



HAL
open science

Simulation du soudage laser de structures aéronautiques Développement d'une approche locale/globale

Claudie Darcourt, Jean-Marc Roelandt, Mohammed Rachik, Dominique
Deloison, Bertrand Journet

► **To cite this version:**

Claudie Darcourt, Jean-Marc Roelandt, Mohammed Rachik, Dominique Deloison, Bertrand Journet. Simulation du soudage laser de structures aéronautiques Développement d'une approche locale/globale. 7e colloque national en calcul des structures, CSMA, May 2005, Giens, France. hal-01812973

HAL Id: hal-01812973

<https://hal.science/hal-01812973v1>

Submitted on 12 Jun 2018

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.

Public Domain

Simulation du soudage laser de structures aéronautiques

Développement d'une approche locale/globale

Claudie Darcourt* — **Jean-Marc Roelandt***
Mohammed Rachik* — **Dominique Deloison****
Bertrand Journet**

**Université de Technologie de Compiègne
Laboratoire Roberval - UMR UTC - CNRS n°6066
BP 20529, 60205 Compiègne Cedex
claudie.darcourt@utc.fr*

***EADS CCR
12, rue Pasteur, BP76, 92152 Suresnes Cedex
dominique.deloison@eads.net*

RÉSUMÉ. Cet article présente les travaux de simulation numérique de soudage laser de structures aéronautiques de type panneaux de fuselage. L'objectif était de prédire les contraintes et distorsions résiduelles de ces grandes structures minces. Une méthode locale/globale a été développée à cet effet. Les résultats obtenus sont en très bon accord avec l'expérience.

ABSTRACT. This paper presents the results of numerical modelling Laser Beam Welding(LBW) of aeronautical structures such as fuselage panels. The aim was to predict distortions and residual stresses of this large thin structures. For this purpose, a local/global method has been developed. Predicted results agree very well with experiments.

MOTS-CLÉS : Simulation, soudage, laser, approche locale/globale.

KEYWORDS: Modelling, welding, , laser, local/global approach.

1. Introduction

Jusqu'à présent, seul le rivetage était utilisé pour l'assemblage de ces structures en aluminium. Ce procédé a pour inconvénients un important surpoids (rivets, superposition de tôles) et la présence de concentrations de contraintes en service (trous). Le recours au soudage laser pour la réalisation et l'assemblage des panneaux raidis est apparu comme l'une des solutions alternatives pour remplacer le rivetage. Cette technique permet non seulement une réduction de masse et de coût d'environ 15% mais aussi d'atteindre des vitesses maximales de soudage de 10 m/min comparées au 10 cm/min lors du rivetage. Le soudage laser a une grande capacité d'automatisation permettant ainsi de réduire de moitié le temps d'assemblage des pièces. Les structures soudées sont également moins sensibles à la corrosion que les assemblages rivetés.

En revanche, le procédé d'assemblage par soudage laser a pour inconvénient d'engendrer des distorsions résiduelles sur les panneaux de fuselage et donc de nécessiter des opérations de correction post-soudage (coûts parasites).

La simulation numérique a pour but de prédire les distorsions résiduelles de grandes structures minces telles les panneaux de fuselage (Figure 1). La connaissance de ces distorsions permettra de mettre en œuvre des solutions de conception des outillages afin d'obtenir la bonne géométrie des panneaux (courbures de l'outillage, séquences de soudage, pré-cambrage de la pièce). Par ailleurs, une évaluation des contraintes résiduelles par la simulation numérique est également envisagée en vue de sa prise en compte pour le dimensionnement en fatigue des pièces.

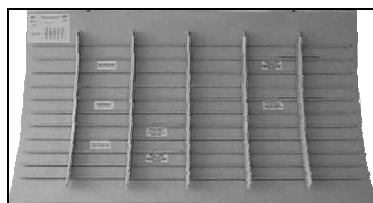


Figure 1. *Type d'application : Panneau de fuselage soudé*

2. Méthode locale/globale

Les distorsions résiduelles sur le panneau proviennent d'un phénomène thermomécanique local. En effet, ce sont les gradients thermiques engendrés par le passage du faisceau laser qui sont à l'origine de la déformation de la pièce (plastification locale). Ces gradients thermiques sont très importants et très localisés

au niveau du cordon de soudure. Ils nécessitent l'utilisation d'un maillage par éléments de volume très fin.

Le modèle global doit pouvoir représenter le comportement d'un panneau de fuselage de grandes dimensions (plusieurs dizaines de m²) et très mince. Le choix de la modélisation devient problématique puisqu'un modèle global en éléments de volume n'est pas envisageable (temps de calcul, lourdeur du pré/post-traitement). En outre, une modélisation par éléments de coques semble plus appropriée pour cette grande structure mince.

Pour concilier ces besoins contradictoires, une méthode a été développée afin de répondre à ce problème (Figure 2). L'emploi de cette méthode suppose que le modèle local est indépendant d'un point de vue thermique et mécanique du modèle global.

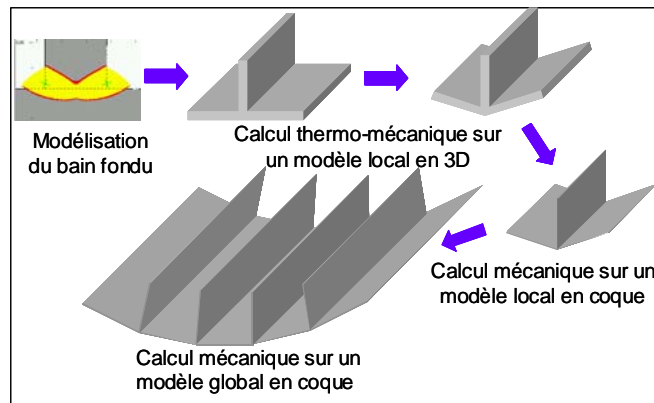


Figure 2. Description de la méthode locale/globale

Cette méthode locale-globale ne peut s'appliquer que dans le cas où la possibilité de considérer un modèle local indépendant thermiquement et mécaniquement. Les panneaux à double courbure ou encore des soudures de raidisseurs de géométries différentes sont des exemples pour lesquels la méthode n'est certainement pas applicable. L'utilisation d'un modèle global en coques n'est permise que dans le cas de la modélisation de structures minces ce qui écarte bien entendu les applications sur des tôles épaisses.

3. Simulation numérique

3.1 Modèle local par éléments de volume

3.1.1 Modélisation de la source de chaleur

Afin d'obtenir une réponse mécanique correcte de la structure, il est important d'avoir une bonne description de l'apport de chaleur au travers de la structure. Ainsi, le logiciel LASIM basé sur les phénomènes thermodynamiques interagissant dans le bain de fusion est utilisé (Sudnik *et al.*, 1999). Il permet d'obtenir la géométrie de la zone fondue ainsi que la répartition des isothermes pour diverses températures pour des paramètres de soudage bien définis (matériau, géométrie, type de laser, puissance, vitesse,...) (Figure 3).

Un modèle thermique est construit avec le logiciel EF Abaqus. La source de chaleur est défini par un sous-programme utilisateur DFLUX décrivant le passage d'une source de type cône tronqué avec distribution gaussienne de la chaleur (Figure 3). Les paramètres de la source de chaleur sont calés à partir des champs de température obtenus avec le logiciel LASIM.

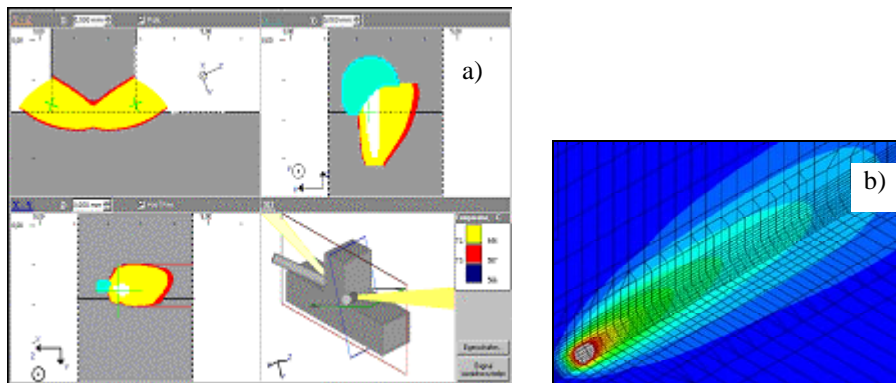


Figure 3. a) Type de résultats obtenus avec LASIM; b) Champs de température issus de l'analyse thermique

3.1.2 Modèle mécanique et validation expérimentale

Le modèle mécanique est basé sur le modèle thermique et utilise les champs de température obtenus avec l'analyse thermique. La loi de comportement matériau choisie est de type élastoplastique à écrouissage linéaire. Les propriétés mécaniques dépendent de la température.

La validation du modèle est réalisée à partir d'essais expérimentaux de soudage laser sur des coupons (Figure 4).

L'écart sur la flèche verticale entre l'expérience et la simulation est inférieur à 3%. Ce résultat est jugé correct. En revanche, les mesures expérimentales de contraction transversales et longitudinales montrent de fortes dispersions. Ainsi, la comparaison avec les valeurs de la simulation n'a pas été réalisée. Cependant, l'ordre de grandeur des mesures expérimentales est sensiblement le même que pour la simulation.

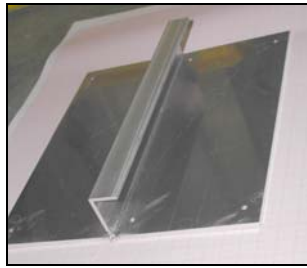


Figure 4. *Coupon soudé expérimentalement en vue de la validation du modèle local*

3.2 Modèle local équivalent en coques

Un modèle local équivalent en coques est construit à partir du modèle local par éléments de volume. L'objectif est de construire un modèle local en coques équivalent en terme de distorsions au modèle local par éléments de volume.

La technique employée consiste à introduire initialement dans le modèle local en coques des champs de contraintes initiaux qui permettront d'atteindre après équilibre les déplacements équivalents recherchés.

L'équilibre des champs de contraintes initiaux dans le modèle local équivalent en coques engendre la déformation de la structure. La déformée du modèle local par éléments de volume peut être obtenue à l'aide de la superposition de modes de déformée, caractéristiques de :

- la contraction transversale de la tôle de base,
- la contraction longitudinale de la tôle de base et du raidisseur,
- la flexion angulaire de la tôle de base dans le sens longitudinal et transverse.

Les contraintes à introduire dans le modèle local équivalent en coques sont calculées par le biais d'une méthode d'optimisation de type BFGS. Après équilibre mécanique, l'écart sur la flèche verticale résiduelle entre le modèle local par éléments de volume et le modèle équivalent en coques n'excède pas 2% (Figure 5).

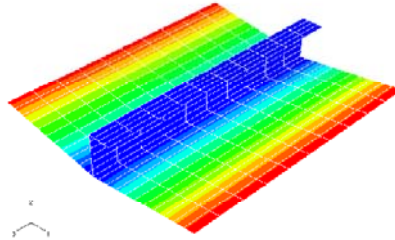


Figure 5. *Modèle local équivalent en coques (déplacements verticaux $\times 10$)*

3.3 *Modèle global en coques et validation expérimentale*

La dernière étape de la méthode locale/globale consiste à associer bout à bout des copies du modèle local équivalent en coques afin de constituer le modèle global. La réponse mécanique du modèle global est obtenue à partir des réponses mécaniques de tous les modèles locaux (Figure 6).

Trois panneaux d'un mètre de long ont été soudés expérimentalement avec trois raidisseurs (Figure 6). La comparaison des flèches verticales mesurées à mi-longueur entre la simulation et l'expérience fournit un différence de 3%.

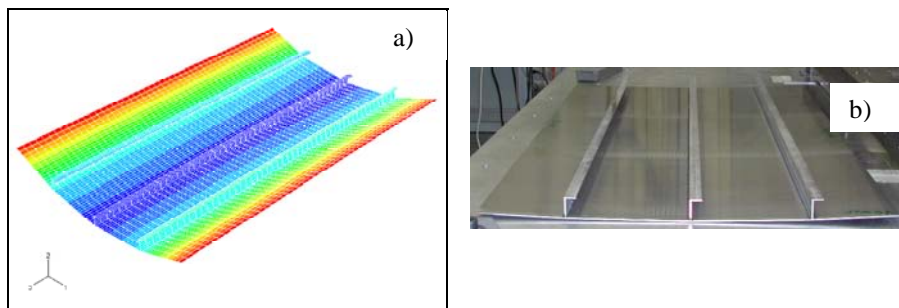


Figure 6. *a) Modèle global en coques (déplacements verticaux $\times 10$); b) panneau soudé expérimentalement*

4. Conclusion

Dans cet article, les travaux sur la simulation du soudage laser de panneaux de fuselage ont été présentés. Les résultats fournis en utilisant la méthode locale/globale développée sont en très bon accord avec l'expérience. Cette méthode

constitue un premier outil disponible pour la simulation du soudage laser de certaines structures aéronautiques car elle n'est généralisable et n'en a pas la vocation. Le but final est de développer tout un panel de méthodes numériques qui permettront de répondre à l'ensemble des problèmes industriels posés en matière de soudage.

Remerciements

Ces résultats issus de travaux de thèse s'inscrivent dans le cadre du réseau ASA (Allègement des Structures Aéronautiques) réalisés au sein du laboratoire Roberval de l'Université de Technologie de Compiègne en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'EADS à Suresnes.

Les auteurs tiennent à remercier le Ministère de l'Economie, des Finances et de l'Industrie pour son soutien financier

Les simulations avec le logiciel LASIM ainsi que les essais expérimentaux ont été réalisés au Corporate Research Center d'EADS à Ottobrunn.

5. Bibliographie

- ABAQUS ®, Hibbitt, Karlsson & Sorensen, INC. Version 6.4.
- Bergheau J.M., "Apports de la Modélisation Numérique pour l'Optimisation des Procédés de Soudage", Actes du Colloque National Mecamat, Aussois, pp. 17-29, 2003.
- Lindgren L.E., "Finite Element Modeling and Simulation of Welding", Journal of Thermal Stresses, pp. 141-334, 2001.
- Näsström M., Thermo-mechanical modelling of welding with experimental verification, Doctoral Thesis, Lulea University of Technology, 1992.
- Sarrazin E., Modélisation du soudage d'alliages d'aluminium, Thèse de Doctorat, Ecole Polytechnique, 1995.
- Souloumiac S., Boitout F., Bergheau J.M., "A New Local-global Approach for the Modelling of Welded Steel Component Distortions", Mathematical Modelling of Weld Phenomena 6, pp. 573-590, 2002.
- Sudnik W.A., Erofeew W.A., Radaj D., "Numerical Modelling and Simulation of Laser Beam Welding for Production Engineering and Design Development", SPIE Vol. 3688, pp. 126- 135, 1999.