



HAL
open science

Analyse du flambage local des structures sandwich appliqué aux avions légers

Ginot Malo, Bruno Castanié, Christophe Bouvet, Mahuet Nicolas

► **To cite this version:**

Ginot Malo, Bruno Castanié, Christophe Bouvet, Mahuet Nicolas. Analyse du flambage local des structures sandwich appliqué aux avions légers. JNC 22 – Conférence virtuelle – 28 - 30 juin 2021, Jun 2021, Besancon, France. hal-03286681

HAL Id: hal-03286681

<https://hal.science/hal-03286681>

Submitted on 15 Jul 2021

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

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

Analyse du flambage local des structures sandwich appliqué aux avions légers

Local buckling analysis of sandwich structures in light aircraft

Genot Malo^{1,2}, Castanié Bruno¹, Bouvet Christophe¹, Mahuet Nicolas²

1 : Institut Clément Ader,
INSA – ISAE-SUPAERO – UPS – IMT Mines Albi
3 rue Caroline Aigle, Toulouse 31400, France
e-mail : genot@insa-toulouse.fr

2 : Elixir Aircraft
Aéroport de La Rochelle – Ile de Ré – LFGH ; 3 impasse du Front Ouest
e-mail : contact@elixir-aircraft.com

1. Introduction

La conception d'avions légers de nouvelle génération, comme l'Elixir, l'avion développé par Elixir Aircraft (<http://www.elixir-aircraft.com>) utilise largement les structures sandwich. Cette technologie nécessite une maîtrise des différents modes de ruptures [1]. Aussi, dans le cadre du développement d'une méthodologie de conception des structures sandwich accessible aux constructeurs d'avions légers en vue d'une certification, l'étude se concentre sur le flambage local dit « Wrinkling », l'une des principales causes de rupture de ces structures. Les modèles globaux d'éléments finis (GFEM) réalisés avec des éléments coques ne peuvent capturer ces modes en raison de leur courte longueur d'onde et de la nature 3D du phénomène. Une méthodologie, robuste et simple, basée sur une approche locale analytique et/ou numérique, validée par des résultats d'essais doit donc être développée.



Figure 1: L'Elixir, avion en conception sandwich certifié EASA

La méthodologie est basée sur un dialogue analytique et numérique validé par l'expérimental dans une démarche de pyramide des essais. La première étape est une campagne d'essais coupon.

Après une revue de littérature [2] [3] [4] [5] [6], une sélection de formulations analytiques a priori intéressantes est réalisée. Les résultats de ces formulations analytiques sont comparés à des modèles éléments finis 3D ainsi qu'aux essais à l'échelle coupon. Enfin, une discussion sur la cohérence de l'approche à l'échelle des coupons pour les structures sandwich est proposée.

2. Campagne d'essais coupon sandwich

2.1 Protocole

52 poutres sandwichs de designs comparables les structures utilisés par Elixir Aircraft ont été testés sous une charge uni-axiale de compression avec une machine de traction/compression classique piloté en déplacement. Un outillage dédié a été fabriqué (Figure 2 (a)) afin de permettre un chargement de compression le plus uniforme possible dans les peaux du sandwich. Le flambage local est observé grâce à de la corrélation d'images stéréo et à une caméra rapide.

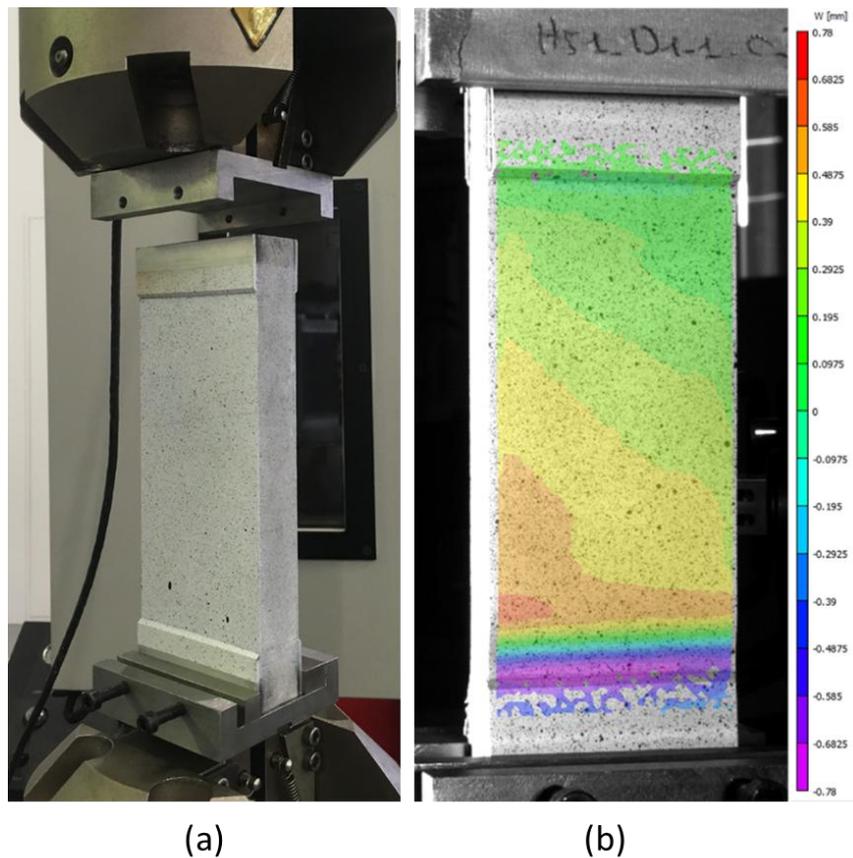


Figure 2: (a) Setup de la campagne d'essais coupon ; (b) champs de déplacement hors plan mesuré par corrélation d'image stéréo au moment du flambement

2.2 Résultats

La majorité des éprouvettes ont rompues par flambement local d'une peau du sandwich. Le flambement est observé en bord de talon. L'évolution de la cloque de flambement et le caractère non linéaire ont pu être observés et mesurés par corrélation d'image stéréo (Figure 2 (b)). La rupture, rapide et explosive a été capturée par la caméra rapide braquée sur le champ de l'éprouvette (Figure 3).

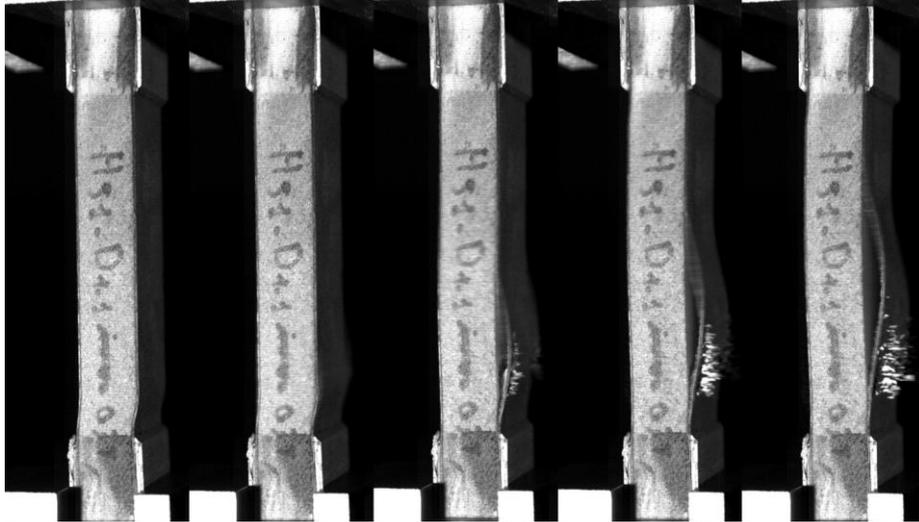


Figure 3 : Rupture d'une éprouvette capturée par caméra rapide (7000 fps)

Le scénario type observé sur les courbes effort fonction de la déformation moyenne (mesurée par DIC) se divisent en 4 parties :

1. Partie non linéaire de mise en contact, les défauts géométriques sont rattrapés pour que l'outillage appuis pleinement sur les surfaces de contacts.
2. Partie linéaire correspondant au module en compression du sandwich, pratiquement égale au module des peaux.
3. Partie non linéaire correspondant à l'apparition d'une cloque de flambement. L'effort maximum est atteint puis suivit d'une diminution de l'effort plus ou moins brève avant la rupture.
4. Rupture.

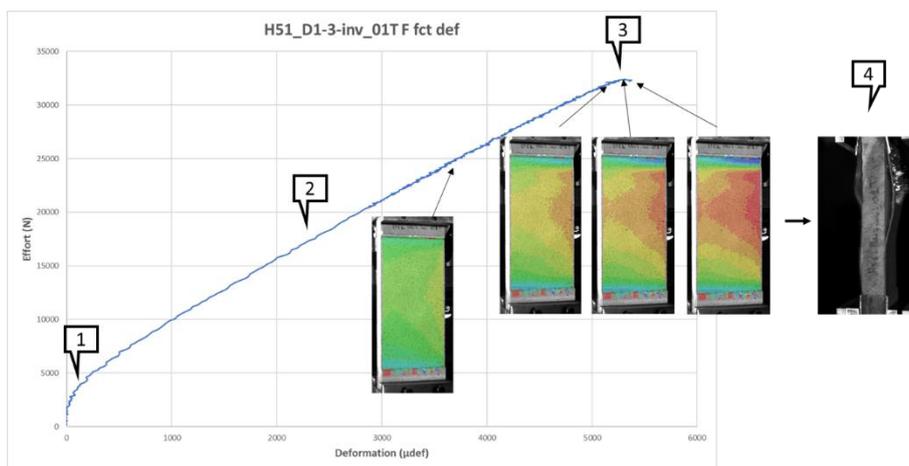


Figure 4: Courbe effort en fonction de la déformation moyenne

2.3 Analyses et conclusion

Les résultats sont comparés à des calculs analytiques et numériques. Des biais, comme une grande sensibilité aux conditions limites (problématique bien documentée [2] [7] [8]), sont rapportées. Les conditions aux limites en bord de talons créent des déformations locales hors plan et déclenchent la rupture/plastification du matériau d'âme. Il apparaît que le flambement local brutal n'est pas le scénario de rupture. Les défauts de chargement induisent un cloquage progressif qui entre en compétition avec l'endommagement de l'âme en bord de talon.

Les formulations analytiques choisies sont basées sur une résolution linéaire d'un problème de stabilité. Cela revient à calculer un point de bifurcation alors que dans la réalité des essais, la structure rompt à un effort limite. Il s'avère donc que le dialogue essais/calcul avec ces formulations analytiques est difficile. Une modélisation numérique non linéaire avec une loi d'endommagement de l'âme est nécessaire pour corrélérer avec les essais.

Les phénomènes observés ne relèvent donc plus seulement d'un problème de stabilité mais aussi d'un problème de résistance associé à un scénario de rupture. C'est-à-dire que le point de bifurcation donné par EF ou analytiquement ne peut pas être pris comme critère de rupture mais plutôt, suivant les cas l'admissibilité des peaux, de l'interface peau-âme, ou de l'âme en compression ou traction doit être considérée : le plus faible est alors considérée comme le critère de rupture. Ces résultats sont confirmés par la publication antérieure sur l'influence des défauts initiaux sur les flambements locaux dans les sandwichs de L.Fagerberg et D.Zenkert [9]. Ces réflexions posent la question sur la pertinence de ces essais à l'échelle des coupons pour le développement de la méthodologie de design des structures sandwichs pour avions légers.

Références

- [1] B. CASTANIE, C. BOUVET, and M. Ginot, "Review of composite sandwich structure in aeronautic applications," *Compos. Part C Open Access*, vol. 1, p. 100004, 2020, doi: 10.1016/j.jcomc.2020.100004.
 - [2] N. Hoff and S. Mautner, "The Buckling of Sandwich-Type Panels," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 12, no. 3, pp. 285–297, 1945, doi: 10.2514/8.11246.
 - [3] K. Niu and R. Talreja, "Modeling OF wrinkling in sandwich panels under compression," *J. Eng. Mech.*, vol. 125, no. 8, pp. 875–883, 1999, doi: 10.1061/(ASCE)0733-9399(1999)125:8(875).
 - [4] L. Léotoing, S. Drapier, and A. Vautrin, "Nonlinear interaction of geometrical and material properties in sandwich beam instabilities," *Int. J. Solids Struct.*, vol. 39, no. 13–14, pp. 3717–3739, 2002, doi: 10.1016/S0020-7683(02)00181-6.
 - [5] M. A. Douville and P. Le Grogneq, "Exact analytical solutions for the local and global buckling of sandwich beam-columns under various loadings," *Int. J. Solids Struct.*, vol. 50, no. 16–17, pp. 2597–2609, 2013, doi: 10.1016/j.ijsolstr.2013.04.013.
 - [6] M. D'Ottavio and O. Polit, "Linearized global and local buckling analysis of sandwich struts with a refined quasi-3D model," *Acta Mech.*, vol. 226, no. 1, pp. 81–101, 2015, doi: 10.1007/s00707-014-1169-2.
 - [7] C. B. NORRIS, W. S. ERICKSEN, H. W. MARCH, C. B. SMITH, and K. H. BOLLERH, "Wrinkling of the facings of sandwich constructions subjected to edgewise compression," 1961.
 - [8] R. P. Ley, W. Lin, and U. Mbanefo, "Facesheet wrinkling in sandwich structures," *NASA Contract. Reports*, vol. CR-1999-20, 1999, [Online]. Available: <http://www.cs.odu.edu/~mln/ltrs-pdfs/NASA-99-cr208994.pdf>.
 - [9] L. Fagerberg and D. Zenkert, "Imperfection-induced wrinkling material failure in sandwich panels," *J. Sandw. Struct. Mater.*, vol. 7, no. 3, pp. 195–219, 2005, doi: 10.1177/1099636205048526.
-

