



THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par *l'Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse*
Discipline ou spécialité : *Génie Mécanique, Mécanique des Matériaux*

Présenté et soutenu par *Louis ADAM*
Le *mardi 20 septembre 2011*

Titre :
*Etude expérimentale et numérique du procédé d'assemblage
par fixations aveugles dans des structures composites*

JURY

M. Adbellatif Imad, Professeur à l'école polytechnique universitaire de Lille, Rapporteur
M. Laurent Champaney, Professeur à l'Ecole normale Supérieure de Cachan, Rapporteur
M. Nicolas Perry, Professeur aux Arts et Métiers ParisTech Bordeaux, examinateur
M. Alain Daidié, Professeur à l'INSA de Toulouse, examinateur
M. Bruno Castanié, Professeur à l'INSA de Toulouse, examinateur
Mme. Elodie Bonhomme, Ingénieur de Recherche Airbus, examinatrice
M. Clément Chirol, Ingénieur de Recherche Airbus, invité

Ecole doctorale : *Mécanique, Energétique, Génie Civil et Procédés*
Unité de recherche : *Institut Clément Ader*
Directeur(s) de Thèse : *Alain Daidié, Bruno Castanié*
Rapporteurs : *Abdellatif Imad, Laurent Champaney*

Remerciements

Cette thèse est le fruit de l'implication, de l'expérience et de la générosité de nombreuses personnes, à qui je tiens à exprimer ici mes sincères remerciements.

Mes premiers remerciements vont à Alain Daidié et Bruno Castanié, Professeurs des Universités à l'Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse, pour m'avoir offert la possibilité de réaliser cette thèse, et m'avoir encadré pendant ces trois années.

Un grand merci à Elodie Bonhomme et Clément Chirol, ingénieurs à Airbus Opérations SAS pour avoir suivi de près cette étude et pour leurs conseils avisés.

Je tiens à adresser mes remerciements à Abdellatif Imad, Professeur des Universités à Polytech'Lille et Laurent Champaney, Professeur des Universités à l'Ecole Normale Supérieure de Cachan, pour le temps passé à évaluer mon travail, ainsi qu'à Ivan Jordanoff, Professeur des Universités à l'Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers de Bordeaux pour avoir accepté de présider ce jury.

Je remercie Marc Sartor, Professeur des Universités à l'Institut National des Science Appliquées de Toulouse, et directeur de l'Institut Clément Ader, pour m'avoir accueilli au sein de son laboratoire.

Mes sincères remerciements vont à Bernard Bourthoumieux, responsable du service Assemblages à Airbus Opérations SAS pour m'avoir accepté dans son service.

Merci à l'ensemble de l'équipe Assemblages, ainsi qu'aux autres sous-domaines, pour l'accueil chaleureux qu'ils m'ont offert.

Je remercie Christophe Bouvet, Professeur Associé à l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, pour son support et ses nombreuses idées lors de l'adaptation de son modèle d'impact.

Merci à Nicolas Renon du Centre de Calcul en Midi-Pyrénées (Calmip) pour son support et sa réactivité.

Merci à l'ensemble des doctorants présents lors de mon passage à l'Institut Clément Ader, et à Virgnie et Pierre pour l'aide précieuse apportée par la réalisation de leurs stages.

Table des matières

Introduction générale	7
1 Etat de l'Art	11
1.1 Procédés d'assemblage aéronautiques	13
1.2 Comportement des matériaux composites aéronautiques	20
1.3 Comportement statique des assemblages discrets	27
1.4 Comportement en fatigue des assemblages discrets	45
2 Etude Expérimentale	51
2.1 Description des fixations étudiées	53
2.2 Etude de l'installation	56
2.3 Essais sur fixation seule	73
2.4 Essais sur assemblages composites	89
2.5 Synthèse de l'étude expérimentale	115
3 Etude Numérique	117
3.1 Simulation de l'installation des <i>ComposiLoks</i>	119
3.2 Modélisation de l'endommagement d'un stratifié sous sollicitation hors-plan	133
3.3 Synthèse de l'étude numérique	146
Conclusions générales et Perspectives	147
3.4 Bilan de l'étude expérimentale	147
3.5 Bilan de l'étude numérique	148
3.6 Perspectives	149
Références	151
A Techniques de résolution numérique	157
A.1 Résolution implicite ou explicite?	157
A.2 Principes du calcul parallèle	159
Table des figures	162
Liste des tableaux	166

SUR UN MARCHÉ FORTEMENT CONCURRENTIEL, les avionneurs cherchent à réduire drastiquement le temps et le coût de développement de leurs aéronefs, tout en leur conférant un niveau de performance maximal.

La connaissance approfondie des matériaux métalliques acquise depuis les débuts de l'aviation civile ainsi que le retour d'expérience sur l'ensemble de la famille des avions Airbus permet d'approcher la solution optimale de façon rapide, sans avoir recours à de grandes campagnes expérimentales [Davies et Ankersen, 2008]. Inversement, l'introduction massive de matériaux composites entraîne un comportement et des modes de ruptures plus complexes, qui nécessitent de nombreux essais de caractérisation et d'identification.

Afin de répondre à ce besoin d'essais, la généralisation du *Virtual Testing* semble nécessaire. Il s'agit d'introduire la simulation numérique à toutes les étapes du développement d'un aéronef, voire à long terme de sa certification. Ceci se traduit par une modification de la répartition entre les essais expérimentaux et numériques, aux différents étages de la pyramide des essais (voir figure 1).

Les essais expérimentaux de caractérisation à la base de cette pyramide resteront nécessaires pour déterminer les caractéristiques intrinsèques des matériaux. Cependant, l'introduction de la modélisation numérique à l'échelle des composants et de sous-structures permet de diminuer le nombre d'essais correspondants, très coûteux.

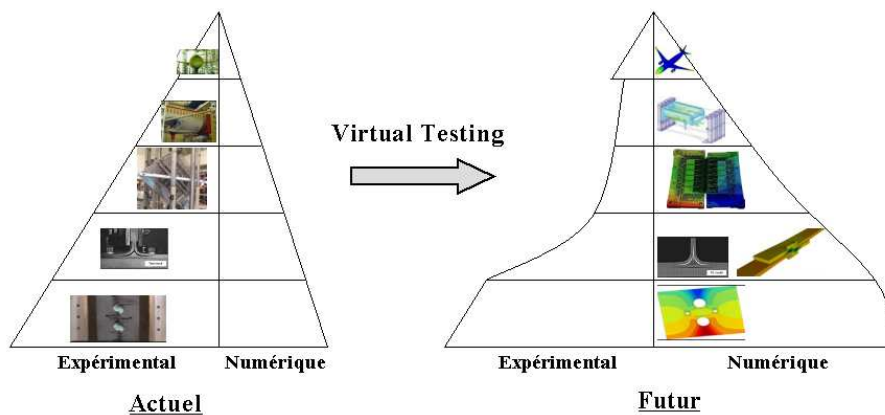


FIGURE 1 – Modification de la pyramide des essais avec la généralisation du Virtual Testing, inspiré de [Davies et Ankersen, 2008] et [Irisarri et Carrere, 2009]

C'est dans ce contexte que se place le projet Européen MAAXIMUS (More Affordable Aircraft through eXtended, Integrated and Mature nUmerical Sizing), regroupant 57 partenaires de 18 pays, avec pour objectifs :

- la conception et la réalisation d'un fuselage composite hautement optimisé, avec des temps d'assemblage et de fabrication réduits, tout en ayant une masse inférieure de 10% aux standards actuels ;
- un développement plus rapide (réduction de 20% du temps de conception, du prédimensionnement au test à grandeur réelle) ;
- la suppression des itérations, très coûteuses à un stade avancé de conception (*Right-First-Time Structure*).

Des efforts importants sont aussi réalisés pour diminuer les coûts de production des avions, notamment par le développement de procédés d'assemblage innovants. Dans le cadre de cette étude, nous nous intéressons au procédé d'assemblage par fixations aveugles. Cette famille de fixation, dont les premières applications aéronautiques remontent aux années 1980, regroupe les fixations pouvant être installées lorsque qu'un seul côté de l'assemblage est accessible. Elles sont actuellement limitées aux zones de faible accessibilité telles que la gouverne ou les volets (totalisant 56000 fixations sur un A380, voir figure 2).

Ces fixations sont cependant très intéressantes car leur installation est très facilement automatisable. Un seul robot peut percer, choisir et installer la fixation, puis contrôler la bonne réalisation du procédé.

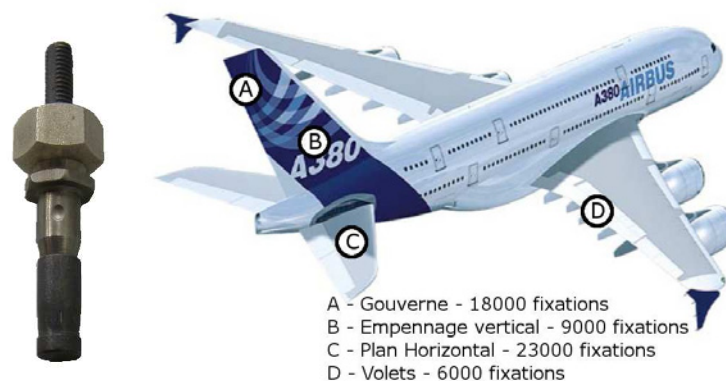


FIGURE 2 – Photographie et répartition de fixations *CompositiLoks* installées sur l'A380

Différentes questions sont alors soulevées par l'avionneur Airbus :

- Ces fixations sont-elles adaptées aux structures composites minces qui tendent à se généraliser ? Quelle est en particulier l'influence de leur mode d'installation et de leur faible surface de contact vis-à-vis des fixations filetées ou serties ?
- Peut-on envisager une extension de l'application de ces fixations à des zones de bonne accessibilité, en remplacement de fixations filetées ou serties, pour profiter de leur facilité d'automatisation ?
- La diversité des fixations disponibles peut-elle mener à une fixation optimisée, profitant des avantages de chaque référence ?

Dans le cadre du projet Maaximus, cette thèse, réalisée dans le sous-domaine Assemblages du département Matériaux et Procédés d'Airbus Operations, et à l'Institut Clément Ader, tous deux à Toulouse, se propose d'apporter des éléments de réponse à ces questions.

Pour ce faire, trois cas de chargement représentatifs des sollicitations observées sur les structures réelles ont été choisis.

- **Traction sur fixation**, en statique ou fatigue, donnant un aperçu des caractéristiques intrinsèques des fixations.
- **Simple cisaillement**. Principale sollicitation à laquelle sont soumises ces fixations, il s’agit d’observer l’influence des caractéristiques géométriques et matériau des fixations, pour différentes épaisseurs de stratifié.
- **Sollicitation hors-plan**. Il s’agit de la sollicitation limitant actuellement l’application de certaines références de fixations dans des stratifiés composites.

Le **premier chapitre** de ce document est consacré à une étude bibliographique afin d’identifier l’état des connaissances et l’apport scientifique possible de cette étude vis-à-vis de ces trois cas de chargement.

- Expérimentalement :
 - Très peu de données expérimentales existent à propos des fixations aveugles, quelle que soit la sollicitation.
 - La réalisation d’essais de simple cisaillement avec des éprouvettes de faible épaisseur montre la présence de flexion secondaire qui entraîne des contraintes hors-plan dans les stratifiés (voir figure 3).
 - Le scénario d’endommagement de stratifiés composites sous sollicitation hors-plan se rapproche de celui observé lors d’impact à faible énergie [Banbury et Kelly, 1999]. Son identification précise est cependant nécessaire suivant une démarche croissante en terme de complexité d’essais.
- Numériquement :
 - Aucune étude ne traite de la simulation du procédé d’assemblage par fixations aveugles, point de départ de l’application du *Virtual Testing*.
 - Concernant les sollicitations hors-plan, nous montrerons que les modélisations disponibles dans la littérature restent insuffisantes et que les approches développées à l’Institut Clément Ader [Bouvet *et al.*, 2009] peuvent être étendues à cette problématique.

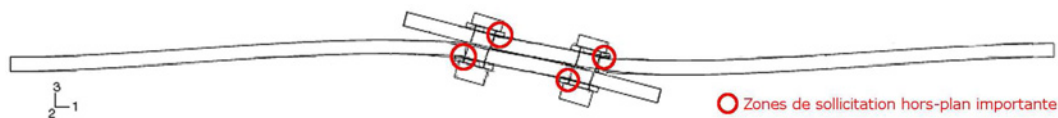


FIGURE 3 – Flexion secondaire dans le cas d’un assemblage en simple cisaillement, [Ekh *et al.*, 2005]

Le **second chapitre** présente les résultats du programme d’essai ayant permis d’évaluer le comportement de cinq références de fixations aveugles pour les différents cas de chargement identifiés. Les 600 essais effectués ont permis d’identifier les sollicitations critiques pour chaque référence de fixation et constituent une base de données complète pour l’application de la démarche de *Virtual Testing*.

Tout d’abord, une attention particulière a été accordée à la caractérisation qualitative et quantitative de l’installation de ces fixations, dans l’aluminium et le composite.

Le comportement des fixations au sein d'assemblages en simple cisaillement fait l'objet de la seconde partie, permettant de dégager l'influence de l'épaisseur de l'éprouvette et de la tête des fixations sur la résistance de l'assemblage.

Discriminante pour les fixations aveugles, la sollicitation hors-plan est ensuite étudiée selon une approche phénoménologique centrée sur le comportement du stratifié, à l'aide de l'essai de *pull-through* circulaire.

Le comportement des assemblages de fixations aveugles soumis à cette sollicitation fait l'objet de la dernière partie du chapitre, sous forme d'essais de pull-through cruciforme. Les influences de l'épaisseur du stratifié et du diamètre de la surface d'appui de la fixation sont dégagées.

Le troisième et dernier chapitre est consacré à l'aspect numérique de cette étude. L'objectif est de mettre en place la démarche de *Virtual Testing* pour les assemblages à base de fixations aveugles.

La première partie de ce chapitre décrit la simulation numérique du procédé d'assemblage par fixations aveugles dans l'aluminium et le composite carbone/époxy, par l'introduction de lois matériau élasto-plastiques de type Johnson-Cook et d'un critère de Hashin modifié. Les caractéristiques matériau sont ensuite identifiées à partir de la corrélation aux essais mécaniques. Cette étude se restreint aux fixations qui actuellement sont les plus adaptées aux structures composites, c'est à dire les *ComposiLoks*. C'est aussi pour ces fixations que l'installation a été étudiée expérimentalement avec le plus de précision, grâce à l'adaptation d'un banc d'essai à ces fixations.

L'étude expérimentale a montré la criticité de la sollicitation hors-plan pour les fixations aveugles dans le cas de structures composites minces. Afin de pouvoir envisager l'application du *Virtual Testing* à cette configuration, un modèle du comportement hors-plan du stratifié est nécessaire. Dans ce but, l'essai de pull-through circulaire est donc modélisé dans la seconde partie de ce chapitre. Notre stratégie s'appuie sur une modélisation discrète basée sur l'alliance d'éléments volumiques et cohésifs. La simulation reproduit fidèlement les différents modes de rupture ainsi que le couplage entre la fissuration transverse et le délaminage.

La dernière partie sera consacrée aux conclusions générales ainsi qu'aux perspectives nombreuses en terme de *Virtual Testing*. Le regroupement des modèles d'installation et de comportement hors-plan d'un stratifié est une perspective intéressante à court terme, afin de modéliser le pull-through cruciforme. Ceci permettra par exemple l'évaluation de nouvelles fixations potentielles vis-à-vis de cette sollicitation discriminante, sans avoir recours aux essais mécaniques.

Sommaire

1.1	Procédés d'assemblage aéronautiques	13
1.1.1	Assemblages discrets	13
1.1.2	Assemblages continus	17
1.1.3	Les assemblages hybrides	19
1.2	Comportement des matériaux composites aéronautiques	20
1.2.1	Les matériaux composites	20
1.2.2	Comportement élastique des stratifiés	21
1.2.3	Mécanismes d'endommagement	22
1.2.4	Modélisation discrète des endommagements	24
1.3	Comportement statique des assemblages discrets	27
1.3.1	Rupture de la fixation	28
1.3.2	Matage	30
1.3.3	Déboutonnage	34
1.3.4	Synthèse du comportement statique des assemblages discrets	43
1.4	Comportement en fatigue des assemblages discrets	45
1.4.1	Généralités sur la fatigue	45
1.4.2	Fatigue des éléments de fixation	46
1.4.3	Fatigue des assemblages en traction	48
1.4.4	Synthèse du comportement en fatigue des assemblages discrets	48

AFIN DE SITUER NOTRE CONTRIBUTION et introduire les concepts utilisés dans la suite de nos travaux, cet état de l'Art sera divisé en quatre parties.

Nous aborderons dans un premier temps les principaux modes d'assemblage utilisés dans l'aéronautique civile, leurs spécificités et leurs applications principales en mettant l'accent sur les mécanismes du transfert d'effort entre les pièces assemblées. Nous pourrions ainsi évaluer la place des fixations aveugles au sein de ces procédés.

Dans un deuxième temps, éléments incontournables des structures aéronautiques actuelles, les matériaux composites et leurs modes d'endommagement seront étudiés. Différentes stratégies de modélisation des endommagements seront abordées, et notamment celle de Bouvet *et al.* [Bouvet *et al.*, 2009], permettant de prendre en compte le couplage entre la fissuration matricielle et le délaminage.

L'essentiel de notre étude portant sur le comportement statique d'assemblages, ceci sera logiquement l'objet de la troisième partie de l'étude bibliographique. Les différents modes de rupture seront étudiés, avec une attention particulière portée au matage et au déboutonnage (*ou pull-through*). Les paramètres influents, les techniques expérimentales et numériques existantes seront explicités, afin de servir de base à nos travaux.

Un aperçu des recherches sur le comportement en fatigue des assemblages sollicités axialement fera l'objet de la dernière partie, mettant l'accent sur l'influence de différents paramètres dont la prétension.

1.1 Procédés d'assemblage aéronautiques

Afin d'étudier les fixations aveugles, il est important de connaître leurs spécificités et la place qu'elles occupent vis à vis des autres procédés d'assemblage.

Pour cela, nous classerons ceux-ci en trois grandes catégories :

- **Assemblages discrets**, regroupant tous les assemblages utilisant des fixations, pour lesquels le transfert de charge se fait principalement dans des zones de contact réduites.
- **Assemblages continus**, principalement le collage et le soudage, pour lesquels le transfert de charge se fait sur une surface importante.
- **Assemblages hybrides**, regroupant différents modes d'assemblage. Nous étudierons uniquement les jonction boulonnées-collées.

Les notions de transfert de charge et de concentrations de contrainte, influant directement sur la tenue de l'assemblage en statique et en fatigue, seront spécifiquement étudiées.

1.1.1 Assemblages discrets

Pour un assemblage discret en cisaillement, deux régimes peuvent exister suivant la valeur de l'effort appliqué [Bickford, 2008] :

- **Le régime d'adhérence** : l'effort appliqué est inférieur à la charge limite provoquant le glissement des deux parties de l'assemblage. Celui-ci se comporte comme un seul bloc, avec un transfert progressif de l'effort entre les deux substrats, comme indiqué sur la figure 1.1-a.
- **Le régime de matage** : au delà de cette charge limite, le transfert d'effort est plus complexe. Une partie est toujours transmise par friction, le reste se répartit entre les différentes fixations (celles situées au plus près de l'introduction de l'effort étant les plus chargées), comme indiqué sur la figure 1.1-b.

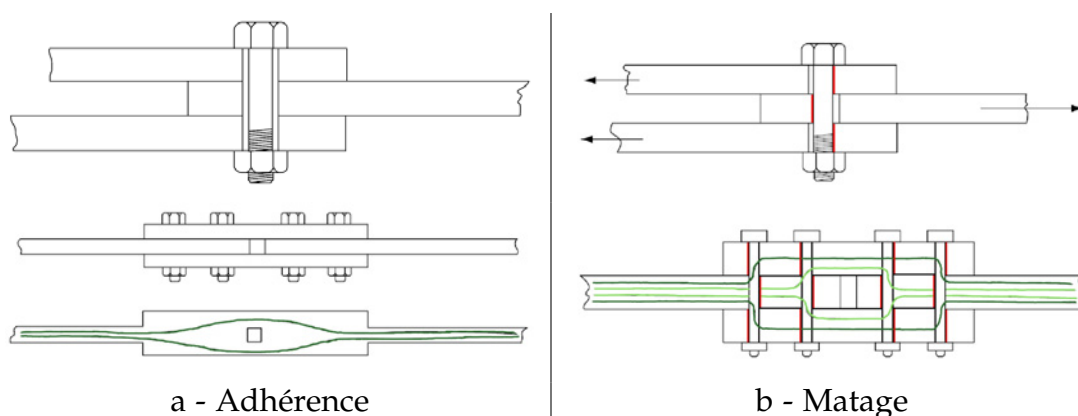


FIGURE 1.1 – Transfert d'effort en régimes d'adhérence et de matage, d'après [Bickford, 2008]

Concernant la tenue statique, le régime d'adhérence est forcément dépassé au moment de la rupture et on s'intéresse uniquement au comportement en matage. En revanche, pour la tenue en fatigue, il est possible de se placer dans les deux régimes suivant la contrainte maximale atteinte pendant la sollicitation, ce qui peut induire des modes de rupture différents.

1.1.1.1 Les fixations aveugles

La particularité première des fixations aveugles est la possibilité de les installer dans des assemblages accessibles d'un seul côté. De ce fait, la robotisation de l'installation est très facile car contrairement aux autres types de fixations, il n'est pas nécessaire de synchroniser deux robots (de chaque côté de l'assemblage), ou d'avoir recours à une intervention humaine afin d'insérer les fixations. Ceci explique le développement important de ce type de fixations.

Il existe deux types de fixations aveugles :

- **Les fixations à tirer.** Le principe d'installation se rapproche de celui des fixations serties (voir figure 1.2) : un outillage impose un déplacement à la tige centrale de la fixation, tout en retenant le corps de fixation par l'intermédiaire d'une « enclume ». Un bulbe se crée du côté aveugle de la fixation, induisant une prétension dans l'assemblage, jusqu'à rupture de la gorge à un déplacement donné. La déformation d'une rondelle de blocage au sein d'une cavité permet de bloquer la translation de la tige centrale lorsque la gorge se rompt. L'installation est très rapide (inférieure à une seconde).

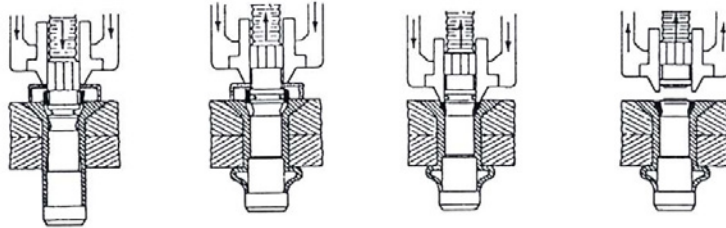


FIGURE 1.2 – Etapes d'installation d'une fixation aveugle à tirer

- **Les fixations à visser.** Ici il s'agit d'entraîner en rotation la tige centrale de la fixation, tout en bloquant le mouvement du corps de la fixation (généralement à l'aide d'un écrou de pose), jusqu'à la rupture en torsion de la gorge (voir figure 1.3). Le mouvement de translation nécessaire à la création du bulbe est ici remplacé par un mouvement hélicoïdal, créé par le système vis-écrou. La prétension est conservée après rupture de la gorge par le biais de l'utilisation d'un dispositif de freinage par déformation plastique qui empêche le dévissage de la tige.

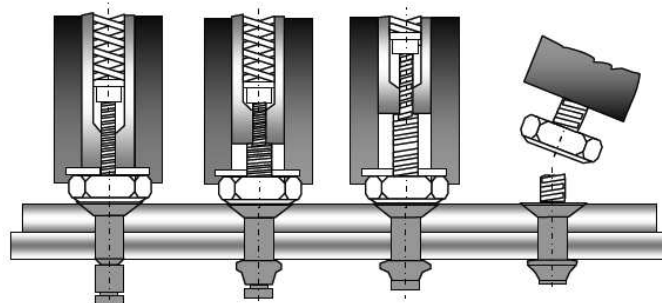


FIGURE 1.3 – Etapes d'installation d'une fixation aveugle à visser

Différents types de fixations aveugles existent suivant l'application (assemblage composite ou métallique) et la résistance souhaitée. En raison de ses résistances faibles, notamment en cisaillement, ce type de fixation n'est, pour le moment, pas utilisé pour des applications structurales.

Très peu d'études traitent des fixations aveugles. Dans le domaine du Génie Civil, on peut citer celles de Barnett [Barnett *et al.*, 2001, Barnett, 2000]. Il a notamment développé une fixation pour le jonctionnement de sections tubulaires. L'étude conclut que le remplacement de chevilles classiques par ce type de fixations aveugles est possible au vu des caractéristiques mécaniques mesurées, mais que les informations actuelles ne sont pas suffisantes pour définir des règles de conception spécifiques.

La seule étude identifiée pour des applications aéronautiques est celle de Biccari [Biccari *et al.*, 2001]. Il a étudié des fixations aveugles à tirer, dans des pièces sandwich (coeur Nomex, peaux carbone, verre ou Kevlar), pour des sollicitations en cisaillement et hors-plan, en statique et fatigue.

Par ailleurs, le développement de fixations aveugles temporaires (épinglage) possédant des caractéristiques proches des fixations finales [Smith et McClure, 2009] a considérablement facilité les opérations d'assemblages, notamment en diminuant le nombre d'épingles nécessaires.

1.1.1.2 Les fixations filetées

Représentant une grande partie des fixations installées sur avion, les fixations filetées peuvent être regroupées en différentes catégories :

- **les boulons de cisaillement cylindriques**, installés avec jeu ou avec interférence. Dans ce dernier cas, le diamètre du fût de la fixation est supérieur au diamètre de l'alésage. La fixation est tirée (ou poussée) à travers le perçage, introduisant des contraintes de compression dans la zone des pièces serrées proches de l'alésage, bénéfiques pour la tenue en fatigue.
- **les boulons de cisaillement coniques**, pour lesquels le premier brevet a été déposé en 1886 par Henry A. Wahlert [Smith, 1965]. Ils permettent l'introduction d'une interférence élevée afin d'améliorer les performances en fatigue.
- **les boulons de traction**. Un rajout de matière au niveau de la tête de la vis et sur l'écrou (et donc un nombre de filets en prise plus important) apporte une meilleure tenue en traction dans l'axe de la fixation. Les principales applications sont au niveau du mât réacteur et de la liaison fuselage arrière - plan horizontal réglable.

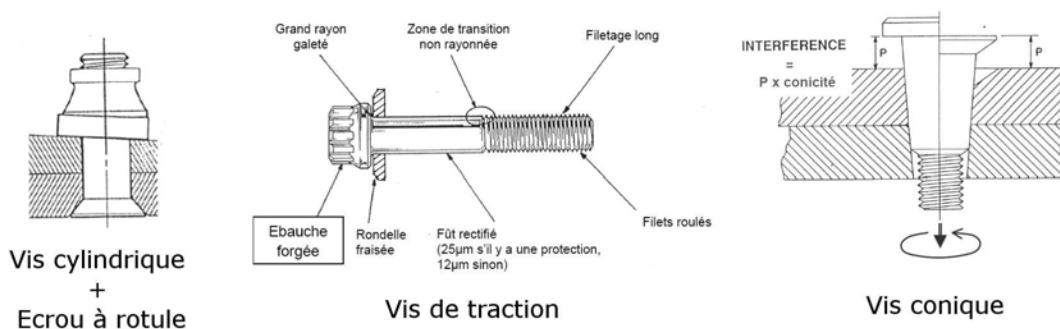


FIGURE 1.4 – Exemples de fixations filetées aéronautiques

Les vis sont généralement fabriquées en titane, ou en inconel pour les applications à haute température ou demandant une résistance mécanique plus importante. L'ébauche de ces fixations est généralement forgée. Les filets sont généralement roulés. Ceci apporte une meilleure tenue en fatigue, car le fibrage du matériau suit les filets [Ifergane *et al.*, 2001].

La particularité des écrous aéronautiques est d'être autofreinés. Une déformation plastique est réalisée en 2, 3 ou 4 points de l'écrou afin d'éviter son desserrage en service. L'inconvénient est d'apporter une dispersion supplémentaire sur le couple de serrage.

Des relations permettent d'obtenir l'effort de serrage pour un couple donné, en fonction des coefficients de frottement et des caractéristiques géométriques du filetage. De nombreux ouvrages [Bickford, 2008, Campbell, 2006] décrivent en détail les problématiques inhérentes aux fixations filetées. Nous donnerons ici uniquement quelques indications utiles pour la compréhension du fonctionnement des fixations aveugles filetées. Le tableau 1.1 indique les notations utilisées.

Le couple de serrage peut se décomposer en deux couples distincts [Guillot, 2007] :

$$C_0 = C_1 + C_2 \quad (1.1)$$

avec :

– C_1 , le couple de frottement dans les filets :

$$C_1 = F_0 r_m \tan(\alpha + \varphi_1) \quad (1.2)$$

– C_2 , le couple de frottement sous la tête ou l'écrou :

$$C_2 = F_0 \rho_m f_2 \quad (1.3)$$

La force de serrage F_0 apparaît dans ces deux expressions.

En supposant les angles α et φ_1 petits et en introduisant le pas P , on obtient :

$$C_0 = F_0 \left(\frac{P}{2\pi} + f_1 r_m + f_2 \rho_m \right) \quad (1.4)$$

On observe ainsi la décomposition du couple appliqué (C_0) en un couple utile ($F_0 \frac{P}{2\pi}$), auquel se rajoutent deux couples « parasites » ($F_0 f_1 r_m$ et $F_0 f_2 \rho_m$).

Symbole	Valeur	Description
α	-	Angle moyen de l'hélice
f	-	Coefficient de frottement dans les filets
f_2	-	Coefficient de frottement sous la tête ou l'écrou
β	-	demi-angle au sommet du filet de vis
f_1	$\frac{f}{\cos(\beta)}$	Coefficient de frottement fictif
φ_1	$\tan(\varphi_1) = f_1$	Angle de frottement fictif
ρ_m	*	Rayon moyen de contact sous la tête ou l'écrou
r_m	*	Rayon moyen du filet
P	$\pi d_2 \tan(\alpha)$	Pas du filetage

* Ces caractéristiques dépendant de la situation, le lecteur est invité à se reporter à la littérature

TABLE 1.1 – Caractéristiques principales d'une fixation filetée

L'équation 1.4 montre que la dispersion inhérente aux assemblages filetés peut provenir :

– de la **dispersion des coefficients de frottement**. Ceux-ci peuvent varier de façon importante entre deux lots, voire entre deux fixations du même lot ou deux serrages successifs de la même fixation. La température est également un facteur influent. L'échauffement dû au frottement dans les filets dépendant de la vitesse de serrage, celle-ci peut donc avoir une influence sur la prétension installée.

- de l'**incertitude de mesure** du couple de serrage appliqué, qui peut atteindre 40% pour des clés à choc par exemple.

1.1.1.3 Autres assemblages discrets

– Les fixations rivetées

Parmi les procédés les plus usités, le rivetage a l'avantage d'être simple, peu coûteux et assez facilement automatisable. Le rivet s'expande dans l'alésage, ce qui introduit des contraintes résiduelles de compression dans le substrat [Blanchot et Daidie, 2006, Markiewicz *et al.*, 1998]. Ils sont généralement en aluminium, monel ou titane.

– Les fixations serties

Les fixations serties sont composées de deux éléments (voir figure 1.5) :

- Une tige en alliage de titane ou en acier, dans laquelle sont réalisées les gorges de sertissage, une gorge de rupture, et des cannelures circulaires de maintien.
- Une bague, généralement en alliage d'aluminium ou de titane.

La figure 1.5 montre les différentes étapes de l'installation d'une fixation sertie.

Dréan [Drean *et al.*, 2002] a étudié de façon numérique les grandes déformations obtenues lors de l'installation de ces fixations serties. Il a notamment montré l'influence forte des caractéristiques matériau de la tige et de la bague, ainsi que du diamètre et de la forme de l'outil.

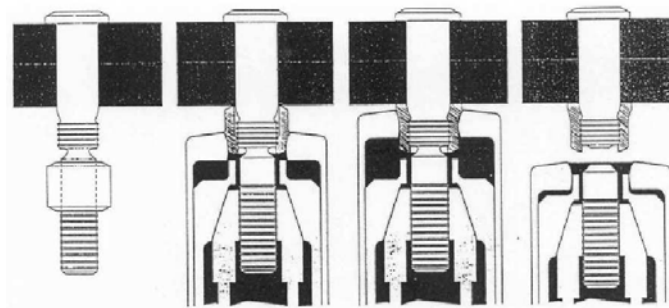


FIGURE 1.5 – Étapes d'installation d'une fixation sertie

Ces fixations permettent d'installer une prétension élevée avec une dispersion très faible. Cependant, elles sont difficilement démontables et ne sont donc pas destinées à des zones où les réparations sont fréquentes.

1.1.2 Assemblages continus

L'intérêt principal des assemblages continus vis à vis des assemblages discrets est l'absence d'introduction de concentration de contraintes étant donné l'absence de perçages.

Le transfert d'effort se fait théoriquement sur une surface importante, même si les effets de bord limitent cet effet bénéfique.

1.1.2.1 L'assemblage par collage

Le collage est très peu utilisé sur les métaux dans des applications aéronautiques. A l'inverse, de nombreuses études ont été réalisées dans le domaine du transport naval, notamment sur l'élaboration de méthodes d'essai permettant de caractériser le film adhésif [Cognard *et al.*, 2006]. Paroissien [Paroissien, 2006] présente les avantages et inconvénients de

l'assemblage par collage dans un contexte aéronautique. Il paraît intéressant de citer ici les principaux.

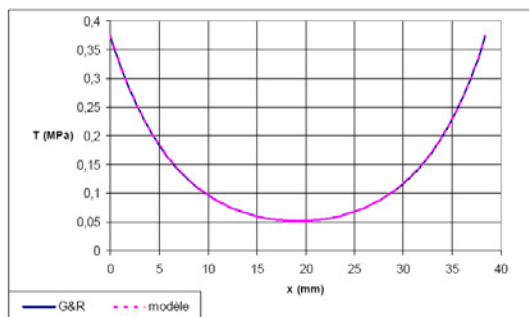
Du côté des avantages :

- Avec un conditionnement préalable des surfaces à coller, il est théoriquement possible d'assembler tous les matériaux ;
- La fibre du matériau reste continue, contrairement au perçage. Ceci a un effet bénéfique très important pour les matériaux composites.

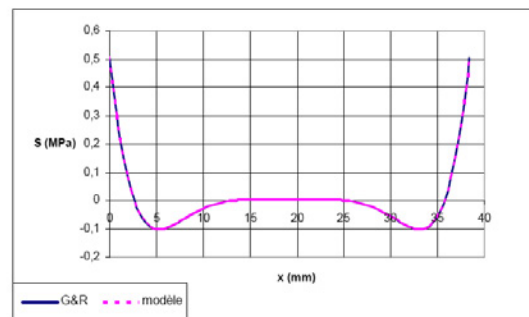
Du côté des inconvénients :

- Les assemblages collés sont très sensibles aux conditions environnementales (température, humidité), ce qui oblige à appliquer des joints d'étanchéité pour isoler les collages ;
- La préparation des surfaces peut être délicate et nécessite des produits chimiques ;
- La mauvaise conductivité de la colle peut être dommageable pour la continuité de la liaison électrique sur l'ensemble du fuselage ;
- L'épaisseur de la colle doit être précise afin de représenter celle utilisée pour le calcul de la résistance de l'assemblage.

Il est intéressant d'étudier la façon dont les efforts transitent dans un assemblage collé, notamment les contraintes de pelage (normales au plan de joint) et de cisaillement (dans le plan de joint), comme représenté sur la figure 1.6. Les contraintes les plus élevées sont localisées aux extrémités du joint, qui constituent le point faible de ces jonctions. L'augmentation de la longueur du joint de colle a une influence limitée sur sa résistance. En revanche, la création de biseaux aux extrémités du joint diminue ces concentrations de contrainte et augmente sa résistance.



Contrainte de cisaillement : comparaison avec Goland et Reissner



Contrainte de pelage : comparaison avec Goland et Reissner

FIGURE 1.6 – Evolution des contraintes dans l'adhésif le long d'un joint collé, [Paroissien, 2006]

1.1.2.2 L'assemblage par soudage

L'assemblage par soudage, très utilisé dans la construction de grosses structures telles le génie civil ou les navires, est très peu utilisé en aéronautique, du fait des contraintes thermiques qu'il engendre, de sa non-démontabilité et sa faible tenue en fatigue. On retrouve cependant du soudage sur des pièces massives du mât réacteur ou sur des tuyauteries (en acier inoxydable ou en titane).

La technologie du *Friction Stir Welding* (FSW) est une voie d'assemblage étudiée depuis une dizaine d'années et qui semble prometteuse, notamment pour l'assemblage de panneaux ou de raidisseurs, y compris pour des épaisseurs élevées. Rhodes [Rhodes *et al.*, 1997] a notamment montré l'absence de modifications majeures de la microstructure et du

comportement mécanique de l'aluminium 7075 soudé par le biais de cette technique. Cette technique peut aussi être utilisée pour faire de la soudure par point [Merzoug *et al.*, 2010], montrant l'existence de conditions optimales de réalisation du soudage vis à vis des caractéristiques mécaniques de l'assemblage. Nandan [Nandan *et al.*, 2008] propose un état des lieux des recherches actuelles à ce sujet.

1.1.3 Les assemblages hybrides

Chaque mode d'assemblage possède ses avantages et ses inconvénients. La philosophie des assemblages hybrides est d'associer deux modes d'assemblages afin d'additionner leurs avantages et soustraire leurs inconvénients.

Le plus connu des modes d'assemblage hybrides est l'Hybride Boulonné-Collé (HBC, voir figure 1.7-a). Des études récentes existent sur ce sujet, notamment dans l'aéronautique [Ganji, 2007, Paroissien, 2006, Kelly, 2005]. Il s'agit de lisser les sur-contraintes créées par les perçages à l'aide d'un adhésif placé entre les substrats pour améliorer la tenue en fatigue. Ainsi, il serait possible de diminuer le nombre de fixations à tenue égale, et de gagner en masse.

La figure 1.7-b montre la répartition de l'effort normal dans les substrats. Les discontinuités proviennent de la présence de fixations engendrant un transfert localisé de l'effort, qui se superpose au transfert continu par adhérence. Il subsiste cependant des concentrations de contrainte aux extrémités du joint en terme de contraintes de cisaillement (T) et de pelage (S) (voir figure 1.7-c).

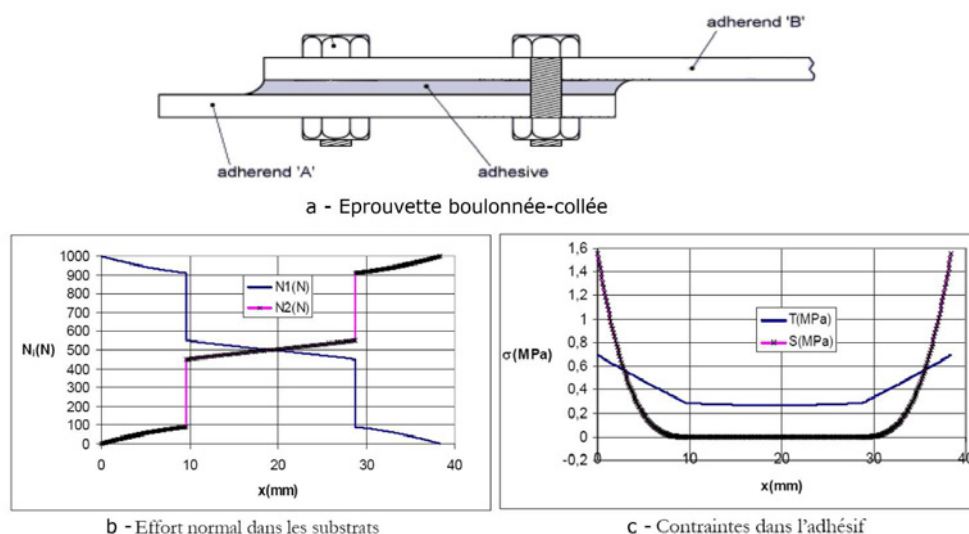


FIGURE 1.7 – Evolution des contraintes dans un assemblage hybride boulonné-collé, [Paroissien, 2006]

Le comportement des assemblages hybrides dépend très fortement des caractéristiques de l'adhésif. Il semble nécessaire de développer de nouvelles formulations afin de satisfaire au mieux aux contraintes apportées par cette configuration. Une meilleure prévision des effets du vieillissement, de la précontrainte des fixations et du comportement vis-à-vis des chocs est une étape primordiale pour envisager des applications aéronautiques structurales.

1.2 Comportement des matériaux composites aéronautiques

La figure 1.8 illustre l'utilisation importante des matériaux composites dans la structure des avions Airbus (ici un A380), et montre à elle-seule l'intérêt de ces matériaux dans des applications aéronautiques.

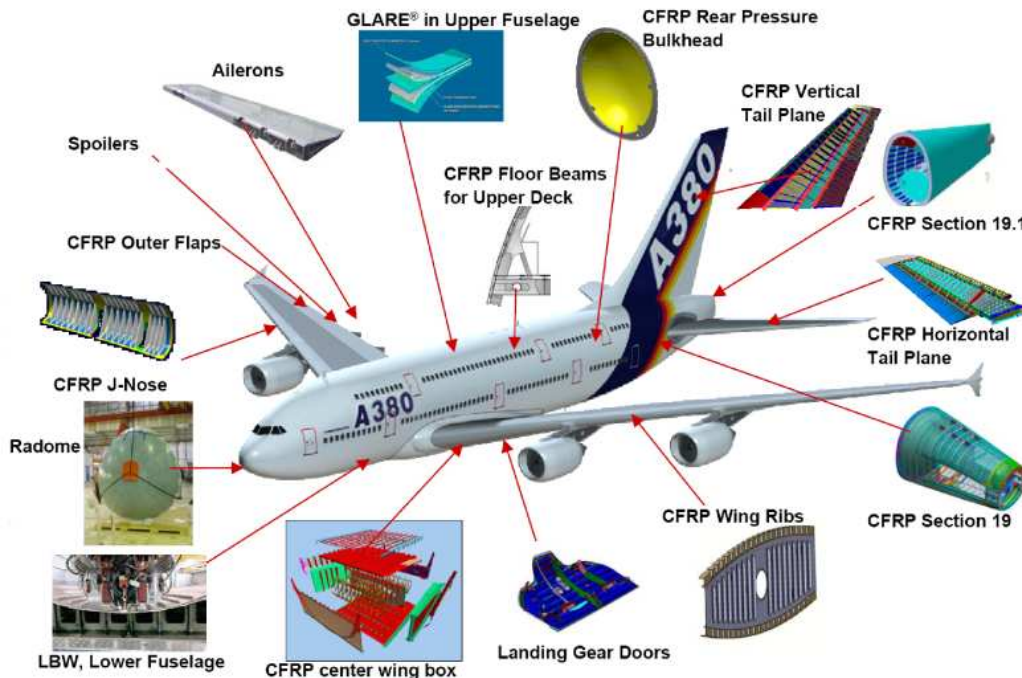


FIGURE 1.8 – Utilisation des matériaux composites dans la structure de l'A380 [AIRBUS]

Les fixations étudiées étant principalement destinées à être installées dans des stratifiés composites, nous traiterons dans cette seconde partie de l'étude bibliographique des constituants élémentaires des matériaux composites aéronautiques, puis du comportement mécanique des stratifiés, tant dans le domaine élastique qu'à rupture.

1.2.1 Les matériaux composites

Nous présentons ici de manière succincte les constituants élémentaires des matériaux composites et leurs principales applications aéronautiques. Il est d'usage de regrouper ceux-ci en deux grandes familles, suivant le type de résine : thermodurcissable ou thermoplastique.

La caractéristique principale des résines **thermodurcissables** est l'irréversibilité de leur mise en forme. Initialement visqueuses, la polymérisation à une température avoisinant les 180°C, par la création de liaisons chimiques fortes, leur confère leur aspect final solide, de façon définitive. Très rigides, elles ont globalement une mauvaise tenue aux chocs. Les principales résines thermodurcissables sont :

- La résine époxy, la plus courante ;
- La résine phénolique, ayant une meilleure tenue au feu (notamment utilisée pour les zones cabines) ;
- La résine polyimide, principalement utilisée pour des applications à haute température.

Les résines **thermoplastiques** sont en pleine expansion dans le milieu aéronautique, notamment les résines PPS, PEEK ou PEKK. La mise en forme par polymérisation à une température beaucoup plus haute que les thermodurcissables (300 à 400°C) est cette fois-ci réversible. En effet, en réchauffant le matériau, on peut retrouver son état visqueux. Sa meilleure plasticité lui confère une plus grande ténacité.

Cependant, elles sont généralement plus coûteuses et leur mise en oeuvre est plus délicate (notamment en raison de leur température de polymérisation importante), ce qui limite leur développement.

Certaines résines tentent de combiner les avantages de ces deux types, par l'addition de nodules de thermoplastiques dans la matrice thermodurcissable. C'est par exemple le cas de la résine M21E (E pour *Enhanced*), utilisée pour la réalisation des éprouvettes de notre étude.

Reprenant l'essentiel des flux d'efforts, le choix des fibres suivant l'application est primordial. Les fibres utilisées diffèrent par leur taille et par leur matériau. Du fait de leurs meilleures caractéristiques mécaniques, 99% des fibres utilisées en aéronautique sont des fibres longues, ce qui confère au matériau ainsi créé une forte anisotropie. Les trois principaux matériaux utilisés sont le verre, le carbone et l'aramide.

1.2.2 Comportement élastique des stratifiés

On se limite ici à un stratifié composite, afin d'introduire les notations utilisées dans le reste de nos travaux. Comme nous l'avons vu précédemment, celui-ci est composé de différents plis, eux-même formés par une combinaison de fibres et de résine.

Les différents repères sont indiqués sur la figure 1.9.

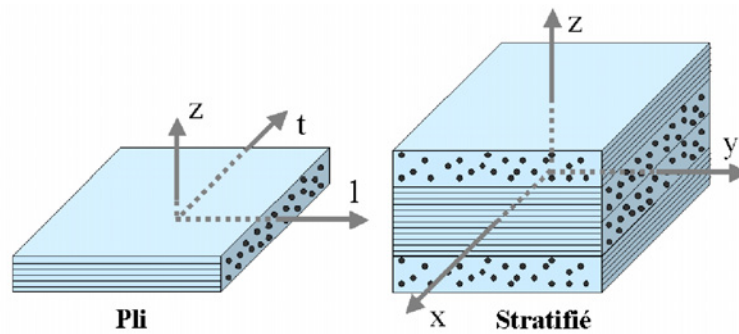


FIGURE 1.9 – Mise en place des repères aux différentes échelles

Grâce à des considérations énergétiques ou des essais de caractérisation [Barrau et Guedra-Degeorges, 2004], il est possible d'obtenir les caractéristiques orthotropes d'un pli (E_l , E_t , ν_{lt} , ν_{tl} et G_{lt}), exprimées dans son repère (repère local). La loi de comportement du pli seul s'écrit alors :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_l \\ \varepsilon_t \\ \gamma_l \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_l} & -\frac{\nu_{tl}}{E_t} & 0 \\ -\frac{\nu_{lt}}{E_l} & \frac{1}{E_t} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{lt}} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_l \\ \sigma_t \\ \tau_l \end{Bmatrix} \quad (1.5)$$

Différentes théories des stratifiés permettent ensuite de remonter au comportement du stratifié en lui-même, exprimé dans son repère (on parle alors de repère global). Celle de Love-Kirchhoff¹, permet de relier les flux d'efforts aux déformations par la matrice de rigidité suivante :

$$[K] = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [C] \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

Les matrices $[A]$ et $[C]$ représentent respectivement la rigidité dans le plan et en flexion.

La matrice $[B]$ rend compte du couplage entre le comportement dans le plan et la flexion. Elle est nulle dans le cas d'une symétrie miroir.

1.2.3 Mécanismes d'endommagement

Du fait de la nature fortement hétérogène des matériaux composites, l'étude de leur endommagement nécessite une approche à différentes échelles. En effet, à l'instar des matériaux métalliques, les endommagements apparaissent à un niveau que l'on pourrait qualifier de mésoscopique, mais induisent des effets à l'échelle de la structure.

Nous distinguerons ici trois modes d'endommagement élémentaires, dont le développement concurrentiel mène à un état d'endommagement complexe. On parle alors de couplage entre les différents modes d'endommagement. Ces trois modes sont illustrés sur la figure 1.10.

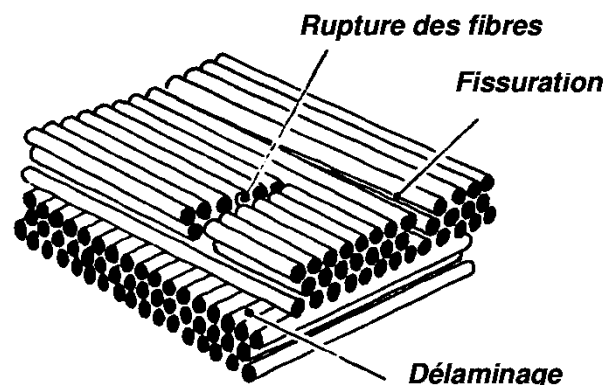


FIGURE 1.10 – Principaux modes d'endommagement des matériaux composites, d'après Gay [Gay, 2005]

- **La rupture de fibres.** Causée par la contrainte de traction longitudinale, ou plus rarement par du cisaillement transverse, il s'agit d'une rupture fragile.
- **La fissuration matricielle.** Causée par les contraintes transverses, ou de cisaillement (voir figure 1.11), il s'agit de la décohésion entre les fibres et la matrice, menant à l'apparition de fissures au sein de cette dernière.
- **Le délaminage.** Il s'agit d'une décohésion à l'interface entre deux plis. Il peut être causé par un impact, des défauts de fabrication ou des contraintes interlaminaires trop importantes. Le délaminage a une influence très importante sur la rigidité d'une structure, notamment en flexion.

1. "Après application des charges, les fibres normales au plan moyen restent droites et normales au plan moyen déformé"

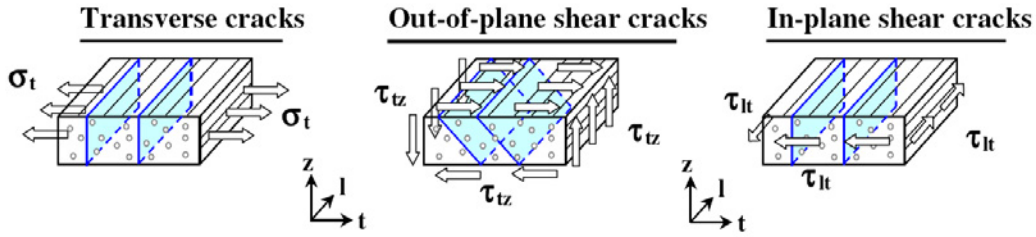


FIGURE 1.11 – Trois types de fissuration matricielle, [Bouvet *et al.*, 2009]

Les critères de rupture du stratifié peuvent être appliqués à différentes échelles. Nous détaillerons dans cette partie quelques critères que l'on retrouve fréquemment dans la littérature, en introduisant les notations utilisées dans nos travaux en termes de caractéristiques à rupture. Orifici [Orifici *et al.*, 2008] propose une étude détaillée des différents critères.

A l'échelle du stratifié, le seul critère largement utilisé est celui en déformation maximale :

$$\varepsilon \leq \varepsilon_{max} \quad (1.7)$$

Dans ce cas ε_{max} représente la déformation maximale admissible pour la sollicitation étudiée. Ce critère est notamment utilisé en tolérance aux dommages.

A l'échelle du pli, on retrouve de nombreux critères. Nous citerons les plus utilisés :

- Le critère de Tsai-Hill prend en compte les interactions entre les composantes du tenseur des contraintes dans le repère du pli.

$$\frac{\sigma_l^2}{X_{c,t}^2} + \frac{\sigma_t^2}{Y_{c,t}^2} + \frac{\sigma_l \sigma_t}{X_{c,t}^2} + \frac{\tau_{lt}^2}{S^2} \leq 1 \quad (1.8)$$

- Critère de Puck. Ce critère permet de distinguer la rupture de la fibre de la rupture de la matrice :

$$\begin{cases} \sigma_l < X_{c,t} \\ \frac{\sigma_t^2}{Y_{c,t}^2} + \frac{\tau_{lt}^2}{S^2} \leq 1 \end{cases}$$

A l'échelle locale, chaque mode d'endommagement peut être pris en compte par différents critères. Nous n'en listerons qu'une sélection¹. Le lecteur est invité à se référer à la littérature correspondante pour une description détaillée de ces critères.

– **Rupture des fibres**

On utilise principalement un critère en déformation maximale, par exemple en traction (cas le plus courant) :

$$\varepsilon_{11} \leq \varepsilon_{FT} \quad (1.9)$$

1. Concernant les admissibles, les indices *T*, *C*, *S* se réfèrent respectivement aux états de traction, compression et cisaillement, *M* et *F* à la matrice et aux fibres, *D* au délaminage.

– Fissuration matricielle

De nombreux critères sont présents dans la littérature. Ils utilisent généralement une formulation quadratique [Hill, 1948, Hashin, 1980, Hou *et al.*, 2000]. Dans cette étude le critère présenté en équation (1.10) sera utilisé. Il prend en compte l'ensemble des sollicitations menant à la fissuration matricielle comme illustré sur la figure 1.11.

$$\left(\frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2}{S^2}\right) \leq 1 \quad (1.10)$$

Avec $\langle \sigma_{22} \rangle$ la valeur positive de la contrainte transverse, σ_{12} et σ_{23} les contraintes de cisaillement, Y_T la résistance en traction transverse d'un pli et S celle en cisaillement.

– Critères de délaminage

De nombreux critères ont été proposés. La plupart du temps, ils prennent en compte les admissibles au niveau du pli, voire des admissibles mettant en jeu directement des propriétés interlaminaires, comme la résistance au délaminage en cisaillement.

Hashin [Hashin, 1980] a proposé le critère suivant, dans lequel on retrouve l'influence de la contrainte de traction/compression hors-plan et des contraintes de cisaillement hors-plan :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{DN}}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{DS}^2} \leq 1 \quad (1.11)$$

Brewer et Lagace [Brewer et Lagace, 1988] ont à leur tour proposé le critère quadratique suivant, très proche de celui de Hashin, montrant une très bonne corrélation expérimentale sur les configurations testées :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{123}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (1.12)$$

Cependant, ces critères ne prennent pas en compte l'influence du signe de la contrainte hors-plan σ_{33} . En effet, il a été observé expérimentalement [Hou *et al.*, 2000, Hou *et al.*, 2001] qu'une contrainte hors-plan négative tend à retarder l'initiation du délaminage.

Le choix du ou des critère(s) se fait à partir des sollicitations appliquées localement au niveau du matériau, des modes d'endommagement attendus ou observés expérimentalement et des possibilités d'identification. En règle générale, plus un critère prendra en compte de sollicitations, plus il sera versatile et pourra être utilisé dans de nombreuses applications. En contrepartie, il mettra en jeu plus de paramètres qu'il faudra identifier, la plupart du temps expérimentalement. De la même façon, il sera généralement plus facile de mettre en place un critère utilisant des caractéristiques génériques du matériau ou du pli, que de faire intervenir des grandeurs qu'il faudra identifier à partir d'essais spécifiques.

1.2.4 Modélisation discrète des endommagements

Historiquement, les structures endommageables sont modélisées en utilisant des modèles éléments-finis continus, avec des éléments coques ou volumiques. On applique alors les critères présentés précédemment à ces éléments. Cette approche présente néanmoins différentes limitations. La principale difficulté est de représenter les discontinuités physiques

après endommagement. Le couplage entre la fissuration matricielle et le délaminage observé expérimentalement [Abrate, 1998] est délicat à prendre en compte. Des phénomènes de localisation et de dépendance au maillage peuvent aussi apparaître.

Plusieurs approches récentes [Camanho et Dávila, 2002, Irisarri *et al.*, 2007, Abisset *et al.*, 2011, Bouvet *et al.*, 2009] ont été développées pour représenter ces phénomènes. Dans cette étude nous nous limiterons à celle de Bouvet *et al.* [Bouvet *et al.*, 2009], qui sera utilisée par la suite. L'objectif de cette modélisation est de prendre en compte les différents types de fissuration matricielle observés expérimentalement, dues aux contraintes de traction transverse, aux cisaillements dans le plan et hors-plan et leur couplage avec le délaminage.

Pour ce faire, les plis sont maillés en formant des bandes (ou mèches), suivant l'orientation des fibres (voir figure 1.12). Sous l'hypothèse de plis unidirectionnels d'épaisseur fine vis-à-vis des dimensions de la plaque, la fissuration à 45° est négligée au sein des plis et un seul élément est mis en place dans l'épaisseur du pli, et dans la largeur de chaque mèche.

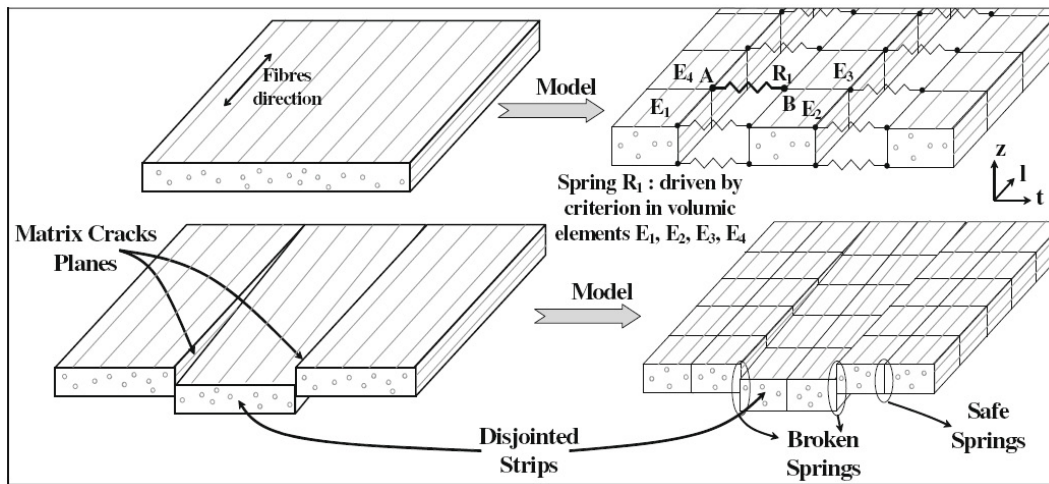


FIGURE 1.12 – Modèle du pli, d'après [Bouvet *et al.*, 2009]

La jonction entre les mèches et entre les plis est réalisée par des éléments ressorts, de raideur initiale très élevée, et endommageables.

La **fissuration matricielle** est prise en compte par un critère de type quadratique (voir équation (1.10) de la section précédente), appliquée aux éléments volumiques. Chaque ressort est considéré comme rompu lorsque le critère est atteint pour l'un de ses quatre éléments volumiques voisins.

Le **délaminage** est géré par un critère en contrainte maximale (voir équation (1.13)), particulièrement adapté à l'impact [Collombet *et al.*, 1996]. La valeur de cette contrainte maximale σ_{lim} dépend du stade de propagation et de la présence ou non de fissuration matricielle au sein de ses éléments voisins.

$$\sigma_z \leq \sigma_{lim} \quad (1.13)$$

Enfin, un critère en déformation maximale dans le sens long (voir équation (1.14)) est appliqué aux éléments volumiques, pour rendre compte de la **rupture des fibres** en traction.

$$\varepsilon_l \leq \varepsilon_l^f \quad (1.14)$$

Ce modèle montre une bonne corrélation en terme de réponse globale et de cartographie de délaminage (voir figure 1.13). Cependant, des améliorations sont possibles au niveau des critères de rupture, particulièrement en délaminage et en rupture de fibres, pour rendre compte du poinçonnement du stratifié. L'interface $\pm 45^\circ$ reste de même à implémenter, afin de pouvoir modéliser des stratifiés de drapage quelconques parmi les orientations 0° , 90° et $\pm 45^\circ$.

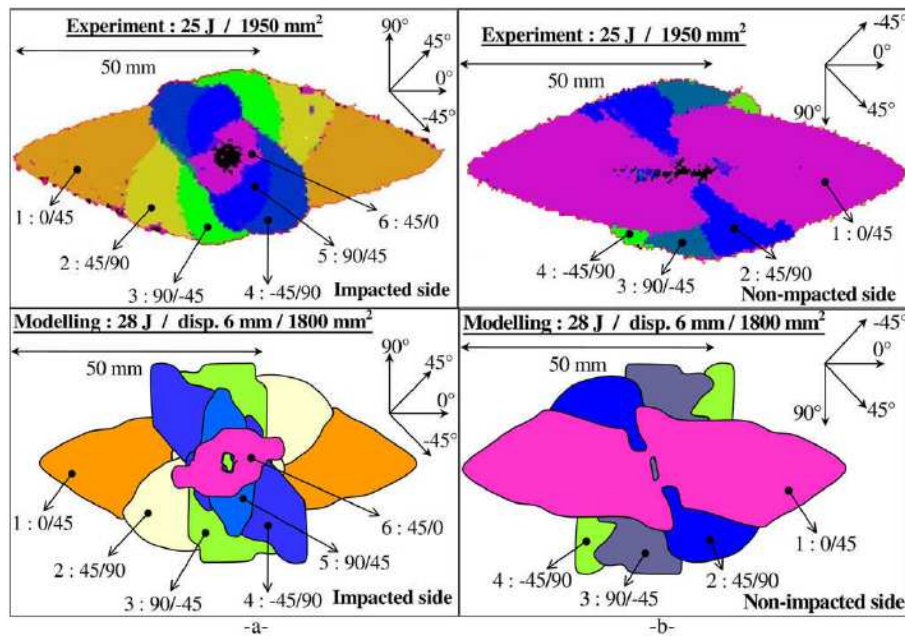


FIGURE 1.13 – Comparaison des surfaces délaminées du côté impacté (a) et non impacté (b), d'après [Bouvet *et al.*, 2009]

1.3 Comportement statique des assemblages discrets

Cette troisième partie de l'étude bibliographique traite des recherches actuelles sur le comportement statique d'assemblages discrets. Même si la majorité des phénomènes est maintenant connue à la fois pour les assemblages métalliques et composites, des avancées majeures sont encore possibles pour décrire avec précision le comportement des fixations soumises à des sollicitations complexes, le comportement du matériau et surtout leur interaction.

Le *Military Handbook vol.17* [USA, 2002] propose une classification des ruptures d'assemblages composites. Il convient de séparer la rupture du substrat (métallique ou composite), de la rupture de la (ou des) fixation(s). La figure 1.14 montre les modes de rupture du substrat. Il est intéressant de remarquer que cinq de ces six modes de rupture apparaissent aussi pour des assemblages métalliques¹.

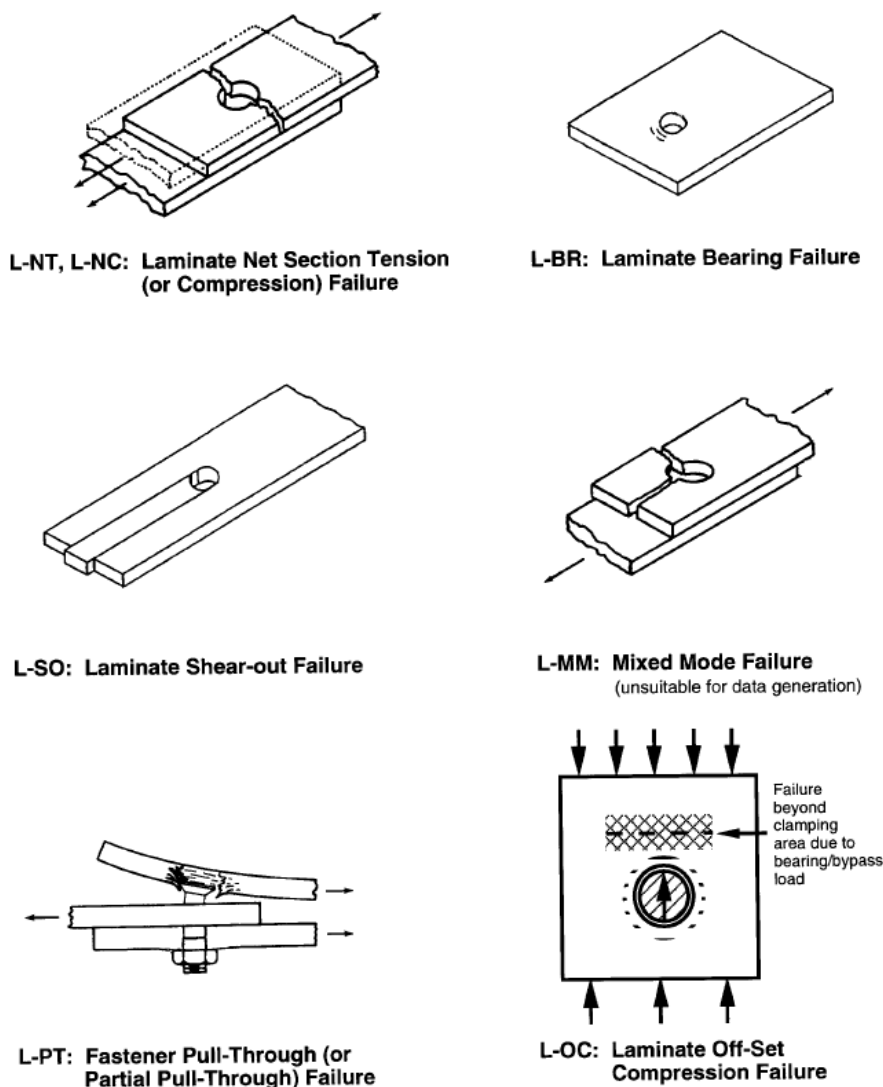


FIGURE 1.14 – Modes de rupture impliquant un stratifié composite, [USA, 2002]

1. Le mode en déboutonnage (*Pull-Through*) est cependant moins préoccupant pour les assemblages métalliques

Pour les raideurs de pièces et de fixations usuellement rencontrées dans les assemblages aéronautiques, les conditions d'apparition des différents modes de rupture dépendent essentiellement des propriétés géométriques de l'assemblage. Si l'on prend l'exemple d'un assemblage métallique en simple cisaillement, très courant dans les structures aéronautiques, Dang [Dang-Hoang, 2009] propose d'observer la valeur de la quantité P_{max}/d^2 , suivant le ratio t/d . P_{max} est ici la charge à rupture de l'assemblage, t l'épaisseur d'un substrat, et d le diamètre d'une fixation.

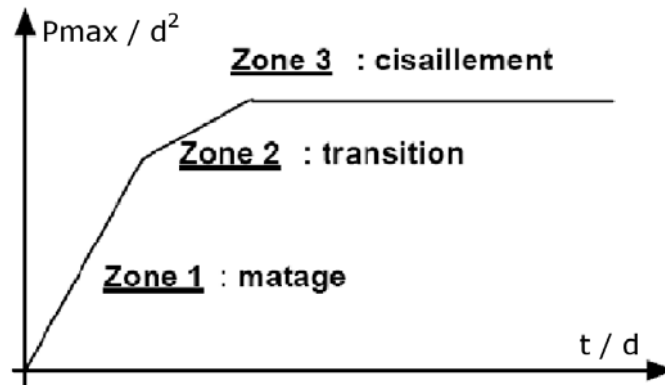


FIGURE 1.15 – Zones de matage et de cisaillement, [Dang-Hoang, 2009]

Il s'en dégage trois zones :

Zone 1 : Zone d'endommagement en **matage** (détaillé dans la partie 1.3.2), avec une évolution linéaire de la charge maximale.

Zone 2 : Zone de transition entre l'endommagement en **matage** et le **cisaillement de la fixation**. C'est principalement dans cette zone que peut apparaître le **déboutonnage**, favorisé par la flexion secondaire.

Zone 3 : Zone de **cisaillement de la fixation** suivant le plan de joint. La valeur de la force maximale obtenue pendant l'essai est constante, peu importe le ratio t/d .

Nous nous appuyons sur cette classification, que nous retrouvons dans la partie expérimentale, pour étudier les différents modes de rupture des assemblages métalliques et composites, sous sollicitation statique.

1.3.1 Rupture de la fixation

Ce mode de rupture intervient logiquement lorsque la résistance du substrat est supérieure à celle de la fixation pour la sollicitation considérée. Ceci peut provenir de la combinaison des caractéristiques matériaux de la fixation et du substrat, ou de la géométrie de l'assemblage (épaisseur du substrat ...).

Le mode de sollicitation le plus simple est la traction axiale. On observe alors des concentrations de contrainte caractéristiques (voir figure 1.16).

Il est d'usage d'introduire la section résistante au niveau de la partie fileté [NFE, 2007, VDI, 2003, Bickford, 2008] :

$$A_s = \frac{\pi}{4} \left(\frac{d_2 + d_3}{2} \right)^2 \quad (1.15)$$

On voit apparaître les caractéristiques géométriques d_2 (diamètre sur les flancs) et d_3 (diamètre du noyau de la vis). On en déduit le diamètre résistant d_s , diamètre du cylindre de section A_s .

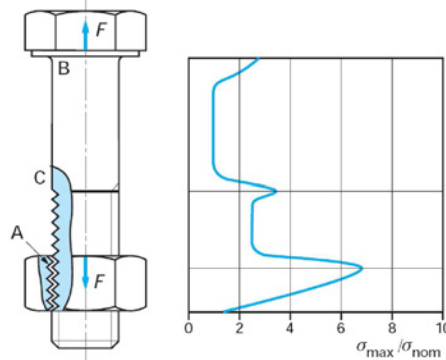


FIGURE 1.16 – Contraintes dans une vis chargée axialement, [Guillot, 2007]

La contrainte dans la fixation pour un effort axial F_B est ainsi déterminée par :

$$\sigma_e = \sigma_t = \frac{F_B}{A_s} \quad (1.16)$$

On doit alors vérifier que la contrainte équivalente σ_e est inférieure à la limite élastique du matériau constituant la fixation.

A cette contrainte axiale est ajoutée dans certains cas, notamment lors de l'application du couple de serrage induisant un moment de torsion M_B , la contrainte de torsion τ sous la forme :

$$\tau = \frac{16M_B}{\pi d_s^3} \quad (1.17)$$

et la contrainte équivalente de Von Mises associée :

$$\sigma_e = \sqrt{\sigma_t^2 + 3\tau^2} \quad (1.18)$$

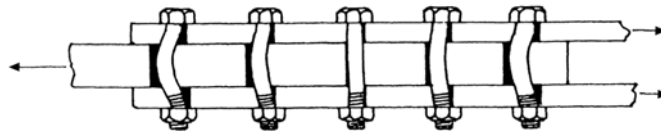


FIGURE 1.17 – Flexion induite dans les fixations, [Bickford, 2008]

La majorité des assemblages aéronautiques travaille en cisaillement, induisant de la flexion dans la fixation, comme illustré sur la figure 1.17. Dans ce cas il est nécessaire de prendre en compte la contrainte σ_f associée, et la contrainte équivalente de Von Mises associée devient :

$$\sigma_e = \sqrt{(\sigma_t + \sigma_f)^2 + 3\tau^2} \quad (1.19)$$

Deux essais normalisés existent afin de tester les fixations en cisaillement statique : le simple et double cisaillement.

Le fournisseur Alcoa Fastening System a effectué une étude [Zeng *et al.*, 2006] pour évaluer l'influence du revêtement sur les résistances en simple et double cisaillement de fixations en titane (figure 1.18). Les principales observations sont les suivantes :

- Les résistances en simple et double cisaillement sont identiques pour les fixations non revêtues (*bare*).

- Le revêtement de la fixation peut affecter la résistance en cisaillement : un coefficient de frottement supérieur mène à une résistance supérieure.
- Les essais de simple cisaillement sont moins sensibles au revêtement, et donc plus représentatives des propriétés intrinsèques du matériau.

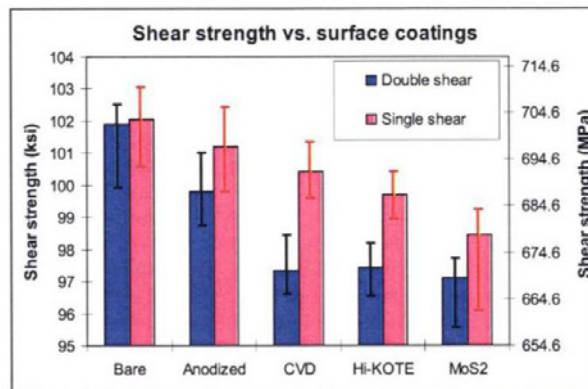


FIGURE 1.18 – Influence du revêtement sur les résistances en cisaillement, [Zeng *et al.*, 2006]

1.3.2 Matage

Le matage apparaissant très rapidement dès lors qu'un assemblage avec fixation est sollicité, nous allons nous intéresser à ce mode d'endommagement.

Il s'agit d'une déformation plastique importante, localisée, apparaissant sous l'effet d'une pression importante. Le matage est directement lié à la notion de contact entre deux surfaces.

Il est alors d'usage de définir la pression moyenne de contact comme le ratio de la force de contact $F_{contact}$ sur l'aire $A_{contact}$ de la surface correspondante :

$$\sigma_{contact} = \frac{F_{contact}}{A_{contact}} \quad (1.20)$$

Dans le cas d'assemblages, les surfaces de contact peuvent être :

- l'interface entre la tête de fixation et la pièce à serrer, ou l'interface entre l'écrou et la pièce à serrer dans le cas d'assemblage sollicité en traction ;
- l'interface entre le fût de la fixation et les pièces à serrer dans le cas d'assemblage sollicités en cisaillement ;
- et plus généralement une combinaison des interfaces précédentes, du fait de la pré-contrainte et de la flexion de la fixation.

Nous nous intéresserons principalement aux assemblages sollicités en cisaillement. La contrainte moyenne de contact fût/pièce peut dans ce cas s'exprimer sous la forme :

$$\sigma_{contact} = \frac{F_{contact}}{d \cdot t} \quad (1.21)$$

On voit immédiatement les facteurs d'influence que sont le diamètre de la fixation (d), et l'épaisseur de la plaque considérée (t).

Le scénario d'endommagement, assez facilement identifiable à partir d'essai élémentaires pour les assemblages métalliques, mérite une étude phénoménologique beaucoup plus poussée pour les assemblages composites.

1.3.2.1 Matage dans les assemblages métalliques

La rupture en matage se fait par propagation de la déformation plastique jusqu'à ce que l'assemblage soit déformé hors des limites de fonctionnement, ou jusqu'à ce qu'il ne puisse plus supporter d'effort supplémentaire du fait de l'étendue de la déformation plastique.

Différentes études peuvent être répertoriées, soit sur la prise en compte du matage au sein d'essai, notamment en simple cisaillement [Dang-Hoang, 2009], soit sur la simulation de l'essai de matage de matériaux métalliques en lui-même, représenté en figure 1.19, dans le but de réduire le nombre d'essais élémentaires [Safieddine, 2008].

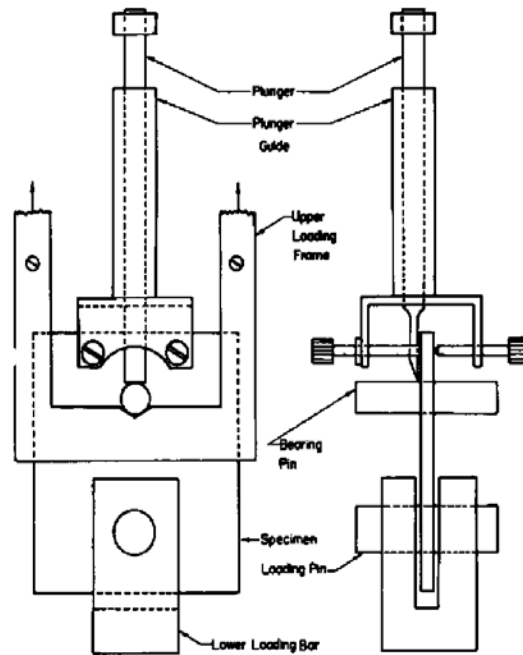


FIGURE 1.19 – Montage d'essai de matage, [Safieddine, 2008]

Concernant la simulation de l'essai élémentaire de matage, l'identification des caractéristiques matériaux se fait à partir d'essais élémentaires de traction et compression jusqu'à rupture. Les déformations en compression dans les zones avoisinant le perçage pouvant atteindre 50 à 60% pour certains matériaux, il est nécessaire d'identifier les paramètres matériaux à partir d'essais de compression sans flambement. Des résultats très encourageants sont obtenus en terme de corrélation essais-simulation.

L'étude d'assemblages en simple cisaillement [Dang-Hoang, 2009] montre la possibilité de prévoir de façon fidèle le comportement de ce type de structure, tant au niveau global (effort/déplacement, figure 1.20) qu'en terme de champs de contraintes et déformation locaux. Une courbe contrainte vraie / déformation vraie, obtenue à partir d'un essai de traction, est utilisée afin de reproduire le comportement élasto-plastique du matériau.

Vallat [Vallat *et al.*, 1950] propose l'approche suivante en terme de pressions de contact maximales admissible, introduisant l'effet bénéfique du frottement sur la résistance au matage d'assemblages :

- Pour les boulons peu serrés, pour lesquels le frottement intervient peu, il propose $\sigma_{max} = 1,1R_m$;
- Pour les rivets, induisant une pression radiale et donc des frottements plus importants notamment sous tête, il conseille alors de prendre $\sigma_{max} = 1,5R_m$.

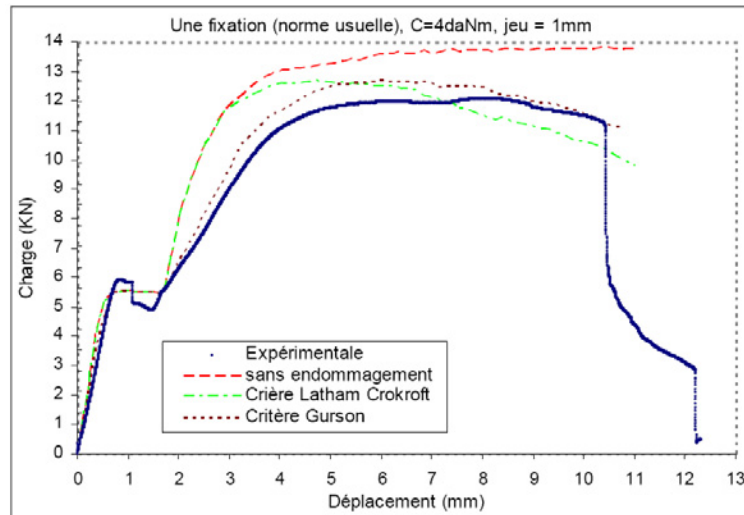


FIGURE 1.20 – Courbe effort/déplacement d'un assemblage en aluminium en simple cisaillement, [Dang-Hoang, 2009]

1.3.2.2 Matage dans les assemblages composites

Ce phénomène engendre des modes d'endommagement complexes et couplés qui ont globalement été peu étudiés jusqu'à présent. Quelques études sont cependant consacrées à ce mode d'endommagement, principalement au sein d'assemblages boulonnés [Nassar *et al.*, 2007, Ekh et Schön, 2005, Camanho et Lambert, 2006].

Ireman [Ireman *et al.*, 2000] propose notamment le scénario d'endommagement suivant pour un assemblage en simple cisaillement (voir figure 1.21) :

- Les premiers endommagements sont de la **fissuration matricielle**, à une charge approximativement égale à 25% de la force maximale atteinte pendant l'essai.
- Viennent ensuite des **ruptures de fibres** en compression, à une charge approximativement égale à 35% de la force maximale, en débutant par les fibres orientées dans le sens du chargement.
- **Délamina**ges, s'initiant en bord de perçage (voir figure 1.22).
- **Kinking** : flambement local des fibres.

Différents facteurs d'influence ont été répertoriés [Gohorianu, 2008] :

- La géométrie et notamment l'épaisseur et la largeur de l'éprouvette ;
- La prétension dans l'assemblage ;
- Les défauts de perçage ;
- Les caractéristiques de la résine ;
- Le jeu dans l'alésage.

Il est intéressant d'évaluer l'influence de la prétension sur le comportement en matage, comme l'ont fait Wang [Wang *et al.*, 1996] et Gohorianu [Gohorianu, 2008]. On observe (figure 1.23) un effet bénéfique du serrage, menant à une contrainte de matage à 4% d'ovalisation de l'ordre du double à celle sans serrage. Selon Gohorianu, l'effet bénéfique du serrage est principalement dû à l'augmentation de la part d'effort transféré par frottement entre les plaques, et au confinement latéral modifiant la cinétique des endommagements.

La rupture en matage est progressive et les premiers endommagements apparaissent très tôt par rapport à la rupture finale. Différents critères expérimentaux de rupture ont

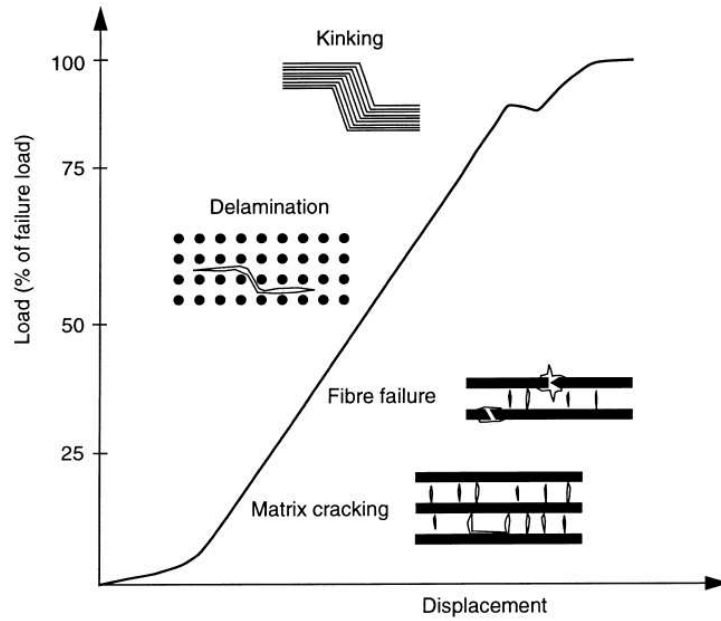


FIGURE 1.21 – Scénario d’endommagement d’un stratifié composite en matage, [Ireman *et al.*, 2000]

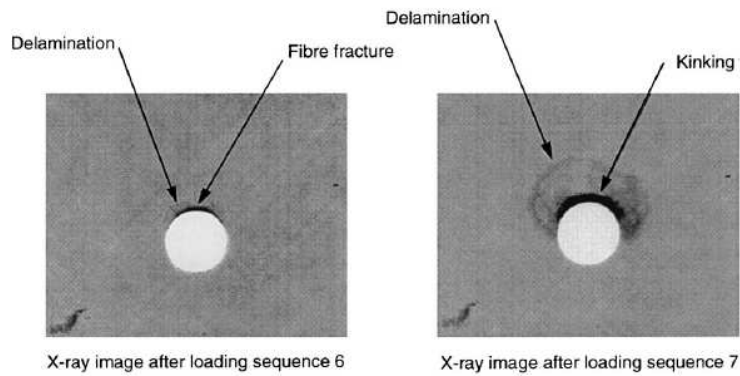


FIGURE 1.22 – Radiographies d’éprouvettes sollicitées en matage, [Ireman *et al.*, 2000]

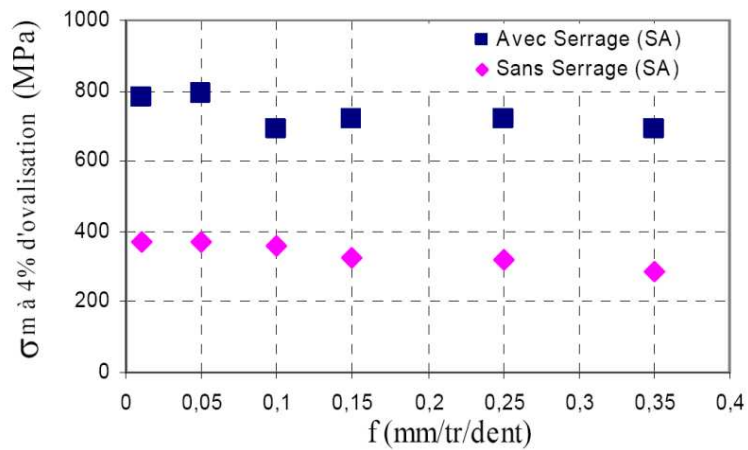


FIGURE 1.23 – Influence du serrage sur le comportement en matage, [Gohorianu, 2008]

donc été introduits, basés sur la déformation permanente du trou (appelée ovalisation), la perte de rigidité de l'assemblage ou le niveau maximal de la contrainte de matage.

La prise en compte de cet endommagement est nécessaire pour l'étude du comportement dans le plan d'assemblages, notamment en simple cisaillement. La réalisation des perçages dans les mêmes conditions pour l'ensemble des éprouvettes et la maîtrise du jeu dans l'assemblage sont primordiaux pour l'exploitation correcte des résultats d'essais.

1.3.3 Déboutonnage

Le déboutonnage, en anglais *pull-through* ou *push-through*, peut provenir de différentes sollicitations. La plus évidente est la traction hors-plan. Cette sollicitation peut apparaître au sein de jonctions entre les peaux et les raidisseurs par exemple (voir figure 1.24). Elle tend à se répandre avec l'apparition de peaux de plus en plus fines et le dimensionnement en post-flambage des panneaux. Le déboutonnage peut également se produire au sein d'assemblages sollicités en simple cisaillement, du fait de la flexion secondaire, comme indiqué sur la figure 1.14 issue du *Military Handbook vol. 17* [USA, 2002].

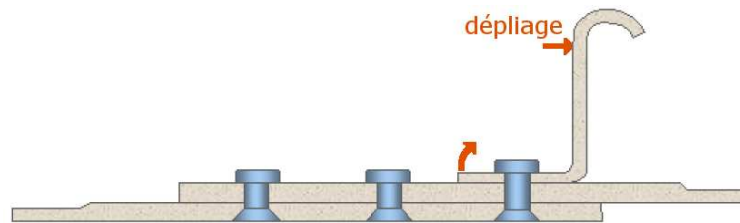


FIGURE 1.24 – Exemple de sollicitation hors-plan créée au sein d'une jonction en L

Les composites ayant une résistance hors-plan inférieure à celles des matériaux métalliques, cette problématique revêt un rôle de plus en plus important avec leur généralisation à des structures de fuselage d'épaisseur faible. Aussi, dans cette étude, une attention particulière a été portée à ce phénomène.

1.3.3.1 Historique

La première étude répertoriée sur le déboutonnage date de 1977. Elle est issue de préoccupations sur la tenue de réservoirs hydrauliques en matériau carbone/époxy soumis à un impact à haute vitesse [Freedman, 1977], créant des sollicitations transverses importantes (voir figure 1.25).

En 1985, la NASA publie un rapport technique sur l'étude expérimentale de stratifiés chargés transversalement [Waters, 1985]. Différentes combinaisons de matrice et de fibre ont été étudiées. Les essais ont été réalisés avec des fibres de carbone, KevlarTM ou hybride carbone/KevlarTM. Des résines classiques et renforcées ont été étudiées. Deux nuances d'aluminium ont été testées pour comparaison.

En 1999, Banbury publie une étude expérimentale [Banbury et Kelly, 1999] et numérique [Banbury *et al.*, 1999], basée sur les travaux de Freedman et Waters, et reprenant le principe du montage d'essai de ce dernier. L'interaction entre la fissuration matricielle et les délaminages est explicitée.

Les années 2000 voient la généralisation de l'étude du comportement transverse des stratifiés [Caprino *et al.*, 2003, Christensen et DeTeresa, 2004, Elder *et al.*, 2008], afin de mieux connaître et prédire l'endommagement lié au déboutonnage.

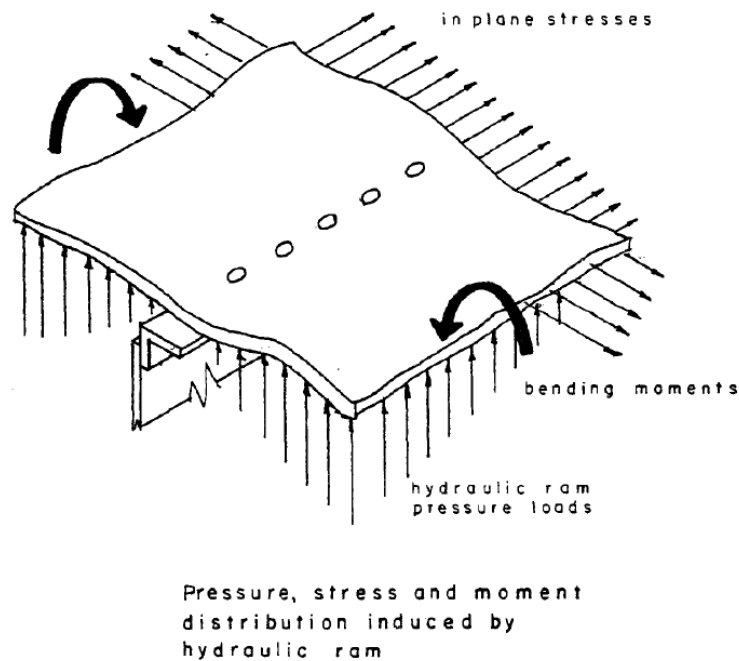


FIGURE 1.25 – Contraintes induites par un impact sur un réservoir hydraulique, [Freedman, 1977]

1.3.3.2 Scénario d'endommagement

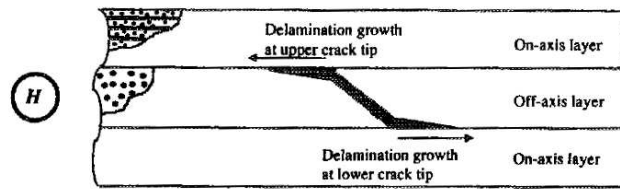
Concernant les métaux et en particulier les alliages d'aluminium, la dégradation du substrat se traduit sous la forme d'une plastification progressive au droit de la tête de la fixation. Lorsque la valeur de la résistance en cisaillement est atteinte, la fixation passe au travers du stratifié.

Concernant les matériaux composites, quelle que soit la combinaison fibre/matrice, le scénario de rupture est le suivant [Waters, 1985, Banbury et Kelly, 1999] :

- **Fissuration matricielle** : le cisaillement transverse au droit de la tête de la fixation entraîne des fissurations au sein de la matrice.
- **Délamination** : les fissurations matricielles introduisent des concentrations de contrainte aux interfaces avec les plis supérieur et inférieur. Ceci provoque l'apparition de fissures interlaminaires, se propageant de façon importante vers les extrémités du spécimen pour le pli inférieur et de façon plus limitée vers le perçage pour le pli supérieur. (voir Figure 1.26).
- **Rupture des fibres** : la rupture des fibres, principalement en cisaillement transverse mène à la rupture finale du stratifié par poinçonnement.

Banbury [Banbury et Kelly, 1999] fait le rapprochement entre le scénario d'endommagement en traction transverse et celui de l'impact à faible vitesse.

Les premiers craquements audibles, supposés traduire un endommagement interne, interviennent à environ 20-25% de la charge ultime [Kelly et Hallström, 2005], avant les premiers événements visibles sur la courbe effort/déplacement. De la même manière qu'en impact à faible énergie, la grande majorité des dommages précédant la rupture finale est interne au stratifié, ce qui peut conduire à une non-détection de ce mode d'endommagement lors d'inspections, alors que les caractéristiques mécaniques en sont considérablement réduites. Ceci montre l'importance de limiter les sollicitations hors-plan.



(H) indique la position du perçage

FIGURE 1.26 – Initiation du délaminage à partir des fissurations matricielles, [Banbury et Kelly, 1999]

1.3.3.3 Facteurs d'influence

Influence du matériau

Les premières études sur le déboutonnage de fixations dans des stratifiés composites, telles que celles de Freedman [Freedman, 1977] et Waters [Waters, 1985], introduisent des spécimens en aluminium pour référence.

Du fait de la grande ductilité des alliages d'aluminium associée à des conditions aux limites en appui simple, Freedman n'a pu observer de rupture en déboutonnage des fixations. A épaisseur égale, l'aluminium présente une résistance 50 à 75% plus importante que la plupart des spécimens composite étudiés, comme le montre la Figure 1.27. Les séries 7000 (7075-T651) et 2000 (2024-T4) montrent un mode de rupture légèrement différent; le laminage du 7075 provoque un allongement des grains très important, ce qui amène une rupture en escalier, contrairement au 2024 qui montre une rupture en cisaillement transverse pur. De la même façon, l'aluminium 7075 a une résistance plus importante, mais une elongation à rupture plus faible.

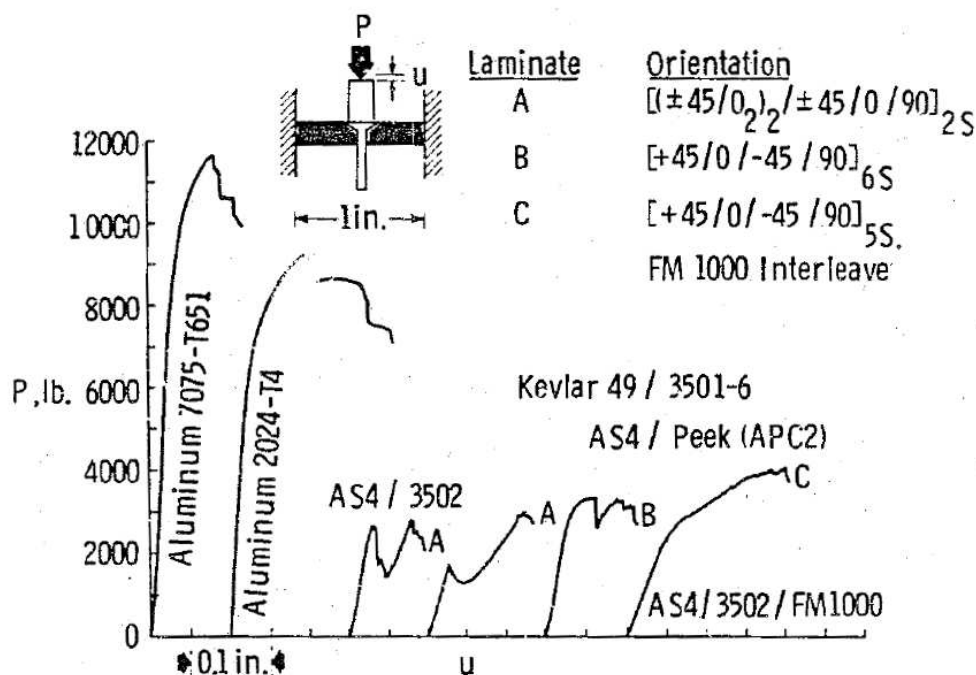


FIGURE 1.27 – Comparaison du comportement de l'aluminium et de différents matériaux composites, [Waters, 1985]

De nombreux matériaux composites ont été étudiés et comparés : fibre d'aramide (Kevlar), de carbone ou de verre, et différents types de résines : thermodurcissables (classiques ou renforcées) ou thermoplastiques (PEEK).

D'après Waters, l'utilisation de résine PEEK ou l'ajout d'un film interfacial d'adhésif (FM1000) entre chaque pli retarde de façon significative l'apparition de la première chute d'effort (Figure 1.27), en apportant un comportement quasi-plastique similaire aux alliages d'aluminium par exemple. En terme d'effort au premier pic, les composites à base de Kevlar/époxy sont les plus faibles, mais ils présentent une déformation à l'effort maximal supérieure, ce qui est susceptible d'améliorer la redistribution des efforts après la rupture locale.

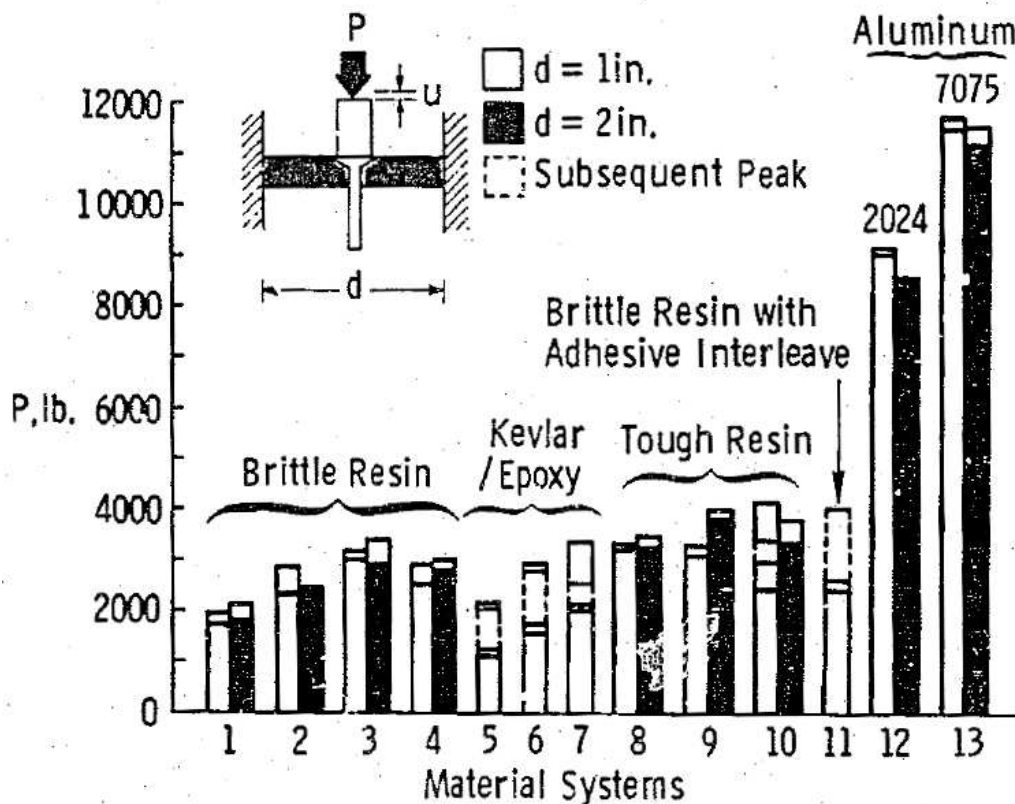


FIGURE 1.28 – Comparaison des efforts à rupture de l'essai de *push-through*, [Waters, 1985]

Kelly [Kelly et Hallström, 2005] a étudié l'influence de la résine (époxy ou polyester) sur des stratifiés à base de tissu carbone. Les résines époxy et vinylester montrent un comportement globalement identique, en terme de rigidité et de courbe effort/déplacement, mais certaines différences ont été observées. Ainsi, pour les éprouvettes à base de résine vinylester, moins d'accidents sont observés sur la courbe effort/déplacement lors de la montée en charge. Un examen micrographique montre beaucoup plus de délaminages se propageant dans le plan jusqu'aux extrémités du spécimen pour les résines à base de vinylester (voir figure 1.29), menant à une ruine globale du stratifié. On observe au contraire pour les résines à base époxy beaucoup plus de fissurations transverses et de petits délaminages, menant au déboutonnage de la fixation au travers du stratifié.

Kelly [Kelly et Hallström, 2005] et Waters [Waters, 1985] ont montré que la résistance du stratifié est principalement gouvernée par ses propriétés interlaminaires, notamment par les propriétés de la résine. Une résine renforcée, plus résistante au délaminage, apporte des gains allant jusqu'à 30% par rapport à une résine standard.

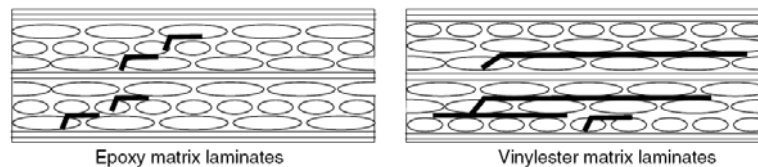


FIGURE 1.29 – Modes d'endommagement pour les résines époxy et vinylester [Kelly et Hallström, 2005]

Influence du drapage

Différents auteurs ont étudié l'influence du drapage sur le comportement hors-plan d'assemblages. Notamment, Kelly [Kelly et Hallström, 2005] a montré que les délaminages montrent une tendance forte à se propager dans les interfaces présentant des différences d'orientation supérieures ou égales à 90° ($[0/90]$ ou $[-45/+45]$), du fait des contraintes interlaminaires plus importantes créées à ces interfaces. Ainsi, les stratifiés $[0/45/90/-45]_s$, présentant une différence maximale d'orientation entre deux plis consécutifs de 45° , ont une résistance supérieure aux stratifiés $[0/90/45/-45]_s$ présentant de nombreuses interfaces avec un angle de 90° . De plus, des chutes d'effort plus importantes sont observées dans le second cas.

Influence des conditions aux limites

Aucune méthode normalisée n'existe concernant les essais de traction transverse. La revue des différentes études sur ce sujet permet d'évaluer l'influence des conditions aux limites sur les valeurs de résistance obtenues.

- Pour son étude, **Freedman [Freedman, 1977]** a utilisé des plaques en aluminium et en composite, simplement supportées sur deux de leurs côtés, l'effort hors-plan étant introduit par une fixation. Les appuis simples sur deux côtés opposés ont été choisis dans un but de simplification en vue de la modélisation ultérieure, qui assimile la plaque à une poutre en flexion. L'auteur a fait varier la largeur entre ces appuis (de 50mm à 150mm), afin de faire varier l'amplitude du moment au centre de la plaque pour un effort de traction sur la vis donné.
- Le premier montage proposé par le *Military Handbook vol.17 [USA, 2002]* (figure 1.30-a) est dérivé du *MIL-STD-1312 Test 8 for Tensile Strength*. Deux plaques carrées, dans lesquelles est installée une fixation, sont tournées à 45° l'une de l'autre. Ces plaques sont ensuite soumises à une force de compression qui tente de les séparer, apportant une contrainte de traction dans la fixation. Ce montage peut être appliqué aux composites car leur raideur est suffisante, ce qui n'est pas le cas de l'aluminium qui amène une déflexion trop importante et ne permet pas le déboutonnage de la fixation.
- Le second montage proposé par le *Military Handbook vol.17* (figure 1.30-b) est composé d'une seule plaque carrée, et d'un outillage de traction. La fixation est installée dans la plaque et l'outillage. La plaque est appuyée sur un diamètre, et un déplacement est imposé à l'outillage de traction, imposant donc une contrainte de traction dans la fixation et une sollicitation hors-plan au spécimen. Une forme adaptée de ce montage est utilisée par **Kelly [Kelly et Hallström, 2005]**. Une variante de ce montage sera utilisée pour l'étude expérimentale et numérique.
- D'autres études [Banbury et Kelly, 1999, Elder *et al.*, 2008, Gunnion *et al.*, 2006] utilisent une variante du montage précédent, reprenant l'idée d'une condition aux limites cir-

culaire, mais cette fois-ci en encastrant le spécimen entre ses bords et le diamètre d'appui.

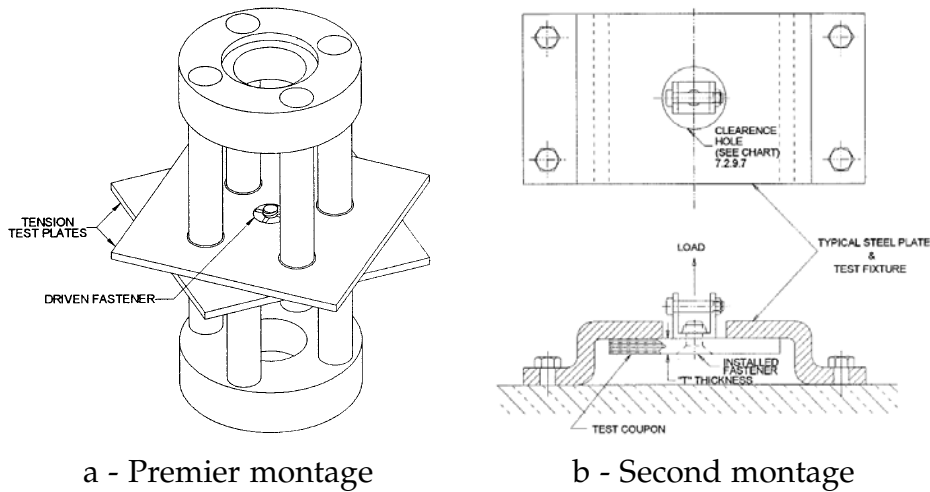


FIGURE 1.30 – Montages d’essai proposés par le *Military Handbook vol.17*, [USA, 2002]

Les conditions aux limites du montage de Freedman (appuis simple sur deux côtés opposés), mènent à une déformation plastique en charnière de la plaque en aluminium, ce qui l’empêchait de supporter une charge supplémentaire. Par conséquent, aucun débouffonnage de la tête de la fixation à travers le substrat n’a été observé lors de ces essais.

Certaines études ont montré l’absence d’influence de la largeur ou du diamètre d’appui pour un même montage [Freedman, 1977, Waters, 1985, Kelly et Hallström, 2005], dans la gamme de diamètres considérée. Pour des conditions plus proches du poinçonnement, Bunyawanichakul [Bunyawanichakul, 2005] a cependant observé expérimentalement que la présence ou non de flexion semble modifier le comportement mécanique : un délaminage précoce est la cause du premier endommagement dans des conditions de flexion, contre une fissuration transverse plus progressive dans le cas sans flexion.

Influence de la fixation

Les différentes études menées concernent des fixations filetées, de type aéronautique, de différents diamètres, avec des têtes fraisées ou protubérantes.

Banbury [Banbury *et al.*, 1999] a étudié l’influence du diamètre de la tête de la fixation ainsi que la différence entre une tête fraisée et une tête protubérante. A diamètre de fût égal, les têtes fraisées (ici 100°) ont un diamètre extérieur de tête plus important.

La contrainte de cisaillement transverse peut s’exprimer sous la forme :

$$\tau = \frac{F}{S} = \frac{F}{\pi \cdot d_w \cdot t} \quad (1.22)$$

avec :

- F : Force appliquée
- d_w : Diamètre de la tête de fixation
- t : Epaisseur du stratifié

L’équation (1.22) corrobore les observations de Banbury, selon lesquelles la résistance de l’assemblage augmente avec le diamètre extérieur de la tête de la fixation. Dans cette étude, la fraisure, d’une profondeur égale à la moitié du stratifié, ne semble pas avoir d’effet pénalisant sur la résistance du stratifié.

1.3.3.4 Différentes approches de modélisation

Différentes approches ont été étudiées pour la modélisation du comportement transverse d'un assemblage composite. La plupart des études ont été le fruit d'une démarche couplée essais / simulation.

Approches analytiques

Freedman a proposé deux approches analytiques [Freedman, 1977], l'une basée sur la théorie des poutres, et l'autre sur la théorie des plaques (voir figure 1.31). Le chargement a été assimilé à une pression uniforme sur un segment (pour la poutre) ou un rectangle (pour la plaque).

Les valeurs obtenues par voie analytique ont été comparées à celles mesurées expérimentalement à l'aide de jauges de déformation, montrant une corrélation très intéressante pour la théorie des plaques, d'autant meilleure que l'on s'éloigne de la fixation. La théorie des poutres montre une tendance importante à surestimer les contraintes, sauf lorsque les appuis sont fortement espacés.

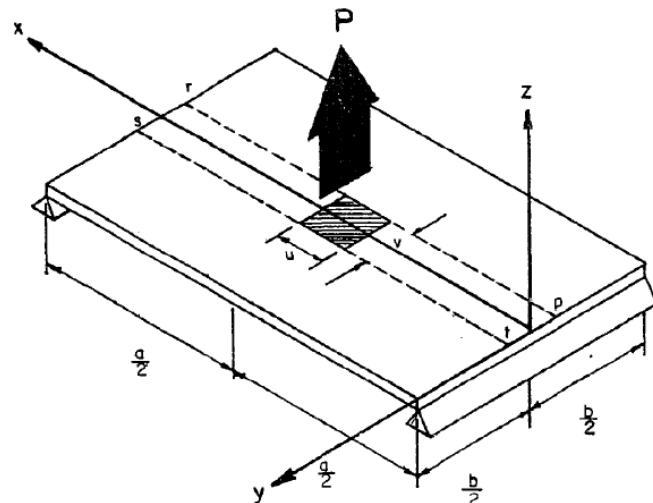


FIGURE 1.31 – Simplification de l'essai de déboutonnage par un modèle plaque, [Freedman, 1977]

Les limites des approches analytiques pour représenter le comportement complexe des stratifiés composite a poussé la communauté scientifique à utiliser d'autres approches, notamment basées sur la méthode des éléments-finis. Ce développement a été facilité par l'évolution exponentielle de la puissance de calcul.

Approches éléments-finis

Banbury [Banbury *et al.*, 1999] propose une modélisation axisymétrique sous MSC NASTRAN basée sur les hypothèses suivantes (voir figure 1.32) :

- L'influence du drapage sur les mécanismes d'endommagement oblige à modéliser le stratifié comme un empilement de matériaux orthotropes.
- L'endommagement ayant tendance à s'initier dans le plan contenant le sens longitudinal du pli supérieur, ce plan sera considéré.
- Un seul élément est retenu dans l'épaisseur du pli

- Des éléments de contact sont introduits entre la fixation et le stratifié, au niveau de la tête et du fût
- Aucune non-linéarité matériau ou géométrique n'a été utilisée

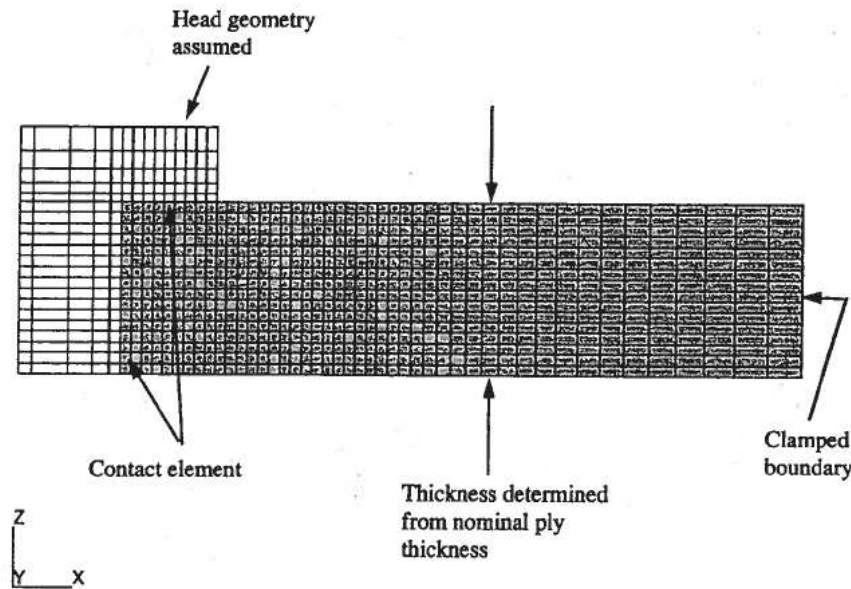


FIGURE 1.32 – Modélisation éléments-finis axisymétrique de Banbury, [Banbury *et al.*, 1999]

Des contraintes de cisaillement interlaminaires importantes montrent que la matrice est largement sollicitée en mode II. Le critère d'endommagement matriciel utilisé est une déformation maximale, calculée à partir des caractéristiques intrinsèques du matériau, diminuée des contraintes thermiques résiduelles. Pour prendre en compte la redistribution des contraintes consécutive aux fissurations, la matrice de raideur des éléments dont le critère a été atteint est réduite à celle des fibres seulement. Cette modélisation, quoique simple, montre de bons résultats, tant qualitatifs (scénario d'endommagement, localisation des dommages) que quantitatifs (charge à rupture). Cependant, ce modèle a tendance à sous-estimer les charges à rupture.

Kelly [Kelly et Hallström, 2005] propose une modélisation tridimensionnelle d'un stratifié quasi-isotrope sous ABAQUS / Standard. Chaque pli a été modélisé en utilisant un élément avec un matériau orthotrope. Une moitié seulement du stratifié est représentée. Une condition aux limites simplement appuyée a été mise en place sur la circonférence du spécimen (voir figure 1.33).

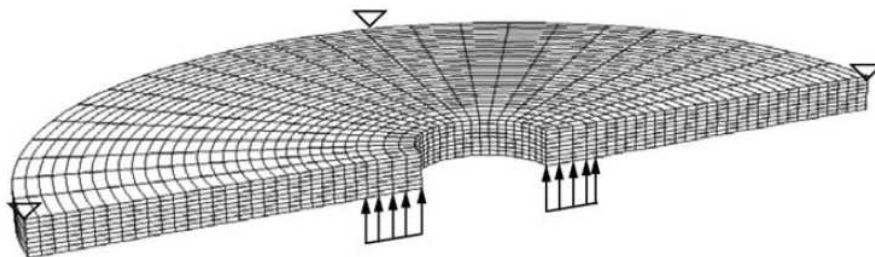


FIGURE 1.33 – Modélisation éléments-finis tridimensionnelle de Kelly [Kelly et Hallström, 2005]

Le critère de Hashin [Hashin, 1980] est introduit pour la rupture intrapli. Le comportement global effort/déplacement obtenu en simulation corrèle de façon précise les observations expérimentales, comme le montre la figure 1.34. La différence de raideur entre les différents diamètres d'appui est correctement simulée.

Les charges à première rupture, due à des contraintes intralaminaires, sont correctement prédites. Kelly a mené une étude sur la répartition des valeurs du critère de Hashin suivant l'orientation considérée. Il en ressort qu'à une charge proche de la rupture, les modes de rupture dominants sont la traction dans la matrice dans le pli supérieur, compression dans les fibres dans les deux plis inférieurs, et compression de la matrice dans les plis sous la rondelle. En l'absence de prise en compte des interfaces interplis, l'endommagement final (délaminage) n'est pas capturé.

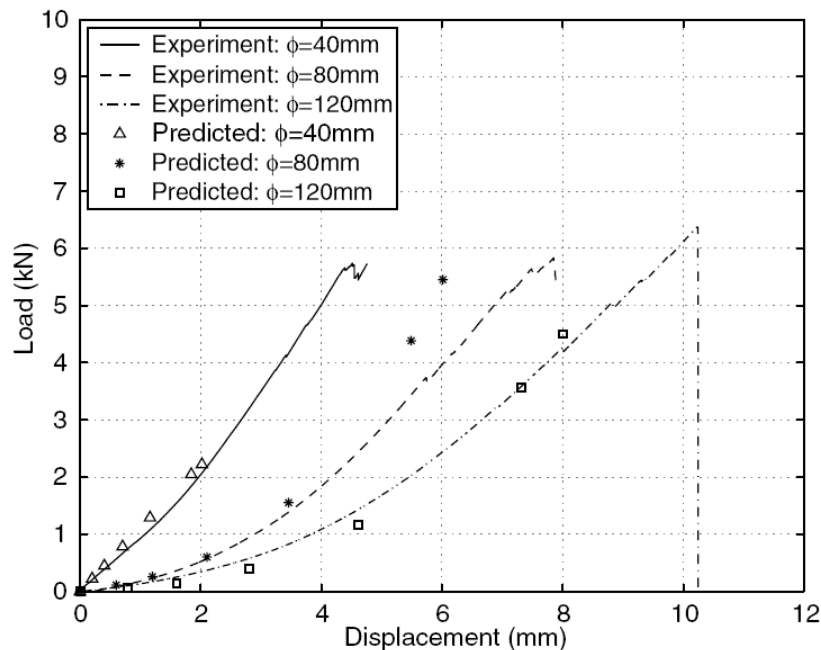


FIGURE 1.34 – Comparaison numérique/expérimentale du modèle de Kelly, [Kelly et Hallström, 2005]

Elder [Elder *et al.*, 2008] a mis en place un modèle sous LS-DYNA avec résolution explicite. Un modèle tridimensionnel complet se montrant trop consommateur de ressources, un secteur de 5° est considéré (voir figure 1.35). Afin de réduire le temps de calcul, des types d'éléments différents sont introduits suivant leur localisation :

- Aux environs du perçage, des éléments solides sont utilisés. Sur la base des résultats expérimentaux, le nombre d'interfaces de délaminages (utilisant des éléments cohésifs) a été réduit de 12 à 4.
- Pour la zone plus éloignée du centre, des éléments coques, demandant un coût de calcul très réduit par rapport aux éléments volumiques.

La prétension de la fixation a été modélisée sous la forme d'une condition volumique en température, introduisant les contraintes de tension dans la fixation et donc de compression dans le stratifié. Il s'agit de la seule étude référencée prenant en compte la prétension. Malheureusement, l'influence de la valeur de cette prétension n'a pas été étudiée.

En raison de la résolution explicite, des éléments amortisseurs ont été utilisés afin de minimiser les vibrations et accélérer le temps de calcul.

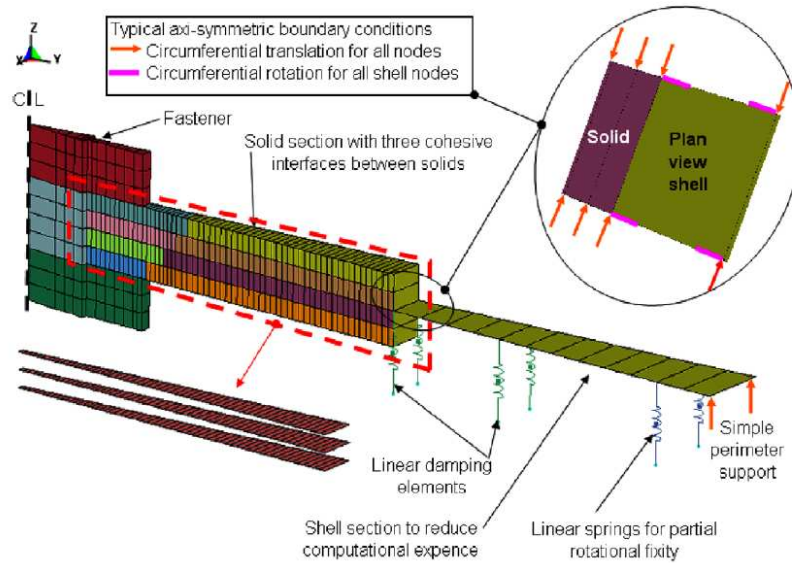


FIGURE 1.35 – Modélisation éléments-finis tridimensionnelle d'Elder [Elder *et al.*, 2008]

Concernant le comportement des éléments cohésifs, différents critères peuvent être mis en place dans LS-DYNA et ont été testés. La loi de comportement est composée d'une première partie linéaire, dont la raideur est régie par le coefficient de pénalité du contact, jusqu'à un seuil en effort. La propriété de contact utilisée par Elder permet la prise en compte des modes mixtes par le biais de la loi des puissances ou un critère de Benzeggag-Kenane. La décroissance en contrainte est ensuite linéaire. Les modèles de contact permettent la mise en place d'un frottement à l'interface, créant une contrainte de friction résiduelle.

Un modèle de matériau anisotrope élasto-plastique est mise en place pour les éléments cohésifs au voisinage de la tête de vis pour prendre en compte la dégradation du matériau dû au cisaillement transverse.

Cette modélisation apporte des résultats cohérents en terme d'effort à rupture, cependant, des améliorations restent à apporter sur la comportement des éléments cohésifs afin de reproduire la raideur correcte dans la partie linéaire de l'essai.

1.3.4 Synthèse du comportement statique des assemblages discrets

Reprenant la classification du *Military Handbook vol.17* [USA, 2002], trois principaux modes de rupture ont été étudiés dans cette partie.

Le premier, la **rupture de la fixation**, en traction, torsion et/ou flexion, est relativement bien documentée dans la littérature.

Pour le second, le **matage**, il convient de séparer l'étude des substrats métalliques et composites. Les phénomènes de plasticité ayant lieu dans des substrats métalliques, relativement bien connus, peuvent être modélisés de façon fidèle lorsque les lois matériaux sont correctement choisies et identifiées. En revanche, le scénario d'endommagement complexe des assemblages composites, notamment lorsqu'ils sont sollicités en simple cisaillement rend son étude plus hardue. Des facteurs d'influence importants comme la prétension ou le jeu d'assemblage semblent cependant se dégager.

L'étude du dernier mode, le **déboutonnage** ou *pull-through*, revêt une importance particulière avec la généralisation des structures composites minces, dont la résistance hors-plan

est faible. Les propriétés de la résine jouent un rôle primordial sur le comportement des stratifiés dans ce mode, par leur action sur la résistance au délaminage. Sur la gamme considérée, le diamètre d'appui semble avoir une influence limitée, sauf dans le cas de configurations proches du poinçonnement pur. Les modélisations actuelles permettent une prévision correcte de la charge à première rupture du stratifié, mais ne sont pas en mesure de reproduire le scénario complet d'endommagement, qui s'avère proche de celui de l'impact à basse énergie.

Au vu de cet état de l'art du comportement statique des assemblages, nous nous proposons d'apporter notre contribution à différents niveaux.

La **rupture des fixations aveugles en traction** sera étudiée expérimentalement, car aucune donnée n'existe à ce sujet. Une attention particulière sera portée à l'influence des caractéristiques géométriques et des matériaux sur la tenue structurale de ces fixations.

Le **comportement d'assemblages en simple cisaillement** fera l'objet d'une étude expérimentale afin de dégager l'influence des têtes et des bulbes des fixations aveugles sur la tenue de l'assemblage. Les similarités avec le scénario d'endommagement en matage et l'influence de l'épaisseur des stratifiés seront mis en évidence

Concernant le **comportement hors-plan des assemblages**, les études existantes ont montré l'influence du diamètre de la surface d'appui. Du fait de leur faible diamètre de bulbe, cette sollicitation est jugée critique pour les fixations aveugles. Une grande partie des travaux expérimentaux et numériques sera donc consacrée à ce chargement :

- Dans un premier temps, des essais élémentaires inspirés du *Military Handbook vol.17* seront réalisés afin d'identifier le scénario de rupture. Une modélisation basée sur le modèle de Bouvet *et al.* sera mise en place pour corréliser ces essais dans une démarche de Virtual Testing.
- Dans un second temps, des essais seront mis en place avec les fixations aveugles étudiées, dans des conditions aux limites plus représentatives des structures aéronautiques. La criticité de la taille de la tête et du bulbe sera étudiée.

Afin de conclure cette étude bibliographique, la prochaine partie est consacrée au comportement en fatigue des assemblages discrets sollicités en traction.

1.4 Comportement en fatigue des assemblages discrets

Cette dernière partie de l'étude bibliographique décrit succinctement le comportement en fatigue d'assemblages.

Après des généralités sur l'endommagement en fatigue des matériaux métalliques, nous porterons une attention particulière aux éléments de fixation chargés axialement, car c'est le mode de sollicitation envisagé pour une première caractérisation en fatigue des fixations étudiées.

1.4.1 Généralités sur la fatigue

La méconnaissance de l'endommagement en fatigue a mené à des événements catastrophiques, notamment dans le domaine du transport civil aérien. Selon une étude de Campbell [Campbell et Lahey, 1984], plus de 40% des initiations d'endommagements en fatigue étaient situées au niveau de fixations ou d'alésages.

Les structures aéronautiques sont soumises à diverses sollicitations d'amplitude variable dans le temps :

- les cycles de décollage / croisière / atterrissage entraînent entre autres une évolution de la pressurisation de la cabine, qui induit des contraintes cycliques au niveau du fuselage, de fréquence faible mais d'amplitude élevée.
- les turbulences en vol et les opérations au sol (virages, taxi...) induisent des sollicitations de fréquence faible à moyenne, et d'amplitude faible à élevée.
- les vibrations, principalement dues aux moteurs et aux efforts aérodynamiques, entraînent des sollicitations de fréquence élevée et d'amplitude relativement faible.

La superposition de ces sollicitations de fréquence faible et élevée est la raison des durées de vie à la fois en nombre de vols et en heures de vol. A titre d'exemple, la durée de vie d'un avion de la famille A320 est actuellement de 48 000 vols ou 60 000 heures de vol.

Les essais peuvent être réalisés de différentes sortes :

- Des essais à amplitude et fréquence constante, principalement pour les pièces élémentaires (premier étage de la pyramide des essais)

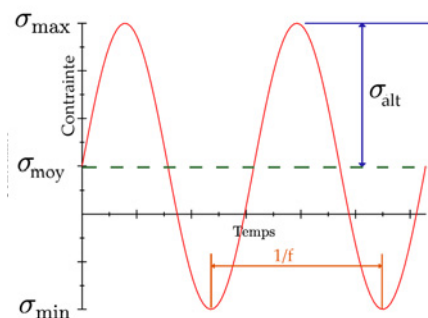


FIGURE 1.36 – Sollicitation de fatigue d'amplitude et de fréquence constante

On peut en définir les caractéristiques suivantes (voir figure 1.36) :

- La contrainte minimale atteinte au cours d'un cycle σ_{min}
- La contrainte maximale atteinte au cours d'un cycle σ_{max}
- La contrainte moyenne σ_{moy} définie par $\sigma_{moy} = \frac{\sigma_{min} + \sigma_{max}}{2}$
- La contrainte alternée σ_{alt} définie par $\sigma_{alt} = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2}$

- Le rapport de charge R défini par $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$
 - La fréquence f
- Des essais dits « spectraux ». Il s'agit de superposer des sollicitations à des amplitudes et fréquences différentes pour mieux représenter l'évolution du chargement perçue par la structure en service. Ce chargement est appliqué aux structures de taille plus importante.

En l'absence d'inspections minutieuses et régulières, un mauvais dimensionnement peut aboutir à une rupture brutale et complète de pièces structurales, sous un chargement d'amplitude bien inférieure à la charge ultime de la structure.

L'origine de l'endommagement en fatigue des matériaux métalliques est leur nature polycristalline. Chaque grain possède ainsi une orientation propre qui lui confère des propriétés mécaniques anisotrope. La répartition des orientations des grains se fait de façon aléatoire lors du refroidissement de la matière, amenant un comportement macroscopiquement isotrope.

L'application, à un volume élémentaire, d'une contrainte inférieure à la limite élastique du matériau peut entraîner localement une plastification au sein de certains grains, d'orientation privilégiée. Lors d'une sollicitation en fatigue, la valeur et/ou l'orientation de la contrainte appliquée fluctue, ce qui crée une accumulation de zones plastifiées. Il peut ensuite apparaître des dislocations, puis des bandes de glissement, qui émergent en surface, entraînant des concentrations de contrainte et créant ainsi ce que l'on appelle l'amorce de fissure (figure 1.37,(a)).

Si le cyclage continue, ces fissures se propagent, créant un faciès brillant dû à l'avancée progressive du front de fissure. L'observation au Microscope Electronique à Balayage (MEB) montre la présence de stries, dont le comptage peut permettre de remonter au nombre de cycles à rupture, par exemple à des fins d'expertise d'une rupture (figure 1.37,(b)).

Lorsque la contrainte dans la section résistante approche la limite à rupture du matériau, on observe une accélération de la vitesse de propagation, puis une rupture brutale statique, avec un faciès très différent, menant à la ruine de la structure (figure 1.37,(c) et (d)).

1.4.2 Fatigue des éléments de fixation

Au-delà du matériau des plaques assemblées, les éléments de fixations (filetées, rivetées...) jouent un rôle essentiel dans le comportement des assemblages en fatigue. De nombreuses études existent donc sur le comportement de la fixation seule, et principalement sur les fixations filetées.

Pour son étude sur la tenue d'assemblages sous sollicitation axiale de fatigue, Massol [Massol, 1994] a notamment réalisé des essais de traction en fatigue sur fixation (voir figure 1.38). La supériorité des boulons en alliage de Bore est alors soulignée, de même que l'influence de la concentration de contrainte au premier filet en prise.

Les principaux facteurs d'influence sur la tenue en fatigue d'une fixation fileté relevés sont :

- Les matériaux ;
- Le traitement de surface ;
- Le mode de fabrication du filetage (roulé ou usiné), influant directement sur le fibrage du matériau.

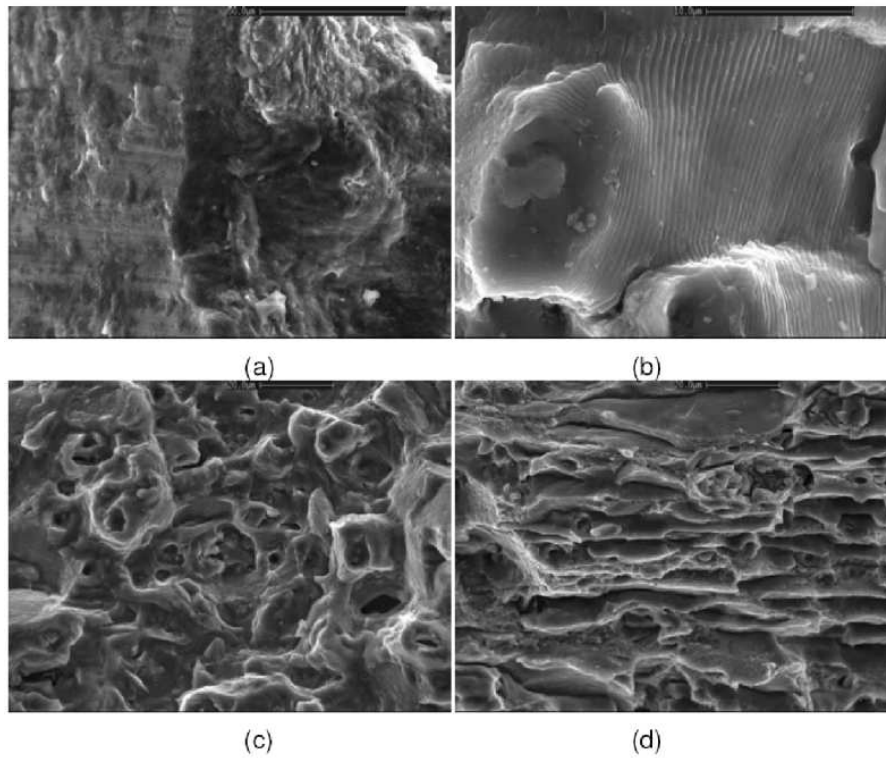


FIGURE 1.37 – Observations au MEB de faciès de fatigue, [Dhamari, 2004]



FIGURE 1.38 – Essai de fatigue sur fixation sur vibrophore, [Massol, 1994]

L'étude de Massol sur des fixations filetées de différentes classes de qualité insiste sur la différence entre la résistance statique (aux environs de 900 MPa pour une vis de classe 10.9) et la résistance en fatigue (aux environs de 50 MPa pour la même vis). Ceci montre l'importance de calculer précisément le chargement transitant dans les fixations au sein d'un assemblage.

Majzoobi [Majzoobi *et al.*, 2005] a étudié l'influence du diamètre et du pas sur la tenue en fatigue de fixations de norme *ISO* ou *American Unified*. On peut observer des fixations rompues sur la figure 1.39. Ses principales conclusions sont que :

- Les boulons ISO à pas gros ont une meilleure tenue en fatigue qu'à pas fin
- Les boulons Unified à pas gros ont une meilleure tenue à fatigue qu'à pas fin lorsque l'on compare en terme de contrainte. En revanche, la comparaison à un diamètre nominal donné ne montre pas de différence suivant le pas.



FIGURE 1.39 – Rupture de boulons en fatigue, au premier filet en prise, [Majzoobi *et al.*, 2005]

L'étude menée par Fares [Fares, 2006] montre la possibilité d'appliquer les critères de Sines et Dang Van à un dimensionnement en fatigue de boulons.

1.4.3 Fatigue des assemblages en traction

Ce type d'assemblage se rencontre par exemple dans des brides [Fares, 2006].

Nous nous intéressons ici uniquement à l'effet de la précontrainte, car c'est un facteur prépondérant pour la tenue en fatigue de ces assemblages.

Si l'on ne précontraint pas l'assemblage, l'intégralité de l'effort dynamique est repris par le boulon. Compte tenu des performances dynamiques du boulon, ceci va mener à une tenue en fatigue très réduite de l'assemblage.

Comme le montre la figure 1.40, la contrainte alternée perçue par le boulon est directement proportionnelle à la rigidité en traction du boulon (K_B), et inversement proportionnelle à la somme des rigidités du boulon et des pièces (K_P). Il est donc préférable d'utiliser des boulons souples et des pièces rigides.

1.4.4 Synthèse du comportement en fatigue des assemblages discrets

Cette partie a présenté brièvement le comportement en fatigue des matériaux métalliques, des fixations et des assemblages sollicités en traction.

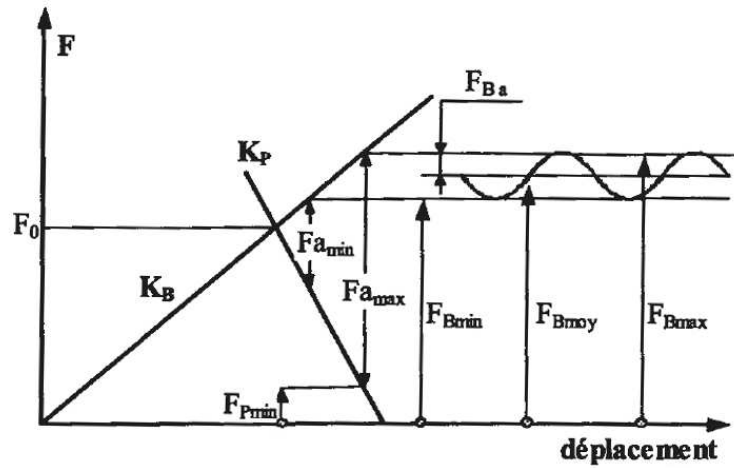


FIGURE 1.40 – Effet de la précontrainte sur la charge vue par le boulon, [Daidie, 2007]

L'observation principale qui peut être effectuée à ce stade est l'influence bénéfique de la prétension sur la tenue en fatigue des assemblages. Dans le cadre de l'étude expérimentale, il sera ainsi intéressant de relier la prétension induite par l'installation de nos fixations à leur tenue en fatigue.

Synthèse de l'état de l'Art

Cette étude bibliographique a permis d'aborder les différentes problématiques associées à notre étude, tant sur le plan expérimental que numérique.

Nos travaux peuvent ainsi s'appuyer sur ces bases en ce qui concerne les phénomènes d'endommagement des matériaux composites et les lois et critères associés. La tenue en fatigue d'assemblages filetés chargés axialement est elle aussi bien documentée.

Il reste cependant des avancées possibles dans de nombreux domaines. En effet, il n'existe que très peu d'études sur les fixations aveugles, et aucune à notre connaissance ne traite de façon détaillée de leur installation.

De même, malgré sa criticité dans le cas de structures composites minces, le scénario d'endommagement lors de sollicitations hors-plan n'est pas encore étudié de façon complète, tant du point de vue expérimental que numérique. Cette sollicitation peut apparaître en présence de flexion secondaire dans des assemblages en simple cisaillement [Ekh et Schön, 2005], ou en situation de déboutonnage, par exemple au sein de jonctions en L [Freedman, 1977].

Nous proposons ainsi notre contribution à l'étude des fixations aveugles dans des structures composites suivant une approche parallèle expérimentale et numérique dans un objectif de *Virtual Testing*.

Le **chapitre suivant** traite de l'aspect expérimental de nos travaux. Cette étude permettra d'apporter les données nécessaires à la validation des modèles numériques, en vue de la mise en place de la démarche de *Virtual Testing* sur ces fixations.

La première partie sera consacrée à l'étude de l'installation des cinq références de fixations dans un alliage d'aluminium puis dans un stratifié carbone/époxy.

Différentes sollicitations seront ensuite étudiées, représentatives des principales configurations présentes dans les structures aéronautiques :

- La rupture des fixations en traction statique et fatigue fera l'objet de la deuxième partie, car aucune donnée n'est présente dans la littérature pour les fixations considérées.
- La troisième partie traitera du comportement d'assemblages en simple cisaillement avec différentes épaisseurs, pour confirmer l'influence de la flexion secondaire. Les résultats des différentes fixations étudiées seront comparés.
- La quatrième partie sera dédiée au comportement hors-plan des assemblages. En effet, la faible surface d'appui des fixations aveugles est supposée avoir une influence négative sur la résistance de ces assemblages [Banbury et Kelly, 1999]. Une approche en deux temps a été choisie pour identifier d'abord les caractéristiques du stratifié, puis le comportement d'un assemblage plus proche des configurations réelles.

Le **dernier chapitre** sera consacré à l'étude numérique. Point de départ de la démarche de *Virtual Testing*, l'installation sera simulée dans un alliage d'aluminium et dans un stratifié composite carbone/époxy. L'état déformé sera représenté, ainsi que les contraintes résiduelles dans la fixation et les pièces assemblées.

L'adaptation d'un modèle d'impact [Bouvet *et al.*, 2009] à l'essai de déboutonnage fera l'objet de la dernière partie de cette étude. Celui-ci permettra de reproduire le scénario complet de l'endommagement, y compris le couplage entre les fissurations matricielles et le délaminage observé dans la littérature [Abrate, 1998].

Les éléments de base de la démarche de *Virtual Testing* seront ainsi posés, afin d'évaluer la criticité des différentes sollicitations vis-à-vis des fixations aveugles considérées.

Sommaire

2.1	Description des fixations étudiées	53
2.1.1	Nomenclature	53
2.1.2	Modèles de fixations	53
2.2	Etude de l'installation	56
2.2.1	Gamme d'installation des fixations étudiées	56
2.2.2	Installation dans l'aluminium	57
2.2.3	Installation dans le composite	59
2.2.4	Etude quantitative des <i>ComposiLoks</i> sur le banc spécifique	68
2.2.5	Synthèse des essais d'installation	71
2.3	Essais sur fixation seule	73
2.3.1	Traction statique	73
2.3.2	Traction fatigue	80
2.3.3	Synthèse des essais sur fixations seules	87
2.4	Essais sur assemblages composites	89
2.4.1	Essai de simple cisaillement	89
2.4.2	Essai de pull-through circulaire	101
2.4.3	Essai de pull-through cruciforme	108
2.4.4	Synthèse des essais sur assemblages composites	114
2.5	Synthèse de l'étude expérimentale	115

LES FIXATIONS AVEUGLES ont un très grand potentiel de développement grâce à leur installation rapide et facilement automatisable. Leur fonctionnement est cependant plus complexe que des fixations filetées ou serties. Très peu d'études existent actuellement à leur sujet. Il apparaît ainsi nécessaire de caractériser leur installation et leur comportement dans des assemblages composites avec la généralisation de ces matériaux. Dans ce but, différents essais ont été mis en place.

Tout d'abord, des essais d'installation ont été réalisés dans des éprouvettes en aluminium et en composite. Un banc spécifique a été développé pour ces travaux afin d'étudier la séquence d'installation des différentes fixations étudiées. Ce support expérimental a permis d'identifier les principaux facteurs influant sur le procédé d'installation. Une attention particulière a été portée sur la prétension et sur l'impact de l'installation sur les pièces assemblées.

Des essais sur fixations seules, en traction statique et fatigue, ont été menés afin de comparer les différentes fixations, et d'identifier leurs points faibles et points forts. L'influence de la prétension sera particulièrement mise en évidence.

Le comportement statique de ces fixations au sein d'assemblages composites a enfin été analysé, à la fois dans des configurations de simple cisaillement et lors de sollicitations hors-plan. Un suivi des essais par stéréo-corrélation d'images numériques et/ou émission acoustique a été mis en œuvre pour exploiter au maximum les essais.

Cette étude permettra d'évaluer la possibilité d'étendre l'utilisation de ces fixations, non seulement à des zones d'accessibilité réduite, mais à d'autres zones dans lesquelles sont actuellement installées des fixations serties par exemple. Ce choix permettrait de diminuer le temps de cycle en augmentant l'automatisation du procédé d'installation.



FIGURE 2.1 – Les différents types de fixations aveugles étudiés

2.1 Description des fixations étudiées

En guise d'introduction à l'étude expérimentale, cette partie introduit les fixations aveugles utilisées dans cette étude, leur dénomination et leur fonctionnement.

2.1.1 Nomenclature

Une fixation aveugle peut être décomposée en différentes parties :

- Le **corps** de la fixation ;
- La **vis** ou **tige centrale**, présentant une gorge de rupture calibrée ;
- La **partie déformable**, que l'on dénommera souvent **bulbe** par soucis de simplicité dans nos travaux ;
- Pour les fixations à tirer, une **bague de verrouillage** qui bloque la tige centrale par rapport au corps une fois la fixation installée ;
- Pour certaines fixations à visser, un **insert** facilitant la déformation du bulbe ;
- Un **écrou de pose** (pour les fixations à visser), ou une **enclume** (pour les fixations à tirer), servant à l'installation et se désolidarisant de la fixation à la fin de celle-ci.

Une lubrification à base d'alcool cétylique est mise en place sur le filetage des fixations à visser afin de réduire le coefficient de frottement.

La figure 2.2 montre deux fixations observées en coupe. Il est intéressant de noter que pour la fixation de droite, le corps et la pièce déformable ne forment qu'une seule pièce.

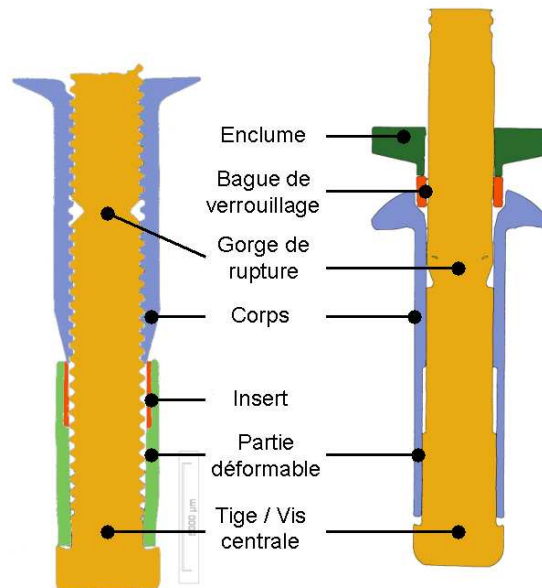


FIGURE 2.2 – Coupes colorées montrant les constituants des fixations aveugles

2.1.2 Modèles de fixations

Cinq références de fixations ont été étudiées, provenant de deux fournisseurs différents (voir tableau 2.1). La comparaison de ces différents modèles permettra d'évaluer l'influence de différents facteurs. Tout d'abord, la forme du bulbe, différente entre les *VisuLok*, *ComposiLok* et *Unimatics*, joue un rôle important dans la répartition des pressions de contact. Ensuite, la diversité des têtes étudiées (protubérantes, fraisées voire réduites), permettra de

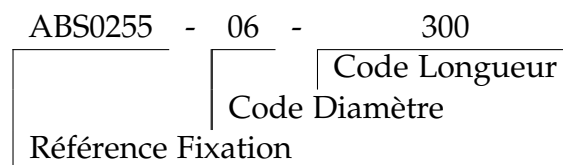
voir leur effet sur la pression de contact, la prétension et aussi sur la résistance mécanique de la fixation. Tout ceci, en prenant en compte le matériau des différents constituants des fixations.

Référence		Dénomination commerciale	Fournisseur	Type de tête
Fournisseur	Airbus			
PLT5470	-	VisuLok	MAF	Fraisée réduite 100°
MBF2111	ABS0255	ComposiLok	MAF	Protubérante
MBF2112	ABS0256	ComposiLok	MAF	Fraisée 100°
MBF2113	ABS0257	ComposiLok	MAF	Fraisée 130°
UABP-EU	EN6129	Unimatic	Huck	Protubérante

MAF : Monogram Aerospace Fasteners

TABLE 2.1 – Fixations étudiées

Leur dénomination est expliquée dans le tableau ci-dessous. Il existe ensuite des tables de correspondance entre le code longueur et la longueur réelle de la fixation, et entre le code diamètre et son diamètre réel. Les fixations étudiées ont, par exemple, un code diamètre 06 correspondant à un diamètre nominal de 5 mm.



2.1.2.1 Fixations *VisuLok*

Les fixations *VisuLok*, à visser, sont destinées aux assemblages métalliques, du fait de leur bulbe d'un diamètre assez réduit, de l'ordre de 1,3 fois le diamètre de leur fût.

La référence étudiée, PLT5470, présente une tête fraisée réduite à 100°, un corps et une vis en titane, un bulbe en acier inoxydable. Les règles de calcul imposant une épaisseur de pièce recevant la tête égale à au moins 1,5 fois la hauteur de celle-ci, une tête réduite permet l'installation dans des pièces d'épaisseur plus faible. En contrepartie, la tête est fragilisée et la surface de contact réduite. Un schéma de cette fixation avant et après pose est proposé en figure 2.3.

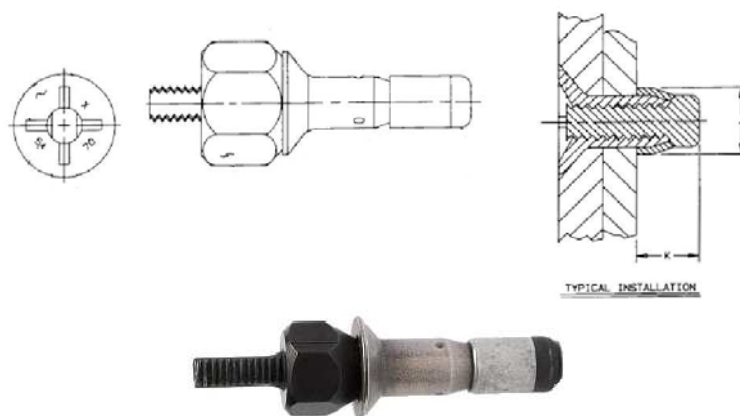
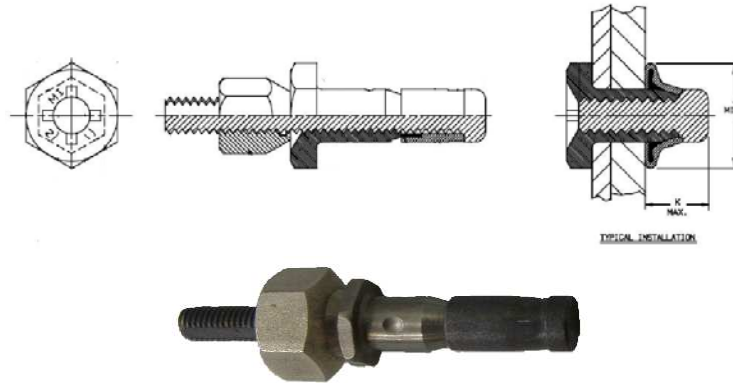


FIGURE 2.3 – Schéma et photographie d'une fixation *VisuLok*, [MAF]

2.1.2.2 Fixations *ComposiLok*

Les fixations *ComposiLok*, à visser, sont des évolutions des *VisuLok*, destinées aux assemblages composites. Un insert a été ajouté à l'intérieur du bulbe pour faciliter la déformation de celui-ci et induit un bulbe d'un diamètre de 1,6 à 1,7 fois le diamètre du fût.

Trois références différentes sont testées. Elles présentent toutes les trois un corps en titane, tandis que la vis centrale et la partie déformable sont en acier inoxydable. Elles diffèrent au niveau de leur tête.



Les autres modèles diffèrent par la forme de leur tête

FIGURE 2.4 – Schéma et photographie d'une fixation *ComposiLok* (ABS0255), [MAF]

Un schéma d'une *ComposiLoks* à tête protubérante hexagonale avant et après pose, ainsi qu'une photographie, sont proposés en figure 2.4. Il est intéressant de noter la surface de contact bien supérieure entre le bulbe et la pièce pour les *ComposiLoks* que pour les *VisuLoks*.

2.1.2.3 Fixations *Unimatics*

Les fixations *Unimatics*, à tirer, présentent un bulbe d'un diamètre assez réduit, de l'ordre de 1,4 fois le diamètre de leur fût. La référence étudiée, EN6129, présente une tête ronde protubérante, et est entièrement en acier inoxydable. Un schéma et une photographie de cette fixation sont proposés en figure 2.5.

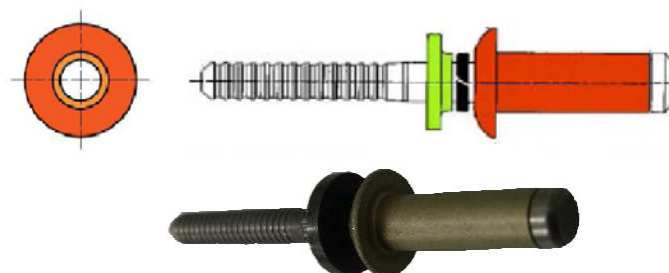


FIGURE 2.5 – Schéma et photographie d'une fixation *Unimatics*, [Huck]

2.2 Etude de l'installation

Nous présentons dans cette partie l'installation des fixations aveugles dans des éprouvettes en aluminium et en composite. En l'absence de sollicitation extérieure, il s'agit ici de mieux connaître les fixations, d'appréhender leur fonctionnement et leur interaction avec le matériau. Nous étudierons principalement la forme du bulbe et son impact sur les pièces assemblées, sur la gamme d'épaisseur disponible pour chaque fixation.

Les **éprouvettes en aluminium** ont été utilisées pour des essais arrêtés, afin de réaliser des coupes micrographiques des fixations aux différents stades de l'installation, et de les comparer ultérieurement aux résultats du modèle éléments-finis.

Les **installations dans le composite** ont été réalisées sur l'ensemble de la gamme d'épaisseur autorisée pour chaque fixation (*grip*), afin d'étudier l'influence de celle-ci sur l'installation. L'impact sur les pièces assemblées a été étudié à l'aide d'observations visuelles extérieures, puis de coupes micrographiques.

Le tableau 2.2 récapitule les configurations d'installation étudiées, représentant au total 28 éprouvettes, soit environ 140 fixations installées.

Matériau éprouvettes	Nombre de références de fixations	Nombre d'épaisseurs différentes	Nombre de grips différents
Alliage aluminium 2024T3	4	2	1
Composite IMA/M21E	5	2	2

TABLE 2.2 – Récapitulatif des configurations d'installation

2.2.1 Gamme d'installation des fixations étudiées

La figure 2.6 résume la séquence d'installation d'une fixation aveugle. Le principal intérêt de ces fixations, hormis la possibilité de réaliser l'assemblage dans des conditions d'accessibilité délicates (lorsqu'un seul côté de l'assemblage est accessible), est de pouvoir réaliser l'ensemble de cette séquence d'installation avec un robot multifonction, entraînant des gains de temps de cycle très importants par rapport à une installation manuelle.

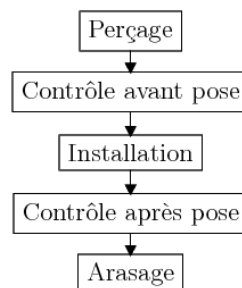


FIGURE 2.6 – Séquence d'installation d'une fixation aveugle

Le diamètre de perçage et, le cas échéant, les dimensions de la fraisure, sont donnés par des documents de spécification interne à l'avionneur. Pour les fixations considérées, dans un assemblage composite, le diamètre de perçage est de 5.093 ± 0.037 mm.

Afin d'assurer une pose correcte de la fixation, il est nécessaire de contrôler le diamètre du perçage ainsi que l'épaisseur des pièces à serrer, couramment appelée *grip*. Chaque fixation peut être installée dans des épaisseurs comprises entre son *grip* minimal et son *grip* maximal. Pour les fixations considérées, l'intervalle de serrage est de 1,27mm à 1,60mm.

Les **fixations à visser** utilisent des pistolets pneumatiques équipés d'un nez de pose qui bloque l'écrou de pose tout en entraînant en rotation la vis centrale (généralement à 350 tours/min). La remontée de la vis centrale entraîne la partie déformable, qui entre en contact avec la pièce, flambe et forme le bulbe (voir figure 1.3 du chapitre 1).

Les **fixations à tirer** requièrent des outils hydrauliques, identiques à ceux utilisés pour la pose de fixations serties. Le corps de la fixation est maintenu par le biais de l'enclume, pendant que la tige centrale est tirée par les mors du nez de pose, remontant dans le corps et formant le bulbe (voir figure 1.2 du chapitre 1).

2.2.2 Installation dans l'aluminium

En raison des délais d'approvisionnement et de fabrication des éprouvettes composites, des installations ont été réalisées dans un premier temps dans des éprouvettes en alliage d'aluminium (2024T3), au *grip* minimal (voir figure 2.7). Le *grip* minimal correspond à l'épaisseur à assembler minimale pour la référence de fixation considérée.

Ces essais ont été réalisés pour les trois types de *ComposiLoks* (tête protubérante, fraisée 100° et fraisée 130°), et pour les *Unimatics*, dans une configuration en *grip* minimal. Deux épaisseurs d'éprouvettes différentes (environ 4 et 14mm) ont été testées, correspondant à deux codes longueurs différents, pour évaluer la dispersion entre les lots.

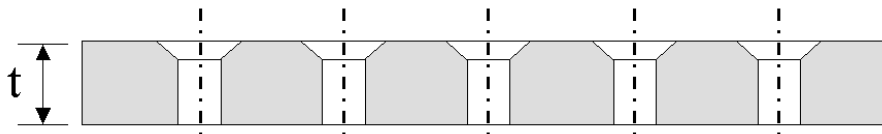


FIGURE 2.7 – Eprouvette pour l'étude de l'installation dans l'aluminium

Dans chaque éprouvette, 5 fixations ont été installées, à des étapes différentes, permettant l'observation micrographique de la séquence d'installation. Dans le cas des fixations à visser (*ComposiLoks*), l'arrêt à un déplacement défini est relativement aisé, puisqu'il suffit d'arrêter la rotation par relâchement de la gâchette. Cependant, pour les fixations à tirer, l'installation est beaucoup plus rapide, et la libération de la tige centrale du nez de pose plus délicate.

2.2.2.1 *ComposiLoks*

L'installation est décomposée en cinq étapes, dont les principales sont représentées sur les figures 2.8 et 2.10 :

- Etape 1** : Déplacement de la partie déformable le long du corps (la plupart du temps selon un mouvement hélicoïdal, la partie déformable étant entraînée en rotation par la vis centrale);
- Etape 2** : Contact entre la partie déformable et la pièce;
- Etape 3** : Flambement de la partie déformable;
- Etape 4** : Création du bulbe;

Etape 5 : Rupture de la gorge calibrée lorsque le couple d'installation atteint une valeur seuil.

Un graphique représentant l'évolution du couple appliqué par le pistolet de pose, et de la prétension installée dans l'assemblage, est représenté sur la figure 2.8. Il s'agit ici d'un graphique générique, car on observe expérimentalement beaucoup de dispersion, tant au niveau du couple que de la prétension, entre deux fixations du même lot, mais de façon plus importante entre deux lots différents, du fait de la variabilité de la géométrie de la fixation et de celle des coefficients de frottement. Une description détaillée des efforts pendant l'installation des *ComposiLoks* est présentée en section 2.2.4.

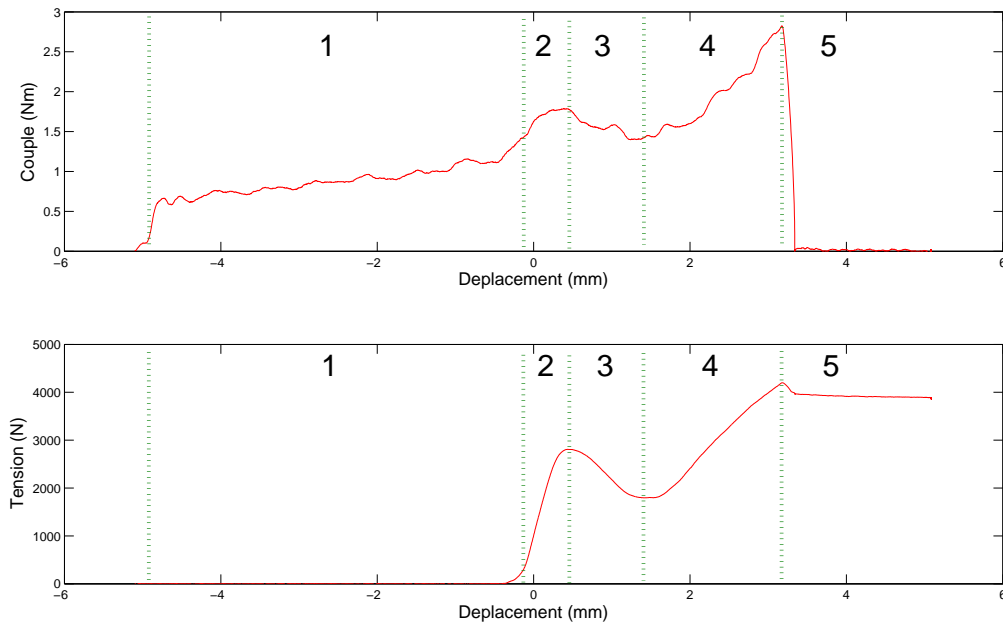


FIGURE 2.8 – Courbes génériques d'installation d'une *ComposiLok*

L'observation des coupes micrographiques montre une déformation non symétrique de part et d'autre de l'axe de la fixation, aussi bien au niveau du bulbe qu'au niveau de l'insert. Il est notamment intéressant d'observer la très grande déformation de l'insert au cours de l'installation, ce qui nous amène à anticiper des difficultés de modélisation. Du fait de la surface réduite lors du contact entre la partie déformable et la pièce, il apparaît une pression de contact importante qui induit dans la plupart des observations une déformation plastique de la pièce assemblée (voir figure 2.9-B). Un calcul rapide montre une pression de contact d'environ 300 à 350 MPa, bien supérieure à la limite élastique de l'aluminium considéré.

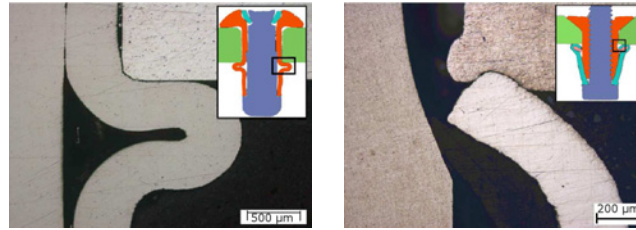
2.2.2.2 *Unimatics*

L'installation est décomposée en trois étapes, représentées sur la figure 2.12 :

Etape 1 : Translation de la tige centrale par rapport à l'enclume de pose ;

Etape 2 : Flambement du bulbe au niveau de l'extrémité aveugle de l'alésage ;

Etape 3 : Suite de la translation de la tige centrale, introduisant la prétension dans l'assemblage, jusqu'au contact entre la tige centrale et le corps de la fixation, au niveau de l'épaulement (figure 2.11, A). La bague de blocage se déforme et remplit la cavité correspondante afin de bloquer la tige en translation (figure 2.11, B).



A - Unimatics

B - ComposiLoks

FIGURE 2.9 – Contact bulbe - alésage

Nous ne disposons malheureusement pas à l'heure actuelle d'informations quantitatives sur la prétension installée ou la force appliquée lors de l'installation.

Le contact entre le bulbe et la pièce entraîne une légère déformation plastique, répartie sur le bord de l'alésage (figure 2.9-A).

2.2.3 Installation dans le composite

Afin de caractériser les fixations dans leur gamme d'installation normale, l'installation de l'ensemble des références a été réalisée dans des éprouvettes en composite. Les fixations ont été installées dans quatre configurations différentes, correspondant aux *grips* minimal et maximal des fixations, pour une épaisseur proche de 5mm, puis 15mm, soit 20 configurations au total.

Les stratifiés composites considérés ont été réalisés en IMA-12K/M21E, avec une épaisseur de 0.125 mm/pli (grammage $134g/m^2$). Le drapage est quasi-isotrope ($[+45, 0, -45, 90]_{xs}$). En raison de l'épaisseur du pli, x est directement égal à l'épaisseur souhaitée du stratifié, en mm.

Les épaisseurs théoriques possibles pour le drapage considéré sont des nombres entiers. Pour cela, et en raison des variabilités d'épaisseur inhérentes au procédé de fabrication, toutes les plaques ont été mesurées, appairées, et une cale a été usinée à la bonne épaisseur afin d'obtenir l'épaisseur totale souhaitée (voir figure 2.13).

Un contrôle dimensionnel de l'ensemble des perçages et des fraises a été réalisé avant pose. Une cartographie par ultrasons (*C-Scan*) a été réalisé avant perçage, puis un contrôle manuel par ultrasons (*A-Scan*) après perçage pour vérifier l'absence de délaminage (dans les limites de détection du moyen de mesure).

Après pose, les opérations suivantes ont été réalisées :

- Contrôle visuel : déformation correcte du bulbe, dégradation éventuelle du revêtement ;
- Contrôle dimensionnel (voir figure 2.14) : diamètre (J) et hauteur (K) du bulbe, dépassement de la tige centrale (m) ;
- Observations micrographiques, selon les plans indiqués sur la figure 2.13.

Sur les cinq alésages par éprouvette, les configurations indiquées dans le tableau 2.3 ont été réalisées.

2.2.3.1 Observations extérieures

Mesures dimensionnelles

Une première remarque lors de l'installation des fixations est la différence de forme et/ou de taille du bulbe suivant le *grip*, comme le montrent les figures 2.15 et 2.16. Afin

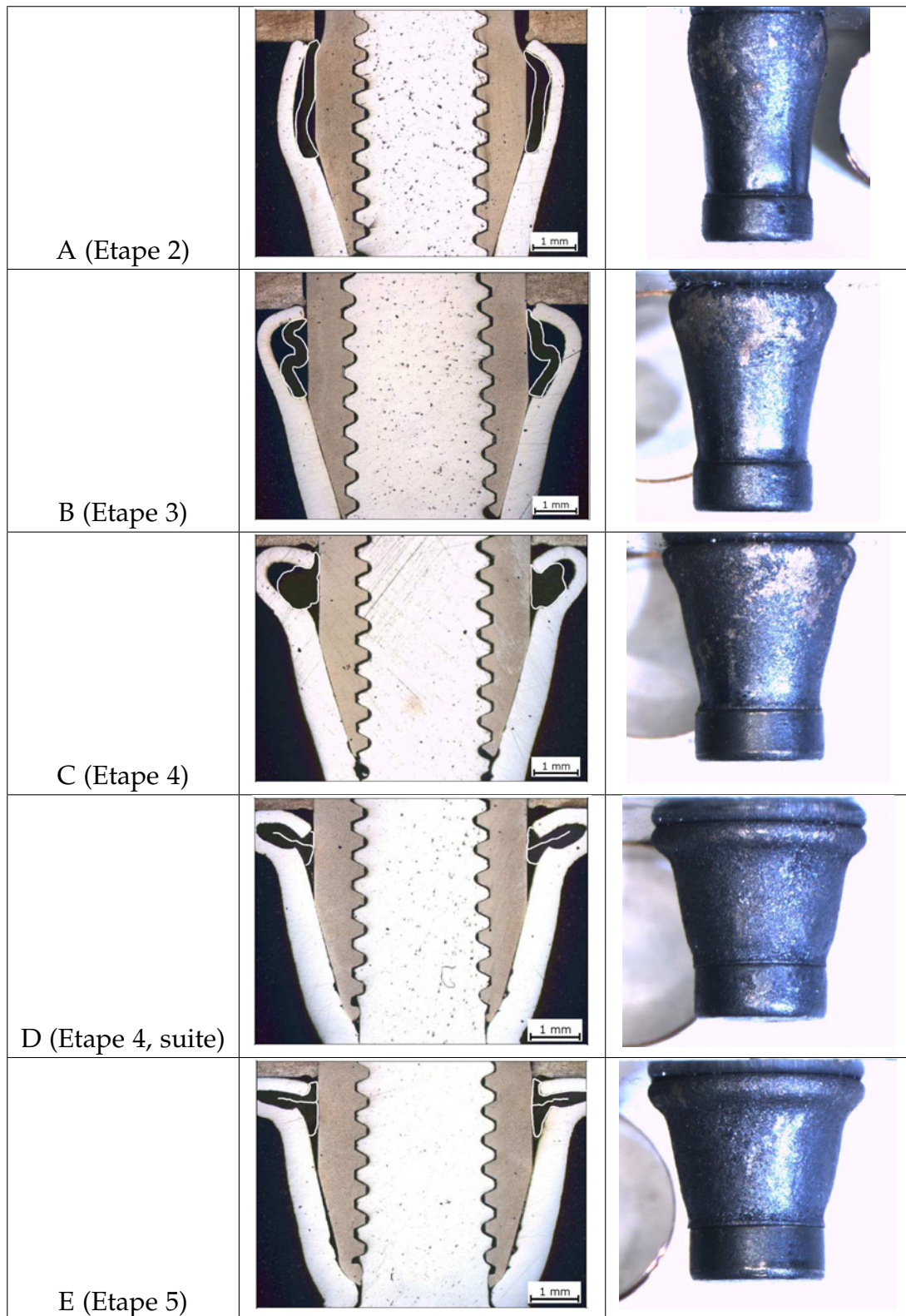


FIGURE 2.10 – Etapes d’installation des *ComposiLoks*

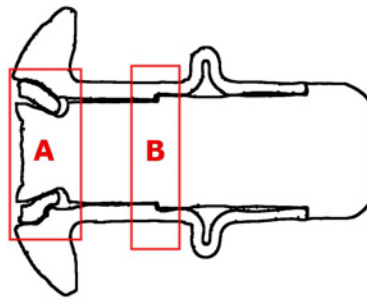


FIGURE 2.11 – Bague de blocage et épaulement d'arrêt (*Unimatics*)

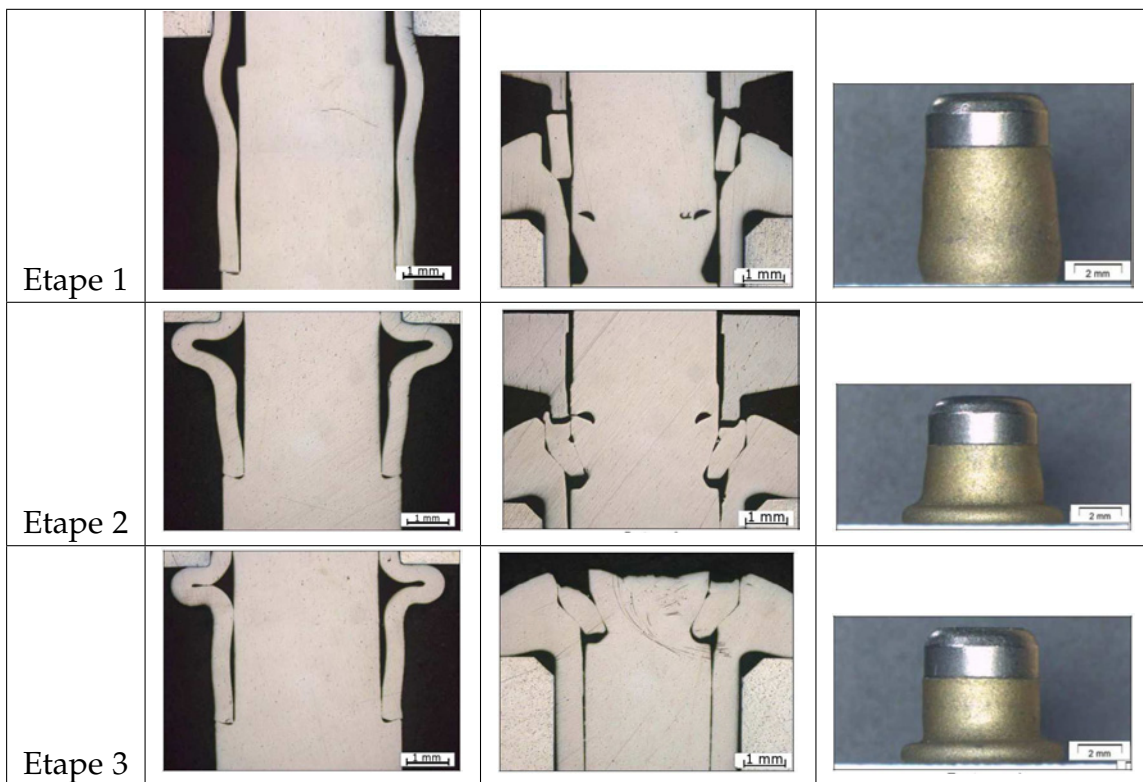


FIGURE 2.12 – Etapes d'installation des *Unimatics*

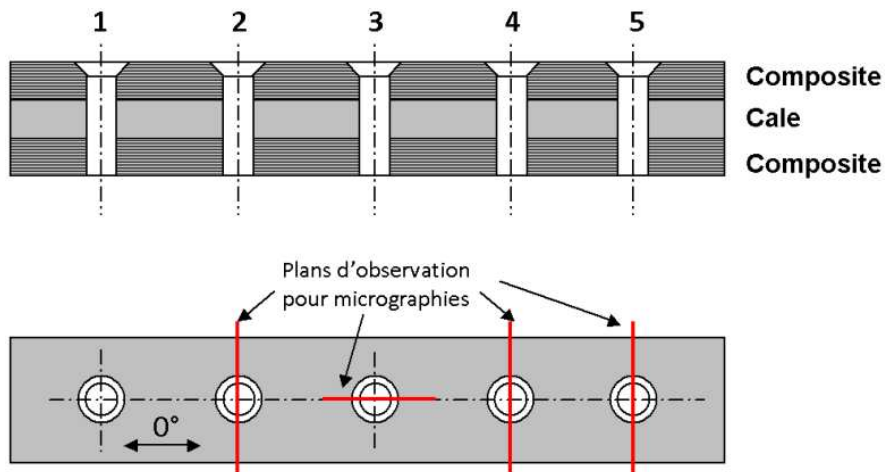


FIGURE 2.13 – Epreuve pour l'étude de l'installation dans le composite

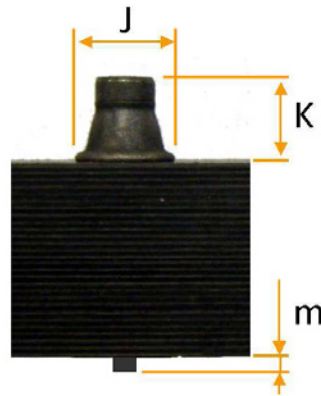


FIGURE 2.14 – Contrôle dimensionnel

#	Opération(s) réalisée(s)	Commentaire
1	Installation + Démontage	Observation des dommages extérieurs après pose
2	Installation + Coupe micro. 90°	Observation fixation et composite
3	Installation + Coupe micro. 0°	Observation fixation et composite
4	Installation + Coupe micro. 90°	Observation fixation et composite
5	Aucune (Perçage témoin)	Evaluation dommages après perçage

TABLE 2.3 – Opérations réalisées sur les éprouvettes d'installation dans le composite

de pouvoir comparer des fixations de diamètres différents, le rapport J/d est généralement introduit. J et d sont respectivement le diamètre du bulbe installé et celui du fut de la fixation.

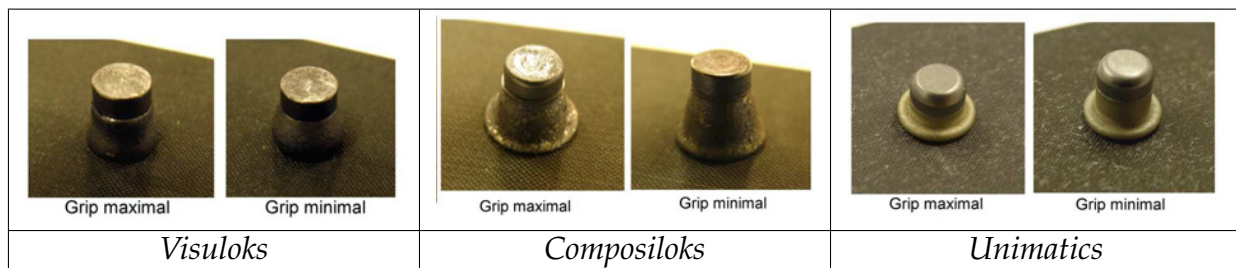


FIGURE 2.15 – Influence du grip sur la forme du bulbe

Pour les *VisuLoks*, le diamètre du bulbe est proche pour les *grips* minimal et maximal, mais la forme est différente. Le bulbe présente une forme plus bombée au *grip* minimal.

Pour les *ComposiLoks*, le diamètre et la forme sont différents. Le bulbe est plus formé au *grip* maximal, présentant un aspect plus écrasé, et un diamètre plus important. Cette différence est plus ou moins marquée suivant les lots.

Concernant les *Unimatics*, le diamètre est quasiment identique pour les deux *grips*. Il est intéressant de remarquer que le bulbe n'est pas circulaire dans tous les cas, mais a plutôt une forme elliptique, le diamètre indiqué étant la moyenne sur deux diamètres opposés de 90°.

Une remarque importante concerne l'influence de l'insert. En effet, l'ajout de l'insert en acétal pour les *ComposiLoks* et l'allongement de la partie déformable permet de passer d'un ratio J/d de 1,3 à 1,6 (voir figure 2.16).

On remarque une différence de reproductibilité entre les fixations. La variabilité sur le diamètre du bulbe est beaucoup plus faible pour les *VisuLoks* et les *Unimatics* que pour les

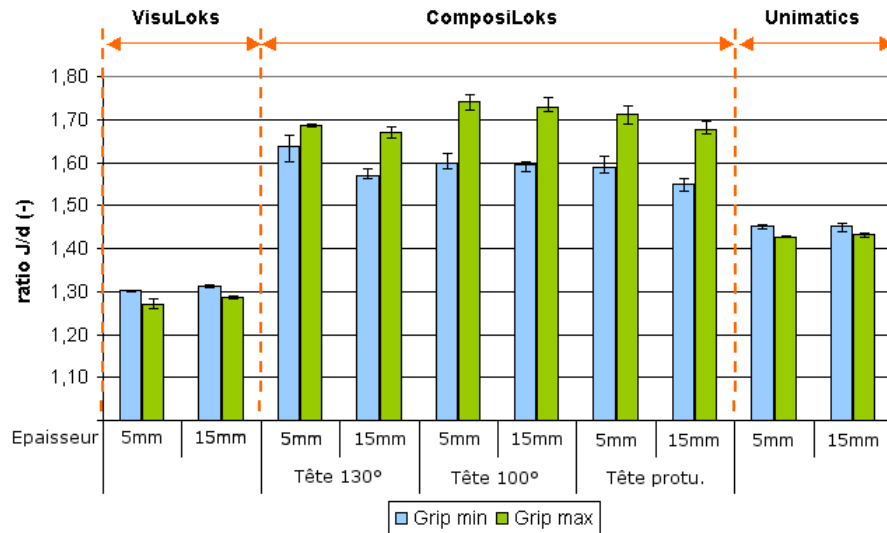


FIGURE 2.16 – Influence du grip sur le diamètre du bulbe, et comparaison entre les fixations

ComposiLoks, que ce soit au sein d'une même configuration, ou entre deux configurations.

Observation des perçages après démontage

Il s'agit ici d'observer le perçage numéro 1, qui correspond à l'installation puis au démontage d'une fixation. Pour l'ensemble des fixations, nous observons une zone circulaire matée, de taille plus ou moins importante.

Les *VisuLoks* ont une zone matée assez réduite, limitée aux alentours du perçage (voir figure 2.17).

On observe pour les *ComposiLoks* deux zones concentriques de matage (voir figure 2.18). La première zone (en rouge), correspond à la zone de premier contact entre la partie déformable et la pièce, avant la création du bulbe. C'est dans cette zone que nous observons le relief le plus important. La zone plus étendue (en jaune) est la conséquence de la formation du bulbe et de son écrasement contre la pièce. Le déplacement radial du bulbe entraîne parfois dans sa course des mèches de composite, induisant des dommages pouvant s'apparenter à du *splitting*.

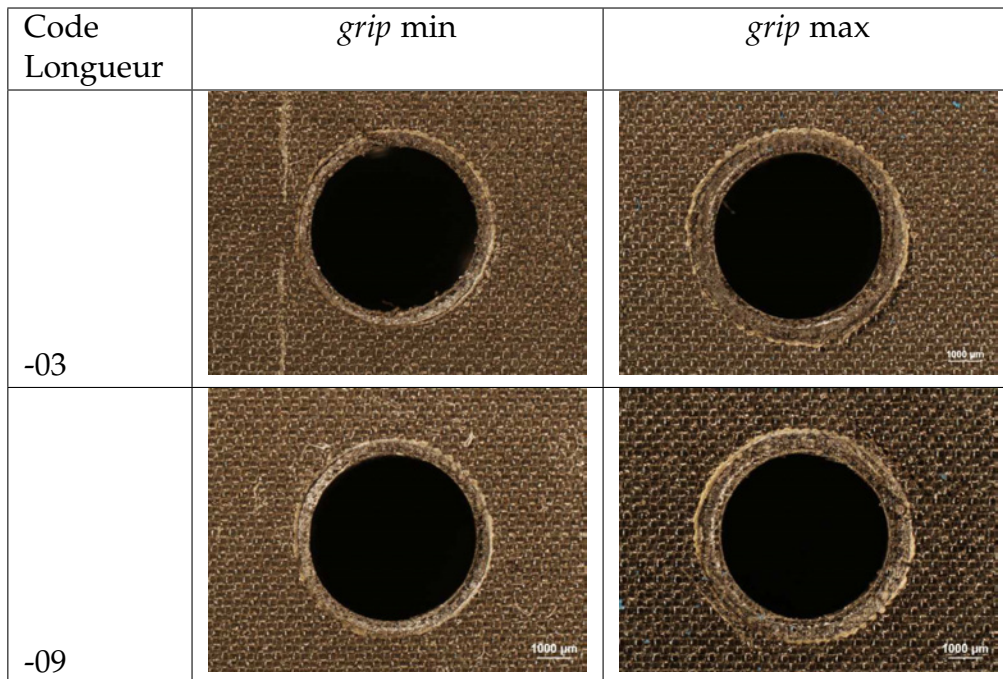
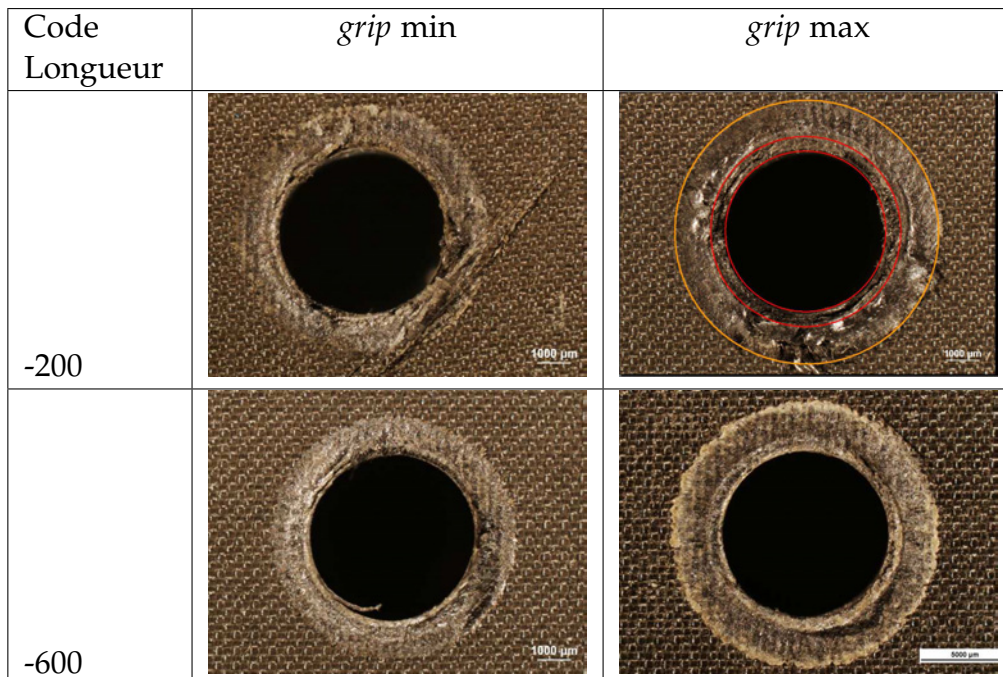
Les *Unimatics* ont une étendue de zone matée intermédiaire (voir figure 2.19), la surface étant moins marquée qu'avec les autres fixations, car le bulbe « s'enroule » autour du bord de l'alésage, induisant une déformation plus progressive.

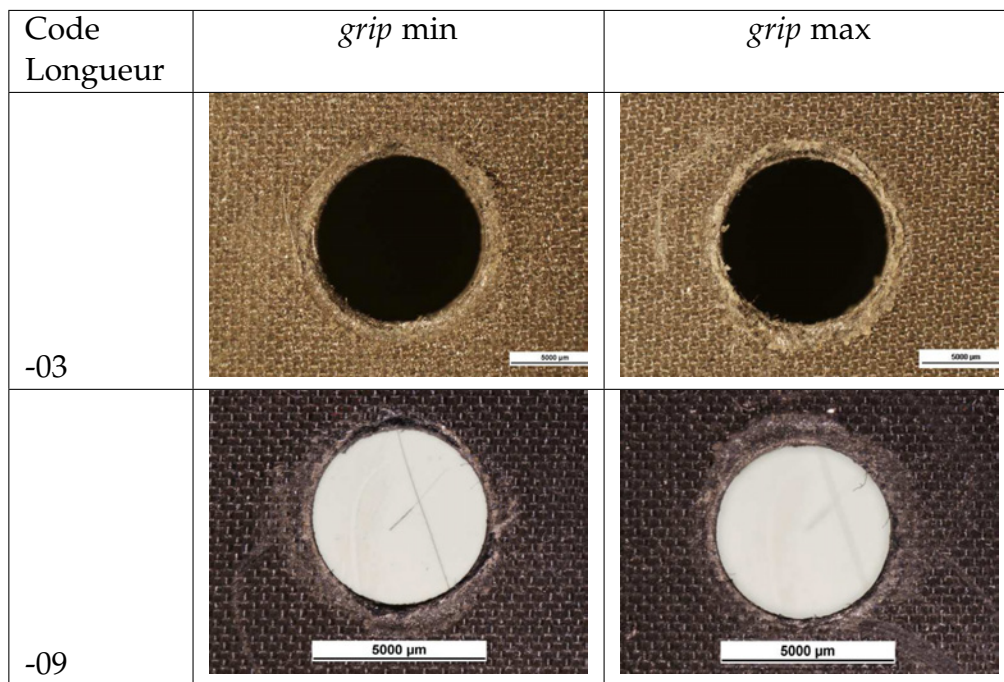
Au vu des surfaces et des prétensions moyennes mesurées pour les *ComposiLoks*, la pression de contact moyenne calculée, pour une fixation installée, est d'environ 180 MPa pour le *grip* minimal et 200 MPa pour le *grip* maximal. Nous n'avons actuellement pas de données sur la prétension installée pour les *VisuLoks* et les *Unimatics*.

2.2.3.2 Observations micrographiques

Nous présentons ici uniquement une sélection des coupes micrographiques les plus significatives.

Concernant les *VisuLoks*, nous retrouvons la surface de contact beaucoup plus réduite au *grip* minimal. Ceci mène à des endommagements matriciels localisés, mais limités au premier pli. Au *grip* maximal, l'appui du bulbe sur la pièce est mieux réparti, même si l'aire de cette surface d'appui reste faible. Suivant les configurations, on observe un enfoncement

FIGURE 2.17 – Matage des pièces assemblées (*VisuLoks*)FIGURE 2.18 – Matage des pièces assemblées (*ComposiLoks*)

FIGURE 2.19 – Matage des pièces assemblées (*Unimatics*)

plus ou moins visible du bulbe dans le premier pli. Côté tête, la surface réduite entraîne une déformation des plis au contact avec la tête.

Concernant les *ComposiLoks*, on retrouve un bulbe plus formé pour le *grip* maximal, entraînant un diamètre extérieur plus grand, mais aussi un écrasement de l'insert plus important.

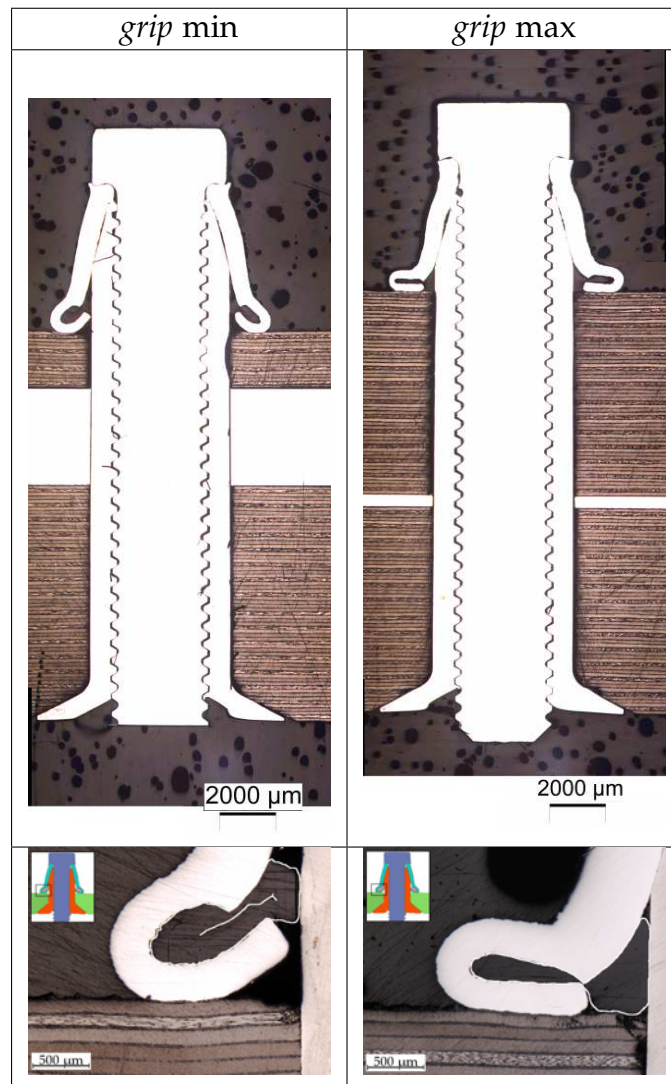
A l'instar de l'installation dans l'aluminium, la déformation progressive du bulbe des *Unimatics* n'entraîne qu'une déformation mineure du premier pli au niveau de l'alésage.

2.2.3.3 Synthèse de l'installation dans l'aluminium et le composite

L'observation micrographique de l'ensemble des références des fixations a permis de représenter qualitativement leur séquence d'installation. Les conséquences de l'installation sur les pièces assemblées ont été identifiées. Il s'agit principalement de matage et de fissuration matricielle du premier pli dans les zones de contact.

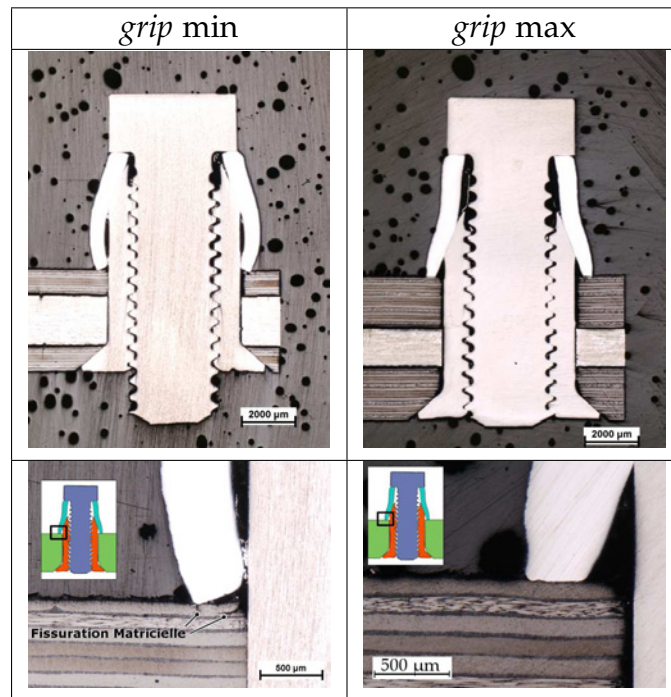
Ces premières données pourront être utilisées pour la comparaison aux résultats de modèles d'installation. Cependant, dans un but de validation du modèle, des données quantitatives sont maintenant nécessaires.

Les *ComposiLoks* sont les plus adaptées aux structures composites. Ce sont aussi les fixations aveugles les plus présentes sur les structures composites actuelles (en particulier sur l'A380). Notre choix s'est donc porté sur cette référence pour mettre en place la démarche de Virtual Testing.



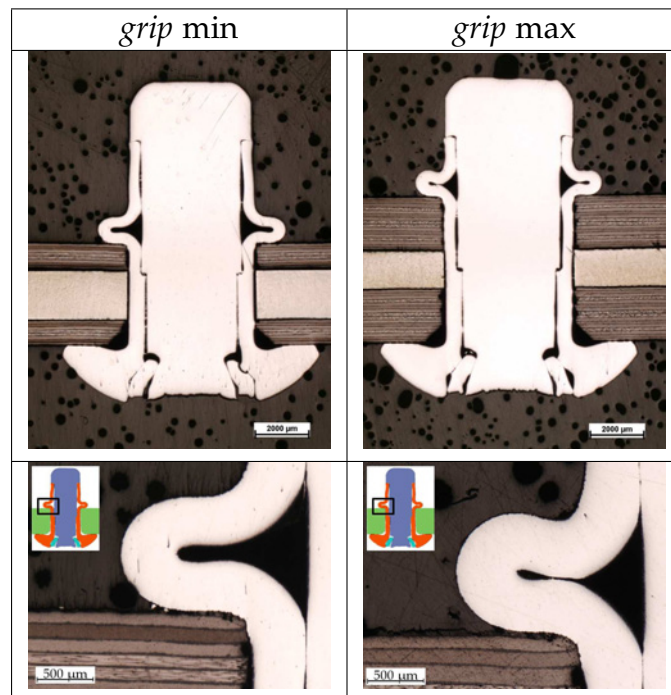
Références : INC-D1-3 et INC-D2-3

FIGURE 2.20 – Coupes micrographiques de *CompositiLoks*



Références : INC-A1-3 et INC-A2-3

FIGURE 2.21 – Coupes micrographiques de *VisuLoks*



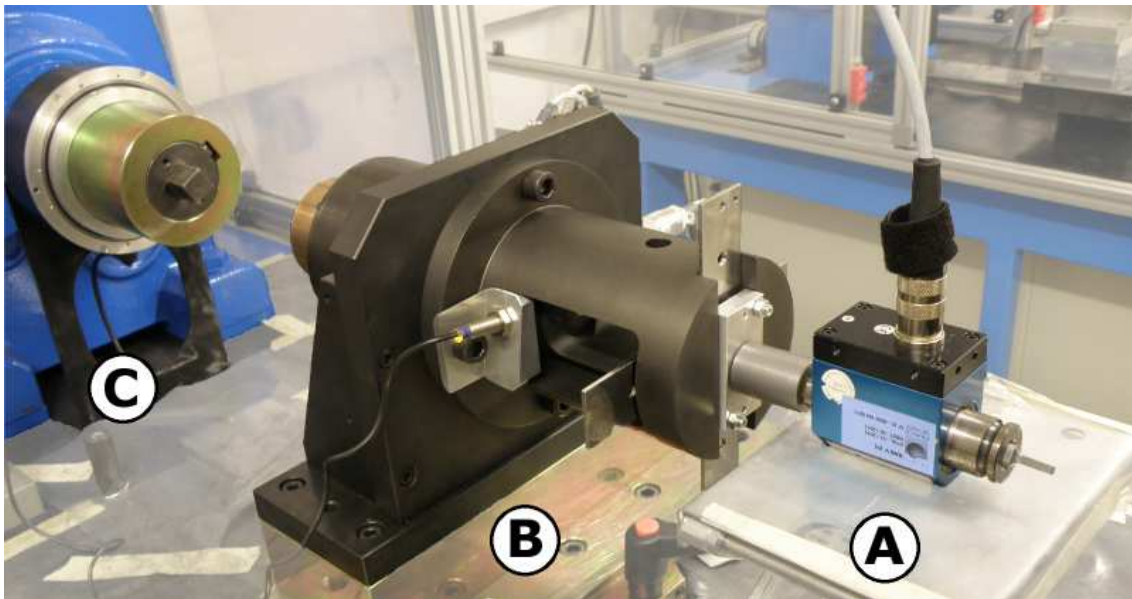
Références : INC-I1-2 et INC-I2-2

FIGURE 2.22 – Coupes micrographiques d'*Unimatics*

2.2.4 Etude quantitative des *ComposiLoks* sur le banc spécifique

Dans le cadre de notre démarche de *Virtual Testing*, des données quantitatives seront nécessaires à la validation des modèles d'installation développés dans l'étude numérique. En première approche, cette étude quantitative s'est concentrée sur les *ComposiLoks* car ce sont les fixations les plus répandues sur les structures composites actuelles.

Un banc spécifique a été développé au laboratoire Matériaux et Procédés d'Airbus pour l'étude des fixations serties et aveugles¹. Un schéma est représenté en figure 2.24. Ce banc permet d'effectuer l'installation puis sur la même fixation d'effectuer un essai de traction. Il est de même possible d'évaluer la relaxation, en mesurant l'évolution de la tension au cours du temps, après l'installation.



- A : Capteur couple / angle
 B : Dispositif de mesure de la prétension (représenté en figure 2.24)
 C : Moteur pour la phase de traction

FIGURE 2.23 – Photographie du banc d'essai spécifique

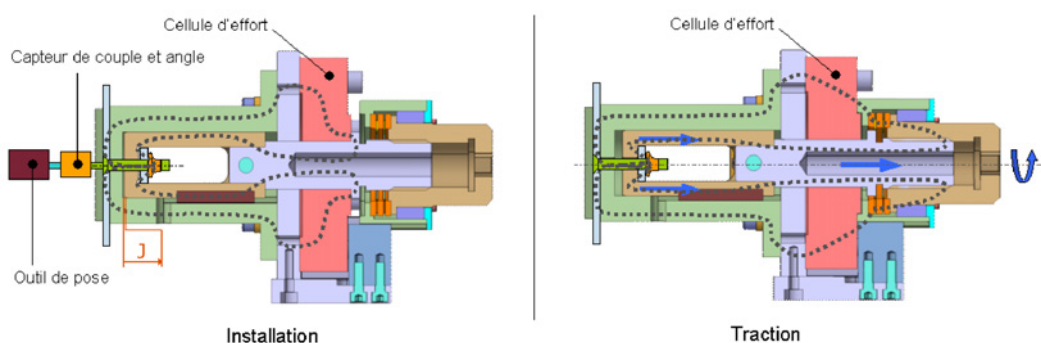


FIGURE 2.24 – Schéma de principe du banc d'essai spécifique

La figure 2.25 montre une courbe expérimentale typique. Les différentes phases de l'installation observées sur les coupes micrographiques sont visibles, dégageant les valeurs caractéristiques suivantes :

1. Brevet FR-2936603 [Chirol et Tuery, 2010]

- C_{af} : Couple de freinage, dû à la déformation plastique en trois points du corps de la fixation
- F_{fl} : Force au flambement
- C_{max} : Couple maximal, correspondant à la rupture de la vis centrale en torsion
- F_0 : Force finale, prétension résiduelle dans l'assemblage

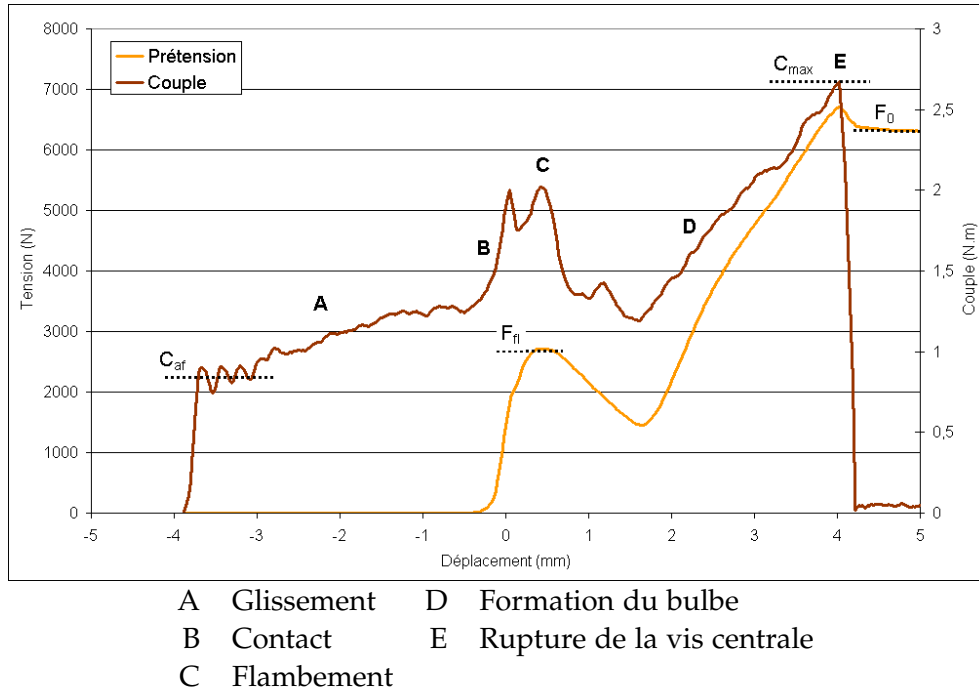


FIGURE 2.25 – Courbe expérimentale typique d'installation

Le traitement sous Matlab des données enregistrées facilite la comparaison entre les essais. Au total, 30 fixations ont été testées. Le tableau 2.4 et la figure 2.26 présentent les résultats d'essais au *grip* minimal et maximal, pour des fixations à tête protubérante (lot A) ou fraisée 130° (lot B).

Lot	Grip	C_{af} (N.m)	C_{max} (N.m)	F_{fl} (N)	F_0 (N)
A	min	0,91 (8,8%)	2,64 (1,1%)	2960 (2,0%)	4430 (16,0%)
	max	0,92 (7,6%)	2,64 (6,1%)	2680 (4,7%)	6340 (7,1%)
B	min	0,66 (4,5%)	2,81 (2,5%)	2810 (5,3%)	3860 (2,8%)
	max	0,64 (18,8%)	2,78 (1,1%)	2740 (7,7%)	5510 (0,4%)

Les valeurs entre parenthèses représentent la dispersion.

TABLE 2.4 – Récapitulatif de la série d'essais

Les remarques suivantes sont effectuées :

- Une dispersion importante est observée au niveau du couple de freinage, y compris au sein d'un même lot (de 5% à 19%). Ceci peut provenir d'une différence de lubrification, comme observé sur certaines éprouvettes d'installation dans le composite (voir figure 2.27).
- Le couple à rupture est proche pour les essais au sein d'un même lot (dispersion de 1% à 6%), mais différent entre les lots. Ceci est dû à la calibration de la gorge de rupture en début de production de chaque lot, pour tenir compte des différences de fabrication et de réglage entre les lots.

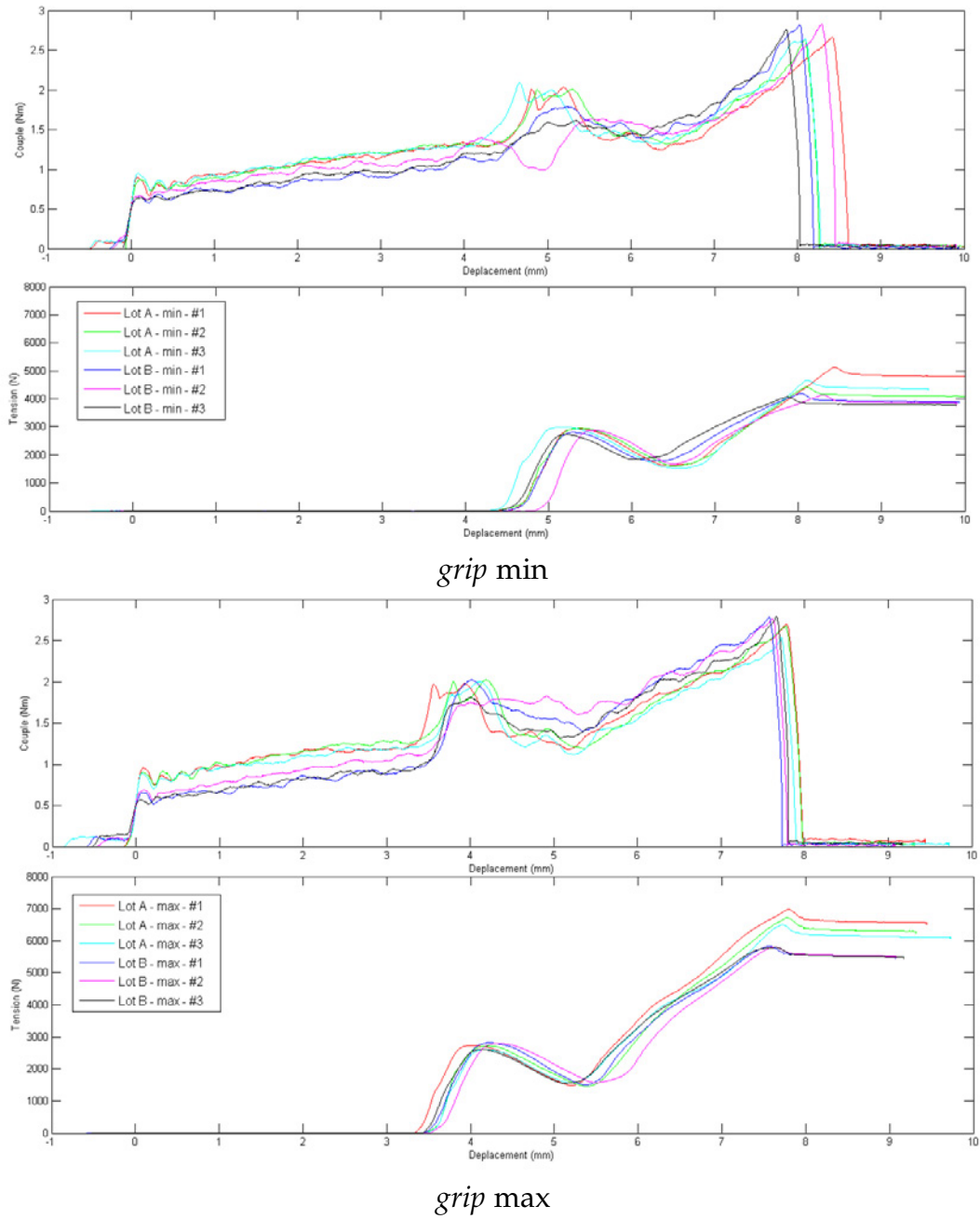


FIGURE 2.26 – Courbes d'essai de la série considérée

- Une dispersion assez importante est observée pour la prétension finale au sein d'un même lot (jusqu'à 16% de dispersion), et entre deux lots différents (18% à 25%).
- Pour les lots considérés, la dispersion est globalement plus importante pour les fixations à tête protubérante que celles à tête fraisée.
- Comme supposé à l'observation de l'état déformé des fixations, une différence importante de prétension est observée entre le *grip* minimal et le *grip* maximal, de l'ordre de 35%.
- Le même comportement (amplitude de la dispersion, niveau de prétension) est visible au sein d'un lot, au *grip* minimal et au *grip* maximal

La différence de prétension entre les fixations à tête protubérante et à tête fraisée est supposée provenir de la différence de lot. Pour confirmer cette hypothèse, il serait nécessaire de réaliser des essais d'installation sur différents lots du même type de fixation. Or la longueur nécessaire des fixations impose une production spéciale de la part du fournisseur, entraînant une commande minimale de 100 fixations par configuration, et donc un coût très élevé. Un seul lot a donc été commandé par configuration.

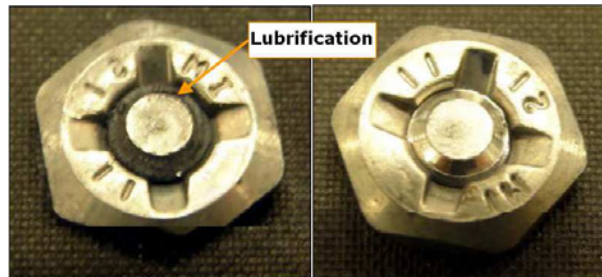


FIGURE 2.27 – Différence de lubrification entre deux références du même lot

2.2.5 Synthèse des essais d'installation

Les essais d'installation ont permis de relever de nombreux aspects essentiels des fixations étudiées et de les observer en détail.

Les principales phases de l'installation ont été déterminées pour les différentes fixations, tout d'abord en observation extérieure, puis à l'aide de coupes micrographiques, pour étudier notamment la déformation de l'insert des *ComposiLoks*. Un matage des pièces assemblées a été identifié, à la fois pour les installations dans l'aluminium et dans le composite. Son étendue est variable suivant les fixations, avec un faible impact pour les *Unimat-ics* qui ont une déformation progressive en enroulement. Le contact plus direct de la pièce déformable pour les *VisuLoks* et les *ComposiLoks* entraîne une zone matée plus importante. Dans le cas du composite, il apparaît des fissurations matricielles au bord du perçage et au point de contact.

Une étude spécifique sur les *ComposiLoks* a permis de mesurer l'évolution du couple d'installation et de la prétension. La différence entre le *grip* minimal et le *grip* maximal, observé en termes de forme de bulbe, se retrouve en terme de prétension avec une valeur supérieure de 35% environ dans le second cas. La dispersion intra et inter-lots sera à prendre en compte lors de la simulation numérique de l'installation. Ces données quantitatives permettront lors de l'étude numérique de valider la démarche de *Virtual Testing* sur cette référence de fixation.

La différence de comportement à l'installation entre les différents types de fixations, et entre les *grips* minimal et maximal, laisse supposer une différence de comportement mécanique sous sollicitations. C'est l'objet de la suite de ce chapitre.

2.3 Essais sur fixation seule

2.3.1 Traction statique

Il s'agit ici d'évaluer le comportement et la résistance des fixations étudiées en traction statique. De la même manière que pour l'étude de l'installation, cela nous permettra d'étudier l'influence des différents paramètres géométriques des fixations, des matériaux, ainsi que du *grip* auquel elles sont installées.

2.3.1.1 Principe de l'essai

Afin de tester les fixations en traction statique, celles-ci sont installées dans deux bagues filetées (voir 2.28), placées dans un montage permettant de compenser un éventuel désalignement de la machine. La prétension est conservée pour l'essai, contrairement à certains essais normalisés (dont la NASM1312-8 [AIA, 2001]) qui utilisent une cale amovible pour enlever la prétension avant l'essai. La machine utilisée est une machine de traction électromécanique Instron d'une capacité de 20 kN.

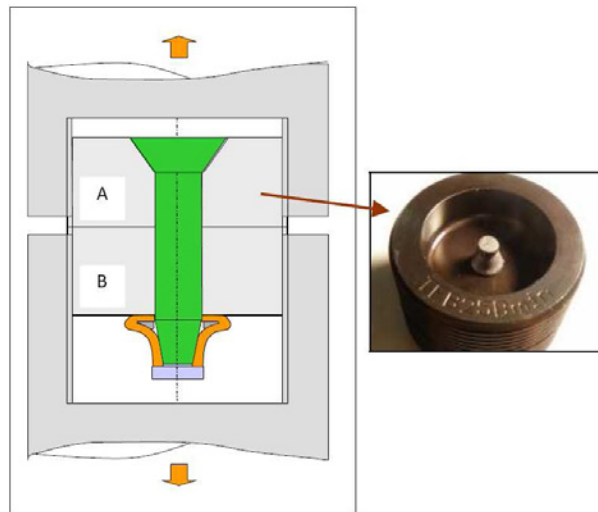


FIGURE 2.28 – Montage d'essai de traction

L'essai a été réalisé à une vitesse constante de 1 mm/min. Au vu des sections et des raideurs considérées, ceci représente une vitesse de chargement en contrainte d'environ 400 MPa/min dans le domaine élastique. L'essai est stoppé lorsque la diminution de force atteint 30% de la force maximale atteinte pendant l'essai. La figure 2.29 montre une courbe typique d'essai, présentant les charges suivantes :

- **Charge structurale**, correspondant à la première diminution d'effort, ou à un palier.
- **Charge ultime**, correspondant à la charge maximale mesurée pendant l'essai.

Pour les *ComposiLoks*, à ces deux résultats s'ajoute la **charge au changement de pente**, déterminée par la méthode de la tangente (ou méthode des deux-tiers de Johnson). Cet effort correspond à la transition entre deux phases linéaires de raideurs différente. La diminution de raideur est supposée être due à la perte de prétension dans l'assemblage, le changement de pente correspondrait donc au point où l'assemblage n'est plus en compression.

Toutes les fixations présentées dans les deux chapitres précédents ont été testées, au *grip* minimal et maximal.

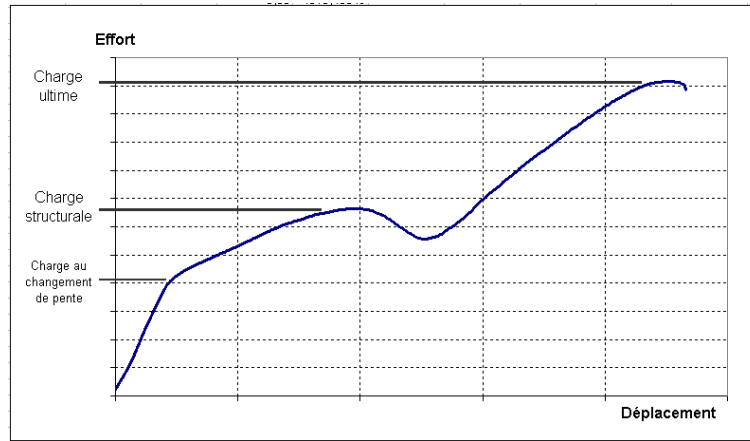


FIGURE 2.29 – Courbe typique de traction statique

2.3.1.2 Résultats d'essai

Modes de rupture

Notre classification des modes de rupture s'inspire de celle du *Military Handbook vol. 17* [USA, 2002]. Nous dégagons trois modes de rupture, décrits dans le tableau 2.5. Il s'agit des modes de ruptures finaux, c'est à dire ceux qui ont entraîné la rupture ultime de la fixation. Pour les *VisuLoks* et *ComposiLoks*, le mode de rupture structurale est différent du mode de rupture ultime.

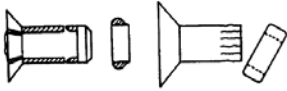
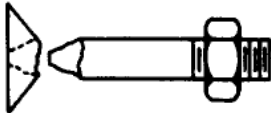

Ref.	<i>Military Handbook</i>	<i>VisuLoks</i>	<i>ComposiLoks</i>	<i>Unimatics</i>
F-BS		X	X	-
Rupture en cisaillement du bulbe				
F-HS		X	-	-
Rupture en cisaillement de la tête de la fixation				
F-SST		X	X	X
Rupture de la partie déformable ou de la tige centrale en traction				

TABLE 2.5 – Description des modes de rupture en traction statique

VisuLoks

Le comportement dans la première phase de chargement (avant la rupture structurale) est similaire pour les fixations au *grip* minimal et maximal. La rupture structurale, due au flambement du bulbe, apparaît à une charge moyenne de 6860 N au *grip* minimal et 6590 N au *grip* maximal, avec une dispersion entre fixations assez faible (de l'ordre de 5%). Ceci correspond respectivement à une marge de 23% et 18% aux *grip* minimal et maximal par rapport aux spécifications.

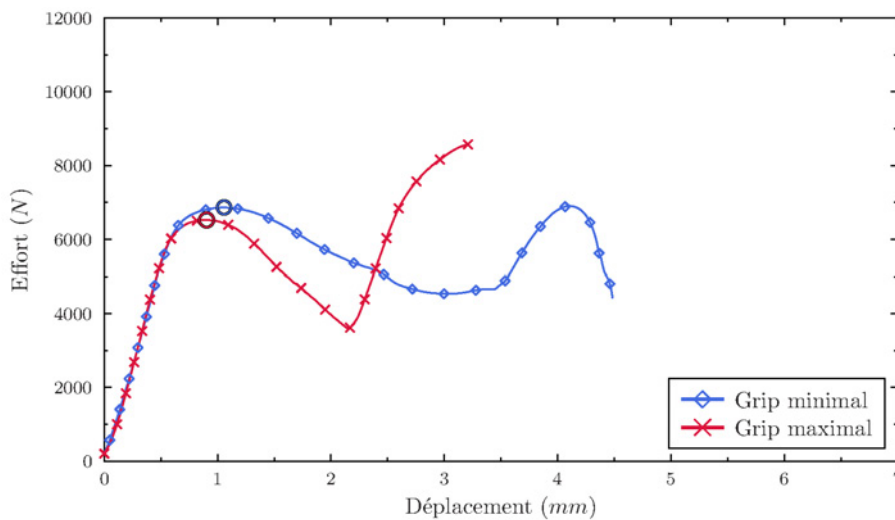
	<i>grip</i> minimal	<i>grip</i> maximal
Charge structurale (kN)	6,86 (5%)	6,59 (5%)
Charge ultime (kN)	7,18 (9%)	8,63 (3%)
Mode de rupture	F-BS	F-HS ou F-SST

Valeurs moyennes pour les 5 essais par configuration.
Les valeurs entre parenthèses représentent la dispersion.

TABLE 2.6 – Résultats de traction statique - *VisuLoks*

La différence principale entre ces deux configurations réside dans le comportement post-rupture structurale. Les fixations installées au *grip* minimal montrent un comportement souple, menant à une rupture du bulbe par grande déformation plastique suivie d'un cisaillement au niveau du bord de l'alésage. Au contraire, on observe au *grip* maximal une reprise d'effort beaucoup plus franche après le premier flambement, et une rupture de la vis centrale ou de la tête de la fixation.

L'absence de suivi visuel, inhérente au montage d'essai, ne permet malheureusement pas d'interprétation plus poussée.



Les cercles indiquent la rupture structurale

FIGURE 2.30 – Courbes effort/déplacement - *VisuLoks*

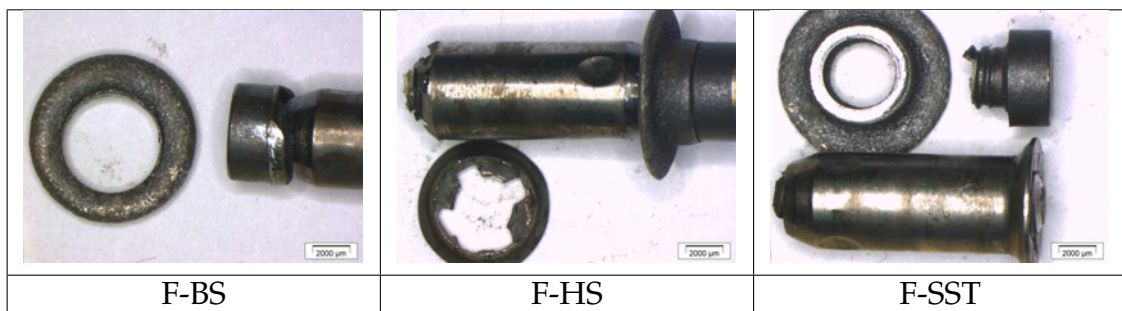
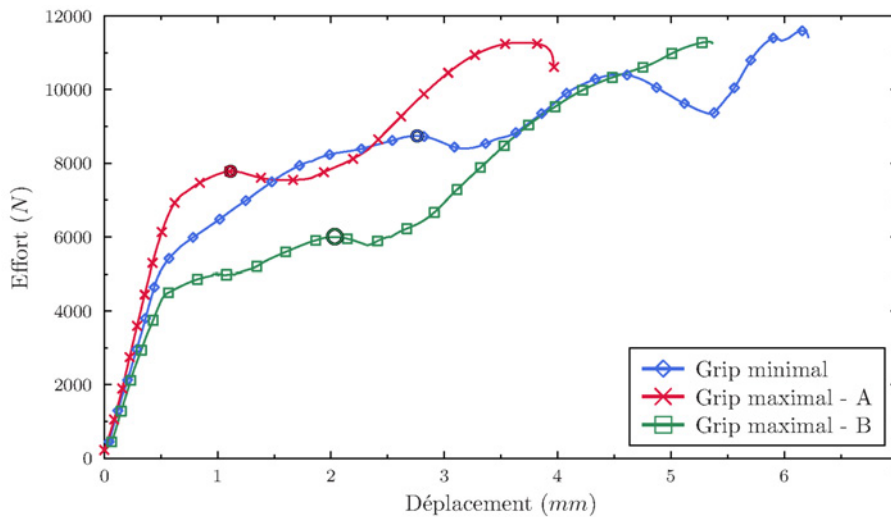


FIGURE 2.31 – Photos de rupture - *VisuLoks*

ComposiLoks

L'interprétation des résultats des *ComposiLoks* est plus délicate que celle des autres fixations du fait de leur plus grande dispersion, inhérente à leur installation. Certaines tendances se dégagent cependant, notamment pour l'influence du *grip* (voir figure 2.32). De la même manière que pour les *VisuLoks*, la résistance structurale correspond à la charge au premier pic, la résistance ultime à la rupture finale.



Les cercles indiquent la rupture structurale

FIGURE 2.32 – Courbes effort/déplacement - *ComposiLoks*

En effet, on observe dans un premier temps une influence du *grip* sur la charge au changement de pente, malgré une dispersion importante :

- au **grip minimal**, on observe toujours un changement de pente bien en deçà de la rupture structurale, à une charge comprise entre 3300N et 5050N, suivi d'une partie linéaire de raideur très diminuée, la rupture structurale intervenant à un déplacement d'environ 3mm, après un plateau à effort quasi-constant.
- au **grip maximal**, deux populations se dégagent. Dans la majorité des cas, formant la population A, le changement de pente a lieu juste avant la rupture structurale. Pour l'autre population, dénommée population B, on observe un comportement similaire au *grip minimal*, c'est à dire un changement de pente précoce.

Selon la définition de la rupture structurale, celle-ci apparaît à un niveau de charge supérieur d'environ 15% au *grip minimal*. Cependant, il serait plus intéressant de s'intéresser au point de perte de prétension (et donc de décollement des deux parties de l'assemblage), qui est le plus pénalisant pour les assemblages sollicités axialement. Au vu du déplacement important au *grip minimal*, qui s'accompagne vraisemblablement d'une déformation plastique importante du bulbe, le point de perte de prétension pourrait être inférieur à la rupture structurale¹. Le point de changement de pente pourrait être une bonne indication sur cette perte de prétension. La différence entre le *grip minimal* et le

1. Ce point pourrait être déterminé à l'aide de l'essai dit du « paddle » [AIA, 1997]. Dans cet essai, une cale est interposée entre les deux pièces assemblées, et un dispositif permet de retirer la cale dès le décollement de ces deux pièces. Aux forces de frottement près, on obtient ainsi une estimation de la prétension dans l'assemblage initial.

grip maximal observé sur la prétension lors des études d’installation est ainsi visible sur ce point de changement de pente (avec une différence de 20 à 50%).

Etant donné le process d’installation et le mode de sollicitation, la forme de la tête n’influe ni sur la charge au changement de pente ni sur la rupture structurale. La différence observée entre les fixations à tête protubérantes ou fraisées provient de la dispersion entre les lots de fabrication, et notamment les variations minimes de géométrie, la quantité de lubrification et la taille de la gorge de rupture.

	Tête 130°		Tête 100°		Tête protubérante	
	<i>grip</i> min.	<i>grip</i> max.	<i>grip</i> min.	<i>grip</i> max.	<i>grip</i> min.	<i>grip</i> max.
Charge au changement de pente (kN)	4,76 (10%)	5,86 (31%)	4,03 (43%)	6,27 (45%)	4,65 (6%)	6,83 (8%)
Charge structurale (kN)	8,80 (7%)	7,34 (14%)	9,05 (9%)	7,74 (16%)	8,74 (4%)	7,38 (6%)
Charge ultime (kN)	11,17 (8%)	10,73 (15%)	11,36 (1%)	11,22 (1%)	10,71 (13%)	11,00 (9%)
Mode de rupture ultime	F-SST	F-SST	F-SST	F-SST	F-BS	F-BS

Valeurs moyennes pour les 5 essais par configuration.
Les valeurs entre parenthèses représentent la dispersion.

TABLE 2.7 – Résultats de traction statique - *ComposiLoks*

La rupture ultime peut être causée :

- soit par une déformation plastique importante du bulbe, suivie d’un cisaillement du bulbe entre la vis centrale et l’alésage (F-BS) ;
- soit par une rupture de la vis centrale (généralement accompagnée d’une déformation plastique importante du bulbe). Cette rupture peut être localisée soit dans le rayon du changement de diamètre (F-SST(1)) ou au premier filet en prise (F-SST(2)). Ces deux sous-modes de rupture coexistent pour chaque configuration.

La tête fraisée à 130°, destinée uniquement à des assemblages sollicités en cisaillement du fait de sa fragilité en traction, possède cependant une résistance en traction statique équivalente aux autres *ComposiLoks*. En effet, aucune rupture de tête n’est observée. De la même manière que les *VisuLoks*, le mode de rupture structurale en traction statique est le flambement du bulbe.

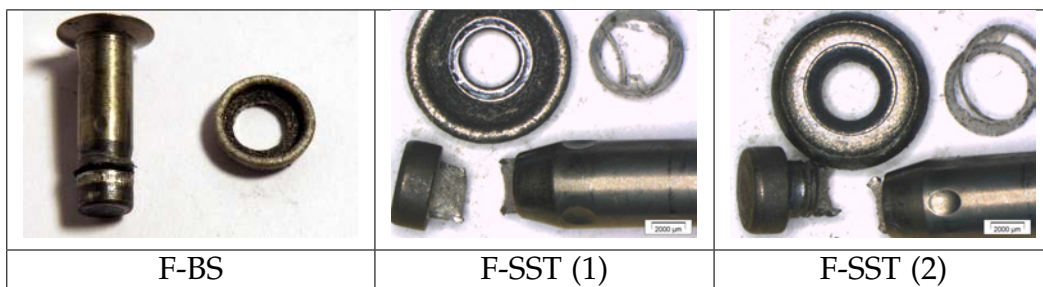


FIGURE 2.33 – Photos de rupture - *ComposiLoks*

Unimatics

Les *Unimatics* ont un comportement en traction statique plus simple que les autres fixations étudiées, du fait notamment de la forme de leur bulbe et de leur très bonne répétabilité.

La charge structurale est toujours égale à la charge ultime car il y a rupture franche de la partie déformable. La charge au changement de pente indique le début de cette rupture. Ce mode de rupture peut être différencié en deux sous-modes :

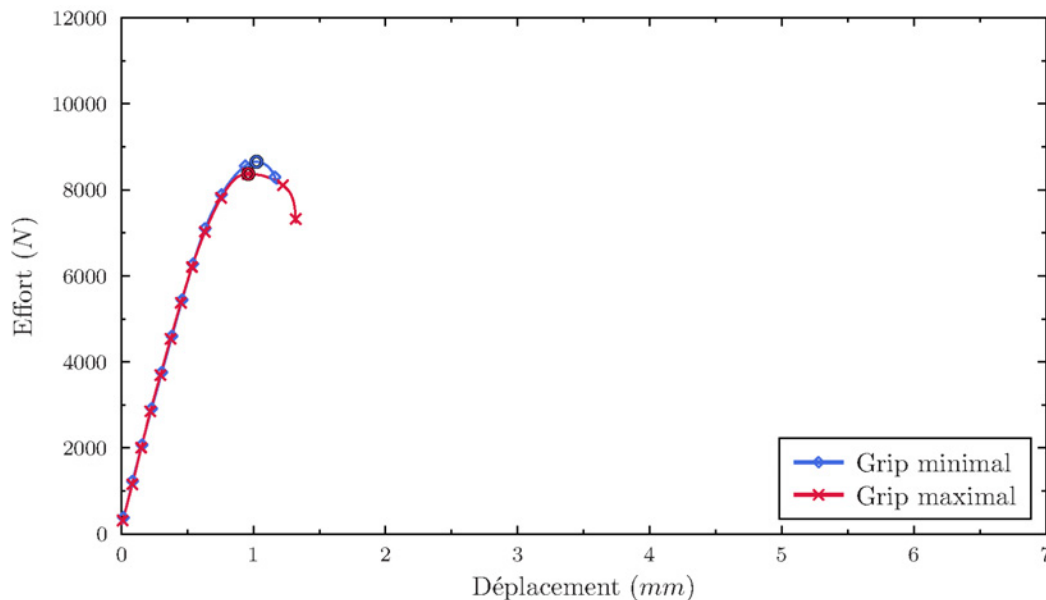
- rupture à la jonction du bulbe avec la section cylindrique de la partie déformable (F-SST(1)) ;
- rupture dans la section cylindrique de la pièce déformable, au niveau de la réduction de section interne, du fait des concentrations de contrainte (F-SST(2)).

Aucune influence du grip n'est à signaler à part une rupture plus ductile au *grip* maximal, avec un allongement à rupture supérieur de 5% à 30%, suivant les fixations.

	<i>grip</i> minimal	<i>grip</i> maximal
Charge structurale (kN)	8,78 (6 %)	8,67 (7 %)
Charge ultime (kN)	8,78 (6 %)	8,67 (7 %)
Mode de rupture	F-SST	F-SST

Valeurs moyennes pour les 5 essais par configuration.
Les valeurs entre parenthèses représentent la dispersion.

TABLE 2.8 – Résultats de traction statique - *Unimatics*



Les cercles indiquent la rupture structurale

FIGURE 2.34 – Courbes effort/déplacement - *Unimatics*

2.3.1.3 Synthèse de l'essai de traction statique

Les données obtenues grâce à ces 50 essais sont résumées sur la figure 2.36. Dans le cadre de ces essais de traction statique, on s'intéresse particulièrement à la rupture struc-

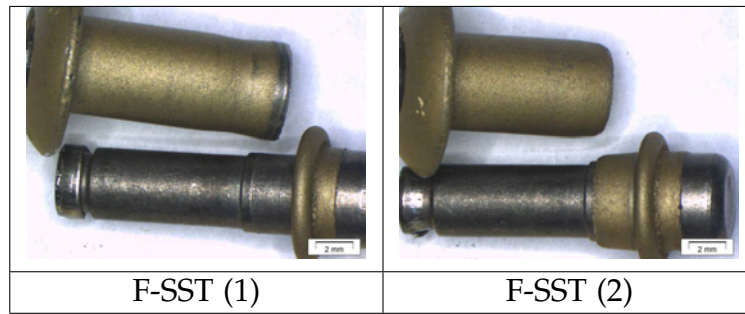


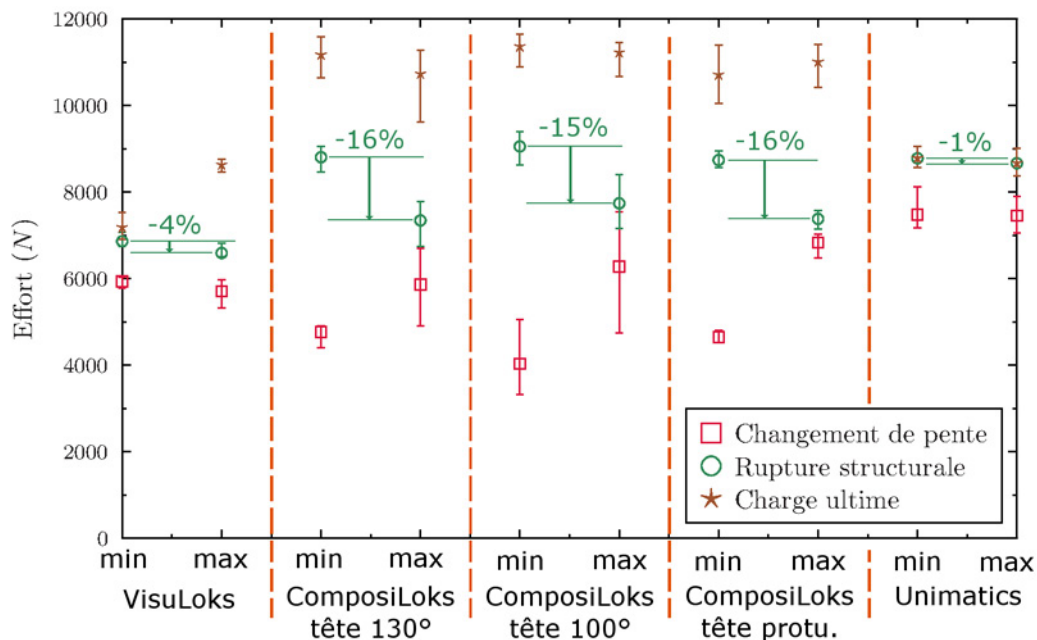
FIGURE 2.35 – Photos de rupture - *Unimatics*

turale car c'est elle qui, après traitement des données, donnera les admissibles de la fixation à des fins de conception. On observe alors trois populations :

- *Unimatics* et *ComposiLoks* au *grip* minimal : avec environ 9000 N, ils ont la résistance statique la plus élevée ;
- les *ComposiLoks* au *grip* maximal ont une résistance intermédiaire, d'environ 7500 N ;
- les *VisuLoks* ont la plus faible résistance (6500 à 7000 N).

Pour toutes les fixations, la rupture structurale est due à la déformation plastique du bulbe, par lequel passent les efforts de traction, soit en flambement vers l'extérieur (*VisuLoks* et *ComposiLoks*), soit en traction pure (*Unimatics*).

L'influence du *grip* sur la résistance structurale est jugée négligeable pour les *VisuLoks* et les *Unimatics*, de l'ordre de 1% à 4%. En revanche, pour les *ComposiLoks*, la rupture structurale est diminuée d'environ 15% en moyenne au *grip* maximal. Pour information, les essais sur le banc spécifique ont montré une prétension supérieure de 35% environ dans cette configuration.



Les barres d'erreurs représentent les valeurs extrêmes pour les 5 essais par configuration.

FIGURE 2.36 – Récapitulatif des essais de traction statique sur fixations

Afin d'évaluer l'influence du *grip*, de la forme du bulbe et des têtes lors de la tenue en service, il est maintenant nécessaire de mener une étude en traction axiale en fatigue sur ces mêmes fixations. Ceci est l'objet de la prochaine partie.

2.3.2 Traction fatigue

2.3.2.1 Principe de l'essai

Le montage utilisé est le même que celui de la traction statique, installé cette fois-ci sur une machine de fatigue Instron 50kN. Dix fixations ont été testées pour chaque configuration afin de pouvoir tracer une courbe de Wohler.

Les paramètres d'essai sont les suivants :

- Rapport de charge $R = 0,1$;
- Fréquence $f = 20\text{Hz}$;
- Non rupture considérée à 2 millions de cycles.

Les spécimens ayant mené à une non-rupture ont ensuite été testés à une charge supérieure afin d'obtenir leur rupture.

La valeur de comparaison utilisée au sein d'Airbus est l'Indice de Qualité Fatigue (IQF), qui représente la valeur de la contrainte appliquée pour une probabilité de rupture en fatigue de 50% à 10^5 cycles. Nous nous intéresserons donc à cette valeur, mais aussi aux comparaisons à faible nombre de cycles et proche de la non-rupture.

La courbe de Wohler correspondant à une probabilité de rupture de 50% est exprimée ainsi :

$$S = S_{lim} + (IQF - S_{lim}) \left[\left(\frac{N}{10^5} \right)^{(1/p)} \right] \quad (2.1)$$

avec $S_{lim} > 0$, $IQF > 0$ et p le coefficient de variation de la courbe dans l'intervalle $[5.10^4; 10^5]$ cycles.

L'estimation de ces trois paramètres est résolue en utilisant l'algorithme itératif de Gauss-Newton. La normalité des résidus est ensuite testée grâce à un test de Kolmogorov-Smirnov. Ces calculs sont effectués grâce au logiciel MADRAS développé en interne, faisant appel aux fonctions de calcul mathématique du logiciel commercial S-PLUS.

2.3.2.2 Résultats d'essai

Modes de rupture

Notre classification des modes de rupture s'inspire de celle du *Military Handbook* [USA, 2002]. Nous dégageons trois modes de rupture, décrits dans le tableau 2.9. Par rapport à la traction statique, nous avons ici presque uniquement des ruptures localisées au niveau de la tête, y compris pour les fixations à tête protubérantes. Quelques ruptures du bulbe sont observées, mais dans ce cas il y a présence de fissurations importantes au niveau de la tête.

VisuLoks

En-dehors de la phase oligocyclique pour laquelle l'influence du *grip* est réduite, on observe une bien meilleure tenue de ces fixations au *grip* maximal, avec un IQF supérieur de 14%.

Nous remarquons uniquement une rupture des têtes des fixations.

ComposiLoks

Sur la plage de contraintes explorée, on observe une meilleure tenue en fatigue au *grip* maximal. L'Indice de Qualité Fatigue est augmenté de 30% (tête 130°) à 62% (tête protubérante) lorsque l'on passe du *grip* minimal au *grip* maximal. Quelques ruptures sont


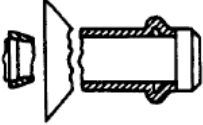

Ref.	<i>Military Handbook</i>	<i>VisuLoks</i>	<i>ComposiLoks</i>	<i>Unimatics</i>
F-BS		-	X	-
	Rupture du bulbe			
F-SSH		-	-	X
	Rupture en cisaillement du corps de la fixation			
F-STH		X	X	-
	Rupture de tête de la fixation en traction			

TABLE 2.9 – Description des modes de rupture en traction fatigue

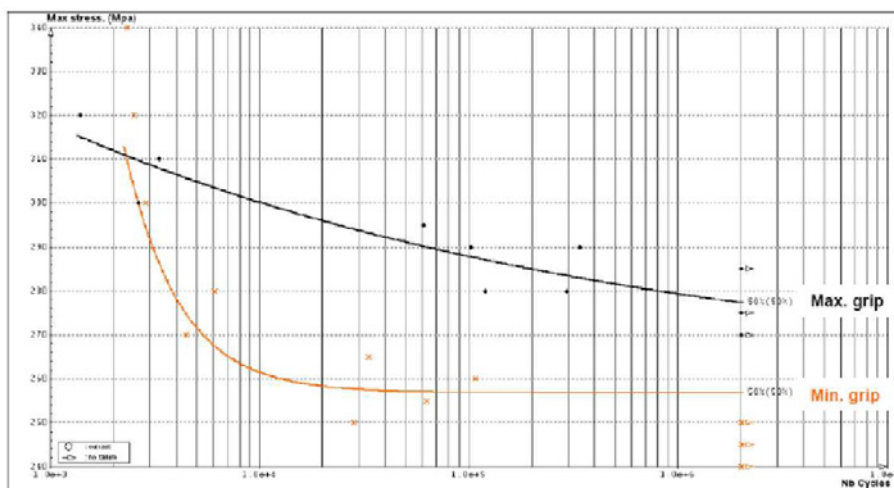


FIGURE 2.37 – Courbe de Wöhler des *VisuLoks*

observées au niveau du bulbe, mais elles sont accompagnées de fissurations importantes au niveau du rayon de raccordement sous tête. Pour les essais aux plus fortes contraintes, proches ou supérieures à celle correspondant à la résistance structurale statique, on observe une déformation plastique importante du bulbe (dénommé ici « advanced buckling »), accompagnée d'une rupture de la tête.

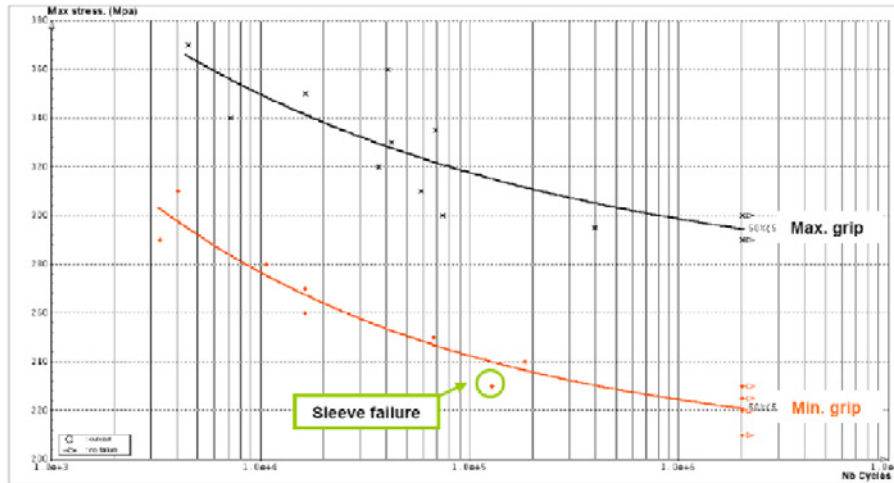


FIGURE 2.38 – Courbe de Wöhler des *ComposiLoks* tête 130°

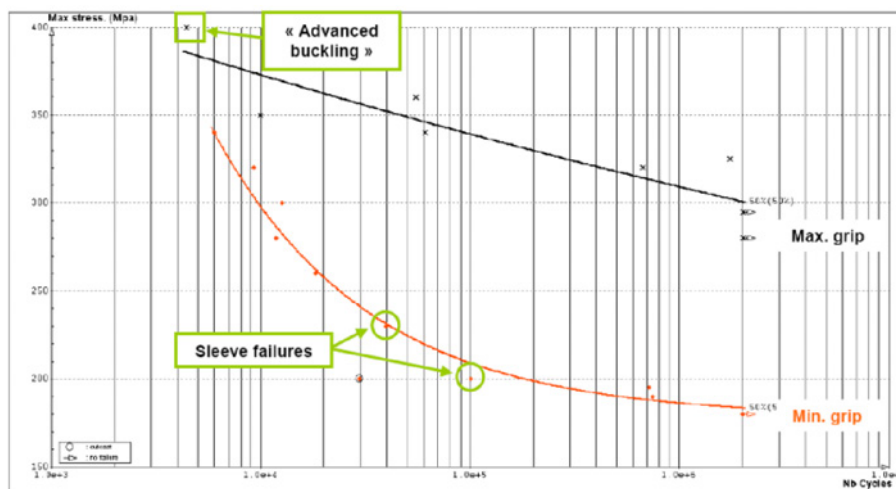


FIGURE 2.39 – Courbe de Wöhler des *ComposiLoks* tête 100°

Unimatics

De la même façon qu'en traction statique, le comportement des *Unimatics* est similaire au *grip* minimal et maximal. Malgré leur tête protubérante, les ruptures se situent au niveau du rayon sous tête.

2.3.2.3 Expertise des ruptures de tête

La tête est le point faible en fatigue pour la plupart des fixations considérées, y compris celles à tête protubérante. L'observation de fixations ayant cédé au niveau du bulbe permet d'observer les fissurations ayant initié au niveau de la tête. Celles-ci sont situées au niveau

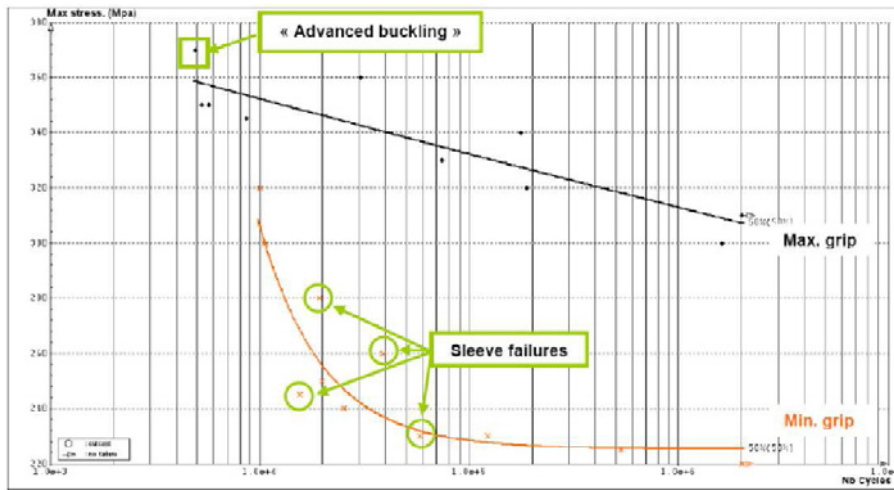


FIGURE 2.40 – Courbe de Wöhler des *CompositLoks* tête protubérante

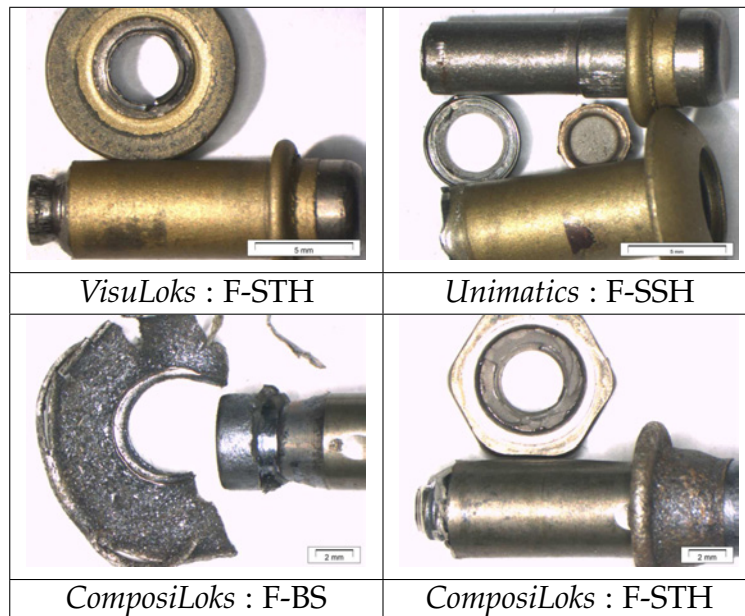


TABLE 2.10 – Photos de rupture en fatigue

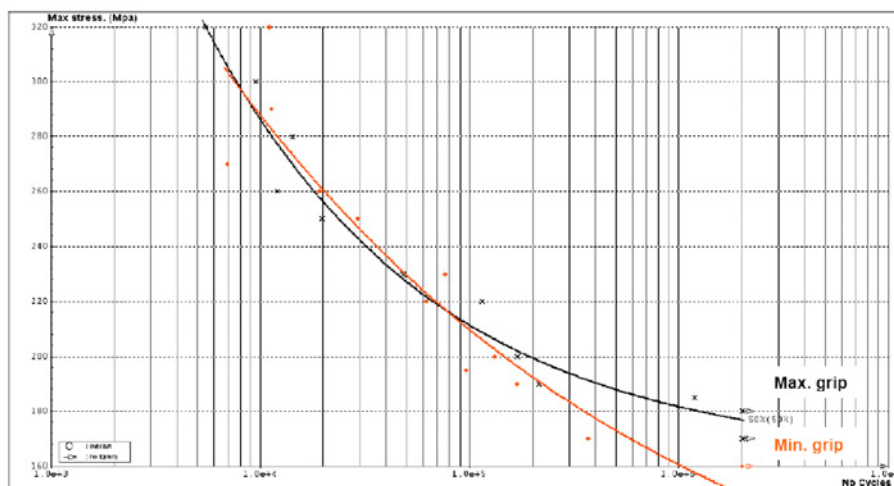


FIGURE 2.41 – Courbe de Wöhler des *Unimatics*

du rayon sous tête (figure 2.42) et parfois débouchantes en fond de filet à l'intérieur du corps de la fixation (figure 2.43).

Les photographies prises à la binoculaire de fixations à tête fraisée rompues (figure 2.44) montrent là aussi une initiation extérieure. L'observation microscope à balayage électronique met en évidence des stries de fatigue (figure 2.45).

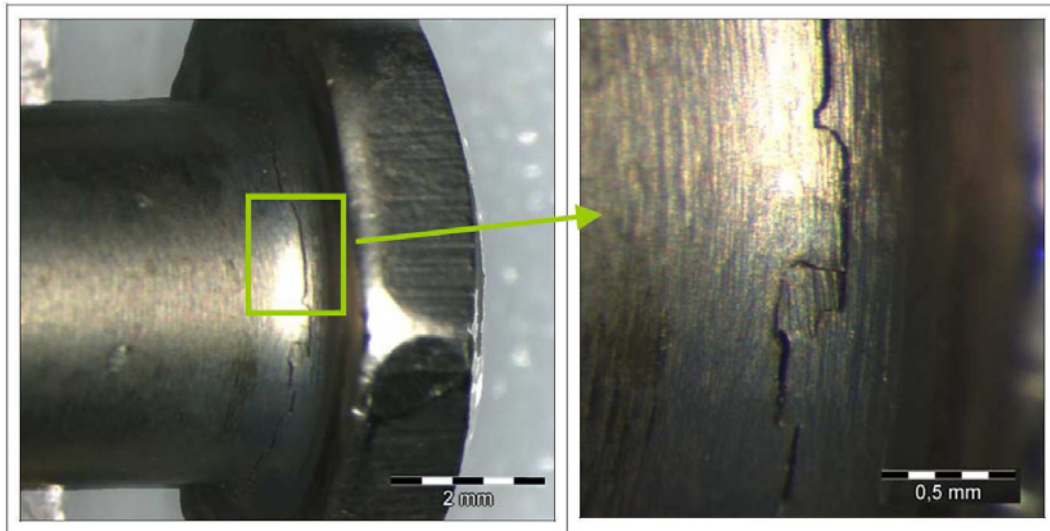


FIGURE 2.42 – Initiations multiples en fatigue dans le rayon sous tête

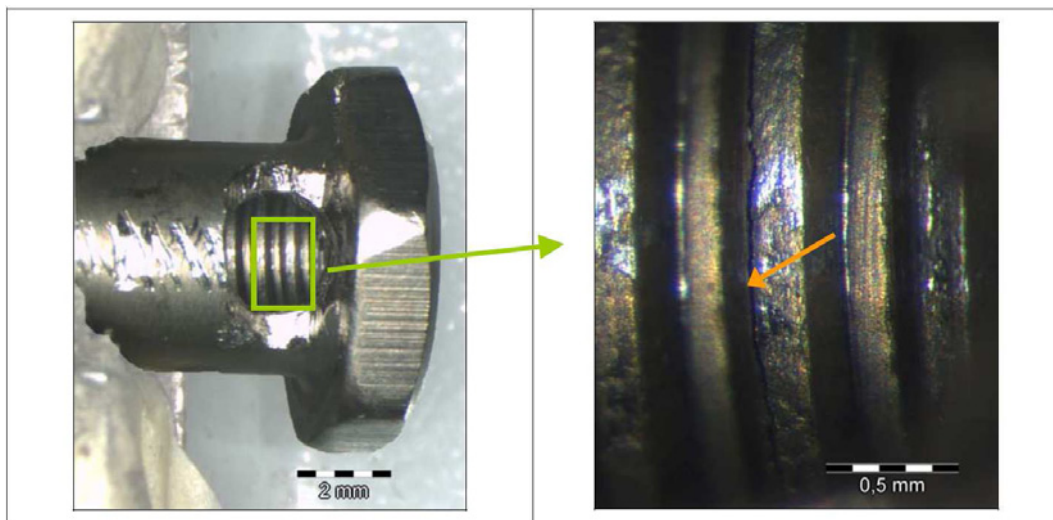


FIGURE 2.43 – Fissure de fatigue en fond de filet

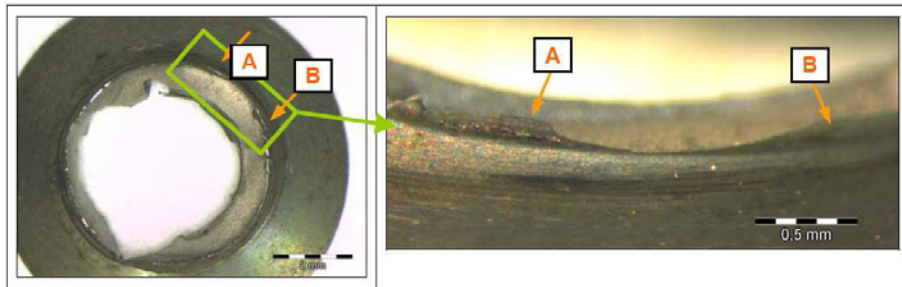


FIGURE 2.44 – Initiation extérieure sur une fixation à tête fraisée

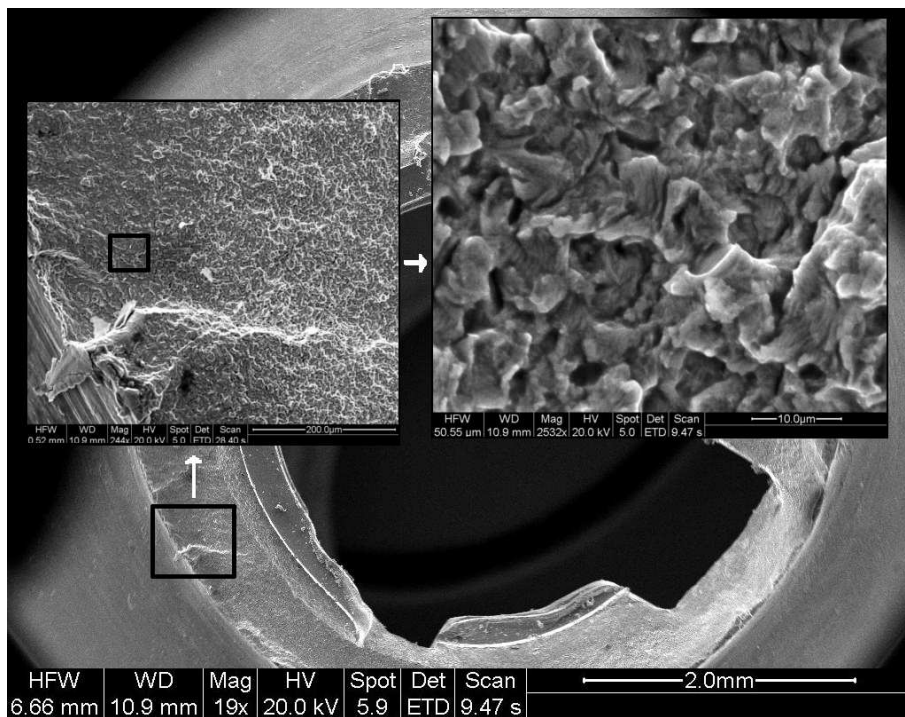
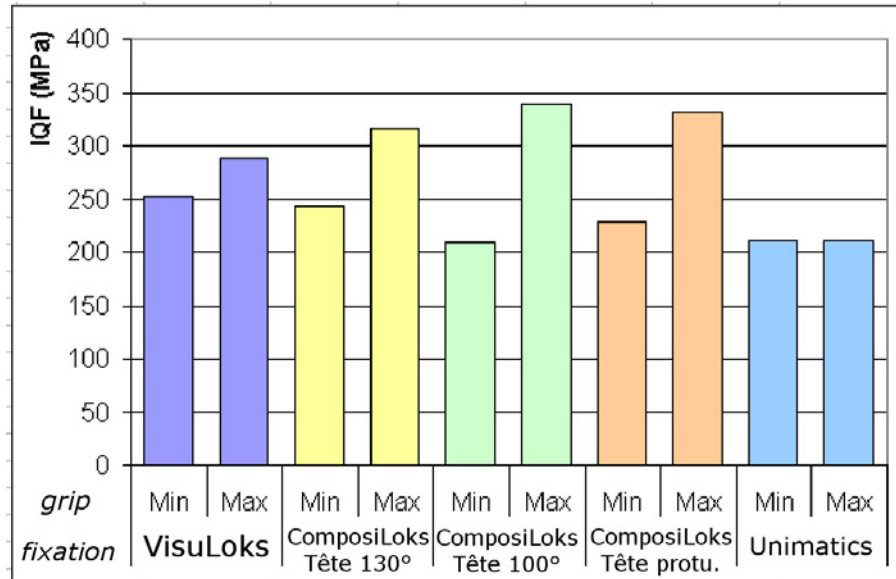


FIGURE 2.45 – Observation au Microscope à Balayage Electronique de la tête d'une *Com-posiLoks* à tête protubérante

2.3.2.4 Synthèse de la traction fatigue

L'exploitation de ces 100 essais est réalisé en termes d'influence du *grip*, de la forme de la tête et du type de fixations, sur l'Indice de Qualité Fatigue (IQF) et sur les modes de rupture. Les valeurs de l'IQF sont récapitulées en figure 2.46.



Référence	VisuLoks		ComposiLoks tête 130°		ComposiLoks tête 100°		ComposiLoks tête protu.		Unimatics	
Grip	min.	max.	min.	max.	min.	max.	min.	max.	min.	max.
IQF (MPa)	252	288	243	317	209	339	228	332	210	211
Variation IQF	+14%		+30%		+62%		+46%		-	

FIGURE 2.46 – Comparaison des Indices de Qualité Fatigue

Concernant l'effet du *grip*, il est inexistant pour les *Unimatics*, faible pour les *VisuLoks*, et important pour les *ComposiLoks*. Ceci est à mettre en regard des essais de traction statique, pour lesquels on observe la même influence. L'étude des *ComposiLoks* (voir section 2.2.4) a montré que la prétension installée était supérieure au *grip* maximal. Or, l'effet bénéfique de la prétension sur la tenue en fatigue des assemblages est reconnu, principalement pour ceux chargés axialement comme c'est le cas ici (voir section 1.4).

Nous reprendrons ici uniquement la figure 2.47, qui illustre l'effet « filtrant » de la prétension sur la contrainte alternée vue par la fixation. Il peut être déterminé [Daidie, 2007] que la force exercée dans la fixation est donnée par :

$$F_B = F_0 + \beta \frac{K_B}{K_B + K_P} F_a \quad (2.2)$$

avec :

- F_B = Force exercée dans la fixation
- F_0 = Prétension initiale
- F_a = Force extérieure appliquée
- K_P = Raideur des pièces
- K_B = Raideur de la fixation
- β = Facteur d'introduction de charge dépendant de l'assemblage (variant de 0 à 1)

Dans notre cas β est proche de l'unité, et $K_B \ll K_P$, augmentant l'influence positive de la prétension. La différence de tenue en fatigue entre le *grip* minimal et maximal peut donc

s'expliquer par la différence de prétension installée.

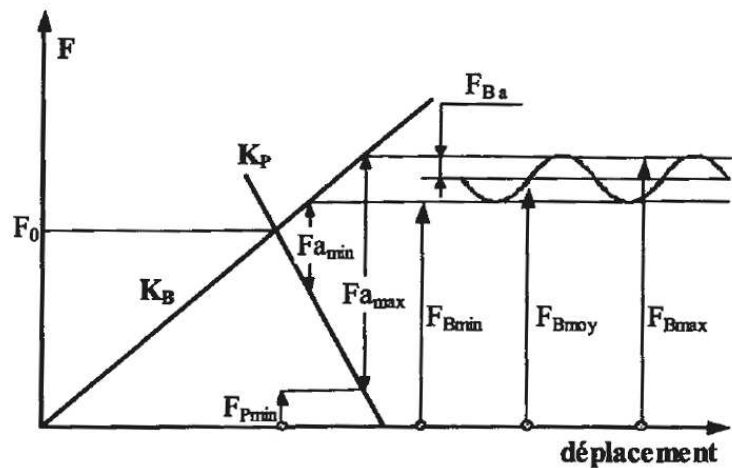


FIGURE 2.47 – Effet de la précontrainte sur la charge vue par le boulon, [Daidie, 2007]

Il est intéressant de remarquer la très bonne tenue des *VisuLoks* en fatigue par rapport aux autres fixations, contrairement à leur tenue en traction statique, et ceci malgré leur tête réduite. La rupture étant localisée au niveau du rayon sous tête pour l'ensemble des configurations, le matériau de la vis centrale n'a plus d'influence directe.

Malgré leur tête protubérante de grande dimension, la tenue en fatigue des *Unimatics* est assez faible. Ceci est expliqué par la faible épaisseur du corps de la fixation au niveau du raccordement avec la tête, ainsi que par la concentration de contrainte induite par le changement de section. Le faible niveau de prétension supposé ne permet pas d'améliorer la tenue en fatigue, qui reste cependant à un niveau équivalent à des *ComposiLoks* installés en *grip* minimal.

A l'instar du comportement en traction statique, des comportements différents sont observés suivant le type de fixation et le *grip*, laissant entrevoir des conditions d'installation idéales pour ces fixations (par exemple proche du *grip* maximal, afin d'augmenter la prétension installée).

Il est maintenant nécessaire d'étudier ces fixations au sein d'assemblages, et en particulier composites, pour infirmer ou confirmer les facteurs influents repérés jusqu'à présent.

2.3.3 Synthèse des essais sur fixations seules

Les essais sur fixation seule, en traction statique et fatigue, ont permis d'évaluer les propriétés intrinsèques des fixations, et de dégager les principaux facteurs influents :

- **La partie aveugle**, et plus précisément le type du bulbe, a principalement une influence sur la résistance structurale sous une sollicitation de traction statique, car celle-ci est généralement due à un flambement du bulbe ;
- **La prétension** diminue la résistance structurale statique mais augmente la tenue en fatigue. Pour les *ComposiLoks*, le *grip* modifie la prétension installée d'environ 35%. On retrouve donc son influence observée lors des essais d'installation ;
- **La partie visible**, c'est à dire la tête des fixations, n'a pas d'influence sur le comportement en statique pour les fixations étudiées, mais pourrait en avoir une lors de sollicitations en fatigue, car des ruptures de tête sont alors observées dans la majorité

des cas. Pour les lots considérés, les têtes fraisées ont une résistance supérieure ou égale à celle des têtes protubérantes. La différence de prétension entre les lots ne permet cependant pas d'interprétation plus poussée pour le moment.

Ces données expérimentales pourront être utilisées dans une démarche de *Virtual Testing* dans le cadre de projets ultérieurs. L'ensemble des courbes effort/déplacement, les courbes de Wohler ainsi que les modes de rupture sont maintenant disponibles pour les 5 types de fixations aveugles étudiés. Une meilleure connaissance des caractéristiques intrinsèques des fixations peut de même être utile à des fins d'expertise pour des ruptures en service, ou dans un but d'optimisation.

La prochaine étape est, maintenant, d'étudier le comportement de ces fixations au sein d'assemblages composites, pour évaluer l'influence des différentes caractéristiques des fixations dégagées lors de ces essais sur fixations seules.

2.4 Essais sur assemblages composites

Après avoir étudié l'installation des fixations, puis leur comportement en traction statique et fatigue, nous nous intéressons maintenant à leur comportement au sein d'assemblages composites, à la fois dans le plan, grâce aux essais de simple cisaillement, et hors-plan, avec les essais de pull-through.

Le but de ces essais est double :

- Les résistances structurales et ultimes des assemblages seront utilisées pour fournir des admissibles pour la conception des structures. Ce sont ces quantités qui vont permettre d'envisager ou non une extension des zones d'application de ces fixations.
- Les informations plus détaillées telles que les courbes effort/déplacement et les scénarios de rupture pourront être utilisées pour valider des modèles réalisés à l'échelle de l'assemblage. Dans cet étude, ce sera particulièrement le cas du *pull-through* circulaire, qui a été choisi comme cas d'étude pour la mise en place de la démarche de *Virtual Testing*.

2.4.1 Essai de simple cisaillement

L'assemblage en simple cisaillement est un des plus répandus dans les structures aéronautiques. La figure 2.48 montre cette configuration avec la répartition du transfert de charge.

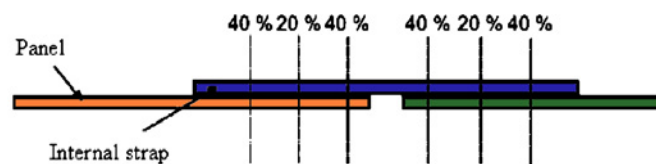


FIGURE 2.48 – Eclissage en simple cisaillement [Airbus]

Nous présentons ici les résultats d'essais pour différentes configurations, en faisant varier le type de fixation et l'épaisseur des éprouvettes. Ces différentes configurations vont ainsi engendrer des rigidités, des résistances et des modes de rupture différents.

2.4.1.1 Principe de l'essai

Cet essai a été mené conformément à l'*Airbus Test Method (AITM) 1-0065* [Airbus, 2009]. La géométrie des éprouvettes est représentée en figure 2.49. Le diamètre des fixations (d) est de 5 mm. Chaque demi-éprouvette est constituée d'une plaque en IMA/M21E, d'épaisseur (t) variable, pour faire varier le rapport t/d . Des talons permettent de conserver l'alignement lors de la traction.

Le chargement est le suivant :

- Pour la première éprouvette de chaque série, un déplacement à une vitesse constante de 1 mm/min est imposé, jusqu'à une chute d'effort de 30% par rapport à la force maximale mesurée au cours de l'essai.
- Pour les éprouvettes restantes de chaque série, on interpose une boucle d'hystérésis : lorsque l'effort atteint la limite élastique apparente de l'assemblage, détectée par une diminution de raideur, l'effort dans l'assemblage est relâché, jusqu'à 10 à 15% de la charge au début de cette boucle. La deuxième montée en charge permet de déterminer le module secondaire. La fin de l'essai se déroule ensuite comme précédemment.

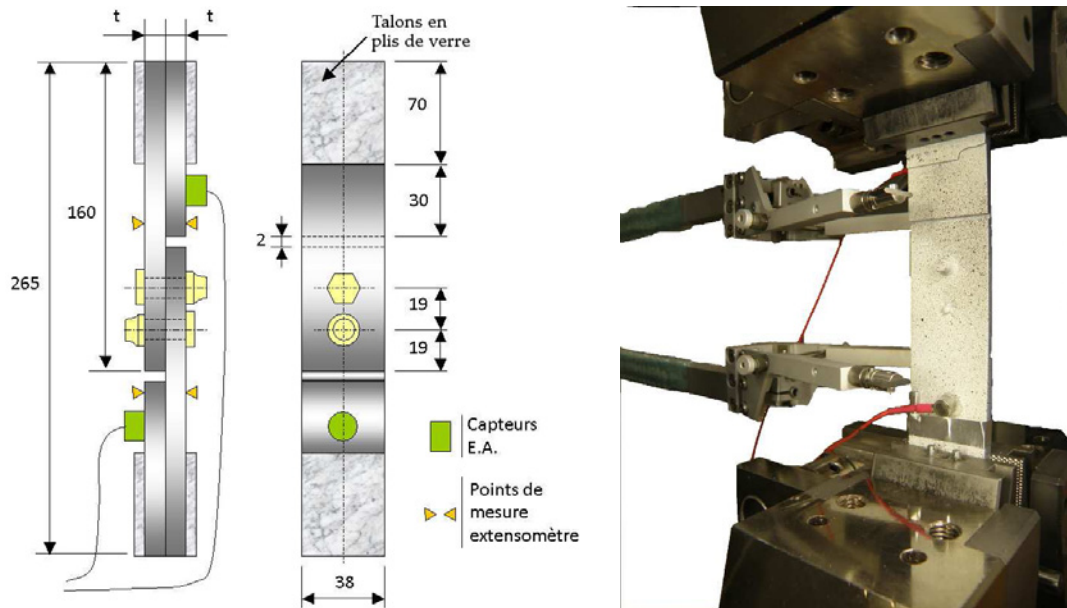


FIGURE 2.49 – Montage d'essai de simple cisaillement

Un suivi par émission acoustique a été mis en place pour certaines éprouvettes afin d'interpréter plus en détail le déroulement de l'essai, les mécanismes d'endommagement et de placer avec précision la boucle d'hystérésis.

2.4.1.2 Comportement mécanique global

Le comportement mécanique global d'un assemblage en simple cisaillement est décrit de façon très intéressante par Dang [Dang-Hoang, 2009], pour des substrats en aluminium et un assemblage à une fixation. Nous avons mis en place une approche similaire pour nos essais sur substrats composites.

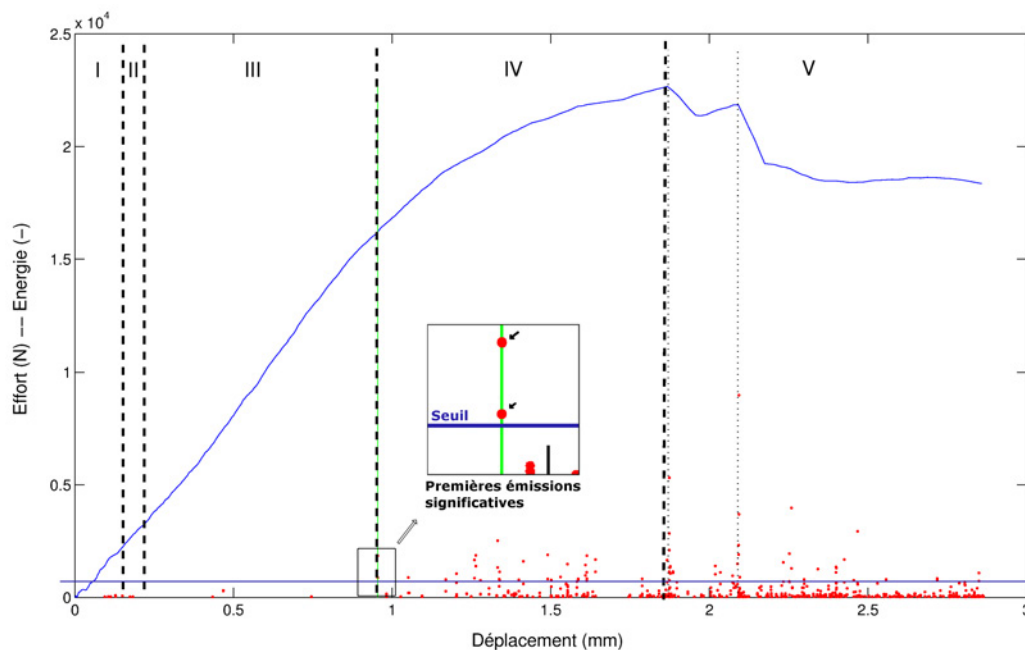


FIGURE 2.50 – Courbe effort-déplacement d'un essai de simple cisaillement

Dans un cas général, l'essai peut être décomposé en cinq phases. La figure 2.50 montre une courbe effort-déplacement, ainsi que les événements acoustiques mesurés au cours de l'essai, et les cinq phases associées.

I	Régime d'adhérence , caractérisé par une raideur K_I importante
II	Glissement , d'amplitude variable suivant le jeu initial.
III	Régime de matage , comportement linéaire, de raideur $K_{II} < K_I$.
IV	Endommagement progressif , coïncidant avec le début de la détection d'événements acoustiques. La raideur diminue progressivement.
V	Phase d' endommagement plus brutal , accompagné d'événements acoustiques très énergétiques. Cette endommagement peut être du pull-through, une rupture de la tête (partielle ou totale) ou le cisaillement du fût des fixations.

Nous nous intéressons dans un premier temps aux phases I à III de l'essai, présentées sur la figure 2.51.

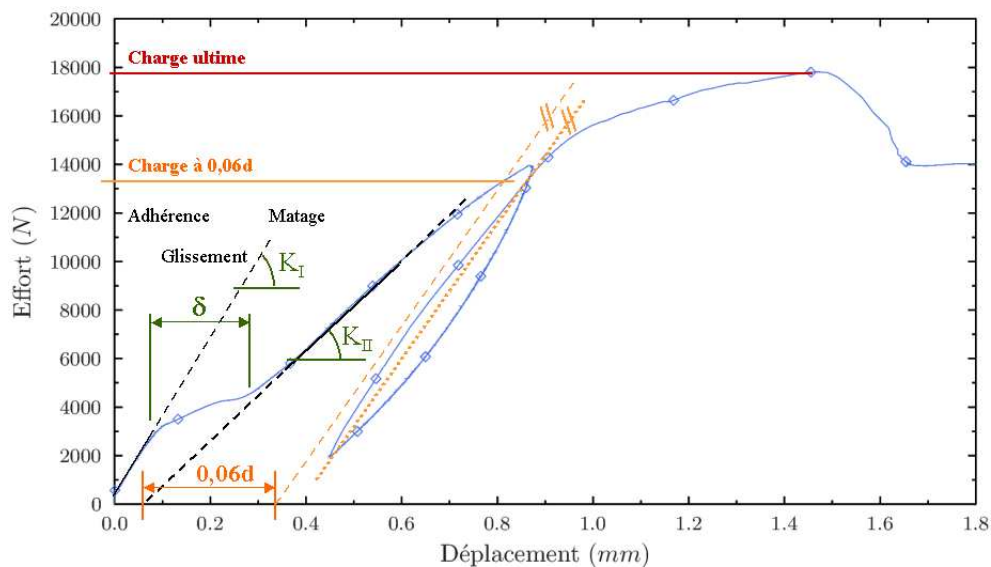


FIGURE 2.51 – Valeurs caractéristiques mesurées lors de l'essai de simple cisaillement

La **phase I**, d'adhérence, correspond au comportement de l'assemblage comme s'il était constitué d'un seul bloc [Bickford, 2008].

La transition entre l'adhérence et le glissement se fait à une charge tangentielle F_T . Sous l'hypothèse d'un frottement de Coulomb, celle-ci est égale à $F_T = \mu F_N$, avec μ le coefficient de frottement statique composite-composite, et F_N l'effort normal interplaques. Si l'on introduit la prétension initiale P_0 apportée par chacune des deux fixations, on obtient :

$$F_T = 2\mu P_0 \quad (2.3)$$

Une application rapide à l'assemblage mettant en jeu les *ComposiLoks* à tête fraisée 130° , basée sur les valeurs de prétension mesurées sur le banc dédié (voir section 2.2.4), donne un coefficient de frottement de 0,3. Cette valeur correspond à celles trouvées dans la littérature, notamment par Chand [Chand et Fahim, 2000].

$$\mu = \frac{F_T}{2P_0} \simeq \frac{3500}{2 \cdot 5500} \simeq 0,3 \quad (2.4)$$

La **phase II**, de glissement, a notamment été étudiée par Dang. Par des considérations géométriques explicitées en figure 2.52, on constate que la valeur maximale de ce jeu est égale au double du jeu présent entre les alésages et les fixations.

Pour nos essais, la position relative initiale des deux substrats n'a pas été relevée. La valeur du jeu n'est donc pas connue. Ceci explique la variabilité sur l'amplitude de la phase de glissement observée pendant les essais. Le diamètre moyen mesuré des perçages est de 5,090 mm, celui des fûts de fixations de 5,015 mm. L'amplitude de glissement maximale au niveau des fixations est donc de 150 μm .

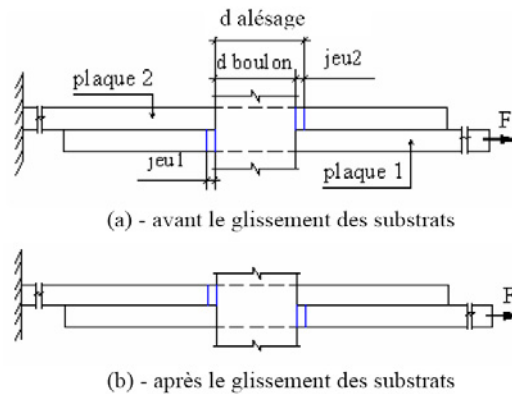


FIGURE 2.52 – Description physique du jeu initial dans l'assemblage, d'après [Dang-Hoang, 2009]

La boucle d'hystérésis est placée entre les **phases III et IV**, c'est à dire lorsque l'on observe une diminution de raideur.

Elle permet de s'affranchir du jeu initial lors de la deuxième montée en charge et de déterminer ainsi le module secondaire de l'assemblage. L'intersection de la courbe effort-déplacement avec la droite de coefficient directeur égal au module secondaire, et coupant l'axe des abscisses à $0,06d$, donne la valeur de $F_{0,06d}$ (voir figure 2.51).

Le suivi par émissions acoustiques montre la coïncidence des premiers événements significatifs avec l'atteinte de $F_{0,06d}$, confortant l'hypothèse de l'apparition des premiers événements à ce point.

Les phénomènes présents en **phase V** dépendent de l'épaisseur des éprouvettes. Ils vont du pull-through (L-PT) accompagné de splitting important, à une rupture partielle (F-FS) ou totale (F-HS) des têtes, voire pour les plus fortes épaisseurs à un cisaillement des fûts des fixations (F-SS). La cartographie du délaminage observé à forte épaisseur (voir figure 2.53) est cohérente avec la littérature (voir section 1.3.2). La force maximale observée pendant l'essai sera notée F_{max} .

2.4.1.3 Résultats d'essai

Lors de cette campagne d'essai, les différentes fixations testées en traction ont été étudiées, avec quatre épaisseurs différentes (voir figure 2.54), menant aux références listées dans le tableau 2.11. Cinq éprouvettes ont été testées par configuration. Le grammage utilisé est de 268 g/m^2 .

Les modes de rupture ainsi que les valeurs moyennes des charges à $0,06d$ et des charges ultimes sont indiqués dans le tableau 2.11. Les figures 2.60 et 2.59 regroupent l'ensemble des résultats pour les différentes fixations.

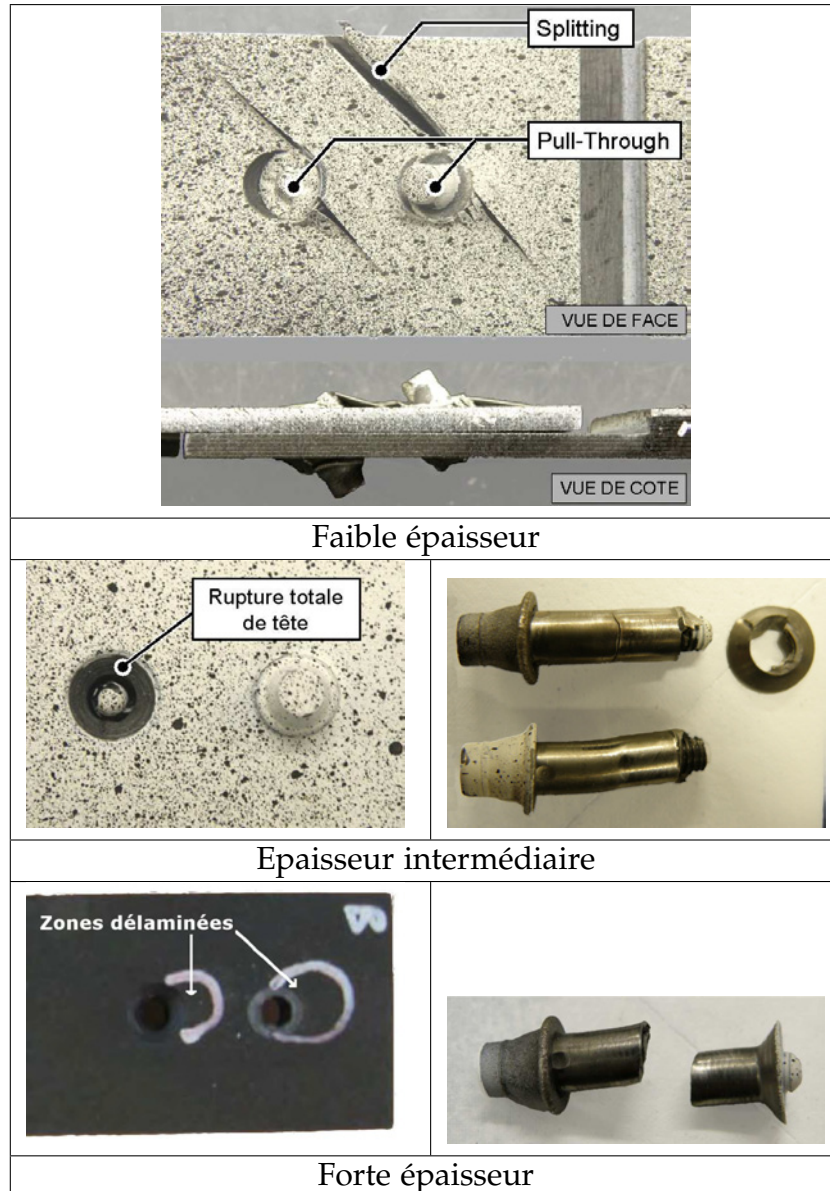


FIGURE 2.53 – Modes de rupture en simple cisaillement

Il est particulièrement intéressant de remarquer l'influence du ratio t/d , non seulement sur la valeur des charges considérées, mais aussi sur la résistance relative des différentes fixations pour cette sollicitation.

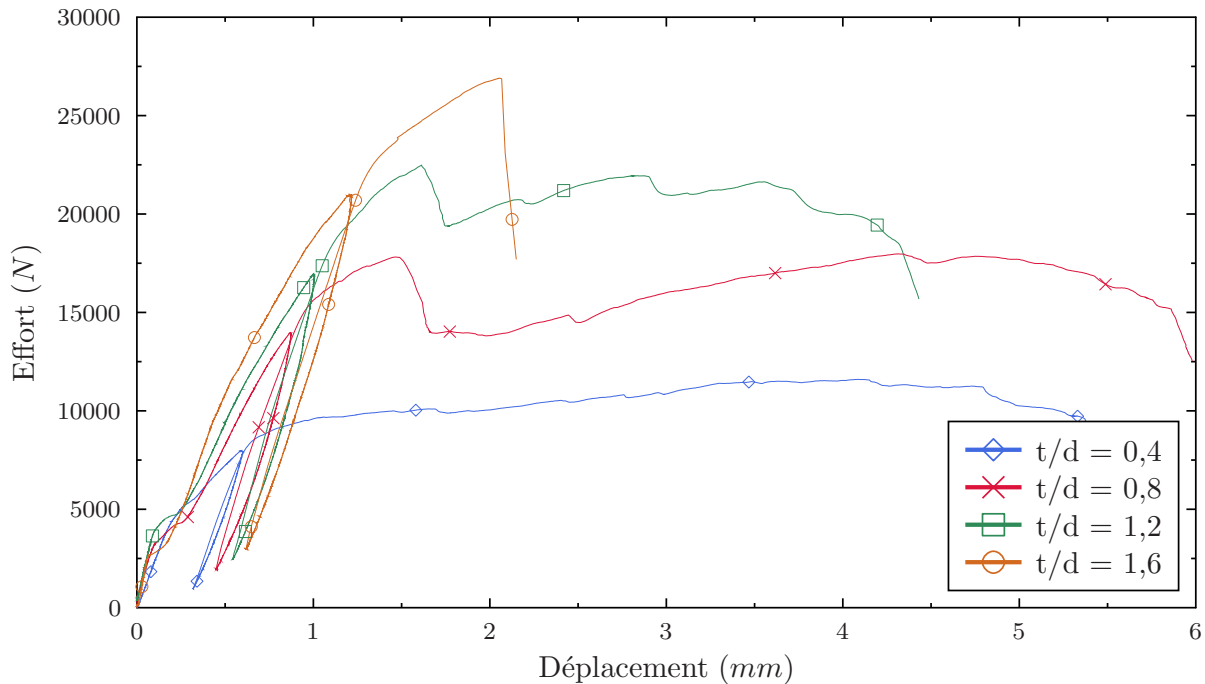


FIGURE 2.54 – Comparaison des courbes effort/déplacement pour différentes épaisseurs (*ComposiLoks* tête fraisée 130°)

A faible épaisseur, le mode de rupture en *pull-through* prédomine, d'où la grande influence du diamètre de la tête et du bulbe. Les *VisuLoks* sont ainsi les fixations les moins performantes, et les *ComposiLoks* à tête protubérante dominent du fait de la taille importante de leur bulbe et de leur tête.

A épaisseur intermédiaire, les ruptures de tête prédominent. Les *Unimatics* sont donc les plus résistants, suivis des *ComposiLoks* à tête protubérante.

Pour l'épaisseur maximale, on note une influence importante des caractéristiques des sections cisillées. Les *VisuLoks*, avec un corps fileté et une vis centrale en titane, ont la résistance la plus faible. Les *ComposiLoks* forment un ensemble groupé montrant l'absence d'influence de la tête pour cette épaisseur. Les *Unimatics*, avec leur corps non fileté et intégralement en acier inoxydable, ont la résistance la plus importante.

2.4.1.4 Apport de la mesure de l'émission acoustique

Les mesures indiquent des émissions en quantité importante dès le début de l'essai (voir figure 2.61), qui, vu les niveaux d'énergie, correspondent majoritairement à de la fissuration matricielle. Le caractère très émissif des matériaux composites carbone/époxy, et en particulier de la matrice, est mis en évidence. Cette émission est visible y compris pour les spécimens de forte épaisseur.

Actuellement, un premier essai jusqu'à rupture est nécessaire pour placer la boucle d'hystérésis. Les mesures d'émissions acoustiques ont montré l'existence d'un seuil en énergie, pour lequel le premier élément au-dessus de ce seuil est coïncident au point de déchargement (début de la boucle d'hystérésis). Ce seuil est commun à toutes les configurations, et permet donc de placer la boucle d'hystérésis dès la première éprouvette de

Réf.	Fixation	t/d (-)	Drapage	$F_{0,06d}$ (kN)	F_{max} (kN)	Mode rupture
1A	VisuLoks	0,42	$(+45, 0, -45, 90)_s$	7,7	9,0	L-PT
1B	CL prot.			10,9	13,8	
1C	CL 100°			6,2	11,6	
1D	CL 130°			8,4	11,8	
1E	Unimatics			9,8	11,9	
3A	VisuLoks	0,82	$(+45, 0, -45, 90)_{2s}$	12,5	14,8	F-FS + F-HS
3B	CL prot.			15,2	21,7	
3C	CL 100°			14,6	18,8	
3D	CL 130°			14,2	17,3	
3E	Unimatics			15,8	19,2	
5A	VisuLoks	1,25	$(+45, 0, -45, 90)_{3s}$	15,6	19,1	F-FS + F-HS
5B	CL prot.			16,5	24,4	
5C	CL 100°			16,8	22,5	
5D	CL 130°			16,4	22,3	
5E	Unimatics			16,9	26,2	
7A	VisuLoks	1,66	$(+45, 0, -45, 90)_{4s}$	16,3	24,7	F-SS + F-FS
7B	CL prot.			17,5	27,5	
7C	CL 100°			20,2	27,5	
7D	CL 130°			19,2	27,0	
7E	Unimatics			19,1	32,5	

TABLE 2.11 – Récapitulatif de la campagne de simple cisaillement

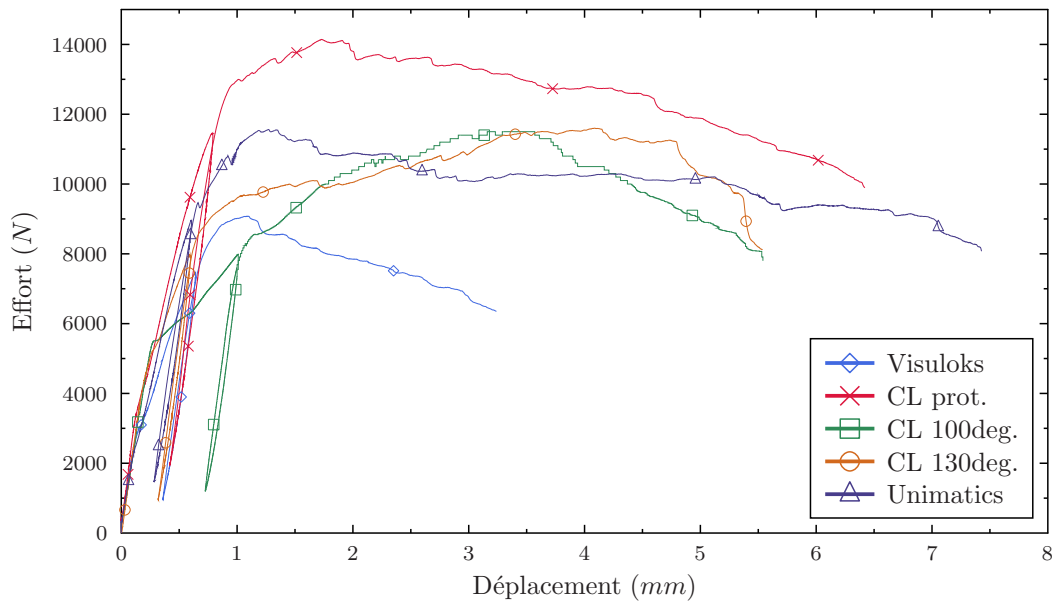


FIGURE 2.55 – Courbes effort-déplacement pour un ratio de 0,4

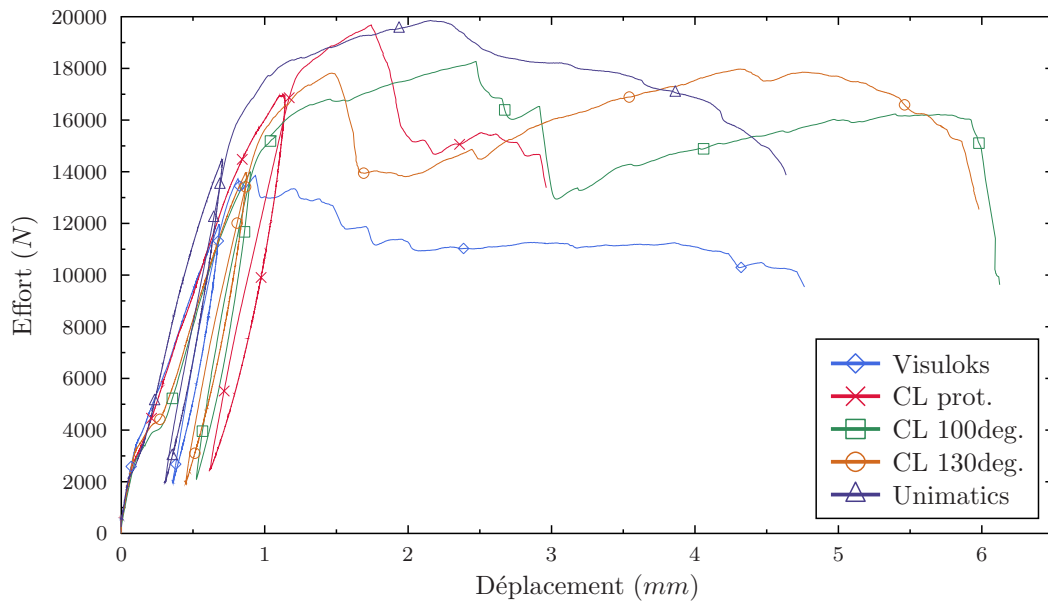


FIGURE 2.56 – Courbes effort-déplacement pour un ratio de 0,8

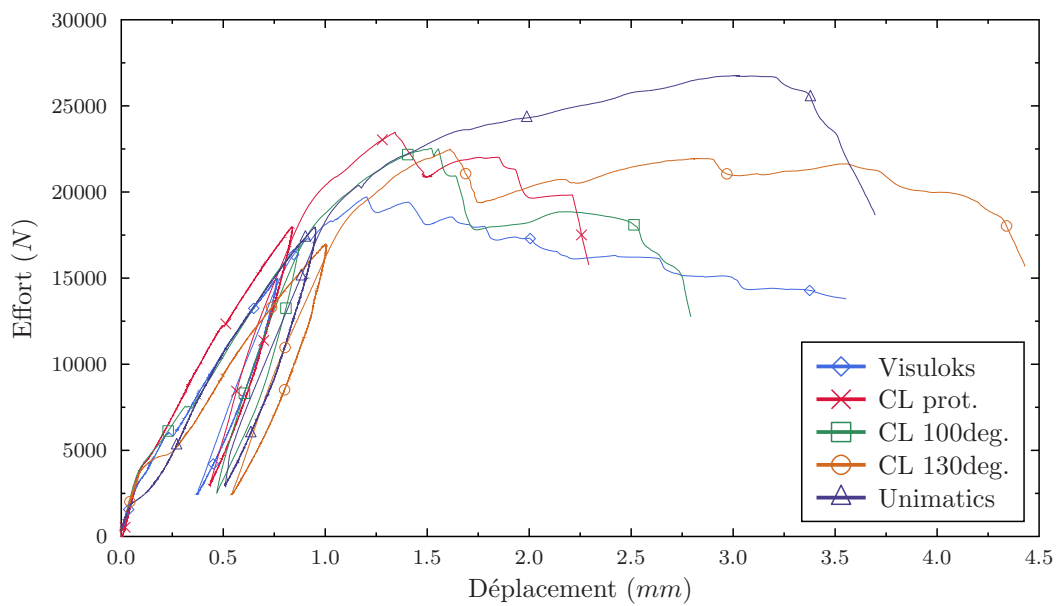


FIGURE 2.57 – Courbes effort-déplacement pour un ratio de 1,2

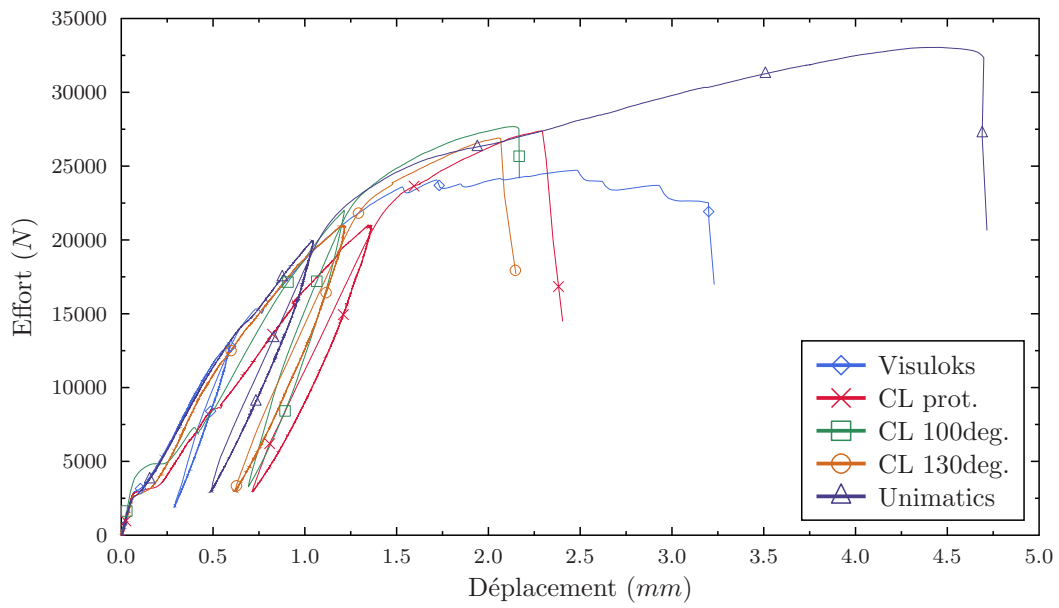


FIGURE 2.58 – Courbes effort-déplacement pour un ratio de 1,6

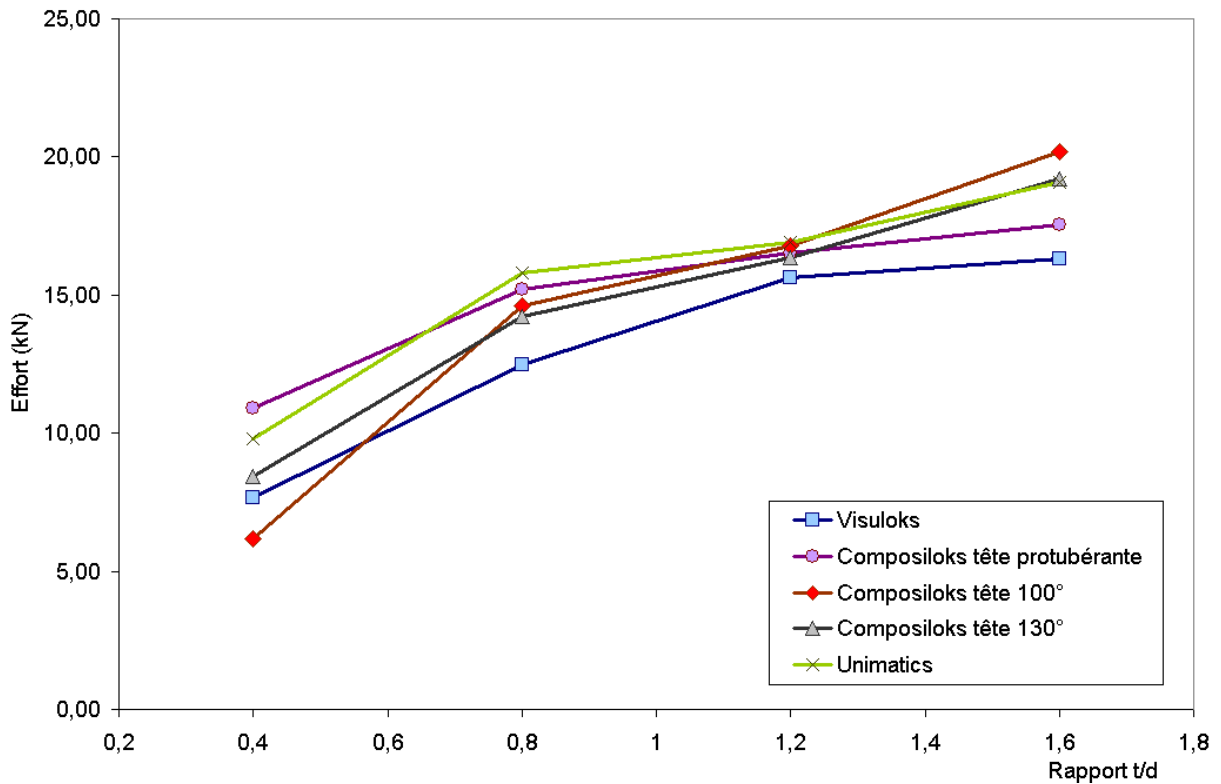


FIGURE 2.59 – Comparatif des charges à 0,06d

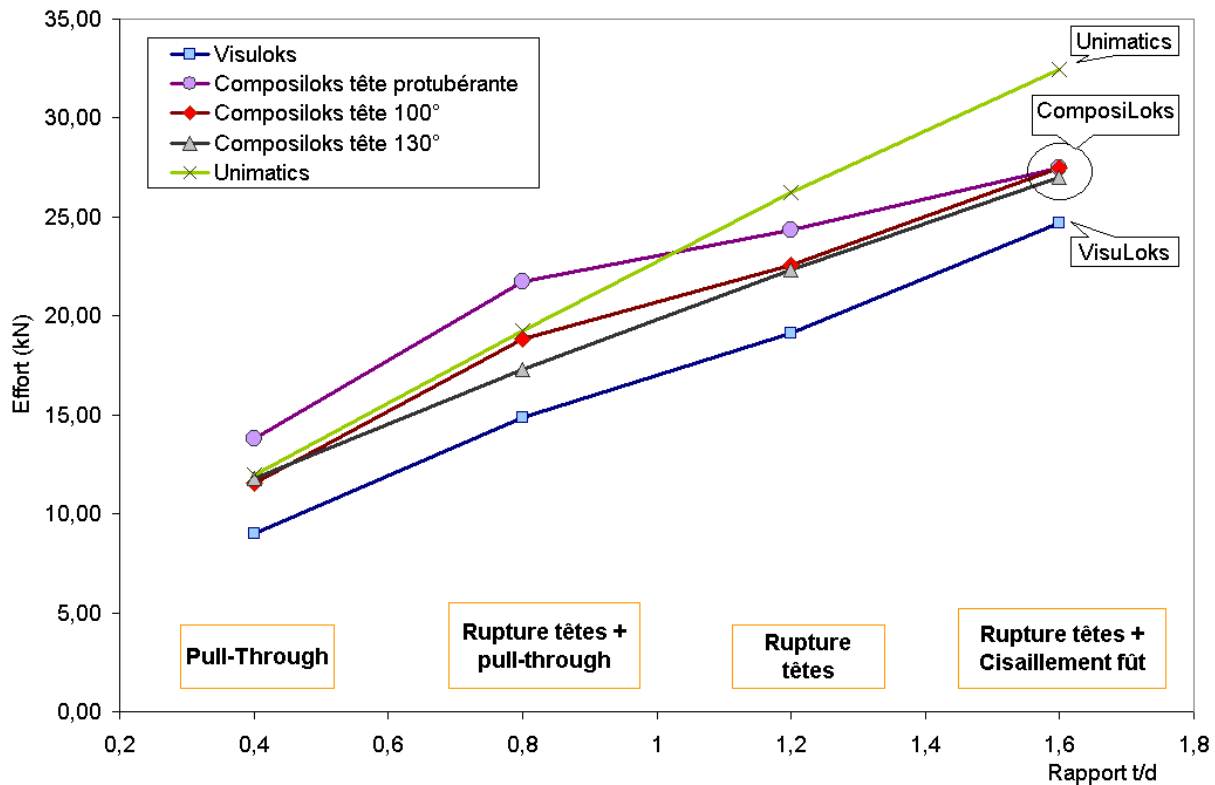


FIGURE 2.60 – Comparatif des charges ultimes

chaque configuration. Le couplage des moyens d'essais (machine de traction et dispositif de mesure des émissions acoustiques), par le biais d'entrées/sorties analogiques, permettrait le déroulement automatique de l'essai avec boucle d'hystérésis.

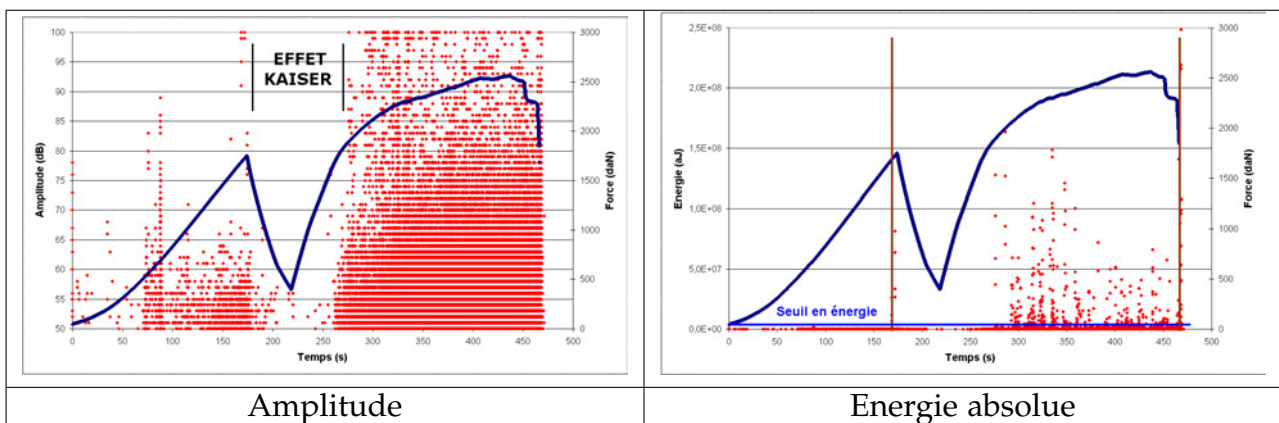


FIGURE 2.61 – Emissions acoustiques mesurées lors d'un essai (éprouvette de 6mm d'épaisseur)

L'effet Kaiser [Kaiser, 1950]¹ est observable lors de la boucle d'hystérésis, malgré quelques émissions en phase descendante dues aux propriétés viscoélastiques des matériaux composites.

Des émissions à forte énergie, pouvant correspondre à celle libérée lors d'une rupture de tête, sont détectées lors des chutes importantes d'effort, en fin d'essai.

1. L'effet Kaiser décrit "la caractéristique immédiatement irréversible du phénomène d'émission acoustique provenant d'une contrainte appliquée. Si l'effet Kaiser est présent, il y a pas ou peu d'émission acoustique jusqu'à ce que les niveaux de contrainte précédemment appliquées ne soient atteints" [Kaiser, 1950].

2.4.1.5 Synthèse des essais de simple cisaillement

L'assemblage en simple cisaillement est un des plus répandus dans les structures aéronautiques. Nous avons présenté ici les résultats d'essais pour différentes configurations, en faisant varier le type de fixation et l'épaisseur des éprouvettes. Ces différentes configurations ont engendré des rigidités, des résistances et des modes de rupture différents.

Contrairement aux assemblages en double cisaillement, la présence de flexion secondaire influe largement sur la résistance des assemblages. L'épaisseur des plaques assemblées modifie cette flexion secondaire, et donc les contraintes appliquées aux fixations. Ces contraintes peuvent mener à du pull-through pour les faibles épaisseurs et à des ruptures de têtes pour des épaisseurs plus importantes.

Concernant la comparaison entre les fixations, plusieurs points sont à souligner.

- Les *VisuLoks* sont clairement les fixations les moins performantes pour cette sollicitation, quelle que soit l'épaisseur des éprouvettes. A faible épaisseur, ceci est dû à leur tête réduite qui mène à une rupture rapide en pull-through. A forte épaisseur, leur corps fileté en titane leur confère une faible résistance en cisaillement.
- Les *ComposiLoks* à tête fraisée (100 et 130°) forment globalement un ensemble groupé. Cependant, pour un rapport t/d de 0,8, qui mène à de nombreuses ruptures de tête, les têtes 130° sont logiquement moins résistantes.
- Les *ComposiLoks* à tête protubérante ont un comportement légèrement meilleur que leurs équivalents à tête fraisées pour les faibles et moyenne épaisseurs.
- Les *Unimatics*, de résistance équivalente aux *ComposiLoks* à tête fraisée pour les premiers rapports t/d , se distinguent pour les rapports plus élevés, du fait de leur corps non fileté et entièrement en acier inoxydable.

La mesure des émissions acoustiques a permis de créer un lien entre le comportement observé au niveau global grâce à la courbe effort-déplacement et le scénario d'endommagement. Ainsi, les premiers événements significatifs apparaissent à une charge proche du point d'inflexion correspond à la charge à $0,06d$, montrant l'intérêt de relever celui-ci et son utilité pour une étude comparative. Au-delà de ce point, l'endommagement diffus du composite paraît ininterrompu, même lorsque la rupture finale est due à la fixation. Il paraît maintenant nécessaire d'étudier le lien entre le volume d'émissions acoustiques mesurées et l'étendue des endommagements.

La figure 2.62 montre une image figée, extraite d'une vidéo réalisée pendant un essai de simple cisaillement, avec un ratio t/d de 0,4. La flexion secondaire est clairement visible, ainsi que la sollicitation hors-plan associée. Le mode de rupture est ici le déboutonnage de la fixation au travers du stratifié.



FIGURE 2.62 – Image figée d'une vidéo réalisée pendant un essai de simple cisaillement, avec un ratio t/d de 0,4

La vulnérabilité des stratifiés composites vis-à-vis de la sollicitation hors-plan impose une attention particulière. Une compréhension détaillée des phénomènes mis en jeu est alors nécessaire. Ceci est l'objet des deux parties suivantes.

La prochaine partie présente le comportement de stratifiés composites seuls, soumis à une sollicitation hors-plan. L'utilisation d'un montage d'essai simple permettra l'étude d'un point de vue phénoménologique, mettant l'accent sur le scénario d'endommagement. Ces résultats pourront alors être comparés à ceux obtenus numériquement, dans le prochain chapitre.

La dernière partie de cette étude expérimentale présentera le comportement de stratifiés assemblés à l'aide de fixations aveugles vis-à-vis de cette sollicitation hors-plan. Un montage d'essai spécifique sera utilisé pour mettre en évidence les principaux facteurs d'influence, au niveau du stratifié et de la fixation.

2.4.2 Essai de pull-through circulaire

Les essais de simple cisaillement ont montré des ruptures en *pull-through*, du fait de la flexion secondaire, pour les éprouvettes de faible épaisseur. Des sollicitations du même type peuvent occasionnellement se rencontrer au sein de jonctions en L (voir figure 2.63).

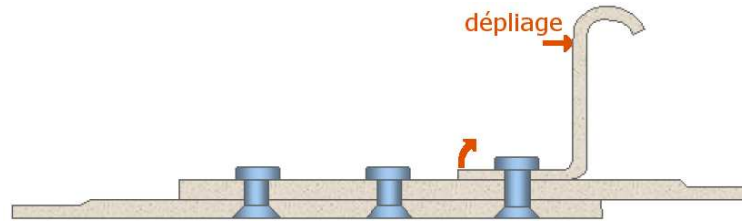


FIGURE 2.63 – Exemple de sollicitation hors-plan créée au sein d’une jonction en L [Airbus]

Une approche en deux temps a été mise en place, toujours dans le cadre de la démarche de *Virtual Testing* :

- Des essais de caractérisation de stratifiés ont été réalisés dans un premier temps sous la forme de *pull-through* circulaire, ou plus simplement essai d’arrachement. Ces essais aux conditions aux limites simples permettront de valider le modèle d’endommagement de stratifiés composites sous sollicitation hors-plan, développé dans l’étude numérique.
- Dans un deuxième temps, des assemblages utilisant les 5 types de fixations aveugles étudiés seront testés. Afin de se rapprocher des conditions aux limites représentatives de structures aéronautiques, un montage de type *pull-through* cruciforme sera utilisé. Quatre épaisseurs seront étudiées, et l’influence de la tête et du bulbe sera caractérisée. Ceci fera l’objet de la section suivante.

2.4.2.1 Principe de l’essai

L’essai d’arrachement est présenté en figure 2.64. Le montage se rapproche d’un des deux proposés par le Military Handbook Vol. 17 [USA, 2002], modifié afin de pouvoir instrumenter l’essai à l’aide de corrélation d’images numériques. Le stratifié carbone/époxy étudié, au travers duquel est installée une fixation filetée (type Hi-Lite), est appuyé sur un diamètre sur une plaque support (Support Plate). La fixation est reliée à la traverse de la machine d’essai par le biais de son écrou et d’un montage adapté. Le déplacement de la traverse, à une vitesse constante de 0,5 mm/min, entraîne donc la tête de la fixation à travers le stratifié, engendrant dans celui-ci des contraintes dans le plan (induites par la flexion), et hors-plan.

Deux caméras CCD sont pointées vers la face inférieure du spécimen, permettant par stéréo-corrélation d’images numériques une mesure du champ des déplacements de celle-ci. Les données fournies par le logiciel commercial Vic-3D sont retraitées dans Matlab (voir figure 2.65), puis croisées à celles provenant du capteur d’effort afin de construire les courbes efforts/déplacement utilisées pour la comparaison avec les simulations numériques.

On note dans la littérature (voir section 1.3.3), pour des essais aux conditions aux limites proches des nôtres, une absence d’influence du diamètre d’appui sur la résistance du stratifié. Cependant, il paraît important d’étudier l’influence du diamètre d’appui pour des diamètres d’appui plus réduits, à la limite du poinçonnement pur, comme abordé par

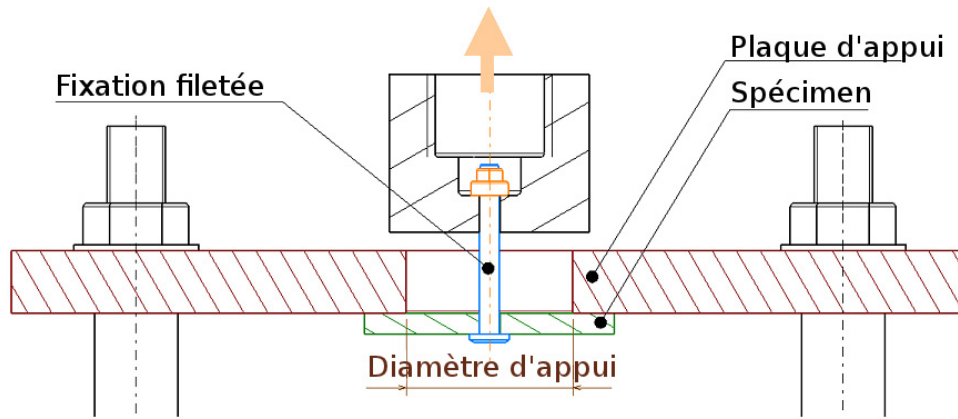


FIGURE 2.64 – Description de l'essai de pull-through circulaire

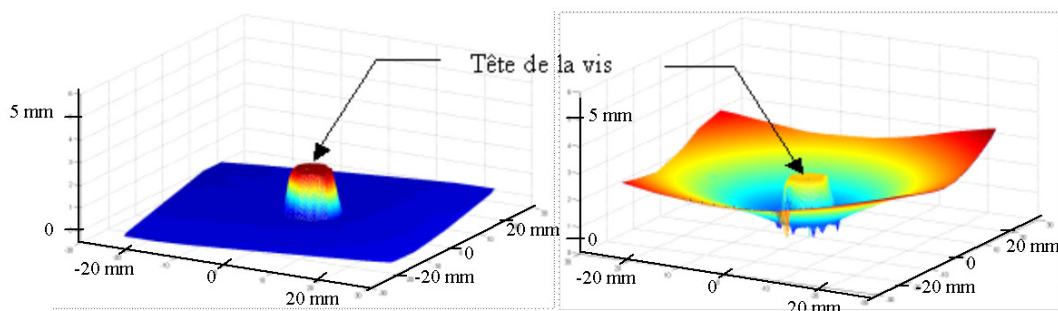


FIGURE 2.65 – Données extraites de la stéréo-corrélation

Bunyawanicakul [Bunyawanicakul, 2005]. Du fait de la variation des contraintes de cisaillement transverse avec le diamètre de la tête de la fixation, deux diamètres de fixation ont été étudiés.

Les caractéristiques des stratifiés sont les suivantes :

- Matériau : IMA/M21E, 0,185 mm/pli
- Epaisseur : 2,2mm (drapage $[\pm 45, 0, 90, \pm 45]_s$)
- Diamètre du fût de la fixation : 4,8mm ou 6,35mm
- Diamètre d'appui : 15mm, 20mm ou 40mm

Pour chaque configuration, cinq éprouvettes ont été testées, ce qui représente au total 30 essais.

Réf.	Diam. fût (mm)	Diam. tête (mm)	Diam. appui (mm)	Rupture structurale (kN)	Rupture ultime (kN)	Mode de rupture
T3-2-15	4,8	9,3	15	5,5	13,4	F-STT
T3-2-20			20	6,3	11,5	L-PT
T3-2-40			40	6,3	8,7	L-PT
T4-2-15	6,35	10,9	15	6,5	16,8	L-PT
T4-2-20			20	6,9	12,6	L-PT
T4-2-40			40	6,8	9,5	L-PT

Les valeurs des résistances représentent la moyenne sur cinq essais.

L-PT Arrachement de la vis à travers le stratifié F-STT Rupture du fût de la vis

TABLE 2.12 – Récapitulatif du pull-through circulaire

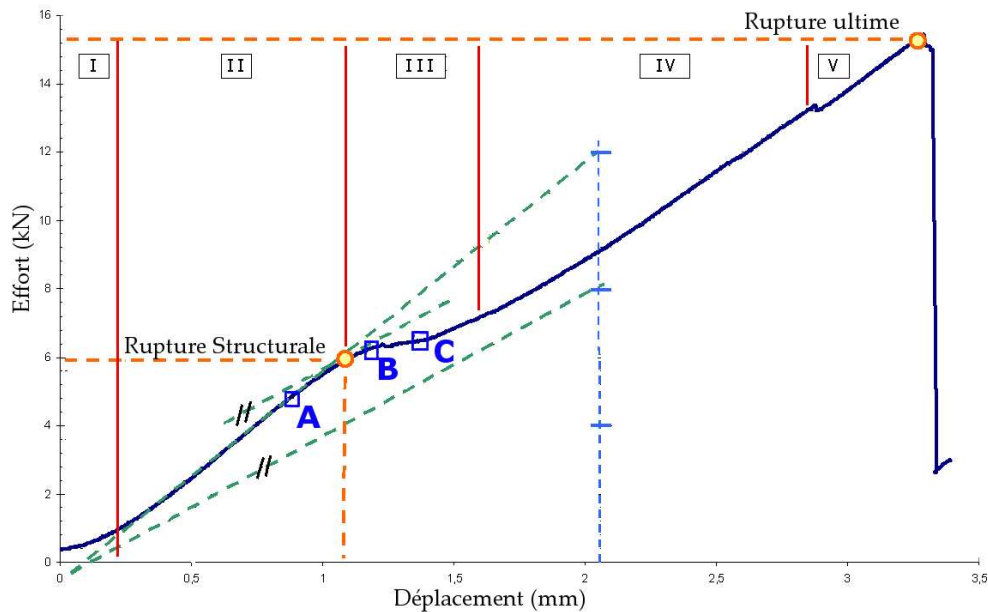
2.4.2.2 Comportement mécanique

Une courbe effort/déplacement typique d'un essai peut être décomposée en cinq phases différentes (voir figure 2.66) :

I	Etablissement des contacts
II	Comportement élastique, linéaire.
III	Rupture structurale : modification de la raideur, accompagnée des premiers bruits audibles.
IV	Reprise d'effort , augmentation de la raideur du fait du travail de la plaque en membrane.
V	Rupture finale du stratifié, précédée de chutes ponctuelles mineures d'effort (accompagnées de bruits importants).

Pour le dimensionnement de structures aéronautiques, aucune propagation de fissure ne doit apparaître avant la rupture structurale (concept de « *no crack growth* »). La modification importante de raideur au niveau de la phase III permet de situer la rupture structurale à cette charge. Les essais arrêtés montreront par la suite la présence de délaminage expliquant cette modification de raideur.

Il est à noter que pour certaines configurations il y a rupture de la fixation avant celle du stratifié au cours de la phase IV.



Les lettres A,B,C positionnent les essais arrêtés successifs.

FIGURE 2.66 – Phases d'essai du pull-through circulaire

Les dimensions réduites des spécimens n'ont pas permis de réaliser des inspections ultrason C-Scan satisfaisantes pour établir une cartographie de délaminage. Afin d'étudier en détail le scénario d'endommagement, des essais arrêtés ont été réalisés, correspondant aux différentes phases d'essai (lettres A, B et C sur la figure 2.66). Les contours des surfaces délaminées ont été déterminés en contrôle ultrason manuel, puis des observations micrographiques ont été réalisées suivant différents plans d'observation (voir figure 2.67).

Les éprouvettes chargées en-deçà de la rupture structurale (point A) ne montrent pas d'endommagement visible, ni en contrôle ultrason, ni en observation micrographique.

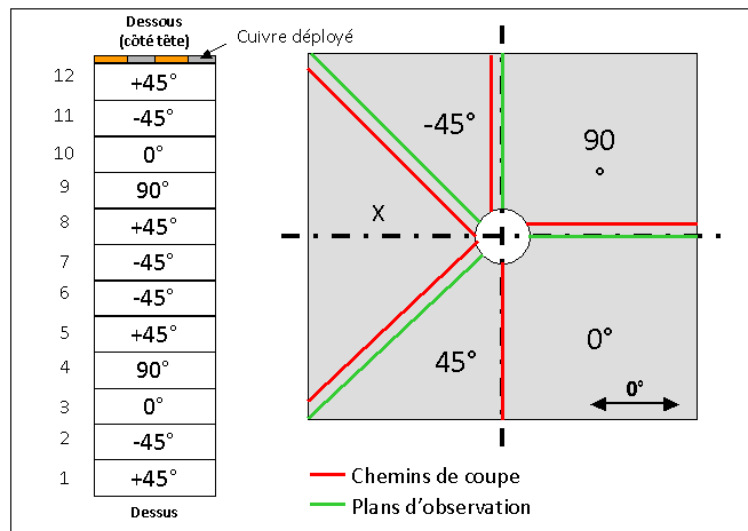


FIGURE 2.67 – Plans de coupes du pull-through circulaire

Pour les éprouvettes au-delà de la rupture structurale (points B et C), l'étude micrographique confirme les observations effectuées par Banbury [Banbury et Kelly, 1999]. On observe une répartition des endommagements en escaliers, composée de fissurations matricielles transverses à 45° entraînant des délaminages (voir figure 2.68). Ceci confirme le positionnement de la rupture structurale au niveau de la phase III.

Une observation moins courante est celle de fissures au cœur des plis. Ce mode d'endommagement peu observé est vraisemblablement lié à l'augmentation de la ténacité des interfaces, expliquée par la présence de nodules thermoplastiques. Ces nodules freinent la propagation du délaminage interpli, et la réorientent au sein du pli où elle nécessite moins d'énergie.

L'observation post-mortem des éprouvettes chargées jusqu'à la charge ultime montre du splitting du premier pli du côté opposé à la tête de la fixation. On remarque une rupture en poinçonnement du stratifié, provoquant l'arrachement de la fixation au travers du spécimen (voir figure 2.69).

2.4.2.3 Etude d'influence

La figure 2.71 montre l'évolution de la **rupture structurale** en fonction du diamètre d'appui pour les différentes configurations.

L'inflexion sur la courbe effort/déplacement au niveau de la rupture structurale est moins marquée pour le diamètre 40mm que pour les autres diamètres d'appui, ce qui apporte une dispersion légèrement supérieure. Dans ce cas, la méthode des tangentes est susceptible de surestimer le début de la rupture structurale.

La rupture structurale étant due au cisaillement hors-plan, nous exprimons celui-ci en fonction de la force appliquée F et de la surface cisailée ($\pi d_w t$). d_w et t sont respectivement le diamètre extérieur de la tête de la fixation et l'épaisseur du stratifié.

$$\tau = \frac{F}{\pi d_w t} \quad (2.5)$$

Pour deux diamètres de tête d_{w1} et d_{w2} , le ratio des forces $F1$ et $F2$ menant à un cisaillement transverse égal s'exprime ainsi :

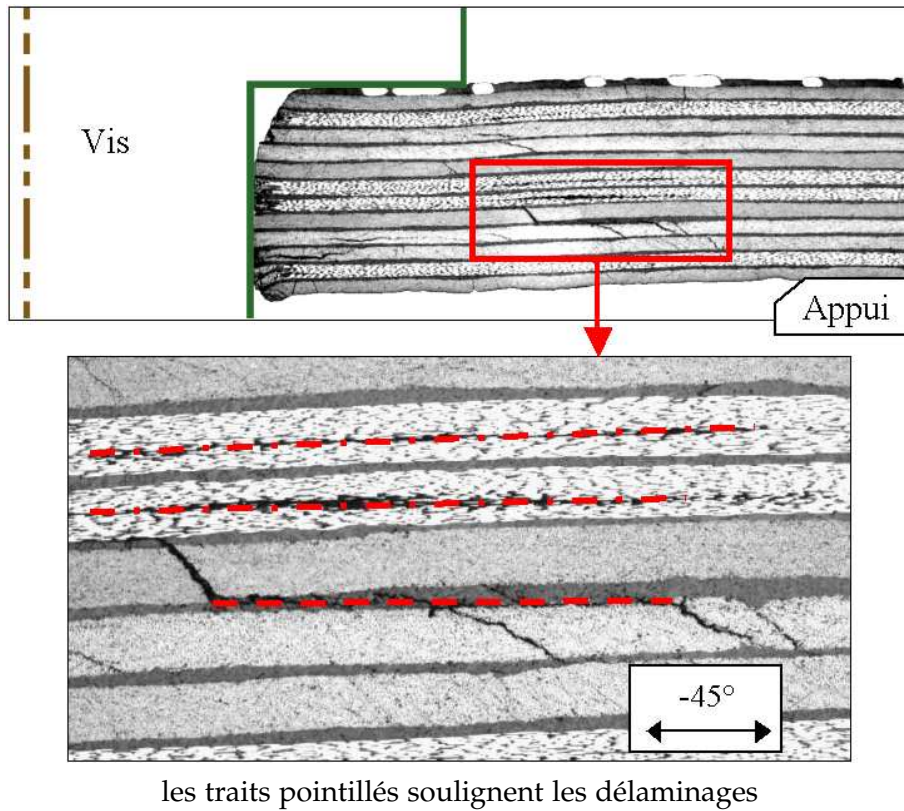


FIGURE 2.68 – Endommagements au sein du stratifié lors d'un essai arrêté

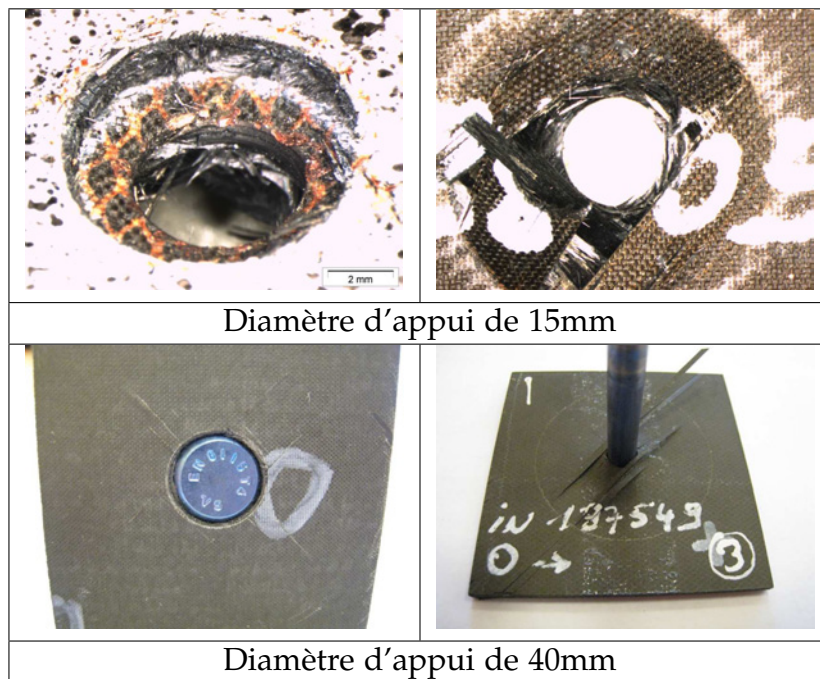
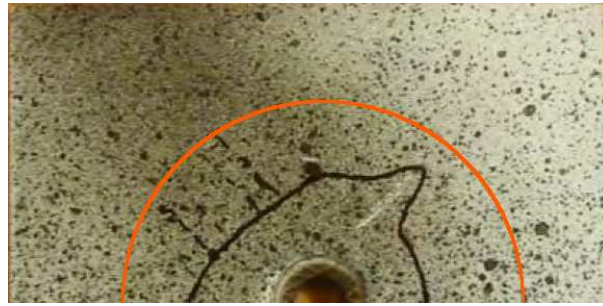


FIGURE 2.69 – Photographies post-mortem d'éprouvettes



le trait orange indique le diamètre d'appui

FIGURE 2.70 – Cartographie de délaminage pour une éprouvette rompue (diamètre d'appui de 40mm)

$$\rho = \frac{F2}{F1} = \frac{d_w2}{d_w1} \quad (2.6)$$

Pour les deux fixations considérées, ce rapport ρ vaut 1,17, soit une augmentation relative de 17%. On retrouve expérimentalement la même augmentation sur la rupture structurale pour le diamètre d'appui de 15mm. Le rapport diminue légèrement pour les diamètres d'appui supérieurs, ce qui pourrait venir d'une influence du diamètre de perçage supérieur.

Des tendances claires se dessinent à propos de la **rupture ultime** (voir figure 2.71). Une réduction du diamètre d'appui augmente de façon sensible la résistance ultime du stratifié. Ceci montre l'influence des contraintes dans le plan du stratifié (dues à la flexion) sur la rupture ultime. On observe le même écart entre les deux diamètres de fixation que pour la résistance structurale¹.

2.4.2.4 Synthèse des essais de pull-through circulaire

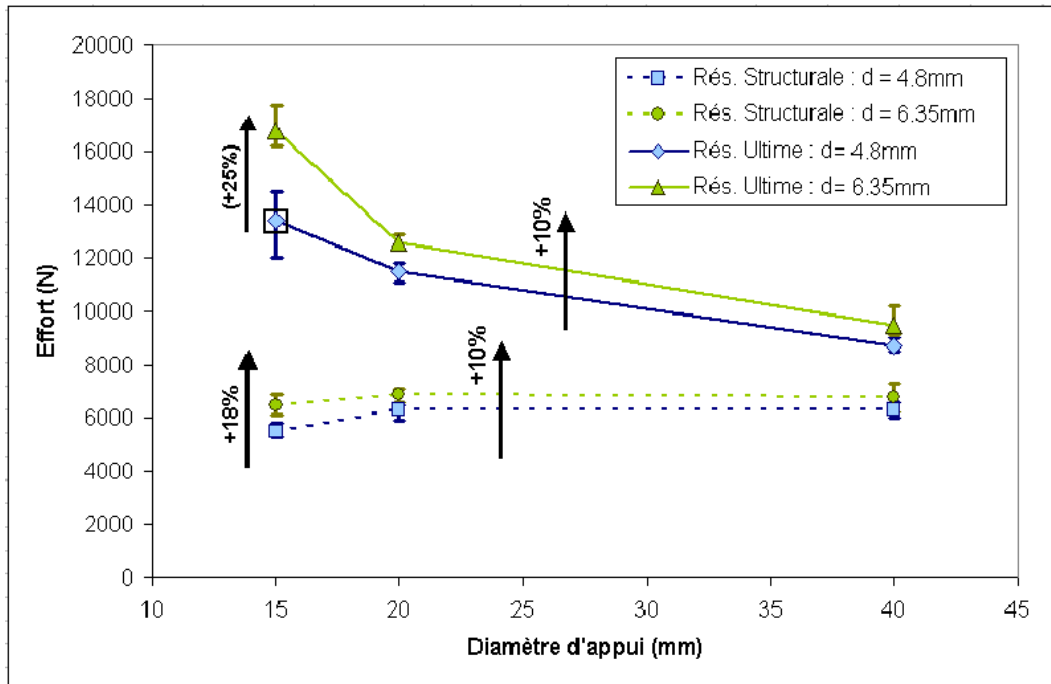
Afin de mieux analyser le comportement de stratifiés sous sollicitation hors-plan, par exemple au sein de jonctions en L, ou en présence de flexion secondaire en simple cisaillement, des essais de caractérisation ont été mis en place, sous la forme du pull-through circulaire.

Conformément à la littérature, des endommagements similaires à ceux d'impact à basse énergie ont été observés. L'influence du diamètre de la tête sur la rupture structurale est conforme aux premières analyses analytiques en terme de cisaillement hors-plan. En effet, un diamètre de tête supérieur augmente la résistance structurale. L'influence du diamètre d'appui et dans une moindre mesure du diamètre de la fixation est clairement visible au niveau de la rupture ultime du stratifié.

Grâce à la réalisation d'essais arrêtés, il a pu être déterminé que la rupture structurale est due au délaminage. Celui-ci s'initie au cœur du stratifié, au niveau du diamètre extérieur de la tête de la fixation. Les premières fissurations matricielles ont été observées aux mêmes charges que les premiers délaminages, confirmant l'hypothèse d'un couplage entre ces deux modes d'endommagement.

L'utilisation de la mesure d'émission acoustique, comme dans les essais de simple cisaillement, ou de pull-through cruciforme, devrait permettre d'interpréter plus en détail

1. Pour le diamètre d'appui de 15mm et la fixation de 4,8mm de diamètre, la rupture ultime est due à la fixation. Ceci explique l'écart de 25% observé pour cette configuration



Le point encadré indique une dispersion importante

FIGURE 2.71 – Rupture structurale en fonction du diamètre d'appui

la rupture structurale. Les différents endommagements auraient pu être localisés spatialement, en temps réel.

Cet essai élémentaire nous a permis de déterminer le scénario de rupture et fournira des données essentielles dans notre démarche de *Virtual Testing*. Les courbes effort/déplacement, les inspections ultrasons ainsi que les coupes micrographiques seront utilisées pour valider le modèle développé dans l'étude numérique.

Nous devons maintenant déterminer le comportement des assemblages mettant en jeu des fixations aveugles vis-à-vis de cette sollicitation. Les conditions aux limites se rapprocheront de configurations représentatives des structures réelles. La sensibilité vis-à-vis de la taille de la surface d'appui et les similarités en terme de scénario d'endommagement par rapport à l'essai d'arrachement seront particulièrement étudiées.

2.4.3 Essai de pull-through cruciforme

L'essai de *pull-through* circulaire a permis, grâce à des conditions aux limites simples, d'étudier le scénario d'endommagement de stratifiés composites. Dans un objectif de mise en place d'une démarche de *Virtual Testing*, il est nécessaire de se rapprocher de conditions aux limites représentatives des structures réelles. Cet essai de *pull-through* cruciforme permettra de caractériser le comportement hors-plan d'un assemblage utilisant les fixations aveugles étudiées, et pas uniquement avec du stratifié.

2.4.3.1 Principe de l'essai

Afin de focaliser sur l'influence de la tête ou du bulbe des fixations étudiées, on utilise ici un assemblage hybride acier-composite, et on positionne la tête de la fixation soit du côté acier, soit du côté composite. Le montage utilisé, présent sur la figure 2.72, est dérivé de celui utilisé pour tester les fixations en traction [AIA, 2001].

Principalement utilisé par Airbus en Angleterre, le montage a été entièrement reconçu dans le cadre de cette étude. L'essai est réalisé à vitesse de déplacement traverse constante, fixée à 1mm/min.

Un dispositif de mesure des émissions acoustiques a été exploité pour identifier le point d'apparition des premiers endommagements. En effet, des chutes mineures d'effort (de l'ordre de quelques newtons) étaient observées sur les courbes effort-déplacement, mais le lien avec des endommagements réels n'était pas clairement établi.

Les paramètres sont les suivants :

- Stratifiés composite IMA/M21E, 0,125mm/pli
- Epaisseurs de l'éprouvette : 2, 3, 4 et 5mm (drapage $[(+45, 0, -45, 90)]_{xs}$, x correspondant à l'épaisseur de l'éprouvette en mm)
- Composite côté tête ou bulbe
- Fixations : *VisuLoks*, *ComposiLoks* tête 130°, *ComposiLoks* tête 100°, *ComposiLoks* tête protubérante, *Unimatics*

5 éprouvettes ont été testées pour chaque configuration, ce qui représente au total 200 essais.

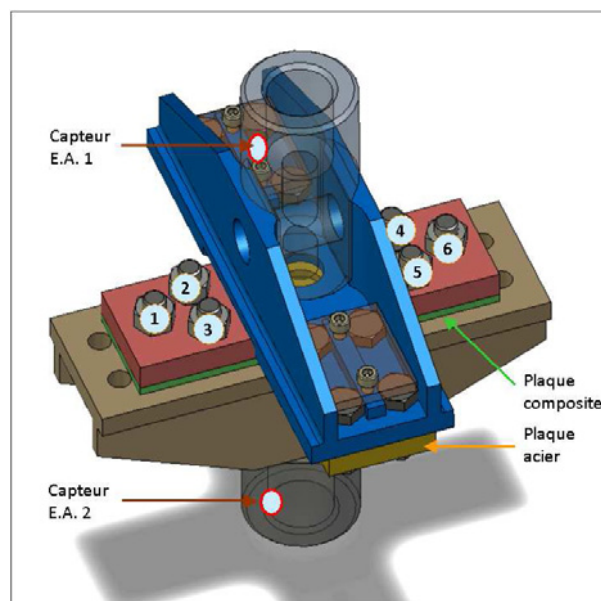


FIGURE 2.72 – Montage de pull-through cruciforme

	t/d	(-)	Tête côté composite			Bulbe côté composite		
			F_{str} (kN)	F_{ult} (kN)	Mode rupture	F_{str} (kN)	F_{ult} (kN)	Mode rupture
1A	0,4	<i>ComposiLoks</i> 130°	3,16	5,49	L-PT / F-HS	3,71	5,70	L-PT
1B		<i>ComposiLoks</i> 100°	3,44	4,58	L-PT	3,55	6,23	L-PT
1C		<i>ComposiLoks</i> prot.	3,36	7,73	L-PT	3,86	6,83	L-PT
1D		<i>Unimatics</i>	4,75	7,96	L-D	3,16	5,48	L-PT
1E		<i>VisuLoks</i>	2,81	3,42	L-PT	3,18	5,16	L-PT
2A	0,6	<i>ComposiLoks</i> 130°	5,47	7,56	L-D / F-HS	5,13	8,21	L-D
2B		<i>ComposiLoks</i> 100°	5,71	6,97	L-PT / L-D	5,16	7,75	L-D
2C		<i>ComposiLoks</i> prot.	5,24	8,02	L-D	4,81	7,74	L-D
2D		<i>Unimatics</i>	6,08	7,99	L-D	4,07	7,06	L-PT / L-D
2E		<i>VisuLoks</i>	4,50	4,90	L-PT	4,54	6,75	L-D
3A	0,8	<i>ComposiLoks</i> 130°	7,55	8,73	F-BH / F-HS	7,23	9,42	F-BH / L-D
3B		<i>ComposiLoks</i> 100°	7,97	9,49	L-D	7,05	9,85	L-D
3C		<i>ComposiLoks</i> prot.	7,04	8,89	F-BH	6,71	8,85	F-BH
3D		<i>Unimatics</i>	8,57	8,72	F-SST	7,45	8,90	F-SST
3E		<i>VisuLoks</i>	6,53	6,74	L-PT / F-HS	6,42	8,64	F-HS
4A	1,0	<i>ComposiLoks</i> 130°	8,63	8,63	F-BH	8,74	9,09	F-BH
4B		<i>ComposiLoks</i> 100°	8,82	8,82	F-BH	8,69	8,77	F-BH
4C		<i>ComposiLoks</i> prot.	7,82	7,86	F-BH	8,06	8,35	F-BH
4D		<i>Unimatics</i>	8,69	8,78	F-SST	8,37	9,05	F-SST
4E		<i>VisuLoks</i>	7,19	7,19	F-HS	7,09	7,15	F-SST

Les valeurs représentent la moyenne sur les 5 essais pour chaque configuration.

L-PT Pull-Through L-D Délaminage
 F-HS Rupture de tête F-BH Flambement du bulbe
 F-SST Rupture tige en traction

TABLE 2.13 – Résultats de pull-through cruciforme

2.4.3.2 Comportement mécanique de l'assemblage

Les nombreux événements qui se déroulent au cours du test peuvent être identifiés sur la figure 2.73.

Les observations visuelles et le niveau d'énergie des émissions acoustiques mesurées lors des chutes mineures d'effort semblent indiquer un endommagement dû à des délaminages ou des ruptures de fibres localisées. La rupture structurale de l'assemblage, nommée F_{str} , est associée à la détection de ces chutes mineures d'effort. Des observations micrographiques seraient nécessaires pour déterminer de façon certaine le mode d'endommagement correspondant à cette rupture structurale.

La rupture ultime de l'assemblage est considérée lorsqu'intervient une chute d'effort supérieure à 5% de la force maximale obtenue au cours de l'essai. Cette rupture ultime est associée à la force F_{ult} . Des événements acoustiques d'énergie importante sont mesurés lors de cette chute d'effort. Des observations visuelles confirment l'apparition de délaminages débouchant sur le bord libre de l'éprouvette. Lorsque cette chute d'effort est inférieure à 30%, l'essai se poursuit, et la force maximale F_{max} sur la globalité de l'essai peut être supérieure à la rupture ultime.

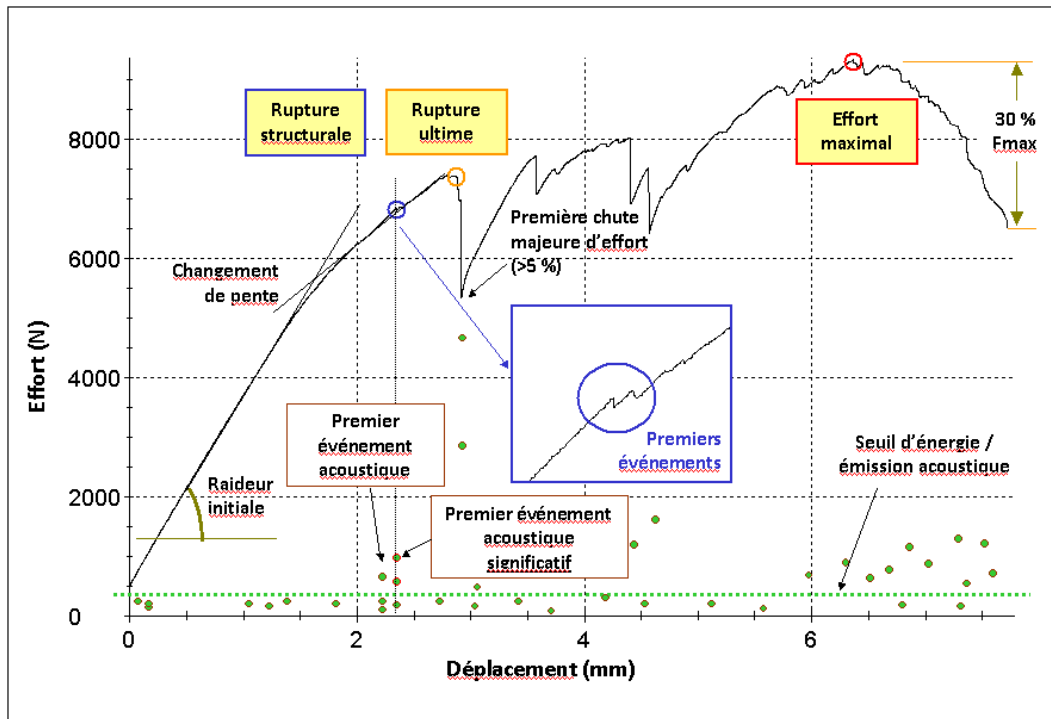


FIGURE 2.73 – Courbe typique de pull-through cruciforme

2.4.3.3 Rupture structurale

Le mode de rupture structurale dépend de l'épaisseur du stratifié. Pour les faibles et moyennes épaisseurs, cette rupture est visible sur la courbe effort/déplacement sous la forme de chutes d'effort de quelques newtons. Les essais arrêtés juste après détection du premier événement acoustique significatif montrent soit l'absence d'endommagement visible, soit un début de propagation de fissure sur la face extérieure du côté de la tête de vis¹. Pour les fortes épaisseurs, ces petites diminutions d'effort sont aussi observées, mais à une charge supérieure à la rupture structurale, qui elle est due à la rupture de la fixation.

Le cisaillement hors-plan a été identifié comme jouant un rôle majeur dans ce type de sollicitation, et notamment lors de la rupture structurale. Il peut s'écrire de la forme suivante :

$$\tau = \frac{F}{\pi t d_w} \quad (2.7)$$

avec d_w le diamètre de la surface d'appui (bulbe ou tête), et t l'épaisseur de la plaque.

Les points expérimentaux correspondant aux ruptures structurales qui ne sont pas dues aux fixations (principalement les ratios t/d de 0,4 à 0,8) sont représentés sur la figure 2.74. Les résultats du *pull-through* circulaire y sont aussi représentés, s'intégrant dans la population existante malgré un drapage et une épaisseur de pli différents.

On observe la proportionnalité de la charge à rupture structurale avec la quantité $\pi t d_w$, correspondant à l'aire de la surface cisailée. Une dispersion assez importante est néanmoins observée, montrant l'existence d'autres facteurs d'influence. Le coefficient directeur représente la résistance au cisaillement hors-plan. La valeur mesurée à l'aide de la méthode des moindres carrés (72 MPa) est proche de celle de la littérature (65 MPa). Ceci montre

1. montrant la nécessité de coupes micrographiques à ce stade pour déterminer l'endommagement effectif

l'influence du cisaillement hors-plan sur la rupture structurale, comme dans le cas du *pull-through* circulaire.

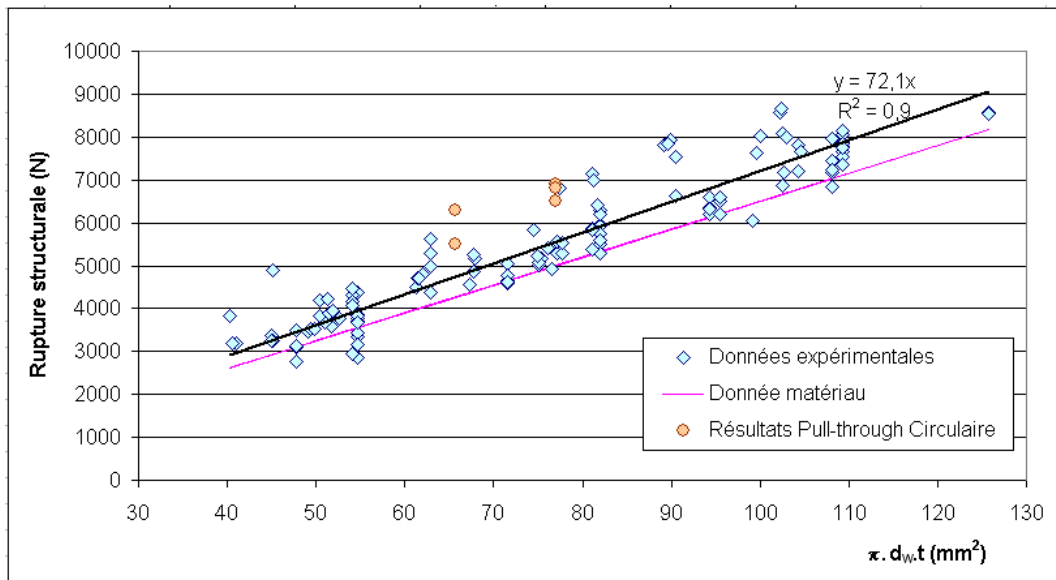


FIGURE 2.74 – Evolution de la rupture structurale avec l'aire de la section cisailée

On retrouve la criticité de la sollicitation hors-plan pour les fixations aveugles ayant un petit bulbe. La résistance structurale des *ComposiLoks* est proche pour le composite côté bulbe ou côté tête, ce qui montre leur bonne adéquation aux structures composites. Lorsque le composite est du côté du bulbe, on observe un gain de 12% à 15% pour les *ComposiLoks* vis-à-vis des *VisuLoks*. Le gain est de 17% à 23% par rapport aux *Unimatics*, qui ont un bulbe encore plus petit.

Pour les configurations pour lesquelles la rupture structurale est due aux fixations, on observe des valeurs cohérentes avec celles mesurées pour la traction statique sur fixation (section 2.3.1).

2.4.3.4 Rupture ultime

Il convient ici aussi de séparer les ruptures dues au stratifié et celles dues aux fixations. En effet, pour les stratifiés épais, l'endommagement du composite est quasiment inexistant, et la rupture est uniquement due à la fixation. On se retrouve alors dans des configurations proches de la traction statique.

La rupture du stratifié peut être en pull-through, pour les épaisseurs les plus fines et les surfaces d'appui les plus faibles, ou en délaminages, pour les épaisseurs intermédiaires. Le pull-through et le délaminage sont accompagnés de splitting très important du premier pli. La large tête des *Unimatics* provoque des ruptures en délaminages, y compris pour l'épaisseur la plus faible.

2.4.3.5 Apport de l'émission acoustique

Les émissions acoustiques sont mesurées au cours de l'essai, et on s'intéresse plus particulièrement à leur énergie (voir figure 2.77).

Les salves dont l'énergie est supérieure à un seuil prédéterminé sont appelées « événement acoustique ». Si elles correspondent de plus à un événement visible sur la courbe

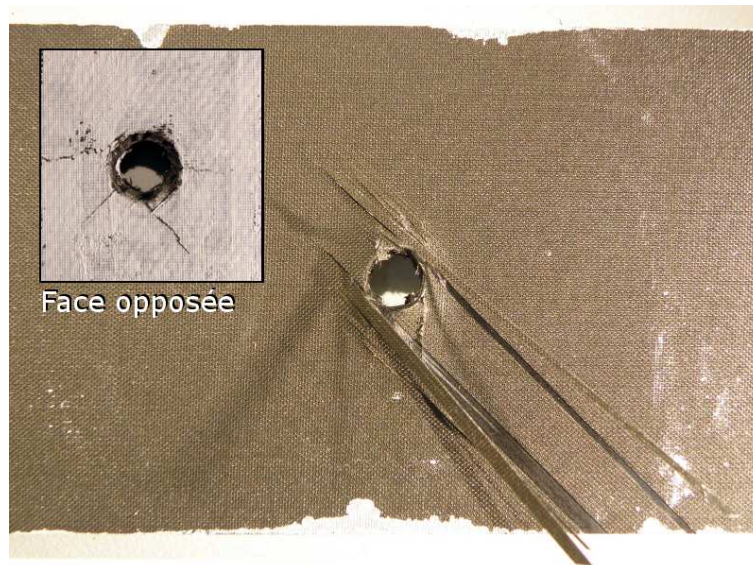
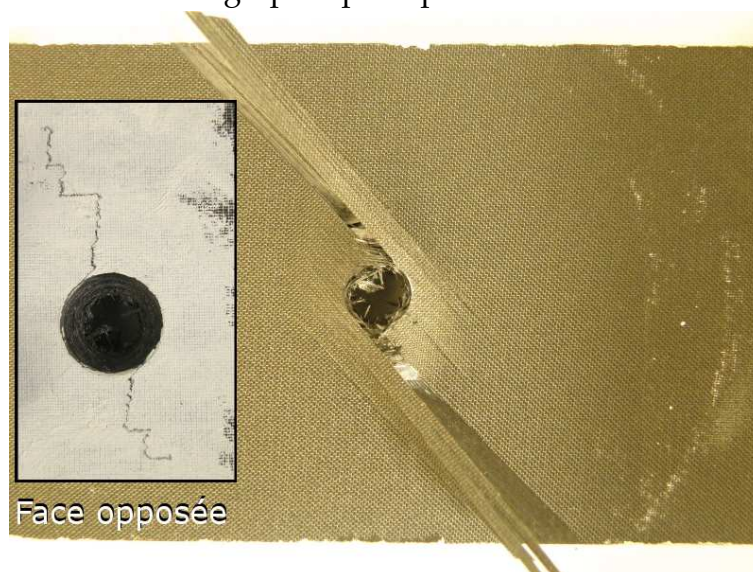


FIGURE 2.75 – Photographie post-mortem d'une éprouvette rompue en pull-through



Photographie prise pendant l'essai



Eprouvette rompue

FIGURE 2.76 – Photographie post-mortem d'une éprouvette rompue en délaminage

effort/déplacement, elles sont appelées « événement acoustique significatif ». Dans la majorité des cas, le premier événement acoustique est significatif, c'est à dire que la première chute d'effort est directement liée à une émission acoustique.

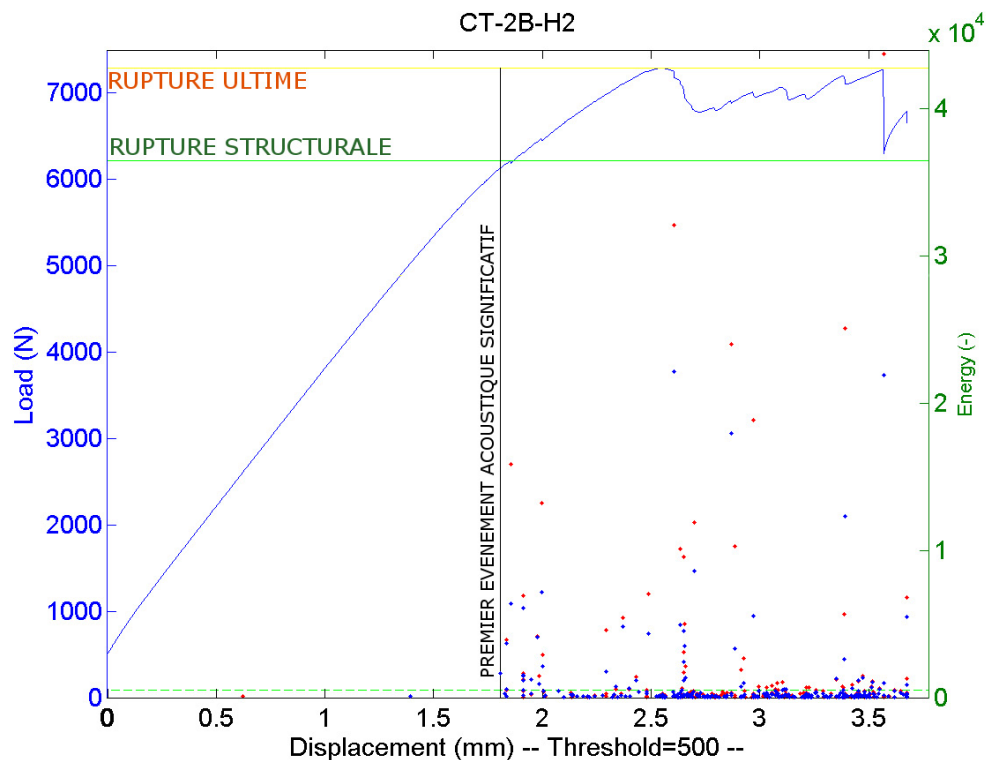


FIGURE 2.77 – Courbe de pull-through cruciforme montrant les événements acoustiques

La première chute majeure d'effort (supérieure à 5%) est accompagnée d'émissions acoustiques d'énergie importante, qu'elle soit due à l'arrachement de la fixation à travers le stratifié, à une propagation brutale et importante d'un délaminage, ou à la rupture de la fixation.

L'émission acoustique permet ainsi de placer avec précision et en temps réel la rupture structurale.

2.4.3.6 Synthèse des essais de pull-through cruciforme

L'utilisation de stratifiés d'épaisseurs différentes a permis d'explorer les différents modes de rupture possibles sous sollicitation hors-plan pour chaque référence de fixation, depuis l'arrachement à travers le stratifié, jusqu'à la rupture de la fixation en traction, en passant par la propagation brutale d'un délaminage.

De la même manière que pour le *pull-through* circulaire, la rupture structurale est due aux contraintes de cisaillement hors-plan. Cette constatation confirme le rôle majeur du diamètre de la partie en contact avec le stratifié (tête ou bulbe) sur la résistance structurale de ces assemblages. Les *VisuLoks*, avec leur tête réduite et leur petit bulbe, ont ainsi la résistance la plus faible quelle que soit la configuration étudiée. La réduction est d'environ 11% à 17% par rapport aux *ComposiLoks*.

De nombreuses ruptures en délaminage débouchant sur les bords de l'éprouvette sont observées. L'influence des effets de bord devrait être étudiée avec différentes largeurs

d'éprouvette pour assurer la représentativité de ce montage vis-à-vis des structures composites réelles.

Ces données expérimentales pourront être utilisées pour valider des modèles mettant en jeu à la fois l'installation des fixations et le comportement du stratifié. Des essais numériques sur les fixations aveugles sous cette sollicitation critique pourront ainsi être réalisés dans une démarche de *Virtual Testing*, pour évaluer numériquement des nouvelles fixations par exemple.

2.4.4 Synthèse des essais sur assemblages composites

L'étude des fixations aveugles au sein d'assemblages sollicités dans leur plan, et hors-plan, a permis de mieux comprendre leur comportement et d'étudier les différents mécanismes d'endommagement et leur lien avec les caractéristiques des fixations.

Les résultats d'essais de simple cisaillement ont été présentés pour différentes configurations, en faisant varier le type de fixation et l'épaisseur des éprouvettes. Ces différentes configurations ont engendré des rigidités, des résistances et des modes de rupture différents. La présence de flexion secondaire et donc l'épaisseur des pièces assemblées influence largement sur la résistance des assemblages. Ces contraintes peuvent mener à du pull-through pour les faibles épaisseurs, et à des ruptures de têtes pour des épaisseurs plus importantes. Les conditions proches du cisaillement pur sont défavorables pour les fixations à visser du fait de leur filetage interne et dans le cas présent de leur corps en titane.

Le scénario d'endommagement sous sollicitation hors-plan a été étudié dans un premier temps sur un montage « élémentaire », permettant une modélisation plus aisée. Dans un deuxième temps, un montage de type cruciforme a permis d'étudier séparément l'influence de la tête et du bulbe des fixations, avec des conditions aux limites plus proches de celles présentes sur les structures aéronautiques.

Une bonne cohérence est observée en terme de rupture structurale pour ces deux essais. La proportionnalité de la rupture structurale à la section cisailée a été observée, montrant le rôle majeur de la contrainte de cisaillement hors-plan. Les modes de rupture ultime diffèrent cependant entre les deux conditions aux limites : la rupture est principalement en poinçonnement pour le pull-through circulaire (accompagné d'un délaminage, toujours à l'intérieur de la zone d'appui), alors qu'une propagation du délaminage jusqu'au bord libre est souvent observée pour le pull-through cruciforme.

La tête des fixations est un paramètre important concernant la tenue des assemblages, car pour ces fixations elle est de plus fragilisée soit par le filetage intérieur, soit par la bague de blocage. Elle devient le point faible en présence de flexion secondaire. De même, sa taille joue un rôle important lors de sollicitations hors-plan.

2.5 Synthèse de l'étude expérimentale

Par le biais des nombreux essais effectués dans cette partie expérimentale (plus de 600), le comportement des fixations aveugles étudiées est maintenant bien connu. La figure 2.78 récapitule l'ensemble des résultats expérimentaux, pour les différents essais réalisés sur les cinq référence de fixations. Différents facteurs d'influence se dégagent notamment :

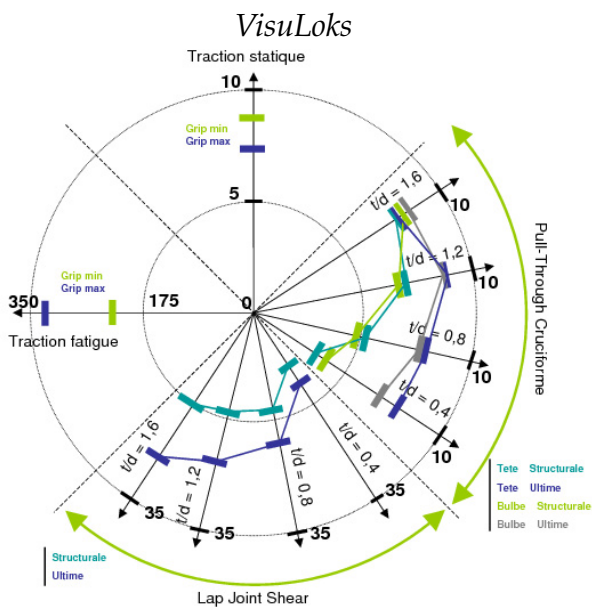
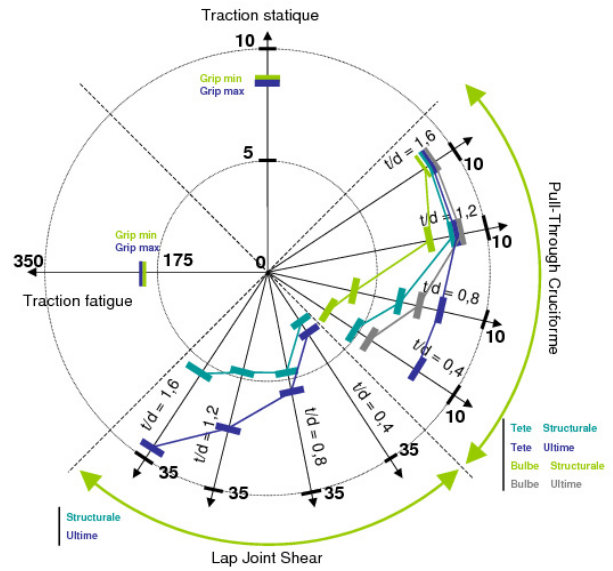
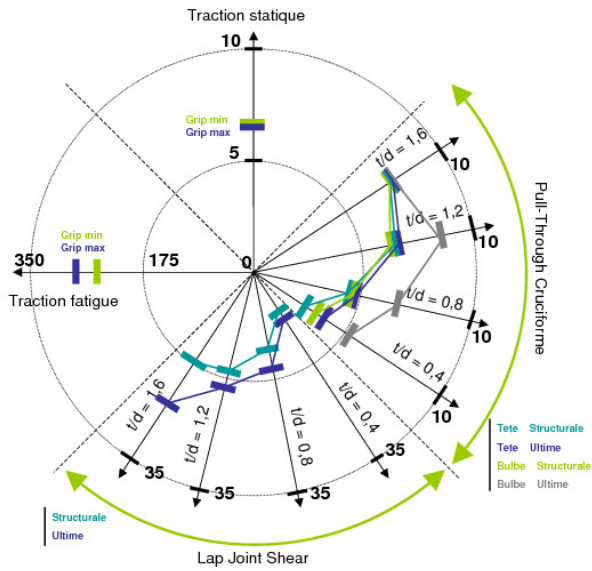
- **Le mode d'installation.** La déformation progressive du bulbe pour les fixations à tirer engendre moins d'endommagement sur les pièces assemblées que celle plus franche des fixations à visser. En contrepartie, il engendre une prétension inférieure.
- **La taille du bulbe.** Cette influence est particulièrement visible entre les *VisuLoks* et les *ComposiLoks* au niveau du comportement hors plan lorsque le bulbe est du côté du composite. Le bulbe réduit des *VisuLoks* augmente la contrainte de cisaillement hors-plan et réduit leur résistance sous cette sollicitation d'environ 15%. De la même manière, le bulbe des *Unimatics*, non adapté aux structures composites, réduit la résistance structurale d'environ 20% par rapport aux *ComposiLoks*.
- **La forme de la tête.** De manière générale, les têtes protubérantes ne modifient pas les propriétés intrinsèques des fixations en traction, mais améliorent les propriétés mécaniques des assemblages de par leur surface d'appui supérieure.
- **Le matériau des fixations.** La modification du matériau de la vis centrale depuis un alliage de titane (*VisuLoks*) vers un acier inoxydable (*ComposiLoks*) entraîne un gain en cisaillement d'environ 8%. L'absence de filetage et un corps en acier inoxydable (*Unimatics*) permet un gain supplémentaire de 18%.
- **Le grip.** Pour les *ComposiLoks*, une installation proche des conditions de *grip* maximum augmente la prétension dans l'assemblage de 30% à 35%. Cette prétension augmente la tenue en fatigue des fixations sous sollicitation de traction de 30% à 60%, mais diminue leur résistance structurale en statique de 16% en moyenne. Une étude plus poussée semble nécessaire pour étudier cette influence au sein d'assemblages.

La différence de comportement mécanique suivant les conditions d'essais (*grip*, épaisseur des stratifiés...) et suivant les fixations montre l'importance d'adapter le modèle de fixation aux sollicitations anticipées et à la géométrie de l'assemblage.

Une étude en fatigue sur certaines configurations extrêmes semble maintenant nécessaire pour confirmer ou infirmer l'influence des différents paramètres identifiés jusqu'ici. Il serait intéressant d'étudier la propagation potentielle des endommagements créés lors de l'installation.

Ces données expérimentales, au-delà de leur rôle premier de compréhension des phénomènes, seront utilisées dans le prochain chapitre pour mettre en place la démarche de *Virtual Testing*. Celle-ci se concentrera sur deux points :

- **L'installation des *ComposiLoks*,** car c'est pour ces fixations que le plus de données expérimentales sont disponibles. Ce sont également les fixations les plus utilisées.
- **Le comportement hors-plan de stratifiés composites,** car c'est la sollicitation qui est considérée comme critique pour les fixations aveugles.



Résultats représentés :

Traction Statique
Rupture structurale, grip min et max (kN)

Traction Fatigue
Indice de Qualité Fatigue, grip min et max (MPa)

Pull-Through Cruciforme
Composite côté tête : rupture Structurale et Ultime (kN)
Composite côté bulbe : rupture Structurale et Ultime (kN)

Lap Joint Shear
Rupture Structurale et Ultime (kN)

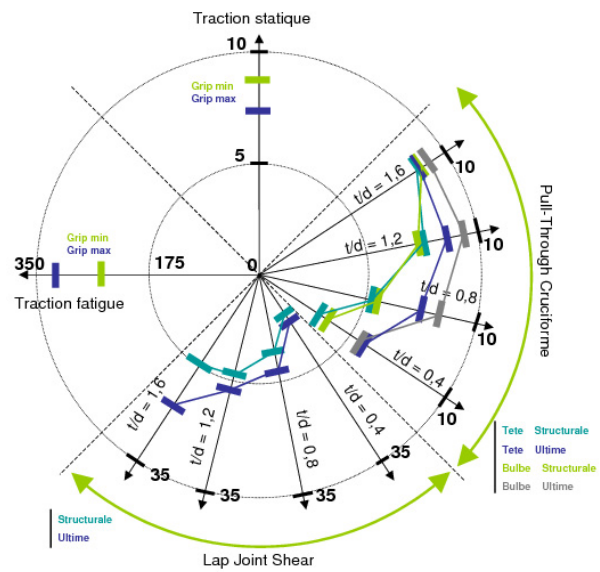
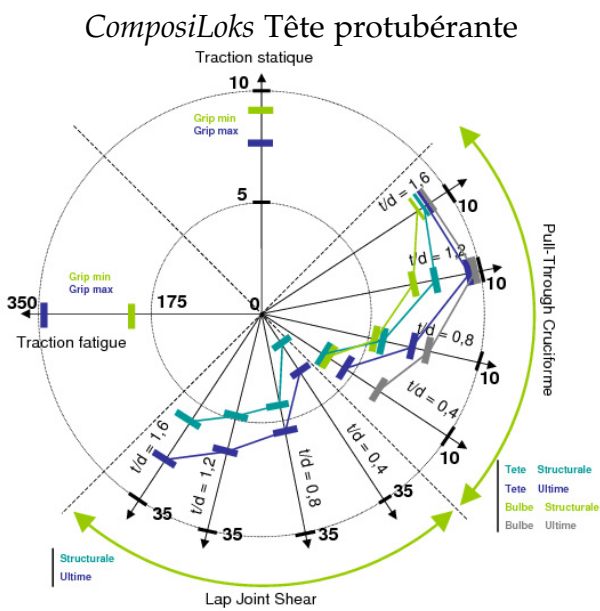


FIGURE 2.78 – Récapitulatif des données expérimentales

Sommaire

3.1 Simulation de l'installation des <i>ComposiLoks</i>	119
3.1.1 Stratégie de modélisation	119
3.1.2 Modèle axisymétrique	120
3.1.3 Modèle tridimensionnel	127
3.1.4 Synthèse de la simulation de l'installation	130
3.2 Modélisation de l'endommagement d'un stratifié sous sollicitation hors-plan	133
3.2.1 Stratégie de modélisation	133
3.2.2 Lois de comportement	135
3.2.3 Méthodes de résolution numérique	138
3.2.4 Comparaison à l'expérimental	140
3.2.5 Synthèse du modèle de pull-through circulaire	143
3.3 Synthèse de l'étude numérique	146

L'ÉTUDE NUMÉRIQUE a pour objectifs principaux :

- d'**apporter une meilleure compréhension** de l'installation des fixations aveugles, de ses mécanismes et de l'interaction avec les pièces assemblées ;
- de **reproduire et prévoir le scénario d'endommagement** d'un stratifié soumis à une sollicitation hors-plan ;
- d'**évaluer la possibilité d'appliquer la démarche du *Virtual Testing*** aux assemblages considérés.

La **première partie** de ce chapitre est consacrée à la modélisation de l'installation. Les *ComposiLoks* étant à l'heure actuelle les fixations les plus utilisées et les mieux adaptées aux structures composites, ils seront utilisés comme référence pour les simulations. C'est aussi pour ces fixations que le plus de données expérimentales sont disponibles. Nous disposons ainsi de renseignements précis sur l'évolution du couple d'installation et de la prétension, grâce à la réalisation d'essais sur le banc spécifique.

Un modèle axisymétrique sera développé pour étudier la séquence d'installation et déterminer l'influence des caractéristiques matériau. Les lois matériau seront identifiées à partir des corrélations aux essais.

Un modèle tridimensionnel permettant de simuler l'installation dans un stratifié carbone/epoxy sera ensuite mis en place pour évaluer la possibilité de retrouver les dommages observés expérimentalement.

La prévision du comportement hors-plan de stratifiés composites revêt une importance particulière avec la généralisation des structures composites minces. C'est en effet pour leur faible résistance dans cette sollicitation, du fait de leur bulbe de petite taille, que les *Unimatics* ne sont pas utilisées dans des assemblages composites. L'adaptation d'un modèle d'impact à la simulation de l'essai de *pull-through* circulaire fait l'objet de la **seconde partie** de cette étude. Ce modèle permettra par la suite de prendre en compte l'endommagement en *pull-through* lors d'essais de simple cisaillement en présence de flexion secondaire importante, ou lors de sollicitation hors-plan pure.

La modélisation a été mise en place en utilisant le logiciel éléments-finis Abaqus. La complexité des modèles développés a nécessité l'utilisation de machines de calcul parallèle. Pour cette étude, la plateforme *Calcul en Midi-Pyrénées (Calmip)* a été utilisée. Se pose alors la question du choix des méthodes de calcul et de parallélisation [Dureisseix et Champaney, 2000, Champaney, 2011]. Les méthodes de résolution implicite et explicite, ainsi que les différentes stratégies de modélisation sont présentées en annexe A.

3.1 Simulation de l'installation des *ComposiLoks*

L'objectif de cette étude numérique sur l'installation des fixations aveugles est de prouver la possibilité de réaliser cette première étape dans la démarche de *Virtual Testing*. La validation des modèles développés se fera en termes qualitatifs (forme du bulbe...) et quantitatifs (évolution de la prétension au cours de l'installation...).

Il s'agit aussi d'évaluer la prédiction de l'impact de l'installation sur les pièces assemblées en aluminium et en composite, avec l'introduction d'un critère de rupture de type Hashin.

Pour remplir cet objectif deux modèles ont été développés.

Un premier axisymétrique étudie l'évolution de la prétension au cours du temps et sera corrélé avec les résultats de l'étude expérimentale. Il est utilisé pour comparer les différentes fixations et les différentes lois matériaux, du fait du temps de calcul réduit.

Un second modèle, tridimensionnel, permet de modéliser le stratifié composite en prenant en compte l'orientation des plis et d'introduire un critère de rupture. Cette brique élémentaire ainsi créée pourra être utilisée pour la simulation d'essais à plus haut niveau, de type simple cisaillement par exemple.

3.1.1 Stratégie de modélisation

3.1.1.1 Choix du mode de résolution

Notre choix s'est tourné vers une résolution explicite pour différentes raisons. La première est la présence de grands déplacements et grandes déformations, notamment au sein de l'insert des fixations. Ces grandes déformations, doublées de contacts répartis sur de grandes surfaces et évoluant au cours du temps, étaient propices à des difficultés de convergence en résolution implicite. La présence d'instabilités (flambement du bulbe) était un argument de plus en faveur de la résolution explicite. Enfin, anticipant des modèles volumineux, notamment ceux réalisés en espace tridimensionnel, nous nous sommes intéressés aux possibilités de parallélisation de nos modèles. La résolution explicite, associées à une décomposition en domaines, entraîne généralement de meilleurs résultats en termes de *speedup*.

3.1.1.2 Principales hypothèses de modélisation

Différentes hypothèses sont communes aux différents modèles décrits dans la suite de cette partie. Il s'agit principalement d'hypothèses ayant trait à la géométrie du modèle ou aux lois matériaux.

Caractéristique essentielle des fixations étudiées, leur filetage est pourtant supprimé, à la fois pour le modèle axisymétrique et pour le modèle tridimensionnel. Sa prise en compte aurait entraîné l'apparition de nombreux facteurs inconnus tels que les coefficients de frottement et l'action du dispositif de freinage. Le mouvement généralement hélicoïdal du bulbe au début de l'installation a été remplacé par un mouvement de translation simple¹. Cette hypothèse supprime toute possibilité de comparaison directe du couple d'installation évalué expérimentalement. Cette comparaison se limite à l'effort de traction imposé à la tige.

1. Il est à noter que pour certaines fixations, il a été observé expérimentalement l'arrêt de la rotation du bulbe à partir de son glissement le long du corps de la fixation et donc un mouvement de translation

D'abord modélisé en tant que pièce indépendante, l'insert a par la suite été intégré à la pièce déformable afin de réduire les erreurs de distorsion. Le rôle de l'insert est essentiellement de guider le bulbe lors de son glissement sur le corps de la fixation et d'initier sa rotation. Son rattachement au bulbe a une influence limitée lorsqu'il se libère expérimentalement de celui-ci, c'est à dire lors de la phase de flambement.

3.1.1.3 Matériaux

Principal écueil de cette étude, les données concernant les matériaux de ces fixations sont malheureusement peu répandues dans la littérature. Le traitement thermique exact des pièces reste une donnée conservée par le fournisseur. Les données de la nuance précise de l'acétal, matériau de l'insert, ne sont pas disponibles. Son comportement numérique, du fait de son confinement entre le bulbe et la pièce assemblée, est très certainement loin de son comportement réel.

L'étude de sensibilité menée à l'aide du modèle axisymétrique montre toutefois une influence limitée des propriétés matériau de la pièce déformable et de l'insert sur la prétension installée et sur l'impact des pièces assemblées.

3.1.2 Modèle axisymétrique

Ce modèle axisymétrique a été utilisé afin de reproduire l'évolution de la prétension installée, de la force appliquée au cours de l'installation et des dommages correspondants dans les plaques en alliage d'aluminium.

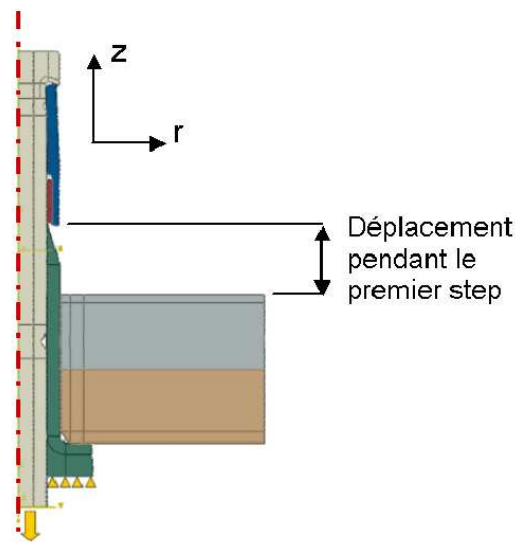


FIGURE 3.1 – Aperçu du modèle axisymétrique d'installation

3.1.2.1 Maillage

Les éléments utilisés sont des éléments linéaires axisymétriques à 4 noeuds, à intégration réduite et contrôle d'*hourglass* (CAX4R). Le modèle compte environ 7500 noeuds pour 7000 éléments. Sa résolution prend environ une heure sur une machine biprocesseur.

Pour les simulations destinées à l'observation de l'impact sur les pièces assemblées, le maillage a été raffiné sur celles-ci, comme le montre la figure 3.2.

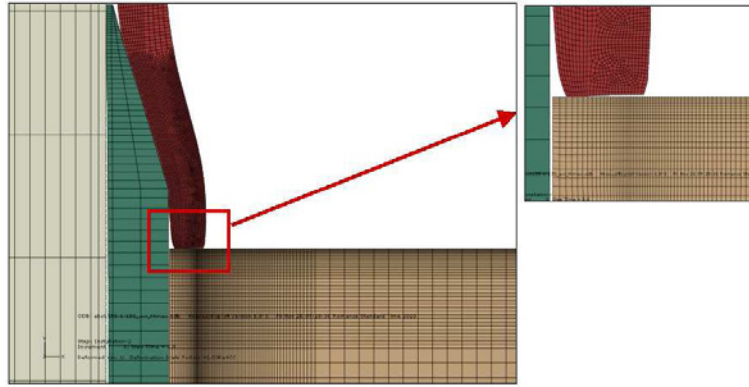


FIGURE 3.2 – Aperçu du maillage du modèle axisymétrique d'installation

3.1.2.2 Lois matériau

Pièce	Matériau	Loi matériau	Traitement de surface
Partie déformable	Acier inoxydable (s304)	Elasto-Plastique (Johnson-Cook)	Passivé
Insert	Polymère (acétal)	Elasto-Plastique (Johnson-Cook)	Aucun
Vis Centrale	Acier inoxydable (A286)	Elastique	Passivé
Corps	Titane (TA6V)	Elastique	<i>Phosphate Fluoride</i>
Plaques	Aluminium (Al2024) ou Acier (36NiCrMo16)	Elasto-Plastique ou Elastique	Aucun Aucun

TABLE 3.1 – Matériaux des *ComposiLoks* et de l'assemblage

La loi de Johnson-Cook permet de représenter le comportement plastique des matériaux métalliques suivant une loi en puissance présentée dans l'équation (3.1) [Johnson et Cook, 1983].

$$\sigma^0 = \left(A + B \left(\bar{\epsilon}^{pl} \right)^n \right) (1 - \hat{\theta}^m) \quad (3.1)$$

avec σ^0 la limite élastique, $\bar{\epsilon}^{pl}$ la déformation plastique équivalente et A , B , n et m des paramètres matériau. $\hat{\theta}$ représente la température adimensionnelle. Les effets de la température et de la vitesse de déformation sont négligés pour cette étude. La loi peut donc se réduire à :

$$\sigma^0 = \left(A + B \left(\bar{\epsilon}^{pl} \right)^n \right) \quad (3.2)$$

En l'absence de données matériau expérimentales sur la nuance d'acier 304 utilisée dans ces fixations, les paramètres A , B et n sont tirés de la littérature et renseignés directement dans Abaqus. Les paramètres de la loi de comportement de l'aluminium 2024 sont identifiés à partir d'un essai de traction réalisé en interne. Aucune donnée expérimentale n'est disponible pour l'acétal. La norme correspondante [AST, 2006] recense de nombreuses variétés. Les paramètres matériau correspondant à la nuance la plus proche en terme de caractéristiques chimiques (déterminées par analyse DSC) ont été choisis. La loi de Johnson-Cook a été utilisée pour sa simplicité et sa disponibilité immédiate dans Abaqus. Cette loi a été préférée à une entrée directe des caractéristiques plastiques pour éviter des problèmes

de plasticité parfaite lorsque la déformation plastique dépasse la valeur maximale entrée. Les contraintes observées dans les autres pièces étant inférieures à la limite élastique des matériaux correspondants, seul leur comportement élastique sera pris en compte.

Pièce	Propriété élastiques		Coefficients J-C			Source
	E (MPa)	ν	A (MPa)	B (MPa)	n	
s304	196000	0.27	310	350	0.3	[Mousavi et Joodaki, 2005]
acetal	1500	0.30	50	80	0.3	[AST, 2006]
Al2024	73000	0.33	280	520	0.42	Airbus
A286	205000	0.30				[FAA, 2008]
TA6V	115000	0.30				Airbus
36NiCrMo16	220000	0.30				[FAA, 2008]

TABLE 3.2 – Matériaux des *ComposiLoks* et de l'assemblage

3.1.2.3 Contact

Huit zones de contact de type surface-surface sont définies comme indiqué sur la figure 3.3, avec des coefficients de frottement différents suivant les surfaces en vis-à-vis. Du contact sans frottement est mis en place pour les régions dont seul le comportement normal à la surface de contact est considéré. L'influence du coefficient de frottement entre la partie déformable et la pièce assemblée est mise en évidence : un coefficient trop bas entraîne le glissement de la partie déformable et empêche l'obtention d'une prétension conforme aux observations expérimentales.

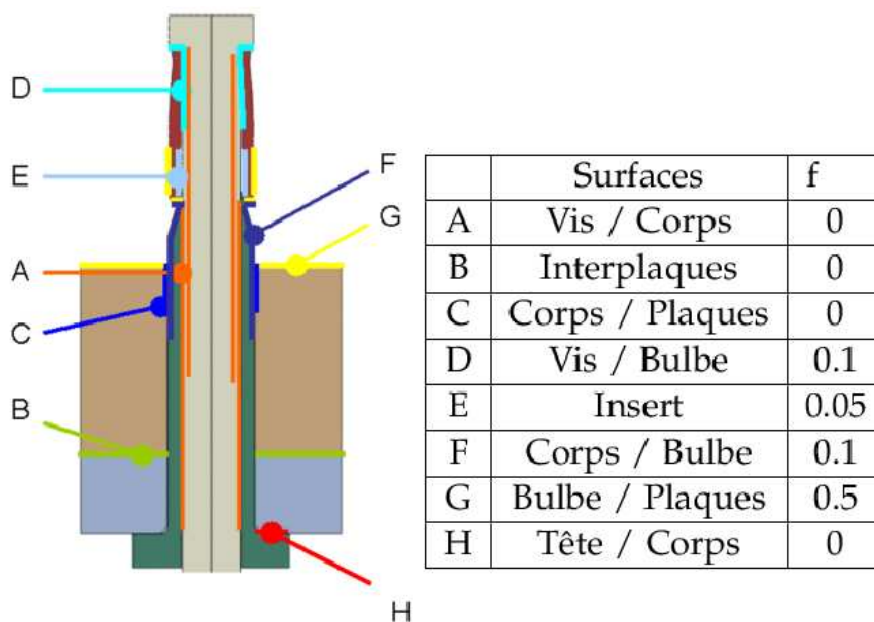


FIGURE 3.3 – Zones de contact définies sur le modèle axisymétrique

3.1.2.4 Contrôle du calcul

La simulation se déroule en deux *steps*. Le premier consiste à maîtriser le glissement de la partie déformable le long du corps de la fixation, jusqu'à ce qu'elle affleure la pièce assemblée. Le deuxième step, le plus délicat numériquement, correspond ensuite au contact entre la partie déformable et la pièce assemblée, au flambement puis à la création du bulbe.

La division en deux steps permet d'avoir l'accélération (et donc l'énergie cinétique) la plus faible possible au moment du contact entre la partie déformable et la pièce assemblée. Cette stratégie réduit les risques de distorsion et d'effets dynamiques. Un *mass scaling* est appliqué, pour obtenir un pas de temps minimal de 10^{-7} s, tout en veillant à ce que l'énergie cinétique représente au maximum 5 à 10% de l'énergie interne.

3.1.2.5 Courbe typique d'installation

La figure 3.4 montre un graphique d'installation typique, montrant l'évolution de la prétension et de l'effort de traction au cours de l'installation. De la même manière que pour les observations expérimentales, on décompose ces courbes d'installation en quatre étapes :

- Etape I :** Déplacement de la partie déformable le long du corps ;
- Etape II :** Contact entre la partie déformable et la pièce ;
- Etape III :** Flambement de la partie déformable ;
- Etape IV :** Création du bulbe.

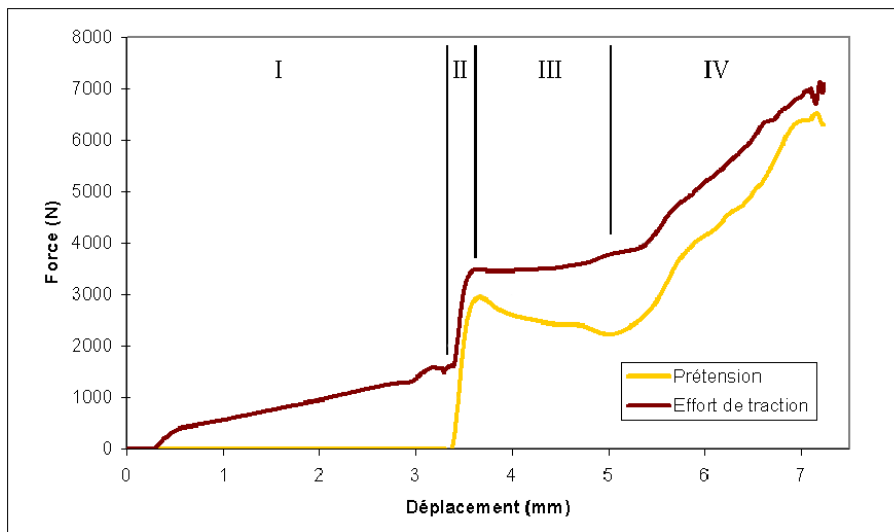


FIGURE 3.4 – Courbe simulée de l'installation d'un *ComposiLoks*

3.1.2.6 Comparaison qualitative

La comparaison de la déformée simulée de la fixation montre une bonne corrélation avec les coupes micrographiques réalisées lors des essais d'installation (voir figure 3.5). La fusion de l'insert et de la pièce déformable (tout en appliquant des propriétés matériau différentes) entraîne cependant quelques différences dans les dernières phases de l'installation. Expérimentalement, l'insert remplit la cavité située entre le bulbe et la pièce assemblée, alors qu'en modélisation il reste logiquement accroché au bulbe. Ceci peut avoir pour con-

séquence d'empêcher la formation complète du bulbe, particulièrement au *grip* maximal (voir figure 2.20 de l'étude expérimentale par exemple).

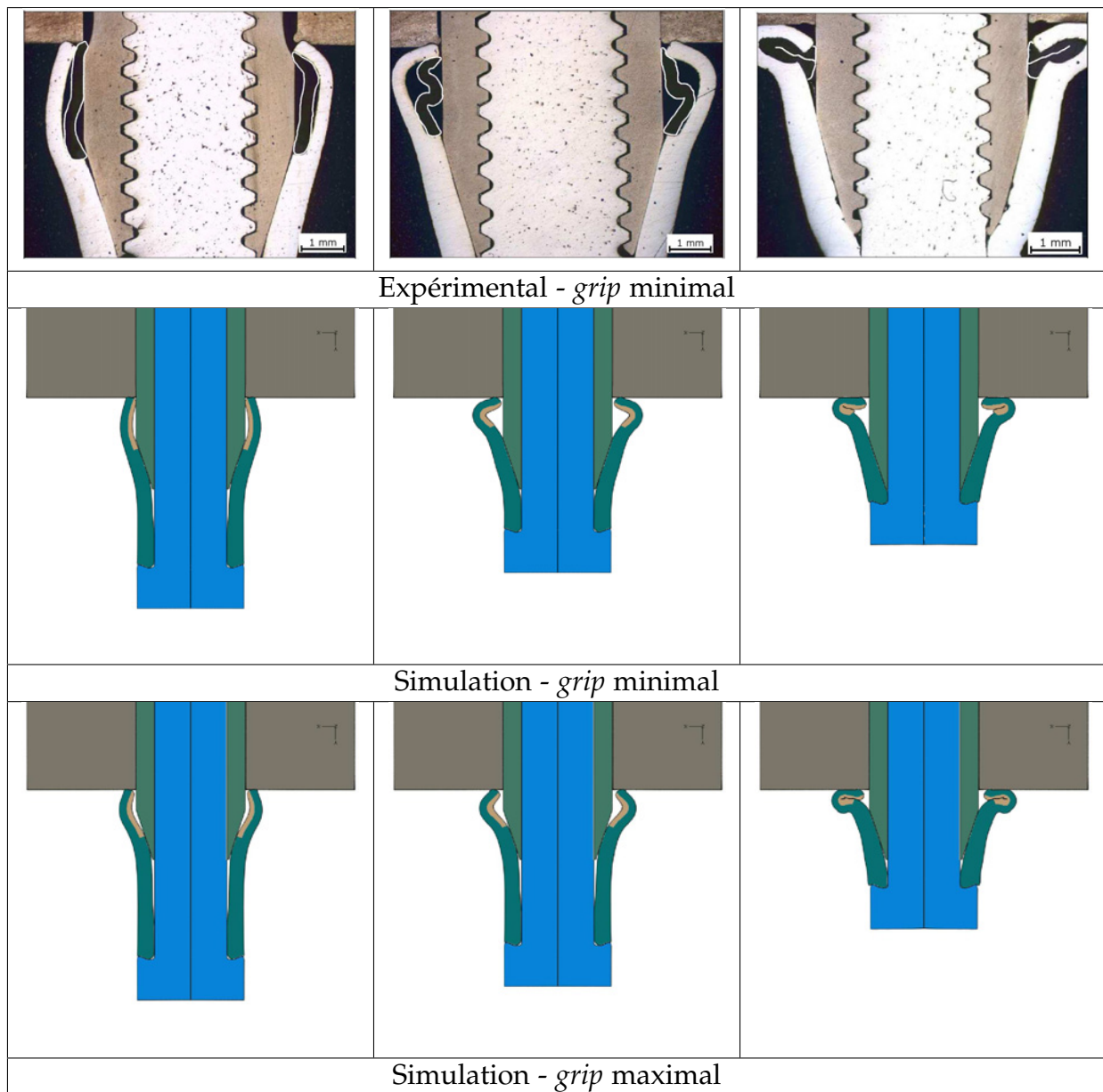


FIGURE 3.5 – Comparaison de la séquence d'installation

3.1.2.7 Comparaison quantitative

La rupture de la vis centrale n'est pas prise en compte dans ce modèle. La fin de l'installation, c'est-à-dire le déplacement au deuxième step, doit être déterminé différemment. L'approche choisie consiste à observer la force de traction appliquée sur la vis au *grip* minimal. Dans ce cas, la rupture de la vis a lieu lorsque celle-ci entre en contact avec le corps de la fixation (par l'intermédiaire de la partie déformable). La valeur de la force « à rupture » est alors reportée au *grip* maximal. Elle permet d'obtenir la prétension obtenue à ce *grip*. On observe une différence de prétension entre le *grip* minimal et maximal, à même effort de traction, de manière identique aux observations expérimentales (voir figures 3.6 et 3.7).

On observe une bonne prévision de la charge au flambement, de la raideur dans la phase de formation du bulbe et de la prétension finale. La charge au flambement est particulièrement intéressante car c'est à cet instant que la surface de contact est la plus réduite entre le bulbe et la plaque assemblée. Par conséquent, la pression de contact engendre les dommages les plus importants.

La chute de prétension, après le flambement, est cependant minimisée en simulation. L'augmentation d'effort avant le flambement est plus soudaine numériquement. Ceci peut être dû au remplacement du mouvement de rotation par un mouvement de translation.

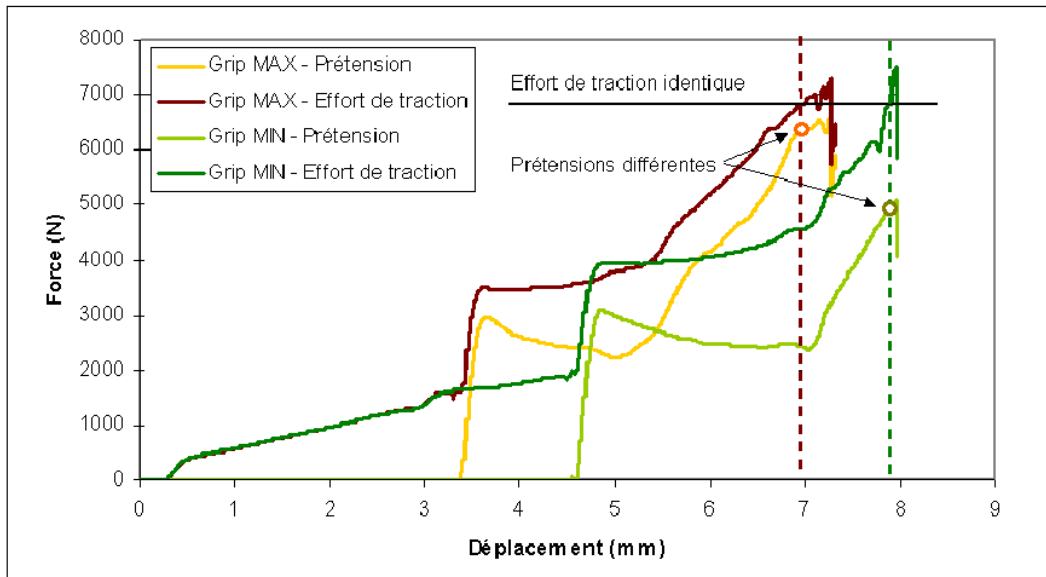


FIGURE 3.6 – Comparaison de la prétension et des efforts de traction pour le *grip* minimal et maximal (modèle axisymétrique)

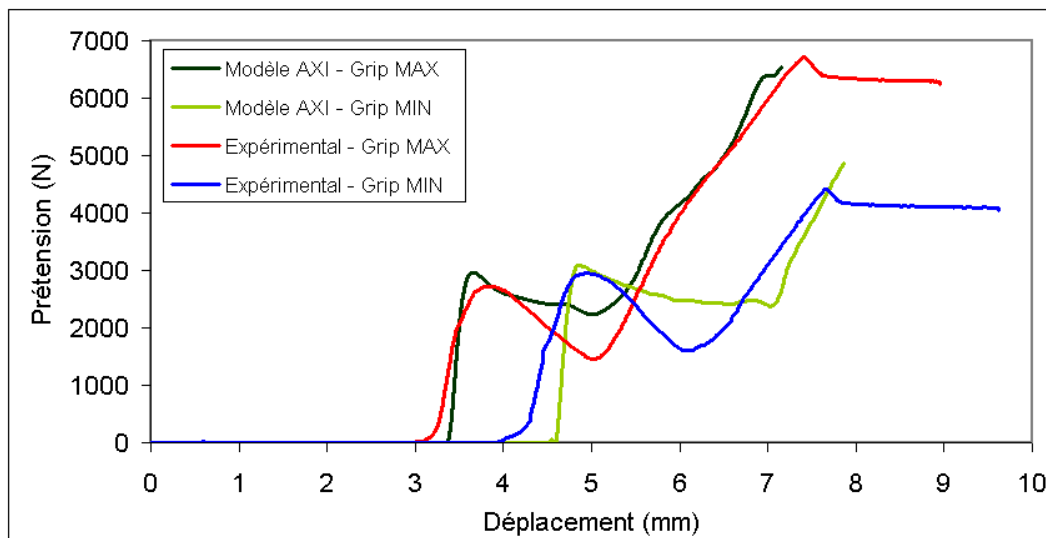


FIGURE 3.7 – Comparaison de la prétension à l'expérimental pour le *grip* minimal et maximal

La figure 3.8 montre l'impact de l'installation sur une plaque en aluminium, en condition de *grip* minimal. L'emplacement du point d'impact est bien simulé, de même que le repoussement de l'aluminium vers le perçage (A) mais l'amplitude de la déformation au

droit du point d'impact (B) est sous-estimée par le modèle (environ $80\mu\text{m}$ sur les coupes micrographiques, pour environ $40\mu\text{m}$ en simulation).

L'enroulement de l'insert est moins marqué en simulation, sûrement du fait de problèmes d'accrochage au niveau des surfaces de contact. Expérimentalement, cet enroulement est moins présent au *grip* maximal et la corrélation devrait être meilleure, mais aucune installation n'a été réalisée dans ces conditions dans des éprouvettes aluminium.

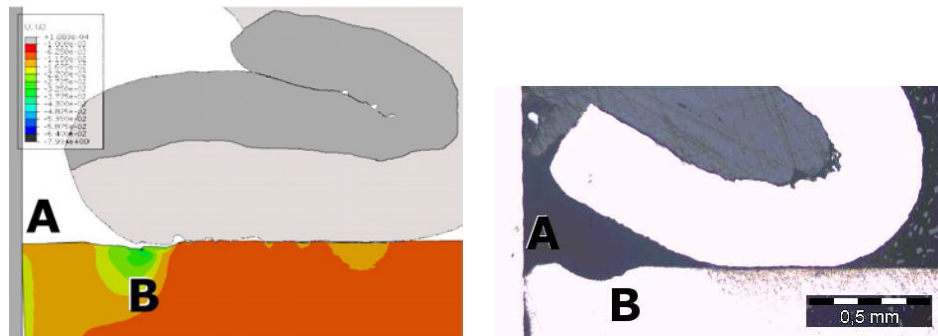


FIGURE 3.8 – Aperçu de l'impact de l'installation sur une plaque en aluminium

3.1.2.8 Influence des caractéristiques matériau

Devant l'absence de données matériau précises, une étude de sensibilité a été menée sur les matériaux de la partie déformable et de l'insert. Leurs influences respectives sont présentées en figures 3.9 et 3.10. De manière logique, l'augmentation des coefficients A et B entraîne une augmentation de la charge au flambement et de la prétension installée. Les paramètres menant aux meilleures corrélations seront utilisées pour la suite de l'étude (pour l'acier s304 : $A = 310 \text{ MPa}$, $B = 350 \text{ MPa}$, pour l'acétal : $A = 50 \text{ MPa}$, $B = 80 \text{ MPa}$).

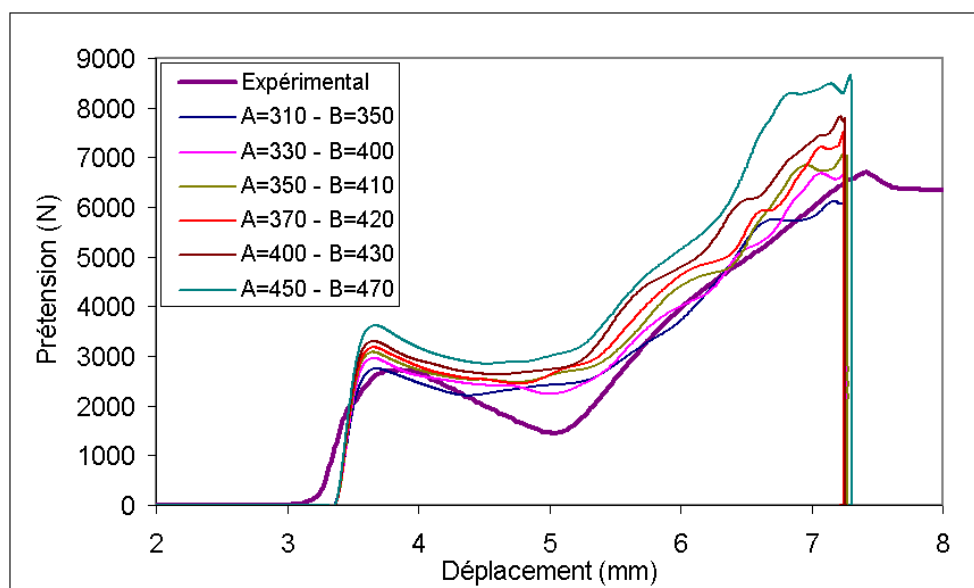


FIGURE 3.9 – Influence des caractéristiques matériau de la partie déformable sur la prétension à l'installation

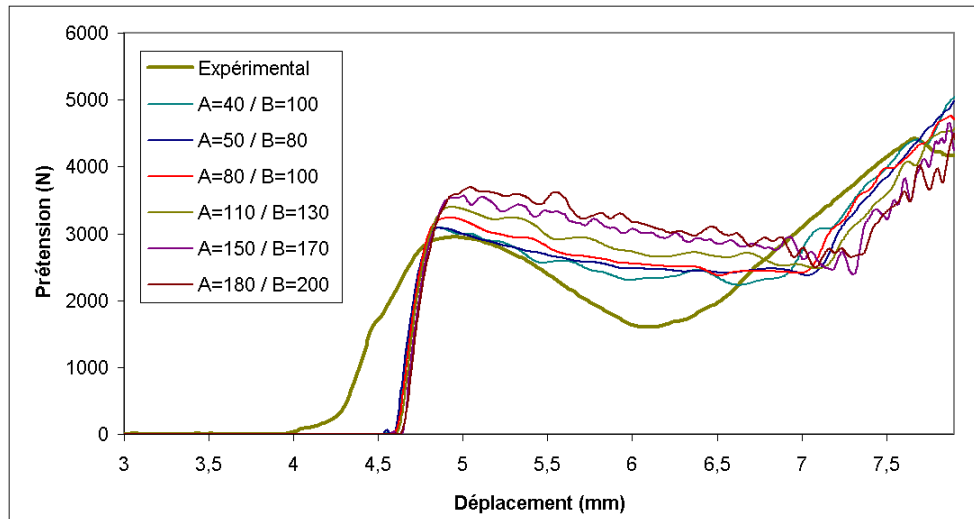


FIGURE 3.10 – Influence des caractéristiques matérielles de l'insert sur la prétension à l'installation

3.1.2.9 Influence de la tête des fixations

La simulation de l'installation pour les différentes têtes de fixation (protubérante, fraisée 100° et fraisée 130°) montre des résultats quasi-identiques en terme de prétension installée (voir figure 3.11).

L'étude expérimentale a montré que la tête des fixations n'avait pas d'influence sur la prétension installée, car l'ensemble des phénomènes se déroulent du côté aveugle.

3.1.3 Modèle tridimensionnel

Les objectifs principaux du modèle d'installation tridimensionnel sont d'une part de pouvoir évaluer l'impact des fixations sur des stratifiés composites lors de l'installation et, d'autre part, de pouvoir être intégré à un modèle de plus haut niveau, tel qu'un essai de simple cisaillement ou de pull-through.

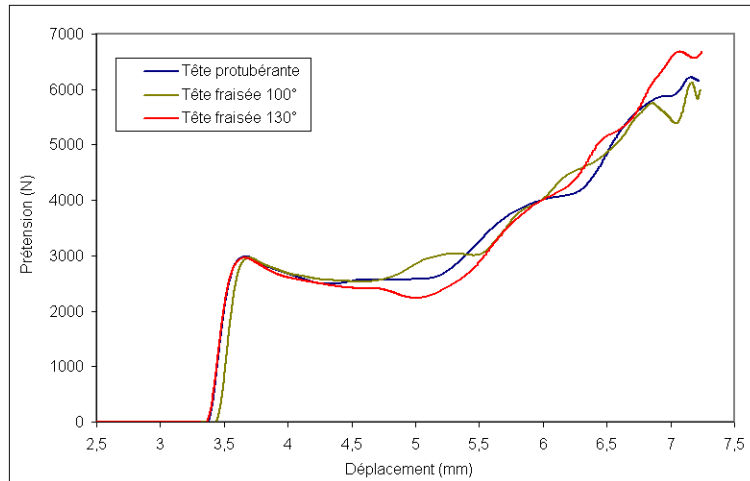
Le modèle axisymétrique ayant montré l'absence d'influence de la tête sur le processus d'installation, nous nous intéressons uniquement au côté aveugle des spécimens. Nous utiliserons les lois matérielles ayant montré la meilleure corrélation pour le modèle axisymétrique.

Le spécimen retenu comporte deux stratifiés de 16 plis unidirectionnels et une cale en aluminium, de façon à représenter une éprouvette d'installation de *ComposiLoks* utilisée expérimentalement (voir figure 3.12). Le matériau composite est de l'IMA/M21E. Le drapage est $[+45, 0, -45, 90]_{2s}$.

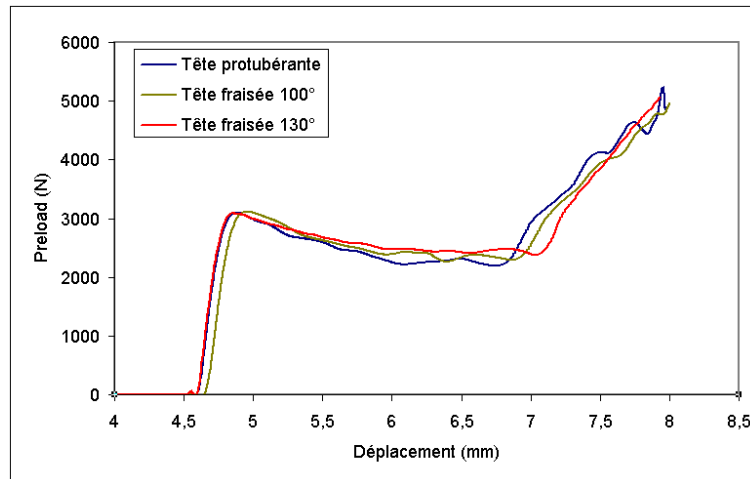
En continuité du modèle axisymétrique, le solveur explicite est utilisé, avec une parallélisation en domaines sur quatre processeurs. Le modèle comporte environ 160 000 degrés de liberté, pour un temps de calcul d'environ 5 heures.

3.1.3.1 Lois matériaux

D'après les observations sur le modèle axisymétrique, les contraintes dans le corps de la fixation et la tige centrale sont inférieures à la limite élastique des matériaux considérés. De plus, la rupture de la fixation n'est pas étudiée. Le corps de la fixation et la tige centrale sont donc considérés comme des corps rigides pour diminuer le temps de calcul.



grip minimal



grip maximal

FIGURE 3.11 – Influence de la forme de la tête sur la prétension à l'installation

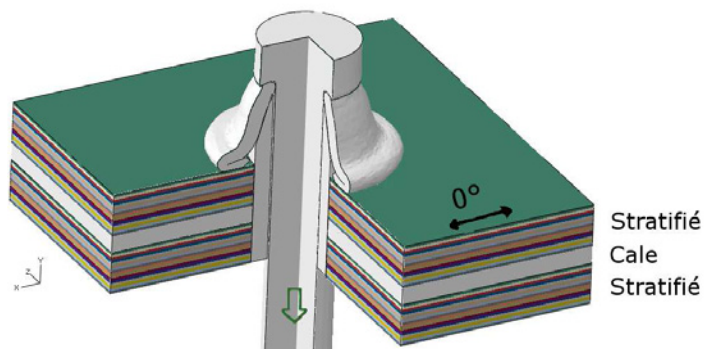


FIGURE 3.12 – Aperçu du modèle tridimensionnel d'installation, en configuration déformée

L'acier inoxydable s304 de la pièce déformable suit une loi de Johnson-Cook avec les paramètres $A = 310$ MPa, $B = 350$ MPa et $n = 0,3$ (voir section 3.1.2.2).

Des propriétés de type « Engineering Constants » sont introduites pour rendre compte du comportement élastique du stratifié, en assignant l'orientation réelle à chaque pli.

Une routine utilisateur¹ est mise en place afin de calculer la valeur du critère de Hashin modifié pour chaque point d'intégration. Ce critère distingue :

- La rupture des fibres en traction :

$$r_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \quad (3.3)$$

- La rupture des fibres en compression :

$$r_{fc} = \frac{|\sigma_{11}|}{X_c} \quad (3.4)$$

- La rupture de la matrice en traction ($\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$) ou en compression ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$) :

$$r_{mt} = \left(\frac{\sigma_{11}}{2X_t} \right)^2 + \frac{\sigma_{22}^2}{Y_t Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \sigma_{22} \left(\frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \right) \quad (3.5)$$

avec X_t et X_c les résistances sens long respectivement en traction et compression, Y_t et Y_c les résistances sens travers respectivement en traction et compression, S_{12} et S_{13} les résistances en cisaillement.

Les données élastiques et les valeurs à rupture de l'IMA-M21E sont répertoriées dans le tableau 3.3.

$E_l = 180$ GPa	$G_{12} = G_{13} = 6$ GPa	$\nu_{12} = \nu_{13} = 0,34$
$E_t = E_z = 10$ GPa	$G_{23} = 3$ GPa	$\nu_{23} = 0,5$
$X_t = 2800$ MPa	$Y_t = 80$ MPa	$S_{12} = S_{13} = 100$ MPa
$X_c = 1750$ MPa	$Y_c = 204$ MPa	

TABLE 3.3 – Données matériau de l'IMA-M21E

3.1.3.2 Résultats

Afin d'étudier l'impact de l'installation sur le stratifié composite, il est intéressant d'observer la répartition de la pression de contact entre le bulbe et le stratifié ainsi que son évolution au cours du temps (voir figure 3.13). L'utilisation d'un maillage tétraédrique, couplée aux grandes déformations, entraîne une répartition peu uniforme de la pression de contact, menant à des pics de pression localisés.

La visualisation du critère de Hashin pour les différents endommagements (fibre et matrice, en traction et compression), montre une répartition dans le plan superposable aux zones matées observées expérimentalement (voir figure 3.14). L'endommagement est globalement limité au premier pli, sauf au point de contact (voir figure 3.15).

On retrouve les deux zones concentriques de matage observées expérimentalement (voir section 2.2.3). La première zone est localisée au point de contact avant flambement. Elle correspond aux plus fortes pressions observées numériquement, ce qui corrobore les constatations expérimentales. La seconde zone est plus répartie et correspond à la formation du

1. VUSDFLD : Vectorized User Field [Simulia, 2008]

bulbe, c'est à dire à la fois à la pression de contact et au glissement de la partie déformable sur la surface du stratifié.

La comparaison de la forme du bulbe et de la déformation des premiers plis en contact avec le bulbe montre une bonne corrélation de la déformation des plis. Cependant, le bulbe est moins écrasé qu'expérimentalement. Ceci est certainement dû à la mauvaise simulation de la déformation de l'insert.

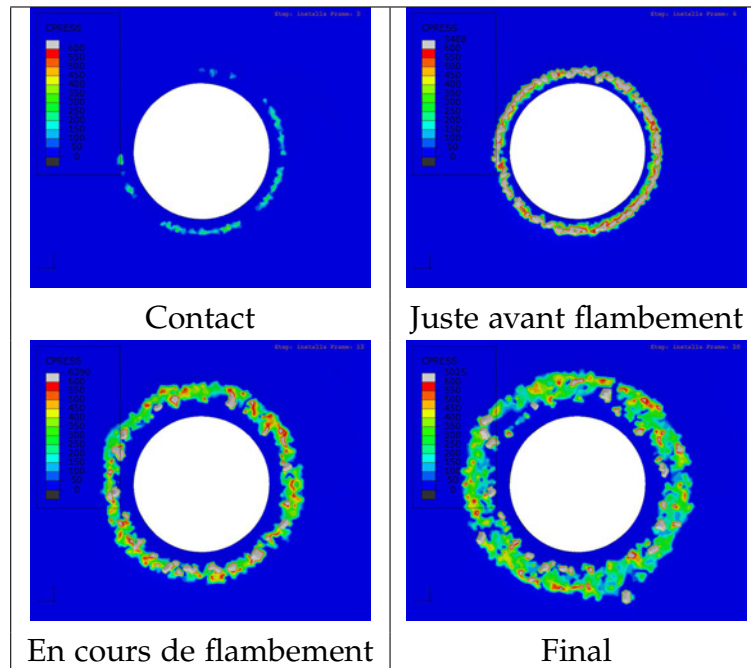
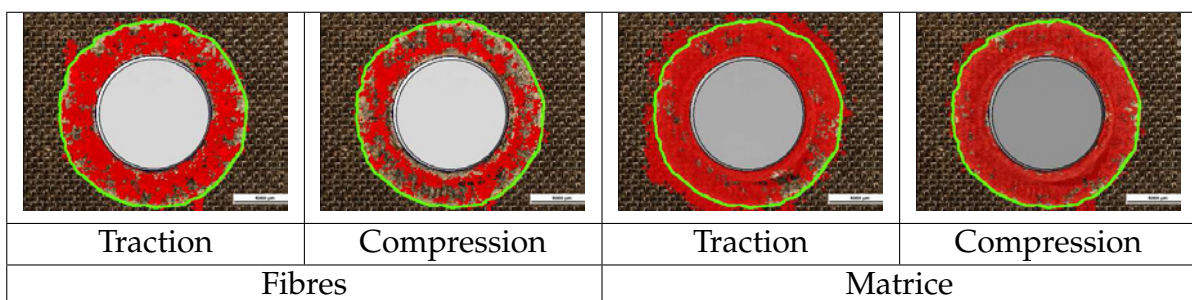


FIGURE 3.13 – Simulation de l'évolution des pressions de contact bulbe/pièce au cours de l'installation



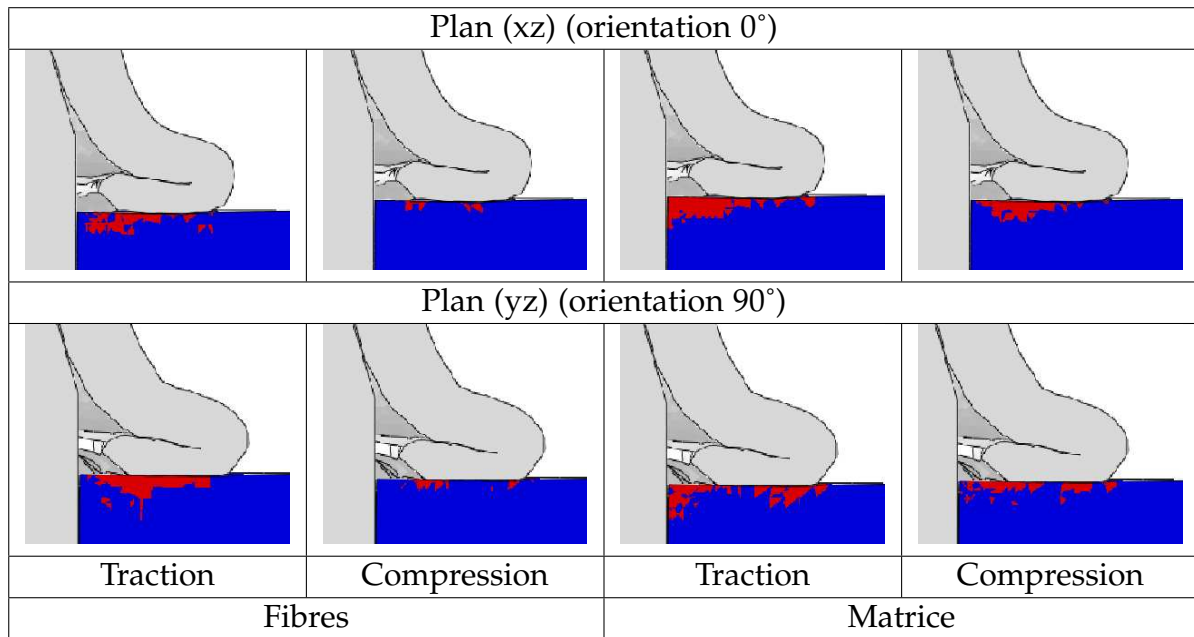
Les images en fond présentent une observation après démontage d'une fixation (*ComposiLok* tête protubérante au grip maximal). Les contours des zones matées sont surlignées en vert clair.

Les zones rouges correspondent aux endroits où le critère de rupture est atteint en simulation.

FIGURE 3.14 – Superposition de la valeur des critères de rupture sur une observation expérimentale

3.1.4 Synthèse de la simulation de l'installation

Cette partie a démontré la possibilité de simuler l'installation des *ComposiLoks* dans des éprouvettes en aluminium et en composite carbone/epoxy. Une bonne corrélation est observée en terme de prétension et d'impact sur les pièces assemblées, malgré une différence au niveau de la forme du bulbe. Cette différence est due à la difficulté de rendre compte de



Les zones rouges correspondent aux endroits où le critère de rupture est atteint

FIGURE 3.15 – Visualisation des endommagements dans le stratifié

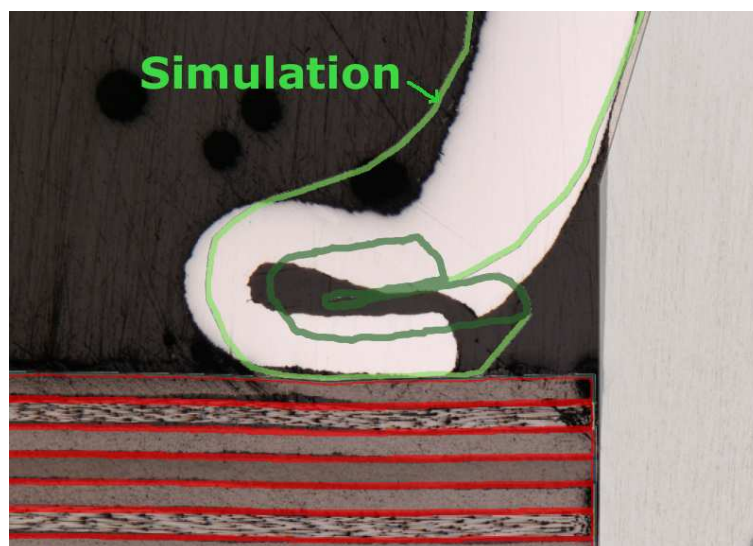


FIGURE 3.16 – Comparaison numérique/expérimentale de la forme du bulbe et de la déformation des premiers plis de composite

la très grande déformation de l'insert. La différence de comportement entre les *grip* minimal et maximal est correctement représentée, avec une différence de prétension d'environ 30%.

Une démarche d'identification des paramètres matériaux de la pièce déformable et de l'insert a été mise en place, en l'absence de données d'entrée précises. Leur influence est maintenant connue. Par exemple, une valeur plus élevée de la limite élastique augmente la charge au flambement, pouvant de ce fait générer des dommages plus importants au niveau du contact.

Le modèle tridimensionnel ouvre la voie à l'intégration des fixations aveugles dans des modèles de plus haut niveau, par exemple de simple cisaillement. L'état déformé et les contraintes résiduelles peuvent être fidèlement pris en compte.

Cette première étape validée, la démarche de *Virtual Testing* nécessite maintenant d'avoir un modèle de stratifié composite capable de représenter les sollicitations envisagées. Le comportement hors-plan ayant été retenu pour cette étude, l'objectif de la prochaine partie de ce chapitre est de développer un modèle de stratifié composite soumis à cette sollicitation.

3.2 Modélisation de l'endommagement d'un stratifié sous sollicitation hors-plan

L'objectif de cette partie est de représenter le comportement d'un stratifié composite soumis à une sollicitation hors-plan. Le scénario d'endommagement étant très proche de celui de l'impact, il s'agit ici d'évaluer l'applicabilité du modèle de Bouvet [Bouvet *et al.*, 2009] à la modélisation d'un essai de pull-through circulaire présenté en section 2.4.2. Ce modèle met en jeu l'alliance d'éléments cohésifs et d'éléments volumiques (présenté en section 1.2).

Cette étude se limite à une épaisseur (2,25mm) et une taille de fixation (4,8mm), il reste alors trois configurations, correspondant à un diamètre d'appui de 15mm, 20mm et 40mm.

3.2.1 Stratégie de modélisation

Afin de rendre compte de la fissuration matricielle en traction transverse et cisaillement, chaque pli est décomposé en mèches, dans le sens des fibres. Chaque mèche est composé d'un élément dans les sens transverse et hors-plan, et de nombreux éléments dans le sens long (voir figure 3.17). Les différentes mèches composant un pli sont reliées par des éléments cohésifs dits « de fissuration ». Chaque pli est alors relié à son ou ses voisin(s) immédiatement inférieur et/ou supérieur par des éléments cohésifs dits « de délaminage ». Le couplage entre la fissuration matricielle et le délaminage observé expérimentalement est ainsi pris en compte intrinsèquement.

L'implémentation du maillage est réalisé en Fortran, sa résolution utilise le solveur d'Abaqus.

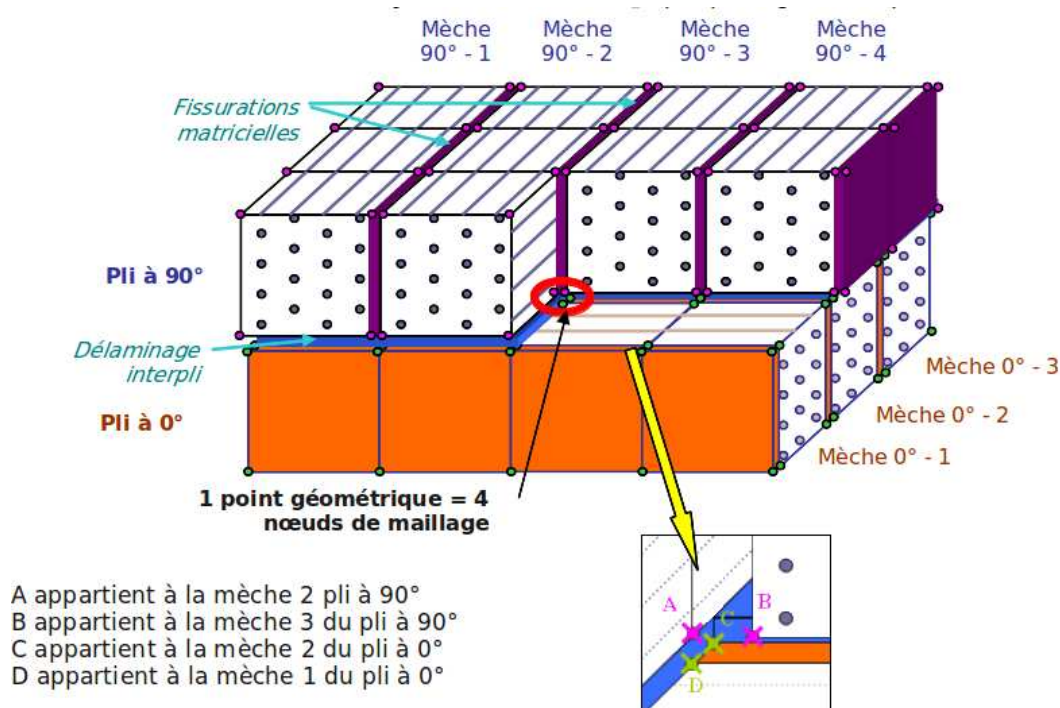


FIGURE 3.17 – Principe du modèle

La décomposition des plis en mèches, avec un maillage différent suivant leur orientation, engendre une complexité supplémentaire dans la gestion des éléments de délaminages, dont la forme diffère suivant l'orientation des plis en vis-à-vis (voir figure 3.18).

Ainsi, une interface mettant en jeu des plis à 0° et à 90° , tous deux à base carrée, entraînera des éléments de délaminage à base carrée. Un pli à $\pm 45^\circ$ et un pli à 0° ou 90° mèneront à des éléments de délaminage à base triangulaire rectangle.

Le modèle initial ne comprenant pas d'interface permettant de relier deux plis à $\pm 45^\circ$, celle-ci a été développée pour cette étude. La présence de deux éléments ayant une base de parallélogramme, symétriquement opposés, offre plusieurs possibilités pour la création des éléments de délaminage. Celle retenue consiste à créer des éléments cohésifs à base triangulaire rectangle, d'aire égale à la moitié de ceux décrits précédemment. Ceci nécessite la création de noeuds supplémentaires et l'établissement de contraintes de collage entre ces nouveaux noeuds et les mèches correspondantes. Le modèle permet ainsi de représenter n'importe quel stratifié avec des orientations multiples de 45° .

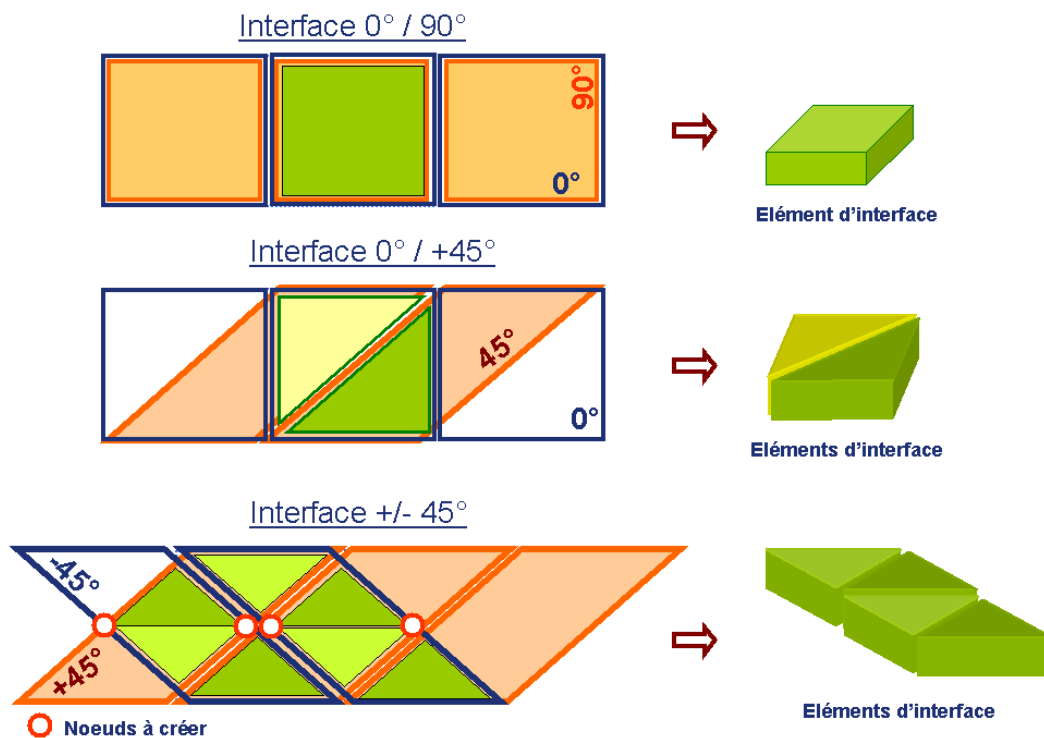


FIGURE 3.18 – Interfaces de délaminage

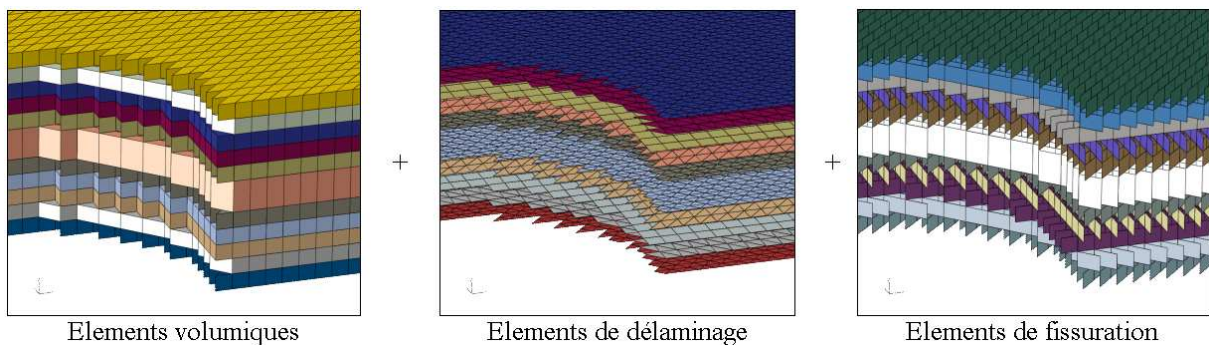


FIGURE 3.19 – Décomposition du modèle, détail en bord de perçage

Le perçage a lui aussi été introduit pour les besoins de cette étude. Il est réalisé par la suppression des noeuds et des éléments se trouvant dans la zone percée. Du fait de la discrétisation de la surface cylindrique du trou par des éléments parallélépipédiques, une

correction est effectuée sur le diamètre du perçage modélisé. Cette correction est de l'ordre de la longueur d'un élément, afin de se rapprocher des conditions réelles (voir figure 3.20). Ce perçage introduit néanmoins des discontinuités géométriques importantes. L'initiation des dommages observés expérimentalement est généralement éloignée du perçage, sauf dans le cas du splitting. Il a été montré a posteriori que l'influence de cette discrétisation est limitée.

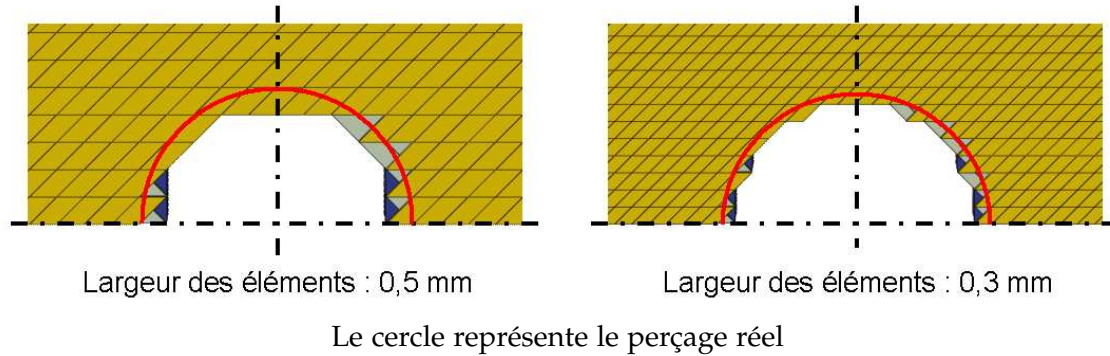


FIGURE 3.20 – Aperçu de la discrétisation au niveau du perçage

Pour réduire le temps de calcul, une moitié seulement du stratifié est modélisée. Le drapage du stratifié ($[+45, -45, 0, 90, +45, -45]_s$) et l'orientation des fibres qui en découle doit être pris en compte. Pour ce faire, une antisymétrie axiale d'axe coïncidant à celui du trou est mise en place à l'aide d'un ensemble d'équations entre les déplacements des nœuds du plan (Oxz).

Les flexibilités de la tête de la fixation ainsi que de la plaque d'appui sont négligées, permettant l'introduction de corps rigides analytiques pour modéliser ces deux pièces. L'effort est introduit par un déplacement de la tête de la fixation. Le contact est mis en place sur l'ensemble du modèle à l'aide du « general contact ». Cette solution répartit les surfaces de contact sur les différents domaines de résolution, lors d'un calcul effectué sur plusieurs processeurs en parallèle.

Le modèle complet est présenté sur la figure 3.21, pour un diamètre d'appui de 20mm.

3.2.2 Lois de comportement

La suite Abaqus permet l'introduction de lois de comportement spécifiques par le biais de sous-routines utilisateur dont la sous-routine VUMAT (*Vectorized User MATerial*) pour Abaqus/Explicit. Cette sous-routine prend en charge à la fois le comportement élastique et l'endommagement, pour l'ensemble des éléments.

De la même manière que pour le modèle original, la fissuration transverse est représentée en calculant un critère quadratique (équation (3.6)) sur les éléments volumiques.

$$\left(\frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2}{S^2} \right) \leq 1 \quad (3.6)$$

Avec Y_T la résistance en traction transverse d'un pli et S celle en cisaillement.

Le comportement des **éléments cohésifs de fissuration** transverse est représenté par une raideur unique K_f (équation (3.7)). Celle-ci est choisie suffisamment grande à l'état initial (5.10^5 N/mm^3) pour rendre compte du comportement non endommagé.

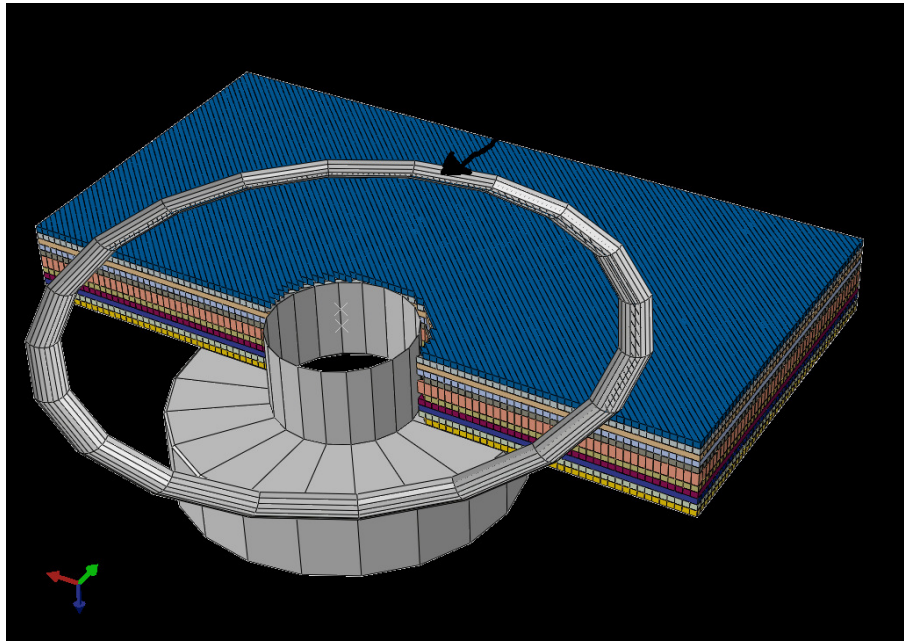


FIGURE 3.21 – Vue d'ensemble du modèle

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{pmatrix} = K_f \begin{pmatrix} d_{33} \\ d_{13} \\ d_{23} \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

où σ_{33} représente la contrainte normale à l'interface, et τ_{13} et τ_{23} les contraintes de cisaillement. Les quantités d_{33} , d_{13} et d_{23} représentent les déplacements correspondants. L'épaisseur (fictive) des éléments cohésifs étant prise égale à l'unité, ces quantités sont équivalentes aux déformations de ces éléments d'interface.

Chaque élément cohésif de fissuration (figure 3.22, M) interroge ses deux éléments volumiques voisins (figure 3.22, V1 et V2). Cet élément est considéré comme rompu lorsque le critère est atteint pour au moins l'un des deux éléments volumiques. Sa raideur est alors abaissée à une valeur proche du zéro. La rupture de ces éléments cohésifs est donc régie par les contraintes des éléments volumiques voisins et non de ses propres contraintes σ_{33} , τ_{13} et τ_{23} . Cette démarche a l'avantage de limiter les phénomènes de localisation.

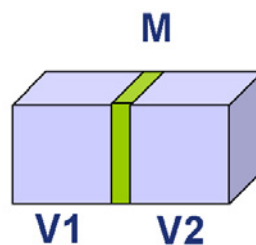


FIGURE 3.22 – Élément cohésif de fissuration matricielle, et ses éléments voisins

Le comportement des **éléments de délaminage** n'est plus géré à l'aide d'un critère en contrainte maximale comme dans le modèle original [Bouvet *et al.*, 2009]. Des éléments cohésifs adoucissants sont maintenant utilisés pour dissiper le taux de restitution d'énergie de l'interface [Valoroso et Champaney, 2006].

L'interaction entre les modes est introduite via un critère linéaire :

$$\frac{G_I}{G_I^c} + \frac{G_{II}}{G_{II}^c} + \frac{G_{III}}{G_{III}^c} = 1 \quad (3.8)$$

Deux raideurs sont introduites : K_I en mode I et K_{II} en mode II (équation (3.9)). En l'absence de valeurs concernant le taux de restitution d'énergie critique en mode III, les modes II et III sont considérés équivalents.

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_I \\ K_{II} \\ K_{II} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} d_{33} \\ d_{13} \\ d_{23} \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

Une approche en taux de restitution d'énergie est choisie, pour la détermination du ratio entre les raideurs en mode I et II, et pour la décroissance de la raideur après endommagement.

Nous définissons alors les valeurs d'ouverture :

- en mode I : $d_I = d_{33}$
- en mode II : $d_{II} = \sqrt{d_{13}^2 + d_{23}^2}$

Le critère d'initiation du délaminage est basé sur un déplacement maximal, en mode mixte. Pour cela nous introduisons :

- les ouvertures critiques : $d_I^0 = \frac{\sigma^r}{K_I^0}$ et $d_{II}^0 = \frac{\tau^r}{K_{II}^0}$
- l'ouverture équivalente : $d_{eq} = \sqrt{d_I^2 + \left(\frac{d_I^0}{d_{II}^0} d_{II}\right)^2}$ en traction ($d_I > 0$),
 $d_{eq} = d_{II} + \lambda \cdot d_I$ en compression ($d_I < 0$).

Le paramètre λ est défini afin de prendre en compte l'effet positif de la compression sur l'initiation du délaminage, comme observé par Hou et Petrinic [Hou *et al.*, 2001]. Les contraintes σ^r et τ^r sont respectivement les résistances en traction transverse et en cisaillement. L'évolution exponentielle des contraintes associées en mode I et II est donnée par les équations (3.10a) et (3.10b) et représentée en figure 3.23.

$$\sigma_I = \sigma_I^0 \cdot \exp\left(-\beta \left(d_{eq} - d_I^0\right)\right) \frac{d_I}{d_{eq}} \quad (3.10a)$$

$$\sigma_{II} = \sigma_{II}^0 \cdot \exp\left(-\beta \left(d_{eq} - d_I^0\right)\right) \frac{d_{II}}{d_{eq}} \frac{d_I^0}{d_{II}^0} \quad (3.10b)$$

Le paramètre β est déterminé de sorte à dissiper le taux de restitution critique associé au mode I (G_I^c) pour un déplacement infini dans ce mode¹. On impose donc :

$$\beta = \left(G_I^c \sigma_I^0 - \frac{d_I^0}{2}\right)^{-1} \quad (3.11)$$

1. C'est à dire avoir $G_I^c = \int_0^\infty \sigma_I dd_I = \sigma_I^0 \int_0^\infty \exp(-\beta (d_{eq} - d_I^0)) \frac{d_I}{d_{eq}} dd_I$

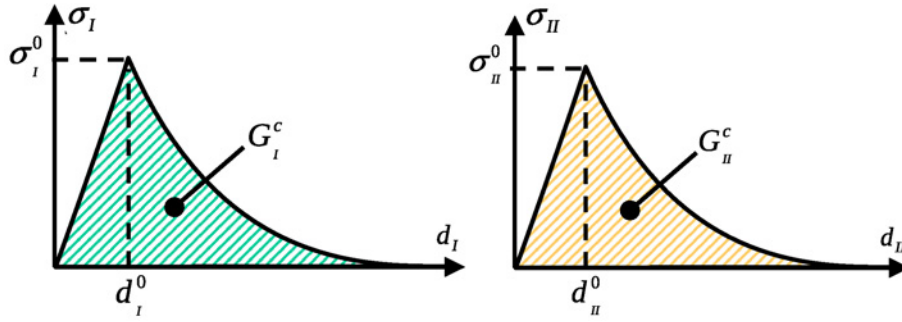


FIGURE 3.23 – Evolution des raideurs en mode I et II

De la même manière, on cherche à dissiper le taux de restitution d'énergie critique associé au mode II (G_{II}^c) pour un déplacement d_{II} infini². La raideur en mode II est donc donnée par :

$$K_{II}^0 = \frac{(\sigma_{II}^0)^2}{G_{II}^c} \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{\beta d_I^0} \right) \quad (3.12)$$

Cette formulation permet de garder le même coefficient β qu'en mode I.

Il reste alors à fournir au modèle comme paramètres matériaux σ_I^0 (égal à σ^r), σ_{II}^0 (égal à τ^r), G_I^c et G_{II}^c . La constante restante, K_I^0 , raideur des éléments de délaminage en mode I dans leur état non endommagé (idéalement infinie), est à choisir par le biais de considérations numériques. Elle vaut dans notre cas $2,5 \cdot 10^5 \text{ N/mm}^3$.

La valeur de G_I^c est connue assez précisément, mais uniquement pour des stratifiés unidirectionnels (essai « standard » G_I^c [Airbus, 1994]). De nombreux auteurs comme Polaha [Polaha *et al.*, 1996] ou Andersons [Andersons et König, 2004] ont cependant souligné l'influence des orientations sur la valeur de ce taux de restitution d'énergie. En première approximation, les valeurs obtenues par essai sur des éprouvettes unidirectionnelles seront utilisées.

Le mode II pose des problèmes plus complexes du fait de la propagation plus aléatoire des délaminages dans ce mode. En effet, les délaminages quittent fréquemment l'interface interpli pour se propager au sein des plis (comme observé dans ces essais). Ceci est probablement dû à la présence de nodules thermoplastiques dans la couche de résine interfaciale. Ce phénomène entraîne des valeurs de G_{II}^c très importantes. Nous utiliserons ici une valeur moyenne, indépendante de l'évolution de la propagation, artificiellement augmentée vis-à-vis des résultats d'essai, pour rendre compte de cette propagation chaotique.

La rupture de fibre est pilotée par deux critères en déformation maximale (voir équations (3.13a) et (3.13b)). Lorsque l'un des critères est atteint, les caractéristiques élastiques des éléments volumiques sont réduites à une valeur proche de zéro (sauf E_{22} et E_{33}).

$$\varepsilon_{11} \leq \varepsilon_{11}^{max} \quad (3.13a)$$

$$\gamma_{13} \leq \gamma_{13}^{max} \quad (3.13b)$$

Les caractéristiques matériau utilisées sont présentées dans le tableau 3.4.

2. C'est à dire avoir $G_{II}^c = \int_0^\infty \sigma_{II} dd_{II} = \sigma_{II}^0 \int_0^\infty \exp(-\beta(d_{eq} - d_I^0)) \frac{d_{II}}{d_{eq}} \frac{d_I^0}{d_{II}^0} dd_{II}$

$E_l = 180 \text{ GPa}$	$G_{12} = G_{13} = 6 \text{ GPa}$	$\nu_{12} = \nu_{13} = 0,34$
$E_t = E_z = 10 \text{ GPa}$	$G_{23} = 3 \text{ GPa}$	$\nu_{23} = 0,5$
$X_t = 2800 \text{ MPa}$	$Y_t = 80 \text{ MPa}$	$S_{12} = S_{13} = 100 \text{ MPa}$
$X_c = 1750 \text{ MPa}$	$Y_c = 204 \text{ MPa}$	$\varepsilon_{11}^{max} = 0,014$
$G_I^c = 220 \text{ J/m}^2$	$G_{II}^c = 5000 \text{ J/m}^2$	$\gamma_{13}^{max} = 0,055$

TABLE 3.4 – Données matériau de l'IMA-M21E

3.2.3 Méthodes de résolution numérique

Le choix s'est porté sur le solveur Explicite d'Abaqus car le modèle était initialement dédié à l'impact et pour des raisons de simplicité de convergence en dépit de nombreuses discontinuités et non-linéarités. La possibilité de mettre en place un contact global, sans préciser les paires individuellement, est aussi un avantage¹.

Le bon comportement de l'algorithme explicite en parallélisation a été aussi un critère de choix. Les temps de calcul ont été comparés pour 1, 2, 4 et 8 processeurs (voir figure 3.24), pour une configuration donnée (diamètre d'appui de 15mm). Cette étude montre un très bon *speedup* pour deux processeurs, mais une diminution du gain à partir de quatre processeurs. Le passage de 4 à 8 processeurs laisse inchangé le temps de calcul, mais double le temps CPU¹.

L'existence d'un optimum assez bas en termes de nombre de processeurs découle probablement de l'utilisation d'équations pour les conditions de symétrie, qui empêchent une répartition convenable du modèle en sous-domaines de charge de calcul égales. Pour deux processeurs, la charge est répartie équitablement (50% pour chaque domaine), mais ensuite une zone indivisible représentant 37% du système subsiste pour un nombre de domaines supérieur, déséquilibrant la charge de calcul. Le temps de calcul et la charge relative du domaine le plus grand, en fonction du nombre de processeurs, suivent la même tendance, prouvant le lien entre l'existence d'un *speedup* maximum et la répartition de la charge entre les domaines.

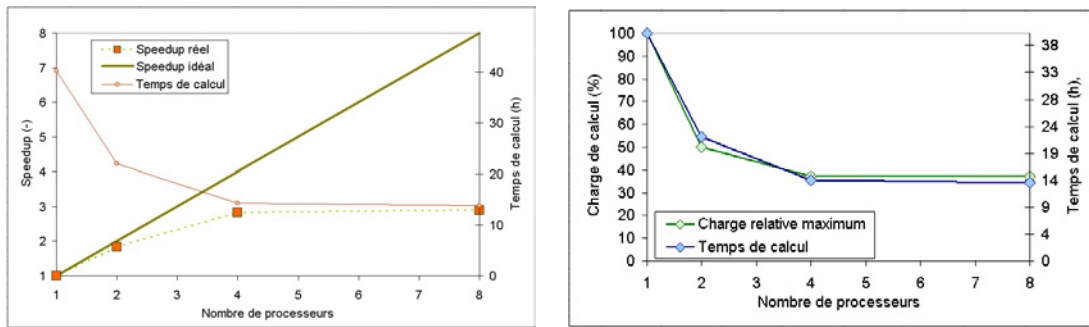
3.2.3.1 Sensibilité à la taille des éléments

La taille des éléments est déduite du nombre d'éléments imposés sur la largeur de l'éprouvette. Le tableau 3.5 indique le nombre d'éléments pour les différents modèles mis en place, pour les trois diamètres d'appui. La taille des éléments varie de 0,2 à 0,5mm suivant les configurations, avec un nombre de degrés de liberté de 900 000 à 2 400 000, et une répercussion directe sur le temps de calcul (de l'ordre de 24 heures CPU dans le premier cas, jusqu'à 64 heures CPU dans le second).

La figure 3.25 montre les courbes effort/déplacement correspondant au diamètre d'appui de 40mm, pour une longueur des éléments de 0,3mm et 0,5mm. La raideur et la rupture structurale restent proches dans les deux configurations (la différence est d'environ 4%), indiquant une faible sensibilité à la taille du maillage pour les valeurs considérées. La différence de temps de calcul et de taille de fichiers de sortie étant elle importante (de l'ordre du double), les calculs ont été menés avec la taille d'éléments la plus grande pour ce diamètre.

1. Le contact global est disponible sous Abaqus/Standard à partir de sa version 6.9. La version utilisée dans cette étude est Abaqus 6.8

1. L'attribution des ressources de calcul se faisant en termes d'heures CPU, il apparaît judicieux de mener les calculs sur 4 processeurs



Nombre de processeurs	Temps de calcul	Temps CPU	Speedup	Charge relative maximale
1	40 :30	40 :30	1	100 %
2	22 :06	44 :12	1,8	50 %
4	14 :20	57 :24	2,8	37 %
8	13 :58	111 :44	2,9	37 %

FIGURE 3.24 – Evolution du temps de calcul avec le nombre de processeurs utilisés

Pour les diamètres 15mm et 20mm, le nombre de degrés de liberté reste raisonnable pour des tailles d'élément respectivement de 0,2mm et 0,3mm. Ces valeurs seront donc retenues.

Diamètre d'appui (mm)	Nb éléments par côté	Taille des éléments (mm)	Nombre d'éléments	Nombre de noeuds	Nombre de ddl
15	100	0,2	230 000	293 000	890 000
20	100	0,3	236 000	300 640	914 000
40	100	0,5	238 550	304 000	925 000
	160	0,3	610 000	772 000	2 336 000

TABLE 3.5 – Taille du modèle pour les différents diamètres

3.2.4 Comparaison à l'expérimental

Les résultats numériques sont comparés aux résultats expérimentaux en terme de courbe effort/déplacement, et en terme de scénario d'endommagement (à l'aide des coupes micrographiques et des cartographies de délaminage).

3.2.4.1 Comportement global

La figure 3.26 montre la comparaison des courbes force/déplacement pour les trois diamètres d'appui, entre les données expérimentales et la simulation.

La raideur initiale est bien représentée pour les trois diamètres d'appui, avec une erreur de respectivement 12%, 20% et 3% pour les diamètres 15mm, 20mm et 40mm.

Le premier bruit audible, correspondant à la rupture structurale, est signalé par une croix sur la courbe expérimentale. Le premier délaminage en simulation est lui aussi signalé par une croix sur la courbe de simulation. Cette rupture structurale est correctement prédite en simulation, avec une erreur de 3% à 5%.

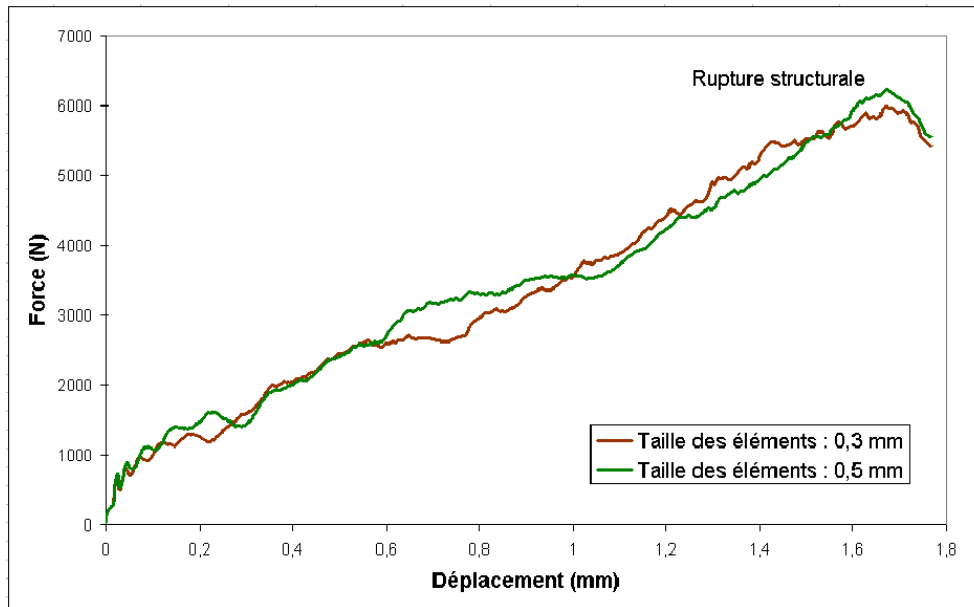


FIGURE 3.25 – Influence de la taille des éléments sur le comportement élastique et la rupture structurale

Le plateau au niveau de la rupture structurale est cependant plus marqué en simulation, et la reprise de raideur après la rupture structurale est moins franche qu'expérimentalement pour les diamètres 15mm et 20mm.

La distorsion excessive des éléments empêche pour le moment la résolution du système jusqu'à la rupture ultime pour les diamètre 20mm et 40mm. La rupture ultime expérimentale du diamètre 15mm est due à la rupture de la fixation, et n'est donc pas reproductible par le modèle actuel.

3.2.4.2 Endommagements

Observation post-mortem

L'observation extérieure post-mortem des éprouvettes montre un endommagement important en splitting du côté de l'appui, et un cisaillement du premier pli du côté de la tête, que l'on retrouve en simulation (voir figure 3.27).

L'étendue de l'aire délaminée pour une éprouvette de diamètre d'appui 40mm, observée post-mortem, montre une bonne corrélation (voir figure 3.28).

Essais arrêtés

Une comparaison est effectuée avec les essais arrêtés présentés dans la section 2.4.2.

La répartition des surfaces délaminées au cours de l'essai (en orange) et en simulation est représentée pour l'ensemble des diamètres d'appui en figure 3.29, juste après la rupture structurale (point B), puis pour une charge supérieure (point C). On observe une bonne corrélation.

La précision de la cartographie de délaminage expérimentale (réalisée par contrôle ultrasons manuel) est à prendre en compte, notamment au niveau de la zone proche du perçage. Les aires de délaminage ont tendance à être plus étendues lors de l'inspection par ultrasons, par rapport aux simulations numériques.

Comme indiqué sur la courbe effort/déplacement (figure 3.26), la rupture structurale

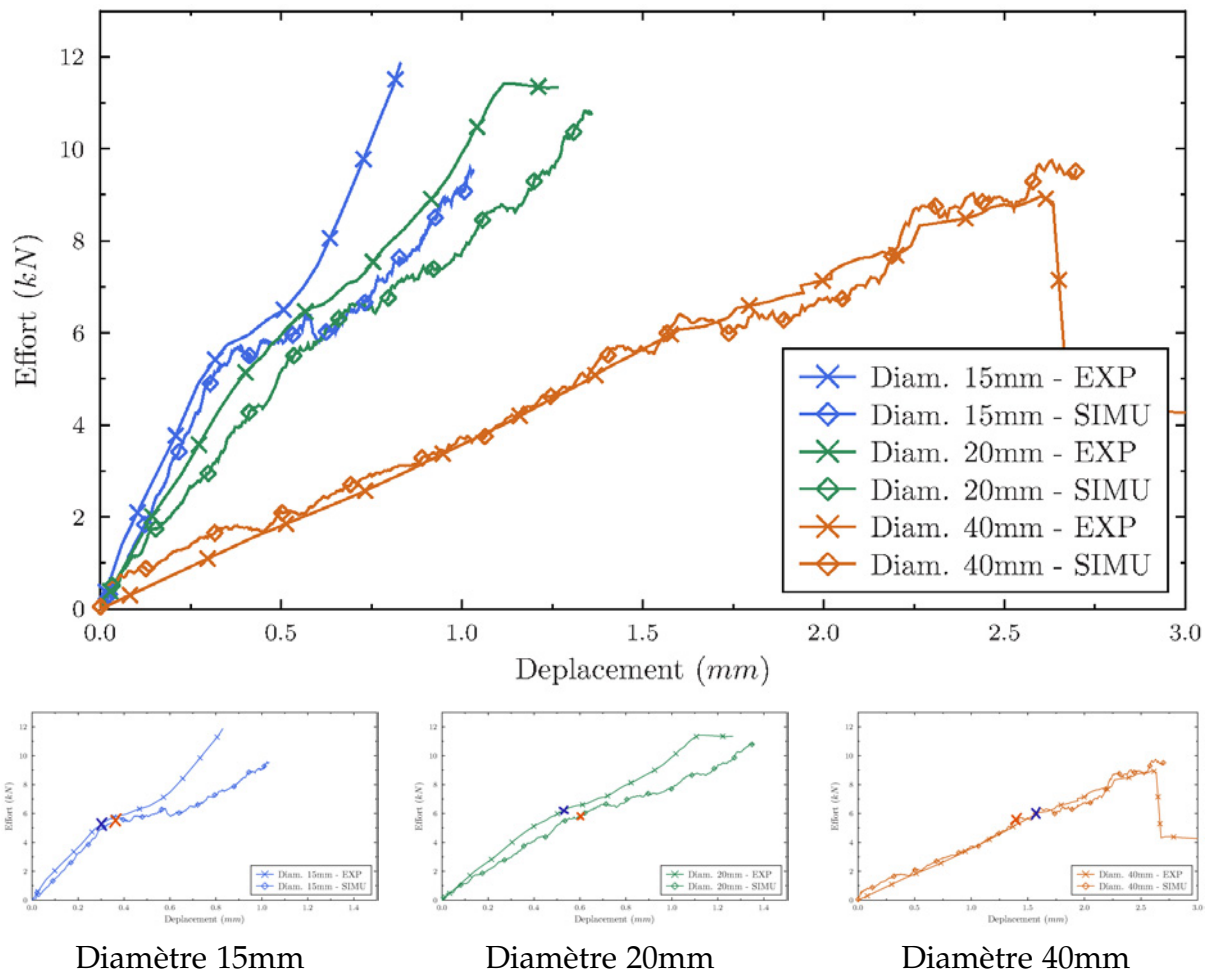


FIGURE 3.26 – Comparaison à l'expérimental en terme de comportement force/déplacement

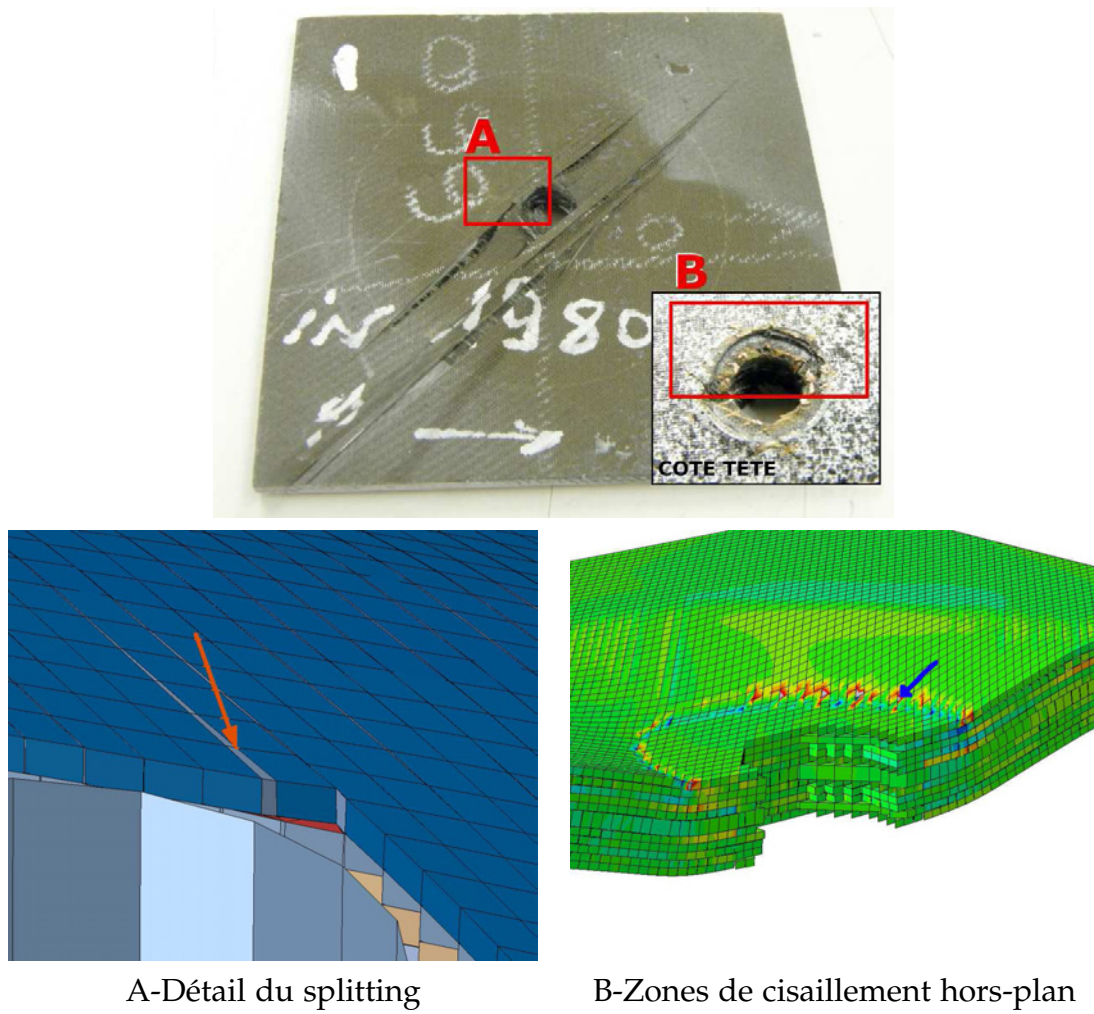


FIGURE 3.27 – Splitting et zones de cisaillement τ_{13} important

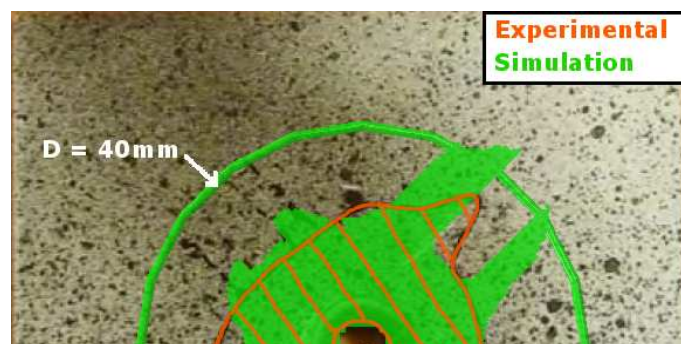


FIGURE 3.28 – Comparaison de l'étendue des délaminages, pour un diamètre de 40mm

coïncide avec le premier bruit audible, et le premier délaminage observé expérimentalement. Cette rupture structurale est donc due à l'initiation d'un délaminage. L'observation des taux de restitution d'énergie G_I et G_{II} montre une initiation en mode I, puis une propagation majoritairement en mode II.

Les zones de splitting sont particulièrement bien reproduites pour le diamètre 40 (représentées par les flèches rouges).

Des coupes micrographiques ont été réalisées pour un charge juste supérieure à la rupture structurale (voir figure 3.30). Une bonne corrélation des endommagements est à noter :

- On observe l'absence de délaminages dans le cylindre sous la tête de la vis, à l'exception de quelques-uns observés expérimentalement, du côté opposé à la tête de vis.
- La localisation et l'étendue des délaminages sont également fidèlement reproduits, si l'on considère la dispersion entre les différentes coupes micrographiques étudiées.
- Dans les plans considérés on observe une répartition correcte des fissurations matricielles, mais largement plus étendues en modélisation.

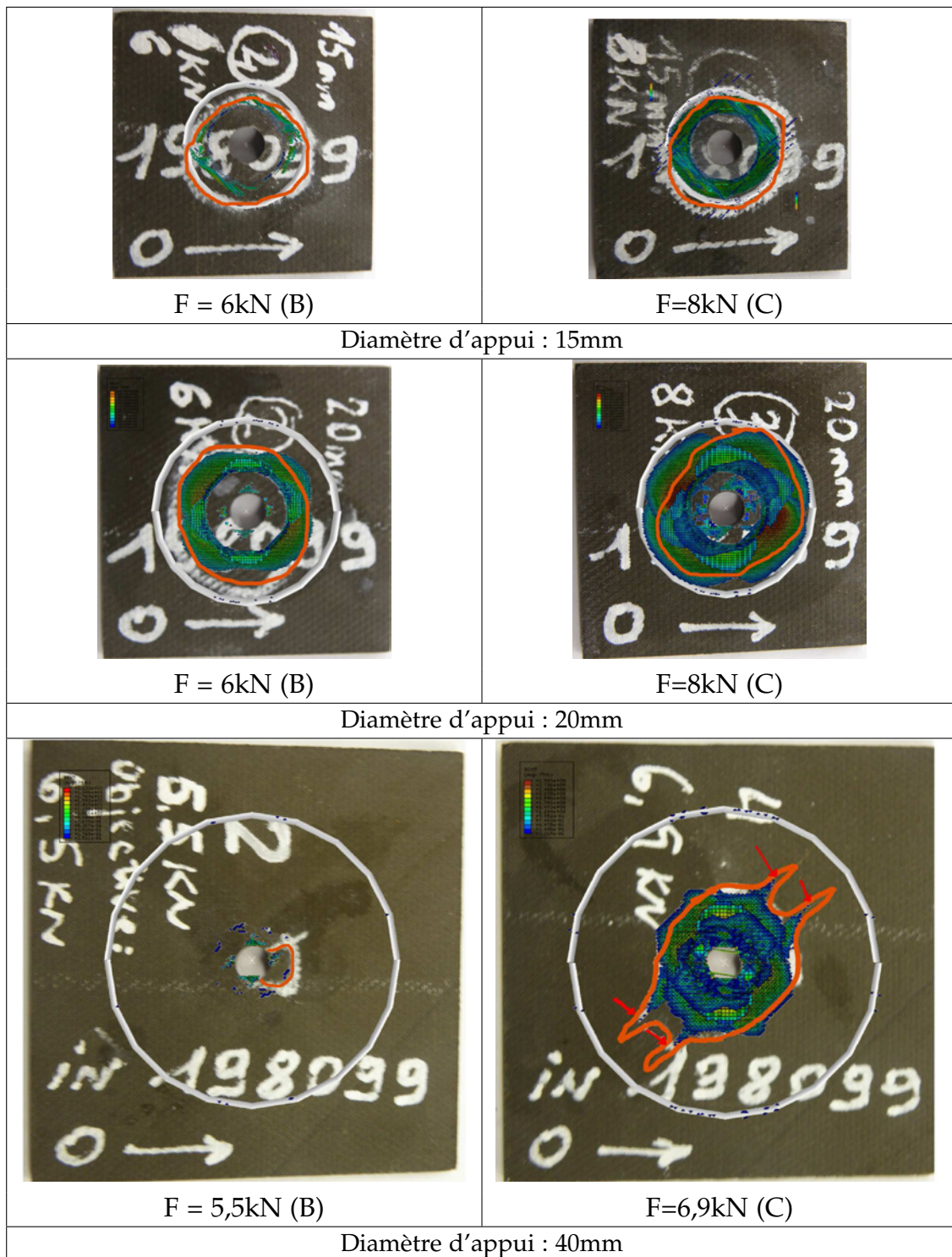
3.2.5 Synthèse du modèle de pull-through circulaire

Une modélisation discrète basée sur l'alliance d'éléments volumiques et cohésifs a été appliquée à un stratifié composite sous sollicitation hors-plan. Grâce à la prise en compte intrinsèque du couplage entre la fissuration matricielle et le délaminage, des corrélations très intéressantes sont observées. Sont notamment bien représentés :

- La différence de raideur des stratifiés suivant le diamètre d'appui ;
- La prévision de la rupture structurale, correspondant à l'apparition des premiers délaminages, en accord avec le scénario d'endommagement prévu ;
- La répartition des fissurations matricielles et des délaminages.

Des améliorations sont cependant encore possibles :

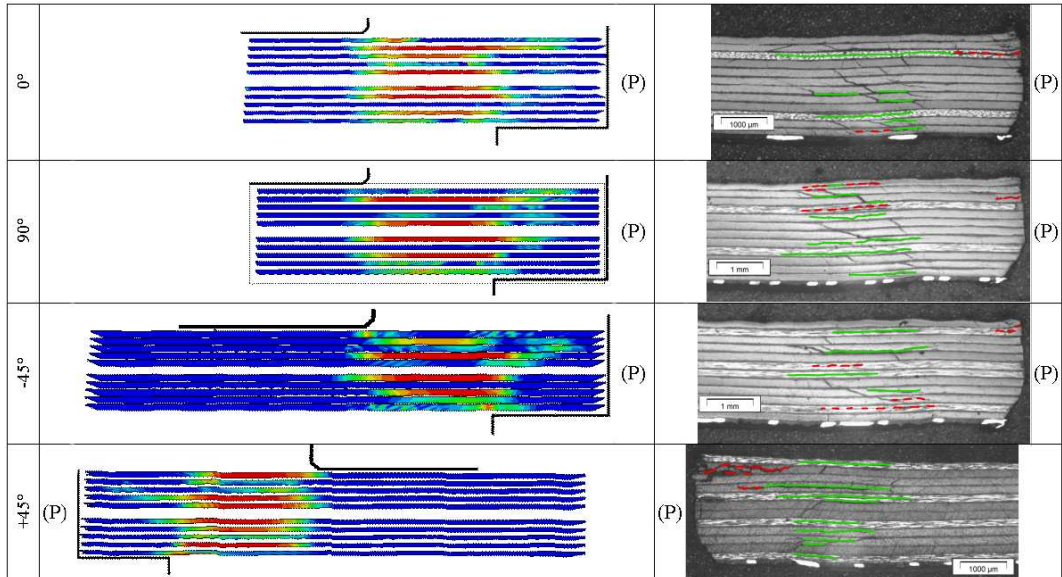
- Les caractéristiques matériaux pourraient être identifiées de manière plus précise, principalement en mode II
- La forme des éléments et les critères de rupture pourraient être améliorés pour mieux rendre compte du poinçonnement du premier pli.
- La modélisation d'un modèle complet permettrait une meilleure répartition des domaines de calcul en l'absence d'équations et d'améliorer le *speedup* sur 8 à 16 processeurs.
- Le découpage du modèle en zones suivant les endommagements prévus, avec la présence ou non d'éléments cohésifs, permettrait aussi de diminuer le temps de calcul ou de modéliser des surfaces de plus grande taille.



En orange : contours délamérés expérimentalement.
Image superposée : résultats de simulation.

FIGURE 3.29 – Evolution de l'aire délaminée au cours de l'essai

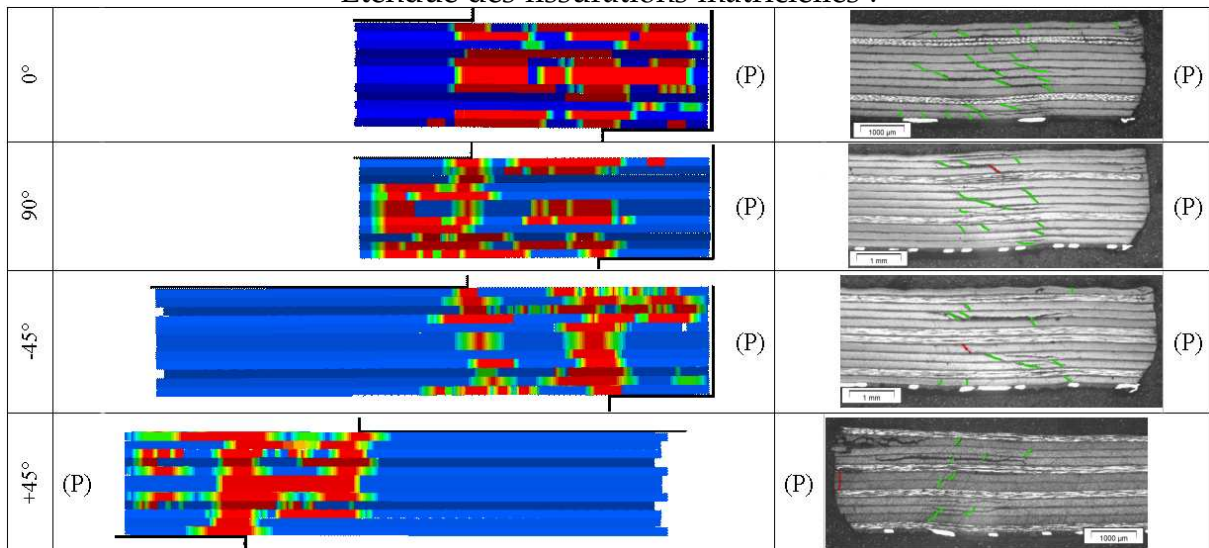
Etendue des délaminages :



Pour les coupes micrographiques (à droite), les traits verts représentent les délaminages correctement reproduits par le modèle, les traits rouges ceux qui ne sont pas présents dans la simulation ;

(P) indique la position du perçage

Etendue des fissurations matricielles :



(P) indique la position du perçage

FIGURE 3.30 – Comparaison de l'étendue des dommages à rupture structurale

3.3 Synthèse de l'étude numérique

Dans un objectif de diminution du nombre d'essais expérimentaux pour le développement et la certification des structures aéronautiques, une démarche de Virtual Testing a été mise en place.

Dans un premier temps, cette démarche s'est concentrée sur l'étude de l'installation d'un des 3 types de fixations étudiés dans l'étude expérimentale : les *ComposiLoks*. Cette étude numérique a montré la possibilité de simuler l'installation des fixations aveugles considérées, malgré les hypothèses simplificatrices fortes et les grandes déformations observées :

- La répartition des dommages aux pièces en composite et en aluminium est bien représentée, même si la profondeur de la zone plastifiée dans l'aluminium est sous-estimée en simulation.
- Le modèle tridimensionnel est prêt à être intégré à d'autres modèles, afin d'effectuer du *Virtual Testing* au niveau d'assemblages.

Dans un deuxième temps, cette étude a été consacrée à la sollicitation qui semble la plus critique pour les fixations aveugles, à savoir le chargement hors-plan. Dans une première approche de caractérisation de stratifiés composites soumis à cette sollicitation, la modélisation de l'essai de pull-through circulaire a été développée.

Cet essai de *pull-through* circulaire est correctement simulé en termes de rupture structurale et de scénario d'endommagement. Certaines améliorations sont cependant possibles, notamment au niveau des valeurs de taux de restitution d'énergie en mode II et de l'effet des nodules de thermoplastiques présents à l'interface.

Ces deux modèles pourraient être fusionnés, afin de modéliser les essais de *pull-through* cruciforme (voir partie 2.4.3). De même, la démarche pourrait être appliquée aux autres types de fixation étudiés expérimentalement.

La présence de flexion secondaire engendre des modes de rupture hors-plan au niveau des têtes et/ou des bulbes des fixations lors de sollicitations de simple cisaillement (partie 2.4.1), en présence de stratifiés de faible épaisseur. L'adaptation de ce modèle pourrait être envisagée pour rendre compte de ce type de rupture.

Une partie des essais expérimentaux pourrait être supprimée, pour ne conserver que les essais de validation du modèle. De même, l'utilisation de ce type de modèle sur certains zones précises, à des niveaux supérieurs de la pyramide des essais, permettrait des économies substantielles.

La généralisation du *Virtual Testing* est devenue primordiale pour réduire le coût et le temps de développement des aéronefs. Dans le cadre du projet européen MAAXIMUS, ces travaux de thèse ont été consacrés à la mise en place de cette démarche de *Virtual Testing* pour des assemblages aéronautiques faisant appel à des fixations aveugles, grâce à une démarche couplant essais expérimentaux et numériques.

3.4 Bilan de l'étude expérimentale

L'étude expérimentale avait deux objectifs principaux :

- la compréhension des phénomènes, principalement lors de l'installation des fixations dans l'aluminium et le composite ;
- la génération, à travers une batterie de plus de 600 essais, d'une base de données détaillée du comportement mécanique des 5 références de fixation étudiées. Cette base de donnée a été utilisée pour valider des modèles développés dans le cadre de l'étude numérique et le sera lors de projets ultérieurs.

L'étude de l'installation des fixations a montré une différence importante entre les cinq références en terme de mécanisme d'installation, de forme du bulbe et de prétension. Au sein d'assemblages, différents facteurs d'influence sont recensés :

- L'influence du *grip* est mise en évidence pour les *ComposiLoks*, tant au niveau de l'installation que sur leurs caractéristiques mécaniques. A titre d'exemple, une installation au *grip* maximal, c'est à dire à l'épaisseur maximale possible pour la fixation considérée, apporte un surcroît de prétension de 35% en moyenne et un gain en traction fatigue de 30% à 65%. Cependant, cette condition diminue la résistance structurale de 15% environ en traction statique.
- La tête des fixations a une influence importante sur le comportement mécanique des fixations, que ce soit en simple cisaillement en présence de flexion secondaire, ou lors de sollicitations hors-plan. Lors d'essais de simple cisaillement avec des *ComposiLoks* et les éprouvettes les plus fines, le passage d'une tête fraisée 130° à une tête protubérante apporte un gain de 17% à 25% sur la résistance ultime.
- La partie aveugle des fixations joue elle aussi un rôle important, de par sa taille et sa résistance mécanique. Ainsi, les larges bulbes des *ComposiLoks* apportent un gain

respectif de 12% et 23% sur la résistance structurale en sollicitation hors-plan vis-à-vis des *VisuLoks* et *Unimatics*.

- Le corps des fixations (présence de filetage, matériaux utilisés) influe grandement sur le comportement en cisaillement. La modification du matériau de la vis centrale depuis un alliage de titane (*VisuLoks*) vers un acier inoxydable (*ComposiLoks*) entraîne un gain en cisaillement d'environ 8%. L'absence de filetage et un corps en acier inoxydable (*Unimatics*) permet un gain supplémentaire de 18%.
- Les différentes épaisseurs des stratifiés engendrent des modes d'endommagement différents, que ce soit en cisaillement ou en sollicitation hors-plan. Des ruptures en *pull-through* sont notamment susceptibles d'apparaître pour les épaisseurs les plus faibles.

Cette étude expérimentale a permis de mettre en évidence des paramètres optimaux vis-à-vis des caractéristiques mécaniques : une fixation à tête protubérante, avec un large bulbe et un corps en acier inoxydable semble la meilleure solution pour la plupart des sollicitations. Cependant, d'autres objectifs entrent généralement en jeu, comme la réduction de la masse ou les contraintes aérodynamiques. Il s'agit alors de trouver la fixation la mieux adaptée à tous ces critères de sélection.

3.5 Bilan de l'étude numérique

Particulièrement adaptées aux structures composites et largement utilisées sur les programmes avion actuels, les *ComposiLoks* ont été choisis comme cas d'étude pour la modélisation de l'installation.

L'installation au *grip* minimal et maximal dans des éprouvettes en alliage d'aluminium a été modélisée en utilisant un modèle axisymétrique. Malgré de fortes hypothèses simplificatrices, cette modélisation a montré :

- une bonne corrélation en terme de prétension obtenue. Par exemple, la différence de prétension entre le *grip* minimal et le *grip* maximal est de 40 % en simulation contre 35% en moyenne expérimentalement.
- une bonne prévision de la zone plastifiée, bien que sous-estimée par la modélisation. L'identification des caractéristiques matériau a permis de corrélérer précisément la force au flambement.

Le modèle tridimensionnel développé permet de représenter l'installation dans un stratifié carbone/epoxy. Il a montré :

- une bonne prévision des deux zones concentriques de matage.
- une répartition de l'endommagement globalement limitée au premier pli, conformément aux observations micrographiques. Cependant, la zone endommagée paraît surestimée en simulation.

Afin de pouvoir évaluer l'effet des faibles surfaces de contact des fixations aveugles vis-à-vis de la sollicitation hors-plan, une modélisation discrète basée sur l'alliance d'éléments volumiques et cohésifs a été développée. Cette modélisation a été appliquée aux essais de *pull-through* circulaire. Des corrélations très intéressantes sont à souligner :

- la différence de raideur entre les différents diamètres d'appui est correctement représentée.

- la résistance structurale est correctement prévue pour les différentes configurations, avec une erreur de 5% à 10%.
- le scénario d'endommagement observé expérimentalement (fissuration matricielle, délaminage puis splitting) est correctement reproduit. Les cartographies de délaminage simulées montrent une bonne corrélation avec celles mesurées.

3.6 Perspectives

L'étude numérique a démontré la possibilité de reproduire en simulation l'installation des *ComposiLoks*. Cette démarche pourrait maintenant être appliquée sans difficulté aux *VisuLoks* (qui n'ont pas d'insert en acétal). Une approche similaire pourrait être menée pour les *Unimatics*, bien que leur mécanisme d'installation soit différent. Un modèle a été développé dans le cadre de cette étude mais n'a pour l'instant pas pu être entièrement validé (voir figure 3.31).

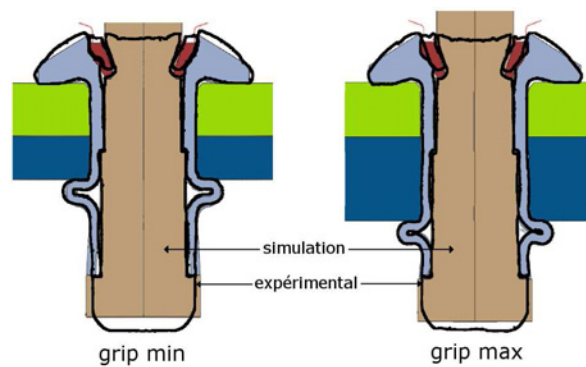


FIGURE 3.31 – Aperçu d'une simulation de l'installation des *Unimatics*

Les bons résultats de la modélisation discrète développée pour les stratifiés composites ouvre la voie à l'application du *Virtual Testing* à des essais hors-plan avec fixations (comme le pull-through cruciforme dans cette étude). De la même manière, la rupture en *pull-through* de stratifiés de faible épaisseur soumis à des essais de simple cisaillement pourrait être correctement représentée. Dans le cas des fixations aveugles, l'intégration de l'étape d'installation serait essentielle pour la prise en compte des contraintes résiduelles dans l'assemblage (voir figure 3.32).

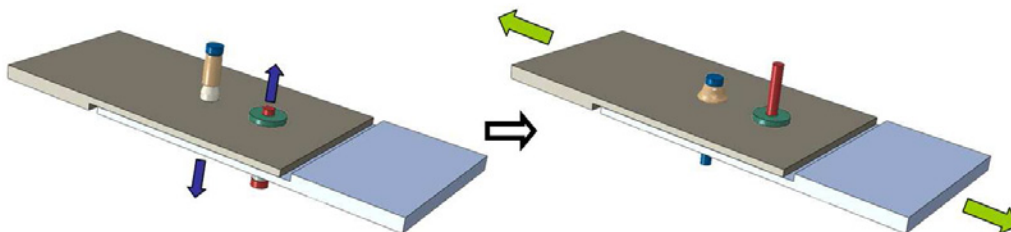


FIGURE 3.32 – Simulation d'un essai de simple cisaillement intégrant l'étape d'installation

L'introduction de ce modèle à des niveaux supérieurs de la pyramide d'essai serait envisageable, dans certaines zones d'intérêt. Les techniques de résolution multi-échelles et de décomposition en domaines [Passieux *et al.*, 2010] seraient alors à investiguer en détail.

L'introduction de ces fixations dans d'autres zones avion, par exemple en remplacement de fixations filetées et serties, permettrait des gains de cycle importants grâce à l'automatisation. Elle est cependant conditionnée à l'amélioration de leurs caractéristiques mécaniques, soit au niveau de la tête, soit au niveau du bulbe (point critique des *Unimatics* pour des structures composites par exemple).

Les modèles développés montrent un intérêt certain dans cette optique d'optimisation. En effet, les modifications de fixations pourraient être évaluées numériquement vis-à-vis des différentes sollicitations, pour ne réaliser un prototype physique que pour le design optimal.

- [VDI, 2003] (2003). Systematic calculation of high duty bolted joints - Joints with one cylindrical bolt.
- [AST, 2006] (2006). Standard Classification for Polyoxymethylene (POM, Acetal) Molding and Extrusion Materials.
- [NFE, 2007] (2007). Éléments de fixation - Assemblages vissés - Partie 1 : Règles générales de conception, de calcul et de montage.
- [Abisset *et al.*, 2011] ABISSET, E., DAGHIA, F. et LADEVÈZE, P. (2011). Low velocity impact on laminated composites : damage modelling and validation. *In Workshop on Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures, Toulouse, June 23-24 2011.*
- [Abrate, 1998] ABRATE, S. (1998). *Impact on composite structures*. Cambridge Univ Pr.
- [Adam *et al.*, 2010] ADAM, L., DAIDIÉ, A., CASTANIÉ, B. et BONHOMME, E. (2010). Explicit simulation and high-performance computing, application to a bolt tensile test. *In SPRINGER, éditeur : Research in Interactive Design vol.3 - IDMME-Virtual Concept 2010, Bordeaux, France.*
- [AIA, 1997] AIA (1997). Nasm1312-16 : Fastener test methods - method 16 - clamping force for installation - formed fasteners (issue 1). Rapport technique, Aerospace Industries Association.
- [AIA, 2001] AIA (2001). Nasm1312-8 : Fastener test methods - method 8 - tensile strength (issue 1). Rapport technique, Aerospace Industries Association.
- [Airbus, 1994] AIRBUS (1994). Aitm 1-0005 : Determination of interlaminar fracture toughness energy - mode i (issue 2). Rapport technique, Airbus.
- [Airbus, 2009] AIRBUS (2009). Aitm 1-0065 : Fastener test methods - fiber reinforced plastics - determination of joint strength of mechanically fastened joints (issue 1). Rapport technique, Airbus.
- [Andersons et Konig, 2004] ANDERSONS, J. et KONIG, M. (2004). Dependence of fracture toughness of composite laminates on interface ply orientations and delamination growth direction. *Composites science and technology*, 64(13-14):2139–2152.
- [Banbury et Kelly, 1999] BANBURY, A. et KELLY, D. (1999). A study of fastener pull-through failure of composite laminates. part 1 : Experimental. *Composite structures*, 45(4):241–254.

- [Banbury *et al.*, 1999] BANBURY, A., KELLY, D. et JAIN, L. (1999). A study of fastener pull-through failure of composite laminates. part 2 : Failure prediction. *Composite Structures*, 45(4):255–270.
- [Barnett, 2000] BARNETT, T. (2000). Blind bolted moment resisting connections to structural hollow sections. *In Proc. Connections in Steel Structures IV : Steel Connections in the New Millennium*.
- [Barnett *et al.*, 2001] BARNETT, T., TIZANI, W. et NETHERCOT, D. (2001). The practice of blind bolting connections to structural hollow sections : A review. *Steel & Composite Structures*, 1(1):1–16.
- [Barrau et Guedra-Degeorges, 2004] BARRAU, J. et GUEDRA-DEGEORGES, D. (2004). Structures en matériaux composites. *Techniques de l'ingénieur. L'Entreprise industrielle*, (BM5080).
- [Biccari *et al.*, 2001] BICCARI, D., GENOVESE, K. et PAPPALETTERE, C. (2001). Static and fatigue behaviour of sandwich composite panels joined by blind fasteners. *Key Engineering Materials*, 221:61–70.
- [Bickford, 2008] BICKFORD, J. (2008). *Introduction to the Design and Behavior of Bolted Joints, Fourth Edition*. CRC Press.
- [Blanchot et Daidie, 2006] BLANCHOT, V. et DAIDIE, A. (2006). Riveted assembly modelling : Study and numerical characterisation of a riveting process. *Journal of materials processing technology*, 180(1-3):201–209.
- [Bouvet *et al.*, 2009] BOUVET, C., CASTANIÉ, B., BIZEUL, M. et BARRAU, J. (2009). Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *International Journal of Solids and Structures*, 46(14-15):2809–2821.
- [Brewer et Lagace, 1988] BREWER, J. et LAGACE, P. (1988). Quadratic stress criterion for initiation of delamination. *Journal of composite materials*, 22(12):1141.
- [Bunyawanchakul, 2005] BUNYAWANICHAKUL, P. (2005). *Contribution à l'étude du comportement des inserts dans les structures sandwichs composites*. Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace.
- [Camanho et Dávila, 2002] CAMANHO, P. et DÁVILA, C. (2002). Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. *NASA-Technical Paper*, 211737.
- [Camanho et Lambert, 2006] CAMANHO, P. et LAMBERT, M. (2006). A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials. *Composites Science and Technology*, 66(15):3004–3020.
- [Campbell, 2006] CAMPBELL, F. (2006). *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials*, chapitre Chapter 11 : Structural Assembly. Elsevier.
- [Campbell et Lahey, 1984] CAMPBELL, G. et LAHEY, R. (1984). A survey of serious aircraft accidents involving fatigue fracture. *International Journal of Fatigue*, 6(1):25–30.
- [Caprino *et al.*, 2003] CAPRINO, G., LANGELLA, A. et LOPRESTO, V. (2003). Prediction of the first failure energy of circular carbon fibre reinforced plastic plates loaded at the centre. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 34(4):349–357.
- [Champaney, 2011] CHAMPANEY, L. (2011). A domain decomposition method for studying the effects of missing fasteners on the behavior of structural assemblies with contact and friction. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, In Press, Corrected Proof.

- [Chand et Fahim, 2000] CHAND, N. et FAHIM, M. (2000). *An introduction to tribology of FRP materials*. Allied Publishers.
- [Chirol et Tuery, 2010] CHIROL, C. et TUERY, J. (2010). Dispositif de test d'une fixation, notamment une fixation sertie ou aveugle, et procédé de test utilisant un tel dispositif. brevet fr-2936603.
- [Christensen et DeTeresa, 2004] CHRISTENSEN, R. et DETERESA, S. (2004). Delamination failure investigation for out-of-plane loading in laminates. *Journal of Composite Materials*, 38(24):2231.
- [Cognard et al., 2006] COGNARD, J., DAVIES, P., SOHIER, L. et CREAC'HCADEC, R. (2006). A study of the non-linear behaviour of adhesively-bonded composite assemblies. *Composite structures*, 76(1-2):34–46.
- [Collombet et al., 1996] COLLOMBET, F., BONINI, J. et LATAILLADE, J. (1996). A three-dimensional modelling of low velocity impact damage in composite laminates. *International journal for numerical methods in engineering*, 39(9):1491–1516.
- [Daidie, 2007] DAIDIE, A. (2007). *Modélisation des Systèmes Mécaniques - Cours Master 1*. INSA Toulouse.
- [Dang-Hoang, 2009] DANG-HOANG, T. (2009). *Rupture et Endommagement d'un assemblage boulonné : approche expérimentale et simulation numérique*. Thèse de doctorat, Université de Lille 1.
- [Davies et Ankersen, 2008] DAVIES, G. et ANKERSEN, J. (2008). Virtual testing of realistic aerospace composite structures. *Journal of materials science*, 43(20):6586–6592.
- [de Calcul de Toulouse, 2009] de Calcul de TOULOUSE, C. I. (2009). Rapport d'activité calmip 2009. Rapport technique, Calcul en Midi-Pyrénées (Calmip).
- [Dhamari, 2004] DHAMARI, R. (2004). *The effects of water-displacing corrosion preventatives on the fatigue behaviour of mechanically fastened aluminium joints*. Thèse de doctorat, University of New South Wales.
- [Drean et al., 2002] DREAN, M., HABRAKEN, A., BOUCHAÏR, A. et MUZEAU, J. (2002). Swaged bolts : modelling of the installation process and numerical analysis of the mechanical behaviour. *Computers & Structures*, 80(27-30):2361–2373.
- [Dureisseix et Champaney, 2000] DUREISSEIX, D. et CHAMPANEY, L. (2000). Calcul de structures et parallélisme : un bilan et quelques développements récents. *Mécanique & Industries*, 1(1):43 – 60.
- [Ekh et al., 2005] EKH, J., SCHÖN, J. et MELIN, L. (2005). Secondary bending in multi fastener, composite-to-aluminium single shear lap joints. *Composites Part B : Engineering*, 36(3): 195–208.
- [Ekh et Schön, 2005] EKH, J. et SCHÖN, J. (2005). Effect of secondary bending on strength prediction of composite, single shear lap joints. *Composites Science and Technology*, 65(6): 953–965.
- [Elder et al., 2008] ELDER, D., VERDAASDONK, A. et THOMSON, R. (2008). Fastener pull-through in a carbon fibre epoxy composite joint. *Composite Structures*, 86(1-3):291–298.
- [FAA, 2008] FAA, éditeur (2008). *Metallic Materials Properties Development and Standardization*. Federal Aviation Administration.
- [Fares, 2006] FARES, Y. (2006). *Dimensionnement en fatigue des assemblages boulonnés à l'aide de critères de fatigue multiaxiale*. Thèse de doctorat, INSA de Toulouse.

- [Freedman, 1977] FREEDMAN, R. (1977). A study of pull-through failures of mechanically fastened joints. Mémoire de D.E.A., Naval Postgraduate School, Monterey, California.
- [Ganji, 2007] GANJI, N. (2007). Parametric study of load transfer in two-bolted single lap hybrid (bonded/bolted) shear joints.
- [Gay, 2005] GAY, D. (2005). Matériaux composites (5 éd.).
- [Gohorianu, 2008] GOHORIANU, G. (2008). *Interaction entre les Défauts d'Usinage et la Tenue en Matage d'Assemblages Boulonnés en Carbone/Epoxy*. Thèse de doctorat, Université de Toulouse.
- [Guillot, 2007] GUILLOT, J. (2007). Modélisation et calcul des assemblages vissés. Généralités. *Techniques de l'ingénieur. Génie mécanique*, (BM5560).
- [Gunnion et al., 2006] GUNNION, A., KÖRBER, H., ELDER, D. et THOMSON, R. (2006). Development of fastener models for impact simulation of composite structures. In *25th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences ICAS. Hamburg, Germany*.
- [Hashin, 1980] HASHIN, Z. (1980). Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*, 47:329.
- [Hill, 1948] HILL, R. (1948). A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 193(1033):281.
- [Hou et al., 2001] HOU, J., PETRINIC, N. et RUIZ, C. (2001). A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact. *Composites science and technology*, 61(14):2069–2074.
- [Hou et al., 2000] HOU, J., PETRINIC, N., RUIZ, C. et HALLETT, S. (2000). Prediction of impact damage in composite plates. *Composites Science and Technology*, 60(2):273–281.
- [Ifergane et al., 2001] IFERGANE, S., ELIAZ, N., STERN, N., KOGAN, E., SHEMESH, G., SHEINKOPF, H. et ELIEZER, D. (2001). The effect of manufacturing processes on the fatigue lifetime of aeronautical bolts. *Engineering Failure Analysis*, 8(3):227–235.
- [Ireman et al., 2000] IREMAN, T., RANVIK, T. et ERIKSSON, I. (2000). On damage development in mechanically fastened composite laminates. *Composite Structures*, 49(2):151–171.
- [Irisarri et Carrere, 2009] IRISARRI, F. et CARRERE, N. (2009). Analyse multiéchelle de la rupture des assemblages boulonnés. Rapport technique, ONERA.
- [Irisarri et al., 2007] IRISARRI, F., CARRÈRE, N. et MAIRE, J. (2007). Simulation du comportement des assemblages boulonnés dans les structures composites. In *JNC15, Marseille*.
- [Johnson et Cook, 1983] JOHNSON, G. et COOK, W. (1983). A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures. In *Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics*, pages 541–547. the hague, Netherlands.
- [Kaiser, 1950] KAISER, J. (1950). Untersuchungen über das auftreten von Geräuschen beim Zugversuch. *Dr.-Ing. Thesis, Technische Hochschule, Munich*.
- [Kelly, 2005] KELLY, G. (2005). Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints. *Composite structures*, 69(1):35–43.
- [Kelly et Hallström, 2005] KELLY, G. et HALLSTRÖM, S. (2005). Strength and failure mechanisms of composite laminates subject to localised transverse loading. *Composite Structures*, 69(3):301–314.

- [Majzoobi *et al.*, 2005] MAJZOABI, G., FARRAHI, G. et HABIBI, N. (2005). Experimental evaluation of the effect of thread pitch on fatigue life of bolts. *International journal of fatigue*, 27(2):189–196.
- [Markiewicz *et al.*, 1998] MARKIEWICZ, E., LANGRAND, B., DELETOMBE, E., DRAZETIC, P. et PATRONELLI, L. (1998). Analysis of the riveting process forming mechanisms. *International Journal of Materials and Product Technology*, 13, 3(4):123–145.
- [Massol, 1994] MASSOL, J. (1994). *Etude des assemblages boulonnés à chargement faiblement excentré soumis à des sollicitations de fatigue*. Thèse de doctorat, INSA de Toulouse.
- [Merzoug *et al.*, 2010] MERZOUG, M., MAZARI, M., BERRAHAL, L. et IMAD, A. (2010). Parametric studies of the process of friction spot stir welding of aluminium 6060-t5 alloys. *Materials & Design*, 31(6):3023–3028.
- [Mousavi et Joodaki, 2005] MOUSAVI, A. et JOODAKI, G. (2005). Explosive welding simulation of multilayer tubes.
- [Nandan *et al.*, 2008] NANDAN, R., DEBROY, T. et BHADESHIA, H. (2008). Recent advances in friction-stir welding-Process, weldment structure and properties. *Progress in Materials Science*, 53(6):980–1023.
- [Nassar *et al.*, 2007] NASSAR, S., VIRUPAKSHA, V. et GANESHMURTHY, S. (2007). Effect of bolt tightness on the behavior of composite joints. *Journal of Pressure Vessel Technology*, 129(1):43–51.
- [Orifici *et al.*, 2008] ORIFICI, A., HERSZBERG, I. et THOMSON, R. (2008). Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure. *Composite Structures*, 86(1-3):194–210.
- [Paroissien, 2006] PAROISSIEN, E. (2006). *Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés)-Application aux jonctions aéronautiques*. Thèse de doctorat, Université de Toulouse.
- [Passieux *et al.*, 2010] PASSIEUX, J., LADEVÈZE, P. et NÉRON, D. (2010). A scalable time–space multiscale domain decomposition method : adaptive time scale separation. *Computational Mechanics*, 1:49.
- [Polaha *et al.*, 1996] POLAHA, J., DAVIDSON, B., HUDSON, R. et PIERACCI, A. (1996). Effects of mode ratio, ply orientation and precracking on the delamination toughness of a laminated composite. *Journal of reinforced plastics and composites*, 15(2):141.
- [Renon, 2009] RENON, N. (2009). Introduction à l’optimisation de codes sur les systèmes hpc. Rapport technique, Calcul en Midi-Pyrénées (Calmip).
- [Rhodes *et al.*, 1997] RHODES, C., MAHONEY, M., BINGEL, W., SPURLING, R. et BAMPTON, C. (1997). Effects of friction stir welding on microstructure of 7075 aluminum. *Scripta Materialia*, 36(1).
- [Safieddine, 2008] SAFIEDDINE, M. (2008). Etude de matage. Rapport technique, ALTAIR.
- [Simulia, 2008] SIMULIA (2008). *Abaqus version 6.8 Documentation - www.simulia.com*.
- [Smith, 1965] SMITH, C. (1965). Interference fasteners for fatigue-life improvement. *Experimental Mechanics*, 5(8):19–23.
- [Smith et McClure, 2009] SMITH, S. et MCCLURE, T. (2009). New blind, doweling, temporary fastener design and testing. In *SAE 2009 AeroTech Congress & Exhibition, November 2009, Seattle, WA, USA*. SAE International.

- [USA, 2002] USA, D. (2002). *Composite Materials Handbook - Vol 1. Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials*. Department of Defense - United States of America.
- [Vallat *et al.*, 1950] VALLAT, P., DUMANOIS, P. et SATRE, P. (1950). *Résistance des matériaux : appliquée à l'aviation*. Librairie polytechnique Ch. Béranger.
- [Valoroso et Champaney, 2006] VALOROSO, N. et CHAMPANEY, L. (2006). A damage-mechanics-based approach for modelling decohesion in adhesively bonded assemblies. *Engineering fracture mechanics*, 73(18):2774–2801.
- [Wang *et al.*, 1996] WANG, H., HUNG, C. et CHANG, F. (1996). Bearing failure of bolted composite joints. part i : experimental characterization. *Journal of Composite Materials*, 30(12):1284.
- [Waters, 1985] WATERS, W. (1985). Failure mechanisms of laminates transversely loaded by bolt push-through. Rapport technique, National Aeronautics and Space Administration.
- [Zeng *et al.*, 2006] ZENG, L., HAYLOCK, L., ZONKER, H., GOODMAN, J. et BURG, J. (2006). Effects of coating tribology on fastener single and double shear strength.

A.1 Résolution implicite ou explicite ?

Deux principaux types de résolution numérique d'un système d'équation existent : il s'agit des résolutions implicite et explicite, dénommées respectivement *Standard* et *Explicit* sous Abaqus.

Comme son nom l'indique la **résolution Standard** est l'algorithme de résolution classique des simulations linéaires et non linéaires quasi-statiques. Elle met généralement en jeu un algorithme de type Newton-Raphson. Une procédure de résolution simplifiée peut être résumée ainsi (voir figure A.1) :

- Calcul de la **matrice tangente de raideur** du modèle ;
- Calcul des **déplacements** pour un incrément de charge donné ;
- Estimation des **résidus** (différence entre les efforts internes et externes). S'ils sont supérieurs à la tolérance donnée, des itérations ont lieu (avec un recalcul ou non de la matrice tangente de raideur suivant l'algorithme utilisé) ;
- Lorsque l'équilibre a lieu, un nouvel incrément de charge est appliqué, et une nouvelle boucle de résolution commence.

Pour un modèle linéaire, seulement un incrément de charge est nécessaire, alors qu'un modèle non linéaire incluant de nombreux contacts et discontinuités nécessitera de nombreux incréments et un temps de calcul important, notamment pour le recalcul de la matrice tangente de raideur.

Initialement dédiée aux simulations dynamiques, la **résolution explicite** est basée sur l'opérateur de différence finie centrale. Cette opérateur est explicite car l'état cinématique du système à un incrément donné est calculé à partir des valeurs de $\dot{u}^{(i-1/2)}$ et $\ddot{u}^{(i)}$ à l'incrément précédent (voir équations A.1a et A.1b, [Simulia, 2008]).

$$\dot{u}^{(i+1/2)} = \dot{u}^{(i-1/2)} + \frac{\Delta t^{(i+1)} + \Delta t^{(i)}}{2} \ddot{u}^{(i)} \quad (\text{A.1a})$$

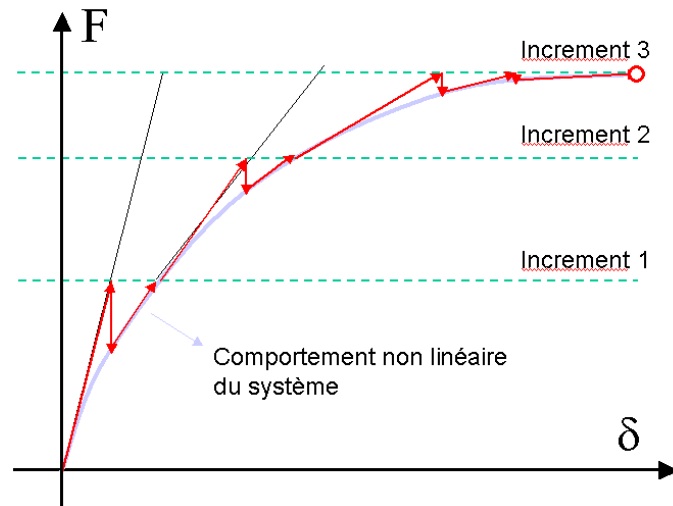


FIGURE A.1 – Schéma de principe de la résolution implicite

$$u^{(i+1)} = u^{(i)} + \Delta t^{(i+1)} \dot{u}^{(i+1/2)} \quad (\text{A.1b})$$

L'efficacité de cet algorithme provient de l'usage d'une matrice de masse M diagonale. En effet, les accélérations sont calculées au début de l'itération suivant l'équation (A.2), où $F^{(i)}$ et $I^{(i)}$ représentent respectivement les forces appliquées et internes. Il apparaît ainsi évident que l'utilisation d'une matrice de masse diagonale réduit considérablement le coût de calcul.

$$\ddot{u}^{(i)} = M^{-1} (F^{(i)} - I^{(i)}) \quad (\text{A.2})$$

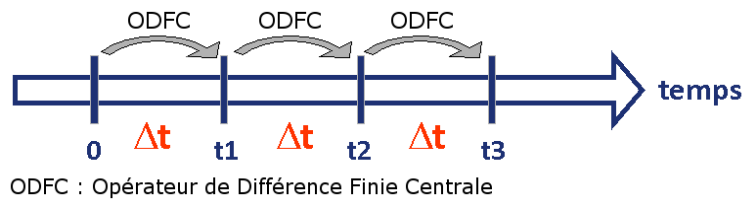


FIGURE A.2 – Schéma de principe de la résolution explicite

L'algorithme explicite avance par incréments temporels et est conditionnellement stable : la taille de ces incréments est bornée par l'incrément limite, présenté en équation (A.3).

$$\Delta t_{max} = \min \left(L_e \sqrt{\frac{\rho}{\lambda + 2\mu}} \right) \quad (\text{A.3})$$

avec :

- Δt_{max} : incrément de temps stable maximal ;
- L_e : longueur caractéristique de l'élément (dépendant de la forme de celui-ci) ;
- ρ : densité du matériau de l'élément ;
- λ et μ : constantes de Lamé du matériau de l'élément.

Deux observations peuvent être faites à propos de l'équation (A.3). Premièrement, l'incrément de temps critique est proportionnel à la taille des éléments, ce qui peut mener à de très petits incréments pour un maillage raffiné. Deuxièmement, il dépend de la densité

du matériau. Cette relation va être utilisée pour la méthode de *mass scaling*. Même si de très petits incréments sont utiles dans le cas d'applications dynamiques comme le crash, ceci peut mener à un temps de calcul rédhibitoire pour des simulations quasi-statiques. Il existe alors deux solutions pour résoudre ce problème : le *time scaling* et le *mass scaling*.

Le *time scaling* consiste à augmenter les vitesses de déformation, par réduction de temps de simulation par rapport au temps réel. Cette méthode peut être utilisée uniquement pour les matériaux présentant des lois matériau indépendantes de la vitesse de déformation. Le *mass scaling* consiste lui à augmenter artificiellement la densité des éléments, afin d'augmenter le pas de temps minimal, et réduire le temps de calcul. L'inconvénient de ces méthodes est d'entraîner une énergie cinétique supérieure. Celle-ci doit rester significativement inférieure à l'énergie interne dans les applications quasi-statiques comme c'est le cas dans cette étude.

Les raisons du choix d'un mode de résolution implicite ou explicite seront détaillées dans les parties correspondantes, en fonction des applications.

A.2 Principes du calcul parallèle

Devant l'augmentation de la taille et de la complexité des modèles, les laboratoires de recherche tendent à mettre en commun leurs équipements de calcul pour gagner en puissance et en polyvalence. Quelques centres nationaux sont dédiés aux simulations extrêmement complexes comme la mécanique des fluides ou la physique quantique à grande échelle, comme l'Institut du Développement et des Ressources en Informatique Scientifique (Idris). Pour des systèmes de complexité intermédiaire, ne pouvant être résolus sur des stations de travail classiques (en termes de temps de calcul ou de quantité de mémoire nécessaire), les mésocentres de calcul régionaux sont des structures adaptées.

Notre étude a reçu des heures de calcul sur la plateforme de calcul Calcul en Midi-Pyrénées (Calmip), qui fédère les laboratoires de Toulouse et sa région. La répartition des thématiques de calcul est présentée pour information en figure A.3 pour l'année 2009, en terme d'heures de calcul allouées.

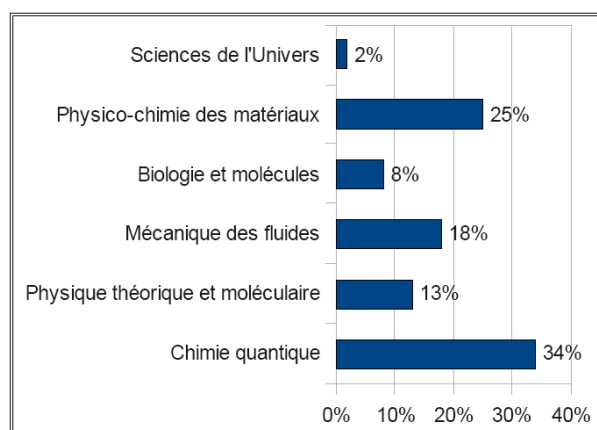


FIGURE A.3 – Répartition de l'attribution des heures de calcul en 2009 sur la plateforme Calmip [de Calcul de Toulouse, 2009]

Différentes architectures peuvent être utilisées pour faire du calcul intensif [Renon, 2009] :

- **Mémoire partagée** : plusieurs processeurs, un seul champ d'adressage mémoire. Chaque processeur peut accéder à la mémoire de n'importe quel noeud de calcul
- **Mémoire distribuée** : plusieurs ordinateurs, plusieurs champs d'adressage mémoire. Chaque processeur peut accéder uniquement à la mémoire de son noeud de calcul

La plateforme Calmip possède actuellement les deux types de structure :

- Machine **Soleil**, d'une puissance de 1,5 Teraflops
 - 2*128 processors Itanium II @ 1.5GHz ;
 - 2*256 Go de RAM, globalement partagée ;
 - Architecture ccNUMA (cache-coherent Non-Uniform Memory Access).
- Machine **Hyperion** (entrée en service en 2010), d'une puissance de 33 Teraflops, regroupant plusieurs sous-systèmes :
 - Un cluster Altix ICE 8200 de 352 noeuds de calcul. Chaque noeud dispose de deux processeurs quad-core Nehalem EX cadencés à 2,8 Ghz avec 8 Mo de cache par processeur, soit 8 cores et 36 Go de RAM ;
 - Un noeud SMP Altix UV (architecture ccNUMA) avec 16 processeurs nehalem EP exa-cores cadencés à 2,67 Ghz avec 18 Mo de cache par processeur, soit un total de 96 cores et de 1 To de RAM ;
 - Un système de visualisation à distance, avec 4 serveurs graphiques (cartes Nvidia FX 4800, 8 cores nehalem EX 2,8 Ghz et 48 gb de RAM).

Les deux systèmes possèdent un système d'interconnexion NUMALink (*fat-tree*) et fonctionnent sous Linux 64-bit.

Suivant l'architecture de la plateforme de calcul, différentes techniques de parallélisation peuvent être envisagées :

- **Parallélisation par processus (*Threads*)** : plusieurs processus sont lancés en parallèle, et partagent la même mémoire. Cette méthode est donc utilisable uniquement sur des structures à mémoire partagée.
- **Parallélisation par *Message Passing Interface (MPI)*** : les calculs sont menées indépendamment sur différents processeurs et l'information est passée entre ceux-ci en utilisant des messages. Chaque processeur travaille sur sa mémoire propre. Cette méthode peut être utilisée à la fois sur les structures à mémoire partagée et distribuée.

Indépendamment des méthodes de parallélisation au niveau matériel, deux techniques peuvent être utilisées au niveau logiciel dans Abaqus :

- **Parallélisation des boucles (*Loop*)** : les boucles d'opérations élémentaires représentant la majeure partie des calculs sont parallélisées. Il reste cependant des portions de code non parallélisées.
- **Parallélisation en domaines (*Domain*)** : Le modèle est divisé en différents domaines topologiques (voir figure A.4). L'analyse est alors menée indépendamment pour chaque domaine. Les informations d'interface sont passées entre les domaines limitrophes à la fin de chaque incrément.

Il apparaît alors clairement l'analogie entre la parallélisation MPI au niveau matériel et la parallélisation en domaines au niveau logiciel. C'est en règle générale la voie de parallélisation la plus optimisée, et c'est donc celle que nous utiliserons sur la plateforme Calmip.

Afin de mesurer le gain apporté par la parallélisation, le *speedup* est généralement introduit. Il s'agit du rapport entre le temps de calcul avec un seul processeur, sur le temps mis avec plusieurs processeurs. Une parallélisation est idéale quand le *speedup* est égal au nombre de processeurs.

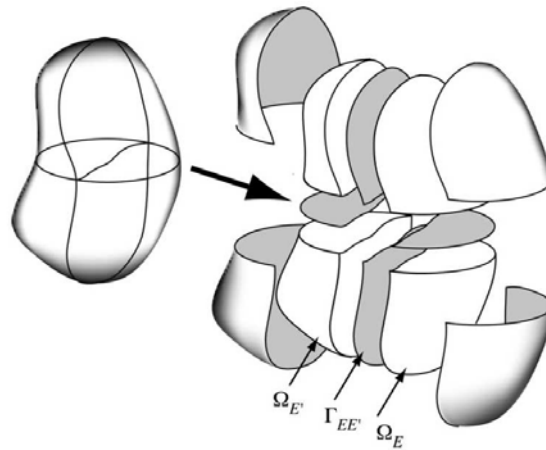


FIGURE A.4 – Décomposition en sous-domaines, [Champaney, 2011]

Lorsque la décomposition en domaines est choisie dans Abaqus, celui-ci divise le modèle pour répartir le plus équitablement possible la charge de calcul. Cependant, certaines fonctions comme le contact ne peuvent être réparties dans différents domaines, ce qui peut déséquilibrer la parallélisation. De plus, il faut garder à l'esprit que le temps réel de calcul (*wallclock time*) se décompose entre le temps de calcul proprement dit au sein des domaines, et au temps de communication aux interfaces. Ainsi, utiliser de nombreux processeurs, entraînant de nombreux sous-domaines de taille réduite, n'est pas forcément optimal du fait du temps de communication accru. On voit donc qu'il existe généralement un nombre de processeurs optimal qu'il convient de déterminer pour chaque modèle [Adam *et al.*, 2010].

Table des figures

1	Modification de la pyramide des essais avec la généralisation du Virtual Testing	7
2	Photographie et répartition de fixations <i>ComposiLoks</i> installées sur l'A380 . . .	8
3	Flexion secondaire dans le cas d'un assemblage en simple cisaillement	9
1.1	Transfert d'effort en régimes d'adhérence et de matage	13
1.2	Etapes d'installation d'une fixation aveugle à tirer	14
1.3	Etapes d'installation d'une fixation aveugle à visser	14
1.4	Exemples de fixations filetées aéronautiques	15
1.5	Etapes d'installation d'une fixation sertie	17
1.6	Evolution des contraintes dans l'adhésif le long d'un joint collé	18
1.7	Evolution des contraintes dans un assemblage hybride boulonné-collé	19
1.8	Utilisation des matériaux composites dans la structure de l'A380 [AIRBUS] .	20
1.9	Mise en place des repères aux différentes échelles	21
1.10	Principaux modes d'endommagement des matériaux composites	22
1.11	Trois types de fissuration matricielle	23
1.12	Modèle du pli	25
1.13	Comparaison des surfaces délaminées	26
1.14	Modes de rupture impliquant un stratifié composite	27
1.15	Zones de matage et de cisaillement	28
1.16	Contraintes dans une vis chargée axialement	29
1.17	Flexion induite dans les fixations	29
1.18	Influence du revêtement sur les résistances en cisaillement	30
1.19	Montage d'essai de matage	31
1.20	Courbe effort/déplacement d'un assemblage en aluminium en simple cisaillement	32
1.21	Scénario d'endommagement d'un stratifié composite en matage	33
1.22	Radiographies d'éprouvettes sollicitées en matage	33
1.23	Influence du serrage sur le comportement en matage	33
1.24	Exemple de sollicitation hors-plan créée au sein d'une jonction en L	34
1.25	Contraintes induites par un impact sur un réservoir hydraulique	35
1.26	Initiation du délaminage à partir des fissurations matricielles	36
1.27	Comparaison du comportement de l'aluminium et de différents matériaux composites	36
1.28	Comparaison des efforts à rupture de l'essai de <i>push-through</i>	37

1.29	Modes d'endommagement pour les résines époxy et vinylester	38
1.30	Montages d'essai proposés par le <i>Military Handbook vol.17</i>	39
1.31	Simplification de l'essai de déboutonnage par un modèle plaque	40
1.32	Modélisation éléments-finis axisymétrique de Banbury	41
1.33	Modélisation éléments-finis tridimensionnelle de Kelly	41
1.34	Comparaison numérique/expérimentale du modèle de Kelly	42
1.35	Modélisation éléments-finis tridimensionnelle d'Elder	43
1.36	Sollicitation de fatigue d'amplitude et de fréquence constante	45
1.37	Observations au MEB de faciès de fatigue	47
1.38	Essai de fatigue sur fixation sur vibrophore	47
1.39	Rupture de boulons en fatigue, au premier filet en prise	48
1.40	Effet de la précontrainte sur la charge vue par le boulon	49
2.1	Les différents types de fixations aveugles étudiés	52
2.2	Coupes colorées montrant les constituants des fixations aveugles	53
2.3	Schéma et photographie d'une fixation <i>VisuLok</i>	54
2.4	Schéma et photographie d'une fixation <i>ComposiLok</i>	55
2.5	Schéma et photographie d'une fixation <i>Unimatics</i> , [Huck]	55
2.6	Séquence d'installation d'une fixation aveugle	56
2.7	Eprouvette pour l'étude de l'installation dans l'aluminium	57
2.8	Courbes génériques d'installation d'une <i>ComposiLok</i>	58
2.9	Contact bulbe - alésage	59
2.10	Etapes d'installation des <i>ComposiLoks</i>	60
2.11	Bague de blocage et épaulement d'arrêt (<i>Unimatics</i>)	61
2.12	Etapes d'installation des <i>Unimatics</i>	61
2.13	Eprouvette pour l'étude de l'installation dans le composite	61
2.14	Contrôle dimensionnel	62
2.15	Influence du grip sur la forme du bulbe	62
2.16	Influence du grip sur le diamètre du bulbe, et comparaison entre les fixations	63
2.17	Matage des pièces assemblées (<i>VisuLoks</i>)	64
2.18	Matage des pièces assemblées (<i>ComposiLoks</i>)	64
2.19	Matage des pièces assemblées (<i>Unimatics</i>)	65
2.20	Coupes micrographiques de <i>ComposiLoks</i>	66
2.21	Coupes micrographiques de <i>VisuLoks</i>	67
2.22	Coupes micrographiques d' <i>Unimatics</i>	67
2.23	Photographie du banc d'essai spécifique	68
2.24	Schéma de principe du banc d'essai spécifique	68
2.25	Courbe expérimentale typique d'installation	69
2.26	Courbes d'essai de la série considérée	70
2.27	Différence de lubrification entre deux références du même lot	71
2.28	Montage d'essai de traction	73
2.29	Courbe typique de traction statique	74
2.30	Courbes effort/déplacement - <i>VisuLoks</i>	75
2.31	Photos de rupture - <i>VisuLoks</i>	75
2.32	Courbes effort/déplacement - <i>ComposiLoks</i>	76
2.33	Photos de rupture - <i>ComposiLoks</i>	77
2.34	Courbes effort/déplacement - <i>Unimatics</i>	78
2.35	Photos de rupture - <i>Unimatics</i>	79

2.36	Récapitulatif des essais de traction statique sur fixations	79
2.37	Courbe de Wöhler des <i>VisuLoks</i>	81
2.38	Courbe de Wöhler des <i>ComposiLoks</i> tête 130°	82
2.39	Courbe de Wöhler des <i>ComposiLoks</i> tête 100°	82
2.40	Courbe de Wöhler des <i>ComposiLoks</i> tête protubérante	83
2.41	Courbe de Wöhler des <i>Unimatics</i>	83
2.42	Initiations multiples en fatigue dans le rayon sous tête	84
2.43	Fissure de fatigue en fond de filet	84
2.44	Initiation extérieure sur une fixation à tête fraisée	85
2.45	Observation au Microscope à Balayage Electronique de la tête d'une <i>ComposiLoks</i> à tête protubérante	85
2.46	Comparaison des Indices de Qualité Fatigue	86
2.47	Effet de la précontrainte sur la charge vue par le boulon, [Daidie, 2007] . . .	87
2.48	Eclissage en simple cisaillement	89
2.49	Montage d'essai de simple cisaillement	90
2.50	Courbe effort-déplacement d'un essai de simple cisaillement	90
2.51	Valeurs caractéristiques mesurées lors de l'essai de simple cisaillement . . .	91
2.52	Description physique du jeu initial dans l'assemblage, d'après [Dang-Hoang, 2009]	92
2.53	Modes de rupture en simple cisaillement	93
2.54	Comparaison des courbes effort/déplacement pour différentes épaisseurs (<i>ComposiLoks</i> tête fraisée 130°)	94
2.55	Courbes effort-déplacement pour un ratio de 0,4	95
2.56	Courbes effort-déplacement pour un ratio de 0,8	96
2.57	Courbes effort-déplacement pour un ratio de 1,2	96
2.58	Courbes effort-déplacement pour un ratio de 1,6	97
2.59	Comparatif des charges à 0,06d	97
2.60	Comparatif des charges ultimes	98
2.61	Emissions acoustiques mesurées lors d'un essai (éprouvette de 6mm d'épaisseur)	98
2.62	Image figée d'une vidéo réalisée pendant un essai de simple cisaillement, avec un ratio t/d de 0,4	99
2.63	Exemple de sollicitation hors-plan créée au sein d'une jonction en L	101
2.64	Description de l'essai de pull-through circulaire	102
2.65	Données extraites de la stéréo-corrélation	102
2.66	Phases d'essai du pull-through circulaire	103
2.67	Plans de coupes du pull-through circulaire	104
2.68	Endommagements au sein du stratifié lors d'un essai arrêté	105
2.69	Photographies post-mortem d'éprouvettes	105
2.70	Cartographie de délaminage pour une éprouvette rompue (diamètre d'appui de 40mm)	106
2.71	Rupture structurale en fonction du diamètre d'appui	107
2.72	Montage de pull-through cruciforme	108
2.73	Courbe typique de pull-through cruciforme	110
2.74	Evolution de la rupture structurale avec l'aire de la section cisailée	111
2.75	Photographie post-mortem d'une éprouvette rompue en pull-through	112
2.76	Photographie post-mortem d'une éprouvette rompue en délaminage	112
2.77	Courbe de pull-through cruciforme montrant les événements acoustiques . . .	113

2.78	Récapitulatif des données expérimentales	116
3.1	Aperçu du modèle axisymétrique d'installation	120
3.2	Aperçu du maillage du modèle axisymétrique d'installation	121
3.3	Zones de contact définies sur le modèle axisymétrique	122
3.4	Courbe simulée de l'installation d'un <i>ComposiLoks</i>	123
3.5	Comparaison de la séquence d'installation	124
3.6	Comparaison de la prétension et des efforts de traction pour le <i>grip</i> minimal et maximal (modèle axisymétrique)	125
3.7	Comparaison de la prétension à l'expérimental pour le <i>grip</i> minimal et maximal	125
3.8	Aperçu de l'impact de l'installation sur une plaque en aluminium	126
3.9	Influence des caractéristiques matériau de la partie déformable sur la prétension à l'installation	126
3.10	Influence des caractéristiques matériau de l'insert sur la prétension à l'installation	127
3.11	Influence de la forme de la tête sur la prétension à l'installation	128
3.12	Aperçu du modèle tridimensionnel d'installation, en configuration déformée	128
3.13	Simulation de l'évolution des pressions de contact bulbe/pièce au cours de l'installation	130
3.14	Superposition de la valeur des critères de rupture sur une observation expérimentale	130
3.15	Visualisation des endommagements dans le stratifié	131
3.16	Comparaison numérique/expérimentale de la forme du bulbe et de la déformation des premiers plis de composite	131
3.17	Principe du modèle	133
3.18	Interfaces de délaminage	134
3.19	Décomposition du modèle, détail en bord de perçage	134
3.20	Aperçu de la discrétisation au niveau du perçage	135
3.21	Vue d'ensemble du modèle	135
3.22	Élément cohésif de fissuration matricielle, et ses éléments voisins	136
3.23	Evolution des raideurs en mode I et II	137
3.24	Evolution du temps de calcul avec le nombre de processeurs utilisés	139
3.25	Influence de la taille des éléments sur le comportement élastique et la rupture structurale	140
3.26	Comparaison à l'expérimental en terme de comportement force/déplacement	141
3.27	Splitting et zones de cisaillement τ_{13} important	142
3.28	Comparaison de l'étendue des délaminages, pour un diamètre de 40mm	142
3.29	Evolution de l'aire délaminée au cours de l'essai	144
3.30	Comparaison de l'étendue des dommages à rupture structurale	145
3.31	Aperçu d'une simulation de l'installation des <i>Unimatics</i>	149
3.32	Simulation d'un essai de simple cisaillement intégrant l'étape d'installation	149
A.1	Schéma de principe de la résolution implicite	158
A.2	Schéma de principe de la résolution explicite	158
A.3	Répartition de l'attribution des heures de calcul en 2009 sur la plateforme Calmip [de Calcul de Toulouse, 2009]	159
A.4	Décomposition de la structure en sous-domaines	161

Liste des tableaux

1.1	Caractéristiques principales d'une fixation filetée	16
2.1	Fixations étudiées	54
2.2	Récapitulatif des configurations d'installation	56
2.3	Opérations réalisées sur les éprouvettes d'installation dans le composite . . .	62
2.4	Récapitulatif de la série d'essais	69
2.5	Description des modes de rupture en traction statique	74
2.6	Résultats de traction statique - <i>VisuLoks</i>	75
2.7	Résultats de traction statique - <i>ComposiLoks</i>	77
2.8	Résultats de traction statique - <i>Unimatics</i>	78
2.9	Description des modes de rupture en traction fatigue	81
2.10	Photos de rupture en fatigue	83
2.11	Récapitulatif de la campagne de simple cisaillement	95
2.12	Récapitulatif du pull-through circulaire	102
2.13	Résultats de pull-through cruciforme	109
3.1	Matériaux des <i>ComposiLoks</i> et de l'assemblage	121
3.2	Matériaux des <i>ComposiLoks</i> et de l'assemblage	122
3.3	Données matériau de l'IMA-M21E	129
3.4	Données matériau de l'IMA-M21E	138
3.5	Taille du modèle pour les différents diamètres	140

Etude expérimentale et numérique du procédé d'assemblage par fixations aveugles dans des structures composites

Dans une démarche de « Virtual Testing » au sein du projet européen MAAXIMUS, cette thèse se focalise sur l'étude de fixations aveugles aéronautiques au sein d'assemblages composites. Par le biais d'une étude expérimentale et numérique, le comportement mécanique de plusieurs références de fixations est étudié sous différentes sollicitations (traction statique et fatigue, simple cisaillement, *pull-through*). Les principaux facteurs influents sont ainsi dégagés. L'installation d'un type de fixation pris comme référence est correctement reproduite en simulation grâce à l'utilisation de lois matériau élastoplastiques et de critères d'endommagement. Le comportement hors-plan de stratifiés est modélisé en faisant appel à l'alliance d'éléments volumiques et cohésifs, permettant de reproduire le scénario d'endommagement, et en particulier le couplage fissuration/délaminage. Cette démarche pourrait être élargie aux autres fixations étudiées et au *Virtual Testing* d'assemblages. Les essais numériques permettraient de réduire considérablement le coût de développement des fixations aveugles et seraient un outil essentiel pour leur optimisation.

Mots-clés : Fixations aveugles, Structures composites, Simulation, Essais

Experimental and numerical study of blind fasteners into composite structures

In the frame of the European project MAAXIMUS, aiming at decreasing the development time and cost of a highly-optimized composite fuselage, this thesis focuses on "Virtual Testing", applied to aeronautical blind fasteners into composite structures. Thanks to an experimental and numerical study, the mechanical behaviour of several fasteners have been studied under several loading cases (static and fatigue tensile tests, lap joint shear and pull-through tests), pointing out the main influential parameters. The numerical analysis of the installation is performed on one reference, being assumed that the method can be enlarged to other fasteners. Installation sequence is well foreseen, both qualitatively (in terms of sleeve shape and impact on the assembly) and quantitatively (in terms of preload and influence of the grip). Out-of-plane behaviour of laminates is simulated, thanks to advanced damage modelling using cohesive elements to account for the coupling between matrix cracking and delamination. Damage scenario and structural failure are well foreseen, increasing existing knowledge on this type of loading. The combination of installation model and out-of-plane laminate modelling can now enable application of Virtual Testing on other mechanical tests to reduce development costs. Optimisation of blind fasteners is a second path of study that could lead to a great decrease of assembly time by an increased automation.

Keywords : Blind fasteners, Composite structures, Simulation, Tests
