



HAL
open science

Ruine des structures aéronautiques rivetées aux chargements de type explosion ou pression dynamique

Bertrand Langrand

► **To cite this version:**

Bertrand Langrand. Ruine des structures aéronautiques rivetées aux chargements de type explosion ou pression dynamique. Matériaux. Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambresis, 2010. tel-00568194v1

HAL Id: tel-00568194

<https://theses.hal.science/tel-00568194v1>

Submitted on 22 Feb 2011 (v1), last revised 29 Mar 2011 (v2)

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

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

N° d'ordre: 10-02

Habilitation à Diriger des Recherches

Présentée devant

devant l'Université de Valenciennes

par

Bertrand LANGRAND

Intitulée :

*Ruine des Structures Aéronautiques Rivetées
aux Chargements de Type Explosion ou Pression Dynamique*

Soutenue le 7 décembre 2010 devant le jury composé de :

M. :	Jean-Luc	LATAILLADE	Président
MM. :	Alain	COMBESCURE	Rapporteurs
	Jean-Philippe	PONTHOT	
	Han	ZHAO	
MM. :	Pascal	DRAZÉTIC	Examineurs
	Djimedo	KONDO	
	Serge	KRUCH	
M. :	Éric	MARKIEWICZ	Promoteur

La Science ne renverse pas à mesure ses édifices, mais elle y ajoute sans cesse de nouveaux étages et, à mesure qu'elle s'élève davantage elle aperçoit des horizons plus élargis,
par Marcelin Berthelot (1827–1907), chimiste, essayiste, historien des Sciences et homme politique français.

Si le 1^{er} janvier apparaît le premier outil de silex, il faudra attendre le 15 octobre pour que l'Homme découvre le feu, ouvrant la voie à des outils plus élaborés. Avec la révolution néolithique, l'agriculture commence le 30 décembre à 17 heures. C'est le 31 décembre à 23 heures et 30 minutes que la machine à vapeur est mise au point. L'énergie nucléaire est libérée à 23 heures 54 minutes et 35 secondes, précédant la micro-électronique de quelques secondes. Quant aux progrès les plus considérables, ils sont à venir dans les cinq prochaines minutes,
Les Enjeux du Progrès. R. Leguen, 1983.

à Véronique, qui m'a toujours soutenu et encouragé dans cette aventure.

Table des matières

1	Curriculum vitæ étendu	1
1.1	Titres universitaires	3
1.2	Responsabilités scientifiques et techniques	3
1.2.1	Études amonts	4
1.2.2	Études pluriannuelles	4
1.2.3	Carrière professionnelle	4
1.3	Activités de recherche	4
1.3.1	Chargement structural de type pression dynamique	5
1.3.2	Caractérisation des assemblages	7
1.3.3	Modélisation des assemblages	9
1.3.4	Synthèse des travaux	11
1.4	Activités de promotion de la recherche	11
1.5	Activités et responsabilités d'intérêt collectif	11
1.6	Activités d'encadrement de la recherche	12
1.6.1	Thèses co-encadrées	12
1.6.2	Participation à des jurys en tant qu'examinateur	12
1.6.3	<i>Reviewing</i> ponctuel	13
1.7	Activités d'enseignement	13
1.8	Production scientifique et technique	13
1.8.1	Revue internationale à comité de lecture	13
1.8.2	Chapitres d'ouvrage	14
1.8.3	Revue nationale à comité de lecture	14
1.8.4	Conférences internationales avec actes et comité de lecture	14
1.8.5	Conférences nationales à comité de lecture	16
1.8.6	Communications invitées	16
1.8.7	Rapports d'études scientifiques et techniques	17
2	Introduction générale	21
2.1	Problématique de la recherche	23
2.2	État de l'art	27
2.2.1	Modélisation des champs de pression dynamique d'une explosion	27
2.2.2	Caractérisation des assemblages pour le calcul de structure	29
2.2.3	Modélisation des assemblages pour le calcul de structure	32
2.3	Synthèse et définition des thèmes de recherche	34
3	Chargement structural de type pression dynamique	37
3.1	Introduction	39
3.2	Méthode couplée d'interaction fluide-structure	39
3.3	Méthode découplée d'interaction fluide-structure	42
3.4	Méthode numérique pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide	44

3.5	Conclusions et perspectives	47
4	Caractérisation des assemblages pour le calcul des structures	49
4.1	Introduction	51
4.2	Nouvelles méthodes expérimentales	51
4.3	Caractérisation par plans d'expériences numériques	62
4.4	Conclusions et perspectives	70
5	Modélisation des assemblages en calcul des structures	73
5.1	Introduction	75
5.2	Modélisation des fixations	75
5.3	Modélisation des tôles perforées	78
5.4	Modèle multi-échelles de tôle perforée	89
5.5	Élément fini de coque fragilisé	95
5.6	Conclusions et perspectives	103
6	Conclusion générale et Perspectives de la Recherche	107
6.1	Champs de pression dynamique d'une explosion	107
6.2	Caractérisation du comportement et de la rupture des assemblages	109
6.3	Modélisation du comportement et de la rupture des assemblages	111
	Annexe	113
A	Modèles de comportement	115
A.1	Modèles visco-plastiques	115
A.2	Modèle d'endommagement ductile de Gurson	115
B	Algorithmes	117
B.1	Schéma plastique à retour radial	117
B.2	Schéma itératif du modèle μ -échelle	118
B.3	Schéma d'un élément fini de coque perforé	118
C	Recueil d'article	119
C.1	Chargement structural de type pression dynamique	119
C.2	Caractérisation des assemblages pour le calcul des structures	119
C.3	Modélisation des assemblages en calcul des structures	119
	Bibliographie	121
	Table des figures	127
	Glossaire	129

Avant-propos

J'E tiens à remercier en premier lieu Alain Combescure, Jean-Philippe Ponthot et Han Zhao d'avoir accepté de rapporter ce travail, en plus de leurs nombreuses activités et responsabilités. Je remercie Djimedo Kondo, Serge Kruch et Jean-Luc Lataillade de l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail et d'avoir accepté de siéger dans ce jury en qualité d'examineurs. Merci à Pascal Drazétic de m'avoir ouvert la voie de la recherche en DEA et d'avoir dirigé ma thèse. Je remercie Éric Markiewicz qui m'a encouragé à préparer cette Habilitation à Diriger des Recherches et qui a accepté de la promouvoir. Sans oublier mes collègues de l'Onéra et de l'université de Valenciennes qui m'ont apporté leurs connaissances, des conseils, leur soutien. Bien sur, une pensée particulière pour toutes les personnes que j'ai eu l'occasion de rencontrer lors de projets et autres conférences et m'ont permis d'échanger et de faire avancer ma réflexion sur l'ensemble de mes recherches. Je remercie enfin les doctorants, étudiants en Master pour leur contribution et pour le plaisir que j'ai eu à les co-encadrer.

En 1993, je me suis intéressé en DEA à la caractérisation de loi de comportement viscoplastique et à l'identification de paramètres par des méthodes d'optimisation non-linéaires. En 1995, les conclusions du projet européen 'IMT Crashworthiness for Commercial Aircraft' ont orienté le sujet de ma thèse vers le comportement des assemblages. Durant les trois années suivantes passées à l'Onéra, j'ai contribué au développement de méthodes de caractérisation (numérique et expérimentale) des fixations et à l'implantation d'un élément fini de liaison dans un solveur explicite. Ingénieur d'études dans une société de service après ma thèse, j'ai ensuite collaboré au dimensionnement de sièges automobiles.

Ingénieur de recherches à l'Onéra depuis 1999, mes activités ont concerné la vulnérabilité des structures sous sollicitations hautes énergies. Celles-ci se sont inscrites dans le cadre de projets européens, de groupes GARTEUR, de projets nationaux ou régionaux, d'études amonts supportées par l'industrie et/ou les services officiels et sur fonds propres Onéra. Ces projets et études ont naturellement contribué aux recherches présentées dans ce mémoire.

Dès 1999, j'ai été impliqué dans des projets amonts intéressants le couplage fluide/structure : l'impact oiseau, les chocs hydrodynamiques et les explosions. L'objet de ces travaux visait à étudier les chargements appliqués aux structures soit par une modélisation du fluide (éventuellement en interaction avec la structure), soit par des chargements équivalents. Le premier groupe GARTEUR sur l'impact oiseau (AG-24) concernait les substituts d'oiseaux et leur modélisation par éléments finis à l'aide de l'approche lagrangienne, couplée Lagrange/Euler et particulaire (SPH). Une étude financée par la DPAC s'est particulièrement focalisée sur la caractérisation des substituts d'oiseaux. Le second GARTEUR (AG-30) intéressait l'optimisation de structures en matériaux composites et cherchait à élargir la problématique aux impacts de pierres, glace et débris de pneumatiques. Le projet européen SEAWORTH concernait quant à lui la modélisation du 'slamming'¹ sur les coques de navires. J'ai aussi été impliqué dans des projets d'études amonts financés par la DGA qui concernaient la vulnérabilité de blindés aux explosions de mines et celle de coques de sous-marins aux bombardements.

Les méthodes de caractérisation des assemblages rivetés développées durant ma thèse ont été étendues à la dynamique rapide lors du projet européen CRAHVI. Le projet national Prédit m'a donné l'opportunité de m'intéresser aux soudures par point. La nouvelle méthode de caractérisation développée durant ce projet a été

1. Phénomène pouvant affecter différents éléments du navire et entraîner des problèmes de vibration nuisibles au confort ou des dommages à la structure du navire.

par la suite élargie aux vitesses de déplacements dynamiques sur fonds propres Onéra et dans le cadre de projets supportés par la région Nord-Pas-de-Calais (NASPA, CISIT). Une collaboration avec le Département DMSM m'a permis d'aborder le cas des soudures par friction et malaxage. Dans ces différents projets, j'ai étudié ces assemblages aux chargements purs et mixtes de traction et de cisaillement. Les dispositifs expérimentaux mis en œuvre ont permis de caractériser leur comportement et d'analyser des critères de rupture pour le calcul de structures. En parallèle, je continue à explorer le thème de la caractérisation des matériaux par la méthode des champs virtuels, pour étendre les techniques numériques de caractérisation des assemblages aux soudures, en particulier les points soudés par friction et malaxage.

Une étude Airbus m'a 'replongé' dans les méthodes de modélisation des fixations en calcul des structures. J'ai développé dans ce cadre un outil métier pour déterminer les propriétés mécaniques de ces fixations. La question des effets de fragilisation structurale dus aux trous d'assemblage s'est posée au terme de ma thèse. Cette recherche a pu être réalisée sur financement propre Onéra et dans le cadre de projets financés par la région Nord-Pas-de-Calais et la DGA. Une variable caractéristique de ces effets d'entaille a été proposée. Celle-ci s'appuie sur un champ de concentration des déformations et son évolution au cours de la transformation mécanique. Une approche multi-échelles a été mise en œuvre pour modéliser cette évolution. Cette approche non-locale repose sur l'homogénéisation périodique et le formalisme TFA pour évaluer les champs mécaniques locaux. Les derniers développements concernent un élément fini de plaque perforée pour le calcul de structures qui est actuellement implanté dans un solveur implicite pour des transformations élastiques.

Par ailleurs, je suis impliqué dans un projet EDA qui concerne la résistance de tissus composites souples aux impacts balistiques et pour lequel des méthodes multi-niveaux et multi-échelles sont développées en collaboration avec le Département DMSC. J'interviens aussi dans des études pour l'industrie aéronautique en rapport avec l'impact de débris de pièces composites sur des structures également faites en matériaux composites. Une autre étude en cours vise à modéliser la propagation de fissures par des méthodes éléments finis étendues et la transition ductile/fragile des métaux sous choc. Un projet en collaboration avec le Département DMSM sur des nouveaux matériaux par empilement de tubes pour le blindage de turbomachines et la rétention d'aubes de turbine est en cours de montage. Enfin, un nouveau projet européen devrait démarrer en 2011 sur le sujet de l'amerrissage.

Le manuscrit qui suit est organisé en trois parties :

La première est constituée de mon curriculum vitæ qui détaille : mon état civil et mes parcours universitaire et professionnel, une synthèse de mes activités liées à la recherche, mes activités liées à la promotion et à l'encadrement de la recherche, celles liées à l'enseignement et une liste de publications.

La deuxième partie de ce mémoire est une synthèse de mes activités scientifiques. L'introduction générale décrit le contexte de mes travaux et présente les problèmes abordés dans le mémoire. Les trois chapitres suivants traitent principalement de mes contributions. Le premier chapitre concerne le chargement dynamique résultant de l'explosion d'un engin. Le deuxième aborde la caractérisation des assemblages pour le calcul des structures sous deux aspects que sont l'expérimentation et le 'virtual testing'. Le dernier chapitre intéresse la modélisation des assemblages en calcul des structures. Une grande partie de la recherche concerne plus particulièrement la considération des effets d'entaille (les trous d'assemblage) en calcul de structure. Les conclusions et perspectives de mes recherches clôturent la deuxième partie.

La troisième partie du mémoire regroupe une sélection de publications significatives et représentatives de mes travaux de recherche qui couvre les différents aspects abordés dans la seconde partie de ce manuscrit.

Chapitre 1

Curriculum vitæ étendu

Contents

1.1	Titres universitaires	3
1.2	Responsabilités scientifiques et techniques	3
1.2.1	Études amonts	4
1.2.2	Études pluriannuelles	4
1.2.3	Carrière professionnelle	4
1.3	Activités de recherche	4
1.3.1	Chargement structural de type pression dynamique	5
1.3.2	Caractérisation des assemblages	7
1.3.3	Modélisation des assemblages	9
1.3.4	Synthèse des travaux	11
1.4	Activités de promotion de la recherche	11
1.5	Activités et responsabilités d'intérêt collectif	11
1.6	Activités d'encadrement de la recherche	12
1.6.1	Thèses co-encadrées	12
1.6.2	Participation à des jurys en tant qu'examinateur	12
1.6.3	<i>Reviewing</i> ponctuel	13
1.7	Activités d'enseignement	13
1.8	Production scientifique et technique	13
1.8.1	Revue internationale à comité de lecture	13
1.8.2	Chapitres d'ouvrage	14
1.8.3	Revue nationale à comité de lecture	14
1.8.4	Conférences internationales avec actes et comité de lecture	14
1.8.5	Conférences nationales à comité de lecture	16
1.8.6	Communications invitées	16
1.8.7	Rapports d'études scientifiques et techniques	17

Bertrand Langrand, né le 21 novembre 1970 à Cambrai (59), de nationalité française. Maître de recherche et Ingénieur spécialiste à l'Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (Onéra), dans l'Unité de recherche Résistance et Conception des Structures (RCS) du Département Mécanique du Solide et de l'Endommagement (DMSE), puis dans l'Unité de recherche Conception et Résistance Dynamique (CRD) du Département Aéroélasticité et Dynamique des Structures (DADS).

Coordonnées professionnelles

Onéra/DADS/CRD

5 boulevard Paul Painlevé, Lille (59 045)

Tél. +33(0)3.20.49.69.79 – Fax +33(0)3.20.49.69.55

e-mail : bertrand.langrand@onera.fr

1.1 Titres universitaires

Mes études supérieures de deuxième et troisième cycles ont été réalisées à l'Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis qui m'a décerné les diplômes suivants :

1995–1998 Thèse de Doctorat en Génie Mécanique intitulée, *Contribution à la caractérisation numérique et expérimentale des assemblages structuraux rivetés sous sollicitation dynamique*, à l'Onéra et au LAMIH¹,
Directeur : Pr. Pascal Drazétic, *Encadrant Onéra* : Éric Deletombe. Soutenue le 18 septembre 1998.
 Mention Très Honorable avec Félicitations du Jury².

1993–1994 Diplôme d'Études Approfondies de Mécanique Énergétique, option Solides, sur la *Caractérisation de loi de comportement viscoplastique de matériaux métalliques – Identification de paramètres par des méthodes d'optimisation non-linéaires*, à l'Onéra et au LAMIH, *Encadrant LAMIH* : Dr. Pascal Drazétic, *Encadrant Onéra* : Dr. Pascal Geoffroy. Mention A-Bien.

1991–1993 Maîtrise de Sciences et Techniques en Productique, option Conception Mécanique Assistée par Ordinateur.

1989–1991 Diplôme d'Études Universitaires Générales en Sciences et Structures de la Matière (Série A), option Sciences Physiques pour l'Ingénieur.

1.2 Responsabilités scientifiques et techniques

Depuis mon entrée en 1999, l'Onéra m'a confié progressivement la responsabilité de certaines études depuis l'élaboration de l'offre au client, jusqu'à la réalisation scientifique et technique. Mes activités de recherche intéressent particulièrement le domaine de la vulnérabilité des structures face à des situations d'impact, crash ou explosion. Elles sont réalisées dans le cadre de projets amonts à caractère recherche³ et dans le cadre du Laboratoire commun Onéra-DADS/CNRS/UVHC-LAMIH : Dynamique Rapide des Structures et Collisions (DRSC).

1. Laboratoire d'Automatique, de Mécanique et d'Informatique industrielles et Humaines. UMR-8530 CNRS/Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis.

2. Rapporteurs : Pr. Khémaïs Saanouni (Univ. Troyes), Pr. Jean-Claude Masson (Directeur Scientifique et Technique de l'IRCN); Examineurs : Dr. Éric Markiewicz (Maître de Conférences, Univ. Valenciennes), Dr. Pascal Geoffroy (Maître de Recherche, Directeur du DMSE), M. Éric Deletombe (Maître de Recherche, Responsable du DMSE/RCS); Invités : Dr. Louis Anquez (Responsable des activités composites, Dassault Aviation, Saint-Cloud), Dr. Eberhard Haug (Directeur Scientifique, ESI-Group, Rungis), Dr. Michel Mahé (Responsable du Département Simulations Numériques Avancées, Airbus-France, Toulouse).

3. Études amonts/recherche à long terme financées par des fonds propres, régionaux, ministériels et/ou européens. Études pluriannuelles financées par l'industrie et/ou les services officiels.

1.2.1 Études amonts

Je suis responsable de la fiche de ressource générale Onéra : méthodes numériques pour études systèmes. Je contribue également à la réalisation des travaux de recherche des fiches de ressource générale consacrées aux assemblages (responsable : David Delsart), à l'expérimentation en dynamique rapide (responsable : Jacky Fabis) et aux impacteurs (responsable : Roland Ortiz). Dans ce cadre, je collabore avec d'autres départements de l'Onéra, en particulier le Département Matériaux et Structures Métalliques (DMSM) sur la problématique des assemblages soudés par friction et malaxage (FSW), des matériaux architecturaux par empilement de tubes ou de sphères, et des méthodes multi-échelles.

1.2.2 Études pluriannuelles

Les études ayant contribué aux activités de recherche présentées dans ce mémoire sont mentionnées ci-après.

Explosions

- mines à effets de souffle : DGA/SPART, DGA/ETAS ; DGA, GIAT,
- vulnérabilité des coques de sous-marins aux explosions : DGA/SPN, DCNS.

Assemblages

- expérimentations (rivets, PSE⁴) : EU/CRAHVI ; SONACA ; EUCLID ; Prédit,
- méthodes numériques et modèles : Airbus-France ; EU/CRASURV ; EU/CRAHVI,
- formabilité des cordons FSW⁵ : Airbus-Germany, EADS-IW, DLR (ADO-FSW).

Impacts

- hydrodynamiques : EU/SEAWORTH ; EADS-Eurocopter,
- grandes vitesses : DGA, GIAT ; EU/CRAHVI ; EU/GARTEUR-AG24 ; Airbus-France, Airbus-Germany, EADS-IW, DLR (ADO-COFUCAS) ; DGAC, Airbus-France (CROR),
- chocs à l'oiseau : DPAC ; EU/GARTEUR-AG30.

Dans le cadre de ces études (pluriannuelles ou amonts), je suis amené à présenter au Comité d'Évaluation et d'Orientation Scientifique de l'Onéra (présidé par le Pr. Pierre Ladevèze) l'avancement de ces recherches : en 2000 sur la caractérisation des assemblages, en 2004 sur les approches multi-échelles et en 2009 sur la modélisation des assemblages.

1.2.3 Carrière professionnelle

2008 Nomination maître de recherche niveau 1 à l'Onéra.

2008 Ingénieur d'étude et de recherche spécialiste, classification niveau 5 à l'Onéra.

2006 Ingénieur d'étude et de recherche senior, classification niveau 4 à l'Onéra.

2002 Ingénieur d'étude et de recherche senior, classification niveau 3 à l'Onéra.

1999 Ingénieur d'étude et de recherche junior, classification niveau 2 à l'Onéra.

1998 Ingénieur d'étude : Mission, Conseil, Assistance et Ingénierie, Paris.

1995 Chercheur sur contrat à l'Onéra.

1.3 Activités de recherche

Mes activités de recherche à l'Onéra et dans le cadre du laboratoire commun DRSC⁶ concernent la vulnérabilité des structures aéronautiques en grand déplacement et rotation (ou vitesse) imposés. Ce type de

4. Point soudé électriquement.

5. Soudure par friction et malaxage (Friction Stir Welding).

6. Laboratoire commun Onéra-DADS/CNRS/UVHC-LAMIH : Dynamique Rapide des Structures et Collisions.

sollicitation, qualifié de chargement *dynamique en régime transitoire*, se différencie fondamentalement des chargements à force et/ou à nombre de cycles imposés. L'unité de recherche *Conception et Résistance Dynamique*, où je mène mes recherches, vise à développer le niveau d'excellence scientifique nécessaire à la prédiction de la vulnérabilité des structures *complètes* (e.g., avion, hélicoptère, turbo-réacteur) et *complexes*, eut égard au degré de détail autorisé dans le modèle aux éléments finis, face à des situations accidentelles (e.g., impact, crash, perte d'aube).

Pour nos applications de dynamique rapide, la séquence de rupture des fixations conditionne souvent le scénario de ruine de la structure. Ma contribution scientifique dans l'analyse des structures aéronautiques concerne une meilleure compréhension et appréhension du comportement des **assemblages** depuis leur élaboration (rivetage) jusqu'à leur ruine lors de chargements dynamiques à vitesse de déplacement imposée. Dans ce domaine, mes axes de recherche visent à **caractériser** des modèles non-linéaires et des critères de rupture d'une part, et d'autre part à développer des méthodes numériques permettant de **modéliser** le comportement et la ruine des fixations et des tôles perforées en vue de réaliser des calculs de structures. La logique de recherche adoptée pour les assemblages rivetés consiste à dissocier le comportement de la fixation (et son modèle) de celui de la tôle perforée.

Une application de ces recherches intéresse la vulnérabilité des structures aéronautiques face aux **explosions** (i.e., ondes de souffle, dépressurisation). Dans ce domaine, ma contribution vise à modéliser les champs de pression dynamique en vue de réaliser des calculs de structure éventuellement couplés Fluide/Structure d'une part, et d'autre part à développer des méthodes numériques spécifiques permettant d'étudier, dans ce contexte, les possibles découplages des phénomènes fluides et structures en temps et en espace. Ces méthodes sont particulièrement adaptées lorsque la structure est placée à la frontière du domaine fluide discrétisé. Une dernière activité concerne une technique de modélisation permettant de coupler une structure immergée dans un domaine fluide. L'intérêt de cette technique est qu'elle ne contraint pas le maillage du fluide à respecter la topologie de la structure.

Ces activités sont réalisées dans le cadre de projets amonts pluriannuels (à caractère recherche) financés par l'industrie et/ou les services officiels³, tels les travaux relatifs aux explosions (Chapitre 3) et dans le cadre d'une recherche à long terme financée par des fonds propres, régionaux, ministériels et/ou européens, tels les travaux intéressant la caractérisation et la modélisation des assemblages (Chapitres 4 et 5 respectivement). Ces recherches touchent un éventail très large d'activités autour de la Mécanique des Milieux Continus et des interactions entre Fluide et Solide.

1.3.1 Chargement structural de type pression dynamique

L'objet de cette recherche vise à étudier la vulnérabilité du fuselage face à une explosion aérienne. Ma contribution dans ce domaine concerne des méthodes numériques permettant de mesurer l'onde de souffle (le chargement de dynamique transitoire) s'exerçant sur la structure de l'appareil. Une autre activité concerne des méthodes numériques permettant d'étudier la vulnérabilité de la structure de façon découplée en temps et en espace.

Le comportement dynamique d'un système mécanique, fluide et solide, révèle des échelles variées de temps et d'amplitudes. La réponse du système dépend essentiellement des valeurs relatives de différents temps : l'instant d'observation t , la durée du chargement T_d (d'amplitude ξ_d), le temps T_l de propagation des ondes dans le domaine de taille L (dont l'ordre de grandeur dépend en première approche de la géométrie et des caractéristiques du solide élastique, mais pas du chargement) et la durée T_m pendant laquelle on décrit le système.

Dans le cas d'une explosion, l'ordre de grandeur de la durée du chargement, T_d , est la milliseconde et celui de la durée, T_m , est plutôt quelques millisecondes si la structure se déforme plastiquement. Si une rupture,

initiée par l'onde de souffle, se propage dans la structure par dépressurisation, l'observation peut durer quelques secondes.

Onde de souffle. Nous cherchons ici des méthodes numériques permettant de mesurer sur la durée T_d l'historique du chargement dynamique s'exerçant sur le fuselage de l'appareil. Les méthodes mises en œuvre reposent sur une approche couplée fluide/structure fondée sur une formulation Lagrange-Euler permettant aux deux milieux d'interagir l'un et l'autre.

Les résultats numériques obtenus pour le TNT dans le cas de structures infiniment rigides ont corroboré suffisamment les prévisions des lois de Hopkinson⁷ pour envisager une application de ces méthodes aux cas de cibles déformables. Une étude numérique d'un dispositif expérimental de pendule balistique a permis de borner le domaine d'application des méthodes couplées (i.e., explosion en champ lointain).

Une application de ces méthodes de modélisation a concerné le problème de vulnérabilité des structures aux bombardements (succession d'explosions). Un processus itératif a été développé pour simuler la tenue résiduelle de cibles métalliques. Ce processus manipule des programmes développés pour initialiser la simulation de l'explosion (i) par des données extraites de la simulation relative à l'explosion ($i - 1$) : le champ de coordonnées 3D de la déformée résiduelle de la cible, le champ 3D des contraintes et des déformations plastiques résiduelles. D'autres programmes ont été développés pour modifier le maillage du fluide, de la cible et des supports aux interfaces.

Ces méthodes de modélisation sont particulièrement adaptées lorsque la structure est placée aux limites du domaine fluide discrétisé, mais elles introduisent des contraintes de maillage parfois sévères, voire des instabilités numériques dans le cas de structures à géométrie complexe. Une méthode numérique a été développée pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide, sans contraindre le maillage du fluide à respecter la topologie de la structure. La régularité du maillage du fluide permet de limiter les problèmes d'instabilité numérique rencontrés précédemment. Cette méthode de couplage stoppe la propagation de l'onde de souffle et transmet le chargement dynamique à la structure. Si une rupture survient dans la structure sujette au couplage, l'onde de souffle poursuit sa progression dans le domaine fluide jusqu'à rencontrer un autre couplage. Les applications de cette méthode ont concerné le comportement de véhicules militaires de transport face à l'explosion d'une mine sous une roue, ou l'explosion d'un engin dans un conteneur à bagages.

Découplage spatio-temporel. Une méthode de traitement numérique alternative au calcul couplé a été développée pour étudier la vulnérabilité des structures aux explosions. Le problème fluide (i.e., un calcul couplé si les problèmes fluide/structure le sont ; un calcul fluide, des tables, des modèles analytiques si les problèmes fluide/structure sont totalement découplés) et le problème structure sont traités de façon séparée en temps et en espace. Des outils métiers permettent de mesurer en chaque position de la structure, l'onde de souffle sur la durée T_d . D'autres outils permettent d'appliquer le chargement dynamique transitoire à la structure pour analyser son comportement sur une durée $T_m \gg T_d$.

L'intérêt de ces méthodes est d'utiliser les méthodes et outils de calcul les plus adaptés à chacun des domaines du problème posé : le chargement et la réponse de la structure. La discrétisation temporelle et spatiale du modèle de chargement est totalement décorrélée de celle de la réponse de la structure. Ces découplages rendent possible l'optimisation structurale (tout ou partie) – sous certaines hypothèses – sans calculer le chargement à chaque itération (i.e., les éléments 3D requis pour discrétiser le fluide sont retirés des calculs de structure).

À titre d'illustration, les méthodes développées ont utilisé un code de calcul couplé, une formulation Lagrange-Euler et les techniques précédentes pour analyser le chargement de dynamique transitoire : $f_x(x, y, z, t)$, $f_y(x, y, z, t)$, $f_z(x, y, z, t)$. Des programmes permettent d'appliquer si besoin des traitements numériques spécifiques aux fonctions de chargement⁸. Ces dernières sont introduites en entrée d'un calcul explicite pour

7. Loi de similitude qui permet d'étudier des cas réels d'explosion en se servant de modèles à échelle réduite.

8. échantillonnage spatio-temporel, filtrage pour des raisons de spectres de réponse au choc par exemple.

analyser la vulnérabilité de structures complètes. Ces méthodes ont été appliquées à l'étude de la vulnérabilité de véhicules militaires de transport face à des explosions sous plancher. Des spectres de réponses au choc montrent que ces méthodes numériques n'influencent aucunement les comportements structuraux.

Cette problématique de recherche a fait l'objet de 3 publications dans des revues internationales à comité de lecture et 4 communications dans des congrès internationaux avec actes (Tableau 1.1). Les perspectives de la recherche intéressent le développement de méthodes numériques permettant de tenir compte de pré-charges statiques (i.e., pressurisation) ou dynamiques (i.e., conditions de vols) dans l'analyse de la vulnérabilité de l'appareil. D'autres perspectives intéressent la modélisation de la dépressurisation de l'appareil en cas de rupture et ses conséquences en terme de vulnérabilité (e.g., propagation de fissure). Une réflexion porte sur des essais de laboratoire. Ceux-ci pourraient se substituer aux expérimentations d'explosion (i.e., validation des méthodes numériques). Ils pourraient également caractériser des pressions critiques d'amorçage durant la phase de surpression de l'explosion et de propagation de la rupture durant la phase de dépressurisation.

3 articles dans une revue internationale à comité de lecture	RI-3, RI-7, RI-10
2 articles dans une revue nationale à comité de lecture	RN-4, RN-5
4 communications dans une conférence internationale avec actes et comité de lecture	CI-1, CI-6, CI-18, CI-22
18 rapports d'études scientifiques et techniques	RE-1-RE-19

TABLE 1.1 – Bilan sur le sujet de la modélisation des champs de pression dynamique d'une explosion.

1.3.2 Caractérisation des assemblages

Nous nous intéressons ici aux méthodes de caractérisation des assemblages. Ma contribution dans ce domaine concerne le développement de nouvelles méthodes expérimentales qui visent à caractériser le comportement non-linéaire et la rupture des fixations pour des sollicitations pures et mixtes de traction et de cisaillement à vitesse de déplacement imposée quasi-statique et dynamique. Un autre axe de recherche concerne une méthode numérique alternative dite de plan d'expérience numérique. Ces recherches abordent la caractérisation de modèles de comportement et d'endommagement des matériaux et la modélisation de l'histoire mécanique de l'assemblage depuis son élaboration (i.e., rivetage) jusqu'à sa ruine dynamique.

Caractérisation expérimentale. Des essais normalisés statiques⁹ sont pratiqués sur des assemblages en traction pure (mode I) et en cisaillement pur (mode II). Or, les méthodes d'essais normalisés n'existent pas en dynamique et celles admises en statique sont souvent inappropriées à grande vitesse de déplacement imposée. De plus, elles ne permettent pas de tester les fixations en modes mixtes I/II, alors qu'il s'agit des modes de sollicitation les plus fréquemment rencontrés en calcul des structures.

Un protocole expérimental, fondé sur les méthodes d'essais normalisés, a été développé pour caractériser le comportement non-linéaire et la rupture des fixations sous sollicitations pures et mixtes I/II. Le comportement mécanique de la fixation et des critères de rupture s'analysent directement en fonction des réponses expérimentales. Les résultats expérimentaux s'avèrent particulièrement pertinents pour analyser l'aptitude des macro-modèles équivalents de fixation.

Dans le cadre du programme Européen CRAHVI¹⁰, des dispositifs d'essais spécifiques, fondés sur le protocole précédent, ont été développés pour évaluer, au vérin hydraulique rapide, la sensibilité dynamique du comportement non-linéaire des fixations et de leurs caractéristiques à la rupture.

Dans le cadre du programme de recherche Prédit n° 98A0149, un protocole expérimental novateur, fondé sur des essais normalisés d'interaction¹¹, a été développé pour tester à vitesse de déplacement quasi-statique

9. les essais normalisés NAS (National Aerospace Standard) par exemple.

10. Crashworthiness of Aircraft for High Velocity Impact.

11. les essais d'interaction ne se pratiquent qu'en modes purs I et II.

des points soudés en modes purs et mixtes I/II. Cette méthode a été adaptée aux vitesses de déplacement dynamiques pour tester des points soudés au vérin hydraulique rapide et aux barres de Hopkinson.

Les nouveaux résultats expérimentaux ont permis de discriminer les modèles de fixation, d'évaluer leur représentativité et leur validité. Des nouveaux modèles de fixation ont ainsi pu être développés et de nouvelles voies d'amélioration envisagées, avec par exemple la prise en compte de viscoplasticité, d'endommagement complexe (voire fissuration) se développant particulièrement en modes mixtes et en cisaillement pur.

Caractérisation par plan d'expérience numérique. L'étude d'un assemblage (c'est-à-dire un type de rivet et une nuance de tôle) nécessite un nombre d'essais très important (en particulier les essais d'interaction) pour étudier l'occurrence des différents modes de rupture¹² en fonction du rapport entre l'épaisseur de la tôle et le diamètre de la fixation.

Une méthode alternative à l'expérimentation intensive a été proposée. Elle repose sur la caractérisation de modèles de comportement (éventuellement viscoplastiques) et d'endommagement (pour la rupture ductile) des matériaux qui constituent l'assemblage. Dans le domaine de la caractérisation de paramètres matériaux, les recherches ont concerné l'identification de paramètres par des méthodes d'optimisation non-linéaires (i.e., méthodes de gradients conjugués dites directes ou inverses) et d'expérimentations spécifiques (i.e., essais de micro-traction : application au cœur des rivets, recouvrement des moyens d'essais dynamiques).

Des techniques numériques ont été développées pour simuler l'histoire mécanique de l'assemblage : de la mise en forme jusqu'à la ruine dynamique. Ces techniques numériques visent en particulier à : (1) simuler le procédé de rivetage, (2) introduire des propriétés mécaniques et des caractéristiques géométriques post-rivetage (e.g., contraintes et déformations plastiques, forme de la bouterolle), (3) simuler la tenue statique et dynamique d'assemblages rivetés. Cette méthode, dite de *plan d'expérience numérique*, a permis d'étudier la tenue des assemblages en "laboratoire numérique" (ou *Virtual Testing*). Un industriel du secteur aéronautique a développé un "automate" numérique qui applique cette méthode aux différentes fixations qu'il utilise sur avion.

Ces recherches ont fait l'objet de 4 thèses co-encadrées, 10 publications dans des revues internationales à comité de lecture et 14 communications dans des congrès internationaux avec actes (Tableaux 1.2 et 1.3). Une perspective dans le domaine expérimental concerne l'étude des paramètres déterminants pour les différents modes de ruine de l'assemblage : le matage, le passage de la tête du rivet au travers de la tôle, la rupture des écrous, des inserts, ... L'objet de la recherche vise ici à enrichir les modèles de comportement et de rupture existants.

Dans le cas des points soudés ou des nouvelles jonctions soudées par friction et malaxage, la méthode de plan d'expérience numérique requiert l'identification préalable des lois de comportements viscoplastiques endommageables des matériaux hétérogènes constituant l'assemblage. Une perspective vise à caractériser ces lois de comportement à l'aide de la Méthode des Champs Virtuels et des mesures de champs de déformation (et de taux de déformation) par corrélation d'images numériques.

1 thèse de doctorat co-encadrée à 25%	PhD-4
7 articles dans une revue internationale à comité de lecture	RI-2, RI-6, RI-11, RI-12, RI-15, RI-16, RI-18
2 articles dans une revue nationale à comité de lecture	RN-1, RN-6
9 communications dans une conférence internationale avec actes et comité de lecture	CI-2, CI-5, CI-7, CI-9, CI-16, CI-25, CI-29, CI-30, CI-31
13 rapports d'études scientifiques et techniques	RE-20–RE-32

TABLE 1.2 – Bilan sur le sujet de la caractérisation des assemblages.

12. Rupture de la tête ou du fût du rivet, de l'insert, de l'écrou, matage de la tôle, déboutonnage de la fixation.

1 thèse de doctorat co-encadrée à 50% et 2 thèses de doctorat co-encadrée à 25%	PhD-1, PhD-2, PhD-6
5 articles dans une revue internationale à comité de lecture	RI-12, RI-14, RI-16, RI-17, RI-19
1 article dans une revue nationale à comité de lecture	RN-7
5 communications dans une conférence internationale avec actes et comité de lecture	CI-3, CI-13, CI-21, CI-23, CI-28
11 rapports d'études scientifiques et techniques	RE-44-RE-56

TABLE 1.3 – Bilan sur le sujet de la caractérisation de lois de comportement des matériaux.

1.3.3 Modélisation des assemblages

Les problématiques posées sont celles de la modélisation des assemblages : la fixation d'une part, et la tôle perforée d'autre part. Ma contribution dans ces domaines porte sur le développement d'un élément non-linéaire de fixation, fonctionnant telle une interface cohésive. Un axe de recherche à plus long terme traite de la prise en compte des effets d'entaille (dus à la perforation) sur le comportement mécanique de la tôle environnante, effets que nous qualifions de *fragilisation structurale*. Ces recherches visent à développer un élément fini de coque fragilisée et à définir un critère d'amorçage de la rupture de cet élément fini, fondé sur une variable de champ.

Fixation. Une recherche a concerné le développement d'un nouvel élément de fixation dans un code de calcul explicite. L'élément de liaison fonctionne telle une interface cohésive. Des rigidités non-linéaires sont implantées pour modéliser le comportement non-linéaire de la fixation et sa rupture est décrite avec un critère (qui suppose un comportement rigide à la rupture) fonctionnant en modes purs et mixtes I/II.

Les valeurs des paramètres des modèles et du critère utilisés sont déterminées avec les résultats des essais de caractérisation précédents. L'intérêt du dispositif développé pour les rivets est qu'il permet de valider l'élément, les modèles et leurs paramètres avec les résultats obtenus en modes mixtes I/II. Ce nouvel élément de fixation non-linéaire a permis d'améliorer notablement la réponse de structures aéronautiques complexes et la localisation des parties de structure sujettes à la ruine. Cet élément a permis également de réduire l'influence de la position du rivet dans la maille élément fini (tôle saine) sur le résultat du calcul de structure.

Tôle perforée. Pour opérer le rivetage des pièces d'une structure aéronautique, il est nécessaire de percer les tôles à assembler. Ces perforations constituent des singularités géométriques dans la matière qui, sous chargement mécanique, provoquent en leur voisinage immédiat un phénomène bien connu de concentration des contraintes et des déformations. Ces entailles mécaniques qui se comptent sur un avion en dizaines de milliers d'unités, vont localiser les déformations et l'endommagement, favorisant ainsi l'amorçage et la propagation de la rupture de la structure à vitesse de déplacement imposée.

Un problème d'échelle se pose alors pour les modèles de simulation numérique de crash de structure. En effet, il n'est pas envisageable pour des raisons de coûts de calcul de discrétiser les zones assemblées par un raffinement (même local) en éléments finis. Le recours à des éléments macro-géométriques couplés à des critères de rupture macroscopiques est donc naturellement préconisé. Il s'avère donc nécessaire de modéliser, de caractériser et d'identifier les comportements (et la rupture) associés à ces macro-éléments de façon pertinente.

Variable de fragilisation structurale. La première étape de la recherche vise à établir une variable permettant de relier les deux échelles du problème : l'échelle de la structure caractérisée par un état de déformation imposé macroscopique E_{kl} et celle de la perforation caractérisée par un champ de déformation local $\varepsilon_{ij}(x)$. Nous avons proposé une variable de *fragilisation structurale* notée $\bar{\eta}$ et fondée sur un champ de facteurs de concentration de déformations. La connaissance de la distribution de cette variable et son évolution au cours de la transformation caractérisent les effets d'entaille sur le solide perforé. Les valeurs de $\bar{\eta}(x)$ dépendent de la loi de comportement du matériau, de la nature du défaut géométrique et de la vitesse de déplacement imposée.

Modèle multi-échelles de tôle perforée. Nous cherchons une méthode numérique permettant de déterminer la loi d'évolution de la variable de fragilisation structurale et les critères de rupture macroscopiques (énergie d'amorçage). Les fonctions $\bar{\eta}(x)$ établissent un lien entre les champs locaux de déformation $\bar{\varepsilon}(x)$ perturbés par l'entaille mécanique et la transformation imposée au milieu, caractérisée par une déformation globale \bar{E} . La nature de la variable de fragilisation structurale nous conduit naturellement vers des approches multi-échelles qui relient les champs de l'échelle locale (le milieu perforé) et de l'échelle globale (la structure).

La méthode TFA¹³ a été implantée pour caractériser la variable de fragilisation structurale. Pour notre problème, le volume élémentaire représentatif (VER) s'apparente à une plaque perforée en son centre. Sa dimension correspond au pas de rivetage requis par les règles de l'art et elle respecte les règles de séparation des échelles. Ce modèle analytique prédit la distribution des champs locaux de déformation grâce à la relation de relocalisation et celle des champs locaux de contrainte par l'intégration d'un schéma plastique à retour radial. La contrainte macroscopique est enfin calculée à partir des champs locaux par la relation d'homogénéisation. Le modèle analytique est comparé aux expériences, en particulier les champs de déformation (mesurés par corrélation d'image numérique) et la variable de fragilisation structurale $\bar{\eta}(x)$.

Élément fini de tôle perforée. Nous cherchons à implémenter dans un élément fini de coque, qui sera utilisé en calcul des structures, la fragilisation structurale due à la présence d'une perforation.

Une solution consiste à déterminer avec le modèle multi-échelles précédent une loi de comportement macroscopique (*homogénéisée*) tenant compte implicitement de l'influence de la perforation ($\bar{\Sigma} = f(\bar{E})$), par exemple $\bar{\Sigma}(t) = \bar{C}(t) : \bar{E}(t)$. Cette solution peut être suffisante si on s'intéresse au comportement linéaire et non-linéaire du milieu ainsi homogénéisé (puisque \bar{C} est fonction de la transformation 3D appliquée au milieu). Néanmoins, elle est inadaptée si on s'intéresse à la rupture du milieu. En effet, une approche admise pour la rupture repose sur des critères globaux couplés à d'autres critères locaux. Or, il n'est plus possible de relocaliser les déformations avec une loi de comportement homogénéisée.

Une autre approche vise à modéliser la distribution des champs de déformation et de contrainte au voisinage de la perforation (mais sans la mailler explicitement). Un élément fini spécifique Hybrid-Trefftz a été développé dans ce sens. Les fonctions de forme du super-élément sont fondées sur des potentiels complexes de Kolossov, exprimés en série de Laurent. L'application du théorème de la divergence permet de simplifier l'intégrale de volume de la forme faible de l'équation d'équilibre, en une intégrale aux frontières de l'élément. En ajoutant des conditions de compatibilité des champs de déplacement entre l'élément fini spécial et ses voisins, un principe variationnel hybride est obtenu.

Ces recherches ont fait l'objet de 3 thèses co-encadrées, 7 publications dans des revues internationales à comité de lecture et 10 communications dans des congrès internationaux avec actes (Tableau 1.4). Une perspective vise à introduire dans le modèle multi-échelles un schéma de résolution plastique dépendant du temps et des lois de comportement viscoplastiques. Une autre perspective est de lever progressivement les hypothèses restrictives de l'élément fini Hybrid-Trefftz de tôle perforée. Les développements en cours concernent l'introduction d'un comportement plastique dans la formulation de l'élément fini.

3 thèses de doctorat co-encadrée à 50%	PhD-3, PhD-5, PhD-7
7 articles dans une revue internationale à comité de lecture	RI-1, RI-4, RI-5, RI-8, RI-9, RI-11, RI-13
1 article dans une revue nationale à comité de lecture	RN-3
10 communications dans une conférence internationale avec actes et comité de lecture	CI-4, CI-8, CI-10, CI-11, CI-12, CI-14, CI-19, CI-20, CI-24, CI-26
11 rapports d'études scientifiques et techniques	RE-33-RE-43

TABLE 1.4 – Bilan sur le sujet de la modélisation des assemblages.

13. méthode à champ moyen, *Transformation Field Analysis*.

Les perspectives à long terme visent à étudier, caractériser et modéliser les interactions entre la fixation et la tôle perforée (e.g., le matage, le clivage, le passage de la fixation à travers la tôle, le déboutonnage, ...). Une autre problématique structure est relative aux assemblages de plaques composites ou hybrides métalliques/composites.

1.3.4 Synthèse des travaux

Revue internationale à comité de lecture	19
Chapitres d'ouvrage	1
Revue nationale à comité de lecture	7
Conférences internationales avec actes et comité de lecture	31
Conférences nationales à comité de lecture	11
Communications invitées	3
Rapports d'études scientifiques et techniques	56
Thèses co-encadrées soutenues	6
Thèses co-encadrées en cours	1

1.4 Activités de promotion de la recherche

Avec mes collègues de l'Onéra, j'ai contribué à :

- la création d'un site web pour les manifestations de la Fête de la Science : "Matériaux métalliques : un univers solide et opaque",
- l'organisation d'une journée scientifique Onéra sur les matériaux et les assemblages.

Avec mes collègues de l'université de Valenciennes, j'ai contribué à la rédaction de cours de formation continue intitulés :

- "Outils de conception au choc : un panorama" (19 novembre 2002) dans le cadre d'une journée IPSI ϕ^2AS ,
- "Étudier l'histoire des procédés de mise en forme et d'assemblage pour mieux simuler la ruine des structures sous sollicitations dynamiques" (16 décembre 2004) dans le cadre des journées Euroforum intitulées : Modélisation, Simulation, Essais des Chocs Automobiles.

Avec mes collègues de l'Onéra et de l'université de Valenciennes, j'ai participé à l'organisation d'un congrès international sur le crash et la biomécanique de l'impact (ICD2003).

1.5 Activités et responsabilités d'intérêt collectif

Informatique du département. Point de contact informatique du département, je recense auprès de mes collègues les besoins de l'unité de recherche CRD en termes d'informatique individuelle (i.e., poste de bureautique) et spécifique (i.e., grand calculateur scientifique), et j'en justifie l'investissement auprès de la Direction de l'Onéra. J'assure également ces missions pour les matériels scientifiques et de laboratoire.

Qualité des logiciels scientifiques. Adjoint au responsable de la qualité des logiciels scientifiques du département, je l'assiste auprès de mes collègues du CRD pour la mise en œuvre et le suivi des procédures d'assurance qualité en vigueur à l'Onéra en matière de moyens logiciels. De plus, j'ai pris la charge de la fiche d'identification, de la grille d'activité et du dossier technique du code de calcul explicite Radioss.

Moyens informatiques €PX. Avec le CEA, le JRC¹⁴, EDF et le groupe Samtech, l'Onéra est un partenaire majeur du club des développeurs du code de calcul €PX¹⁵. Dans ce cadre, j'assume la responsabilité des moyens informatiques liés au code (i.e., moyens de calcul scientifique et site miroir pour la maintenance du code source) pour l'Onéra au comité technique €PX.

14. Centre de recherche commun de la commission européenne.

15. EuroPlexus, <http://europlexus.jrc.ec.europa.eu/>

1.6 Activités d'encadrement de la recherche

Les activités de recherche synthétisées ici représentent un ensemble de contributions importantes réalisées depuis ma thèse de doctorat dans le cadre d'un travail d'équipe mené au sein de l'unité de recherche de l'Onéra "Conception et Résistance Dynamique" et du Laboratoire commun Onéra-DADS/CNRS/UVHC-LAMIH "Dynamique Rapide des Structures et Collisions". Chaque activité de recherche présentée est associée à des chercheurs, doctorants, étudiants en grandes écoles ou en master, ingénieurs et techniciens.

1 thèse en cours Delphine Notta,

6 thèses soutenues Samuel Blanchard (2009), Nicolas Leconte (2008), Pierre Mahelle (2007), Anne-Sophie Bayart (2005), Grégory Haugou (2003), Laurent Patronelli (2001),

1 post-doctorat Olga Karaseva (2006),

14 masters et ingénieurs grandes écoles Florian Dubeaupaire (2010), David Haboussa (2009), Delphine Notta (2008), Julie Morvant (2008), François Di-Paola (2007), Laurence Bodelot (2004), Bertille Turbiez (2002), Benoît Gardey (2001), Anne-Sophie Bayart (2001), Gérald Portemont (2000), Olivia Crochon (2000), Maxime Jacobus (1999), Laurent Patronelli (1998) et Vincent Prevost (1997).

1.6.1 Thèses co-encadrées

en cours

PhD-1 Delphine Notta (50%), "*Méthode des Champs Virtuels pour la caractérisation des comportements dynamiques à rupture et/ou grandes déformations*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, soutenance prévue fin 2011, *Directeur* : E. Markiewicz.

soutenues

PhD-2 Samuel Blanchard (25%), "*Identification du comportement non-linéaire des matériaux en grandes déformations par la Méthode des Champs Virtuels en champs fortement hétérogènes*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2009, *Directeur* : E. Markiewicz,

PhD-3 Nicolas Leconte (50%), "*Élément fini hybride déplacement de plaque perforée : vers une application au calcul de structures soumises aux ondes de souffle*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2008, *Directeur* : E. Markiewicz,

PhD-4 Pierre Mahelle (25%), "*Caractérisation expérimentale et numérique du comportement d'assemblages soudés soumis à des sollicitations quasi-statiques et dynamiques*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2007, *Directeur* : E. Markiewicz,

PhD-5 Anne-Sophie Bayart (50%), "*Modélisation multi-échelle d'un assemblage riveté aéronautique – Vers un modèle de fragilisation structurale*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2005, *Directeur* : P. Drazétic,

PhD-6 Grégory Haugou (25%), "*Moyens d'essais et de caractérisation de lois de comportement matérielles en dynamique moyennes vitesses*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2003, *Directeur* : P. Drazétic,

PhD-7 Laurent Patronelli (50%), "*Contribution au développement d'un élément de type coque fragilisée pour la prise en compte des phénomènes de fragilisation structurale liés aux techniques de rivetage*", Thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes, 2001, *Directeur* : P. Drazétic.

1.6.2 Participation à des jurys en tant qu'examinateur

- Philippe Holbecque, mémoire du Conservatoire National des Arts et Métiers soutenu le 26 janvier 2005, "*Étude dynamique d'un pantographe de trains à grande vitesse*",

- David Dubois, thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes soutenue le 4 juin 2004, “*Prévention et prédiction des phénomènes de plissement des sangles de ceintures de sécurité de véhicules automobiles*”,
- Marc Marchand, thèse de doctorat de l'Université de Valenciennes soutenue le 8 juillet 2002, “*Outils et environnements intégrés d'aide au pré-dimensionnement au choc des véhicules de transport*”.

1.6.3 Reviewing ponctuel

- 5 articles pour l'*Int. J. of Impact Engineering*,
- 1 article pour l'*Int. J. of Material and Forming Process*,
- 1 article pour l'*Int. J. of Plasticity*.
- 4 articles pour l'*Int. J. of Solids and Structures*,
- 1 article pour la *Revue Européenne des Éléments Finis*,
- membre du comité scientifique du congrès *Int. Symp. on Crashworthiness and Design*,
- membre du comité scientifique du *3rd Int. Conf. on Impact Loading of Lightweight Structures*, (ICIL-LS'2011).

1.7 Activités d'enseignement

Je suis chargé des cours magistraux et des travaux dirigés de Mécanique des Milieux Continus à l'Institut Catholique des Arts et Métiers de Lille depuis 2003. J'interviens en première et deuxième année du cycle ingénieur. Le volume d'enseignement est de 36 heures par année.

Dans le cadre du projet d'Université Virtuelle¹⁶, j'ai été sollicité pour rédiger en collaboration avec mes collègues de l'université de Valenciennes les cours et les travaux dirigés dédiés au :

- Comportement Dynamique des Matériaux Métalliques,
- Comportement Mécanique et Dynamique des Assemblages.

1.8 Production scientifique et technique

1.8.1 Revues internationales à comité de lecture

- RI-1 N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. On some features of a Hybrid-Trefftz displacement element containing a hole. *Finite Element in Analysis and Design*, 46(10):819–828, 2010.
- RI-2 B. Langrand, and E. Markiewicz. Strain-rate dependence in spot welds : non-linear behaviour and failure in pure and combined modes I/II. *Int. J. of Impact Engineering*, 37(7):792–805, 2010.
- RI-3 B. Langrand, N. Leconte, A. Menegazzi, and T. Millot. Submarine hull integrity under blast loading. *Int. J. of Impact Engineering*, 36(8):1070–1078, 2009.
- RI-4 N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. Hybrid displacement FE including a hole for the computation aeronautic structures. *Structural Engineering and Mechanics, An International Journal of*, 31(4):439–451, 2009.
- RI-5 N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. Toward a Hybrid Trefftz element for elasto-plasticity ? *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 218(1):88–95, 2008.
- RI-6 B. Langrand, and A. Combescure. Non-linear and failure behaviour of spotwelds – A “global” finite element and experiments in pure and mixed modes I/II. *Int. J. of Solids and Structures*, 41(24-25):6631–6646, 2004.
- RI-7 B. Langrand, E. Deletombe, J-L. Charles, J-F. Sobry, S. Martin, and H. Chazal. Armoured vehicles subject to mine explosions – An analysis method for operationability and survivability. *Journal de Physique IV* (110):621–626, 2003.
- RI-8 A. Combescure, F. Delcroix, L. Caplain, S. Espanol, and B. Langrand. A global finite element model for the simulation of failure of spot welded assemblies during impact. In K.J. Bathe, Editor, *Computational Fluid and Solid Mechanics*, pages 203–211, 2003.
- RI-9 A-S. Bayart, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Phenomenological modelling of structural embrittlement in perforated plates. In K.J. Bathe, Editor, *Computational Fluid and Solid Mechanics*, pages 83–86, 2003.

16. Projet Campus Numérique AIP-PRIMECA, intitulé “Ingénierie du crash dans les transports”, porté par l'UVHC-LAMIH.

- RI-10 B. Langrand, A-S. Bayart, Y. Chauveau, and E. Deletombe. Assessment of multi-physics FE methods for bird impact modelling – Application to a metallic riveted airframe. *Int. J. of Crashworthiness*, 7(4):415–428, 2002.
- RI-11 B. Langrand, L. Patronelli, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. An alternative numerical approach for full scale characterisation for riveted joint design. *Aerospace Science and Technology*, 6(5):343–354, 2002.
- RI-12 B. Langrand, L. Patronelli, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Full scale experimental characterisation for riveted joint design. *Aerospace Science and Technology*, 6(5):333–342, 2002.
- RI-13 B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Riveted joint modelling for numerical analysis of airframe crashworthiness. *Finite Element in Analysis and Design*, 38(1):21–44, 2001.
- RI-14 B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Characterisation of dynamic failure for riveted joint assemblies. *Shocks and Vibrations*, 7(3):121–138, 2000.
- RI-15 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Analysis of riveted joint failure under mixed mode loading. *European J. of Mechanical and Environmental Engineering*, 44(4):223–228, 1999.
- RI-16 B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Numerical approach for assessment of dynamic strength for riveted joints. *Aerospace Science and Technology*, 3(7):431–446, 1999.
- RI-17 B. Langrand, P. Geoffroy, J-L. Petitniot, J. Fabis, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Identification technique of constitutive model parameters for crashworthiness modelling. *Aerospace Science and Technology*, 3(4):215–227, 1999.
- RI-18 E. Markiewicz, B. Langrand, E. Deletombe, P. Drazétic, and L. Patronelli. Analysis of the riveting process forming mechanisms. *Int. J. of Materials and Product Technology*, 13(3-6):123–145, 1998.
- RI-19 B. Langrand, E. Markiewicz, P. Drazétic, P. Geoffroy, J-L. Petitniot and J. Fabis. Constitutive models characterisation for XC48 steel in compression by a parametric identification technique. *Int. J. of Materials and Product Technology*, 12(4-6):428–446, 1997.

1.8.2 Chapitres d’ouvrage

- CO-1 B. Langrand. Comportement et modélisation des assemblages ponctuels. *Encyclopédie des Techniques de l’Ingénieur*, Traité BM 7 805, 2005.

1.8.3 Revues nationales à comité de lecture

- RN-1 B. Langrand, J. Fabis, A. Deudon, et J-M. Mortier. Détermination expérimentale du comportement mécanique et de critère de rupture d’assemblages sous chargements mixtes. *Mécanique et Industries*, 4(3):273–283, 2003.
- RN-2 P. Drazétic, B. Langrand, E. Markiewicz, and E. Deletombe. Outils de conception au choc : un panorama. *Mécanique et Industries*, 4(1):51–61, 2003.
- RN-3 L. Patronelli, A-S. Bayart, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, et P. Drazétic. Fragilisation structurale liée aux perforations des assemblages rivetés. *Mécanique et Industries*, 4(1):29–39, 2003.
- RN-4 B. Langrand, et A-S. Bayart. Simulation par éléments finis de la résistance des structures aux impacts d’oiseaux – Une possible alternative à la certification expérimentale. *Revue Scientifique et Technique de Défense*, 56(2):22–27, 2002.
- RN-5 B. Langrand, et S. Martin. Méthodologie et outils d’analyse du comportement et de la ruine des structures soumises aux explosions. *Revue Scientifique et Technique de Défense*, 56(2):16–21, 2002.
- RN-6 B. Langrand, E. Deletombe, P. Drazétic, et E. Markiewicz. Caractérisation matérielle d’une liaison rivetée. *Mécanique Industrielle et Matériaux*, 51(2):76–79, 1998.
- RN-7 B. Langrand, F. Bos, P. Drazétic, E. Markiewicz, P. Geoffroy, et J-L. Petitniot. Identification paramétrique des lois de comportement de l’acier XC48 en compression – Évolution vers une méthode inverse. *Mécanique Industrielle et Matériaux*, 49(2):89–91, 1996.

1.8.4 Conférences internationales avec actes et comité de lecture

- CI-1 D. Delsart, B. Langrand, and A. Vagnot. Evaluation of an Euler/Lagrange coupling method for the ditching simulation of helicopter structures. In *5th Int. Conf. On Fluid Structure Interaction*, Royal Mare Village (Crète), May 25-27, 2009.
- CI-2 B. Langrand, E. Markiewicz, and P. Mahelle. Strain rate dependency of spot-welds non-linear behaviour and failure in pure and mixed modes I/II. In *Int. Conf. On Impact Loading of Lightweight Structures*, Trondheim (Norway), June 17-19 2008.
- CI-3 S. Blanchard, B. Langrand, J. Fabis, and E. Markiewicz. Identification of plastic behaviour parameters from strongly heterogeneous strain field. In *11th Int. Congress and Exposition on Experimental and Applied Mechanics (SEM)*, Orlando (USA), June 2-5 2008.
- CI-4 N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. Hybrid displacement plate FE formulation including a hole for the computation of full-scale aeronautic riveted structures. In *4th Int. Conf. On Advances in Structural Engineering and Mechanics (ASEM’08)*, Jeju (South Korea), May 26-28 2008.

- CI-5 S. Blanchard, B. Langrand, E. Deletombe, and E. Markiewicz. Characterisation of 6056T78 Friction Stir Welding joint with the virtual field method and strain field measurement. In *8th Onéra-DLR Aerospace Symposium (ODAS 2007)*, Göttingen (Germany), October 17-19 2007.
- CI-6 B. Langrand, A. Menegazzi, and T. Millot. Naval structures integrity under blast loading. In *9th Int. Symp. on Plasticity and Impact Mechanics (IMPLAST)*, Bochum (Germany), August 21-24 2007.
- CI-7 J. Fabis, S. Blanchard, B. Langrand, and E. Markiewicz. Analysis of mechanical behaviour of spotweld and FSW metallic assemblies under quasi-static and dynamic loadings. In *13th Int. Conf. On Experimental Mechanics*, Alexandroupolis (Greece), July 1-6 2007.
- CI-8 N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. Toward a hybrid trefftz element for elasto-plasticity ? In *Int. Conf. On Finite Element Methods in Engineering and Science (FEMTEC)*, El Paso (USA), December 11-15 2006.
- CI-9 S. Blanchard, B. Langrand, J. Fabis, and A. Denquin. Arcan test and strain field measurement to study material behaviour in 6056-T78 FSW specimens. In *6th Int. FSW Symp.*, Saint-Sauveur (Canada), October 10-13 2006.
- CI-10 B. Langrand and E. Deletombe. A model of structural embrittlement : viscoplastic analysis of location and failure mechanisms in perforated plates. In *12th Int. Symp. On Plasticity (PLASTICITY)*, Halifax (Canada), July 17-22 2006.
- CI-11 B. Langrand and E. Deletombe. A model of structural embrittlement : from plastic location to failure – Theoretical basis and experimental characterisation on perforated plates. In *12th Int. Symp. On Plasticity (PLASTICITY)*, Halifax (Canada), July 17-22 2006.
- CI-12 F. Lauro, A-S. Bayart, B. Bennani, and B. Langrand. A global approach to the failure prediction of a riveted assembly. In *8th Int. Conf. On Computational Plasticity (COMPLAS)*, Barcelona (Spain), September 5-8 2005.
- CI-13 E. Markiewicz and B. Langrand. Coupling process and structural collapse to access of the material history and improve crashworthiness modelling of assembled structures. In *Int. Conf. on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering*, Santorini Island (Greece), May 2005.
- CI-14 A-S. Bayart, B. Langrand, and P. Drazétic. Multiscale modelling for non-linear behaviour of perforated plates in riveted airframe crashworthiness. In *4th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS)*, Jyväskylä (Finland), July 24-28 2004.
- CI-15 E. Deletombe, D. Delsart, J. Fabis, B. Langrand, and R. Ortiz. Recent developments in modelling and experimentation fields with respect to crashworthiness and impact of aerospace structures. In *4th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS)*, Jyväskylä (Finland), July 24-28 2004.
- CI-16 E. Markiewicz and B. Langrand. Study of assembly and material history to improve structural collapse and crashworthiness modelling. In *Int. Symp. on Crashworthiness of Lightweight Automotive Structures*, Trondheim (Norway), June 2004.
- CI-17 B. Langrand and E. Markiewicz. Study of assembly and material history to improve structural collapse and crashworthiness modelling. In *2nd Int. Crashworthiness and Design Symp. (ICD2003)*, Lille (France), December 02-04 2003.
- CI-18 B. Langrand, E. Deletombe, J-L. Charles, J-F. Sobry, S. Martin, and H. Chazal. Armoured vehicles subject to mine explosions – An analysis method for operationability and survivability. In *7th Int. Conf. On Mechanical and Physical Behaviour of Materials under Dynamic Loading (DYMAT2003)*, Porto (Portugal), September 8-12 2003.
- CI-19 A. Combescure, F. Delcroix, L. Caplain, S. Espanol, and B. Langrand. A global finite element model for the simulation of failure of spot welded assemblies during impact. In *2nd M.I.T. Conf. On Computational Fluid and Solid Mechanics*, Cambridge (USA), June 17-20 2003.
- CI-20 A-S. Bayart, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Phenomenological modelling of structural embrittlement in perforated plates. In *2nd M.I.T. Conf. On Computational Fluid and Solid Mechanics*, Cambridge (USA), June 17-20 2003.
- CI-21 G. Haugou, J. Fabis, B. Langrand, E. Deletombe, and E. Markiewicz. Iterative experimental/numerical procedure for improvement of dynamic experimental facilities. In *Structure Under Shock and Impact VII (SUSI2002)*, Montréal (Canada), May 27-29 2002.
- CI-22 B. Langrand, A-S. Bayart, Y. Chauveau, and E. Deletombe. Assessment of multi-physics FE methods for bird impact modelling – Application to a metallic riveted airframe. In *3rd Int. Conf. On Crashworthiness (ICrash2002)*, Melbourne (Australia), February 25-27 2002.
- CI-23 G. Haugou, J. Fabis, B. Langrand, and E. Deletombe. Mise en œuvre d'une méthode originale pour l'identification des modes propres et la conception d'un montage d'essais dynamiques. In *Int. Conf. On Multidisciplinary Design in Engineering (CSME-MDE2001)*, Montréal (Canada), 21-22 Novembre 2001.
- CI-24 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. New embrittled element for airframe crash simulations. In *7th Int. Conf. On Computer-Aided Design and Optimization (OPTI2001)*, Bologna (Italy), May 28-30 2001.
- CI-25 B. Langrand, L. Patronelli, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Iterative experimental/numerical procedure to design riveted joints for airframe crashworthiness. In *10th Int. Conf. On Computational Methods and Experimental Measurements (CMEM2001)*, Alicante (Spain), June 4-6 2001.

- CI-26 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Structural embrittlement due to riveted joints – Evolution to a macroscopic model for crash analysis. In *5th Int. Conf. On Computational Structures Technology*, Leuven (Belgium), September 6-8 2000.
- CI-27 B. Malherbe, B. Langrand, J-L. Charles, and J-F. Sobry. Improvement of crash models of large aeronautical structures. In *22nd Int. Congress of Aeronautical Sciences (ICAS)*, Harrogate (UK), August 28-September 01 2000.
- CI-28 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. New experimental procedure for analysis of rivets material mechanical properties. In *CEAS Forum on Crash Questions*, Naples (Italy), February 14-16 2000.
- CI-29 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Experimental procedure for riveted joint design – From material law until dynamic strength. In *2nd Int. Conf. On Crashworthiness (ICrash2000)*, London (UK), September 6-8 2000.
- CI-30 B. Langrand, L. Patronelli, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. FE database of riveted joint models for airframe crashworthiness. In *2nd Int. Conf. On Crashworthiness (ICrash2000)*, London (UK), September 6-8 2000.
- CI-31 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Analysis of riveted joint failure under mixed mode loading. In *25th European Rotorcraft Forum*, Rome (Italy), September 14-16 1999.

1.8.5 Conférences nationales à comité de lecture

- CN-1 N. Leconte, B. Langrand, et E. Markiewicz. Développement d'un élément fini de plaque perforée pour le calcul des structures aéronautiques au crash et à l'impact. In *18e Congrès Français de Mécanique*, Grenoble (France), 27-31 Août 2007.
- CN-2 B. Langrand et E. Deletombe. Un modèle de fragilisation structurale : analyse viscoplastique de la localisation et des mécanismes de rupture d'une tôle perforée. In *2e Conf. Interdisciplinaire sur les Matériaux – Session MécaDymat*, Dijon (France), 13-17 Novembre 2006.
- CN-3 E. Deletombe et B. Langrand. Un modèle de fragilisation structurale : de la localisation plastique à la rupture. In *2e Conf. Interdisciplinaire sur les Matériaux – Session MécaDymat*, Dijon (France), 13-17 Novembre 2006.
- CN-4 P. Mahelle, E. Markiewicz, J. Fabis, B. Bennani, and B. Langrand. Caractérisation expérimentale d'assemblages soudés par point soumis à des sollicitations dynamiques. In *17e Congrès Français de Mécanique*, Troyes (France), 29 Août-2 Septembre 2005.
- CN-5 P. Drazétic, B. Langrand, E. Markiewicz, et E. Deletombe. Outils de conception aux chocs : un panorama. In *13e Colloque Vibrations, Chocs et Bruits*, École Centrale de Lyon (France), 12-14 Juin 2002.
- CN-6 G. Haugou, B. Langrand, J. Fabis, L. Buchanek, et B. Gardey. Recherche d'une méthode originale pour l'identification des modes propres d'un montage dynamique. In *15e Congrès Français de Mécanique*, Nancy (France), 3-7 Septembre 2001.
- CN-7 G. Portemont, B. Langrand, E. Deletombe, J-P. Flodrops, E. Markiewicz, et P. Drazétic. De la validité des comparaisons calculs/essais dans les problèmes couplés fluide et structure. In *15e Congrès Français de Mécanique*, Nancy (France), 3-7 Septembre 2001.
- CN-8 L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, et P. Drazétic. Caractérisation d'une liaison rivetée sous sollicitations mixtes. In *14e Congrès Français de Mécanique*, Toulouse (France), 30 Août-3 Septembre 1999.
- CN-9 B. Langrand. Caractérisation matérielle d'une liaison rivetée. In *12e Colloque Vibrations, Chocs et Bruits*, École Centrale de Lyon (France), 10-12 Juin 1998.
- CN-10 B. Langrand. Étude expérimentale et numérique de la fragilisation structurale associée au processus de rivetage. In *Journées Scientifiques et Technologiques Crash et Impact*, École Centrale de Nantes (France), 11-12 Décembre 1997.
- CN-11 B. Langrand. Identification paramétrique des lois de comportement de l'acier XC48 en compression – Évolution vers une méthode inverse. In *11e Colloque Vibrations, Chocs et Bruits*, École Centrale de Lyon (France), 12-14 Juin 1996.

1.8.6 Communications invitées

- CV-1 E. Deletombe, D. Delsart, J. Fabis, B. Langrand, and R. Ortiz. Recent developments in computer modelling, material characterisation and experimental validation with respect to crash dynamics. In *4th Triennial Int. Conf. on Aircraft Fire and Cabin Safety Research*, Lisbon (Portugal), November 15-18 2004.
- CV-2 B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Crashworthiness and design : an overview. In *IKUS2003*, Amsterdam (The Nederland), June 02-04 2003.
- CV-3 B. Langrand et E. Markiewicz. Etudier l'histoire de l'assemblage et du matériau pour mieux simuler la ruine de la structure. In *Congrès MécaMat (Aussois2003)*, Aussois (France), 21-24 janvier 2003.

1.8.7 Rapports d'études scientifiques et techniques

Sur la vulnérabilité des structures aux explosions

- RE-1 B. Langrand, R. Ortiz et D. Notta. Méthodes numériques et études systèmes pour l'analyse au crash, à l'impact et aux explosions des structures. RT 1/14859 DADS, janvier 2010.
- RE-2 B. Langrand et D. Notta. Ruine des assemblages rivetés face aux ondes de souffle d'une explosion – Prise en compte des effets de dépressurisation. RT 2/13811 DADS, décembre 2008.
- RE-3 J. Fabis et B. Langrand. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 7/08619 DMSE, février 2006.
- RE-4 B. Langrand, A. Deudon et J. Fabis. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 6/08619 DMSE, février 2006.
- RE-5 J. Fabis et B. Langrand. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 5/08619 DMSE, décembre 2005.
- RE-6 B. Langrand et E. Deletombe. Comportement et ruine des structures rivetées aux explosions – Évaluation numérique des ondes de souffle d'un canon à air comprimé. RT 1/10276 DMSE, avril 2005.
- RE-7 J. Fabis et B. Langrand. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 3/08619 DMSE, mars 2005.
- RE-8 B. Langrand. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 4/08619 DMSE, février 2005.
- RE-9 B. Langrand et J. Fabis. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 2/08619 DMSE, mars 2004.
- RE-10 B. Langrand. Conception de coque de S/M – Réalisation d'études dans la tenue aux explosions des matériaux et assemblages. RT 1/08619 DMSE, décembre 2003.
- RE-11 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 4/04056 DMSE, août 2002.
- RE-12 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 3/04056 DMSE, juillet 2002.
- RE-13 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 2/04056 DMSE, août 2001.
- RE-14 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 1/04056 DMSE, janvier 2001.
- RE-15 B. Langrand et E. Deletombe. Ruine des structures rivetées sous chargement de type explosion. RT 1/03310 DMSE, novembre 2000.
- RE-16 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 2/00316 DMSE, août 2000.
- RE-17 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés – Découplage fluide/structure et spatial/temporel – Méthodologie de calcul et de restitution de chargements équivalents. RT 1/00316 DMSE, mars 2000.
- RE-18 B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés – Définition et validation d'une méthodologie de modélisation de la réponse aux effets de souffle. RT 99/21 DMSE/Y, octobre 1999.
- RE-19 E. Deletombe, B. Malherbe et B. Langrand. Simulation numérique des effets des ondes de souffle sur les structures de blindés. RT 99/06 DMSE/Y, septembre 1999.

Sur la caractérisation des assemblages

- RE-20 S. Blanchard, J. Fabis et B. Langrand. Soudage par friction-malaxage (FSW) – Intégration des paramètres procédés sur le comportement au crash des structures métalliques – Identification de lois de comportement par la méthode des champs virtuels. RT 1/14372 DADS, janvier 2009.
- RE-21 B. Langrand and J. Fabis. ADO/FSW : Strain fields measurements onto FSW panels subjected to stretching load. RT 2/DMSM/DADS, April 2008.
- RE-22 A. Denquin, B. Langrand, J. Fabis, C. Rouaud and L. Rolly. ADO/FSW : Onéra final report. RF 1/12669 DMSM/DADS, March 2008.
- RE-23 B. Langrand, A. Deudon et S. Blanchard. Comportement de joints FSW aux chargements purs et mixtes I/II – Application à l'AA6056-T78. RT 3/12514 DMSE, octobre 2007.
- RE-24 B. Langrand et J. Fabis. Comportement de joints FSW aux chargements purs et mixtes I/II – Prototypage numérique d'une éprouvette papillon Arcan. RT 2/09074 DMSE, décembre 2004.

- RE-25 B. Langrand and J. Fabis. CRAHVI – Dynamic effects on riveted joints using Arcan test procedure – Deliverable n D5.1.2. RT 4/05368 DMSE, May 2002.
- RE-26 L. Caplain. Outil de recalage du comportement des assemblages ponctuels pour les modèles de calcul de crash. Rapport final de synthèse du projet Prédit n 98A0149, Prédit, août 2001.
- RE-27 B. Langrand, J. Fabis et A. Deudon. Procédure d’essai type Arcan pour l’étude des points de soudure. RT 1/00315 DMSE, avril 2001.
- RE-28 B. Langrand, L. Patronelli et A. Deudon. Comportement dynamique d’une tôle d’acier perforée. RT 2/03310 DMSE, décembre 2000.
- RE-29 B. Langrand. Caractérisation expérimentale d’assemblage soudé par point – Définition d’une procédure d’essai sous sollicitation mixte. RT 99/58 DMSE/N, décembre 1999.
- RE-30 L. Patronelli et B. Langrand. Fragilisation structurale liée aux assemblages rivetés – Évolution vers un modèle de comportement macroscopique. RT 99/54 DMSE/N, décembre 1999.
- RE-31 L. Patronelli et B. Langrand. Caractérisation expérimentale d’un critère de rupture macroscopique sous sollicitation mixte – Application à une liaison rivetée élémentaire. RT 98/23, avril 1998.
- RE-32 B. Langrand. Fragilisation des assemblages rivetés – Caractérisation expérimentale des contraintes et des déformations post-rivetage. RT 97/57, novembre 1997.

Sur la modélisation des assemblages

- RE-33 B. Langrand. Lot 1 : Méthodes numériques pour études systèmes (RGF-PR C162). RT 2/13806 DADS, janvier 2009.
- RE-34 J. Morvant et B. Langrand. Modélisation multi-échelle du comportement visco-plastique d’une plaque perforée. RT 1/13806 DADS, décembre 2008.
- RE-35 B. Langrand. Development and validation of modeling methods for metallic riveted joints in crashworthiness analysis – Final report. RT 3/10125 DMSE, July 2006.
- RE-36 B. Langrand. Development and validation of modeling methods for metallic riveted joints in crashworthiness analysis – Progress report. RT 2/10125 DMSE, november 2005.
- RE-37 B. Langrand. Développement et validation de méthodes de modélisation de jonctions rivetées métalliques en dynamique rapide. RT 1/10125 DMSE, janvier 2005.
- RE-38 A-S. Bayart et B. Langrand. Tôles perforées et fragilisation structurale liée aux techniques d’assemblages par rivetage. RT 1/06972 DMSE, novembre 2002.
- RE-39 B. Langrand and D. Delsart. CRAHVI – Evaluation of FE methods for metallic joints – Deliverable n D1.3.3. RT 5/05368 DMSE, June 2002.
- RE-40 B. Langrand and D. Delsart. CRAHVI – Literature survey report on metallic joints – Deliverable n D1.3.2. RT 2/05368 DMSE, July 2001.
- RE-41 E. Deletombe et B. Langrand. Modélisation d’assemblages rivetés pour l’analyse du crash de structures aéronautiques. RT 98/38 DMSE/N/RCS, novembre 1998.
- RE-42 L. Patronelli et B. Langrand. Validation du modèle d’endommagement de Gurson de l’alliage d’aluminium 7050 – Détermination d’un critère de rupture numérique pour liaison rivetée élémentaire. RT 98/31, octobre 1998.
- RE-43 B. Langrand et E. Deletombe. Fragilisation des assemblages rivetés – Validation de modèles éléments finis post-rivetage. RT 98/01, février 1998.

Sur le comportement des matériaux et l’identification de paramètres

- RE-44 D. Notta et B. Langrand. Identification de modèles de comportement par la Méthode des Champs Virtuels : application au modèle viscoplastique de Johnson-Cook. RT 3/14743 DADS, mai 2010.
- RE-45 D. Notta et B. Langrand. Identification de modèles de comportement par la Méthode des Champs Virtuels : Champs Virtuels Spéciaux en élasticité linéaire. RT 1/14743 DADS, août 2009.
- RE-46 A. Dugeai, R. Ortiz, Y. Mauffrey, F. Bisciglia, B. Langrand et G. Portemont. PRC – Dyna. Rapport final de la phase II à T1 + 27 mois, RS 11. RTS 4/12982 DADS, juin 2009.
- RE-47 R. Ortiz, B. Langrand et Y. Chuzel-Marmot. PRC-DYNA, phase 1, tâche 6.7.1 : Modélisation de l’impact de glace. RT 8/09689 DDSS/DMSE, décembre 2006.
- RE-48 B. Langrand. PRC-DYNA, phase 1, tâche 8.2.1 : Endommagement et rupture sous impact. RT 9/09689 DDSS/DMSE, décembre 2006.
- RE-49 B. Langrand, S. Blanchard, A. Deudon et J. Fabis. Mesure de tenseurs de déformation par technique de corrélation d’images. RT 5/11377 DMSE, novembre 2006.

- RE-50 J-P. Grisval, P. Leconte, D.M. Tran, R. Ortiz, B. Langrand et J. Fabis. Rapport d'avancement DMSE de la phase 1 du PRC-DYNA. RT 1/09689 DDSS, juin 2005.
- RE-51 E. Deletombe, R. Ortiz, J. Fabis et B. Langrand. Rapport d'avancement DMSE de la phase 1 du PRC-DYNA. RT 1/09689 DMSE, juin 2005.
- RE-52 E. Patronelli, L. Deletombe et B. Langrand. Essais de micro-traction – Application au cœur du rivet en aluminium 7050. RT 99/55 DMSE/N, décembre 1999.
- RE-53 B. Langrand et E. Deletombe. Caractérisation du modèle d'endommagement de Gurson pour l'alliage d'aluminium 7050 – Comportement dynamique d'une éprouvette de cisaillement en simple recouvrement. RT 98/13, mars 1998.
- RE-54 B. Langrand. Caractérisation du modèle d'endommagement de Gurson pour l'alliage d'aluminium 2024–T351 – Comportement dynamique d'une éprouvette perforée en traction. RT 98/02, février 1998.
- RE-55 B. Langrand. Caractérisation expérimentale des alliages d'aluminium 2024–T351 et 7050. RT 97/54, octobre 1997.
- RE-56 B. Langrand. Développement et validation de méthodes d'identification paramétrique – Évolution vers une méthode inverse. RT 97/51, octobre 1997.

Sur d'autres problématiques d'intérêt à l'Onéra

- RE-57 J. Fabis, J.M. Mortier et B. Langrand. PEA COMECNAV : Caractérisation SIFT du 80HLES et du 690QL1. RF 2/13968 DADS, juin 2010.
- RE-58 J. Fabis, J.M. Mortier et B. Langrand. PEA COMECNAV : Caractérisation SIFT du 80HLES et du 690QL1. RA 1/13968 DADS, mars 2010.
- RE-59 D. Delsart et B. Langrand. Lot n 3 : Modélisation d'impact d'hélicoptère complet. RT 13/08571 DADS, avril 2009.
- RE-60 D. Delsart et B. Langrand. Lot n 3 : Modélisation d'impact d'hélicoptère complet. RT 12/08571 DADS, décembre 2008.
- RE-61 D. Delsart et B. Langrand. Lot n 2 : Prise en compte des sols mous dans RADIOSS – Méthodologie. RT 10/08571 DADS, septembre 2008.
- RE-62 E. Deletombe, B. Langrand, D. Delsart, O. Masek et J-F. Sobry. ST2 - Thème 1 - Prévention et traitement des accidents et défaillances : approche mécanique. Modèles de crash et conception robuste intégrant les aspects non déterministes. RT 1/11245 DMSE, décembre 2007.
- RE-63 D. Delsart, D. Joly, B. Langrand and H. Mercier-des-Rochettes. ADO/COFUCAS : Technical report TR 1.2/TR 1.3 : Preliminary cinematic joints design definition. Cinematic robustness qualitative evaluation. RT 3/11921 DMSE, June 2007.
- RE-64 D. Delsart, D. Joly, B. Langrand and H. Mercier-des-Rochettes. ADO/COFUCAS : Technical report TR 1.1 : Synthesis of potential cinematic joints concepts for composite fuselage. RT 2/11921 DMSE, April 2007.
- RE-65 B. Langrand et O. Karaseva. Utilisation du code de calcul de mécanique de la rupture X-FEM. RT 6/11377 DMSE, décembre 2006.
- RE-66 D. Delsart, A. Deudon, B. Langrand et J-M. Mortier. Synthèse d'activité SA2-F2.4.1.-F2.4.2. – Étude de la méthodologie d'amélioration du comportement au crash des hélicoptères. RT 6/08571 DMSE, octobre 2006.
- RE-67 D. Delsart et B. Langrand. GARTEUR AG15 – Simulations of tests on laboratory structures. RT 5/10276 DMSE, December 2005.
- RE-68 B. Langrand. Choc à l'oiseau sur structure d'hélicoptère. RT 2/07388 DMSE, août 2003.
- RE-69 B. Langrand. Choc à l'oiseau sur structure d'hélicoptère. RT 1/07388 DMSE, février 2003.
- RE-70 B. Langrand. GARTEUR Bird Strike – Modelling of bird strike onto a rigid panel. RT 1/05739 DMSE, June 2001.

Chapitre 2

Introduction générale

Contents

2.1	Problématique de la recherche	23
2.2	État de l’art	27
2.2.1	Modélisation des champs de pression dynamique d’une explosion	27
2.2.2	Caractérisation des assemblages pour le calcul de structure	29
2.2.3	Modélisation des assemblages pour le calcul de structure	32
2.3	Synthèse et définition des thèmes de recherche	34

CE mémoire dresse une synthèse de mes travaux de recherche réalisés pendant dix années passées à l’Onéra, après la soutenance de ma thèse de doctorat dans le Département Mécanique du Solide et de l’Endommagement, et plus récemment dans le Département d’Aéroélasticité et de Dynamique des Structures. Mes activités ont concerné la vulnérabilité des structures aéronautiques en *régime dynamique transitoire*. Ce type de sollicitation sera qualifié dans le cadre de ce mémoire de chargement en grands déplacements et rotations (ou vitesse) imposés, qui se différencie des chargements à force ou à nombre de cycles imposés. L’unité *Conception et Résistance Dynamique* (anciennement dénommée : Résistance et Conception des Structures), dans laquelle j’ai mené mes recherches, tente de développer les compétences scientifiques au niveau d’excellence nécessaire à la modélisation prédictive de la vulnérabilité des structures *complètes* (e.g., avion, hélicoptère, turbo-réacteur), et donc *complexes* en regard du degré de détail atteint dans les modèles aux éléments finis considérés.

Ma contribution scientifique dans l’analyse du comportement des structures aéronautiques, telle que pratiquée dans cette unité, concerne en particulier la compréhension et l’appréhension du comportement des *assemblages*, depuis l’élaboration (rivetage) jusqu’à la ruine lors de chargements dynamiques à déplacement imposé. Dans ce domaine, mes axes de recherche visent à caractériser la réponse mécanique des assemblages (Chapitre 4) d’une part, et à modéliser aux différentes échelles pertinentes le comportement mécanique des fixations et des tôles perforées (Chapitre 5), d’autre part, en vue de réaliser des calculs de structures complètes. L’application de ces recherches concerne l’étude de la déchirure ductile des structures face à des *ondes de choc et de souffle* (e.g., une explosion en soute). Dans ce domaine, ma contribution concerne une recherche appliquée visant au développement de méthodes numériques et d’outils métiers pour la modélisation des champs de pression dynamique dans des structures complètes d’une part, et l’étude des possibles découplages des phénomènes fluides et solides, en temps et en espace (Chapitre 3), d’autre part.

Ces activités sont réalisées dans le cadre de projets amonts pluriannuels (à caractère recherche) financés par l’industrie et/ou les services officiels³, tels les travaux relatifs aux explosions (Chapitre 3), et dans le cadre d’une recherche à long terme financée par des fonds propres, régionaux, ministériels et/ou européens, tels les travaux intéressant la caractérisation (Chapitre 4) et la modélisation (Chapitre 5) des assemblages. Ces recherches couvrent un éventail très large d’activités autour de la Mécanique des Milieux Continus et des interactions entre Fluide et Solide déformable.

2.1 Problématique de la recherche

Lors de l'attentat à la bombe commis à l'encontre d'un Boeing 747 de la Pan American¹, l'explosion d'un engin placé dans un conteneur à bagages conduit à la perte catastrophique de l'appareil. Les mécanismes complexes menant à sa désintégration sont décomposés en trois phases dans le rapport d'enquête officiel [1]. Ainsi, dans un premier temps, l'explosion de l'engin entraîne la rupture partielle du conteneur et une projection de débris ; la déformation du conteneur entraîne par ailleurs le flambement d'une section du cadre. Les débris du conteneur atteignent la peau du fuselage (initiation de la rupture) et l'onde de souffle perce alors ce dernier sur une surface de l'ordre de $50\text{ cm} \times 50\text{ cm}$. Une partie importante de l'énergie est alors transmise à l'atmosphère, mais l'autre partie est transmise sous la forme d'ondes réfléchies, dont la transmission au plancher et à la cabine est à l'origine de ruptures dans des zones très éloignées de l'explosion. Dans un deuxième temps, une onde de souffle secondaire émerge du conteneur provoquant une large rupture "en pétales" suivie d'un détachement des cadres et des raidisseurs (trou de $1.5\text{ m} \times 5\text{ m}$). Dans un troisième temps, trois déchirures se propagent dans la matière et le long de lignes de rivets à partir du trou béant et sont amplifiées par la dépressurisation. Cette dernière phase altère suffisamment les conditions de vol (structure, commandes de vol) pour provoquer le crash de l'appareil (Figure 2.1).

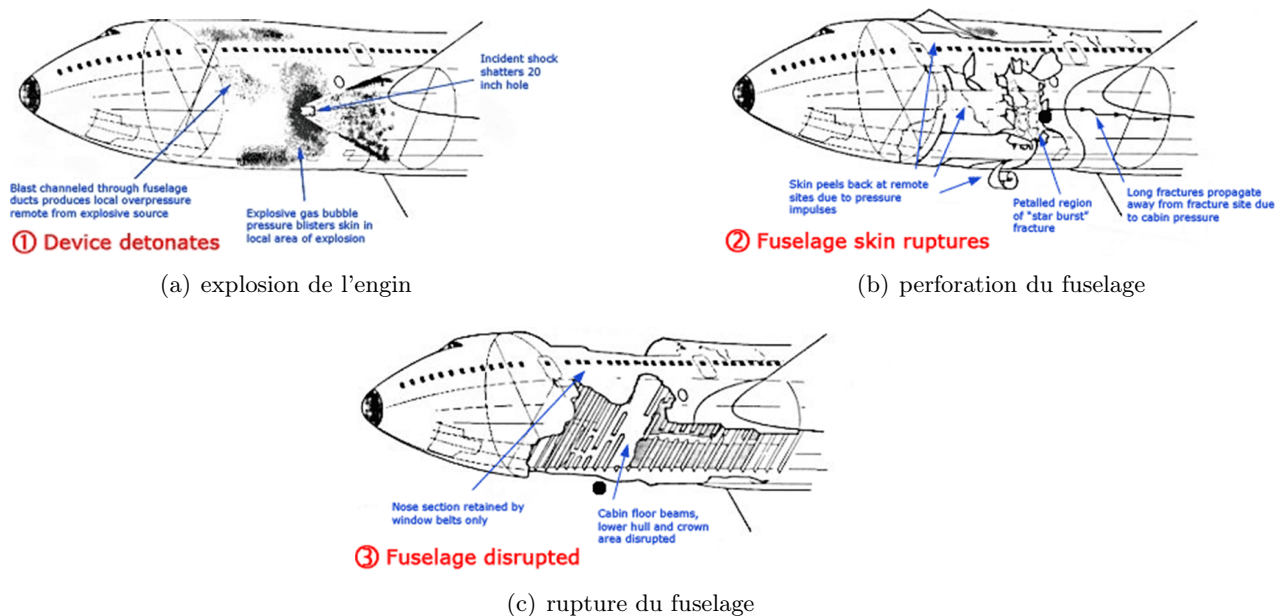


FIGURE 2.1 – Phases successives de l'attentat de Lockerbie [1].

Les risques lésionnels des passagers dus à une explosion sont multiples. Les lésions primaires sont les blessures dues à l'impact sur la surface du corps d'une *force de surpression* (onde de souffle) : rupture du tympan, lésions et embolies pulmonaires, lésions de viscères creux (Figure 2.2). Les lésions secondaires sont les blessures causées par des *projectiles* (e.g., fragments de bombe, débris projetés en l'air) : traumatismes par perforation, lésions par fragmentation, traumatismes contondants. Les lésions tertiaires sont les blessures dues au *déplacement* de la victime par le souffle de l'explosion : traumatismes contondants ou par perforation, fractures, amputations traumatiques. Enfin, les lésions quaternaires rassemblent les autres blessures dues à l'explosion : lésions par écrasement, brûlures, asphyxie, exposition à des produits toxiques, etc. Généralement, le degré de survivabilité est analysé en fonction du niveau de la pression et de la durée de choc [2].

1. L'attentat de Lockerbie a eu lieu le 21 décembre 1988 contre un Boeing 747 de la compagnie américaine Pan-Am (vol 103), qui assurait la liaison Londres – New York. Il explosa au-dessus du village écossais de Lockerbie (Royaume-Uni) et causa le décès de 270 personnes (259 passagers et membres d'équipage, ainsi que onze villageois).

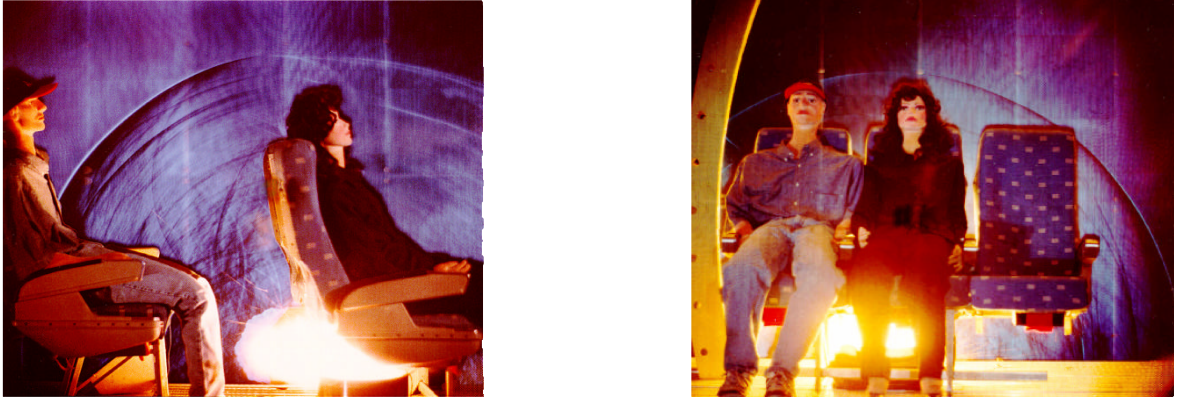


FIGURE 2.2 – Propagation d’une onde de pression à proximité de passagers [3, 4].

Les explosions dans les avions sont peu fréquentes. Cependant, elles représentent des pertes catastrophiques aussi significatives que celles causées par fatigue ou corrosion [5, 6]. Il est donc pertinent d’étudier et d’analyser les conséquences d’une explosion sur l’intégrité de la structure d’un avion, de manière à améliorer sa survivabilité² à un tel événement. Une fois ces études menées à terme, il pourrait être envisagé de définir des *scenarii* de référence pour les explosions (comme cela est pratiqué dans le cas des impacts oiseaux ou de débris de pneumatiques) et d’étudier la structure pour que la rupture initiée par celles-ci n’altère pas de manière catastrophique les conditions de vol en se propageant. Deux possibilités peuvent être envisagées pour valider ce type d’étude : les essais expérimentaux ou la simulation numérique. Au niveau expérimental, il n’est pas possible d’évaluer le comportement d’une structure aéronautique soumise à un tel chargement en condition de vol pour des raisons de coût et de sécurité évidentes. De même, les essais au sol sur sous-structure (Figure 2.3) ou sur avion (Figure 2.4) sont insuffisants pour mettre en évidence la survivabilité de l’appareil (e.g., impossibilité d’analyser la propagation de la rupture dans la structure complète pour les essais sur sous-structure, ni les effets de la dépressurisation sur la déchirure du fuselage pour les essais sur avion). L’autre possibilité est de recourir à la *simulation numérique*. Le modèle numérique doit permettre la prise en compte des mécanismes décrits dans le rapport accidentologique du vol Pam-Am 103, c’est-à-dire ceux liés à l’explosion (propagation/réflexion d’une *onde de choc et de souffle*, *dépressurisation*) et à la ruine dynamique de l’appareil (*amorçage*, *propagation de la rupture dans les tôles et les assemblages*, projections/impacts de débris ou de bagages³).

Il s’agit donc de bâtir un modèle de la structure aéronautique complète couplé fluide/structure modélisant précisément les assemblages. Cette problématique concerne à la fois le couplage multi-physique (e.g., la modélisation de la propagation de l’onde de choc et de son interaction avec la structure) et les problèmes multi-échelles (i.e., la modélisation des concentrations locales au voisinage des assemblages et qui fragilisent le comportement global de la structure).

D’une part, il faut modéliser de façon réaliste un **chargement de dynamique transitoire**⁴ : l’explosion, la propagation de l’onde de souffle et ses réflexions sur la structure, afin d’étudier précisément la vulnérabilité de l’appareil (Figure 2.5). Si ce type de chargement est relativement bien connu en ce qui concerne les explosifs de référence (en particulier le TNT), de nombreuses approches existent quant à sa modélisation : modèles analytiques, abaques et règles de similitude, modèles numériques (éléments finis, volumes finis, formulations Euler, Lagrange/Euler). Ces modélisations sont peu validées et certaines approches semblent inadaptées aux problèmes de structure complète et complexe.

2. Une explosion peut : désintégrer l’appareil, initier une rupture qui se propage jusqu’à sa perte, ou ne pas empêcher la poursuite du vol.

3. Ces effets sont critiques car ils influencent l’initiation et la propagation de la rupture.

4. Domaine de la dynamique rapide.

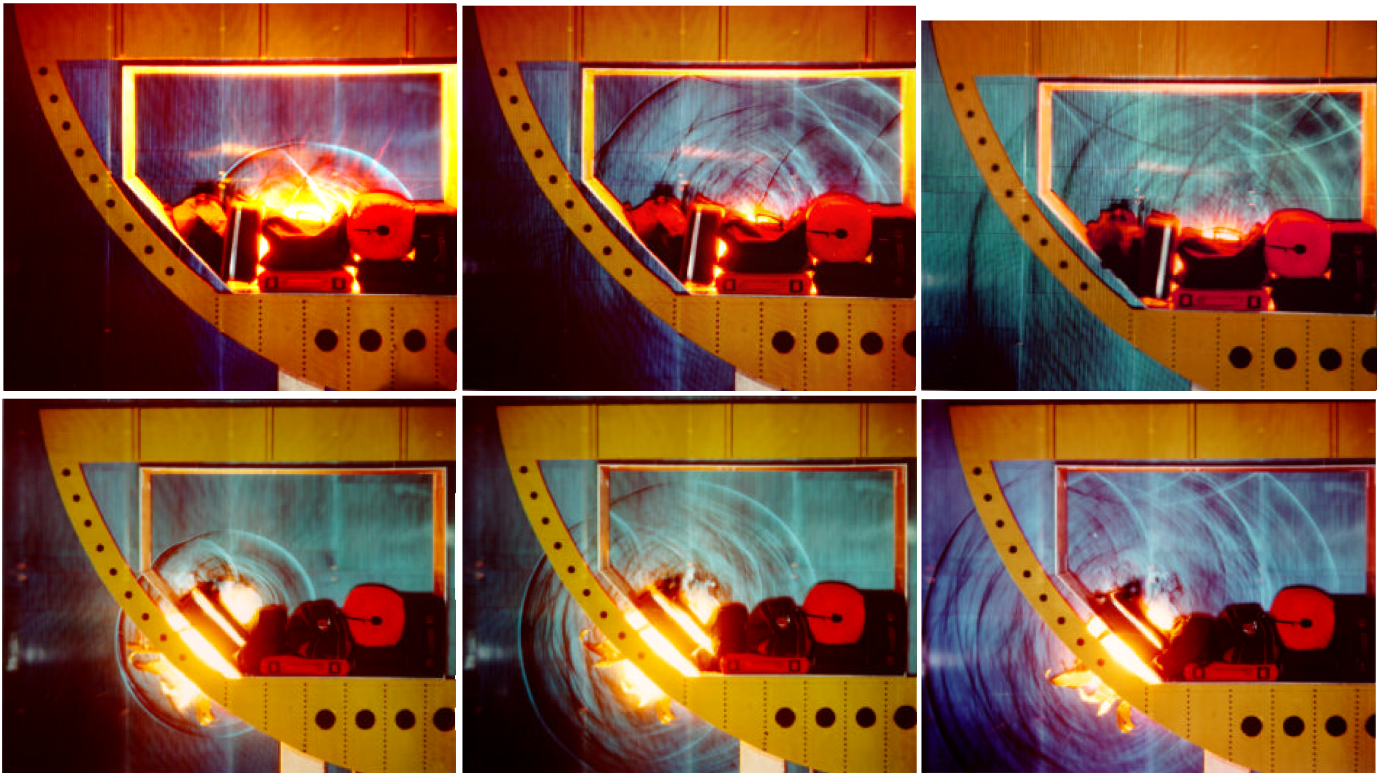


FIGURE 2.3 – Propagation d’une onde de pression dans un modèle 3/5 de conteneur à bagages [3, 4].



FIGURE 2.4 – Essai au sol d’une explosion dans la soute d’un boeing 747 [6].

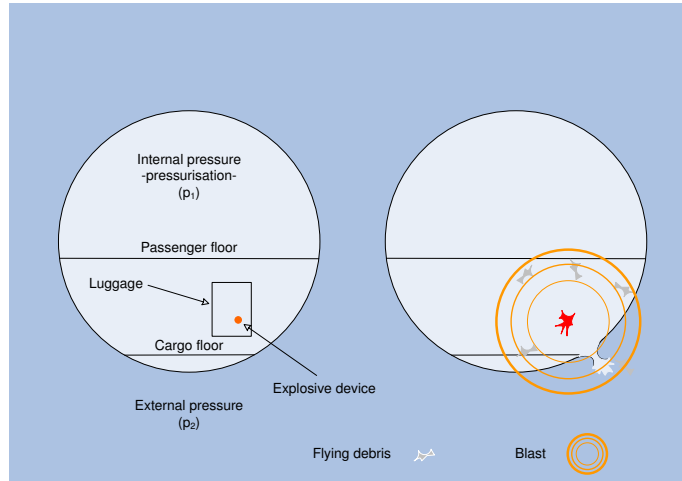


FIGURE 2.5 – Problématique générale de l’explosion interne dans la soute d’un avion.

D’autre part, la problématique générale fait qu’il est nécessaire d’accéder aux champs mécaniques locaux pour évaluer l’initiation et la propagation de la rupture dans un modèle aux éléments finis de structure aéronautique complète. Le problème concerne ici principalement la taille de ce modèle. En effet, un aéronef peut comporter des centaines de milliers d’assemblages rivetés, eux-mêmes pouvant être modélisés par quelques milliers d’éléments finis volumiques dans une approche mésoscopique (Figure 2.6). Un modèle complet de structure aéronautique rivetée permettant de décrire précisément les champs de contraintes et de déformations au niveau des assemblages comporterait donc plusieurs centaines de millions d’éléments finis, alors que les modèles actuels les plus raffinés n’en permettent que quelques millions⁵. Il est donc nécessaire de diminuer considérablement le nombre d’éléments finis nécessaires à la **modélisation des assemblages**, tout en conservant une description précise des champs étudiés. Il s’agit en fait de développer des super-éléments précis permettant de représenter l’assemblage riveté : la fixation et la tôle perforée, et son comportement local. Enfin, il s’agit également de réaliser des expérimentations spécifiques ou non pour **caractériser les assemblages** afin d’introduire les modèles développés dans les calculs de structures.

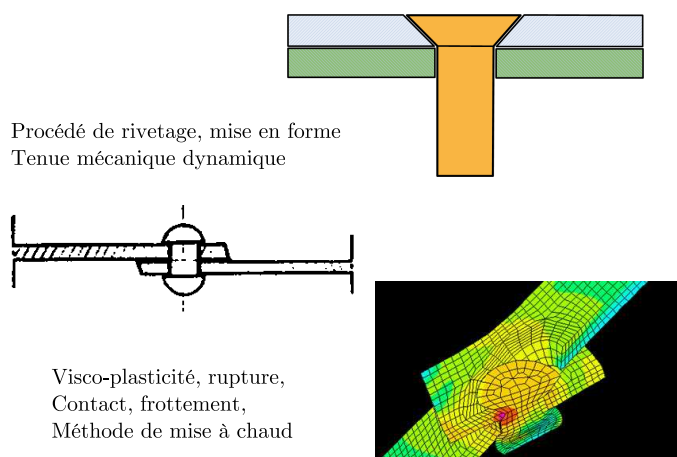


FIGURE 2.6 – Assemblage riveté : du dessin de conception au calcul de tenue dynamique.

5. en particulier des éléments finis 3D de surface (coques).

2.2 État de l'art

2.2.1 Modélisation des champs de pression dynamique d'une explosion

Une explosion (Figure 2.7) est la transformation rapide d'une matière en une autre matière ayant un volume plus grand, généralement sous forme de gaz. Plus cette transformation s'effectue rapidement, plus la matière résultante se trouve en surpression ; en se détendant jusqu'à l'équilibre avec la pression atmosphérique, elle crée un souffle déflagrant ou détonant, selon sa vitesse.

Les explosions peuvent être classées en fonction de la vitesse de l'onde qu'elles engendrent :

- on emploie le terme *déflagration* lorsque le front de décomposition se déplace à une vitesse inférieure à la vitesse du son dans le milieu local,
- on parle de *détonation* lorsque le front de flamme dépasse la vitesse du son des gaz brûlés, ce qui engendre une *onde de choc*. C'est ce qui se produit lors de l'utilisation d'un détonateur ou d'un explosif brisant : le front de décomposition peut se propager à des vitesses qui dépassent 10km/s .



FIGURE 2.7 – Série d'explosions lors d'un meeting (Airshow à Miramar, USA).

Un explosif est un composé chimique défini ou un mélange (explosif improvisé) de corps susceptibles lors de leur transformation, de dégager en un temps relativement court, un grand volume de gaz porté à haute température, ce qui constitue une explosion. De l'explosion résulte la création d'un front d'onde de pression. La vitesse de ce front d'onde détermine la classification des explosifs. Il existe deux grands groupes d'explosifs :

- les poudres (régime de déflagration),
- les explosifs brisants (régime de détonation).

La différence entre les régimes de déflagration et de détonation n'est pas toujours simple. Selon les conditions d'utilisation, un explosif normalement déflagrant peut détoner et un explosif normalement détonant peut déflagrer. Les poudres sont conçues pour un régime de déflagration, c'est-à-dire une onde subsonique (de 10 à 400m.s^{-1}). Les explosifs progressifs se situent entre les poudres et les brisants. Ils suivent le régime de détonation supersonique (de 2000 à 3500m.s^{-1}). Les explosifs brisants détonent également (de 4000 à 9000m.s^{-1}).

Les explosifs peuvent aussi être utilisés pour la propulsion de projectiles ou fusées sous forme de poudre ou propergol. Le régime est alors la combustion qui doit être très bien maîtrisée (exemple, les deux boosters à poudre de chaque côté de la fusée Ariane). Le TNT⁶ est employé comme explosif de référence dans le domaine

6. Trinitrotoluène ($\text{C}_7\text{H}_5\text{N}_3\text{O}_6$), explosif découvert en 1863 et employé lors de la première et de la seconde guerre mondiale (torpilles) pour sa capacité à exploser après la perforation des coques des navires.

militaire (TNT_e) en raison de nombreux essais effectués ayant permis d'accumuler des données expérimentales sur les caractéristiques de l'onde de choc produite par l'explosion d'une charge de TNT [7].

Une onde de souffle est une onde de pression engendrée par une explosion dans le milieu environnant. Lors d'une explosion chimique, ses caractéristiques sont liées au processus d'explosion : déflagration ou détonation. Une onde de choc est une surface de discontinuité des grandeurs thermo-mécaniques dans un milieu gazeux ou condensé considéré comme inerte chimiquement. Par rapport au lieu dans lequel elle se propage, l'onde de choc est caractérisée par une célérité supersonique et une surpression. De manière synthétique, il peut être dit que toute explosion produit une onde de souffle. Les explosions sont classées suivant la vitesse de propagation de l'onde de souffle et le type d'explosif employé : déflagration (subsonique, générée par des poudres) ou détonation (supersonique, générée par des explosifs progressifs ou brisants). Dans le cas de la détonation, l'onde de souffle est une onde de choc (propagation supersonique).

Le profil de pression est l'élément fondamental conditionnant les effets externes d'une onde de souffle. Il est généralement idéalisé sous la forme du profil de la Figure 2.8. On y observe une augmentation abrupte de la pression au niveau du front de choc, suivi d'une décroissance quasi exponentielle jusqu'à la pression ambiante. La phase négative vient ensuite, pour laquelle la pression est inférieure à la pression ambiante. Le profil de pression d'une détonation est caractérisé par : le temps d'arrivée (le temps que l'onde met à parcourir le trajet du rayon de la charge à la distance radiale), le pic de surpression, la durée de la phase positive (temps entre le passage du front de choc et le moment où une surpression de 0 est atteinte) et l'impulsion (l'aire sous la courbe de la phase positive).

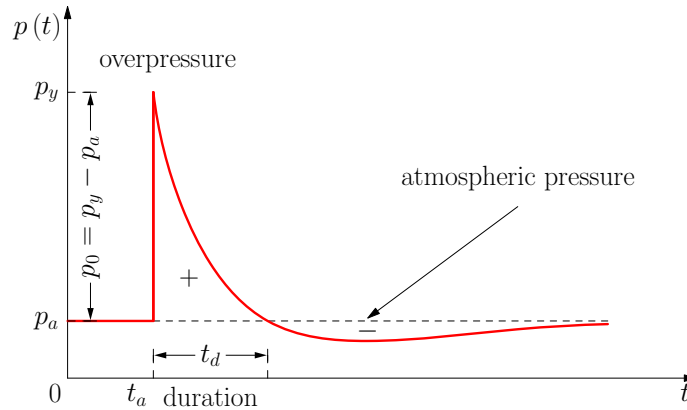


FIGURE 2.8 – Idéalisation du profil de pression d'une onde de souffle.

Il existe plusieurs modélisations de l'évolution d'une onde de souffle en fonction du temps et à une distance radiale donnée [8]. La plupart d'entre-elles ne considèrent que la phase de surpression (partie de la courbe positive). La pression est modélisée par un profil triangulaire plus ou moins représentatif, ou un profil exponentiel plus proche du profil idéalisé [9]. D'autres relations (relations de Hopkinson) permettent d'établir les caractéristiques de l'onde de souffle en fonction de la distance adimensionnée, de l'aire et de la masse de l'explosif [7, 8]. Ces caractéristiques dépendent à la fois de l'énergie libérée et du milieu dans lequel l'onde se propage. En effet, pour une même quantité d'énergie initiale, une explosion aérienne au niveau de la mer et à 1500 m d'altitude ne produiront pas les mêmes effets à une distance donnée. De manière plus évidente, à une altitude donnée, l'explosion de deux charges de puissances différentes ne produira pas les mêmes effets à une distance donnée.

La similitude permet d'obtenir les caractéristiques de détonations d'énergies différentes et effectuées dans des conditions atmosphériques différentes [9, 10]. Les paramètres déterminant sont principalement l'équivalent TNT (énergie ou masse) et la distance adimensionnée de référence. Les règles de similitudes permettent, à

partir des caractéristiques d'une explosion générique⁷, de déterminer le temps d'arrivée, le pic et la durée de la phase de surpression, . . . , d'une explosion quelconque.

L'onde de souffle peut également être modélisée par le biais d'un calcul aux éléments finis. Une première approche repose sur un code orienté fluide qui permettra de se substituer aux abaques et aux règles de similitude précédentes. Une autre approche repose sur des couplages de codes de calcul ou de formulations, qui permettra d'étudier le problème fluide et le problème structure. Une liste non exhaustive des possibles couplages est répertoriée par Baylot [11]. Les calculs couplés fluide-structure sont rares et peu validés. La sollicitation dynamique relative à l'onde de souffle est souvent modélisée par une pression extérieure appliquée à la structure (mesures ou abaques). L'application d'un chargement mesuré (brut ou filtré) est souvent préférée car la réponse de la structure obtenue avec les profils idéalisés (et parfois extrapolés par les règles de similitude) est sensiblement différente.

2.2.2 Caractérisation des assemblages pour le calcul de structure

Une structure aéronautique est un gigantesque assemblage de pièces associées les unes aux autres de diverses façons, selon le type de matériau mis en œuvre et le type de chargement appliqué. Pour les structures métalliques, le procédé d'assemblage le plus fréquemment rencontré est le rivetage. Les assemblages (par exemple entre les panneaux et les raidisseurs) sont dimensionnés pour supporter les transferts des charges statiques, que l'on peut décomposer par exemple en terme de traction (effort normal), de cisaillement (effort tranchant) ou de moment (moment fléchissant). La Figure 2.9 montre deux exemples de fonctionnement d'un assemblage.

Dans le cas du cisaillement, les efforts extérieurs sont repris par les rivets placés sur la ligne II. Ces rivets peuvent être dimensionnés au cisaillement par ce premier cas de chargement. Les règles de dimensionnement (parfois empiriques) vont déterminer complètement les rivets (diamètre, longueur, matériau, type), les tôles (épaisseur, distance au bord, pas de rivetage, matériau), le nombre et la disposition des fixations. Dans le cas de traction présenté sur la Figure 2.9a, les rivets de la ligne II travaillent cette fois en traction. Ce cas de chargement peut être également dimensionnant et il peut modifier la configuration déterminée précédemment avec le cas de cisaillement.

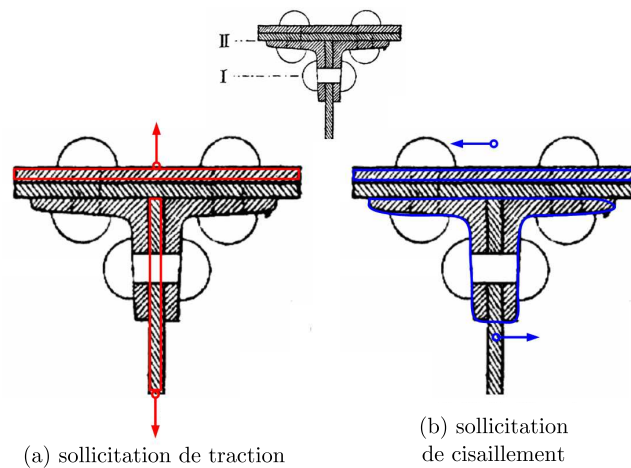


FIGURE 2.9 – Fonctionnement mécanique d'un assemblage riveté.

Les rivets à frapper et à tête fraisée en aluminium sont souvent utilisés pour assembler les panneaux aux raidisseurs. Ces assemblages subissent des efforts de traction "accidentels". Or ce type d'assemblage est peu adapté pour supporter des efforts de traction car l'épaisseur de la tôle à assembler est souvent faible comparativement aux dimensions de la tête du rivet ($t/D < 1$). Il s'avère nécessaire de vérifier que le mode

7. 1 kg de TNT dans l'air à 15° et 1.01325 bars.

de rupture par déboutonnage ne survient pas même pour ces cas accidentels de traction car il est critique en terme de tenue mécanique (critère usuel en effort).

Dans une approche conservatoire, le chargement le plus pénalisant sera considéré pour le dimensionnement. Des marges de sécurité sont alors prises en compte sur les caractéristiques des assemblages (tôles et fixations). Néanmoins, le risque couru est de surdimensionner les structures pour des applications de type crash ou impact, ce qui peut être pénalisant, en terme de masse ou de coût. De plus, surdimensionner une fixation risque de “déplacer” la rupture dans une autre partie de la structure, qui serait restée saine à l’origine.

Pour dimensionner les assemblages rivetés en traction et en cisaillement, les industriels ont recours à des essais. La certification de l’appareil exige que les assemblages soient testés selon des méthodes d’essais normalisées (e.g., NAS) de traction [12] et de cisaillement en simple [13] ou en double recouvrement [14]. Dans ces essais, la fixation est installée entre deux tôles d’acier traité (considérées indéformables) et sollicitée dans des conditions de chargement statique. Les résultats (efforts et parfois déplacements) permettent de dimensionner la résistance mécanique de la fixation à la limite élastique (N_y et T_y respectivement⁸) et à la rupture (N_u et T_u respectivement).

Les essais de cisaillement conduisent à un mode de rupture unique (le cisaillement du fût du rivet) et caractérisent effectivement la tenue statique de la fixation en cisaillement pur. L’essai de traction est déjà plus complexe. Il est réalisé pour trois épaisseurs de tôle, prises dans le domaine d’utilisation de la fixation, pour étudier le mode de rupture du rivet : rupture de la tête, du fût, de l’écrou (ou de l’insert) pour les vis. Il n’est donc pas possible de déterminer une caractéristique unique de tenue de la fixation en traction pure. Une approche conservatoire considérera pour un dimensionnement classique et comme caractéristique de rupture en traction pure, la valeur minimale (critique) des efforts ultimes observés pour les trois configurations expérimentales (conduisant éventuellement à trois modes de rupture de la fixation).

D’autres essais dits de “couplage”, eux-aussi normalisés, sont également pratiqués pour mesurer les interactions entre la résistance de la fixation et celle de la tôle à assembler ([15] pour la sollicitation de cisaillement et [12] pour la sollicitation de traction, mais l’essai est pratiqué en remplaçant la tôle d’acier traitée par une tôle faite de la nuance matériau étudiée). L’objectif de ces essais est d’étudier les différents modes de rupture de l’assemblage (la tôle et la fixation), lorsque le rapport entre l’épaisseur de la tôle, t , et le diamètre de la fixation, D , varie :

- en cisaillement : matage de la tôle ou cisaillement du fût de la fixation (Figure 2.10(a)),
- en traction : déboutonnage ou rupture de la fixation selon un des trois modes précités (Figure 2.10(b)).

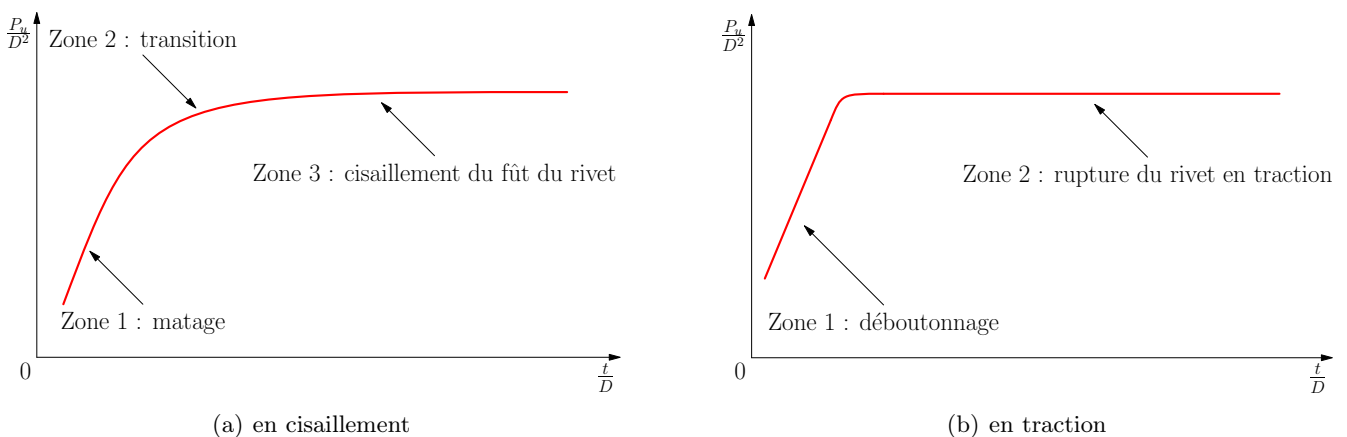
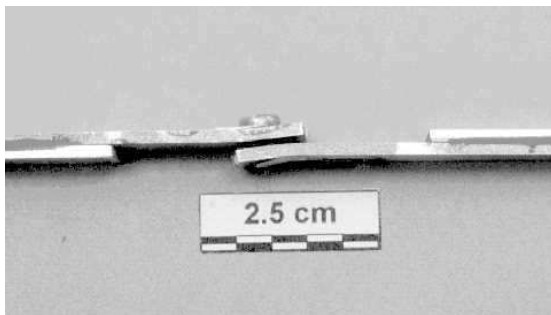


FIGURE 2.10 – Modes de défaillance d’un assemblage.

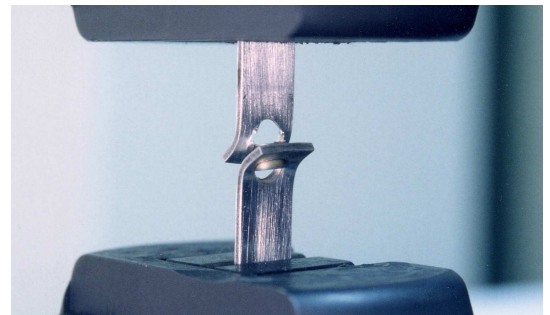
8. Nous utiliserons N pour l’effort de traction et T pour celui de cisaillement.

En cisaillement, le matage de la tôle est observé pour les rapports t/D les plus petits et le cisaillement du fût de la fixation pour les rapports t/D les plus grands (Figure 2.10(a)). Une zone de transition regroupe les ruptures qui surviennent par rupture ou déboutonnage de la tête de la fixation, ou par rupture de l'écrou (ou de l'insert) pour les vis. L'occurrence de ces modes de défaillance est fortement conditionnée par les caractéristiques mécaniques du matériau de la tôle (comme le montre à titre d'exemple la Figure 2.11) et la distance au bord (bien qu'en règle générale la distance au bord, a , est telle que : $a = 2D$). Des règles analytiques (de type ingénieur) ont été proposées pour introduire l'influence de ce paramètre géométrique sur la valeur de la charge ultime (P_u). Malheureusement, les charges ultimes de cisaillement et de matage n'évoluent pas proportionnellement à la distance au bord, à cause des mécanismes de transition.

En traction, deux modes de défaillance sont observés en fonction du rapport t/D (la zone de transition étant quasiment inexistante, Figure 2.10(b)). Le mode de rupture souhaité est celui de la fixation. La rupture de la fixation peut concerner comme précédemment : la tête, le fût, l'écrou (ou l'insert) pour les vis. Le mode de rupture par déboutonnage intervient pour les petits rapports t/D . Dans ce cas, la tôle est l'élément critique de l'assemblage. Ce mode de rupture est difficile à prédire car il dépend de nombreux paramètres, tels la résistance de la fixation, la forme et les dimensions de la tête, de l'écrou, de l'insert, de la présence ou pas d'une rondelle, de la résistance des tôles, de leur épaisseur, etc. Il ne peut être étudié qu'à partir de nombreux essais et il n'existe dans la littérature que peu de résultats, sauf pour les rivets à frapper.



(a) tôles en alliage d'aluminium 2024-T351



(b) tôles en alliage d'aluminium 2024-H111

FIGURE 2.11 – Comportement d'un rivet NAS-1097 en cisaillement simple recouvrement.

Un assemblage peut finalement être étudié comme un système complexe dont certains paramètres (ou variables) peuvent être couplés :

- variables de la fixation : matériau, diamètre, longueur, type de tête, sollicitation, épaisseur des tôles,
- variables d'interaction liées aux tôles : épaisseurs, matériaux, sollicitations,
- autres variables d'interaction : présence (ou pas) d'une rondelle, contraintes résiduelles, nombre et disposition des fixations, jeux de montage, défaut initial, etc.

La détermination des caractéristiques mécaniques des assemblages nécessite de nombreux essais statiques et les données sont accessibles pour un nombre limité de fixations et de nuances de tôles d'aluminium (2024-T3 ou 7075-T6 en particulier). La majorité des essais est menée avec des éprouvettes pour lesquelles l'épaisseur des tôles est identique. Or le mode de rupture de l'assemblage peut également varier si la fixation assemble deux tôles dont l'épaisseur est fortement différente. La caractérisation d'un rivet (le matériau, la longueur, le diamètre et la forme de la tête sont fixés) nécessite 10 essais normalisés de cisaillement (2 types) et 15 de traction (3 épaisseurs). À ces 25 essais élémentaires, s'ajoute un nombre très important d'expérimentations nécessaires à l'étude de l'influence des paramètres d'interaction ; plus encore s'il est intéressant ou nécessaire d'étudier l'évolution des tenues à différentes vitesses de chargement.

La quantité de fixations rencontrée sur avion (des centaines de milliers) nous mène à penser qu'il serait souhaitable de tenir compte de variabilités ou incertitudes dans les propriétés mécaniques et géométriques. On pense également au nombre de cycle de chargement, à des incidents (coups) ou à des réparations de maintenance qui peuvent infléchir la tenue résiduelle des fixations structurales.

2.2.3 Modélisation des assemblages pour le calcul de structure

Les exigences en matière de sécurité dans le domaine des transports^{9, 10} augmentent alors même que les industriels du secteur souhaitent réduire leurs délais de conception en employant le plus possible l’outil de simulation numérique. Pour les structures aéronautiques, les réglementations concernent par exemple les fonds de barques des hélicoptères, et les sièges pour le crash ; les réservoirs, les bords d’attaque, les verrières, les radômes pour l’impact.

Les tailles et la complexité des structures restent aujourd’hui encore incompatibles avec une utilisation massive d’éléments finis 3D volumiques pour la discrétisation des pièces et leurs assemblages. Les modèles utilisés pour l’étude du crash dans les moyens de transport comptent aujourd’hui des centaines de milliers d’éléments finis de coques (par exemple : $5 \cdot 10^5$ pour une automobile, 10^6 pour un avion commercial ou un train). Cette finesse se justifie par la nécessité de modéliser finement la géométrie des pièces (et leurs contacts) pour représenter les modes de comportement fortement non-linéaires rencontrés lors de la ruine des structures. Ces modèles comptent également, selon le type de structure, de quelques milliers à plusieurs centaines de milliers *d’éléments de liaison* permettant de modéliser le comportement des *assemblages* de pièces et leur rupture.

Pour les structures aéronautiques, le procédé d’assemblage le plus fréquent est le rivetage. Pour l’opérer, il est nécessaire de préparer les pièces en perçant les tôles. Ces perforations constituent des singularités géométriques (ou des entailles mécaniques) qui, sous chargement mécanique, provoquent à leur voisinage immédiat un effet bien connu de concentration des contraintes et des déformations. Ces singularités, qui se comptent à l’échelle d’une structure aéronautique en centaines de milliers d’unités, sont des sites privilégiés pour le développement des non-linéarités matérielles, l’amorçage et la propagation des ruptures, qui piloteront la ruine structurale en cas de crash, d’impact ou d’explosion. Un problème “d’échelle” se pose donc pour les modèles de simulation numérique. À *l’échelle de la structure*, il n’est pas possible de discrétiser finement par EF les zones assemblées et les liaisons, alors même que les phénomènes locaux qui se développent à *l’échelle de l’assemblage* vont piloter le comportement structural jusqu’à la ruine complète. Le recours à des éléments macro-géométriques couplés à des critères de rupture adéquats est donc naturellement préconisé. Il est alors nécessaire d’identifier les modèles de comportement qui seront associés aux éléments de liaison.

Au début des années 1990, la Communauté Européenne finança le projet IMT–Crash¹¹ dans le domaine du crash de structures métalliques aéronautiques. Un des objectifs de ce programme concernait l’évaluation des différents codes de calcul explicites existants sur des cas d’écrasement sous-structuraux. Divers sujets d’études furent abordés comme l’influence sur les résultats de simulation de la vitesse de déformation des tôles d’aluminium, de la finesse des maillages, des approximations géométriques (e.g., congés, bossage, position de la fibre neutre dans une pièce complexe à épaisseur variable) ou du type de modèle de liaison [16, 17, 18]. Il s’avéra que le problème majeur restant sans réponse au terme de ce programme, était celui de la modélisation des liaisons. À l’époque, les différentes approches retenues pour la modélisation des assemblages reposaient sur l’utilisation :

- de contraintes cinématiques,
- d’éléments 1D ou 2D (EF de ressort ou de poutre) au comportement linéaire ou non-linéaire,
- de formulations hybrides couplant contraintes cinématiques et éléments 1D ou 2D.

Les modèles de liaison de type *contraintes cinématiques* rassemblent (Figure 2.12(a)) :

- les liens rigides,
- les corps rigides,
- les interfaces liants.

9. Pour l’industrie automobiles : essais normatifs ECE en Europe ou FMVSS aux Etats-Unis, ou encore les étoiles aux essais médiatisés EURO-NCAP ou ADAC.

10. Pour l’industrie aéronautique – avions et hélicoptères : réglementations JAR en Europe et FAR au États-Unis.

11. IMT–Crashworthiness for commercial aircraft.

L'intérêt de ce type de modèles est qu'il n'y a pas de condition de stabilité (pas de temps) imposée aux calculs car il n'y a pas de rigidité associée à cette formulation. De plus, ils sont relativement simples à mettre en œuvre, même dans le cas d'ensembles complexes. Cependant, ils ne permettent pas de modéliser les comportements fins (non-linéaires) de la liaison et ils surestiment la rigidité réelle de la fixation (et donc celle de la structure si sa rigidité est fortement conditionnée par les assemblages). La rupture de la liaison est modélisée par un critère macroscopique couplant les efforts de traction et de cisaillement. Une limitation de l'utilisation de ces modèles est qu'un nœud du maillage EF ne peut être associé qu'à une seule condition cinématique pour un degré de liberté (DDL) donné. Même si des solutions existent, des conflits de priorité ou des incompatibilités peuvent alors apparaître entre plusieurs conditions cinématiques¹².

Les modèles de liaison fondés sur l'utilisation *d'éléments 1D ou 2D* regroupent essentiellement (Figure 2.12(b)) :

- les éléments de ressort,
- les éléments finis de poutre.

Ces éléments sont associés à un pas de temps élémentaire permettant d'assurer la stabilité des simulations¹³. Étant dans la majorité des cas associés aux dimensions des éléments 1D¹⁴ ou 2D¹⁵, leur pas de temps peut être préjudiciable pour un calcul de structure (en particulier les éléments finis de poutre). Pour décrire les non-linéarités de comportement et la rupture de la fixation, ces formulations offrent néanmoins une plus large gamme de solutions.

Au terme du programme IMT-Crash, un éditeur de code a développé un nouvel élément appelé élément poutre/ressort. Son comportement non-linéaire est celui d'une poutre et il est fondé sur des courbes effort/allongement pour les trois DDLs de translation, et moment/angle pour les trois DDLs de rotation. Sa condition de stabilité est celle d'un ressort et elle repose sur ses rigidités élastiques, ce qui est moins pénalisant comparé aux éléments finis de poutre ; d'autant que sa longueur initiale peut être nulle. La rupture est détectée lorsqu'un allongement ou un angle a dépassé une valeur critique définie dans le jeu de données. Il n'y avait également pas de critère généralisé combinant l'ensemble des sollicitations.

Le dernier type de modèle de liaison, appelé *formulation hybride*, est fondé sur le principe qu'il est possible d'imposer des conditions cinématiques à des nœuds connectés à des éléments finis (Figure 2.12(c)). Ceci conduit à des modèles dans lesquels la fixation est formulée par un élément 1D ou 2D (ressort, poutre ou poutre/ressort) et où la connexion entre les nœuds de la fixation et les EF de coque des tôles est assurée par une condition cinématique (interface liant). L'indépendance de la position de la fixation par rapport au maillage des tôles, en particulier les contraintes nodales de position en vis-à-vis imposées par les autres formulations, constitue le principal avantage de ces formulations hybrides. Néanmoins, cette souplesse d'utilisation peut être préjudiciable car les points d'articulation de la structure coïncident numériquement avec les nœuds du maillage des tôles et non plus avec les points de liaison (ce qui est généralement plus représentatif, mais pose un problème de déformation localisé du maillage des plaques et favorise ainsi les modes parasites de déformation¹⁶). La mise en œuvre de ces méthodes nécessite cependant une étape préparatoire manuelle importante pour une structure comportant de nombreuses fixations.

L'évaluation de chacune de ces différentes approches, pour les diverses configurations de position de la liaison dans la maille (coïncidant avec un nœud de maillage ou avec le centre d'un élément de coque) et/ou de finesse de discrétisation des tôles assemblées, montre que ces formulations ne parviennent pas à décrire le

12. Des modèles de corps rigides à trois nœuds esclaves peuvent être utilisés quand la fixation assemble trois épaisseurs de tôle. Toutefois, la rupture d'un corps rigide ne suffit pas à rompre complètement la liaison, ce qui peut être problématique pour un chargement en traction. Pour palier ce problème, une solution est d'associer à un des deux corps rigides un détecteur numérique de rupture qui déclenche la rupture des autres corps rigides de la liaison.

13. Le schéma d'intégration explicite est conditionnellement stable.

14. La longueur de l'élément 1D est égale à la somme des demies épaisseurs des tôles connectées.

15. Dans le cas des éléments de poutre, la section intervient dans le calcul du pas de temps.

16. On parle de mode d'Hourglass, c'est-à-dire des modes de déformation à énergie nulle.

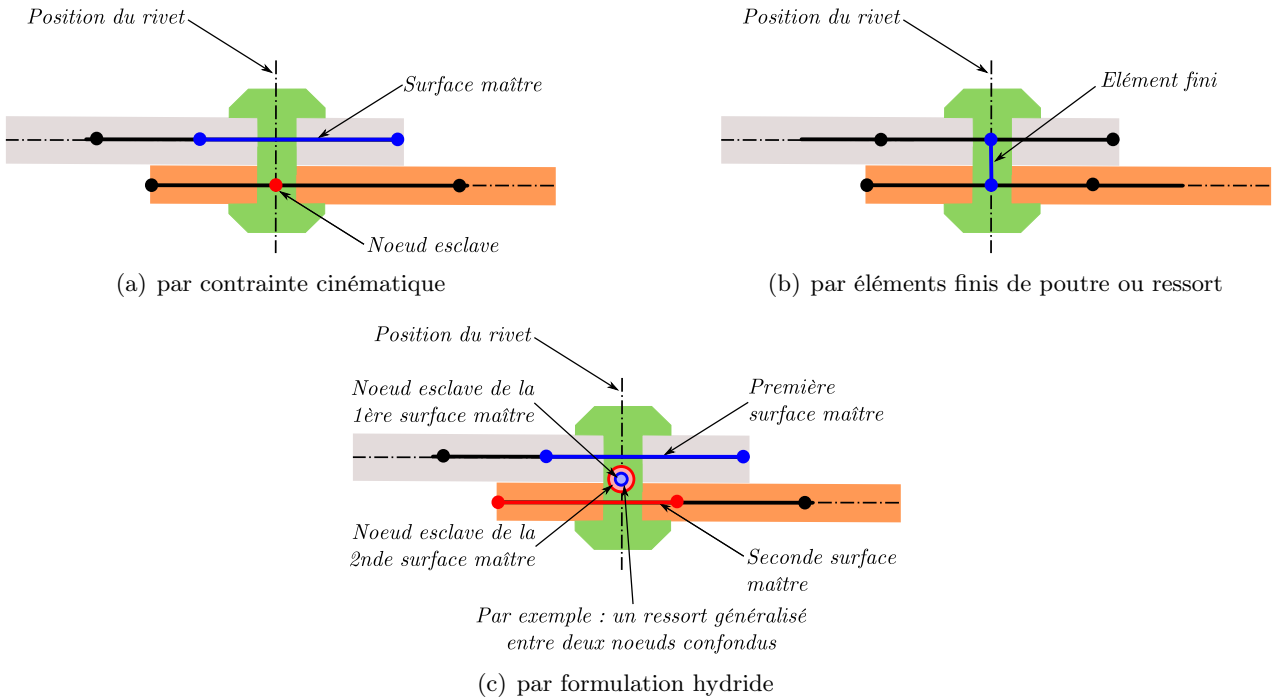


FIGURE 2.12 – Modèles de liaison pour le calcul de structures.

comportement d'assemblages mêmes élémentaires de façon satisfaisante. Les approches employées sont soit trop contraignantes (maillage fonction des positions des rivets), soit trop coûteuses (pas de temps), soit incorrectes. L'utilisation de formulations hybrides apporte des solutions à l'un ou l'autre des problèmes rencontrés avec les approches précédentes mais reste insuffisante (en terme de représentativité ou de temps de calcul). Les résultats s'avèrent, de plus, dépendants de la taille du maillage des tôles et de la position de la fixation dans la maille.

2.3 Synthèse et définition des thèmes de recherche

Reprenons le scénario de ruine du fuselage du vol 103 de la Pam-Am établi par le bureau chargé de l'enquête sur l'attentat [1]. Nous nous trouvons face à un problème couplé fluide-structure d'une part et d'autre part, face à un mécanisme de ruine complexe provenant des effets directs de l'onde de souffle dans la soute et de sa propagation dans la cabine. La rupture est initiée et elle se propage dans les zones d'assemblage riveté.

Cette habilitation à diriger des recherches fait la synthèse de mes activités de recherche menées dans ce cadre général depuis la fin des années 90. Les trois thèmes de recherche sont les suivants :

le chargement structural de type pression dynamique : des modélisations de l'onde de souffle existent, mais elles ne sont pas adaptées à la problématique du calcul de structures complètes. Des modèles analytiques et des règles de similitude permettent de définir la phase positive de l'onde de souffle, mais la littérature montre qu'il est préférable d'utiliser des mesures du chargement pour étudier la vulnérabilité de la structure. Des modèles aux éléments finis (éventuellement couplés) existent, mais leur validation est rare et leur application à des structures complètes n'est pas envisageable en raison de la complexité des structures ou des temps de résolution. Dans ce domaine, nous présentons une recherche appliquée qui vise à :

- valider des méthodes d'interaction couplées fluide-structure pour mesurer l'onde de souffle,
- développer des méthodes d'interaction découplées fluide-structure pour permettre l'analyse de structures complètes et complexes,

- développer une méthode numérique pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide,

la caractérisation des assemblages pour le calcul des structures : la tenue des assemblages est analysée en traction et en cisaillement, mais ils sont sollicités dans la structure par un chargement souvent combiné de traction et de cisaillement. En dynamique, il n'existe aucune norme ou aucun essai standard permettant d'analyser l'évolution du comportement mécanique des assemblages avec l'augmentation de la vitesse de déplacement. Enfin, l'étude d'un assemblage (un type de fixation, une nuance de tôle) nécessite une quantité importante d'essais qui peut limiter le nombre de configurations effectivement caractérisées. Dans ce domaine, nous présentons une recherche expérimentale et numérique qui consiste à :

- développer de nouvelles méthodes expérimentales fondées sur les essais normalisés permettant d'analyser le comportement et la rupture des fixations en modes purs et mixtes de traction/cisaillement et pour des vitesses de déplacement quasi-statiques et dynamiques,
- développer une méthode alternative dite *plan d'expérience numérique* (ou *virtual testing*) pour étudier un assemblage depuis le procédé de rivetage, jusqu'à la tenue dynamique,

la modélisation des assemblages en calcul des structures : en calcul des structures, les fixations sont modélisées par des éléments équivalents 1D dont la majorité considère des comportements mécaniques rigides ou élastiques. La fragilisation de la structure due aux perforations d'assemblages rivetés n'est pas prise en compte dans les simulations, alors que ces entailles mécaniques sont des sites privilégiés pour l'amorçage et la propagation de la rupture. Dans ce domaine, nous présentons une recherche fondamentale qui vise à améliorer la modélisation des assemblages :

- pour les fixations : un modèle de fixation au comportement non-linéaire reposant sur une formulation hybride,
- pour les tôles entaillées : un modèle et un critère de rupture, un modèle multi-échelles et un élément fini hybride.

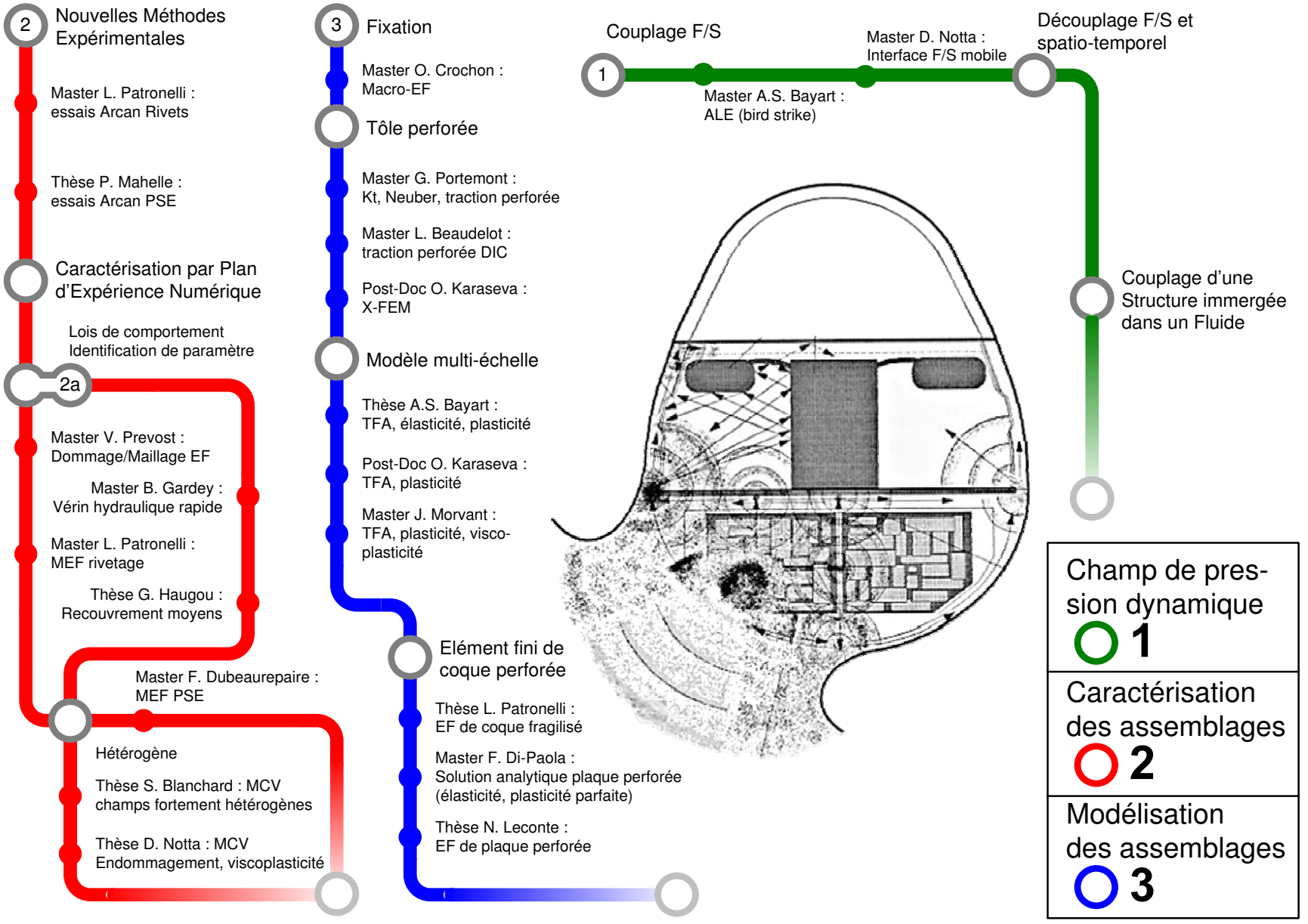
La démarche scientifique adoptée dans mes recherches sur les assemblages part de la volonté de dissocier le modèle de la fixation de celui de la tôle perforée. Le modèle de liaison vise à représenter le comportement non-linéaire et la rupture de la fixation sous sollicitations pures et mixtes de traction/cisaillement. Le modèle de coque perforée/fragilisée vise quant à lui à représenter le comportement non-linéaire et la rupture de la tôle au voisinage de la fixation.

Une fois les deux modèles validés, la dernière étape, objet de perspectives de recherche à plus long terme, consistera à développer une nouvelle interface permettant de distribuer correctement les efforts entre les deux composants, de réduire les problèmes de dépendance au maillage et de modéliser les interactions entre les tôles et la fixation (le matage par exemple), ainsi que les modes de ruine structuraux (le déboutonnage en cisaillement, le passage du rivet au travers de la tôle en traction).

Ma démarche scientifique est synthétisée dans la Figure 2.13¹⁷. Cette dernière met également en évidence les articulations avec un autre thème de recherche qui concerne le comportement mécanique des matériaux, les thèses de doctorat et masters que j'ai co-encadré.

17. L'illustration du fuselage utilisée pour cette figure est extraite de [1].

FIGURE 2.13 – Organisation des axes de recherche.



Chapitre 3

Chargement structural de type pression dynamique

Contents

3.1	Introduction	39
3.2	Méthode couplée d'interaction fluide-structure	39
3.3	Méthode découplée d'interaction fluide-structure	42
3.4	Méthode numérique pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide	44
3.5	Conclusions et perspectives	47

La problématique posée dans ce chapitre est celle de la modélisation du chargement dynamique appliqué à la structure et émanant d'une explosion aérienne. Ma contribution dans ce domaine concerne le développement de méthodes numériques et d'outils métiers pour la modélisation du chargement de dynamique transitoire appliqué aux structures complètes et complexes. Le problème est abordé par des méthodes couplées et découplées d'interaction fluide-structure. Une méthode numérique est développée pour traiter le problème du couplage d'une structure immergée dans un fluide. Cette recherche est développée dans le cadre d'études pluriannuelles sur contrats et amonts. Mes publications significatives sont les suivantes :

(Langrand, 2002) *Int. J. of Crashworthiness*, 7(4):415–428.

(Langrand, 2003) *Journal de Physique IV*, 110:621–626.

(Langrand, 2007) In *9th Int. Symp. on Plasticity and Impact Mechanics*, IMPLAST.

(Langrand, 2009) *Int. J. of Impact Engineering*, 36(8):1070–1078.

Ces articles seront cités en référence indépendamment des références bibliographiques entre crochets [–]. L'équipe de recherche associée à ces travaux est composée de deux étudiants en master recherche (Delphine Notta, 2008, Anne-Sophie Bayart, 2001), d'un étudiant en thèse de doctorat (Nicolas Leconte, 2008) et des chercheurs du laboratoire commun DRSC impliqués dans l'encadrement de la thèse principalement.

3.1 Introduction

Nous nous intéressons dans ce premier chapitre aux chargements (statiques et dynamiques) appliqués à l'appareil. L'objet de cette recherche vise *in fine* à étudier la vulnérabilité du fuselage face à une explosion aérienne. Il s'agit de simuler à l'échelle de la structure, l'historique du chargement dynamique : (i) la pressurisation, (ii) les chargements induits par les conditions de vol, (iii) l'onde de souffle et (iv) la dépressurisation de l'appareil.

Le comportement dynamique d'un système mécanique, fluide et solide, révèle des échelles variées de temps et d'amplitudes. La réponse du système dépend essentiellement des valeurs relatives de différents temps : l'instant d'observation t , la durée du chargement T_d (d'amplitude ξ_d), le temps T_l de propagation des ondes dans le domaine de taille L (dont l'ordre de grandeur dépend en première approche de la géométrie et des caractéristiques du solide élastique, mais pas du chargement) et la durée T_m pendant laquelle on décrit le système [19]. Dans le cas d'une explosion, l'ordre de grandeur de la durée du chargement, T_d , est celui de la milliseconde. Quant à la durée T_m , cette dernière est plutôt de l'ordre de quelques millisecondes si la structure se déforme plastiquement puis rompt par les effets directement liés à l'explosion [20] et peut-être de quelques secondes si une rupture se propage dans la structure par les effets indirectement liés à l'explosion, par exemple une dépressurisation¹.

Une recherche appliquée vise à développer des méthodes numériques pour mesurer le chargement dynamique dû à l'explosion sur la durée T_d . D'autres méthodes sont proposées pour analyser la vulnérabilité de la structure sur la durée $T_m \gg T_d$. Enfin, une méthode, proposée à la fin des années 90, permet de coupler des structures complexes immergées dans un fluide.

3.2 Méthode couplée d'interaction fluide-structure

La méthode couplée repose sur deux modèles : celui du domaine fluide et celui de la structure. Le modèle du milieu fluide est fondé sur une approche eulérienne si la structure est supposée infiniment rigide, ou une approche ALE (*Arbitrary Lagrangian Eulerian*) si la structure est déformable. Cette approche a été utilisée pour analyser des problèmes de choc à l'oiseau (master d'Anne-Sophie Bayart) et les résultats obtenus avec les approches couplées ont corrélé des expérimentations, mais aussi d'autres modèles fondés sur des approches éléments finis lagrangiennes, ou encore analytiques (Langrand, 2002).

Pour les problèmes d'explosion aérienne, le fluide est décomposé en trois domaines : l'air, l'explosif et les frontières (Figure 3.1). Soit la frontière simule une condition de continuité du domaine fluide pour éviter les réflexions d'ondes aux limites du maillage du fluide, soit la frontière est reliée à la structure. Une interface fluide-structure est utilisée si les maillages du fluide et de la structure sont non-conformes, ou les deux domaines sont connectés nœud à nœud sinon².

Le comportement de l'air est modélisé par une loi hydrodynamique visqueuse (3.1). Dans le cas d'un gaz parfait, cette relation se simplifie et les paramètres C_i restants sont totalement définis en fonction de la constante adiabatique des gaz parfaits γ (3.2).

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu) E_0 \text{ avec } \mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (3.1)$$

$$p = (C_4 + C_5\mu) E_0 \text{ avec } C_4 = C_5 = \gamma - 1 \text{ et } E_0 = \frac{p_a}{\gamma - 1} \quad (3.2)$$

1. Au-delà de 4000m d'altitude, l'air est pour ainsi dire irrespirable et peut entraîner rapidement des asphyxies. Sans compter que la température y est aussi trop basse pour l'organisme. C'est la raison pour laquelle, les pilotes appliquent les mesures d'urgence en cas de dépressurisation de la cabine et ils font le nécessaire pour amener l'appareil à 4000m d'altitude. Plusieurs minutes sont parfois nécessaires. Un temps que l'on pourrait trouver excessif si l'on ne sait pas qu'au-delà d'une certaine vitesse de descente, l'appareil peut subir des dégâts structurels importants.

2. Si un nœud est commun aux domaines fluide et solide, alors il est traité par une formulation lagrangienne.

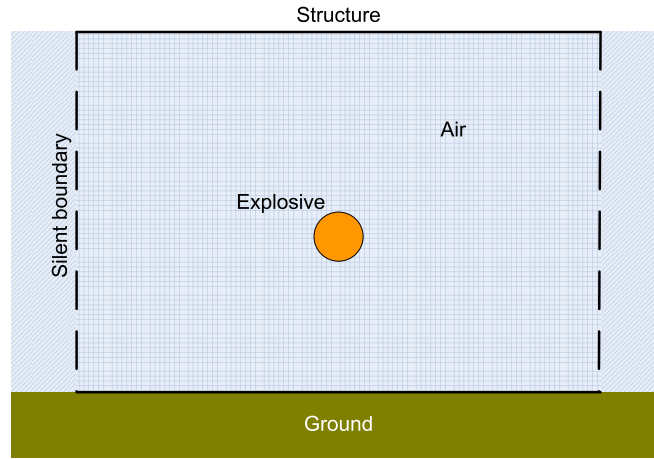


FIGURE 3.1 – Modèle fluide pour ondes de souffle.

Le comportement de l'explosif est modélisé classiquement par la loi de Jones-Wilkins-Lee (JWL) [21]. Cette loi simule la détonation de l'explosif (3.3). Ses paramètres, A , B , R_1 , R_2 et ω , sont complètement caractérisés pour de nombreux explosifs [22]. Le modèle est aussi fonction d'autres données telles la vitesse de détonation V_d , la pression de Chapman-Jouguet P_{CJ} et l'énergie chimique de détonation e_0 contenue dans l'explosif.

Une autre solution pour modéliser l'explosif repose sur la loi hydrodynamique visqueuse précédente (3.2). Dans ce cas, les éléments finis de la zone de l'explosif sont initialisés par un dépôt d'énergie, puis par sa libération et sa propagation. On montre alors que : $E_0 = e_0$. Toutefois, le champ de vitesse n'est pas correctement initialisé dans l'explosif, ce qui limite le domaine d'application de cette méthode simplifiée au cas des explosions aériennes (i.e., cette méthode est particulièrement inadaptée au cas des explosions sous-marines).

$$p = A \left(1 - \frac{\omega}{R_1 V} \right) e^{-R_1 V} + B \left(1 - \frac{\omega}{R_2 V} \right) e^{-R_2 V} + \frac{\omega e_0}{V} \text{ avec } V = \frac{\rho_e}{\rho} \quad (3.3)$$

où

ρ_e est la densité de l'explosif et ρ celle du produit détonant.

Les éléments frontières qui évitent les réflexions d'ondes aux limites du maillage du domaine du fluide, se comportent comme un filtre passe-bas (3.4). Le paramètre l_c de la loi s'apparente en effet à une fréquence de coupure.

$$\frac{\partial p}{\partial t} = \rho c \left(\frac{\partial V_n}{\partial t} - V_n \operatorname{div} (\bar{V} - V_n \bar{n}) \right) + c \frac{p_\infty - p}{2l_c} \text{ avec } f_c = \frac{c}{4\pi l_c} \text{ et } c = \sqrt{\gamma R_s T} \quad (3.4)$$

où

p_∞ est la pression à l'infini (p_a), f_c la fréquence de coupure, R_s la constante spécifique du gaz ($R_s = 287 \text{ J/kg/K}$ pour l'air) et T la température.

Cette méthode numérique est mise en œuvre pour des charges d'explosif de différentes natures (TNT, PE4 ou PETN) et de différentes puissances (la masse des cylindres varie de quelques grammes à plusieurs kilogrammes) placées en champ lointain sous des cibles infiniment rigides. Les ondes de souffle obtenues par cette méthode ont été comparées à celles simulées avec un code fluide eulérien spécialisé en détonique. Quelques différences (le temps d'arrivée, t_a , et la durée, t_d) peuvent être observées entre les deux codes (en particulier à l'aplomb de l'explosif). Les résultats obtenus pour le TNT ont montré que le modèle corroborait les prévisions des lois

d'Hopkinson. La comparaison est jugée satisfaisante pour envisager l'application de cette méthode aux cas de cibles déformables (Langrand, 2003).

L'approche élément fini est appliquée pour simuler le comportement de tôles minces au pendule balistique [23, 24]. Ce dispositif permet d'étudier la résistance de matériaux métalliques et composites en faisant varier la masse de l'explosif (qui est inférieure à 10g) et la distance entre la cible et la charge. Les mouvements du pendule donnent une indication directe de l'énergie potentielle totale maximum du système après dissipation de l'énergie en travail plastique. L'énergie potentielle est utilisée pour calculer la vitesse maximale du système pendulaire et ensuite déterminer précisément l'impulsion appliquée à la cible. En champ lointain, les modèles numériques corroborent les observations expérimentales en terme de déformée résiduelle de la tôle ou d'impulsion. En champ proche, le modèle sous-estime beaucoup la déformée résiduelle de la tôle, alors que l'impulsion reste proche de l'expérience.

Enfin, cette méthode de modélisation est appliquée au problème de vulnérabilité des structures aux bombardements par explosions successives. Un essai spécifique et standard (BET : *Bulge Explosion Test*) permet d'étudier la capacité de déformation de plaques de structures marines [25]. Il est principalement utilisé pour discriminer les nuances de matériaux métalliques aux explosions répétées. Un processus itératif est développé pour simuler la tenue résiduelle de la cible métallique (Langrand, 2009). Ce processus manipule des programmes développés pour initialiser la simulation de l'explosion (i) par des données extraites de la simulation relative à l'explosion ($i - 1$) : le champ de coordonnées 3D de la déformée résiduelle de la cible, le champ 3D des contraintes et des déformations plastiques résiduelles. D'autres programmes sont développés pour modifier les maillages du fluide et de la cible aux interfaces entre le fluide et la cible; et entre la cible et les supports. Les résultats numériques corroborent les expérimentations en termes de réduction d'épaisseur de la cible, de déformée et de champs de déformation résiduelle; ces derniers étant mesurés par corrélation d'images numériques (Figure 3.2).

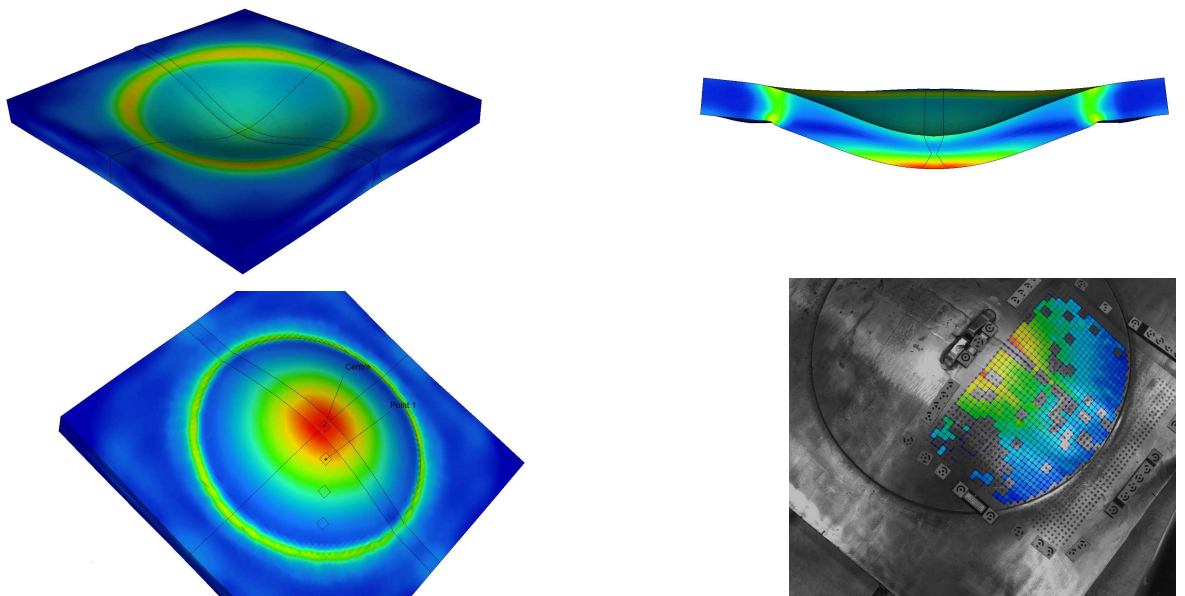


FIGURE 3.2 – Champs de déformation résiduelle lors d'un second *Bulge Explosion Test*.

Un résultat intéressant de ces recherches concerne les méthodes de mise à chaud du second calcul d'explosion. L'initialisation du champ tensoriel des contraintes résiduelles³ mène à de légères oscillations du champ d'accélération de la plaque qui perturbe le spectre de réponse au choc de la cible dans le domaine des hautes

3. Le champ tensoriel des contraintes résiduelles est déterminé à la fin du premier calcul d'explosion par une méthode de relaxation dynamique.

fréquences. Une autre conclusion concerne le couplage fluide-structure. Les champs de pression mesurés sur la cible lors du second calcul d'explosion sont très proches de ceux mesurés lors du premier calcul de détonique. Une méthode alternative intéressante pourrait donc consister à mesurer ce champ de pression appliqué sur la cible, puis à appliquer ce chargement dynamique de façon à étudier la vulnérabilité de la structure. Cette méthode permettrait d'éliminer un nombre important d'éléments finis de fluide et de diminuer le temps de résolution des simulations. Cette méthode alternative fait l'objet des recherches appliquées de la section 3.3.

3.3 Méthode découplée d'interaction fluide-structure

La tenue dynamique (vulnérabilité) d'une structure est de nos jours souvent analysée en s'appuyant sur l'outil de simulation numérique. Dans une première approche (dite simplifiée), le chargement de l'explosion est introduit dans le calcul de structure en utilisant des règles de similitude [26] ou des tables [2]. Néanmoins, cette méthode s'avère parfois peu adaptée à des structures à géométrie complexe, même si des codes [27] permettent de générer le chargement de façon plus ou moins automatique en utilisant les règles de similitude (la relation de Friedlander (3.5) par exemple) ou la relation (3.6) par exemple. Dans la pratique, un chargement mesuré (brut ou filtré) est souvent préféré car la réponse de la structure obtenue avec les profils idéalisés (et parfois extrapolés par les règles de similitude) est sensiblement différente. Dans ces conditions, il s'agit de réaliser des essais d'explosion pour analyser le chargement ou d'étudier la validité des règles de similitude pour de futures études [20].

$$p(t) = p_0 \left(1 - \frac{t - t_a}{t_d} \right) e^{-\beta \frac{t - t_a}{t_d}} \quad (3.5)$$

où t_a est le temps d'arrivée, t_d la durée de la phase positive et p_0 , le pic de surpression.

$$p(t) = P_r \cos^2 \theta + P_i (1 + \cos^2 \theta - 2 \cos \theta) \quad (3.6)$$

où θ est l'angle d'incidence, P_r et P_i les pressions réfléchies et incidentes respectivement.

Une seconde approche repose sur le couplage de codes de calcul : un code orienté fluide pour le calcul de détonique et un autre orienté structure pour le calcul de tenue [28, 29]. Enfin une dernière approche est d'utiliser un code de calcul orienté structure avec des fonctionnalités fluides suffisamment avancées pour traiter le problème de l'explosion.

Une alternative aux approches précédentes est d'utiliser un code de calcul couplé fluide-structure, mais pour traiter le problème de façon découplée. Le terme *découplé* doit être ici compris de la façon suivante. Le problème fluide et le problème structure ont des échelles géométriques et temporelles différentes. Ils peuvent donc être traités séparément ou de façon séquentielle. En première approximation, la technique développée suppose que l'onde de souffle est indépendante de la réponse globale de la structure.

Une recherche appliquée est développée dans ce domaine pour déterminer et appliquer à la structure les chargements dynamiques équivalents à une explosion donnée. L'objectif de la recherche est de développer des outils métiers applicables à des structures à géométrie complexe permettant de palier les inconvénients des méthodes couplées (pour lesquelles il est nécessaire de modéliser le fluide). La méthode consiste en un premier calcul (couplé fluide-structure) pour simuler la propagation de l'onde de souffle dans le fluide. Des programmes sont développés pour mesurer, au moins sur une période T_d , le chargement dynamique transitoire appliqué aux limites de la structure et appliquer ce chargement dynamique à un second calcul de structure pour analyser les comportements sur la durée $T_m \gg T_d$. Cette méthode permet d'étudier le problème couplé fluide-structure, mais de façon découplée en temps et en espace.

Il s'agit d'abord de développer une méthode de traitement numérique permettant de mesurer sur la durée T_d et avec un modèle local couplé fluide-structure (fondé sur les méthodes présentées au paragraphe 3.2), le chargement appliqué aux frontières de la structure subissant l'onde de souffle. Le chargement est mesuré *via* un dispositif appelé *barrière de mesure*. Il est composé d'un système de prise d'effort dans les trois directions de l'espace (Figure 3.3). Les prises d'effort sont disposées sur une surface fictive (masse et rigidité nulles). La barrière est d'épaisseur nulle. Elle est reliée aux domaines fluide et solide à l'aide d'interfaces liantes spécifiques. La discrétisation des maillages des deux domaines du modèle d'une part et de la barrière d'autre part, est complètement dissociée. Chaque discrétisation peut être optimisée pour des applications de spectre de réponse au choc par exemple qui y sont particulièrement sensibles [30].

Des études ont montré que les interfaces liantes ne modifiaient pas la rigidité de la structure d'une part et que d'autre part elles n'empêchaient pas le fluide de suivre les déformations de la structure lors du calcul. Le système de prise d'effort 3D n'affecte pas non plus la stabilité du calcul couplé fluide-structure. L'accélération des nœuds de la structure est très légèrement déphasée en raison de la présence du système de mesure. Ce déphasage est attribué à la rigidité et à la masse élémentaire des cellules numériques.

Des méthodes de traitement numérique ont été développées pour post-traiter les efforts 3D de chaque prise d'effort (parfois des milliers) et générer les entrées nécessaires qui permettent d'analyser le comportement global de la structure sur la durée T_m (Langrand, 2003). La discrétisation EF du chargement est indépendante de celle de la structure, qui peut être raffinée si besoin selon l'application visée.

Il s'agit maintenant de développer une autre méthode de traitement numérique permettant d'appliquer au modèle global de la structure le chargement équivalent précédent. Le chargement est appliqué *via* un second dispositif appelé *barrière de chargement* (Figure 3.4). Il est composé d'un réseau de nœuds placés aux positions des prises d'effort et d'une interface liante. Des méthodes de traitement numérique ont été développées pour générer le réseau de nœuds et appliquer les efforts 3D en temps et en espace (Langrand, 2003).

Des études montrent que le déphasage des signaux d'accélération s'amenuise cette fois fortement. Le chargement dynamique mesuré par le système précédent s'avère finalement faiblement influencé par le dispositif des prises d'effort. L'intérêt de ces dispositifs est d'itérer des optimisations de la structure sans avoir à calculer à chaque itération, le chargement dynamique dû à la propagation de l'onde de souffle dans l'air. Ces méthodes découplées ont été utilisées pour analyser la sévérité de chocs et optimiser la structure de véhicules de transport militaire (Langrand, 2003).

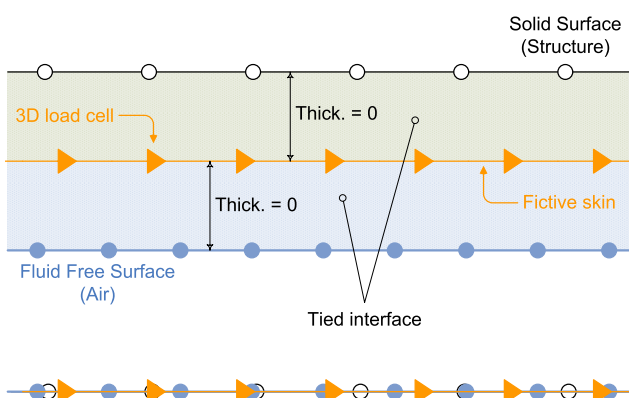


FIGURE 3.3 – Méthode numérique pour la mesure du chargement équivalent durant le calcul local.

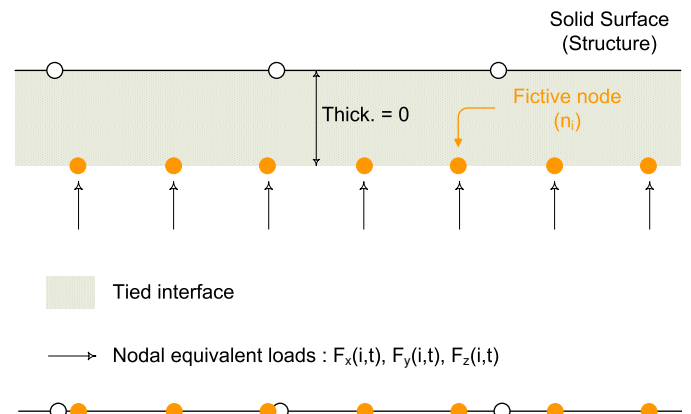


FIGURE 3.4 – Méthode numérique pour l'application du chargement équivalent au calcul global.

3.4 Méthode numérique pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide

Les méthodes développées dans les paragraphes 3.2 et 3.3 s'appliquent très aisément si la structure est placée aux frontières du domaine fluide discrétisé et si la géométrie de la structure est simple ou élémentaire. Considérons le schéma de la Figure 2.5. Il montre un scénario d'attentat pour lequel la charge est à l'intérieur d'un bagage placé en soute. Dans ce problème, deux milieux fluides sont potentiellement présents : l'air pressurisé à l'intérieur de la cabine et l'air à l'extérieur de la cabine. Les structures aéronautiques sont constituées en grandes parties de panneaux raidis, c'est-à-dire de tôles minces (ou peau) renforcées dans les sens longitudinal et orbital par des raidisseurs respectivement appelés lisses et cadres (Figures 3.5 et 3.6). Ces renforts visent à protéger la structure des phénomènes de flambage et à limiter la propagation de fissures.

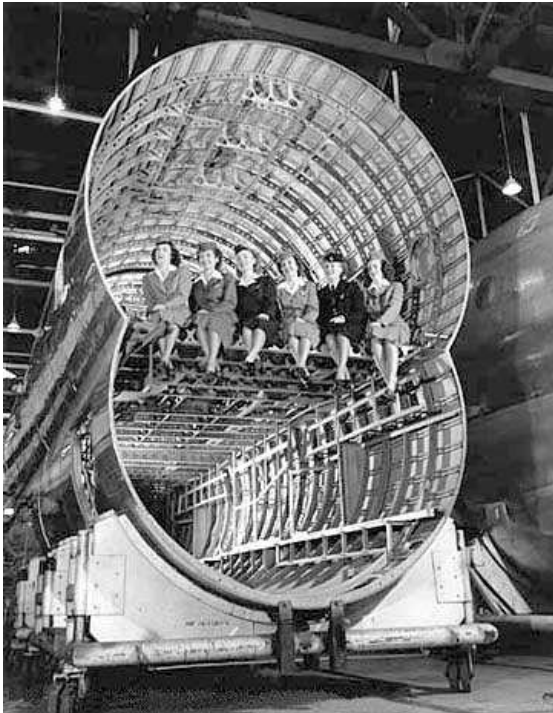


FIGURE 3.5 – Structure du fuselage d'un Boeing 377 *statocruiser*.



FIGURE 3.6 – Cadres et lisses du fuselage d'un Boeing 747.

La complexité de ces structures introduit de multiples contraintes de maillages pour interfacier le fluide aux pièces de la structure. De plus, il serait quasiment impossible de générer des maillages réguliers pour le fluide, ce qui est pourtant fortement préconisé pour des raisons de stabilité numérique.

Une recherche appliquée, initiée à la fin des années 90, vise à développer une méthode de traitement numérique du couplage F/S pour des structures immergées dans un fluide. L'idée est de réaliser séparément les maillages et les modèles fluides et structures (i.e., de les adapter spécifiquement à la nature des matériaux pour des analyses de spectre de réponse au choc par exemple), puis de développer une méthode permettant de coupler les deux modèles dans un même calcul aux éléments finis. Dans cette approche, le maillage de la structure est *immergé* dans le maillage continu du fluide. Les surfaces de la structure sujettes au chargement sont reliées au fluide par le biais d'interfaces F/S liantes (Figure 3.7(a)).

Les couplages stoppent la propagation de l'onde de pression qui se développe dans le domaine fluide et transmettent les chargements dynamiques à la structure. Les domaines fluides et solides interagissent l'un et l'autre et se déforment conjointement (Figure 3.7(b)). L'inconvénient de la méthode de couplage est qu'elle

déforme le maillage du fluide, ce qui pénalise le pas de temps du calcul ou risque d'introduire des instabilités lorsque le mouvement de la structure dans le fluide est complexe. L'idéal est de maintenir le couplage sur la durée T_d de façon à transmettre la totalité du chargement dynamique à la structure.

Les couplages peuvent être désactivés au cours du calcul, si le chargement est totalement transmis à la structure ou si le pas de temps devient trop petit, pour étudier le système sur la durée T_m . Dans ce cas, ou dans le cas où une rupture survient dans une partie de la structure sujette au couplage, l'onde de souffle poursuit sa progression dans le domaine fluide, jusqu'à rencontrer un autre couplage (Figure 3.7(b)).

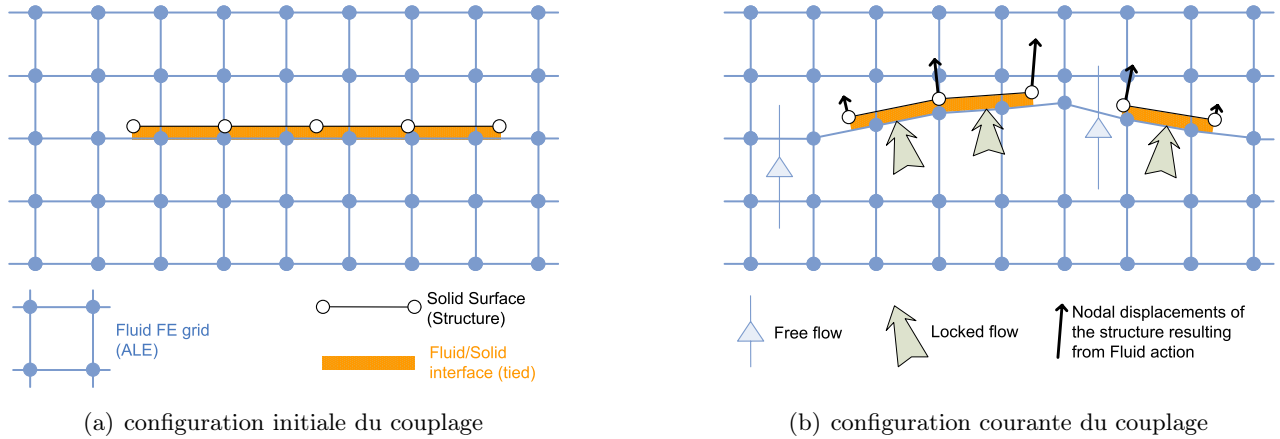


FIGURE 3.7 – Couplage F/S pour structure *immergée*.

Cette méthode a été utilisée pour étudier le comportement d'un véhicule militaire de transport face à l'explosion d'une mine sous une roue (Langrand, 2003). La problématique visait à analyser, à des fins d'optimisation structurale, les contributions respectives du système de suspension du véhicule, du passage de roue et du plancher dans la cinématique de déformation du véhicule militaire (Figure 3.8). Le couplage entre l'onde de souffle et la roue est réalisé avec la méthode de couplage pour structure immergée, tandis que le couplage entre l'onde de souffle et le passage de roue ou le plancher du véhicule est réalisé de façon classique comme le décrit la Figure 3.1; ces parties de la structure étant positionnées aux frontières extérieures du domaine fluide.

Les méthodes mises en œuvre ont montré qu'en terme d'optimisation du système de suspension (i.e., les efforts dans la barre de suspension ou les butées mécaniques), la modélisation complète de la structure, ainsi que le fluide environnant, n'était pas nécessaire. De plus, l'étude de la cinématique globale du véhicule ne nécessite pas la modélisation du système complexe de suspension du véhicule. Le mouvement global (i.e., son déport latéral provoqué par l'explosion de la mine) est particulièrement dépendant du couplage entre l'onde de souffle et le passage de roue ou le plancher du véhicule.

Une autre application de cette méthode de couplage concerne l'explosion d'un engin dans un conteneur à bagages. Le modèle est composé d'un conteneur déformable en aluminium et de bagages déformables. Une bombe est placée à l'intérieur du conteneur et la méthode précédente couple chacun des bagages à l'onde de souffle émanant de la bombe. L'enveloppe du conteneur est connectée nœud à nœud à la frontière extérieure de l'air. L'air à l'extérieur du conteneur n'est pas modélisé (Figure 3.9). L'onde de souffle projette les bagages les uns contre les autres et impactent le conteneur. L'onde de souffle perce le conteneur qui se déchire.

Ce modèle est placé à l'intérieur de la soute d'un avion. La structure de l'appareil subit les dommages présentés dans la Figure 3.10 qui sont dus aux seuls impacts du conteneur et des débris de quelques bagages sur la structure de l'avion. La poursuite de la recherche vise à développer les modèles numériques pour s'approcher du problème posé dans la Figure 2.5 en introduisant les milieux fluides à (i) l'extérieur du conteneur à bagages, (ii) à l'intérieur de la cabine et de la soute et (iii) à l'extérieur du fuselage.

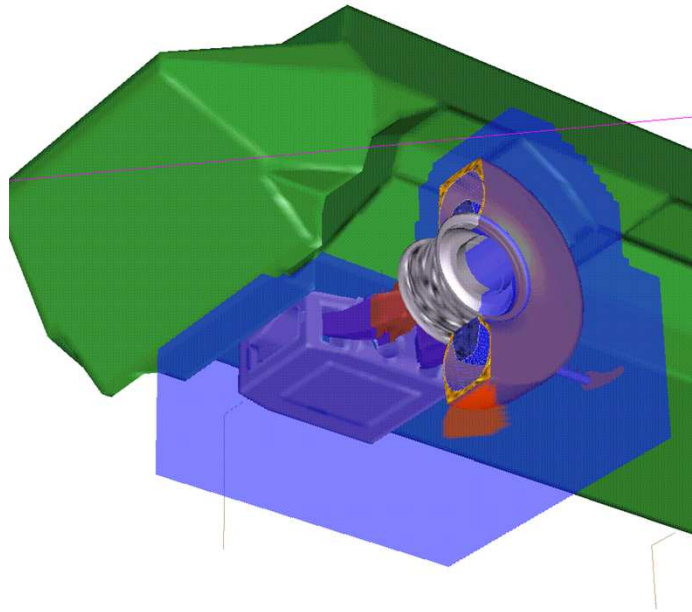


FIGURE 3.8 – Explosion d’une mine sous une roue d’un véhicule militaire de transport.

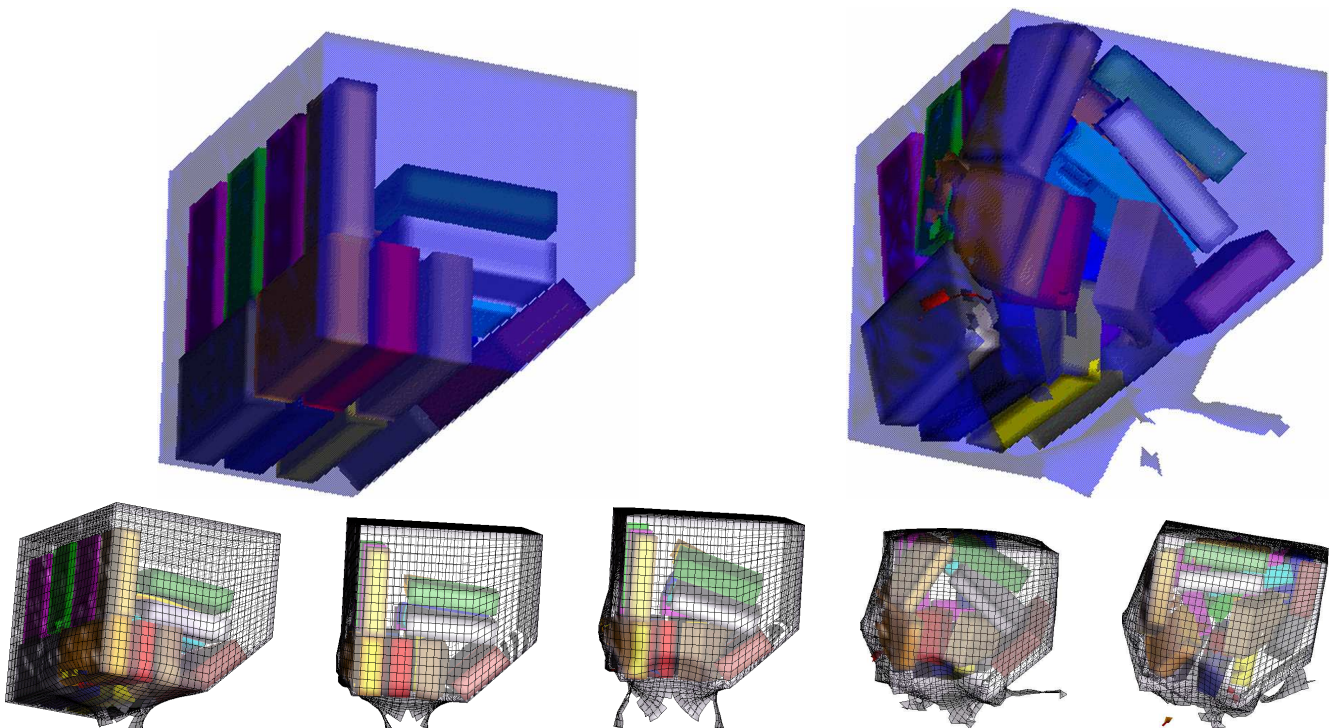


FIGURE 3.9 – Explosion d’un engin dans un conteneur à bagages.

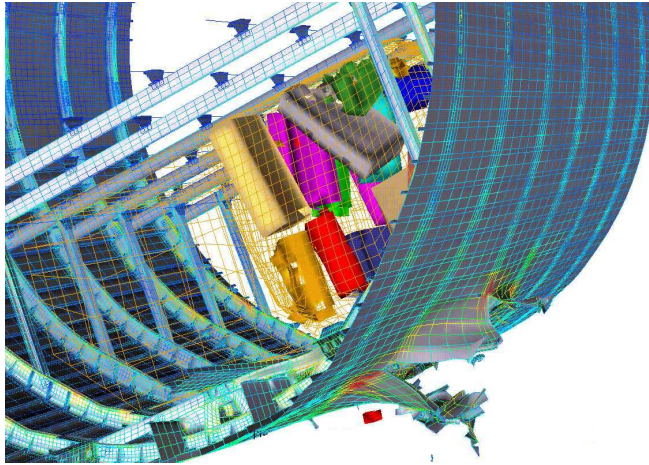


FIGURE 3.10 – Modèle EF d’une explosion dans la soute d’un avion.

3.5 Conclusions et perspectives

Conclusions. Nous nous intéressons dans ce premier chapitre aux chargements (statiques et dynamiques) appliqués à l’appareil. L’objectif de cette recherche vise *in fine* à étudier la vulnérabilité du fuselage face à une explosion aérienne. Il s’agit de simuler à l’échelle de la structure, l’historique du chargement dynamique : (i) la pressurisation, (ii) les chargements induits par les conditions de vol, (iii) l’onde de souffle et (iv) la dépressurisation de l’appareil.

Nous avons étudié des méthodes numériques permettant de mesurer l’onde de souffle appliquée aux structures. Ces méthodes reposent sur une approche couplée fluide-structure permettant aux deux milieux d’interagir l’un et l’autre. Ces méthodes permettent de mesurer sur la durée T_d l’historique du chargement dynamique.

Une méthode de traitement numérique est développée pour étudier la vulnérabilité des structures aux explosions. Cette méthode alternative utilise un code de calcul couplé fluide-structure, mais pour traiter le problème de façon *découplée*. Le problème fluide et le problème structure sont traités de façon séparée en temps et en espace. Des outils métiers permettent à l’aide d’un calcul couplé fluide-structure de mesurer l’onde de souffle sur une période T_d . D’autres outils appliquent le chargement dynamique transitoire aux limites de la structure pour analyser les comportements sur la durée $T_m \gg T_d$.

Nous avons développé une méthode numérique pour le couplage d’une structure immergée dans un fluide. Cette méthode de couplage repose sur l’utilisation d’interface liante. Le couplage stoppe la propagation de l’onde de souffle et elle transmet le chargement dynamique à la structure. Si une rupture survient dans la structure sujette au couplage, l’onde de souffle poursuit sa progression dans le domaine fluide, jusqu’à rencontrer un autre couplage.

Perspectives. Aux interfaces liantes précédentes s’ajoutent de nouvelles interfaces mobiles récemment implantées dans les codes de calcul aux éléments finis et qui permettent de coupler une structure immergée et mobile dans un milieu fluide. Si ces deux types d’interfaces ont toujours pour rôle d’assurer la transmission d’efforts des éléments fluides vers les éléments solides, les *interfaces liantes* font appel à des conditions cinématiques très fortes en imposant une égalité de déplacement et de vitesse entre les nœuds des fluides et des solides compris dans l’interface, ce qui conduit à une déformation du maillage fluide identique à celle du maillage solide. Alors, bien que ce type d’interface permette d’obtenir des résultats satisfaisants dans les cas où l’on peut se contenter de relier la structure à la frontière du domaine fluide, il devient beaucoup plus difficile à mettre en place pour des cas où la structure est immergée dans le fluide. En plus de contraintes de maillage importantes entre les surfaces interfacées, les conditions cinématiques imposées aux nœuds conduisent inévitablement à la déformation excessive du maillage fluide et à une diminution exponentielle du pas de temps ;

il faut alors supprimer l'interface pour pouvoir poursuivre la simulation et donc rompre numériquement le couplage fluide-solide. Enfin, il existe d'autres cas plus complexes, notamment ceux faisant appel à plusieurs fluides (de l'air et de l'eau, par exemple), que les interfaces liantes ne peuvent pas gérer.

La deuxième solution de couplage est fondée sur l'utilisation *d'interfaces mobiles*. Elles permettent de gérer la transmission des efforts entre fluides et solides, même en la présence de fluides de plusieurs natures (i.e., air et eau). De plus, elles permettent des études du comportement des structures sans aucune déformation du maillage fluide : il n'y a donc pas de nécessité de relâcher l'interface au cours de la simulation. Cette nouvelle méthode de couplage est appliquée aux calculs des pré-charges statiques de pressurisation, de la propagation de l'onde de souffle et de la dépressurisation suite à la déchirure de la structure (master recherche de Delphine Notta). Une perspective vise à étudier la représentativité des résultats et les sensibilités de la méthode numérique, en vue d'une application au modèle complet du tronçon de fuselage de la Figure 3.10.

Une réflexion, initiée à l'occasion de la thèse de Nicolas Leconte, porte sur des essais de laboratoire pouvant se substituer aux essais d'explosion à des fins de validation des méthodes numériques (en particulier, les interfaces mobiles) et caractériser des pressions critiques d'amorçage de la rupture d'assemblage (durant la phase de surpression de l'explosion) et de propagation (durant la phase de dépressurisation) [8]. Une dernière problématique porte sur les critères pour décrire la rupture de structures soumises à un impact ou à un chargement impulsionnel. Ainsi, il existe des critères de rupture basés sur les déformations, les efforts, la densité d'énergie ou encore construits à partir de la mécanique de l'endommagement [8]. Les plus prometteurs (LIC et QIC⁴) sont fondés sur des déformations exprimés comparativement à une impulsion adimensionnée [31, 32]. Ils permettent également de décrire le mode de rupture de la cible exposée à l'explosion. La perspective vise ici à développer et à implémenter ce type de critères pour l'assemblage : la fixation et la tôle perforée.

4. Linear Interaction Criterion et Quadratic Interaction Criterion, respectivement.

Chapitre 4

Caractérisation des assemblages pour le calcul des structures

Contents

4.1	Introduction	51
4.2	Nouvelles méthodes expérimentales	51
4.3	Caractérisation par plans d'expériences numériques	62
4.4	Conclusions et perspectives	70

La problématique posée dans ce chapitre est celle de la caractérisation des assemblages à déplacement imposé. Ma contribution dans ce domaine concerne l'adaptation d'un dispositif *expérimental* pour étudier le comportement et la ruine des fixations en modes pur et mixte I/II. Ces recherches nous conduisent à réfléchir sur la pertinence des critères de tenue mécanique exprimés en effort et nous orientent vers l'analyse des champs locaux de vitesse de déformation. L'observation de ces champs est réalisée numériquement (*“Matériaux métalliques : un univers solide et opaque”*) par plans d'expériences numériques. Cette méthode numérique consiste à simuler l'histoire de l'assemblage depuis son élaboration (rivetage) jusqu'à sa ruine dynamique. La problématique posée ici est celle de la caractérisation des lois de comportement visco-plastique et d'endommagement. Mes publications significatives sont les suivantes :

(Markiewicz, 1998) *Int. J. of Materials and Product Technology*, 13(3–6):123–145.
(Langrand, 1999a) *Aerospace Science and Technology*, 3(4):215–227.
(Langrand, 1999b) *Aerospace Science and Technology*, 3(7):431–446.
(Patronelli, 1999) *Eur. J. Mech. Env. Eng.*, 44(4):223–228.
(Langrand, 2000) *Shocks and Vibrations*, 7(3):121–138.
(Langrand, 2002) *Aerospace Science and Technology*, 6(5):333–342.
(Langrand, 2004) *Int. J. of Solids and Structures*, 41(24–25):6631–6646.
(Blanchard, 2006) In *6th Int. Symp. on Friction Stir Welding*, FSW.
(Blanchard, 2008) In *11th Congress and Exposition on Experimental and Applied Mechanics*, SEM.
(Langrand, 2010) *Int. J. of Impact Engineering*, 37(7):792–805.

Ces articles seront cités en référence indépendamment des références bibliographiques entre crochets [–]. L'équipe de recherche associée à ces travaux est composée de cinq étudiants en master recherche (Florian Dubeaupaire, 2010 ; Benoît Gardey, 2001 ; Maxime Jacobus, 1999 ; Laurent Patronelli, 1998 ; Vincent Prevost, 1997), de quatre étudiants en thèse de doctorat (Delphine Notta, 2011 ; Samuel Blanchard, 2009 ; Pierre Mahelle, 2007 ; Grégory Haugou, 2003) et des chercheurs du laboratoire commun DRSC impliqués dans l'encadrement des thèses principalement.

4.1 Introduction

Nous nous intéressons dans ce deuxième chapitre aux méthodes de caractérisation des assemblages. L'objectif des *nouvelles méthodes* présentées dans la première partie du chapitre vise à améliorer la caractérisation du comportement non-linéaire et de la rupture des fixations pour des sollicitations pures et mixtes de traction (mode I) et de cisaillement (mode II). Les méthodes d'essais normalisées ne permettent pas de déterminer ces caractéristiques en mode mixte I/II. Ces données sont cependant nécessaires pour valider (ou améliorer) les éléments finis (EF) équivalents utilisés en calcul des structures. L'utilisation des essais d'interaction n'est également pas pertinente pour cette étape de validation car la réponse dynamique de la fixation est souvent masquée par les déformations plastiques qui se développent dans les tôles d'aluminium (en particulier pour les faibles épaisseurs). De plus, il est difficile de distinguer les contributions respectives de traction et de cisaillement qui sollicitent la fixation dans ce type d'essais. Ces contributions sont d'ailleurs variables au cours de l'essai.

Les applications visées traitent du comportement des structures au crash, à l'impact et aux explosions. Pour cela, il s'avère nécessaire d'étudier l'évolution des comportements non-linéaires et des critères de rupture de la fixation avec l'augmentation de la vitesse imposée à cette dernière. Les méthodes d'essais normalisées sont souvent inappropriées à ces vitesses dynamiques, en raison de la masse des pièces mobiles des montages expérimentaux.

L'étude du comportement d'un assemblage (c'est-à-dire pour un type de rivet déterminé et une nuance de tôle fixée) nécessite un nombre très important d'essais (en particulier les essais d'interaction). Peu de données sont disponibles, et encore moins lorsqu'il s'agit d'étudier l'évolution des modes de rupture de l'assemblage en dynamique. Les nouveaux avions en projet voient l'émergence de nouveaux alliages aluminium lithium plus légers et de nouveaux procédés d'assemblage (cordons ou points de soudure par friction et malaxage, FSW) qui participent à la réduction du poids de l'appareil. La seconde partie du chapitre 4 propose une méthode alternative à l'expérimentation intensive. Cette méthode repose sur la caractérisation de modèles de comportement (éventuellement visco-plastique) et d'endommagement (pour la rupture ductile) des matériaux qui constituent l'assemblage. Une fois ces lois de comportement et d'endommagement caractérisées, la méthode, dite de *plans d'expériences numériques*, permettra d'étudier la tenue des assemblages en 'Laboratoire Numérique' (*Virtual Testing*) par N simulations numériques, remplaçant ainsi N essais d'interaction normalisés.

4.2 Nouvelles méthodes expérimentales

Le processus de conception d'une structure aéronautique s'appuie sur le principe d'une pyramide d'essais permettant la certification. Cette pyramide repose sur des essais de caractérisation (e.g., des matériaux), de qualification (pour la sélection des procédés de fabrication et le dimensionnement des assemblages par exemple), des essais sur des sous-composants plus ou moins complexes (pour la vérification des solutions technologiques) et des essais de validation sur tout ou partie de la structure (e.g., essais d'impact oiseaux sur les bords d'attaque ou sur le cockpit). Les simulations numériques utilisant la méthode aux éléments finis (EF) sont utilisées pour optimiser et améliorer la conception des sous-composants. Néanmoins, la taille des modèles EF ne permet pas, même pour étudier une partie de la structure, de modéliser finement les assemblages structuraux (c'est-à-dire en utilisant des modèles 3D volumiques). Les assemblages sont par conséquent représentés par le biais d'éléments finis équivalents 1D dont il faut caractériser le comportement et la rupture (en dynamique rapide). Les charges structurales subies par les fixations sont majoritairement des combinaisons de traction et de cisaillement.

Deux types de critère de rupture sont généralement associés à ces éléments de fixation. Le premier, *matériel*, repose sur un allongement, une déformation plastique ou un dommage critique. Les caractéristiques non-linéaires (courbes force-déplacement en traction et en cisaillement) et à la rupture sont déterminées par les

essais normalisés présentés en introduction, mais leur représentativité ne peut être éprouvée sans avoir recours aux essais d'interactions, déjà plus complexes. En effet, le comportement non-linéaire est perturbé par les modes de déformation locaux des tôles. L'idéal serait de disposer d'autres résultats qui soient discriminant pour le comportement de la fixation.

Le second, *macroscopique*, est fondé sur l'hypothèse d'un comportement rigide à la rupture. La rupture est détectée, une fois la relation (4.1) atteinte, par exemple. Cette enveloppe prend en règle générale une forme elliptique (Figure 4.1). L'effort de traction à rupture (N_u) et l'effort de cisaillement à rupture (T_u) sont déterminés par des essais de traction et de cisaillement purs respectivement (éventuellement les essais normalisés). Les paramètres de couplage (a et b) permettent de modifier la forme du critère dans une direction de chargement et nécessitent deux essais couplant la traction au cisaillement.

$$\left(\frac{N}{N_u}\right)^a + \left(\frac{T}{T_u}\right)^b = 1 \quad (4.1)$$

Des auteurs ont supposé l'égalité des deux paramètres de couplage pour palier le manque en données expérimentales [33]. Dans ces recherches, le paramètre de couplage ($a = b$) est déterminé en ayant recours à un essai de traction/cisaillement par la méthode des cales. Néanmoins, l'utilisation de ce type d'éprouvette pose le problème de la décomposition de l'effort global en une composante normale et une autre tangentielle. Cette décomposition n'est *a priori* pas connue. Ces auteurs ont proposé d'identifier le paramètre de couplage en utilisant un modèle EF de l'éprouvette de traction/cisaillement et des techniques d'optimisation inverse. Néanmoins, le couple (N, T) obtenu numériquement s'avère dépendre du modèle de liaison implanté dans la méthode d'optimisation.

Méthode d'essais en mode pur et mixte I/II Arcan

L'essai Arcan a été développé pour l'étude et la caractérisation du comportement et de l'endommagement des matériaux composites [34, 35]¹. Cette procédure expérimentale permet de combiner et de contrôler au mieux les sollicitations de traction et de cisaillement dans une éprouvette (Figure 4.2). Deux supports angulaires sont liés à deux embases rigides au milieu desquelles se trouve l'échantillon à tester. L'orientation de ces deux secteurs par rapport à l'axe de chargement d'une machine d'essais définit exactement la répartition de chargement $\frac{\text{traction}}{\text{cisaillement}}$. La variation de cette orientation permet d'obtenir plusieurs combinaisons de sollicitations. L'effort appliqué est un glisseur (pas de moment) qui passe par le centre de l'échantillon et qui est incliné dans le plan de chargement d'un angle α par rapport à la direction de la traction pure (par convention).

L'échantillon testé est supposé petit et on admet qu'il supporte un chargement homogène. L'effort global \vec{F} est un glisseur (pas de moment). Il se décompose dans le repère (\vec{n}, \vec{t}) en une composante normale de module N et une autre tangentielle de module T . Celles-ci s'expriment directement en fonction de l'effort appliqué $\|\vec{F}\|$ et de l'angle d'inclinaison α en appliquant les relations (4.2).

$$\begin{aligned} N &= \|\vec{F}\| \cdot \cos(\alpha) \\ T &= \|\vec{F}\| \cdot \sin(\alpha) \end{aligned} \quad (4.2)$$

Les recherches présentées ci-après ont été initiées lors de ma thèse de doctorat et ont été poursuivies par la suite (en particulier lors de la thèse de Pierre Mahelle, ou à l'occasion des projets amonts Prédit et EU/CRAHVI). Ils visent à adapter cet essai (ou à le développer) pour caractériser le comportement non-linéaire des fixations et leurs critères de rupture sous sollicitations pures et mixtes I/II. Les résultats de ces essais sont utilisés pour valider les modèles et identifier les paramètres des fixations dans la logique de recherche adoptée qui consiste à dissocier le modèle de la fixation de celui de la tôle perforée.

1. Depuis les années 2000, cet essai est également utilisé pour étudier d'autres problèmes. On citera à titre d'exemple les travaux qui intéressent l'ouverture et la propagation de fissures dans des matériaux métalliques [36, 37] et composites [38] ou le comportement non-linéaire de colles [39, 40].

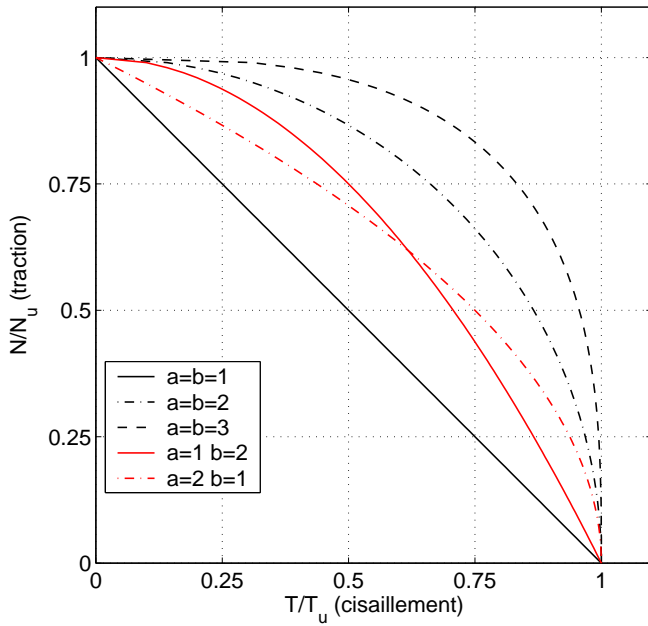


FIGURE 4.1 – Critères de rupture d’une fixation selon la relation (4.1).

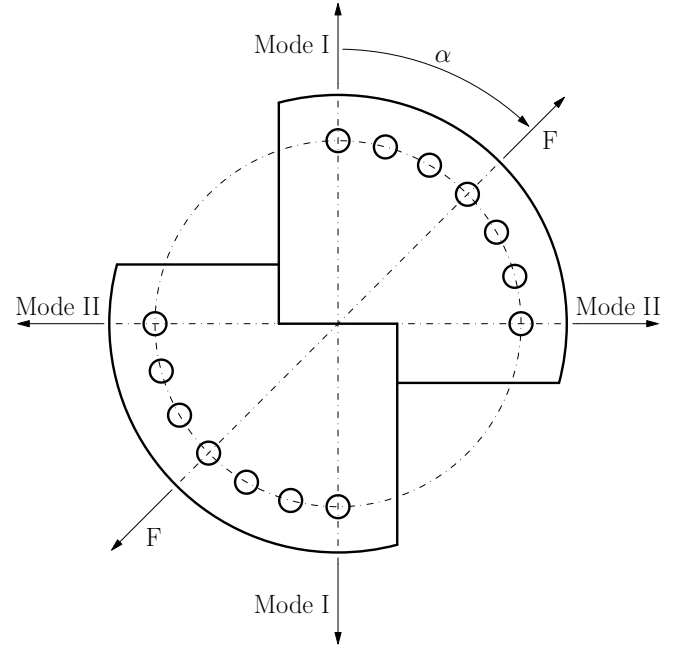


FIGURE 4.2 – Schéma de principe du montage Arcan.

Application aux rivets aéronautiques

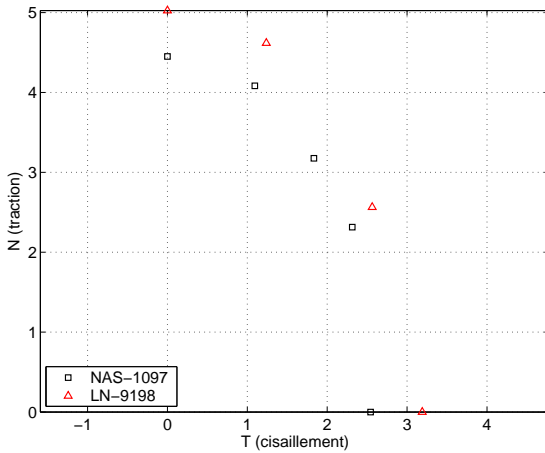
Dans le cas de l’assemblage riveté, l’éprouvette insérée dans le montage d’essais est constitué du rivet (riveté selon les standards aéronautiques [41, 42]) et de deux embases métalliques, considérées rigides, faites en acier traité ($\sigma_y = 1800\text{MPa}$) comme spécifié dans les procédures d’essais normalisées. Le dispositif expérimental est utilisé pour caractériser la tenue aux sollicitations pures et mixtes I/II de deux rivets à frapper couramment rencontrés sur les structures aéronautiques :

- un rivet NAS-1097 de diamètre $D = 4\text{mm}$ en alliage d’aluminium 7050–T73,
- un rivet LN-9198 de diamètre $D = 4\text{mm}$ en alliage d’aluminium 2017–T4.

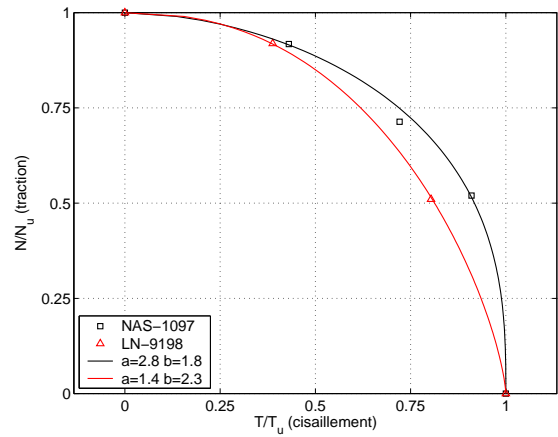
Patronelli (1999) et Langrand (2002) montrent qu’en traction pure, la tête des rivets est poinçonnée par le fût (déboutonnage de la tête). La tête du rivet reste l’élément critique de la fixation jusqu’à une orientation α égale à 30° , mais la rupture est orientée par rapport à l’axe de chargement. Pour les orientations comprises entre 45° et 90° , le fût du rivet est cisailé. Les réponses efforts/déplacements observées pour les orientations 0° et 90° définissent le comportement de la fixation en traction et cisaillement purs respectivement. Ces réponses seront utilisées dans le chapitre 5 pour définir le comportement de la fixation (de façon directe pour les éléments finis 1D de type ressort ou de façon indirecte pour déterminer les paramètres de modèles de fixation plus sophistiqués). Les résultats obtenus en mode mixte I/II seront utilisés pour valider les modèles de fixation ou pour déterminer des critères de rupture, comme proposé dans le paragraphe suivant.

La tenue de la fixation est étudiée pour chaque orientation en considérant le chargement ultime tel que $P_u = \max(F)$. Les relations (4.2) permettent de définir les composantes (N, T) à la charge ultime P_u pour chaque combinaison de chargement (Figure 4.3(a)). La valeur des paramètres T_u et N_u du critère de rupture (4.1) se déduit directement de l’expérience comme $T_u = T_{90^\circ}$ et $N_u = N_{0^\circ}$ (Figure 4.3(a)). La valeur des paramètres de couplage a et b du critère de rupture (4.1) est obtenue aisément *via* une optimisation par méthode directe par exemple (Figure 4.3(b)). La procédure d’optimisation vise à minimiser une fonction coût (ou critère au sens des moindres carrés) définie par les résultats expérimentaux et les valeurs numériques déterminées par le critère de rupture. Il vient pour les rivets testés :

- $(a, b) = (2.8, 1.8)$ pour le rivet NAS-1097,
- $(a, b) = (1.4, 2.3)$ pour le rivet LN-9198.



(a) efforts normaux et tangentiels (kN)



(b) critères de rupture

FIGURE 4.3 – Résultats des essais Arcan sur assemblage rivetés.

Les résultats montrent que ces paramètres sont dépendants du type de fixation (tête fraisée, tête ronde). Bruhn préconise $a = 3$ et $b = 2$ pour des assemblages boulonnés. Un autre résultat remarquable de cette recherche est que le critère de rupture déterminé selon l'hypothèse ($a = b$) est d'égale représentativité à celui obtenu lorsque ($a \neq b$) pour les deux rivets testés (Patronelli, 1999). Les résultats obtenus avec la méthode d'essais Arcan ont été comparés aux données disponibles dans la littérature [43, 44]. Même si celles-ci ne concernent qu'un nombre très limité de fixations et de sollicitations, les comparaisons effectuées ont montré un bon degré de corrélation en ce qui concerne la résistance ultime en cisaillement (peu de données sont en effet disponibles pour la traction). La méthode d'essais Arcan a été reprise pour tester la résistance mécanique de rivets ferroviaires et déterminer leurs comportements non-linéaires et leurs caractéristiques à la rupture [45, 46].

En conditions de crash ou d'impact, les assemblages structuraux sont sollicités à différentes vitesses imposées. Dans le cadre du programme Européen CRAHVI, nous avons développé des dispositifs d'essais Arcan de traction et de cisaillement purs spécifiques pour évaluer, au vérin hydraulique rapide, la sensibilité dynamique du comportement non-linéaire des fixations et de leurs caractéristiques à la rupture [47]. Une procédure d'essais analogue a été suivie par l'Université d'Oxford, autre partenaire du programme, pour tester des rivets aveugles aux barres d'Hopkinson [48].

Les résultats dynamiques obtenus au vérin hydraulique rapide ou aux barres de Hopkinson n'ont pas montré de dépendance notable du comportement des rivets testés à la vitesse de déformation. Néanmoins, un résultat intéressant obtenu pour les rivets LN-9198 montre deux modes de rupture concurrents en traction pure : le déboutonnage de la tête du rivet et la rupture en traction du fût du rivet (mode de rupture plus consommateur d'énergie). Le rapport t/D du rivet étudié (0.4) s'avère proche de la valeur séparant ces deux modes de rupture (Figure 2.10(b)) selon les valeurs relevées dans le "Military Handbook" [43]. Le montage Arcan statique pourrait aussi favoriser le premier mode (déboutonnage) à cause de faibles rotations dans le plan de chargement (hyperstatique), ces rotations étant empêchées avec le dispositif d'essais au vérin hydraulique rapide.

Application aux points soudés électriquement (PSE)

Après m'être intéressé aux rivets aéronautiques, il était judicieux de développer ces essais pour d'autres types de singularité, en l'occurrence des points soudés électriquement. Notons que ces assemblages sont pertinents

pour le secteur aéronautique, avec l'émergence des points soudés par friction et malaxage (FSW).

Le programme de recherche Prédit n° 98A0149 dans lequel j'ai été impliqué [49] a concerné la modélisation, l'optimisation et la caractérisation du comportement d'assemblages soudés par point (PSE) en crash. Un nouveau modèle d'assemblage a été développé par le LMT-Cachan et un outil d'optimisation (optimiseur) dédié, par Mécalog-Group. L'Onéra avait la charge de développer une méthode d'essai novatrice pour caractériser la tenue statique des points soudés (Langrand, 2004), les résultats devant également favoriser l'optimisation de l'élément fini équivalent de fixation développé dans le cadre de ce programme de recherche.

Dans le cas du point soudé, la réponse de l'assemblage est fonction du comportement du point proprement dit, mais également de la tôle qui participe de façon très locale à la non-linéarité de comportement observée (déformations dans la tôle autour du point). Dans ce cas, il n'est plus possible de procéder comme pour les rivets en distinguant la fixation de la tôle. Il est nécessaire d'intégrer les déformations locales d'une certaine quantité de tôle dans le comportement de la fixation. Ces déformations locales seront de toute façon filtrées par la maille EF des tôles en calcul des structures.

L'industrie automobile utilise habituellement des éprouvettes de traction en croix, de pelage et de traction/cisaillement pour étudier le comportement et la rupture de ce type d'assemblage [50]. Cette procédure d'essai est simple à mettre en œuvre, mais elle nécessite trois types d'essais et trois géométries d'éprouvettes. Les tôles pouvant être déformées plastiquement, un écart non négligeable peut apparaître entre les propriétés locales mécaniques de l'assemblage et leurs mesures globales. Les essais associés aux sollicitations pures ne sont pas exactement "purs" et les essais mixtes ne sont pas correctement contrôlés en terme de $ratio \frac{traction}{cisaillement}$. Enfin, il est nécessaire de supposer l'égalité des deux paramètres de couplage a et b dans l'expression du critère de rupture (4.1), car le nombre des essais n'est pas suffisant pour accéder à la valeur des deux paramètres.

En traction, les déformations plastiques se localisent autour du point soudé dans la tôle qui finit par rompre. En présence d'une composante de cisaillement, la rupture de l'assemblage se déroule en trois étapes :

- localisation des déformations plastiques dans la tôle autour d'une partie seulement du point soudé,
- rupture locale (ductile) de la tôle autour d'une partie seulement du point soudé, accompagnée d'une rotation du point dans le plan de chargement,
- déchirure de la tôle en mode III.

En terme d'expérimentation sur les points soudés, Lee [51] et Reisner [52] ont proposé des adaptations du principe d'essai Arcan en ayant recours à des éprouvettes en forme de U. Ces dispositifs permettent effectivement de caractériser la tenue de la fixation en terme d'effort, mais la détermination de son comportement non-linéaire reste encore délicate à cause de la déformation des tôles et de leur fléchissement en sollicitation mixte (en particulier pour de faibles épaisseurs de tôles). Ce dispositif expérimental a été utilisé pour des rivets auto-poinçonneurs² et des applications automobiles [53]. La forte épaisseur des tôles a limité les inconvénients de ce moyen expérimental dans ce cas.

Le dispositif expérimental de Lee et Reisner a été amélioré par Lin [54] avec des éprouvettes à base carrée (bords repliés et soudés) pour limiter la flexion des tôles. Néanmoins, ce dernier ne garantit pas l'isotropie des déformations autour du point soudé (les bords repliés sont vrillés) et les auteurs ne communiquent aucun résultat en cisaillement pur.

Pour palier ces inconvénients et appliquer le principe Arcan plus "proprement" aux points soudés, nous avons proposé la solution présentée sur la Figure 4.4. L'éprouvette à tester est constituée d'une embase métallique rigide et d'une tôle soudée déformable. Elle est complètement intégrée dans un montage Arcan. La partie libre de la tôle autour du point soudé est circulaire pour favoriser l'isotropie de chargement. L'embase métallique et la tôle soudée sont brasées au-delà de cette partie libre dans un four à vide pour éviter les problèmes d'oxydation. L'influence du traitement thermique nécessaire à la mise en œuvre de la brasure a été mesurée

2. Assemblage de deux tôles en aluminium par un rivet auto-poinçonneur en acier.

au regard des caractéristiques mécaniques du matériau de base, du profil de dureté du point soudé et de la tenue statique de l'assemblage avec des éprouvettes de traction/cisaillement (Langrand, 2004).

Un objectif dans ces essais est de contrôler la participation des tôles dans le processus de déformation ; ces déformations plastiques étant intégrées dans la réponse non-linéaire de la fixation. Les déformations plastiques des tôles sont trop "locales" pour être prises en compte dans les calculs de structures. L'idée sous-jacente est d'associer la dimension de la partie libre de l'éprouvette à une taille caractéristique des éléments finis de coque qui seront connectés aux éléments finis 1D de fixation. Enfin, ce type d'essai permet de contrôler les conditions aux limites expérimentales, de façon à simplifier au mieux la phase de modélisation numérique et d'optimisation paramétrique.

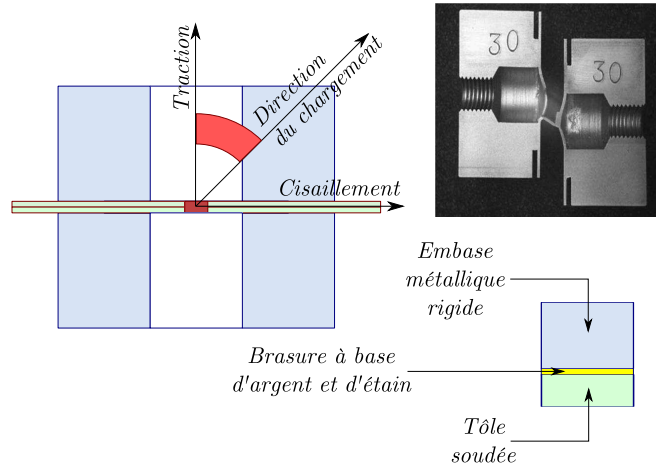


FIGURE 4.4 – Schéma du montage Arcan pour les PSE.

Dans le cas du point soudé, d'autres critères de rupture plus élaborés reposent sur l'expression d'efforts de traction et de cisaillement normalisés \bar{N} et \bar{T} (4.3). Les composantes N et T sont calculées classiquement par les relations (4.2). Les composantes de traction \bar{N} de cisaillement \bar{T} sont adimensionnées par l'effort maximal relevé en traction pure (4.4) pour retirer du critère les effets liés au matériau [55]. Ce critère s'exprime en fonction de l'épaisseur de la tôle t et du diamètre du point soudé D , ce qui le rend plus intéressant pour le calcul de structure. Le paramètre β décrit les conditions de chargement appliquées sur l'assemblage : $\beta = 1$ dans le cas d'un chargement uni-axial et $\beta = 0.5$ dans le cas d'un chargement bi-axial. Le paramètre du critère qui reste à déterminer est noté k . Lin propose aussi une expression de la charge ultime du point soudé (pour des tôles en acier doux) en traction pure, qui est fonction du diamètre du point D , de la contrainte ultime du matériau de base σ_u et d'un paramètre empirique c_u dépendant des conditions de soudage (4.5).

$$[1 - 2\beta + 2\beta^2] \bar{N}^2 + \left[\frac{1}{3} + \left(\frac{4t}{\pi D} \right)^2 \right] k \bar{T}^2 = 1 \quad (4.3)$$

$$\begin{aligned} \bar{N} &= \frac{N}{\max(F_{0\sigma})} = \frac{N}{N_u} \\ \bar{T} &= \frac{T}{\max(F_{0\sigma})} = \frac{T}{N_u} \end{aligned} \quad (4.4)$$

$$N_u = \pi D t \sigma_u c_u \quad (4.5)$$

Des essais ont été menés avec le dispositif Arcan de la Figure 4.4 sur des points soudés de 6mm de diamètre, l'épaisseur des tôles en acier XES étant égale à 1.2mm ($\sigma_y = 170\text{MPa}$ et $\sigma_u = 300\text{MPa}$). Le critère de rupture (4.3) est analysé avec les résultats obtenus par Lee et Reisner pour évaluer l'influence des conditions de chargement (bi-axiales ou uni-axiales), et avec ceux obtenus par Lin pour différentes épaisseurs de tôles et

diamètres de points soudés à des fins de validation. L'expression (4.3) mène à des critères de rupture du point soudé peu sensibles à l'épaisseur de la tôle et au diamètre du point soudé (grâce au paramétrage de la géométrie de l'assemblage). L'analyse révèle effectivement une influence des conditions de chargement sur la tenue du point soudé. Néanmoins, ce critère réussit difficilement à prédire la tenue du point soudé en cisaillement pur, comme pressenti par Lin [55], ce qui a pu être mis en évidence avec les derniers résultats (Langrand, 2004).

Une autre conclusion intéressante de cette recherche concerne la pertinence des critères de rupture exprimés en terme d'effort ultime. Ils traduisent une rupture plutôt "fragile" de la fixation. Ceux-ci se révèlent inadaptés dans le cas du point soudé, car l'énergie dissipée après l'effort ultime augmente "proportionnellement" avec la contribution de cisaillement. Cette énergie provient de la déchirure de la tôle en mode III. Elle devient même prépondérante dans le cas de l'essai en cisaillement pur. Ce résultat montre l'intérêt de développer des modèles de fixation non-linéaires très performants, capables de simuler l'énergie dissipée dans la fixation jusqu'à la rupture (plutôt "ductile" dans le cas du point soudé) et en particulier pour des applications de dynamique rapide pour lesquelles la rupture des fixations peut modifier notablement le scénario de ruine de la structure.

Dans le cadre du programme de recherches Prédit [49], un nouvel élément fini de fixation a été développé par le LMT-Cachan [56]. Cet élément fini de poutre illustre le degré de complexité nécessaire aujourd'hui à la modélisation macroscopique d'une liaison. La surface de charge (4.6) est une fonction quadratique dépendante des efforts (normal N_3 , cisaillement (N_1, N_2)), des moments (flexion (M_1, M_2) , torsion M_3) et d'une fonction $\beta(p)$ qui représente la courbe contrainte/déformation du matériau (par exemple le modèle de type Ludwick (4.7)). L'intérêt de cet élément est qu'il couple les chargements dans toutes les directions et que la rupture y est décrite avec une variable d'endommagement. L'élément omet les effets matériaux dus à l'augmentation de la vitesse de déformation. Néanmoins, cette dépendance peut être ajoutée dans l'expression de la surface de charge en introduisant une fonction $\beta(p, \dot{p})$, tel le modèle de Johnson-Cook par exemple [57, 58].

$$F(p) = \left(\frac{N_3}{N_0}\right)^2 + 3a_1^2 \left(\frac{N_1}{N_0}\right)^2 + 3a_2^2 \left(\frac{N_2}{N_0}\right)^2 + b_1^2 \left(\frac{M_1}{M_0}\right)^2 + b_2^2 \left(\frac{M_2}{M_0}\right)^2 + c \left(\frac{M_3}{M_0}\right)^2 - \beta^2(p) \quad (4.6)$$

$$\sigma = (A + B\varepsilon_p^n) \quad (4.7)$$

L'endommagement suit une loi d'évolution du type Lemaitre et Chaboche [59], qui suppose que l'endommagement croît³ lorsque la valeur de la déformation plastique cumulée a atteint une valeur seuil p_s . Le matériau rompt lorsque la variable d'endommagement D a atteint une valeur critique D_c (4.8). L'évolution du module d'Young est caractéristique de ce modèle.

$$\begin{aligned} E(D) &= E(1 - D) \\ \dot{D} &= 0 \text{ si } \dot{p} = 0 \text{ ou si } p < p_s \\ \dot{D} &= \frac{D_c}{p_u - p_s} \dot{p} \text{ si } \dot{p} \neq 0 \end{aligned} \quad (4.8)$$

où,

p_s est la déformation plastique cumulée seuil et p_u la déformation plastique cumulée ultime.

Deux approches ont été suivies dans le programme Prédit pour identifier les paramètres de cet élément de fixation par méthode inverse. La première approche a reposé sur des essais industriels de traction en croix, de traction-cisaillement et de pelage [56]. La seconde approche est fondée sur l'utilisation des essais Arcan réalisés sur les points soudés (Langrand, 2004). Dans la première approche, l'identification de tous les paramètres est réalisée simultanément [56], alors que dans la seconde approche l'identification est menée en deux temps :

- les paramètres A , B et n en utilisant l'essai Arcan de traction pure,
- les paramètres a_1 ($a_1 = a_2$), D_c , p_s , et p_u en utilisant l'essai Arcan de cisaillement pur.

3. L'endommagement croît linéairement en fonction de la déformation plastique cumulée.

Le paramètre b_1 ($b_1 = b_2$) ne peut pas être identifié avec les essais Arcan, car ces derniers ne génèrent pas de flexion par hypothèse (Langrand, 2004). L'intérêt de la seconde méthode est qu'elle permet d'étudier la validité des valeurs identifiées en utilisant les essais mixtes I/II.

Le nouvel élément de fixation permet de prédire raisonnablement bien le comportement non-linéaire du point soudé pour les sollicitations pures et mixtes I/II (Figure 4.5). Néanmoins, il n'a pas été possible de décrire le comportement observé après le pic d'effort, malgré l'introduction de la variable d'endommagement. L'énergie disponible après ce pic représente une part importante de l'énergie totale (voire prépondérante dans le cas du cisaillement, Figure 4.5(b)). Or pour des applications de type crash ou impact, l'énergie dissipée par les assemblages conditionne fortement la cinématique de déformation de la structure et son mode de ruine. Il y a donc un intérêt à améliorer cette partie du modèle de la fixation.

Un comportement post-pic a également été observé dans le cas des essais de pelage et de traction-cisaillement. Néanmoins, celui-ci s'est révélé trop dispersif et il n'a pas été pris en compte dans la phase de développement de l'élément de fixation [56]. La propagation de la rupture dans la tôle n'est pas limitée dans le cas des essais industriels, contrairement aux essais de type Arcan. L'intérêt des résultats des essais Arcan est d'intégrer les déformations locales et l'énergie dissipée par une certaine quantité de tôle dans le modèle de la fixation pour une taille d'EF de coque donnée (Langrand, 2004). Ces déformations locales sont de toute façon filtrées par la maille EF des coques.

Les paramètres identifiés avec les résultats des essais Arcan ont été utilisés pour simuler le comportement d'éprouvettes de traction en croix, de pelage et de traction/cisaillement. Les résultats montrent un bon degré de corrélation entre l'expérimentation et la simulation par EF jusqu'au pic d'effort (Langrand, 2004). Les paramètres déterminés par le biais de la première approche ont été utilisés pour simuler le comportement des éprouvettes Arcan. Les réponses numériques n'ont pas pu corrélérer les observations expérimentales. Ces résultats mettent en évidence la faible pertinence des essais d'interaction pour la caractérisation des modèles de fixation.

Finalement, l'intérêt des recherches menées dans le domaine de l'expérimentation des assemblages est de discriminer les modèles de fixation ainsi que les critères de rupture, d'évaluer leur représentativité et leur validité, et enfin de déterminer les voies d'amélioration et de développement futures. Les perspectives dans ce domaine concernent l'amélioration du modèle de fixation pour prédire le comportement post-pic. Fondés sur les résultats des essais Arcan, ce nouvel élément fini devrait permettre d'intégrer la propagation de la rupture en pleine tôle (au moins une quantité contrôlée expérimentalement) dans le modèle de fixation. Le modèle est actuellement développé pour des vitesses de sollicitations quasi-statiques. Pour nos applications de dynamique rapide, il s'avère pertinent d'étudier la dépendance du comportement et de la rupture de la fixation à la vitesse de déformation.

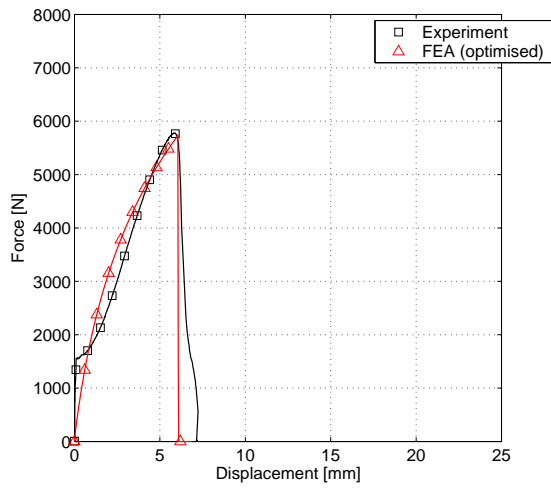
Application à la dynamique rapide

A la suite du programme Prédit, le dispositif Arcan développé pour l'étude des points soudés a été adapté aux vitesses de sollicitation dynamique (thèse Pierre Mahelle). Des montages spécifiques ont été étudiés pour chaque configuration angulaire α de façon à limiter les effets d'inertie liés aux masses des pièces mobiles rigides. Notons que la sollicitation de cisaillement pur n'a pas pu être étudiée au vérin hydraulique rapide⁴. Les essais ont été réalisés à une vitesse de chargement égale à $1m.s^{-1}$ en traction pure et pour deux modes mixtes ($\alpha = (30^\circ, 60^\circ)$) avec des points soudés identiques à ceux testés de façon quasi-statique.

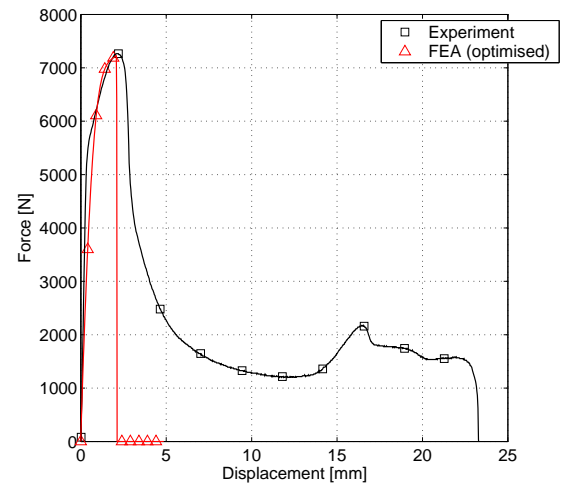
Les résultats mettent en évidence une influence significative de la vitesse de chargement sur la réponse effort fonction du déplacement⁵ et sur la tenue mécanique de l'assemblage, exprimée en terme de charge

4. Le processus de déformation de l'éprouvette en cisaillement pur mène à des efforts radiaux qui sont mal supportés par le moyen expérimental.

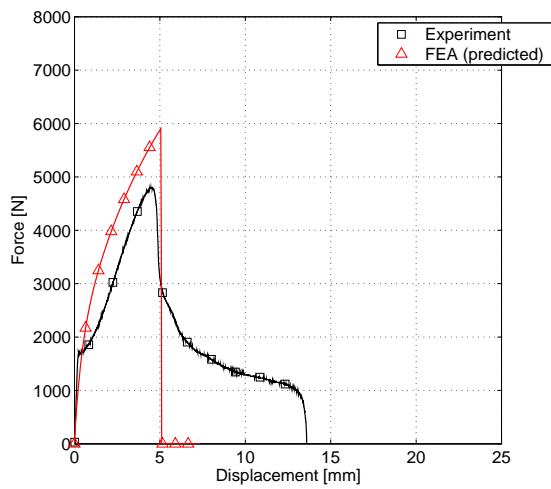
5. On observe une influence classique de la vitesse de chargement comparable à celle du comportement d'une éprouvette matériau faite d'un acier doux, avec une augmentation de l'effort (à la limite élastique et ultime) et une diminution du déplacement



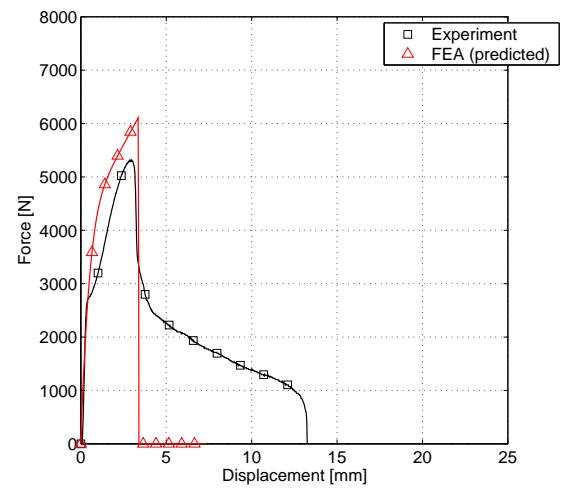
(a) mode I (traction pure)



(b) mode II (cisaillement pur)



(c) mode I/II (30°)



(d) mode I/II (60°)

FIGURE 4.5 – Réponse de l'EF de fixation Predit aux sollicitations pures et mixtes I/II.

ultime P_u (Figure 4.6(a)). Les paramètres du critère de rupture (4.1) N_u et T_u s'avèrent dépendre de la vitesse de chargement. Notons que l'effort maximal observé pour $\alpha = 30^\circ$ suit la même fonction d'évolution approximativement. On peut donc conclure que jusqu'à $\alpha = 30^\circ$, le processus de déformation du point soudé est plutôt piloté par des efforts de traction qui sollicitent l'assemblage localement autour du point. L'influence dynamique observée pour $\alpha = 60^\circ$ est quant à elle plus marquée (Figure 4.6(b)). Enfin, l'évolution dynamique du paramètre T_u ne peut pas être étudiée expérimentalement, même si elle est pressentie. Par conséquent, l'influence de la vitesse de chargement sur la forme du critère de rupture n'est pas mesurable dans l'état par la seule observation expérimentale. La forme du critère est paramétrée par a et b dans le modèle (4.1) et par k dans le modèle (4.3).

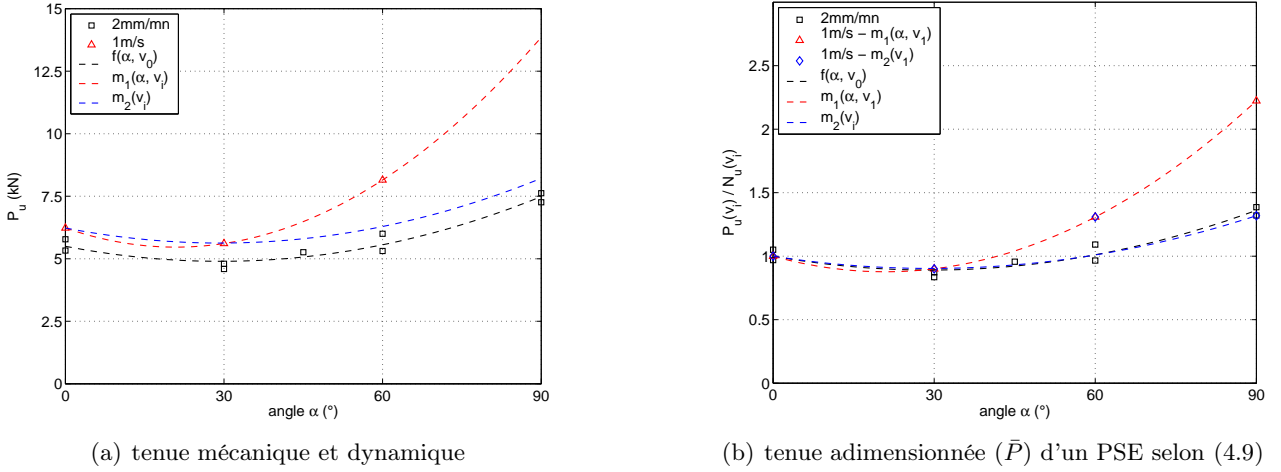


FIGURE 4.6 – Résultats des essais dynamiques Arcan sur points soudés (PSE).

$$\bar{P}(\alpha, v_i) = \frac{F(\alpha, v_i)}{N_u(v_i)} \quad (4.9)$$

Afin d'analyser l'influence dynamique sur la rupture du point soudé, la tenue dynamique en cisaillement pur est estimée par extrapolation des valeurs obtenues pour $\alpha \in [0^\circ, 60^\circ]$. Dans un premier temps, l'évolution de la tenue statique de l'assemblage peut être traduite en fonction de l'angle α par la fonction polynômiale proposée par la relation (4.10). Les paramètres p_i sont analysés grâce aux résultats des essais statiques précédents (Langrand, 2010).

L'influence de la vitesse de chargement sur la tenue de l'assemblage est analysée en considérant un modèle de correction dynamique multiplicatif, dépendant de l'angle α (4.11) pour traduire la forte augmentation de l'effort observée à 60° (Figure 4.6). Les paramètres du modèle de correction dynamique sont identifiés en deux étapes. La première étape vise les paramètres m_0 et n du modèle. Elle est réalisée en s'appuyant sur les résultats des essais Arcan en traction pure (en effet, en traction pure la relation (4.11) se réduit à (4.12)). Pour cela, d'autres expériences dynamiques sont menées aux barres de Hopkinson (à $v = 15 \text{ m.s}^{-1}$) pour identifier au mieux le couple de paramètres⁶. La seconde étape consiste à identifier les paramètres m_1 et m_2 du modèle en s'appuyant sur les essais en mode mixte réalisés à 1 m.s^{-1} (Langrand, 2010).

$$P_u(\alpha, v_0) = \sum_{i=0}^n p_i \alpha^i = p_0 + p_1 \alpha + p_2 \alpha^2 \quad (4.10)$$

à la rupture.

6. Sans ces essais dynamiques supplémentaires, nous devrions fixer (supposer) une valeur de l'un des deux paramètres dans l'expression (4.11), par exemple $n = 1$.

$$\begin{aligned} P_u(\alpha, v_i) &= P_u(\alpha, v_0) \cdot M_1(\alpha, v_i) \\ M_1(\alpha, v_i) &= (m_0 + m_1\alpha + m_2\alpha^2) v_i^n \end{aligned} \quad (4.11)$$

$$\begin{aligned} P_u(\alpha, v_i) &= P_u(\alpha, v_0) \cdot M_2(v_i) \\ M_2(v_i) &= m_0 v_i^n \end{aligned} \quad (4.12)$$

L'extrapolation de la tenue dynamique en cisaillement pur est de l'ordre de $13.8kN$ (Figure 4.7(a)). La tenue dynamique du point en cisaillement pur serait seulement de l'ordre de $8.2kN$ si le modèle M_1 de la relation (4.11) ne dépendait pas de l'angle α . Ces résultats montrent que les deux paramètres du critère qui caractérisent la tenue de l'assemblage en traction et en cisaillement sont dépendants de la vitesse de chargement : il vient donc $N_u(v_i)$ et $T_u(v_i)$. Le critère de rupture de l'assemblage reste par contre quasiment identique à l'enveloppe statique (Langrand, 2010). D'ailleurs, l'enveloppe dynamique reste proche de celle obtenue en statique que l'on considère ou non un modèle de correction dynamique dépendant de l'angle α ($T_u(v_i = 1m.s^{-1}) = 13.8kN$ selon le modèle (4.11) ou $T_u(v_i = 1m.s^{-1}) = 8.2kN$ selon le modèle (4.12)). L'analyse des critères de rupture en statique et en dynamique montre finalement que les paramètres de couplage (a, b) du critère de rupture ne sont pas dépendants de la vitesse de chargement (Figure 4.7(b)).

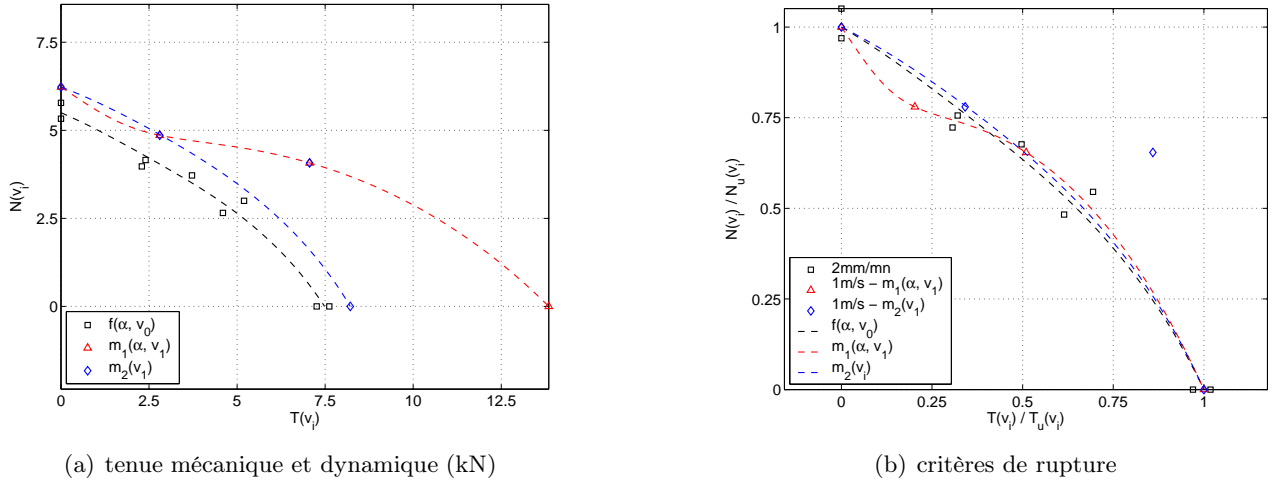


FIGURE 4.7 – Analyse des essais dynamiques Arcan sur points soudés (PSE).

L'influence dynamique est ici étudiée en terme de vitesse imposée (v_i). Or l'influence dynamique est généralement prise en compte dans les équations de la Mécanique des Milieux Continus et ses modèles par un taux de déformation ($\dot{\epsilon}$). Les dispositifs expérimentaux développés (tant pour les rivets que pour les points soudés) ne permettent pas une mesure directe de cette variable locale ("Matériaux métalliques : un univers solide et opaque", à moins de disposer d'un matériel spécifique tel un micro-tomographe). En conséquence, il n'est pas possible d'analyser l'influence dynamique mesurée sur les points soudés par un modèle dépendant d'une vitesse de déformation (même moyenne). De plus, le processus de déformation de cet assemblage est différent en traction pure et en cisaillement pur. À même vitesse de chargement global, l'influence des vitesses de déformation locales n'est pas identique (les processus de déformation sont différents). Une prise en compte de l'influence de la vitesse de déformation dans les relations de détermination des composantes normales et tangentielles N et T pourrait aussi permettre de s'affranchir de la variable de chargement α dans le modèle présenté. Il serait surtout possible d'étudier le comportement et la rupture de la fixation en terme de vitesse de déformation.

Mon objectif de recherche est de procéder à la mesure des *champs de déformation* et de *vitesse de déformation* numériquement avec un modèle aux éléments finis 3D volumiques suffisamment fin et validé pour être

représentatif des modes de déformation locaux des tôles au voisinage du point soudé (thèse Pierre Mahelle, master Florian Dubeaupaire). Un tel modèle aux éléments finis requiert la détermination préalable des lois de comportement visco-plastiques endommageables des matériaux hétérogènes (métal de base, zone affectée thermiquement et zone fondue) constituant le point soudé (thèse Pierre Mahelle).

Synthèse

Les nouvelles procédures d'essai développées pour les assemblages permettent d'étudier le comportement des assemblages dans des conditions 'structurales' de déplacement imposé. Les mesures observées permettent de caractériser les paramètres des modèles non-linéaires et des critères de rupture des fixations. L'intérêt de ces méthodes expérimentales est aussi d'améliorer la représentativité de ces modèles. Les résultats dynamiques montrent néanmoins les limites des critères de rupture exprimés en terme d'effort. Une perspective de recherche intéressante vise à développer un modèle de correction dynamique dépendant d'un champ (ou d'une valeur moyenne) de la vitesse de déformation pour analyser le comportement non-linéaire et la rupture du point soudé en dynamique. La problématique posée est celle de l'observation des champs locaux de déformation et de vitesse de déformation. Nous proposons d'accéder à cette mesure de champs numériquement par les méthodes présentées dans le paragraphe suivant.

La perspective dans ce domaine concerne l'étude expérimentale des paramètres déterminant pour les autres modes de ruine de l'assemblage (tel le matage, le passage de la tête au travers de la tôle ou la rupture des écrous ou inserts) en mode pur et mixte I/II. L'objectif de la recherche vise à enrichir les modèles de comportement et de rupture ou à en développer d'autres plus spécifiques (interface pour le matage par exemple).

4.3 Caractérisation par plans d'expériences numériques

Une fois la tenue mécanique de la fixation caractérisée par les méthodes d'essais normalisées ou les nouvelles méthodes basées sur le principe Arcan précédent, l'étude de l'assemblage se poursuit par des essais d'interaction pour déterminer le mode de défaillance de l'assemblage. Le mode de défaillance est fonction de la nature (caractéristiques mécaniques, Figure 2.11) et de l'épaisseur des tôles à assembler (Figure 2.10). Il peut néanmoins être fonction d'autres paramètres, tels : des cycles de fatigue mécanique (éventuellement thermique), de la présence ou pas d'une rondelle, du nombre et de la disposition des fixations, des contraintes résiduelles, du couple de serrage pour les vis, de la présence d'un défaut initial, ... Le nombre des paramètres d'interaction (dont l'influence peut être couplée) limite les investigations expérimentales de par le nombre des essais mis en jeu.

Une alternative numérique à l'expérimentation intensive repose sur la notion de *Plans d'Expériences Numériques* (Langrand, 2000) ou de Virtual Testing. La méthode proposée repose sur la caractérisation préalable des paramètres de modèles de comportement visco-plastique et d'endommagement des matériaux constituant l'assemblage (rivet, tôles, Langrand, 1999b) d'une part, et d'autre part sur la mise en place de techniques numériques de simulation (et leur validation) de l'histoire de l'assemblage (Markiewicz, 1998) jusqu'à sa ruine dynamique à l'aide de modèles EF volumiques suffisamment fins (à l'échelle des processus de déformation de la fixation et des tôles) :

- simulation du procédé,
- introduction des caractéristiques mécaniques et géométriques post-rivetage (e.g., forme de la bouterole, contraintes et déformations plastiques),
- simulation de la tenue mécanique (statique, dynamique) d'assemblages rivetés.

Une fois les modèles EF d'assemblage suffisamment validés, l'influence des paramètres d'interaction sur les principaux modes de rupture des assemblages rivetés (déboutonnage, cisaillement, pelage, rupture dans la tôle le long d'une ligne de rivet) peut être étudiée en *Laboratoire Numérique* par des analyses de sensibilité paramétrique (fondées ici sur des modèles déterministes). Une autre application est de dériver, à partir des résultats de ces modèles EF raffinés, des critères macroscopiques de rupture (tels ceux présentés au paragraphe précédent) à l'échelle du modèle de la structure pour tenir compte d'une certaine variété (nature des matériaux

de l'assemblage, type de fixation, . . .) dans les calculs de structure. Une perspective intéressante de ces modèles EF vise à analyser la distribution des champs de déformation et de vitesse de déformation au voisinage de l'assemblage pour analyser la rupture des fixations en dynamique.

Lois de comportement et identification de paramètres

Le problème posé est celui de la modélisation EF de la tenue dynamique des assemblages rivetés. Du point de vue du comportement des matériaux, il est donc nécessaire de s'intéresser aux modèles de comportement visco-plastiques. Pour la rupture, le choix s'est orienté vers les modèles d'endommagement ductile et des techniques numériques d'érosion pour l'élimination des EF.

De nombreuses expressions ont été développées pour décrire l'influence de la vitesse de déformation sur la contrainte supportée par le matériau (e.g., modèles additifs comme l'expression de Krupkowsky [60], modèles multiplicatifs comme l'expression par Johnson-Cook [57, 58]). La sélection du modèle puis l'identification de ses paramètres est fondée sur l'analyse d'essais de traction menés à différentes vitesses de chargement. Selon la complexité du modèle, les paramètres de ces modèles (A , B , n , C et $\dot{\epsilon}_0$ pour le modèle de Johnson-Cook ; $\dot{\epsilon}_0$, K , ϵ_0 , n , a , b et c pour le modèle de Krupkowsky) se déterminent par le traitement des diagrammes rationnels plastiques (4.13) du matériau (e.g., régression linéaire pour le modèle de Johnson-Cook, méthode d'identification non-linéaire pour le modèle Krupkowsky).

$$\begin{aligned} \sigma &= \sigma_{mesuré} (1 + \epsilon_{mesuré}) \\ \epsilon_p &= \epsilon - \frac{\sigma_{mesuré}}{E} \text{ avec } \epsilon = \ln(1 + \epsilon_{mesuré}) \end{aligned} \quad (4.13)$$

Les applications qui nous intéressent visent à modéliser le comportement des assemblages métalliques jusqu'à la rupture des matériaux constitutifs. Il est donc nécessaire de tenir compte de leur ductilité et par conséquent de l'adoucissement des matériaux. Dans l'approche proposée, ce dernier est modélisé par le modèle d'endommagement de Gurson-Tvergaard-Needleman [61, 62]. Celui-ci décrit, au travers d'une variable scalaire f , l'évolution de la porosité du matériau durant les trois phases de l'endommagement jusqu'à sa rupture ductile. Les paramètres du modèle sont :

pour la phase de nucléation f_n , ϵ_n et S_n ,

pour la phase de croissance f_i , q_1 , q_2 et q_3 (par défaut, $q_3 = q_1^2$),

pour la phase de coalescence f_c , f_f et f_u (par défaut $f_u = \frac{1}{q_1}$).

Les modèles de comportement et d'endommagement sont présentés plus en détails en annexe A.

Remarque : Recouvrement des moyens d'essais dynamiques. En bordure de singularité géométrique (i.e., la perforation), les vitesses de déformation atteignent des niveaux de l'ordre de $7000s^{-1}$ à une vitesse de traction moyenne de l'ordre de $5m.s^{-1}$. Pour un matériau sensible à la vitesse de déformation, le comportement matériel doit être complètement caractérisé, car les finesses de discrétisation éléments finis sont telles que le modèle visco-plastique peut être potentiellement sollicité sur toute la gamme de vitesse de déformation, alors que les paramètres sont identifiés sur une plage plus restreinte. De plus, les moyens utilisés pour caractériser le comportement matériel aux moyennes et grandes vitesses de déformation et sur de larges plages de déformations plastiques (voire jusqu'à la rupture) ne sont pas recouvrants. Le vérin hydraulique rapide permet d'étudier le comportement du matériau jusqu'à des valeurs de vitesse de déformation telles que $\dot{\epsilon} \leq 100s^{-1}$, alors que les barres de Hopkinson ne le permettent qu'à partir de $\dot{\epsilon} \geq 500s^{-1}$ ⁷. De ce fait, il est nécessaire d'interpoler entre $100s^{-1}$ et $500s^{-1}$ les modèles de comportement identifiés sur chaque sous-domaine de vitesse de déformation.

Un travail de recherche a donc visé à atteindre au recouvrement des capacités des différents moyens d'essais (master Benoît Gardey ; thèse Grégory Haugou) en augmentant la capacité en terme de vitesse de déformation des montages d'essais utilisés pour les moyennes vitesses. Leur amélioration est fondée sur une méthode itérative expérimentale et numérique d'identification et d'adaptation de leur contenu spectral [63]. Cette première partie étant menée, la poursuite de la recherche a visé à diminuer la limite basse en terme de

7. Si nous voulons atteindre la rupture avant réflexion et chevauchement des ondes.

vitesse de déformation d'un système aux barres de Hopkinson. Cette recherche pose le problème de la validité des hypothèses liées à ce moyen expérimental aux vitesses de déformation visées. Une fois le recouvrement atteint, le comportement du matériau peut être étudié sur toute la gamme des vitesses de déformation allant du domaine statique à celui des grandes vitesses de déformation sans interruption [64, 65]. \square

Un outil d'identification a été développé pour déterminer les paramètres des lois de comportement (Langrand, 1999a). Il repose sur des méthodes d'identification non-linéaire fondées sur des algorithmes de gradients conjugués de type BFGS ou DFP [66]. Initialement développé pour résoudre des problèmes dits *directs* avec les modèles visco-plastiques courants pré-programmés, l'outil a progressivement évolué pour résoudre des problèmes dits *inverses*. Pour cela, il a été interfacé avec les codes de calculs explicites Pam-Crash et Radioss. La méthode consiste à minimiser l'écart entre les observables obtenues par l'expérience et par la simulation numérique (EF). Les dernières évolutions de l'outil (master Maxime Jacobus) intègrent des méthodes de gestion de bornes (le domaine de variation des paramètres est borné) et des fonctions coûts "multi-critères"⁸.

Dans le cas du modèle de Gurson, l'identification des paramètres peut être réalisée simultanément par méthode inverse. Pour en limiter le coût, des études de sensibilité sont entreprises dans l'objectif de mesurer la sensibilité des observables aux paramètres à identifier. La stratégie d'optimisation est alors déduite de ces études préliminaires qui définissent pour chacun des paramètres : son degré et son domaine d'influence, ainsi que l'observable la plus sensible pour l'identifier. Une fois les paramètres déterminés, il convient d'évaluer la robustesse des modèles vis-à-vis de la taille de la maille élément fini ou de la règle d'intégration (en particulier le nombre de points de Gauss et la formulation Hourglass⁹).

Application aux matériaux des assemblages rivetés

Ces méthodes d'identification et d'optimisation sont mises en œuvre pour les matériaux d'un assemblage riveté, dont les tôles sont faites d'un alliage d'aluminium 2024-T351 et le rivet en 7050-T73. Dans le cas des tôles, les paramètres de ces modèles sont identifiés sur la base d'essais de traction uni-axiale. L'alliage 2024-T351 présente une faible anisotropie en traction, alors qu'il est plutôt isotrope en compression (Figure 4.8(a)). Le comportement en compression est inscrit dans le "faisceau" délimité par les courbes de traction. Une hypothèse d'isotropie pourrait donc s'avérer satisfaisante pour de faibles niveaux de déformation plastique ($\varepsilon_p \leq 6\%$) en considérant un modèle de comportement moyen défini par les diagrammes observés en traction et en compression (Figure 4.8(b)). Cependant au-delà de 10% de déformation plastique, les comportements non-linéaires observés en compression et en traction s'avèrent très différents. Ces résultats montrent qu'un modèle plastique utilisant des variables d'écrouissage isotrope et cinématiques (identifiées pour ces dernières avec des essais cycliques) serait adapté pour une modélisation rigoureuse du comportement du matériau. Les résultats expérimentaux de caractérisation des matériaux n'ont pas mis en évidence une sensibilité à la vitesse de déformation pour cet alliage d'aluminium.

Le rivet est un produit manufacturé, dont le matériau a subi certaines transformations durant le procédé de fabrication. Un essai de "micro-traction" a été développé pour caractériser les paramètres des modèles de comportement sur le matériau du rivet (master Laurent Patronelli). La géométrie de l'éprouvette (prélevée dans le fût d'un rivet) a été optimisée numériquement pour que le champ de déformation dans la partie utile de l'éprouvette soit le plus homogène possible. Ce dispositif expérimental a été validé à l'aide d'un matériau connu et caractérisé avec des méthodes et des éprouvettes normalisées. Les résultats de traction et de compression décrivent des contraintes à la limite élastique différentes en traction et en compression, mais des écrouissages

8. Principalement utilisé à des fins d'identification de paramètres matériaux, il a également été employé par d'autres chercheurs de l'Onéra pour optimiser les paramètres d'un modèle de retournement de balle pour des applications de coup de bélier hydrodynamique dans les réservoirs d'avion.

9. Mode de déformation à énergie nulle.

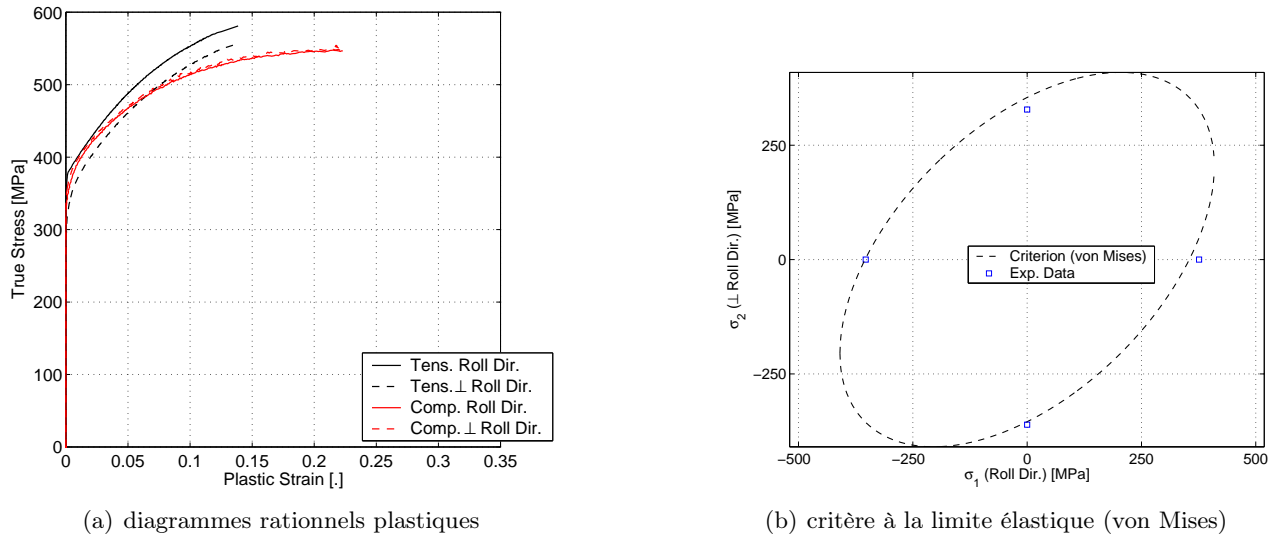


FIGURE 4.8 – Comportement de l'alliage d'aluminium 2024-T351

semblables (Figure 4.9(a)). Une solution possible pour la modélisation du matériau pourrait considérer un comportement isotrope moyen¹⁰.

Néanmoins durant la phase de rivetage, le matériau du rivet est sollicité en compression et il connaît un fort gradient de déformations plastiques (importantes dans le bouton, moyennes à faibles dans le fût). L'influence de ces déformations plastiques (du fait du rivetage) est étudiée en terme de comportement du matériau (Langrand, 2002). À titre d'exemple, des déformations plastiques de compression de l'ordre de 4% sont générées dans le fût d'un rivet, puis une éprouvette de micro-traction est prélevée et enfin testée en traction (Figure 4.9(c)). Les résultats montrent que le comportement du matériau n'est plus ni celui observé en traction, ni celui observé en compression (effet Bauschinger). On observe une forte influence sur la contrainte à la limite élastique, qui est de l'ordre de 400MPa dans le cas du matériau vierge et 200MPa dans le cas du matériau préalablement écroui à 4%. Il semble qu'un critère d'écrouissage cinématique soit mieux adapté comparé à un seul critère isotrope (Figure 4.9(b)).

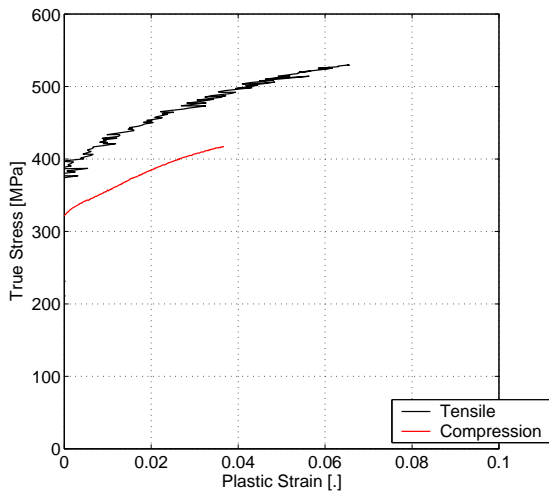
Les résultats expérimentaux montrent qu'un modèle plastique utilisant des variables d'écrouissage isotrope et cinématique serait adapté pour une modélisation rigoureuse du comportement du matériau des tôles et des rivets. Ces modèles ne sont généralement pas disponibles dans les codes de calcul explicites utilisés dans les applications de dynamique rapide. Pour la méthode de plans d'expériences numériques mise en œuvre ici (dans l'objectif de simuler la tenue mécanique d'assemblages), différents modèles de comportements isotropes sont identifiés pour tenir compte des comportements en traction et en compression. En terme de simulation, cette hypothèse d'isotropie impose des sollicitations proportionnelles et des maillages EF adaptés (définition de zones géométriques de comportement) pour tenir compte de ces différences de comportement entre traction et compression (Langrand, 2000).

La solution retenue dans le plan d'expériences numériques pour modéliser le comportement et la rupture du matériau des tôles d'aluminium repose sur un modèle plastique isotrope dans les zones sollicitées en compression¹¹ et un modèle plastique isotrope et endommageable dans les zones sollicitées en traction. Les paramètres du modèle plastique en compression sont déterminés par méthode directe, ceux du modèle plastique-endommageable sont identifiés par méthode inverse.

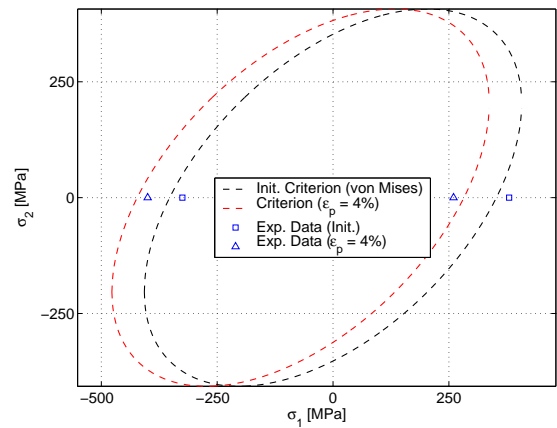
Pour le matériau des rivets, un premier modèle de comportement plastique isotrope est identifié par méthode directe pour simuler le rivetage (compression) et un autre modèle de comportement plastique isotrope

10. La taille des échantillons ne permet pas d'étudier l'anisotropie du matériau des rivets.

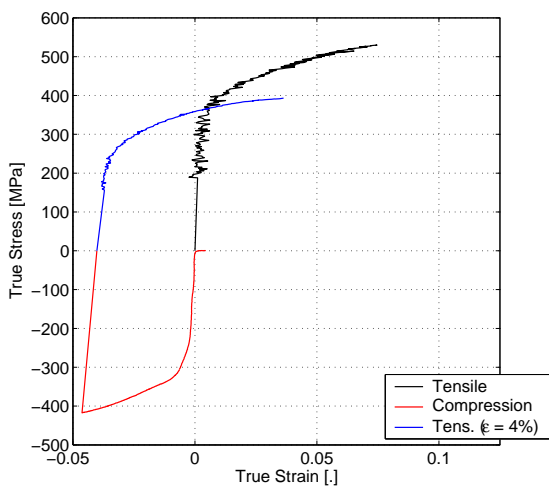
11. On suppose que l'endommagement ne se développe pas en compression.



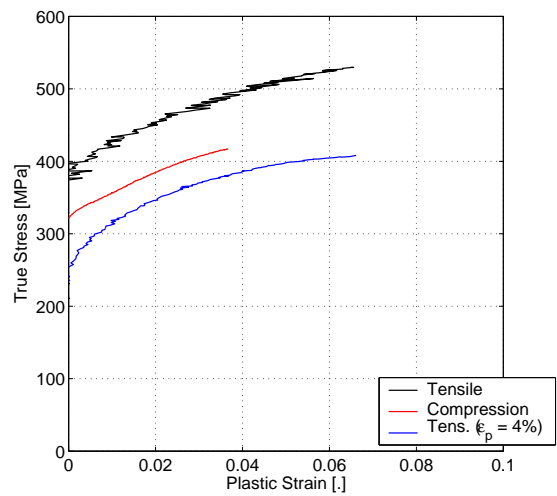
(a) diagrammes rationnels plastiques



(b) critère à la limite élastique



(c) cycle de compression/traction



(d) diagrammes rationnels plastiques

FIGURE 4.9 – Comportement de l'alliage d'aluminium 7050-T73

et endommageable pour les simulations de tenues mécanique et dynamique. Les paramètres du modèle plastique endommageable sont identifiés par une méthode inverse en tenant compte de l'influence du rivetage (Figure 4.9(d)).

Plans d'expériences numériques – Application aux rivets aéronautiques

Étude du procédé de rivetage

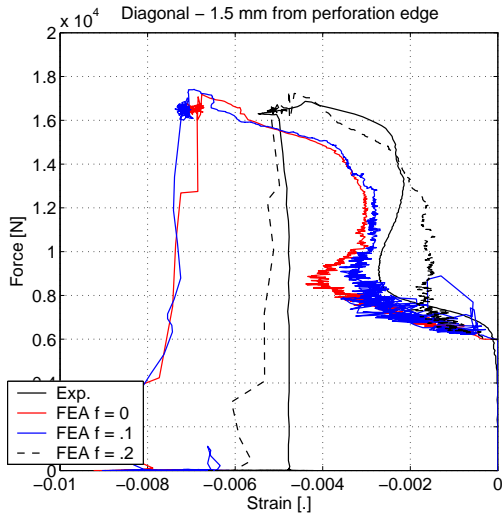
Une étape dans la méthode de plans d'expériences numériques concerne la simulation du procédé de rivetage et l'initialisation des modèles EF de tenues statique et dynamique par la géométrie réelle du rivet et l'introduction des contraintes et des déformations plastiques résiduelles post-rivetage. Le procédé d'assemblage est étudié avec des éprouvettes spécialement équipées de micro-capteurs de déformation afin de valider les modèles de simulation (Markiewicz, 1998).

Un résultat inattendu est relatif aux niveaux de déformation mesurés à proximité de la perforation. Ces derniers ont dépassé l'étendue de mesure des micro-jauges (20%). Un résultat intéressant pour la validation des modèles de simulation est relatif à la formation du bouton. Celui-ci se développe et entre en contact avec la surface de la plaque. Les frottements dans cette zone de contact sont à l'origine d'un flux de matière remarquable : un ergot se forme au bord de la perforation. La matière y est aspirée ; ce qui se traduit, pour les capteurs de déformation suffisamment éloignés de la perforation, par l'inversion du signal qui révèle un état de traction des plaques (Figure 4.10(a)). Une fois l'ergot complètement formé, la mise en forme du bouton se poursuit ; ce qui se traduit pour les jauges de déformation par une nouvelle inversion du signal (compression).

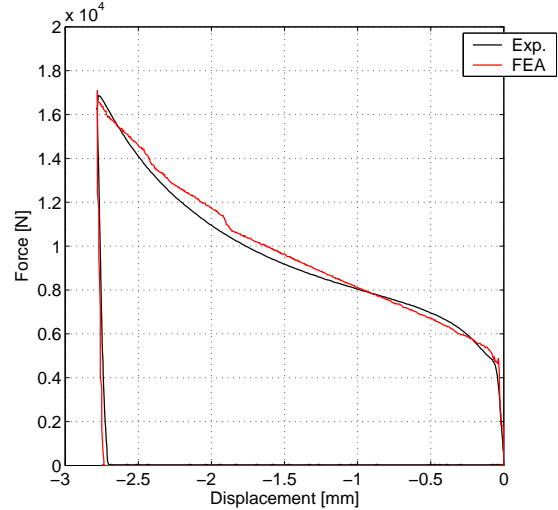
Un modèle de simulation du rivetage est développé en vue de mesurer la capacité des méthodes de calcul à prédire les phénomènes locaux précédents (master Laurent Patronelli). L'autre objectif est d'initier une simulation de tenue mécanique d'assemblage par une géométrie (forme et dimensions du bouton, l'ergot) et un état matériau (déformations plastiques et contraintes résiduelles) corrects. Malgré les hypothèses d'isotropie de comportement, les méthodes numériques sont parvenues à simuler le procédé de rivetage sur le plan global et local (Figure 4.10). L'analyse des résultats a mis en évidence que la formation de l'ergot était fonction de la finesse du maillage EF des plaques et des caractéristiques de frottement sec des interfaces de contact (Markiewicz, 1998). Néanmoins, les modèles de frottement les plus simples, tel celui de Coulomb, se sont révélés trop limités en particulier par leur coefficient de frottement fixé (Figure 4.10(a)). D'autres modèles plus élaborés proposent un coefficient de frottement dépendant de la pression de contact. Une fois implémentés, ces modèles pourraient améliorer la réponse du modèle sur le plan local. Les méthodes numériques mises en œuvre sont suffisamment représentatives pour envisager de simuler le rivetage d'une éprouvette de tenue mécanique et introduire ainsi l'état de déformation et de contrainte post-rivetage et tenir compte de son influence sur le résultat de la tenue. Un autre intérêt de la méthode est qu'elle permet d'étudier l'influence de paramètres difficilement accessibles par l'expérimentation seule sur les états de contrainte et de déformation résiduelle, tels que des défauts (une bavure due au perçage, les tolérances de montage, la forme du trou), des conditions aux limites (la pression appliquée sur les tôles durant le rivetage) ou le type de rivetage (mono ou multi-frappes par exemple).

Tenue dynamique des assemblages

Les méthodes numériques ont été mises en œuvre pour simuler les principaux modes de défaillance d'un assemblage riveté (Langrand, 2000) : le déboutonnage, le cisaillement de la fixation ou la rupture de la tôle initiée en bordure de perforation (Figure 4.11). La prise en compte des caractéristiques post-rivetage s'est révélée particulièrement influente sur le mode de rupture par cisaillement de la fixation (Figure 4.12(a)). De même, la prise en compte de l'évolution de la loi de comportement du matériau du rivet due au rivetage peut s'avérer très importante sur les simulations de tenue mécanique ; en particulier lorsque la fixation est fortement sollicitée, comme dans la simulation de l'essai Arcan (Figure 4.12(b)). La corrélation calcul/expérience



(a) influence du frottement dans les interfaces de contact



(b) réponse globale

FIGURE 4.10 – Étude du rivetage

s'avère satisfaisante pour nombre de configuration d'assemblages rivetés comme le montre à titre d'exemple la Figure 4.12.

Les paramètres du modèle d'endommagement sont naturellement fonction de la taille de la maille EF. Celle-ci peut être augmentée dans un rapport trois sans modifier notablement la réponse du modèle de simulation (Langrand, 1999b) et les paramètres identifiés à partir de modèles 3D volumiques peuvent être utilisés pour des éléments finis de coques. A taille de maille constante, le schéma d'intégration et la formulation anti-Hourglass s'avère particulièrement influente sur la réponse d'une éprouvette de traction perforée.

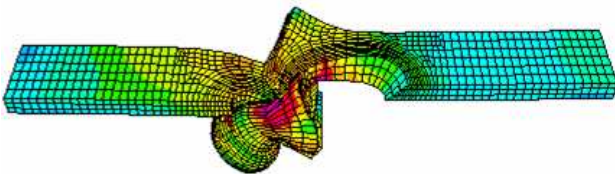
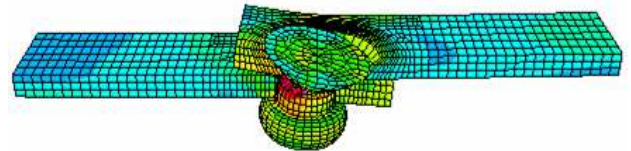
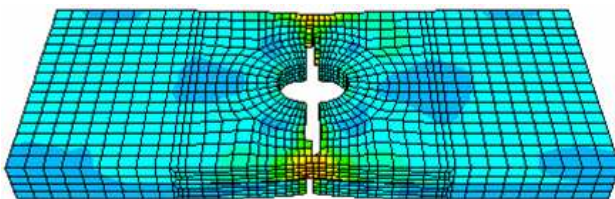
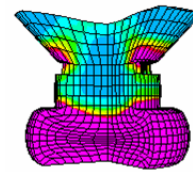
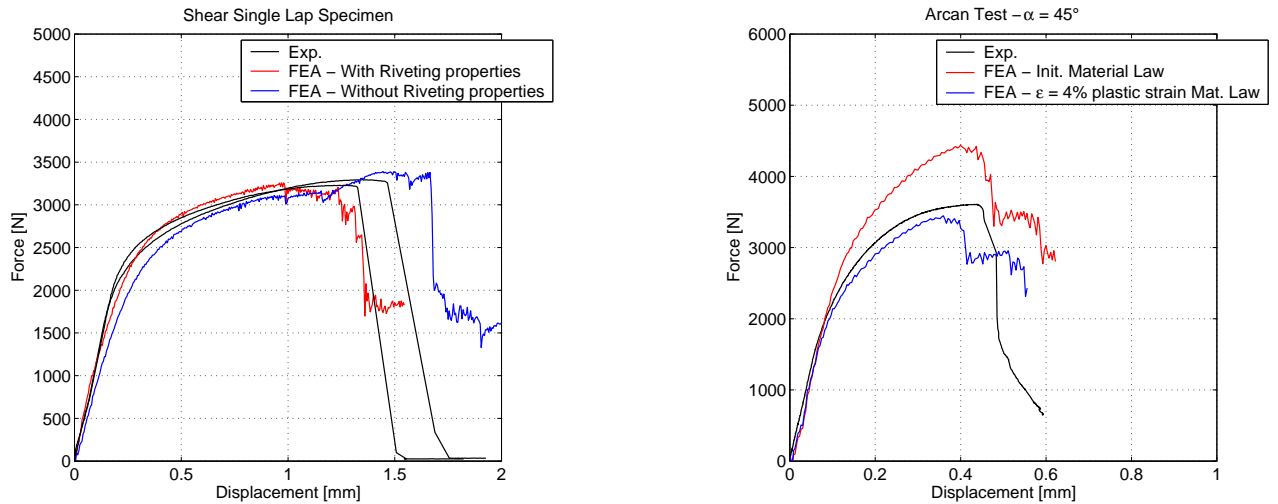
(a) déboutonnage (σ_{eq})(b) cisaillement de la tête du rivet (σ_{eq})(c) rupture de la tôle en bordure de perforation (σ_{eq})(d) rupture Arcan - $\alpha = 0^\circ$ (ϵ_p)

FIGURE 4.11 – Méthode de Plans d'Expériences Numériques

Des études de sensibilité (master Vincent Prevost) ont montré que la robustesse de la méthode de plans d'expériences numériques est fonction de la capacité :

- des méthodes expérimentales à observer les comportements non-linéaires et la rupture des matériaux,
- des techniques d'optimisation (directes ou inverses) à caractériser les paramètres *physiques* des modèles de comportement et de rupture,



(a) influence du procédé de rivetage sur la tenue mécanique

(b) influence de l'écroutissage du matériau des rivets

FIGURE 4.12 – Méthode de Plans d'Expériences Numériques

- des méthodes numériques EF à résoudre et calculer les équations de la plasticité, de l'endommagement et de la rupture et à lutter contre les modes de déformation parasites.

La perspective concerne l'exploitation des champs de vitesse de déformation pour dériver des critères de rupture.

Plans d'expériences numériques – Vers une application à la tenue dynamique des assemblages soudés par point

Une collaboration avec le DRSC-LAMIH de l'Université de Valenciennes vise à poursuivre l'application de la méthode de plans d'expériences numériques aux points soudés électriquement [67] pour déterminer numériquement les champs de vitesse de déformation, exprimer un critère de rupture indépendant du chargement et formuler un modèle de correction dynamique macroscopique. Les matériaux sont hétérogènes au voisinage du point soudé : une zone fondue pour le point, une zone affectée thermiquement hétérogène et le métal de base.

Une première étape dans la méthode de plans d'expériences numériques consiste à déterminer les paramètres des lois visco-plastiques endommageables des matériaux du point (thèse Pierre Mahelle). Les cycles de température dus au procédé d'assemblage ont été étudiés numériquement à l'aide du logiciel Sysweld. Ces cycles ont été reproduits expérimentalement pour le matériau de la zone fondue et pour quatre matériaux dans la zone affectée thermiquement [68] à l'aide d'un simulateur thermo-mécanique Gleeble, capable de simuler des cycles de chargements thermo-mécaniques proches du procédé de soudage par point (Figure 4.13).

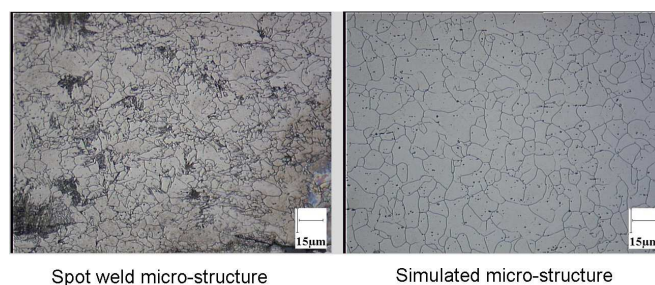


FIGURE 4.13 – Micro-structure d'un matériau simulé pour la zone affectée thermiquement (GR-HAZ).

Les modèles de comportement visco-plastique de ces matériaux sont déterminés et des modèles EF 3D volumiques de tenue mécanique et dynamique d'assemblages soudés sont en cours de validation (master Florian Dubeaupaire). Les champs de déformation mesurés par corrélation d'images numériques (prises à l'aide de caméra rapide) pour des éprouvettes industrielles (i.e., cisaillement en simple recouvrement) testée à des vitesses de déplacement dynamique seront comparés au modèle aux EF. Le mode de rupture du point soudé pose pour la phase d'amorçage de la rupture autour du point le problème de la prise en compte des effets d'entaille, puis les limitations des modèles d'érosion de la Mécanique des Milieux Continus pour la phase de propagation de la rupture en pleine tôle. Une fois cette phase de validation achevée, des modèles EF des éprouvettes Arcan pourront être étudiés, en particulier la distribution des champs de déformation et de vitesse de déformation. Ces données numériques viendront en complément des mesures expérimentales et des modèles de tenue mécanique et dynamique de l'assemblage pourront être développés en faisant intervenir une variable de vitesse de déformation.

4.4 Conclusions et perspectives

Conclusions. Nous avons développé des essais de type Arcan pour caractériser le comportement non-linéaire des fixations et leurs critères de rupture sous sollicitations pures et mixtes I/II. Les réponses efforts/déplacements observées en modes I et II définissent le comportement de la fixation en traction et cisaillement purs respectivement. Ces réponses sont utilisées dans le chapitre 5 pour définir le comportement de la fixation (de façon directe pour les éléments finis 1D de type ressort ou de façon indirecte pour déterminer les paramètres de modèles de fixation plus sophistiqués). Les résultats obtenus pour les modes mixtes I/II sont utilisés pour valider les modèles équivalents de fixation ou pour déterminer des critères de rupture.

Dans le cadre du programme Européen CRAHVI, nous avons développé des dispositifs d'essais Arcan spécifiques pour évaluer, au vérin hydraulique rapide, la sensibilité dynamique du comportement non-linéaire des fixations et de leurs caractéristiques à la rupture. Dans le cadre du programme de recherche Prédit, nous avons développé une méthode d'essai novatrice fondée sur l'essai Arcan pour caractériser le comportement des points soudés. Cette méthode d'essai a ensuite été étendue aux chargements dynamiques.

À noter qu'une conclusion de cette recherche concerne la pertinence des critères de rupture exprimés en terme de tenue mécanique (effort admissible ou ultime). Ils traduisent une rupture plutôt "fragile" de la fixation. Ceux-ci se révèlent particulièrement inadaptés dans le cas du point soudé, car l'énergie dissipée après l'effort ultime augmente "proportionnellement" à la contribution de cisaillement. Cette énergie provient de la déchirure de la tôle en mode III. Elle devient même prépondérante dans le cas de l'essai en cisaillement pur. Ce résultat montre l'intérêt de développer des modèles de fixation non-linéaires très performants, capables de reproduire l'énergie dissipée dans la fixation jusqu'au terme de la rupture.

L'influence dynamique est étudiée en terme de vitesse de déplacement imposé (v_i , variable cinématique). Or, l'influence dynamique (viscosité) est introduite dans la Théorie de la Mécanique des Milieux Continus et ses modèles par le taux (ou la vitesse) de déformation ($\dot{\epsilon}$). Les dispositifs expérimentaux développés (tant pour les rivets que pour les points soudés) ne permettent pas une mesure directe de cette variable locale ("Matériaux métalliques : un univers solide et opaque"). De plus, à même vitesse de déplacement global, les vitesses de déformation locales sont différentes en traction pure et en cisaillement pur (car les processus de déformation des assemblages sont différents). En conséquence, l'influence dynamique mesurée par exemple sur les points soudés, ne peut pas être traduite par un modèle de correction dynamique dépendant d'une vitesse de déformation moyenne. Il s'avère donc nécessaire d'analyser les champs locaux de déformation et de vitesse de déformation (surtout si le comportement mécanique des matériaux constituant la fixation est de type visco-plastique, ce qui introduit une complexité supplémentaire avec la variable cachée $\dot{\epsilon}_p$).

Une alternative numérique à l'expérimentation intensive repose sur la notion de *plans d'expériences numériques* (ou *virtual testing*). La méthode proposée repose sur (i) la caractérisation préalable des paramètres de modèles de comportement visco-plastique et d'endommagement des matériaux constituant l'assemblage et

(*ii*) le développement de techniques numériques permettant de simuler l'histoire mécanique de l'assemblage : de la mise en forme jusqu'à la ruine dynamique. Ces techniques numériques visent en particulier à : (*i*) simuler le procédé de rivetage, (*ii*) introduire des propriétés mécaniques et des caractéristiques géométriques post-rivetage (e.g. contraintes et déformations plastiques, forme de la bouterolle), (*iii*) simuler de la tenue statique et dynamique d'assemblages rivetés. Un industriel du secteur aéronautique a développé un "automate" numérique qui applique cette méthode aux différentes fixations qu'il utilise sur avion. Dans le cas du point soudé, la méthode de plans d'expériences numériques tient compte de l'influence du "procédé" sur la tenue de l'assemblage par l'intermédiaire des lois de comportement des matériaux de la zone fondue et de la zone affectée thermiquement.

Les caractéristiques post-rivetage influencent particulièrement le mode de rupture de l'assemblage par cisaillement de la fixation. La prise en compte de l'écrouissage cinématique (dû au rivetage) dans la loi de comportement du matériau du rivet (étudiée avec des essais spécifiquement développés) s'avère très importante lorsque la fixation est fortement sollicitée, comme dans la simulation de l'essai Arcan.

Des études de sensibilité ont montré que la robustesse de la méthode de plans d'expériences numériques est fonction de la capacité : (*i*) des méthodes expérimentales à observer les comportements visco-plastiques et la rupture des matériaux, (*ii*) des techniques d'optimisation (directes ou inverses) à caractériser les paramètres *physiques* des modèles de comportement et de rupture, (*iii*) des méthodes numériques de *mise à chaud* à initialiser des schémas de résolution explicites par des champs mécaniques d'équilibre statique (en particulier les contraintes).

Perspectives. Une première perspective dans le domaine expérimental concerne l'étude des paramètres déterminants pour les autres modes de ruine de l'assemblage riveté (tels le matage, le passage de la tête au travers de la tôle ou la rupture des écrous ou inserts) en modes purs et mixtes I/II. L'objectif de la recherche vise à enrichir les modèles de comportement et de rupture, voire à en développer d'autres plus spécifiques (une interface pour le matage du rivet dans la tôle métallique par exemple).

Une autre perspective est de procéder à l'analyse des champs de déformation et de vitesse de déformation numériquement au voisinage des fixations. Une variable de champs sera alors introduite dans de nouveaux modèles de correction dynamique de fixation. Une perspective à plus long terme vise à développer et introduire des lois de comportement probabiliste pour tenir compte d'une variabilité de propriétés mécaniques des matériaux, en particulier les caractéristiques à la rupture, fonction d'une dispersion naturelle, d'une tolérance dans le procédé d'assemblage, du nombre de cycles de fatigue, ...

Dans le cas des points soudés (ou des nouvelles jonctions soudées par friction et malaxage, FSW), la méthode de plans d'expériences numériques requiert l'identification préalable des lois de comportement visco-plastique endommageable des matériaux hétérogènes constituant le point soudé. Une perspective numérique vise à étudier la pertinence de modèles de comportement à gradient de propriété. Une perspective expérimentale et numérique concerne l'identification de paramètres de lois de comportement à l'aide de la Méthode des Champs Virtuels [69]. Les recherches initiées par la thèse de Samuel Blanchard sur ce sujet intéressent l'identification de paramètres de lois de comportement plastique à l'aide d'essais sur structures subissant des transformations in-homogènes. Les recherches en cours concernent le comportement visco-plastique et l'endommagement des métaux (thèse Delphine Notta).

Chapitre 5

Modélisation des assemblages en calcul des structures

Contents

5.1	Introduction	75
5.2	Modélisation des fixations	75
5.3	Modélisation des tôles perforées	78
5.4	Modèle multi-échelles de tôle perforée	89
5.5	Élément fini de coque fragilisé	95
5.6	Conclusions et perspectives	103

La problématique posée dans ce chapitre est celle de la modélisation des assemblages (la fixation d'une part, et la tôle perforée d'autre part). Ma contribution dans ce domaine concerne le développement d'un élément non-linéaire de fixation, fonctionnant telle un interface cohésive. Un axe de recherche a plus long terme traite de la prise en compte des effets d'entaille (due à la perforation) sur le comportement mécanique de la tôle environnante, effets que nous qualifions de *fragilisation structurale*. Ces recherches visent à développer un élément fini de coque fragilisé et à définir un critère d'amorçage de la rupture de cet élément de coque, fondé sur une variable de champ. Mes publications significatives sont les suivantes :

(Langrand, 2001) *Finite Element in Analysis and Design*, 38(1):21–44.

(Langrand, 2002) *Aerospace Science and Technology*, 6(5):343–354.

(Bayart, 2003) *Computational Fluid and Solid Mechanics*, 83–86.

(Langrand, 2006) In *12th Int. Symp. On Plasticity*, PLASTICITY.

(Leconte, 2008) *J. of Computational and Applied Mathematics*, 218(1):88–95, 2008.

(Leconte, 2009) *Structural Engineering and Mechanics, An International Journal of*, 31(4):439–451, 2009.

(Leconte, 2010) *Finite Element in Analysis and Design*, 46(10):819–828.

Ces articles seront cités en référence indépendamment des références bibliographiques entre crochets [–]. L'équipe de recherche associée à ces travaux est composée de cinq étudiants en master recherche (Julie Morvant, 2008 ; François Di-Paola, 2007 ; Laurence Bodelot, 2004 ; Gérald Portemont, 2000 ; Olivia Crochon, 2000), de trois étudiants en thèse de doctorat (Nicolas Leconte, 2008 ; Anne-Sophie Bayart, 2005 ; Laurent Patronelli, 2001) et des chercheurs du laboratoire commun DRSC impliqués dans l'encadrement des thèses principalement.

5.1 Introduction

Nous nous intéressons dans ce chapitre à la modélisation des assemblages en vue de réaliser des calculs sur structures complètes. La démarche scientifique adoptée dans ces recherches pour les assemblages consiste à dissocier le modèle de la fixation de celui de la tôle perforée. Le modèle de liaison vise à représenter le comportement non-linéaire et la rupture de la fixation sous sollicitations pures et mixtes de traction/cisaillement. Le modèle de coque perforée/fragilisée vise quant à lui à représenter le comportement non-linéaire et la rupture de la tôle au voisinage de la fixation. Une fois les deux modèles suffisamment validés, la dernière étape consiste à développer une nouvelle interface pour modéliser les interactions entre les tôles et la fixation (le matage par exemple), réduire les problèmes de dépendance à la taille de maille et enfin introduire des critères de rupture pour les modes de ruine structuraux (le déboutonnage en cisaillement, le passage du rivet au travers de la tôle en traction).

Les recherches menées dans le domaine de la modélisation de la *fixation* visent à prendre en compte le comportement non-linéaire de la fixation, à améliorer sa performance en mode mixte I/II et à réduire la dépendance au maillage des tôles. Les recherches menées dans le domaine de la modélisation de la *tôle entaillée* (par la perforation) visent à étudier une variable de champs de concentration de déformation (appelée variable de fragilisation structurale). Cette variable permet de déterminer la part de l'énergie de déformation participant seule à l'amorçage de la macro-fissure. Une méthode multi-échelles a été mise en œuvre pour déterminer cette variable de champs de fragilisation structurale. Un élément fini de coque perforé, permettant de décrire l'hétérogénéité des champs de contrainte et de déformation, a été développé pour des transformations élastiques. Les développements en cours visent à étendre le domaine d'application de cet élément fini aux transformations non-linéaires.

5.2 Modélisation des fixations

Prise en compte de la non-linéarité de comportement des fixations

Dans le cadre d'une collaboration avec l'éditeur de code ESI-Group, le DRSC-LAMIH de l'université de Valenciennes et l'Onéra, un nouveau modèle de liaison a été implémenté dans le code de calcul Pam-CrashTM pour améliorer leur représentativité en particulier par l'introduction d'un comportement non-linéaire (Langrand, 2001). Ce modèle de liaison, appelé *T42* dans la version standard du code, fonctionne comme une interface (Figure 5.1). La position de la fixation, qui est une donnée d'entrée, est projetée orthogonalement sur les plus proches segments maîtres (nœud A) et segments esclaves (nœud B) de l'interface. Le vecteur \overline{AB} ainsi généré représente la liaison entre les tôles.

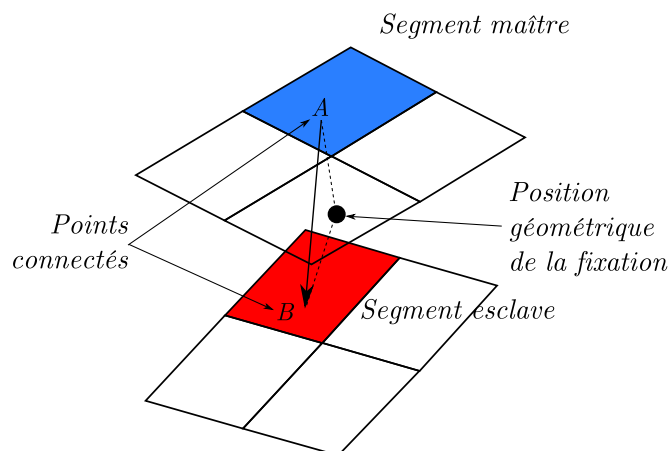


FIGURE 5.1 – Principe de fonctionnement du nouveau modèle de liaison.

Soient \mathcal{R} le repère global et \mathcal{R}' le repère local ayant comme origine commune A . Le repère \mathcal{R}' est lié aux déplacements et aux rotations de la liaison. La liaison non déformée a une position idéale exprimée dans le repère local par l'application des mêmes déplacements et rotations observés en A . Le vecteur \overline{AB}^0 initial ré-actualisé a pour coordonnées dans le repère global :

$$\overline{R}^i = P^i \cdot \overline{AB}^0 \quad (5.1)$$

où,

P^i est la matrice de passage du repère local au repère global une fois les déplacements et les rotations mis à jour.

La différence entre le vecteur déformé \overline{AB}^i et \overline{R}^i donne l'allongement de la liaison, qui s'exprime comme :

$$\overline{\Delta}^i = \overline{AB}^i - \overline{R}^i \quad (5.2)$$

L'allongement est décomposé en composantes normales et tangentielles. La composante normale correspond à la projection de $\overline{\Delta}$ sur le vecteur \overline{AB}^i . La force de pénalité est alors définie simplement à partir de raideurs normales et tangentielles K_N et K_T comme :

$$\overline{F}^i = K_N \overline{\Delta}_N^i + K_T \overline{\Delta}_T^i \quad (5.3)$$

Dans ce modèle, les raideurs peuvent être non-linéaires. Dans ces conditions, elles s'expriment en fonction de la raideur initiale de la fixation et d'un paramètre de non-linéarité noté λ comme :

$$\begin{aligned} K_N^i &= K_N e^{-\lambda_N \|\overline{\Delta}_N^i\|} \\ K_T^i &= K_T e^{-\lambda_T \|\overline{\Delta}_T^i\|} \end{aligned} \quad (5.4)$$

Cette force de pénalité se traduit par un moment appliqué sur le nœud maître A et calculé comme :

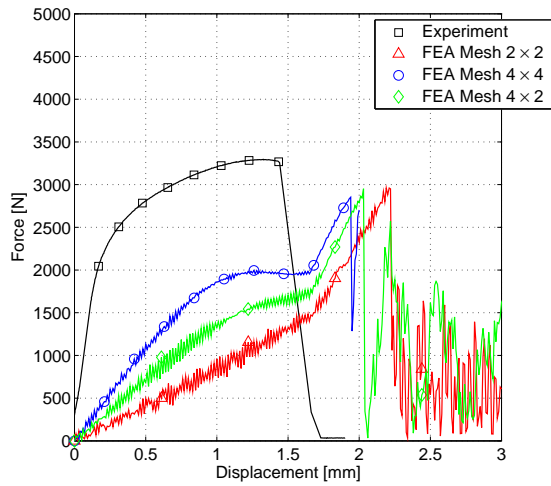
$$\overline{M}^i = \overline{R}^i \wedge \overline{F}^i \quad (5.5)$$

Ces forces et moments sont distribués et ajoutés aux efforts extérieurs qui s'exercent sur les nœuds maîtres et esclaves attachés à la fixation. La rupture de la liaison est gérée avec le critère de rupture couplant les efforts normaux et tangentiels (4.1). Ce modèle n'a pas un comportement non-linéaire au sens de la plasticité (car pas de variable plastique, ni de critère), ce qui peut poser problème dans le cas de sollicitations non monotones. Il est plutôt à rapprocher aux modèles cohésifs (par analogie) qui décrivent un comportement normal et tangentiel non-linéaire plus ou moins complexe.

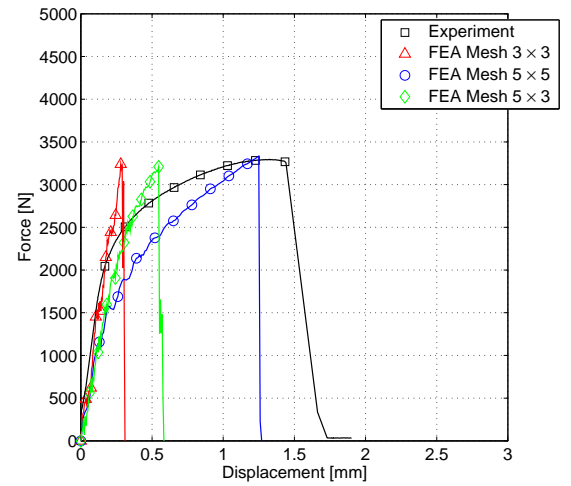
Les valeurs des paramètres du modèle sont déterminées avec les résultats des essais Arcan obtenus en traction et en cisaillement pur (Chapitre 4). L'intérêt du dispositif Arcan développé pour les rivets est qu'il permet de valider le modèle et ses paramètres identifiés avec les résultats obtenus en modes mixtes I/II (Langrand, 2001). Ce nouveau modèle a permis d'améliorer la réponse d'une éprouvette de cisaillement en simple recouvrement comparé aux modèles existants et de réduire l'influence de la position du rivet dans la maille (Figure 5.2(d)).

Différents modèles de liaison ont été évalués pour le cas d'une sous-structure testée dans le cadre du programme IMT-Crash [70, 71]¹. La sous-structure a été prélevée sur un panneau du fuselage arrière d'un Airbus A320. Elle est constituée de deux sections de cadre, d'une peau, de clips, d'équerres et de lisses. Le tout est assemblé par des rivets (700 approximativement) en titane ou en aluminium. Les rivets en titane sont supposés ici constituer des liaisons infiniment rigides. La structure est serrée sur le marbre de la machine d'essai au niveau des traverses du plancher passager et dans le bas de la structure. Elle est sollicitée à vitesse imposée

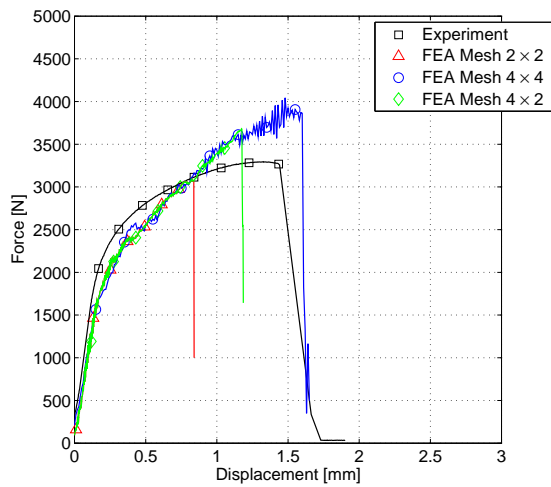
1. Olivia Crochon a évalué les modèles de fixation du code Radioss au cours de son master.



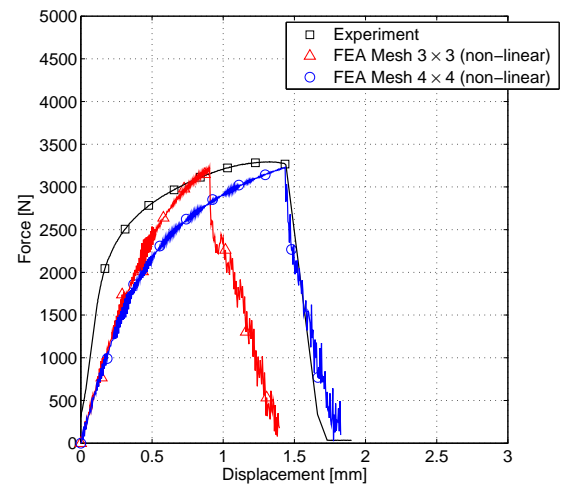
(a) contraintes cinématiques



(b) formulation hybride (EF linéaire)



(c) EF non linéaire



(d) interface 42

FIGURE 5.2 – Éprouvette de cisaillement en simple recouvrement.

(quasi-statique ou dynamique) par un actionneur rotulant à ses extrémités. Sa particularité est de présenter un mode de ruine par rupture de la tôle le long d'une ligne de rivet, qui intervient à une force de $15kN$ et un déplacement de l'ordre de $40mm$ approximativement (Figure 5.3(a)).

L'utilisation de contraintes cinématiques ou d'éléments finis linéaires mène à une sur-estimation importante de la rigidité de la structure. Sans prise en compte de critère de rupture dans les fixations, la charge maximale, de l'ordre de $18kN$, est atteinte pour un déplacement de l'ordre de $40mm$. L'influence de la linéarité de comportement des fixations s'avère presque négligeable comparé à la réponse obtenue par l'utilisation de contraintes cinématiques. La prise en compte de la rupture des fixations mène à une rupture précoce de la structure. Celle-ci est observée pour un déplacement de l'ordre de $8mm$ dans le cas où les fixations sont modélisées par des contraintes cinématiques et $20mm$ pour des éléments finis au comportement linéaire (Figure 5.3(a)).

L'introduction du nouveau modèle non-linéaire de fixation permet de décaler la rupture de la structure à un déplacement de $30mm$ et d'approcher la charge maximale (Langrand, 2001). La prise en compte d'un modèle d'endommagement pour les tôles n'améliore pas notablement la solution. Le faible niveau de déformation plastique observé dans les éléments de coque de la structure (de l'ordre de 5%) rend la prise en compte de l'endommagement négligeable sur le comportement global de la structure (Langrand, 2002). Les déformations et les contraintes sont localisées dans les zones de la structure qui sont amenées à rompre lorsque les fixations sont modélisées par le modèle non-linéaire (Figure 5.3).

Une solution pour approximer la réponse expérimentale est de calibrer les propriétés mécaniques des fixations (en particulier la rigidité en cisaillement, K_T , $8kN/mm$ au lieu de $11kN/mm$). Une solution plus physique est d'intégrer dans les éléments finis de coque l'influence des perforations qui localisent les déformations, favorisent l'endommagement et l'amorce de la rupture (Langrand, 2002). Les recherches menées dans ce domaine sont abordées dans le paragraphe 5.3.

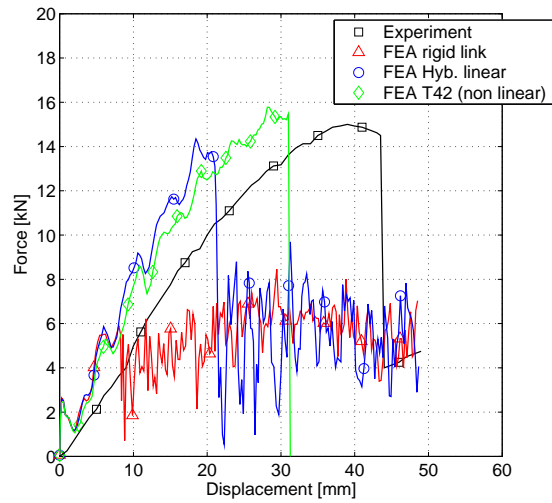
Synthèse

Les modèles présentés dans les chapitres 4 et 5 montrent la complexité de modélisation des assemblages. Une origine provient de la complexité physique élémentaire et en particulier des modes de rupture des assemblages rivetés (rupture de la fixation, rupture de la tôle, rupture de la liaison). Une seconde origine provient de la modélisation du rivet et son interaction sur le modèle numérique. Les modèles de calcul de structure ne sont pas assez fins actuellement pour dissocier le comportement du rivet et celui de la tôle environnante. À cause des remarques précédentes, le modèle du rivet et sa calibration doivent tenir compte du comportement non-linéaire jusqu'à la rupture du rivet d'une part, et des déformations des tôles environnantes qui ne sont pas bien appréhendées par un maillage trop grossier d'autre part. Un modèle de rivet doit être mi-physique/mi-empirique. La partie physique peut être évaluée directement à partir de la géométrie et des propriétés matérielles des rivets. La partie empirique est plus complexe à évaluer et elle est fonction de la déformation des tôles, décrite par les éléments de coque connectés au rivet. La description empirique est de ce fait fonction de la finesse de maillage.

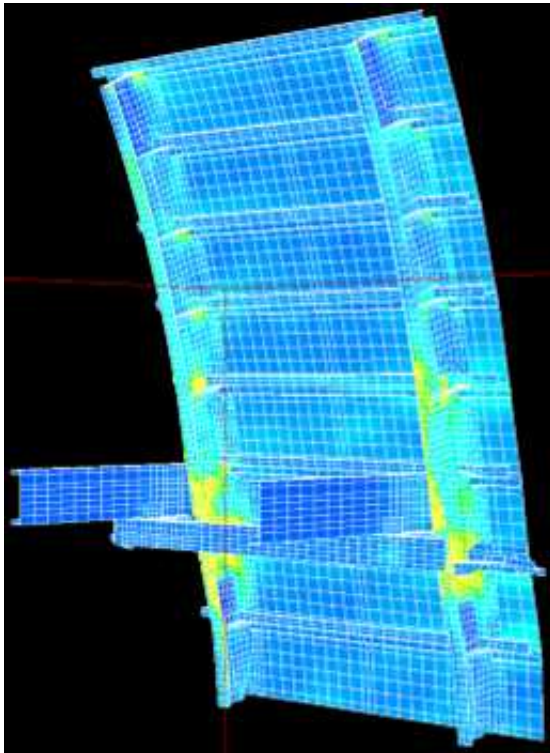
Les développements que j'ai entrepris depuis 2000 consistent à tenir compte de l'influence des perforations et visent donc à réduire la part empirique des modèles EF 1D de fixation.

5.3 Modélisation des tôles perforées

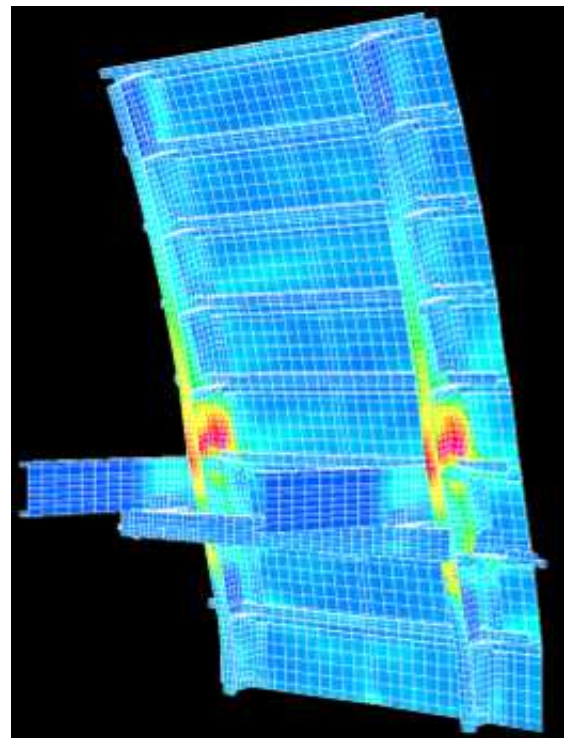
Pour opérer le rivetage des pièces d'une structure aéronautique, il est nécessaire de percer les tôles à assembler. Ces perforations constituent des singularités géométriques dans la matière qui, sous chargement mécanique, provoquent en leur voisinage immédiat un phénomène bien connu de concentration des contraintes et des déformations. Ces entailles mécaniques, qui se comptent sur un avion en dizaines de milliers d'unités, vont favoriser l'amorçage et la propagation de la rupture de la structure sous sollicitations statiques ou dynamiques.



(a) réponses force vs. déplacement



(b) contraintes cinématiques



(c) nouveau modèle de fixation

FIGURE 5.3 – Structure du IMT-Crash (contraintes équivalentes de von Mises).

Un problème d'échelle se pose alors pour les modèles de simulation numérique de crash de structure. En effet, il n'est pas envisageable pour des raisons évidentes de coûts de calcul de discrétiser finement par éléments finis les zones assemblées. Le recours à des éléments macro-géométriques couplés à des critères de rupture macroscopiques est donc naturellement préconisé. Il s'avère donc nécessaire de modéliser, de caractériser et d'identifier les comportements (et la rupture) associés à ces macro-éléments de façon pertinente.

Nous nous sommes intéressés dans ce qui suit au comportement élasto-plastique d'un milieu perforé (sans fissure débouchant) fait dans un matériau métallique. Les recherches visent à étudier et caractériser les conditions de l'amorçage de la première macro-fissure dans le milieu.

Énergie d'amorçage et variable de fragilisation structurale

Le voisinage immédiat de la perforation est le siège de contraintes et de déformations intenses, dont le produit représente l'énergie dépensée pour le processus de rupture. L'existence de forts gradients de contraintes et de déformations, entraîne que cette énergie n'est pas dépensée uniformément. En mécanique de la rupture, deux approches du problème existent.

La première approche, appelée approche locale, suppose que dans un élément de volume situé au voisinage de la discontinuité, la densité d'énergie de déformation atteint une valeur critique notée généralement W_c^* et appelée densité d'énergie spécifique de rupture. La seconde approche, appelée approche globale, fait le bilan de l'énergie fournie et de l'énergie de déformation (élastique qui est récupérable et an-élastique qui est irrécupérable) pour calculer l'énergie disponible pour faire croître le défaut. Les critères les plus répandus sont le taux de restitution de l'énergie G_c ou l'intégrale J_c .

À ces critères énergétiques de rupture, s'ajoutent des critères locaux de rupture en contrainte ou en déformation critique, ainsi que des critères globaux de rupture en déformation critique. L'utilisation de critère globaux de rupture (typiquement à un seul paramètre) ne permet pas de rendre compte de l'influence complexe de la géométrie et du système de chargement. Les critères locaux de rupture sont une approche complémentaire aux critères globaux énergétiques (par exemple les facteurs d'intensité des contraintes K_i en Mécanique de la Rupture). Ceux-ci nécessitent la connaissance de la distribution des champs de contraintes et de déformations au voisinage de la discontinuité. En introduisant des modèles de comportement et d'endommagement, on dispose alors des éléments nécessaires pour prédire la rupture, dans le cadre de la Mécanique des Milieux Continus ou celui de la Mécanique de la Rupture. Il est également possible d'appliquer localement des probabilités de rupture (modèle de Weibull pour les contraintes par exemple) pour déterminer des modèles de rupture probabiliste.

L'influence d'une entaille mécanique est connue en Mécanique des Milieux Continus au travers de la notion de facteur de concentration [72]. Ces facteurs permettent de localiser spatialement le siège des contraintes (ou des déformations) maximales et d'évaluer leur niveau par rapport à une contrainte (ou une déformation) nominale (5.6). Il semble assez naturel de penser que plus la valeur du facteur de concentration sera élevée, plus le risque potentiel de rupture le sera également. Par opposition, le milieu pourrait être considéré *sain*², si la valeur du facteur de concentration est proche (idéalement égale) de 1.

Pour une même transformation élastique, les facteurs de concentration (5.6) sont égaux en raison de la relation de proportionnalité entre les tenseurs de contrainte et de déformation. Ceci signifie incidemment que le facteur de concentration K_t ne dépend ni de l'intensité du chargement, ni de constantes matériaux.

$$K_t^\sigma = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{nom}} \text{ ou } K_t^\varepsilon = \frac{\varepsilon_{max}}{\varepsilon_{nom}} \quad (5.6)$$

La distribution des champs de contraintes et de déformations dans un milieu perforé est connue analytiquement en élasticité pour un chargement de traction simple lointain, σ_∞ [73]. Ces champs permettent de

2. Sans risque de rupture.

déterminer un champ tensoriel de facteurs de concentration $\overline{K}_t(x)$. Des théories approchées ont été développées par Stowell pour exprimer les champs de contrainte et de déformation en plasticité [74], ou des facteurs de concentration en plasticité par Neuber [75] ou en viscoplasticité par Chaboche [76]. Le champ de facteur de concentration devient dépendant de l'intensité du chargement (ou de constantes matériaux) pour les transformations an-élastiques : $\overline{K}_t(x, \sigma_\infty)$.

L'analyse des champs analytiques de contrainte et de déformation [74] sur le ligament montre que la concentration de contrainte décroît en plasticité avec le chargement à cause du confinement de la plasticité et tend vers 1. L'évolution de la concentration de déformation est croissante et elle permet d'associer un phénomène de localisation à une valeur de concentration toujours supérieure à 1.

Nous avons proposé une variable de *fragilisation structurale* fondée sur un champ de facteurs de concentration de déformation, ou une valeur nominale calculée sur le ligament ou globale sur le domaine entaillé (ici l'entaille mécanique est une perforation sans fissure débouchant). La connaissance de la distribution de cette variable et son évolution au cours de la transformation permet de modéliser les effets d'entaille sur le solide (thèse Anne-Sophie Bayart ; Langrand, 2006).

Variable de Fragilisation Structurale. Soit la variable de fragilisation structurale notée, $\eta(x)$, définie en chaque point x d'un domaine Ω comme la transformation reliant la déformation locale $\overline{\varepsilon}(x)$ à la déformation macroscopique \overline{E} . $\eta(x)$ est une variable tensorielle d'ordre 4 ou 2 selon la nature de \overline{E} , voire scalaire si la fragilisation structurale est réduite à une composante des tenseurs $\overline{\varepsilon}(x)$ et \overline{E} (5.7). Remarquons que K_t est une valeur de $\eta(x)$ telle que : $K_t = \max \frac{\varepsilon_{ij}(x)}{E_{kl}}$.

$$\overline{\eta}(x) = \overline{\varepsilon}(x) : \overline{E}^{-1} \quad (5.7)$$

Les valeurs de η dépendent de la loi de comportement du matériau et de la nature du défaut géométrique. Par soucis de simplicité, nous utiliserons dans ce qui suit un champ scalaire de η , défini par exemple comme : $\eta = \max \frac{\varepsilon_{ij}(x)}{E_{kl}}$. Si η est égal à 1, le milieu ne présente pas de situation de fragilisation structurale. Si la valeur de η est supérieure à 1, alors le milieu présente une situation de fragilisation structurale.

Un critère de fragilisation structurale peut donc être trivialement établi par les conditions suivantes :

- $\eta > 1$: condition de fragilisation structurale,
- $\eta = 1$: condition de santé structurale,
- $\eta < 1$: condition de durcissement structural.

Le franchissement de ce critère peut être caractérisé de façon macroscopique par une valeur spécifique de la déformation globale, notée E_A , correspondant à l'évènement que l'on qualifera *d'amorçage*, tel que : si $E \leq E_A$ alors $\eta = 1$ et si $E > E_A$ alors $\eta > 1$. Si le milieu comporte une entaille mécanique (telle une perforation dans notre cas), alors $E_A = 0$ car $\eta > 1$, le solide est de fait en situation d'amorçage dès le début de la transformation.

La survenue d'une rupture du milieu, que l'on qualifera de *séparation*, est liée à l'évolution de la variable η au cours du chargement. Si p_s désigne la caractéristique de rupture du matériau (déformation plastique cumulée, endommagement), définie de façon cohérente avec la variable η et sa distribution spatiale, alors une condition caractérisant l'amorçage d'une macro-fissure dans le milieu entaillé peut être analysée soit par une valeur critique de la variable de fragilisation structurale (locale ou globale), soit par une valeur de la déformation globale notée E_S .

Énergie d'Amorçage. La variable de fragilisation structurale est introduite dans l'équilibre thermodynamique d'un solide Ω , abritant ou non une perforation. Une première hypothèse consiste à partitionner le solide en un domaine *sain* Ω^* et un domaine S portant la future surface de rupture variable dans le temps : $A(t)$ (Figure 5.4). L'équilibre thermodynamique du solide Ω s'écrit de façon triviale par la relation (5.8).

$$W_{ext} = W_{kin} + W_{int} \quad (5.8)$$

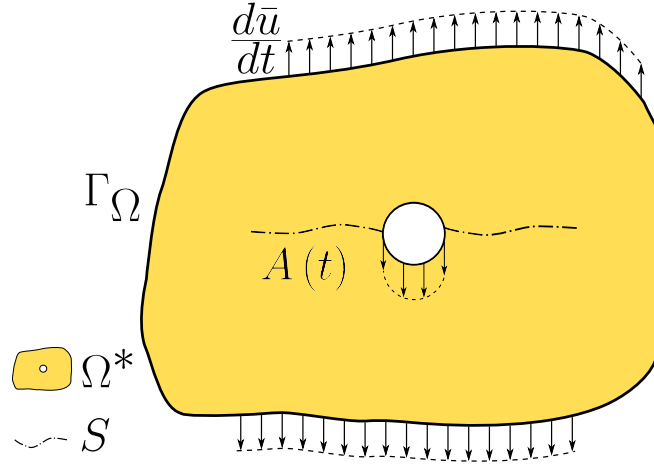


FIGURE 5.4 – Décomposition du solide perforé en sous-domaines.

où,
 W_{ext} est le travail des forces extérieures, W_{kin} l'énergie cinétique et W_{int} l'énergie interne.

L'énergie interne W_{int} peut être décomposée en la somme d'une énergie élastique réversible W_{elas} , d'une énergie an-élastique dissipée de façon irréversible W_{an} et d'une énergie de séparation W_S . Considérons dans un premier temps que les chargements sont appliqués de façon quasi-statique aux frontières du solide Γ_{Ω^*} . En supposant en première approximation que le domaine Ω^* est d'une taille très largement supérieure à la surface portant la rupture S , nous considérons que l'énergie an-élastique dissipée dans le domaine S est négligeable devant l'énergie an-élastique dissipée dans le domaine Ω^* et devant l'énergie de séparation W_S . Connaissant la distribution des champs de contrainte et de déformation dans le domaine Ω^* , l'énergie dissipée de façon irréversible s'exprime comme (5.9).

$$W_{ext} - W_{elas} = \int_{\Omega^*} \bar{\sigma} : \bar{\varepsilon} dV + W_S \quad (5.9)$$

Par définition, l'énergie de séparation W_S ne concerne que le domaine S et elle est notée : $[W_S]^S$. On suppose que les modèles de la théorie de la Mécanique de la Rupture et ses outils permettent de calculer cette énergie qui concerne la propagation et l'arrêt de la macro-fissure dans Ω selon le trajet $A(t)$. L'énergie dissipée de façon irréversible s'exprime comme :

$$W_{ext} - W_{elas} = [W_{an}]^{\Omega^*} + [W_S]^S \quad (5.10)$$

Durant le processus de déformation du solide, une localisation apparaît à un instant (ou un niveau de déformation global) particulier. Avant cet évènement, les champs de déformation sont homogènes dans le solide Ω . Après cet évènement, ceux-ci deviennent hétérogènes. L'énergie an-élastique, de par son caractère irréversible, peut être décomptée en fonction de cet évènement. Selon le modèle de fragilisation structurale, l'évènement de localisation peut également être identifié de façon macroscopique par une valeur caractéristique de déformation du milieu : E_A . Avant cet évènement de localisation, la variable de fragilisation structurale est égale à 1 et au-delà, la variable de fragilisation structurale est supérieure à 1. L'énergie an-élastique peut également être dissociée en fonction de la variable de fragilisation structurale comme :

$$W_{ext} - W_{elas} = [W_{an}]_{\eta=1}^{\Omega^*} + [W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*} + [W_S]^S \quad (5.11)$$

Enfin et par définition, l'énergie de séparation W_S ne peut pas être dissipée dans le domaine S si la variable de fragilisation structurale η est égale à 1 ($\eta = 1$ est une condition de santé structurale selon le modèle de fragilisation structurale). L'énergie de séparation se réduit donc en fonction de η comme :

$$[W_S]^S = [W_S]_{\eta>1}^S \quad (5.12)$$

Le terme de la relation (5.11) relatif à $\eta = 1$ correspond à l'énergie dissipée dans le domaine supposé sain et dans lequel les champs de déformation sont homogènes. Il s'agit du comportement purement ductile du solide (où l'endommagement peut être diffus). La composante $[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$ concerne l'énergie an-élastique dissipée dans le domaine Ω^* lorsque les champs de déformation y deviennent hétérogènes ($\eta > 1$). Cette énergie constitue donc la seule part contribuant à l'amorçage de la macro-fissure ($A(t) = 0$). Une fois cette énergie complètement dissipée dans le domaine Ω^* , une fissure est initiée et $A(t) > 0$: un nouvel événement est produit, la séparation du domaine, événement caractérisé par un temps spécifique correspondant à une valeur de déformation macroscopique particulière E_S . En conclusion, l'utilisation de la variable de fragilisation structurale permet de proposer une méthode de traitement du comportement d'un solide jusqu'à la rupture, reposant sur la combinaison de différents outils et théories de la Mécanique :

- si $E < E_A$: utilisation de la Théorie de la Mécanique des Milieux Continus pour calculer l'énergie $[W_{an}]_{\eta=1}^{\Omega^*}$,
- si $E_A < E < E_S$: utilisation de la Théorie de la Mécanique des Milieux Hétérogènes pour calculer l'énergie $[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$,
- si $E_S < E$: utilisation de la Théorie de la Mécanique de la Rupture pour calculer l'énergie $[W_S]_{\eta>1}^S$.

Deux solutions peuvent être envisagées pour modéliser le comportement macroscopique d'une tôle perforée. La première repose sur l'introduction de la variable de fragilisation structurale seule, la seconde repose sur le calcul de l'énergie d'amorçage du milieu entaillé et l'utilisation de la variable de fragilisation structurale comme critère local d'amorçage de la première macro-fissure. Dans la première méthode, l'influence de la perforation est décrite par l'évolution des valeurs prises par la variable de fragilisation structurale au cours du processus de déformation du domaine Ω . La seconde méthode suppose la modélisation de la distribution des champs de contrainte et de déformation au voisinage de la perforation.

Étude expérimentale de la fragilisation structurale en visco-plasticité

Les expériences de traction uni-axiale sont menées sur des éprouvettes perforées ou non (Figure 5.5) faites dans un acier doux XES ou dans un alliage d'aluminium 2024-T351 (thèse Anne-Sophie Bayart ; master Laurence Bodelot). Les essais sont réalisés sur un vérin hydraulique rapide à des vitesses de traction quasi-statiques et dynamiques. La partie utile de l'éprouvette est équipée d'un mouchetis et elle est filmée par une caméra numérique Vosskühler pour les essais quasi-statiques et une caméra numérique rapide Visario pour les essais dynamiques. La distribution des déformations est mesurée par une technique de corrélation d'images numériques. Pour les essais statiques, la taille des cellules d'analyse est égale à $0.25mm \times 0.25mm$ (Figure 5.6(a)). Pour les essais dynamiques, la taille des cellules d'analyse est plus grossière ($1.5mm \times 1.5mm$) en raison de la résolution de l'image qui a été réduite pour augmenter la cadence des prises des vue (Figure 5.6(b)). La distribution des déformations est plus particulièrement analysée sur le ligament de l'éprouvette.

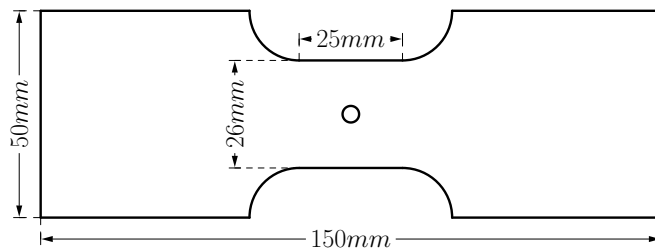


FIGURE 5.5 – Dimensions de l'éprouvette de traction perforée.



FIGURE 5.6 – Taille des cellules d'analyse pour la mesure des champs cinématiques.

La variable de fragilisation structurale est définie comme $\eta(x) = \frac{\varepsilon_{yy}(x)}{E_{yy}}$, avec \vec{e}_y la direction du chargement. $\varepsilon_{yy}(x)$ est la déformation locale mesurée par corrélation d'images et obtenue à l'aide du tenseur gradient de la transformation $F_{ij}(x)$. La déformation globale appliquée à l'éprouvette est calculée comme $E_{yy} = \frac{\Delta L}{L_0}$, où ΔL est le déplacement de la traverse et L_0 la longueur initiale de la partie utile de l'éprouvette.

La valeur du paramètre d'amorçage E_A est identifiée à l'aide de la distribution des déformations locales, lorsque la variable de fragilisation structurale devient supérieure à 1 en un point situé sur le ligament. Dans le cas d'une éprouvette perforée, la valeur du paramètre E_A est égale à zéro. Le paramètre de séparation E_S ne peut être quant à lui déterminé par la simple observation de la seule variable de fragilisation. Bien que dépendant de la fréquence d'acquisition des images numériques, ce dernier est identifié à l'instant d'apparition de la première macro-fissure dans les échantillons.

Cas d'un matériau insensible à la vitesse de déformation. L'analyse des champs de déformation de l'éprouvette non-perforée montre une distribution d'abord homogène. Puis, des bandes de cisaillement, dues à l'effet Portevin Le Châtelier se propagent et provoquent une rupture à l'intersection de deux bandes. L'adoucissement de ce matériau étant faible, la propagation de la rupture, même en quasi-statique, est trop rapide pour dissocier aisément l'énergie de séparation, de l'énergie totale.

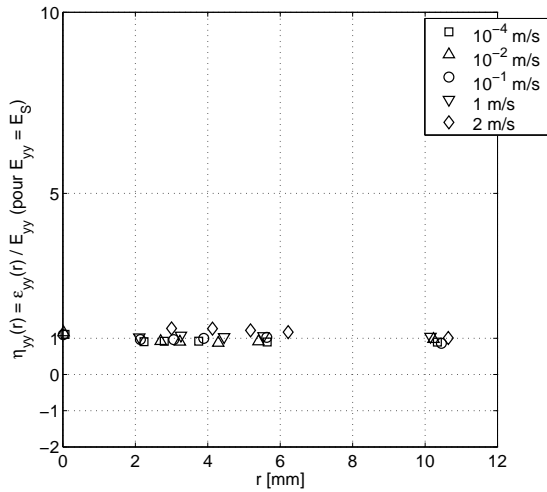
La sensibilité à la vitesse de déformation de l'alliage d'aluminium a été étudiée préalablement. Aucune sensibilité notable de la loi de comportement de ce matériau n'a été mise en évidence jusqu'à des vitesses de déformation de l'ordre de $500s^{-1}$. Les résultats des expériences menées ici révèlent que les conditions de chargement (quasi-statique ou dynamique) n'influencent pas l'énergie dissipée par les éprouvettes perforées ou non-perforées faites d'un matériau insensible à la vitesse de déformation. Le champ des déformations et de la variable de fragilisation structurale (ici $\frac{\varepsilon_{yy}(r)}{E_{yy}}$, avec r la distance du point considéré au centre de la perforation, mesurée juste avant l'amorçage de la première macro-fissure à E_S) ne sont pas dépendants de la vitesse de chargement (Figure 5.7). De même, les paramètres E_A et E_S n'évoluent pas avec l'augmentation de la vitesse de déformation globale \dot{E}_{yy} (Langrand, 2006).

Nous étudions maintenant le bilan énergétique à l'aide du modèle de fragilisation structurale. Si on identifie le paramètre d'amorçage E_A au moment où apparaissent les bandes de cisaillement dans l'éprouvette non-perforée, il vient $E_A = 0.14$ ($E_A = 0$ dans le cas de l'éprouvette perforée). La valeur du paramètre de séparation est de l'ordre de $E_S = 0.03$ pour l'éprouvette perforée et $E_S = 0.23$ dans le cas de l'éprouvette non-perforée. La dernière valeur de déformation locale mesurée par corrélation d'images avant l'amorçage de la macro-fissure est de l'ordre de $\varepsilon_{yy} = 0.25$, que l'éprouvette soit perforée ou non. Il est à noter que cette valeur de déformation locale est fonction de la taille de la cellule d'analyse et de la fréquence d'acquisition des images numériques. Les énergies d'amorçage et de séparation des éprouvettes sont synthétisées dans le tableau 5.1.

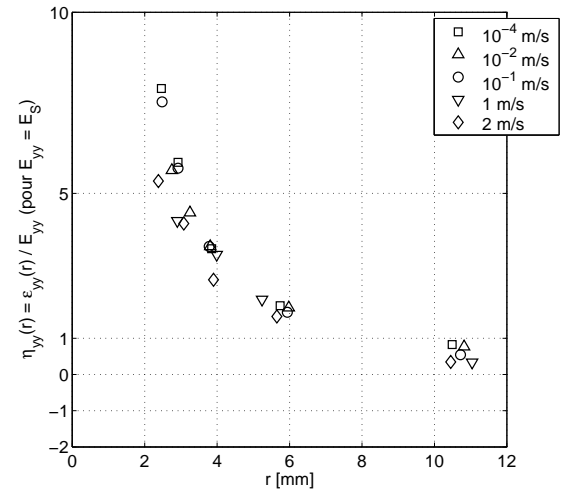
Cas d'un matériau sensible à la vitesse de déformation. La sensibilité de cet acier doux (XES) a été également étudiée préalablement à l'aide d'essais de traction sur vérin rapide et barres d'Hopkinson (thèse Grégory Haugou). Les résultats obtenus pour ce matériau ont mis en évidence une sensibilité dynamique à partir d'une vitesse de déformation de l'ordre de $10^{-3}s^{-1}$. Les résultats de cette campagne d'essais mettent en

Énergies [N.mm]	Éprouvette non-perforée	Éprouvette perforée
$[W_{an}]_{\eta=1}^{\Omega^*}$	$4.0 \cdot 10^4$	0
$[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$	$2.7 \cdot 10^4$	$0.59 \cdot 10^4$
$[W_S]_{\eta>1}^S$	$0.59 \cdot 10^4$	$0.01 \cdot 10^4$
ΣW	$7.3 \cdot 10^4$	$0.61 \cdot 10^4$

TABLE 5.1 – Énergies d’amorçage et de séparation – 2024–T351 (Langrand, 2006).



(a) éprouvette non-perforée



(b) éprouvette perforée

FIGURE 5.7 – Influence de $\dot{\epsilon}$ sur la variable η (2024–T351).

évidence une influence de la vitesse de chargement sur le diagramme force *versus* déplacement, que l'éprouvette soit perforée ou non (Figure 5.8). Nous proposons d'étudier plus précisément l'influence dynamique sur les énergies d'amorçage et de séparation en fonction des valeurs prises par la variable de fragilisation structurale, en particulier dans le cas de l'éprouvette non-perforée (Langrand, 2006). Notons par ailleurs que la déformation locale ε_{yy} à l'instant de l'apparition de la rupture atteint une valeur voisine de 2.5, que l'éprouvette soit perforée ou non (ce qui remet en question l'hypothèse des petites transformations dans le cas de ce matériau particulièrement ductile).

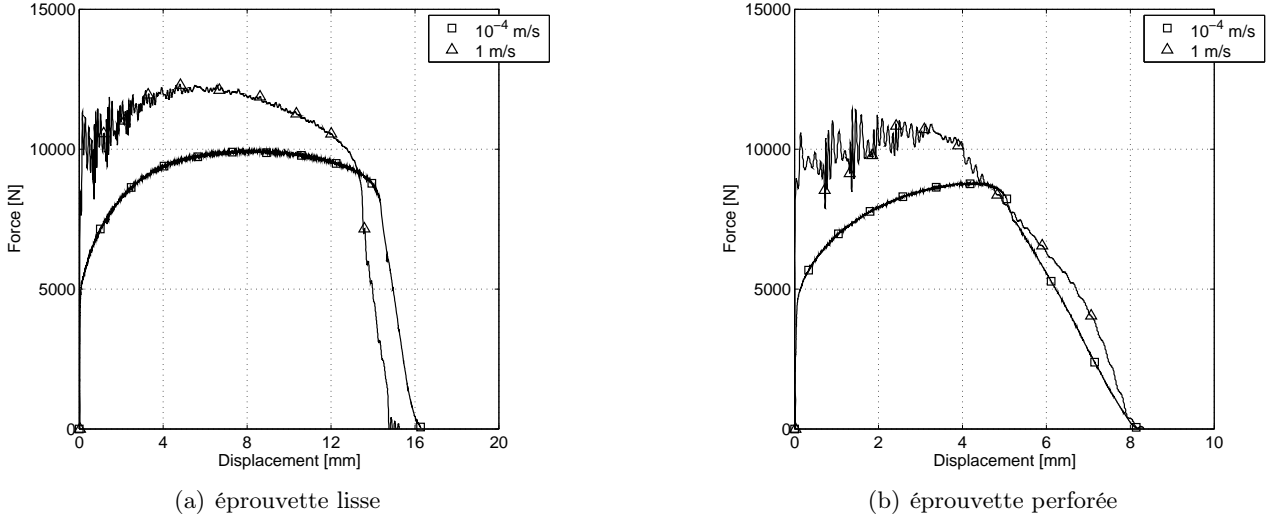


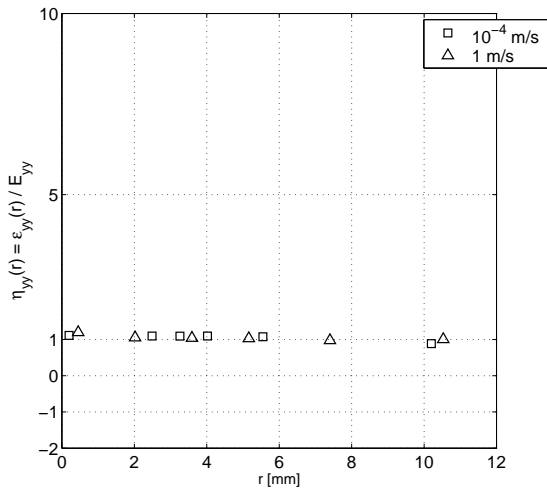
FIGURE 5.8 – Influence de $\dot{\varepsilon}$ sur l'énergie dissipée (acier XES).

La distribution de la variable de fragilisation structurale (ici $\eta_{yy}(r) = \frac{\varepsilon_{yy}(r)}{E_{yy}}$) le long du ligament est étudiée à différents stades du chargement. Le cas de l'éprouvette non-perforée ne montre pas d'influence significative de la vitesse de déformation globale sur la distribution $\eta_{yy}(r)$ jusqu'à l'apparition de la situation de fragilisation structurale au centre de l'échantillon, caractérisée par E_A (Figure 5.9(a)). Au-delà (c'est-à-dire en phase de fragilisation structurale caractérisée par un champ de déformation hétérogène et avant l'apparition de la macro-fissure), la distribution $\eta_{yy}(r)$ semble diminuer avec l'augmentation de la vitesse de chargement (Figure 5.9(b)).

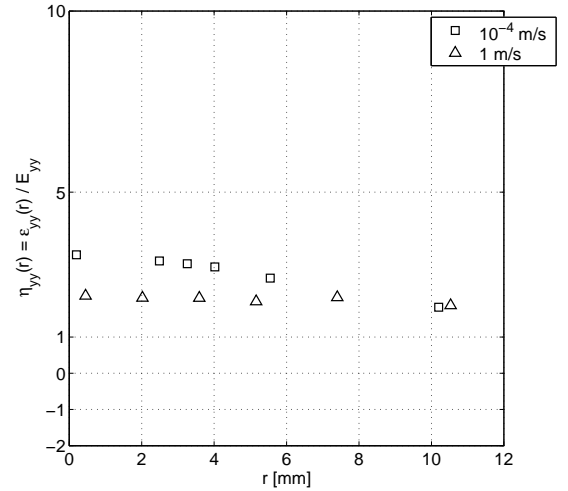
Dans le cas de l'éprouvette perforée, la distribution $\eta_{yy}(r)$ mesurée sur le ligament montre que l'influence de la vitesse de déformation est effective dès le début de l'essai ($E_A = 0$, Figure 5.9(c)) et augmente jusqu'à l'initiation de la macro-fissure (Figure 5.9(d)). Comme précédemment, l'augmentation de la vitesse de chargement globale \dot{E}_{yy} diminue les valeurs de la distribution $\eta_{yy}(r)$.

La dépendance à la vitesse de déformation est analysée pour les deux paramètres déterminant les énergies d'amorçage de la macro-fissure ($[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$) et de séparation ($[W_S]_{\eta>1}^S$) : E_A et E_S respectivement. Le cas de l'éprouvette non-perforée permet l'étude du paramètre E_A ($E_A = 0$ dans le cas de l'éprouvette perforée). Les mesures expérimentales globales et locales montrent que la valeur du paramètre E_A s'avère dépendante de la vitesse de déformation. Les résultats obtenus pour les deux types d'éprouvettes montrent que le paramètre E_S est également fonction de la vitesse de chargement. Finalement dans le cas de l'acier étudié, la survenue de la fragilisation structurale et de la macro-fissure est plus précoce lorsque le chargement est appliqué de façon dynamique : $E_A^{stat} > E_A^{dyn}$ et $E_S^{stat} > E_S^{dyn}$.

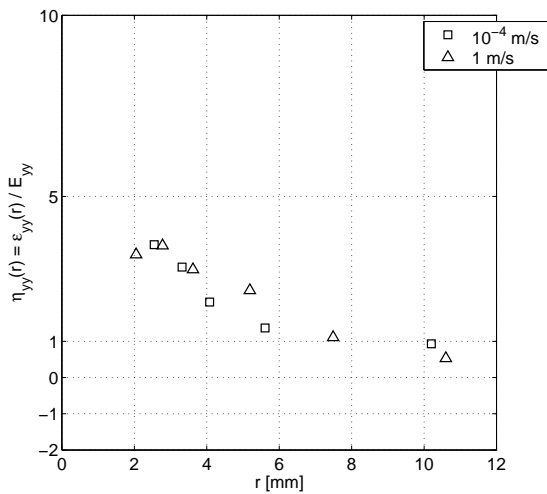
La caractérisation des paramètres E_A et E_S permet de déterminer l'évolution des énergies $[W_{an}]_{\eta=1}^{\Omega^*}$, $[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$ et $[W_S]_{\eta>1}^S$ avec l'augmentation de la vitesse de déformation. L'énergie dissipée dans le solide en l'absence de situation de fragilisation structurale ($\eta = 1$) est indépendante de la vitesse de déformation. En



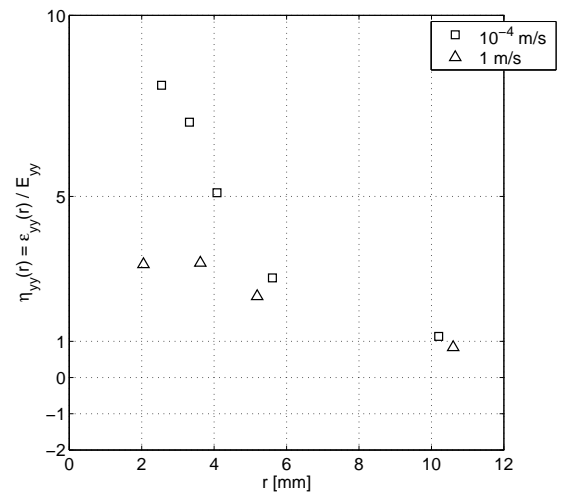
(a) éprouvette lisse : $E_{yy} \in (0, E_A)$



(b) éprouvette lisse : $E_{yy} \approx E_S$



(c) éprouvette perforée : $E_{yy} \approx E_A$



(d) éprouvette perforée : $E_{yy} \approx E_S$

FIGURE 5.9 – Influence de $\dot{\epsilon}$ sur la variable η (acier XES).

dynamique, les niveaux d'effort sont certes plus élevés, mais la situation de fragilisation structurale survient plus précocement ($E_A^{stat} > E_A^{dyn}$). Par contre les énergies d'amorçage de la macro-fissure et de séparation ($[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$ et $[W_S]_{\eta>1}^S$ respectivement) s'avèrent dépendantes de la vitesse de déformation globale \dot{E}_{yy} (Tableau 5.2).

Les énergies $[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$ et $[W_S]_{\eta>1}^S$ évoluent dans le même rapport en dynamique dans le cas de l'éprouvette non perforée (en effet $\frac{W^{dyn}}{W^{stat}} = 1.6$). Dans le cas de l'éprouvette perforée, l'analyse expérimentale met en évidence une évolution plus importante de l'énergie de séparation (1.7) comparée à l'énergie d'amorçage de la macro-fissure (1.2). L'énergie de séparation est également fonction de la longueur du ligament. En effet, plus le cumul $A(t)$ est important et plus W_S est élevé *a priori*. Or, l'observation fine post-mortem des éprouvettes perforées montre un trajet plus court en quasi-statique qu'en dynamique : $A^{stat} < A^{dyn}$. A trajet de fissure comparable, on montre que l'énergie de séparation a augmenté en dynamique d'un rapport 1.25. Ce dernier est comparable à l'augmentation de l'énergie d'amorçage de la macro-fissure (1.2).

Énergies [N.mm]	Éprouvette non-perforée			Éprouvette perforée		
	Chargement statique	Chargement dynamique	ratio	Chargement statique	Chargement dynamique	ratio
$[W_{an}]_{\eta=1}^{\Omega^*}$	$7.0 \cdot 10^4$	$7.1 \cdot 10^4$	1.0	0	0	1.0
$[W_{an}]_{\eta>1}^{\Omega^*}$	$4.7 \cdot 10^4$	$7.5 \cdot 10^4$	1.6	$3.5 \cdot 10^4$	$4.1 \cdot 10^4$	1.2
$[W_S]_{\eta>1}^S$	$1.5 \cdot 10^4$	$2.4 \cdot 10^4$	1.6	$1.3 \cdot 10^4$	$2.3 \cdot 10^4$	1.7
ΣW	$13.2 \cdot 10^4$	$17.4 \cdot 10^4$	1.3	$4.8 \cdot 10^4$	$6.4 \cdot 10^4$	1.3

TABLE 5.2 – Influence de $\dot{\epsilon}$ sur les énergies d'amorçage et de séparation – XES (Langrand, 2006).

Synthèse

Partant de la notion de facteur de concentration des déformations, nous proposons un tenseur de fragilisation structurale permettant de rendre compte de l'influence complexe d'une singularité géométrique sur la distribution des champs de contrainte et de déformation. Les valeurs de la variable spatiale notée η sont dépendantes de la géométrie de la singularité géométrique et de sa présence ou non dans le milieu continu. Elle détermine également l'apparition d'une situation de fragilisation structurale dans un solide initialement non entaillé. La variable de fragilisation structurale est introduite dans l'expression de l'énergie d'amorçage. On montre qu'il est possible de séparer cette énergie en deux termes dépendants des valeurs de η (en particulier $\eta = 1$ et $\eta > 1$). Cette variable permet de faire un lien entre des champs de déformation locaux et la sollicitation appliquée au solide entaillé ou non. Si considérée comme un critère de rupture local, elle pourrait donc venir en complément d'un critère de rupture macroscopique énergétique. On montre que les facteurs d'intensité de contraintes (K_I , K_{II} et K_{III}), admis en Mécanique de la Rupture pour l'amorçage et la propagation de la fissure, peuvent également s'exprimer en fonction de la variable η .

La dépendance de la variable de fragilisation structurale et des termes de l'énergie d'amorçage à la vitesse de déformation est étudiée expérimentalement pour un premier matériau insensible à la vitesse de déformation et un second par contre sensible à la vitesse de déformation. Les résultats révèlent que le champ de déformation, la variable de fragilisation et les énergies d'amorçage et de séparation ne dépendent pas de la vitesse de sollicitation lorsque le comportement du matériau est lui-même insensible à la vitesse de déformation. Dans le cas d'un matériau visco-plastique, l'analyse met cette fois en évidence une influence notable de la vitesse de déformation sur les champs de déformation et de fragilisation structurale. Seule l'énergie d'amorçage considérant des valeurs de η telles que $\eta > 1$ et l'énergie de séparation sont sensibles à la vitesse de déformation. On montre également que les paramètres déterminant l'amorçage de la fragilisation structurale E_A et l'amorçage

de la macro-fissure E_S dépendent eux-aussi de \dot{E} . Les situations d'amorçage interviennent plus précocement lorsque le chargement est appliqué de façon dynamique.

5.4 Modèle multi-échelles de tôle perforée

Nous cherchons maintenant une méthode numérique permettant de déterminer la loi d'évolution de la variable de fragilisation structurale et les critères de rupture macroscopiques (énergie d'amorçage). Les fonctions $\bar{\eta}(x)$ établissent un lien entre les champs locaux de déformation $\bar{\varepsilon}(x)$ perturbés par l'entaille mécanique et la sollicitation appliquée au milieu, caractérisée par la déformation globale \bar{E} par exemple. La nature de la variable de fragilisation structurale nous conduit naturellement vers des approches multi-échelles qui relient les champs de l'échelle locale (le milieu perforé) à ceux de l'échelle globale (la structure).

Présentation et implantation du modèle

La méthode TFA (*Transformation Field Analysis*) repose sur les travaux de Dvorak [77, 78]. Il propose un formalisme permettant de généraliser l'écriture des relations de localisation dans le domaine non-linéaire. La spécificité de cette méthode tient en l'idée d'une redistribution purement élastique des déformations (respectivement des contraintes) macroscopiques et elle considère les déformations de nature thermique ou plastique comme des champs locaux de déformations libres. Pour cela, le volume élémentaire représentatif V est décomposé en n sous-volumes V_r à l'intérieur desquels les champs sont supposés *uniformes*. En d'autres termes, chacun des sous-volumes correspond à une partie homogène du volume élémentaire représentatif (VER).

Un VER est un volume physique contenant un nombre suffisant d'hétérogénéités, afin de donner une image fidèle de ce qui se passe localement. Il correspond à un assemblage complexe de nombreux éléments homogènes de petite taille, de caractéristiques mécaniques et géométriques variables. Il sera dit représentatif si tout volume équivalent prélevé en un point quelconque de la structure s'écarte peu du modèle. Deux hypothèses majeures permettent d'aider à la définition du VER. La première est liée à la notion de séparation des échelles caractéristiques de la micro-structure (les hétérogénéités), du VER et de la structure. La seconde hypothèse suppose que la Mécanique des Milieux Continus peut encore être appliquée à l'échelle du VER. Le comportement de celui-ci peut donc être caractérisé *via* les lois de comportement phénoménologique habituelles.

L'approche TFA relie les champs locaux aux grandeurs macroscopiques grâce aux *relations de localisation* (5.13) et (5.14). Dans ces expressions, les tenseurs $\bar{\varepsilon}_r$ et $\bar{\sigma}_r$ désignent les moyennes volumiques de la déformation et de la contrainte microscopique dans le sous-volume V_r . De même, les tenseurs \bar{A}_r et \bar{B}_r sont les moyennes volumiques des tenseurs élastiques de localisation respectivement en déformation et en contrainte dans le sous-volume V_r . Les tenseurs \bar{D}_{rs} et \bar{F}_{rs} sont des tenseurs d'ordre 4 appelés tenseurs d'influence. \bar{D}_{rs} (respectivement \bar{F}_{rs}) représente l'influence d'une déformation (respectivement d'une contrainte) d'origine anélastique (plastique ou thermique) dans le sous-volume V_s sur le champ des déformations (respectivement des contraintes) du sous-volume V_r .

$$\bar{\varepsilon}_r = \bar{A}_r : \bar{E} + \sum_{s=1}^n \bar{D}_{rs} : \left(\bar{\varepsilon}_s^p + \bar{\varepsilon}_s^{th} \right) \quad (5.13)$$

$$\bar{\sigma}_r = \bar{B}_r : \bar{\Sigma} - \sum_{s=1}^n \bar{F}_{rs} : \bar{L}_s : \left(\bar{\varepsilon}_s^p + \bar{\varepsilon}_s^{th} \right) \quad (5.14)$$

De façon pratique, les tenseurs de localisation \bar{A}_r et \bar{B}_r sont déterminés dans le cadre de l'homogénéisation périodique [79]. Le calcul des tenseurs d'influence, \bar{D}_{rs} et \bar{F}_{rs} , se fait quant à lui numériquement. Ces derniers sont dépendants des propriétés géométriques et matérielles de la cellule de base. En imposant tour à tour une déformation plastique unitaire dans chaque sous-volume, puis en assurant l'équilibre du VER sous un chargement extérieur nul, il est possible de déterminer le tenseur d'influence \bar{D}_{rs} . Pour cela, il est nécessaire

de résoudre $6 \times n$ calculs élastiques, 6 correspondant au nombre de composantes du tenseur des déformations plastiques et n étant le nombre de sous-volumes constituant le VER. A partir de la connaissance du tenseur d'influence $\bar{\bar{D}}_{rs}$, le tenseur $\bar{\bar{F}}_{rs}$ peut être calculé par la relation (5.15).

$$\bar{\bar{F}}_{rs} = \bar{\bar{L}}_r \left[\delta_{rs} : \bar{\bar{I}} - c_s \bar{\bar{A}}_r : \bar{\bar{B}}_s^t - \bar{\bar{D}}_{rs} \right] : \bar{\bar{L}}_s^{-1} \quad (5.15)$$

où,

$\bar{\bar{L}}_r$ représente le tenseur des raideurs du sous-volume V_r , δ désigne le symbole de Kronecker et $c_r = \frac{V_r}{V}$ est la fraction volumique du sous-volume en question.

Entre les variables macroscopiques et locales qu'il s'agit de déterminer, des relations de moyennes peuvent être établies. Celles-ci proviennent de l'utilisation du théorème de Gauss (théorème permettant de relier une intégrale de volume à une intégrale de surface) et du lemme de Hill [79] sur les conditions aux limites. On montre alors que la moyenne du champ des contraintes locales doit être égale à la contrainte macroscopique. Une relation similaire est déduite entre la moyenne des déformations locales et la déformation macroscopique. Ces relations, explicitées dans les expressions (5.16) et (5.17) sont appelées *relations d'homogénéisation*. Elles permettent d'assurer la conservation de l'énergie entre les échelles macroscopiques et locales.

$$\bar{\bar{E}} = \langle \bar{\varepsilon}(x) \rangle_V = \sum_{r=1}^n c_r \bar{\varepsilon}_r \quad (5.16)$$

$$\bar{\bar{\Sigma}} = \langle \bar{\sigma}(x) \rangle_V = \sum_{r=1}^n c_r \bar{\sigma}_r \quad (5.17)$$

où,

$\langle x \rangle_V = \frac{1}{V} \int_V x dx$ correspond à la moyenne de x sur le volume V .

Une première façon de calculer le comportement homogénéisé du VER, l'approche *séquentielle*, consiste à construire un modèle de comportement macroscopique fondé sur les relations de passage entre les deux échelles. Le modèle est considéré comme un modèle purement phénoménologique à l'échelle macroscopique, mais contenant des données microscopiques. L'objectif est donc de déterminer une expression analytique reliant la contrainte et la déformation macroscopique à partir de la connaissance des phénomènes se passant à une échelle inférieure. Une telle expression a pour forme générique la relation (5.18).

L'intérêt de cette approche est de fournir une loi de comportement macroscopique facilement implémentable dans un code de calcul par éléments finis. Cette méthode aboutit à la description d'un comportement macroscopique homogénéisé, mais elle ne permet pas cependant de retranscrire de manière précise des concentrations de contraintes ou de déformations fortement localisées.

$$\bar{\bar{\Sigma}} = \bar{\bar{L}}^{hom} : \bar{\bar{E}} \quad (5.18)$$

La seconde classe de modèles est basée sur une approche *intégrée* (Figure 5.10). Elle repose sur l'utilisation des relations micro-macro en temps réel et sur la résolution des lois constitutives à l'échelle des hétérogénéités. Pour cela et en se donnant une déformation globale $\bar{\bar{E}}$, la relation de localisation (5.13) permet de déterminer le champ des déformations locales $\bar{\varepsilon}_r$ dans chaque sous-volume V_r . L'intégration des lois de comportement permet ensuite de calculer le champ des contraintes locales $\bar{\sigma}_r$. Enfin, l'utilisation de la loi d'homogénéisation (5.17) permet de remonter à la contrainte macroscopique $\bar{\bar{\Sigma}}$. Cette méthode présentée en déformation (schéma *primal*) peut également être menée en raisonnant à partir d'une contrainte macroscopique donnée (schéma *dual*). Cette approche est encore appelée approche multi-échelles puisqu'elle élimine le besoin d'exprimer une loi de comportement macroscopique grâce à une vraie analyse multi-échelles. Elle se sert en effet d'une caractérisation matériau à une échelle inférieure pour prédire le comportement global observé à une échelle supérieure.

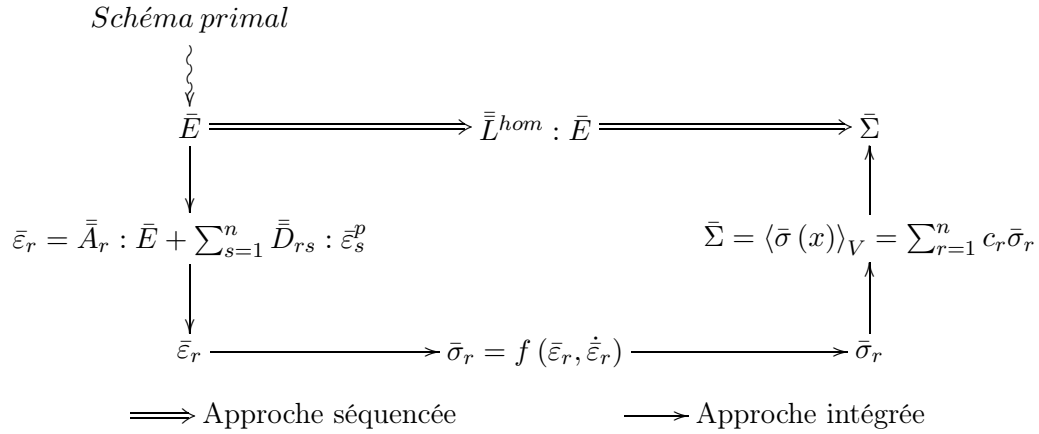


FIGURE 5.10 – Principe de l’homogénéisation.

La première étape de la démarche multi-échelles consiste à vérifier la séparation des échelles et à déterminer un volume élémentaire représentatif (Figure 5.11). Pour notre problème, le VER s’apparente à une plaque perforée en son centre, de dimensions suffisamment grandes pour éviter l’influence des bords et des autres perforations, et respecter les règles de séparation des échelles :

$$(\text{hétérogénéité}) \quad 4 \text{ mm} < (\text{VER}) \quad 20 \text{ mm} < (\text{structure}) \approx 5 \text{ m}$$

Sa dimension (20 mm) correspond au pas de rivetage requis par les règles de l’art pour une perforation de diamètre 4 mm . Cette cellule élémentaire est découpée en 408 sous-volumes dans lesquels les champs de contrainte et de déformation sont considérés homogènes. Le découpage est effectué de manière à garder un lien *physique* avec les phénomènes de concentration que nous souhaitons modéliser. La discrétisation en sous-volumes est augmentée le long de l’axe \vec{e}_x pour accroître la précision du modèle sollicité en traction dans la direction \vec{e}_y . La perforation de la cellule de base est discrétisée en sous-volumes, dont les caractéristiques mécaniques sont quasiment nulles (1 MPa pour le module d’Young). Les valeurs des tenseurs d’influence et de localisation sont calculées grâce à des méthodes développées au DMSE pour des matériaux composites [80, 81, 82, 83].

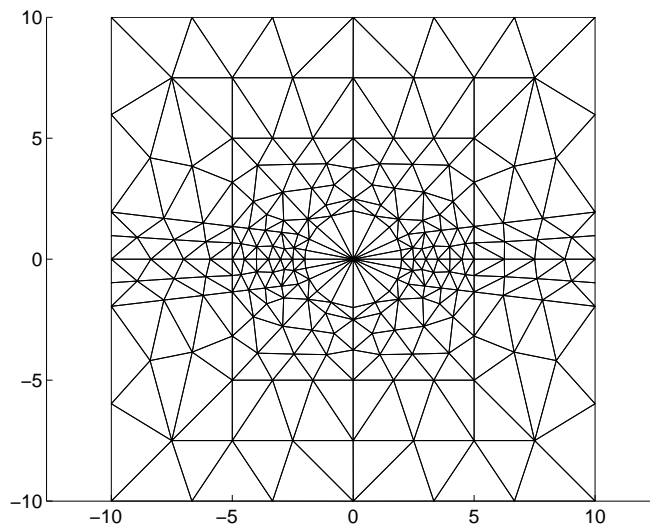


FIGURE 5.11 – Volume Élémentaire Représentatif.

En élasticité, la démarche multi-échelles est simple à mettre en œuvre. Elle repose sur le schéma primal de l'approche intégrée. Les champs locaux de déformation $\bar{\varepsilon}_r$ sont déterminés pour une déformation globale \bar{E} avec la relation de localisation (5.13) simplifiée du terme fonction des déformations an-élastiques. Les contraintes locales $\bar{\sigma}_r$ sont calculées à l'aide de la loi de Hooke dans une hypothèse de contrainte plane. La contrainte globale $\bar{\Sigma}$ est déduite de la relation d'homogénéisation (5.17).

Cette démarche est mise en œuvre pour un chargement en mode I (Bayart, 2003). La distribution de concentration obtenue avec le modèle multi-échelles est proche de celle calculée par les formules analytiques de Timoshenko [73] (Figure 5.12). La distribution des déformations en mode pur I ou II est intimement liée aux valeurs prises par le tenseur de localisation (A_{ijkl}). En effet en modes purs, les déformations locales sont directement exprimées en fonction de la seule composante non nulle de la déformation globale : $\varepsilon_{ij}(r) = A_{ijkl}(r) \times E_{kl}$. La précision de la méthode multi-échelles est donc particulièrement liée à la méthode numérique permettant d'accéder aux valeurs de ce tenseur et à la discrétisation du VER, comme le met en évidence la Figure 5.13 pour un chargement E_{22} (le VER est particulièrement discrétisé dans la zone de localisation du milieu perforé pour ce chargement).

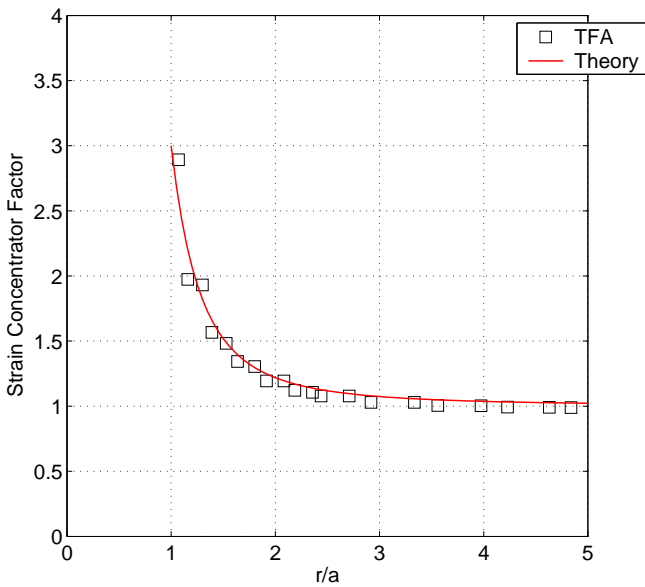


FIGURE 5.12 – Distribution des valeurs η_{2222} pour un chargement élastique E_{22} .

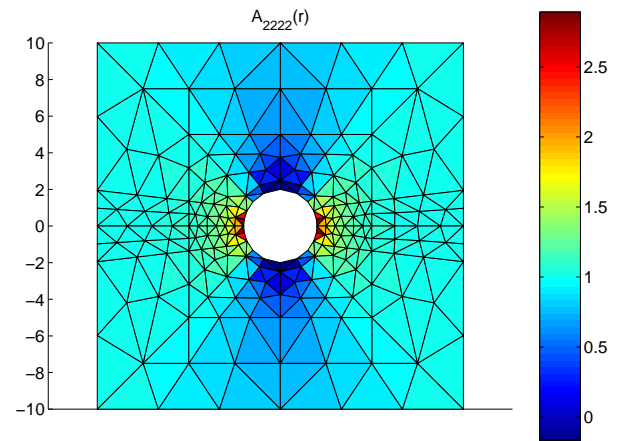


FIGURE 5.13 – Distribution des valeurs du tenseur de localisation A_{2222} .

En plasticité, le modèle multi-échelles développé repose également sur le schéma primal de l'approche intégrée, mais il considère la relation de localisation dans son entier. La prise en compte des non-linéarités de comportement du matériau pose deux problèmes pour la démarche multi-échelles. Le premier est lié à la résolution d'un schéma plastique permettant de prédire la distribution des contraintes locales à partir de la distribution des déformations locales. L'intégration numérique de la règle de normalité (théoriquement une équation différentielle du premier ordre) repose sur l'approximation de la dérivée par une différence finie ($\dot{\bar{\varepsilon}}^p \approx \frac{1}{\Delta t} (\bar{\varepsilon}_{t+\Delta t}^p - \bar{\varepsilon}_t^p)$). Un algorithme de retour radial [84], basé sur la théorie de l'écoulement plastique [85, 86], est utilisé pour l'intégration plastique. Cet algorithme implicite (par exemple l'Algorithme 1 dans l'annexe ??) donne les contraintes $(\bar{\sigma}_r)_{t+\Delta t}$ en fonction de l'état mécanique à l'instant t et de l'incrément de déformation entre les instants t et $t + \Delta t$. Le critère de plasticité est celui de *von Mises* ($f = J_2(\bar{\sigma}) - R(p)$) et l'écrouissage est considéré en première approximation linéaire et isotrope ($R(p) = R_0 + Hp$, avec R_0 la limite élastique du matériau et H le module d'écrouissage). Dans le cas particulier de l'écrouissage linéaire, l'équation de cohérence discrète devient linéaire en Δp_t et sa solution est obtenue par un calcul direct comme :

$$\Delta p_t = \frac{\sigma_{t+\Delta t}^{eq} - R_0 - H p_t}{3\mu + H}.$$

Le second problème en plasticité est lié à la relation de localisation elle-même. En effet, pour un état de chargement donné $\bar{E}(t + \Delta t)$, la déformation locale $\bar{\varepsilon}_r(t + \Delta t)$ du sous-volume V_r s'exprime en fonction de la distribution des déformations an-élastiques $\bar{\varepsilon}_s^p(t + \Delta t)$ de tous les sous-volumes V_s du VER. Or, les déformations an-élastiques $\bar{\varepsilon}_s^p(t + \Delta t)$ sont également les inconnues du problème. Une méthode, décrite par Michel et Suquet [87] a été implémentée pour résoudre de façon itérative la distribution des déformations anélastiques à l'instant $t + \Delta t$ en fonction des champs convergés à t (Algorithme 2 de l'annexe ??).

Application du modèle à une plaque perforée en aluminium

Le modèle TFA est appliqué au VER fait d'un aluminium 2024-T351. Les paramètres du modèle d'écroutissage sont fixés à $R_0 = 350 \text{ MPa}$ et $H = 1500 \text{ MPa}$ pour ce matériau. Ces paramètres permettent de modéliser raisonnablement bien le comportement du matériau jusqu'à des déformations plastiques de l'ordre de 0.15 et une contrainte équivalente de l'ordre de 600 MPa , malgré la simplicité du modèle d'écroutissage. Le modèle multi-échelles est mis en œuvre pour le VER de la Figure 5.11 et un chargement en mode pur I dans la direction \vec{e}_y . Le schéma multi-échelle est piloté en déformation (schéma primal). Le chargement $E_{yy}(t)$ est discrétisé en 300 incréments égaux entre eux à $\Delta E_{yy} = 10^{-4}$. La déformation globale maximale, $E_{yy} = 0.03$, est représentative des conditions de chargement appliquées expérimentalement à l'éprouvette perforée (Figure 5.5) juste avant l'amorçage de la macro-fissure.

L'augmentation des itérations ($i_{max} = [1, 5, 10]$) pour résoudre un incrément de chargement $\Delta E_{yy}(t)$ améliore nettement la prédiction de la distribution des déformations locales $\bar{\varepsilon}_r(t)$. Elle tend à se stabiliser lorsque la relation de localisation est itérée au moins 5 fois (Figure 5.14). Les déformations locales et les variables de fragilisation structurale en fonction de la déformation globale sont proches des mesures expérimentales, jusqu'à une déformation globale de l'ordre de $E_{yy} = 0.02$ (Figure 5.14(a)). A ce niveau de déformation globale, la déformation locale en bordure de perforation a atteint la borne supérieure du domaine de validité du modèle d'écroutissage ($\varepsilon_{yy} \approx 0.15$). La distribution des déformations locales du modèle TFA corrèle relativement bien les mesures effectuées sur le ligament (Figures 5.14(b) et 5.14(c)). La contrainte nominale calculée sur le ligament ($\bar{\sigma}_{nom} = \langle \bar{\sigma}(x) \rangle_S = \sum_r c_r \bar{\sigma}_r$ pour $r \in S$) avec le modèle multi-échelles est également proche des mesures expérimentales (Figure 5.14(a)).

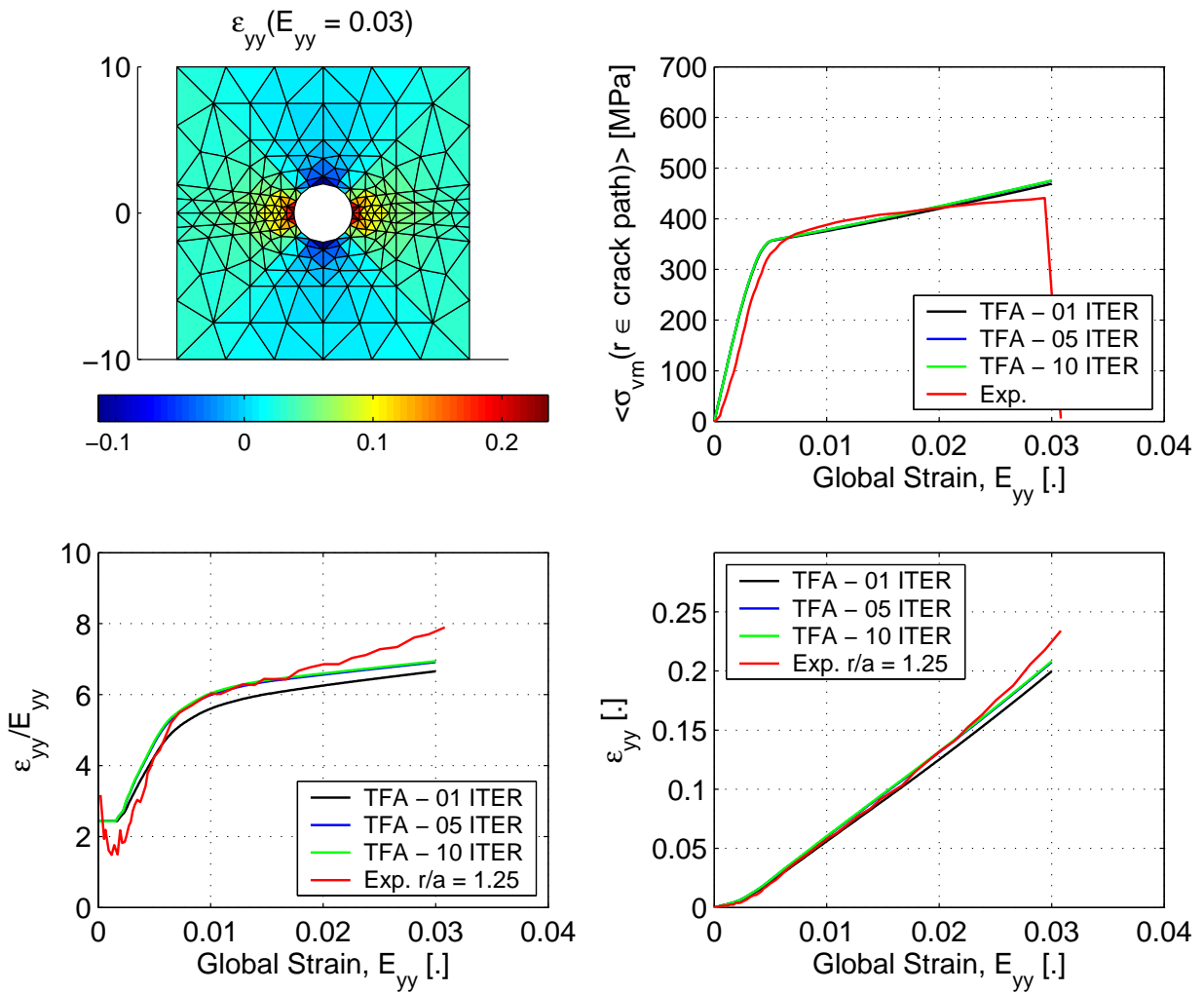
La déformation locale en bordure de perforation aurait atteint un niveau de l'ordre de 0.1 pour une déformation globale de 0.03 sans la prise en compte des déformations an-élastiques dans la relation de localisation (0.2 lorsque ces dernières sont prises en compte). En effet, la distribution des déformations locales (et de la variable de fragilisation structurale, Figure 5.12) reste dans ce cas liée aux seules valeurs du tenseur de localisation $\bar{A}(r)$ quelle que soit la valeur de la déformation globale ($\varepsilon_{22}(r) = A_{2222}(r) \times E_{22}$, avec $A_{2222} \approx 3$ pour le sous-volume situé en bordure de perforation).

Synthèse

L'application présentée montre que le modèle multi-échelles permet de décrire raisonnablement bien les champs mécaniques locaux. Le domaine d'application du modèle TFA est d'étudier/caractériser de façon analytique la loi d'évolution de la variable de fragilisation structurale $\bar{\eta}(x)$ et les critères de rupture macroscopiques du milieu perforé (énergie d'amorçage en particulier). Un autre domaine d'application du modèle est de caractériser une loi de comportement macroscopique/homogénéisé du milieu perforé par une approche séquentielle ($\bar{\Sigma} = \tilde{\mathcal{L}}^{hom} : \bar{E}$) pour les éléments de coque utilisés en calcul des structures.

Pour nos applications de dynamique rapide et vu les résultats de l'étude expérimentale de la fragilisation structurale en visco-plasticité, il y a un intérêt à introduire dans le modèle multi-échelles un schéma de résolution plastique dépendant du temps et des lois de comportement visco-plastique (master Julie Morvant). Les développements en cours concernent la validation l'algorithme à retour radial développé.

Une limitation dans la méthode TFA est le nombre de sous-volumes du VER nécessaire pour une bonne description des champs locaux (également l'influence du découpage) et donc les coûts de calculs engendrés.



(a) résultats

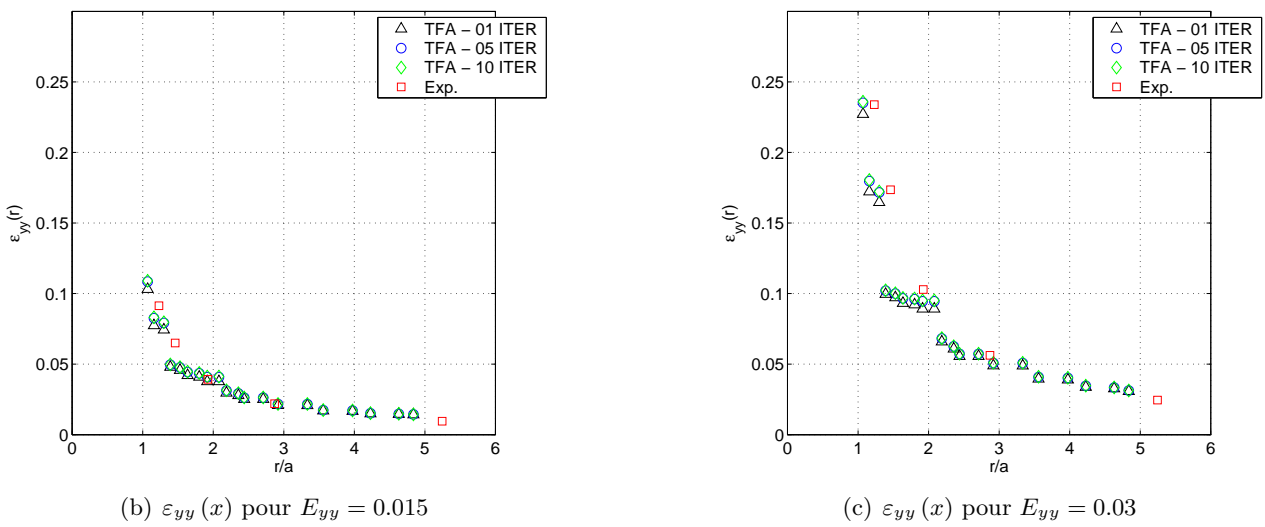


FIGURE 5.14 – Modèle multi-échelle (2024-T351).

D'autres solutions peuvent être étudiées, si l'on souhaite réduire leur nombre (et donc limiter le temps de calcul pour résoudre le modèle multi-échelles). Elles concernent les méthodes NTFA³ [88, 87] qui considèrent des champs de déformations plastiques hétérogènes dans chaque sous-volume, alors que, par définition, ceux-ci sont homogènes dans la méthode TFA.

Le cas de VER constitués de matériaux particulièrement ductiles pose le problème de l'hypothèse des petites transformations, de la représentativité du VER (dont certaines variables sont caractérisées par des calculs élastiques) et de la prise en compte d'une variable d'endommagement dans la formulation multi-échelles.

5.5 Élément fini de coque fragilisé

Nous cherchons maintenant à implémenter dans un élément fini de coque, qui sera utilisé en calcul des structures, la fragilisation structurale due à la présence d'une perforation. Comme suggéré précédemment, une solution consiste à déterminer avec le modèle TFA une loi de comportement macroscopique/homogénéisé tenant compte implicitement de l'influence de la perforation par une approche séquentielle. Cette solution peut être suffisante si on s'intéresse au comportement linéaire et non-linéaire du milieu ainsi homogénéisé (puisque $\tilde{\mathcal{L}}^{hom}$ est fonction de la transformation appliquée au milieu). Néanmoins, elle est inadaptée si on s'intéresse à la rupture du milieu (nécessité de définir un critère pour la rupture). En effet, comme nous l'avons présenté en introduction, une approche admise pour la rupture repose sur des critères globaux couplés à d'autres critères locaux. Or, il est difficile de *re-localiser* les champs de contrainte et de déformation avec une loi de comportement homogénéisée.

Une première approche pour l'implémentation de l'EF fragilisé repose sur la variable de fragilisation structurale η . Un élément fini de coque a été modifié en introduisant un modèle empirique basé sur la variable η pour représenter l'influence de la perforation (thèse de Laurent Patronelli). Cette approche ingénieur vise plus précisément à modéliser les phénomènes de fragilisation structurale en s'intéressant aux déformations observées le long du chemin de rupture. La fragilisation est caractérisée dans ce modèle empirique par un ensemble de couples de valeurs de η , l'une dans le domaine élastique et l'autre dans le domaine plastique. Cet élément permet de tenir compte de l'influence de la perforation d'une façon assez satisfaisante pour le cas de sollicitation simple, telle la traction uni-axiale. Néanmoins, l'utilisation de cet élément se révèle délicate en particulier dans le cas de sollicitations structurales quelconques. Le problème de la caractérisation des variables du modèle et celui de la robustesse de l'élément se posent ici de façon évidente.

La seconde approche vise à modéliser la distribution des champs de déformation et de contrainte au voisinage de la perforation, mais sans la mailler explicitement. La connaissance de ces champs permet alors de calculer l'énergie d'amorçage de la première macro-fissure. Ce critère peut également être couplé à des critères de rupture locaux, fondés sur des modèles d'endommagement par exemple. Cette seconde approche peut reposer sur des aller-retour permanents entre l'échelle macro et l'échelle micro par le biais du modèle multi-échelles précédent [89]. Une autre méthode consiste à implanter une solution analytique des champs locaux dans l'élément de coque pour limiter le coût calcul du modèle multi-échelles. Un élément fini spécial [90] est implanté dans ce sens (thèse de Nicolas Leconte). Il repose sur une formulation hybride-Trefftz [91] et ses fonctions d'interpolation sont fondées sur une solution analytique de Kolosov-Muskhelishvili [92].

Remarque. Une formulation hybride-Trefftz est un principe hybride⁴ contraint à satisfaire des équations *a priori* connues à l'intérieur du domaine (méthode de Trefftz) [93, 94, 95, 96]. Un élément hybride-Trefftz déplacement repose principalement sur un principe variationnel hybride (qui assure la compatibilité des déplacements aux frontières des éléments) et sur l'utilisation d'une méthode de Trefftz [93]. La méthode de Trefftz se caractérise ici par la construction de fonctions d'interpolation qui sont *a priori* solutions des équations d'équilibre et qui permettent de réduire l'intégration d'intérieur de domaine de l'élément fini spécial à une intégration à ses frontières. \square

3. Nonuniform Transformation Field Analysis.

4. Un élément fini *hybride* est un élément fini pour lequel au moins un champ est interpolé à l'intérieur du domaine et un champ est interpolé aux frontières.

Fonctions d'interpolation de l'élément fini hybride-Trefftz

Les fonctions d'interpolation de l'élément fini reposent sur une formulation à variables complexes et un formalisme basé sur les potentiels de Kolosov-Muskhelishvili [92]. Les équations de Kolosov-Muskhelishvili ont été établies dans le cadre général de l'élasticité linéaire [97].

La recherche d'une solution exacte repose sur la décomposition du problème en la somme d'une solution *homogène* et d'une solution *particulière* (Leconte, 2008). Dans un premier temps, la solution homogène du problème analytique de plaque infinie perforée est déterminée. Dans un second temps, les solutions particulières du problème analytique, correspondant à des chargements particuliers appliqués sur le trou, sont calculées. La superposition de la partie homogène et d'une partie particulière permet de construire la solution du problème de plaque infinie perforée sous un chargement particulier. Le champ de déplacement est décomposé grâce à la relation (5.19). De cette décomposition découle celle du vecteur contrainte (5.20).

$$u = u^h + u^p \quad (5.19)$$

$$T = T^h + T^p \quad (5.20)$$

La solution analytique du problème de plaque infinie élastique perforée s'écrit grâce aux potentiels de Kolosov-Muskhelishvili Φ et Ψ qui permettent d'exprimer les déplacements et les contraintes de la manière suivante [92].

$$\begin{cases} 2\mu(u + iv) = k\Phi(z) - z\overline{\Phi'(z)} - \overline{\Psi(z)} \\ \sigma_{xx} + i\sigma_{xy} = \Phi'(z) + \overline{\Phi'(z)} - z\overline{\Phi''(z)} - \overline{\Psi'(z)} \\ \sigma_{yy} - i\sigma_{xy} = \Phi'(z) + \overline{\Phi'(z)} + z\overline{\Phi''(z)} + \overline{\Psi'(z)} \\ k\Phi(z) - z\overline{\Phi'(z)} - \overline{\Psi'(z)} = 2\mu(\check{u} + i\check{v}) \text{ sur } \Gamma_u \\ \Phi(z) + z\overline{\Phi'(z)} + \overline{\Psi'(z)} = i \int (\check{T}_x + i\check{T}_y) ds \text{ sur } \Gamma_t \end{cases} \quad (5.21)$$

où,

Φ' représente la différentielle complexe de Φ ($\Phi' = d\Phi/dz$), $\overline{\Phi}$ le complexe conjugué de Φ ,

i est le nombre imaginaire pur, z un nombre complexe, k la constante de Kolosov-Muskhelishvili ($k = \frac{3-\nu}{1+\nu}$ en contrainte plane), μ le coefficient de Lamé,

u et v sont les composantes du déplacement, σ_{xx} , σ_{yy} et σ_{xy} les composantes des contraintes,

\check{u} et \check{v} sont les conditions aux limites cinématiques appliquées sur la frontière Γ_u , \check{T}_i les conditions aux limites statiques appliquées sur la frontière Γ_t .

De manière à exprimer la condition de bord libre sur la frontière du trou, il est avantageux d'utiliser une transformation conforme (5.22) qui permet de transformer un trou elliptique en un trou circulaire unitaire. Dans le cas particulier d'une transformation conforme d'un trou de rayon r_0 en un trou unitaire, on a : $z = f(\zeta) = r_0\zeta$ ($m = 0$ et $c = r_0$).

$$z = f(\zeta) = c \left(\zeta + \frac{m}{\zeta} \right), \text{ avec } c = \frac{a+b}{2} \text{ et } m = \frac{a-b}{a+b} \quad (5.22)$$

où,

m et c sont les paramètres de l'ellipse,

a et b sont respectivement les axes majeur et mineur de l'ellipse.

Le potentiel de Kolosov-Muskhelishvili Φ est développé en une série de Laurent de la forme générale : $\Phi(\zeta) = \sum_{j=-N}^M a_j \zeta^j$. Le potentiel Ψ est obtenu en exprimant la condition de bord libre $\check{T}_x = \check{T}_y = 0$ sur la frontière du trou (c'est-à-dire en $|\zeta| = 1$). Les expressions des potentiels Φ et Ψ étant connus, il est possible de déterminer les expressions du champ des déplacements et du champ des contraintes dans tout le domaine en posant : $\zeta^j = R^j \cos j\theta + iR^j \sin j\theta$ (avec $R = \sqrt{x^2 + y^2}/r_0$ et $\theta = \arctan y/x$), et en décomposant a_j en une

partie réelle et une partie imaginaire comme : $a_j = \alpha_j + i\beta_j$. Par identification des parties réelles et imaginaires (Leconte, 2008), il découle les expressions des composantes du champ des déplacements (5.23)–(5.24) et du champ des contraintes (5.25)–(5.27) dans le cas particulier du trou circulaire ($m = 0$ et $c = r_0$). Les champs de déplacements et de contraintes sont exprimés dans le repère cartésien (\vec{e}_x, \vec{e}_y) avec le système de coordonnées cylindriques (R, θ) .

$$u^h = \frac{1}{2\mu} \sum_{j=-N}^M \alpha_j [(kR^j - R^{-j}) \cos j\theta - j(R^j - R^{j-2}) \cos(j-2)\theta] + \beta_j [-(kR^j - R^{-j}) \sin j\theta + j(R^j - R^{j-2}) \sin(j-2)\theta] \quad (5.23)$$

$$v^h = \frac{1}{2\mu} \sum_{j=-N}^M \alpha_j [(kR^j - R^{-j}) \sin j\theta + j(R^j - R^{j-2}) \sin(j-2)\theta] + \beta_j [(kR^j - R^{-j}) \cos j\theta + j(R^j - R^{j-2}) \cos(j-2)\theta] \quad (5.24)$$

$$\sigma_{xx}^h = \frac{1}{r_0} \sum_{j=-N}^M \alpha_j j [2R^{j-1} \cos(j-1)\theta - R^{-j-1} \cos(j+1)\theta - [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \cos(j-3)\theta] + \beta_j j [-2R^{j-1} \sin(j-1)\theta + R^{-j-1} \sin(j+1)\theta + [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \sin(j-3)\theta] \quad (5.25)$$

$$\sigma_{yy}^h = \frac{1}{r_0} \sum_{j=-N}^M \alpha_j j [2R^{j-1} \cos(j-1)\theta + R^{-j-1} \cos(j+1)\theta + [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \cos(j-3)\theta] + \beta_j j [-2R^{j-1} \sin(j-1)\theta - R^{-j-1} \sin(j+1)\theta - [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \sin(j-3)\theta] \quad (5.26)$$

$$\sigma_{xy}^h = \frac{1}{r_0} \sum_{j=-N}^M \alpha_j j [-R^{-j-1} \sin(j+1)\theta + [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \sin(j-3)\theta] + \beta_j j [-R^{-j-1} \cos(j+1)\theta + [(j-1)R^{j-1} - (j-2)R^{j-3}] \cos(j-3)\theta] \quad (5.27)$$

Remarque. Les relations (5.23) à (5.27) peuvent d'écrire sous la forme :

$$u^h = \begin{bmatrix} U \\ V \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_j \\ \beta_j \end{Bmatrix} = \frac{1}{2\mu} N_{ij} c_j \quad (5.28)$$

$$\sigma^h = \frac{1}{r_0} Q_{ij} c_j \quad (5.29)$$

$$T^h = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_j \\ \beta_j \end{Bmatrix} = \frac{1}{r_0} P_{ij} c_j \quad (5.30)$$

où,

c est le vecteur des paramètres (α_j, β_j) ,

N_{ij} , P_{ij} et Q_{ij} sont des matrices de fonctions d'interpolation.

□

Piltner montre que la troncature des séries (5.23) à (5.27) doit être choisie de manière à ce que le nombre de termes indépendants soit approximativement égal au nombre de nœuds. En particulier, il propose deux variantes de son élément [90]. Si les séries sont tronquées à l'ordre $N = M = 4$, alors l'élément formulé comporte 8 nœuds, et si $N = M = 8$, alors l'élément formulé comporte 16 nœuds.

Par ailleurs, les fonctions de déplacement tiennent compte des trois modes de corps rigides. Il est assez trivial d'identifier le terme responsable des deux modes translations pures dans les relations (5.23) et (5.24) : il s'agit du terme a_0 , soit les paramètres α_0 et β_0 du vecteur c . Plus récemment, Piltner a identifié le terme responsable du mode de corps rigide en rotation pure [98]. Il s'agit du paramètre β_1 du vecteur c . Ces termes de la série doivent être retirés de la formulation de l'élément fini. On remarquera que quelle que soit la valeur donnée aux paramètres α_0 , β_0 et β_1 , le champ de contraintes obtenu par les relations (5.25) à (5.27) est uniformément nul ($\sigma_{ij}^h \equiv 0, \forall R$ et θ).

Enfin, la méthode permettant d'établir les chargements particuliers (u^p et σ^p) est détaillée dans la thèse de Nicolas Leconte. Il semble que seuls des cas simples de chargement peuvent être formulés sur la frontière interne par cette méthode, tels que la pression uniforme ou le cisaillement pur proposés par Piltner [90].

Principe variationnel hybride-Trefftz déplacement

Considérons un milieu perforé V que l'on a divisé en plusieurs sous-domaines (Figure 5.15). V^e est le sous-domaine qui contient la perforation. La frontière d'application des conditions aux limites de Dirichlet est notée S_u (cinématiques, valeurs aux bornes) et la frontière d'application des conditions aux limites de Neumann est notée S_t (statiques, gradients aux bornes). On note u le champ de déplacements dans le sous-domaine perforé V^e et \tilde{u} le champ de déplacements dans les autres sous-domaines. La condition de continuité des déplacements entre le sous-domaine perforé et les autres sous-domaines s'applique sur la frontière notée S_i . S_u^e et S_t^e sont les frontières d'application des conditions aux limites qui concernent éventuellement le sous-domaine perforé V^e ⁵.

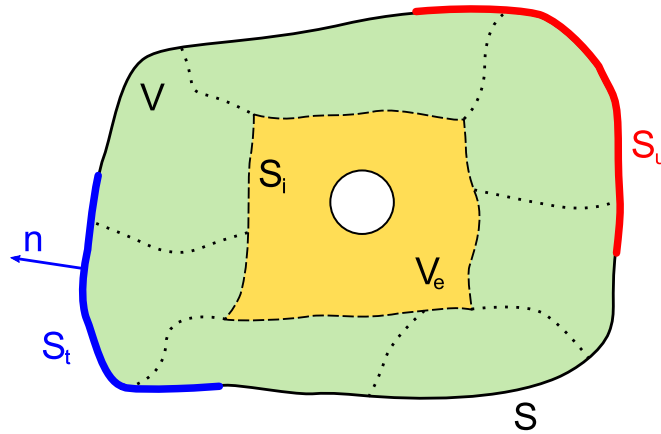


FIGURE 5.15 – Milieu perforé soumis à des conditions aux limites en déplacement et en effort.

Considérons la forme forte des équations de l'élastostatique appliquée au sous-domaine V^e et introduisons la condition de continuité des déplacements. Il vient les relations suivantes :

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}) \implies \text{petites déformations dans } V^e \quad (5.31)$$

$$\sigma_{ij} = E_{ijkl}\varepsilon_{kl} \implies \text{loi de comportement dans } V^e \quad (5.32)$$

$$\sigma_{ij,j} + b_i = 0 \implies \text{équation d'équilibre dans } V^e \quad (5.33)$$

$$\sigma_{ij}n_j = \hat{T}_i \implies \text{conditions aux limites en effort sur } S_t^e \quad (5.34)$$

$$u_i = \hat{u}_i \implies \text{conditions aux limites en déplacement sur } S_u^e \quad (5.35)$$

$$u_i = \tilde{u}_i \implies \text{compatibilité des champs de déplacement sur } S_i^e + S_u^e \quad (5.36)$$

5. À noter que S_u^e et S_t^e sont des sous-ensembles de S_i .

Les relations (5.37) à (5.39) sont les formes faibles des équations (5.33), (5.34) et (5.36) dans lesquelles le champ d'intérieur de domaine u_i et de frontière T_i soumis à variation sont donnés par les relations (5.28) et (5.30) respectivement. \tilde{u} est l'interpolation du champ des déplacements d'une interface de déplacement indépendante, définie comme : $\tilde{u} = \tilde{N}_{ij}q_j$, et pour laquelle \tilde{N}_{ij} est la matrice des fonctions de forme polynomiale (quadratique) d'un élément fini standard à 8 nœuds et q_j est le vecteur des déplacements. Enfin, l'exposant u dans les relations (5.37) et (5.38) indique une relation forte entre les champs u et σ (i.e., ε_{ij}^u dérive directement du champ des déplacements avec la relation (5.31) et σ_{ij}^u s'obtient à l'aide de la relation de Hooke (5.32)).

$$\int_{V^e} (\sigma_{ij,j}^u + b_i) \delta u_i dV = 0 \quad (5.37)$$

$$\int_{S_t^e} (\sigma_{ij}^u n_j - \hat{T}_i) \delta u_i dS = 0 \quad (5.38)$$

$$\int_{S_i^e + S_u^e} (\tilde{u}_i - u_i) \delta T_i dS = 0 \quad (5.39)$$

La combinaison des formes faibles (5.37) à (5.39) mène au principe variationnel donné par la relation (5.40). Il est possible de reconnaître un principe hybride déplacement. En effet, le champ des déplacements est le seul champ à être interpolé à l'intérieur du domaine V^e et le vecteur contrainte est quant à lui interpolé aux frontières du domaine V^e .

$$\Pi_H [u_i] = \frac{1}{2} \int_{V^e} \sigma_{ij}^u \varepsilon_{ij}^u dV - \int_{V^e} b_i u_i dV - \int_{S_t^e} \hat{T}_i u_i dS + \int_{S_i^e + S_u^e} (\tilde{u}_i - u_i) T_i dS \quad (5.40)$$

L'utilisation du théorème de la divergence dans la relation (5.40) nous permet d'obtenir l'expression (5.41). En contraignant ce principe à satisfaire l'équation d'équilibre (5.33) en tous points du domaine V^e (propriété des fonctions d'interpolation (5.23) à (5.27)) et en supposant que les forces de volume à distance sont négligeables ($b_i = 0$), nous obtenons le principe variationnel du sous-domaine perforé V^e (5.42). Ce dernier est un principe variationnel hybride-Trefftz déplacement, puisque l'intégration peut se limiter aux frontières du domaine, car les équations d'intérieur de domaine sont *a priori* satisfaites.

$$\Pi_H [u_i] = \frac{1}{2} \int_{S^e} T_i u_i dS - \frac{1}{2} \int_{V^e} (\sigma_{ij,j}^u + b_i) u_i dV - \frac{1}{2} \int_{V^e} b_i u_i dV - \int_{S_t^e} \hat{T}_i u_i dS + \int_{S_i^e + S_u^e} (\tilde{u}_i - u_i) T_i dS \quad (5.41)$$

$$\Pi_{HT} [u_i] = \frac{1}{2} \int_{S^e} T_i u_i dS - \int_{S_t^e} \hat{T}_i u_i dS + \int_{S_i^e + S_u^e} (\tilde{u}_i - u_i) T_i dS \quad (5.42)$$

D'autres développements permettent d'exprimer la relation (5.42) de façon à opérer l'intégration sur les frontières inter-domaines de l'élément seulement (Leconte, 2008). La matrice de rigidité de l'élément perforé hybride-Trefftz est finalement obtenue en recherchant la condition de stationnarité de principe (5.42) par rapport aux paramètres c et q . Une première condition de stationnarité permet d'établir une relation entre c et q . Le vecteur de paramètres c (α_j, β_j) peut ainsi être éliminé des relations, ce qui permet finalement de construire un système du type $K_{ij}q_j = f_i$, une fois la seconde condition de stationnarité établie, qui dépend des seuls déplacements nodaux classiques q_j . La formulation et les étapes principales dans l'établissement de la matrice de rigidité de l'élément sont présentés dans un article par Piltner [90]. La formulation complète de l'élément est détaillée dans son ensemble dans un article par Leconte (2010). Les expressions de la matrice de rigidité de l'élément fini K_{ij} et le vecteur chargement f_i sont données par les relations (5.43) et (5.44) respectivement.

$$K_{ij} = L_{ki} H_{kl}^{-1} L_{lj} \quad (5.43)$$

$$f_i = L_{ki} H_{kl}^{-1} r_l^c - r_i^d \quad (5.44)$$

où,

$$H_{ij} = \int_{S_i^e} \frac{1}{2} \left[U_j T_i^x + T_j^x U_i + V_j T_i^y + T_j^y V_i \right] dS, \quad L_{ij} = \left[\int_{S_i^e} T^x \tilde{U} dS \quad \int_{S_i^e} T^y \tilde{V} dS \right], \quad r_i^c = \int_{S_i^e} (T_i^x u^p + T_i^y v^p) dS$$

et $r_i^d = \begin{bmatrix} \int_{S_i^e} \tilde{U} T_x^p dS \\ \int_{S_i^e} \tilde{V} T_y^p dS \end{bmatrix}$

Les recherches ont aussi concerné les chargements extérieurs admissibles par l'élément fini et la nature des frontières de l'élément (thèse Nicolas Leconte). L'élément fini n'ayant aucun nœud au niveau de la perforation, il en ressort qu'il n'est pas possible d'appliquer un chargement élément fini au niveau du trou. De même, il n'est pas possible de coupler l'élément fini perforé avec d'autres éléments au niveau de la perforation. Dans ces conditions, la perforation ne constitue en aucun cas une frontière du problème élément fini.

L'emploi de la méthode de Trefftz a été à l'origine de l'intégration du principe variationnel de l'élément fini de Pilter sur sa frontière uniquement. Le principe (5.42) est un principe hybride-Trefftz déplacement. D'après les hypothèses utilisées pour la formulation, l'élément ne peut être intégré, seulement si les efforts volumiques peuvent être négligés et si l'équation d'équilibre (5.33) est respectée en tout point par les fonctions d'interpolation (solution analytique de Kolosov-Muskhelishvili). Le paragraphe suivant s'intéresse à l'implantation de l'élément fini de plaque perforée.

Implantation de l'EF dans le code ZéBuLoN

La base de référence de l'élément (Figure 5.16) est celle d'un élément fini à 8 nœuds (Leconte, 2010). Elle se justifie principalement pour des considérations d'intégration de l'élément (application des règles d'intégration usuelles de Gauss 1D le long des frontières). La perforation est schématisée sur la Figure 5.16 par abus. Le rayon de la perforation, r_0 , est un paramètre de l'élément au même titre que les caractéristiques mécaniques du matériau.

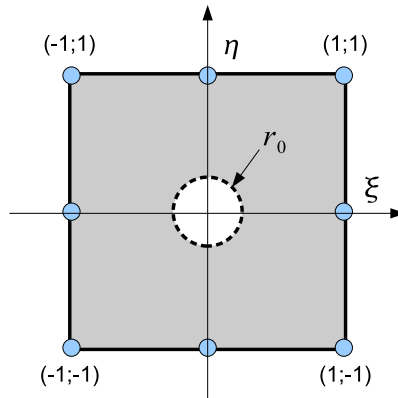


FIGURE 5.16 – Base de référence de l'EF hybride-Trefftz perforé.

Le principe variationnel de l'élément fini de plaque perforée est défini par l'expression (5.42). Les expressions de la matrice de rigidité de l'élément fini K_{ij} et le vecteur chargement f_i sont données par les relations (5.43)

et (5.44) respectivement. Les fonctions d'interpolation de l'élément fini implanté sont tronquées à l'ordre 4, c'est-à-dire $M = N = 4$ dans les expressions (5.23) à (5.27). Les termes relatifs aux modes de corps rigides sont retirés de ces expressions (α_0 , β_0 et β_1).

L'élément fini utilise un certain nombre d'outils et de bibliothèques mathématiques disponibles dans le code ZéBuLoN [99]. L'implantation de l'élément fini comportant une perforation libre de chargement est résumée par l'algorithme 3 de l'annexe ???. Différentes règles de Gauss 1D ont été également implantées dans le code ZéBuLoN pour intégrer l'élément fini sur ses frontières : 2, 4, 8 ou 16 points de Gauss par segment (soit un total de 8, 16, 32 ou 64 points de Gauss pour l'élément). Les positions et poids des points de Gauss sont extraits de la référence [100]. La précision de l'élément fini est étudiée en fonction du nombre de points de Gauss par segment.

En ce qui concerne le post-traitement de l'élément, celui-ci n'est pas implanté dans l'élément, car cela nécessite une phase de reconstruction et d'enregistrement des champs de déplacement et de contrainte dans le domaine de l'élément. Pour cette étape de développement et de validation de l'EF, le post-traitement est externalisé. Les champs seront reconstruits une fois le calcul terminé à l'aide des outils numériques. Le principe de construction de la solution de Kolosov-Muskhelishvili repose sur l'analyse des déplacements u_x et u_y ⁶ des nœuds de l'élément fini Hybride-Trefftz perforé (master François Di-Paola). Sauf mention contraire, la solution de Kolosov-Muskhelishvili est interpolée par une série de Laurent du type : $\alpha_j = [-4, -1] \cup [1, 4]$ et $\beta_j = [-4, -1] \cup [1, 4]$, avec $\beta_1 = 0$ (terme de rotation pure). Nous rappelons que les paramètres α_0 et β_0 qui sont liés aux modes de translations pures ont des valeurs fixées à 0.

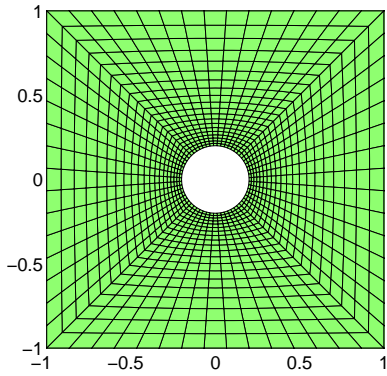
Le problème étudié est une plaque perforée en alliage d'aluminium dont les dimensions sont $14\text{ mm} \times 14\text{ mm}$. Les propriétés matérielles sont fixées à : $E = 74000\text{ MPa}$ pour le module d'Young et $\nu = 0.3$ pour le coefficient de Poisson. La plaque comporte une perforation de rayon 0.2 mm en son centre. Quatre types de chargement (i.e., déplacements imposés) sont appliqués aux frontières de la plaque : la traction uni-axiale (Howland-strip), la traction bi-axiale, le cisaillement pur et le cisaillement simple.

Pour le problème de contrainte plane étudié, le modèle aux éléments finis de référence comporte 36480 nœuds et 12000 éléments finis de type *c2d8*, ce qui représente un nombre de degrés de liberté de l'ordre 180960. Une étude de convergence de maillage montre que les champs mécaniques ne dépendent pas de la taille de maille élément fini pour le raffinement présenté dans la Figure 5.17(a). Le modèle EF orienté calcul de structure de la plaque perforée précédente est scindée en 49 éléments finis (Figure 5.17(b)) ; l'élément fini placé au centre de plaque contenant la perforation (EF-HT), les 48 autres EF étant ceux en standard dans Zébulon (*c2d8*). L'élément fini hybride-Trefftz est entouré de 3 rangées d'éléments finis standards pour limiter les effets de bords libres. La durée du calcul est de l'ordre de 0.3 s . Le modèle étudié ne permet pas d'observer une influence notable du nombre de points d'intégration de l'EF-HT sur la durée du calcul (1 seul EF-HT). La durée du calcul EF de référence est de l'ordre de 100 s .

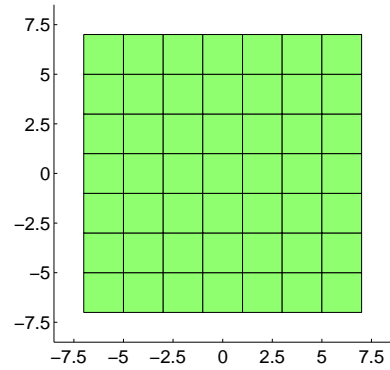
Les résultats sont plus particulièrement analysés le long de l'axe \vec{e}_y . L'erreur sur la valeur de K_t est déterminée par : $e_{K_t} = \left(\sigma_{ij}^{km} - \sigma_{ij}^{ref} \right) / \sigma_{ij}^{ref}$, dans laquelle σ_{ij}^{km} est la composante du tenseur des contraintes obtenue par la solution de Kolosov-Muskhelishvili dans l'EF hybrid-Trefftz et σ_{ij}^{ref} est celle prélevée dans le modèle aux EF de référence.

Les champs de contrainte reconstruits pour les différentes règles d'intégration sont présentés dans la Figure 5.18 pour les 4 cas de chargement étudiés. Seuls les résultats obtenus pour le cisaillement simple et la règle d'intégration à 2 points de Gauss par segment s'écartent nettement de la référence. À partir de 4 points de Gauss par segment, l'écart avec la référence est inférieur à 1% (Leconte, 2010). En bordure de perforation en cisaillement pur et en cisaillement simple, la contrainte y est exactement nulle dans la solution de Kolosov-Muskhelishvili, alors qu'elle y est différente de zéro (mais néanmoins proche de 0) dans le modèle aux EF de référence.

6. La formulation de l'élément fini spécial assure la continuité des déplacements sur la frontière de l'élément et en particulier aux nœuds.

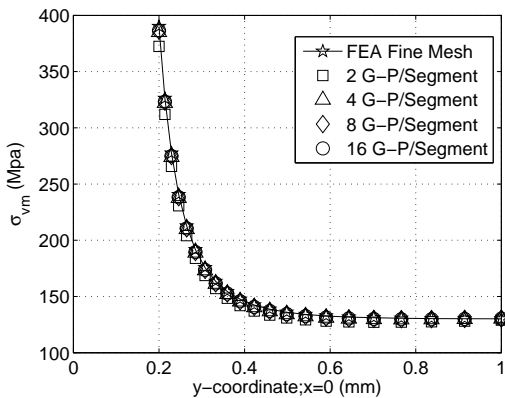


(a) modèle EF de référence : maillage dans la zone perforée

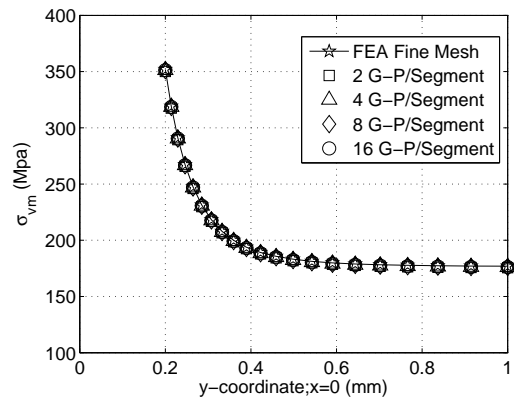


(b) modèle structure : EF Hybride-Trefftz perforé au centre

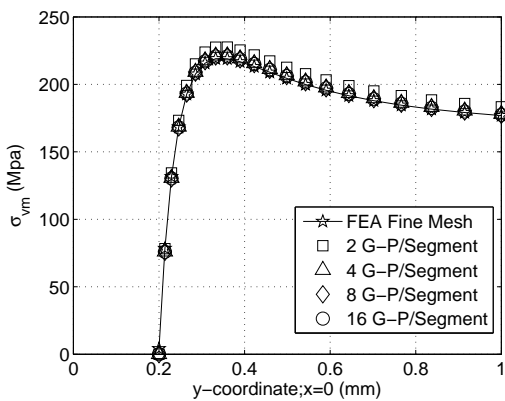
FIGURE 5.17 – Modèle aux éléments finis d’une plaque perforée.



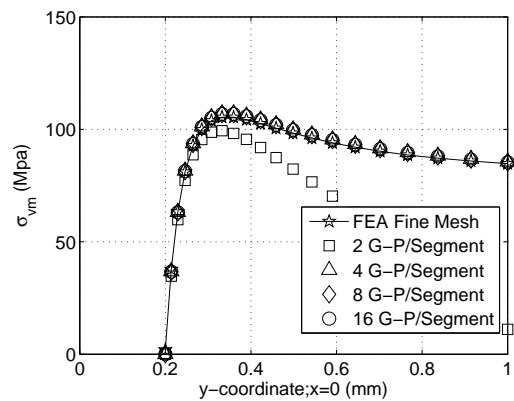
(a) traction uni-axiale (Howland-Strip)



(b) traction bi-axiale



(c) cisaillement pur



(d) cisaillement simple ($\beta_1 \neq 0$)

FIGURE 5.18 – Distribution des contraintes équivalentes de von Mises σ_{vm} le long de l’axe \vec{e}_y .

Concernant les champs de déplacement, la règle d'intégration à 2 points de Gauss s'avère définitivement insuffisante en particulier dans le cas du cisaillement simple. L'augmentation du nombre de points d'intégration permet naturellement de réduire nettement l'écart observé avec la référence. Seul le cas de la traction uniaxiale (Howland-Strip) reste éloigné de la référence. L'écart est de l'ordre de 4% même dans le cas d'une règle d'intégration à 16 points de Gauss par segment (Leconte, 2010).

À titre d'exemple, la Figure 5.19 présente, pour les quatre cas de chargement, le champ de contraintes équivalentes de von Mises observé au voisinage de la perforation pour le modèle aux EF de référence et dans l'EF-HT intégré par 16 ou 2 points de Gauss par segment.

Synthèse

Cette application montre que l'élément fini hybride-Trefftz permet de prédire relativement bien les champs mécaniques au voisinage de la perforation pour un coût de calcul adapté au calcul de structure. Son domaine d'application est celui de ses fonctions d'interpolation (i.e., élastostatique) et sa frontière interne est de nature analytique (ce qui ne permet pas de modéliser un assemblage riveté).

En ce qui concerne sa limitation à l'élastostatique, deux possibilités ont été envisagées : conserver un principe hybride-Trefftz (stage master François Di-Paola) ou employer un autre principe variationnel (Leconte, 2009). La première possibilité a été finalement abandonnée, car il s'est révélé impossible de formuler une solution analytique non-linéaire de plaque perforée sous une forme similaire à celle des équations de Kolosov-Muskhelishvili⁷. En l'absence de solution analytique non-linéaire, il n'est pas possible de formuler un élément hybride-Trefftz pour des applications non-linéaires. Néanmoins, une formulation hybride ou hybride-mixte pourrait s'avérer pertinente.

En ce qui concerne la frontière interne de l'élément fini, une possibilité est de formuler une interface de déplacement indépendante au niveau de la perforation. Cette nouvelle frontière étant de nature élément fini, il sera possible de coupler l'élément fini perforé à un élément fini de fixation pour modéliser un assemblage riveté.

5.6 Conclusions et perspectives

Conclusions. Une action de recherche du laboratoire commun *Dynamique Rapide des Structures et Collisions* (Onéra/UVHC/CNRS) a concerné le développement d'un nouvel élément de fixation dans un code de calcul explicite. L'élément de liaison fonctionne telle une interface cohésive. Des fonctions non-linéaires sont implantées pour le comportement (sans pour autant traiter le problème de plasticité) et la rupture est décrite avec un modèle rigide fonctionnant en modes purs et mixtes I/II. Les valeurs des paramètres de comportement et de rupture sont déterminées avec les résultats des essais Arcan. L'intérêt du dispositif Arcan développé pour les rivets est qu'il permet de valider l'élément, les fonctions et leurs paramètres avec les résultats obtenus en mode mixte I/II. Ce nouvel élément de fixation non-linéaire a permis d'améliorer notablement la réponse de structures aéronautiques complexes et la localisation des parties de structure sujettes à la ruine. Cet élément a permis également de réduire l'influence de la position du rivet dans la maille élément fini sur le résultat du calcul.

Pour opérer le rivetage des pièces d'une structure aéronautique, il est nécessaire de percer les tôles à assembler. Ces perforations constituent des singularités géométriques dans la matière qui, sous chargement mécanique, provoquent en leur voisinage immédiat un phénomène bien connu de concentration des contraintes et des déformations. Ces entailles mécaniques, qui se comptent sur un avion en dizaines de milliers d'unités, vont localiser les déformations et l'endommagement, favorisant ainsi l'amorçage et la propagation de la rupture de la structure à vitesse de déplacement imposé.

7. Cela est lié à l'absence d'équation bi-harmonique parmi les équations constitutives.

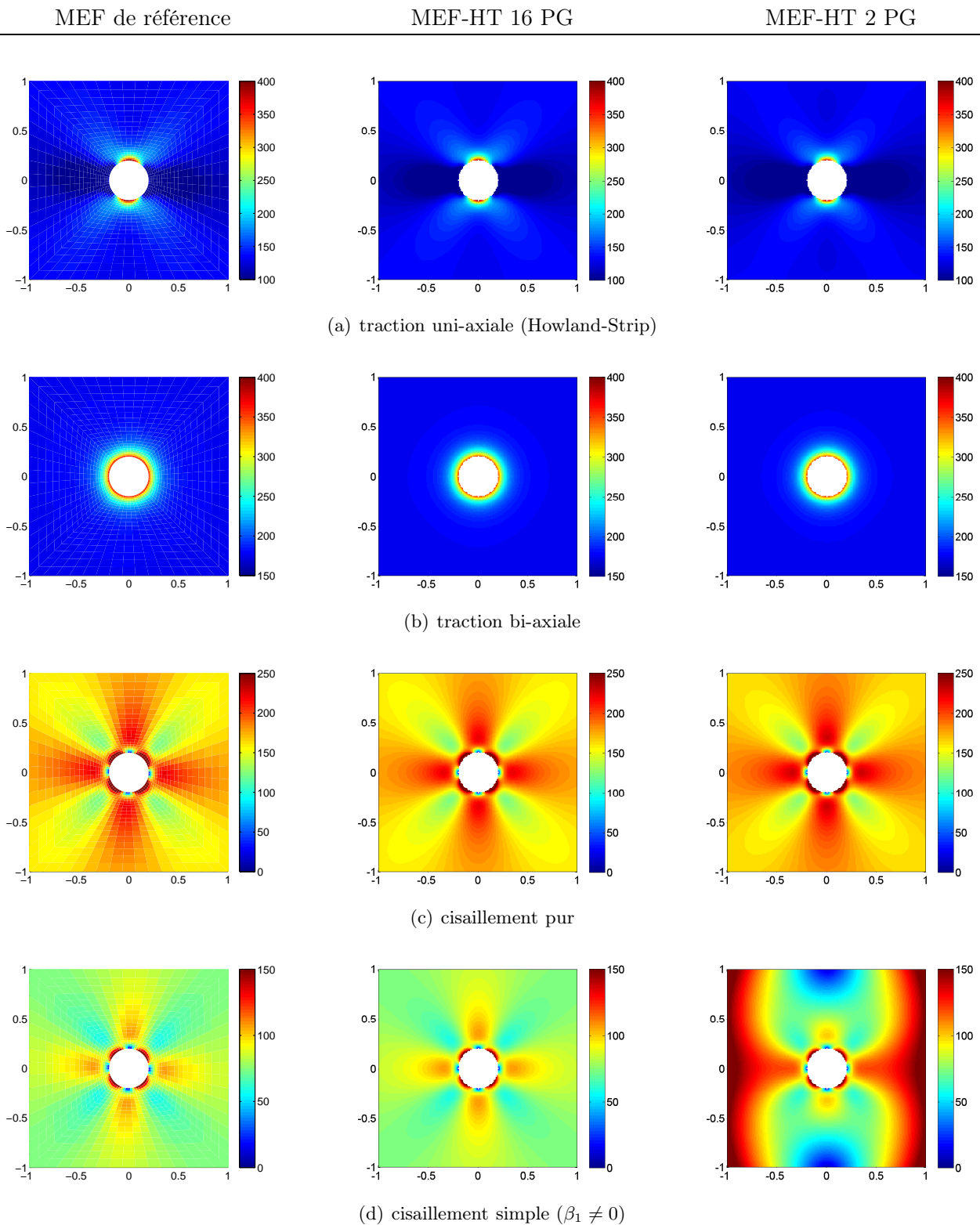


FIGURE 5.19 – Contraintes équivalentes de von Mises au voisinage de la perforation.

La première étape de la recherche vise à établir une variable permettant de relier les deux échelles du problème : l'échelle de la structure caractérisée par un état de déformation imposé macroscopique E_{kl} et celle de la perforation caractérisée par un champ de déformation locale $\varepsilon_{ij}(x)$. Nous avons proposé une variable de *fragilisation structurale* notée $\bar{\eta}$ et fondée sur un champ de facteurs de concentration de déformations. La connaissance de la distribution de cette variable et son évolution au cours de la transformation caractérisent les effets d'entaille sur le solide perforé. Les valeurs de $\bar{\eta}$ dépendent de la loi de comportement du matériau, de la nature du défaut géométrique et de la vitesse de déplacement imposé.

Dans une deuxième étape, nous cherchons une méthode numérique permettant de déterminer la loi d'évolution de la variable de fragilisation structurale et les critères de rupture macroscopiques (énergie d'amorçage). Les fonctions $\bar{\eta}(x)$ établissent un lien entre les champs locaux de déformation $\bar{\varepsilon}(x)$ perturbés par l'entaille mécanique et la transformation imposée au milieu, caractérisée par une déformation globale \bar{E} . La nature de la variable de fragilisation structurale nous conduit naturellement vers des approches multi-échelles qui relient les champs de l'échelle locale (le milieu perforé) et de l'échelle globale (la structure). La méthode TFA a été implantée pour caractériser la variable de fragilisation structurale. Pour notre problème, le VER s'apparente à une plaque perforée en son centre. Le modèle TFA corrèle relativement bien les mesures expérimentales dans le cas d'un VER fait en alliage d'aluminium et pour lequel les déformations locales ont atteint des valeurs de l'ordre de 0.2 (20%) juste avant l'amorçage de la rupture. Le cas des matériaux particulièrement ductiles pose de façon plus évidente le problème de l'hypothèse des petites transformations, de la représentativité du VER (à ces niveaux de déformations locales) et de la prise en compte d'une variable d'endommagement dans la formulation multi-échelles.

Dans une troisième étape, nous cherchons à implémenter dans un élément fini de coque qui sera utilisé en calcul des structures, la fragilisation structurale due à la présence d'une perforation. Une solution consiste à déterminer avec le modèle multi-échelles précédent une loi de comportement macroscopique tenant compte implicitement de l'influence de la perforation ($\bar{\Sigma} = f(\bar{E})$, par exemple $\bar{\Sigma}(t) = \bar{C}(t) : \bar{E}(t)$). Cette solution peut être suffisante si on s'intéresse aux comportements linéaire et non-linéaire du milieu ainsi homogénéisé (puisque \bar{C} est fonction de la transformation appliquée au milieu). Néanmoins, elle est inadaptée si on s'intéresse à la rupture du milieu. En effet, une approche admise pour la rupture repose sur des critères globaux couplés à d'autres critères locaux. Or, il n'est plus possible de relocaliser les déformations avec une loi de comportement homogénéisée. La seconde approche vise à modéliser la distribution des champs de déformation et de contrainte au voisinage de la perforation (mais sans la mailler explicitement). Un élément fini spécifique Hybrid-Trefftz est développé dans ce sens. Son implantation dans le code EF ZéBuLoN est validée numériquement par comparaison avec des modèles aux EF fins au voisinage de la perforation. Le gain en terme de coût de calcul est de l'ordre de 300 et la précision de l'EF-HT est de l'ordre du pour-cent pour une règle d'intégration à quatre points de Gauss par segment.

Perspectives. L'énergie d'amorçage d'un solide (perforé ou non) a été étudiée analytiquement en introduisant la variable de fragilisation structurale dans l'équation de conservation de l'énergie du solide. Une autre perspective de la recherche vise à formuler complètement le modèle de fragilisation structurale dans le cadre de la Thermodynamique des Milieux Continus.

Les résultats expérimentaux, obtenus à l'aide des nouvelles techniques de corrélation d'images numériques, montrent que la variable de fragilisation structurale est dépendante de la vitesse de déformation pour des matériaux visco-plastiques. Une perspective vise à introduire dans le modèle multi-échelles un schéma de résolution plastique dépendant du temps et des lois de comportement visco-plastique, mais également une variable d'endommagement.

Enfin, une dernière perspective est de lever progressivement les hypothèses restrictives de l'élément fini Hybrid-Trefftz de tôle perforée. Les développements en cours visent à considérer des comportements plastiques dans la formulation de l'élément fini (i.e., généralisation des fonctions d'interpolation aux principes hybrides et hybride-mixtes, règle d'intégration d'intérieur de domaine, non-linéarité de comportement). D'autres réflexions portent sur la nature de la frontière interne de l'élément fini. L'implantation d'une frontière de nature élément fini dans la formulation pourrait permettre de coupler l'élément fini perforé à un élément fini de fixation pour

modéliser un assemblage riveté.

Chapitre 6

Conclusion générale et Perspectives de la Recherche

Les recherches décrites dans les chapitres précédents visent à développer des méthodes expérimentales et numériques pour l'analyse de la ruine des structures aéronautiques rivetées soumises à des chargements dynamiques extrêmes, telle une explosion. Trois axes de recherche concourent à cette problématique. Le premier est lié au chargement dynamique résultant de l'explosion d'un engin dans le fuselage d'un appareil. Le deuxième et le troisième concernent les assemblages, dont on cherche à caractériser et modéliser le comportement et la rupture sous chargements dynamiques. Ce travail a été réalisé à l'Onéra dans cadre de projets amonts pluriannuels financés par l'industrie et/ou les services officiels et dans le cadre d'une recherche à long terme financée par des fonds propres, régionaux, ministériels et/ou européens.

6.1 Champs de pression dynamique d'une explosion

Les différentes méthodes numériques que j'ai développées ont permis de mesurer l'onde de souffle appliquée au fuselage. Une première méthode numérique est fondée sur des techniques de couplage fluide-structure (F/S) permettant de modéliser la détonation de l'engin, la propagation de l'onde de souffle dans l'air et le champ de pression s'exerçant sur la structure. L'intérêt de la méthode de couplage est que les deux milieux interagissent l'un et l'autre. D'autres méthodes alternatives de découplage spatio-temporel, spécialement adaptées aux calculs de structures complètes et complexes, sont développées pour capturer l'onde de souffle d'une part et d'autre part, pour appliquer le chargement de dynamique transitoire aux limites de la structure et analyser ainsi sa vulnérabilité. Enfin, j'ai développée une méthode numérique de couplage d'une structure immergée dans un fluide (les maillages du fluide et de la structure sont non-conformes). Cette méthode permet de lever les contraintes de maillage dues à l'interface F/S et de limiter les instabilités numériques naissant des irrégularités de maillage dans le fluide.

Les perspectives de la recherche visent plus particulièrement à développer des critères de rupture pour les assemblages adaptés aux chargements d'explosion. Il n'existe pas de critère de rupture unanimement adopté dans la littérature pour décrire la rupture de structures soumises à un impact ou à un chargement impulsionnel comme une explosion. D'un point de vue "pratique", des indicateurs adimensionnés d'endommagement (*damage number*) sont développés pour estimer un ordre de grandeur de déformation ou un mode de détérioration¹, ou établir des lois empiriques de prédiction de la déflexion en fonction de l'impulsion I de l'onde de souffle. Par exemple, l'équation (6.1) présente l'indicateur d'endommagement Φ_c développé pour des plaques circulaires soumises à un chargement uniforme [103]. En représentant les résultats expérimentaux sous la forme d'un

1. Mode I : grandes déformations inélastiques ; Mode II : rupture en traction au niveau du support ; Mode III : rupture en cisaillement au niveau du support. Chacun des trois modes présente des sous-catégories en fonction du chargement appliqué sur la structure, uniforme ou localisé [101, 102, 23].

graphique $\frac{\delta}{\varepsilon} = f(\Phi_c)$, une relation linéaire apparaît entre l'indicateur d'endommagement et la déflexion de la plaque permettant de discriminer les modes I et II. D'autres travaux ont cherché à distribuer, en fonction du mode de détérioration, l'énergie transmise à la cible en énergie de déformation, de rupture et cinétique du disque éjecté [104]. Ainsi, les auteurs montrent qu'il est possible de modéliser les contributions des différentes énergies dans chaque mode en fonction d'un indicateur d'endommagement.

$$\Phi_c = \frac{I}{\pi Re^2 \sqrt{\rho \sigma_0}} \quad (6.1)$$

Du point de vue de la modélisation, on trouve des critères basés sur des déformations, des efforts, la densité d'énergie, sur la mécanique de l'endommagement ou celle de la rupture [105]. Des critères couplant déformation et effort ont été introduits dans le code de recherche NAPSSE² pour améliorer la prédiction des modes de détérioration II et III qui n'étaient pas correctement décrits avec un critère en déformation du type $\sum \bar{\varepsilon}_p \geq \varepsilon_{rup}$ [31, 32]. Deux critères ont été implantés dans le code : une première expression (6.2) proposant un couplage linéaire (LIC) et une seconde (6.3), un couplage quadratique (QIC). La rupture est acquise lorsque la fonction de rupture f atteint une valeur égale à 1. Les résultats montrent que le mode II apparaît lorsque l'impulsion est suffisante pour provoquer des déformations qui se localisent principalement au centre des cibles. Si l'impulsion augmente encore, alors la cible se comporte comme un corps rigide. Les déformations en courbure n'augmentent pas significativement et la rupture est principalement dominée par des phénomènes de cisaillement (mode III). La contribution des *ratios* de déformation et d'effort aux critères LIC et QIC a aussi été analysée numériquement. L'apparition de la rupture en mode II correspond à une répartition à hauteur de 50% chacun. À partir de ce seuil, plus l'impulsion augmente et plus la contribution des efforts de cisaillement dans la rupture devient prépondérante. Le mode III pur est atteint lorsque le *ratio* en effort est proche de 1.

$$f = \left| \frac{\varepsilon}{\varepsilon_{rup}} \right| + \left| \frac{\tau_{avg}}{\tau_{ult}^{dyn}} \right| \quad (6.2)$$

$$f = \left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{rup}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{avg}}{\tau_{ult}^{dyn}} \right)^2 \quad (6.3)$$

Les perspectives visent donc à étudier la pertinence de ces critères et indicateurs d'endommagement pour des plaques perforées et perforées-rivetées. Dans un premier temps, on vérifiera que les conclusions obtenues pour les panneaux pleins s'appliquent au cas de panneaux perforés et assemblés (en particulier la régression linéaire en fonction d'une impulsion adimensionnée). On cherchera aussi à établir une classification des modes de détérioration propres au comportement de tels panneaux, comme le déboutonnage des fixations du panneau, la propagation de la rupture le long d'une ligne de fixation, l'arrachement d'un panneau riveté, la propagation de la rupture en pleine tôle, ... (La Figure 6.1 en propose une première ébauche). Enfin, on s'intéressera à la détermination de l'occurrence de ces modes en fonction d'une impulsion adimensionnée, puis on cherchera à caractériser des critères de rupture pour les jonctions rivetées.

La grande majorité des essais d'explosion de la littérature est réalisée à l'aide d'un dispositif expérimental appelé pendule balistique. Une perspective porte également sur des essais de laboratoire pouvant se substituer aux essais d'explosion. Une réflexion initiée à l'occasion de la thèse de Nicolas Leconte intéresse des méthodes expérimentales fondées sur l'utilisation d'un tube à choc ou d'un lanceur à air. Le dispositif doit idéalement être capable de générer un chargement représentatif d'une onde de souffle, puis une dépressurisation, pour étudier les modes de détérioration des assemblages et caractériser les critères d'amorçage et de propagation de la rupture. Une autre application de ce dispositif porte sur l'étude des méthodes de couplage fondées sur des interfaces F/S mobiles.

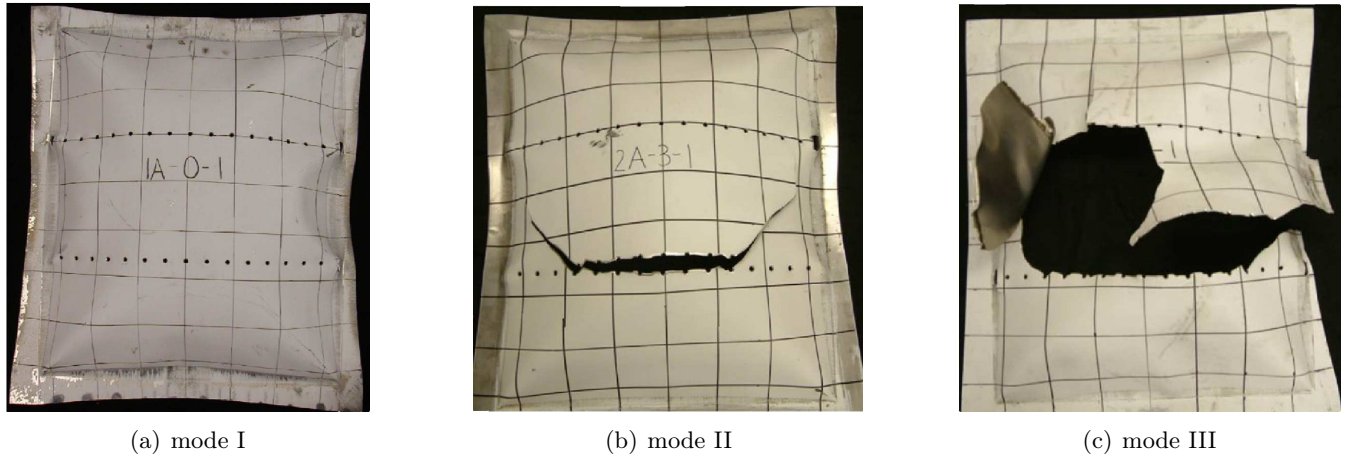


FIGURE 6.1 – Modes de détérioration d'un panneau riveté (Illustrations extraites de [106]).

6.2 Caractérisation du comportement et de la rupture des assemblages

Le protocole expérimental que j'ai développé a permis de caractériser le comportement non-linéaire et la rupture des assemblages en modes purs et mixtes de traction et de cisaillement. L'intérêt des dispositifs développés pour les rivets et les points soudés est qu'ils ont permis de discriminer les modèles EF utilisés pour les fixations et d'entrevoir des perspectives de développement, en particulier pour les vitesses de sollicitation dynamique. Les paramètres déterminant le comportement des assemblages étant nombreux, une méthode numérique que j'ai développée, vise à caractériser les interactions de ces paramètres numériquement à l'aide d'un plan d'expérience numérique. La méthode développée pour les rivets du secteur aéronautique a été portée aux rivets aveugles du secteur ferroviaire. Un industriel du secteur aéronautique a développé un "automate" numérique qui applique cette méthode aux différentes fixations qu'il utilise sur avion.

Une première perspective vise à poursuivre la recherche menée sur la caractérisation de la tenue mécanique des assemblages sous chargements dynamiques. Sur le plan expérimental, on poursuivra le développement d'un dispositif Arcan déjà entrepris dans le cadre d'un projet Euclid sur les assemblages de plaques composites. On cherchera en particulier à s'assurer que le dispositif permet d'atteindre l'ensemble des modes de détérioration d'une plaque composite. Si tel est le cas, les perspectives de la recherche concerneront les vitesses de sollicitations dynamiques.

Une seconde perspective concerne la méthode de plan d'expérience numérique. Nous poursuivrons les développements initiés pour les points soudés électriquement pour d'une part, simuler le comportement dynamique et la rupture de cette fixation et d'autre part, extraire des critères de rupture macroscopiques fondés sur l'analyse des champs mécaniques.

Le procédé d'assemblage par friction et malaxage a été inventé par le TWI en 1991. Il a immédiatement intéressé les utilisateurs d'alliages d'aluminium car, sans passer par la fusion, il permet le soudage des alliages à haute résistance jusque-là inutilisables en raison de leur soudabilité difficile avec les procédés traditionnels. Le FSW convient particulièrement bien aux alliages à bas point de fusion (aluminium, magnésium, cuivre) et trouve avec ces matériaux ses applications industrielles principales : aéronautique, spatial, transports terrestres, construction navale³.

Pour la méthode numérique de plan d'expérience numérique, une autre perspective de la recherche vise

3. Cette nouvelle technologie de soudage est en pleine phase de développement bien que déjà appliquée industriellement pour certaines fabrications, notamment aux USA (Aéronautique et Spatial, depuis 1994), au Japon (Ferroviaire) et dans les Pays Scandinaves (Construction Navale). Le FSW intéresse également l'automobile, les poids lourds, etc. et va entraîner de profonds changements dans certains secteurs, par exemple en substituant à la construction mécano soudée traditionnelle l'assemblage de profilés de grandes dimensions (bordés de navires en aluminium, citernes, réservoirs de stockage, etc.).

à caractériser le comportement visco-plastique des matériaux in-homogènes, tels ceux d'un point soudé par friction et malaxage⁴. Dans le cas d'un point soudé électriquement, un simulateur thermo-mécanique a été paramétré pour simuler la transformation du matériau en plusieurs points de la ZAT. Toutefois, la vitesse de refroidissement n'a pas pu être correctement appréhendée par le simulateur. Les échantillons obtenus ont été testés à différentes vitesses de traction pour caractériser le matériau ainsi transformé.

La Méthode des Champs Virtuels [69] a été développée pour identifier les paramètres de lois de comportement à l'aide de mesures de champs cinématiques, obtenues par exemple par corrélation d'images numériques [107]. Cette méthode (MCV⁵) repose sur l'écriture du Principe des Travaux Virtuels (PTV) qui est vérifié pour tout champ de déplacement virtuel u_i^* cinématiquement admissible sur le domaine considéré. Le PTV est une variante dans l'énoncé du Principe des Puissances Virtuelles (PPV). Elle s'obtient en multipliant les deux membres du PPV [108], écrite pour l'instant t , par l'intervalle de temps infiniment petit δt séparant les instants t et $t + \delta t$ (6.4). On reconnaît d'une part le champ de déplacement virtuel : $\delta \bar{u}^*(x, t) = \bar{v}^*(x, t) \delta t$ et d'autre part le champ de déformation virtuelle qui en résulte : $\delta \bar{\varepsilon}^*(x, t) = \bar{D}^*(x, t) \delta t$.

$$\begin{aligned} \int_{V(t)} \rho(x, t) \bar{\gamma}(x, t) \bar{v}^*(x, t) \delta t dV &= \int_{V(t)} \rho(x, t) \bar{f}(x, t) \bar{v}^*(x, t) \delta t dV \\ &+ \int_{\partial V(t)} \bar{T}(x, t) \bar{v}^*(x, t) \delta t dS - \int_{V(t)} \bar{\sigma}(x, t) : \bar{D}^*(x, t) \delta t dV \end{aligned} \quad (6.4)$$

Comme toutes les grandeurs sont homogènes à des travaux, le PPV est transformé en un principe de travaux virtuels que traduit la relation (6.5). Les différentes intégrales traduisent le travail virtuel des quantités d'accélération, des forces extérieures de volume, des forces extérieures en surface et des forces internes. Dans le cas d'un chargement statique ($\bar{\gamma} = \bar{0}$) et en l'absence de forces de volume ($\bar{f} = \bar{0}$), le PTV traduit l'équilibre entre le travail virtuel des efforts intérieurs $-\int_V \bar{\sigma} : \bar{\varepsilon}^* dV$ et le travail virtuel des efforts extérieurs $\int_{\partial V} \bar{T} \cdot \bar{u}^* dS$.

$$\int_{V(t)} \rho \bar{\gamma} \delta \bar{u}^* dV = \int_{V(t)} \rho \bar{f} \delta \bar{u}^* dV + \int_{\partial V(t)} \bar{T} \delta \bar{u}^* dS - \int_{V(t)} \bar{\sigma} : \delta \bar{\varepsilon}^* dV \quad (6.5)$$

Dans le cas particulier de l'élasticité, la relation de comportement permet de relier les contraintes en fonction des déformations ($\sigma = g(\varepsilon)$, avec ε les déformations mesurées), ce qui permet d'exprimer le travail virtuel des efforts intérieurs en fonction des paramètres de comportement. Pour déterminer ces derniers, il suffit alors de dériver du PTV autant d'équations que de paramètres à identifier, celles-ci étant obtenues en introduisant plusieurs champs virtuels judicieusement choisis. La MCV permet alors de construire un système linéaire aux valeurs propres, dont les paramètres de comportement sont les inconnues du problème [109].

En plasticité, il n'est plus possible d'écrire un tel système linéaire. La MCV est alors utilisée pour construire la fonction coût d'un processus d'optimisation itératif. C'est la raison pour laquelle la MCV est répertoriée dans la catégorie des méthodes dites inverses et elle est une alternative aux méthodes de recalage éléments finis. Cette fonction coût constitue en fait un moyen de quantifier *l'écart à l'équilibre* de la structure testée. L'intérêt de la MCV est que les paramètres sont identifiés alors que la structure testée subit des transformations in-homogènes en temps et en espace (thèse Samuel Blanchard). Des recherches en cours concernent les comportements visco-plastiques et l'endommagement des métaux (thèse Delphine Notta). On cherchera en particulier à exprimer et à caractériser un critère d'amorçage d'une macro-fissure.

Une perspective expérimentale et numérique à plus long terme vise à identifier les paramètres de lois de comportement de matériaux hétérogènes (i.e., ceux d'un joint FSW) en dynamique. D'un point de vue expérimental, il s'agit de développer un essai dynamique permettant de tester l'assemblage et de mesurer les champs de déplacement et de déformation en dynamique et en 3D. Sur le plan numérique, il s'agit d'implanter les modèles de comportement pertinents (e.g., modèle de Myhr et Grong [110]) et des méthodes d'identification non-linéaire. On pense aussi à propager dans les équations de la MCV des méthodes statistiques/stochastiques

4. "Friction Stir Spot Welding" pour les points et "Friction Stir Linear Welding" pour les cordons.

5. <http://www.camfit.fr/>

permettant de traiter des incertitudes sur la mesure et/ou le matériau (e.g., présence de défaut, hétérogénéité dans la composition).

Enfin, il est bien établi aujourd'hui que la méthode des éléments finis étendus (X-FEM) est bien adaptée pour la simulation de la propagation tridimensionnelle des fissures [111]. En effet, les enrichissements singuliers au voisinage du front de la fissure permettent de capturer précisément le comportement asymptotique et elle ne nécessite aucun remaillage lors de la propagation de la fissure (seules les fonctions d'enrichissement sont réactualisées). De plus, un algorithme de corrélation d'image considère une cinématographie 3D enrichie pour permettre la mesure de la discontinuité du champ de déplacement [112]. Une perspective vise donc à introduire dans la MCV des méthodes similaires pour caractériser des critères de propagation de fissure en dynamique.

6.3 Modélisation du comportement et de la rupture des assemblages

Cet axe de recherche concerne les modèles EF de fixation et les méthodes numériques développées pour tenir compte de l'influence de la perforation dans les éléments finis de coque utilisés pour le calcul de structures. Le nouveau modèle de fixation que j'ai implanté dans un code de calcul explicite, considère un comportement non-linéaire dans sa formulation. Il a permis d'améliorer la représentativité du calcul d'une structure que les méthodes jusqu'alors disponibles ne parvenaient pas à décrire de façon satisfaisante (i.e., rupture précoce des éléments de fixation). La perspective de la recherche dans ce domaine concerne l'implantation de modèles de comportement et de critères de rupture dépendant du temps ; ces développements étant rendus possibles avec les résultats expérimentaux obtenus avec les dispositifs que j'ai développés pour les vitesses de chargement dynamiques.

Une autre contribution dans le domaine de la modélisation des assemblages vise à tenir compte de l'influence des perforations dans les éléments finis de coque utilisés en calcul des structures. Dans ce domaine, j'ai proposé le modèle d'une variable de fragilisation structurale qui, une fois introduite dans le bilan thermodynamique d'un milieu perforé, permet de proposer un critère pour l'amorçage de la macro-fissure. Une étude expérimentale montre que la variable et le critère sont dépendants du temps. Un modèle multi-échelles est développé pour déterminer la loi d'évolution de la variable de fragilisation structurale et le critère de rupture macroscopique. Un développement à court terme concerne l'implantation d'un schéma visco-plastique à retour radial dans le modèle multi-échelles. Les perspectives de la recherche intéressent la prise en compte d'une variable d'endommagement dans la formulation multi-échelles et pour les matériaux particulièrement ductiles l'hypothèse des petites transformations et la représentativité du VER de plaque perforée.

En ce qui concerne l'endommagement, son introduction dans le modèle multi-échelles ne se limite pas seulement à la loi de comportement et au schéma de résolution. Comme les déformations an-élastiques, il est nécessaire d'introduire l'influence de l'endommagement dans la relation de localisation. Une extension de la méthode TFA a été proposée pour tenir compte de l'endommagement. Elle repose sur la notion de déformation libre généralisée [113]. Son principe consiste à introduire dans la loi de comportement locale initiale une déformation libre traduisant les effets d'une variation des propriétés élastiques (6.6). L'intérêt de cette méthode est d'éviter la ré-actualisation des tenseurs d'influence et de localisation (leurs valeurs sont fonctions des propriétés élastiques du matériau de l'échelle locale). La déformation libre généralisée est introduite dans les relations de localisation au même titre que les déformations an-élastiques (6.7). Néanmoins, cette méthode peut être qualifiée de méthode approchée. En effet, la déformation libre généralisée n'est pas à proprement parler une déformation libre, puisqu'elle fait intervenir la contrainte. Néanmoins, cette approche a été appliquée avec succès dans le cas de matériaux composites à matrice métallique ou organique.

$$\begin{aligned}\bar{\sigma} &= \bar{L}^* : (\bar{\varepsilon} - \bar{\varepsilon}^{an}) \\ \bar{\sigma} &= \bar{L}^0 : (\bar{\varepsilon} - \bar{\varepsilon}^{an} - \bar{\varepsilon}^{gl})\end{aligned}\tag{6.6}$$

où,

$\bar{\varepsilon}_s^{an}$ correspond aux déformations an-élastiques ($\bar{\varepsilon}_s^{an} = \bar{\varepsilon}_s^p + \bar{\varepsilon}_s^{th}$) et $\bar{\varepsilon}_s^{gl}$ à la déformation libre généralisée. $\bar{\bar{L}}^*$ représente le tenseur des raideurs dépendant des effets de l'endommagement et $\bar{\bar{L}}^0$ le tenseur initial des raideurs.

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}_r &= \bar{\bar{A}}_r : \bar{E} + \sum_{s=1}^n \bar{\bar{D}}_{rs} : \left(\bar{\varepsilon}_s^{an} + \bar{\varepsilon}_s^{gl} \right) \\ \bar{\sigma}_r &= \bar{\bar{B}}_r : \bar{\Sigma} - \sum_{s=1}^n \bar{\bar{F}}_{rs} : \bar{\bar{L}}_s^0 : \left(\bar{\varepsilon}_s^{an} + \bar{\varepsilon}_s^{gl} \right)\end{aligned}\quad (6.7)$$

En ce qui concerne l'hypothèse des petites transformations et de la représentativité du VER, les deux problèmes sont liés au fait que par définition le modèle multi-échelles est réalisé à partir d'une configuration de référence (intimement liée au VER). Par exemple dans le cas d'expériences menées sur un acier doux, la perforation tend à s'ovaliser durant la traction; ce qui aura tendance à modifier la distribution des champs mécaniques locaux comparé à une perforation circulaire. Cette transformation est difficilement accessible au modèle multi-échelles. En effet, la géométrie du VER est fixée pour l'ensemble du calcul à la configuration de référence (initiale) et donc les valeurs des tenseurs de localisation $\bar{\bar{A}}_r$ et d'influence $\bar{\bar{D}}_{rs}$ du modèle analytique. L'utilisation de tenseurs de Green-Lagrange $\bar{\varepsilon}$ pour les déformations et de Piola-Kirchoff $\bar{\pi}$ pour les contraintes ne serait pas suffisante; il serait également nécessaire de réactualiser en cours du calcul le VER (car le milieu à changer et par conséquent le VER initial n'est plus représentatif) et donc les valeurs des tenseurs $\bar{\bar{A}}_r$ et $\bar{\bar{D}}_{rs}$.

Un problème dans le modèle TFA est le nombre nécessaire de sous-volumes pour une bonne description des champs locaux et donc les coûts de calcul engendrés. D'autres solutions peuvent être étudiées, si on cherche à réduire le nombre des sous-volumes qui discrétisent le VER (et donc le temps de calcul pour résoudre le modèle multi-échelles). Elles concernent les méthodes NTFA⁶ [88, 87]. Ces méthodes considèrent pour chaque phase (une phase pouvant être composée de plusieurs sous-volumes) des champs de déformation plastique hétérogène, alors que par définition, ces champs sont homogènes dans une phase ou un sous-volume dans la méthode TFA (6.8).

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}^{an}(x) &= \sum_{r=1}^N \varepsilon_r^{an} \chi^{(r)}(x) \\ \chi^{(r)}(x) &= \begin{cases} 1 & \text{si } x \in V_r \\ 0 & \text{sinon} \end{cases}\end{aligned}\quad (6.8)$$

Remarque sur la méthode NTFA. Dans cette méthode, les déformations plastiques sont décomposées sur des fonctions de forme ou modes $\bar{\mu}^{(r)}(x)$ qui ne sont pas nécessairement uniformes (6.9). Les modes sont des champs de déformation plastique déterminés numériquement pour un petit nombre de chargements, tels la traction simple ou le cisaillement simple. Ces modes doivent respecter des propriétés tels que l'incompressibilité, la normalisation ou l'orthogonalisation.

$$\bar{\varepsilon}^{an}(x) = \sum_{r=1}^N \varepsilon_r^{an} \bar{\mu}^{(r)}(x) \quad (6.9)$$

où, $\bar{\mu}^{(r)}(x)$ est tensoriel et ε_r^{an} est scalaire.

L'équation (6.10) exprime la relation de localisation en fonction de ces modes et d'un opérateur non-local \mathbf{D} . Le terme $\bar{\bar{A}}(x) : E$ est relatif à la déformation au point x causée par une déformation macroscopique moyenne \bar{E} en l'absence de déformation an-élastique. Le second terme de la relation (6.10) est la déformation résultant d'une déformation an-élastique due au mode $\bar{\mu}^{(l)}(x')$ au point x' . Il suffit donc de connaître \bar{E} et ε_l^{an} pour déterminer les champs locaux par la règle de localisation. Les champs $\bar{\bar{A}}(x)$ et $\mathbf{D} * \bar{\mu}^{(l)}(x)$ sont calculés une fois pour toutes.

6. Nonuniform Transformation Field Analysis.

$$\bar{\varepsilon}(x) = \bar{A}(x) : E + \sum_{i=1}^M \left(\mathbf{D} * \bar{\mu}^{(l)} \right) (x) \varepsilon_i^{an} \quad (6.10)$$

où,

$\bar{A}(x)$ est le tenseur de localisation des déformations et \mathbf{D} un opérateur non-local.

□

Une autre contribution concerne le développement d'éléments finis de coque fragilisée. Une solution consiste à déterminer avec le modèle TFA une loi de comportement macroscopique/homogénéisé par une approche séquencée. Cette solution peut être suffisante si le domaine d'application des éléments finis de coque fragilisée se limite au comportement linéaire et non-linéaire. Néanmoins, elle est inadaptée si on s'intéresse à la rupture du milieu, car il est difficile (parfois impossible) de *re-localiser* avec une loi de comportement homogénéisé et donc d'alimenter un critère pour la rupture. L'élément fini hybride-Trefftz est développé en ce sens. Son domaine d'application étant limité à l'élasto-statique, une perspective de la recherche est de lever progressivement les hypothèses restrictives de l'élément fini Hybrid-Trefftz de tôle perforée. Les développements en cours visent à considérer des comportements non-linéaires dans la formulation de l'élément fini (i.e., généralisation des fonctions d'interpolation aux principes hybrides et hybrides-mixtes, règle d'intégration d'intérieur de domaine, non-linéarité de comportement). D'autres réflexions portent sur la nature de la frontière interne de l'élément fini. L'implantation d'une frontière de nature élément fini dans la formulation pourrait permettre de coupler l'élément fini perforé à un élément fini de fixation pour modéliser un assemblage riveté.

Les perspectives à long terme visent à étudier, caractériser et modéliser les interactions entre la fixation et la tôle perforée (e.g., le matage, le clivage, le passage de la fixation à travers la tôle, le déboutonnage). Une fois la frontière interne de l'élément fini de coque développée, il sera possible de le relier à un élément fini de fixation. On cherchera alors à introduire dans la formulation de l'assemblage l'interaction fixation/tôle. On pense établir une relation d'interface (e.g., pénalités avec des rigidités éventuellement non-linéaires, multiplicateurs de Lagrange) entre la frontière interne de l'élément fini perforé et un nœud de l'élément fini de fixation pour modéliser le déplacement de la fixation dans le plan de tôle perforée (i.e., matage). Des critères seront alors formulés pour la rupture de l'assemblage (i.e., passage de la fixation à travers la tôle, déboutonnage). Une autre problématique structure est relative aux assemblages de plaques composites (ou hybrides métalliques/composites) qui montrent des modes de rupture plus complexes.

Annexe A

Modèles de comportement

A.1 Modèles visco-plastiques

Expression de Johnson-Cook. Ce modèle phénoménologique multiplicatif [57, 58] exprime la contrainte d'écoulement en fonction de plusieurs variables d'état : la déformation plastique ε_p , la vitesse de déformation plastique $\dot{\varepsilon}$ et la température T (A.1). Il s'avère donc adapté aux applications de dynamique rapide (balistique terminale en particulier) dans lesquelles le matériau subit de forts gradients de déformation et de température. Deux termes multiplient la contrainte d'écoulement statique : le premier traduit le *durcissement* du matériau en fonction de la vitesse de déformation, tandis que le second traduit l'*adoucissement* du matériau avec l'augmentation de la température (jusqu'à l'état pâteux, obtenu à la température de fusion, pour lequel la contrainte s'annule).

$$\sigma = (A + B\varepsilon_p^n) \left(1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right) \left(1 - \frac{T - T_0}{T_{melt} - T_0}\right)^m \quad (\text{A.1})$$

où,

$\dot{\varepsilon}_0$ est la vitesse de déformation de référence, T_0 la température initiale et T_{melt} la température de fusion.

Expression de Krupkowsky. Il s'agit d'un modèle phénoménologique additif [60] dont l'expression est donnée par la relation (A.2).

$$\sigma = K \dot{\alpha}^a (\varepsilon_p + \varepsilon_0 \dot{\alpha}^b)^{n \dot{\alpha}^c} \quad (\text{A.2})$$

avec $\dot{\alpha} = \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}$

où,

$\dot{\varepsilon}_0$ est la vitesse de déformation de référence, K , ε_0 , n , a , b et c les paramètres du modèle.

A.2 Modèle d'endommagement ductile de Gurson

Le modèle d'endommagement de Gurson-Tvergaard-Needleman [61, 62] décrit, au travers d'une variable scalaire f , l'évolution de la porosité du matériau durant les trois phases de l'endommagement jusqu'à sa rupture ductile (A.3).

$$f = f_i + \Delta f \text{ avec } \Delta f = \Delta f_{\text{nucléation}} + \Delta f_{\text{croissance}} \quad (\text{A.3})$$

où,

f_i est la porosité initiale du matériau.

La représentation de la nucléation (f_n , ε_n et S_n) et de la croissance de micro-cavités est basée sur des formulations incrémentales (A.4, A.5). L'expression de la coalescence des micro-cavités (f_c , f_f et f_u) est fondée sur une fonction spécifique (A.6).

$$\Delta f_{nucléation} = \frac{f_n}{S_n \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\varepsilon_m - \varepsilon_n}{S_n} \right)^2} \Delta \varepsilon_m \quad (\text{A.4})$$

$$\Delta f_{croissance} = \frac{V_m \Delta V_a}{V_a^2} = (1 - f) Tr D \quad (\text{A.5})$$

où,
 D est le tenseur des vitesses de déformation plastique,
 ε_m est la déformation plastique équivalente courante,
 ε_n est la déformation plastique moyenne pour laquelle la nucléation est maximale,
 f_n est la fraction volumique de micro-cavités nucléées,
 S_n est l'écart-type de la distribution normale de Gauss.

$$\begin{aligned} \text{lorsque } f \leq f_c, \quad f^* &= f \\ \text{lorsque } f > f_c, \quad f^* &= f_c + \frac{f_u - f_c}{f_f - f_c} (f - f_c) \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$

où,
 f_c , f_f et f_u sont les fractions volumiques de micro-cavités critiques lorsque la coalescence s'initie, à la fracture et ultime. Par définition, $f_u = \frac{1}{q_1}$ et correspond à la valeur de $f^*(f_f)$ annulant le potentiel Ω_{evp} (les contraintes de Cauchy de la matrice sont égales à zéro).

Les deux modèles (comportement et endommagement) interviennent simultanément dans l'expression du potentiel élasto-visco-plastique Ω_{evp} qui décrit ainsi le comportement du matériau poreux exprimé en fonction de la contrainte équivalente de von Mises σ_{eq} , de la contrainte hydrostatique σ_m et de la contrainte élasto-visco-plastique σ_M de la matrice (A.7).

$$\begin{aligned} \text{lorsque } \sigma_m > 0, \quad \Omega_{evp} &= \frac{\sigma_{eq}^2}{\sigma_M^2} + 2q_1 f^* \cosh \left(\frac{3}{2} q_2 \frac{\sigma_m}{\sigma_M} \right) - (1 + q_3 f^{*2}) \\ \text{lorsque } \sigma_m \leq 0, \quad \Omega_{evp} &= \frac{\sigma_{eq}^2}{\sigma_M^2} + 2q_1 f^* - (1 + q_3 f^{*2}) \end{aligned} \quad (\text{A.7})$$

où,
 q_1 , q_2 et q_3 sont des facteurs caractérisant la forme de la micro-cavité. Par définition, $q_3 = q_1^2$. Pour une micro-cavité sphérique : $q_1 = 1.5$ et $q_2 = 1$.

La modification des valeurs des paramètres q_1 et q_2 permet de toucher au potentiel Ω_{evp} du modèle de Gurson en introduisant une "anisotropie" du dommage au travers d'une forme de micro-cavité elliptique (ceci peut se justifier pour une tôle d'aluminium laminée par exemple). La forme de la micro-cavité elliptique est décrite par la relation (A.8). q_1^* prend la valeur de q_1 pour une micro-cavité sphérique ($q_1^* = 1.5$) et m_0 représente l'excentricité initiale de l'ellipse.

$$\begin{aligned} q_1 &= q_1^* + m_0 \\ m_0 &= \frac{a_0 - b_0}{a_0 + b_0} \end{aligned} \quad (\text{A.8})$$

où,
 a_0 est la longueur du demi axe parallèle à la direction principale de la déformation,
 b_0 est la longueur du demi axe perpendiculaire à cette même direction.

Annexe B

Algorithmes

B.1 Schéma plastique à retour radial

Cet algorithme est inspiré des travaux de Bonnet [84].

Algorithm 1 Schéma plastique à retour radial

□ Former le prédicteur élastique $(\bar{s}_r^{elas})_{t+\Delta t} = (\bar{s}_r)_t + 2\mu\bar{\mathcal{K}} : (\Delta\bar{\varepsilon}_r)_t$

avec $\mu = \frac{E}{2(1+\nu)}$ et $\bar{\mathcal{K}} = \bar{\mathcal{I}} - \bar{\mathcal{J}} = \frac{1}{2}(\delta_{ik}\delta_{jl} + \delta_{jk}\delta_{il}) - \frac{1}{3}\delta_{ij}\delta_{kl}$

□ Calculer $(\sigma_r^{eq})_{t+\Delta t} = \sqrt{\frac{3}{2}} \| (\bar{s}_r^{elas})_{t+\Delta t} \|$

□ Calculer $f_{t+\Delta t}^{elas} = f((\sigma_r^{eq})_{t+\Delta t}, (p_r)_t) = (\sigma_r^{eq})_{t+\Delta t} - R((p_r)_t)$

□ Si $f_{t+\Delta t}^{elas} \leq 0$ alors évolution purement élastique sur l'incrément.

▲ Actualiser les variables comme :

$$(\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t} = (\bar{\varepsilon}_r^p)_t$$

$$(p_r)_{t+\Delta t} = (p_r)_t$$

$$(\bar{\sigma}_r)_{t+\Delta t} = (\bar{s}_r^{elas})_{t+\Delta t} + \kappa Tr((\Delta\bar{\varepsilon}_r)_t) \bar{\mathbb{1}} \text{ avec } \kappa = \frac{E}{3(1-2\nu)}$$

□ Si $f_{t+\Delta t}^{elas} > 0$ alors évolution élasto-plastique sur l'incrément

▲ Résoudre par rapport à $(\Delta p_r)_t$ l'équation de cohérence discrète :

$$(\sigma_r^{eq})_{t+\Delta t} - 3\mu(\Delta p_r)_t - R((p_r)_t + (\Delta p_r)_t) = 0$$

$$\Rightarrow \Delta p_t = \frac{\sigma_{t+\Delta t}^{eq} - R_0 - H p_t}{3\mu + H} \text{ pour un écrouissage linéaire,}$$

\Rightarrow une méthode de Newton ou une méthode de point fixe par exemple [114] pour un écrouissage plus complexe

▲ Calculer l'incrément de déformation plastique :

$$(\Delta\bar{\varepsilon}_r^p)_t = \frac{3}{2} \frac{(\Delta p_r)_t}{(\sigma_r^{eq})_{t+\Delta t}} (\bar{s}_r^{elas})_{t+\Delta t}$$

▲ Actualiser les variables mécaniques :

$$(\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t} = (\bar{\varepsilon}_r^p)_t + (\Delta\bar{\varepsilon}_r^p)_t$$

$$(p_r)_{t+\Delta t} = (p_r)_t + (\Delta p_r)_t$$

$$(\bar{\sigma}_r)_{t+\Delta t} = (\bar{s}_r^{elas})_{t+\Delta t} + \kappa Tr((\Delta\bar{\varepsilon}_r)_t) \bar{\mathbb{1}} - 2\mu (\Delta\bar{\varepsilon}_r^p)_t$$

B.2 Schéma itératif du modèle μ -échelle

Cet algorithme est inspiré des travaux de Michel et Suquet [87].

Algorithm 2 Schéma itératif pour la prédiction des déformations an-élastiques.

$$(\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t}^{i=0} = (\bar{\varepsilon}_r^p)_t$$

□ Tant que $\delta < prec$

$$\blacktriangle (\bar{\varepsilon}_r)_{t+\Delta t}^i = \bar{A}_r : (\bar{E})_{t+\Delta t} + \sum_{s=1}^n \bar{D}_{rs} : (\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t}^{i-1}$$

▲ Calculer $(\bar{\sigma}_r)_{t+\Delta t}^i$ et mettre-à-jour $(\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t}^i$ et $(p_r)_{t+\Delta t}^i$ par l'algorithme de retour radial

$$\blacktriangle \delta = \max_{r=1, \dots, n} |(\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t}^i - (\bar{\varepsilon}_r^p)_{t+\Delta t}^{i-1}|$$

□ Retour

$$(\bar{\Sigma})_{t+\Delta t} = \sum_{r=1}^n c_r (\bar{\sigma}_r)_{t+\Delta t}$$

B.3 Schéma d'un élément fini de coque perforé

Algorithm 3 Élément fini comportant un trou libre de chargement

Entrées : coordonnées des noeuds, connectivités, taille de la perforation (r_0), normale \vec{n} de chaque segment, caractéristiques matériau, intégration de Gauss 1D à N points

Sorties : matrice de rigidité \mathbf{K}

□ Déclaration :

▲ des champs de déplacement \mathbf{U} et de contraintes $\boldsymbol{\sigma}$ à partir de la solution analytique de Kolosov-Muskhelishvili.

▲ du champ de déplacement $\tilde{\mathbf{U}}$

□ Calculer le vecteur traction \mathbf{T} à partir du champ de contraintes et de la normale à chaque segment :

$$\blacktriangle \mathbf{T} = \boldsymbol{\sigma} \cdot \vec{n}$$

$$\blacktriangle \mathbf{H} = \mathbf{T}\mathbf{U}$$

□ Calculer :

$$\blacktriangle \text{pour } seg = 1 \text{ à } 4 \Rightarrow \mathbf{L}_{seg} = \mathbf{T}\tilde{\mathbf{U}}$$

▲ pour $seg = 1$ à 4 faire :

pour $g = 1$ à N faire :

$$\Rightarrow \mathbf{L}_{SUM} = \mathbf{L}_{SUM} + \mathbf{L}_{seg, g}$$

$$\Rightarrow \mathbf{H}_{SUM} = \mathbf{H}_{SUM} + \mathbf{H}_g$$

□ Calcul de la matrice de rigidité de l'élément fini Hybride-Treffitz déplacement perforé :

$$\mathbf{K} = \mathbf{L}_{SUM}^T \mathbf{H}_{SUM}^{-1} \mathbf{L}_{SUM}$$

Annexe C

Recueil d'article

Les références bibliographiques présentes dans le recueil d'article sont les suivantes.

C.1 Chargement structural de type pression dynamique

- B. Langrand, A-S. Bayart, Y. Chauveau, and E. Deletombe. Assessment of multi-physics FE methods for bird impact modelling – Application to a metallic riveted airframe. *Int. J. of Crashworthiness*, 7(4):415–428, 2002,
- B. Langrand, E. Deletombe, J-L. Charles, J-F. Sobry, S. Martin, and H. Chazal. Armoured vehicles subject to mine explosions – An analysis method for operationability and survivability. *Journal de Physique IV* (110):621–626, 2003,
- B. Langrand, N. Leconte, A. Menegazzi, and T. Millot. Submarine hull integrity under blast loading. *Int. J. of Impact Engineering*, 36(8):1070–1078, 2009.

C.2 Caractérisation des assemblages pour le calcul des structures

- B. Langrand, P. Geoffroy, J-L. Petitniot, J. Fabis, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Identification technique of constitutive model parameters for crashworthiness modelling. *Aerospace Science and Technology*, 3(4):215–227, 1999,
- L. Patronelli, B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Analysis of riveted joint failure under mixed mode loading. *European J. of Mechanical and Environmental Engineering*, 44(4):223–228, 1999,
- B. Langrand, and A. Combescure. Non-linear and failure behaviour of spotwelds – A “global” finite element and experiments in pure and mixed modes I/II. *Int. J. of Solids and Structures*, 41(24-25):6631–6646, 2004,
- B. Langrand, and E. Markiewicz. Strain-rate dependence in spot welds : non-linear behaviour and failure in pure and combined modes I/II. *Int. J. of Impact Engineering*, 37(7):792–805, 2010.

C.3 Modélisation des assemblages en calcul des structures

- B. Langrand, E. Deletombe, E. Markiewicz, and P. Drazétic. Riveted joint modelling for numerical analysis of airframe crashworthiness. *Finite Element in Analysis and Design*, 38(1):21–44, 2001,
- N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. Toward a Hybrid Trefftz element for elasto-plasticity? *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 218(1):88–95, 2008,
- N. Leconte, B. Langrand, and E. Markiewicz. On some features of a Hybrid-Trefftz displacement element containing a hole. *Finite Element in Analysis and Design*, 46(10):819–828, 2010.

Bibliographie

- [1] M. Charles. Report on the accident to boeing 747-121, N739PA at lockerbie, dumfriesshire, scotland on december 1988. Technical Report Air Accident n°2/90 EW/C1094, Air Accident Investigation Branch, July 1990.
- [2] Headquarters Departments of the US Army. *Structures to resist the effects of accidental explosions*. TM5-1300, November 1990.
- [3] B. W. Anderson, G. S. Settles, J. D. Miller, B. T. Keane, and J. A. Gatto. High-speed imaging of shock-wave motion in aviation security research. In *American Physical Society, 54th Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics*, San Diego, California (USA), November 2001.
- [4] G.S. Settles, B.T. Keane, B.W. Anderson, and J.A. Gatto. Shock waves in aviation security and safety. *Shock Waves*, 12(4) :267-275, 2003.
- [5] B. Langrand and E. Deletombe. Ruine des structures rivetées sous chargement de type explosion. RT 1/03310 DMSE, ONERA, novembre 2000.
- [6] Civil Aviation Authority. Aircraft hardening research programme – Final overview report. Technical Report 2001/9, CAA, London, 2001.
- [7] G.F. Kinney and K.J. Graham. *Explosive shocks in air*. Springer-Verlag, New York Inc., Second Ed., 1985.
- [8] N. Leconte. Modélisation macroscopique EF de rupture de tôles perforées et rivetées soumises aux ondes de souffle – Eléments de bibliographie sur les effets du chargement d’explosion sur les structures. RA 4/12514 DMSE, ONERA, octobre 2007.
- [9] W.E. Baker. *Explosions in air*. University of Texas Press, Austin, 1973.
- [10] N. Jones. *Structural impact*. Cambridge University Press, 1989.
- [11] J.T. Baylot and T.L. Bevins. Effect of responding and failing structural components on the airblast pressure and loads on and inside the structure. *Computers and Structures*, 85 :891-910, 2007.
- [12] Aerospace Industries Association of America. *National Aerospace Standard – Fastener Test Methods – Method 8 – Tensile Strength*. MIL-STD-1312-8, April 2001. Rev. 1.
- [13] Aerospace Industries Association of America. *National Aerospace Standard – Fastener Test Methods – Method 20 – Single Shear*. MIL-STD-1312-20, August 1997.
- [14] Aerospace Industries Association of America. *National Aerospace Standard – Fastener Test Methods – Method 13 – Double Shear Test*. MIL-STD-1312-13, February 2003.
- [15] Aerospace Industries Association of America. *National Aerospace Standard – Fastener Test Methods – Method 4 – Lap Joint Shear*. MIL-STD-1312-4, August 1997.
- [16] G. Winkelmuller. TIM-Crash – Crashworthiness for commercial aircraft – 24 month progress report. Technical Report E422/92, Mécalog, January 1995.
- [17] K. Schweizerhok and T. Engleder. TIM-Crash – Crashworthiness for commercial aircraft – Subtask 2.2 Modelling in crashworthiness analysis. Technical Report AERO-95-3, CAD-FEM, December 1995.

- [18] E. Deletombe. TIM–Crash – Crashworthiness for commercial aircraft – Modélisation par EF des assemblages et rotules plastiques. Technical Report 96/25, ONERA, mars 1996.
- [19] E. de Langre and A. Chaigne. *Dynamique et vibrations*. Les Editions de l’Ecole Polytechnique, 2008.
- [20] A. Neuberger, S. Peles, and D. Rittel. Scaling the response of circular plates subjected to large and close-range spherical explosions. Part I : Air-blast loading. *Int. J. of Impact Engineering*, 34 :859–873, 2007.
- [21] E. Lee, M. Finger, and W. Collins. JWL equation of state coefficients for high explosives. Report UCID-16189, Lawrence Livermore National Laboratory, University of California, 1973.
- [22] B.M. Dobratz and P.C. Crawford. LLNL Explosive Handbook - Properties of chemical explosive and explosive simulants. Report UCRL-5299, Lawrence Livermore National Laboratory, University of California, 1985.
- [23] N. Jacob, S. Chung Kim Yuen, G.N. Nurick, D. Bonorchis, S.A. Desai, and D. Tait. Scaling aspect of quadrangular plates subjected to localised blast loads – Experiments and predictions. *Int. J. of Impact Engineering*, 30 :1179–1208, 2004.
- [24] N. Jacob, G.N. Nurick, and G. Langdon. The effects of stand-off distance on the failure of fully clamped circular mild steel plates subjected to blast loads. *Engineering Structures*, 29(10) :2723–2736, 2007.
- [25] Test method standard Department of Defense. *Standard procedures for explosion testing ferrous and non-ferrous metallic materials and weldments*. MIL-STD-2149A, February 1990.
- [26] J.M. Terrier. Calculs non-linéaires de structures en béton armé et non-armé soumises à des explosions. *Journal de Physique, Colloque C3, Supplément au n° 9*, Tome 49 :513–520, 1988.
- [27] US Army. *CONWEP, Conventional Weapons Effects*. TM-855, June 1992.
- [28] P.S. Bulson. *Explosive loading of engineering structures*. Chaman and Hall, First Ed., 1997.
- [29] G.S. Langdon, S. Chung Kim Yuen, and G.N. Nurick. The response of stiffened square plates subjected to localized blast loading. In *7th Symp. On Structures Under Shock and Impact*, Montreal (Canada), May 2002.
- [30] C. Lalanne. *Chocs mécaniques*, volume 2. Hermès Science Publication, 1st edition, 1999.
- [31] N.S. Rudrapatna, R. Vaziri, and M.D. Olson. Deformation and failure of blast loaded square plates. *Int. J. of Impact Engineering*, 22 :449–467, 1999.
- [32] N.S. Rudrapatna, R. Vaziri, and M.D. Olson. Deformation and failure of blast loaded stiffened plates. *Int. J. of Impact Engineering*, 24 :457–474, 2000.
- [33] P. Ducrocq, E. Markiewicz, T. Fourmentraux, and P. Drazetic. Modélisation des assemblages soudés par points : application au crash. *Mécanique Industrielle et Matériaux*, 51 :73–75, 1998.
- [34] M. Arcan, Z. Hashin, and A. Voloshin. A method to produce uniform plane-stress states with applications to fiber-reinforced materials. *Experimental Mechanics*, 35 :141–146, 1978.
- [35] A. Voloshin and M. Arcan. Failure of unidirectional fiber-reinforced materials. new methodology and results. *Experimental Mechanics*, 37 :280–284, 1980.
- [36] M.A. Sutton, M.L. Boone, F. Ma, and J.D. Helm. A combined modeling-experimental study of a crack opening displacement fracture criterion for characterisation of stable crack growth under mixed mode I/II loading in thin sheet materials. *Engineering Fracture Mechanics*, 66 :171–185, 2000.
- [37] M.A. Sutton, X. Deng, F. Ma, J.C. Newmann, and M. James. Development and application of a crack tip opening displacement-based mixed mode fracture criterion. *Int. J. of Solids and Structures*, 37 :3591–3618, 2000.
- [38] D. Delsart, J-M. Mortier, and M. Dagois. Experimental characterization and modelling of the interply interface properties of fibre-reinforced composite materials. In *Int. Conf. on Impact Loading of Lightweight Structures*, Florianopolis (Bresil), May 8-12 2005.

- [39] J-Y. Cognard, L. Sohier, P. Davies, and B. Gineste. Etude du comportement non-linéaire d'une colle dans un assemblage. *Mécanique et Industrie*, 7 :265–276, 2005.
- [40] J-Y. Cognard, P. Davies, L. Sohier, and R. Créac'hcadec. A study of the non-linear behaviour of adhesively-bonded composite assemblies. *Composite Structures*, 76 :34–46, 2006.
- [41] Military Standard Department of Defense. *Preparation for and installation of*. MIL-STD-403C-14, June 1992.
- [42] E.F. Bruhn. *Analysis and design of flight vehicle structures*. Jacobs Publishing Inc., June 1973.
- [43] Department of Defense Handbook. *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*. MIL-HDBK-5J, January 2003.
- [44] R.P.G. Muller. *An experimental and analytical investigation of fatigue behaviour of fuselage riveted lap joints*. PhD thesis, Deft University of Technology, 1995.
- [45] L. Cebulski. *Caractérisation expérimentale et numérique de la tenue mécanique des assemblages par rivets aveugles. Application aux véhicules de transport guidé*. PhD thesis, Université de Valenciennes, 2002.
- [46] L. Cebulski, C. Boneill, P. Drazétic, and E. Markiewicz. Experimental and numerical behaviour of railway rivets under quasi-static promptings. *Int. J. for Computer-Aided Engineering*, 20(7) :795–809, 2003.
- [47] B. Langrand and J. Fabis. CRAHVI – Dynamic effects on riveted joints using arcan test procedure – Deliverable n°D5.1.2. RT 4/05368 DMSE, ONERA, May 2002.
- [48] N. Petrinic, L. Wang, and P. Weiss. CRAHVI – Numerical model for riveted single lap aluminium joints subjected to impact loading – Deliverable n°D1.3.1. Technical report, University of Oxford, February 2004.
- [49] L. Caplain. Outil de recalage du comportement des assemblages ponctuels pour les modèles de calcul de crash. Rapport de synthèse final du projet Prédit 98A0149, Prédit, août 2001.
- [50] R. El Fatmi. *Sur la mécanique des assemblages soudés par point de soudure*. PhD thesis, Université Pierre et Marie Curie, Paris VI, 1983.
- [51] Y. Lee, T. Wehner, M. Lu, T. Morrisett, and E. Pakalnins. Ultimate strenght of resistance spotwelds subjected to combined tension and shear. *Journal of Testing and Evaluation*, 26(3) :213–219, 1998.
- [52] M. Riesner, X. Sun, S. Wu, H.Y. Wang, and E. Low. Modelling and optimisation of structural joints in automotive application. In *2nd Int. Conf. on Crashworthiness*, London (UK), September 2000.
- [53] R. Porcaro, A.G. Hanssen, A. Aalberg, and M. Langseth. Joining of aluminium using self-piercing riveting : Testing, modelling and analysis. *Int. J. of Crashworthiness*, 9(2) :141–154, 2004.
- [54] S.H. Lin, J. Pan, S.R. Wu, and T. Tyan. Failure loads of spotwelds under combined opening and shear loading conditions. *Int. J. of Solids and Structures*, 39 :19–39, 2002.
- [55] S.H. Lin, J. Pan, T. Tyan, and P. Prasad. A general failure criterion for spotwelds under combined loading conditions. *Int. J. of Solids and Structures*, 40 :5539–5564, 2003.
- [56] A. Combescure, F. Delcroix, L. Caplain, S. Espanol, and P. Eliot. A finite element to simulate the failure of weld points on impact. *Int. J. of Impact Engineering*, 28 :783–802, 2003.
- [57] G.R. Johnson and W.H. Cook. A constitutive model and data for metal subjected to large strains, high strain rates and high temperatures. In *7th Symp. on Ballistics*, pages 541–547, The Hague (The Netherlands), 1983.
- [58] G.R. Johnson and T.J. Holmquist. Evaluation of cylinder impact test data for constitutive model constants. *J. of Appl. Phys.*, 64 :3901–3910, 1988.
- [59] J. Lemaitre and J.L. Chaboche. *Mécanique des matériaux solides*. Bordas, Paris, France, 1985.

- [60] D. Priadi, C. Levaillant, E. Penazzi, E. di Pascuale, and S. Aita. Introduction of strain rates effects in constitutive equations suitable for metal sheet stamping. In *MECAMAT 91*, Fontainebleau (France), 1991.
- [61] A.L. Gurson. Porous rigid-plastic materials containing rigid inclusions – Yield function, plastic potential and void nucleation. In D.M.R. Taplin, editor, *Int. Conf. on Fracture*, 1977.
- [62] V. Tvergaard. Material failure by void coalescence in localized shear bands. *Int. J. of Solids and Structures*, 18 :659–672, 1982.
- [63] G. Haugou, J. Fabis, B. Langrand, E. Deletombe, and E. Markiewicz. Iterative experimental/numerical procedure for improvement of dynamic experimental facilities. In *Structure Under Shock and Impact VII (SUSI2002)*, Montréal (Canada), May 27-29 2002.
- [64] G. Haugou, E. Markiewicz, and J. Fabis. On the use of the non direct tensile loading on a classical split hopkinson bars apparatus dedicated to sheet metal specimens characterisation. *Int. J. of Impact Engineering*, 32 :778–798, 2006.
- [65] G. Haugou, E. Markiewicz, J. Fabis, and G. Gary. Contribution to the definition of a partial overlapping plastic strain rates domain for moderate loadings – Application to tensile testing on metallic materials. *Int. J. of Crashworthiness*, 9(2) :187–194, 2006.
- [66] E. Polak. *Computational methods in optimisation. Mathematics in Sciences and Engineering*. 77, Academic Press, 1971.
- [67] T. Fourmentraux. *Contribution à la caractérisation numérique et expérimentale d'assemblages soudés par points soumis à des sollicitations quasi-statiques*. PhD thesis, Université de Valenciennes, 1999.
- [68] S. Zuniga and S.D. Sheppard. Determining the constitutive properties of the heat-affected zone in a resistance spot weld. *Modelling and simulation in material science and engineering*, 3 :391–416, 1995.
- [69] M. Grédiac and F. Pierron. Applying the virtual fields method to the identification of elasto-plastic constitutive parameters. *Int. J. of Plasticity*, 22(4) :602–627, 2006.
- [70] R. Hashemi. TIM–Crash – Crashworthiness for commercial aircraft – Sub component quasi-static tests on an Airbus A320 rear fuselage. Technical report, Canfield Impact Centre, March 1994.
- [71] R. Hashemi. TIM–Crash – Crashworthiness for commercial aircraft – Sub component dynamic tests on an Airbus A320 rear fuselage. Technical report, Canfield Impact Centre, December 1994.
- [72] R.E. Peterson. *Stress concentration factor – Charts and relations useful in making strength calculations for machine parts and structural elements*. A Willey Interscience publication, 1974.
- [73] S. Timoshenko. *Theory of elasticity*. First Ed., McGraw–Hill Book Co., 1934.
- [74] E.Z. Stowell. Stress and strain concentration at a circular hole in an infinite plate. Technical Report TN 2073, NACA, 1950.
- [75] H. Neuber. Theory of stress concentration for shear strained prismatical bodies with an arbitrary non-linear strain stress law. *J. Appl. Mech.*, 28, 1961.
- [76] J.L. Chaboche and G. Cailletaud. Structure calculations in cyclic viscoplasticity. *La Recherche Aérospatiale*, 1 :41–54, 1985.
- [77] G. Dvorak. On uniform fields in heterogeneous media. *Proceeding of the Royal Society, London (UK)*, A(431) :89–110, 1990.
- [78] G. Dvorak and Y. Benveniste. On transformation strains and uniform fields in multiphase elastic media. *Proceeding of the Royal Society, London (UK)*, A(437) :291–310, 1992.
- [79] M. Bornert, T. Bretheau, and P. Gilormini. *Homogénéisation en mécanique des matériaux 1*. Hermes Science Publication, 2001.
- [80] S. Kruch, J-L. Chaboche, and N. El Mayas. Micromechanic and macroscopic thermoviscoplastic behavior of short fibre mmcs. In *Inelasticity and micromechanics of metal matrix composites*, Seattle, WA (USA), June 27-July 1 1994.

- [81] S. Kruch, J-L. Chaboche, F. Feyel, and F-X. Roux. Two-scale damage analysis of components reinforced with composite materials. In *4th World congress on computational mechanics*, Mendoza (Argentina), June 22-25 1998.
- [82] Pottier T. *Modélisation multiéchelle du comportement et de l'endommagement de composites à matrice métallique*. PhD thesis, Ecole Nationale Supérieure des Ponts et Chaussées, 1998.
- [83] Carrère N. *Sur l'analyse multiéchelle des matériaux composites à matrice métallique : application au calcul de structure*. PhD thesis, Ecole Polytechnique, 2001.
- [84] M. Bonnet and A. Frangi. *Analyse des solides déformables par la méthode des éléments finis*. Les Editions de l'Ecole Polytechnique, 2006.
- [85] J.C. Simo and T.J.R. Hughes. *Computational inelasticity*, volume 7. Springer-Verlag, 2nd edition, 1998.
- [86] J. Besson, G. Cailletaud, J-L. Chaboche, and S. Forest. *Mécanique non linéaire des matériaux*. Hermès, 2001.
- [87] J.C. Michel and P. Suquet. Computational analysis of nonlinear composite structures using nonuniform transformation field analysis. *Compt. Methods Appl. Mech. Engrg.*, 193 :5477–5502, 2004.
- [88] J.C. Michel and P. Suquet. Nonuniform transformation field analysis. *Int. J. of Solids and Structures*, 40 :6937–6955, 2003.
- [89] T. Asada and N. Ohno. Fully implicit formulation of elastoplastic homogenization problem for two-scale analysis. *Int. J. of Solids and Structures*, 44 :7261–7275, 2007.
- [90] V. Piltner. Special finite elements with holes and internal cracks. *Int. J. Numer. Methods Engrg.*, 21 :1471–1485, 1985.
- [91] Q.H. Qin. *The Trefftz Finite and Boundary Element Method*. WIT press, 2000.
- [92] N.I. Muskhelishvili. *Some basic problems of the mathematical theory of elasticity*. Noordhoff, Groningen, Holland, 1953.
- [93] E. Trefftz. *Ein gegenstück zum ritzschen verfahren (in german)*. 2 Int Kongr. fur Tech. Mech., Zurich, 1926.
- [94] O.C. Zienkiewicz, D.W. Kelly, and P. Bettess. The coupling of finite element method and boundary solution procedures. *Int J Numer Meth Engrg*, 11 :355–375, 1977.
- [95] O.C. Zienkiewicz, D.W. Kelly, and P. Bettess. *Marriage à la mode – The best of both worlds (finite elements and boundary integrals)*. Proc Int Symp on Innovative Numerical Analysis in Applied Engineering Science, Versailles, 1977.
- [96] E. Kita and N. Kamiya. Trefftz method : an overview. *Advances in Engineering Software*, 24 :3–12, 1995.
- [97] L. Solomon. *Élasticité linéaire*. Masson et Cie Éditeurs, 1968.
- [98] R. Piltner. Some remarks on finite elements with an elliptic hole. *Finite Elements in Analysis and Design*, 44 :767–772, 2008.
- [99] F. Feyel. Some new techniques regarding the parallelisation of zébulon, an object oriented finite element code for structural mechanics. *Mathematical Modelling and Numerical Analysis*, 36 :923–936, 2002.
- [100] M. Abramowitz and I.A. Stegun. *Handbook of Mathematical Functions with Formulas, Graphs and Mathematical Tables*. Dover Books, New York, 1970.
- [101] G.N. Nurick and G.C. Shave. The deformation and tearing of thin square plates subjected to impulsive loads – An experimental study. *Int. J. of Impact Engineering*, 18 :99–116, 1996.
- [102] G.N. Nurick, M.E. Gelman, and N.S. Marshall. Tearing of blast loaded plates with clamped boundary conditions. *Int. J. of Impact Engineering*, 18 :803–827, 1996.
- [103] G.N. Nurick and J.B. Martin. Deformation of thin plates subjected to impulsive loading – A review. part ii : experimental studies. *Int. J. of Impact Engineering*, 8 :171–186, 1989.

- [104] R.G. Teeling-Smith and G.N. Nurick. The deformation and tearing of thin circular plates subjected to impulsive loads. *Int. J. of Impact Engineering*, 11 :77–91, 1991.
- [105] J.W. Boh, L.A. Louca, and Y.S. Choo. Numerical assessment of explosion resistant profiled barriers. *Marine Structures*, 17 :139–160, 2004.
- [106] R.L. Veldman, J. Ari-Gur, and C. Clum. Response of pre-pressurized reinforced plates under blast loading. *Int. J. of Impact Engineering*, 35 :240–250, 2008.
- [107] M.A. Sutton, J.L. Turner, H.A. Bruck, and T.A. Chae. Full-field representation of discretely sampled surface deformation for displacement and strain analysis. *Experimental Mechanics*, 31 :168–177, 1991.
- [108] D. Cialecki. *Physique des milieux continus*. Hermann Editeurs, Paris, 2007.
- [109] S. Avril and F. Pierron. General framework for the identification of constitutive parameters from full-field measurements in linear elasticity. *Int. J. of Solids and Structures*, 44 :4978–5002, 2007.
- [110] C. Dorum, O.G. Lademo, O.R. Myhr, T. Berstad, and O.S. Hopperstad. Finite element analysis of plastic failure in heat-affected zone of welded aluminium connections. *Computers and Structures*, 88 :519–528, 2010.
- [111] N. Moës, J. Dolbow, and T. Belytchko. A finite element method for crack growth without remeshing. *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, 46 :131–150, 1999.
- [112] J. Réthoré, J.P. Tinnes, S. Roux, J.Y. Buffière, and F. Hild. Corrélation d’images numériques tridimensionnelles étendue. *C. R. Acad. Sci. Paris*, 336 :643–649, 2008.
- [113] J.L. Chaboche, S. Kruch, and N. El Mayas. Lois de comportement thermoélastoviscoplastique des composites à matrice métallique. *C. R. Acad. Sci. Paris*, 319 :971–977, 1994.
- [114] A. Quarteroni, R. Sacco, and F. Saleri. *Méthodes numériques pour le calcul scientifique*. Springer, 2005.

Table des figures

2.1	Phases successives de l'attentat de Lockerbie [1].	23
2.2	Propagation d'une onde de pression à proximité de passagers [3, 4].	24
2.3	Propagation d'une onde de pression dans un modèle 3/5 de conteneur à bagages [3, 4].	25
2.4	Essai au sol d'une explosion dans la soute d'un boeing 747 [6].	25
2.5	Problématique générale de l'explosion interne dans la soute d'un avion.	26
2.6	Assemblage riveté : du dessin de conception au calcul de tenue dynamique.	26
2.7	Série d'explosions lors d'un meeting (Airshow à Miramar, USA).	27
2.8	Idéalisation du profil de pression d'une onde de souffle.	28
2.9	Fonctionnement mécanique d'un assemblage riveté.	29
2.10	Modes de défaillance d'un assemblage.	30
2.11	Comportement d'un rivet NAS-1097 en cisaillement simple recouvrement.	31
2.12	Modèles de liaison pour le calcul de structures.	34
2.13	Organisation des axes de recherche.	36
3.1	Modèle fluide pour ondes de souffle.	40
3.2	Champs de déformation résiduelle lors d'un second <i>Bulge Explosion Test</i>	41
3.3	Méthode numérique pour la mesure du chargement équivalent durant le calcul local.	43
3.4	Méthode numérique pour l'application du chargement équivalent au calcul global.	43
3.5	Structure du fuselage d'un Boeing 377 <i>statocruiser</i>	44
3.6	Cadres et lisses du fuselage d'un Boeing 747.	44
3.7	Couplage F/S pour structure <i>immergée</i>	45
3.8	Explosion d'une mine sous une roue d'un véhicule militaire de transport.	46
3.9	Explosion d'un engin dans un conteneur à bagages.	46
3.10	Modèle EF d'une explosion dans la soute d'un avion.	47
4.1	Critères de rupture d'une fixation selon la relation (4.1).	53
4.2	Schéma de principe du montage Arcan.	53
4.3	Résultats des essais Arcan sur assemblage rivetés.	54
4.4	Schéma du montage Arcan pour les PSE.	56
4.5	Réponse de l'EF de fixation Predit aux sollicitations pures et mixtes I/II.	59
4.6	Résultats des essais dynamiques Arcan sur points soudés (PSE).	60
4.7	Analyse des essais dynamiques Arcan sur points soudés (PSE).	61
4.8	Comportement de l'alliage d'aluminium 2024-T351	65
4.9	Comportement de l'alliage d'aluminium 7050-T73	66
4.10	Étude du rivetage	68
4.11	Méthode de Plans d'Expériences Numériques	68
4.12	Méthode de Plans d'Expériences Numériques	69
4.13	Micro-structure d'un matériau simulé pour la zone affectée thermiquement (GR-HAZ).	69
5.1	Principe de fonctionnement du nouveau modèle de liaison.	75

5.2	Éprouvette de cisaillement en simple recouvrement.	77
5.3	Structure du IMT–Crash (contraintes équivalentes de von Mises).	79
5.4	Décomposition du solide perforé en sous-domaines.	82
5.5	Dimensions de l'éprouvette de traction perforée.	83
5.6	Taille des cellules d'analyse pour la mesure des champs cinématiques.	84
5.7	Influence de $\dot{\epsilon}$ sur la variable η (2024–T351).	85
5.8	Influence de $\dot{\epsilon}$ sur l'énergie dissipée (acier XES).	86
5.9	Influence de $\dot{\epsilon}$ sur la variable η (acier XES).	87
5.10	Principe de l'homogénéisation.	91
5.11	Volume Élémentaire Représentatif.	91
5.12	Distribution des valeurs η_{2222} pour un chargement élastique E_{22}	92
5.13	Distribution des valeurs du tenseur de localisation A_{2222}	92
5.14	Modèle multi-échelle (2024–T351).	94
5.15	Milieu perforé soumis à des conditions aux limites en déplacement et en effort.	98
5.16	Base de référence de l'EF hybride-Trefftz perforé.	100
5.17	Modèle aux éléments finis d'une plaque perforée.	102
5.18	Distribution des contraintes équivalentes de von Mises σ_{vm} le long de l'axe \vec{e}_y	102
5.19	Contraintes équivalentes de von Mises au voisinage de la perforation.	104
6.1	Modes de détérioration d'un panneau riveté (Illustrations extraites de [106]).	109

Glossaire

CRD : Conception et Résistance Dynamique,

CRAHVI : EU project, Crashworthiness of aircraft for high velocity impact, 2001-2004. Project reference : G4RD-CT-2000-00395,

DADS : Département d'Aéroélasticité et de Dynamique des Structures,

DGA : Délégation Générale pour l'Armement,

DLR : Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (German Aerospace Center),

DMMP : Département Matériaux Métalliques et Procédés,

DMSE : Département de Mécanique du Solide et de l'Endommagement,

DMSM : Département Matériaux et Structures Métalliques,

DPAC : Direction générale de l'aviation civile,

EADS : European Aeronautic Defence and Space Company (IW : Innovation Works),

ECE : Norme d'essais de choc dans le secteur automobile,

FAR : Federal Airworthiness Regulations (US),

FMVSS : Federal Motor Vehicle Safety Standards and regulations,

FSW : Friction Stir Welding,

GARTEUR : Group for aeronautical research and technology in europe,

IMT-Crash : Industrial and Material Technology Program : Crashworthiness for commercial aircraft, 1993-1995. Project reference : AERO-CT92-0030,

IRCN : Institut de Recherche pour la Construction Navale,

JAR : Joint Airworthiness Regulations (EU),

LAMIH : Laboratoire d'Automatique et de Mécanique Industrielle et Humaine,

NAS : National Aerospace Standard,

Onéra : Office National d'Études et de Recherches Aérospatiale,

Prédit : Outil de recalage du comportement des assemblages ponctuels pour les modèles de calcul crash, 1998-2001. Référence : 98 A 0149,

RCS : Résistance et Conception des Structures,

SEAWORTH : BRITE EURAM project, Improved ship design for marine safety : Extreme load effects and hydrostatic coupling, 1997-2000. Project reference : BRPR-CT97-0464,

UVHC : Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis,

Résumé

Le contexte des travaux concerne la vulnérabilité des structures aéronautiques face aux explosions. Reprenant le scénario de la ruine d'un fuselage lors d'un attentat à la bombe, trois axes de recherches concourent à la problématique posée dans le mémoire. Le premier est lié au chargement dynamique résultant de l'explosion d'un engin dans le fuselage de l'appareil. Le deuxième et le troisième concernent les assemblages, dont on cherche à caractériser et modéliser le comportement et la rupture sous chargements dynamiques.

Concernant le *chargement structural* de type pression dynamique, une recherche appliquée vise à valider des méthodes d'interaction couplées fluide/structure pour mesurer l'onde de souffle, à développer d'autres méthodes d'interaction découplées fluide/structure pour permettre l'analyse de structures complètes et complexes, et à développer une méthode numérique pour le couplage d'une structure immergée dans un fluide.

Dans le domaine de la *caractérisation des assemblages* pour le calcul des structures, la recherche expérimentale et numérique consiste à développer de nouvelles méthodes expérimentales fondées sur des essais normalisés permettant d'analyser le comportement et la rupture des fixations en modes pures et mixtes de traction/cisaillement pour des vitesses de déplacement quasi-statique et dynamique, et une méthode numérique alternative dite plan d'expérience numérique (ou 'virtual testing') pour étudier un assemblage depuis le procédé de rivetage, jusqu'à sa tenue dynamique.

Enfin, une recherche fondamentale vise à améliorer la *modélisation des assemblages* en calcul de structures. Pour les fixations, un modèle au comportement non-linéaire reposant sur une formulation hybride est développé. Pour les tôles perforées, un modèle et un critère de rupture sont présentés, une approche multi-échelle et un élément fini hybride sont développés.

Mots clés : ASSEMBLAGES ; ESSAIS DYNAMIQUES ; MODÉLISATION ; EXPLOSION.

Abstract

The context of the presented research concerns the vulnerability of airframes faced to blast explosions. Resuming the ruin scenario of a fuselage during a bomb attack, three research areas contribute to the issue set down in the report. The first one deals with the dynamic loading resulting from the explosion of a bomb within the fuselage. The second and third ones concern the assemblies; the characterisation and modelling of their mechanical behaviour and failure are particularly studied and especially under dynamic loadings.

Concerning the *structural load* (dynamic pressure), an applied research aims at validating coupled fluid/structure interaction methods to measure the blasting shock wave, to develop uncoupled fluid/structure interaction methods to enable the analysis of complete and complex structures, and to develop a numerical method for the coupling of a structure immersed in a fluid.

In the field of the *assemblies characterisation* for structural calculation applications, the experimental and numerical research consists in developing new experimental methods based on normalized tests that makes it possible to analyse the behaviour and failure of fasteners in pure and combined tensile/shear modes from quasi-static to dynamic displacement rates loads, and finally an alternative numerical method (virtual testing) is also developed to study an assembly from the riveting process, up to the dynamic strength.

Finally, a more fundamental research aims at improving the *assemblies modelling* technique to be used in structural computation. For the fastener, a model with a non-linear behaviour implemented is developed based on a hybrid formulation. For the perforated metal sheet, a model and a criterion for failure are presented, a multi-scale approach and a hybrid finite element are developed.

Keywords : ASSEMBLIES ; DYNAMIC TESTING ; MODELLING ; BLAST EXPLOSION.