



**HAL**  
open science

**Apport économique des évaluateurs technologiques  
multi-instrumentés sur l'ensemble du cycle de  
développement d'un avion commercial multi-matériaux  
à base composite = Economical value added of Multi  
Instrumented Technological Evaluators for the  
development of composite civil aircraft**

Francis Collombet, Yves-Henri Grunevald, Redouane Zitoune, Matthieu Mulle

► **To cite this version:**

Francis Collombet, Yves-Henri Grunevald, Redouane Zitoune, Matthieu Mulle. Apport économique des évaluateurs technologiques multi-instrumentés sur l'ensemble du cycle de développement d'un avion commercial multi-matériaux à base composite = Economical value added of Multi Instrumented Technological Evaluators for the development of composite civil aircraft. JNC16, Jun 2009, Toulouse, France. 9 p. hal-00430585

**HAL Id: hal-00430585**

**<https://hal.science/hal-00430585>**

Submitted on 9 Nov 2009

**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.

# Apport économique des évaluateurs technologiques multi-instrumentés sur l'ensemble du cycle de développement d'un avion commercial multi-matériaux à base composite

## *Economical value added of Multi Instrumented Technological Evaluators for the development of composite civil aircraft*

Francis Collombet<sup>1</sup>, Yves-Henri Grunevald<sup>2</sup>, Rédouane Zitoune<sup>1</sup> et Matthieu Mulle<sup>1</sup>

1 : Université de Toulouse ; INSA ; UPS ; Mines Albi ; ISAE ; ICA (Institut Clément Ader)  
133c, avenue de Ranguéil, F-31077 Toulouse  
e-mail : francis.collombet@iut-tlse3.fr, redouane.zitoune@iut-tlse3.fr, matthieu.mulle@iut-tlse3.fr

2 : SARL C.E.S.  
Rue Georges Vallerey, F-31320 Castanet Tolosan  
e-mail : yh.grunevald@composites-expertise-solutions.com

### Résumé

Les programmes aéronautiques actuels révèlent la difficulté de satisfaire simultanément les exigences techniques, économiques et calendaires associées au développement et l'industrialisation d'avions commerciaux en matériaux composites. Ceci soulève de nombreuses questions comme la compréhension en amont du comportement de nouvelles architectures, leur optimisation, leur industrialisation, leur maintenance et leur réparabilité. Pour répondre à cette problématique, l'ICA en association avec la société CES développe, depuis 7 ans, une méthode complémentaire à celle de la pyramide des essais basée sur l'utilisation d'Évaluateurs Technologiques Multi-Instrumentés (ETMI) afin de fournir en amont de programme des informations disponibles uniquement en fin de celui-ci. L'ICA et CES ont décidé d'appliquer cette approche au pré-développement d'un fuselage d'avion en privilégiant l'introduction de gaps technologiques significatifs comme la polymérisation one shot hors autoclave. La méthodologie ETMI est constituée de trois volets. Le premier volet est un volet « structure » destiné à regrouper au sein d'un même objet, de petite dimension en regard de la structure réelle, certains éléments représentatifs de celle-ci. Typiquement, il s'agit de singularités conceptuelles. Cette structure est conçue pour être produite en nombre suffisant afin d'identifier, dans le cadre d'une démarche statistique, le rôle des variabilités matériaux et procédés pré sélectionnées. Le second volet correspond au volet « moyen d'essais » (chargements mécaniques, thermiques, aérodynamiques, électriques, ...) destiné à recréer au sein et/ou autour de l'ETMI un ensemble de sollicitations mécaniques, physiques ou chimiques similaires (mais pas nécessairement identiques) à celles vues par la structure réelle au court du temps. Le troisième volet est un volet « modélisation numérique » décrivant l'influence des sollicitations multi-physiques précédentes aux échelles représentatives du matériau/structure en intégrant une approche variabiliste.

### Abstract

Today aeronautical programs show the difficulty to satisfy at the same time technical, economical and schedule requirements when they are associated to the development and industrialization of full composite commercial airplane. These reveal numerous issues such as the upstream understanding of new architecture, their industrialization, maintenance and repairing. To answer them, ICA together with CES company has been developing for 7 years a complementary method based on the Multi-Instrumented Technological Evaluators (MITEs). These allow supplying upstream information classically available at the end of the programs. We apply the method of the MITEs to the pre-development, of a long range airliner fuselage privileging relevant technological gaps and technologies of rupture (out of autoclave one shot polymerization). MITE features 3 main components. First, it deals with a « structure » component aiming at regrouping, within a single object of smaller dimension than the real structure and designed purposely for the task, specificities representative of the structure. This structure is designed to be made in number sufficient for statistical analysis, enabling the identification of variabilities stemming from materials and processes, at a reasonable cost. The second aspect concerns a « trials methods » component that can be multi-physical in nature (mechanical, thermal, aerodynamic, electrical, etc.) aiming at loading the structure so as to reproduce, within it stresses states, physical and/or chemical actions similar (but not necessarily identical) to those borne by the same singularities in the real structure, as time progresses. The third consists in a « numerical simulation » component aiming at describing the effect of multi-physical loading at scales representative of the material and structures. The work normally integrates a probabilistic approach.

**Mots Clés :** fuselage composite, ETMI, polymérisation one shot, procédé hors autoclave.

**Keywords:** composite fuselage, MITE, one shot polymerization, out of autoclave process.

## 1. Introduction

La satisfaction simultanée des exigences techniques, économiques et calendaires associées au développement et l'industrialisation d'avions commerciaux en matériaux composites n'est pas aisée comme en témoignent les programmes aéronautiques actuels. La tentation peut être grande de revenir à des solutions métalliques éprouvées. Néanmoins les Multi-Matériaux à Base Composite (MMBC) sont de loin ceux qui présentent les propriétés spécifiques et les capacités d'intégration multi-échelles les plus développées. Ils offrent la meilleure réponse en terme d'éco développement si l'on s'intéresse à relever certains défis et à introduire les gaps technologiques pertinents.

Si les méthodologies de développement et de qualification actuelles (pyramide des essais) ont fait leurs preuves, elles rendent difficile l'introduction et l'optimisation d'architectures nouvelles. En effet, il est fréquent de devoir faire des aller et retours entre le niveau des démonstrateurs et les échelles basses, particulièrement pour les matériaux composites puisque ceux-ci n'existent « intégralement » qu'à l'échelle de la structure industrielle finale.

L'approche actuellement employée pour valider et certifier une structure primaire est basée sur la pyramide des essais. Celle-ci est très structurée et séquentielle. Elle part du « matériau élémentaire » pour aboutir à « l'objet final » à travers une succession de validations (calculs, essais et corrélations). Cette démarche est bien adaptée à l'introduction d'évolutions technologiques modérées ainsi qu'aux matériaux pour lesquels les aspects multi-échelles, les variabilités et les singularités conceptuelles et procédés ont une influence faible ou limitée (typiquement les métaux).

Ce n'est pas le cas des matériaux composites qui présentent un fort comportement multi échelle et sont fabriqués en même temps que la structure. L'influence des variabilités « matériaux, procédés et opérateurs » s'en trouve accrue et certaines difficultés rencontrées dans le cadre des grands développements aéronautiques de ces dernières années illustrent ce propos [1].

De même l'introduction de gaps technologiques significatifs est rendue plus complexe car il est difficile de pouvoir, dans des coûts et délais raisonnables, effectuer des aller et retours entre les différents niveaux lorsqu'un problème apparaît en fin de programme.

Pour palier ce problème, nous avons développé une démarche complémentaire, basée sur l'introduction, au sein de la pyramide des essais, de structures spécifiques appelées Evalueurs Technologiques Multi Instrumentés (ETMI).

Un ETMI n'est ni un détail structurel ni un composant, mais bien un élément spécifique conçu pour évaluer, comprendre, optimiser et industrialiser des choix conceptuels en réduisant les coûts, les incertitudes et les délais associés à cette démarche. Il regroupe un ensemble choisi de problématiques présentes dans la structure étudiée ou une partie de celle-ci. Sans être exhaustifs, ces problématiques sont des singularités (drop-off, trous habités, présences de variations brutales de raideurs, associations de matériaux, assemblages...), des architectures spécifiques, des dispositions de production, de fonctionnement, de maintenance ou de réparation particulières. Sa conception est telle qu'il est possible de lui associer une instrumentation aussi riche que nécessaire pour suivre les paramètres étudiés (états initiaux, influence des procédés, évolutions de propriétés, mécanismes d'endommagement et de rupture...).

Un ETMI est de dimension réduite en regard de la structure étudiée et optimisé pour être produit en nombre suffisant afin de recueillir, à différentes échelles, grâce à la Multi-Instrumentation associée, des données significatives sur un plan statistique.

Un ETMI est associé à un « moyen d'essais » pour lui appliquer un ensemble de sollicitations mécaniques, physiques, chimiques constantes ou variables en fonction du temps. Ces sollicitations sont similaires mais pas nécessairement identiques à celles que verra le matériau dans la structure étudiée. L'objectif est de valider la capacité des modèles numériques développés à décrire les phénomènes mis en jeu et les éventuels couplages.

Un ETMI est toujours associé à un set de modèles numériques développés aux différentes échelles (mésoscopique, macroscopique et structurelle) pour servir, en amont, à son optimisation et en aval, à une corrélation calculs/essais. Celle-ci permet de valider le dialogue multi-échelles sur un même objet et par là de valider la représentativité de modèles à l'échelle structurelle pour ensuite appliquer ces types de modèles validés à l'ensemble de la structure industrielle [2].

Cette méthodologie évite la découverte des problèmes tardifs apparaissant lors du lancement en fabrication industrielle de pièces de grande dimension et/ou complexes. Elle permet d'élargir au maximum les tolérances associées à chaque paramètre (désalignement de fibres, taux de porosité ...). Elle permet enfin de tester très tôt les problématiques associées à des gaps technologiques. Il s'agit plus généralement de pouvoir optimiser les coûts pour la solution industrielle composite. La démarche ETMI peut être vue alors comme un accélérateur de maturation. Cette méthodologie est développée depuis maintenant près de 7 ans dans le cadre du partenariat entre l'ICA, CES et l'ONERA notamment [3] ainsi que dans plusieurs programmes de recherche.

A titre d'exemple, la Figure 1 représente l'influence directe de l'utilisation du concept d'Évaluateurs Technologiques Multi-Instrumentés sur le coût actuel d'une pyramide des essais (cas des avions), soit de l'ordre de 30 à 40 % du montant actuel, pour une réduction des délais de l'ordre de 5 à 15 %.

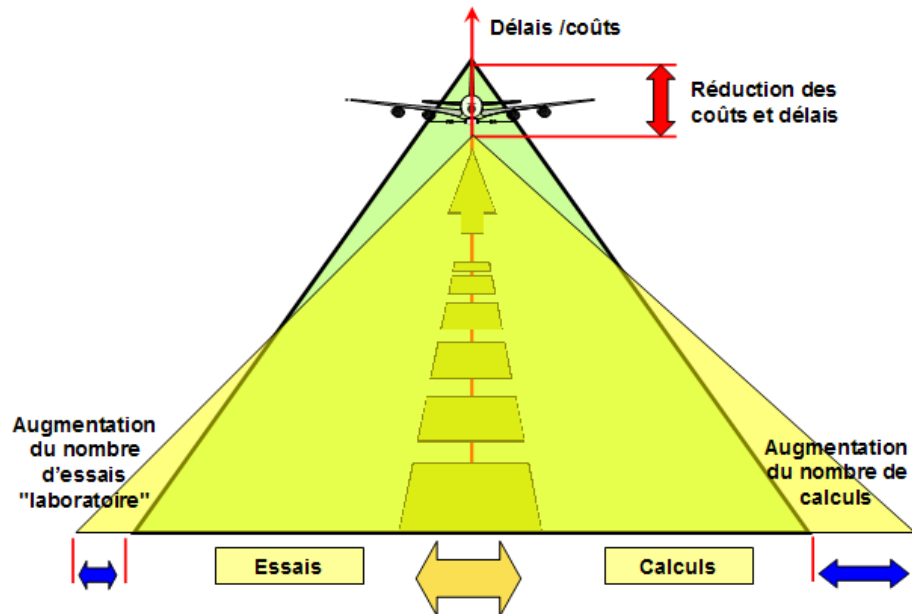


Fig. 1. Impact du concept d'Évaluateurs Technologiques Multi-Instrumentés sur le coût actuel et la durée d'une pyramide des essais.

Nous avons appliqué cette méthodologie au pré-développement depuis 2006, d'un fuselage d'avion de ligne long courrier en privilégiant l'introduction de gaps technologiques significatifs et de technologies de rupture. Ceci est réalisé tout en validant au fur et à mesure la « certifiabilité » de l'approche au sens de la FAA (Federal Aviation Administration) ou de l'EASA (European Aviation Safety Agency).

Le développement d'un nouveau concept de fuselage, pose la question des risques pris en cas de découverte d'un problème en fin de programme. Cela pose aussi le problème de l'optimisation technique et économique des éléments associés au développement puisque les derniers résultats arrivent, là aussi, tardivement.

L'objectif de notre démarche est double. D'une part, il s'agit de démontrer que des voies alternatives existent et qu'elles permettent de tirer un meilleur parti global des matériaux composites dans le cadre de la réalisation d'un fuselage. D'autre part il est nécessaire de démontrer et de chiffrer l'apport de la méthodologie ETMI dans le cadre d'un tel développement.

## 2. Approche innovante de fabrication industrielle de fuselages MMBC : cadre de notre démarche

De très nombreux travaux ont été menés par la plupart des grands industriels internationaux de l'aéronautique sur cette thématique depuis près de 20 ans. Mais force est de constater que les idées mises en pratique sur les programmes actuels sont encore très « black metal », font appel à un nombre élevé d'assemblages intermédiaires et ne tirent pas toujours le meilleur parti des propriétés des matériaux composites. De plus ces concepts sont, pour un nombre non négligeable de points, la source même des problématiques auxquelles doivent faire face ces mêmes industriels. En parallèle, les gains en terme de masse sont inférieurs à ceux espérés. Cela va se traduire par des surcoûts d'exploitation et un impact environnemental plus élevé que prévu.

Toutefois, les solutions métalliques ayant été très optimisées, la marge de manœuvre économique et technique est étroite et, de notre point de vue, seule l'introduction de gaps technologiques pourra permettre d'apporter une solution réellement compétitive sur tous les plans.

C'est dans le cadre de cette réflexion que nous avons située notre démarche. Pour la période 2006 – 2010 celle-ci est plutôt à considérer comme un « avant projet sommaire » destiné à identifier et s'approprier les connaissances nécessaires, mettre en place les outils appropriés et développer un pôle de partenaires. La période 2010 – 2013 pourrait alors être destinée au développement et à la validation technique et économique de la solution proprement dite.

Les grandes lignes de notre approche peuvent être résumées et déclinées de la façon suivante :

- ✓ une structure « full barrel » auto raidie<sup>1</sup> sur moule femelle afin de garantir la qualité et la précision de la géométrie externe (profil aéronautique) ;
- ✓ une production simultanée (coccuisson) de la peau et de l'ensemble de la structure de raidissement (actuellement constituée de cadres, de lisses et de renforts locaux) sans avoir à utiliser un autoclave ;
- ✓ une obtention, lors du moulage, de l'ensemble des ouvertures (portes passagers et cargo, trappes techniques, hublots,...) et la suppression de tous les usinages autre que l'ébavurage ;
- ✓ une absence d'imposition particulière en termes de géométrie de section, de diamètre enveloppe et de longueur de tronçon (hauteur de 2 à 9 m, largeur de 2 à 7 m, longueur de 10 m à plus de 25 m, profil simple ou double courbure) ;
- ✓ une précision géométrique après moulage de +/-0,3 mm sur le profil ;
- ✓ une intégration au moulage des cadres de hublots (coccuisson ou cobonding), de la protection EMI et contre les courants de foudre et de la finition de surface ;
- ✓ une prise en compte dès la conception des processus de localisation/identification des dommages et de réparation.

La figure 2 illustre l'approche dans le cas d'un tronçon avant.

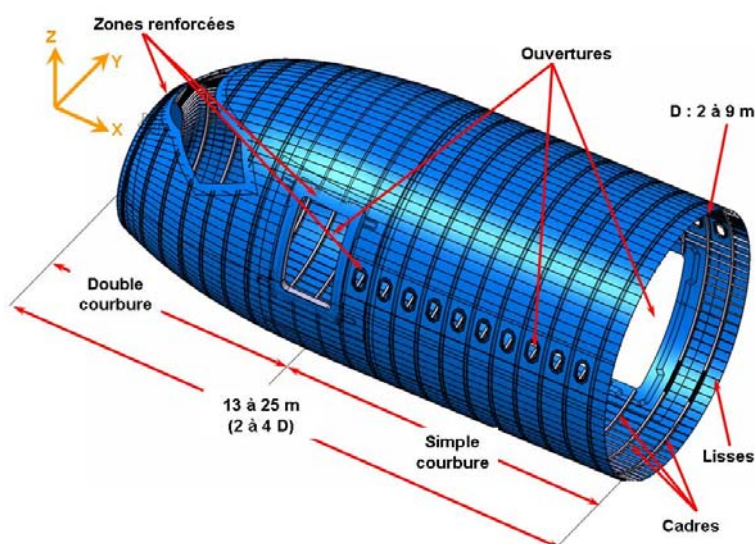


Fig. 2. Type de tronçon composite à produire one shot.

Les principaux objectifs poursuivis sont :

- ✓ la réduction de la masse totale du fuselage ;
- ✓ une certificabilité FAA/EASA (ce qui sous entend de développer les approches appropriées pour répondre aux attentes de ces organismes par rapport aux gaps technologiques qui sont introduits) ;
- ✓ la réduction du coût de production (suppression de l'utilisation d'autoclave de grande dimension et suppression des phases d'usinage associées aux assemblages et/ou aux finitions, utilisation de matériaux à variabilités accrues, tolérances de production accrues...) ;
- ✓ la réduction des risques associés à la production (réduction drastique des maintenances entre les différents postes de production, possibilité de dupliquer de façon économiquement viable les postes de production, concept LRU appliqué à l'outillage de production) ;
- ✓ la réduction drastique du nombre d'organes de fixation en limitant leur utilisation à la mise en place d'éléments ayant besoin d'être démontés pour des raisons de maintenance (a priori aucun élément structurel) ;
- ✓ le contrôle de la non-dérive des coûts d'exploitation (les solutions techniques retenues doivent présenter un intérêt sur le plan technique et production mais aussi ne pas engendrer à minima de surcoût lors de l'exploitation en terme de maintenance par exemple).

<sup>1</sup> Les structures sandwich ont pour l'instant été écartées mais elles restent une option à considérer.

Ces objectifs sont volontairement ambitieux afin de ne limiter aucune approche et l'un de ces corollaires réside dans notre volonté de balayer et comparer un grand nombre de concepts potentiels et tout particulièrement des approches fortement novatrices.

### **3. Illustration de la démarche sur un exemple de solution de full barrel de tronçon avant auto raidi**

Il s'agit de réaliser en cocuisson (donc sans aucun assemblage intermédiaire) un « full barrel » auto raidi dans 2 directions. Cela pose évidemment quelques problèmes, particulièrement celui de la mise en place des drapages associés aux cadres et celui du croisement entre les drapages cadres et les drapages lisses. Il faut également pouvoir gérer des inerties variables en fonction du positionnement axial et angulaire sur le fuselage (évolution des dimensions, de l'échantillonnage). Il faut pouvoir assurer le passage et l'accrochage d'un grand nombre de câbles, gaines et tuyauteries ainsi que la reprise d'éléments structurels comme les poutres de planchers. Il faut pouvoir accrocher sur ce barrel les isolations thermiques et phoniques, et les parements de finition. Il faut enfin pouvoir produire l'ensemble à un coût adapté au marché donc compétitif vis-à-vis de solutions actuelles. Tout cela doit être réalisé en gardant à l'esprit les éléments précités comme par exemple les contraintes associées à la maintenance, l'inspection, et la réparabilité.

De nombreux chercheurs (à l'instar du professeur Tsai de l'université de Stanford) ont proposé des solutions. Mais à ce jour, aucune n'a été retenue sur un plan industriel car elles ne répondent que partiellement au cahier des charges global.

Cette question est donc centrale et dans la suite de ce document nous illustrons notre démarche sur un exemple de solution potentielle (présentée en 2008 à Airbus et Boeing) afin de recueillir un premier sentiment. Il est important de préciser que cette solution n'a pas la prétention d'apporter la meilleure réponse industrielle globale. Elle a, par contre, comme objectif de nous aider à structurer notre approche en fournissant un premier niveau de réflexion avancée, riche en gaps technologiques tout en assurant un gain de masse par rapport à la solution actuelle.

Cette solution se caractérise par un set de données d'entrée dont les principales sont :

- ✓ l'utilisation de préimprégnés de classe 180°C « industriels » et non aéronautiques (propriétés un peu moins élevées, alignement des fibres moins rigoureux, variabilités plus fortes mais coût unitaire nettement réduit). Si le produit idéal pour cette application n'existe pas totalement à ce jour, il serait sans doute proche d'un carbone HR type T800 de chez Toray (Mèche, nappe UD ou sergé) et matrice à ténacité améliorée (M21 de chez Hexcel, 3900 B de chez Toray, 977 de chez Cytec et variantes). Ses propriétés devront permettre une dépose manuelle et automatisée sans changement fondamental dans sa formulation. Il devra également pouvoir être mis en œuvre en appliquant une pression faible (idéalement égale ou légèrement supérieure à la pression exercée par la seule mise sous vide) puisque nous ne souhaitons pas utiliser d'autoclave<sup>2</sup> ;
- ✓ la peau externe doit pouvoir disposer un échantillonnage variable en tout point (nombre de plis, nature des renforts, orientation des plis...) et être essentiellement drapée en automatique mais pas nécessairement en utilisant du placement de fibres. En effet, nous visons ici une optimisation technique et économique ce qui sous entend que l'on peu dégrader modérément localement si, en global, le gain par exemple économique est supérieur et le gain technique encore satisfaisant ;
- ✓ les semelles des cadres et des lisses doivent être continues (au sens composite du terme ce qui signifie que nous acceptons la discontinuité locale d'un pli) ;
- ✓ les âmes des lisses et des cadres peuvent être continues, partiellement ou totalement discontinues (dans ce second cas, il conviendra de vérifier l'influence de cette hypothèse sur le comportement local et global en terme de cisaillement entre autre) ;
- ✓ la hauteur des cadres et des lisses doit pouvoir être ajustée en fonction des besoins en termes de raideur et résistance ;
- ✓ aucun organe de fixation ne doit être nécessaire pour assurer l'intégrité de la structure.

---

<sup>2</sup> Des travaux préliminaires (conduits par le passé sur des contrats industriels par YH Grunevald) montrent, en adaptant le cycle de fabrication, qu'il est possible d'obtenir des stratifiés relativement épais (12,5 mm et 25 mm) ayant notamment des taux de porosité acceptables (< 1,5 %) et des propriétés interplis satisfaisantes avec une pression globale (vide + complément) de l'ordre de 1,2 bar et ceci sur la base de pré-imprégnés à matrice époxy de seconde génération de classe 180.

Sur la base de ces données, la solution composite est plus de 20 % plus raide en traction et 20 % moins lourde qu'un équivalent aluminium en section courante, pour un coût de production sans doute proche de celui du fuselage aluminium au même stade de finition (cf. tableau 1).

	Alu (1)	Composite (2)	Ecart (2)/(1) - 1
Pas entre lisses	230 mm	230 mm	
Pas entre cadres	635 mm	635 mm	
Epaisseur peau	1,20 mm	1,58 mm	
Largeur semelle du profil aluminium en T	40,0 mm		
Epaisseur semelle du profil aluminium en T	2,0 mm		
Hauteur âme du profil aluminium en T	40,0 mm	30,0 mm	
Epaisseur âme du profil aluminium en T	2,00 mm	1,60 mm	
Largeur semelles du profil composite en I		30,0 mm	
Epaisseur semelles du profil composite en I		2,38 mm	
Masse volumique de l'aluminium	2 700 kg/m <sup>3</sup>	1 540 kg/m <sup>3</sup>	
Module de Young Longitudinal de la peau	75 GPa	67 GPa	
Module de Young Longitudinal des semelles	75 GPa	108 GPa	
Module de Young Longitudinal de l'âme	75 GPa	19 GPa	
Section de la peau	276 mm <sup>2</sup>	363 mm <sup>2</sup>	
<ES> longitudinal de la peau	2,070E+04	2,420E+04	16,9%
% de la part de la peau sur le ES total	63,3%	74,0%	
Masse de la peau située entre 2 cadres	473 g	402 g	-15,0%
Section de(s) semelle(s) d'une lisse	80 mm <sup>2</sup>	143 mm <sup>2</sup>	
<ES> longitudinal de(s) semelle(s) d'une lisse	6,000E+03	1,540E+04	156,6%
% de la part de(s) semelle(s) sur le ES total	18,3%	47,1%	
Masse de(s) semelle(s) entre 2 cadres	137 g	139 g	1,6%
Section de l'âme d'une lisse	80 mm <sup>2</sup>	48 mm <sup>2</sup>	
<ES> longi de l'âme d'une lisse	6,000E+03	8,880E+02	-85,2%
% de la part de l'âme sur le ES total	18,3%	2,7%	
Masse de l'âme d'une lisse entre 2 cadres)	137 g	88 g	-36,1%
<ES> total	3,270E+04	4,049E+04	<b>23,8%</b>
Masse totale	773 g	629 g	<b>-18,6%</b>

Tab. 1. Comparaison analytique entre solutions aluminium et composite d'un tronçon de fuselage.

Les résultats numériques illustrés par la figure 3 démontrent le bénéfice lié à la fabrication des lisses et ses cadres en même temps que celle de la peau du fuselage.

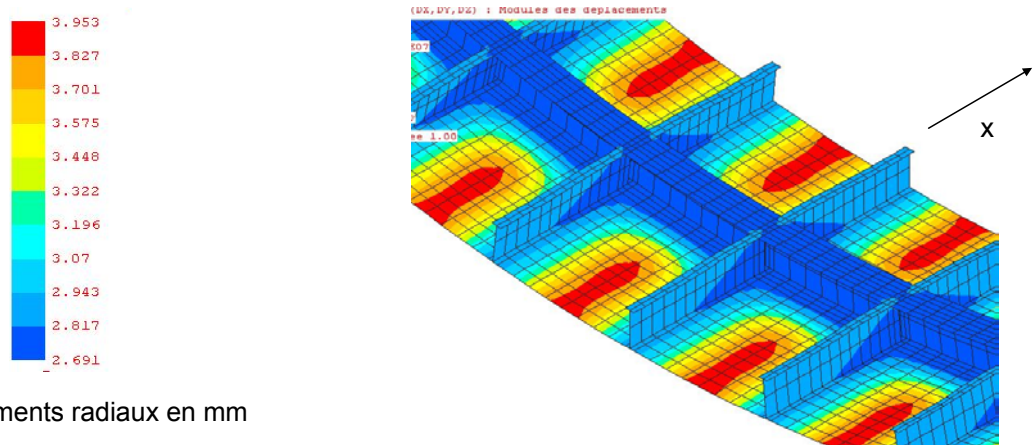


Fig.3. Vue du détail d'un calcul E. F. sur fuselage composite avec x : direction des lisses (axe longitudinal avion).

Le Modèle E. F. du fuselage est réalisé avec des éléments de coque multicouche de type Mindlin (28 et 29 dans Samcef) avec des conditions de symétrie dans le sens long et angulairement (cf. Figure 3). Les calculs sont effectués sous une pression ultime de 1,4 bar. L'effort longitudinal est appliqué de façon répartie sur la périphérie et intègre, en plus de la pression ultime, le moment de flexion associé au chargement du

fuselage (bien que cette composante soit faible). Une condition sur les déplacements permet d'assurer la cohérence des déplacements entre peau et lisses.

Les renforts sont des UD ou mèches type T700S et M30S, la matrice une M48 (la version industrielle de la M21 de chez Hexcel), le taux de fibres  $V_f$  % est fixé à 58 % (+ 0,5 % / - 2%) et un taux de porosité  $V_v$  % maximum de 3%. La tolérance sur l'alignement des fibres est de +/- 3°.

L'épaisseur de la peau est comprise entre 2,2 et 2,9 mm, la hauteur minimale des lisses varie de 40 à 60 mm et celle des cadres de 60 à 100 mm. Dans cette solution, l'aile intérieure de la lisse passe au niveau de l'aile intérieure du cadre. La lisse a donc une hauteur variable ce implique de traiter les questions de changements d'orientation d'une semelle sous chargement de traction.

L'épaisseur moyenne dans les zones de semelles « côté peau » varie de 4,1 à 6,2 mm ce qui rend ces zones moins sensibles à l'impact.

Au final pour une structure présentant une marge de sécurité similaire à la version métallique d'un tel fuselage, nous obtenons une masse surfacique comprise entre 5,6 et 6,9 kg/m<sup>2</sup>. La solution composite permet d'optimiser localement et globalement (cf. figure 6) de façon significative la géométrie des profils donc leur raideur et leur résistance spécifiques. En final, cette approche permet (sur la base d'un cahier des charges proche de celui d'un A350 XWB ou B787) une réduction de masse de plus de 15 %, une réduction de coût de plus de 30 % et une réduction de la consommation d'énergie en phase de fabrication de plus de 60 %.

Elle permet de simplifier par la suite les procédures de réparation puisqu'elles seront, de fait, réalisées avec un procédé similaire à celui utilisé pour la fabrication initiale (la réparation étant effectuée sous vide comme la structure initiale). Elle ouvre dans un second temps de nouvelles perspectives pour l'utilisation industrielle des thermoplastiques renforcés fibres longues en tant que remplaçant des thermodurcissables (même si cette question reste pour l'instant totalement ouverte).

#### 4. Premier ETMI proposé

Les singularités retenues dans le cadre de cet ETMI sont les suivantes :

- ✓ les ouvertures en zone de peau courante avec simple renfort périphérique monolithique (ces ouvertures pouvant avoir une géométrie ovoïde ou rectangulaire associée à différents rayons de raccordement) ;
- ✓ le croisement lisse/cadre ;
- ✓ les caractéristiques de la rampe d'évolution de la hauteur de la lisse (plus ou moins brutale ce qui impacte la masse linéaire de celle-ci mais aussi sa tenue mécanique) ;
- ✓ le principe de traitement de la discontinuité de l'âme de lisse et de l'âme de cadre ainsi que l'écart de comportement entre zone continue et discontinue d'âme cadre.

Outre les variabilités matériaux subies, les variabilités matériaux introduites sont :

- ✓ des désalignements volontaires des renforts peaux dans la plage +/-3° sur une ou 2 directions simultanées (la même situation est testée sur des désalignements de fibres à +/-45° sur les âmes cadres) ;
- ✓ des gaps entre mèches (peau et semelles des cadres et des lisses) ;
- ✓ des porosités accrues (afin de couvrir la plage 0 – 5% soit 2 % de plus que la limite initialement fixée).

Enfin des variabilités « procédés » sont également introduites, les principales étant :

- ✓ la variation de vide (et/ou de pression additionnelle) et donc d'effort appliqué (typiquement afin de balayer la plage de 0,5 bar à 1,5 bar) ;
- ✓ la variation de flow<sup>3</sup> par apport de plis de résine époxy non renforcés ;
- ✓ l'influence du cycle de cuisson (hors autoclave) en terme de cycle théorique lui-même mais aussi d'offset (et donc de non homogénéité) entre différents points ;
- ✓ un travail important sur l'obtention des bords libres ouvertures et trous moulés sans reprise d'usinage.

---

<sup>3</sup> Il a été observé sur plusieurs applications industrielles qu'un flow un peu plus élevé pouvait permettre de palier à un défaut de pression autoclave en servant de « véhiculeur » de porosités (surtout si cela est associé à un travail sur la courbe de viscosité afin d'ajuster au mieux celle-ci).



La géométrie de l'ETMI est, dans l'état actuel de notre réflexion, une plaque monolithique plane de 800 mm de long par 600 mm de large sur épaissie en périphérie de 25 mm pour être reprise sur les mâchoires des actionneurs. Cette plaque sera pourvue de l'échantillonnage standard « peau » en zone courante et supportera 2 cadres (au pas de 635 mm) et 2 lisses (au pas de 304,8 mm). La hauteur de cadre est constante et de 80 mm, l'une des 2 âmes présentant une discontinuité en éclisse. La hauteur de lisse est située entre 40 et 80 mm pour la première, 60 mm et 80 mm pour la seconde. Les rampes sont de 1/1 ; 1/1,5 ; 1/3 et 1/4 (soit 45,0° ; 33,7° ; 18,3° et 14,0°). La discontinuité est libre (aucun collage) entre l'âme de la lisse et l'âme du cadre ou discontinuité collée.

La partie centrale de l'ETMI est occupée par une ouverture rectangulaire sur laquelle différents paramètres seront étudiés (taux d'occupation par rapport à la surface inter lisses et cadres, désalignement de l'ouverture par rapport aux lisses...) (cf. figure 4).

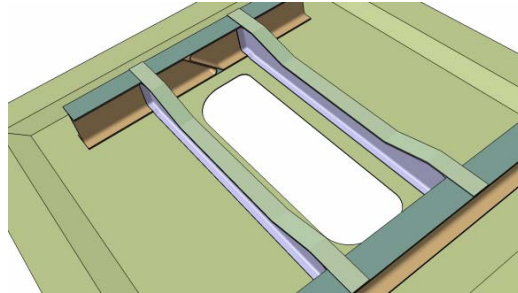


Fig.4. Volet « structure » de l'ETMI.

En terme d'instrumentation, nous avons retenu la stéréo corrélation d'images numériques pour le suivi du comportement des âmes, des fibres optiques à réseaux de Bragg pour le suivi mécanique au niveau des semelles (particulièrement dans la zone début et fin de rampe sur lisse et discontinuité âme), sur les cadres et les coins hauts et bas de la zone de fin d'âme de lisse par rapport aux cadres. Le tout est complété par un certain nombre de jauges (peau, bord d'ouverture ...) et de l'extensomètre en zone jonction entre l'âme des lisses et l'âme des cadres et, bien entendu, les mesures issues des déplacements et efforts en fonction du temps au niveau du bâti.

L'ETMI sera mis en charge par l'intermédiaire d'un bâti modulaire multidirectionnel (cf. figure 5, sur cette illustration, à titre d'exemple le bâti est configuré pour le développement et la validation d'une instrumentation à cœur de nouvelle génération, projet I2MC<sup>4</sup>). Les charges appliquées sont de la traction/compression simultanée selon les directions 1 et 2 (pression seule, chargement fuselage seul, cumul des deux à différentes valeurs relatives), de la flexion autour de la direction 2 (pression et/ou chargement fuselage), et de la torsion autour de la direction 1 (chargement fuselage en zone hublots par exemple) afin de solliciter en cisaillement les liaisons cadres ou lisses et peau. Ces chargements seront statiques ou dynamiques afin de solliciter la structure en fatigue.

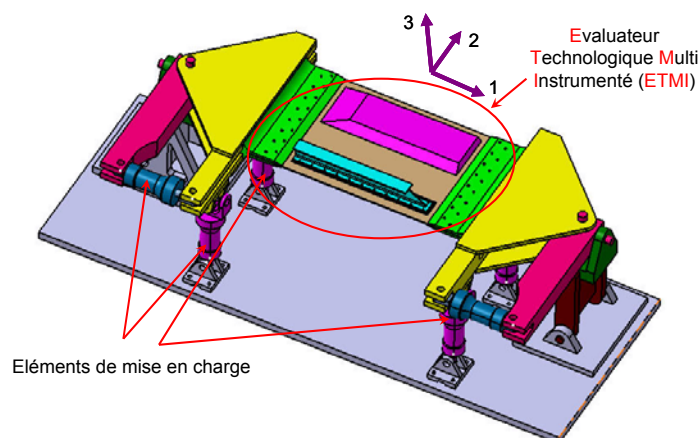


Fig.5. Volet « moyen d'essais » de l'ETMI (cas du projet I2MC).

A moyen terme afin de prendre en compte l'influence du vieillissement thermo-mécanique sous charge, ce bâti sera installé dans une enceinte climatique permettant de coupler sollicitations mécaniques et cycles thermiques et hygrométriques représentatifs de vols réels.

<sup>4</sup> Le projet intitulé « Instrumentation multicapteurs pour les matériaux et structures composites » est soutenu par la Fondation de coopération scientifique « Sciences et Technologies pour l'Aéronautique et l'Espace » et implique ICA et CES.

Les modèles numériques sont développés à l'échelle structurelle à partir de coques minces multi couches (cf. figure 6) donc en simplifiant l'architecture réelle. Les marges de sécurité sont comprises entre 2,86 (couleur bleue) et 12,24 (couleur rouge). La liaison cadre lisse ne présente donc aucun problème. A l'aide d'éléments de volume multicouche permettant une meilleure description globale de l'architecture structure dans les zones de liaison entre les semelles et la peau, entre les semelles des lisses et des cadres croisés, dans les liaisons entre l'âme des lisses et les semelles des lisses (idem pour les cadres) etc. Dans ce modèle, le nombre d'éléments volumiques dans l'épaisseur sera de 1 (en général) et de 2 dans les zones citées ci-dessus. Un modèle plus fin à base de volumes permettra enfin de s'intéresser aux aspects des jonctions (cadres/lisses par exemple) et des discontinuités (âme/cadre par exemple). Dans tous les cas, les maillages seront adaptés afin de disposer « relativement simplement » d'informations corrélables avec les informations en adavance des différents capteurs. Les variabilités identifiées plus haut sont traitées à travers une approche variabiliste.

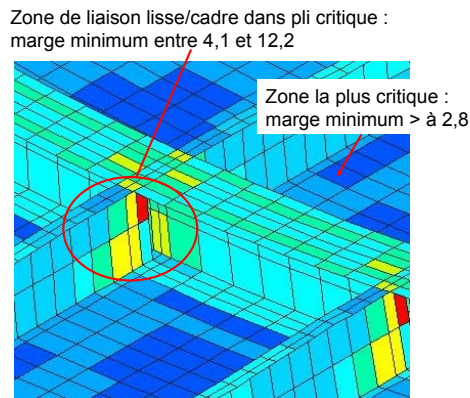


Fig.6. Volet « modélisation numérique » de l'ETMI (ex de zoom sur marges de Tsai).

## 5. Conclusion

La nécessité de penser vraiment « composite » lors de la conception semble être désormais reconnue. Il souhaitable maintenant de pouvoir développer cette pensée et mener à bien la démarche en proposant un vrai travail de fond sur l'intégration de fonctions aux différentes échelles, quitte à remettre en question de façon assez fondamentale des architectures existantes.

Le cas d'une fabrication one shot hors autoclave d'un tronçon complet de fuselage (intégrant les cadres, les lisses, toutes les zones de renforcement et les cadres de hublots) entre bien dans cette optique et les premiers résultats obtenus sont encourageants en termes de gains économiques et de gain de masse.

La solution proposée dans le cadre de nos travaux préliminaires n'est pas achevée mais soulève d'ores et déjà quelques interrogations auxquelles nous allons devoir répondre. Il est certain que cette approche est loin de constituer un optimum (nous travaillons d'ores et déjà sur une version plus avancée). Elle présente le mérite de constituer le support à la démarche ETMI ce qui nous permet de mettre en place les outils nécessaires pour valider (très en amont d'un éventuel programme) de telles solutions et ceci à un coût réduit.

Les travaux à court terme vont consister essentiellement à fabriquer et instrumenter un lot d'ETMIs puis à les essayer et en parallèle comparer, analyser et éventuellement recalculer les modèles numériques développés aux différentes échelles et que nous avons planifiés. Ceci permettra de confirmer qu'une telle structure est à même de supporter les chargements statiques et en fatigue sollicitant un avion sur l'ensemble de son cycle de vie. Il s'agit de valider, entre autre, le principe de croisement entre cadres et lisses. Cette approche permet à elle seule de supprimer un très grand nombre d'opérations d'assemblage, de perçage et de rivetage sans nuire bien au contraire au bilan massique global.

## Références

- [1] Y.-H. Grunevald, F. Collombet, M. Mulle, P. Ferdinand, "Global approach and multi-scale instrumentation of composite structures in the field of transportation", in *proceedings of 8<sup>th</sup> Japan Int. SAMPE Symposium*, Tokyo (Japon), Vol. 2, 2003, p. 665-675.
- [2] F. Collombet, M. Mulle, Y.-H. Grunevald, R. Zitoune, "Contribution of Embedded Optical Fiber with Bragg Grating in Composite Structures for Tests-Simulations Dialogue", *Journal Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Volume 13, Issue 5, August 2006, pp. 429 - 439.
- [3] M. Mulle, R. Zitoune, F. Collombet, Ph. Olivier, Y.-H. Grunevald, "Thermal expansion of carbon-epoxy laminates measured with embedded FBGS – Comparison with other experimental techniques and numerical simulation", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, Issue 5, May 2007, pp. 1414-1424.