généralement de lois élasto-(visco)-plastiques définies comme la somme des comportements linéaires élastiques et des comportements plastiques. La loi élastique est classiquement exprimée par la loi de Hooke généralisée tandis que celle plastique est couramment définie par des lois d'écrouissage isotrope et/ou cinématique.

Balland et al. (Balland et al., 2013b) ont considéré un écrouissage isotrope dans leur étude du galetage de l'acier 11SMn30. Toutefois, cette loi suggère des déformations isotropes autour de la pointe de l'outil suite aux premiers passages de l'outil, ce qui n'est pas le cas pour certains matériaux tels le Ti-6Al-4V (Bäcker et al., 2010), l'acier 23MnCrMo5 (Demurger et al., 2006), ou encore l'inconel 718, la fonte GGG60 et l'acier 42CrMo4 (Trauth et al., 2013). Selon ces auteurs, ces matériaux exhibent un effet Bauschinger (altération anisotrope de la limite d'élasticité d'un métal polycristallin ou d'un alliage consécutif à un premier chargement au-delà de la limite élastique). Par conséquent, ces derniers ont plutôt eu recours au modèle de plasticité de Lemaitre-Chaboche (Chaboche, 2008) pour la modélisation de l'opération de galetage. Il s'agit d'une combinaison d'écrouissage isotrope et d'écrouissage cinématique non linéaire. L'écrouissage cinématique seul permet de prendre en compte cet effet Bauschinger bien marqué lors des premiers cycles de galetage, tandis que la combinaison d'écrouissage traduit le comportement du matériau après plusieurs cycles.

Cependant, toutes ces lois proposées sont indépendantes du temps, donc indépendantes de la vitesse de déformation. Or, pour tenir compte de l'influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les contraintes résiduelles et/ou pour étudier son influence, il serait intéressant d'intégrer une loi élasto-viscoplastique. Par ailleurs, l'identification des paramètres de calibration de la loi de Lemaitre-Chaboche est assez complexe et fastidieuse. Il faut à minima un essai cyclique (traction-compression sur plusieurs cycles) pour les identifier correctement. Des essais à plusieurs niveaux de déformations sont souvent nécessaires et difficiles à représenter totalement.

Plusieurs lois de comportement intégrant les effets de la vitesse de déformation ont été développées. Selon (Özel & Karpát, 2007), la loi de comportement la plus connue et la plus répandue en simulation par éléments finis est la loi thermo-visco-plastique de Johnson et Cook (G. R. Johnson & Cook, 1983). Il s'agit d'un modèle qui permet de prendre directement en considération l'effet de l'écrouissage, de la viscosité et de l'adoucissement thermique selon l'équation phénoménologique (3.1).

$$\bar{\sigma} = [A + B(\bar{\varepsilon}^p)^n] \left[ 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\bar{\varepsilon}}^p}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_{ref}}{T_{fus} - T_{ref}} \right)^m \right] \quad (3.1)$$

$A$  est la limite d'élasticité du matériau à la vitesse de déformation de référence  $\dot{\varepsilon}_0$  et à la température de référence  $T_{ref}$ ;  $B$  et  $n$  sont respectivement le coefficient d'écrouissage et l'exposant d'écrouissage;  $T_{fus}$  est la température de fusion du matériau;  $C$  est le coefficient de sensibilité à

la vitesse et  $m$  l'indice de sensibilité à l'adoucissement thermique.  $\bar{\sigma}$  est la contrainte d'écoulement équivalente du matériau usiné ;  $\bar{\epsilon}^p$  est la déformation plastique équivalente ;  $\dot{\bar{\epsilon}}^p$  la vitesse de déformation plastique équivalente et  $T$  est la température du matériau.

Cette loi est largement utilisée en modélisation numérique en raison de sa simplicité, de la facilité de sa mise en œuvre dans les codes éléments finis et de la disponibilité de paramètres pour de nombreux matériaux. Elle est capable de prédire fidèlement le comportement du matériau dans le domaine des faibles et moyennes vitesses de déformation (Gautier List, 2004b). Toutefois, la prédiction thermo-viscoplastique du modèle de Johnson-Cook n'est valable que dans des plages situées au-dessus de la température et de la vitesse de déformation de références (Lin et al., 2012). Selon (Rule & Jones, 1998), ce modèle sous-estime l'augmentation de la contrainte avec la vitesse de déformation pour les très grandes vitesses de déformation ( $\geq 10^4 \text{ s}^{-1}$ ). Ils ont proposé des modèles révisés de cette loi en introduisant de nouvelles constantes, afin que la loi soit plus représentative du comportement pour les très grandes vitesses de déformation (Rule & Jones, 1998).

Lesuer a montré que ce modèle permet de représenter, avec une très bonne précision, le comportement de l'AA2024 (Lesuer, 1999). Dans la littérature, on retrouve différents paramètres de loi de Johnson-Cook décrivant le comportement de l'AA2024. Ces paramètres étant valides pour des sollicitations (traction, compression, torsion, ...) et des domaines (de déformation, de vitesses de déformation et de températures) bien spécifiques. Il est donc indispensable de bien identifier les sollicitations attendues dans nos études, ainsi que le domaine, afin que les paramètres soient ajustés à la réponse des phénomènes à étudier.

Le Tableau 3.1 regroupe les différentes valeurs de paramètres de loi Johnson-Cook pour l'AA2024-T351 retrouvées dans la bibliographie.

Tableau 3.1: Différentes valeurs des paramètres de la loi de Johnson-Cook pour l'AA2024-T351

Types de sollicitation	Vitesses de déformation (s <sup>-1</sup> )	Température (K)	A (MPa)	B (MPa)	C	n	m	Source
Torsion	1, 10, 100	-	265	426	0,015	0,34	1,0	(G. R. Johnson & Cook, 1983)
Torsion	[1e-3 ; 5e2]		152	202	0,015	0,34	1,0	(Mescall & Weiss, 1983)
Traction Compression	4000, 8000	-	369	684	0,0083	0,73	2,1	(Lesuer, 1999)
-	-	-	325	414	0,015	0,2	1,0	(Adibi-Sedeh et al., 2003)
Traction Compression Torsion	[9,8e-5 ; 1,09e4]	223, 293, 423, 573, 723	304	478	0	0,406	2,1	(Seidt & Gilat, 2013)
-	-	-	352	440	0,0083	0,42	1,0	(Teng & Wierzbicki, 2004)

En raison des fortes compressions appliquées par l'outil au cours du galetage orbital, les essais de caractérisation de références devront être des essais de compression. Divers auteurs ont mené ces essais expérimentaux pour différentes vitesses de déformations et températures sur l'AA2024. Selon une étude de Seidt et Gilat, la contrainte équivalente à température ambiante de l'AA2024 présente une très forte sensibilité à la vitesse de déformation pour des valeurs au-dessus de  $5000 \text{ s}^{-1}$  (Seidt & Gilat, 2013). Khan et Liu ont montré qu'au-delà d'une valeur seuil de température ( $\approx 150^\circ\text{C}$ ), cette sensibilité est plus prononcée et est retrouvée quelle que soit la vitesse de déformations. À cause du très fort adoucissement thermique, cette contrainte diminue avec l'augmentation de la température pour une vitesse de déformation imposée (Khan & Liu, 2012). Par ailleurs, il a été démontré que l'AA2024 ne présente pas d'écrouissage pour les températures au-delà de  $300^\circ\text{C}$  (Lin et al., 2012) (Seidt & Gilat, 2013).

Afin d'identifier les paramètres de la loi de Johnson-Cook valides pour le galetage de l'AA2024, nous nous limiterons aux essais expérimentaux menés aux vitesses de déformation inférieures à  $5000 \text{ s}^{-1}$ . Les vitesses de déformations supérieures à cette plage sont surtout rencontrées dans les processus de dynamiques très rapides (la coupe des métaux, problèmes d'impact ou de crash).

Mais avant de procéder à cette identification, il serait important d'étudier l'évolution de la température pendant l'opération de galetage, afin de déterminer le domaine thermique et l'influence ou non de l'adoucissement thermique. À ce titre, nous avons réalisé des essais de galetage en bord de plaque sur des éprouvettes munies de thermocouples (Figure 3.2). Les essais ont été réalisés pour différentes vitesses de rotation d'outil ( $24000 - 40000 \text{ tr/min}$ ). Tous les résultats obtenus montrent que le galetage orbital génère une très faible élévation de température ( $< 1^\circ\text{C}$ ), comme nous pouvons le constater sur l'exemple de la Figure 3.2-c. La température pendant le galetage reste donc inférieure à la température seuil à partir de laquelle il pourrait se produire un adoucissement thermique de l'AA2024. Par conséquent, le facteur thermique de la loi de Johnson-Cook, dans cette étude, sera négligé.

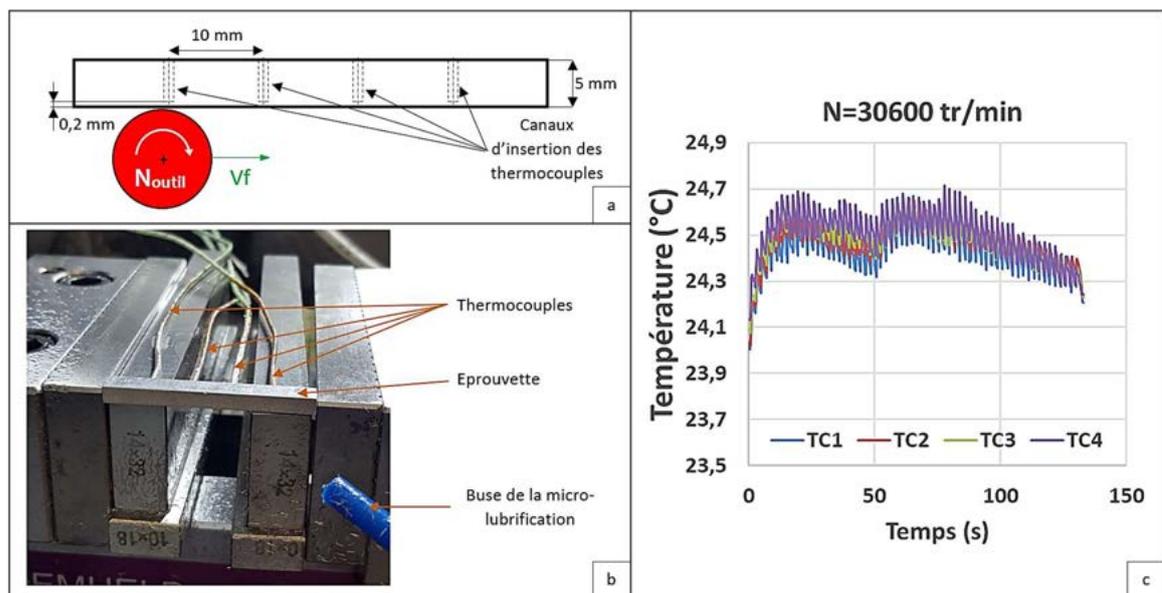


Figure 3.2 : Mesure de températures générées par le galetage : a- Dimensions de l'éprouvette ; b- Montage expérimental ; c- Exemple de relevés de température pour  $N_{\text{outil}}=30600 \text{ tr/min}$

La bibliographie sur les essais de compression de l'AA2024-T351 étant assez abondante, l'identification des paramètres sera faite sur ces essais déjà existants, notamment sur les travaux de Seidt et Gilat (Seidt & Gilat, 2013) pour plusieurs raisons :

- Les éprouvettes ont été extraites au cœur des tôles brutes d'AA2024, afin d'obtenir une homogénéité du matériau. Comme présenté à la Figure 15, l'alliage AA2024-T351 présente un gradient de la taille des grains dans l'épaisseur des tôles d'AA2024-T351 due à sa mise en forme. Il présente une fine couche dont le comportement diffère considérablement du cœur du matériau (J. T. Maximov, Anchev, Duncheva, et al., 2017).
- Leurs essais ont été réalisés sur une large gamme de vitesses de déformation ( $1e-4s^{-1}$  –  $1e4s^{-1}$ ) et sur des éprouvettes extraites dans diverses directions de la tôle brute qui ont permis de mettre en exergue l'anisotropie de l'AA2024-T351 (Figure 3.3).

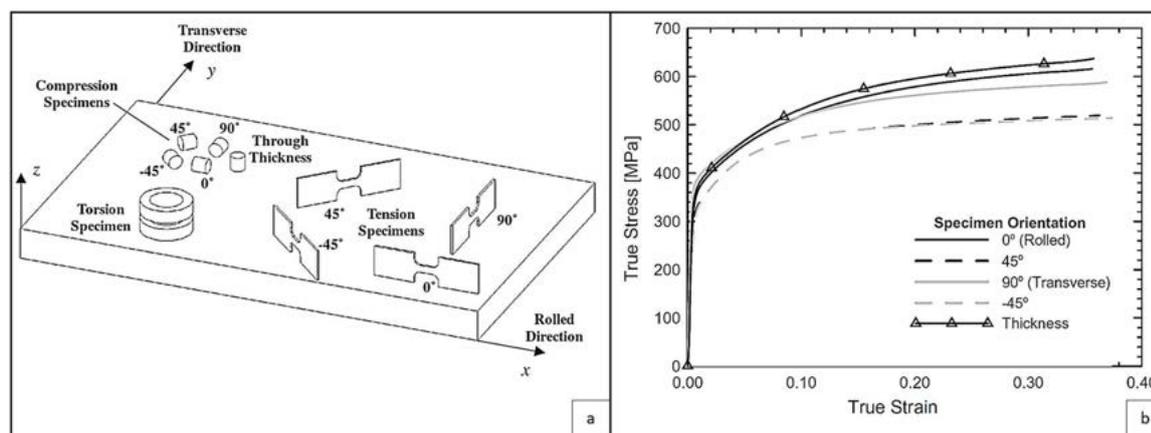


Figure 3.3 : a- Directions d'extraction des éprouvettes d'essais ; b- Résultats des essais de compression de l'AA2024-T351 à température ambiante et à  $\dot{\epsilon}=1s^{-1}$  (Seidt & Gilat, 2013)

Comme nous l'avons évoqué au chapitre précédent, nos éprouvettes ont été extraites au cœur de tôles brutes de laminage de 6mm d'épaisseur, pour plus d'homogénéité et toujours dans le sens de laminage, en raison de l'anisotropie de l'AA2024-T351. Par conséquent, nous utiliserons uniquement les essais réalisés à température ambiante et sur des éprouvettes extraites dans le sens de laminage de la tôle brute.

La procédure d'identification des coefficients de la loi de Johnson-Cook s'est décomposée en plusieurs étapes. Tout d'abord, afin de s'affranchir de l'influence de la viscosité, les constantes  $A$ ,  $B$ , et  $n$  sont déterminées à vitesse de déformation constante à l'aide d'une régression par la méthode des moindres carrés. La détermination des constantes  $C$  et  $\dot{\epsilon}_0$  a ensuite été faite par méthode inverse. Les valeurs des paramètres du modèle de Johnson-Cook retenues sont présentées dans le Tableau 3.2. La Figure 3.4 présente une comparaison de quelques paramètres du modèle de Johnson-Cook de l'AA2024. Les paramètres retrouvés dans la bibliographie s'ajustent moins bien aux données expérimentales d'essais en compression, en raison de la diversité des sollicitations expérimentales utilisées pour leurs identifications.

Tableau 3.2: Paramètres du modèle de Johnson-Cook identifiés pour l'AA2024

$A$ (MPa)	$B$ (MPa)	$n$	$C$	$\dot{\epsilon}_0$ ( $s^{-1}$ )
313,87	623,8	0,451	1,825	0,584

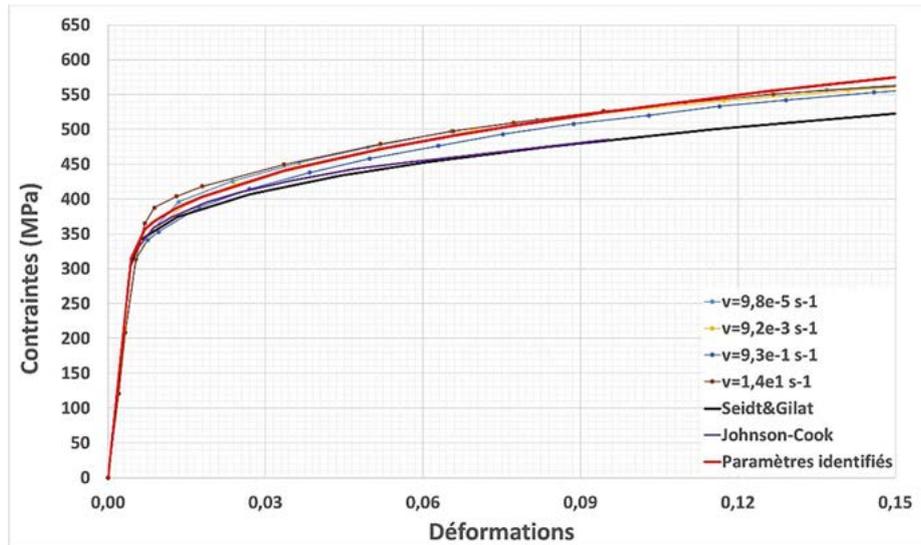


Figure 3.4 : Comparaison des paramètres du modèles de Johnson-Cook de l'AA2024 avec les données expérimentales d'essais de compression à différentes vitesses de déformation

En vue de réduire les temps de calcul, l'outil sera modélisé par une surface rigide analytique de forme cylindrique. D'après Schulze (Schulze, 2006), cette hypothèse ne biaise pas l'état des contraintes résiduelles après galetage. Les modélisations étant réalisées en explicite, il est nécessaire de tenir compte de l'inertie de l'outil et de la pièce. Le moment d'inertie de l'outil a été calculé autour de son axe, dans un premier temps, puis autour de l'axe du trou, dans un deuxième temps. L'inertie de la pièce a été prise en compte grâce à la densité de l'AA2024-T351.

### 3.2.2. Loi de contact outil-pièce

#### 3.2.2.1. Définition de la loi de contact

La définition du frottement à l'interface de contact outil-pièce a une très grande influence sur la précision des résultats de modélisation. Cet exercice est particulièrement difficile à réaliser car le frottement dépend de plusieurs facteurs tels que l'environnement tribologique (lubrifié ou sec), la vitesse de déplacement relative des surfaces en contact, le comportement des matériaux, la qualité des surfaces en contact (leurs états de surface), la pression de contact et dans une moindre mesure de la température (Frêne & Zaïdi, 2011) (Cartier & Kapsa, 2001). La cinématique du contact (glissement, roulement, pivotement) ainsi que la géométrie des solides en contact (contact surfacique ou hertzien) ont également un impact direct sur la loi de contact. Ainsi, chaque contact tribologique constitue un cas d'étude particulier qui est lié, dès sa conception à ces différents facteurs.

L'opération de galetage conventionnel consiste à presser un élément roulant très peu déformable sur la surface de la pièce à déformer. De ce fait, le phénomène tribologique qui en découle est la résistance au roulement. Celle-ci est due à la déformation élastique des pièces en contact. L'outil (supposé indéformable dans notre cas) exerce des pressions dans la zone d'appui qui déforment élastiquement la pièce lors de la mise en contact et crée ainsi un bourrelet de matière qui s'oppose à la mise en rotation de l'outil par rapport à son appui (Figure 3.5).

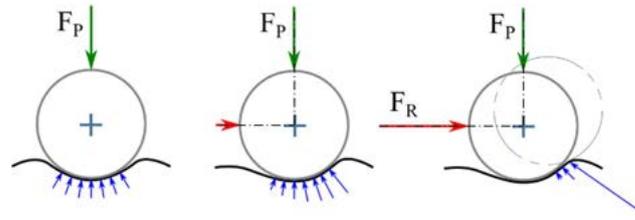


Figure 3.5 : Schéma synoptique de la résistance au roulement

Le galetage orbital quant à lui se décompose en un mouvement de roulement (initié par la rotation orbital) et en un mouvement de pivotement (initié par la rotation outil). En plus de la résistance au roulement retrouvée dans le cas du galetage classique, il faudrait donc également tenir compte de la résistance au pivotement (Figure 3.6). Cette dernière est le cas particulier du frottement de glissement d'une pièce tournante soumise à un couple. Elle se caractérise par un couple résistant  $C_R$  (généralisé par la composante tangentielle  $T$  des pressions de contact) qui s'oppose au couple moteur  $C_M$  (généralisé par la rotation de l'outil autour de son axe).

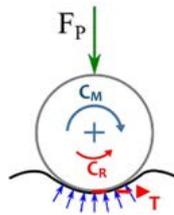


Figure 3.6 : Schéma synoptique de la résistance au pivotement

Dans la littérature, la résistance au roulement dans le cas du galetage classique est généralement modélisée par un coefficient de frottement. Le modèle de frottement le plus simple et le plus souvent considéré est celui de Coulomb (Yen et al., 2005) (Balland et al., 2013a) (Perenda et al., 2015) (Majzoobi et al., 2016). Pour le cas d'espèce du galetage orbital, la loi de contact sera également modélisée par un coefficient de frottement de type Coulomb. La valeur du coefficient de frottement a été déterminée expérimentalement grâce aux relevés des efforts de galetage. Vu l'allure sinusoïdale des courbes des efforts suivant les directions  $x$  et  $y$  dans un trou (Figure 3.7-a), il est très difficile de déterminer dans une telle configuration les composantes normales et tangentielles des efforts nécessaires pour l'identification du coefficient de frottement  $\mu$ . De ce fait, l'identification de cette loi s'est faite au moyen d'essais de galetage en bord de plaque. La vitesse d'avance tangentielle  $V_f$  étant reliée à la vitesse de rotation orbitale par l'équation (3.2), les composantes normales et tangentielles des efforts sont relevées suivant les directions  $x$  et  $y$ , respectivement (Figure 3.7-b).

$$V_{ft} = 2 \cdot \pi \cdot R_{off} \cdot N_{orb} \quad (3.2)$$

$V_f$  : Vitesse d'avance tangentielle ( $m \cdot min^{-1}$ )

$N_{orb}$  : Vitesse de rotation orbitale ( $tr \cdot min^{-1}$ )

$R_{off}$  : Rayon de l'excentrique ( $mm$ )

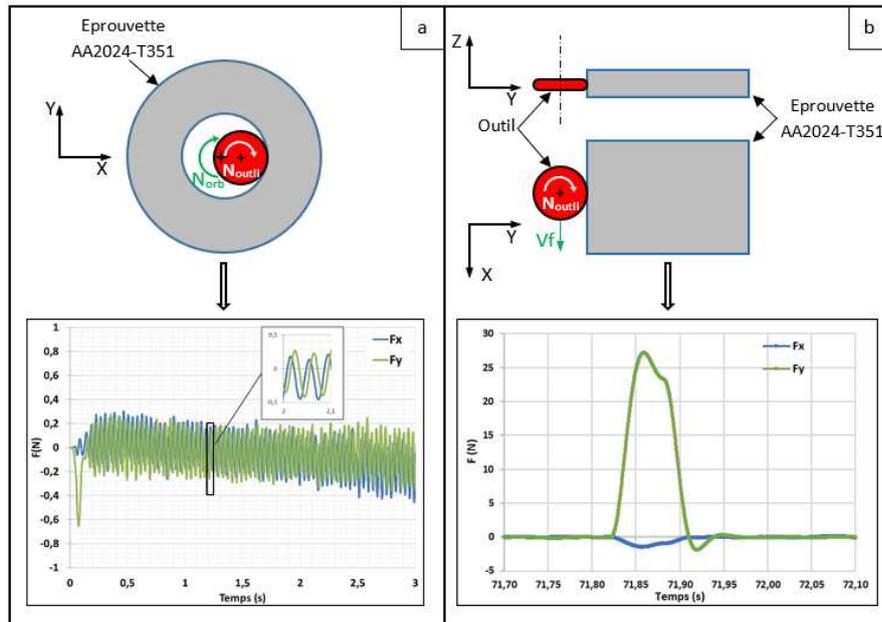


Figure 3.7 : Profils des efforts de galetage  $F_x$  et  $F_y$  sur le bord de trou (a) et sur le bord de plaque (b)

Les résultats pour différentes vitesses de rotation outil et différentes profondeurs de pénétration d'outil<sup>2</sup> (notée « pdp ») sont illustrés à la Figure 3.8. Il est constaté que la vitesse de rotation outil a une légère influence sur le coefficient de frottement apparent  $\mu$  alors que la pdp a une influence très négligeable.

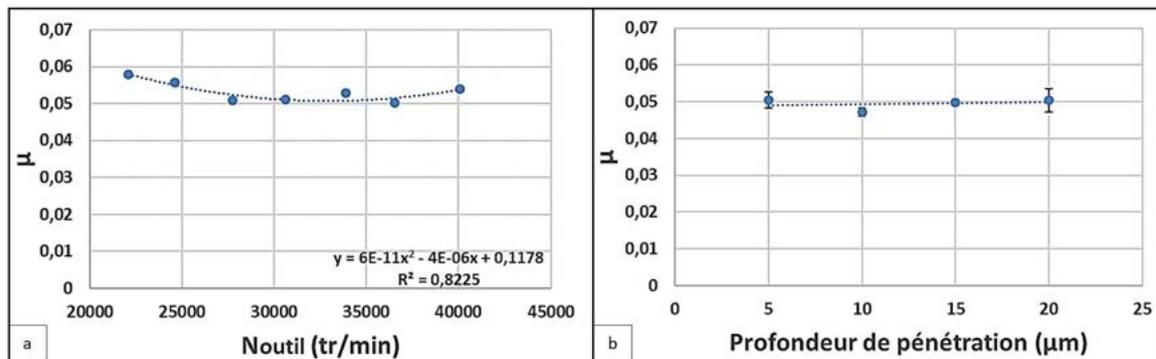


Figure 3.8 : Influence de la vitesse de rotation outil et de la pdp sur le coefficient de frottement

Cette loi de contact est définie également sur la base d'autres hypothèses qui permettent notamment de réduire la complexité du problème.

- Généralement, les pressions de contact très élevées engendrent un phénomène de « stick-slip » au cours du mouvement. Dans notre étude, il a été supposé que ce cas de figure ne se présentait pas.
- Pour un couple de matériaux donné, les valeurs du coefficient de frottement peuvent différer suivant la géométrie des solides en contact. Pour une surface concave, la résistance au roulement est beaucoup plus importante que dans le cas d'une surface convexe. En effet, la zone de contact est plus ou moins faible suivant les géométries (Figure

<sup>2</sup> La profondeur de pénétration est égale à la différence entre le rayon de l'outil à galetier et le rayon de la fraise.

3.9). Par conséquent, les pressions de contact sont plus ou moins localisées, ainsi que les déformations « élastiques » responsables de la résistance au roulement et au pivotement. L'identification de la loi de frottement sur des surfaces planes se fait en supposant le contact entre le galetteur et l'alésage très localisé (rayon du trou très grand par rapport à celui de l'outil).

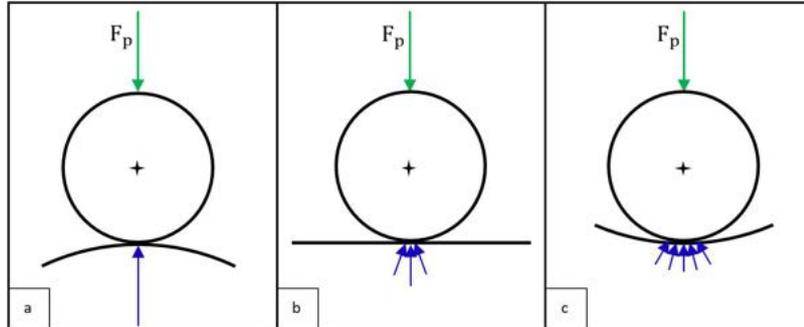


Figure 3.9 : Schéma synoptique de la répartition de pression de contact sur une surface : (a) convexe, (b) plane et (c) concave

### 3.2.2.2. Résolutions numériques des problèmes de contact avec ABAQUS/Explicit

ABAQUS Explicit dispose de trois principaux algorithmes pour modéliser les contacts (Abaqus Analysis User's Guide (2016)) :

- **Le contact général** : applicable à toutes les surfaces existantes du modèle, cet algorithme est donc facile à mettre en place et surtout très utile lorsqu'il y a un nombre important de pièces avec des topologies complexes ;
- **Le contact pair** : il permet de sélectionner directement un ou des groupes de surfaces concernées par une condition de contact ;
- **L'auto contact** : il est à utiliser lorsqu'il peut y avoir contact, après déformation, entre deux surfaces d'une même pièce.

Nos modèles numériques ont été réduits à deux pièces : l'outil à galetter et la pièce en AA2024 (les brides de serrage sont remplacées par des conditions aux limites qui seront présentées plus loin). Dans ces conditions, l'algorithme **contact pair** a été utilisé. La résolution numérique du contact par ce dernier nécessite de spécifier la méthode d'application des pressions de contact ainsi que les méthodes de formulation et de suivi du mouvement relatif entre les surfaces en contact. Une grande partie du temps de calcul avec ABAQUS/Explicit est associé à la résolution du contact numérique et dépend principalement de ces méthodes choisies pour sa modélisation. Avant de présenter nos différents choix, nous rappellerons brièvement ces méthodes. Le lecteur pourra se référer à la documentation non exhaustive pour plus de détails sur le fonctionnement de ces algorithmes (Abaqus Analysis User's Guide (2016)).

### A. Méthodes d'application des pressions de contact ABAQUS/Explicit

Avec le choix de l'algorithme de **contact pair**, ABAQUS/Explicit offre deux méthodes d'application des pressions de contact : soit la méthode de contact cinématique, soit la méthode de pénalisation.

- **La méthode de contact cinématique** utilise un algorithme de contact prédicteur/correcteur cinématique pour appliquer strictement les pressions de contact (aucune pénétration n'est autorisée).
- **La méthode de contact de pénalité** a une application moins stricte des pressions de contact mais permet le traitement de types de contact plus généraux ; il permet de modéliser certains types de contact que l'algorithme de contact cinématique ne peut pas étudier tel le contact entre deux corps rigides, par exemple.

Dans la plupart des simulations, les deux méthodes donnent des résultats similaires. Cependant la méthode par pénalité est mieux adaptée lorsque le contact implique des corps rigides (surtout rigide analytique) et des contraintes définies pour un nœud sur le corps rigide (Tie, MPC, Coupling, Rigid body, ...). Pour cette raison, la méthode de pénalité a été adoptée.

### B. Méthodes de formulation et de suivi du contact avec ABAQUS/Explicit

Il existe trois approches pour tenir compte du mouvement relatif de deux surfaces en contact dans ABAQUS/Explicit :

- « *Finite sliding* », qui permet tout mouvement arbitraire des surfaces (glissement, rotation) et inclut généralement les effets géométriques non linéaires. Il est donc idéal dans le cas de grandes déformations et grandes rotations.
- « *Small sliding* », qui suppose que bien que deux corps puissent subir de grands mouvements, il y aura relativement peu de glissement d'une surface le long de l'autre. Les surfaces peuvent subir des rotations arbitrairement importantes mais un nœud de la surface esclave interagira avec la même zone locale de la surface maître tout au long de l'analyse.
- « *Infinitesimal sliding and rotation* », qui supposent que le mouvement relatif des surfaces en contact (glissement, rotation) sont faibles.

La présence des grandes rotations du galet au cours du galetage justifie le choix de l'algorithme « *finite sliding* ». Par ailleurs, les algorithmes « *Small sliding* » et « *Infinitesimal sliding and rotation* » ne peuvent pas être utilisés pour des contacts utilisant l'algorithme de contact à pénalité ou impliquant des surfaces rigides analytiques.

## 3.3. Description du Modèle Éléments Finis

### 3.3.1. Géométrie et conditions aux limites

La simulation du galetage orbital sur un trou complet et sur toute l'épaisseur de l'éprouvette (3mm) est une opération très fastidieuse et chronophage en temps de calcul. Dès lors, il serait très intéressant de pouvoir réduire cette opération sur une portion représentative de la pièce. Toutefois, il faut veiller à ne pas trop simplifier le modèle, au risque de fausser l'interprétation des phénomènes rencontrés dus aux effets de bord. Afin de considérer l'influence de la matière non modélisée sur

la découpe simulée de la géométrie de la pièce, les conditions aux limites doivent être définies avec beaucoup de précaution. Dans le cas du galetage classique, un encastrement complet des faces entraîne au sein de la pièce de plus grandes contraintes résiduelles tandis que des faces non contraintes en entraîne plutôt de faibles (effets de bord). A ce titre, l'usage des plans de symétrie semble être la méthode la mieux adaptée pour la simulation du comportement de la matière avoisinante (Trauth et al., 2013) (Perenda et al., 2015) (Majzoubi et al., 2016). D'autres auteurs ont plutôt eu recours à l'utilisation d'éléments semi-infinis pour tenir compte de l'influence de la matière non modélisée (Balland et al., 2013a) (Balland et al., 2013b) (Degré, 2011). Mais toutes ces considérations ne restent valides que si la taille de la surface de contact est très faible par rapport au reste de la pièce considérée. En effet, l'état de contraintes dans la pièce est indépendant de sa géométrie globale, si les dimensions de la portion représentative sont grandes devant les dimensions de la zone de contact (K. L. Johnson, 1985).

Si cette condition est généralement vérifiée dans le cas du galetage classique, tel n'est pas le cas pour le galetage orbital. En effet, le ratio diamètre outil/diamètre pièce est faible dans le cas du galetage classique contrairement au cas du galetage orbital (généralement 0,1 pour le galetage classique contre 0,77 pour le galetage orbital). Par conséquent, pour une même profondeur de pénétration d'outil, la largeur de la surface de contact dans le cas du galetage classique est nettement plus faible par rapport aux dimensions de la pièce. Même pour un ratio identique, le secteur angulaire  $\alpha$  définissant la largeur de la surface de contact augmente très rapidement avec la profondeur de pénétration dans le cas des surfaces concaves (trous), tandis que cette croissance est lente dans le cas des surfaces convexes (axes/arbres) (Figure 3.10). Il faudrait déterminer la portion angulaire minimale et les conditions aux limites à appliquer à cette géométrie permettant d'avoir des résultats fiables et limitant les effets de bords sur nos modèles.

Malheureusement, le modèle de galetage orbital ne peut être réduit à aucun modèle en deux dimensions (déformations planes, contraintes planes, axisymétriques) en raison de sa cinématique particulière.

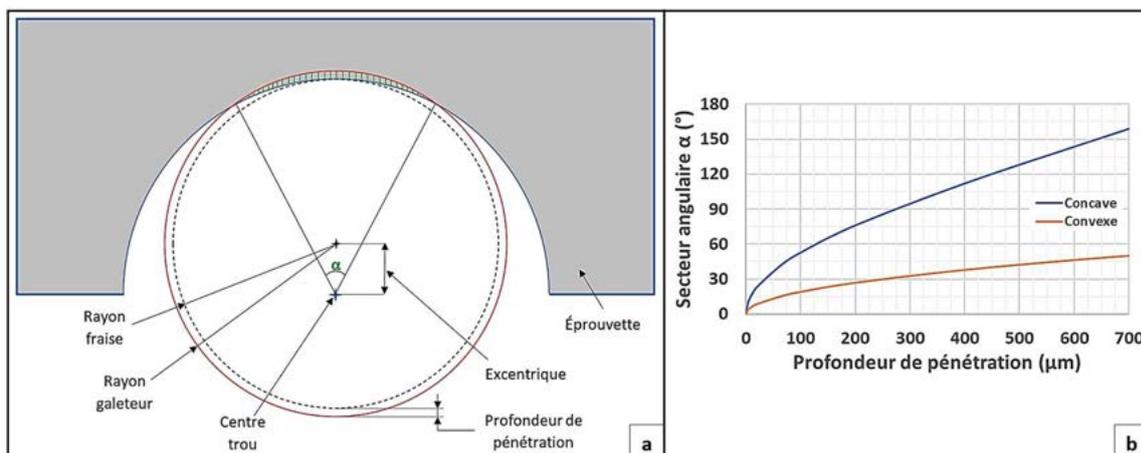


Figure 3.10 : (a) Illustration du secteur angulaire de contact en galetage orbital d'un trou ; (b) Évolution du secteur angulaire de contact en fonction de la profondeur de pénétration avec le ratio diamètre outil/diamètre pièce identique

Au cours de ses travaux sur l'étude du processus de taraudage par vis autoformeuse, Mathurin (Mathurin, 2008) a modélisé l'assemblage par une découpe angulaire de  $45^\circ$  (Figure 3.11-a). Selon l'auteur, ce choix permet un bon compromis entre les temps de calcul et les résultats obtenus, dans la mesure où certaines conditions aux limites sont respectées (Figure 3.11-b) :

- Une condition de symétrie est appliquée sur la face où les filets de la vis commencent le processus de formation. Bien qu'elle soit restrictive car elle empêche l'écoulement de matière engendré par la rotation de la vis, elle permet d'éviter un flux de matière dans le sens inverse ;
- Une condition de bord libre est appliquée sur la face de sortie de la vis car une condition de symétrie ou d'encastrement empêche le flux de matière généré par la rotation de la vis, ce qui conduit généralement à l'arrêt des calculs.
- La pièce est encastree sur le bord libre extérieur.

Ces conditions de symétrie et de bord libre engendrent d'importants effets de bords. Ce qui implique donc d'observer les résultats sur un secteur angulaire restreint au centre de la pièce (Figure 3.11-b).

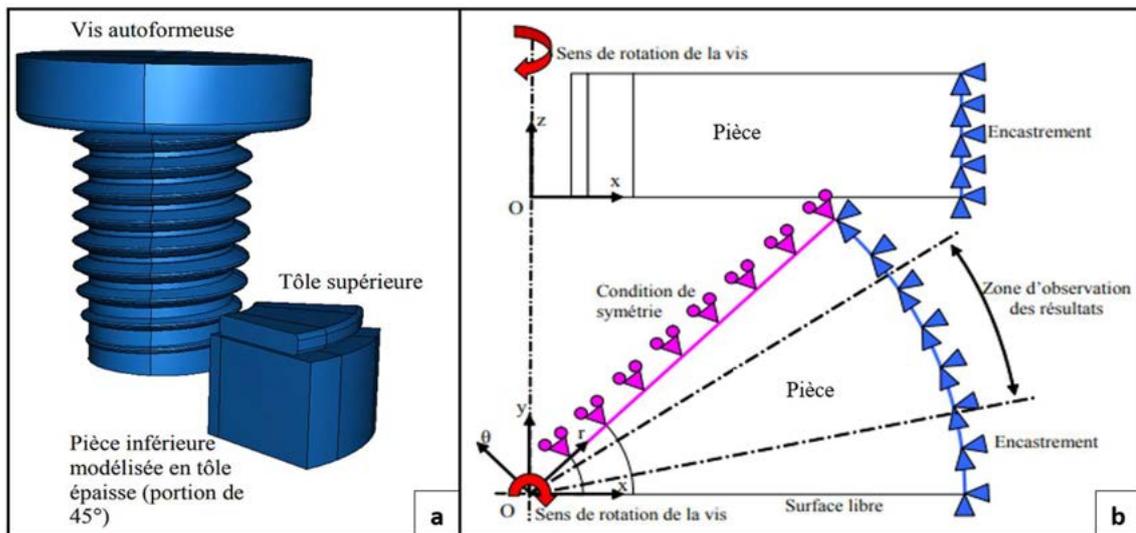


Figure 3.11 : (a) Géométrie des pièces en taraudage par vis autoformeuse (b) Conditions aux limites sur la pièce (Mathurin, 2008)

Compte tenu des grandes similarités cinématiques qui existent entre le procédé de taraudage par vis autoformeuse et le galetage orbital, nous avons dans un premier temps modéliser la pièce sur différentes découpes angulaires. Les résultats obtenus nous ont montré que les découpes à 45° et 90° n'étaient pas adéquates pour nos modèles car ils subsistaient encore énormément d'effets de bords, quelles que soient les conditions aux limites appliquées. La découpe à 180° quant à elle permet d'avoir des résultats homogènes et exploitables sur une zone d'observation de 45° (Figure 12). Par ailleurs, les conditions aux limites appliquées à la pièce sont les suivantes (Figure 3.12) :

- Les déplacements radiaux  $U_R$  sont bloqués sur les bords périphériques de la pièce ;
- Une condition de symétrie sur les déplacements orthoradiaux  $U_\theta$  est considérée sur une partie des faces de découpe de la pièce. Cette condition a été retenue parce qu'elle permet de prendre en compte l'influence de la matière non modélisée. Au voisinage du trou, elle conduirait plutôt à bloquer le flux de matière généré par le mouvement du galetageur ;
- Les déplacements axiaux  $U_Z$  sont bloqués sur huit sommets de la pièce. Cette condition représente l'appui plan et le bridage réalisés sur les faces inférieure et supérieure de la pièce au cours du galetage réel. Ce choix a été retenu car il est plus simple à mettre en

œuvre (aucune modélisation du contact brides-pièce, pas de pression de serrage des brides, ...). Le rayon extérieur de la pièce est pris suffisamment grand pour limiter les effets de bord (9,525 mm).

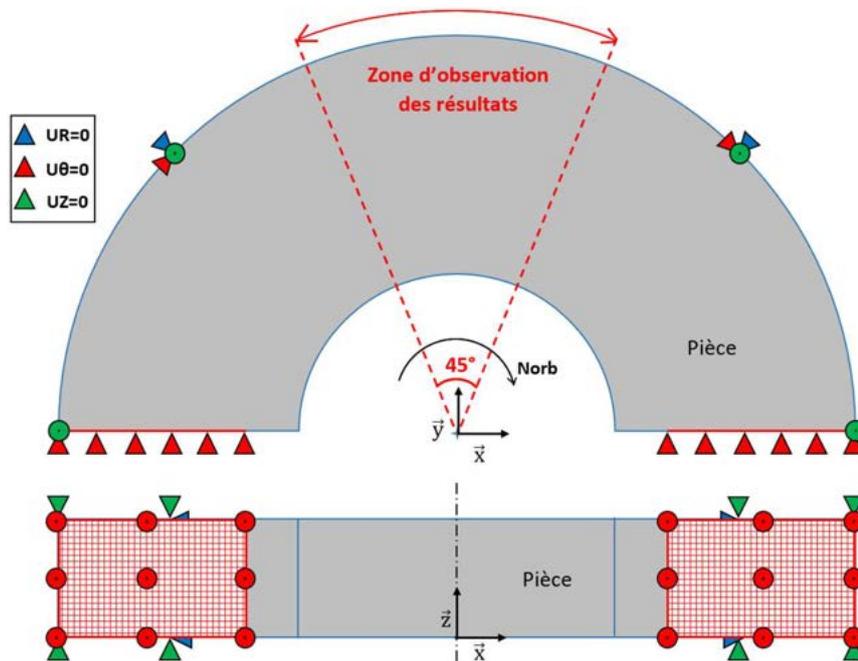


Figure 3.12 : Conditions aux limites sur la pièce

Nous avons également étudié l'influence de la hauteur de la pièce modélisée sur les contraintes résiduelles. Comme le montre la Figure 3.13, nous remarquons que la hauteur de la pièce impacte également grandement la répartition des contraintes. Par conséquent, toute la hauteur de la pièce (3 mm) doit être considérée si l'on souhaite éviter une perturbation de l'état des contraintes après galetage orbital.

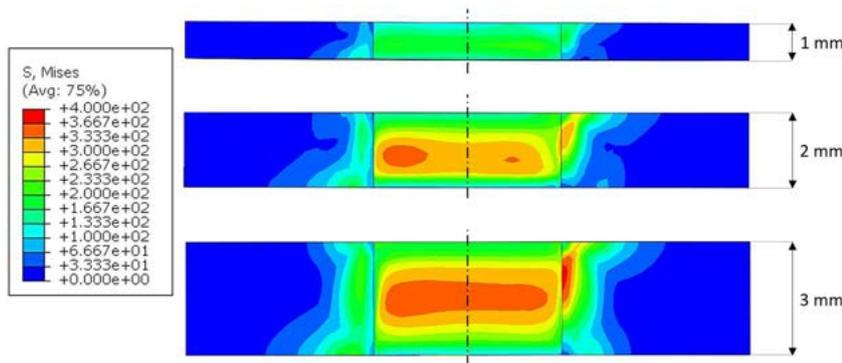


Figure 3.13 : Observation de l'influence de l'épaisseur sur les contraintes de Von Mises

Comme nous l'avons indiqué dans le paragraphe 3.2.1, l'outil a été modélisé en corps rigide analytique. Cette modélisation permet de piloter les déplacements du corps rigide à l'aide de son seul nœud de référence. Ainsi, les vitesses de rotation et la vitesse d'avance axiale sont imposées sur le nœud de référence de l'outil. La fraise n'étant d'aucune utilité pendant l'opération de galetage orbital, seul le galeteur est modélisé. Les dimensions de l'outil sont représentées sur la Figure 3.14.

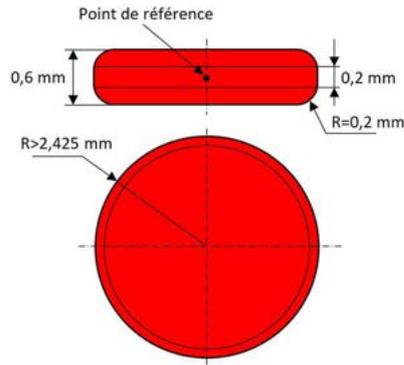


Figure 3.14 : Dimensions du galetteur

### 3.3.2. Maillage

#### 3.3.2.1. Choix des éléments de maillage

Le choix correct des éléments de maillage pour une simulation numérique particulière est très crucial si l'on désire obtenir des résultats précis à coût raisonnable. La pièce est entièrement modélisée à l'aide d'éléments hexaédriques de premier ordre et à intégration réduite (C3D8R). Les éléments C3D8R ont été utilisés car ils peuvent contribuer à la réduction des temps de calcul par rapport à ceux à intégration complète (C3D8). Par ailleurs, les éléments C3D8R fournissent d'excellents résultats pour des sollicitations de compressions, contrairement aux éléments à intégration complète (C3D8). Les éléments tétraédriques (C3D4) quant à eux convergent très lentement avec le raffinement du maillage et ont une très grande raideur.

L'usage des éléments C3D8R peut éventuellement engendrer le phénomène de « Hourglass »<sup>3</sup>. Plusieurs méthodes sont proposées avec ABAQUS/Explicit pour contrôler ce phénomène de Hourglass. Elles consistent à l'introduction de faibles valeurs de raideur artificielle et/ou d'amortissement artificiel pour limiter la propagation des modes de Hourglass. L'usage de ces solutions couplé à un maillage fin permet d'obtenir d'excellents résultats de calculs. La méthode de Hourglass proposée par défaut a été considérée.

Le galetage orbital introduit de forts gradients de contraintes et de déformations sur les couches superficielles de la pièce. Un autre prérequis essentiel pour obtenir des résultats satisfaisants des Modèles Éléments Finis (MEF) est l'utilisation d'un maillage raffiné et structuré au niveau des parois du trou, particulièrement au niveau de la zone d'observation des résultats. Le maillage de la pièce est présenté à la Figure 3.15. Par souci de limiter au mieux le nombre d'éléments sans altérer les résultats, le maillage a été optimisé comme suit :

- Comme nous l'avons vu au paragraphe 3.3.1, la zone d'observation des résultats s'étend sur un secteur angulaire de 45° autour du centre de la pièce. Mais utiliser un maillage très fin sur toute cette zone ne s'avère pas nécessaire vu que les résultats peuvent être exploités au voisinage élémentaire de la zone centrale (Figure 3.12). Nous avons par conséquent décidé de mailler les faces de découpe avec une taille d'éléments plus grande et d'établir un biais sur la circonférence qui s'étend des faces de découpe jusqu'à la zone centrale.

<sup>3</sup> Aucune énergie de déformation ne résulte de la déformation de l'élément.

Cette zone centrale est maillée avec des éléments uniformes de taille élémentaire<sup>4</sup> sur la circonférence du trou (Figure 3.15-b). Le secteur angulaire de cette zone centrale a été choisi de manière à être toujours plus grand que le secteur angulaire  $\alpha$  qui représente la zone de contact entre l'outil et la pièce (cf. Figure 3.10).

- De même, suivant la direction axiale, il n'est pas nécessaire de mailler toute la paroi du trou avec un maillage très fin. C'est ce qui justifie une zone centrale de faible hauteur maillée avec des éléments réguliers de taille élémentaire. La hauteur de cette zone est également supérieure à celle de la zone de contact entre l'outil et la pièce dans le sens axial (Figure 3.15-c).
- À l'entrée et à la sortie de l'outil, nous avons fait un choix d'élément de taille élémentaire dans le sens axial. Ceci a été retenu pour mieux évaluer la hauteur de bavure en entrée et en sortie de la pièce. Entre la zone centrale et les faces d'entrée/sortie d'outil, nous avons réalisé un double « bias », afin d'avoir une transition convenable entre les différentes zones (Figure 3.15-c).
- Suivant la direction radiale, le maillage est de plus en plus grossier en s'éloignant du bord du trou car le matériau est de moins en moins affecté par le galetage orbital (Figure 3.15-b). Par ailleurs, entre les parois du trou et l'extrémité de la pièce, il a été délimité une zone de transition de maillage, afin d'avoir un unique élément au niveau de la circonférence externe de la pièce (Figure 3.15-c).

Le maillage de la pièce a été réalisé en négligeant l'état de surface initial du trou car cela nécessiterait davantage d'éléments plus petits comme le montrent Balland et al. (Balland et al., 2013b), ce qui augmenterait drastiquement les temps de calcul.

Pour minimiser les erreurs et les singularités numériques, tous les résultats seront extraits aux nœuds et aux points d'intégration d'éléments situés sur une bande localisée au centre de la zone d'intérêt, puis moyennés (Figure 3.16). La largeur de bande est de cinq éléments.

L'outil étant modélisé à l'aide d'une surface rigide analytique, il ne nécessite pas de maillage.

---

<sup>4</sup> Taille du plus petit élément dans la zone centrale. La taille des autres éléments dépend de celle-ci, vu qu'il y a défini un bias à partir de cette taille élémentaire.

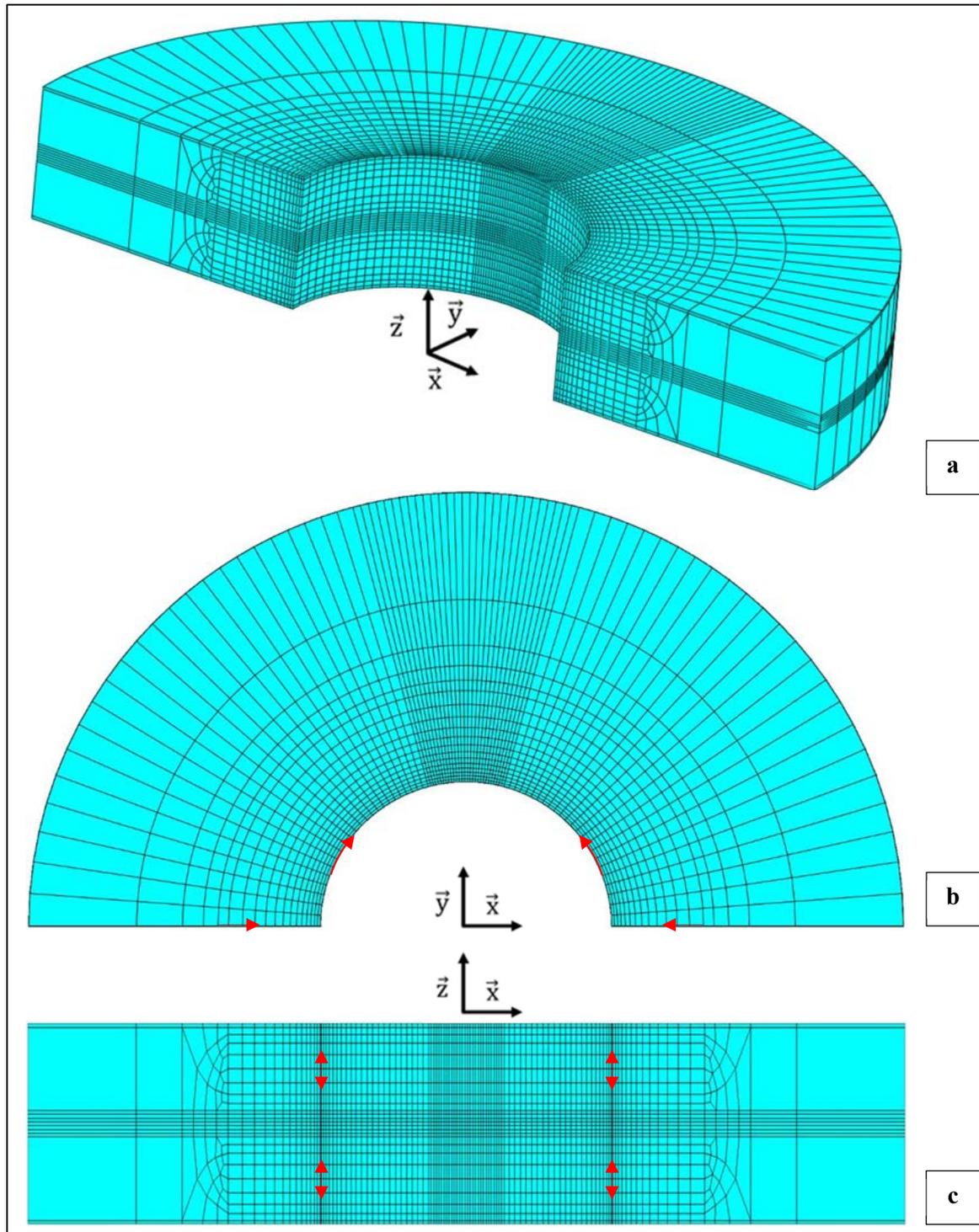


Figure 3.15 : Maillage de la pièce

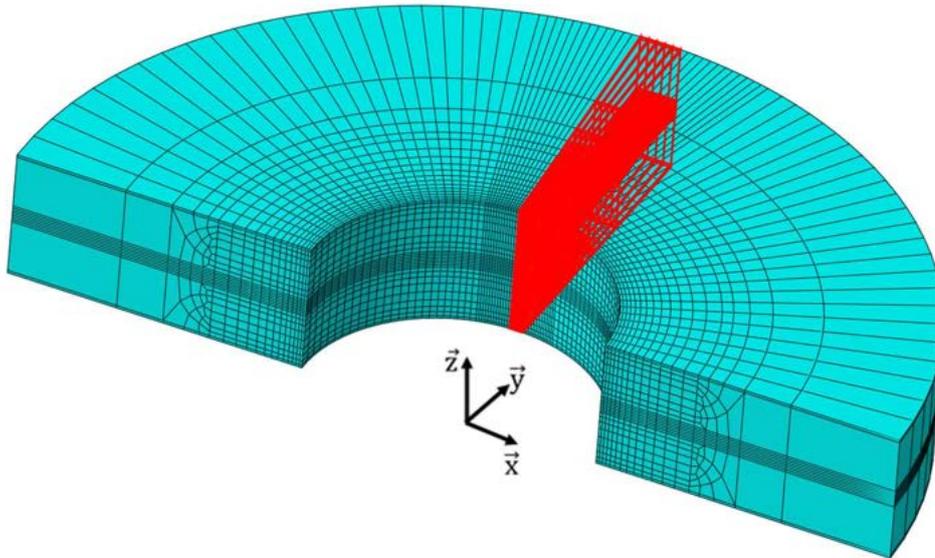


Figure 3.16 : Zone d'extraction des résultats de contraintes et déformations résiduelles

### 3.3.2.2. Convergence du maillage

Les résultats des premiers MEF de galetage orbital développés ont fait état de très forts gradients de contraintes et de déformations sur une faible épaisseur de couches superficielles de la pièce ( $\approx 500\mu\text{m}$ ). Pour obtenir une meilleure précision des résultats, la taille élémentaire doit être choisie suffisamment petite. Toutefois, cela ne doit pas se faire au détriment des temps de calcul. Afin d'obtenir un gradient de contraintes raisonnable, nous avons choisi trois tailles élémentaires suffisamment petites ( $40\ \mu\text{m}$ ,  $60\ \mu\text{m}$  et  $80\ \mu\text{m}$ ). Comme nous l'avons précisé en introduction, les calculs ont été réalisés sur les ressources matérielles dont dispose le mésocentre de calculs intensifs CALMIP. Les calculs ont été exécutés sur un nœud dont l'architecture physique est la suivante :

- Nombre de processeurs : 02 ;
- Processeur : Intel Skylake 2,3 GHz ;
- Nombre de cœurs : 36, soit 18 cœurs/processeur ;
- Mémoire vive globale du nœud : Mémoire partagée de 192 Go.

Les résultats de contraintes résiduelles issus des différents modèles sont présentés à la Figure 3.17. Il s'agit de contraintes relevées aux points d'intégration des éléments de la section médiane de la pièce (Figure 3.17-a). Hormis les contraintes radiales où nous observons des phénomènes assez différents, les courbes de contraintes obtenues sont quasi-identiques. Toutefois, la localisation du pic de contraintes résiduelles diffère en fonction de la taille élémentaire de maillage choisie. On serait tenté de choisir une taille élémentaire de  $40\ \mu\text{m}$ , mais les durées de calculs correspondants s'avèrent être très élevées, ainsi que les coûts en temps de calculs (Figure 3.18). Par conséquent, nous avons choisi pour notre modèle une taille élémentaire intermédiaire égale à  $60\ \mu\text{m}$ .

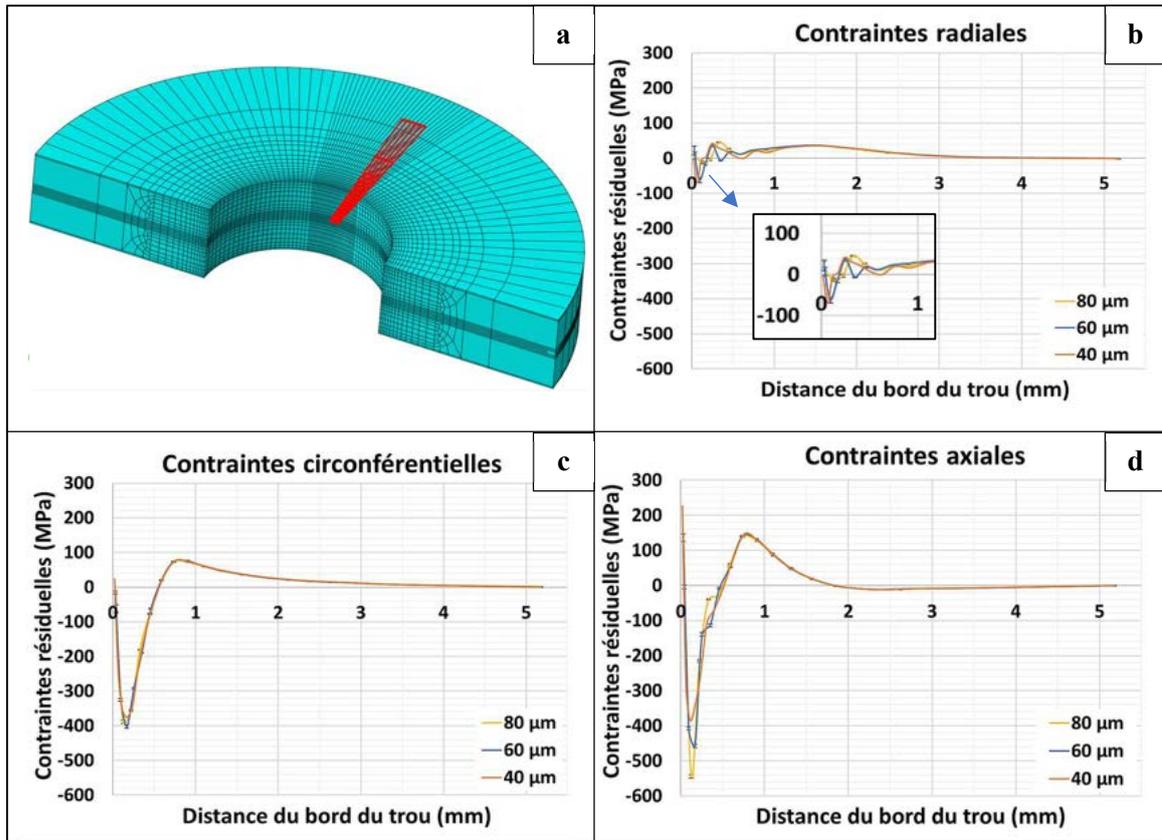


Figure 3.17 : Comparaison des contraintes résiduelles radiales (a), circonférentielles (b) et axiales (c) pour différentes tailles élémentaires ; (d) Zone de relevé des contraintes

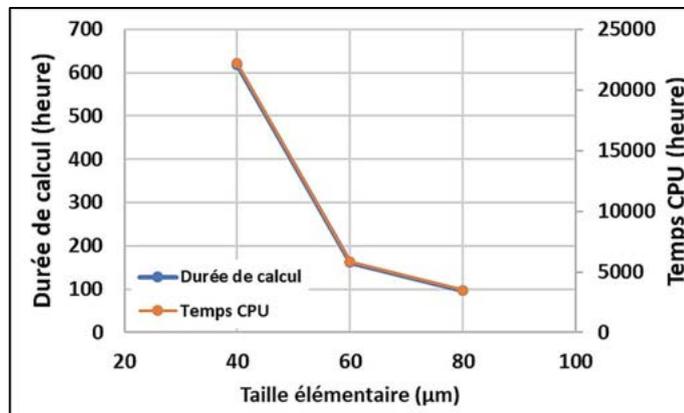


Figure 3.18 : Durées et temps de calcul CPU en fonction de la taille élémentaire du maillage

<sup>5</sup> Temps CPU = Durée de calcul x nombre de cœurs. C'est ce temps qui est pris en compte lors de l'attribution des ressources de calcul sur les plateformes de calculs intensifs.

Ces durées de calculs sont aussi grandes pour plusieurs raisons. Tout d'abord, le faible pas de la trajectoire hélicoïdale associé aux grandes vitesses de rotation outil impose d'avoir un pas de temps assez petit. Ce qui entraîne donc une durée globale conséquente pour procéder au galetage orbital de toute l'épaisseur de la pièce. Quant à la taille élémentaire, le nombre d'éléments augmente rapidement avec la diminution de cette dernière (Figure 3.18). Ce qui accroît par conséquent le nombre de degrés de liberté du modèle. Suivant le schéma de résolution explicite, le pas de temps dépend de la taille du plus petit élément du modèle. La résolution d'un problème avec la méthode explicite revient à travailler comme s'il s'agissait d'un problème de propagation d'ondes. La vitesse de propagation des ondes à l'intérieur du matériau étant dépendante de la taille du plus petit élément ; plus la taille de l'élément est faible, plus petit est le pas de temps.

### 3.3.3. Etude de la scalabilité du modèle

Outre la réduction de modèle, une stratégie d'optimisation des temps de calcul consiste à tirer profit des ordinateurs à architecture parallèle. Ces ordinateurs sont en effet conçus pour réaliser un grand nombre d'opérations élémentaires par seconde grâce, non pas à une fréquence d'horloge plus élevée, mais plutôt à un nombre important de processeurs en réseaux et à une gestion performante de transmission des données. L'exécution parallèle des calculs avec le solveur explicite d'ABAQUS® constitue donc un atout important dans la mesure où il peut permettre de réduire le temps d'exécution pour les analyses qui nécessitent un grand nombre d'incrément et/ou qui contiennent un grand nombre de nœuds et d'éléments.

La méthode de décomposition en domaine est une des méthodes de parallélisation les plus répandues. Elle consiste à diviser le modèle en un nombre de domaines parallèles spécifié par l'utilisateur, et chaque domaine est attribué à un processeur (Figure 3.19). La solution est obtenue indépendamment pour chaque domaine et des informations sont transmises pour assurer la continuité et l'équilibre aux limites du domaine. Les domaines sont divisés initialement afin que chacun ait des dépenses de calcul approximativement équivalentes.

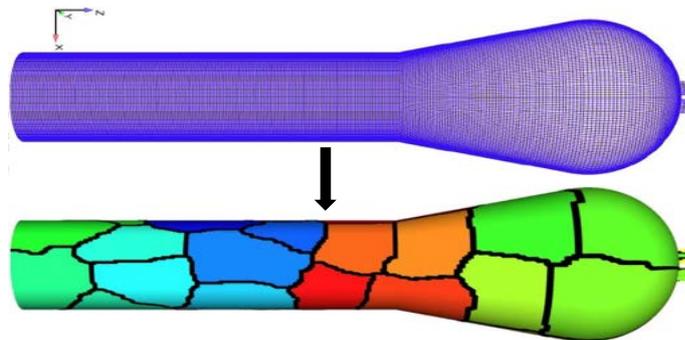


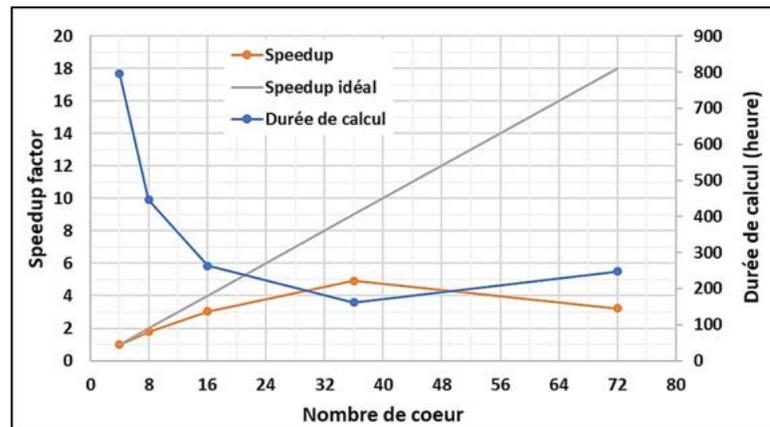
Figure 3.19 : Illustration de décomposition d'un modèle éléments finis en domaines parallèles

Les performances de parallélisation sont mesurées en comparant le temps total requis pour exécuter le modèle sur un seul processeur (exécution séquentielle) au temps total requis pour l'exécuter sur plusieurs processeurs (exécution parallèle). Le rapport entre ces deux valeurs est appelé « *speedup factor* » ou simplement « *speedup* » (équation (3.3)). La scalabilité fait référence au comportement du speedup avec la variation du nombre de processeur. Une scalabilité parfaite indique que le speedup augmente linéairement avec le nombre de processeur. Autrement dit, la parallélisation sera parfaite si le speedup est égal au nombre de processeurs utilisés pour l'exécution parallèle du calcul. Mais cette scalabilité dépend fortement du modèle. Il arrive fréquemment

qu'utiliser plus de cœurs peut être contre-productif car les temps de communication entre processeurs peuvent augmenter, réduisant ainsi le speedup et entraînant une surconsommation inutile du temps CPU.

$$Speedup = \frac{\text{temps calcul séquentiel}}{\text{temps calcul parallèle}} \quad (3.3)$$

L'étude de la scalabilité de notre modèle a été réalisée sur plusieurs cœurs de la plateforme CALMIP. La Figure 3.20 présente l'évolution du speedup en fonction du nombre de cœurs alloués pour la parallélisation de notre modèle. N'ayant pas réalisé les calculs sur un seul cœur, nous avons considéré comme temps de calcul séquentiel celui réalisé sur quatre.



Nombre de cœurs	Mémoire vive (Go)	Durée de calcul		Temps CPU		Speedup= $\frac{t_{4cœurs}}{t_{ncœurs}}$
		(jr hh:mm:ss)	(heure)	(jr hh:mm:ss)	(heure)	
4	20	33 jr 03:57:13	795,95	132 jr 15:48:52	3183,81	1
8	40	18 jr 13:44:08	445,74	148 jr 13:53:04	3565,88	1,786
16	80	10 jr 22:46:43	262,78	175 jr 04:27:28	4204,46	3,029
36	192	06 jr 17:53:35	161,89	242 jr 20:09:36	5828,16	4,917
72	374	10 jr 07:47:55	247,80	660 jr 19:06:40	17841,50	3,212

Figure 3.20 : Scalabilité du modèle éléments finis de galetage orbital développé

La scalabilité de notre modèle décroît à partir de 36 cœurs et au-delà, elle est encore pire. Au vu de ces résultats, le nombre de cœurs idéal pour exécuter nos calculs serait 16. Toutefois, nous constatons qu'en utilisant 36 cœurs, nous avons un gain en durée de calcul de plus de 4 jours contre une perte en temps CPU de 1623 heures. Ce prix à payer en temps CPU nous semble moindre comparé à la durée de calcul économisé. Par conséquent, nous avons décidé de paralléliser nos différents calculs sur 36 cœurs.

### 3.4. Étude du niveau de galetage et de l'influence des conditions de galetage

L'un des objectifs majeurs de ces travaux est la détermination du niveau de galetage nécessaire pour avoir un impact sur l'intégrité de surface du trou usiné, et par ricochet sur la durée de vie en fatigue de la pièce. Le paramètre principal de l'intégrité de surface servant d'objectif est la contrainte résiduelle (CR). Nous observerons à ce titre l'intensité et la position du « pic compressif »<sup>6</sup>, ainsi que l'étendue de la « zone compressive »<sup>7</sup>. Les champs des CR de traction seront également examinés. Les autres paramètres à savoir : le niveau d'écrouissage, la bavure et la forme de l'alésage après galetage orbital seront aussi analysés. Les paramètres de galetage considérés initialement sont les mêmes que les paramètres de coupe optimisés déterminés au chapitre 2 à savoir :  $N_{outil} = 40000$  tr/min,  $N_{orb} = 1500$  tr/min et  $V_{fa} = 60$  mm/min.

#### 3.4.1. Étude du niveau de galetage orbital

##### 3.4.1.1. Contraintes résiduelles

Le Tableau 3.3 : Profondeurs de pénétration d'outil considérées et taux de galetage récapitule les profondeurs de pénétration d'outil considérées, ainsi que les taux de galetage orbital correspondants. La Figure 2.21 représente les composantes radiales, circonférentielles et axiales des contraintes résiduelles obtenues pour différentes profondeurs de pénétration (pdp) de l'AA2024-T351. Nous pouvons constater que le galetage orbital génère des contraintes résiduelles de compression dans les couches superficielles du trou, même à de très faibles taux de galetage orbital. Par ailleurs, l'augmentation de la profondeur de pénétration s'accompagne d'une augmentation de l'intensité du pic compressif. Les CR radiales, circonférentielles et axiales atteignent respectivement -34 MPa, -396 MPa et -432 MPa pour une pdp égale à 20  $\mu\text{m}$ , contre -7 MPa, -231 MPa et -225 MPa pour une pdp égale à 5  $\mu\text{m}$ . La position du pic de compression reste quasiment inchangée avec la variation de la pdp. La largeur de la zone compressive croît également avec l'augmentation de la pdp. Le passage d'une pdp de 5  $\mu\text{m}$  à une pdp de 20  $\mu\text{m}$  permet de doubler cette épaisseur compressive (environ 250  $\mu\text{m}$  contre 500  $\mu\text{m}$ ). Ces résultats s'expliquent par l'augmentation des forces de galetage engendrées par l'accroissement du diamètre de l'outil, ce qui induit de plus fortes pressions dans les couches superficielles de la pièce. Ces zones compressives sont équilibrées au loin par des zones de CR de traction. Plus le pic compressif est important, plus le pic en traction l'est également.

Tableau 3.3 : Profondeurs de pénétration d'outil considérées et taux de galetage

pdp ( $\mu\text{m}$ )	5	10	15	20
Taux de galetage = $\frac{\text{pdp}}{R_{\text{trou}}} \times 100$ (%)	0,157	0,315	0,472	0,630

<sup>6</sup> Valeur maximale en valeur absolue de CR de compression.

<sup>7</sup> Zone totale située sous la surface du trou qui s'étend du bord du trou jusqu'à où les CR deviennent positives. Elle représente l'étendue des couches superficielles de la pièce où règnent des CR compressives.

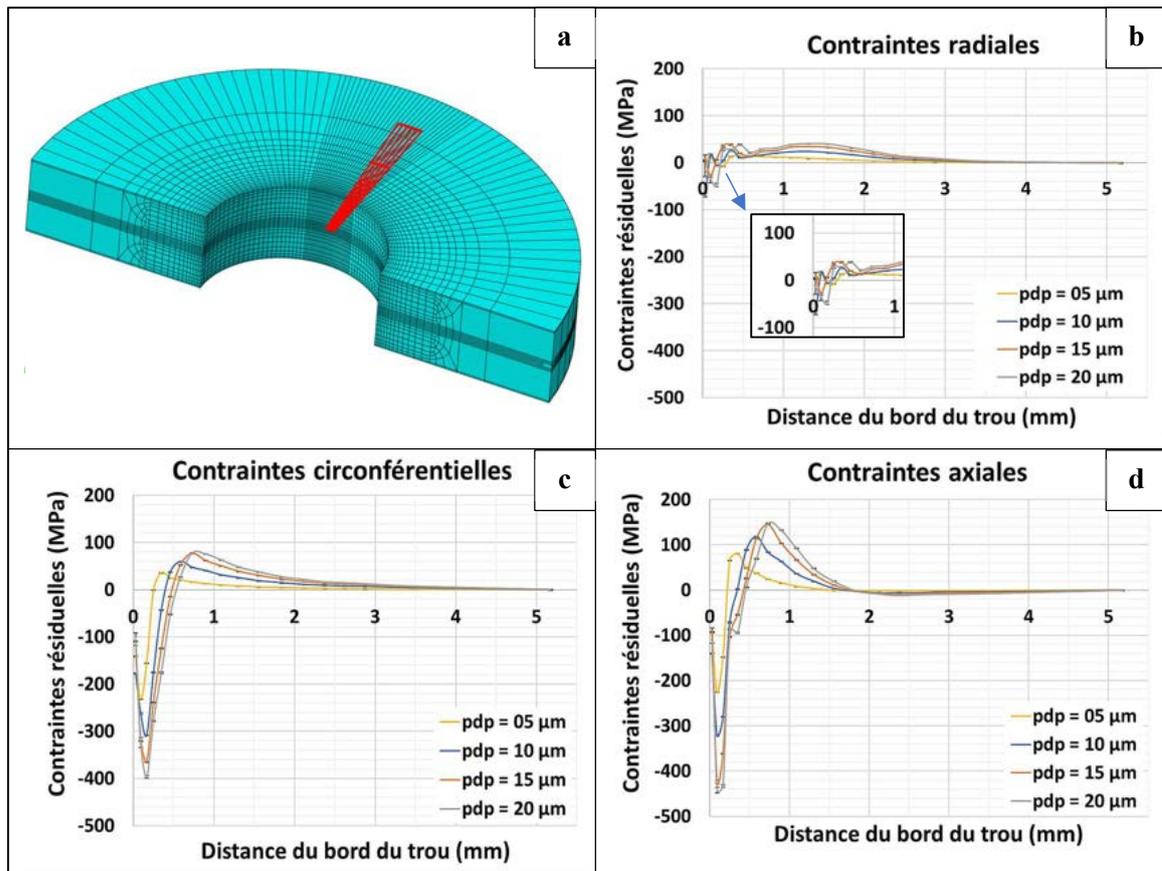


Figure 3.21 : Contraintes résiduelles générées dans l'AA2024-T351 par galetage orbital pour différentes profondeurs de pénétration

Les niveaux de CR radiales sur la section médiane sont très inférieurs par rapport aux deux autres composantes, quelle que soit la pdp (Figure 3.21). Par contre, sur les faces d'entrée et de sortie de l'outil, elles sont beaucoup plus grandes (Figure 3.22-b). De plus, les zones compressives correspondantes sont également beaucoup plus élevées ( $> 3$  mm). Ceci serait lié aux effets de bords. En effet, en entrée et sortie d'outil, la matière déplacée dans le sens axial est plus importante alors qu'elle est très faible dans le sens radial ; tandis qu'à la section médiane, c'est plutôt l'inverse. Les composantes circonférentielles des CR sur les faces sont de traction, ce qui peut s'avérer critique pour la tenue en fatigue de la pièce. Mais cette zone est très faible ( $\approx 100 \mu\text{m} - 150 \mu\text{m}$ ) et elle est très vite compensée par une plus large zone compressive en dessous. Par ailleurs, l'ébavurage permettra de les supprimer. Ceci peut être lié aux effets de bords. En effet, les éléments situés près des faces extérieures du trou sont alors moins contraints axialement, beaucoup moins qu'en section médiane. Les pics compressifs en surface sont beaucoup plus faibles qu'en section médiane. Quant aux zones compressives, elles sont plus grandes. Ces phénomènes sont observés pour toute profondeur de pénétration d'outil (cf. Annexe B).

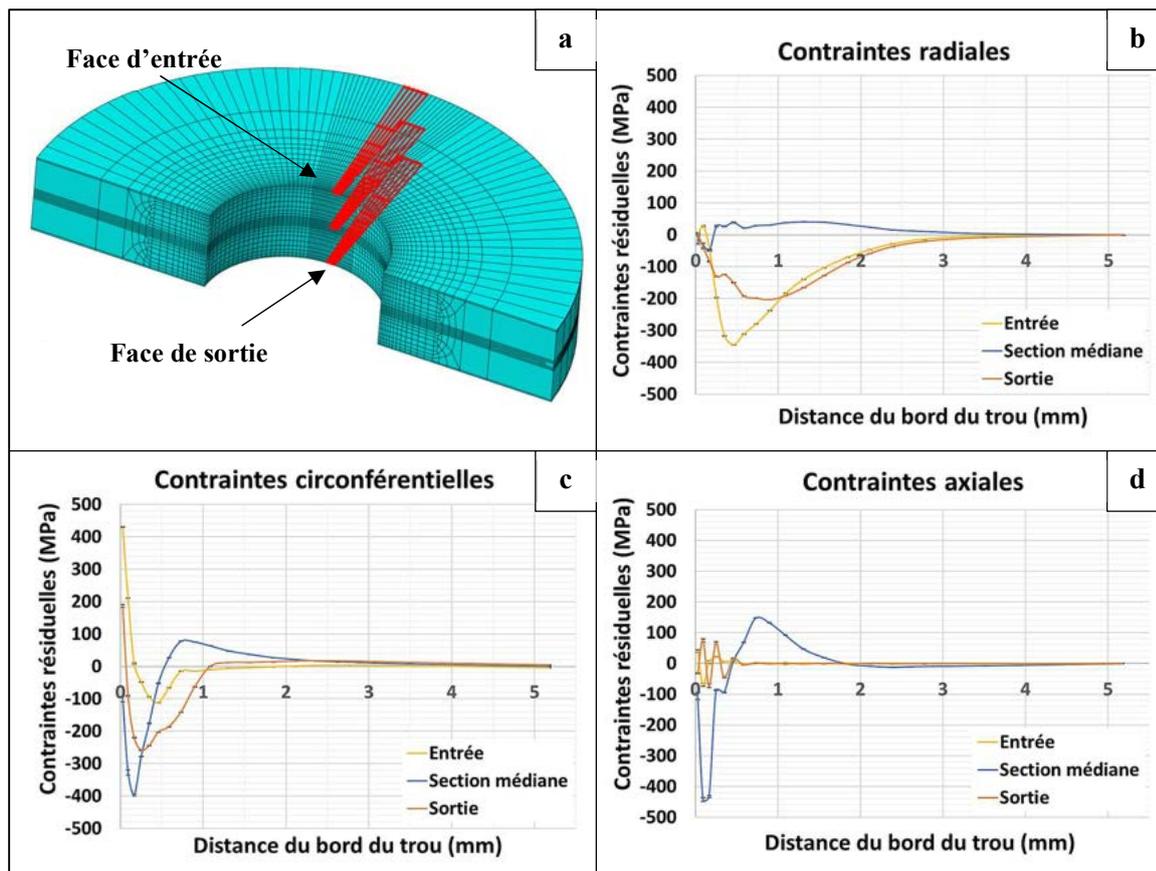


Figure 3.22 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour  $pdp = 20 \mu m$

### 3.4.1.2. Évaluation du taux d'écrouissage

Le taux d'écrouissage peut être numériquement étudié au travers les déformations plastiques cumulées équivalentes (PEEQ) (Trauth et al., 2013). Les niveaux des déformations plastiques cumulées pour différentes profondeurs de pénétration sont présentés à la Figure 3.23. Ces résultats montrent que les maximums des taux d'écrouissage sont obtenus à la surface du matériau du trou. Par ailleurs, l'épaisseur de matériau écroui reste faible et varie légèrement avec la profondeur de pénétration. Elle est d'environ  $250 \mu m$  pour une  $pdp$  de  $5 \mu m$  contre  $500 \mu m$  pour une  $pdp$  de  $20 \mu m$ . Le taux d'écrouissage augmente également avec la profondeur de pénétration.

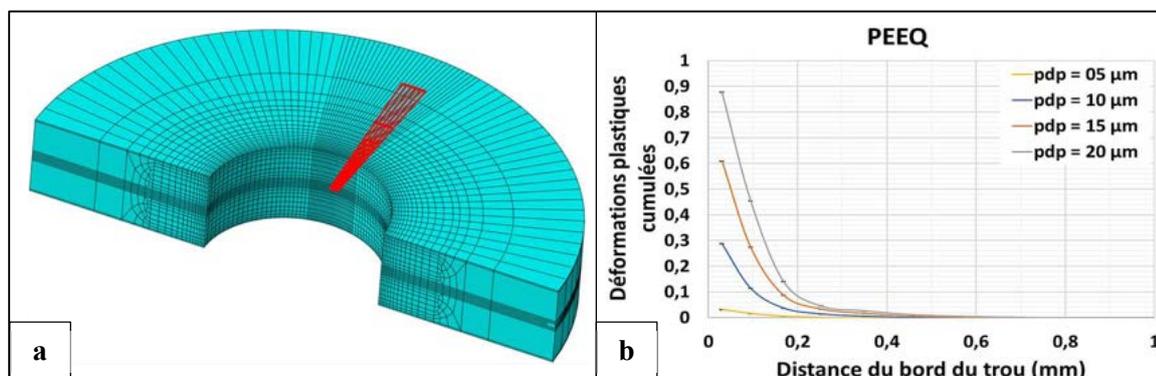


Figure 3.23 : Déformations plastiques cumulées générées dans l'AA2024-T351 par galetage orbital pour différentes profondeurs de pénétration

## 3.4.1.3. Bavures

Le galetage orbital s'accompagne d'un écoulement de matière en amont et en aval de l'outil qui peut générer des bavures aux surfaces d'entrée et de sortie. Cet écoulement de matière est beaucoup plus important dans le sens de l'avance de l'outil. Il en résulte des bavures en sortie plus grandes que celles observées sur la face d'entrée (Figure 3.24). L'augmentation de la pdp engendre un écoulement de matière plus important, ce qui justifie l'augmentation de ces bavures. Les largeurs de racines des bavures en entrée et sortie restent également assez faibles et varient très peu avec l'augmentation de la pdp. Nous observons numériquement au loin du trou la présence d'une faible zone de « compression » par rapport à la côte initiale sur la face d'entrée, mais pas au niveau de la sortie.

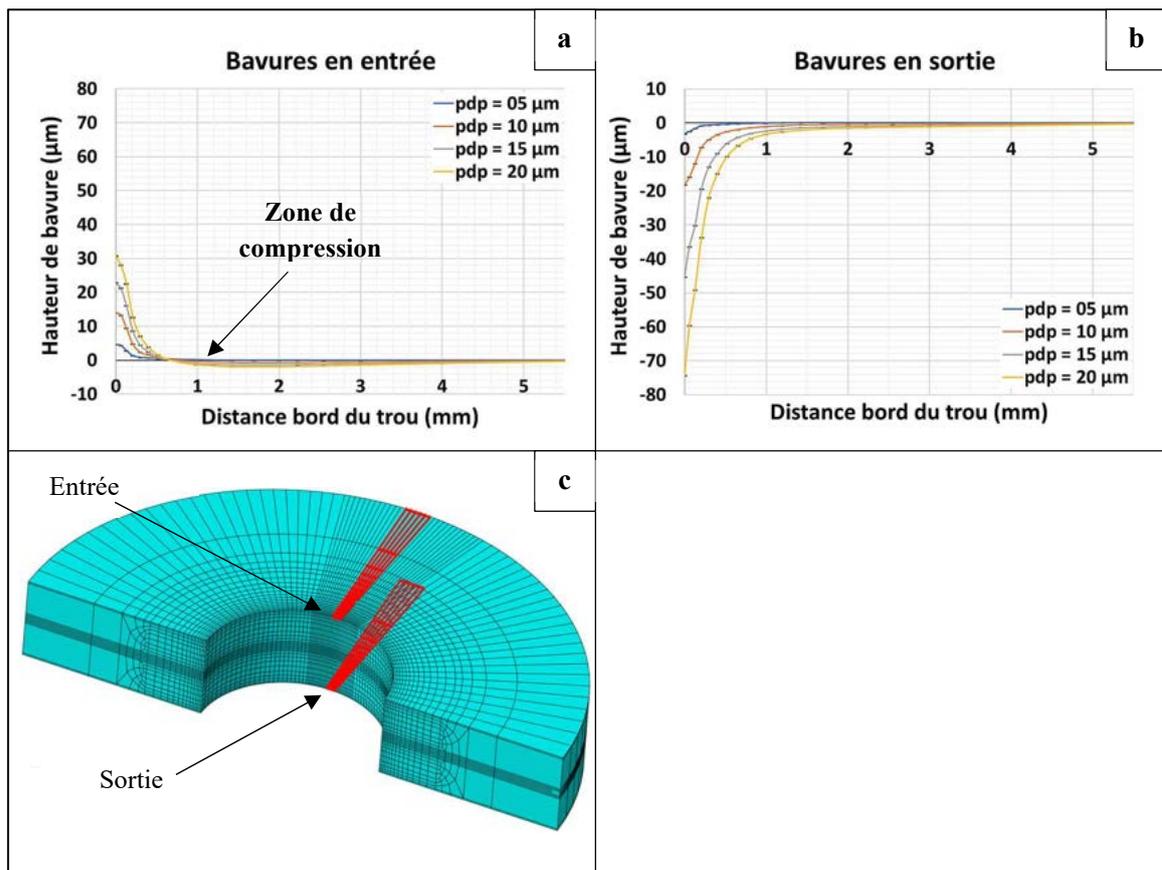


Figure 3.24 : Hauteurs de bavures en entrée et en sortie d'outil pour différentes profondeurs de pénétration

## 3.4.1.4. Forme et taux résiduel d'expansion radiale de l'alésage

La maîtrise de la valeur du diamètre résiduel après galetage orbital est très importante industriellement. Elle permet la vérification rapide de la réalisation correcte du procédé sur une pièce finie et sert à définir les dimensions d'outil. Sur la Figure 3.25-b, nous avons représenté la déformation radiale résiduelle de l'alésage après galetage orbital. Ces résultats exhibent des déplacements radiaux résiduels plus importants sur les faces d'entrée et de sortie de l'outil tandis qu'à cœur, ils restent faibles et sont assez homogènes. La forte diminution du maintien axial du matériau proche des surfaces extérieures est responsable de la génération de ces déformations résiduelles significatives. Mis à part aux extrémités de l'alésage, la forme générale de l'alésage obtenue après galetage orbital est assez uniforme.

Afin de quantifier ce retour élastique, le taux résiduel d'expansion radiale  $Re$  défini par l'équation (3.4) est étudié pour différentes valeurs de profondeur de pénétration. Le diamètre résiduel considéré est celui moyenné sur la partie de l'alésage où les déformations radiales résiduelles sont uniformes. Nous pouvons noter que ces taux résiduels restent très faibles (Figure 3.25-c).

$$Re = \frac{\phi_{résiduel} - \phi_{initial}}{\phi_{initial}} \times 100 \quad (3.4)$$

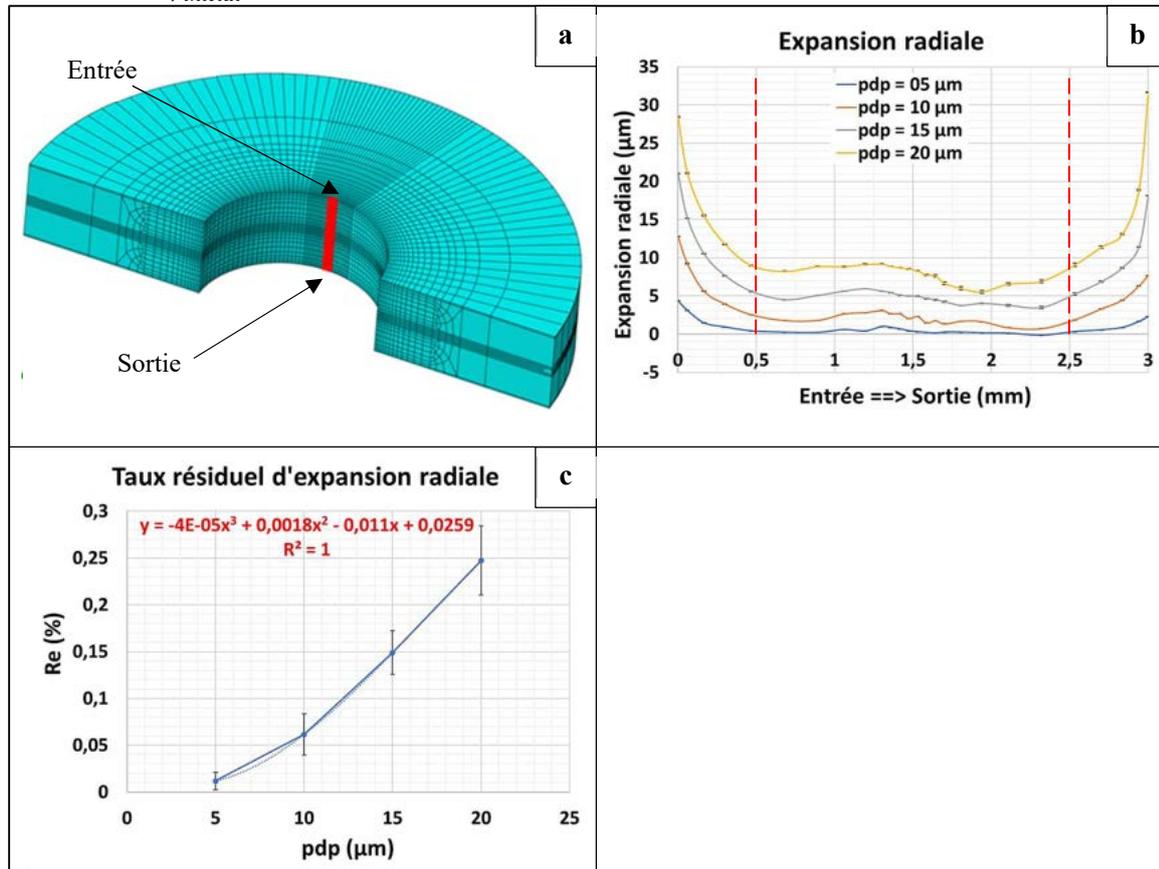


Figure 3.25 : Influence de la profondeur de pénétration sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale.

### 3.4.2. Influence de la configuration de galetage

Les résultats de modèles numériques présentés au § 3.4.1 ont été obtenus pour une configuration de galetage orbital en opposition (cf. Figure 2.6). À présent, il est question ici de mettre ces résultats en parallèle avec ceux issus d'une configuration en avalant. Les modèles numériques ont été développés pour une profondeur de pénétration égale à 20 µm.

#### 3.4.2.1. Contraintes résiduelles et écrouissage

La configuration de galetage semble n'avoir aucun effet sur la largeur de la zone compressive (Figure 3.26). Les profils des contraintes résiduelles aussi restent globalement identiques. Par contre, pour toutes les composantes du tenseur des contraintes, le pic compressif est beaucoup plus important dans le cas du galetage orbital en avalant. Il est relevé entre les deux configurations une différence d'environ 100 MPa pour les contraintes axiales. Quant aux niveaux

d'écroutissage, les résultats présentés à la Figure 3.27 montrent qu'ils ne sont pas impactés par la configuration de galetage orbital.

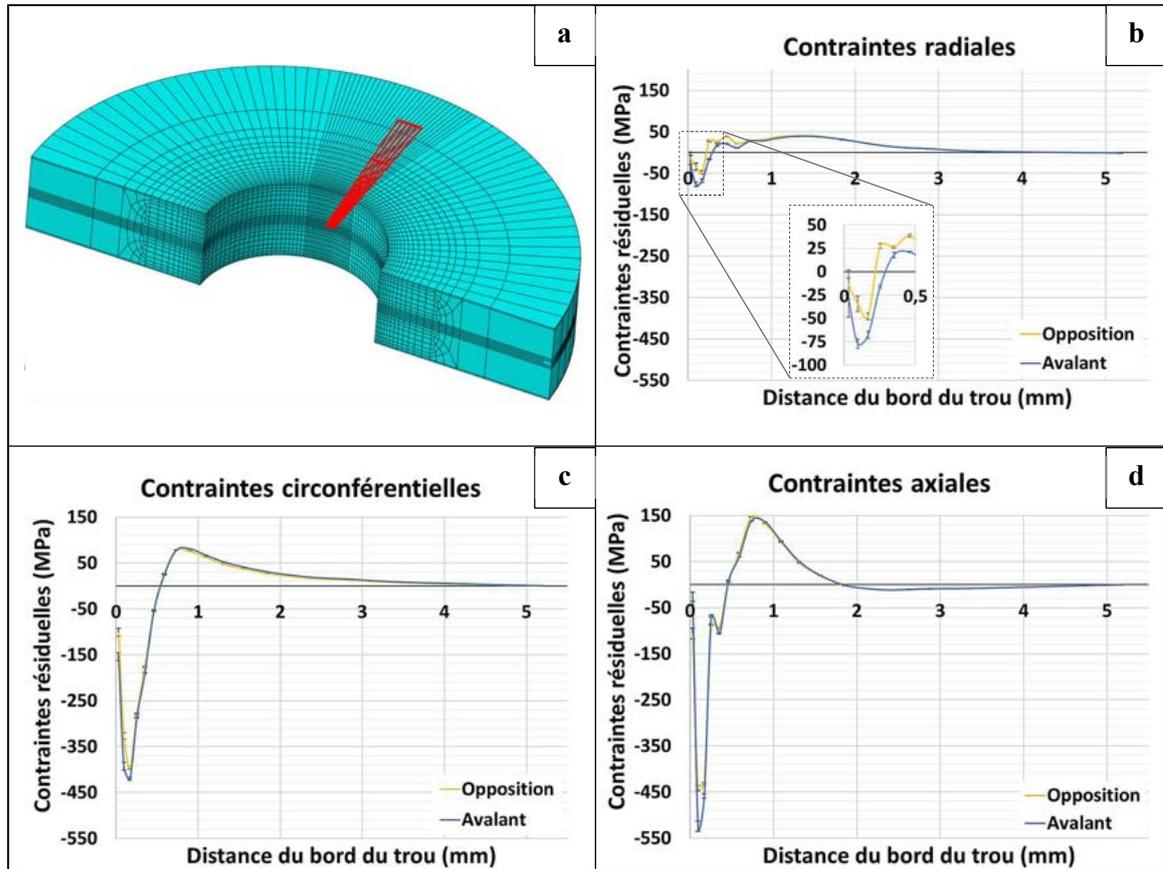


Figure 3.26 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les contraintes résiduelles au sein de l'AA2024-T351

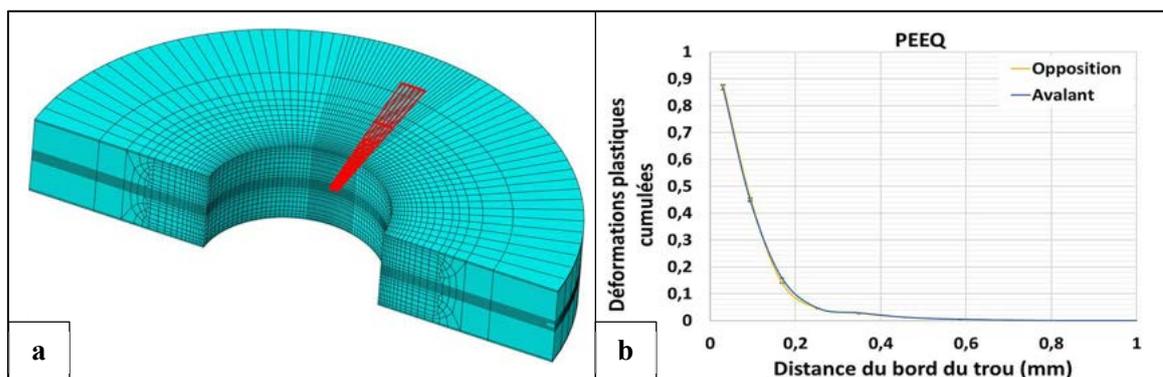


Figure 3.27 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les déformations plastiques cumulées de l'AA2024-T351

### 3.4.2.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale

Les résultats présentés aux Figure 3.28 et 3.29 montrent que les bavures ainsi que la forme globale de l'alésage après galetage sont identiques, quelle que soit la configuration employée. Il en est de même du taux d'expansion radiale.

L'impact de la configuration de galetage est donc surtout retrouvé sur l'état des champs de contraintes résiduelles.

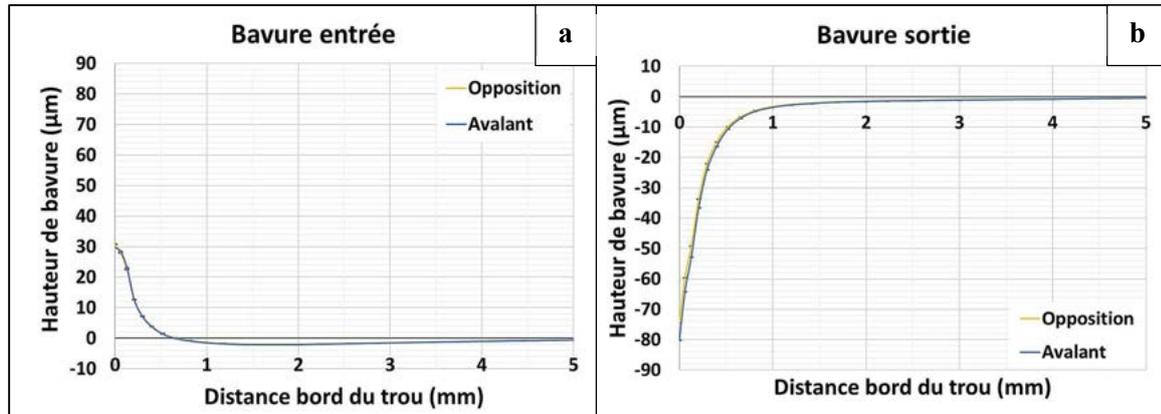


Figure 3.28 : Influence de la configuration de galetage orbital sur les bavures en entrée et en sortie d'outil

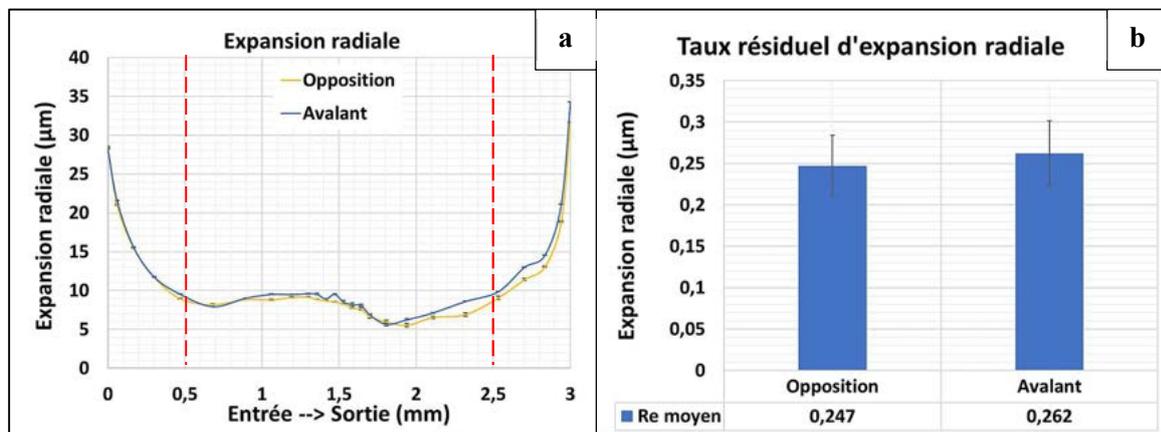


Figure 3.29 : Influence de la configuration de galetage sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale

### 3.4.3. Influence de la vitesse de rotation outil

Les premiers résultats de galetage orbital ont été obtenus pour les paramètres de coupe optimaux déterminés par le COM orbital. Tout comme en perçage orbital, ces derniers peuvent avoir une très grande influence sur l'intégrité de surface des alésages. Il est donc question à présent de donner un premier aperçu de cet impact. Le paramètre étudié ici est la vitesse de rotation outil. La rotation de l'outil autour de son axe a été bloquée ( $N_{\text{outil}} = 0$  tr/min) et les résultats ont été comparés au cas du galetage en conditions de coupe optimisées.

#### 3.4.3.1. Contraintes résiduelles et écrouissage

Au regard des résultats présentés en Figure 3.30 et 3.31, il apparaît que l'annulation de la vitesse de rotation outil amenuise l'intensité du pic compressif des contraintes résiduelles et le niveau d'écrouissage autour de l'alésage. Ces résultats peuvent s'expliquer par le glissement relatif des surfaces en contact plus important lorsque la vitesse de rotation est bloquée, ce qui induit donc après passage de l'outil une surface moins compressive.

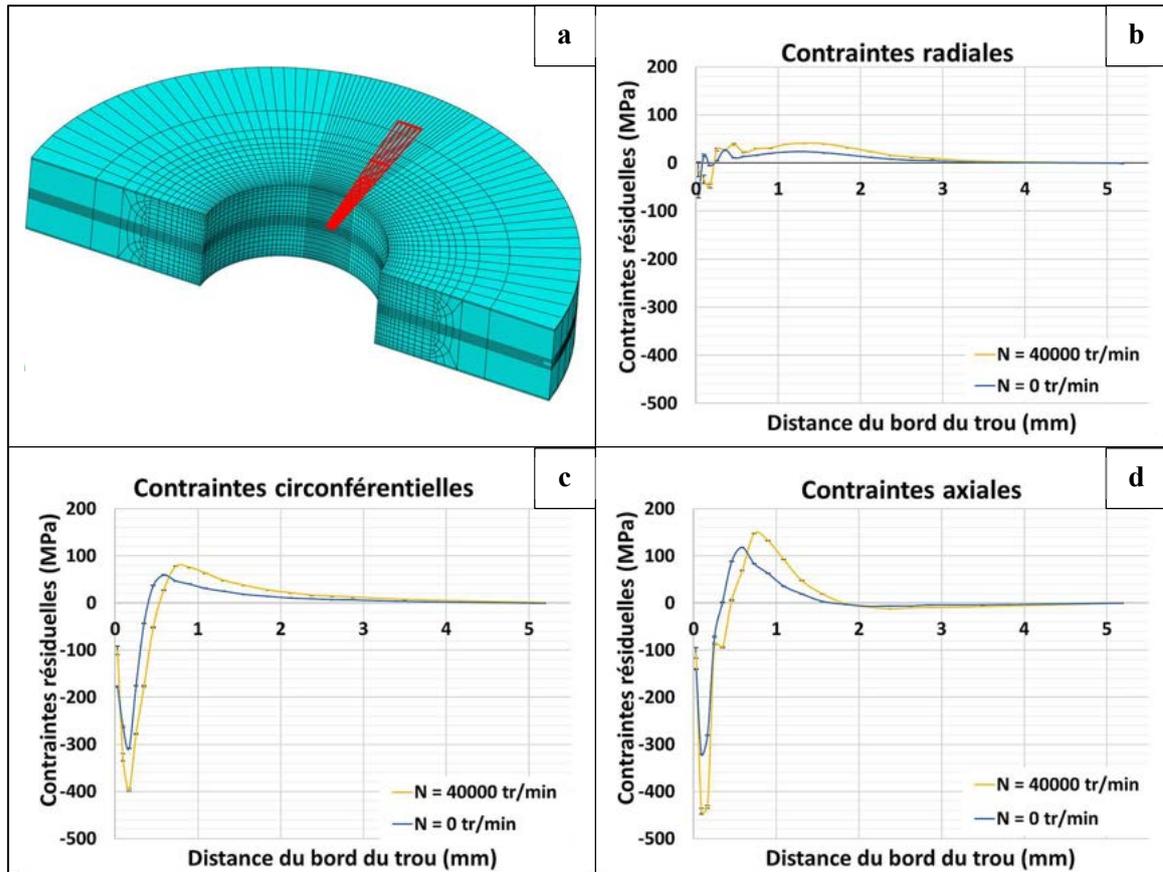


Figure 3.30 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les contraintes résiduelles au sein de de l'AA2024-T351

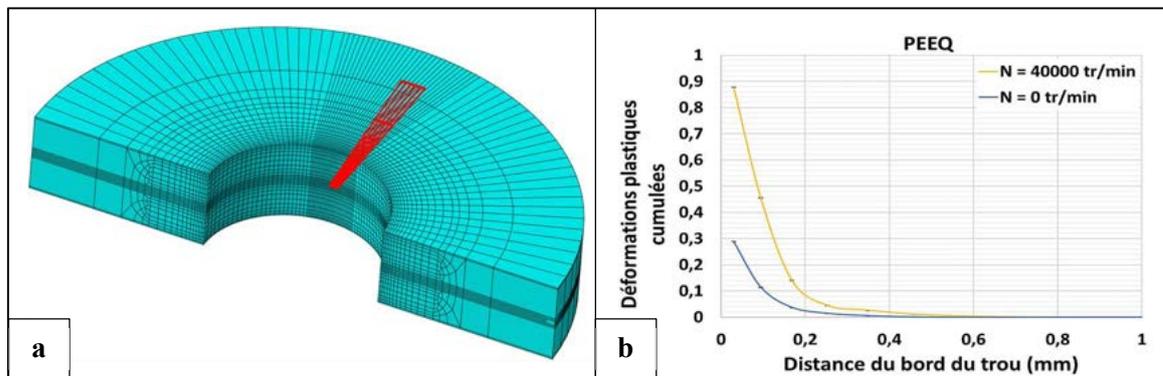


Figure 3.31 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les déformations plastiques cumulée de l'AA2024-T351

### 3.4.3.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale

Au regard des Figure 3.32 et 3.33, l'impact de la vitesse de rotation de l'outil sur les bavures, la forme de l'alésage et le taux résiduel d'expansion radiale est quasi-nul.

Le blocage de la vitesse de rotation de l'outil influence donc uniquement la répartition des contraintes résiduelles et les niveaux d'écrouissage.

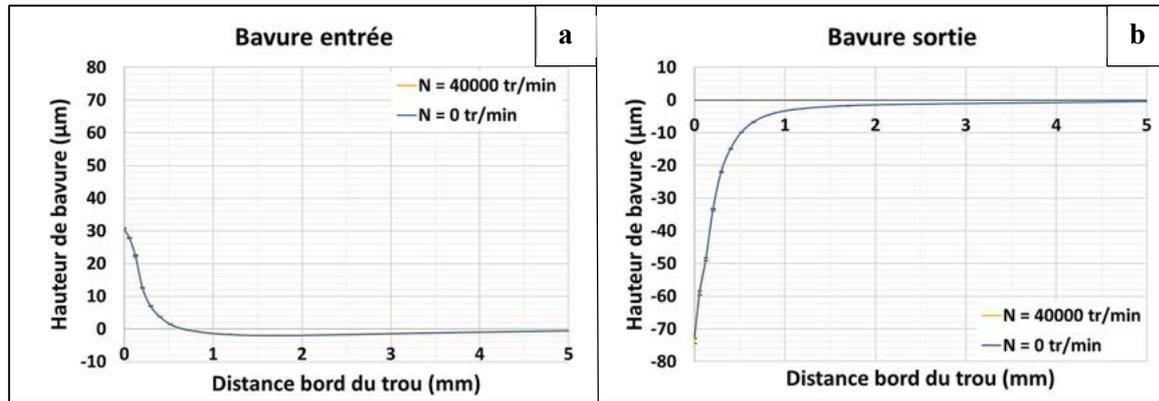


Figure 3.32 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur les bavures en entrée et en sortie d'outil

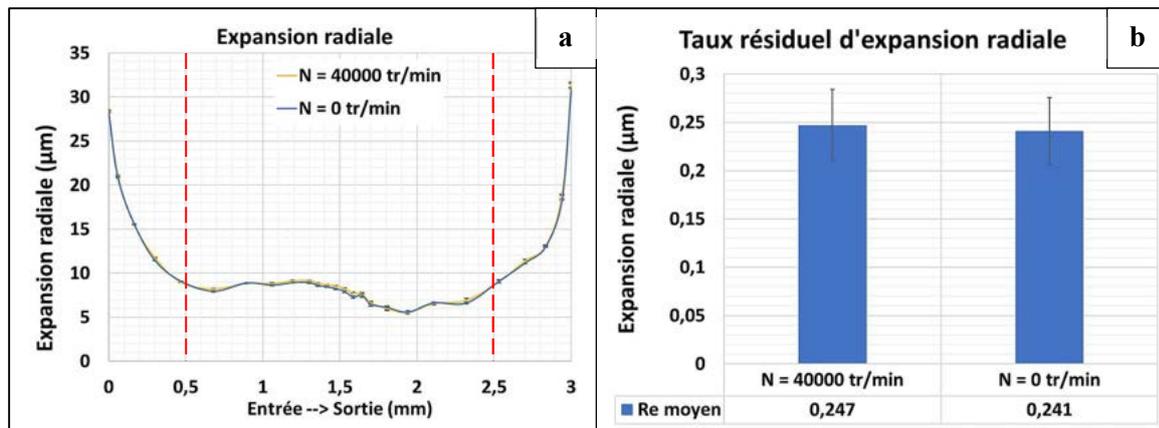


Figure 3.33 : Influence de la vitesse de rotation de l'outil sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale

### 3.4.4. Influence de la remontée de l'outil

Les résultats présentés jusqu'ici sont ceux obtenus uniquement au cours de la descente de l'outil. Mais en pratique, le galetage orbital se produit également durant la phase de remontée de l'outil. En effet, l'excentrique de la broche orbitale utilisée n'étant pas motorisé, il ne peut donc être réglé qu'en amont de l'opération de galetage orbital. Partant de ce constat, la vitesse initiale de remontée d'outil préconisée par PRECISE est identique à la vitesse d'avance axiale ( $V_{fa} = 60 \text{ mm/min}$ ). Mais pour des raisons de productivité, nous nous sommes également intéressés au cas d'une remontée rapide d'outil ( $V_{fa} = 180 \text{ mm/min}$ ).

#### 3.4.4.1. Contraintes résiduelles et écrouissage

La Figure 3.34 montre que les champs de contraintes résiduelles générées au cours de la remontée rapide sont quasi-identiques à ceux produits uniquement pendant la descente de l'outil, à l'exception de la composante axiale où une augmentation de pic compressif de 60 MPa est observée. Par contre, la remontée lente de l'outil accroît davantage le pic compressif. Par rapport au galetage orbital en descente uniquement, il passe de  $-380 \text{ MPa}$  à  $-470 \text{ MPa}$  suivant la composante circonférentielle, et de  $-420 \text{ MPa}$  à  $-560 \text{ MPa}$  suivant la composante axiale. Cette différence entre les remontées lente et rapide se justifie par le taux de recouvrement qui est plus

important dans le premier cas de figure. Le niveau d'écroûissage pour sa part reste quasi inchangé, ce qui traduit donc l'atteinte du niveau d'écroûissage maximal au cours de la descente (Figure 3.35).

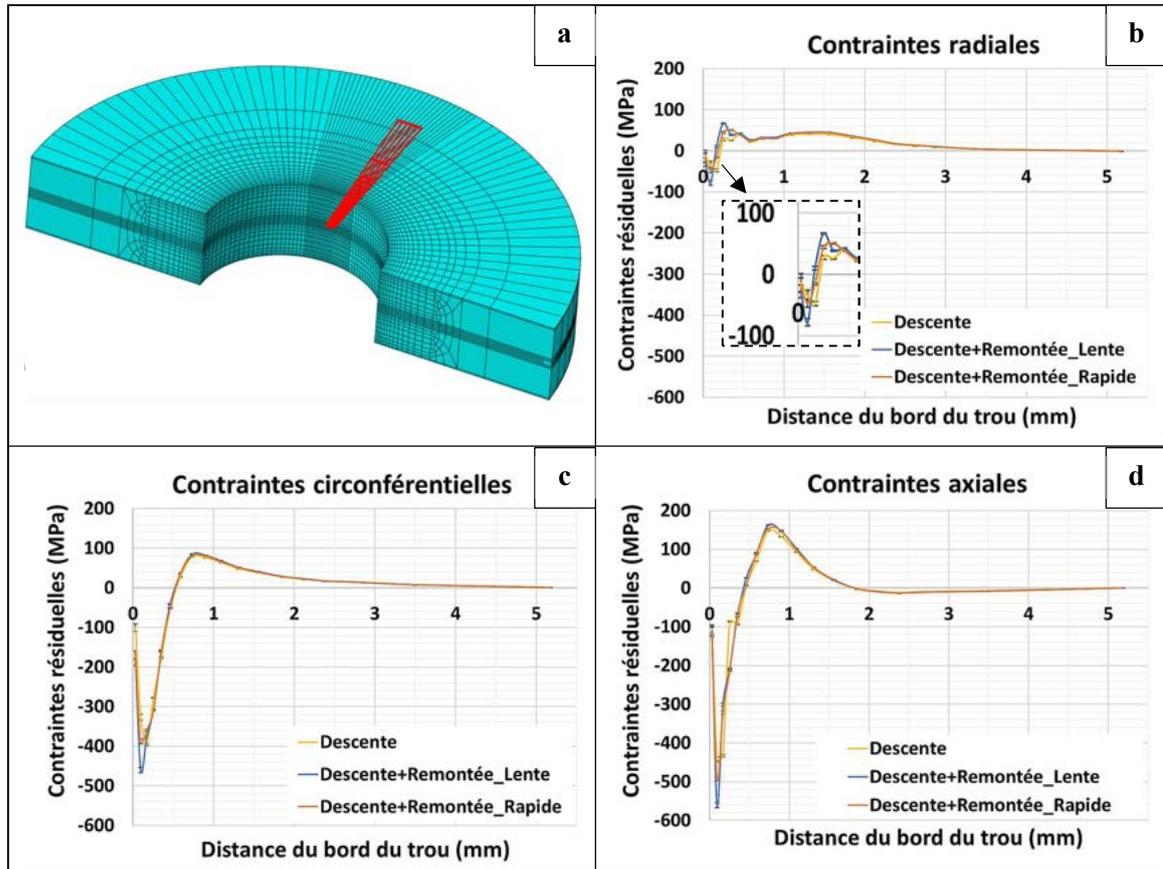


Figure 3.34 : Influence de la remontée de l'outil sur les contraintes résiduelles au sein de l'AA2024-T351

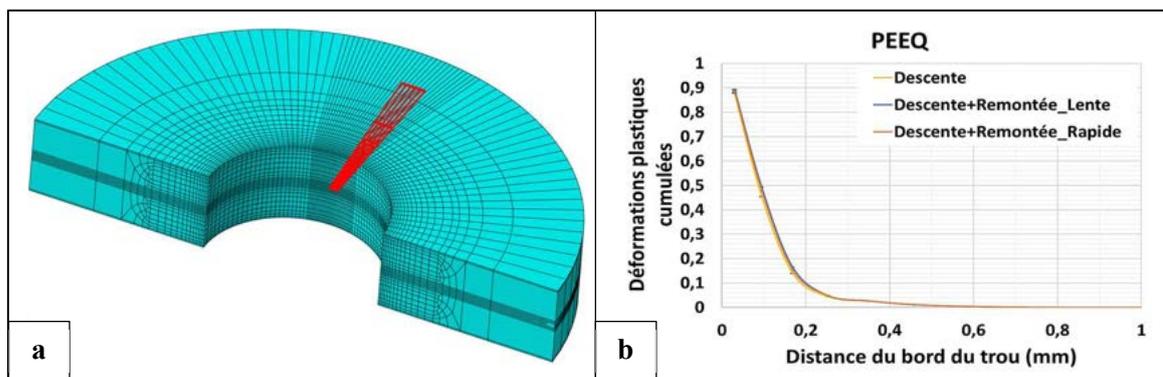


Figure 3.35 : Influence de la remontée de l'outil sur les déformations plastiques cumulées de l'AA2024-T351

### 3.4.4.2. Bavures, forme de l'alésage et taux résiduel d'expansion radiale

Les Figure 3.36 et 3.37 montrent que la remontée de l'outil ne modifie pas les hauteurs de bavures, ni la forme de l'alésage après galetage.

Ainsi, le recouvrement réalisé au cours de la remontée de l'outil permet de générer des champs de contraintes résiduelles plus importants et le taux résiduel d'expansion radiale reste inchangé.

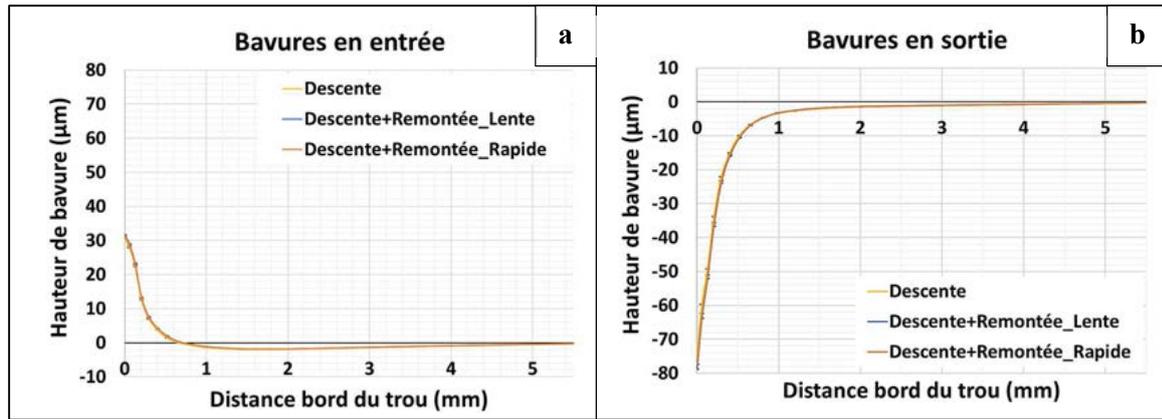


Figure 3.36 : Influence de la remontée de l'outil sur les bavures en entrée et en sortie d'outil

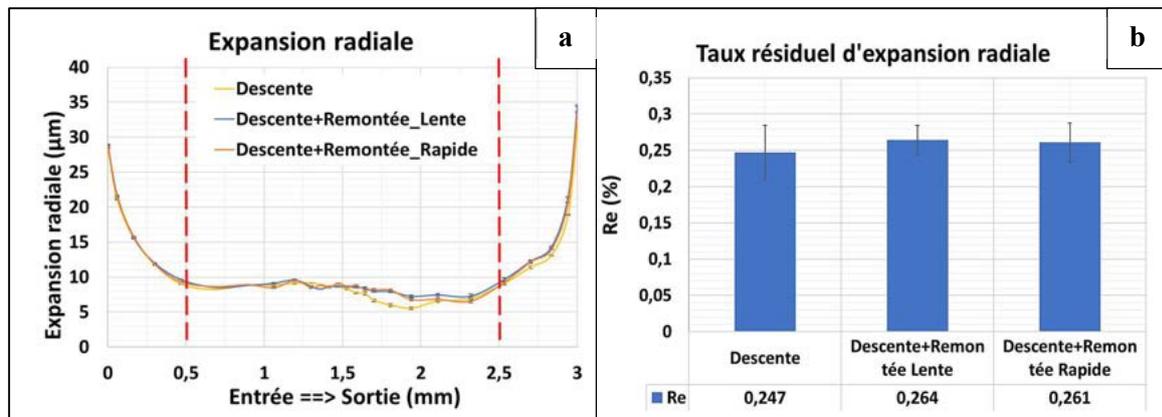


Figure 3.37 : Influence de la remontée de l'outil sur l'expansion radiale et le taux résiduel d'expansion radiale

### 3.4.5. Synthèse

Les paramètres du galetage orbital ont tous une influence plus ou moins importante sur l'intégrité des alésages en AA2024-T351. Pour certains paramètres comme la configuration de galetage, la vitesse de rotation de l'outil ou encore la remontée de l'outil, cette influence est quasi-négligeable sur les bavures et la forme de l'alésage. Mais elle est très prononcée en ce qui concerne l'état des contraintes résiduelles et l'écrouissage. La profondeur de pénétration de l'outil est l'un des paramètres qui impacte, et ce de manière significative, tous les critères d'intégrité de l'alésage. Les modèles ont permis de déterminer le niveau de galetage nécessaire pour obtenir un champ de contraintes résiduelles et un niveau d'écrouissage assez importants, niveau de galetage qui reste très faible comparé aux autres procédés de traitement tels l'expansion à froid.

### 3.5. Validation expérimentale du modèle éléments finis

La validation du modèle est une étape importante car elle permet d'évaluer la fiabilité de celui-ci. L'un des objectifs principaux de ces travaux étant l'observation des contraintes résiduelles générées après galetage orbital, il serait judicieux d'effectuer cette comparaison en termes de contraintes résiduelles. Cependant, l'évaluation des contraintes résiduelles au sein des alésages est une opération complexe, encore plus au sein de l'AA2024-T351. Comme nous l'avons vu au chapitre 1, le confinement du trou ne permet pas d'avoir une bonne amplitude de déplacement de la source de rayons X (cf. Figure 1.27). Ensuite, pour obtenir les profils de contraintes résiduelles après perçage tel que présentés à la Figure 3.21 et déterminer la profondeur affectée par le galetage orbital, il faudrait appliquer la méthode de diffraction des rayons X (DRX) sur les faces d'entrée et de sortie (et éventuellement sur la section médiane, après découpe sans altération de l'état de la pièce). Mais ces faces sont orientées dans le sens de laminage de la tôle de l'AA2024. De ce fait, cette direction présente une plus grande texturation et la taille des grains est la plus grande (cf. Figure 1.15). Ainsi, elles entacheraient les résultats de DRX de grandes incertitudes (Figure 3.38). C'est pour cette dernière raison que (Ball & Lowry, 1998) ont affirmé que la DRX appliquée à l'AA2024 n'est pas très fiable.

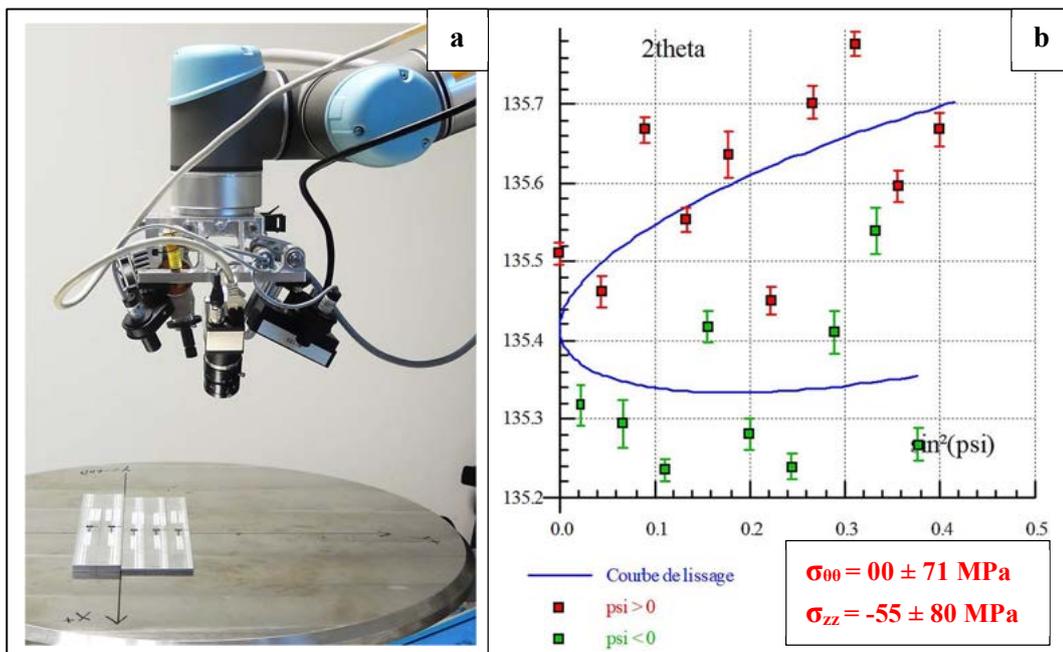


Figure 3.38 : DRX sur les faces d'entrée d'éprouvette en AA2024 (a) Mise en place - (b) Régression elliptique et résultats obtenus pour une mesure

En vue de contourner le souci lié au confinement du trou, certains auteurs optent pour une découpe de l'échantillon (Figure 3.39) (Perrin, 2007) (Girinson, 2017). Mais cette alternative présente un autre inconvénient : la découpe peut avoir une influence non négligeable sur l'état des contraintes résiduelles avant découpe comme le montre (Girinson, 2017). Par ailleurs, la DRX doit être réalisée sur des surfaces planes ou bien dont la courbure est très faible. Dans notre étude, les trous ont un diamètre de 6,35 mm et le diamètre du faisceau de rayons X utilisé est égal à 2 mm. Ces contraintes géométriques génèrent un faible faisceau diffracté et conduit à des résultats inexploitable.

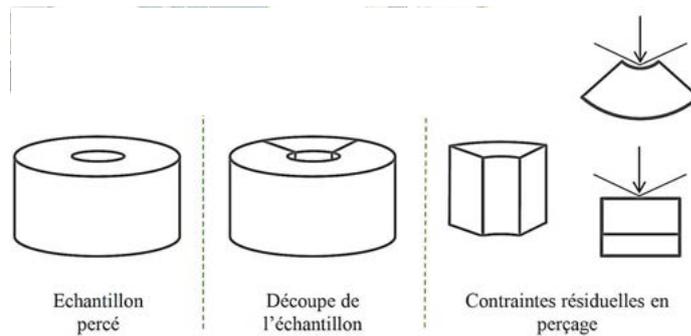


Figure 3.39 : Découpe d'échantillon pour l'évaluation des CR par DRX au sein de l'alésage

Les méthodes destructives ou semi-destructives d'évaluation des CR s'avèrent intéressantes pour obtenir les valeurs de contraintes à cœur de composants. Mais les champs générés par le galetage orbital présentent des gradients très importants sur de faibles distances aux bords du trou. Il est par conséquent inutile d'appliquer, par exemple, la méthode du trou incrémental qui, dans sa norme (ASTM E 837-13a), impose déjà d'avoir une distance minimale de  $0,5D$  entre le bord du trou et la jauge de déformations.  $D$  étant le diamètre du cercle de la jauge (soit  $2,65\text{mm}$  pour  $D = 5,13\text{ mm}$ ). Au vu des résultats des modèles numériques, les profils des CR ne peuvent pas être captés.

Afin de s'affranchir de toutes ces difficultés rencontrées avec l'application de la DRX sur les alésages en AA2024, une campagne spécifique d'évaluation de CR sur les bords de plaque traités par galetage a été mise sur place. Comme présenté au chapitre 1, la texture de l'AA2024 est beaucoup plus marquée dans le sens de laminage (L), et la taille des grains est très grande. En revanche, dans les sens travers-long ( $T_L$ ) et travers-court ( $T_C$ ), le matériau est beaucoup moins texturé et la taille des grains est relativement faible (cf. Figure 1.15). La surface plane de la pièce constitue un autre grand intérêt pour l'application de la DRX. Ainsi, nous avons modélisé numériquement le galetage orbital sur le bord de plaque en AA2024-T351 (Figure 3.40). Cette alternative revient à développer sur une surface plane les opérations de perçage orbital et de galetage orbital qui se passe dans un trou, le perçage orbital et le galetage orbital s'apparentant ainsi au fraisage et au galetage du bord de plaque, respectivement. Les résultats obtenus ont été ensuite comparés à ceux obtenus expérimentalement (trois éprouvettes par profondeur de pénétration). La configuration de galetage orbital sur les bords de plaque en AA2024 est identique à celle du paragraphe 3.2.2.1. Le maillage de la plaque reprend le même principe développé au paragraphe 3.3.2, avec une taille élémentaire de  $60\ \mu\text{m}$ .

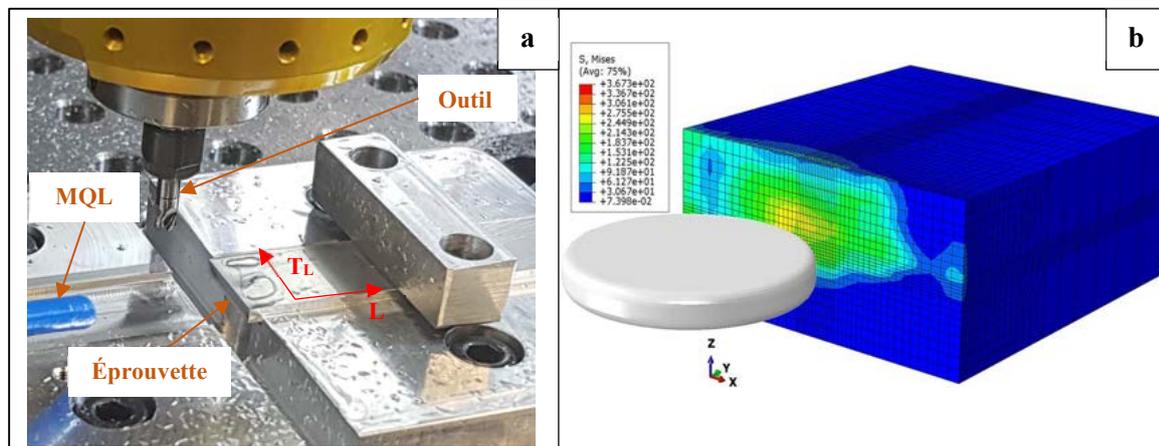


Figure 3.40 : Fraisage et galetage de bords de plaque d'AA2024 : (a) Expérimental – (b) Modèle numérique

### 3.5.1. Efforts de galetage

Les efforts de galetage obtenus expérimentalement et numériquement sont présentés à la Figure 3.41. Tout d'abord, nous pouvons constater que les niveaux d'efforts augmentent avec la profondeur de pénétration de l'outil. Ensuite, pour chaque profondeur de pénétration, les résultats d'efforts numériques sont en très bonne corrélation avec les niveaux d'efforts expérimentaux. Cette excellente correspondance entre les valeurs expérimentales et numériques d'efforts valide dans un premier temps nos modèles numériques développés.

À l'analyse de ces résultats, nous observons une quasi-égalité des efforts expérimentaux pour les profondeurs de pénétration de 5  $\mu\text{m}$  et 10  $\mu\text{m}$ . Comme nous le verrons plus loin, ce phénomène a été observé pour tous les résultats expérimentaux pour ces mêmes profondeurs de pénétration. Une mesure des dimensions d'outils utilisés a révélé que l'outil correspondant à une profondeur de pénétration de 5  $\mu\text{m}$  était en fait usiné avec une pdp égale à 10  $\mu\text{m}$ .

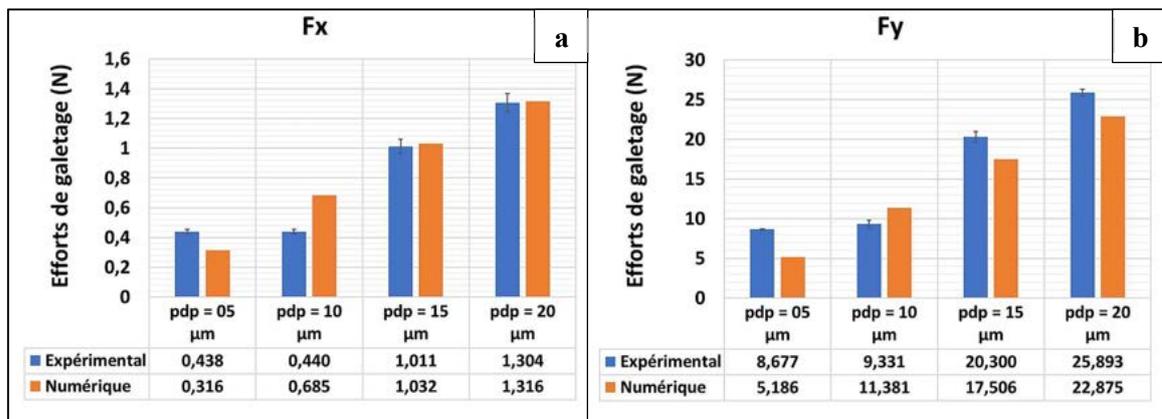


Figure 3.41 : Efforts expérimentaux et numériques de galetage de bords de plaque en AA2024

### 3.5.2. Évaluation des contraintes résiduelles par DRX en bord de plaque

Toutes les conditions de mesure sont présentées plus en détail dans l'annexe C. Comme nous pouvons le remarquer sur la Figure 3.42, la méthode des  $\sin^2 \Psi$  donne une meilleure régression elliptique sur les diffractogrammes obtenus en bord de plaque par rapport à ceux obtenus en surface de l'éprouvette. Les résultats de CR sont beaucoup moins entachés d'erreurs de mesure. Un premier résultat observé à la Figure 3.43-a est la présence de CR de compression sur les éprouvettes juste fraisées (pdp = 00  $\mu\text{m}$ ). Ceci permet de conclure que le perçage orbital avec les conditions de coupe optimales prédéterminées permet de générer un champ de CR compressives dans les couches superficielles de l'alésage. Le galetage réalisé expérimentalement ne s'effectue pas sur un matériau exempt de CR comme c'est le cas du modèle numérique. Nous constatons ensuite expérimentalement que l'augmentation de la profondeur de pénétration s'accompagne de l'augmentation des niveaux de CR. Cette même tendance est également observée numériquement, bien que les niveaux obtenus ne soient pas rigoureusement égaux. Ceci peut s'expliquer par cette présence de CR après fraisage simple de l'éprouvette. L'état de surface initial peut également avoir une influence sur ces niveaux de CR après galetage. Néanmoins, les contraintes résiduelles générées sur les bords de plaque avec une pdp égale à 5  $\mu\text{m}$  sont quasi-nulles. Ceci peut s'expliquer par les effets de bords qui sont beaucoup plus importants dans le cas d'une plaque par rapport aux alésages.

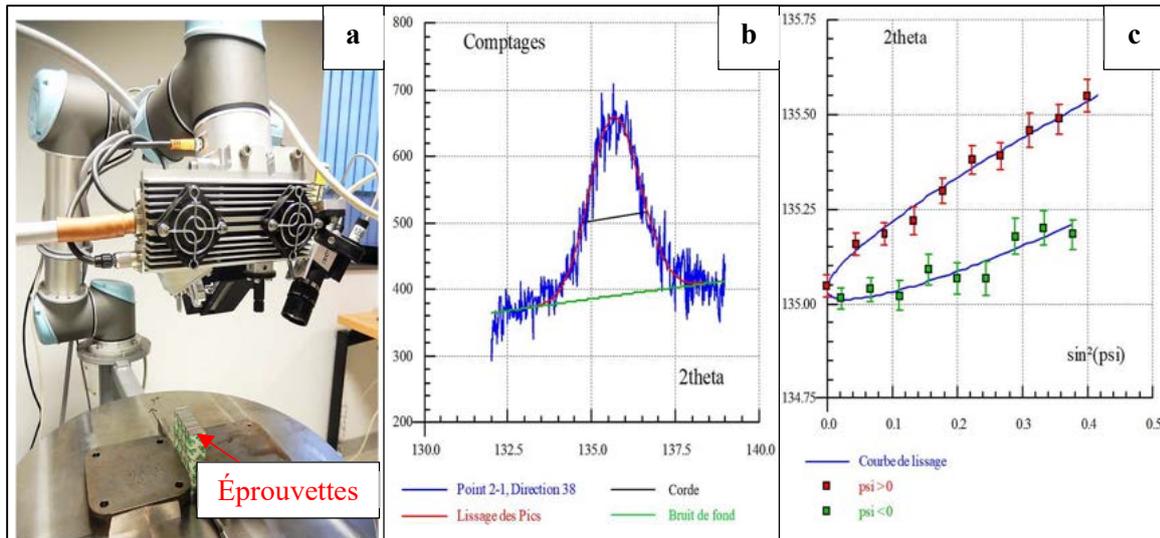


Figure 3.42 : DRX sur les bords de plaque en AA2024 (a) Mise en place - (b) Exemple de diffractogramme obtenue - (c) Régression elliptique

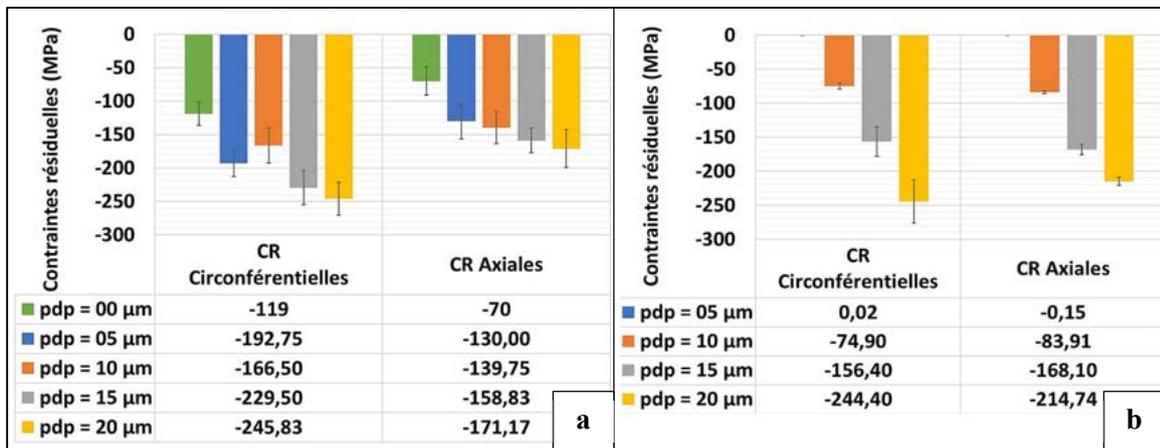


Figure 3.43 : Contraintes résiduelles obtenues après galetage de l'AA2024: (a) Résultats expérimentaux – (b) Résultats numériques

### 3.5.3. Taux d'écrouissage et microdureté

L'évaluation expérimentale du taux d'écrouissage sur les bords de plaque s'est effectuée au moyen de deux méthodes : la FWHM (Full Width Half Maximum), et la microdureté. La FWHM est la largeur de corde à mi-hauteur des diffractogrammes issus de la DRX (Figure 3.42-b). Les valeurs de FWHM ont été déduites des résultats de DRX obtenus précédemment. La microdureté a été mesurée à l'aide d'un duromètre VICKERS, avec une charge égale à 1kgf maintenue pendant quinze secondes. Cinq indents de mesure ont été réalisés sur chaque éprouvette. La Figure 3.44-a présente les résultats issus de ces essais. Elle met en exergue la parfaite corrélation entre les deux méthodes employées pour l'évaluation de l'écrouissage de l'éprouvette. Nous remarquons que l'augmentation de la pdp accroît l'écrouissage dans les couches superficielles du matériau. Malgré que l'écrouissage initial de la pièce ne soit pas modélisé numériquement avant l'opération de galetage, les résultats issus de nos modèles montrent également cette même tendance (Figure 3.44b). Tout comme pour les contraintes résiduelles, une pdp égale à 5  $\mu\text{m}$  n'engendre quasiment aucun écrouissage sur les plaques.

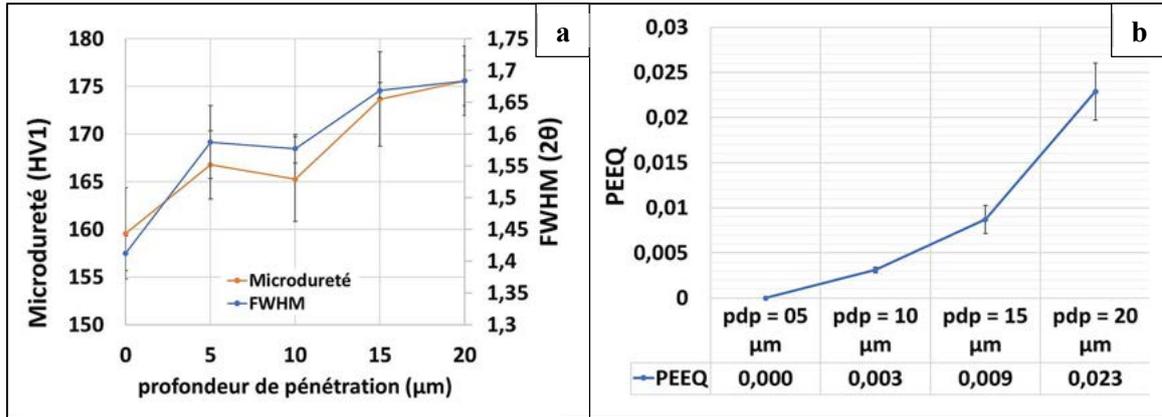


Figure 3.44 : Evaluation du taux d'écroissage après galetage de l'AA2024 : (a) Résultats expérimentaux de FWHM et de microdureté de Vickers – (b) Résultats numériques

Nous avons également évalué par nanoindentation le taux d'écroissage sur l'alésage traité par galetage orbital avec une pdp de 20 μm. Les essais ont été réalisés au niveau de la section médiane de l'éprouvette (cf. Figure 3.45-a). Les éprouvettes ont été au préalable sectionnées à la micro-tronçonneuse et enrobées dans une résine afin d'être polies manuellement. Le polissage s'est fait à l'aide de papiers de verre de différentes tailles de grains, puis avec une solution diamant (1 μm) et enfin avec une suspension d'OP-S (0,25 μm). Un indenteur de type Berkovich a été utilisé, avec une charge appliquée égale à 5 mN. La méthode d'analyse des courbes est celle d'Oliver & Pharr. Les résultats de nanodureté obtenus montrent un écroissage superficiel sur une épaisseur d'environ 40 μm. L'allure générale de l'évolution de cet écroissage le long de la profondeur est semblable à celle obtenue à l'aide de nos modèles numériques (Figure 3.23). Mais l'estimation de la profondeur affectée semble plus grande dans nos modèles (200 μm), certainement à cause de l'écroissage initial avant galetage qui n'est pas modélisé.

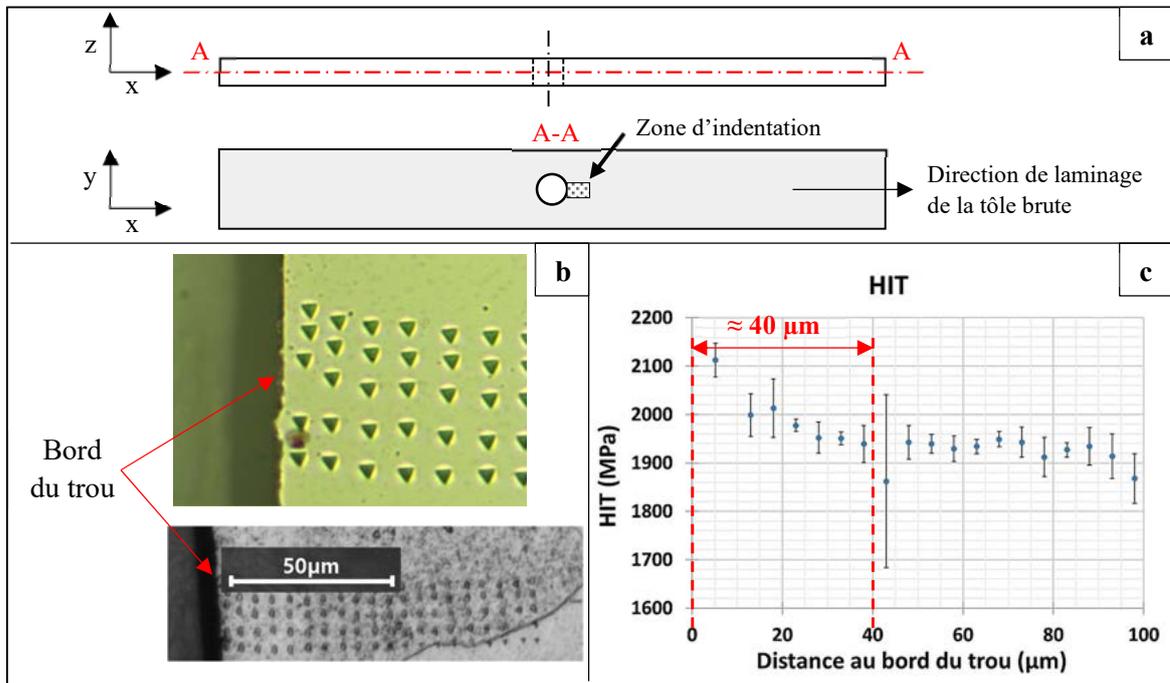


Figure 3.45 : Essais de nanoindentation au bord du trou : (a) localisation de la zone d'indentation – (b) Matrice d'indents – (c) Résultats

### 3.5.4. Synthèse

L'impossibilité d'obtenir des résultats fiables de DRX aux bords des trous de petits diamètres réalisés dans l'AA2024 nous a amenés à conduire nos travaux de validation sur des bords de plaques fraisées et galetées. Les niveaux d'efforts obtenus présentent une très bonne correspondance entre les modèles numériques et les essais expérimentaux. Par ailleurs, les résultats de DRX nous ont montré que le perçage orbital réalisé avec les conditions de coupe optimales génère des contraintes résiduelles de compression autour de l'alésage. Ces contraintes sont encore meilleures avec l'opération de galetage orbital. L'augmentation de la profondeur de pénétration de l'outil de galetage accroît davantage ces contraintes résiduelles et l'écrouissage superficielle. Les modèles numériques de galetage développés nous ont permis d'observer tous ces différents résultats, bien que les valeurs ne soient pas tout à fait égales. Une origine de ces différences réside dans la non prise en compte de l'intégrité de surface initiale du trou après perçage. En effet, afin d'obtenir un nombre raisonnable de degrés de liberté dans nos modèles numériques, la modélisation numérique se focalise sur la simulation du galetage orbital. Pour cette étude numérique, on considère un état de surface parfait et les contraintes résiduelles ainsi que l'écrouissage comme nuls. Ces paramètres initiaux, après perçage, ont une certaine importance pour l'intégrité de la surface finale, après galetage orbital.

## 3.6. Conclusion de l'étude numérique

Les modèles éléments finis réalisés pour ces travaux de thèse contribuent à l'étude du procédé innovant de galetage orbital dans les alésages en AA2024-T351. Le développement d'une stratégie de modélisation polyvalente basée sur l'identification adéquate des lois matériau et de comportement, d'une part, et sur le choix approprié de la géométrie, des conditions aux limites et des éléments de maillage, d'autre part, nous a permis de simuler ce procédé avec des durées et temps de calculs raisonnables. L'analyse des résultats obtenus permet aujourd'hui de mieux comprendre l'impact de ce procédé sur un composant industriel, particulièrement du point de vue des contraintes et des déformations résiduelles dans les sections traitées de l'AA2024. Le galetage orbital est un procédé qui met en jeu des phénomènes complexes. Les paramètres qui le définissent sont nombreux et les conditions opératoires sont variées. Nous avons testé la dépendance des simulations à divers paramètres tels que le taux de galetage, la configuration de galetage, la vitesse de rotation de l'outil et la vitesse de remontée d'outil. Ces simulations ont permis d'observer la distribution des trois principales composantes de contraintes résiduelles, l'écrouissage, la bavure et l'expansion radiale générés après galetage orbital au sein de l'AA2024-T351. Les principales conclusions observées sont décrites ci-après.

- L'augmentation du niveau de galetage orbital s'accompagne d'une augmentation du pic compressif et de la zone compressive autour de l'alésage. Il en est de même de l'écrouissage superficiel et des bavures en entrée et sortie d'outil. Nous avons également observé un phénomène de saturation de CR à partir d'un certain niveau de galetage ( $\approx 0,7\%$ ). Comparativement à l'expansion à froid où le taux standard d'expansion est égal à 4% pour les alliages d'aluminium, un maximum de contraintes résiduelles est obtenu au sein de l'alésage avec un taux de galetage orbital inférieur à 1%. Ces composantes présentent des hétérogénéités marquées entre la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'alésage. Cette hétérogénéité est à relier aux effets de bords. Par ailleurs,

la forme générale de l'alésage après galetage orbital reste géométriquement stable et le taux d'expansion radiale reste très faible.

- La configuration de galetage a une influence notable sur les CR, mais pas sur l'écroissage, les bavures et l'expansion radiale. Le galetage en avalant permet d'obtenir de plus grands pics compressifs au sein des alésages, surtout suivant la composante axiale des contraintes résiduelles.
- Le blocage de la vitesse de rotation de l'outil s'accompagne d'un glissement relatif des surfaces de contact plus important, ce qui réduit les pics compressifs des contraintes résiduelles et la largeur de la zone compressive, mais également le taux d'écroissage des couches superficielles de l'alésage.
- L'opération de recouvrement au cours de la remontée de l'outil permet d'augmenter davantage l'intensité des contraintes résiduelles. Plus la remontée est rapide, moins important est le taux de recouvrement et donc l'amélioration des contraintes résiduelles.

Ces modèles numériques ont ensuite été validés à l'aide d'essais expérimentaux de fraisage et galetage en bords de plaque. Une excellente corrélation est obtenue aussi bien en termes de niveaux d'efforts, que de l'évolution des CR et de l'écroissage avec le niveau de galetage. Ces modèles numériques développés fournissent des informations capitales sur la répartition des contraintes résiduelles et de l'écroissage en sous couches de l'alésage, informations qui demeurent difficiles d'accès expérimentalement.



# Chapitre 4. Caractérisation expérimentale de l'intégrité de surface des alésages et performances en fatigue

---

## Plan du chapitre

4.1.	Procédure expérimentale.....	125
4.1.1.	Rappel des exigences industrielles sur les alésages.....	125
4.1.2.	Processus de perçage et de galetage orbital.....	125
4.2.	Caractérisation des procédés et de l'intégrité des alésages.....	127
4.2.1.	Caractérisation des procédés.....	127
4.2.2.	Analyse de l'intégrité des alésages.....	129
4.2.3.	Synthèse.....	135
4.3.	Performances en fatigue des alésages.....	135
4.3.1.	Définition des campagnes d'essais et des cas d'études.....	135
4.3.2.	Essais de fatigue trous non habités.....	136
4.3.3.	Essais de fatigue trous habités.....	141
4.3.4.	Synthèse des essais de fatigue.....	143
4.4.	Conclusion de l'étude expérimentale.....	143



L'étude numérique présentée précédemment nous a permis d'obtenir une bonne compréhension théorique des phénomènes mis en jeu lors du galetage orbital de l'AA2024-T351. Du point de vue numérique, la génération de contraintes résiduelles compressives et d'écrouissage qui sont bénéfiques en fatigue, a été démontrée. Ce nouveau chapitre présente les travaux expérimentaux menés pour étudier la faisabilité de l'opération de galetage orbital au sein des alliages d'aluminium employés dans le secteur aéronautique. A l'aide de ces essais, nous souhaitons tout d'abord vérifier le bon fonctionnement des outillages et du principe technologique du galetage orbital sur les alliages aéronautiques. L'autre objectif de ces travaux expérimentaux est d'analyser l'intégrité de surface, principalement les champs de contraintes résiduelles et l'écrouissage générés par ce procédé. Une étude comparative entre divers procédés industriels de perçage effectuée sur la base des différents paramètres de l'usinabilité et de l'intégrité de surface devra permettre d'avoir un excellent aperçu. Des outillages industriels et des outillages conçus spécifiquement pour l'application sont utilisés. Pour cette campagne, nous avons employé des conditions expérimentales basées sur des données industrielles et sur les résultats issus de la méthodologie d'optimisation développée au chapitre 2. En fin de chapitre, les performances en fatigue de ces différents alésages sont évaluées suivant plusieurs configurations.

## 4.1. Procédure expérimentale

### 4.1.1. Rappel des exigences industrielles sur les alésages

Les exigences aéronautiques imposées pour la réalisation des trous de fixation sont les suivantes :

- Diamètre : **6,35 mm (1/4")** ;
- Tolérance sur le diamètre : **H9 ( $\pm 0,036$  mm)** ; « pas d'ovalisation »
- Rugosité : **Ra1,6 $\mu$ m** ;
- Hauteur de bavure : **< 0,1 mm** ;
- Distance entre les trous : **[6,35 mm ; 25,4 mm] ([1/4" ; 1"])** ;

Les éprouvettes en alliage d'aluminium AA2024-T351 ont toujours été extraites dans le sens de laminage d'une tôle brute de laminage de 6mm d'épaisseur.

### 4.1.2. Processus de perçage et de galetage orbital

Afin de caractériser l'apport des conditions de coupes optimisées en perçage orbital et du galetage orbital, il a été décidé de les examiner au regard des procédés déjà présents et ancrés dans le monde industriel. Il s'agit notamment du perçage axial en une seule opération et du perçage avec réalisation d'un avant-trou (perçage puis alésage). Le perçage axial a été effectué avec un foret hélicoïdal monobloc à deux lèvres en carbure spécialement développé et fabriqué par HAM France pour le perçage de l'AA2024-351. Les outils utilisés pour réaliser le perçage axial de l'avant-trou et l'alésage sont respectivement un foret à deux lèvres en acier rapide et un alésoir à six lèvres en carbure. Le perçage orbital et le galetage orbital ont été réalisés avec des outils en carbure de tungstène également conçus spécifiquement pour cette étude. Les fraises de perçage orbital ont chacune quatre dents et plusieurs outils de galetage sont fournis en fonction de la profondeur de pénétration. La Figure 4.1 présente ces différents outils de perçage utilisés.

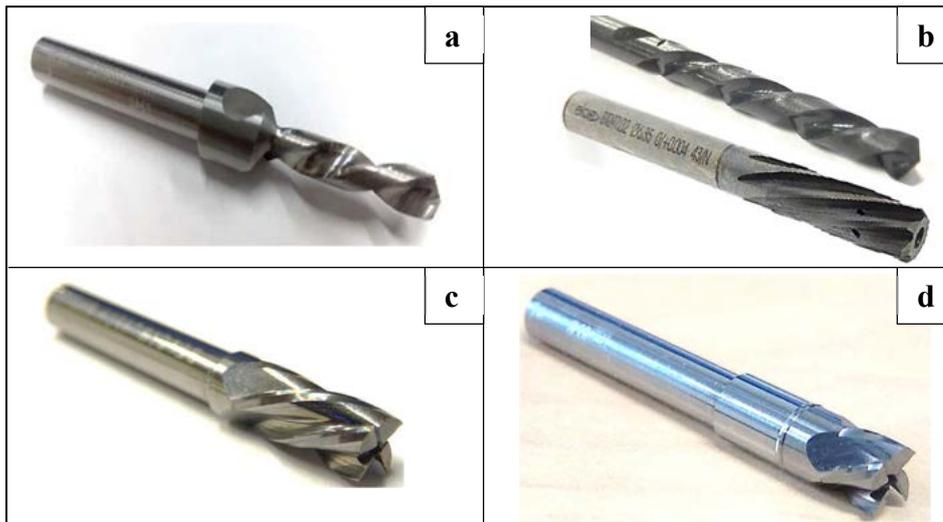


Figure 4.1 : Outils utilisés pour les différents perçages : (a) Perçage axial – (b) Perçage axial + alésage – (c) Perçage orbital – (d) Perçage orbital + galetage orbital

Les conditions de coupe associées à chaque configuration sont consignées dans le Tableau 4.1. Les valeurs correspondantes aux perçages axiaux ont été fournies par les fabricants d'outil en respect avec le matériau usiné. Les valeurs pour le perçage orbital et le galetage orbital sont celles issues de l'optimisation mise en place précédemment (§2.3.2).

Tableau 4.1: Conditions de coupe utilisées pour les perçages

	Perçage axial	Pré-perçage axial + Alésage		Perçage orbital et Galetage orbital
		Pré-perçage	Alésage	
<b>Noutil (tr/min)</b>	9000	3800	2005	40000
<b>Vfa (mm/min)</b>	900	380	501	60
<b>Norb (tr/min)</b>	-	-	-	1500
<b>Pas hélicoïdal (mm)</b>	-	-	-	0,04
<b>Vc (m/min)</b>	180	74,02	40	608,3
<b>fa (mm/tr)</b>	0,1	0,1	0,25	0,0015

Le centre d'usinage 5 axes DMG DMU85 ainsi que l'unité de perçage orbital ORBIBOT présentés au chapitre 2 ont été utilisés pour la réalisation de tous ces essais de perçages. Le montage pièce utilisé ainsi que les conditions de micro-lubrification externe sont également identiques (cf. Figure 2.7 : (a) Centre d'usinage 5axes DMG DMU85 (b) Montage expérimental du perçage orbital). Les opérations de perçage orbital et de galetage orbital ont d'abord été réalisées en opposition (cf. Figure 2.6).

## 4.2. Caractérisation des procédés et de l'intégrité des alésages

### 4.2.1. Caractérisation des procédés

Les principaux critères sur lesquels s'appuie cette analyse sont les efforts de coupe et les qualités dimensionnelles et géométriques des alésages.

#### 4.2.1.1. Efforts de coupe et de galetage orbital

La Figure 4.2 montre des signaux d'efforts enregistrés au cours des différentes opérations de perçage réalisées. Un filtre passe-bas avec une fréquence de coupure de 10 Hz a été appliqué aux signaux bruts, afin de filtrer la fréquence de passage de dent et d'avoir un signal moyenné. La Figure 4.2-a représente les efforts de coupe relevés au cours du perçage axial. La Figure 4.2-b représente les efforts obtenus pour les opérations de pré-perçage axial puis alésage. Elle présente trois phases caractéristiques bien distinctes. La première représente l'opération de perçage axial de l'avant-trou, la seconde, le temps mis pour effectuer le changement entre l'outil de perçage et l'alésoir et la troisième l'opération d'alésage. La Figure 4.2-c représente les efforts obtenus pour les opérations de perçage orbital puis galetage orbital à une profondeur de pénétration de 20  $\mu\text{m}$  ( $\text{pdp} = 20 \mu\text{m}$ ). L'opération se décompose en plusieurs phases : le perçage orbital (phase 1), le galetage orbital au cours de la descente de l'outil et la remontée de l'outil (phases 3 et 5 respectivement). La phase 2 constitue le temps de latence entre la sortie de l'outil de perçage et l'entrée de l'outil de galetage dans la pièce. C'est ce qui permet d'assurer une complète indépendance des deux opérations. La phase 4 quant à elle représente le temps écoulé entre la sortie de l'outil de galetage et son entrée au cours du galetage en remontée. Il est important de souligner ici que durant la phase 5, les vitesses de rotation outil et orbitale sont restées inchangées.

Ces relevés montrent des efforts variant de façon importante d'un procédé à l'autre. Même si ces très faibles valeurs sont certainement entachées d'une incertitude importante du fait de la platine et du calibre utilisés, la comparaison relative entre les procédés reste néanmoins exploitable. Ainsi, le perçage orbital produit les efforts les plus faibles (après l'alésage axial). L'opération de pré-perçage axial produit les efforts axiaux les plus élevés avec un maximum à 600 N contre 350 N et 3,8 N en perçage axial et orbital respectivement. Les efforts de galetage orbital sont encore beaucoup plus faibles avec un maximum inférieur à 1N. Cette même tendance est observée pour les résultantes des efforts tangentiels et radiaux  $F_{xy}$ , avec les plus faibles valeurs relevées pour les opérations orbitales (perçage et galetage). Les durées des opérations de perçage orbital + galetage orbital et du pré-perçage axial + alésage sont quasi-équivalentes, mais demeurent malgré tout supérieures à celle du perçage axial. Ceci se justifie par la très faible avance axiale employée pour les opérations orbitales et le temps de changement d'outil entre le pré-perçage axial et l'alésage (effectué sur centre d'usinage ; sur une ligne d'assemblage, cela nécessiterait 2 opérations distinctes, avec 2 machines dédiées). Un autre aspect à relever est la meilleure évacuation des copeaux grâce à l'utilisation d'une MQL tout au long des opérations de perçage.

La Figure 4.3 présente l'influence de la profondeur de pénétration (notée « pdp ») sur la résultante  $F_{xy}$  des efforts de galetage. Les valeurs d'efforts axiaux  $F_z$  étant très faibles pour les plus petites pdp, elles n'ont pas pu être mesurées de façon fiable. Cette Figure 4.3 montre que les efforts de galetage augmentent quasi-linéairement avec la profondeur de pénétration d'outil, ce qui est en accord avec les résultats de modèles numériques présentés au chapitre précédent.

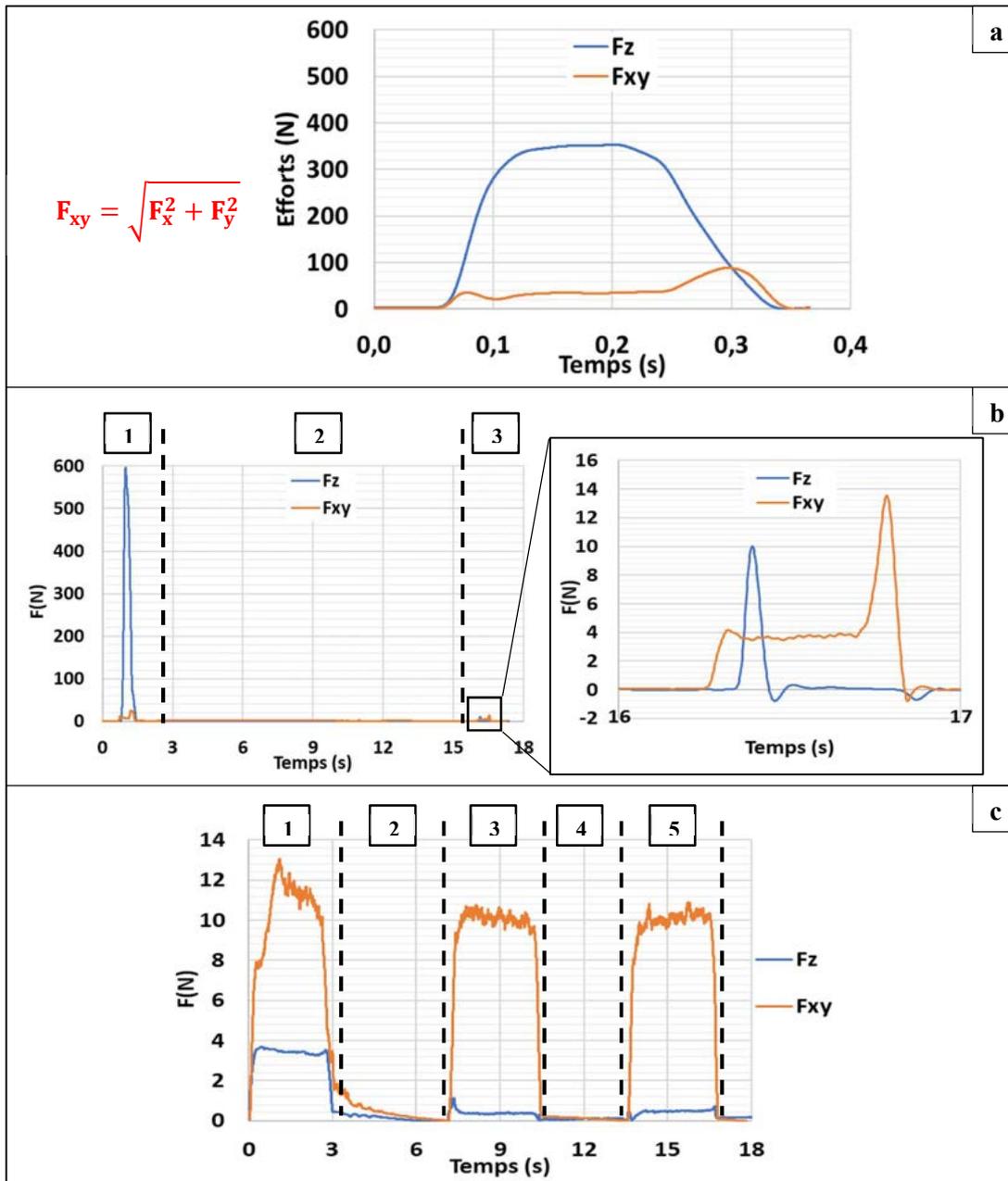


Figure 4.2 : Efforts de coupe relevés au cours des différentes opérations de perçage : (a) Perçage axial - (b) Pré-perçage axial + alésage - (c) Perçage orbital + galetage orbital avec  $pdp = 20 \mu m$

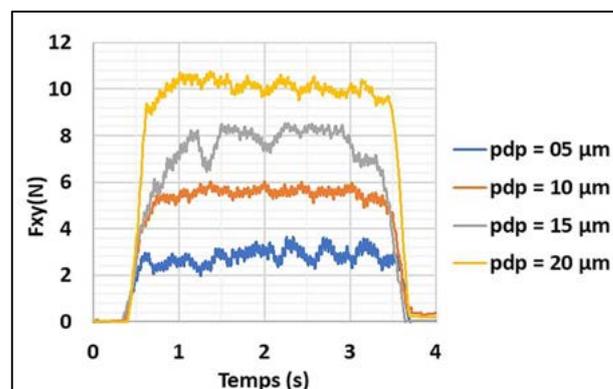


Figure 4.3 : Résultante des efforts radiaux et tangentiels de galetage orbital en fonction de la profondeur de pénétration

### 4.2.1.2. Qualités dimensionnelles et géométriques

Les moyens d'évaluation des qualités dimensionnelles et géométrique sont identiques à ceux présentés au chapitre 2 (cf. §2.3.3). Pour chaque procédé, les mesures ont été faites dans les directions longitudinale et transversale de cinq éprouvettes (cinq mesures par direction). Les résultats obtenus montrent que les trous percés ne présentent pas d'ovalisation, quel que soit le procédé de perçage (Figure 4.4 : Diamètres moyens des trous dans les directions longitudinale et transversale de l'éprouvette en fonction du procédé). Il en est de même des trous traités par galetage orbital. Il est également à noter que les valeurs moyennes de mesure dans les deux directions sont en accord avec les exigences industrielles.

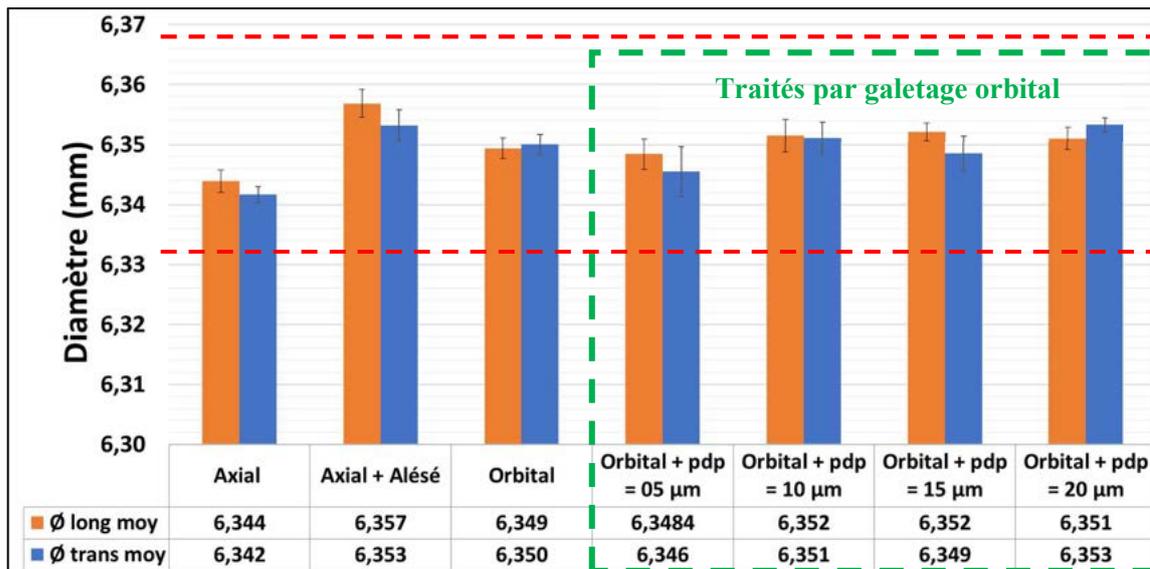


Figure 4.4 : Diamètres moyens des trous dans les directions longitudinale et transversale de l'éprouvette en fonction du procédé

En conclusion, tous les procédés testés sont donc réalisables avec des efforts qui restent limités. De plus, ils permettent tous de respecter les exigences en termes de diamètre et d'ovalisation (circularité) de l'alésage.

## 4.2.2. Analyse de l'intégrité des alésages

### 4.2.2.1. Bavures

Les mesures de la hauteur des bavures ont été effectuées avec un profilomètre optique (Alicona Infinite Focus SL) sur les faces de sortie des éprouvettes (Figure 4.5-a). Pour chaque procédé, les mesures ont été effectuées sur quatre éprouvettes avec huit points de mesure régulièrement répartis sur les bords des trous afin de mieux observer leur distribution autour du trou (Figure 4.5-b). La Figure 4.5-c montre que les valeurs de hauteur de bavure restent inférieures à la hauteur de bavure maximale admise (0,1 mm). Le perçage orbital produit des trous ayant les plus petites bavures (< 5µm). Par rapport au perçage orbital, le galetage orbital génère de bavures légèrement plus grandes (entre 10 et 20µm). Cela se justifie par le fait que pendant le galetage orbital, des déformations plastiques sont induites dans les couches superficielles du trou et le matériau est repoussé sous l'outil. À la sortie de l'outil, ce matériau repoussé est donc expulsé vers l'extérieur sous forme de bavure. Les éprouvettes pré-perçées et alésées présentent les hauteurs de

bavures les plus élevées (entre 10 et 60 $\mu\text{m}$ ). Ces fortes bavures proviennent des couches de matériau sur les parois de l'avant-trou qui, compte tenu de l'avance axiale de l'alésoir, sont fortement repoussées au moment de la sortie de l'outil.

Des distributions non uniformes des bavures sont également observées sur les trous percés par les procédés axiaux. Les plus importantes sont observées sur les éprouvettes pré-percées axialement puis alésées. Cela est dû au fait que ces trous présentent des bavures importantes sur certains points de mesure, alors que très peu de bavures étaient présentes sur les autres points de mesure. Ce phénomène n'est pas retrouvé sur les processus orbitaux. Cela peut s'expliquer par la différence entre les avances axiales des processus. En effet, une avance axiale élevée ne permet pas de répartir uniformément la matière repoussée sur les bords du trou lorsque l'outil sort de la pièce. Cela peut être dû également à l'alésoir utilisé qui semble produire une bavure relativement importante, même si elle reste acceptable par rapport à l'exigence de 0,1mm.

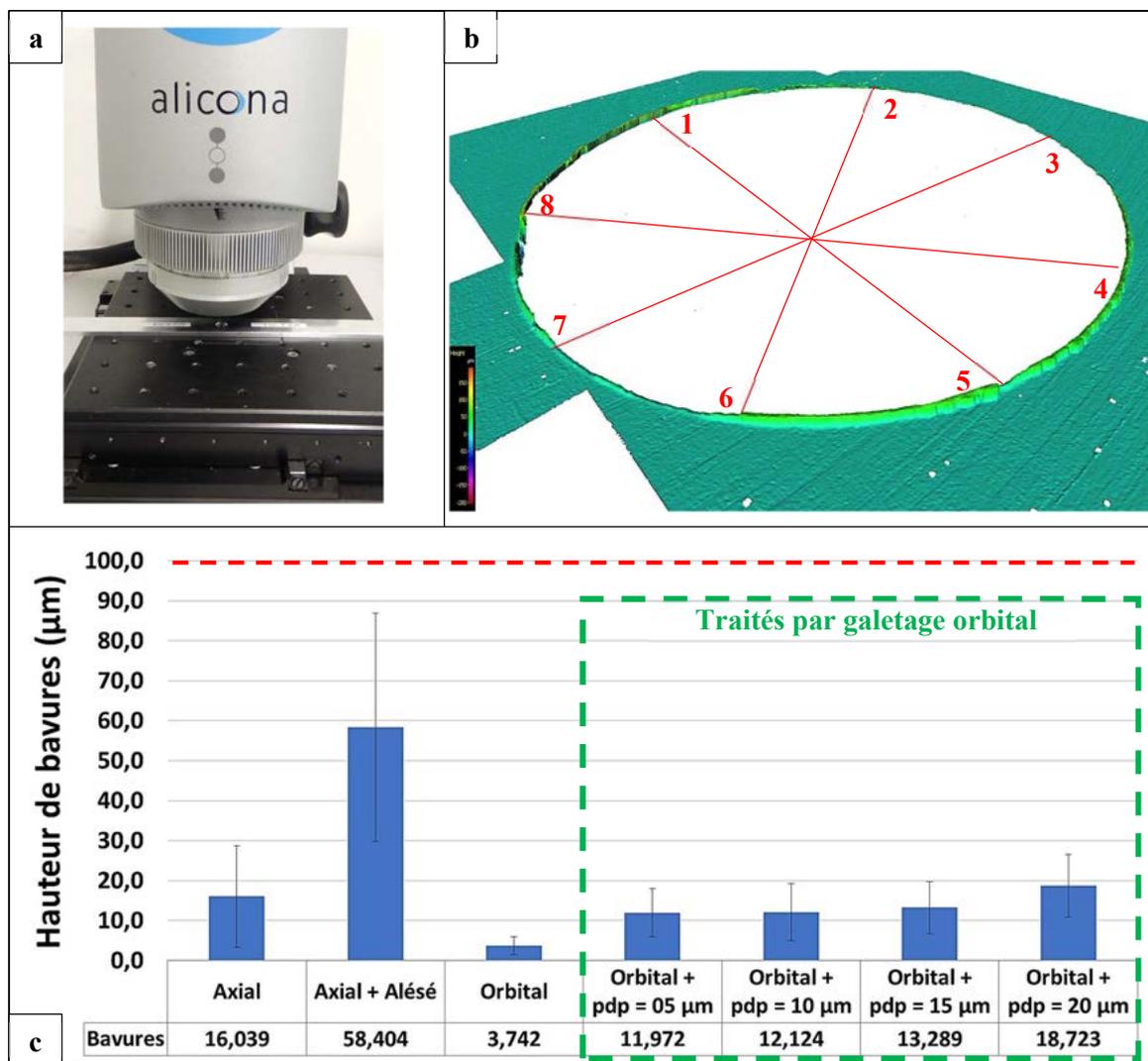


Figure 4.5 : Mesure de bavures : (a) Mise en place de l'éprouvette – (b) Points de mesure sur la face de sortie autour du trou – (c) Valeurs moyennes de bavures en fonction du procédé

### 4.2.2.2. Etat de surface

Les conditions et moyens de mesure de la rugosité arithmétique sont similaires à ceux montrés au chapitre 2 (cf. §2.3.4). Les mesures ont été faites sur quatre éprouvettes pour chaque procédé. Pour chaque éprouvette, un total de six mesures a été effectué sur deux chemins diamétralement opposés (cf. Figure 2.20). Comme le montre la Figure 4.6, les procédés orbitaux (perçage et galetage) offrent de meilleures rugosités arithmétiques par rapport aux processus axiaux. L'augmentation de la profondeur de pénétration améliore davantage cet état de surface. Ceci se justifie par l'augmentation des pressions de galetage avec la pdp, ce qui contribue à réduire les irrégularités de profil résultant du perçage. On peut également noter que toutes ces valeurs sont conformes aux exigences aéronautiques ( $Ra \leq 1.6 \mu\text{m}$ ), à l'exception des trous alésés qui présentent une rugosité arithmétique trop élevée, probablement en raison de l'avance axiale élevée préconisée au cours de l'alésage ou de l'outil utilisé. Ce problème rencontré avec le processus pré-perçage axial + alésage nous a interrogé puisqu'il met cette configuration en dehors du cadre de l'étude. Toutefois, n'étant pas en capacité de réaliser à nouveau les essais avec un autre set d'outils et de conditions de coupe, nous avons choisi de garder cette configuration parmi celles étudiées, en prenant toutes les précautions dans l'analyse des résultats obtenus.

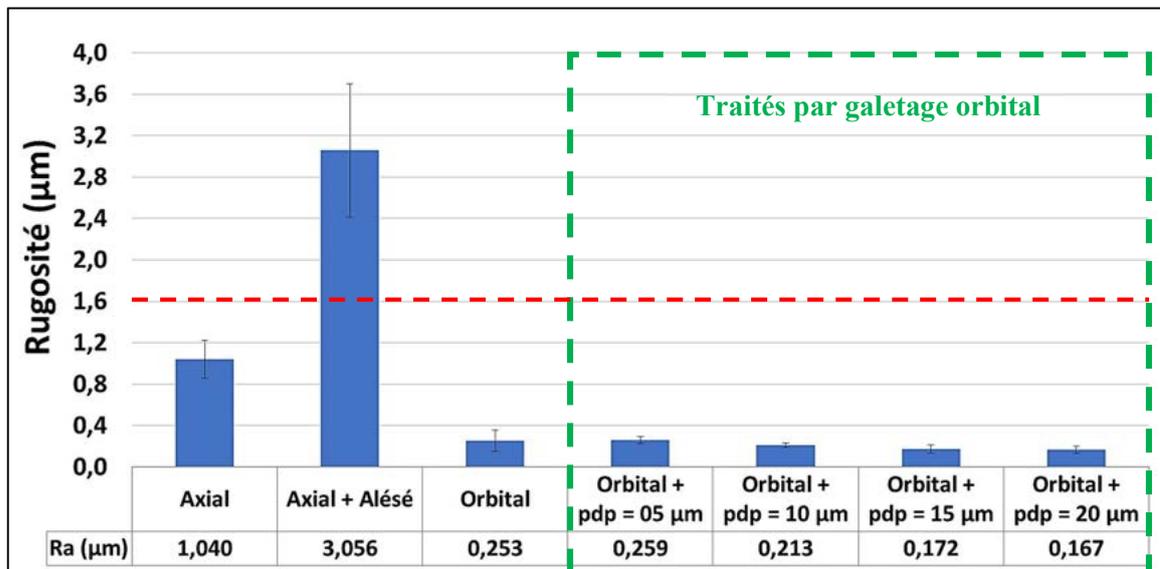


Figure 4.6 : Rugosité arithmétique des trous percés pour chaque procédé de perçage

### 4.2.2.3. Évaluation des contraintes résiduelles

Comme nous l'avons vu au chapitre précédent, l'application de la diffraction des rayons X aux éprouvettes en AA2024-T351 percées ne permet pas d'avoir des résultats d'évaluation des contraintes résiduelles fiables. La méthode de galetage en bords de plaque développée au chapitre 3 permet effectivement d'avoir une idée des contraintes après les opérations orbitales (perçage et galetage). Cependant, il est impossible de développer une pareille équivalence de procédé dans le cas du perçage axial. Dès lors, une nouvelle méthode d'évaluation qualitative des champs de contraintes résiduelles (CR) a été mise en oeuvre, nous l'avons intitulée « Hole Opening Comparative Technique » (HOCT). Elle est basée sur la « splitting method » présentée au chapitre 1 (cf. §1.2.3.2) et a été développée conjointement avec Alexandra LACOMBE dans le cadre de ses travaux sur l'influence de l'intégrité de surface sur la tenue en fatigue des pièces percées en

aluminium (Lacombe, 2019). La « splitting method » est employée pour les tubes à parois minces. Cependant, les perçages et le galetage orbital sont réalisés au sein de pièces massives et à cause des effets de bords, la réduction de l'épaisseur de matière autour des trous serait inappropriée. Appliquer cette méthode sur un seul trou avec une forte épaisseur de matière autour du trou ne permet pas d'avoir des relevés de déformations facilement exploitables. La technique de HOCT consiste donc à réaliser une série de plusieurs trous, afin d'avoir un phénomène d'addition des contraintes libérées lors de l'ouverture des trous, générant ainsi des déformations globales d'éprouvettes plus importantes. Tout comme la « splitting method », cette technique évalue les déformations de l'éprouvette avant et après l'ouverture des trous.

Dans nos travaux, cette méthode a été appliquée sur une série d'éprouvettes d'épaisseur possédant chacune cinq trous. La géométrie des éprouvettes ainsi que leurs dimensions sont présentées à la Figure 4.7. L'ouverture des trous a été effectuée à l'aide d'une fraise de diamètre 1,2mm et avec lubrification externe. Le profil mesuré est orienté dans la direction longitudinale de l'éprouvette et est situé à mi-épaisseur de l'éprouvette, du côté opposé à la fente usinée.

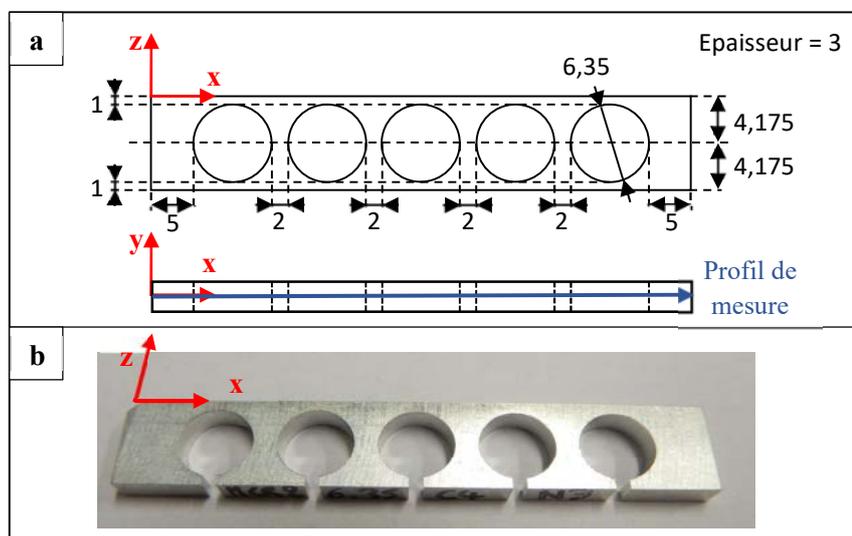


Figure 4.7 : Géométrie d'éprouvette d'analyse des contraintes résiduelles par la technique de HOCT (dimensions en mm)

La technique de HOCT a été appliquée sur trois éprouvettes pour chaque procédé de perçage. Les mesures de forme ont été faites à l'aide du profilomètre optique Alicona Infinite Focus SL. Les déformations des profils obtenus sont présentées à la Figure 4.8. La première observation faite est l'excellente répétabilité des essais, avec pour chaque procédé des profils de forme et des valeurs mesurées quasi-identiques. Le perçage axial génère des éprouvettes dont le profil est convexe (fermeture du matériau) après ouverture des trous. Ceci traduit la présence des contraintes résiduelles circonférentielles de traction au sein de la pièce avant ouverture des trous. En ce qui concerne le perçage orbital, il ne semble pas modifier l'état des contraintes résiduelles de la pièce. Les déformations relevées sont quasi-nulles. Les éprouvettes traitées par galetage orbital quant à elles présentent plutôt un profil concave après ouverture des trous, révélant ainsi l'existence de contraintes résiduelles circonférentielles de compression. Ces deux derniers résultats montrent clairement que le galetage orbital permet de générer des contraintes compressives après l'opération de perçage orbital. Par ailleurs, les maxima des déformations mesurées en valeurs absolues dans le cas des éprouvettes galetées sont nettement supérieurs à ceux des éprouvettes percées axialement.

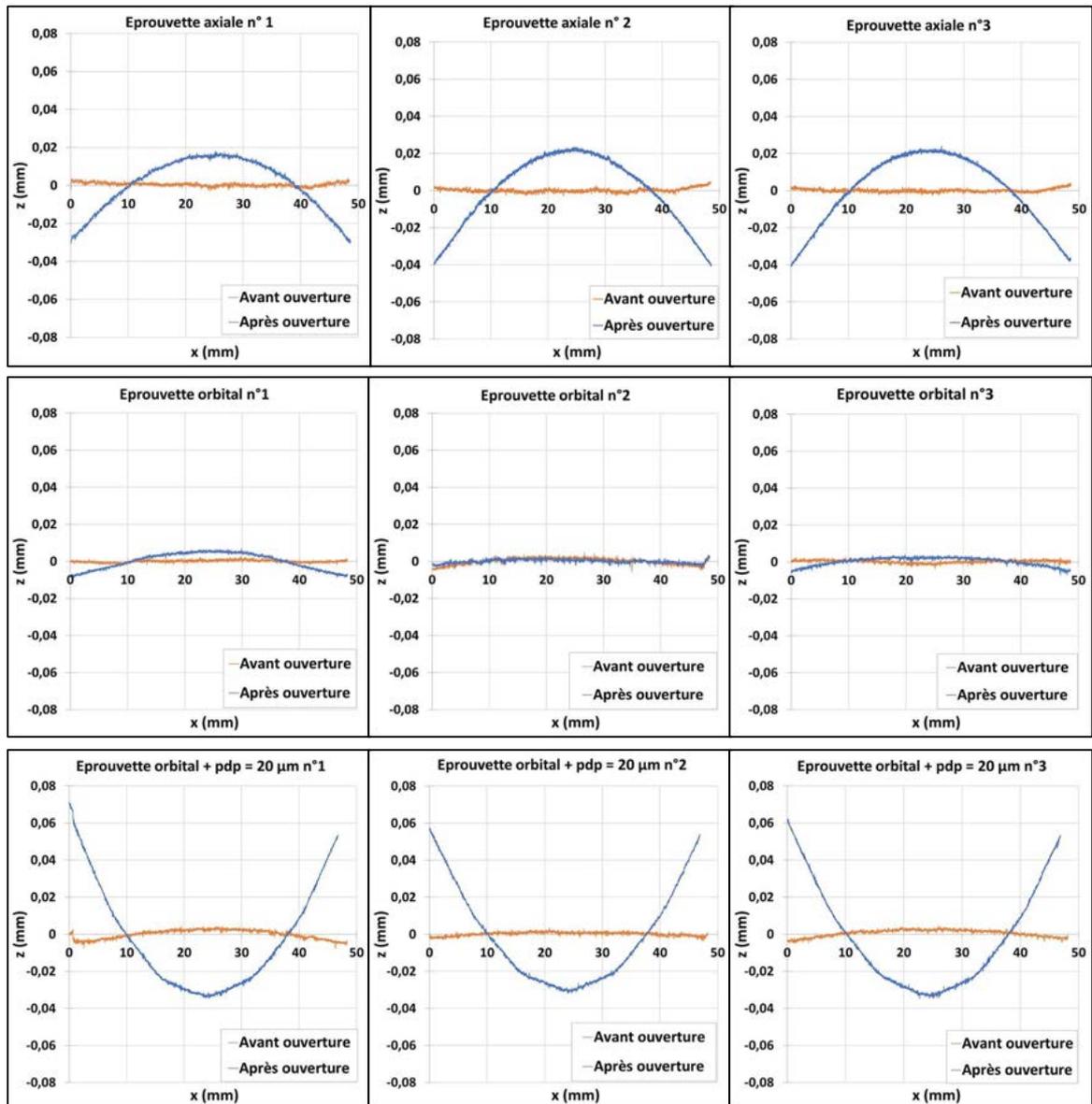


Figure 4.8 : Résultats de la technique de HOCT

Les résultats de DRX en bords de plaque qui ont été présentés au chapitre précédent ont indiqué la présence de CR de compression après fraisage. Mais la technique de HOCT appliquée aux trous usinés par perçage orbital ne révèle pas de CR. Plusieurs hypothèses peuvent justifier ce contraste :

- des CR étaient déjà présentes en bord de plaque avant l'opération de fraisage et cette dernière n'a eu aucun effet sur l'état des CR ;
- le perçage orbital introduit des CR, mais les niveaux ne sont pas suffisants pour avoir une déformation perceptible des éprouvettes après ouverture des trous ;
- le fraisage en bord de plaque n'est pas totalement représentatif du perçage orbital (pas les mêmes géométries de copeaux, ...)

Quoi qu'il en soit, les résultats de DRX des bords de plaque galetés ont montré une nette amélioration des contraintes résiduelles compressives et nous retrouvons ce résultat en orbital.

#### 4.2.2.4. Évaluation des niveaux d'érouissage : microdureté et nanoindentation

Des mesures de microdureté VICKERS ont été faites sur la surface des alésages percés, à mi-épaisseur des éprouvettes (Figure 4.9-a), et avec une charge de 1 kgf maintenue pendant quinze secondes. Une série de cinq indentations régulièrement espacées de 200  $\mu\text{m}$  a été effectuée pour chaque éprouvette. Vu que les surfaces d'indentation ne sont pas planes, un facteur de correction calculé à partir de la taille des empreintes a été appliqué à chaque mesure. Il a été fait en parallèle des essais de nanoindentation sur la section médiane des éprouvettes. La préparation des échantillons et les conditions expérimentales sont identiques à celles présentées au §3.5.3.

Les résultats de microdureté (Figure 4.9-b) montrent une dureté plus faible dans le cas du perçage orbital, synonyme d'un plus faible taux d'érouissage superficiel. Le galetage orbital génère un érouissage équivalent au perçage axial. Ces observations ont également été faites par nanoindentation (Figure 4.10). Par ailleurs, il apparaît que l'érouissage induit par le galetage orbital et le perçage axial s'étend sur une profondeur d'environ 40  $\mu\text{m}$ . L'uniformité de la nanodureté le long du bord du trou dans le cas du perçage orbital laisse suggérer que ce procédé n'induit que très peu d'érouissage superficiel.

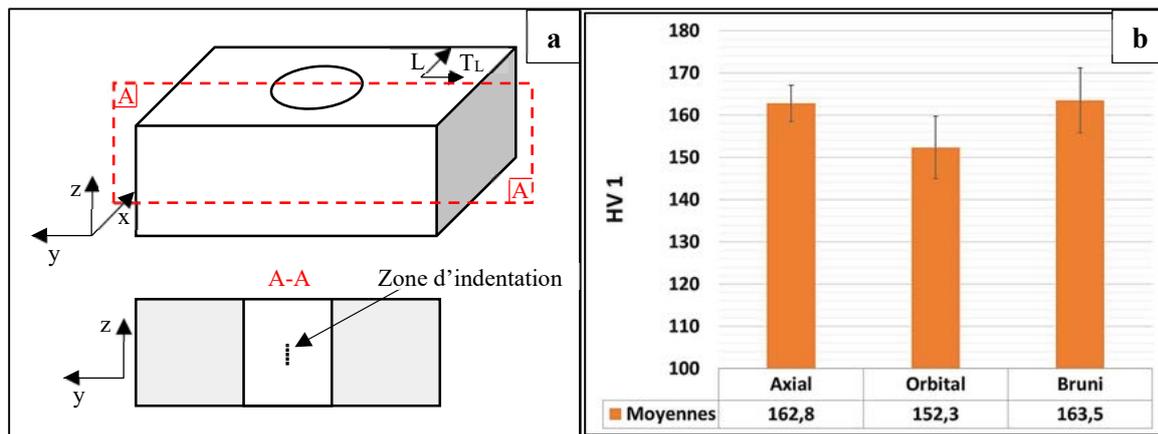


Figure 4.9 : Résultats de mesure de microdureté VICKERS sur la surface des alésages

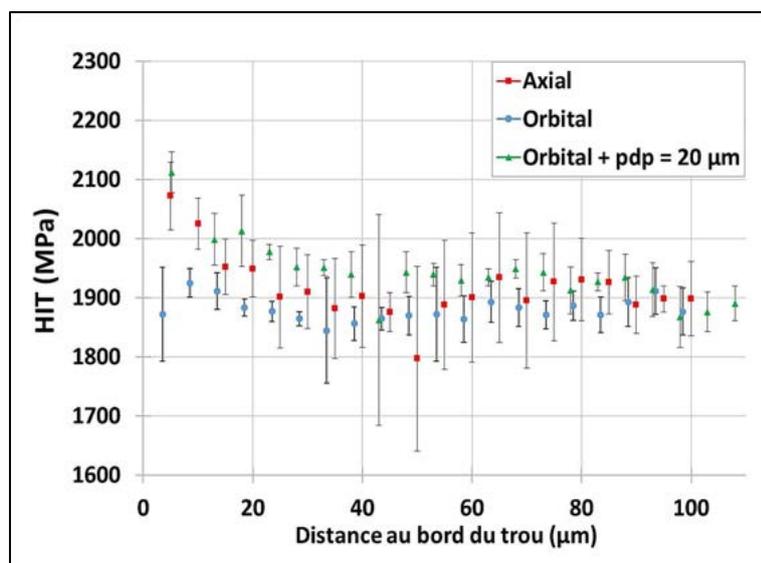


Figure 4.10 : Résultats de mesure de nanoindentation en bord de trou

### 4.2.3. Synthèse

Le perçage orbital produit des efforts de coupe beaucoup plus faibles que le perçage axial. Les efforts de galetage orbital augmentent légèrement avec la profondeur de pénétration d'outil, mais ils restent toujours faibles comparés à ceux du perçage orbital. Le respect des qualités dimensionnelles et géométriques des alésages traités par galetage orbital a été vérifié. Il est à noter que ce traitement mécanique permet d'améliorer nettement l'état de surface des alésages. Toutefois, il produit une augmentation minime de la hauteur de bavures en sortie d'outils. L'analyse de l'intégrité de surface a aussi permis de constater que le perçage axial engendre des contraintes résiduelles de traction et un écrouissage dans les couches superficielles du trou tandis que le perçage orbital n'en génère quasiment pas. Le galetage orbital permet d'obtenir des alésages avec un meilleur écrouissage superficiel et des contraintes résiduelles compressives.

## 4.3. Performances en fatigue des alésages

### 4.3.1. Définition des campagnes d'essais et des cas d'études

L'influence des différents procédés de perçage et du galetage orbital a été étudiée sur l'intégrité de surface. Il est question à présent d'étudier l'impact de ces différents procédés sur la durée de vie en fatigue de l'éprouvette percée. Les essais de fatigue ont été réalisés à différentes échelles. Dans un premier temps, une configuration de trou non habités est examinée en vue d'isoler l'impact du galetage orbital et de mieux appréhender l'influence de l'intégrité de surface. Dans un deuxième temps, un assemblage avec une fixation est étudié pour évaluer l'efficacité du galetage orbital dans les environnements de chargement dominés par le matage. Ces essais ont tous été réalisés à l'aide d'une machine électromécanique de fatigue, SCHENCK hydropuls PSB 100kN (Figure 4.11). Au précédent chapitre, il a été démontré que plus la profondeur de pénétration d'outil est importante, meilleure est l'intégrité de surface des alésages. Une étude préliminaire de fatigue a permis d'avoir cette même tendance sur la tenue en fatigue. Les résultats de galetage orbital présentés dans la suite de ces travaux sont ceux réalisés avec une profondeur de pénétration de 20  $\mu\text{m}$ .

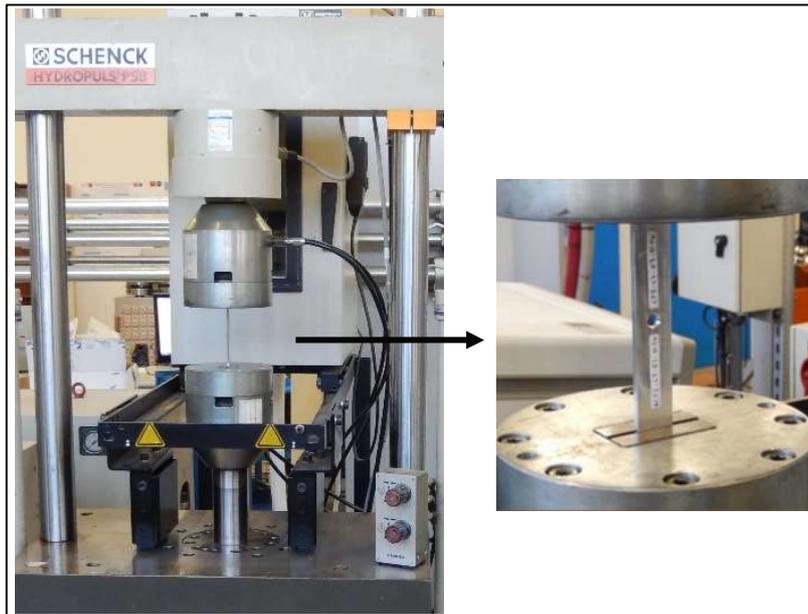


Figure 4.11 : Dispositif de fatigue SCHENCK hydropuls PSB 100kN

### 4.3.2. Essais de fatigue trous non habités

Les essais de fatigue sur des éprouvettes sans fixation ont été réalisés en deux phases. La première se focalise sur des essais à iso-contraintes et la seconde s'intéresse à différentes amplitudes de contraintes, afin de déterminer les courbes de Wöhler. La géométrie des éprouvettes est représentée à la Figure 4.12.

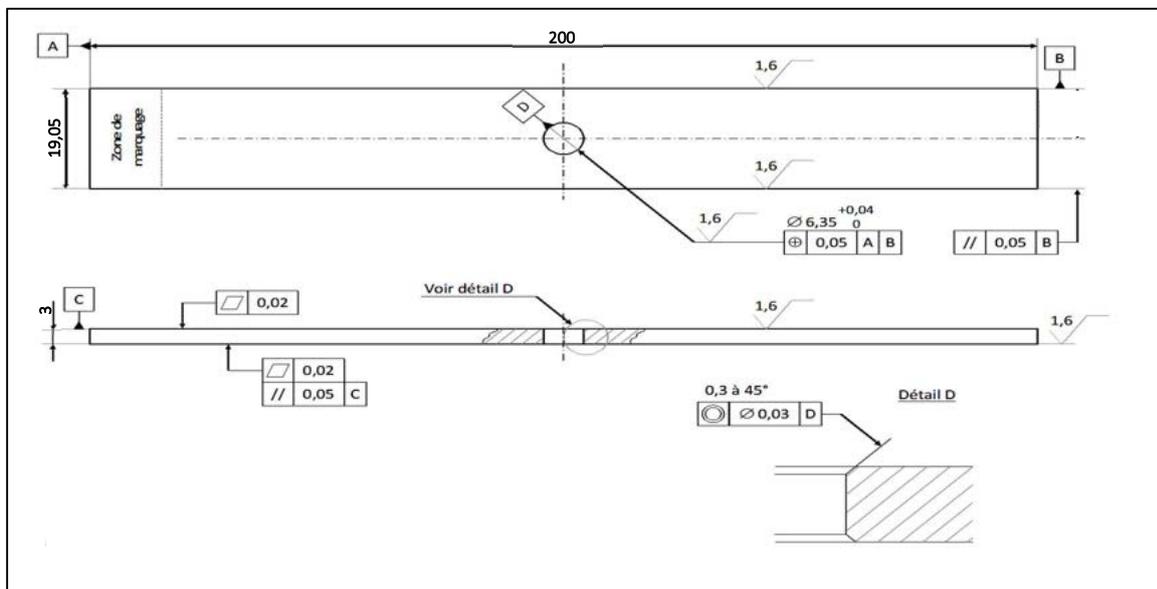


Figure 4.12 : Géométrie des éprouvettes de fatigue trous non habités

### 4.3.2.1. Essais à iso-contraintes

Les conditions expérimentales suivantes ont été considérées :

- Types de sollicitation : traction-traction  $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0,1$  ;
- Contrainte nominale maximale au niveau de la section nette :  $\sigma_{\max} = 150\text{MPa}$  ;
- Fréquence de sollicitation : 15 Hz ;
- Température : Température ambiante.

#### A. Impact de l'opération d'ébavurage sur la tenue en fatigue à iso-contrainte

Comme spécifié dans les exigences aéronautiques, les trous doivent être chanfreinés afin d'éliminer les bavures. L'opération de chanfreinage a consisté à réaliser un chanfrein de 0,3 mm sur les bords du trou selon les exigences aéronautiques. Mais cela induit un taux d'enlèvement de matière élevé sur l'épaisseur de l'éprouvette (20 % s'il est réalisé sur les deux bords). Ainsi, une autre option d'ébavurage a également été envisagée pour les essais de fatigue sans fixation. Cette opération d'ébavurage consiste en un léger meulage des bords d'entrée et de sortie du trou avec du papier de verre à petits grains en vue d'éliminer la bavure. Ces deux configurations ont été testées et comparées aux éprouvettes non ébavurées.

En raison des temps importants que nécessitent les tests de fatigue, il a été décidé de réduire les niveaux des plans d'expérience. Ces essais ont donc été effectués uniquement pour les opérations de perçage axial et perçage orbital + galetage orbital, à raison de quinze éprouvettes par procédés de perçage équitablement réparties entre les différentes configurations. Les résultats (Figure 4.13) obtenus ont été très dispersés, en particulier pour les éprouvettes percées et galetées. En effet, trois éprouvettes galetées ont eu des résultats inattendus :

- Une éprouvette chanfreinée s'est rompue à 2 546 643 cycles alors que le nombre de cycles à la rupture des autres éprouvettes de cette configuration était d'environ 310 000 cycles ;
- Une éprouvette ébavurée s'est rompue à 415 961 cycles contre 230 000 cycles environ pour les autres éprouvettes de cette configuration ;
- Une éprouvette non ébavurée s'est rompue à 908 549 cycles contre 210 000 cycles environ pour les autres éprouvettes de cette configuration.

Pour une meilleure interprétation des résultats, ces 3 valeurs singulières n'ont pas été considérées dans l'analyse.

La durée de vie en fatigue des échantillons percés axialement est relativement équivalente entre les configurations chanfreinées, non ébavurées et ébavurées, même si les échantillons chanfreinés ont une durée de vie en fatigue légèrement inférieure. La même conclusion peut être faite entre les trous ébavurés et non ébavurés des éprouvettes galetées (approximativement la même durée de vie en fatigue), mais la configuration chanfreinée montre une durée de vie en fatigue beaucoup plus importante, malgré la réduction de l'épaisseur sur le bord du trou. Cependant, les résultats sont encore très dispersés, certainement du fait de l'important enlèvement de matière dû à ce chanfreinage.

Ainsi, mis à part les éprouvettes galetées et chanfreinées, il semble que l'opération d'ébavurage n'ait pas d'impact significatif sur la durée de vie en fatigue. Cela pourrait s'expliquer par les faibles valeurs de hauteur de bavure mesurées sur les bords des trous, qui minimisent la concentration potentielle de contraintes sur les bords des trous. Ainsi, la fissure commence au cœur de l'échantillon avant de se développer jusqu'aux bords comme cela a été observé sur la surface de rupture (Figure 4.14). Toutefois, pour la suite des essais, afin d'éviter toute interaction liée à la présence d'une bavure, toutes les éprouvettes ont été ébavurées à l'aide du papier de verre.

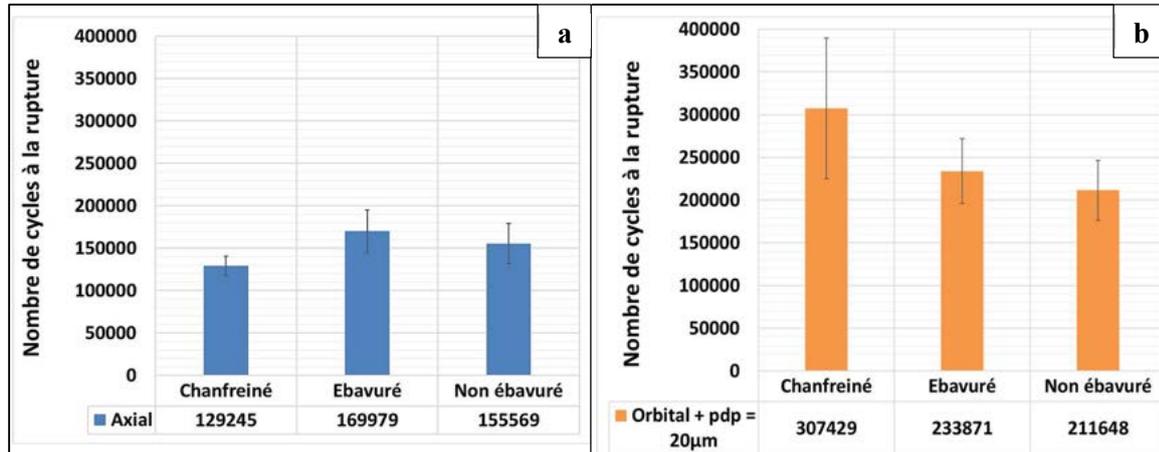


Figure 4.13 : Influence de l'opération d'ébavurage sur la tenue en fatigue

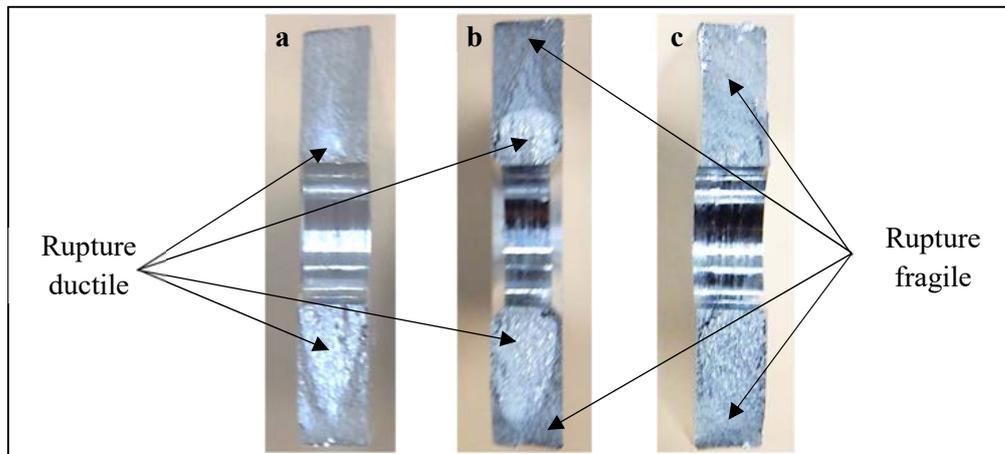


Figure 4.14 : Section de rupture des éprouvettes de fatigue (a) ébavurées, (b) chanfreinées, (c) non ébavurées

## B. Impact du procédé de perçage et du galetage orbital sur la tenue en fatigue à iso-contrainte

Pour chaque procédé, il a été considéré cinq éprouvettes. Les procédés orbitaux ont d'abord été réalisés en opposition (cf. Figure 2.6). Les résultats de cette campagne sont présentés en Figure 4.15. Il apparaît clairement que le perçage orbital donne de meilleurs résultats en fatigue comparé au perçage axial (+22,15%). Le galetage orbital améliore encore davantage cette tenue en fatigue (+37,59% par rapport au perçage axial). Le pré-perçage + alésage a tendance à donner la plus faible tenue en fatigue (-15,74% par rapport au perçage axial) ; cela pourrait être corrélé avec la rugosité arithmétique qui est la plus élevée.

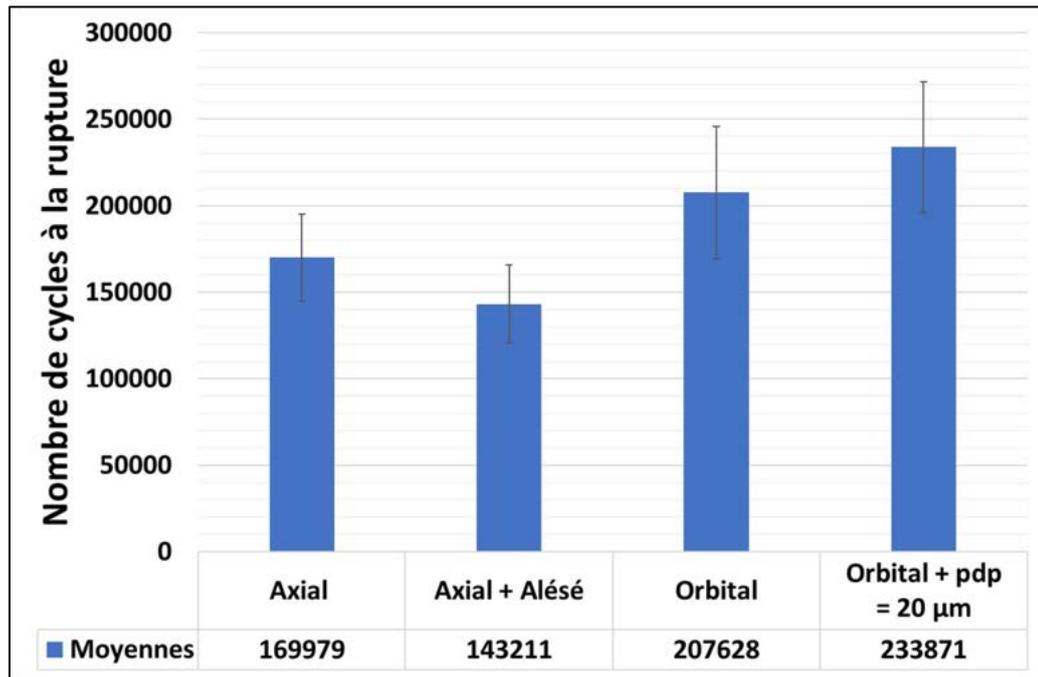


Figure 4.15 : Influence du procédé sur la tenue en fatigue

### C. Impact de la configuration du perçage orbital et du galetage orbital

Les résultats des processus orbitaux présentés précédemment sont ceux d'éprouvettes usinées en opposition. Ces résultats ont été comparés à ceux obtenus pour un usinage en avalant (Figure 4.16). Il en ressort que les processus orbitaux en avalant offrent de meilleures durées de vie en fatigue, avec ou sans galetage orbital. En effet, il est observé une amélioration de la tenue en fatigue de 7,84% en utilisant le perçage orbital en avalant plutôt qu'en opposition. De même, le galetage orbital en avalant améliore de 22,70% la durée de vie par rapport au galetage en opposition.

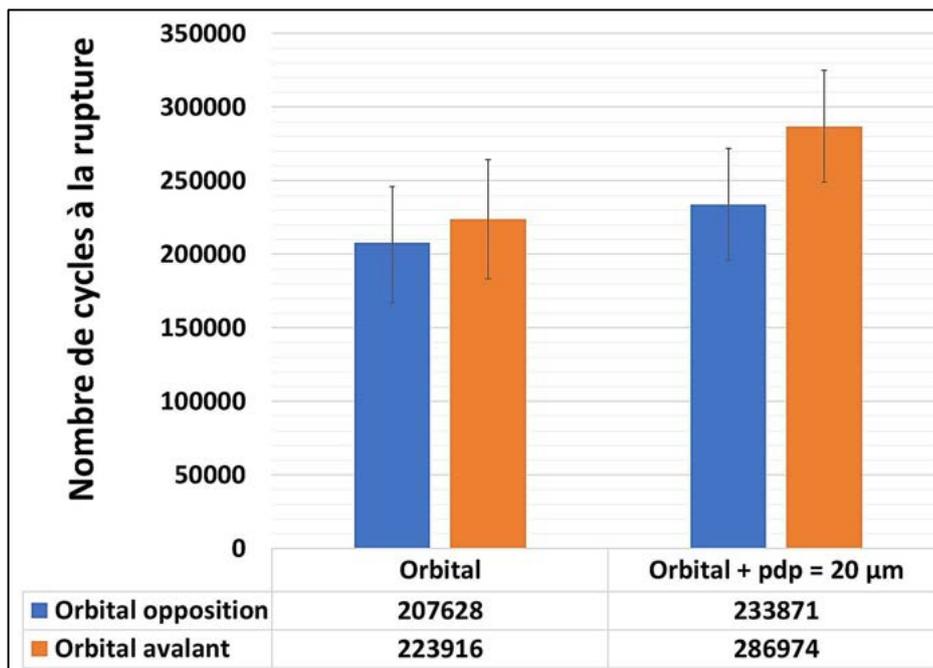


Figure 4.16 : Influence de la configuration des opérations orbitales

### 4.3.2.2. Courbes de Wöhler

Afin d'approfondir la comparaison entre les procédés, les courbes de Wöhler sur des échantillons de trous non habités ont également été tracées. Les procédés orbitaux réalisés au cours de cette campagne ont été effectués en opposition. Les conditions expérimentales suivantes ont été considérées :

- Types de sollicitation : traction-traction  $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0,1$  ;
- Contrainte nominale maximale au niveau de la section nette :  $\sigma_{\max} = [120; 280]$ MPa ;
- Fréquence de sollicitation : 20 Hz ;
- Température : Température ambiante ;
- Nombre d'éprouvette par niveau de contraintes : 3.

Les résultats (Figure 4.17) montrent que le nombre de cycles à la rupture du galetage orbital est toujours supérieur à celui du perçage orbital quel que soit le niveau de l'amplitude des contraintes. Le nombre de cycles à la rupture du perçage axial est toujours légèrement inférieur à celui du perçage orbital. En outre, la limite de fatigue conventionnelle à  $10^6$  cycles du perçage orbital est égale à celle du galetage orbital ( $\approx 135$  MPa). Cette limite commune de fatigue conventionnelle à  $10^6$  cycles entre les procédés orbitaux est nettement supérieure à celle du perçage axial ( $\approx 110$  MPa). Au regard des intégrités de surface obtenues, ces résultats s'expliquent par la présence de contraintes résiduelles de traction autour des alésages percés axialement, bien que ces derniers présentent un meilleur écrouissage superficiel. Par ailleurs, la forte dispersion des résultats de fatigue relevés au cours de l'étude de l'impact de l'ébavurage sur les éprouvettes galetées peut s'expliquer par le fait que la contrainte de 150 MPa appliquée est très proche de la limite de fatigue conventionnelle des éprouvettes galetées (135 MPa).

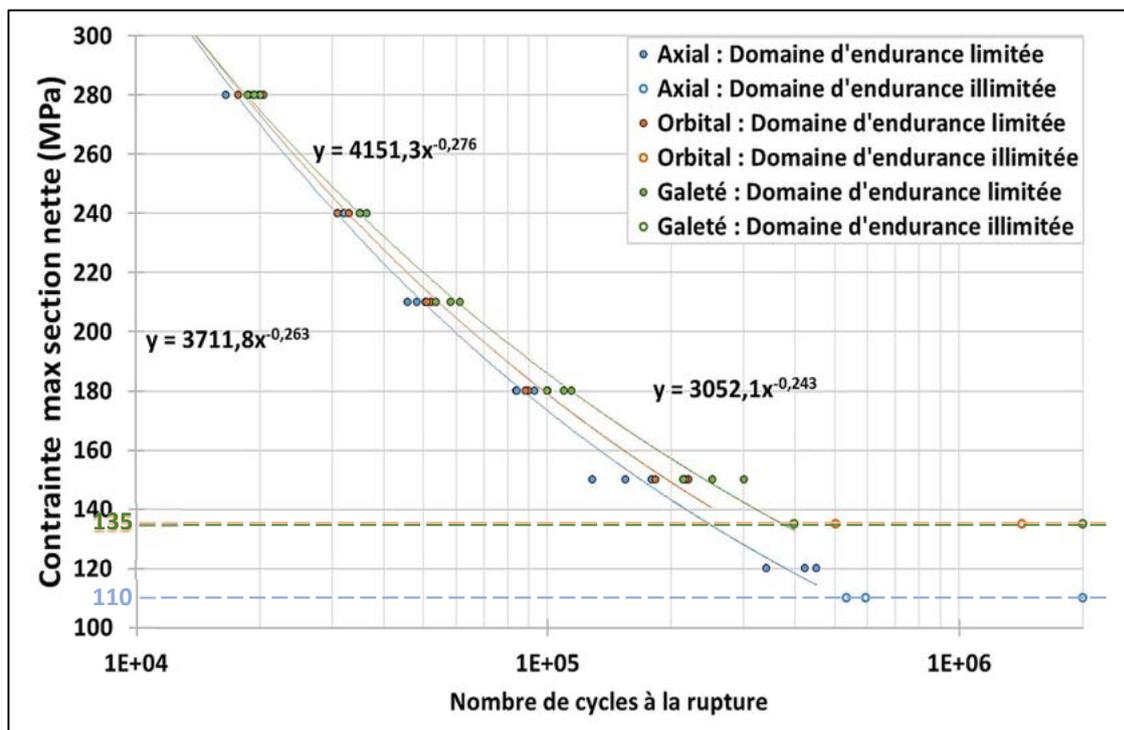


Figure 4.17 : Courbes de Wöhler pour les différents procédés de perçage

### 4.3.3. Essais de fatigue trous habités

En vue d'évaluer l'avantage des processus orbitaux optimisés sur des assemblages avec fixation, des essais de fatigue en double cisaillement ont été effectués. Les dimensions des éprouvettes ont été choisies conformément à la norme (ASTM E238-17a) (Figure 4.18). Le montage expérimental est constitué d'une chape en acier 35CD4 et d'une fixation composée d'une vis en titane et d'un écrou en acier. Les tests ont été effectués sur quatre éprouvettes pour chaque procédé. Les conditions expérimentales suivantes ont été prises en compte :

- Types de sollicitation : traction-traction  $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = 0,1$  ;
- Fréquence de sollicitation : 15 Hz ;
- Température : Température ambiante ;
- Nombre d'éprouvette par niveau de contraintes : 3 ;
- Contrainte nominale maximale au niveau de la section nette :  $\sigma_{\max} = 59,65$  MPa. Cette contrainte a été calculée de manière à avoir un niveau de contrainte maximale réelle sur la section nette égal à celui retrouvé dans le cas des essais sans fixation ( $\sigma_{\max} = 150$  MPa,  $K_t = 3,46$ ).

Afin d'étudier exclusivement les avantages du perçage orbital et du galetage orbital (usinage en opposition) en conditions de coupe optimisées sur les trous avec fixation, certaines considérations ont été faites :

- Les assemblages sont réalisés avec un ajustement avec jeu, afin d'éviter les interférences ;
- Des rondelles en PTFE ont été placées entre chaque côté de l'éprouvette et la chape afin de limiter les interactions entre la chape et éprouvette (Figure 4.19) ;
- Le couple de serrage minimal prescrit selon les exigences aéronautiques pour cette configuration est de 6,3 Nm. Mais un couple de serrage de 4Nm a été choisi pour qu'il n'y ait pas de précharge sur la fixation et donc pas de transfert de charge à travers celle-ci.

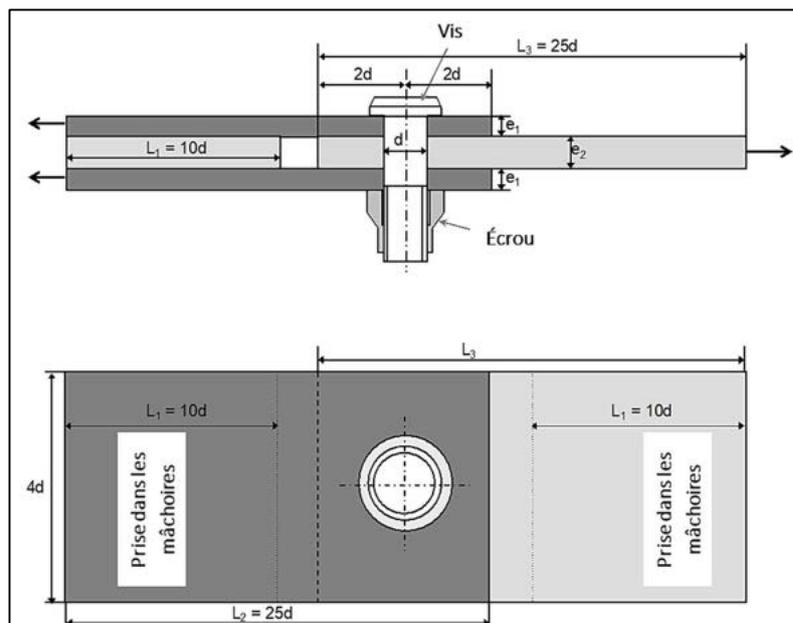


Figure 4.18 : Dimensions des éprouvettes d'essais de fatigue avec fixation

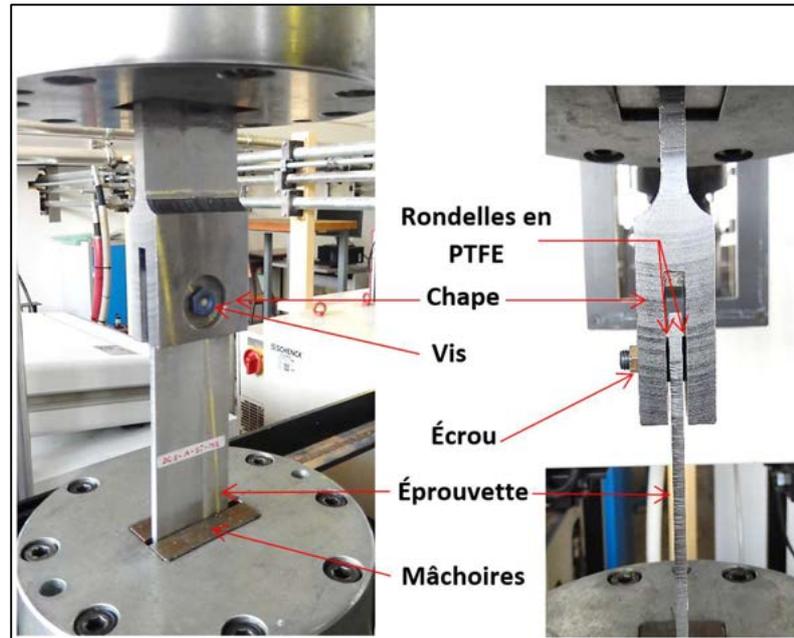


Figure 4.19 : Montage expérimental des essais de fatigue avec fixation

Les résultats obtenus (Figure 4.20) confirment que le perçage orbital permet d'atteindre une meilleure résistance à la fatigue par rapport au perçage axial (+27,47%). Le galetage orbital quant à lui améliore de 53,85% la durée de vie par rapport au perçage axial et de 20,7% par rapport au perçage orbital. Le pré-perçage+alésage offre une durée de vie en fatigue moindre par rapport au perçage axial (-19,43%), comme attendu au vu des résultats précédents. Tous ces différents résultats sont conformes aux résultats des tests de fatigue des éprouvettes avec trou non-habité.

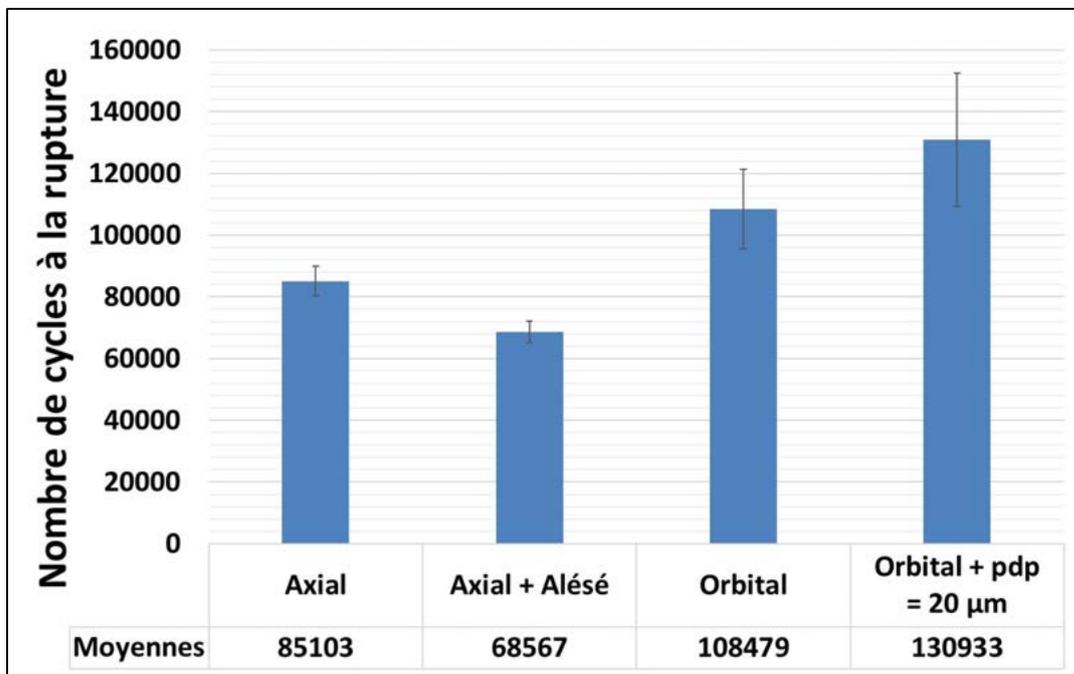


Figure 4.20 : Résultats des essais de fatigue avec fixation

#### 4.3.4. Synthèse des essais de fatigue

Les différentes campagnes de fatigue ont montré que le perçage orbital permet d'obtenir une meilleure tenue en fatigue comparativement au perçage axial, et ce bien qu'il produise un écrouissage plus faible. La présence de contraintes résiduelles de traction et la rugosité arithmétique légèrement supérieure dans le cas du perçage axial semblent être à l'origine de cette différence de durée de vie en fatigue. Le galetage orbital a permis d'accroître la durée de vie en fatigue de l'AA2024-T351 grâce à l'amélioration de l'état de surface et aussi à travers l'introduction de contraintes résiduelles compressives et de l'écrouissage en surface des alésages. Les courbes de Wöhler obtenues ont également permis de mieux comprendre le phénomène de dispersion rencontré au cours des précédentes campagnes de fatigue.

#### 4.4. Conclusion de l'étude expérimentale

L'étude expérimentale du galetage orbital menée a permis de révéler les faibles niveaux d'efforts engendrés pendant cette opération. Le respect des qualités dimensionnelles et géométriques, quelle que soit la profondeur de pénétration, a également été vérifié. L'analyse de l'intégrité de surface a notamment mis en lumière le meilleur état de surface généré par le galetage orbital, ainsi que les contraintes résiduelles compressives et l'écrouissage superficiel dans les sous-couches de l'alésage. Ce traitement mécanique produit toutefois des bavures légèrement plus grandes que le perçage orbital, mais qui restent largement en dessous du seuil de tolérance industriel. Tout ceci a permis de valider la faisabilité du galetage orbital au sein des alésages en alliage d'aluminium AA2024-T351. Les tests de fatigue sur éprouvettes avec trou non habité ont montré que la hauteur des bavures produites par le perçage orbital est trop faible pour avoir un impact pertinent sur la durée de vie en fatigue. Par conséquent, de ce point de vue, l'opération d'ébavurage n'est pas absolument nécessaire avec le perçage orbital sur les chaînes d'assemblage. Ces essais ont également mis en évidence que le perçage orbital en conditions de coupe optimisées offre une meilleure tenue en fatigue que le perçage axial. De plus, cette durée de vie en fatigue est encore meilleure avec le galetage orbital. Ces résultats ont également été observés au cours d'essais de fatigue sur des assemblages avec fixation. En outre, les courbes de Wöhler ont montré que les limites conventionnelles de fatigue à  $10^6$  cycles des processus orbitaux (perçage orbital et galetage orbital) sont plus élevées que celle du perçage axial. Les conditions de coupe optimisées en perçage orbital grande vitesse ainsi que le galetage orbital permettent donc d'atteindre une meilleure tenue à la fatigue qu'avec le perçage axial. L'augmentation de la tenue en fatigue de l'AA2024-T351 est principalement due à la présence des contraintes résiduelles compressives et à une meilleure rugosité, tous deux inhérents au galetage orbital. Ces contraintes résiduelles n'ont pu malheureusement qu'être évaluées qualitativement en raison des limites imposées par le cas d'étude. Le fait que le perçage orbital présente une meilleure tenue en fatigue que le perçage axial semble surprenant au premier abord, au vu de l'état des connaissances sur ce sujet dans l'alliage d'aluminium AA2024-T351. Mais cela est à mettre en relation avec les conditions de réalisation des alésages. Ainsi, plusieurs facteurs peuvent expliquer cela. Le petit diamètre d'alésage considéré tout d'abord, lié à la faible épaisseur des tôles percées, peut générer un effet d'échelle. Ensuite les conditions opératoires utilisées : les résultats obtenus sont a priori très dépendants de l'outil utilisé, notamment en perçage axial ; le développement du perçage orbital grande vitesse peut également modifier la surface obtenue. Enfin, il faut noter qu'avec ces petites dimensions, il est particulièrement difficile de caractériser l'intégrité de surface en proche-surface, la profondeur affectée semblant très petite.



# **Conclusion générale et perspectives**



## Conclusion générale

Ces travaux de thèse contribuent au développement du perçage orbital grande vitesse et du procédé de galetage orbital des alliages aéronautiques. Ils se focalisent principalement sur l'optimisation des conditions de coupe et l'étude de l'impact des différents paramètres de ce procédé de traitement de surface innovant, l'objectif principal étant l'introduction des contraintes résiduelles de compression au sein des alésages en vue d'accroître la tenue en fatigue des composants aéronautiques. La première partie de ces travaux a mis en relief les spécificités du perçage orbital et du galetage, ainsi que la problématique afférente en rapport avec le matériau d'étude (AA2024-T351). Il a permis de mieux comprendre les enjeux liés à leur emploi au sein de l'industrie aéronautique et de dégager les principaux verrous scientifiques à lever.

Pour atteindre les objectifs de ce projet de recherche, la détermination des conditions de coupe optimales a été réalisée grâce au couple outil matière adapté au cas du perçage orbital. Cette méthode de minimisation des efforts et énergies spécifiques de coupe a été élaborée et appliquée sur une série d'éprouvettes. En plus des énergies spécifiques de coupe, les résultats de ces essais expérimentaux ont été évalués en termes d'efforts de coupe, de l'état de surface, des qualités dimensionnelles et géométriques des trous percés et ont révélé une excellente qualité des trous usinés.

La modélisation par éléments finis du procédé de galetage orbital a également contribué à l'atteinte de ces objectifs. Elle a nécessité avant tout une élaboration minutieuse des différents éléments du modèle. Cette élaboration a été faite, d'une part, en déterminant les paramètres de modélisation essentiels pour l'obtention de résultats représentatifs, et en réduisant, d'autre part, la taille du problème à travers la détermination de la portion minimale de la pièce à modéliser, ainsi que l'étude de la convergence du maillage et de la scalabilité. Cette approche numérique a ensuite été appliquée à différentes conditions expérimentales. Le taux de galetage nécessaire pour induire une meilleure intégrité de surface a ainsi été déterminé. L'abondance des paramètres qui définissent le galetage orbital nous a amené à étudier de manière limitée l'influence de quelques-uns à savoir : la configuration de galetage, la vitesse de rotation de l'outil et la remontée de l'outil. Les critères d'évaluation des résultats ont été les contraintes résiduelles, l'écrouissage, les bavures et le taux résiduel d'expansion radiale. Il est ressorti de cette étude que tous ces paramètres impactent grandement les champs de contraintes résiduelles et légèrement l'écrouissage tandis qu'ils n'ont aucune influence sur les bavures, la forme globale de l'alésage et le taux d'expansion résiduelle radiale.

La caractérisation expérimentale des alésages réalisés par perçage orbital et traités par galetage orbital a ensuite été réalisée en comparaison à d'autres procédés de perçage couramment utilisés en aéronautique (perçage axial et pré-perçage axial + alésage). Elle a montré que le galetage orbital génère de très faibles efforts et produit des trous qui vérifient toutes les exigences aéronautiques. Ces trous présentent également un meilleur état de surface et des couches superficielles plus écrouies.

L'impossibilité d'évaluer quantitativement les niveaux de contraintes résiduelles au sein des alésages nous a conduit à proposer une alternative de mesure par diffraction de rayon X sur les bords de plaque en AA2024-T351. Ceci a permis de confronter avec succès les résultats numériques aux expériences en termes d'efforts, de contraintes résiduelles et d'écrouissage, validant par conséquent les modèles numériques développés. Il a également été développé au cours de ces

travaux une méthode qualitative d'évaluation des contraintes résiduelles au sein des alésages, la technique de HOCT (Hole Opening Comparative Technique) basée sur la « splitting method ». Cette technique a permis de démontrer que le galetage orbital génère des contraintes compressives au sein des alésages en AA2024-T351. L'impact de cette intégrité de surface sur la durée de vie a enfin été évalué. Il a été observé une amélioration de la tenue en fatigue des éprouvettes percées par perçage orbital par rapport au perçage axial, avec ou sans fixation. Le galetage orbital s'est avéré particulièrement efficace car il améliore davantage cette durée de vie. Les courbes de Wöhler ont montré que les limites conventionnelles de fatigue à  $10^6$  cycles des processus orbitaux (perçage orbital et galetage orbital) sont plus élevées que celle du perçage axial. Le procédé du perçage orbital couplé au galetage orbital a généré des contraintes résiduelles compressives tout en obtenant un meilleur état de surface. L'application de ce procédé d'écrouissage couplée à des conditions de coupe optimisées UGV ont démontré un gain en durée de vie très considérable.

## Perspectives

Ces travaux de thèse ont permis de soulever diverses problématiques scientifiques. Tout d'abord, il serait intéressant de réussir à déterminer quantitativement les niveaux de contraintes résiduelles au sein des alésages. La technique de HOCT constitue une excellente base dans ce sens et pourrait se voir être complétée par des modèles éléments finis d'ouverture de trou. Le but de ces modèles étant de déterminer l'état des contraintes nécessaires pour engendrer une déformation de l'éprouvette similaire à celle rencontrée expérimentalement. Cela pourrait se faire par l'application des conditions aux limites en déplacement sur les contours de l'éprouvettes et à relever les contraintes correspondantes.

À partir des modèles mis en place, il est possible de définir des plans d'expérience plus élaborés avec plusieurs niveaux (plus de deux) de différents facteurs tels que la vitesse de rotation orbitale, la vitesse d'avance axiale, le nombre de passe d'outil ou encore le sens de recouvrement. Cette étude permettra d'avoir à travers la méthode des surfaces de réponse un meilleur aperçu sur les paramètres du galetage orbital les plus influents en termes d'intégrité de surface, ainsi que sur leur interdépendance.

Une campagne complète de fatigue des trous avec fixation en tenant compte des interactions dans les empilements de matériaux, des interférences de fixation et du couple de serrage sont à envisager, afin d'avoir plus d'informations sur les avantages du perçage orbital et du galetage orbital à grande vitesse.

Enfin, l'effet d'échelle susceptible d'être généré à cause du faible diamètre des trous et de l'épaisseur de l'éprouvette nécessite d'être étudié. Il serait intéressant de mener dans ce cas cette étude sur des trous de diamètres plus importants.

# Bibliographie



- 
- Abaqus Analysis User's Guide (2016)*. (n.d.). Retrieved May 19, 2020, from <http://ivt-abaqusdoc.ivt.ntnu.no:2080/v2016/books/usb/default.htm?startat=pt06ch32s05ael30.html>
- Abdelhafeez, A. M., Soo, S. L., Aspinwall, D. K., Dowson, A., & Arnold, D. (2015). Burr Formation and Hole Quality when Drilling Titanium and Aluminium Alloys. *Procedia CIRP*, 37, 230–235. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2015.08.019>
- Abrão, A. M., Denkena, B., Köhler, J., Breidenstein, B., & Mörke, T. (2014). The Influence of Deep Rolling on the Surface Integrity of AISI 1060 High Carbon Steel. *Procedia CIRP*, 13, 31–36. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2014.04.006>
- Abroug, F. (2018). *Effet des défauts d'usinage sur la tenue en fatigue de pièces aéronautiques*. Thèse Art et Métier Paris Tech. <https://pastel.archives-ouvertes.fr/tel-01816027>
- Accary, M. (2014). *Chimie et transports : Vers des transports décarbonés*. EDP Sciences. , ISBN 2759810755, 272p.
- Adibi-Sedeh, A. H., Madhavan, V., & Bahr, B. (2003). Extension of Oxley's Analysis of Machining to Use Different Material Models. *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, 125(4), 656–666. <https://doi.org/10.1115/1.1617287>
- AFNOR NF EN 573-3. (2019). Aluminium et alliages d'aluminium - Composition chimique et forme des produits corroyés - Partie 3 : composition chimique et forme des produits, *AFNOR NF EN 573-3*, ICS 77.120.10 ; 77.150.10, 65p.
- Altenberger, I. (2005). *Deep Rolling - The Past, the Present and the Future*, 9th International Conference on Shot Peening (ICSP9), Paris, 144-155.
- Arola, D., & Williams, C. L. (2002). Estimating the fatigue stress concentration factor of machined surfaces. *International Journal of Fatigue*, 24(9), 923–930. [https://doi.org/10.1016/S0142-1123\(02\)00012-9](https://doi.org/10.1016/S0142-1123(02)00012-9)
- As, S. (2006). *Fatigue life prediction of an aluminium alloy automotive component using Finite Element Analysis of surface topography*. Phd thesis Norwegian University of Sciences and Technology. <http://hdl.handle.net/11250/231306>
- ASTM E 837-13a. (2013). *Test Method for Determining Residual Stresses by the Hole-Drilling Strain-Gage Method*. ASTM International. <https://doi.org/10.1520/E0837-13A>
- ASTM E238-17a. (2017). *Test Method for Pin-Type Bearing Test of Metallic Materials*. ASTM International. <https://doi.org/10.1520/E0238-17A>
- ASTM E1928-13. (2019). *Practice for Estimating the Approximate Residual Circumferential Stress in Straight Thin-walled Tubing*. ASTM International. <https://doi.org/10.1520/E1928-13R19>
- Atlati, S. (2012). *Développement d'une nouvelle approche hybride pour la modélisation des échanges thermiques à l'interface outil-copeau: Application à l'usinage de l'alliage d'aluminium aéronautique AA2024-T351*. Thèse Université de Lorraine. <http://www.theses.fr/2012LORR0200>
-

- Aurich, J. C., Dornfeld, D., Arrazola, P. J., Franke, V., Leitz, L., & Min, S. (2009). Burrs- Analysis, control and removal. *CIRP Annals*, 58(2), 519–542. <https://doi.org/10.1016/j.cirp.2009.09.004>
- Bäcker, V., Klocke, F., Wegner, H., Timmer, A., Grzhibovskis, R., & Rjasanow, S. (2010). Analysis of the deep rolling process on turbine blades using the FEM/BEM-coupling. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 10(1), 012134. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/10/1/012134>
- Ball, D., & Lowry, D. (1998). Experimental investigation on the effects of cold expansion of fastener holes. *Fatigue Fracture of Engineering Materials and Structures*, 21(1), 17–34. <https://doi.org/10.1046/j.1460-2695.1998.00430.x>
- Balland, P., Tabourot, L., Degre, F., & Moreau, V. (2013a). Mechanics of the burnishing process. *Precision Engineering*, 37(1), 129–134. <https://doi.org/10.1016/j.precisioneng.2012.07.008>
- Balland, P., Tabourot, L., Degre, F., & Moreau, V. (2013b). An investigation of the mechanics of roller burnishing through finite element simulation and experiments. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 65, 29–36. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2012.09.002>
- Barralis, J., Castex, L., & Maeder, G. (1999). *Précontraintes et traitements superficiels*. M1180 v2, Ed Techniques de l'Ingénieur, 54p.
- Biermann, D., & Heilmann, M. (2010). Improvement of workpiece quality in face milling of aluminum alloys. *Journal of Materials Processing Technology*, 210(14), 1968–1975. <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2010.07.010>
- Blanc, C., Lavelle, B., & Mankowski, G. (1997). The role of precipitates enriched with copper on the susceptibility to pitting corrosion of the 2024 aluminium alloy. *Corrosion Science*, 39(3), 495–510. [https://doi.org/10.1016/S0010-938X\(97\)86099-4](https://doi.org/10.1016/S0010-938X(97)86099-4)
- Bonnet, C. (2010). *Compréhension des mécanismes de coupe lors du perçage à sec de l'empilage Ti6Al4V/Composite fibre de carbone*. Thèse Art et Métier Paris Tech. <http://www.theses.fr/2010ENAM0033>
- Bouزيد, W., Tsoumarev, O., & Saï, K. (2004). An investigation of surface roughness of burnished AISI 1042 steel. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 24(1–2), 120–125. <https://doi.org/10.1007/s00170-003-1761-4>
- Brinksmeier, E., & Fangmann, S. (2010). Burr and Cap Formation by Orbital Drilling of Aluminum. In *Burrs—Analysis, Control and Removal* (pp. 31–45). Springer, Berlin, Heidelberg. [https://doi.org/10.1007/978-3-642-00568-8\\_4](https://doi.org/10.1007/978-3-642-00568-8_4)
- CALMIP. (n.d.). Retrieved May 19, 2020, from <https://www.calmip.univ-toulouse.fr/>
- Carrilero, M. S., Bienvenido, R., Sánchez, J. M., Álvarez, M., González, A., & Marcos, M. (2002). A SEM and EDS insight into the BUL and BUE differences in the turning processes of AA2024 Al–Cu alloy. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 42(2), 215–220. [https://doi.org/10.1016/S0890-6955\(01\)00112-2](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(01)00112-2)

- Cartier, M., & Kapsa, P. (2001). *Usure des contacts mécaniques - Problématique et définitions*. BM5065 v1, Ed Techniques de l'Ingénieur, 13p.
- Chaboche, J. L. (2008). A review of some plasticity and viscoplasticity constitutive theories. *International Journal of Plasticity*, 24(10), 1642–1693. <https://doi.org/10.1016/j.ijplas.2008.03.009>
- Chakherlou, T. N., Shakouri, M., Aghdam, A. B., & Akbari, A. (2012). Effect of cold expansion on the fatigue life of Al 2024-T3 in double shear lap joints: Experimental and numerical investigations. *Materials & Design*, 33, 185–196. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2011.07.024>
- Chen, S. F., Xie, J., & Zhuo, Y. W. (2010). Experimental Study on Deburring, Form Error and Surface Roughness in Orbital Drilling of Hardened Steel. *Advanced Materials Research*, 135, 331–336. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.135.331>
- Cheung, K.-P., Shi, S.-Q., & Lu, J. (2016). Study on Mechanical Properties of 2024 Al Sheet Treated by Smat and Hot/Cold Rolling. In C. E. Suarez (Ed.), *Light Metals 2012*, 239–244. Springer International Publishing. [https://doi.org/10.1007/978-3-319-48179-1\\_42](https://doi.org/10.1007/978-3-319-48179-1_42)
- Childs, T., Maekawa, K., Obikawa, T., & Yamane, Y. (2000). *Metal machining: Theory and applications*. Arnold ; Wiley, 408p, ISBN-13 : 978-0340691595.
- Dasch, J. M., Ang, C. C., Wong, C. A., Cheng, Y. T., Weiner, A. M., Lev, L. C., & Konca, E. (2006). A comparison of five categories of carbon-based tool coatings for dry drilling of aluminum. *Surface and Coatings Technology*, 200(9), 2970–2977. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2005.04.025>
- Daveau, G. (2012). *Interaction dislocations - joints de grains en déformation plastique monotone: Étude expérimentale et modélisations numériques*, Thèse Ecole centrale de Paris. <http://www.theses.fr/2012ECAP0035>
- Davim, J. P. (Ed.). (2009). *Surface integrity in machining*. Springer. 215p. <https://doi.org/10.1007/978-1-84882-874-2>
- Davoudinejad, A., Ashrafi, S. A., Hamzah, R. I. R., & Niazi, A. (2012). Experimental Analysis of Wear Mechanism and Tool Life in Dry Drilling of Al2024. *Advanced Materials Research*, 566, 217–221. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.566.217>
- de Bonfils-Lahovary, M.-L., Laffont, L., & Blanc, C. (2017). Characterization of intergranular corrosion defects in a 2024 T351 aluminium alloy. *Corrosion Science*, 119, 60–67. <https://doi.org/10.1016/j.corsci.2017.02.020>
- Degré, F. (2011). *Prédiction numérique des caractéristiques d'une pièce traitée par galetage: Application au secteur du décolletage*. Thèse Université de Grenoble. <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00729061>
- Deitert, L. (2011, October 18). *Orbital Drilling*. Aerospace Technology Conference and Exposition. <https://doi.org/10.4271/2011-01-2533>

- Delgado, P., Cuesta, I. I., Alegre, J. M., & Díaz, A. (2016). State of the art of Deep Rolling. *Precision Engineering*, 46, 1-10. <https://doi.org/10.1016/j.precisioneng.2016.05.001>
- Demurger, J., Forestier, R., Kieber, B., & Lasne, P. (2006). *Deep rolling process simulation: Impact of kinematic hardening on residual stresses*. ESAFORM conference, ResearchGate. [https://www.researchgate.net/publication/283993247\\_Deep\\_rolling\\_process\\_simulation\\_Impact\\_of\\_kinematic\\_hardening\\_on\\_residual\\_stresses](https://www.researchgate.net/publication/283993247_Deep_rolling_process_simulation_Impact_of_kinematic_hardening_on_residual_stresses)
- Denkena, B., Boehnke, D., & de León, L. (2008). Machining induced residual stress in structural aluminum parts. *Production Engineering*, 2(3), 247–253. <https://doi.org/10.1007/s11740-008-0097-1>
- Denkena, B., Boehnke, D., & Dege, J. H. (2008). Helical milling of CFRP–titanium layer compounds. *CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology*, 1(2), 64–69. <https://doi.org/10.1016/j.cirpj.2008.09.009>
- Develay, R. (1992). *Propriétés de l'aluminium et des alliages d'aluminium corroyés*. M440 v2, Ed Techniques de l'Ingénieur, 35p.
- Dorman, M., Toparli, M. B., Smyth, N., Cini, A., Fitzpatrick, M. E., & Irving, P. E. (2012). Effect of laser shock peening on residual stress and fatigue life of clad 2024 aluminium sheet containing scribe defects. *Materials Science and Engineering: A*, 548, 142–151. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2012.04.002>
- Dornfeld, D. A. (1999). Drilling burr formation in titanium alloy, Ti-6Al-4V. *Annals of CIRP*, 73–79.
- Dursun, T., & Soutis, C. (2014). Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. *Materials & Design (1980-2015)*, 56, 862–871. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2013.12.002>
- Eguti, C. C. A., & Trabasso, L. G. (2014). Design of a robotic orbital driller for assembling aircraft structures. *Mechatronics*, 24(5), 533–545. <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2014.06.007>
- Elajrami, M., Benguediab, M., & Ronald, G. (2008). Effect of various drilling procedures on the fatigue life of rivet holes. *Synthèse: Revue Des Sciences et de La Technologie*, 19(0), 67-75–75.
- El-Axir, M. H. (2000). An investigation into roller burnishing. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 40(11), 1603–1617. [https://doi.org/10.1016/S0890-6955\(00\)00019-5](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(00)00019-5)
- El-Axir, M. H., & El-Khabeery, M. M. (2003). Influence of orthogonal burnishing parameters on surface characteristics for various materials. *Journal of Materials Processing Technology*, 132(1), 82–89. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(02\)00269-8](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(02)00269-8)
- El-Axir, M. H., Othman, O. M., & Abodiena, A. M. (2008). Study on the inner surface finishing of aluminum alloy 2014 by ball burnishing process. *Journal of Materials Processing Technology*, 202(1–3), 435–442. <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2007.10.040>
- Everett Jr., R. A. (2004). *The effect of hole quality on the fatigue life of 2024-T3 aluminum alloy sheet* (NASA/TM-2004-212658, ARL-TR-3106; p. 14). U.S. Army Research Laboratory, Langley Research Center. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040110776.pdf>

- Everett, Matthews, W., Prabhakaran, R., Newman, & Dubberly, M. (2002). The Effects of Shot and Laser Peening on Fatigue Life and Crack Growth in 2024 Aluminum Alloy and 4340 Steel. *NASA Technical Memorandum*.
- Ezugwu, E. O. (2005). Key improvements in the machining of difficult-to-cut aerospace superalloys. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 45(12), 1353–1367. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2005.02.003>
- Fang, N., & Wu, Q. (2005). The effects of chamfered and honed tool edge geometry in machining of three aluminum alloys. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 45(10), 1178–1187. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2004.12.003>
- Field, M., & Kahles, J. F. (1964). *The surface integrity of machined and ground high strength steels*. DMIC Report 210: 54-74.
- Flom, D. G. (1985). High-Speed Machining. In G. Bruggeman & V. Weiss (Eds.), *Innovations in Materials Processing* (pp. 417–439). Springer US. [https://doi.org/10.1007/978-1-4613-2411-9\\_22](https://doi.org/10.1007/978-1-4613-2411-9_22)
- François, M., & Bourquinel, B. (1996). Technique de mesure par diffraction des rayons X. In A. Lodini & M. Perrin (Eds.), *Analyse des contraintes résiduelles par diffraction des rayons X et des neutrons* (276p).
- François, M., & Sprauel, J.-M. (1996). X-ray Diffraction Method. In J. LU & M. R. James (Eds.), *Handbook of Measurement of Residual Stresses/ Society for Experimental Mechanics*.
- Jian Lu. Frêne, J., & Zaïdi, H. (2011). *Introduction à la tribologie*. TRI100 v1, Ed Techniques de l'Ingénieur, 17p.
- Fuh, K.-H., & Chang, H.-Y. (1997). An accuracy model for the peripheral milling of aluminum alloys using response surface design. *Journal of Materials Processing Technology*, 72(1), 42–47. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(97\)00127-1](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(97)00127-1)
- Giasin, K., Hodzic, A., Phadnis, V., & Ayvar-Soberanis, S. (2016). Assessment of cutting forces and hole quality in drilling Al2024 aluminium alloy: Experimental and finite element study. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 87(5), 2041–2061. <https://doi.org/10.1007/s00170-016-8563-y>
- Girion, M. (2017). *Développement d'un modèle numérique sur l'étude de l'intégrité des surfaces en perçage*. Thèse Ecole Nationale d'Ingénieurs de Saint-Etienne.
- Giroto, F., & Géhin, D. (2002). Perçage à sec des alliages d'aluminium aéronautique. *Mécanique & Industries*, 3(4), 301–313. [https://doi.org/10.1016/S1296-2139\(02\)01170-3](https://doi.org/10.1016/S1296-2139(02)01170-3)
- Gopalakrishna, H. D., Narasimha Murthy, H. N., Krishna, M., Vinod, M. S., & Suresh, A. V. (2010). Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy – An experimental study. *Engineering Failure Analysis*, 17(2), 361–368. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2009.08.002>

- Haddag, B., Atlati, S., Nouari, M., & Moufki, A. (2016). Dry Machining Aeronautical Aluminum Alloy AA2024-T351: Analysis of Cutting Forces, Chip Segmentation and Built-Up Edge Formation. *Metals*, 6(9), 197. <https://doi.org/10.3390/met6090197>
- Hamade, R. F., & Ismail, F. (2005). A case for aggressive drilling of aluminum. *Journal of Materials Processing Technology*, 166(1), 86–97. <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2004.07.099>
- Hashimura, M., Hassamont, J., & Dornfeld, D. A. (1999). Effect of In-Plane Exit Angle and Rake Angles on Burr Height and Thickness in Face Milling Operation. *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, 121(1), 13–19. <https://doi.org/10.1115/1.2830566>
- Hassan, A. M. (1997). The effects of ball- and roller-burnishing on the surface roughness and hardness of some non-ferrous metals. *Journal of Materials Processing Technology*, 385–391. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(97\)00199-4](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(97)00199-4)
- Hassan, A. M., & Al-Bsharat, A. S. (1996a). Improvements in some properties of non-ferrous metals by the application of the ball-burnishing process. *Journal of Materials Processing Technology*, 59(3), 250–256. [https://doi.org/10.1016/0924-0136\(95\)02149-3](https://doi.org/10.1016/0924-0136(95)02149-3)
- Hassan, A. M., & Al-Bsharat, A. S. (1996b). Influence of burnishing process on surface roughness, hardness, and microstructure of some non-ferrous metals. *Wear*, 199(1), 1–8. [https://doi.org/10.1016/0043-1648\(95\)06847-3](https://doi.org/10.1016/0043-1648(95)06847-3)
- Hassan, A. M., & Al-Wahhab, O. M. A. (1998). Surface Characteristics of Some Roller Burnished Non-ferrous Components. *Materials and Manufacturing Processes*, 13(4), 505–515. <https://doi.org/10.1080/10426919808935272>
- Hassan, A. M., & Maqableh, A. M. (2000). The effects of initial burnishing parameters on non-ferrous components. *Journal of Materials Processing Technology*, 102(1–3), 115–121. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(00\)00464-7](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(00)00464-7)
- ISO 13715. (2017). *Documentation technique de produits - Arêtes de forme non définie - Indication et cotation*. AFNOR
- Itoigawa, F., Childs, T. H. C., Nakamura, T., & Belluco, W. (2006). Effects and mechanisms in minimal quantity lubrication machining of an aluminum alloy. *Wear*, 260(3), 339–344. <https://doi.org/10.1016/j.wear.2005.03.035>
- Iyer, R., Koshy, P., & Ng, E. (2007). Helical milling: An enabling technology for hard machining precision holes in AISI D2 tool steel. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 47(2), 205–210. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2006.04.006>
- Jerez Mesa, R. (2018). *Study and characterisation of surface integrity modification after ultrasonic vibration-assisted ball burnishing* [Phd, Université de Toulouse, Université Toulouse III - Paul Sabatier]. <http://thesesups.ups-tlse.fr/3903/>
- Ji, V. (2003). *Contribution à l'analyse par diffraction des rayons X de l'état microstructural et mécanique des matériaux hétérogènes*. 132.

- John, M. R. S., Wilson, A. W., Bhardwaj, A. P., Abraham, A., & Vinayagam, B. K. (2016). An investigation of ball burnishing process on CNC lathe using finite element analysis. *Simulation Modelling Practice and Theory*, 62, 88–101. <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2016.01.004>
- Johnson, G. R., & Cook, W. H. (1983, April). *A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures*. Scribd. <https://www.scribd.com/document/81848138/A-Constitutive-Model-and-Data-for-Metals>
- Johnson, K. L. (1985). *Contact Mechanics*. Cambridge University Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9781139171731>
- Juijerm, P., Altenberger, I., & Scholtes, B. (2006). Fatigue and residual stress relaxation of deep rolled differently aged aluminium alloy AA6110. *Materials Science and Engineering: A*, 426(1), 4–10. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2005.11.064>
- Kelly, J. F., & Cotterell, M. G. (2002). Minimal lubrication machining of aluminium alloys. *Journal of Materials Processing Technology*, 120(1), 327–334. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(01\)01126-8](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(01)01126-8)
- Khan, A. S., & Liu, H. (2012). Variable strain rate sensitivity in an aluminum alloy: Response and constitutive modeling. *International Journal of Plasticity*, 36, 1–14. <https://doi.org/10.1016/j.ijplas.2012.02.001>
- Kim, J.-D., & Kang, Y.-H. (1997). High-speed machining of aluminium using diamond endmills. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 37(8), 1155–1165. [https://doi.org/10.1016/S0890-6955\(96\)00011-9](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(96)00011-9)
- Kishawy, H. A., Dumitrescu, M., Ng, E.-G., & Elbestawi, M. A. (2005). Effect of coolant strategy on tool performance, chip morphology and surface quality during high-speed machining of A356 aluminum alloy. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 45(2), 219–227. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2004.07.003>
- Ko, S.-L., & Lee, J.-K. (2001). Analysis of burr formation in drilling with a new-concept drill. *Journal of Materials Processing Technology*, 113(1), 392–398. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(01\)00717-8](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(01)00717-8)
- Lacombe, A. (2019, October). *Impact of the drilling process on the fatigue life of an aluminium 2024-T351 part*. 1st International Conference on Advanced Joining Processes, Açores, Portugal.
- Larbi, S., Djebali, S., & Bilek, A. (2015). Study of High Speed Machining by Using Split Hopkinson Pressure Bar. *Procedia Engineering*, 114, 314–321. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.08.074>
- Lesuer, D. (1999). *Experimental Investigations of Material Models for Ti-6AL4V and 2024-T3*. Thesis report, UCRL-ID- 13469 1, Lawrence Livermore National Lab CA, 36.
- Limido, J. (2008). *Étude de l'effet de l'usinage grande vitesse sur la tenue en fatigue de pièces aéronautiques*. Thèse de Université de Toulouse, UT3 - Paul Sabatier. <http://www.theses.fr/144467399>

- Lin, Y. C., Li, Q.-F., Xia, Y.-C., & Li, L.-T. (2012). A phenomenological constitutive model for high temperature flow stress prediction of Al–Cu–Mg alloy. *Materials Science and Engineering: A*, 534, 654–662. <https://doi.org/10.1016/j.msea.2011.12.023>
- Lindqvist, R., Eriksson, I., & Wolf, M. (2001). Orbital Drilling of Sandwich Constructions for Space Applications. *SAE Transactions*, 110, 179–186. JSTOR.
- List, G., Nouari, M., Géhin, D., Gomez, S., Manaud, J. P., Le Petitcorps, Y., & Girot, F. (2005). Wear behaviour of cemented carbide tools in dry machining of aluminium alloy. *Wear*, 259(7), 1177–1189. <https://doi.org/10.1016/j.wear.2005.02.056>
- List, Gautier. (2004b). *Etude des mécanismes d'endommagement des outils carbure WC-CO par la caractérisation de l'interface outil-copeau. Application à l'usinage à sec de l'alliage d'aluminium aéronautique AA2024-T351*. Thèse Arts et Métiers Paris Tech. <https://pastel.archives-ouvertes.fr/pastel-00001178/document>
- Lu, J. (2006, December 10). *Traitements de surface mécaniques – Principes*. M1190 v2, Ed Techniques de l'Ingénieur, 18p.
- Lutze, S. (2008). *State of the Art and Expectations for the Future of Orbital Drilling*. PhD Thesis, Universität Lüneburg.
- Majzoobi, G. H., Zare Jouneghani, F., & Khademi, E. (2016). Experimental and numerical studies on the effect of deep rolling on bending fretting fatigue resistance of Al7075. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 82(9–12), 2137–2148. <https://doi.org/10.1007/s00170-015-7542-z>
- Manouchehrifar, A., & Alasvand, K. (2012). *Finite element simulation of deep rolling and evaluate the influence of parameters on residual stress*. I. J. Rudas & WSEAS (Organization), Eds. WSEAS. ISBN: 978-1-61804-071-8
- Marguet, B., Wiegert, F., Lebahar, O., Bretagnol, B., Okcu, F., & Ingvar, E. (2007, September 17). *Advanced Portable Orbital-Drilling Unit for Airbus Final Assembly Lines*. Aerospace Technology Conference and Exposition. <https://doi.org/10.4271/2007-01-3849>
- Mathurin, F. (2008). *Etude du processus de vissage par vis autoformeuse et élaboration d'une méthode de dimensionnement adaptée*. Thèse de l'Université de Toulouse, INSA Toulouse.
- Maximov, J. T., Anchev, A. P., Dunchev, V. P., Ganev, N., Duncheva, G. V., & Selimov, K. F. (2017). Effect of slide burnishing basic parameters on fatigue performance of 2024-T3 high-strength aluminium alloy: Fatigue Performance of 2024-T3 Aluminium Alloy. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 40(11), 1893–1904. <https://doi.org/10.1111/ffe.12608>
- Maximov, J. T., Anchev, A. P., Duncheva, G. V., Ganev, N., & Selimov, K. F. (2017). Influence of the process parameters on the surface roughness, micro-hardness, and residual stresses in slide burnishing of high-strength aluminum alloys. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 39(8), 3067–3078. <https://doi.org/10.1007/s40430-016-0647-y>
- Maximov, Jordan T., Anchev, A. P., Duncheva, G. V., Ganev, N., Selimov, K. F., & Dunchev, V. P. (2019). Impact of slide diamond burnishing additional parameters on fatigue behaviour of 2024-

- T3 Al alloy. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 42(1), 363–373. <https://doi.org/10.1111/ffe.12915>
- Meng, X., Liu, B., Luo, L., Ding, Y., Rao, X.-X., Hu, B., Liu, Y., & Lu, J. (2018). The Portevin-Le Châtelier effect of gradient nanostructured 5182 aluminum alloy by surface mechanical attrition treatment. *Journal of Materials Science & Technology*, 34(12), 2307–2315. <https://doi.org/10.1016/j.jmst.2018.06.002>
- Mescall, J., & Weiss, V. (1983). *Material Behavior Under High Stress and Ultrahigh Loading Rates*. Springer US. <http://dx.doi.org/10.1007/978-1-4613-3787-4>
- Morimoto, T., & Tamamura, K. (1991). Burnishing process using a rotating ball-tool Effect of tool material on the burnishing process. *Wear*, 147(1), 185–193. [https://doi.org/10.1016/0043-1648\(91\)90128-H](https://doi.org/10.1016/0043-1648(91)90128-H)
- Moussaoui, K. (2013). *Influence de l'usinage sur la durée de vie en fatigue de pièces aéronautiques en alliage de titane*. Thèse de Université de Toulouse, UT3 - Paul. <http://thesesups.ups-tlse.fr/2064/>
- Murakami, Y. (2019). *Metal fatigue: Effects of small defects and nonmetallic inclusions*. 2<sup>nd</sup> Edition, Elsevier, 758p, ISBN: 9780128138762
- Nair, R. M., Durairajan, B., & Bahr, B. (2002). High Speed Drilling of Al-2024-T3 Alloy. *SAE Transactions*, 111, 14-20. JSTOR.
- NF E66-520-2. (1997). *Domaine de fonctionnement des outils coupants - Couple outil-matière - Partie 2: Description générale*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 18p.
- NF E66-520-5. (1999). *Domaine de fonctionnement des outils coupants - Couple outil-matière - Partie 5: Application à la technologie de fraisage*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 26p
- NF E66-520-6. (1999). *Domaine de fonctionnement des outils coupants - Couple outil-matière - Partie 6: Mode d'obtention du couple outil-matière en fraisage*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 60p.
- NF E66-520-7. (2000). *Domaine de fonctionnement des outils coupants - Couple outil-matière - Partie 7: Application à la technologie de perçage dans le plein*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 26p.
- NF E66-520-8. (2000). *Domaine de fonctionnement des outils coupants - Couple outil-matière - Partie 8: Mode d'obtention du couple outil-matière en perçage dans le plein*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 82p.
- NF EN 485-2. (2018). *Aluminium et alliages d'aluminium - Tôles, bandes et tôles épaisses - Partie 2 : caractéristiques mécaniques*. AFNOR, ISSN 0335-3931, 104p.
- Nouari, M., List, G., Girot, F., & Coupard, D. (2003). Experimental analysis and optimisation of tool wear in dry machining of aluminium alloys. *Wear*, 255(7), 1359–1368. [https://doi.org/10.1016/S0043-1648\(03\)00105-4](https://doi.org/10.1016/S0043-1648(03)00105-4)
- Nouari, M., List, G., Girot, F., & Géhin, D. (2005). Effect of machining parameters and coating on wear mechanisms in dry drilling of aluminium alloys. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 45(12), 1436–1442. <https://doi.org/10.1016/j.ijmactools.2005.01.026>

Nouari, Mohammed. (2000). *Modélisation de l'usure par diffusion des outils de coupe en usinage à grande vitesse*. Thèse de l'Université Paul Verlaine - Metz. <https://hal.univ-lorraine.fr/tel-01775403/document>

Özel, T., & Karpaz, Y. (2007). Identification of Constitutive Material Model Parameters for High-Strain Rate Metal Cutting Conditions Using Evolutionary Computational Algorithms. *Materials and Manufacturing Processes*, 22(5), 659–667. <https://doi.org/10.1080/10426910701323631>

Köklü, U. (2012). Influence of the process parameters and the mechanical properties of aluminum alloys on the burr height and the surface roughness in dry drilling. *Materials and technology*, 46(2), 103–108. ISSN 1580-2949

Paube, N. (2008). *Fatigue corrosion dans le sens travers court de tôles d'aluminium 2024-T351 présentant des défauts de corrosion localisée*. Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure des Mines Saint- Etienne. <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00359611>

Pereira, R. B. D., Brandão, L. C., de Paiva, A. P., Ferreira, J. R., & Davim, J. P. (2017). A review of helical milling process. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 120, 27–48. <https://doi.org/10.1016/j.ijmachtools.2017.05.002>

Perenda, J., Trajkovski, J., Žerovnik, A., & Prebil, I. (2015). Residual stresses after deep rolling of a torsion bar made from high strength steel. *Journal of Materials Processing Technology*, 218, 89–98. <https://doi.org/10.1016/j.jmatprotec.2014.11.042>

Perrin, G. (2007). *Etude métallurgique, mécanique et thermique de l'intégrité des surfaces des pièces percées au foret hélicoïdal dans l'IN718TR: Détection, quantification des anomalies de perçage par Process Monitoring*. Thèse Mines Paris Tech. <http://www.theses.fr/2007ENMP0003>

Pilný, L., De Chiffre, L., Piška, M., & Villumsen, M. F. (2012). Hole quality and burr reduction in drilling aluminium sheets. *CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology*, 5(2), 102–107. <https://doi.org/10.1016/j.cirpj.2012.03.005>

Prevey, P. S. (1987). The Measurement of Subsurface Residual Stress and Cold Work Distributions in Nickel Base Alloys. *ASM's Conf Residual Stress Des Process. Mater. Sel.*, 11–19.

PRIETO YESPICA, W. J. (2012). *Etude comparative du comportement électrochimique des alliages d'aluminium 2024 T351 et 7075 T7351 en milieu neutre de sulfate de sodium*. Thèse de l'Université de Toulouse, INP Toulouse.

Prime, M. B., & Hill, M. R. (2002). Residual stress, stress relief, and inhomogeneity in aluminum plate. *Scripta Materialia*, 46(1), 77–82. [https://doi.org/10.1016/S1359-6462\(01\)01201-5](https://doi.org/10.1016/S1359-6462(01)01201-5)

Qin, X. D., Sun, X. T., Wang, Q., Chen, S. M., & Li, H. (2012). *Comparative Study on Helical Milling and Drilling of Ti-6Al-4V*. 499, 200–204. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/KEM.499.200>

Radutoiu, N. (2013). *Influence des traitements thermiques sur le comportement en corrosion à l'échelle locale de l'alliage d'aluminium en AW 2024*. Thèse de l'Université de Toulouse, INP Toulouse.

- Ralph, W. C., Johnson, W. S., Makeev, A., & Newman, J. C. (2007). Fatigue performance of production-quality aircraft fastener holes. *International Journal of Fatigue*, 29(7), 1319–1327. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2006.10.016>
- Rami, A. (2017). *Contributions expérimentales et numériques pour la compréhension de l'intégrité des surfaces induite par un outil combiné usinage-galetage*. Thèse de l'Université de Lyon, Ecole Centrale de Lyon - Ecole Nationale d'Ingénieurs de Saint-Etienne.
- Ramzi, M., Elajrami, M., El-Hassar, F. Y., & Milouki, H. (2017, April 25). Effect of drilling parameters on quality of the hole. *Australian Journal of Basic and Applied Sciences*, 11(5): 202-209.
- Rey, P.-A. (2016). *Caractérisation et optimisation du perçage orbital du Ti6Al4V et d'empilages CFRP/Ti6Al4V*. Thèse de l'Université de Toulouse, UT3 - Paul Sabatier. <http://thesesups.ups-tlse.fr/3207/1/2016TOU30113.pdf>
- Rodopoulos, C. A., Curtis, S. A., de los Rios, E. R., & SolisRomero, J. (2004). Optimisation of the fatigue resistance of 2024-T351 aluminium alloys by controlled shot peening - Methodology, results and analysis. *International Journal of Fatigue*, 26(8), 849–856. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2004.01.003>
- Rodríguez, A., López de Lacalle, L. N., Celaya, A., Lamikiz, A., & Albizuri, J. (2012). Surface improvement of shafts by the deep ball-burnishing technique. *Surface and Coatings Technology*, 206(11), 2817–2824. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2011.11.045>
- Rossini, N. S., Dassisti, M., Benyounis, K. Y., & Olabi, A. G. (2012). Methods of measuring residual stresses in components. *Materials & Design*, 35, 572–588. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2011.08.022>
- Röttger, K. (2003). *Walzen hartgedrehter Oberflächen*. Shaker Verlag. 175p, ISBN-10 : 3832211772
- Roy, P., Sarangi, S. K., Ghosh, A., & Chattopadhyay, A. K. (2009). Machinability study of pure aluminium and Al–12% Si alloys against uncoated and coated carbide inserts. *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials*, 27(3), 535–544. <https://doi.org/10.1016/j.ijrmhm.2008.04.008>
- Rule, W. K., & Jones, S. E. (1998). A revised form for the Johnson-Cook strength model. *International Journal of Impact Engineering*, 21(8), 609–624. [https://doi.org/10.1016/S0734-743X\(97\)00081-X](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(97)00081-X)
- Sadek, A., Meshreki, M., & Attia, M. H. (2012). Characterization and optimization of orbital drilling of woven carbon fiber reinforced epoxy laminates. *CIRP Annals*, 61(1), 123–126. <https://doi.org/10.1016/j.cirp.2012.03.089>
- Salguero, J., Batista, M., Calamaz, M., Giroto, F., & Marcos, M. (2013). Cutting Forces Parametric Model for the Dry High Speed Contour Milling of Aerospace Aluminium Alloys. *Procedia Engineering*, 63, 735–742. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2013.08.215>

- Santos, M. C., Machado, A. R., Sales, W. F., Barrozo, M. A. S., & Ezugwu, E. O. (2016). Machining of aluminum alloys: A review. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 86(9–12), 3067–3080. <https://doi.org/10.1007/s00170-016-8431-9>
- Sasahara, H., Kawasaki, M., & Tsutsumi, M. (2008). Helical Feed Milling with MQL for Boring of Aluminum Alloy. *Journal of Advanced Mechanical Design, Systems, and Manufacturing*, 2(6), 1030–1040. <https://doi.org/10.1299/jamdsm.2.1030>
- Schulze, V. (2006). *Modern Mechanical Surface Treatment: States, Stability, Effects*. John Wiley & Sons, 375p. ISBN: 978-3-527-31371-6
- Seidt, J. D., & Gilat, A. (2013). Plastic deformation of 2024-T351 aluminum plate over a wide range of loading conditions. *International Journal of Solids and Structures*, 50(10), 1781–1790. <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2013.02.006>
- Shahzad, M. (2011). *Influence de la rugosité et des traitements d'anodisation sur la tenue en fatigue des alliages d'aluminium aéronautiques 2214 et 7050*. Thèse de l'Université de Toulouse, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace.
- Shreir, L. L. (Ed.). (1979). *Corrosion. 2: Corrosion control*. 2. ed., John Wiley & Sons . Newnes-Butterworth. ISBN 0408001100
- Song, H. (2010). *Analyse expérimentale et numérique de la distribution des contraintes résiduelles induites par choc-laser dans les alliages d'aluminium*. Thèse Arts et Métiers Paris Tech. <https://pastel.archives-ouvertes.fr/pastel-00005901>
- Sreejith, P. S., & Ngoi, B. K. A. (2000). Dry machining: Machining of the future. *Journal of Materials Processing Technology*, 101(1), 287–291. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(00\)00445-3](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(00)00445-3)
- Stanzl-Tschegg, S. E., & Mayer, H. (2001). Fatigue and fatigue crack growth of aluminium alloys at very high numbers of cycles. *International Journal of Fatigue*, 23, 231–237. [https://doi.org/10.1016/S0142-1123\(01\)00167-0](https://doi.org/10.1016/S0142-1123(01)00167-0)
- Stucky, M. (2011). *Traitements thermiques des alliages d'aluminium – Matériels et recommandations*. M1290 v2 , Ed Techniques de l'Ingénieur, 32p.
- Sun, D., Lemoine, P., Keys, D., Doyle, P., Malinov, S., Zhao, Q., Qin, X., & Jin, Y. (2016). Hole-making processes and their impacts on the microstructure and fatigue response of aircraft alloys. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 1–8. <https://doi.org/10.1007/s00170-016-9850-3>
- Suraratchai, M., Limido, J., Mabru, C., & Chieragatti, R. (2008). Modelling the influence of machined surface roughness on the fatigue life of aluminium alloy. *International Journal of Fatigue*, 30(12), 2119–2126. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2008.06.003>
- Suraratchai, Monchai. (2006). *Influence de l'état de surface sur la tenue en fatigue de l'alliage d'aluminium 7010*. Thèse de l'Université Toulouse, UT3 – Paul Sabatier. <http://www.theses.fr/2006TOU30169>

- Teng, X., & Wierzbicki, T. (2004). Effect of fracture criteria on high velocity perforation of thin beams. *International Journal of Computational Methods*, 01(01), 171–200. <https://doi.org/10.1142/S0219876204000058>
- Tönshoff, H. K., Friemuth, T., & Groppe, M. (2001). *High efficient circular milling: A solution for economical machining of bore holes in composite materials*. Third International Conference on Metal Cutting and High Speed Machining, Metz, France, 287–296.
- Trauth, D., Klocke, F., Mattfeld, P., & Klink, A. (2013). Time-efficient Prediction of the Surface Layer State after Deep Rolling using Similarity Mechanics Approach. *Procedia CIRP*, 9, 29–34. <https://doi.org/10.1016/j.procir.2013.06.163>
- Travieso-Rodríguez, J. A., Desein, G., & González-Rojas, H. A. (2011). Improving the surface finish of concave and convex surfaces using a ball burnishing process. *Materials and Manufacturing Processes*, 26, 1494–1502. <https://doi.org/10.1080/10426914.2010.544819>
- Vargel, C. (2005). *Propriétés générales de l'aluminium et de ses alliages*. M4661 v1, Ed Techniques de l'Ingénieur, 19p.
- Von Turkovich, B. F. (1979). Influence of very high cutting speed on the chip formation mechanics. *Proceedings of the 7th NAMRC*, 241–247.
- Wagner, L., & Ludian, T. (1999). Mechanical surface treatments on titanium, aluminum and magnesium alloys. *Materials Science and Engineering: A*, 263(2), 210–216. [https://doi.org/10.1016/S0921-5093\(98\)01168-X](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(98)01168-X)
- Wagner, L., & Mueller, C. (1992). Effect of Shot Peening on Fatigue Behavior in Al-Alloys. *Materials and Manufacturing Processes*, 7(3), 423–440. <https://doi.org/10.1080/10426919208947430>
- Wang, B., Gao, H., Cao, B., Zhuang, Y., & Zhao, Z. (2014). Mechanism of damage generation during drilling of carbon/epoxy composites and titanium alloy stacks. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 228(7), 698–706. <https://doi.org/10.1177/0954405413508117>
- Whinnem, E., Lipczynski, G., & Eriksson, I. (2008). Development of orbital drilling for the Boeing 787. *SAE Int. J. Aerosp.*, 1(1), 6. <https://doi.org/10.4271/2008-01-2317>
- Wiesner, C., Kunzi, H. U., & Ilschner, B. (1991). Characterization of the topography of turned surfaces and its influence on the fatigue life of Al7075. *Materials Science and Engineering: A*, 145(2), 151–158. [https://doi.org/10.1016/0921-5093\(91\)90244-H](https://doi.org/10.1016/0921-5093(91)90244-H)
- Wright, P. K., & Trent, E. M. (2000). *Metal cutting* (4th ed.). Butterworth-Heinemann. 464p. ISBN: 9780750670692
- Yang, J.-M., Her, Y. C., Han, N., & Clauer, A. (2001). Laser shock peening on fatigue behavior of 2024-T3 Al alloy with fastener holes and stopholes. *Materials Science and Engineering: A*, 298(1–2), 296–299. [https://doi.org/10.1016/S0921-5093\(00\)01277-6](https://doi.org/10.1016/S0921-5093(00)01277-6)

Yen, Y. C., Sartkulvanich, P., & Altan, T. (2005). Finite Element Modeling of Roller Burnishing Process. *CIRP Annals*, 54(1), 237–240. [https://doi.org/10.1016/S0007-8506\(07\)60092-4](https://doi.org/10.1016/S0007-8506(07)60092-4)

Yousefi, R., & Ichida, Y. (2000). A study on ultra-high-speed cutting of aluminium alloy: Formation of welded metal on the secondary cutting edge of the tool and its effects on the quality of finished surface. *Precision Engineering*, 24(4), 371–376. [https://doi.org/10.1016/S0141-6359\(00\)00048-9](https://doi.org/10.1016/S0141-6359(00)00048-9)

Zaid, A. I. O., Ababneh, M. A., & Al-Haddid, T. N. (2000). Effect of shot peening on the fatigue strength of 2024-t3 aluminum alloy in the unwelded and welded conditions. *Current Advances in Mechanical Design and Production VII*. 339–346. Pergamon. <https://doi.org/10.1016/B978-008043711-8/50035-0>

Zhang, X., & Wang, Z. (2003). Fatigue life improvement in fatigue-aged fastener holes using the cold expansion technique. *International Journal of Fatigue*, 25(9), 1249–1257. [https://doi.org/10.1016/S0142-1123\(03\)00152-X](https://doi.org/10.1016/S0142-1123(03)00152-X)

Zhu, L., Li, N., & Childs, P. R. N. (2018). Light-weighting in aerospace component and system design. *Propulsion and Power Research*, 7(2), 103–119. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2018.04.001>

# Annexes



## Annexe A : Couple outil-matière du perçage orbital en avalant

## A1. Détermination des paramètres optimisés

## A1-1. Détermination de la vitesse de rotation outil optimale

Tout comme dans le cas du perçage orbital en opposition, l'évolution des efforts spécifiques de coupe en fonction de la vitesse de coupe ne permettent pas de déterminer un optimum (Figure A.1). La courbe représentative de l'évolution de l'énergie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de rotation montre que le minimum de l'énergie spécifique est atteint pour  $N_{\text{outil}}=60000\text{tr/min}$  (Figure A.2). Par ailleurs, l'analyse de la signature de l'ORBIBOT à vide menée précédemment a révélé une fréquence propre du système au voisinage de  $650\text{m/min}$ . La vitesse de coupe optimale sera donc fixée à la valeur de **609.469m/min**. Cette valeur optimale correspond à une vitesse de coupe de rotation outil  $N_{\text{outil}} = 40000\text{tr/min}$ .

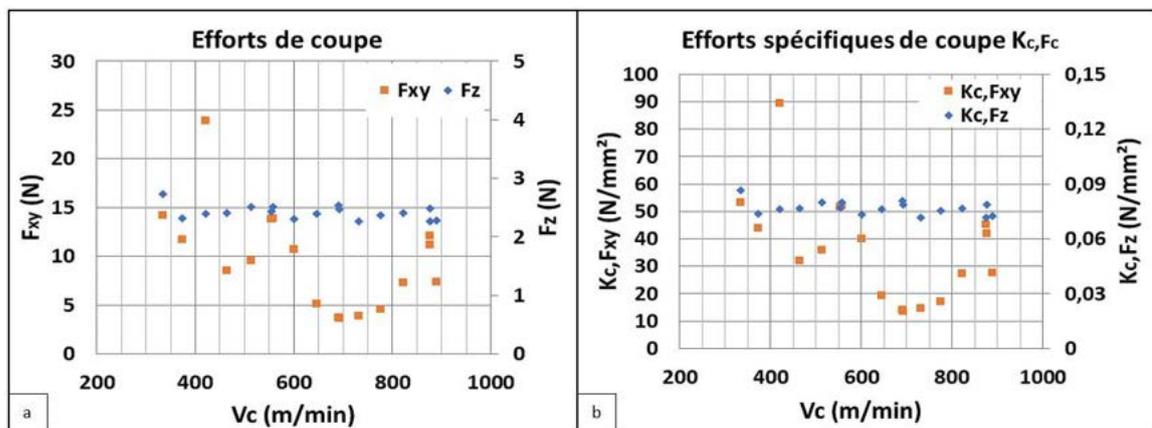


Figure A.1: Efforts spécifiques de coupe (a) et énergies spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse de rotation outil

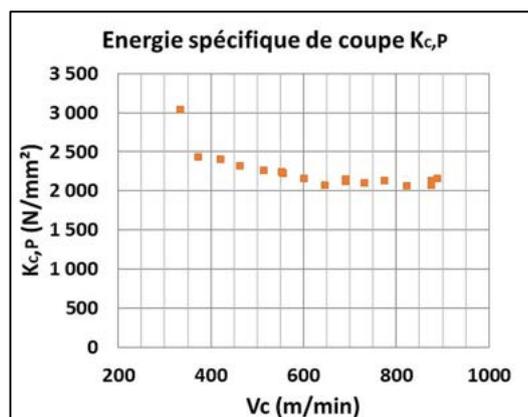


Figure A.2: (a) Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse de rotation outil - (b) accélération à vide de l'ORBIBOT

## A1-2. Détermination du pas hélicoïdal optimal

Les énergies spécifiques de coupe  $K_{C,Fxy}$  et  $K_{C,Fz}$  permettent de définir un point de fonctionnement à  $p \approx 40 \mu\text{m}$  comme dans le cas de la configuration en opposition (Figure A.3-b). On pourrait également considérer un pas optimal de  $50 \mu\text{m}$  car cette valeur minimise davantage l'énergie spécifique de coupe  $K_{C,Fxy}$ , sans toutefois augmenter grandement le  $K_{C,Fz}$ .

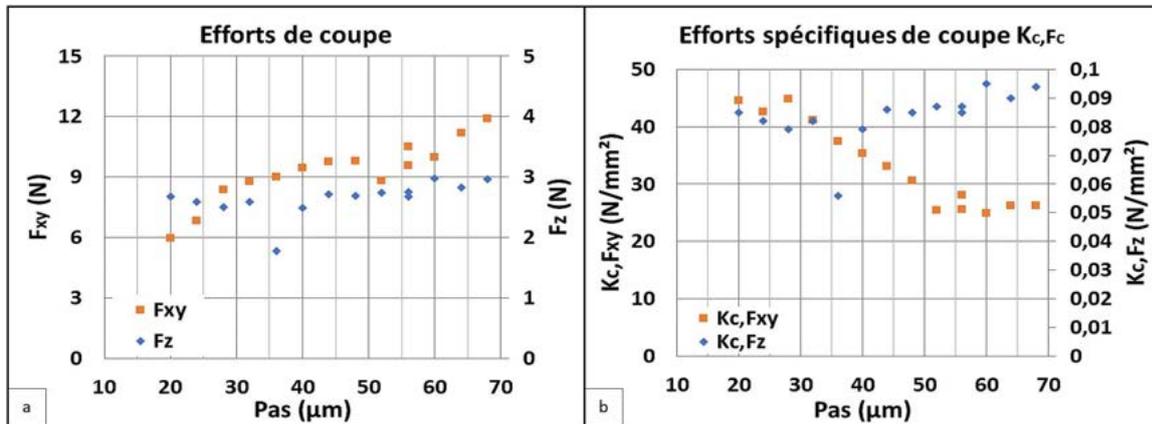


Figure A.3: Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction du pas hélicoïdal

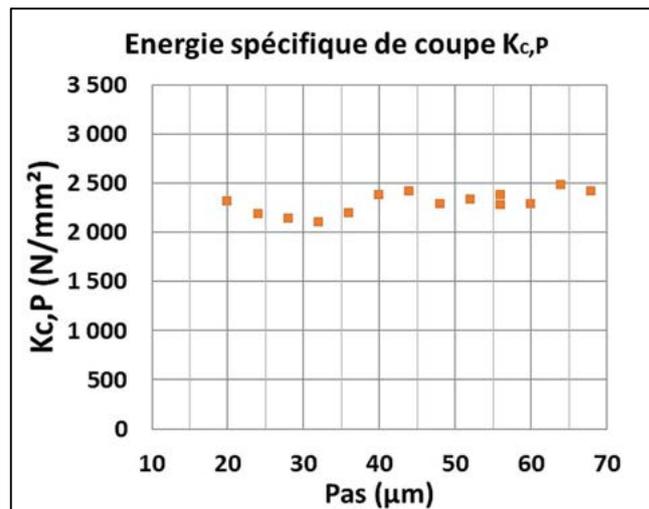


Figure A.4 : Energie spécifique de coupe en fonction du pas hélicoïdal

## A1-3. Détermination de la vitesse d'avance optimale

De même que dans le cas du perçage orbital en opposition, le tracé des efforts spécifiques de coupe en fonction de l'avance axiale ne donne aucune information par rapport à l'optimisation de cette dernière. En tenant compte de la vitesse de coupe et du pas hélicoïdal optimaux déterminés, l'évolution de la courbe  $K_{C,p}=f(f_a)$  est présentée à la Figure A.6. Cette figure montre que le minimum de l'énergie spécifique est atteint pour une valeur de  $f_a=0,0015\text{mm}/\text{tr}$ . Cette valeur de  $f_a$  permet d'obtenir  $V_{fa}=60\text{mm}/\text{min}$  et  $N_{orb}=1500\text{tr}/\text{min}$ .

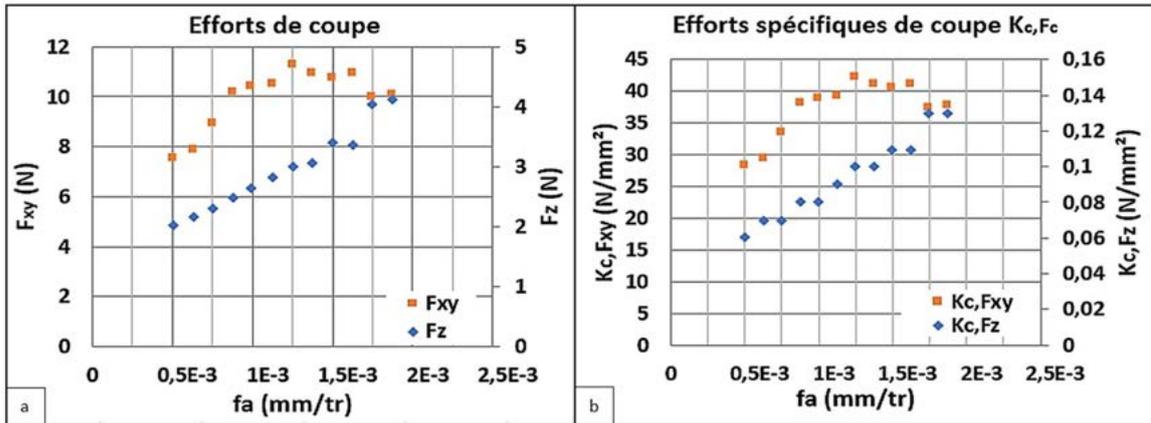


Figure A.5: Efforts de coupe (a) et Efforts spécifiques de coupe (b) en fonction de la vitesse d'avance axiale

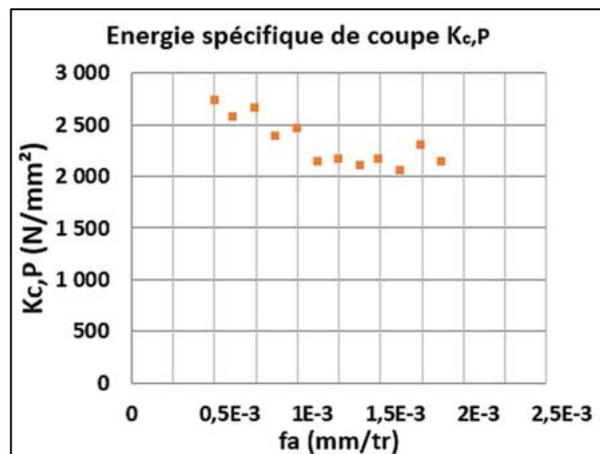


Figure A.6: Energie spécifique de coupe en fonction de la vitesse d'avance axiale

Les valeurs optimisées des paramètres de perçage orbital en avalant de diamètre de 6,35mm pour ce couple d'outil et de matière (l'alliage d'aluminium AA2024) sont :

$$V_c=609,469\text{m/min} - p=40\mu\text{m} - f_a=0,0015\text{mm/tr}$$

## A2. Qualités dimensionnelles et géométriques

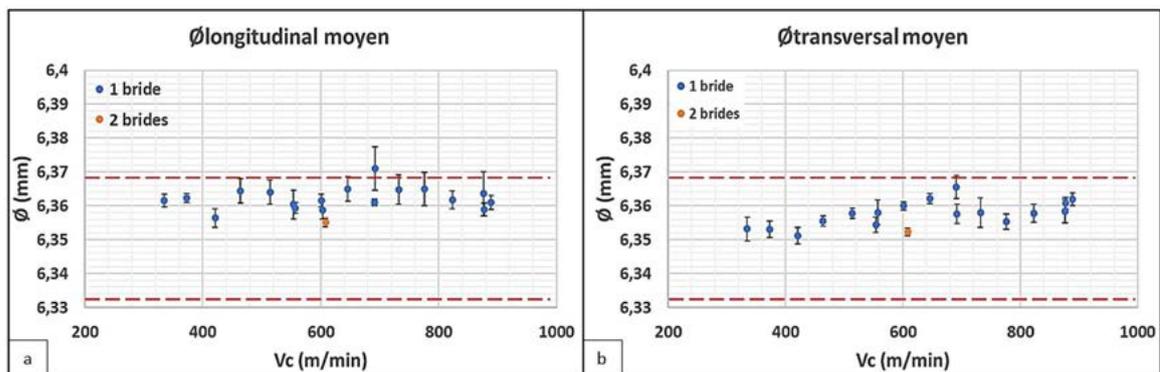


Figure A.7: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de la vitesse de rotation

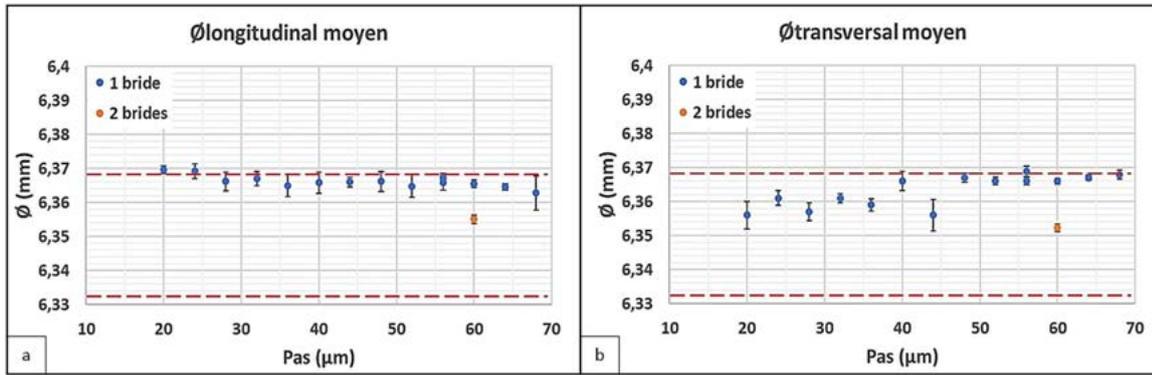


Figure A.8: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction du pas hélicoïdal

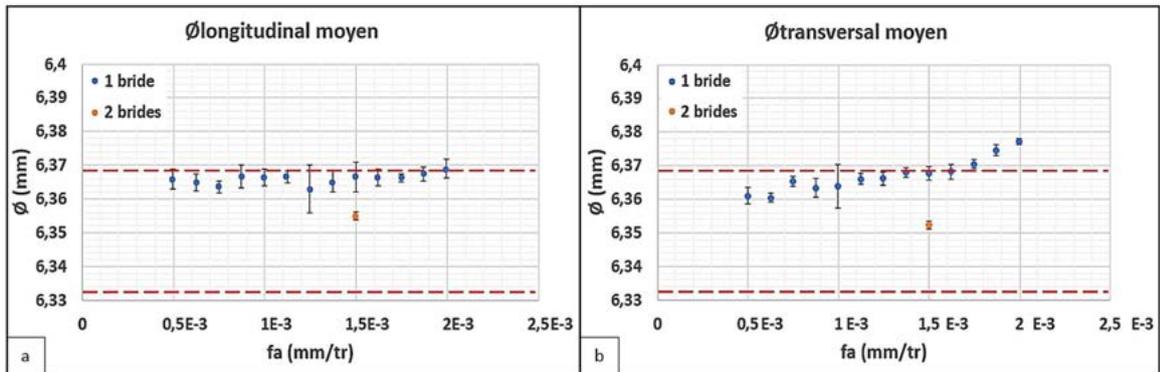


Figure A.9: Diamètres de trous dans les directions longitudinale et transversale en fonction de l'avance axiale

### A3. État de surface

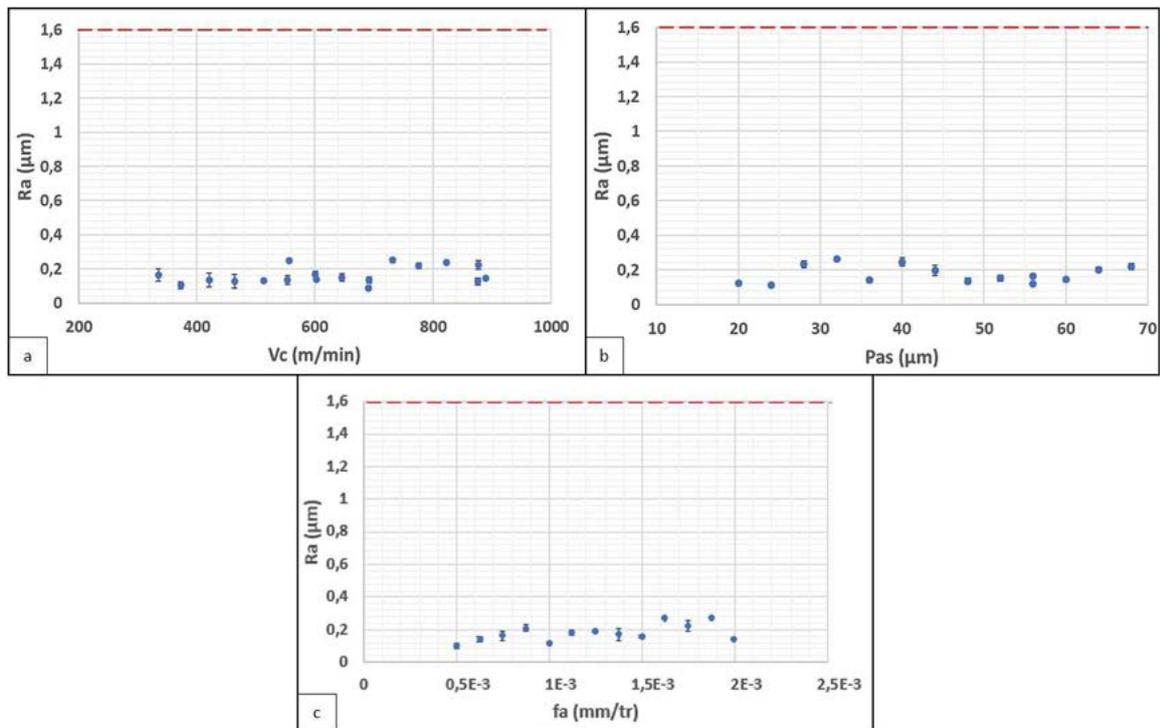


Figure A.10: Rugosité arithmétique des trous en fonction de la vitesse de coupe (a), du pas hélicoïdal (b), de l'avance axiale (c)

## Annexe B : Niveaux de contraintes résiduelles en fonction de la profondeur de la pénétration d'outil

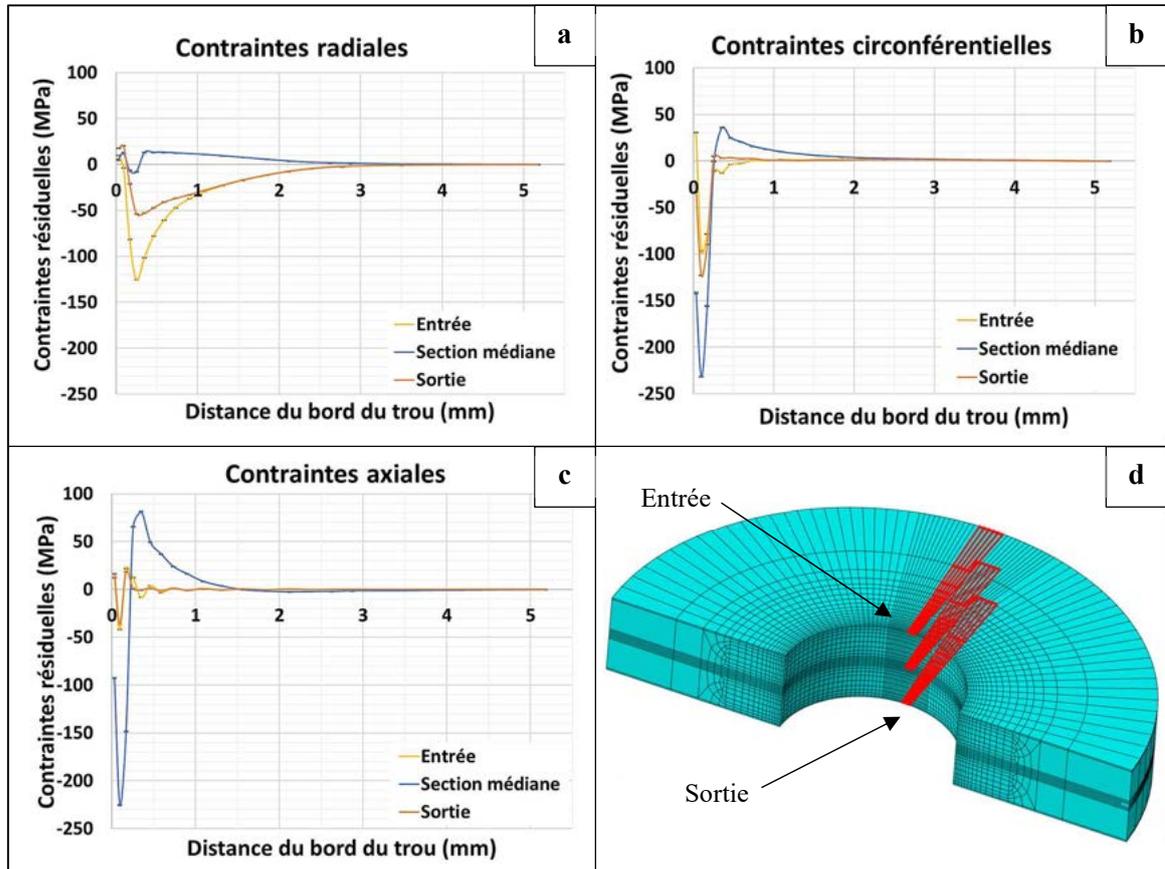


Figure B.11 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour  $pdp = 05 \mu m$

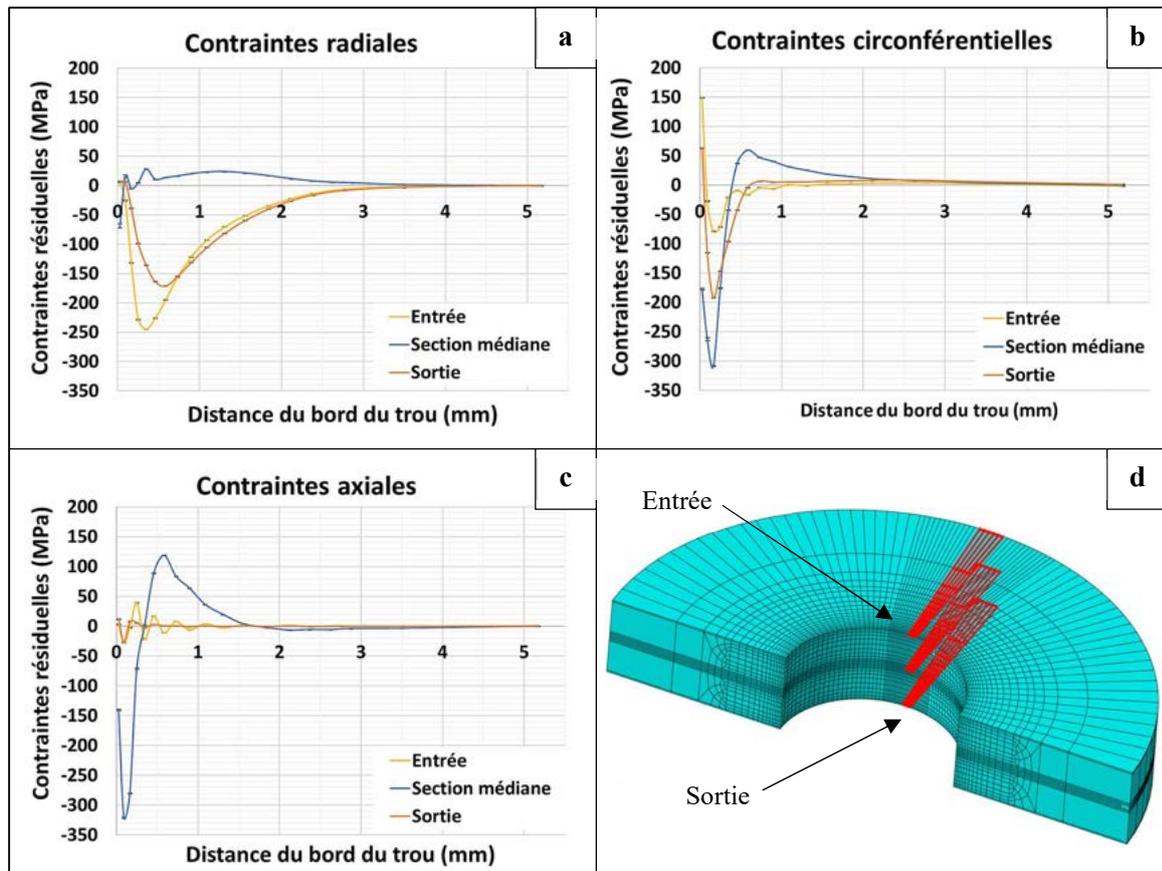


Figure B.12 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour  $pdp = 10 \mu m$

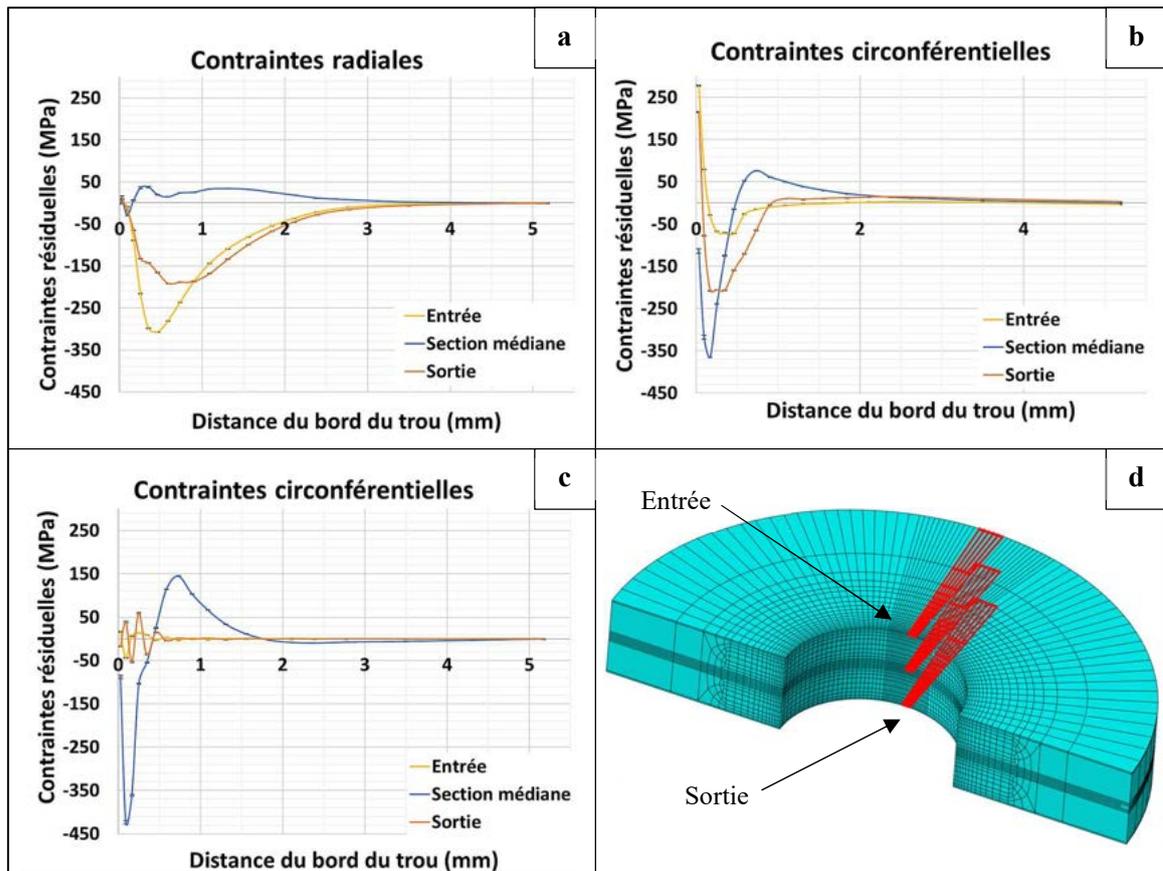


Figure B.13 : Comparaison des contraintes résiduelles sur la face d'entrée, la section médiane et la face de sortie de l'AA2024-T351 générées par galetage orbital pour  $pdp = 15 \mu m$



## Annexe C : Conditions expérimentales de diffraction des rayons X

- Nombre d'éprouvettes par pdp : 3
- Nombre de points de mesure par éprouvette : 2
- Diffractomètre : *X'Pert PRO MPD diffractometer, collimator  $0.5 \times 1.0 \text{ mm}^2$*



- Anode : **Cobalt  $CrK\alpha$  radiation**
- $\lambda_{K\alpha 1} = 1.788965$  et  $\lambda_{K\alpha 2} = 1.79285$
- Filtre : Fe
- **U=40kV, I=30mA**
- Plans cristallins : {4 2 2}
- Angle de Bragg : **136°**
- $\frac{1}{2}S_2 = 18,317$  ;  $-S_1 = 4,624$  ( $10^{-6} \text{ MPa}^{-1}$ )
- 2 directions de mesure :  $\Phi = \{0^\circ, 90^\circ\}$
- 19 séries de mesure par direction :  $\Psi = [-40^\circ, 40^\circ]$  par pas de  $5^\circ$   
Pour chaque série,  $2\theta = [132^\circ, 138^\circ]$ , par pas de 0,05  
Temps mis pour une série de mesure :  $T \approx 02\text{h}30\text{min}$





## **Étude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage des structures aéronautiques**

**Résumé :** Ces travaux de thèse traitent du perçage orbital de pièces en alliage d'aluminium AA2024-T351. Ce cas d'étude est issu d'une problématique industrielle rencontrée par différents constructeurs aéronautiques qui souhaitent intégrer ce procédé dans leurs moyens de fabrication. Malgré les multiples avantages du perçage orbital par rapport au perçage axial conventionnel, il subsiste un véritable frein technologique très important : l'abaissement de la tenue en fatigue des pièces en alliage d'aluminium percées. Ceci résulte d'une non optimisation des niveaux des contraintes résiduelles au sein des alésages réalisés par ce procédé. Il n'existe à ce jour aucun moyen d'optimisation des paramètres de coupe du perçage orbital. L'objectif global de ces travaux est d'améliorer la durée de vie en fatigue des pièces percées en introduisant au cours de l'opération des contraintes résiduelles compressives et de l'érouissage superficiel, tous deux bénéfiques pour la tenue en service des composants. Les travaux présentés se focalisent d'abord sur l'optimisation des paramètres de coupe du perçage orbital au sein de l'alliage d'aluminium AA2024-T351, optimisation menée sur la base de la minimisation des efforts et énergies spécifiques de coupe. Un traitement mécanique de surface novateur a également été introduit au sein du projet : le galetage orbital. La caractérisation de ce procédé a été réalisée au moyen de modèles Éléments Finis. Ces modèles ont permis a posteriori d'étudier l'influence des paramètres de ce procédé sur l'intégrité de surface de l'alésage, notamment sur la répartition des contraintes résiduelles. Une mise en parallèle avec les résultats expérimentaux est effectuée, afin de valider les différentes simulations numériques mises en œuvre. Une caractérisation expérimentale de l'intégrité de surface des alésages, réalisés par perçage orbital en conditions de coupe optimisées et par galetage orbital, ont démontré, non seulement, la faisabilité du procédé de galetage orbital, mais aussi le respect des exigences aéronautiques. L'étude de la tenue en fatigue d'éprouvettes en alliage d'aluminium AA2024-T351 percées ont complété cette caractérisation.

**Mots-clés :** Perçage orbital, galetage orbital, Contraintes résiduelles, Modèles éléments finis, Fatigue

### **Study and optimization of robotized orbital drilling process for the assembly of aeronautical structures**

**Summary:** This thesis addresses the orbital drilling of AA2024-T351 aluminum alloy parts. This case study arose from an industrial problem encountered by various aircraft manufacturers who wish to integrate this process into their manufacturing processes. Despite the multiple advantages of orbital drilling compared to conventional axial drilling, there is still a very important technological barrier: the lower fatigue strength of drilled aluminum alloy parts. This is due to the non-optimization of residual stress levels within the boreholes produced by this process. There is currently no means of optimizing orbital drilling cutting parameters. The overall objective is to improve the fatigue life of drilled parts by introducing during drilling compressive residual stresses and strain-hardening, which are both beneficial to components fatigue life. The work presented in the thesis focuses firstly on the orbital drilling cutting parameters optimization, based on the specific cutting forces and energies minimization. An innovative mechanical surface treatment was introduced within the project: orbital deep rolling. Its characterization had been carried out using Finite Element Method. These models allowed to study further its parameters influence on boreholes surface integrity, particularly on residuals stress. A comparison with experimental results is achieved in order to validate the various numerical simulations implemented. Experimental characterization of the surface integrity of the boreholes performed with orbital drilling under optimized cutting conditions and with orbital deep rolling proved not only the feasibility of the orbital deep rolling process, but also compliance with aeronautical requirements. All this is completed by a fatigue life study of AA2024-T351 aluminum alloy drilled samples.

**Keywords:** Orbital drilling, Orbital deep rolling, Residual stresses, Finite Elements Method, Fatigue