

Aide à la conception optimale d'une section de fuselage d'avion entièrement composite

Magali Olivier-Mailhé, Samir Ben Chaabane, Françoise Léné, Stéphane Grihon, Georges Duvaut

▶ **To cite this version:**

Magali Olivier-Mailhé, Samir Ben Chaabane, Françoise Léné, Stéphane Grihon, Georges Duvaut. Aide à la conception optimale d'une section de fuselage d'avion entièrement composite. 8e Colloque national en calcul des structures, CSMA, May 2007, Giens, France. hal-01495625

HAL Id: hal-01495625
https://hal.science/hal-01495625

Submitted on 25 Mar 2017

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

Aide à la conception optimale d'une section de fuselage d'avion entièrement composite

Magali Olivier-Mailhé*, — Samir Ben Chaabane* — Françoise Léné**— Stéphane Grihon*** — Georges Duvaut***

**Département de Mécanique des systèmes,*
Ecole Supérieure d'Ingénieurs Léonard de Vinci
2/12 av Léonard de Vinci
92916 Paris la défense cedex
magali_mailhe@yahoo.fr

***Laboratoire de Mécanique, Matériaux et Structures,*
Université Pierre et Marie Curie
4 pl Jussieu
75252 Paris Cedex 5

****Airbus Toulouse ESANT*
31060 Toulouse Cedex 4

RÉSUMÉ. *L'utilisation de matériaux composites pour concevoir un fuselage ouvre de nombreuses possibilités et permet un allègement notable. La modélisation par éléments finis d'un barrel percé d'ouvertures est menée. L'étude de l'influence de plusieurs paramètres est proposée afin de déterminer le type de conception répondant au critère de stabilité au flambage tout en assurant un poids minimal.*

ABSTRACT. *Using composite materials to build aircraft structures allows minimizing the weight. It also presents new parameters that can be optimized. The finite element modelling of a barrel with several openings is presented. This study exposes the influence of several factors on the critical buckling load and determines the best type of conception in terms of weight.*

MOTS-CLÉS : *matériaux composites, fuselage, flambage*

KEYWORDS: *composite materials, fuselage, buckling*

1. Introduction

L'industrie aéronautique cherche à généraliser l'utilisation des matériaux composites dans la fabrication de ses avions. Le travail proposé ici concerne la conception d'une section courante de fuselage en matériaux composites. La modélisation par éléments finis permet l'analyse de l'influence de différents paramètres sur la stabilité au flambage. La démarche proposée cherche à optimiser le poids tout en vérifiant les critères de stabilité au flambage pour un cas de chargement donné.

2. Géométrie et hypothèses du modèle utilisé

La géométrie ainsi que le chargement et les critères de conception sont fournis par Airbus. La structure étudiée est une portion courante de fuselage modélisée de façon simplifiée par un cylindre renforcé dans les deux directions (longitudinale et orbitale). Des ouvertures correspondant à des hublots sont également pris en compte. L'ensemble du cylindre est soumis à une pression interne agissant comme une précontrainte. La modélisation par éléments fini est menée de la façon suivante : une peau composite avec un empilement explicite est collée à une trame de raidisseurs, modélisés par des poutres. Le déplacement des nœuds communs à la peau et aux raidisseurs est identique. Le comportement de ces poutres est calculé au préalable en fonction du matériau composite utilisé et de la géométrie du profil des raidisseurs. Les matériaux composites sont des stratifiés composés de couches orientés dans les 4 directions (0/90/45/135). Les lamifiés utilisés répondent à plusieurs critères métier définis par Airbus.

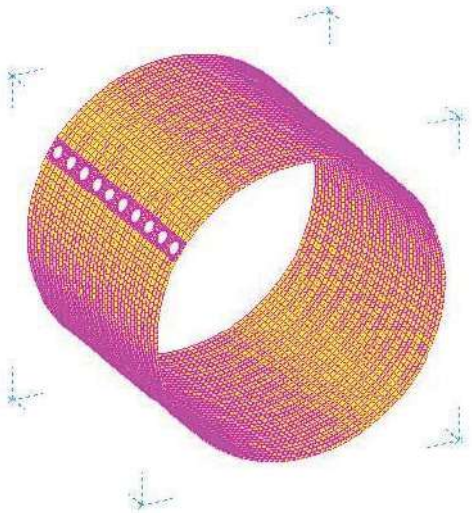


Figure 1. *Section courante de fuselage simplifiée*

La géométrie globale de la structure (longueur, rayon, position et forme des ouvertures) est figée. De même le chargement représentant un atterrissage dynamique est donné. Le nombre et la position des renforts orbitaux sont fixes. La

forme du profil des raidisseurs est connue mais les longueurs de chaque segment peuvent varier entre des bornes définies. Le positionnement des lisses (renforts longitudinaux) est aussi un paramètre d'optimisation. De même, le type de stratifié utilisé peut varier à condition de respecter les règles métiers.

3. Détermination de l'influence du stratifié

L'objectif de l'étude consiste à identifier les paramètres qui permettent d'obtenir une structure résistante au flambage, pour un faible poids. L'utilisation exclusive des matériaux composites à la fois pour la peau et pour les raidisseurs doit nous permettre d'aboutir à ce résultat. La première étude menée consiste donc à déterminer l'influence de différents types de lamifiés sur la réponse au flambage du cylindre.

3.1. *Effets de divers stratifiées pour la peau*

Afin de découpler les effets, les caractéristiques des raidisseurs (nombre, position, comportement) sont figées et seul le lamifié utilisé pour la peau varie. Le tableau 1 récapitule la première charge critique et la masse pour différents stratifiés vérifiant les règles métier imposés par Airbus.

nb plis	définition	charge critique	masse
13	(90/45/45/0/135/135/(0))s	0,75	667
14	(90/45/45/0/135/0/135)s	0,77	697
15	(90/45/45/0/135/0/135/(0))s	0,78	727
15	(90/45/0/0/0/135/0/(0))s	0,67	727
16	(90/45/0/45/0/135/0/135)s	0,79	756
16	(90/135/135/0/45/0/45/0)s	0,79	756
17	(90/135/135/0/45/0/45/0/(0))s	0,8	786
17	(90/45/0/135/0/45/0/135/(0))s	0,8	786
17	(90/45/45/45/0/135/135/135/(0))s	0,86	786

Tableau 1. *Effet de la peau sur la charge critique et la masse*

Les résultats obtenus sont aisément interprétable. La charge critique augmente globalement avec le nombre de plis. En effet, plus le lamifié est épais et plus la structure est rigide. Cependant, pour un poids équivalent, les meilleurs stratifiés pour la peau sont ceux qui présentent le plus grand nombre de plis orienté à 45° et 135°. En fait, ces stratifiés ont un comportement qui se rapproche d'un matériau homogène.

3.2. *Effets de divers stratifiés pour les raidisseurs*

L'étude de l'influence des différents stratifiés composant les raidisseurs est plus délicate à mener car elle nécessite un calcul préalable du comportement équivalent des poutres composites. Les meilleurs résultats sont obtenus avec des lamifiés composés en majorité de couches orientés à 0°. C'est naturel étant donné la prépondérance de l'influence des raidisseurs longitudinaux. En effet, les renforts le long du cylindre sont les composants majeurs de la rigidité de cette structure pour le chargement de flexion composée appliqué.

Afin de simplifier la conception d'un tel fuselage, il est souhaitable que le type de stratifié utilisé soit le même pour la peau et pour les raidisseurs. Il faut donc trouver un compromis. Le stratifié à 16 couches (90/135/135/0/45/0/45/0) est retenu pour la suite de l'étude. Il comporte suffisamment de couches orientées à 0° pour satisfaire les besoins des raidisseurs tout en étant homogène pour la peau. Son nombre de pli n'est pas trop élevé ce qui permet de limiter le poids de la structure et donc d'envisager d'augmenter le nombre ou la taille des raidisseurs.

4. Influence des renforts longitudinaux

Les lisses (renforts longitudinaux) ont un rôle prépondérant dans la stabilité de la portion de fuselage étudiée. Leur position, leur nombre ainsi que leur géométrie doit être déterminée avec précision afin d'obtenir une conception à la fois légère et résistante au flambage.

4.1 Paramètres de variation des lisses

Le profil des lisses est défini par une géométrie en Ω, représentée par 4 paramètres : 3 paramètres de longueurs notés L1, L2 et L3 et un paramètre d'angle noté α.

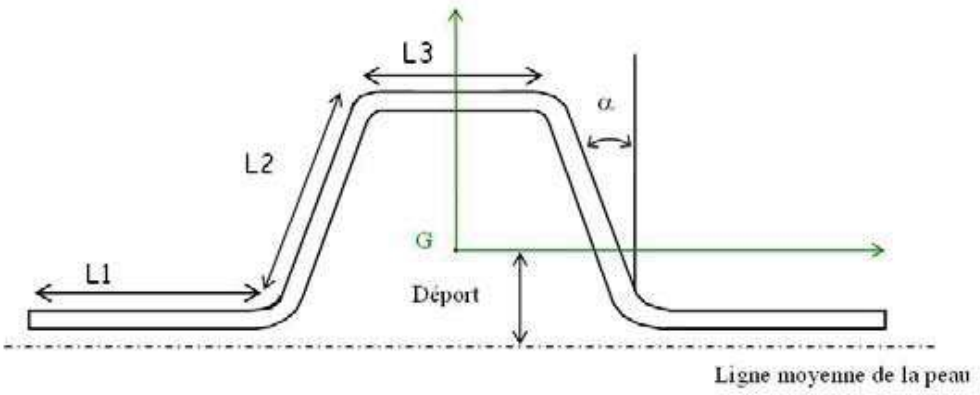


Figure 2. *Géométrie des lisses*

Afin de limiter le nombre de paramètres, la disposition des lisses est définie comme suit : quatre zones de fuselage sont déterminées : la partie haute, la partie

basse et deux zones intermédiaires. Le pas entre les lisses dans chacune de ces zones est constant. Ainsi le nombre de paramètres définissant à la fois le nombre et la position des raidisseurs est limité à quatre : N1, N2, N3 et N4.

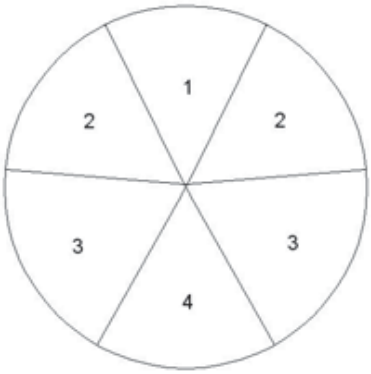


Figure 3. *Définition des zones de distribution des lisses*

Parmi ces huit paramètres, un seul influence faiblement l'évolution de la masse de la structure : l'angle α. Cette particularité permet de déterminer facilement les zones qui nécessitent le plus grand nombre de renforts. En effet, il suffit de fixer tous les paramètres et de réaliser une étude d'influence de l'angle sur la charge critique pour déterminer les zones soumises au flambage pour une masse constante. De plus, il apparaît que les meilleurs résultats sont obtenus lorsque l'angle diminue. En fait, ceci à pour effet d'augmenter la hauteur des lisses, et par conséquent le module d'inertie associé. A priori, la longueur L2 jouera donc un rôle prépondérant dans la rigidification de la structure.

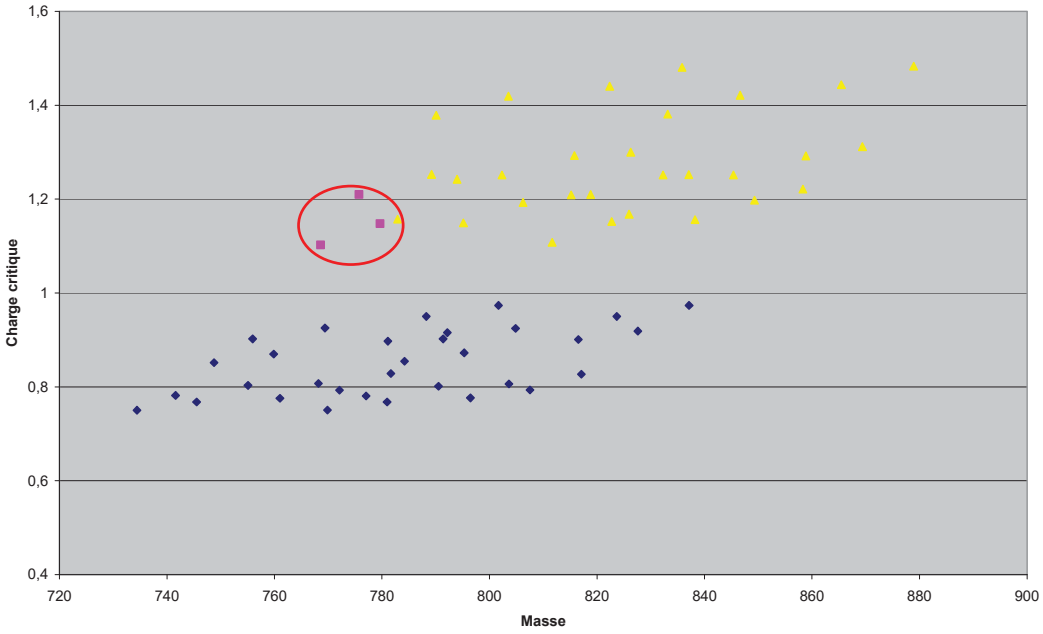


Figure 4. *Charge critique en fonction de la masse pour différents jeux de paramètres*

Afin de vérifier ces hypothèses, une étude paramétrique est menée portant sur les 8 paramètres. La figure 4. présente les résultats obtenus. La série bleue représente les résultats obtenus pour des conceptions utilisant des hauteurs de raidisseurs minimales tandis que la série jaune concerne des lisses ayant une plus grande hauteur L2.

Pour choisir la meilleure conception, il suffit de déterminer la charge critique désirée et utiliser la configuration de masse minimale correspondante. Les points roses de la figure 4 en sont l'illustration. Les résultats montrent qu'il est préférable d'augmenter la hauteur des raidisseurs avant d'en augmenter le nombre.

5. Conclusion

La conception de structures aéronautiques entièrement en matériaux composites propose de nouvelles opportunités mais soulève aussi de nouveaux problèmes. Les possibilités offertes par les stratifiés ont permis de déterminer certains des paramètres les plus influents. En particulier, il a été observé qu'une amélioration de la géométrie des raidisseurs est moins onéreuse en termes de poids que leur multiplication. Ces premiers résultats pourrons être utilisés afin d'améliorer encore ce type de structure.

6. Bibliographie

C. Boyer, A. Béakou & M. Lemaire "Design of a composite structure to achieve a specified reliability level", *Reliablity Engineering and System Safety*, 56, 273-283, 1997.

B. Su, M. Rais-Rohani & M. N. Singh, "Reliability-based optimization of anisotropic cylindrical shells with response surface approximation of buckling instability", *AIAA* 2002-1386

G.L. Giles "Design-oriented analysis of aircraft fuselage structures", *AIAA*-98-1749, 1998

X. Qiulin, Probabilistic design optimization of built-up aircraft structures with application, Faculty of Mississippi state university, 2003

W. Yu, D.H. Hodges, V.V Volovoi, E.D Fuchs, "A generalized Vlasov theory for composite beams" *Thin walled structures* 43, pp1493-1511, 2005