Étude d'un moyen d'essais permettant de tester des structures de fuselage double courbure

CYRILLE SAVES SAINT GERMES^a

COE Nose and Center Fuselage, Airbus-France, 316 route de Bayonne, 31060 Toulouse Cedex 03, France

Reçu le 27 février 2007, accepté le 1^{er} avril 2008

Résumé – Cette analyse qui s'inscrit dans le cadre d'un projet de recherche AFFISA (Airbus Front Fuselage Innovative Structural Approaches) a pour objectif d'étudier la faisabilité d'un moyen d'essais permettant de tester des structures de fuselage double courbure représentatif avion (pointe avant et cône arrière d'avion). En effet, aucun moyen de ce type n'existe actuellement supporté par des analyses éléments-finis, le comportement de la structure soumise à des efforts mécaniques et de pression a été étudié. Notre attention s'est principalement focalisée sur le chargement en compression (et traction) qui pose certains problèmes du fait de la spécificité de la double courbure. Cette étude se terminera par la proposition de deux concepts de moyen d'essais brevetés.

Mots clés : Essai / double courbure / compression / éléments-finis / fuselage

Abstract – **Text fixture for fuselage double curved panel.** The purpose of this study that comes in the frame of a research project AFFISA (Airbus Front Fuselage Innovative Structural Approaches) is to analyze the feasibility of a test facility allowing to test double curvature fuselage structure (nose and rear fuselage). Indeed, no test bench of this type exists. According to finite element analysis developed in this study, the behavior of the structure subjected to mechanical and pressure loadings is studied. We focus on the compression loading that leads some problems due to the double curvature specificity. At the end of this study, two different concepts of test facilities will be presented and patented.

Key words: Facility / double curvature / compression / finite element / fuselage

1 Introduction

Cette étude faite par Airbus France s'inscrit dans le cadre d'un projet de recherche nommé AFFISA (Airbus Front Fuselage Innovative Structural Approaches) dont l'objectif est l'étude de nouveaux concepts et nouvelles approches industrielles pour les structures de pointes avant d'Airbus en matériaux métalliques (Fig. 1).

Actuellement si des moyens d'essais sont disponibles pour tester des panneaux plans et courbes à la fois en statique, fatigue et tolérance aux dommages, aucun moyen d'essais pour les panneaux en double courbure n'existe (Fig. 1). Par conséquent, le comportement de ces structures double courbure est appréhendé par :

- des essais réalisés sur les cellules d'essais statique et fatigue de pointe avant complètes (essais en nombre limité car onéreux),

Fig. 1. Pointe avant d'Airbus.

- des modèles numériques simple courbure validés sur des essais simple courbure [1].

Afin de combler ce manque en terme de moyen d'essais, l'objectif est d'étudier la faisabilité d'un moyen d'essais double courbure de taille limitée (par rapport à une cellule d'essais avion) et de concept relativement simple qui puisse permettre de tester plusieurs panneaux pour

^a Auteur pour correspondance :
cyril.saves-saint-germes@airbus.com

Fig. 2. Contraintes de Von Mises circonférentielles en double courbure (MPa).

Fig. 3. Contraintes de Von Mises circonférentielle en simple courbure (MPa).

un coût et un délai raisonnable. Un tel moyen d'essai permettrait :

- d'appréhender le comportement de panneaux fuselage raidis représentatifs de panneaux de pointe avant d'avion et de cône arrière présentant une double courbure,
- d'évaluer et de valider de nouvelles technologies/concepts/matériaux pour des structures double courbure,
- de valider et de calibrer les méthodes de calcul associées aux configurations double courbure.

2 Étude

2.1 Comparaison simple et double courbure

Comme nous l'avons dit plus haut, le comportement des structures double courbure est actuellement appréhendé par des modèles numériques simple courbure validés sur des essais simple courbure. Cependant, le comportement entre une structure simple et double courbure n'est pas identique.

Lorsque l'on compare les valeurs des contraintes entre les deux modèles (Figs. 2 et 3), on constate :

- un écart compris entre 10 et 15 % sur les contraintes longitudinales et circonférentielles dans la peau,
- que les cadres ne travaillent pas de la même manière (cadres inclinés par rapport à la peau dans une structure double courbure) c'est-à-dire que dans le cas de la structure en double courbure, les cadres se déversent davantage que la simple courbure.

2.2 Description du moyen d'essai, chargement

Dans cette étude, nos efforts se sont focalisés sur un moyen d'essai type tronçon de fuselage c'est-à-dire une

Fig. 4. Moyen d'essai type « Barrel test ».

Fig. 5. Moyen d'essai type « panneau courbe ».

couronne de fuselage (Fig. 4) plutôt qu'un moyen d'essai « panneau double courbure » c'est-à-dire une portion d'une couronne de fuselage (Fig. 5), ceci afin de s'affranchir des conditions aux limites longitudinales perturbant la zone d'étude.

Fig. 6. Dimensions du moyen d'essais.

Fig. 7. Différentes zones.

2.2.1 Dimensions

Tous les paramètres suivants sont fixes (Fig. 6) :

- petit diamètre : d_1 mm ;
- grand diamètre : d_2 mm ;
- rayon de courbure longitudinal : r_3 mm ;
- hauteur du cône : 3500 mm.

Les paramètres géométriques tels que le pas des cadres, lisses, épaisseurs diverses peuvent être modifiés. Ainsi, on pourra tester des tronçons de géométrie et matériaux différents.

Dans notre étude, l'épaisseur de peau est identique dans toutes les zones, les lisses ont la même section et les cadres ont aussi la même section (pas de section évolutive des raidisseurs).

2.2.2 Chargements

Ce moyen d'essai doit permettre d'appliquer tous les chargements suivants :

- traction (+pression ΔP),
- compression (+pression ΔP),
- compression + torsion (+pression ΔP).

L'objectif est de proposer des solutions en terme d'introduction des efforts et d'étudier la faisabilité de ces solutions tout en respectant certains points :

- présence d'une zone d'étude sur le spécimen la plus étendue possible soit un minimum de 4 pas de cadres (Fig. 7),
- pas d'influence des conditions aux limites sur cette zone (Fig. 7).

2.3 Modèle numérique

2.3.1 Description

Afin d'étudier le comportement de ce tronçon de fuselage double courbure, un modèle numérique paramétrable représentatif du spécimen à tester sur le moyen d'essai a été développé. La taille de ce modèle EF est identique au moyen d'essai (voir Sect. 2.2.1).

Ce modèle a été développé sous un logiciel éléments-finis (Fig. 8). Les éléments (peau et cadres) ont été modélisés en éléments coques Mindlin. Les lisses ont été modélisées en éléments poutres. Les fixations cadres/peau sont modélisées en éléments ressorts et peuvent présenter une loi de comportement non-linéaire. Ce modèle peut présenter une configuration intacte ou une configuration

Fig. 8. Détails du modèle numérique.

Fig. 9. Corrélation modèle/essais.

Tableau 1. Corrélation en terme de contraintes.

Contrainte en MPa	Pression ΔP_1				
	Peau extérieure		Âme	Lisse	
	Circonférentielle pleine peau	Longitudinale pleine peau		Talon	Moyenne
Modèle double courbure	106,5	84	16	17,5	17
Mesures jauges	99,5	91,5	15,5	16	16
Écart (%)	7	-8	3	9	6

fissurée (fissure longitudinale sous un cadre central rompu ou intact).

Les calculs ont été effectués en non-linéaire géométrique et linéaire matériau.

L'analyse en non-linéaire matériau n'est nécessaire que pour l'étude de la rupture de la structure afin de prendre en compte les déformations plastiques des raidisseurs et des fixations. Ce sujet ne sera pas traité dans le cadre de cet article.

2.3.2 Validation

2.3.2.1 Cas de pression pure

Ce modèle a été validé (en pression pure) par corrélation avec les essais de la Cellule d'Essai Statique A340 et d'autre part, une fois dégénéré en simple courbure, par corrélation avec des modèles simples courbures déjà validés sur des essais dans le cadre de projets

de recherche (FNGM [2], TANGO [3]). Les valeurs des contraintes données par le modèle numérique sont comparées aux valeurs issues des jauges de déformation permettant de calculer des contraintes (Fig. 9).

Comme indiqué dans le tableau 1, les corrélations entre le modèle numérique et les données des jauges de contraintes sont bonnes. En effet, on constate un écart maximum de 9 %.

La comparaison avec les résultats numériques des modèles simple courbure a donné des conclusions similaires.

2.4 Étude des différents chargements et configurations

Le chargement en pression pure n'ayant posé aucun problème particulier, les efforts se sont focalisés sur les chargements en compression (traction). Seul le cas de compression sera présenté dans cet article.

Fig. 10. Modèle avec bouchon.

Fig. 11. Modèle sans bouchon.

Du fait de la spécificité de la double courbure, deux questions se sont posées : faut-il appliquer les efforts mécaniques dans le plan de la peau ou bien selon l'axe avion X ? De ce fait, les deux cas ont été étudiés (Fig. 10).

Afin d'appliquer de la pression interne à la structure, il est nécessaire de boucher ses extrémités avec des bouchons. On se propose donc d'étudier le comportement de la structure avec la présence d'un « bouchon » rigide et l'absence de bouchon. De ce fait, l'étude comporte 4 cas différents (2 pour le chargement et 2 pour le bouchon) (Figs. 10 et 11).

2.4.1 Compression « axe avion » et colinéaire à la peau sans bouchon

Dans la figure 12, sont représentées les contraintes (en % de la valeur maximale) dans les lisses (semelle et talon) et les contraintes mesurées en fond de maille entre deux cadres et deux lisses.

La zone perturbée par les conditions aux limites (introduction des efforts mécaniques) s'étend du « petit rayon » jusqu'au cadre C2 (Figs. 12 et 13).

Dans cette zone, on constate une différence de contrainte sur la même lisse entre le talon et la semelle, ce qui implique une flexion importante de la lisse. Cette flexion est d'autant plus importante si la force est appliquée selon l'axe avion (Fig. 15) que si elle est appliquée colinéairement à la peau (Fig. 14).

Au niveau de la zone d'étude (entre C2 et C7), on constate une « perte » de contrainte de -40% à -10% lorsque la force est appliquée selon l'axe avion comparativement à une application colinéaire à la peau : cette « perte » est due à la flexion importante des 1^{es} mailles comme on peut le constater figure 15.

2.4.2 Compression « axe avion » et colinéaire à la peau avec bouchon rigide

Dans la figure 16, sont représentées les contraintes (en % de la valeur maximale) dans les lisses (semelle et talon) et les contraintes mesurées en fond de maille entre deux cadres et deux lisses.

On constate donc qu'en présence d'un bouchon rigide :

- le comportement de la structure est similaire que la force soit appliquée dans le sens de l'axe avion X ou colinéairement à la peau,

- la zone de perturbation au niveau des conditions aux limites s'étend jusqu'au cadre C1 (elle est moins étendue que la configuration sans bouchon Sect. 2.4.1),
- l'évolution des contraintes est conforme à l'évolution de la section longitudinale.

Dans le cas où les lisses et la peau de la structure présentent des épaisseurs identiques, la zone la plus chargée est la zone située au niveau du « petit rayon » (Fig. 13). Ceci peut présenter certains inconvénients surtout si l'on veut étudier le comportement de la structure jusqu'à rupture, qui n'aura donc pas lieu dans la zone d'étude (entre cadres C2 et C7).

Afin d'éviter ce problème, il sera nécessaire de renforcer cette zone (lisse et/ou peau) et donc de la dimensionner (Fig. 17). Une fois les 1^{es} mailles surépaissies (Fig. 17), les calculs montrent que la zone critique se déplace pour se retrouver en bordure de la zone d'étude mais cela nécessite des épaisseurs évolutives jusqu'en zone d'étude. Ainsi, une analyse spécifique sera nécessaire à chaque géométrie de spécimen testé si les essais veulent être menés jusqu'à rupture.

Ce renforcement ne sera pas nécessaire si l'objectif de l'essai est d'étudier le comportement en tolérance aux dommages de la structure c'est-à-dire l'étude de propagation de fissures circonférentielles ainsi que la tenue statique du spécimen comportant une telle fissure car la zone la plus critique sera dans ce cas-là, la zone comportant la fissure. Dans le cas d'une fissure longitudinale, le problème est différent car elle n'est « pilotée » que par les efforts circonférentiels induits par la pression.

Remarque

Toute l'étude a été faite avec des chargements mécaniques appliqués sur le « petit rayon ». Cependant il est préférable d'appliquer les chargements sur le grand rayon de manière à ce que les flux puissent se distribuer uniformément dans la structure avant d'atteindre le « petit rayon » qui sera la zone la plus chargée car la plus faible en section transversale (Fig. 18). De toute façon, toute l'analyse précédente reste identique.

Fig. 12. Comparaison des contraintes lisse et peau avec force selon l'axe avion et colinéaire à la peau.

Fig. 13. Visualisation de la zone la plus chargée.

Fig. 14. Compression « colinéaire ».

Flexion importante de la 1^{er} maille

Fig. 15. Compression « axe avion ».

3 Concepts proposés

Une étude de faisabilité de ce moyen d'essai double courbure a été proposée à deux laboratoires : EADS Aquitaine et IABG. Avec notre collaboration, ils ont proposé les solutions de moyens d'essais décrites sur la figure 19.

3.1 EADS Aquitaine

Les efforts de traction/compression/torsion sont appliqués par un système de vérins ancré dans le sol

(Fig. 19). Tous les efforts introduits sont repris par un noyau central (1 m de diamètre et 9 m de haut) surmontés d'un « couvercle » qui reprend par serrage le spécimen à tester.

La pression est appliquée de manière hydraulique à l'intérieur du spécimen par l'intermédiaire d'une membrane et d'un fluide.

Ce moyen d'essai a l'avantage de permettre une inspection externe mais l'inspection externe nécessite le démontage et la dépose du spécimen.

Ce moyen d'essai a fait l'objet d'une dépose d'un brevet [4].

Fig. 16. Comparaison des contraintes lisse et peau avec force selon l'axe avion et colinéaire à la peau.

Fig. 17. Renfort de la zone proche des introductions des efforts.

3.2 IABG

Le laboratoire IABG a proposé les deux concepts suivants de moyen d'essai.

Concept 1

L'étude de ce concept de moyen d'essais n'a pas été poursuivie car il présente une infrastructure « lourde » similaire aux moyens d'essais simple courbure existants.

Concept 2

Tous les vérins d'application des efforts se situent en périphérie du spécimen (16 vérins pour les chargements de traction/compression et 8 vérins pour la torsion) – (Fig. 21). Les vérins sont repris par des chapes fixées sur un anneau reprenant le « grand » diamètre du spécimen. Le spécimen est encasté sur la base et sur le haut par serrage entre deux anneaux (un anneau externe et un anneau interne).

Fig. 18. Efforts appliqués sur le « grand rayon ».

La mise en pression est effectuée par un compresseur à air.

Les inspections internes ne nécessitent pas la dépose du spécimen : le couvercle peut être déposé, permettant ainsi à une personne de rentrer à l'intérieur du spécimen.

Fig. 19. Concept N° 1 de moyen d'essais.

Fig. 20. Concept N° 1 de moyen d'essais.

Ce moyen d'essai a fait l'objet d'une dépose d'un brevet [5].

4 Conclusions

Les principales conclusions issues de ces calculs sont les suivantes :

- les chargements mécaniques (traction et compression) doivent être appliqués sur le grand rayon de manière à ce que les flux puissent se distribuer uniformément dans la structure avant d'atteindre le petit rayon (zone la plus faible en section et donc la plus chargée),

- avec un bouchon rigide, l'application des chargements mécaniques (traction et compression) selon l'axe avion et colinéaire à la peau est similaire,
- sans bouchon, l'application de la force selon l'axe avion est à proscrire ceci afin d'éviter une flexion de la maille d'introduction des efforts.

Les analyses numériques ont mis l'accent sur certains points posant problèmes, à savoir que du fait de la géométrie du spécimen double courbure, qui présente donc une section transversale évolutive, la zone dimensionnante se trouve à proximité de la zone d'introduction des efforts (« petit rayon »). Ceci est un inconvénient si l'on veut étudier le comportement du spécimen jusqu'à sa rupture. Ainsi, la ruine se produirait dans cette zone et

Fig. 21. Concept N° 2 de moyen d'essais.

non en zone d'étude. Pour palier ce problème, une analyse spécifique sera nécessaire à chaque géométrie de spécimen testé afin de renforcer cette zone.

Références

- [1] M. Langon, C. Meyer, Development of a test fixture for fuselage curved panels (CEAT) – ICAF'99 conference Seattle
- [2] Airbus France, Proposition technique du projet FNGM (Fuselage Nouvelle Génération Métallique) Édition 3, FNGM-ON-6000-003-AT, 1996
- [3] Airbus France, TANGO project (Technology Application to the Near-Term Business Goals and Objectives), GRD1-1999-10806
- [4] P. Decraecker, O. Mignon, B. Lanvers, C. Saves Saint Germs, Brevet « Dispositif d'essai d'une structure de fuselage à double courbure (EADS Aquitaine) », N° 0507957 (FR20050007957) – 60/714819 US
- [5] Laboratoire IABG, C. Saves Saint Germs, Brevet « Dispositif d'essai d'une structure de fuselage à double courbure », N° 0507955 (FR20050007955) – 60/714366 US