

Dimensionnement d'un fuselage composite réalisé par infusion de résine

Numerical modeling of an aircraft composite fuselage manufactured by Liquid Resin Infusion

Adrien Perret^{1,2}, Sébastien Mistou², Louis-Etienne Denaud²,
Claudia Veyrac¹, Thierry Mollé¹ et Moussa Karama²

1 : DAHER-SOCATA
Aéroport Tarbes-Lourdes-Pyrénées, 65290 LOUEY, France
e-mail : adrien.perret@socata.daher.com

2 : ENIT-LGP/IUT-LGMT
PRES Université de Toulouse, Av d'Azereix, BP1629, 65016 TARBES Cedex, France
e-mail : sebastien.mistou@enit.fr, louis.etienne.denaud@iut-tarbes.fr

Résumé

Le projet FUSCOMP (FUSelage COMPOSITE) est un programme de Recherche & Développement qui a reçu la labellisation du pôle de compétitivité de l'Aerospace Valley. Il mènera d'ici 2011 au test d'un démonstrateur de fuselage composite réalisé par le procédé d'infusion de résine LRI (Liquid Resin Infusion). Ce procédé utilise une résine liquide infusée dans des tissus secs plutôt que des tissus préimprégnés, pour mettre en œuvre des pièces en matériaux composites hautes performances. L'étude de ce démonstrateur technologique est basée sur la cellule du TBM 850, avion d'affaires pressurisé monomoteur à turbopropulseur actuellement fabriqué par DAHER-SOCATA. Les résultats concerneront les méthodes numériques et l'analyse par éléments finis utilisées pour la modélisation de cette structure de fuselage composite.

L'intégration des structures composites est un sujet d'actualité dans les projets aéronautiques, puisque de plus en plus de structures (raidisseurs,...) sont intégrées dans les revêtements de fuselage. En effet les principaux avantages du LRI incluent des gains de temps de fabrication liés à l'intégration de fonctions. En particulier l'infusion simultanée des éléments de structure et de sous-structure doit permettre de s'affranchir du rivetage. Il est cependant nécessaire de valider le dimensionnement de cette aérostructure composite étudiée.

Abstract

FUSCOMP (FUSelage COMPOSITE) is a Research & Development program which has received the label from the Aerospace Valley competitiveness cluster. By 2011 it will lead to a test of a composite fuselage demonstrator manufactured by the Liquid Resin Infusion (LRI) process. LRI is based on the molding of high performance composite parts by infusing liquid resin on dry fibers instead of prepreg fabrics. The study of this proof of concept is based on the TBM 850 airframe, pressurized business turboprop aircraft currently produced by DAHER-SOCATA. Technical achievements will concern numerical methods and finite elements analysis to be used for the modeling of this aircraft composite fuselage structure.

Actual industrial projects face composite integrated structures issues as a number of structures (stiffeners,...) are more and more integrated in the skins of aircraft fuselage. Indeed main benefit of LRI is to reduce assembly steps which lead to cycle time gain thus costs reduction. Particularly infusing components and sub-components at the same time is to be able to assemble parts without riveting. However it is necessary to validate the dimensioning of the studied composite structure.

Mots Clés : composite, fuselage, intégration de fonctions, co-curing, dimensionnement

Keywords : composite, fuselage, function integration, co-curing, numerical modeling

1 Introduction

L'étude bibliographique qui a été réalisée permet d'acquérir une vision globale des différents sujets des travaux scientifiques pouvant être effectués.

Une première phase de cette étude a logiquement porté sur les programmes aéronautiques et le dimensionnement de fuselages et d'aérostructures composites. Du fait du comportement complexe des structures composites par rapport aux structures métalliques, la modélisation EF se présente comme le moyen le plus fiable pour dimensionner la structure du fuselage et prendre en compte les théories correspondantes. Certains critères de rupture seront décrits comme phénomènes de base à valider dans les méthodes de dimensionnement. Le phénomène de postflambement sera décrit puisque les structures composites à peaux minces réalisées en fibre de carbone sont capables de tolérer un flambement répété sans aucune modification de leur comportement de flambement [4-5]. En effet ce phénomène est la base d'études de travaux récents visant la validation de la décohésion des panneaux autoraidis composites [6].

2 Programmes aéronautiques

TANGO [1] est le premier programme européen à avoir étudié un démonstrateur de fuselage composite pressurisé, menant à un essai grandeur réelle d'une section de fuselage type A321. Cette section était constituée de cadres et lisses et était destinée à l'aviation commerciale. Ce programme avait pour objectif de démontrer la faisabilité technologique de différents procédés de mise en œuvre : Automatic Fiber Placement (AFP), Resin Film Infusion (RFI), Liquid Resin Infusion (LRI), Resin Transfer Molding (RTM) et les technologies thermoplastiques.

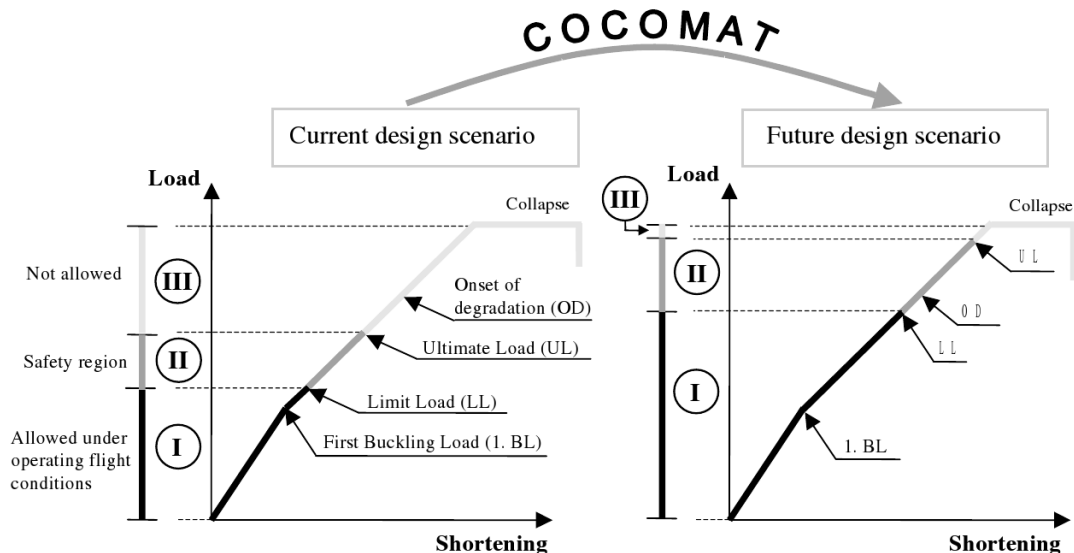


Fig. 1. Programme COCOMAT : Amélioration des marges de calcul en post-flambement de panneaux composites autoraidis [5]

Dans la même période que TANGO, le programme POSICOSS [4] – mené précédemment au programme COCOMAT [5] – a étudié les méthodes de dimensionnement de manière détaillée. Les études ont plus particulièrement porté sur le postflambement des panneaux autoraidis en matériaux composites ainsi que sur les non linéarités géométriques avant rupture du premier pli. Ces programmes impliquant un nombre important de partenaires industriels et académiques ont portés sur de nombreuses thématiques de recherche [7]. En Fig. 1 on peut voir que la Charge Extrême (CE) est actuellement définie avant l'amorce de dégradation de la structure, et que l'objectif final est d'augmenter cette charge au-delà de la rupture du premier pli.

Les procédés de mise en œuvre des matériaux composites « hors autoclave » doivent cependant encore relever certains défis [8]. Tout d'abord par rapport au processus de qualification (résine, fibre, tissu et paramètres procédés), mais aussi par rapport à la géométrie des pièces (porosités et défauts introduits par le procédé).

3 Analyse Eléments Finis

1.1 Méthodes

De nombreux travaux portent sur l'analyse par éléments finis de structures aéronautiques. Une philosophie commune est menée même si les méthodes utilisées peuvent varier sensiblement. Une approche globale permet de modéliser la pièce étudiée en entier, et une approche locale permet ensuite d'étudier plus précisément la zone d'intérêt [2,3,6,10,11]. Dans le cas de non linéarité géométrique, le modèle global est généralement linéaire et les champs de déplacements sont injectés dans les conditions aux limites du modèle local.

Des essais sont le plus souvent réalisés en même temps que le dimensionnement dans le but de le valider. Par exemple Ambur et Rouse [2-3] ont élaboré une machine d'essai permettant de mettre en charge des panneaux autoraidis en matériaux composites, incluant un dommage et une conception sandwich, avec un chargement en pressurisation et compression.

La procédure évidente est de conduire des études de sensibilité afin de déterminer les conditions aux limites de déplacement et d'effort. On peut aussi noter que les conditions aux limites en effort peuvent être introduites de différentes manières, comme par exemple à l'aide de « load actuators » [2] ou par l'utilisation de Multi-Points Constraints (MPC) et de poutres [9].

1.2 Validation

Les flux de la structure composite permettent de calculer l'état de contrainte à chaque pli, et le modèle éléments finis est validé à partir d'un ensemble de critères de dimensionnement. Ces critères proviennent des mécanismes de rupture qui doivent être validés. Les critères de base sont les critères de rupture et de flambement. Un processus de validation du dimensionnement est présenté en Fig. 2.

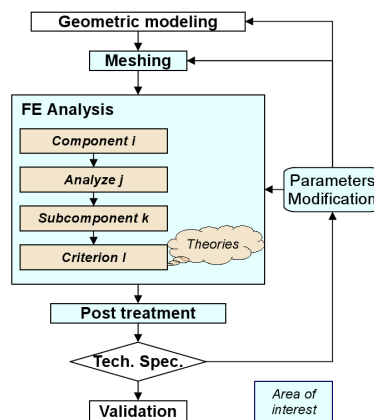


Fig. 2. Processus de validation du dimensionnement

1.3 Comparaison de l'intégration du cisaillement transverse

La modélisation des structures composites est généralement réalisée sur Abaqus [3-6-10], Nastran/Patran [2-11] et Samcef. Le cisaillement transverse n'est pas intégré de la même manière dans les éléments coques : généralement des coques Mindlin sont utilisées (Samcef, Nastran/Patran) et dans certains cas des éléments 3D dégénérés peuvent être utilisés (Abaqus). Le cisaillement transverse peut avoir un effet important sur les résultats et c'est pourquoi les résultats à la rupture et en déplacements peuvent être comparés. Il faut noter que la théorie classique des stratifiés n'inclut pas les effets du cisaillement transverse dans sa forme originelle.

4 Critères de dimensionnement

Les étapes de validation du modèle éléments finis sont basées sur plusieurs critères qui doivent être déterminés. Chaque critère de dimensionnement est comparé à une valeur de référence et un « Reserve Factor » (RF) est calculé. La conception est validée lorsque tous les RF sont supérieurs à 1.

1.4 Rupture

Une méthode complète et validée pour la prédiction du comportement des structures composites incluant les effets de l'endommagement n'est pas encore totalement achevée [12]. A cause de leur structure complexe et de l'influence du procédé de fabrication, les matériaux composites démontrent une grande variété

de mécanismes de rupture et devraient être considérés comme une structure plutôt qu'un matériau : rupture fibre, rupture matrice, flambement, délaminage.

Les critères de rupture sont généralement basés sur les contraintes, mais il existe aussi des critères basés sur les déformations, les efforts, les déplacements ou les rotations. On note toutefois que les critères en contraintes ne sont pas adaptés à l'évolution des dommages en particulier pour le délaminage. Par contre la mécanique de la rupture classique a souvent été utilisée avec succès pour l'étude du délaminage et du décollement. Son inconvénient est qu'elle est basée sur la définition d'une fissure préexistante et ne peut donc caractériser l'initiation du dommage.

Les nombreux critères à la rupture des matériaux composites développés depuis plus de 30 ans peuvent être classés selon qu'ils sont basés sur les contraintes ou sur la mécanique de la rupture, s'ils prédisent la rupture générale ou spécifique d'un mode de rupture, s'ils s'intéressent à la rupture plan ou hors plan (interlaminaire). Le plus souvent les critères sont basés sur les composantes des contraintes d'un pli individuel du stratifié. Les critères les plus utilisés sont donnés ci-dessous :

- Rupture fibre : Le plus souvent en contrainte maximale, mais il existe aussi des critères d'interaction avec le cisaillement plan :

$$\text{Hashin (1980)} \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (\text{eq. 1})$$

- Rupture matrice : Mis à part les critères en contraintes et déformations maximales, la proposition de Hashin et Rotem reste la plus simple :

$$\text{Hashin et Rotem (1973)} \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad (\text{eq. 2})$$

- Rupture en cisaillement : Certains auteurs utilisent le critère de Hashin ici aussi car il reste simple dans sa mise en œuvre

- Rupture du pli : Souvent utilisé quand le délaminage peut être négligé. La rupture d'un pli complet est prise en compte mais les mécanismes de rupture ne sont pas considérés. C'est le cas du critère de Yamada-Sun avec S_C la contrainte de cisaillement admissible du pli, mesurée sur un stratifié croisé symétrique :

$$\text{Yamada-Sun (1978)} \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 \geq 1 \quad (\text{eq. 3})$$

C'est aussi le cas des critères interactifs tels que Tsai-Hill, Tsai-Wu, Hoffman, qui sont souvent critiqués à cause du manque de base phénoménologique et d'origine de la théorie :

$$\text{Tsai-Wu (1971)} \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + 2f_{12} \sigma_1 \sigma_2 \geq 1 \quad (\text{eq. 4})$$

$$\text{Avec } f_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{1/(X_T X_C Y_T Y_C)} \quad (\text{eq. 5})$$

1.5 Endommagement

Les mécanismes de délaminage sont évalués selon les modes de rupture I, II, III (respectivement ouverture, glissement plan, glissement anti-plan). Des modèles d'endommagement ont été élaborés prenant en compte la perte de performance causée par un endommagement, quantifiée par un facteur d'endommagement.

La réalisation de ces types de modèles est difficile car les facteurs d'endommagement peuvent être adaptés pour que les résultats donnent une solution validée par rapport aux résultats expérimentaux, rendant le modèle applicable uniquement à ces conditions expérimentales. Pour le délaminage et le décollement des peaux-raidisateurs, la mécanique de la rupture est utilisée en séparant la zone d'étude en deux sous-structures plus une zone de contact. Des approches non-linéaires sont utilisées avec succès depuis peu dans les codes Abaqus/Standard et Marc, afin de contrôler l'adhésion entre deux surfaces de contact.

Aussi, les échelles de taille au niveau sous-p pli, pli, stratifié, détail structural et composants ; impliquent un comportement et des mécanismes de rupture différents. De plus les modes de rupture des matériaux composites sont interactifs et donc un mécanisme donné peut retarder ou intensifier le développement d'autres mécanismes de rupture. C'est pour cela que les conséquences de zones endommagées, de défauts de fa-

brication, de détails structuraux et de la variation probabiliste des propriétés doivent être considérés dans le dimensionnement des matériaux composites.

1.6 Flambement

La forme générale du flambement en chargement bi-axial [13] permet de construire des critères adaptés aux flux et aux conditions aux limites :

$$D_{11} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w_0}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (\text{eq. 6})$$

Un exemple est donné en Tab. 1 pour un panneau autoraidi composite en flambement, en appuis simples. L'approche numérique est celle déjà décrite en Fig. 2.

Composant : Panneau composite autoraidi	
Analyse : Flambement	
Sous composant 1 : Revêtement	
Critère 1 : Flambement normal	$RF_{px} = \frac{N_x^{cr}}{-N_x}$ avec $N_x^{cr} = K_x \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11} D_{22}}$
Critère 2 : Flambement cisaillement	$RF_{pxy} = \frac{N_{xy}^{cr}}{ N_{xy} }$ avec $N_{xy}^{cr} = K_{xy} \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3}$
Critère 3 : Flambement interaction normal-cisaillement	$\frac{1}{RF_{pb}} = \frac{1}{RF_{px}} + \frac{1}{RF_{pxy}}$
Sous composant 2 : Raidisseur	
Critère 1 : Flambement normal local	$RF_{wx} = \frac{N_{wx}^{cr}}{-N_{wx}}$ avec $N_{wx} = \frac{12}{b^2} \left(D_{66} - \frac{D_{26}^2}{D_{22}} \right)$
Sous composant 2 : Revêtement + Raidisseur	
Critère 1 : Flambement normal	$RF_{cb} = \frac{P_{cr}}{-F_c}$ avec $P_{cr} = \frac{1}{1 + (P_e / A_{sw} G_{xy}^{sw})}$ et $P_e = \frac{\pi^2 E I_c}{a^2}$
Critère 2 : Flambement cisaillement	$RF_{sh} = \frac{N_{sh}^{cr}}{ N_{xy} }$ avec $N_{xy}^{cr} = K_{sh} \frac{\pi^2}{a^2} \sqrt[4]{D_c^3 D_{22}}$
Critère 3 : Flambement interaction normal-cisaillement	$\frac{1}{RF_{cs}} = \frac{1}{RF_{cb}} + \frac{1}{(RF_{sh})^2}$

Tab. 1. Critères de dimensionnement pour le flambement de panneaux autoraidis composite

5 Postflambement et endommagement structural

Les études du phénomène de postflambement réalisées dans le cadre des programmes COCOMAT et POSICOSS [4-5] ont naturellement conduits à l'étude des phénomènes d'endommagement des structures de type raidisseurs intégrés aux panneaux de revêtement. Certains travaux du DLR [14] relatifs à la décohé- sion des semelles de raidisseurs intégrés ont permis de montrer que le mode de rupture le plus significatif observé durant les essais de postflambement consiste en la décohé- sion entre les raidisseurs et la peau. Cela ne mène pas uniquement à une séparation peau-raisseur, mais également – dans le cas d'un as- semblage excellent – à des délaminages et ruptures dans la peau ou dans les semelles des raidisseurs. De plus la séparation des plis des raidisseurs (forme T) est observée à la ruine de la rupture [14].

Ainsi certains auteurs [9] proposent une méthodologie impliquant une phase de recherche du site d'amorce de la décohé- sion par l'intermédiaire d'un critère de rupture en contraintes faisant intervenir les

contraintes interlaminaires et hors-plan. Le dommage intralaminare du pli est aussi évalué pour prendre en compte les mécanismes d'endommagement du pli comme la fissuration de la matrice et la rupture des fibres.

Ensuite la décohésion de la structure à proprement parlée peut être décrite par un critère d'endommagement de type énergétique à partir d'une fissure existante, afin d'évaluer la propagation de la fissure [6], où on fait l'hypothèse de l'existence du site d'amorce de la fissure. Les méthodes VCCT (Virtual Crack Closure Technique) et VCE (Virtual Crack Extension) sont alors généralement utilisées pour traiter de la mécanique de la rupture [12].

D'après les retours d'expérience industrielle, la décohésion des structures intégrées semble se produire sans même rentrer dans un domaine de postflambement. De plus il apparaît que la décohésion ne peut être traitée comme un collage et qu'il est nécessaire de dissocier une phase de recherche du site d'amorce de la rupture à la phase de propagation de la fissure.

Il est toutefois important de souligner que toutes les méthodes numériques souffrent de la variabilité des propriétés d'entrée. La variabilité des admissibles hors-plan en traction et cisaillement qui doivent par ailleurs être déterminées expérimentalement, conduit par exemple à une dispersion d'un critère d'endommagement en contraintes de l'ordre de 25% [9].

Ensuite la géométrie du coin de résine lié au processus de mise en œuvre a une grande influence qui doit être évaluée [6]. D'autres variations géométriques sont difficiles à prendre en compte numériquement, comme par exemple l'idéalisation des bordures de semelles conduisant à une zone de concentration de contraintes où la densité du maillage a une forte influence sur les résultats obtenus [9].

Tous ces paramètres semblent avoir une influence non négligeable sur la décohésion des structures intégrées. Leur variabilité devra donc dans la mesure du possible être intégrée aux méthodes numériques utilisées, ou à défaut prise en compte dans la comparaison avec les essais expérimentaux. Par exemple à cause de la variabilité des propriétés d'admissible l'influence du recouvrement des plis est difficile à évaluer numériquement [9]. Afin de décrire un chargement proche de la réalité, une approche globale/locale est menée ce qui permet de transposer la méthode locale à d'autres zones du modèle global de manière automatique.

6 Endommagement lié à la décohésion de la structure

La problématique de décohésion des structures intégrées apparaît comme l'étude d'un phénomène directement introduit par l'intégration de fonctions lors de la conception. Certains composants sont directement intégrés dans le produit final, contrairement aux produits métalliques où une fonction correspond à chacun des composants qui sont assemblés après avoir été fabriqués séparément.

Les procédés de mise en œuvre des matériaux composites permettent d'assembler les pièces par co-curing ou co-bonding. Dans le cas du procédé LRI utilisé, les différentes pièces constituant la structure sont intégrées à l'aide de renforts secs préformés qui sont réticulés en même temps, le concept d'assemblage se rapprochant alors du co-curing. La résine présente à l'interface entre les pièces joue donc le rôle d'une liaison entre les pièces, équivalente entre chaque pli de la structure globale.

On note que le comportement de la décohésion de la structure est principalement régi par un phénomène d'endommagement le plus souvent au niveau de la zone d'interface semelle-peau, initié dans la plupart des cas par un accident géométrique (ou singularité). L'approche habituelle de ce phénomène est qu'après flambement des peaux, les raidisseurs reprennent le chargement et l'interface semelle-peau devient alors une zone de transmission des efforts qui doit résister au nouvel état de charge.

7 Problématiques scientifiques

Dans la problématique industrielle on parle de structure intégrée puisqu'un certain nombre de structures différentes (raidisseurs, ...) s'intègrent sur les revêtements du fuselage d'aéronef. L'objectif du secteur aéronautique est de réduire les étapes d'assemblage qui sont demandeuses de temps donc de coûts. En effet l'objectif du concept d'assemblage de co-curing introduit par l'utilisation du procédé LRI est de pouvoir s'affranchir du rivetage, mais il est nécessaire de valider le dimensionnement de la structure composite étudiée.

Les travaux scientifiques proviennent alors du besoin de valider numériquement et expérimentalement les structures intégrées pour justifier de l'absence de rivetage pour les structures réalisées par LRI. Ces travaux appliqués à un tronçon de fuselage (Fig. 3) pourraient prendre les formes suivantes :

- Les propriétés mécaniques des matériaux utilisés dans les directions hors-plan seront mesurées afin de constituer les données d'entrée des modèles numériques en plus des propriétés planes standards.
- Les méthodes numériques pouvant être utilisées seront étudiées afin d'implémenter l'évaluation de la décohésion et les mécanismes d'endommagement de manière adéquate dans les modèles numériques.
- Des essais expérimentaux d'éprouvettes représentatives seront définis et réalisés, reprenant les conditions réelles de chargement d'un aéronef, ce qui permettra de comparer les résultats avec

les méthodes numériques. D'autre part l'influence de la variabilité liée au procédé de mise en œuvre pourra être mise en avant, et donc la possibilité de la prendre en compte sera évaluée.

- De même des essais expérimentaux de pièces représentatives sont envisagés dans le but de décrire un comportement proche du comportement global de l'aéronef ce qui permettra de vérifier la validité de l'approche.
- Une approche globale/locale permettra d'appliquer les méthodes numériques développées dans les différentes zones d'intérêt.

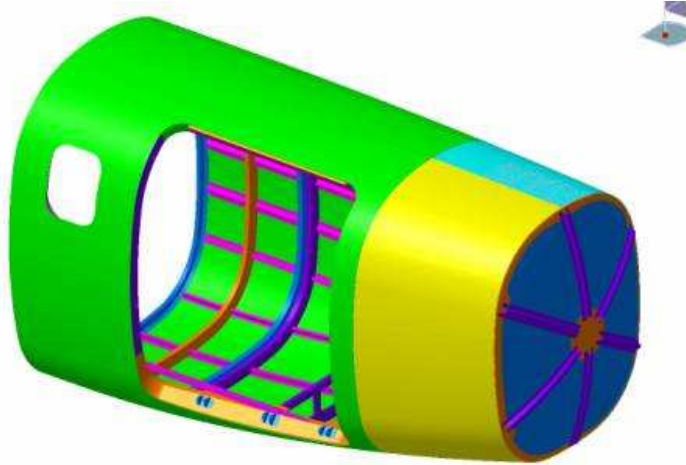


Fig. 3. Tronçon de fuselage étudié

Références

- [1] L. Fielder, S. Barré, J.I. Molina, et C. Voto, « Tango composite fuselage platform ». SAMPE Journal, Vol. 39, pp. 57-63, 2003.
- [2] D.R. Ambur, M. Rouse, « Design and evaluation of composite fuselage panels subjected to combined loading conditions ». Journal of Aircraft, Vol. 42, pp. 1037-1045, 2005.
- [3] M. Rouse, D.R. Ambur, B. Dopker, et B. Shah, « Response of composite fuselage sandwich side panels subjected to internal pressure and axial tension ». Journal of Aircraft, Vol. 43, pp. 1440-1447, 2006.
- [4] R. Zimmermann, R. Rolfes. « Posicoss - improved postbuckling simulation for design of fibre composite stiffened fuselage structures ». Composite Structures, Vol. 73, pp. 171-174, 2006.
- [5] R. Degenhardt, R. Rolfes, R. Zimmermann, et K. Rohwer. « Cocomat material exploitation of composite airframe structures simulation of postbuckling and collapse ». Composite Structures, Vol. 73, pp. 175-178, 2006
- [6] J. Bertolini. « Contribution à l'analyse expérimentale et théorique des ruptures de structures composites en postflambement par décollement des raidisseurs ». PhD thesis, UPS, 2008.
- [7] « 2nd conference on buckling and postbuckling behaviour of composite laminated shell structures with cocomat workshop ». www.cocomat.de, 2008.
- [8] K. Mason. « Autoclave quality outside the autoclave? ». High Performance Composites, 2006.
- [9] A.C. Orifici, S.A. Shah, I. Herzberg, A. Kotler, et T. Weller. « Failure analysis in postbuckled composite t-sections ». Composite Structures, Vol. 86, pp. 146-153, 2008.
- [10] P.E. O'Donoghue, J. Ju. « Experimental/numerical techniques for aircraft fuselage structures containing damage ». 2004.
- [11] J.E. Herencia, P.M. Weaver, et M.I. Friswell. « Optimization of long anisotropic laminated fiber composite panels with t-shaped stiffeners ». AIAA Journal, Vol. 45, pp. 2497-2509, 2007.
- [12] A.C. Orifici, I. Herzberg, et R.S. Thomson. « Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure ». Composite Structures, Vol. 86, pp. 194-210, 2008.
- [13] JM. Berthelot. « Matériaux Composites - Comportement mécanique et analyse des structures 4ème édition ». Editions TEC&DOC, 2005.
- [14] R. Zimmermann, H. Klein, et A. Kling. « Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels - tests and computations ». Composite Structures, Vol. 73, pp. 150-161, 2006.