

Conception et validation d'une aile caisson composite démontable pour l'aviation légère

Anne-Sophie Andréani, Eric Lainé, Jean-Claude Grandidier, Clément Fleuret, Sylvain L'Héritier, Nicolas Vetel

▶ **To cite this version:**

Anne-Sophie Andréani, Eric Lainé, Jean-Claude Grandidier, Clément Fleuret, Sylvain L'Héritier, et al.. Conception et validation d'une aile caisson composite démontable pour l'aviation légère. 21ème Journées Nationales sur les Composites, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers (ENSAM) - Bordeaux, Jul 2019, Bordeaux, Talence, France. hal-02420772

HAL Id: hal-02420772
https://hal.science/hal-02420772

Submitted on 20 Dec 2019

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.

Conception et validation d'une aile caisson composite démontable pour l'aviation légère

Design and validation of a removable composite box wing for light aviation

Anne-Sophie Andréani[1], Eric lainé[2], Jean-Claude Grandidier[2], Clément Fleuret[2], Sylvain L'héritier[1], Nicolas Vetel[1]

1 : RESCOLL
Rue Maurice Mallet, ZA de Béligon, F-17300 Rochefort sur Mer
e-mail : as.andreani@hotmail.fr, sylvain.lheritier@rescoll.fr et nicolas.vetel@rescoll.fr

2 : Institut Pprime, UPR3346 CNRS, ISAE-ENSMA, Université de Poitiers
ISAE-ENSMA - Téléport2 - 1 Av. Clément Ader - BP40109, F-86962 Futuroscope Chasseneuil Cedex
e-mail : eric.laine@ensma.fr, jean-claude.grandidier@ensma.fr et clemfleuret@hotmail.com

Résumé

L'un des principaux leviers pour diminuer les émissions de CO_2 dans le domaine des transports et particulièrement dans l'aviation, est l'allégement des structures. Cela passe par l'utilisation de matériaux composites mais aussi par une réflexion sur l'architecture de la structure. Dans cet article est présentée une nouvelle architecture d'aile pour l'aviation légère : une aile caisson démontable réalisée one-shot par autoclave. Elle est constituée d'une unique pièce dont la peau et les voiles supportent l'ensemble des efforts qui s'exercent sur elle. Elle a été dimensionnée en utilisant seulement l'outil numérique et en respectant les différentes normes encadrant la conception d'avion léger en composite pour la voltige. Un essai statique instrumenté à l'échelle 1 sur cette aile est réalisé avec deux montées en charge : jusqu'à la charge limite (6G) pour valider l'aile au vol puis la seconde jusqu'à charge ultime (12G) et poursuivie jusqu'à la rupture. Outre le fait que l'aile ait satisfait à ces deux chargements, une corrélation des mesures expérimentales et des résultats numériques montre que le dimensionnement sur la base de simulations prédictives est robuste. Ce résultat provient de la capacité à renseigner les codes de calculs de données pertinentes issues de la caractérisation et de l'identification des matériaux.

Abstract

One of the main levers for reducing CO_2 emissions in the transport sector and particularly in aviation is the reduction of structural weight. This requires the use of composite materials but also a reflection on the architecture of the structure. In this article is presented a new wing architecture for light aviation: a removable box wing made one-shot by autoclave. It is made up of a single piece whose skin and sails support the entire flow of forces exerted on it. It was designed using only the numerical tool and respecting the different standards governing the design of composite light aircraft for aerobatics. A static instrumented test at scale 1 on this wing is performed with two load increases: up to the limit load (6G) to validate the wing on flight, then the second to the ultimate load (12G) and continued until failure. In addition to the fact that the wing has satisfied these two loads, a correlation of experimental measurements and numerical results shows that the design based on predictive simulations is robust. This result is due to the ability to provide finite element software with relevant data from the characterization and identification of materials.

Mots Clés : Composite, aile démontable, essais sur structure, éléments finis, corrélation
Keywords: Composite, removable wing, structural tests, finite elements, correlation

1. Introduction

La commission européenne des transports s'est engagée à travers le Flightpath 2050 [1] à réduire drastiquement les émissions de CO_2 et de NOx du secteur. Cet objectif peut être atteint, en autres, grâce à la réduction de la masse totale des appareils commerciaux et de l'aviation légère. Dans ce dernier cas, il est d'ailleurs maintenant envisageable à très court terme de changer le mode de propulsion en adoptant de l'hybridation ou du tout électrique. L'allègement des structures est un des éléments majeurs de cette transformation, elle s'opère via l'utilisation de matériaux composites qui possèdent de très bonnes propriétés mécaniques spécifiques. De plus, ils permettent également la mise

en forme de pièces plus complexes et de grandes dimensions, en une seule opération de mise en œuvre en limitant le nombre d'étapes de fabrication, le nombre d'outillages, les consommables, et donc le coût de fabrication. Le choix des matériaux combiné à l'architecture jouent un rôle important dans cette démarche. Par exemple pour les ailes, la version classique avec un longeron [2] multiplie le nombre de pièces alors que l'aile caisson [3] permet un procédé plus simple et semble être plus performante. Celle-ci se présente sous la forme d'un caisson creux compartimenté avec des voiles sur la totalité de l'envergure (Fig. 1). Cette nouvelle architecture peut être réalisée one-shot par autoclave. De plus, en réduisant le nombre de pièces (nervures, longeron) les zones de collage sont réduites, ce qui permet d'optimiser les performances mécaniques de la structure. L'aile caisson est constituée d'une unique pièce dont la peau et les voiles supportent l'ensemble du flux des efforts qui s'exerce sur elle à la différence d'une aile d'architecture classique, dont seul le longeron en reprend l'intégralité. En conséquence il est donc impossible de séquencer le dimensionnement comme dans une voilure classique avec un longeron supportant la charge de l'avion et la peau l'aérodynamique.

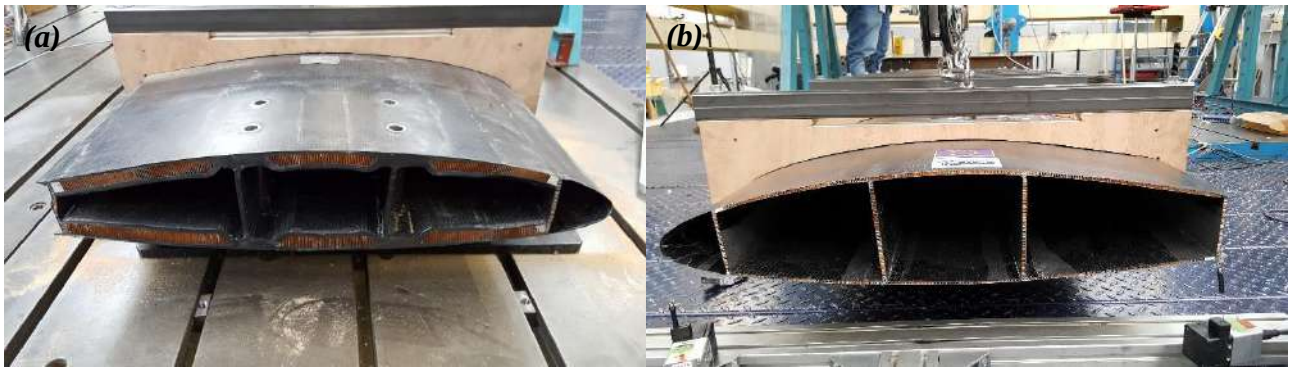


Fig. 1. Vue transversale d'une aile caisson (a) coté emplanture - (b) coté « winglet »

Les voiles servent à transmettre les efforts entre les parties intrados et extrados du caisson qui, elles, fournissent la rigidité en flexion à l'aile. Les voiles créent également des caissons avec des peaux qui donnent la rigidité en torsion à l'aile. Leur positionnement revêt donc une importance primordiale dans le comportement final de l'aile. L'optimum est donc fonction du comportement souhaité de l'aile ainsi que des différents chargements qui interviennent. Ces chargements sont très variés suivant les manœuvres qu'effectuent l'avion, le type de vol et le milieu extérieur. Les variations se font au niveau de l'intensité de l'effort comme sur le lieu de la résultante. Le besoin de rigidité de l'aile est alors un compromis à trouver entre ces chargements et leur importance par rapport à la qualité du vol de l'avion. Un dernier paramètre intervient sur le positionnement du voile le plus proche du bord de fuite de l'aile ainsi que sur la rigidité en torsion nécessaire. Les gouvernes, de par leur taille, imposent le lieu du dernier voile sur la corde de l'aile.

Dans le cadre de l'aviation légère, l'enjeu technologique est de créer une aile avec un procédé rapide et faisant appel aux composites pour alléger au mieux la structure. Un second point concerne son montage, dans le cas d'une voilure fixe la mise en croix de l'avion nécessite des hangars permettant cette opération d'assemblage. Dans le cas d'une voilure amovible ces contraintes n'existent plus et cette architecture facilite le transport de l'avion. Mais le système de fixation doit s'intégrer dans le composite en assurant le passage de l'intégralité du flux de charge, ce qui nécessite une conception spécifique. L'optimisation d'une aile caisson est d'autant plus compliquée que chaque changement impacte le comportement global de la voilure.

Si une telle structure existe aujourd'hui, des ailes composites caisson démontables ne sont pas courantes dans le domaine aéronautique et principalement dans le domaine de l'aviation légère. De plus, l'enjeu dans ce contexte est de faire en sorte qu'elles puissent être utilisées pour toutes les versions d'avions civils du transport de loisir à la voltige. Ce dernier point complexifie la conception,

car les niveaux de charge sont très importants et l'emplanture doit assurer la double fonction d'assemblage amovible et de transferts des chargements aérodynamiques de pesanteur et inertiels intenses.

Dans cet article sont présentés successivement la conception de l'aile dans la partie 2 et l'essai qui a permis de qualifier la structure au vol dans la partie 3.

2. Conception de l'aile caisson

Dans le cadre de la thèse de Clément Fleuret [4] une démarche de conception prédictive a été mise en place, elle s'appuie sur un modèle numérique prenant en compte l'endommagement dans les composites et au niveau de la liaison peau voile. Des essais sur de petites semi-structures ont permis de quantifier les limites en charges supportées par ces zones de liaison. Fort de ce résultat il a été possible de rechercher une solution optimale en terme de raideur résistance et poids dans le contexte de la réglementation.

Le dimensionnement de la voilure caisson, par FEA (Abaqus©), a été réalisé dans le respect de la norme CS23 avec l'AMC572 de la CS-VLA [5] concernant les matériaux composites [6], comme dans le cas de l'architecture classique [2]. Ainsi, les contraintes dans les matériaux composites ne doivent pas dépasser 400MPa à 6G. Le champ de pression est imposé sur les peaux externes de la voilure. Le chargement est appliqué uniquement sur la partie aile hors fuselage.

L'étude de cette nouvelle architecture interne de voilure composite s'inscrit dans la continuité du projet E-FAN 1.0. Ainsi, l'aile caisson étudiée présentement respecte les mêmes normes que celle développée pour l'E-FAN 1.0. Dans sa phase de développement, l'avion E-FAN 1.0 est classé comme un prototype expérimental par la DGAC. Pour les classes d'avions CNRA (amateur), le dimensionnement se fait, selon la FAR 23 amendement 9 (ancien) avec l'AMC 572 et l'AMC 619 de la CS VLA pour les composites. L'appendice A de la norme FAR23 s'applique à la conception des avions de moins de 2721kg ; l'avion E-FAN 1.0 pèse au maximum 550kg au décollage. Comme la volonté est de pouvoir réaliser de la voltige, il entre donc dans la catégorie acrobatique et doit alors supporter des facteurs de charge limites de +6G et -4G. L'AMC 572 CS VLA indique que les contraintes maximales ne doivent pas être supérieures ou égales à 400MPa dans les composites renforcés de fibres de carbone à la charge limite pour éviter les problèmes de fatigue (qui n'existe pas à ces niveaux de charge). L'AMC 619 CS VLA, dit que, pour s'assurer des problèmes de variabilité du matériau composite (due à l'humidité, à la température et à la reproductibilité du procédé de fabrication, ...), il est raisonnable de prendre un coefficient de sécurité additionnel à la charge limite de 1.5, soit un coefficient de sécurité finale de 1.5 x 1.5 = 2.25 si la structure n'est pas testée en conditionnement humide et à température. Dans notre cas, un coefficient de sécurité est fixé à 2 afin d'assurer la sécurité des occupants de l'appareil dans toutes les configurations de vol. Ce coefficient de sécurité correspond le mieux à la certification du régime amateur (C.N.R.A) et dans le cas d'une fabrication en autoclave et conduit à un facteur de charge limite de +12G. Le calcul de l'aile est réalisé pour un facteur de charge (le facteur maximum positif) et une masse (masse maximale au décollage).

L'aile est dimensionnée en statique de manière symétrique, c'est-à-dire que les épaisseurs de composite sont les mêmes sur la peau extrados et la peau intrados de l'aile. Le dimensionnement peut donc se faire uniquement pour le cas de +12G. Le chargement est calculé à l'incidence de décrochage du profil d'aile. La situation critique correspond au chargement à incidence de décrochage positif et vitesse élevée. Le profil de répartition de pression sur l'aile est alors déterminé par des calculs aérodynamiques. Ces calculs sont réalisés en plusieurs étapes, à commencer par l'évolution du coefficient de pression sur le profil en deux dimensions de l'aile. Le profil est un NACA modifié. Ces deux nouvelles valeurs de vitesse et de nombre de Reynolds permettent d'itérer le calcul afin d'atteindre la convergence. Celle-ci est considérée comme obtenue après la 4ème itération. L'incidence

maximale est de 20° et le coefficient de portance 1.558. La vitesse à cette incidence est alors de 55.05 m/s, le nombre de Reynolds de 4 034 720 et le nombre de Mach 0.16. Ces valeurs sont caractéristiques de la voilure et sont adoptées pour la détermination des champs de pression. La courbe du coefficient de portance, une fois la convergence obtenue, est celle présentée ci-dessous (Fig. 2).

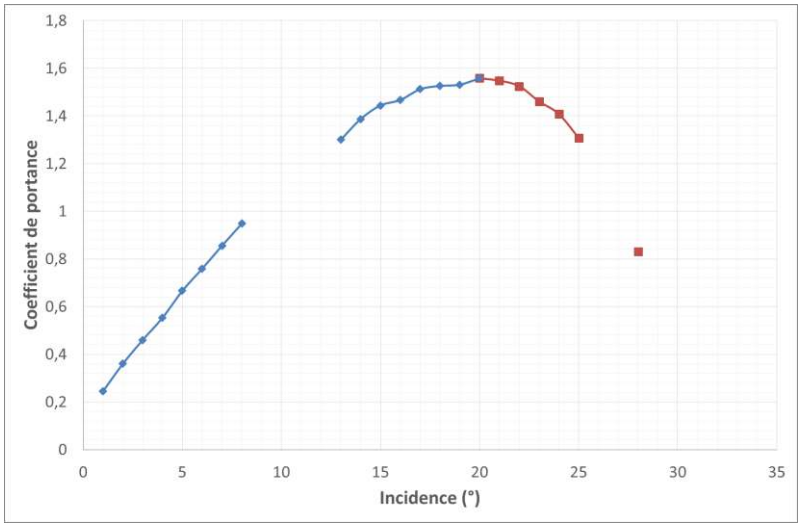


Fig. 2. Coefficient de portance en fonction de l'incidence après convergence

L'aile caisson aujourd'hui est rectiligne sur toute la longueur, donc sans apex ni dièdre ; les coefficients de portance avaient été calculés avec cette géométrie. Le placement des voiles a fait l'objet d'une précédente étude dans la thèse de Clément Fleuret [4] afin d'optimiser leur efficacité. Quatre voiles sont nécessaires : les deux centraux en connexion avec le fuselage, les deux décentralisés ayant le rôle des longeronnets (Fig. 3). La partie de fuselage est modélisée en contact au niveau de l'emplanture considérée comme infiniment rigide.

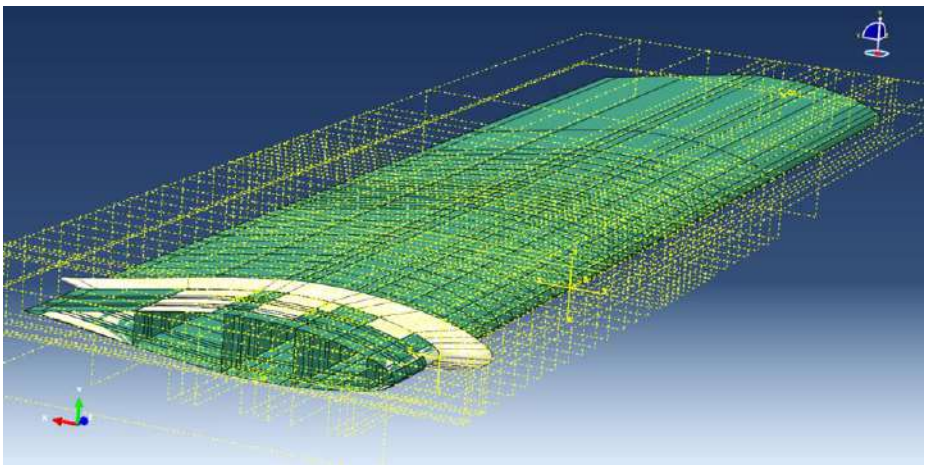


Fig. 3. Représentation de l'aile et de la connexion au fuselage

La connexion de la partie du fuselage sur l'aile est assurée par quatre fixations via des tiges métalliques (Fig. 1a). Les dimensions des tiges métalliques s'inspirent de celles qui ont été calculées pour l'essai destructif sur le longeron de l'E-FAN (rapport remis à la DGAC en février 2013 par le CRITT MPC et Pprime). Deux fixations sont disposées sur chacun des deux voiles principaux. Une bague avec une collerette en titane (visible sur la Fig. 1a) sera disposée dans les deux voiles centraux pour la connexion entre le fuselage et l'extrémité de l'aile.

Les modèles numériques de voilure sont construits avec le logiciel commercial d'éléments finis ABAQUS©. L'aile est modélisée en coque composites et des éléments 3D au niveau des attaches avec l'emplanture avec prise en compte de la non-linéarité géométrique.

Un coefficient de cisaillement transverse est ajouté pour améliorer les résultats en tenant compte d'une meilleure représentation du comportement des composites sandwiches. Coefficient qui a été identifié par des essais spécifiques en flexion 4 points sur plaque correspondant aux gammes d'épaisseur rencontrées dans la structure. La partie de fuselage en connexion avec l'aile est schématisée par du contact avec le corps rigide en éléments R3D4 représentatifs de l'emplanture. Une étude de convergence des calculs a été réalisée pour s'assurer de la bonne taille de maillage et du choix des bons éléments pour assurer la fiabilité des résultats obtenus notamment en flambage. Il convient de prendre une taille de maillage de 10 mm avec les éléments S4 et S3. La zone de connexion aile / emplanture a été modélisée avec des éléments 3D solides C3D8 et C3D4 avec une taille de maille de 2mm pour avoir au moins 4 éléments dans l'épaisseur. La taille de maille des éléments en coque a été réduite à 6 pour améliorer la continuité du maillage entre la zone 3D solide et la zone modélisée en coque.

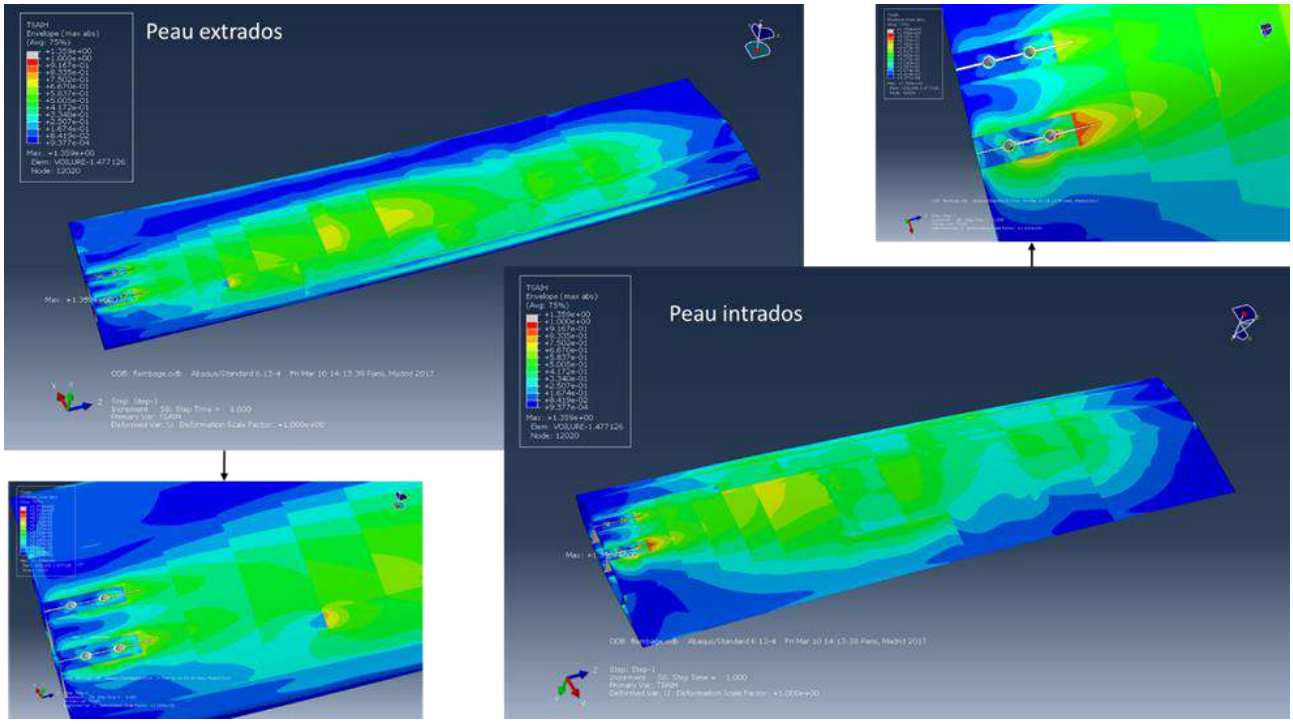


Fig. 4. Distribution surfacique du critère de dimensionnement à charge limite sur les peaux de voilure (échelle arc en ciel 0 à 1)

Le chargement est appliqué uniquement sur la partie aile hors fuselage. La portance du winglet est définie sur un point de référence positionné au lieu de sa résultante aérodynamique. Ce point est relié à l'aile par le voile le plus proche. Cette modélisation du winglet ne permet pas de quantifier exactement son influence à proximité du bout d'aile. Cependant, sa résultante aérodynamique est faible. Au niveau des fixations, les parois de la bague intégrée dans le voile sont bloquées en déplacement transversal et en rotation. La voilure caisson est découpée en plusieurs sections différentes qui ont été optimisées en épaisseur et en drapage. Un critère limite a été utilisé pour définir la tenue de la structure. Sur la Fig. 4, le champ du critère limite permettant de valider les contraintes de la réglementation est présenté sur la peau et sur la Fig. 5 au niveau des voiles. On perçoit les zones de changement d'épaisseur qui ont permis d'optimiser la rigidité et la résistance de l'aile. Les zones les plus chargées correspondent aux points d'attache de l'emplanture.

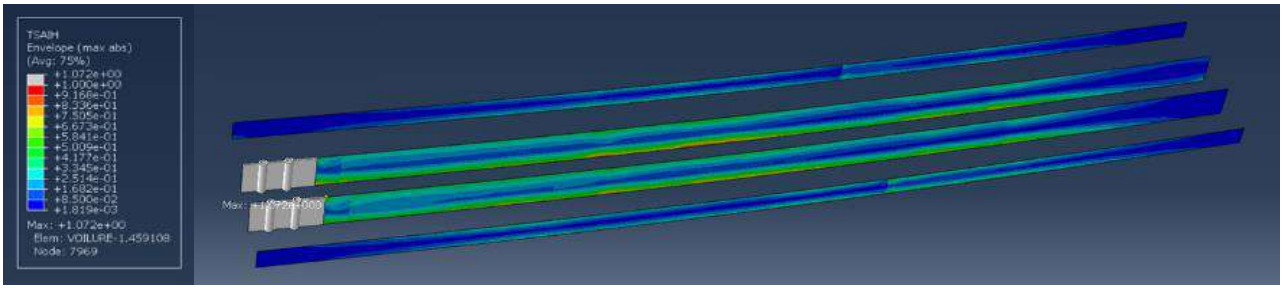


Fig. 5. Distribution surfacique du critère de dimensionnement à charge limite sur les voiles de voilure (échelle arc en ciel 0 à 1)

3. Essai de validation de l'aile caisson

Un essai sur structure échelle 1 (Fig. 6) a été dimensionné (pour l'application des efforts) et réalisé pour valider la conception numérique.



Fig. 6. Essai sur aile caisson

La demi-voilure est mise en place dans un outillage en bois représentant les conditions limites définis dans le modèle Eléments Finis. Quatre broches M20 achèvent l'encastrement de l'aile dans l'outillage bois. Le chargement est imposé par une grappe activée par un seul vérin. Afin de prendre en compte la déformation de l'aile sous charge, une poulie est placée au-dessus de la grappe d'essai pour permettre aux câbles d'être perpendiculaire à l'aile à environ 1.5 fois la charge limite. Huit carcans sont positionnés sur l'aile pour transmettre la charge de flexion. Les efforts appliqués sur l'aile sont ainsi répartis de sorte à reproduire aux mieux la répartition de l'effort tranchant et le moment fléchissant théorique. Comme aucun moment de torsion n'est souhaité pour cet essai, les efforts appliqués sur les carcans sont positionnés sur l'axe de torsion théorique de l'aile. L'essai statique a pour but de valider le dimensionnement de l'aile donc deux montées en charge seront réalisées : la première montée sera faite jusqu'à la charge limite (6G) pour valider l'aile au vol puis la seconde sera effectuée jusqu'à charge ultime (12G) et poursuivie jusque la rupture. L'aile est instrumentée (Fig. 7) et comprend :

- des jauges bidirectionnelles (120Ω, grille de 10mm) installées entre chaque carcan (Fig. 7, cadre vert),
- six capteurs de déplacements répartis deux à deux proche de l'emplanture, au milieu et à l'extrémité de la voilure (Fig. 7, cadre bleu),
- huit capteurs acoustiques piézoélectriques "micro80" (PCI-8 à huit canaux de Mistras Group) avec un préamplificateur PAC 1220A, installés à proximité des jauges (Fig. 7, cadre marron).

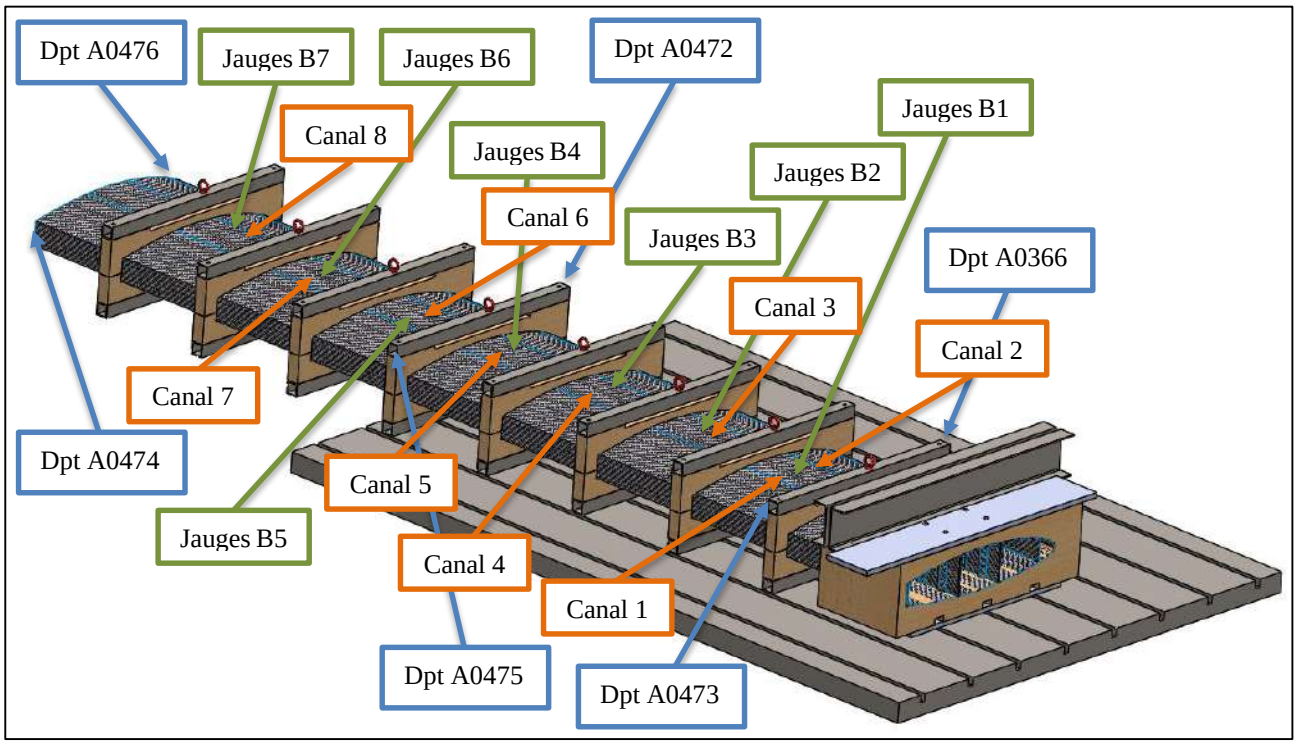


Fig. 7. Implantation des jauges (vert), des capteurs de déplacement (bleu) et des capteurs acoustiques (marron)

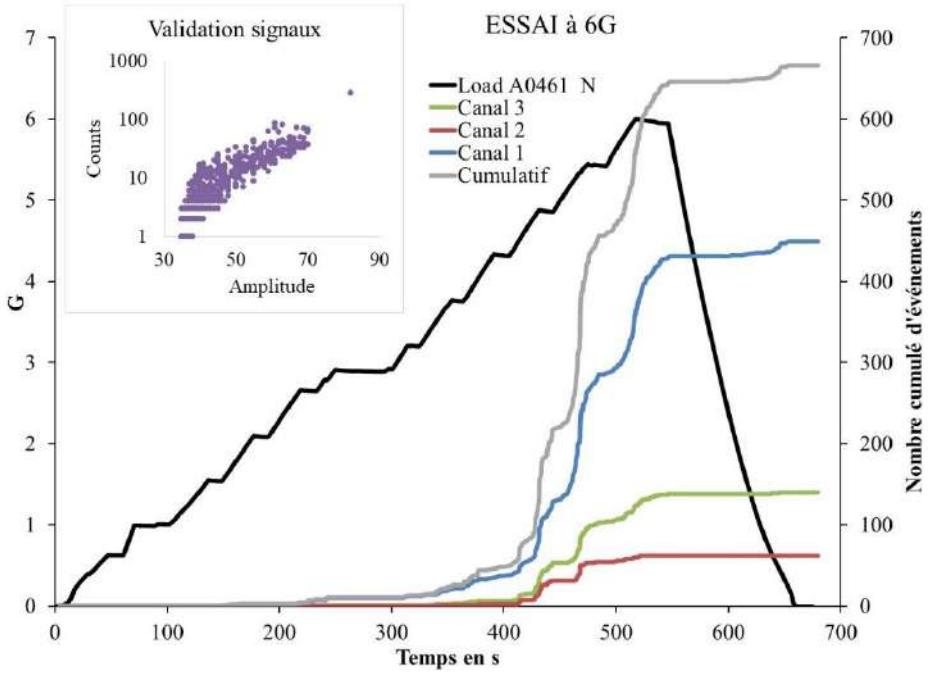


Fig. 8. Nombre cumulé d'événements par capteur pour l'essai à 6G

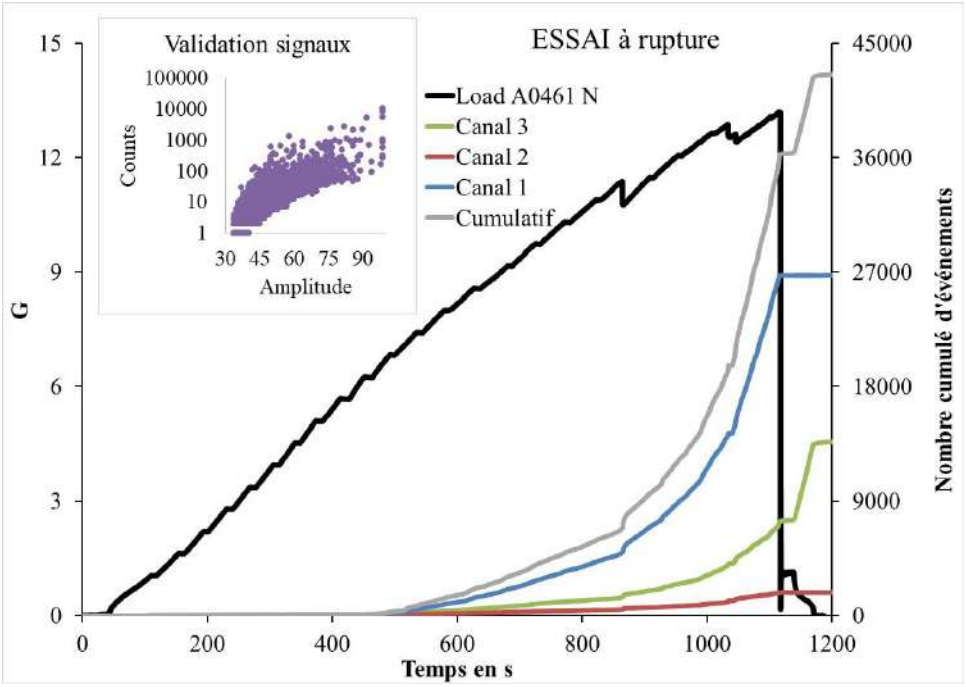


Fig. 9. Nombre cumulé d'événement par capteur pour l'essai à 6G

Sur la Fig. 8 les réponses de la structure en termes de chargement et d'émission acoustique sont présentées. Un début d'émission se fait entendre près des 6G sur trois des canaux. Sur la Fig. 9, l'enregistrement est mené lors de la seconde montée en charge conduisant à la rupture. A la seconde montée en charge l'émission acoustique ne redémarre qu'au niveau de la charge maximale atteinte précédemment (effet KAISER). La rupture a eu lieu dans une section entre deux carcans. Deux canaux reçoivent la plus part des signaux (Fig. 9) et ils encadrent le lieu de rupture correspondant à une zone de diminution de section de la stratification. Cette rupture ne s'est pas produite à l'emplanture ni dans un carcan (Fig. 10) ce qui valide l'essai et les valeurs à rupture de l'aile.



Fig. 10. Rupture de l'aile à 13.2G

4. Confrontation essai avec résultats des simulations

Les résultats expérimentaux et de simulation peuvent être comparés par rapport aux déplacements mais aussi aux déformations. Sur le graphique suivant (Fig. 11), sont représentés les déplacements donnés par les différents capteurs placés tout le long de la voilure (comme cela est décrit

précédemment) en fonction de la charge. Les déplacements (aux mêmes endroits de la voilure) obtenus via la simulation numérique sont superposés.

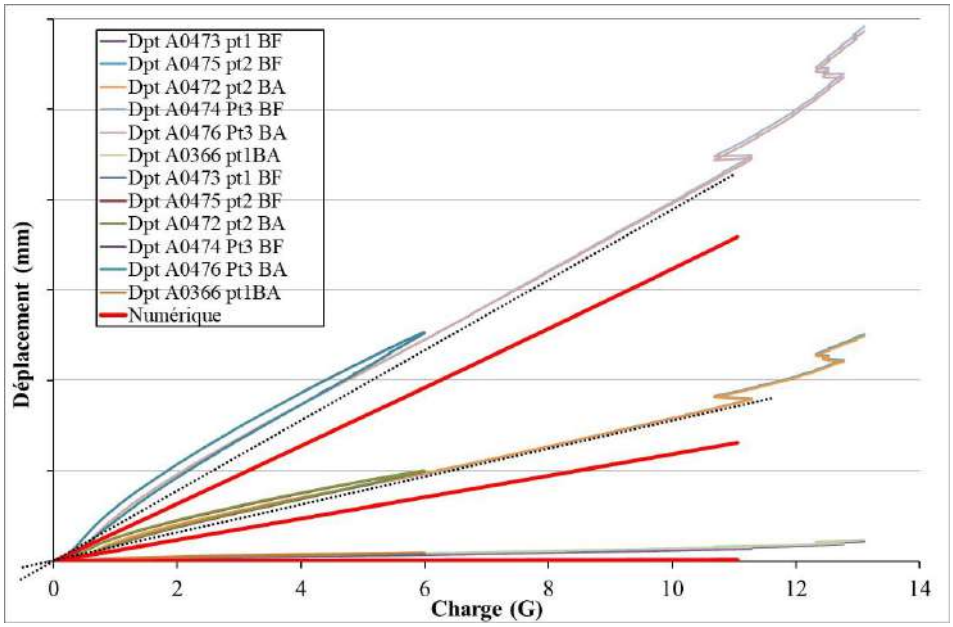


Fig. 11. Corrélation Essais/Simulations en déplacement

On constate un écart entre les résultats d'essais et de simulation. A la première lecture de ces données il semble que l'expérimental est beaucoup plus souple que la prédiction numérique. Dans l'expérience, les chargements sont transmis par des carcans qui ont une souplesse. Celle-ci n'est pas prise en compte dans le calcul, où les carcans sont considérés comme infiniment rigides. Ce phénomène se caractérise tout d'abord par une non-linéarité au début de la courbe expérimentale, phase qui correspond à la mise en place du système. En éliminant cette phase, la raideur du système est appréciée par les courbes en pointillées. Alors la comparaison avec le numérique permet de quantifier les écarts de raideurs expérimental / numérique. Elles ne sont pas négligeables mais restent limitées. Elles proviennent de la non prise compte de la souplesse du système, les erreurs numériques qui induisent toujours une surévaluation des raideurs et des différences entre la géométrie réelle et celle modélisée. Sans étape de go-no-go ce résultat est d'un très bon niveau.

Les deux graphes de la Fig. 12 comparent les déformations longitudinales et transversales mesurées lors de l'essai à la charge limite pour les jauges B3 (Fig. 12a) et B6 (Fig. 12b), avec les valeurs numériques extraites aux mêmes endroits sur le modèle numérique.

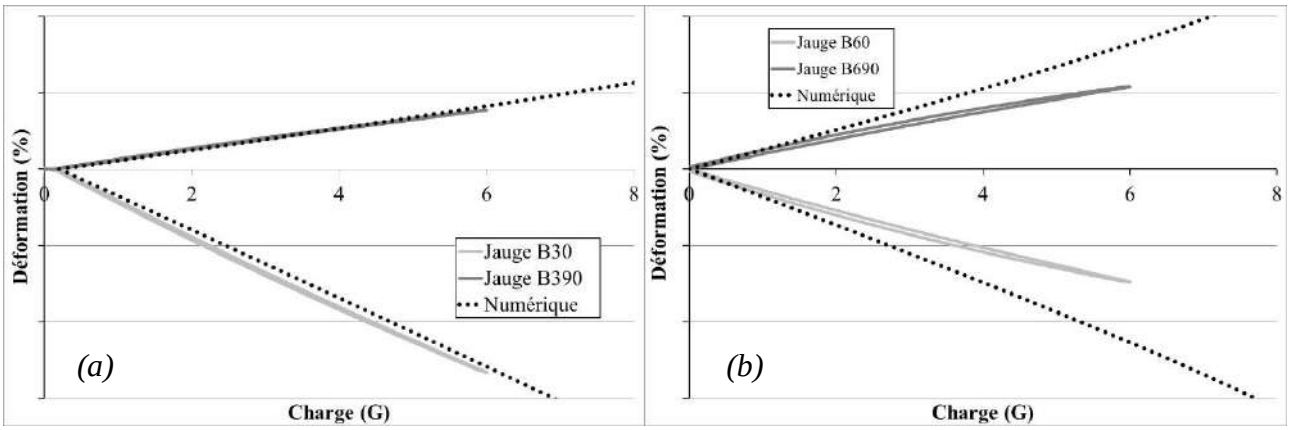


Fig. 12. Corrélation Essais/Simulations des mesures de déformations longitudinales et transversales pour (a) la jauge B3 et (b) la jauge B6

La simulation numérique a permis d'évaluer le champ des contraintes qui mènerait à la ruine. La répartition du critère de rupture est explicitée sur la Fig. 13 suivante. Il apparait clairement la zone la plus critique qui correspond comme cela a été écrit à un changement d'épaisseur important. Ce résultat numérique est corroboré par l'essai.

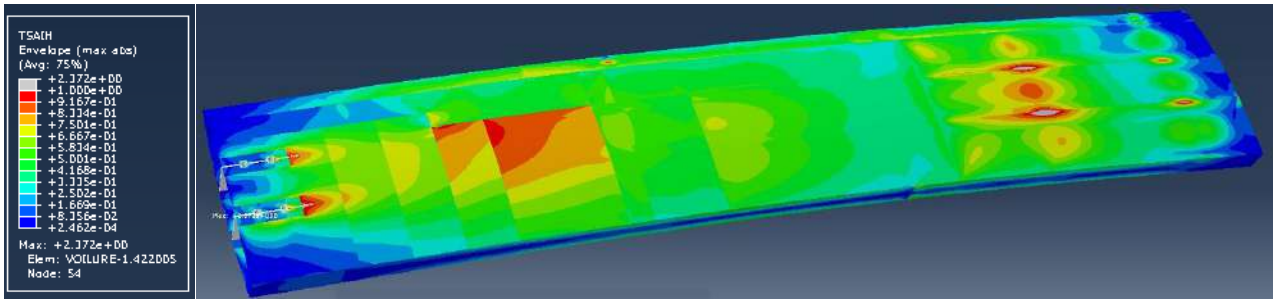


Fig. 13. Répartition du critère de Tsai Hill sur la face intrados de l'aile

5. Conclusion

Il apparait au terme de ce travail qu'il est possible de réaliser une aile caisson démontable pour un avion de tourisme destiné à la voltige. Le choix d'une distribution optimale des épaisseurs et l'association avec du nid d'abeille judicieusement positionné ont permis d'atteindre les objectifs de raideur et de résistance à des niveaux extrêmement élevés (13G) validant l'aile à la voltige. Rappelons que ce projet a été mené sur la base de simulations prédictives, qui ont permis de ne pas réaliser de prototypes puisque l'outil numérique a permis d'atteindre ce résultat en une seule tentative. Ce résultat provient de la capacité à renseigner les codes de calculs de données pertinentes issues de la caractérisation et de l'identification des matériaux composites, des sandwichs utilisés et des tests spécifiques sur éprouvettes en T de la liaison voile/peau dont les mécanismes d'endommagement ont été identifiés par tomographie [4].

Remerciements

Ce projet « NEOFAC »a été financé par le FEDER « Nouvelle Aquitaine ». Ces travaux ont profité en partie du financement par le programme du gouvernement français. "Investissements d'Avenir" (EQUIPEX GAP, référence ANR-11-EQPX-0018).

Références

[1] Flightpath 2050, Europe's vision for aviation, 2011.
[2] C. Fleuret, A.S. Andréani, E. Lainé, J.-C. Grandidier, S. L'Héritier, A.-L. Gorge. « Complex wing spar design in carbon fiber reinforced composite for a light aerobatic aircraft », *Mechanics & Industry* Vol. 17 n°6, pp. 614–633, 2016.
[3] C. Fleuret, A.S. Andréani, A. Roy, J.-M. Buignet, J.-C. Grandidier, E. Lainé. « Procédé de réalisation d'une aile d'aéronef en matériau composite, aile d'aéronef obtenue à partir de ce procédé », Brevet FR3037315, 2015.
[4] C. Fleuret « Approche multi-échelle pour la prédiction de la tenue d'une aile caisson dédiée à l'aviation légère : expérimentation et simulation », Ph.D. thesis, ENSMA, 2016.
[5] « Certification Specification of Very Light Aeroplane (CS VLA) », *European Aviation Safety Agency (EASA).*
[6] « Acceptable Means of Compliance 572, 613 and 619 », *CS VLA.*