Dimensionnement fiabiliste d'un cylindre composite raidi

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

▶ **To cite this version:**

Magali Olivier-Mailhé, Samir Benchaabane, Françoise Léné, Stéphane Grihon, Georges Duvaut. Dimensionnement fiabiliste d'un cylindre composite raidi. 7e colloque national en calcul des structures, CSMA, May 2005, Giens, France. hal-01813062

HAL Id: hal-01813062
https://hal.science/hal-01813062

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

Dimensionnement fiabiliste d'un cylindre composite raidi

M. Olivier-Mailhé*, — S. Benchaabane — F. Léné* — S. Grihon*** — G. Duvaut***

* *ESILV Dep MS, PULV*
2/12 av Léonard de Vinci
92916 Paris la défense Cedex
magali.olivier_mailhe@devinci.fr
***LM2S*
UPMC/UCP/CNRS
4 place Jussieu
75252 Paris Cedex 5
****Airbus France ESANT*
31060 Toulouse Cedex 4

RÉSUMÉ. *Dans le cadre d'une étude de pré-dimensionnement d'un fuselage entier en composite, l'étude d'un cylindre composite raidi est présentée .La modélisation et l'analyse par éléments finis de la structure sont suivi d'une étude fiabiliste de la conception proposée. L'approximation de la charge critique par la méthode des surfaces de réponse permet une étude statistique qui aboutit à la détermination de la probabilité de défaillance.*

ABSTRACT. *A reinforced cylinder representing a fuselage section completely made of composite material is studied by finite element analysis. The reliability of the structure under buckling is evaluated using the response surface methodology. The influence of several parameters is measured and failure probability is computed thanks to a statistical analysis*

MOTS-CLÉS : *Composite, éléments finis, ,flambement, fiabilité.*

KEYWORDS: *Composite materials, finite elements, buckling, reability*

1. Introduction

Dans l'aéronautique, les composites se sont imposés pour la fabrication des pièces de structures primaires, grâce à leurs performances, leur qualité de légèreté et leur souplesse de forme. Afin de déterminer les conditions nécessaires à la généralisation de l'utilisation de ces matériaux, nous étudions la possibilité de concevoir un fuselage entier en matériaux composites. Un cylindre renforcé correspondant à une section de fuselage est l'objet de cette étude.

La modélisation et l'analyse par éléments finis de la structure apportent des résultats statiques et de stabilité de bonne qualité mais ces calculs sont long et coûteux. Dès lors, une étude de fiabilité ou d'optimisation nécessitant de nombreux cycles de simulation est impossible. La méthodologie des surfaces de réponse est une alternative intéressante dans ce cadre de prédimensionnement.

Trois parties composent ce papier : dans un premier temps nous présentons la structure étudiée ainsi que sa modélisation et son analyse par éléments finis. La deuxième partie s'attache à définir puis à construire par la méthode des surfaces de réponse la fonction d'état limite correspondant au critère de stabilité retenu pour le dimensionnement de la structure. Enfin, une étude statistique des réponses approximées permet de déterminer la fiabilité de la conception choisie par rapport à un critère de défaillance défini.

2. Modèle et formulation éléments finis

La géométrie considérée est un cylindre circulaire renforcé de rayon R, de longueur L et d'épaisseur h. Le matériau constituant le cylindre est un composite de 16 couches. Les renforts sont disposés suivant deux directions : 11 renforts orbitaux, appelés « cadres » d'une part, 80 renforts longitudinaux répartis uniformément appelés « lisses » d'autre part.

Le cylindre est modélisé par des éléments de coque de type Mindlin. L'empilement du matériau composite le constituant est explicite. Les renforts sont modélisés par des poutres homogènes collées à l'intérieur du cylindre. Leurs caractéristiques sont définies par des paramètres variables. Afin de respecter la réalité physique de la conception, un décalage entre le plan moyen de la coque et la ligne moyenne des poutres est utilisé.

Le cylindre est bouché à chacune de ses extrémités par des diaphragmes rigides. Un des deux côté est encastré tandis que le côté opposé est soumis à une sollicitation combinée de flexion/torsion appliquée par l'intermédiaire d'un torseur au centre de gravité du diaphragme.

La structure est modélisée par 7400 éléments totalisant 33846 degrés de libertés. On procède à l'analyse statique linéaire puis à la recherche des charges et des modes critiques de flambement grâce au logiciel Samcef. La valeur de la première charge critique est de 1.05 pour la géométrie proposée et correspond à un mode de flambage de la partie la plus comprimée du cylindre. Le concepteur autorise une charge critique de 1.17 en compression tant que le mode de flambage reste local et ne conduit pas à la ruine immédiate de la structure.

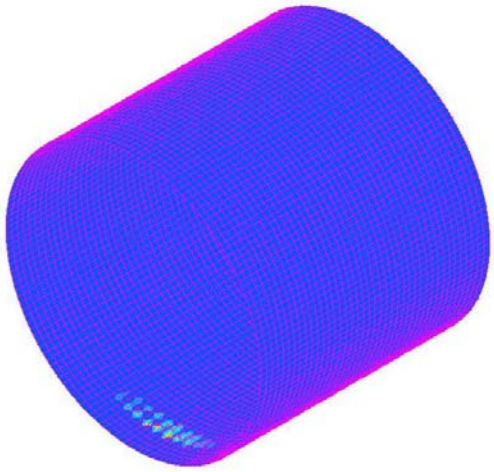

Figure 1. *Premier mode de flambage*

3. Etude fiabiliste

Afin de déterminer la fiabilité de la conception de cette structure vis à vis du flambage, la variabilité de plusieurs paramètres doit être prise en compte. Une analyse statistique de la réponse pour différentes valeurs des paramètres aboutira à la probabilité de défaillance de la conception recherchée. Pour être acceptable du point de vue statistique, une telle étude nécessite un grand nombre de cycles de simulation. Le calcul complet par élément finis étant assez long, il n'est pas envisageable de multiplier les analyses. La solution proposée consiste à déterminer une surface de réponse connue analytiquement et approchée à partir d'un nombre limité de solutions éléments finis.

3.1. Critère de défaillance

Le critère de dimensionnement retenu est basé sur la charge critique de flambement λ. Celle ci ne doit pas dépasser la valeur maximale λ_{max}=1.17. L'espace de conception est donc séparé en deux régions par l'équation $\lambda = \lambda_{max}$: le domaine défini par $\lambda < \lambda_{max}$ correspond à une réussite de la conception tandis que $\lambda > \lambda_{max}$ représente l'échec de la conception. La probabilité de défaillance qui correspond à la chance que la structure ne soit pas conforme au critère de dimensionnement donné est calculée par : $P_f = P(\lambda \geq \lambda_{max})$

3.2. Approximation de la charge critique de flambement par surface de réponses

La charge critique de flambement dépend des différents paramètres mais n'est pas connue analytiquement. Nous l'approchons par une fonction $\hat{\lambda}(X)$ calculée par la méthode des surfaces de réponse. (X) est le vecteur des paramètres choisis, influants sur la charge critique. Cinq facteurs géométriques influants sur la charge critique de flambage sont choisis : EP, épaisseur d'une couche de matériau composite ; LIIU et LIIV moments d'inertie suivant les deux directions des renforts longitudinaux ; HUC et BUC paramètres géométriques définissant les renforts orbitaux. On réalise ensuite un plan d'expérience donnant les valeurs des facteurs pour n=50 essais : $(X)_1, (X)_2, \cdots, (X)_{50}$. A partir des valeurs moyennes de chaque facteur, un échantillonnage hypercube latin optimal de cinquante essais est construit.

Par l'intermédiaire du logiciel Boss4o, Samcef calcule la première charge critique de flambement de la structure pour les cinquante essais déterminés. $\lambda_1 = \lambda(X)_1, \lambda_2 = \lambda(X)_2, \cdots, \lambda_{50} = \lambda(X)_{50}$. Après avoir observé les effets de chaque facteur sur la réponse, nous choisissons de modéliser la surface de réponse par une fonction polynomiale quadratique définie par :

$$\lambda(X, a) = a_0 + \sum_{i=1}^{n} a_i X_i + \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{i} a_{ij} X_i X_j$$

On détermine la fonction de réponse par régression linéaire entre les n essais. Les coefficients a, a_i et a_{ij} sont calculés par minimisation de l'écart entre la surface modélisée et les 50 essais calculés. La fonction ainsi obtenue est une approximation de λ et peut être analysée et utilisée pour déterminer la fiabilité de la structure.

4. Analyse des résultats

Cette partie s'attache à présenter l'influence des différents paramètres ainsi que les résultats obtenus grâce à l'étude de la surface de réponse. En particulier, une étude statistique conduira à la détermination de la probabilité de défaillance de la conception.

4.1. Influence des facteurs

Une dépendance directe de la valeur de la charge critique par rapport à l'épaisseur est facilement observable. Pour les autres facteurs (géométrie des cadre et des lisses) aucune tendance ne peut à priori être dégagée. La dispersion des résultats sur un diagramme présentant la valeur de la charge critique par rapport à chacun de ces paramètre ne nous permet pas de conclure directement quant à leur influence.

L'étape suivante consiste en une analyse de la surface de réponse construite. En étudiant la sensibilité de la réponse vis à vis des différents paramètres, on obtient la confirmation que l'épaisseur joue le rôle le plus important. La géométrie des renforts longitudinaux affecte aussi la charge critique de façon non négligeable tandis que l'influence de la géométrie des renforts orbitaux est minime.

4.2. Analyse de la surface de réponse

Une étude statistique de la surface de réponse que nous avons généré est menée afin de déterminer la fiabilité de la conception de notre structure. Une hypothèse de répartition est associée à chaque variable et à l'aide d'un tirage de monte-carlo, on génère huit mille jeux de variables. La charge critique est évaluée pour chacune de ces simulation grâce à la surface de réponse calculée.

La charge critique suit une répartition de Gauss de moyenne 1.022 et de déviation standard 0.062.

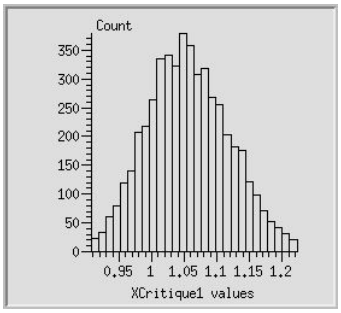

Figure 2. *Répartition de la charge critique de flambement*

La charge critique maximale admise par le concepteur est de 1.17. Sur les 8000 cas étudiés, 50 ont une valeur supérieure à la valeur admissible. La probabilité de défaillance de cette conception est de 0.625%.

4.3. Conclusion

La modélisation éléments finis d'un cylindre composite renforcé représentant une section de fuselage et soumis à une charge de flexion/torsion à été présentée et analysée. Afin de déterminer la fiabilité de la conception de cette structure en fonction de la variabilité de certains paramètres, la surface de réponse de la charge critique de flambement à été construite. L'influence de cinq paramètres géométriques à été mesurée et la fiabilité de la conception à été déterminée grâce à une étude statistique menée sur la réponse approximée.

Ces résultats constituent la première étape d'une étude plus large sur la mise en place d'une méthodologie d'optimisation et de conception de fuselage composite.

Remerciement

Les auteurs tiennent à remercier Airbus Toulouse pour le financement de cette étude.

5. Bibliographie

Fournier C., « Dimensionnement probabiliste des structures (utilisation de la règle R6) : Application au dimensionnement des reservoirs. » ; *Revue française de Mécanique* n° 1997-1

Haldar A., Mahadevan S., *Reliability assessment using stochastic finite element analysis* John Wiley & Sons 2000

Ramaneyulu K., Husain A., Sehgal D. K., Ahmad S., « Finite element analysis and reliability assessment of spherical LPG storage tank. « *IE (I) Journal-MC* Vol 84 pp98-104