TABLE DES MATIÈRES

Page

INTRODUCTION 1

CHAPITRE 1 MISE EN CONTEXTE.....3
1.1 Motivations 3
1.2 Notions aérodynamiques.....5
1.3 Description du projet.....7
1.4 Problématique 10
1.5 Objectifs.....10

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE.....13
2.1 Les concepts.....15
2.2 Les peaux déformables 19
2.3 Conception d'aile en composite 22
2.3.1 Les méthodes analytiques 23
2.3.2 Méthodes par Éléments Finis..... 23
2.4 Optimisation Structurale 27
2.4.1 Les algorithmes..... 29
2.4.2 Les types d'optimisation structurale..... 30
2.4.3 Processus d'optimisation 32
2.4.4 Processus d'optimisation des structures composites 34
2.5 Validation analytique 36
2.5.1 Flambage..... 37
2.5.1.1 Flambage en bicompression..... 37
2.5.1.2 Flambage en cisaillement..... 39
2.5.1.3 Interaction compression-cisaillement 41
2.5.2 Résistance du laminé..... 42
2.5.3 Analyse de joints boulonnés 47

CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE.....51
3.1 Analyse préliminaire.....51
3.2 Optimisation de la peau en composite 53
3.2.1 Étape 1: Optimisation *Free-Size* 53
3.2.2 Étape 2: Optimisation dimensionnelle..... 55
3.2.3 Étape 3: Optimisation de la séquence d'empilement 56
3.3 Validation analytique 56
3.3.1 Flambage..... 57
3.3.2 Résistance du laminé..... 58
3.3.3 Analyse des joints boulonnés..... 60

CHAPITRE 4 ÉTUDE DU CONCEPT DE L'AILE ADAPTATIVE 63
4.1 Présentation de la géométrie 63

4.2 Contraintes géométriques....67
4.3 Modèle par éléments finis....69
4.4 Cas de chargement....72
4.4.1 Théorie....72
4.4.2 Modélisation des cas de chargement....75
4.5 Étude de convergence du maillage....77
4.6 Analyse structurale....79
4.6.1 Analyse des contraintes....82
4.6.2 Analyse de flambage....84
4.7 Analyse des déformations....86
4.7.1 Analyse des formes....88
4.7.2 Analyse des forces d'actionnement....91
4.8 Discussion....94

CHAPITRE 5 OPTIMISATION DE LA PEAU EN COMPOSITE....95
5.1 Configuration des raidisseurs....95
5.1.1 Résultats - Erreur sur la forme....97
5.1.2 Résultats - Force résultantes des actionneurs....98
5.2 Conditions limites....99
5.3 Optimisation de la peau en composite....100
5.3.1 Optimisation dimensionnelle libre (*Free-Size*)....100
5.3.1.1 Fonction objective....101
5.3.1.2 Résultats de l'optimisation *Free-Size*....104
5.3.2 Optimisation dimensionnelle....106
5.3.2.1 Fonction objective....106
5.3.2.2 Résultats de l'optimisation dimensionnelle....108
5.3.2.3 Simplification du modèle....110
5.4 Résultats et discussion....116

CHAPITRE 6 VALIDATION STRUCTURALE DE LA PEAU ADAPTATIVE....119
6.1 Validation de la rigidité....119
6.2 Analyse par éléments finis....121
6.3 Validation analytique....123
6.3.1 Vérification analytique des raidisseurs en flambage....124
6.3.1.1 Calcul de la charge axiale admissible en compression....125
6.3.1.2 Calcul de la charge en cisaillement admissible....129
6.3.1.3 Calcul de la charge en flexion admissible....130
6.3.1.4 Calcul de la marge de sécurité en flambage des raidisseurs....131
6.3.2 Vérification analytique des panneaux en flambage....135
6.3.2.1 Calcul des charges admissibles....135
6.3.2.2 Calcul de la marge de sécurité en flambage des panneaux....136
6.3.3 Vérification analytique de la résistance du laminé....141
6.3.4 Analyse des joints boulonnés....145
6.3.4.1 Modélisation des CBUSH....146
6.3.4.2 Marge de sécurité....149

6.4 Discussion 150

CONCLUSION 153

RECOMMANDATIONS 155

ANNEXE I DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF A SMALL-SCALE COMPOSITE MORPHING WING 157

ANNEXE II ÉTUDE DES FORCES DE RÉACTION SUR LA PEAU D'ALUMINIUM 169

ANNEXE III FORCES DE RÉACTION DES ACTIONNEURS POUR LES CAS DE SOUFFLERIE 175

ANNEXE IV M.S. EN RÉSISTANCE DU LAMINÉ DES PANNEAUX 177

ANNEXE V M.S. EN RÉSISTANCE DU LAMINÉ DES RAIDISSEURS.....179

ANNEXE VI INTERFACE DU PROGRAMME LJ 85 BJSFM-GO.V9.....181

ANNEXE VII RÉSULTATS DES MARGES DE SÉCURITÉ DU BJSFM 182

BIBLIOGRAPHIE 185

LISTE DES TABLEAUX

Page

Tableau 2.1 Les concepts d'ailes adaptatives actives.....15

Tableau 4.1 Élément structuraux du modèle GFEM 70

Tableau 4.2 Efforts tranchants, moments de flexion et de torsion équivalents à.....76

Tableau 4.3 Positions des actionneurs par rapport au longeron avant.....81

Tableau 4.4 Évolution des contraintes Von Mises de la peau détachée des nervures 83

Tableau 4.5 Déplacements maximums de l'optimisation aérodynamique.....93

Tableau 5.1 Résultat d'erreur sur la forme.....105

Tableau 5.2 Résultat d'erreur sur la forme.....110

Tableau 5.3 Nombre de plis, épaisseur et séquence d'empilement des zones principales.....115

Tableau 5.4 Nombre de plis, épaisseur et séquence d'empilement des zones secondaires....116

Tableau 5.5 Synthèse des résultats d'optimisation.....117

Tableau 6.1 Déplacements du modèle référence BA sous chargements limites (mm).....120

Tableau 6.2 Déplacements de l'aile adaptative pour les chargements limites (mm) 120

Tableau 6.3 Erreurs relatives de la flèche en bout d'aile 121

Tableau 6.4 Longueurs des raidisseurs.....126

Tableau 6.5 Charge axiale critique admissible 127

Tableau 6.6 Ratio a/b des raidisseurs.....128

Tableau 6.7 Marge de sécurité en flambage des raidisseurs.....134

Tableau 6.8 Marge de sécurité en flambage des panneaux.....139

Tableau 6.9 Marge de sécurité les plus critiques en résistance (Panneaux) 143

Tableau 6.10 Marge de sécurité les plus critiques en résistance (Raidisseurs) 145

Tableau 6.11 Marges de sécurité les plus critiques pour les joints boulonnés 149

LISTE DES FIGURES

Page

Figure 1.1 Diminution de la consommation d'essence des avions depuis 1960 4

Figure 1.2 Plan de réduction des émissions de dioxyde de carbone d'ici 2050 5

Figure 1.3 Transition de la couche limite laminaire à turbulente 6

Figure 1.4 Nomenclature d'un profil d'aile d'avion.....7

Figure 1.5 Concept de l'aile déformable du projet CRIAQ 7.1 8

Figure 1.6 Représentation du modèle de soufflerie pour le projet MDO-505 9

Figure 2.1 Représentation du gauchissement des 13

Figure 2.2 Surface de contrôles et fonctions.....14

Figure 2.3 Concept de variation de l'angle de balayage (F-14 Tomcat) 16

Figure 2.4 Concept d'aile aéroélastique active.....17

Figure 2.5 Concept de nervure adaptative composée de.....18

Figure 2.6 Adaptation de la cambrure avec le bord de fuite 19

Figure 2.7 Plaque de composite ondulé renforcies avec 20

Figure 2.8 Fraction volumique de fibre comme variable de conception 21

Figure 2.9 Panneau sandwich développé par optimisation topologique.....22

Figure 2.10 Conception en N-Phase impliquant les FEM 25

Figure 2.11 Schématisation d'une décomposition méthodique de conception d'une aile 26

Figure 2.12 Représentation d'un FEM d'ailes avec plusieures.....27

Figure 2.13 Types d'optimisation.....30

Figure 2.14 Approches pour l'optimisation structurale topologique.....31

Figure 2.15 Processus d'optimisation d'une nervure 33

Rapport-Gratuit.com

Figure 2.16 Processus d'optimisation d'une nervure de bord d'attaque 34

Figure 2.17 Application de l'Optimisation Composite Optistruct pour une aile 36

Figure 2.18 Cas de chargement biaxial.....37

Figure 2.19 Coefficient de flambage de bicompresion K_y 39

Figure 2.20 Cas de chargement en cisaillement.....40

Figure 2.21 Coefficient de flambage en cisaillement K_s.....40

Figure 2.22 Marge de sécurité pour les chargements combinés 42

Figure 2.23 Variation du module d'élasticité et de la contrainte selon le pli 44

Figure 2.24 Exemple typique d'enveloppe AML.....45

Figure 2.25 Représentation des déformations admissibles 46

Figure 2.26 Déformation admissible selon l'énergie 47

Figure 2.27 Charges à considérer pour l'analyse 48

Figure 2.28 Représentation de la contrainte de.....49

Figure 2.29 Représentation de la contrainte de.....49

Figure 3.1 Représentation des plis «fantôme» lors.....54

Figure 3.2 Exemple de distribution d'épaisseur 54

Figure 3.3 Exemple de simplification de la forme des plis obtenus 55

Figure 3.4 Division de la peau en zones 56

Figure 3.5 Méthodologie pour la calcul du flambage local 58

Figure 3.6 Méthodologie pour la calcul de la résistance 60

Figure 3.7 Méthodologie du programme LJ85-BJSFM-GO.v9.....62

Figure 4.1 Représentation de la section d'aile à l'étude 64

Figure 4.2 Éléments structuraux de l'aile.....65

Figure 4.3 Dimensions générales de la section d'aile 66

Figure 4.4 Dimensions du *taper* et de l'aile sans aileron 66

Figure 4.5 Schéma 2D du concept de l'aile adaptative 67

Figure 4.6 Retournement de la semelle supérieure du longeron avant 68

Figure 4.7 Enveloppe de vol typique 73

Figure 4.8 Chargements inertiel et aérodynamique d'une aile d'avion 74

Figure 4.9 Chargement limite en flexion négative (-1g).....75

Figure 4.10 Chargement limite en flexion positive (2.5g).....76

Figure 4.11 Position des éléments RBE3 pour application de la charge 77

Figure 4.12 Convergence du maillage pour le premier mode de flambage 78

Figure 4.13 Schéma de la peau déconnectée des nervure (GFEM) 80

Figure 4.14 Positions relatives des actionneurs par rapport à la corde.....81

Figure 4.15 Modélisation et position des actionneurs 82

Figure 4.16 Contrainte Von Mises des nervures centrales (MPa) 84

Figure 4.17 Premier mode de flambage global.....84

Figure 4.18 Comparaison des facteurs critiques pour les premiers 85

Figure 4.19 Deux premiers modes de flambage des nervures 86

Figure 4.20 Numérotation des actionneurs 87

Figure 4.21 Zones de déformations 89

Figure 4.22 Coupe à la nervure #2 (z=-533mm) [erreur relative = 25.8%].....89

Figure 4.23 Coupe au centre de la zone adaptative (z=-832mm) [erreur relative = 5.2%] 89

Figure 4.24 État de la couche limite pour la 91

Figure 4.25 Force d'actionnement pour 1 rangée d'actionneur à la fois 92

Figure 4.26 Force d'actionnement pour différents cas aérodynamique 93

Figure 5.1 Configurations des raidisseurs.....96

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Figure 5.2 Surface déformée avec noeuds de contrôle 97

Figure 5.3 Erreur des différentes configurations de raidisseur 98

Figure 5.4 Réduction des forces d'actionnement par rapport à la configuration initiale 99

Figure 5.6 Distribution de l'épaisseur de la peau 104

Figure 5.7 Modèle généré de la peau pour l'optimisation.....106

Figure 5.8 Distribution de l'épaisseur de la peau après.....109

Figure 5.9 Épaisseur finale des raidisseurs (mm) 109

Figure 5.10 Modèle PCOMPG avant simplification.....111

Figure 5.11 Exemple de la forme d'un pli (+45°) après:.....112

Figure 5.12 Distribution de l'épaisseur du modèle final (mm) 114

Figure 5.13 Identification des zones de la peau.....115

Figure 5.14 Exemple d'amélioration de la laminarité (Ma=0.15, α= 0.5) 117

Figure 5.15 Cas aérodynamiques présentant les forces maximales.....118

Figure 6.1 Indice de rupture Tsai-Wu.....122

Figure 6.2 Mode de flambage global (λ_{cr}=1.13) 123

Figure 6.3 Nommenclature des longueurs 124

Figure 6.4 Représentation 3D d'un raidisseur.....125

Figure 6.5 Cas d'une plaque infiniment 126

Figure 6.6 Coefficient de flambage en compression 128

Figure 6.7 Cas de chargement en cisaillement.....129

Figure 6.8 Cas de chargement en flexion.....130

Figure 6.9 Représentation de l'extraction des charges N_{bb} et -N_{bb} (N/mm) 130

Figure 6.10 Coefficient de flambage en flexion 131

Figure 6.11 Force de membrane N_x à charge ultime (*UpBend*) (N/mm) 132

Figure 6.12 Force de membrane N_{xy} à charge ultime (*UpBend*) (N/mm) 132

Figure 6.13 Cas de chargement combiné 133

Figure 6.14 Identification des raidisseurs 134

Figure 6.15 Surépaisseur de la peau aux 135

Figure 6.16 Force de membrane N_x à charge ultime (*UpBend*) (N/mm) 136

Figure 6.17 Force de membrane N_y à charge ultime (*UpBend*) (N/mm) 137

Figure 6.18 Force de membrane N_{xy} à charge ultime (*UpBend*) (N/mm) 137

Figure 6.19 Cas de chargement combiné 138

Figure 6.20 Identification des panneaux 139

Figure 6.21 Flambage local du panneau 1 (λ_{cr}=1.35) 140

Figure 6.22 Déformation ε_x pour la fibre Z_1 (mm/mm) 141

Figure 6.23 Déformation ε_x pour la fibre Z_2 (mm/mm) 142

Figure 6.24 Panneaux les plus critiques en résistance 143

Figure 6.25 Déformation ε_x pour la fibre Z_1 (mm/mm) 144

Figure 6.26 Déformation ε_{xy} pour la fibre Z_1 (mm/mm) 144

Figure 6.27 Raidisseurs le plus critique en résistance 145

Figure 6.28 Règle d'espacement des rivets 146

Figure 6.29 Modélisation des CBUSH 147

Figure 6.30 Charges de *By-Pass* extraites.....148

Figure 6.31 Résultantes des forces des éléments CBUSH (N) 150

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

2D	Bidimensionnel
3D	Tridimensionnel
AML	Angle Minus Longitudinal
ATAG	Air Transport Action Group
BA	Bombardier Aéronautique
CAETRM	Canadian Aerospace Environmental Technologies Road Map
CAI	Compression After Impact
CNRC-IAR	Conseil National de Recherche du Canada-Institut de Recherche en Aérospatial
CRIAQ	Consortium de Recherche et Innovation en Aérospatiale du Québec
DFEM	Detailed Finite Element Model
ETS	École de Technologie Supérieure
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FHC, FHT	Filled Hole Compression, Filled Hole Tension
GFEM	Generalized Finite Element Model
HDM	Homogenization Design Method
IATA	International Air Transport Association
LARCASE	Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et Aéroservoélasticité
MDO	Multidisciplinary Design Optimisation
NASA	Nationanl Aeronautics and Space Administration
OHC, OHT	Open Hole Compression, Open Hole Tension
SIMP	Solide Isotropic Microstructure with Penalization
TAI	Tension After Impact
TERESA	Technology Roadmap for Environmentally Sustainable Aviation
UD	Unidirectionnel

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

%c	Pourcentage de la corde du profil (adimensionnel)
α	Angle d'attaque (°)
α_T	Coefficient de dilation thermique
δ	Déplacement (m)
ε	Déformation (µm/m)
λ_n	Facteur de charge critique au flambage (adimensionnel)
σ	Contrainte (MPa)
ν_{12}	Coefficient de Poisson (adimensionnel)
d	Diamètre (m)
E	Module d'élasticité (MPa)
E_1	Module d'élasticité longitudinal (MPa)
E_2	Module d'élasticité transversal (MPa)
FI	Indice de rupture du composite
$\mathbf{D_{ij}}$	Matrice de flexion du laminé (N/m)
$\mathbf{f_i}$	Vecteur des forces nodales appliquées à un modèle par éléments finis (N)
G_{12}	Module de cisaillement (MPa)
$\mathbf{K_{ij}}$	Matrice rigidité globale d'un modèle par éléments finis (N/m)
L_0	Longeur initiale (m)
N_x	Force de membrane par unité de largeur longitudinale (N/m)
N_y	Force de membrane par unité de largeur transversale (N/m)
N_{xy}	Force de membrane par unité de largeur en cisaillement(N/m)
P	Force (N)
K_x	Coefficient de flambage en compression
K_s	Coefficient de flambage en cisaillement
m	Masse (kg)
Mach	Vitesse locale d'un fluide à la vitesse du son (adimensionnel)
R_L	Ratio de compression critique en flambage

R_S	Ratio de cisaillement critique en flambage
S_{T1}	Résistance longitudinale en tension (MPa)
S_{T2}	Résistance transversale en tension (MPa)
S_{C1}	Résistance longitudinale en compression (MPa)
S_{C2}	Résistance transversale en compression (MPa)
S_{12}	Résistance en cisaillement dans le plan (MPa)
t	Épaisseur (m)
T	Température (°C)
$\mathbf{u_i}$	Vecteurs des déplacements d'un modèle par éléments finis (m)
U	Vitesse du fluide (m/s)
w	Largeur (m)

INTRODUCTION

Ce mémoire expose le travail de maitrise réalisé dans le cadre du projet CRIAQ (*Consortium de Recherche et Innovation en Aérospatiale du Québec*) MDO-505 intitulé *Morphing Architectures and Related Technologies for Wing Efficiency Improvement*. Ce projet multidisciplinaire vise la conception d'une aile adaptative active dont un prototype sera réalisé et testé en soufflerie subsonique. L'objectif global du projet est de concevoir une aile adaptative permettant une amélioration de l'écoulement laminaire par la déformation active d'un extrados flexible en composite. La faisabilité du concept avait été prouvée lors du projet précédent CRIAQ 7.1 et les travaux sont orientés cette fois pour une section d'aile de géométrie et de composition structurale réalistes en vue d'une future implémentation sur un aéronef. Les travaux contenus dans le présent mémoire sont focalisés exclusivement sur la conception, l'optimisation et la validation numérique de la peau en composite à caractère déformable.

Le chapitre 1 présente d'abord la mise en contexte des travaux en présentant les motivations économiques et écologiques. Le projet dans son intégralité est ensuite présenté en mettant l'emphase sur la contribution des travaux contenus dans ce mémoire. La problématique de recherche de même que les objectifs y sont également présentés. Le chapitre 2 fait la revue de l'état de l'art des ailes adaptatives, tant au niveau des concepts que des peaux déformables. Une revue portant sur les techniques de conception, d'optimisation et de validation analytique est également présentée dans ce chapitre. Le chapitre 3, quant à lui, expose la méthodologie utilisée pour la réalisation de ce projet de recherche.

Le corps du travail est présenté dans les trois derniers chapitres. D'abord, une analyse préliminaire visant l'étude du concept d'aile adaptative choisie est présentée au chapitre 4. Cette analyse permet dans un premier temps de vérifier la faisabilité structurale du concept et d'orienter la conception et d'optimisation de la peau de composite. Le chapitre 5 contient le processus d'optimisation de la peau déformable en composite menant au concept final retenu. Finalement, le chapitre 6 comprend la validation par éléments finis de la peau en composite

Rapport-Gratuit.com

soumis aux chargements réels de vols. Cette dernière étude vise à valider numériquement l'intégrité structurale de la peau en composite optimisée avec des méthodes d'analyse typiquement utilisées par Bombardier Aéronautique.

En conclusion, les objectifs du projet sont rappelés en mettant l'emphase sur la discussion générale des résultats obtenus tant pour l'optimisation que la validation numérique de la peau en composite déformable. Les recommandations suivent ensuite afin de proposer des idées de travaux futurs qui pourraient mener à l'implémentation du concept sur un aéronef.

CHAPITRE 1

MISE EN CONTEXTE

La conception d'une aile déformable trouve sa nécessité afin de palier aux préoccupations écologiques toujours grandissantes. Le secteur aéronautique a été confronté au cours des dernières décennies à ces enjeux écologiques qui, avec la hausse des prix du carburant, constituent les plus grandes motivations pour le développement de nouvelles technologies dans ce secteur. Le sujet présenté, soit les ailes adaptatives, constitue l'une de ces nouvelles technologies prometteuses. Ce chapitre présente d'abord les motivations du projet et les notions aérodynamiques qui seront invoquées tout au long de ce mémoire. La description du projet multidisciplinaire est ensuite brièvement présentée en mettant l'emphase sur la contribution des travaux contenus dans ce mémoire, soit la conception d'une peau en composite déformable. La problématique et les objectifs visant la conception d'une peau en composite sont finalement mis de l'avant pour le présent projet de recherche.

1.1 Motivations

L'émission de gaz à effet de serre est devenu un enjeux écologique majeur à la fin du 20e siècle, un enjeux pour lequel le secteur aéronautique est d'ailleurs grandement concerné. Selon le rapport du *Canadian Aerospace Environmental Technologies Road Map* (CAETRM) (Nor, 2011), la contribution du secteur aéronautique aux émissions globales de dioxyde de carbone est estimée à 2%. Il est prédit que cette contribution continuera d'augmenter jusqu'à 3% d'ici 2050. L'efficacité énergétique des avions a cependant connu de grandes améliorations au cours des 50 dernières années. En effet, selon un rapport de l'*International Air Transport Association* (IATA), la consommation de carburant des aéronefs a chûté de 49% depuis 1960 (IATA, 2009). Cette diminution de la consommation de carburant est attribuable au développement technologique des dernieres décennies, notamment par l'usage de nouveaux matériaux, par la gestion du trafic aérien ou encore par l'amélioration des systèmes de propulsion. Le plus important développement dans le secteur aéronautique est l'arrivée des grands transporteurs qui ont jusqu'à maintenant permis de

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

réduire la consommation de carburant par siège de près de 82% (*Voir* Figure 1.1). C'est dans une optique d'aviation verte que le secteur aéronautique prévoit continuer de faire de grands progrès afin de réduire les émissions de gaz nocifs à l'environnement et ainsi continuer d'occuper un rôle important en sensibilisant les autres secteurs industriels au sérieux de ces enjeux écologiques.

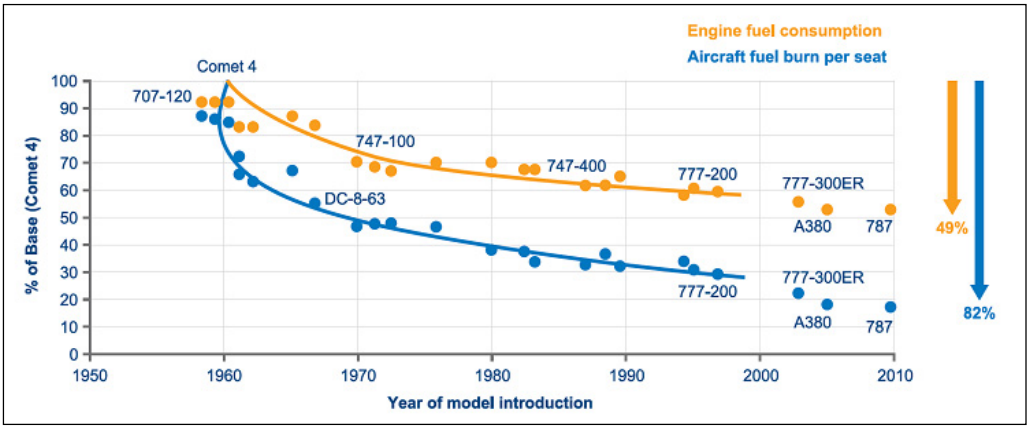


Figure 1.1 Diminution de la consommation d'essence des avions depuis 1960
Tirée de IATA (2009)

Le besoin de réduire la consommation des avions est né des préoccupations écologiques, mais également de la crise pétrolière du début des années 1970. En effet, le prix des produits pétroliers n'a fait qu'augmenter depuis et occasionne annuellement d'importantes dépenses monétaires aux compagnies aériennes. Selon le *Air Transport Action Group* (ATAG), les dépenses de carburant à elles seules se chiffraient à 140 milliards de dollars US en 2010, soit un peu plus de 26% du coût d'opération des compagnies aériennes (ATAG, 2012). C'est face ces nouvelles réalités que les constructeurs aéronautiques, les gouvernements et les organismes de règlementation se sont mis d'accord en 2008 pour mettre en place le projet *Technology Roadmap for Environmentally Sustainable Aviation* (TERESA) proposant un plan de réduction de la consommation de carburant des avions s'étalant jusqu'en 2050. Toujours selon l'ATAG, l'objectif est de réduire la consommation d'essence de 1,5% par année jusqu'en 2020 de façon à conserver un niveau constant d'émissions de dioxyde de carbone à celui de 2005. Au-delà de 2020, l'intégration des technologies nouvelles

générations et l'usage des biocarburants devrait mener à une réduction globale de 50% des émissions par rapport 2005 (*Voir* Figure 1.2).

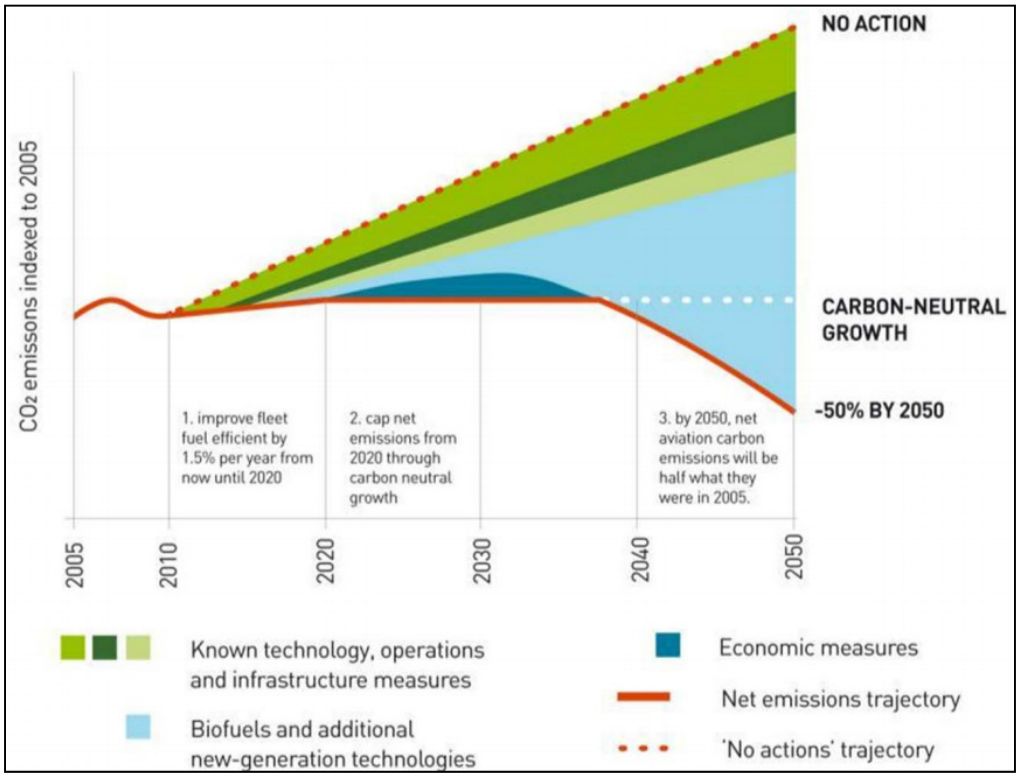


Figure 1.2 Plan de réduction des émissions de dioxyde de carbone d'ici 2050
Tirée de ATAG (2012)

C'est dans l'optique de ces nouvelles technologies que le présent projet prend place. En effet, les ailes déformables contriburaient à améliorer l'aérodynamisme et donc de réduire la consommation globale de carburant des aéronefs. Selon les prédictions de l'IATA, les structures adaptatives permettraient à elles seules de réduire de 5 à 10% la consommation actuelle des avions.

1.2 Notions aérodynamiques

C'est à Ludwig Prandtl qu'on doit l'introduction de la théorie de la couche limite en 1904. Cette théorie stipule que lorsqu'un écoulement libre contourne un corps, il est influencé par la friction générée par l'interaction entre la viscosité du fluide et la paroie de ce corps. Une

région appelée couche limite se développe alors autour du corps où les effets visqueux sont très importants. La couche limite se définie par un gradient de vitesse entre la surface d'un corps (où la vitesse est nulle par friction) et la vitesse de l'écoulement libre. Comme montré à la Figure 1.3, la vitesse U d'une particule de fluide loin d'une plaque plane n'est pas influencée par la présence de la couche limite et glisse parallèment sur les couches inférieures du fluide. Il se comporte essentiellement à cet endroit comme un fluide non-visqueux. En revanche, lorsqu'une particule de fluide se trouve suffisament près de la plaque (dans la couche limite), elle est ralentie de façon non-uniforme par friction suivant le champ de vitesse de la couche limite. Cette particule subit un cisaillement progressif en raison de ce gradient de vitesse. Lorsque la force d'inertie entraînant le fluide à l'intérieur de la couche limite devient beaucoup plus grande que la force visqueuse, la couche limite laminaire devient de plus en plus instable jusqu'à atteindre un régime turbulent. Ce passage de la couche limite laminaire à turbulente est caractérisé par le point de transition qui marque la fin de la zone laminaire et le debut de la zone de transition vers l'écoulement turbulent.

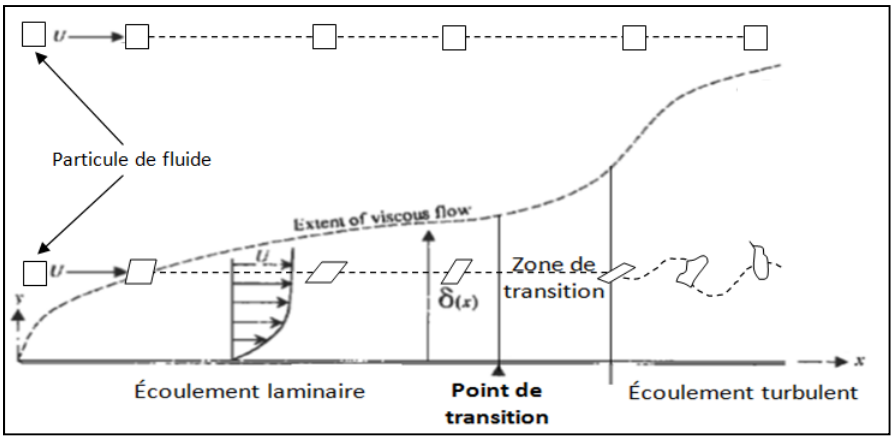


Figure 1.3 Transition de la couche limite laminaire à turbulente
Adaptée de Kundu et Cohen (2008)

Le point de transition est d'une importance capitale lorsqu'il est question de vol subsonique. En effet, la couche limite dite turbulente a pour effet d'induire une trainée de friction beaucoup plus importante que pour une couche limite laminaire et nuit ainsi aux performances aérodynamiques de l'avion. La transition laminaire-turbulente se déplace

généralement vers le bord d'attaque lorsqu'il y a augmentation de la vitesse relative de l'écoulement, souvent désigné par le nombre de Mach, et de l'angle d'attaque. Le nombre de Mach représente le rapport entre la vitesse de l'écoulement et la vitesse du son dans ce même écoulement alors que l'angle d'attaque représente l'angle entre la direction de l'écoulement et la ligne de référence d'un corps, soit la corde dans le cas d'une aile.

L'intérêt d'une aile adaptative est de réduire cette zone de turbulence en adaptant le profil selon les conditions de vol. Il est alors nécessaire de repousser le point de transition vers le bord de fuite afin de réduire la traînée par friction et ainsi augmenter la laminarité d'un profil. La Figure 1.4 présente la nomenclature d'un profil d'aile d'avion, où il est possible de bien faire la distinction entre le bord d'attaque, faisant face à l'écoulement, et le bord de fuite, représenté par la section arrière du profil. Il est également important de noter les autres termes importants qui seront mentionnés tout au long de ce mémoire: soit l'intrados, l'extrados, la corde et l'envergure. L'intrados et l'extrados sont respectivement les surfaces inférieure et supérieure de l'aile. La corde représente la droite joignant le bord de fuite au bord d'attaque et se définit comme étant la largeur de l'aile. La corde, *c*, est souvent utilisée comme référence pour désigner une dimension ou une position relative de l'aile que l'on qualifie en terme de pourcentage de corde (*%c*). Finalement, l'envergure représente la longueur d'une aile, soit la profondeur de la représentation 2D de la Figure 1.4.

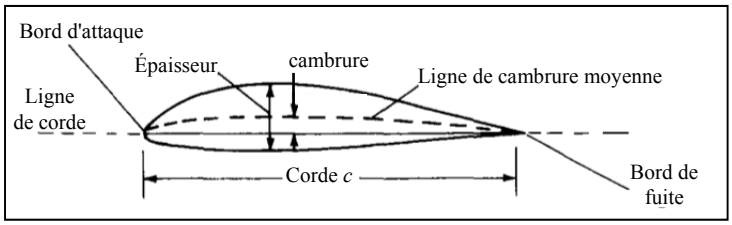


Figure 1.4 Nomenclature d'un profil d'aile d'avion
Adaptée de Anderson (2001)

1.3 Description du projet

C'est dans cette optique que le projet multidisciplinaire CRIAQ 7.1 a proposé une méthode visant à augmenter la laminarité d'une aile. Le projet CRIAQ 7.1 était la phase précédente au

présent projet de recherche où la faisabilité d'un concept d'aile déformable fut démontrée. Le concept visait à déformer l'extrados d'une aile rectangulaire bidimensionnelle (corde constante sur toute l'envergure) afin d'améliorer la laminarité (Botez, Molaret et Laurendeau, 2007). L'aile était composée d'un intrados rigide sur lequel était posé un extrados flexible en composite et contrôlé par le biais de deux rangées d'actionneurs à alliage à mémoire de forme (*voir* Figure 1.5). La faisabilité de cette aile déformable a été testée en soufflerie subsonique. Il fut prouvé qu'il était possible d'améliorer la laminarité de l'aile avec ce concept en repoussant la transition d'environ 28%c vers le bord de fuite et en réduisant la traînée d'environ 22% (Saintmont et al., 2009). Une commande fut également développée et validée pour le contrôle des actionneurs à alliages à mémoire de forme, où il fut possible de valider les profils déformés en soufflerie subsonique par la détection et la visualisation du point de transition (Grigorie et al., 2012a; 2012b).

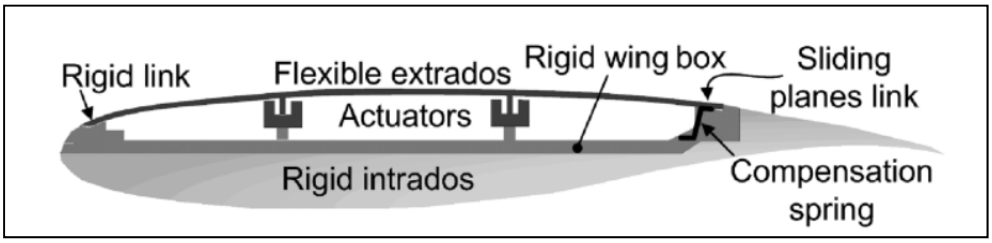


Figure 1.5 Concept de l'aile déformable du projet CRIAQ 7.1
Tirée de Brailovski, Terriault et Coutu (2008)

Le projet CRIAQ MDO-505 constitue la continuité de ce projet et est réalisé avec les partenaires industriels Bombardier Aéronautique et Thales Canada. L'objectif global du projet est de valider le concept développé dans le précédent projet mais cette fois pour une aile tridimensionnelle. Ce projet multidisciplicaire combine les travaux d'étudiants de l'École de technologie supérieure et de l'École Polytechnique de Montréal pour des disciplines telles que la structure, la commande et l'aérodynamisme. L'optimisation des profils est tout d'abord réalisée par des étudiants du LARCASE de l'ÉTS en utilisant un code d'optimisation maison. Ce code d'optimisation combine un algorithme génétique au logiciel d'analyse aérodynamique XFOIL. L'objectif de l'optimisation aérodynamique est d'améliorer la laminarité en déformant la surface supérieure de l'aile par une représentation mathématique

(B-Splines) du profil en 2D. De la même façon que pour le projet précédent, la représentation mathématique de la peau flexible passe par 4 points de contrôle, soit deux points fixes aux extrémités de cette peau flexible et deux points mobiles représentant la course des actionneurs. Les déplacements des actionneurs sont obtenus comme résultats pour chaque cas optimisé en fonction des conditions de vol à l'étude combinant différents angles d'attaque et nombres de Mach. Les résultats aérodynamiques sont ensuite étudiés en utilisant un code aérodynamique 3D développé par l'équipe du professeur Éric Laurendeau de l'École Polytechnique. Ces analyses aérodynamiques servent premièrement à valider l'optimisation de la laminarité de la géométrie en 3D et seront utilisées comme base de données numériques pour les comparaisons aux résultats expérimentaux de soufflerie. Une technique de commande est également développée au sein du LARCASE pour le contrôle des actionneurs chargés de reproduire les déformations de l'extrados. Le Centre National de Recherche du Canada et Institut Recherche en Aérospatial (CNRC-IAR) est également impliqué dans ce projet à titre de partenaire. Ils assurent la fabrication de la maquette de l'aile et c'est également dans leurs installations que les tests en soufflerie seront réalisés.

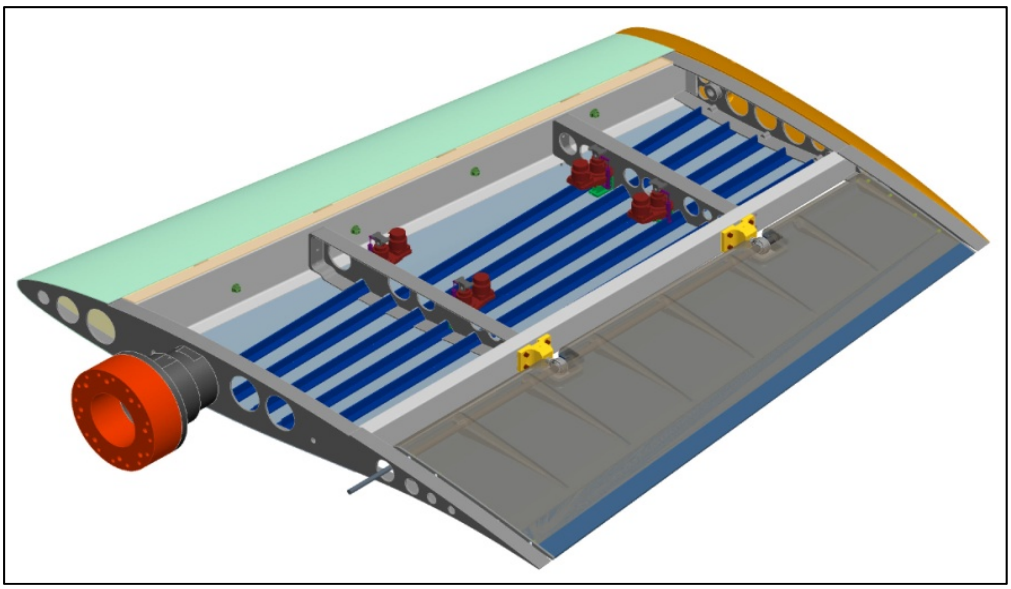


Figure 1.6 Représentation du modèle de soufflerie pour le projet MDO-505

La contribution du présent projet de recherche concerne exclusivement la partie structurale de l'aile, plus précisément la conception de la peau déformable en composite. Contrairement au projet de la phase précédente, l'aile déformable doit présenter une rigidité similaire à celle d'une vraie aile d'avion afin de valider la faisabilité structurale du concept. La fixation de la peau sur tout le pourtour se doit également d'être rigide afin de reprendre les charges réelles de vol. Pour toutes ces raisons, un intrados formé d'un bloc très rigide, un système de joint par glissères-ressorts ou encore une peau de composite très mince, tels que proposés lors de la phase précédente du projet, ne peuvent s'appliquer pour cette nouvelle phase. Comme montré à la Figure 1.6, la structure rigide de l'intrados est plutôt composée d'élements structuraux typiques d'une construction d'aile d'avion, incluant notamment des longerons, des nervures et une peau en aluminium munie de raidisseurs. Les déplacements de la peau en composite sont assurés par quatres actionneurs électriques situés à l'intérieur du caisson de voilure central. La peau en composite est ainsi conçue pour être fixée sur le pourtour de cette structure et simplement supportée au centre par ces actionneurs. La déformation est également assurée par les actionneurs de façon à ce que la zone centrale (entre les nervures centrales) permette l'amélioration de la laminarité de l'aile une fois déformée.

1.4 Problématique

Comme la peau de composite se doit d'être à la fois déformable et structurale, sa conception constitue la problématique de ce projet de recherche. En effet, la peau doit être conçue suffisamment flexible afin de respecter une forme donnée permettant d'améliorer la laminarité de l'aile. Elle doit toutefois être également conçue suffisamment rigide pour soutenir les charges aérodynamiques de vol et ainsi répondre aux critères de Bombardier Aéronautique concernant la rigidité, la stabilité et la résistance.

1.5 Objectifs

Le premier objectif du projet est de concevoir une peau en composite qui une fois déformée correspond au mieux à une forme optimisée donnée. La méthodologie d'optimisation développée est associée à ce premier objectif comme un sous-objectif de recherche. En effet,

la rigueur de la technique d'optimisation permet en soit la réalisation de cet objectif. La méthodologie retenue est présentée à la section 3.2.

Le second objectif du projet est de s'assurer de concevoir une aile qui comporte une rigidité équivalente à l'aile d'avion d'origine. Pour y parvenir, les critères de rigidité structurale doivent être inclus dans le processus de conception. Ainsi, les matériaux utilisés doivent correspondre à des matériaux normalement utilisés en aéronautique (fibre de carbone, aluminium) et les méthodes d'analyse et de conception utilisées (*voir* section 3.3) doivent correspondre aux méthodes classiques des constructeurs aéronautiques afin de d'assurer une approche réaliste.

Rapport-Gratuit.com

CHAPITRE 2

REVUE DE LITTÉRATURE

Les premiers travaux sur les ailes adaptatives remontent au tout début de l'histoire de l'aviation. Ils furent réalisés par les frères Wright en 1903 sur ce qui devint le premier vol d'un appareil plus lourd que l'air. En effet, les ailes de leur «*Flyer*» étaient munies d'un système de câbles et de poulis qui permettait un gauchissement en bout d'aile (*voir* Figure 2.1). Ce gauchissement avait pour effet d'augmenter la portance d'une aile et de réduire la portance de l'autre. Cette différence de portance permettait de réaliser des manoeuvres de roulis de l'aéronef.

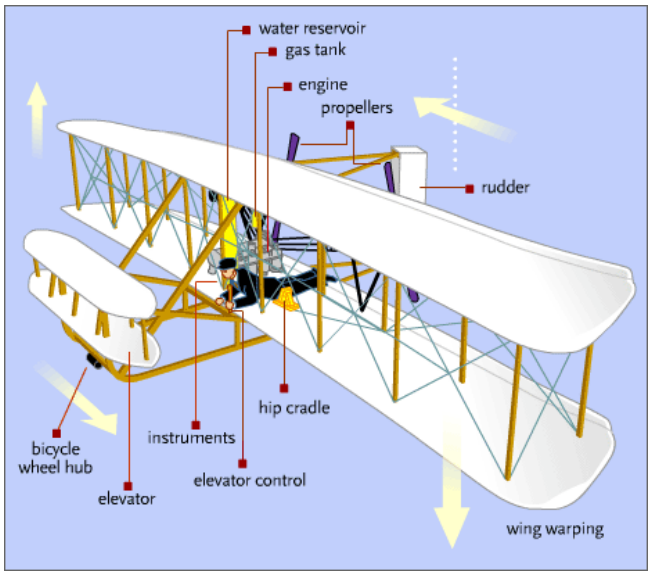


Figure 2.1 Représentation du gauchissement des ailes des frères Wright
Par Glenshaw (2003) du domaine public

Cependant, au cours des décennies qui suivirent, les avions à ailes très flexibles comme ceux des frères Wright furent remplacés par des avions dont les ailes étaient beaucoup plus rigides. Ces ailes dites «rigides» permirent d'atteindre de plus grandes vitesses et firent l'objet d'un perfectionnement avec le potentiel militaire que représentait l'avion à la venue de la première guerre mondiale. Afin de permettre le contrôle du roulis, l'aileron fit son apparition au début

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

du 20e siècle. L'aileron est utilisé depuis pour le contrôle du roulis des avions. D'autres surfaces de contrôle (*voir* Figure 2.2) firent graduellement leur apparition, notamment les volets et les becs (ou «*slats*») qui permettent d'augmenter la portance à faible vitessse lors du décollage et de l'attérissage. Les volets produisent également de la traînée et sont utilisés à ces fins lors de l'approche afin de réduire la vitesse de l'avion lors de l'atterrissage. Le «*Spoiler*» sert quant à lui à générer de la trainée lorsqu'utilisé de façon symétrique, tant en vol que lors du freinage à l'attérissage. Il peut également être utilisé de façon asymétrique afin de créer du roulis à faible vitesse, où l'aileron a beaucoup moins d'efficacité, et à haute vitesse où les ailerons causeraient une flexion trop importante de l'aile.

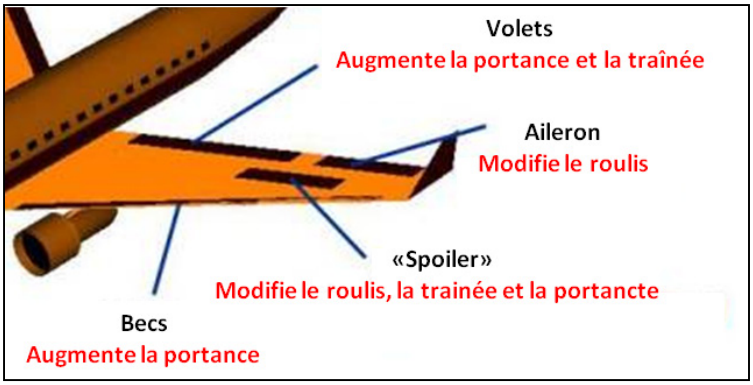


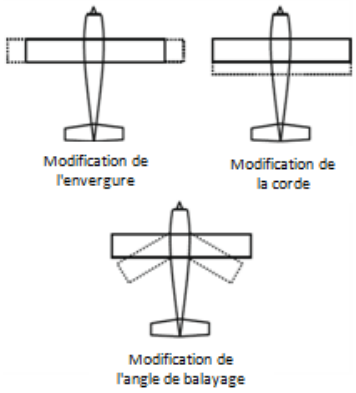
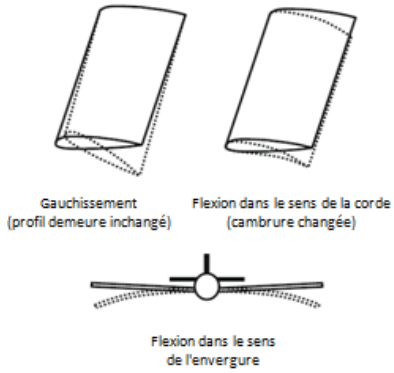
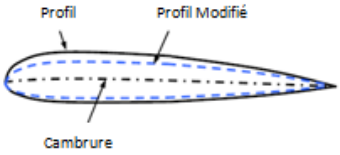
Figure 2.2 Surface de contrôles et fonctions
Adaptée de NASA (2013) du domaine public

Les ailes avec surfaces de contrôle sont actuellement les plus efficaces et sont désormais utilisées pour tous les avions. Cependant, la dernière décennie est caractérisée par un engouement majeur pour les ailes adaptatives qui proposent d'améliorer les performances et l'efficacité des ailes en fonction des conditions de vol. Plusieurs recherches présentent des concepts d'ailes adaptatives. Ces différents concepts proposent notamment d'améliorer la portance, diminuer la traînée, d'améliorer le contrôle et même, dans certains cas, de remplacer les surfaces de contrôles traditionnelles.

2.1 Les concepts

Il existe deux grandes catégories d'aile adaptatives, soient les ailes adaptatives passives et actives. Bien que plusieurs études démontrent l'efficacité de certains concepts d'ailes adaptatives passives, notamment par l'adaptation aéroélastique passive en fonction des conditions de vol (Anhalt, Monner et Breitbach, 2003), seules les ailes adaptatives actives seront ici traitées. Les travaux de recherche de Barbarino et al. (2011) et de Sofla et al. (2010) ont permis une revue étendue des concepts d'aile adaptative existants. Les concepts sont divisés en trois grandes catégories: les transformations dans le plan, les tranformations hors plan et les ajustements du profil ou de la cambrure.

Tableau 2.1 Les concepts d'ailes adaptatives actives
Adaptée de Sofla et al. (2010)

Transformation dans le plan	**Transformation hors plan**	**Ajustement du profil ou de la cambrure**
		

Les transformations dans le plan comportent trois types de changements géométriques, soit la modification de la corde, de l'envergure ou de l'angle de balayage. La transformation dans le plan est généralement utilisée afin d'améliorer la finesse (ratio portance sur traînée) des ailes. Parmi une revue étendue de ce concept, peu ont su démontrer une application qui soit viable en raison de l'ajout de poid important lié aux mécanismes de déformation. Plusieurs recherches ont été réalisées visant la modification de l'envergure et certains prototypes ont été testés en soufflerie. Cependant, la plupart utilise des membrures télescopiques afin de

permettre de larges déformations, pénalisant souvent les gains aérodynamiques envisagés au départ par un ajout de poid excessif. Seigler, Bae et Inman (2004) ont démontré l'utilisation intéressante d'un concept de l'allongement de l'envergure de façon asymétrique permettant de contrôler le roulis d'un missile. Les travaux sur la modification de la longueur de la corde sont par ailleurs les moins fréquemment étudiés et la littérature montre que «seulement quelques travaux sont à la phase initiale de développement et les applications actuelles visent seulement de petits avions autonomes» (Barbarino, 2011, p. 18). Les variations de l'angle de balayage ont par contre été largement étudiées et on trouve plusieurs applications militaires depuis les années 1950. Plusieurs avions militaires comme le Bell-X-5, le F-111, le F-14 Tomcat et le B-1 ont démontré l'efficacité du concept. Ce système permet d'atténuer les problèmes de compressibilité que subissent ces types d'avion en déployant les ailes en régime subsonique et en les contractant en régime supersonique (*voir* Figure 2.3). Cependant, pour des raisons comme la sécurité civile, l'ajout de poids important et les coûts élevés associés à cette technologie, notamment pour la maintenance du mécanisme, cette technologie est viable seulement que pour les avions militaires hautes performances.

Figure 2.3 Concept de variation de l'angle de balayage (F-14 Tomcat)
Par US Navy (2004) du domaine public

La transformation hors plan est pour sa part le concept présentant le moins de travaux à l'heure actuelle. Bien que le gauchissement, ou torsion, des ailes soit le concept le plus ancien de tous, il ne fut que très rarement utilisé depuis l'arrivée des ailes rigides. Les autres types de transformation hors plan, que ce soit la flexion de l'aile dans la direction de la corde ou de l'envergure, sont très rares et peu de prototypes ne furent même testés en soufflerie. Les

applications principales varient du contrôle des manoeuvres à l'augmentation de la portance. L'avènement de nouveaux matériaux, notamment les matériaux composites, ont rendu possible le gauchissement des ailes rigides sans l'ajout de mécanismes lourds rendant difficile l'implémentation des concepts de transformation dans le plan tels l'allongement de l'envergure ou les variations de l'angle de balayage. Un concept d'aile aéroélastique active (*voir* Figure 2.4) a d'ailleurs prouvé la faisabilité d'une torsion d'aile afin d'assurer le contrôle du roulis d'un F/A-18 modifié (Pendleton et al., 2000). La torsion était assurée en utilisant des becs rotatifs au bord d'attaque et au bord de fuite. Les tests en vol ont démontré qu'il était possible d'effectuer des manoeuvres de roulis allant jusqu'à 360° tout en conservant l'intégrité structurale de l'avion de chasse (Clarke et al., 2005).

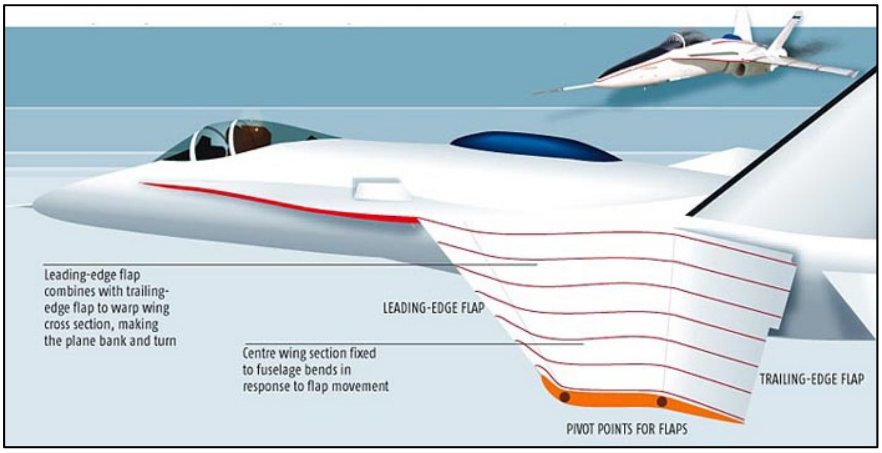


Figure 2.4 Concept d'aile aéroélastique active
Tirée de Pendleton et al. (2000)

Le dernier type de concept d'aile adaptative est l'ajustement du profil ou de la cambrure. Ce type de concept vise quant lui une amélioration de l'aérodynamisme et s'applique majoritairement pour les avions en régime subsonique. Ce concept est le plus couramment étudié parmi tous les concepts évoqués, comme le mentionne d'ailleurs Barbarino «L'adaptation du profil, plus spécifiquement de la cambrure, est le sujet de recherche dominant pour les applications en aérodynamique subsonique lorsqu'on le compare aux méthodes de transformation dans le plan et hors plan» (Barbarino, 2011, p. 43). Plusieurs concepts visent à modifier l'épaisseur du profil sans trop affecter la cambrure. Austin et al.

(1994) ont validé un concept visant à adapter un profil aux conditions de vol en utilisant des nervures adaptatives munis de 14 actionneurs positionnés de manière angulaire (*voir* Figure 2.5). Joo et Sanders (2009) ont également développé un concept d'adaptation du profile en utilisant des mécanismes internes limités en force. Leur optimisation visait à adapter une peau faite de matériaux typiques à une gamme de profils cibles. Bien que de nombreux sujets de recherche s'intéressent aux adaptations de profil, l'ajustement de la cambrure demeure le plus répandu.

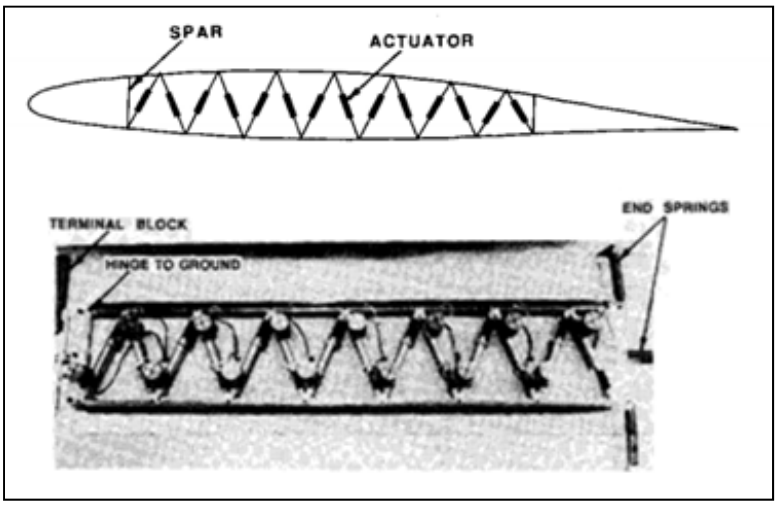


Figure 2.5 Concept de nervure adaptative composée de membrures (actionneurs)
Adaptée de Austin et al. (1994)

La plupart des études suggèrent des modifications de la cambrure par des adaptations du bord de fuite ou du bord d'attaque. Monner et al. (2000) ont d'ailleurs proposé un concept visant à adapter le bord de fuite aux conditions de vol. Cette application utilise un système de nervures articulées afin de modifier la cambrure de l'aile. Ce concept a démontré son efficacité et pourrait être possiblement intégré sur l'Airbus A-340 (*voir* Figure 2.6). Pecora et al. (2011), qui sont partenaires pour le présent projet CRIAQ MDO 505, ont développé un concept similaire de bord de fuite adaptatif visant une augmentation de la portance. Ce système sera également intégré à notre maquette et testé dans le cadre des tests en soufflerie.

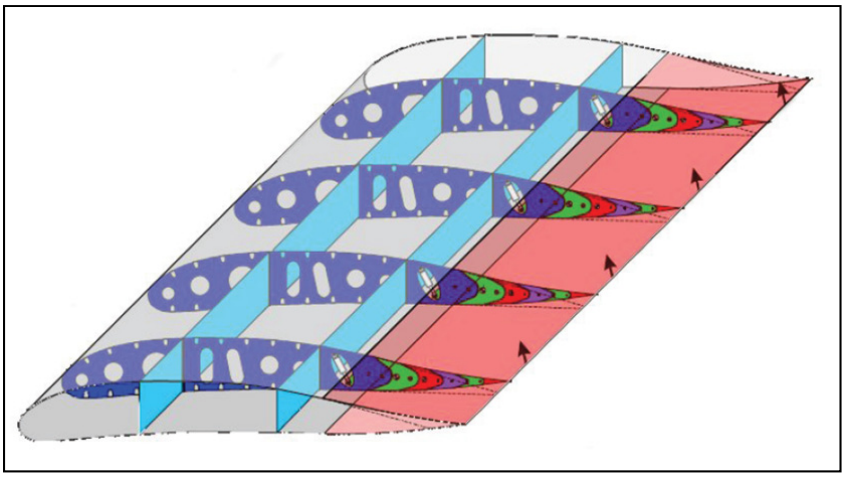


Figure 2.6 Adaptation de la cambrure avec le bord de fuite
Tirée de Monner et al. (2000)

2.2 Les peaux déformables

Plusieurs solutions d'ailes adaptatives ont été développées au cours des dernières décennies, mais comme le mentionne Thill et al. (2008), peu considèrent le besoin d'une peau flexible qui a également la capacité de soutenir une charge aérodynamique réelle de vol. Plusieurs proposent des solutions comme des matériaux déployables, des composites à matrice flexible ou différents concepts de peau comportant des alliages à mémoire de forme. Peu d'intérêt est pour l'instant attribué à ces concepts car leur haute flexibilité diminue leur potentiel afin de soutenir d'importantes charges et ainsi d'être utilisés pour des structures primaires aéronautiques. Les élastomères ont grandement été considérés comme une solution notamment pour leur trop grande flexibilité. Keihl et al. (2005) ont cependant démontré que les élastomères ne sont pas de bons candidats pour supporter les charges aérodynamiques ou encore transmettre ces charges aux structures sous-jacentes. Kikuta (2003) a également testé la viabilité différents types de polyuréthane et co-polyester en prenant en compte les requis pour des applications structurelles en aéronautique. Aucun des matériaux selectionnés ne s'est avéré être un bon candidat. Certains matériaux anisotropes extrêmes ont cependant présenté de bonnes propriétés. Yokozeki et al. (2006) ont proposé un matériau composite à anisotropie extrême en combinant un composite ondulé très flexible pour la direction transversale et renforci de tiges de carbone dans la direction longitudinale (*voir* Figure 2.7).

Un caoutchouc flexible a été utilisé afin que la surface exposée à l'écoulement soit très lisse. Les tiges de carbone ont démontré leur efficacité en offrant une grande rigidité longitudinale sans toutefois nuire à la flexibilité transversale.

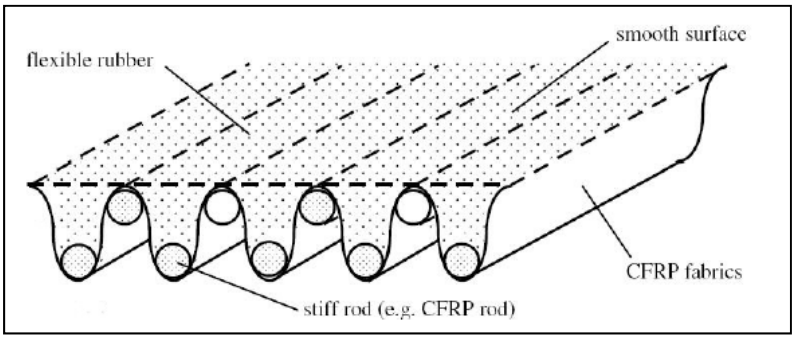


Figure 2.7 Plaque de composite ondulé renforcies avec des tiges de carbone
Tirée de Yokozeki et al. (2006)

Murugan et al. (2012) ont développé une technique d'optimisation permettant de minimiser la rigidité dans le plan et de maximiser la rigidité en flexion en variant la distribution de la fraction volumique de fibres dans le laminé. La fraction volumique des fibres est utilisée comme variable de conception pour un nombre variable de segments du composite. Ces segments sont optimisés pour chaque couche du laminé en modifiant les fractions volumiques de la fibre et de la matrice grâce à une représentation par volume élémentaire (*voir* Figure 2.8). Bien que complexe à fabriquer, ce concept est toutefois intéressant pour des applications d'ailes adaptatives pour son grand potentiel anisotrope lui permettant notamment des déflections hors-plan réduite de 30% pour une flexibilité dans le plan augmentée de 47%.

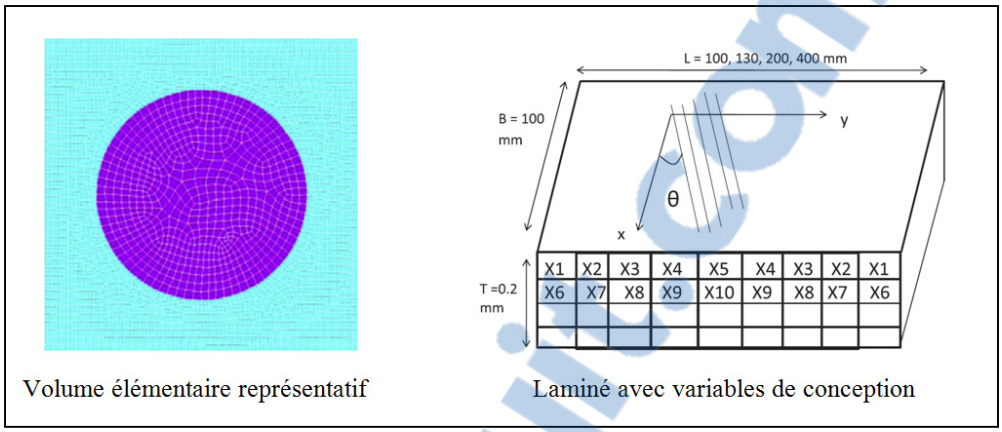


Figure 2.8 Fraction volumique de fibre comme variable de conception
Adaptée de Murugan et al. (2012)

L'utilisation de matériaux composites typiques a également été mise de l'avant par différentes techniques permettant d'adapter la raideur. Des méthodes d'optimisation topologique ont été développées par Pastor et al. (2006) et Reich et al. (2007) afin de déterminer la distribution de matériau maximisant la rigidité en flexion tout en augmentant la flexibilité dans le plan. Ces méthodes sont d'ailleurs beaucoup plus intéressantes en raison des matériaux utilisés et des techniques de fabrications qui sont adaptées pour des applications aéronautiques. Joo, Reich et Westfall (2009) ont optimisé un panneau sandwich par optimisation topologique et fabriqué celui-ci par prototypage rapide (*voir* Figure 2.9). Ils ont démontré le potentiel de ces panneaux pour des ailes adaptatives afin de maximiser la rigidité en flexion tout en diminuant celle dans le plan, réduisant considérablement les forces d'actionnement.

Rapport-Gratuit.com

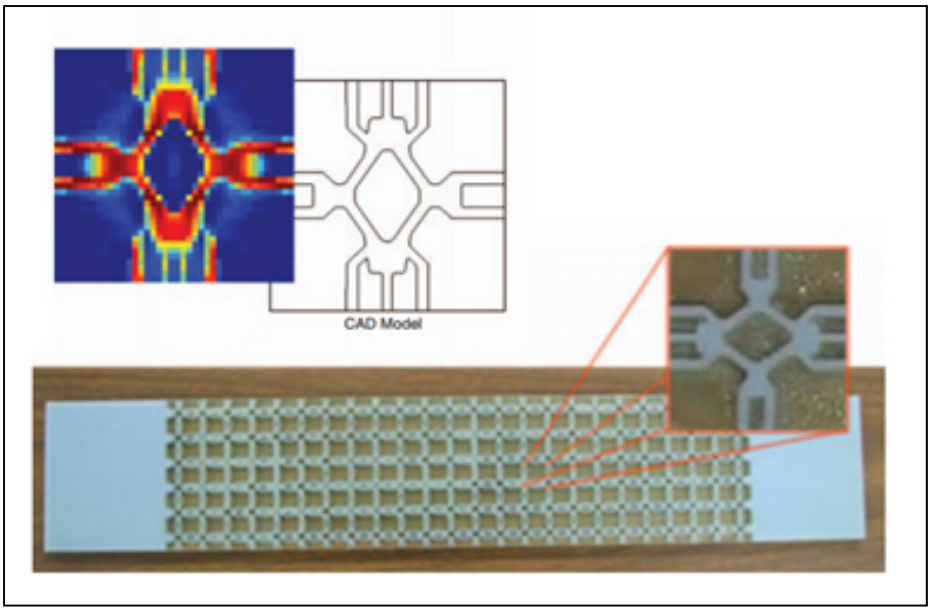


Figure 2.9 Panneau sandwich développé par optimisation topologique
Adaptée de Joo, Reich et Westfall (2009)

2.3 Conception d'aile en composite

La conception d'une aile se fait généralement en trois grandes étapes. Au départ, une conception préliminaire est réalisée. À cette étape, la forme de l'aile et les dimensions générales sont déterminées. L'aile est généralement idéalisée à cette étape en une structure à paroi mince. Le comportement en flexion et en torsion est étudié suivant la théorie des poutres à section fermée. C'est également à cette étape que sont estimés les cas de chargements de l'aile.

La deuxième étape est une conception détaillée où une analyse statique des composantes (peau, longeron, nervures) et une analyse dynamique de l'aile complète sont réalisées. Cette étape est ensuite mise en boucle avec la dernière étape, l'optimisation, où le dimensionnement et le positionnement de tous les éléments de l'aile sont réalisés. La revue qui suit met l'emphase sur les deux dernières étapes, soit la conception détaillée et l'optimisation puisqu'ils seront traités dans les travaux contenus dans ce mémoire.

2.3.1 Les méthodes analytiques

Avant l'arrivée des ordinateurs, des méthodes analytiques furent développées pour la conception des ailes d'avion. Encore aujourd'hui, ces méthodes sont grandement utilisées. Bruhn et Bollard (1973) ont rédigé un ouvrage grandement utilisé dans le milieu de l'industrie aéronautique. Il contient notamment les équations et les techniques typiquement utilisées à la conception et à l'analyse des structures aéronautiques. Son contenu vise surtout le calcul des structures métalliques. Parmis ce genre d'ouvrage, Niu (1997) propose également de bonnes méthodes pour le dimensionnement et l'analyse des structures aéronautiques, notamment avec un chapitre entièrement dédié aux structures en composite. Il a également consacré un ouvrage complet à la conception des structures en composite (Niu, 2008). Avec le développement des méthodes numériques, les méthodes de calcul analytique contenues dans ces références sont couramment utilisées pour la création de programmes ou de feuilles de calculs qui sont souvent mis en boucle avec les méthodes par éléments finis.

2.3.2 Méthodes par éléments finis

Les méthodes par éléments finis (FEM) sont de nos jours très répandues et leur utilisation représente des gains monétaires majeurs pour les industries. De nombreux codes sont pré-développés par des compagnies et prêts à l'utilisation. Comme la plupart de ces codes sont commerciaux, ils sont souvent protégés de toute modification ou relecture de l'utilisateur. Cependant, les équations et les méthodes généralement utilisées pour développer ces codes peuvent être retrouvés dans les textes d'auteurs comme Zienkiewicz et Taylor (1977). La méthode par éléments finis consiste en un «prétraitement qui est utilisé comme entrée au code lui même, qui construit et résoud un système matriciel linéaire ou non-linéaire de l'équation (2.1)» (Roylance, 2001).

$$K_{ij}\, u_i = f_i \tag{2.1}$$

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

où K représente la matrice rigidité et u les déplacement associés aux forces extérieures f appliquées aux noeuds du maillage. La méthode par éléments finis a l'avantage de fournir des résultats fiables très tôt dans les processus de conception sans faire intervenir des tests expérimentaux. Sarawit et al. (2003) ont montré que les méthodes d'analyse non-linéaire par éléments finis pour des plaques minces en flambage et en vibration prédisent des résultats concordant avec les résultats expérimentaux. Certains logiciels commerciaux comme Nastran (MSC-Software, 2010) ont également démontré une grande utilitée dans le développement de structures aéronautiques. Chitte, Jadhav et Bansode (2013) ont démontré la possibilité d'optimiser une structure qui satisfait les critères de résistance et de stabilité sans toutefois faire intervenir de coûts expérimentaux. Schmeier (2002) a également démontré l'efficacité de Nastran en tant qu'outil afin de valider la certification d'une structure existante ayant subit des modifications ou adaptations post-fabrication. Ainsi, à partir d'une aile préalablement testée, il fut démontré qu'une structure similaire fiable peut être conçue rapidement et sans coût expérimental supplémentaire à partir seulement d'une analyse comparative au modèle existant.

Les avantages qu'offrent les méthodes par éléments finis ont permis des applications encore plus importantes pour la conception de structures aéronautiques sous environnement multidisciplinaire. Taylor, Weisshaar et Sarukhanov (2006) ont démontré que les outils de conception par éléments finis permettent d'améliorer la génération de résultats et aident à la prise de décision. Ainsi, ces méthodes peuvent être utilisées en faisant évoluer un concept en se basant sur des analyses préliminaires duquel le design est modifié successivement en N-phases par différentes boucles d'optimisations et d'analyses par éléments finis (*voir* Figure 2.10).

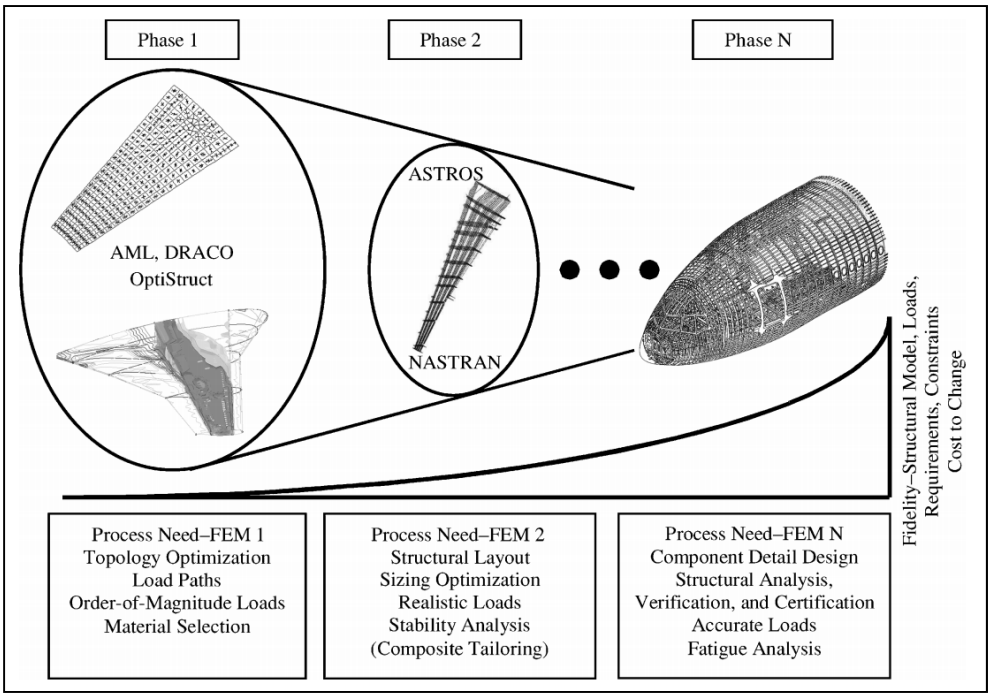


Figure 2.10 Conception en N-Phase impliquant les FEM
Tirée de Taylor, Weisshaar et Sarukhanov (2006)

Ainsi, l'usage des éléments finis et des méthodes numériques facilitent les méthodes de conception en les décomposant en plusieurs étapes successives. Schut, Van Tooren et Berends (2008) proposent d'ailleurs une interface de décomposition méthodique (*voir* Figure 2.11) permettant une approche très linéaire dans la conception de produit aéronautique. Leurs travaux mettent l'emphase sur la combinaison et l'interaction des outils à chaque niveau spécifique de conception et assurent un lien ordonné des résultats entre ces différents niveaux de conception pour une application sur une aile d'avion. Cette approche permet une accessibilité et une traçabilité des résultats tout au long du processus de conception. Liu, Haftka et Akgün (2000) ont d'ailleurs démontré l'efficacité d'une approche en deux niveaux (aile et panneau) d'une optimisation d'aile en composite. Cette approche permit une optimisation simultanée en utilisant les éléments finis au niveau «aile» afin de déterminer le nombre de plis et un algorithme génétique au niveau «panneau» permettant d'optimiser l'empilement de ces plis afin de maximiser le comportement en flambage du laminé.

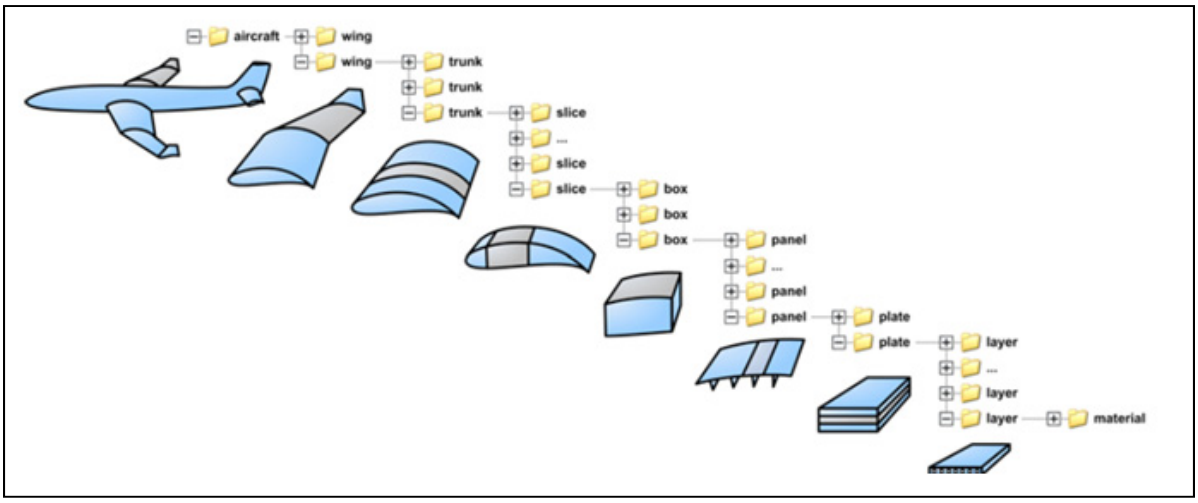


Figure 2.11 Schématisation d'une décomposition méthodique de conception d'une aile
Tirée de Schut, Van Tooren et Berends (2008)

L'intégration des éléments finis permit également le développement des approches d'optimisation mutidisciplinaire qui sont de plus en plus utilisées. Laban et Arendsen (2010) proposent un chapitre entier dédié à l'optimisation multidisciplinaire d'une aile. Ce type «d'approche multidisciplinaire tôt dans la phase de conception est le meilleur prérequis pour une structure optimisée sans grandes pénalités ou surprises dans les phases finales de conception» (Anhalt, Monner et Breitbach, 2003). L'optimisation multidisciplinaire se fait par l'automatisation de différents outils de conception et d'optimisation qui sont couplés afin d'assurer une optimisation évolutive entre les différentes disciplines impliquées. Ainsi, l'optimisation de la structure d'une aile se fait en couplant les outils de calcul aérodynamique, de dynamiqne de vol, de propulsion, de masse, etc., aux logiciels de conception par éléments finis qui sont eux mêmes couplés à des outils d'analyse par éléments finis (FEA) comme Nastran et à différents algorithmes d'optimisation. Cela permet de traiter efficacement de nombreuses variables de conception lors de l'optimisation d'une aile d'avion (*voir* Figure 2.12). Schumacher et al. (2009) ont démontré l'efficacité de cette méthode en optimisant un caisson de voilure dans un cycle réel de conception d'avion plus rapidement qu'avec les techniques traditionnelles. Une fonctionnalité appelée *External Server* était mis en boucle avec l'optimisation Nastran, ce qui permit d'intégrer directement les spécifications du calcul de flambage de la compagnie Fairchild Dornier à leur modèle. L'intégration des outils pre- et

post-traîtement a également permis d'automatiser le processus d'optimisation en prenant en compte des charges aérodynamiques représentatives et en incluant les requis aéroélastiques.

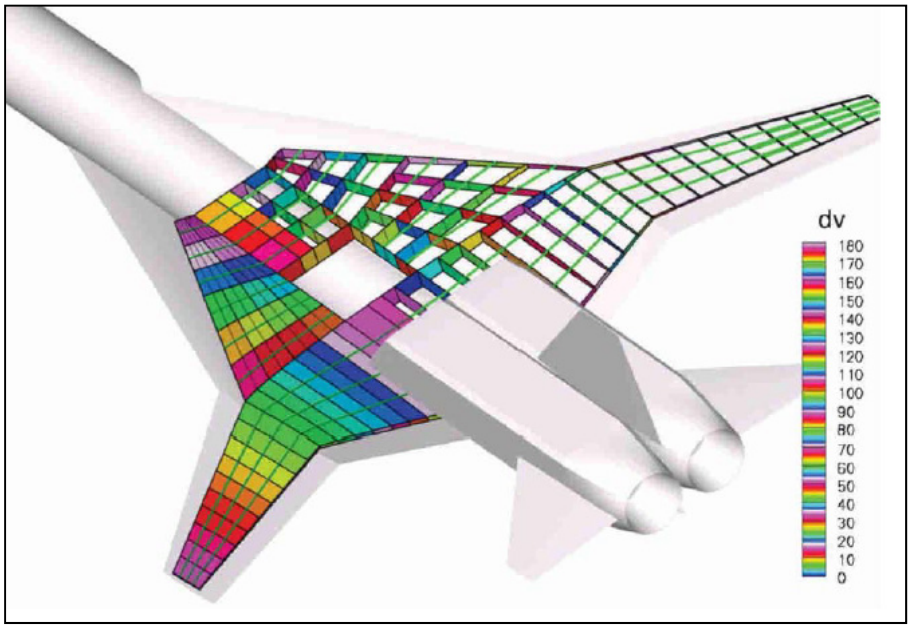


Figure 2.12 Représentation d'un FEM d'ailes avec plusieures variables de conception (DV)
Tirée de Laban et Arendsen (2010)

2.4 Optimisation structurale

L'accessibilité et le développement des logiciels FEM et FEA des dernières décennies ont permis d'intégrer des modules d'optimisation directement dans les logiciels par éléments finis. Comme l'optimisation structurelle est un sujet mature et très répandu, seulement l'optimisation basée sur la méthode des éléments finis sera ici considérée. L'optimisation structurelle se formule toujours par la nécessité de minimiser ou maximiser une fonction objective soumise à une ou plusieurs contraintes. La résolution de tels problèmes se fait en modifiant une variable indépendante, appelée variable de conception, dont l'objectif et les contraintes sont dépendantes. Ainsi, la formulation mathématique générale des problèmes d'optimisation structurale se définit comme montrée à l'équation (2.2) (Saitou et al., 2005).

$$\begin{aligned} \min \quad & f(x) \\ \text{Soumis à:} \quad & g(x) \leq 0 \\ & h(x) = 0 \\ & x \in D \end{aligned} \tag{2.2}$$

où *f(x)* représente la fonction objective, la variable *x* représente la ou les variables de conception, *g(x)* et *h(x)* représentent des contraintes d'optimisation. La variable *x* constitue un vecteur appartenant à un certain domaine *D* limitant les valeurs admissibles des variables de conception. Les fonctions *f(x)*, *g(x)* et *h(x)* sont quant à elles des fonctions vectorielles dépendantes de la variable de conception. Ainsi, la modification de la variable de conception, qui correspond souvent à un paramètre géométrique, tend à satisfaire au mieux la fonction objective (minimiser ou maximiser la fonction) tout en respectant les contraintes imposées. Par exemple, la fonction objective *f(x)* pourrait représenter la masse à minimiser qui serait dépendante de la variable de conception x représentant une dimension quelconque (épaisseur, longueur, largeur, etc). Cette dimension aurait également une influence sur les fonctions *h(x)* et *g(x)* qui pourraient représenter des caractéristiques structurales comme la contrainte admissible du matériau et le déplacement statique d'un point donné de la structure dont les valeurs admissibles seraient à respecter.

Il existe donc plusieurs formulations de l'équation 2.2 qui dépend généralement du type d'analyse et du domaine d'application ou de recherche. Ainsi, la fonction à optimiser peut se résoudre en analyse statique linéaire, en analyse non-linéaire, en analyse des valeurs propres (flambage, mode normaux), en analyse vibratoire, en régime transitoire ou encore pour des applications multiphysiques. L'optimisation peut également dépendre d'une ou plusieurs variables de conception. Pour ces raisons, il existe différentes approches et méthodes afin de résoudre ces types de problèmes d'optimisation.

2.4.1 Les algorithmes

Les différents types d'optimisation requièrent l'usage de méthodes variées afin d'assurer la résolution de ces problèmes. Deux méthodes de résolution sont prédominantes pour les optimisations structurales. Dans un premier temps, les méthodes basées sur le gradient sont les plus utilisées afin de résoudre des problèmes d'optimisation à simple objectif. Cette méthode tend à minimiser une fonction objective différentiable en modifiant les variables de conception dont elle est composée. Les variables de conception sont donc modifiées en suivant la direction ayant la plus grande descente, ou plus grand gradient, permettant d'atteindre le minimum de la fonction objective tout en satisfaisant les contraintes. «L'optimisation est stoppée lorsque la condition de convergence, le critère Kuhn-Tucker, est satisfaite» (Van der Velden et Koch, 2010). Bien que la méthode basée sur les gradients soit très efficace, il s'avère parfois que les critères de convergence sont atteints avant d'avoir trouvé le minimum global d'une fonction. Ainsi, le résultat obtenu est grandement dépendant des valeurs de départ choisies pour l'optimisation et cela peut engendrer une convergence rapide vers des minimums locaux plutôt que vers le minimum global de la fonction. Ce phénomène indésirable diminue la fiabilité de cette méthode. Il est parfois nécessaire, surtout lorsqu'une solution possède de nombreux mimimum locaux, d'utiliser d'autres techniques moins efficaces mais beaucoup plus fiables.

La deuxième méthode la plus couramment utilisée, celle-ci permettant de gérer des problèmes d'optimisation à plusieurs objectifs, est la méthode des algorithmes génétiques. Cette méthode fait partie des algorithmes évolutionnaires qui se sont grandement inspirés de la théorie de l'évolution de Darwin. Ainsi, les algorithmes génétiques servent à évaluer une population aléatoire, ou un ensemble de variables de conception, afin de trouver les individus favorisant une meilleure reproduction. Ces individus sont sélectionnés en fonction des résultats qui mènent à un meilleur respect des objectifs et des contraintes. Ils sont ensuite utilisés afin de produire une seconde génération améliorant davantage la fonction objective. Ce processus itératif se répète jusqu'à ce que la convergence soit atteinte. Cette méthode est très efficace pour traiter plusieurs objectifs à la fois et s'avère une méthode de plus en plus

utilisée dans le développement des optimisations multidisciplinaires. Elle permet d'atteindre la convergence vers le mimimum global avec beaucoup plus de fiabilité que les méthodes basées sur le gradient. Cette méthode demande toutefois de très longs temps de calcul, en partie dû au fait que la fonction objective est évaluée pour chaque individu à chacune des itérations, ce qui est un grand inconvénient.

2.4.2 Les types d'optimisation structurale

L'optimisation structurale se décrit par un changement géométrique ou de forme imposé par la modification d'une ou plusieurs variables de conception. Il existe trois types d'optimisation structurale permettant la modification géométrique d'une structure, soient l'optimisation dimensionnelle (Figure 2.13 a), l'optimisation de forme (Figure 2.13 b) et l'optimisation topologique (Figure 2.13 c). Ces trois types d'optimisation ont des approches et des applications bien distinctes.

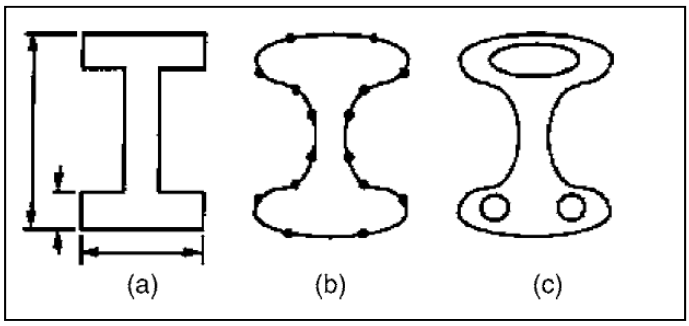


Figure 2.13 Types d'optimisation:
a) dimensionnelle b) de forme c) topologique
Tirée de Saitou et al. (2005)

Tout d'abord, l'optimisation topologique permet des changements géométriques dans un domaine de conception fixe par l'ajout de trous et de membrures afin de maximiser la rigidité d'un domaine tout en minimisant la quantité de matière. Ce type d'optimisation possède de nombreux degrés de liberté et il est donc difficile d'obtenir un concept détaillé suite à une optimisation topologique. Elle est souvent utilisée à des fins conceptuelles. Il

existe deux approches pour l'optimisation structurelle topologique, soient l'approche par éléments dicrets (Figure 2.14 a) et l'approche continue (Figure 2.14 b).

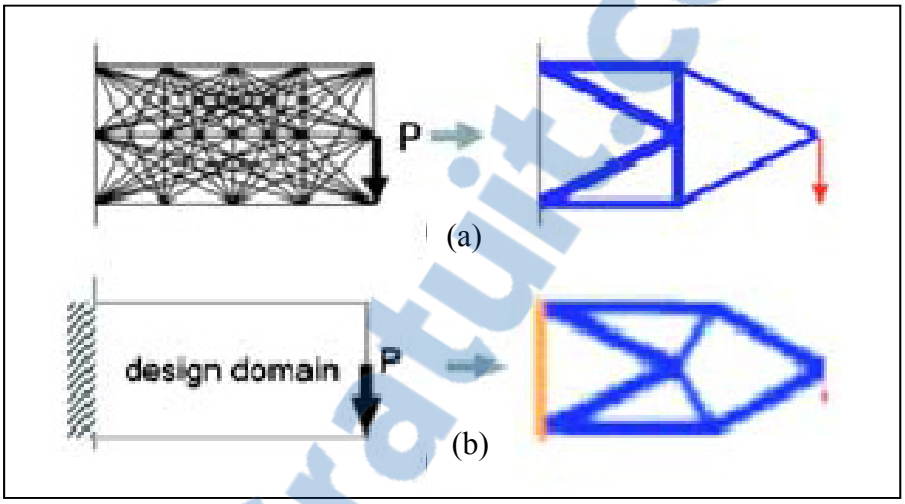


Figure 2.14 Approches pour l'optimisation structurale topologique
a) approche discrète b) approche continue
Tirée de Saitou et al. (2005)

L'approche par éléments discrets sert à optimiser une structure à partir d'un domaine composé de plusieurs membrures discrètes. Chacune de ces membrures est ainsi optimisée (épaisseur et longueur) entre zéro, signifiant une absence de la membrure, et une valeur maximale. Le résultat obtenu est donc largement dépendant du nombre de degrés de liberté (nombre de membrures) du domaine à optimiser.

L'approche continue a été introduite par Bendsøe et Kikuchi (1988) avec leur Homogenization Design Method (HDM). Bendsøe (1989) a également proposé une approche appelée Solid Isotropic Microstructure with Penalization (SIMP) qui fut par la suite développée par les travaux de nombreux chercheurs dont Yang et Chen (1996), Rozvany et al. (1993) et Sigmund (2001). La méthode SIMP est implémentée dans le logiciel d'optimisation Altair Optistruct (Altair Engineering, 2012) utilisée pour les travaux contenus dans ce mémoire. Cette approche continue fonctionne en créant du vide continu dans un domaine fini. Ainsi, en variant la densité des microstructures desquels est formé le domaine

Rapport-Gratuit.com

de conception, il est possible d'obtenir une distribution de densité de la matière nécessaire à obtenir une rigidité absolue. La densité de matière évolue donc entre 0 et 1, ce qui tend à donner une structure à membrure (haute densité) avec des vides (basse densité) comme montré à la Figure 2.14 b. Dans un processus normal de conception, ces résultats sont interprétés pour créer une structure discrète qui est par la suite optimisée en forme et en dimension.

L'optimisation dimensionnelle est quant à elle basée sur le principe du dimensionnement raffiné des géométries. Ainsi, l'optimisation dimensionnelle d'une pièce est réalisée par l'altération d'un certain nombre de paramètres géométriques (épaisseur, longueur, largeur, inertie, etc.) et seulement la valeur de ces dimensions est modifiée durant l'optimisation (*voir* Figure 2.13 a). Ce type d'optimisation est surtout utilisé afin de procéder au dimensionnement précis d'une pièce où de nombreuses contraintes de fabrication peuvent être considérées avec précision.

L'optimisation de forme permet quant à elle une modification des bordures d'une géométrie. Elle tend donc à modifier la forme d'une pièce (*voir* Figure 2.13 a). Ainsi, grâce à ce type d'optimisation il est possible de déterminer la forme optimale des sections ou des trous pour une géométrie donnée. Puisque la géométrie varie drastiquement lors de ce processus d'optimisation, un remaillage automatique de la pièce est souvent nécessaire au cours du processus d'optimisation.

2.4.3 Processus d'optimisation

Les processus d'optimisation nécessitent souvent deux ou plusieurs des types d'optimisation mentionnés précédemment. Un exemple d'optimisation complet et typique est d'abord l'usage d'une optimisation topologique afin d'évaluer grossièrement les besoins structurels d'un volume fini. S'ajoutent ensuite à ce processus les optimisations dimensionnelle et de forme qui permettent un dimensionnement plus détaillé du modèle conceptuel généré via l'optimisation topologique. Le logiciel Altair Optistruct propose d'ailleurs une interface

permettant l'intégration rapide des résultats d'un premier type d'optimisation aux étapes subséquentes d'optimisation permettant de raffiner le concept.

Buchanan (2007) propose d'ailleurs une application de ce processus d'optimisation avec Optistruct pour le développpement d'une nervure d'aile d'avion de Bombardier Aéronautique. Il est démontré que grâce à cette méthode, il est possible de minimiser la masse de la nervure de 10% de plus qu'avec les approches traditionnelles de conception. Le processus d'optimisation inclut d'abord une optimisation topologique pour déterminer la structure idéalisée. Elle est ensuite convertie en un modèle réalisable et optimisée dans une seconde boucle itérative en utilisant les méthodes d'optimisation dimensionnelle et de forme (*voir* Figure 2.15).

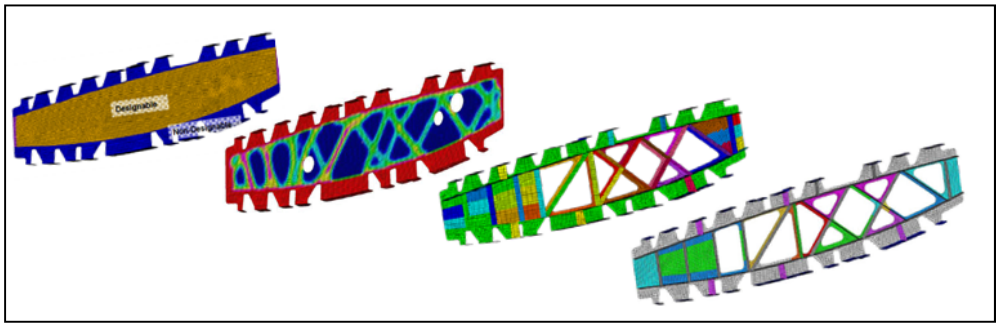


Figure 2.15 Processus d'optimisation d'une nervure
Adaptée de Buchanan (2007)

Krog, Tucker et Rollema (2002) ont également utilisé une approche très similaire à l'aide encore une fois d'Optistruct. Ce processus fut appliqué au dimensionnement d'une nervure du bord d'attaque de l'A380 de Airbus. Leur méthodologie combinait également une série d'optimisations topologique, dimensionnelle et de forme (*voir* Figure 2.16). Ils ont démontré que ce processus d'optimisation dans un milieu industriel peut être appliqué avec succès et en peu de temps. Les résultats obtenus pour cette nervure, tant pour le gain de masse réalisé que pour la rigidité et la stabilité en flambage de la pièce, se sont avérés satisfaisants. Ils mentionnent toutefois que «les designs obtenus en utilisant l'optimisation topologique sont hautement adaptés selon des cas de chargement très précis. Comme le chargement change

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

généralement lorsque le processus de conception d'un avion évolue, cela peut au final sérieusement affecter l'optimalité de la pièce optimisée» (Krog, Tucker et Rollema, 2002). Cela suggère d'être très vigilant quant à l'utilisation de ce type de processus d'optimisation et de s'assurer que la structure à l'étude présente des cas de chargements définitifs.

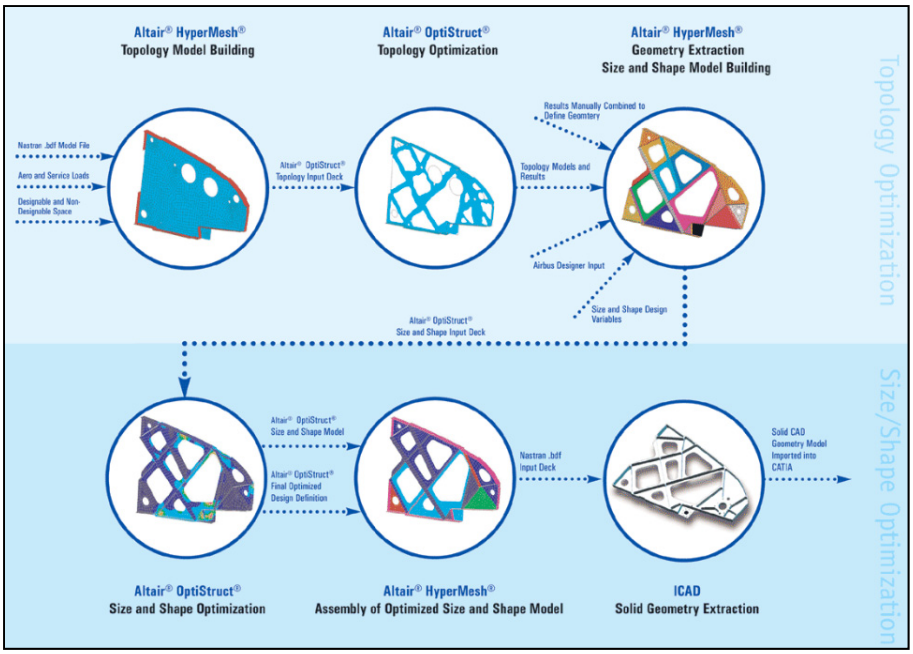


Figure 2.16 Processus d'optimisation d'une nervure de bord d'attaque
Tirée de Krog, Tucker et Rollema (2002)

2.4.4 Processus d'optimisation des structures composites

Zhou, Fleury et Dias (2008) ont également développé avec Optistruct une approche en trois étapes adaptée aux structures en composite. Tout d'abord, une optimisation appelée *Free-Size* est réalisée afin de déterminer l'aspect conceptuel de la structure. Ainsi, une coque mince en composite d'épaisseur variable est obtenue. L'optimisation *Free-Size* est en quelque sorte un type de topologie spécifique aux éléments coques. Elle est réalisée sur une base élémentaire, où chaque élément comprend une ou plusieurs variables de conception (l'épaisseur ou l'orientation des plis). Les éléments d'une coque peuvent ainsi être localement optimisés (en assurant une certaine continuité avec les éléments adjacents) de façon à former des grappes

d'éléments ou encore des poches. Cela tend à créer des distributions variables de plis adaptées aux contraintes structurales. Tout comme l'optimisation topologique, l'optimisation free-size est très sensible aux cas chargements utilisés.

Un second modèle est ensuite généré automatiquement à partir des distributions de plis obtenues lors de l'optimisation *Free-Size*. La forme de ces plis nécessite toutefois une simplification manuelle afin de faciliter la fabrication. Ainsi une structure comportant différentes zones est obtenue par superposition de ces plis. Une optimisation dimensionnelle est ensuite réalisée pour raffiner le design. L'optimisation à cette étape est beaucoup plus discrète et prend en considération plus de contraintes structurales (flambage, critère de rupture, etc). La dernière étape est l'optimisation de l'empilement des plis en prenant en compte les contraintes structurales et de fabrication, mais également les contraintes concernant les lois de l'empilement des plis. Ces contraintes peuvent être adaptées aux règles de conception de structures en composite généralement utilisées par l'industrie. Il est donc possible de contrôler le nombre maximal de plis successifs, de coupler les plis ±45° afin de balancer un laminé, d'imposer des séquences de plis précises ou encore d'imposer la symmétrie.

Zhou, Fleury et Kemp (2010) ont démontré le plein potentiel de cette méthode en trois étapes pour des applications aéronautiques dans un environnement réel de conception Bombardier Aéronautique. La méthode composite fut appliquée à l'optimisation d'une aile typique en composite (*voir* Figure 2.17). Ils ont montré la capacité de cette méthode à maximiser le plein potentiel du composite tout en réduisant de façon significative le processus de conception. Ils ont également montré la facilité avec laquelle les résultats finaux sont intgérés aux formats des outils d'analyse de Bombardier (documents digitaux, feuilles de calculs, etc). Cette méthodologie assure une grande communication tout au long du processus d'optimisation avec les outils de conception déjà en place de Bombardier et assure ainsi une bonne répétabilité de la méthode et des analyses de qualification finale de la pièce.

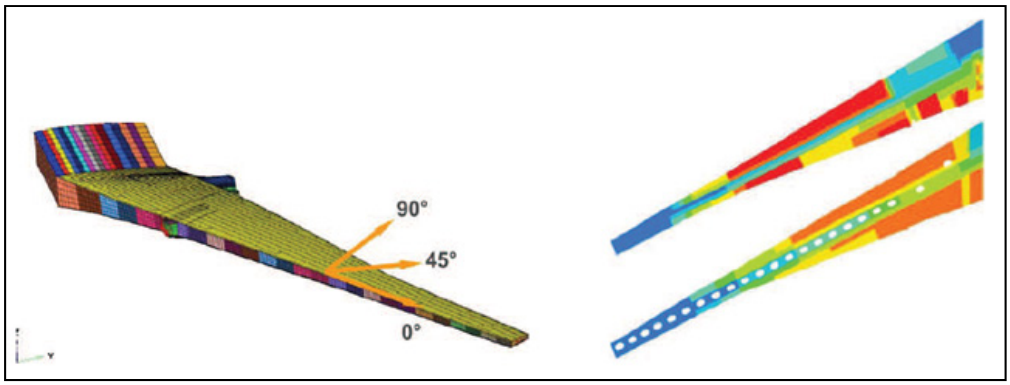


Figure 2.17 Application de l'Optimisation Composite Optistruct pour une aile
Adaptée de Zhou, Fleury et Kemp (2010)

2.5 Validation analytique

Les validations analytiques typiquement utilisées s'inspirent grandement des références déjà citées pour les méthodes analytiques de conception d'ailes à la section 2.3.1. Parmi les plus utilisées, on note les ouvrages de Bruhn et Bollard (1973) et de Niu (1997) qui proposent des méthodes de calcul et de dimensionnement efficaces pour les structures aéronautiques. Parmi les bonnes références de calculs analytiques pour les structures en composite, on note d'abord l'ouvrage de Kollár et Springer (2003) qui contient de nombreuses équations et méthodes utiles au calcul des structures en composite. Kassapoglou (2013) offre également un ouvrage similaire en proposant des applications aéronautiques. Ces deux dernières références proposent de bonnes méthodologies au calcul de structures composites et les équations des sections qui suivent proviennent en majeure partie de ces ouvrages. Finalement, Niu (2008) a également consacré une oeuvre entière à la conception de structure aéronautique en composite. Cet ouvrage, bien qu'exclusivement dédié à la conception, recense bon nombre de pratiques et de méthodes de fabrication ou d'assemblage appliquées aux structures composites. Cela permet entre autre d'orienter les techniques à considérer ou encore les méthodes de calculs à favoriser pour un éventail de cas précis. Comme le calcul analytique de structures composites est un sujet très large, la revue qui suit met surtout l'emphase sur les cas de validations analytiques réalisés au cours de ce projet, soient le flambage, le résistance du laminé et l'analyse des joints boulonnés. Cette revue sommaire permettra de faire le lien avec les calculs effectués au chapitre 6 de ce mémoire.

2.5.1 Flambage

2.5.1.1 Flambage en bicompression

Le flambage d'une peau en composite est fortement dépendant du type de fixation de celle-ci. Pour une structure aéronautique, une peau est généralement supportée par plusieurs éléments structuraux tels que les raidisseurs, les nervures ou encore les longerons. Le terme panneau est utilisé pour désigner les segments (généralement rectangulaires) de la peau compris entre ces éléments structuraux servant de support. Le panneau est souvent considéré comme étant simplement supporté sur tous ses côtés. Lorsqu'un panneau est soumis à des efforts de compression biaxiaux N_x et N_y (*voir* Figure 2.18), le flambage est susceptible de se produire. Sous ce type de chargement, le panneau peut entrer en flambage suivant m et n modes pour les directions x et y lorsque la charge critique admissible est atteinte. Ce facteur de charge critique, λ_n, est fonction des charges N_x et N_y, du ratio des dimensions a et b de la plaque, de l'épaisseur et de l'empilement des plis. Ces deux derniers se traduisent pour le calcul par la matrice de flexion du laminé, soient les termes de la matrice $[D_{ij}]$ comme le montre l'équation (2.3) (Kóllar et Springer, 2003).

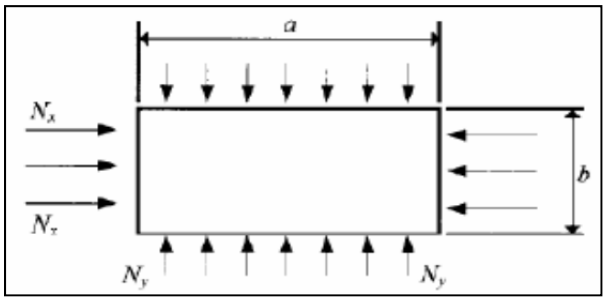


Figure 2.18 Cas de chargement biaxial
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

$$\frac{\lambda_n^{(m,n)}}{\pi^2} = \frac{D_{11}(m/a)^4 + 2(D_{12}+2D_{66})(m/a)^2(n/b)^2 + D_{22}(n/b)^4}{(m/a)^2 N_x + (n/b)^2 N_y} \tag{2.3}$$

L'équation (2.3) est résolue pour les valeurs de demi-ondes sinusoïdales *m* et *n* minimisant le coefficient critique de flambage pour un ratio a/b donné. En manipulant cette équation, il est possible de déduire la forme simplifiée de la charge axiale critique selon l'équation (2.4) (Kóllar et Springer, 2003).

$$N_{x,cr} = \frac{K_y\sqrt{D_{11}D_{22}}}{b^2} + \frac{2\pi^2 n^2 (D_{12}+2D_{66})}{b^2} \tag{2.4}$$

$$n = \sqrt{2\left(\sqrt{\frac{E_1}{E_2} - v_1}\right) + \frac{E_1}{G}} \geq 1 \tag{2.5}$$

La charge de bicompression critique $N_{x,cr}$ est fonction de deux nouveaux paramètres, soient *n* et K_y. Le facteur *n* présenté à l'équation (2.5) dépend des modules anisotropiques équivalents du panneau à l'étude et sa valeur minimale est de 1. Ce facteur représente le nombre de demi-onde sinusoïdale formée lors du premier mode de flambage du panneau. Ce facteur assure la valeur minimale de la charge admissible de bicompression. Le coefficient de flambage de bicompression K_y est quant à lui fonction des courbes de la Figure 2.19.

La charge de bicompression admissible calculée ainsi correspond à la charge maximale à respecter afin d'éviter le flambage d'un panneau soumis à de la compression pure et s'exprime en *N/mm*. Elle dépend notamment de la charge N_y, du ratio *a/b* du panneau et des termes de la matrice de flexion du laminé $[D_{ij}]$.

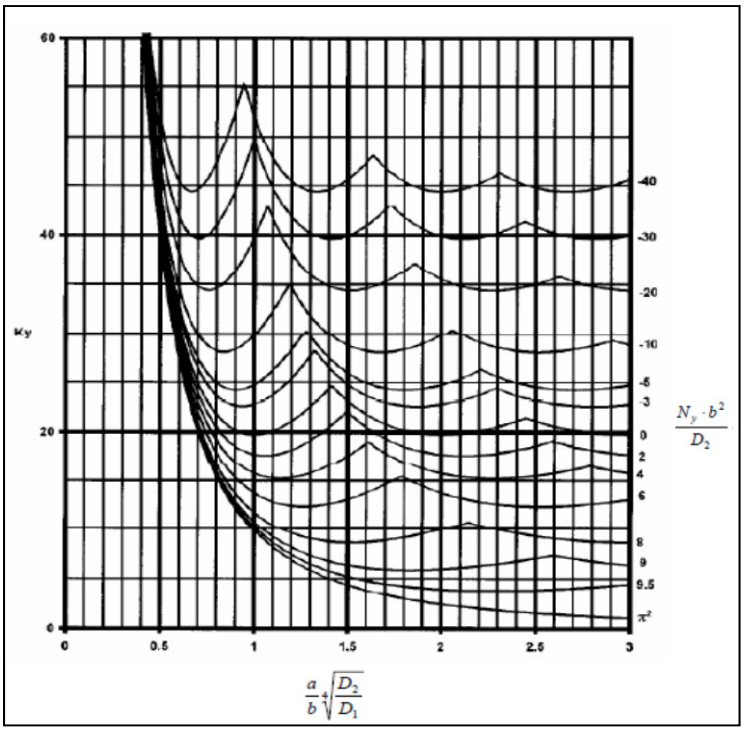


Figure 2.19 Coefficient de flambage de bicompresion K_y
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

2.5.1.2 Flambage en cisaillement

De façon similaire, une charge de cisaillement *Nxy* (*voir* Figure 2.20) peut contribuer ou entrainer le flambage d'un panneau par cisaillement pur. Le flambage dépend encore une fois des coefficients de la matrice de flexion $[D_{ij}]$ du laminé et du ratio a/b du panneau. Le calcul de la charge admissible de flambage en cisaillement pur est montré à l'équation (2.6) où le coefficient de flambage en cisaillement (K_s) est fonction de la variable Γ présentée à l'équation (2.7) (Kóllar et Springer, 2003). Cellle-ci prend en compte les effets flexion-torsion du laminé et dépend de la matrice de flexion $[D_{ij}]$ du laminé. Le coefficient K_s est déterminé grâce aux courbes de la Figure 2.21 fonction de la variable Γ, du ratio *a/b* du panneau et des termes de la matrice de flexion du laminé $[D_{ij}]$.

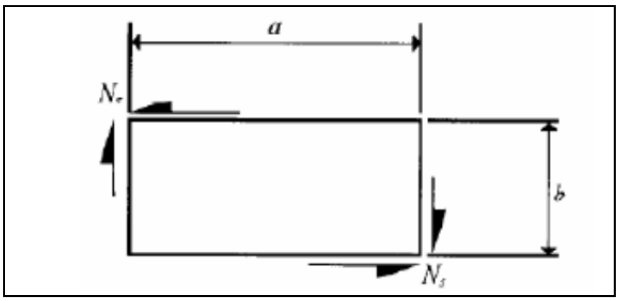


Figure 2.20 Cas de chargement en cisaillement
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

$$N_{s,cr} = K_s \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3} \tag{2.6}$$

$$\Gamma = \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \tag{2.7}$$

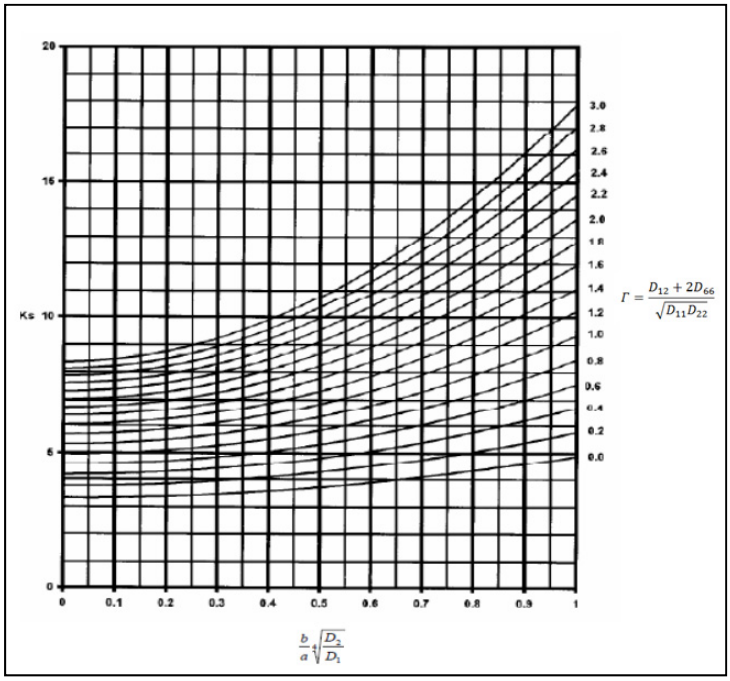


Figure 2.21 Coefficient de flambage en cisaillement K_s
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

2.5.1.3 Interaction compression-cisaillement

Comme les panneaux sont souvent soumis à deux chargements (compression et cisaillement) à la fois, il existe une fonction d'interaction afin de quantifier la marge de sécurité en flambage pour l'action combinée de ces chargements. D'abord, le ratio de compression critique R_L dû aux contraintes axiales de bicompression et le ratio de cisaillement critique R_s sont calculés à partir des équations (2.8) (Bruhn et Bollard, 1973).

$$R_L = \frac{N_x}{N_{x,cr}} \qquad R_s = \frac{N_s}{N_{s,cr}} \tag{2.8}$$

Où les charges N_x et N_s représentent les charges calculées pour un panneau donné et les charge $N_{x,cr}$ et $N_{s,cr}$ sont les charges admissibles discutées aux sections 2.5.1.1 et 2.5.1.2. L'intéraction qui existe entre ces deux ratios de chargement est présentée à l'équation (2.9). Il est à noter que la valeur de R_L est positive lorsqu'en compression et négative lorsqu'en tension. L'expression de la marge de sécurité (*M.S.*) d'un panneau soumis à des charges combinées de bicompression et de cisaillement est déterminée à partir l'équation (2.10) (Bruhn et Bollard, 1973).

$$R_L + R_s^2 = 1 \tag{2.9}$$

$$M.S. = \frac{2}{R_L + \sqrt{R_L^2 + 4R_s^2}} \tag{2.10}$$

La relation exprimée à l'équation (2.10) correspond à la courbe *M.S.=0* de la Figure 2.22. Une marge de sécurité négative représente une combinaison compression-cisaillement entrainant le flambage. Une marge de sécurité positive garantie la stabilité d'un panneau pour la combinaison de charge donnée. La ligne rouge de la Figure 2.22 délimite les régions de combinaison tension-cisaillement (gauche) et compression-cisaillement (droite). Les valeurs

Rapport-Gratuit.com

situées sur la ligne rouge représentent les cas de cisaillement pur alors que les valeurs situées sur l'axe R_L positif représentent les cas de compression pure.

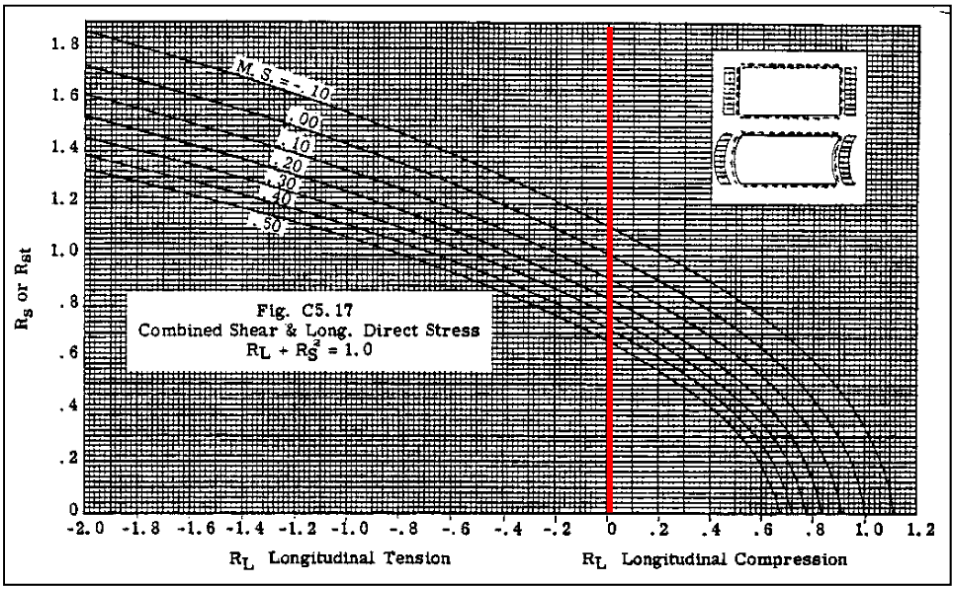


Figure 2.22 Marge de sécurité pour les chargements combinés (compression-cisaillement)
Adaptée de Bruhn et Bollard (1973)

2.5.2 Résistance du laminé

Comme plusieures théories existent pour quantifier la rupture d'un matériau composite, seulement les théories utilisées dans le cadre de ce projet de recherche seront développées. D'abord, le critère de rupture de Tsai-Wu est utilisé pour les présents travaux lors de l'optimisation par éléments finis. Ce critère est «basé sur la théorie des tenseurs de contraintes et prend en compte que le composite possède différentes résistances en tension et compression» (Kassapoglou, 2013). Il permet d'évaluer la rupture d'un laminé par une fonction quadratique en prenant en compte l'interaction entre les différents plis qui le composent. Son utilisation nécessite les admissibles du matériau pour chaque direction en tension (X_T et Y_T), en compression (X_C et Y_C) et en cisaillement (S_{12}) provenant de tests expérimentaux. Le critère de rupture Tsai-Wu stipule qu'aucune rupture ne se produit lorsque l'inéquation (2.11) est respectée (Baker, Dutton et Kelly, 2004).

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1$$

Où

$$F_2 = \frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C}; \quad F_2 = \frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C}; \quad F_{11} = -\frac{1}{X_T X_C} \tag{2.11}$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_T Y_C}\ ; \quad F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2}$$

et

$$F_{12} = f^1\sqrt{F_{11}F_{22}} \quad \text{où} \quad -1.0 \leq f^1 \leq 1.0$$

Afin de quantifier la résistance d'un matériau composite, il est également possible de considérer l'élongation ε du matériau plutôt que directement la contrainte σ, comme c'est le cas pour les matériaux isotropes. En effet, la loi de Hooke permet de prédire une contrainte par le produit du module élastique E et de la déformation comme le montre l'équation (2.12).

$$\sigma = E\varepsilon \tag{2.12}$$

Or, puisque le module élastique dépend fortement de l'orientation de la fibre pour un matériau composite, chaque pli est contraint à un niveau différent dû à la variation de l'orientation des fibres. Comme le montre la Figure 2.23, la déformation relative est plus adéquate pour quantifier la résistance d'un laminé plutôt que la contrainte puisque cette dernière n'évolue pas de façon linéaire entre les différentes couches de composite. L'élongation maximale peut être utilisée pour quantifier la résistance d'un laminé en la comparant directement avec l'élongation admissible du matériau. L'élongation maximale est utilisée pour la validation analytique de la résistance du laminé présentée au chapitre 6. Cette méthode est notamment utilisée en raison des données admissibles du matériau qui furent fournis sous forme d'élongation par Bombardier Aéronautique (BA).

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

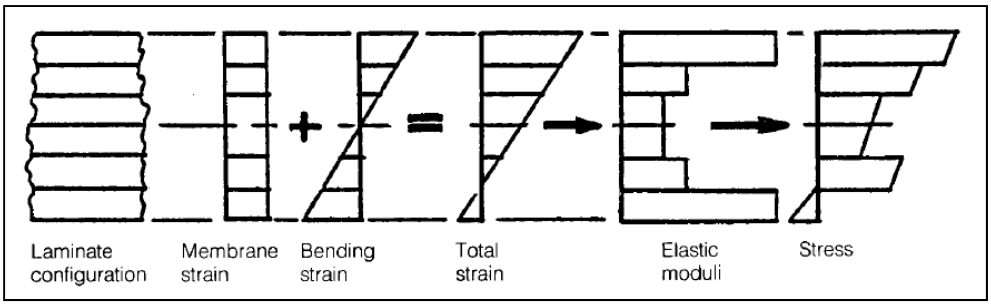


Figure 2.23 Variation du module d'élasticité et de la contrainte selon le pli
Tirée de Niu (2008)

Les marges de sécurité pour la résistance du laminé suivant l'approche de l'élongation maximale sont calculées selon l'équation (2.13). Elle se fait en comparant les résultats d'élongation obtenus pour chaque orientation de fibre (ε_Θ) d'un laminé aux valeurs admissibles de compression et de tension après impact (valeurs les plus conservatrices) en fonction de la composition du laminé.

$$M.S. = \frac{\varepsilon_{CAI}\ ou\ \varepsilon_{TAI}}{\varepsilon_\theta} - 1 \tag{2.13}$$

La rupture due aux élongations dépend grandement de la proportion relative des différentes orientations de pli. Afin de bien quantifier la déformation admissible en tenant compte de l'orientation des plis, la méthode graphique AML (*angle minus longitudinal*) est utilisée. La méthode AML vise à quantifier la résistance d'un laminé quasi-isotrope (composé des orientations ±45°, 0° et 90°). Une enveloppe de conception AML typique met en relation le *%±45°* en fonction du *%0°* et est représentée par la zone en blanc de la Figure 2.24. La zone en gris restreint cette enveloppe de conception selon la loi du 10%, assurant une proportion minimale de 10% de fibre pour chaque direction.

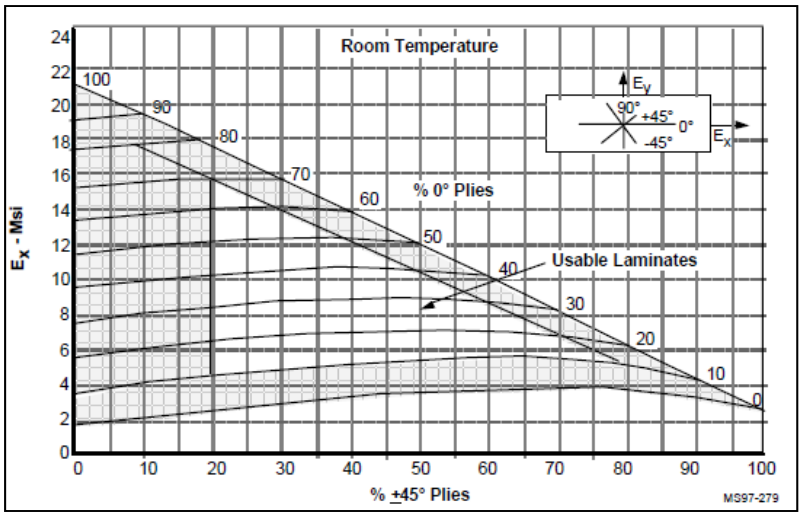


Figure 2.24 Exemple typique d'enveloppe AML
Tirée de Bailie, Ley et Pasricha (1997)

La méthode AML consiste à calculer la différence entre le pourcentage de plis ±45° et le pourcentage de plis à 0°. La méthode classique pour le calcul des AML est présenté à l'équation (2.14).

$$AML = (\%45° + \%\text{-}45°) - 0.5|\%45° - (\%\text{-}45°)| - \%0° \qquad (2.14)$$

Les AML sont utilisés afin de mettre en relation les élongations admissibles d'un laminé selon l'orientation des plis utilisés. Les résultats des déformations admissibles sont généralement issus d'une série de test en traction et en compression pour différents échantillons aux AML variables. La Figure 2.25 montre un graphique typique de courbes normalisées de déformation admissible en tension et en compression selon la valeur AML pour un composite à fibres de carbone. Un exemple est représenté sur cette figure pour un AML=30, où l'on peut lire les valeurs admissibles de déformation en tension et en compression.

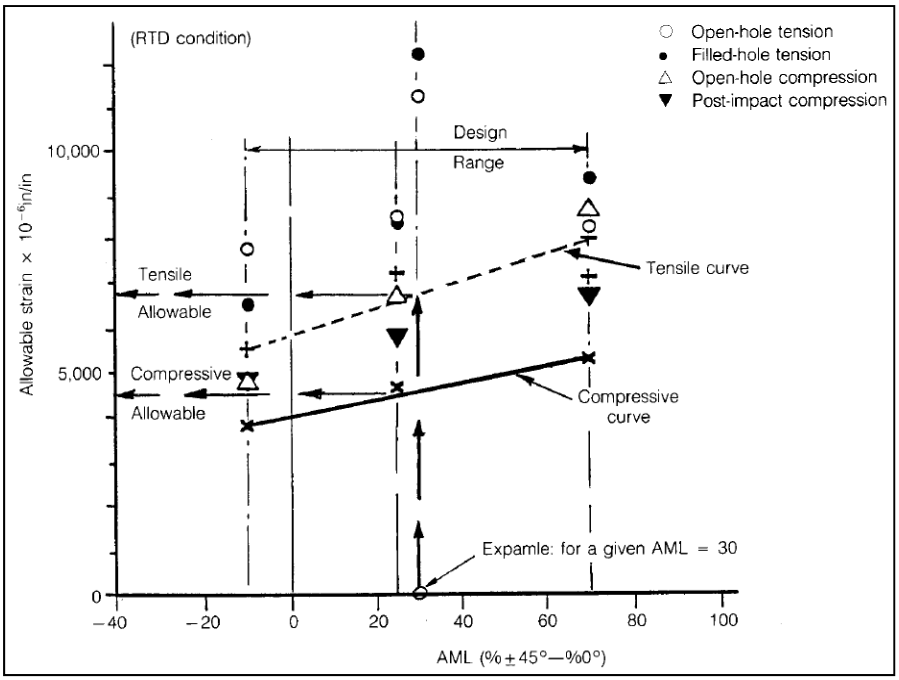


Figure 2.25 Représentation des déformations admissibles
selon la valeur AML
Tirée de Niu (2008)

Les propriétés des matériaux composites utilisées lors de la conception de structures composites en général présentent des admissibles à la rupture pour des laminés sans dommage. Or, afin de rencontrer les certifications d'une structure aéronautique en composite, il faut plutôt considérer le cas le plus défavorable en incluant l'influence de potentiels dommages occasionnés par des impacts et des trous de perçage sur le laminé. En effet, l'élongation relative d'un composite dépend grandement des changements de section associés à ces dommages ou trous, et la valeur admissible à la rupture est ainsi réduite de plus de 50% (*voir* Figure 2.26) de la valeur initiale du matériau, et ce tant en tension qu'en compression. Les valeurs provenant des essais en compression après impact (CAI) et en tension après impact (TAI) sont les valeurs à considérer pour la conception d'une pièce aéronautique en composite. Ils s'avèrent être les cas admissibles les plus conservateurs pour la résistance d'un laminé.

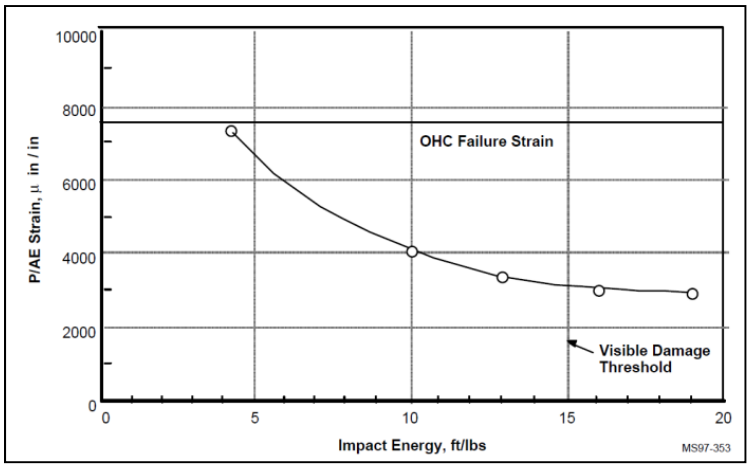


Figure 2.26 Déformation admissible selon l'énergie
d'impacte d'un composite
Tirée de Bailie, Ley et Pasricha (1997)

2.5.3 Analyse de joints boulonnés

Une structure aéronautique est composée d'un assemblage de plusieurs composantes structurales (peaux, raidisseurs, nervures, longerons, etc). L'assemblage de ces éléments est assuré par des méthodes d'assemblage dont la plus courante est le joint boulonné (ou riveté). Ces joints constituent une importante source de rupture des structures aéronautiques et sont à considérer avec grande importance lors des analyses de conception. En effet, les joints mécaniques ont le désavantage d'augmenter les concentrations de contrainte dû aux réductions de section qu'occasionnent les trous de perçage et par le chargement transmis à l'interface de ces mêmes trous. «Ce problème est de loin plus sévère avec les composites qu'avec les métaux conventionnels parce que les composites haute résistance sont fragiles» (Niu, 2008). De plus, les composites ont une très faible capacité à redistribuer la charge et la résistance du laminé est grandement variable selon l'empilement des plis utilisés. De nombreuses considérations spéciales s'appliquent donc aux joints impliquant les composites.

Les modes de rupture des joints des éléments composites sont les mêmes que pour les joints d'éléments métalliques, soit la rupture en tension, en arrachement (*shearout*) et portance (*bearing*). Les charges à considérer pour calculer les différents modes de rupture des joints

boulonnés sont la charge de contournement (P_{bypass}) et la charge de portance (P_{bolt}) (*voir* Figure 2.27). La charge de contournement sert au calcul de la contrainte de *By-Pass*. Elle correspond à la contrainte autour du trou de perçage associée à la charge qui n'est pas transférée au boulon dû à l'incapacité du composite d'évoluer dans le domaine plastique. Cette contrainte se traduit par des efforts nets de tension/compression et de cisaillement que subit le composite à proximité des boulons. La charge de portance sert quant à elle au calcul de la contrainte de portance (*bearing stress*). Cette contrainte est associée au transfert de charge à l'interface de contact entre le boulon et la plaque de composite. Ces deux contraintes sont généralement mises en relation par une fonction elliptique lorsqu'en compression et linéaire lorsqu'en tension afin de calculer la contrainte totale que subit le composite pour un boulon donné.

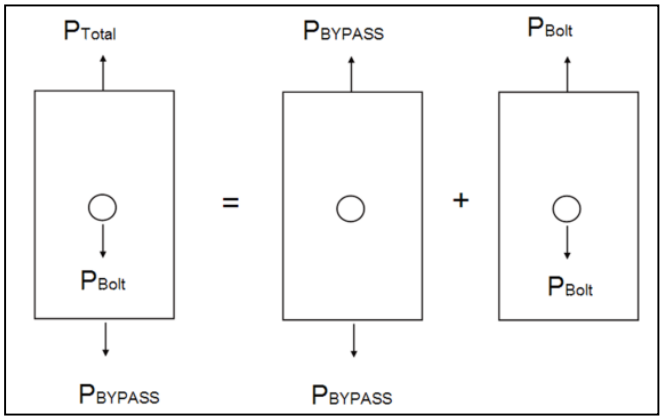


Figure 2.27 Charges à considérer pour l'analyse des joints boulonnés
Adaptée de Baker, Dutton et Kelly (2004)

La contrainte de *by-pass* (σ_{bypass}) est calculée selon l'équation (2.15) (Niu, 2008), où P_{bypass} est la force de contournement autour du boulon, t est l'épaisseur du laminé et w la distance entre axes des boulons. (*voir* Figure 2.28)

$$\sigma_{bypass} = \frac{P_{bypass}}{w\ t} \tag{2.15}$$

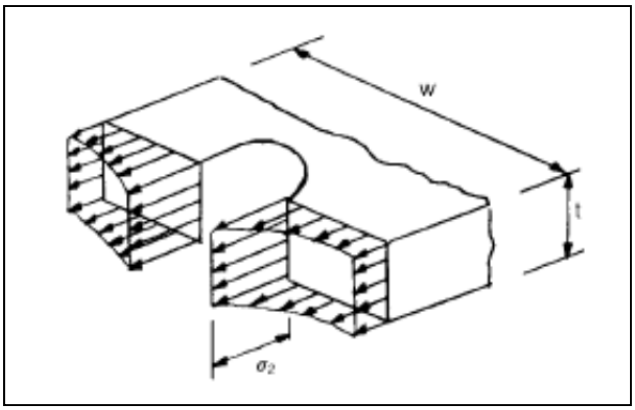


Figure 2.28 Représentation de la contrainte de contournement
Tirée de Niu (2008)

De la même façon, la contrainte admissible de portance ($\sigma_{bearing}$) est calculée à partir de l'équation (2.16) (Niu, 2008), où $P_{bearing}$ est la force résultante du transfert de charge entre le boulon et le composite, *d* le diamètre du boulon et *t* l'épaisseur du laminé. (*voir* Figure 2.29).

$$\sigma_{bearing} = \frac{P_{bearing}}{d\ t} \tag{2.16}$$

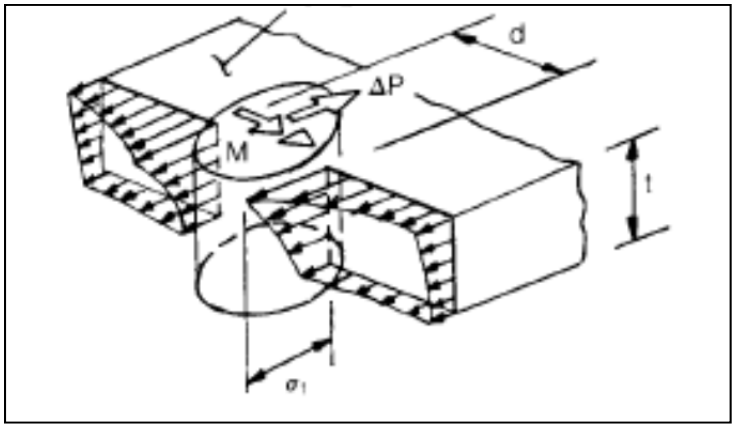


Figure 2.29 Représentation de la contrainte de compression d'assemblage
Tirée de Niu (2008)

CHAPITRE 3

MÉTHODOLOGIE

Ce chapitre présente la méthodologie utilisée afin de résoudre la problématique qui est la conception d'une peau en composite adaptative. La méthodologie se divise en trois grandes phases: l'analyse préliminaire, l'optimisation de la peau en composite et la validation analytique de cette dernière. L'analyse préliminaire est la première étape et consiste à évaluer le concept d'aile adaptative pour la géométrie choisie. Cette étape sert notamment à orienter la conception et l'optimisation de l'aile adaptative. La deuxième étape de la méthodologie est l'optimisation de la peau en composite. Un processus d'optimisation est développé afin de concevoir une peau adaptative qui est en mesure à la fois de se déformer tout en conservant sa capacité à soutenir les charges aérodynamiques réelles de vol. La dernière étape de la méthodologie consiste à valider numériquement la peau en composite optimisée à l'aide de méthodes analytiques typiquement utilisées par Bombardier Aéronautique. Cette validation numérique comprend des analyses de résistance du laminé, de stabilité au flambage et de résistance des joints boulonnés.

3.1 Analyse préliminaire

L'analyse préliminaire expose d'abord le comportement de la structure munie d'un extrados flexible sous l'effet de chargements aérodynamiques réels. La problématique de conception de la peau adaptative en composite est évaluée grâce à diverses analyses par éléments finis. Le premier objectif de cette analyse est d'évaluer la faisabilité du concept d'une aile adaptative dont la peau serait à la fois déformable et structurale. Le second objectif est de réaliser une étude appronfondie des déformations de la peau afin d'en évaluer les formes obtenues. Cette étude permet notamment d'orienter les contraintes d'optimisation et la conception des actionneurs, notamment avec une analyse des efforts permettant les déformations de la peau.

Rapport-Gratuit.com

Premièrement, la faisabilité structurale d'une peau fixée sur tout le pourtour du caisson de voilure et complètement détachée des nervures centrales est vérifiée. Ce concept fut envisagé au début du projet afin d'éviter l'ajout de sous-structures servant à supporter les charge réelles de vol mais qui seraient très couteuses en terme de poids. L'objectif est de vérifier que la peau en composite conserve sa capacité à supporter les charges de vol en étant seulement soutenue par les actionneurs à la section centrale de l'aile. Afin de vérifier le concept, le comportement de la structure est étudié sous chargement réel une fois la peau supérieure détachée des nervures centrales (soutenue par les actionneurs) afin de:

- Prendre connaissance des contraintes d'espacements (liberté de design);
- Évaluer l'évolution des contraintes;
- Évaluer l'évolution des modes de flambage.

Il est possible de déceler les problèmes majeurs associés à ce concept d'aile adaptative et de les résoudre en partie avant d'entammer les phases de conception suivantes, notamment l'optimisation de la peau en composite. Cela permet également de prendre des décisions concernant de potentielles modifications géométriques et d'orienter le dimensionnement de la structure metallique (nervures, longerons, peau inférieure, etc).

La deuxième partie de l'analyse préliminaire vise à évaluer le comportement de la peau une fois déformée par le biais des actionneurs. Cela permet notamment de connaitre les limitations en force des actionneurs et d'orienter la conception de ces derniers. Il est également possible d'évaluer les déformations obtenues selon les formes attendues de la peau. La peau adaptative est étudiée pour différents cas de déformation afin de:

- Constater les formes obtenues de l'extrados adaptatif déformé;
- Évaluer l'évolution des contraintes associées aux déformations.

Ces évaluations préliminaires servent ensuite à orienter l'optimisation de la peau en composite, notamment par l'ajout de contraintes dans la fonction objective.

3.2 Optimisation de la peau en composite

La méthode des éléments finis est choisie pour l'optimisation de la peau en composite grâce au logiciel Optistruct de la suite Altair Hyperworks. La méthode d'optimisation de ce logiciel utilise une approche basée sur le gradient. De plus, un processus d'optimisation de structures composites est directement intégré dans l'interface et est présenté à la section 2.4.4. Ce processus d'optimisation est utilisé pour ce projet et consite en une méthodologie en trois étapes: une optimisation *Free-Size*, une optimisation dimensionnelle et une optimisation de la séquence d'empilement des plis. Une interface existe dans Optistruct pour le traitement des résultats de chaque étape et facilite leur intégration dans les étapes subséquentes de l'optimisation. Cette méthode fut d'ailleurs utilisée pour un petit prototype réalisé préalablement au présent projet, où une aile adaptative en composite de petite dimension fut optimisée, fabriquée et testée. La méthodologie d'optimisation de ce prototype a fait l'objet d'un article de conférence (*voir* ANNEXE 1). Cet article sera utilisé à titre d'exemple afin de développer les différentes étapes de la méthodologie d'optimisation.

3.2.1 Étape 1: Optimisation *Free-Size*

La première étape est l'optimisation *Free-Size* qui permet de déterminer les distributions de plis et d'épaisseur de la peau en composite modélisée avec des éléments coques. Cette étape d'optimisation se fait au niveau élémentaire où chaque élément comporte des variables de conception bien distinctes. Ces variables de conception sont les épaisseurs de chaque orientation de pli utilisée pour l'optimisation. Les éléments sont ici traités à l'aide d'une fonction appelée *smear* qui homogénéise les propriétés du laminé par une définition de plis dits «fantômes» et élimine à cette étape la notion d'empilement précis des plis. L'optimisation sert d'abord à déterminer les épaisseurs des plis de chaque orientation et la fonction *smear* les empile de façon discrète en assurant une rigidité maximale des propriétés homogénéisées du laminé (*voir* Figure 3.1). Cette fonction assure des propriétés maximales du composite sans nécessiter au préalable une modélisation précise de l'empilement des plis. Ainsi, une rigidité homogénéisée du laminé est calculée pour chaque élément en considérant un empilement hypothétique à cette étape. Il est également possible d'ajouter des contraintes afin de garantir

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

un laminé symétrique et balancé. L'optimisation de l'empilement des plis est ensuite réalisée de façon plus concrète lors de l'étape 3 du processus d'optimisation.

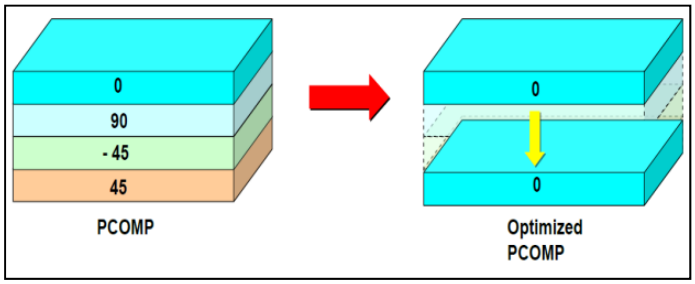


Figure 3.1 Représentation des plis «fantôme» lors
de l'optimisation
Tirée de HyperMesh (2000)

L'objectif de la première étape est de minimiser la masse de la peau adaptative en composite en incluant des contraintes aux réponses de déplacement des noeuds de la surface. Ces contraintes de déplacement de la surface visent à obtenir une forme aérodynamique désirée suite aux déplacements des actionneurs. Ces formes proviennent des résultats réalisés par l'équipe d'optimisation aérodynamique du projet (Koreanschi, Sugar-Gabor et Botez, 2012). Une peau ayant une distribution d'épaisseur variable est obtenue comme résultat afin de répondre aux mieux aux contraintes structurales et de forme imposées (*voir* Figure 3.2).

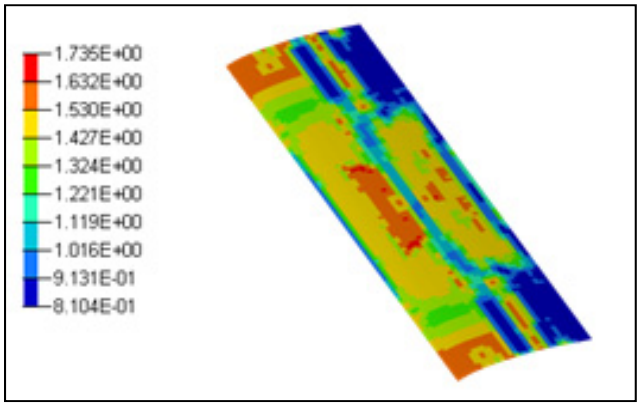


Figure 3.2 Exemple de distribution d'épaisseur
après Free-Size (mm)

Suite à cette optimisation, différentes formes de plis sont générées afin de construire un modèle surfacique pour l'optimisation dimensionnelle. Les plis obtenus ont cependant des formes conceptuelles et nécessite un travail de simplification des résultats afin d'adapter ces plis à la fabrication (*voir* Figure 3.3). L'empilement de ces différents plis mène à la construction d'un modèle par éléments finis comportant des zones distinctes et servant à l'optimisation dimensionnelle. (*voir* Figure 3.4)

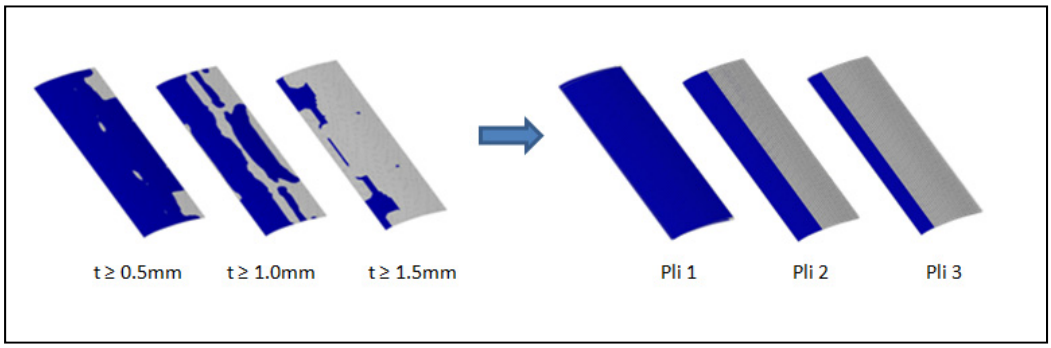


Figure 3.3 Exemple de simplification de la forme des plis obtenus

3.2.2 Étape 2: Optimisation dimensionnelle

La deuxième étape est l'optimisation dimensionnelle qui permet d'optimiser l'épaisseur des plis compris dans les différentes zones du modèle par éléments finis de la Figure 3.4. L'objectif de cette étape est encore une fois de minimiser la masse avec des contraintes de déplacement des noeuds de la surface. D'autres contraintes sont également ajoutées à cette étape, dont le critère de rupture du matériau composite (critère Tsai-Wu) et l'indice de flambage. Cette deuxième étape permet de dimensionner (nombre de pli de chaque orientation) précisément chaque zone afin de répondre aux contraintes d'optimisation.

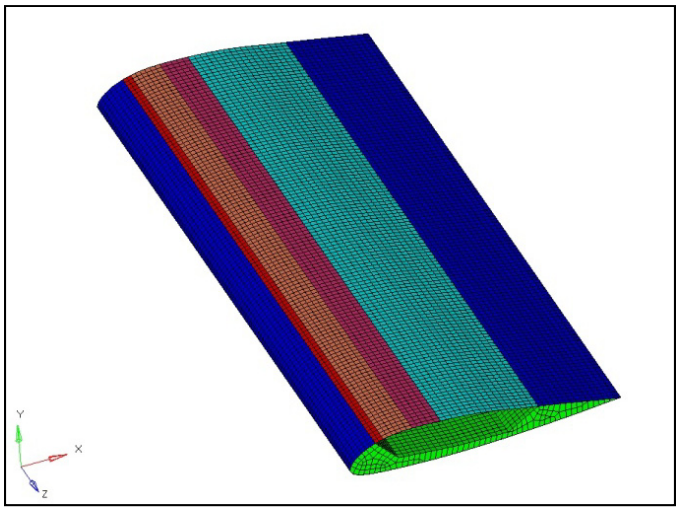


Figure 3.4 Division de la peau en zones

3.2.3 Étape 3: Optimisation de la séquence d'empilement

L'étape trois de la méthodologie sert finalement à optimiser la séquence d'empilement des plis obtenus via l'optimisation dimensionnelle. Les mêmes contraintes structurales que pour les étapes précédentes sont utilisées et l'optimisation de la séquence d'empilement permet ainsi de maximiser la résistance et la stabilité du laminé. Des contraintes provenant des règles de conception des structures composites de BA peuvent être inclues dans les paramètres d'optimisation. Parmi ces règles, on compte le nombre de plis successifs de même orientation qui est limité à deux, une variation maximale de 45° entre les plis de différentes orientations et des séquences forcées en surface pour améliorer les performances en flambage (±45°).

3.3 Validation analytique

Suite à son optimisation, la peau est validée sous chargement réel grâce à des techniques de vérification analytique. Un modèle détaillé par éléments finis est utilisés afin d'extraire localement les charges et les déformations des éléments des panneaux et des raidisseurs de la peau en composite. Ces informations sont ensuite utilisées pour le calcul des marges de sécurité de la peau en composite pour les différents cas de chargement. Ces validations

analytiques mettent en boucle le FEM avec des feuilles de calculs de BA pour réaliser les calculs de flambage, de la résistance du laminé et de la résistance des joints boulonnés.

3.3.1 Flambage

Dans un premier temps, le flambage est vérifié pour chaque panneau de la peau supérieure en composite. Un panneau est défini par une plaque simplement supportée sur ces quatre côtés, soit une section de la peau supportée par des raidisseurs et/ou des nervures sur son pourtour. Le diagramme de la méthodologie pour le flambage local des panneaux est présentée à la Figure 3.5. D'abord, les charges admissibles (N_x, N_y et N_{xy}) en flambage sont calculées analytiquement. Les informations du laminé de chaque panneau sont utilisées pour ce calcul. Ces informations comprennent les propiétés orthotropiques du matériau (E_1, E_2, G_{12}, ν_{12}, S_{T1}, S_{T2}, S_{C1}, S_{C2} *et* S_{12}), les dimensions a et b du panneau et la matrice de flexion [D_{ij}]. Cette dernière est calculée à l'aide de l'outil HyperLaminate de Hypermesh (Altair Engineering, 2012) à partir de la séquence d'empilement du panneau à l'étude. Ces informations sont utilisées comme données d'entrée dans les feuilles de calculs de BA afin de procéder au calcul des charges admissibles en flambage dont les équations (2.3) à (2.7) présentées à la section 2.5.1.

Une fois les charges admissibles calculées, la peau est analysée par la méthode des éléments finis et les forces maximales de chaque panneau sont extraites du FEM. Les panneaux sont soumis à trois efforts principaux, soient deux efforts N_x et N_y et un effort de cisaillement N_{xy} dans le plan. Ces charges maximales sont introduites dans les feuilles de calculs de BA pour procéder au calcul des marges de sécurité en flambage. Les marges de sécurités sont calculées selon les équations (2.8) à (2.10) présentées à la section 2.5.1 en comparant les charges maximales aux charges admissibles. Elles permettent de valider la stabilité au flambage local de la peau après optimisation. La même méthodologie est utilisée pour valider la stabilité au flambage des raidisseurs.

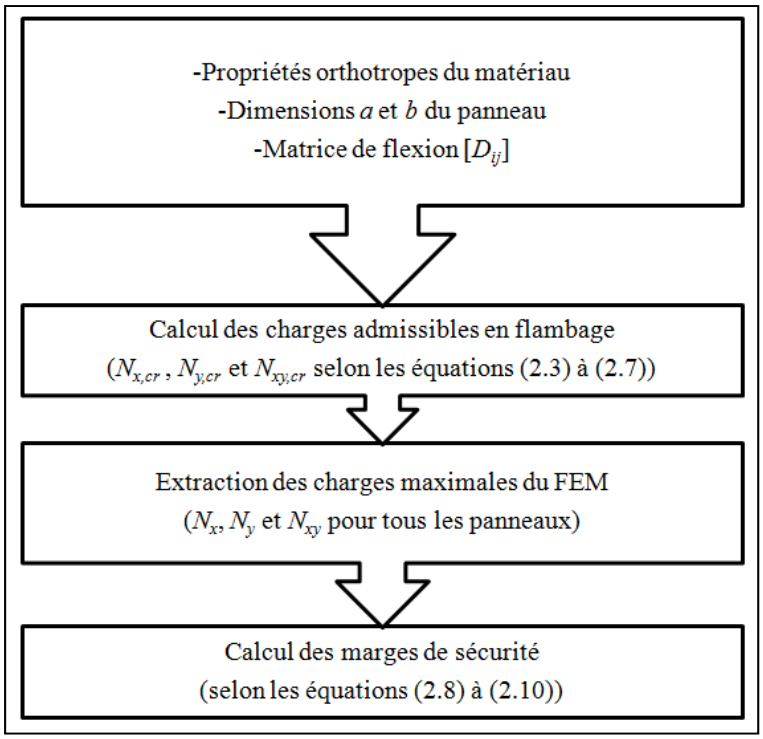


Figure 3.5 Méthodologie pour la calcul du flambage local des panneaux

3.3.2 Résistance du laminé

La seconde vérification analytique réalisée est la résistance du laminé. Cette vérification permet d'assurer que la peau optimisée répond aux critères de résistance composite imposés par l'industrie. Le diagramme de la méthodologie pour la résistance du laminé des panneaux est présentée à la Figure 3.6. D'abord, les informations du laminé de chaque panneau sont utilisées pour procéder au calcul de l'AML des panneaux. Ces informations comprennent la séquence d'empilement des plis (orientation et épaisseur) et les propriétés orthotropiques du matériau utilisé. Elles sont utilisées comme données d'entrée dans les feuilles de calcul de BA et l'AML des panneaux est ainsi automatiquement calculé selon l'équation (2.14) de la section 2.5.2. Les valeurs AML sont calculées pour chaque panneau afin de déterminer les valeurs admissibles de déformation en tension après impact (ε_{TAI}) et en compression après impact (ε_{CAI}). Les graphiques de ces déformations admissibles en fonction des AML ont été fournis par BA pour le matériau utilisé lors du processus de conception.

Par la suite, les déformations maximales des directions principales (ε_x, ε_y et ε_{xy}) aux fibres externes (*Z1* et *Z2*) sont extraites du FEM pour chaque panneau sous chargement réel. Ces valeurs maximales de déformation sont ensuite utilisées comme données d'entrée dans les feuilles de calculs afin de calculer les déformations axiale ($\varepsilon_{axial_\Theta}$) et de flexion ($\varepsilon_{flexion_\Theta}$) équivalentes pour chaque orientation de fibre (*voir* Équation (3.1)). Ces dernières servent ensuite à ramener cette déformation selon l'orientation de la fibre du composite pour les fibres externes de l'élément (ε_{Θ_Z1} et ε_{Θ_Z2}) comme le montre l'exemple à l'équation (3.2). Pour cet exemple, on considère que la direction 0° est orientée suivant l'axe *x* d'un plan cartésien donné et *BF* représente un facteur de flexion provenant de la littérature (Baker, Dutton et Kelly, 2004).

$$\varepsilon_{axial_0°} = \frac{\varepsilon_{x_Z1} + \varepsilon_{x_Z2}}{2}$$
$$\varepsilon_{flexion_0°} = \frac{|\varepsilon_{x_z1}| - |\varepsilon_{x_z2}|}{2} \tag{3.1}$$

$$\varepsilon_{0°_Z1} = \varepsilon_{axial_0°} - \frac{\varepsilon_{flexion_0°}}{BF}$$
$$\varepsilon_{0°_Z2} = \varepsilon_{axial_0°} + \frac{\varepsilon_{flexion_0°}}{BF} \tag{3.2}$$

Le calcul de la déformation équivalente suivant l'orientation de la fibre 90° se fait de la même façon en prenant cette fois les valeurs de déformation aux fibres externes *Z1* et *Z2* suivant l'axe des *y*. Pour les orientations ±45°, les valeurs $\varepsilon_{\pm45_Z1}$ et $\varepsilon_{\pm45_Z2}$ sont d'abord calculées à partir des déformations des trois composantes principales (ε_x, ε_y et ε_{xy}) provenant du FEM comme le montre l'équation (3.2). Ces valeurs sont ensuite utilisées pour le calcul des déformations axiale ($\varepsilon_{axial_\Theta}$) et de flexion ($\varepsilon_{flexion_\Theta}$) de l'équation (3.1).

$$\varepsilon_{\pm45°_Z1} = \frac{\varepsilon_{x_Z1} + \varepsilon_{y_Z1}}{2} \pm \frac{\varepsilon_{xy_Z1}}{2} \tag{3.2}$$

Une fois les déformations calculées suivant chaque orientation de fibre, les marges de sécurité sont calculées en comparant la déformation mimimum obtenue pour chaque orientation de fibre ($Min\ |\varepsilon_{\Theta_Z1}, \varepsilon_{\Theta_Z2}|$) aux valeurs admissibles de compression et de tension après impact du laminé comme montrée à l'équation (2.13) de la section 2.5.2.

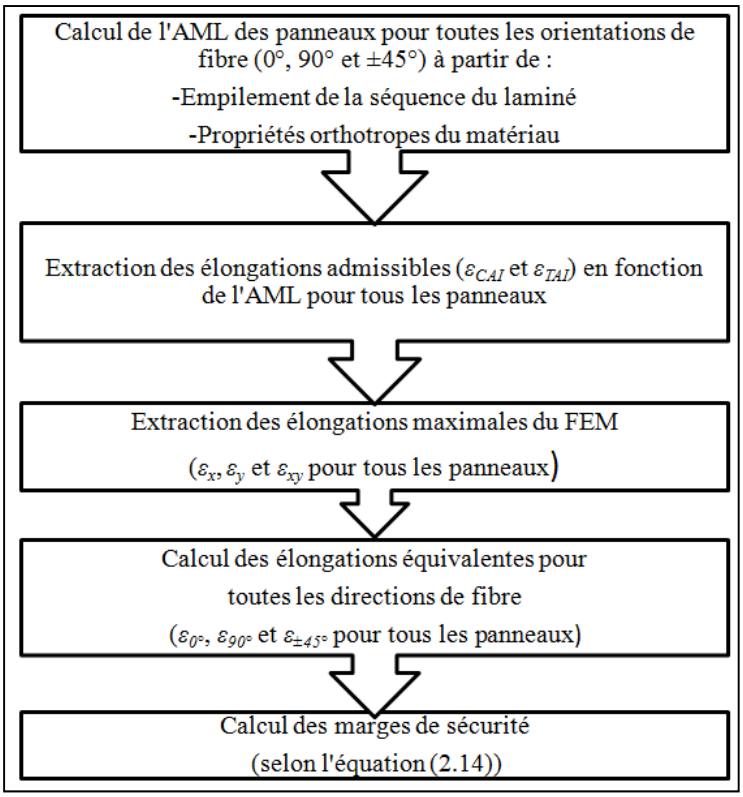


Figure 3.6 Méthodologie pour la calcul de la résistance du laminé des panneaux

3.3.3 Analyse des joints boulonnés

La dernière vérification analytique réalisée est l'analyse des joints boulonnés. Cette vérification assure la résistance des joints boulonnés de la peau en composite selon les requis de BA. D'abord, les joints boulonnés sont modélisés dans le FEM par une représentation utilisant des éléments BUSH. Les forces sont ensuite extraites du FEM sous chargement réel et servent ensuite à calculer les contraintes de contournement (forces des éléments coques de la peau de composite à proximité du boulon) et les contraintes de compression d'assemblage

(forces des éléments BUSH) selon les équations (2.14) et (2.15) de la section 2.5.3. Les contraintes de contournement sont calculées pour les directions axiales des éléments coques (S_x et S_y) et en cisaillement (S_{xy}).

Une fois les contraintes calculées pour chaque boulon, le calcul des marges de sécurité est réalisé grâce à un programme de BA nommé LJ 85 BJSFM-GO.v9 (Howlett, 2010). Un fichier comprennant toutes les variables d'entrée est d'abord réalisé pour procéder au calcul des marges de sécurité. Ces variables d'entrée, comme montré à la Figure 3.7, incluent les contraintes mentionnées précédemment, les informations du laminé pour le calcul des AML (nombre de plis, orientation, propriété du matériau orthotropique, épaisseur), les contraintes admissibles en *bearing*, le diamètre et la distance entre les boulons. Le programme traite ces informations pour procéder au calcul des contraintes pour chaque orientation de pli. La contrainte est ensuite évaluée pour chaque pli et la marge de sécurité minimale est calculée selon les admissibles du matériau. Lorsqu'en tension, le calcul des marges de sécurité est effectué en comparant les contraintes directement avec les admissibles du matériau et de *bearing* pour les cas en OHT (*Open Hole Tension*) et FHT (*Filled Hole Tension*). Lorsqu'en compression, la déformation du pli est d'abord calculée selon les théories classiques de laminé et le calcul de la marge de sécurité est réalisée en comparant ces valeurs aux déformations admissibles du matériau en OHC (*Open Hole Compression*) et FHT (*Filled Hole Compression*) en considérant cette fois une interaction de type elliptique pour les admissibles en *bearing/by-pass*. Un fichier de sortie comprenant tous les résultats de marge de sécurité est finalement généré pour chaque boulon ou rivet.

Rapport-Gratuit.com

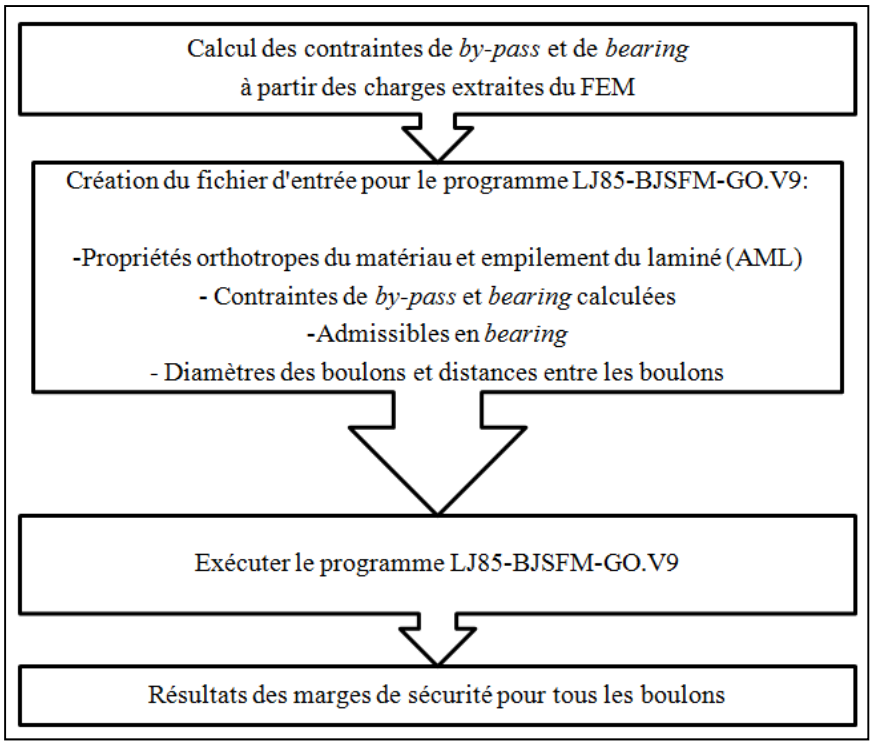


Figure 3.7 Méthodologie du programme LJ85-BJSFM-GO.v9
Adaptée de (Howlett, 2010)

CHAPITRE 4

ÉTUDE DU CONCEPT DE L'AILE ADAPTATIVE

Ce chapitre présente l'analyse préliminaire réalisée afin d'étudier le comportement de l'aile adaptative en vue de répondre à la problématique de ce projet, soit la conception d'une aile capable d'adapter sa forme aérodynamique tout en conservant son intégrité structurale. Diverses analyses par éléments finis sont réalisées afin de vérifier la faisabilité du concept d'aile adaptative. La première partie de ce chapitre met l'emphase sur la présentation de la géométrie de la section d'aile choisie pour ce projet et des contraintes géométriques qui y sont associées. Le modèle par éléments finis et les cas de chargement utilisés pour l'étude du concept sont également présentés en détails. La suite de ce chapitre présente les analyses préliminaires réalisées pour la peau en aluminium d'origine et se divisent en deux sections bien distinctes. D'abord, une analyse typiquement structurale expose le comportement de la peau d'aluminium sous chargement afin d'évaluer la faisabilité structurale du concept d'aile adaptative. La deuxième partie vise à évaluer les formes aérodynamiques atteignables ainsi que les forces préliminaires nécessaires à l'actionnement d'une peau d'aluminium. Cette dernière étude permettra d'orienter la phase d'optimisation de la peau en composite et la conception générale de l'aile et des actionneurs.

4.1 Présentation de la géométrie

La géométrie fournie par le partenaire industriel Bombardier Aéronautique est une section d'aile similaire au bout de l'aile du CRJ-900. La section d'aile à l'étude est présentée à la Figure 4.1 et consiste en la section comprise entre les réservoirs à carburant et l'ailette en bout d'aile (*winglet*). La section choisie est idéale puisque son caisson de voilure (*wingbox*) offre suffisamment d'espace, notamment dû à l'absense de réservoir d'essence ou de systèmes imposants, pour permettre l'intégration du concept d'aile adaptative. De plus, les dimensions de l'aile à cet endroit correspondent approximativement aux dimensions prévues pour la maquette de soufflerie.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

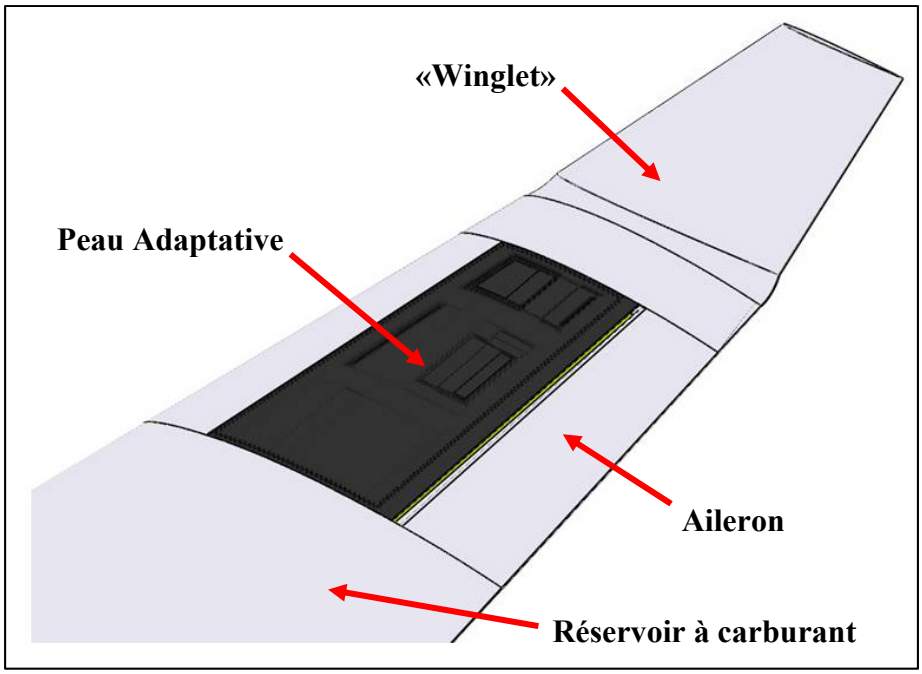


Figure 4.1 Représentation de la section d'aile à l'étude

Elle a cependant subi quelques modifications afin de l'adapter aux besoins du projet. Tout d'abord, l'aile du CRJ comprend normalement un angle de balayage de l'emplanture jusqu'au bout de l'aile. Cet angle de balayage est éliminé pour éviter les effets tridimensionnels sur l'écoulement qui y sont associés lors des tests en soufflerie. De plus, l'aileron s'étale normalement que sur environ la moitié de l'envergure pour la section d'aile réelle. Or, puisque l'aileron est également testé en soufflerie dans le cadre de ce projet, il est modifié de façon à s'étaler sur toute l'envergure de la maquette pour répondre aux besoins aérodynamiques. L'aile comprend également tous les éléments structuraux typiques d'une structure aéronautique (nervures, raidisseurs, longerons) (*voir* Figure 4.2) qui sont également ajustés de façon à respecter une configuration semblable à celle qu'on retrouve sur la section existante de l'aile. Le bord d'attaque est quant à lui simplifié par une mince peau en aluminium soutenue par des nervures. Le modèle d'origine comporte normalement un bec, ou *slat*, à cet endroit.

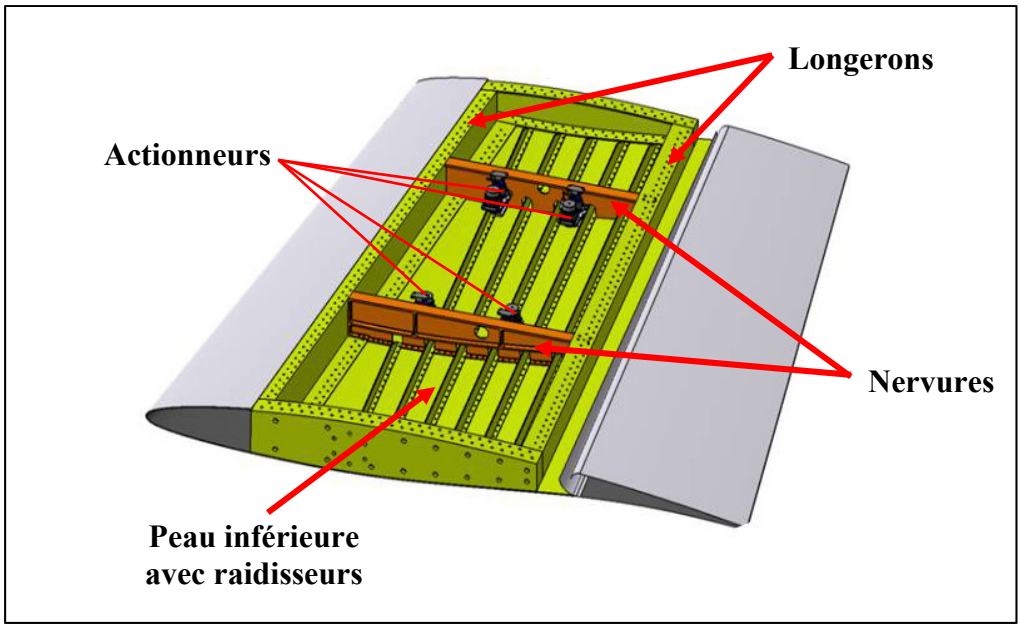


Figure 4.2 Éléments structuraux de l'aile

Les dimensions ont également été adaptées de façon à satisfaire les limites de la chambre d'essai de la soufflerie de l'IAR-NRC à Ottawa, dont les dimensions de la chambre d'essai sont de 2m x 3m. L'aile a une envergure de 1,5 m et une corde de 1,5 m (du côté de la racine de l'aile). Elle conserve cependant sa forme trapézoïdale d'origine (*tapered*). La corde varie progessivement de 1,5 m à l'emplanture jusqu'à 1,08 m au bout. L'épaisseur maximale du profil est quant à elle de 143 mm (pour une corde maximale de 1,5 m). Les dimensions générales du modèle sont présentées à la Figure 4.3.

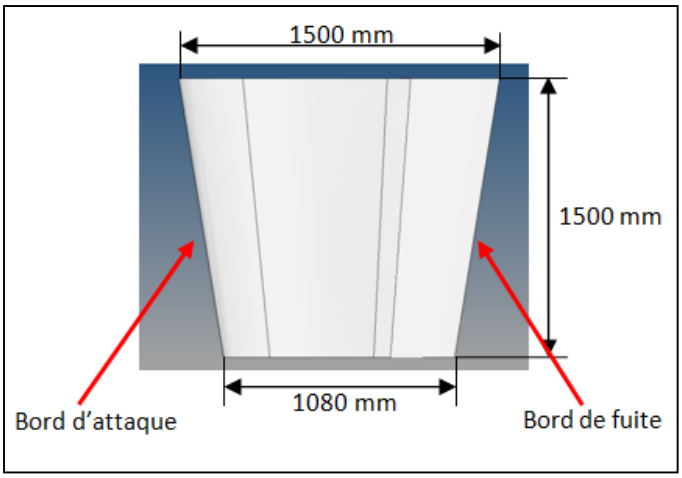


Figure 4.3 Dimensions générales de la section d'aile

L'aile étant trapézoïdale, il est également important de noter les dimensions du *taper* avec et sans aileron pour la fabrication de l'aile rigide. Le *taper* forme des angles de 8° suivant l'envergure, tant du côté du bord d'attaque que du bord de fuite. La géométrie s'apparente à un trapèze isocèle dont la différence entre les dimensions de la corde à la racine et au bout est de 210 mm de chaque côté. Les dimensions de l'aile sans l'aileron sont respectivement de 975 mm et 702 mm à la racine et au bout de l'aile (*voir* Figure 4.4).

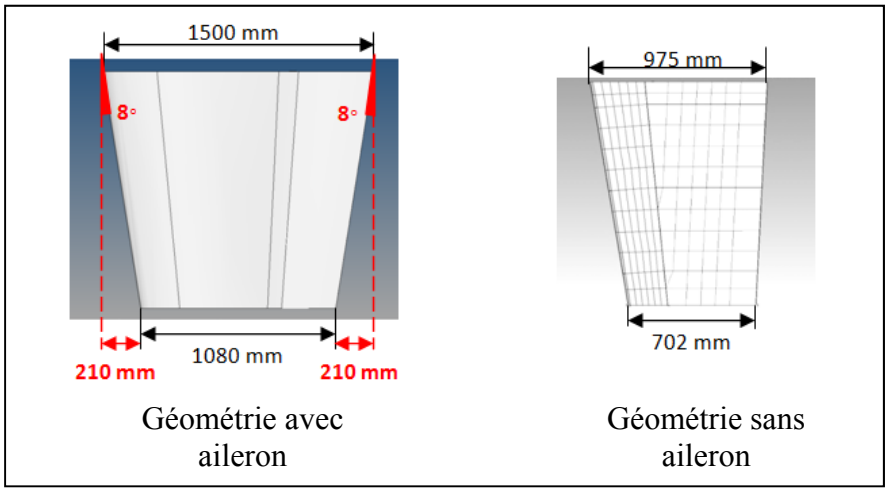


Figure 4.4 Dimensions du *taper* et de l'aile sans aileron

4.2 Contraintes géométriques

Afin d'assurer une bonne optimisation multidisciplinaire, des contraintes structurales s'imposent au processus d'optimisation du profil aérodynamique. L'optimisation aérodynamique 2D se fait par le contrôle de quatre points de la partie supérieure du profil de l'aile (*voir* Figure 4.5), soit les fixations avant et arrière de la peau supérieure (points 1 et 4) délimitant la zone de la peau adaptative et deux points mobiles (points 2 et 3) verticalement représentant le déplacement des actionneurs. Une *Spline* est générée en passant par ces quatre points afin d'obtenir un nouveau profil optimisé. À un angle d'attaque et un nombre de Mach donné, les deux points actifs de contrôle (actionneurs) sont déplacés pour des valeurs de ±5 mm par une routine d'optimisation jusqu'à ce que la fonction objective converge vers le profil optimal permettant l'amélioration de la laminarité (Koreanschi, Sugar-Gabor et Botez, 2012). Les déplacements maximums (±5 mm) furent choisis après l'analyse des forces d'actionnement présentée à la section 4.7.2.

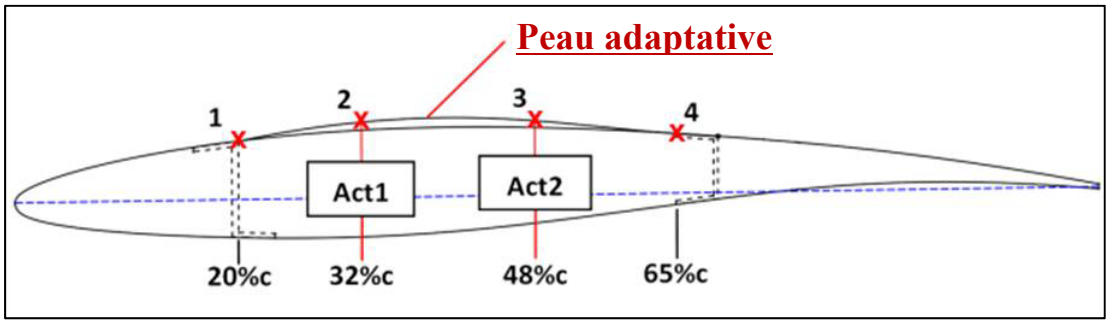


Figure 4.5 Schéma 2D du concept de l'aile adaptative

Afin de respecter l'intégrité structurale, l'optimisation est contrainte par la géométrie et les limites de déformation de la peau. La position des longerons constitue la contrainte géométrique la plus importante. Les longerons sont situés à 20%c et 65%c respectivement. Cela limite la zone déformable entre ces deux positions. De plus, la peau est fixée aux semelles des longerons et doit demeurer tangente à cet élément structural pour assurer une représentation réelle des splines aérodynamiques. La longueur des semelles est de 50 mm (*voir* Tableau 4.1) ce qui correspond à environ à 3%c. La semelle supérieure du longeron avant est cependant retournée pour les besoins du projet afin d'augmenter la zone déformable

au maximum (*voir* Figure 4.6). Pour l'optimisation aérodynamique, il est donc nécessaire que la partie supérieure du profil demeure fixe en amont de 20%c et en aval de 62%c et une condition de tangence s'impose aux deux points d'ancrage de la *spline* afin de bien représenter le comportement de la fixation de la peau adaptative. Une enveloppe réaliste de déformation maximale de la *spline* est également imposée lors de l'optimisation aérodynamique afin de respecter les limites de déformation de la peau dans le plan. Autrement, la peau serait soumise à de trop fortes élongations, laissant peu de manœuvrabilité pour l'optimisation structurale de la peau en composite. Cette déformation maximale a été fixée à une valeur acceptable de ±0,03% de la longueur de la *spline* initiale.

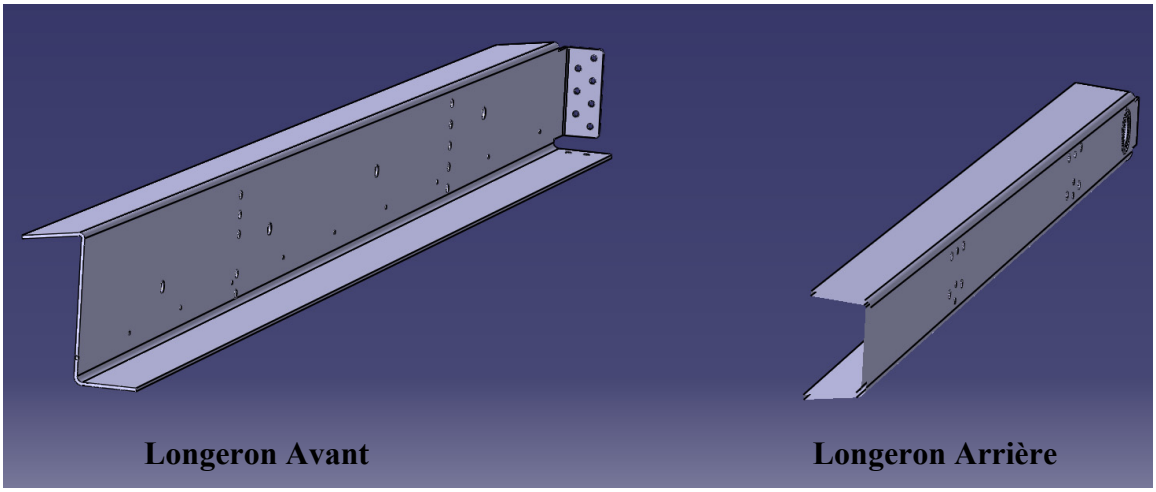


Figure 4.6 Retournement de la semelle supérieure du longeron avant

D'autres contraintes structurales sont également considérées. D'abord, le positionnement et l'orientation des longerons doivent demeurer fixes. Les pas de nervure et de raidisseur d'origine sont conservés de même que l'orientation des raidisseurs d'origine. Ces contraintes sont imposées afin de respecter la géométrie originale de l'aile et ainsi assurer, après optimisation, la bonne intégration du système d'aile adaptative proposé à une construction typique de Bombardier Aéronautique (BA).

4.3 Modèle par éléments finis

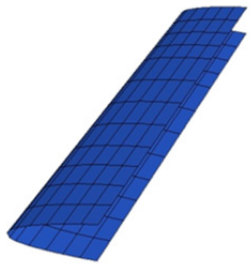
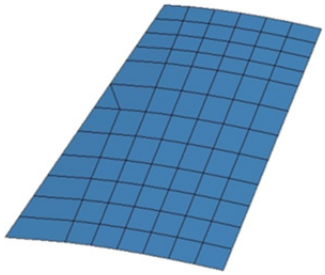
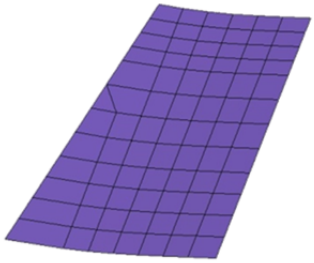
Le modèle fournis par BA est un modèle par éléments finis généralisé (GFEM). Ce type de modèle provient d'un modèle global de l'avion où une représentation par éléments finis inclut toutes les composantes de l'avion. Le maillage de ce type de modèle est généralement très grossier de façon à tendre vers une interprétation unitaire des résultats. Ce type de représentation est utilisé pour le calcul de certaines régions très spécifiques d'un modèle global permettant d'obtenir une bonne approximation locale du comportement de la structure. Il favorise l'interprétation du comportement structural d'un modèle complexe soumis à de nombreuses conditions limites et permet le dimensionnement préliminaire de la structure.

La section d'aile fournie possède plusieurs éléments structuraux, notamment 2 longerons, 12 raidisseurs (6 à l'extrados et 6 à l'intrados), 4 nervures, 6 nervures au bord d'attaque et 3 peaux au total (bord d'attaque, intrados et extrados) (*voir* Tableau 4.1). Le modèle par éléments finis est réalisé grâce au logiciel Altair Hypermesh (Altair Engineering, 2012). Étant un GFEM, le modèle fourni par BA comprend des surfaces qui sont maillées grossièrement avec des éléments 2D ainsi que des éléments 1D pour la représentation des raidisseurs et des semelles des longerons. La propriété PSHELL est utilisée pour modéliser les éléments 2D, propriété qui permet notamment de définir l'épaisseur et le matériau de l'élément de type coque. Le maillage des surfaces est composé d'éléments quadrilatères CQUAD4 et quelques éléments triangulaires CTRIA3 qui assurent une bonne progression de la forme trapézoïdale de l'aile.

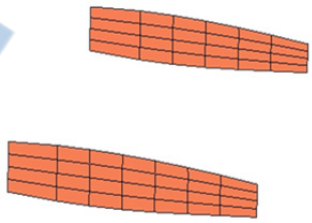
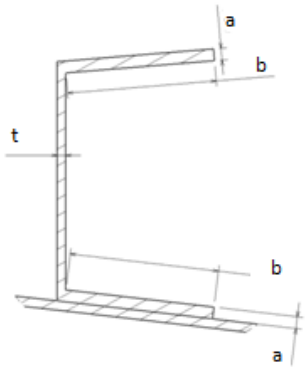
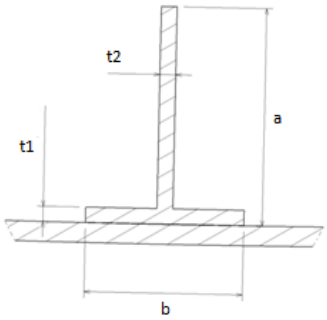
Les éléments structuraux (semelles des longerons, raidisseurs) sont représentés par des éléments 1D avec propriétés PBEAML. Un élément BEAM est une représentation 1D d'une «poutre simple ayant des propriétés physiques (matériau) et géométriques assignées» (HyperMesh, 2000). Ce type d'éléments est également en mesure de reprendre tous les efforts en translation et en rotation à ces extrémités. La section de ces éléments est définie par le menu Hyperbeam d'Altair Hypermesh où les dimensions sont paramétrées par l'utilisateur. Ces dimensions génèrent le calcul automatique de tous les éléments utiles à la matrice rigidité des éléments (aire de section, moment inertie, centroïde, etc). Un matériau et

une section spécifique sont assignés pour ces éléments. Pour le modèle d'origine, les propriétés typiques de l'aluminium sont utilisées pour tous les éléments structuraux, soit un module d'élasticité, E=71 GPa, un module de cisaillement, G=27 GPa, et un coefficient de Poisson, v = 0.33. Le Tableau 4.1 résume les dimensions ainsi que la fonction structurale de chacun des composants modélisés dans le GFEM.

Tableau 4.1 Élément structuraux du modèle GFEM

Éléments Structuraux Fonctions structurales*	**Dimensions**	**Figures**
Peaux en aluminium • Assurer l'écoulement aérodynamique • Supporter les charges en flexion (tension et compression) • Supporter les charges de torsion (cisaillement sur le pourtour du wingbox)	**Bord d'attaque** Propriété PSHELL t = 2.032 mm	
	Extrados Propriété PSHELL t = 3.048 mm	
	Intrados Propriété PSHELL t = 2.54 mm	

*(Leland et Carichner, 2010)

Nervures • Maintenir la forme du profilé • Prévenir le flambage global de la peau • Soutenir les charges de Brazier • Servir de séparation pour les réservoirs à carburant	**Bord d'attaque (6)** Propriété PSHELL t = 0.7 mm	
	Nervures centrales (2) Propriété PSHELL t = 1.5 mm	
Longerons • L'âme du longeron supporte les charges verticale de la portance • La semelle reprend les efforts de flexion de l'aile avec la peau	**Semelles (4)** Propriété PBEAML a = 5 mm b = 50 mm **Âmes (2)** Propriété PSHELL t = 2.032 mm	
Raidisseurs • Reprennent les efforts de flexion avec la peau • Augmente la stabilité au flambage de la peau	**Raidisseurs (12)** Propriété PBEAML a = 35mm b = 25 mm t_1, t_2 = 2.5 mm	

Rapport-Gratuit.com

Les dimensions présentées dans le Tableau 4.1 sont seulement représentatives de la section d'aile fournie par BA. Le modèle GFEM est notamment utilisé pour procéder au dimensionnement des composantes en aluminium utilisant des méthodes analytiques recommandées par BA. Cette tâche fut réalisée par l'étudiant à la maitrise et collègue David Barry. Les résultats finaux du dimensionnement de la structure métallique sont utilisés afin de produire un modèle par éléments finis détaillé (DFEM) qui sera utilisé lors de la phase d'optimisation au Chapitre 5.

4.4 Cas de chargement

4.4.1 Théorie

Puisque le poids est déterminant dans la conception d'un avion, un poids minimum est assuré lors de la conception. La structure est validée par le respect de certains facteurs de sécurité associés aux chargements. Elle est généralement réalisée par le respect de trois facteurs de charge qui permettent de respecter les règlements de certification de l'aviation concernant les chargement: la charge limite (*limit load*) qui correspond aux charges aérodynamiques maximales que l'avion est susceptible de rencontrer dans ses opérations, la charge d'essais (*proof load*) qui correspond généralement à un facteur de 1.25 et la charge ultime (*ultimate load*) qui correspond à la charge limite multipliée un facteur de 1.5 (Megson, 2010). La structure est conçue pour ne présenter aucune déformation plastique à la charge d'essai et aucune rupture à la charge ultime. Ces deux valeurs sont interprétées comme des facteurs de sécurité associés à l'enveloppe de vol. (*voir* Figure 4.7)

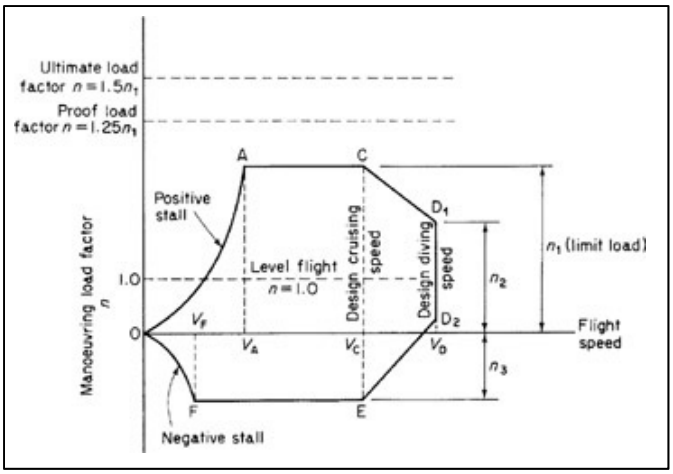


Figure 4.7 Enveloppe de vol typique
Tirée de Megson (2010)

Normalement, quatre cas de chargement provenant de l'enveloppe de vol sont utilisés pour le dimensionnement préliminaire des éléments structuraux de l'aile. «Le premier cas est celui ayant la charge limite positive (ligne AC) qui définit le cas de charge limite (n_1) pour dimensionner la peau supérieure puisqu'il provoque la compression maximale de celle-ci» (Schut, Van Tooren et Berends, 2008). On y associe notamment les facteurs de sécurité discutés précédemment (*Proof load et Ultimate load*). Le deuxième cas, la charge limite négative (n_3) représentée par la ligne FE, permet quant à lui le dimensionnement préliminaire optimal de la peau inférieure puisqu'il entraîne la compression maximale de cette dernière. Les limites associées aux manoeuvres comportant l'angle d'attaque maximal (point A) et la trainée maximale (point C) sont également utilisées afin d'assurer le dimensionnement des longerons avant et arrière respectivement. Les segments OF et OA correspondent aux charges maximales admises pour les angles d'incidence élevée (limite de décrochage) à faibles vélocités. Finalement, les segments CD_1 et ED_2 limitent l'enveloppe de vol pour les hautes vitesses de vol comprises entre la vitesse de croisière et la vitesse maximale (en plongée) en prenant en compte les charges de rafales limites (n_2).

Pour ce qui est du calcul de la charge, il comprend tous les éléments se trouvant dans les sept grandes catégories suivantes : le fuselage et l'empennage, la charge utile, les éléments structuraux des ailes, les éléments non-structuraux des ailes, le système du train

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

d'atterrissage, le système de propulsion et le poids du carburant. Ces charges inertielles sont représentées par la distribution en rouge à la Figure 4.8. À ces charges inertielles sont ajoutées les charges de pression aérodynamique qui comprennent la portance (en vert) et la trainée (en bleu).

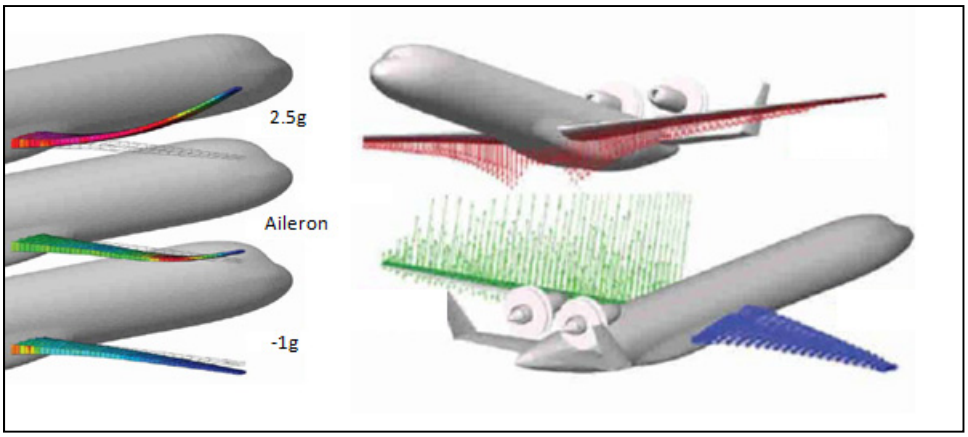


Figure 4.8 Chargements inertiel et aérodynamique d'une aile d'avion
Adaptée de Laban et Arendsen (2010)

Les facteurs de charge aérodynamique généralement utilisés pour le dimensionnement d'une aile d'avion civile commerciale correspondent aux manoeuvres de flexion positive et négative dont les facteurs de charge sont respectivement de 2.5g et -1g. À ces facteurs de charge s'ajoute le coefficient de sécurité ultime (1.5) qui est utilisé afin de dimensionner l'aile à la limite de rupture des matériaux. Pour le cas à l'étude, l'utilisation de ces deux seuls cas est suffisamment représentatif pour optimiser adéquatement la peau en composite adaptative. «Si un seul cas de chargement est choisi, la charge ultime pour les manœuvres à 2.5g est le cas important à considérer pour le dimensionnement préliminaire des grands éléments structuraux du *wingbox*» (Laban et Arendsen, 2010). De plus, le cas de chargement ultime en flexion positive permet le dimensionnement optimal des nervures et de la peau supérieure puisque la compression maximale entraîne les efforts les plus défavorables en terme de résistance et de stabilité. La peau supérieure est d'ailleurs l'élément ciblé pour l'optimisation du présent projet de recherche. Les cas de chargement de référence furent fournis dans un mémo réalisé par le spécialiste Julien Chaussée (2013) du partenaire industriel BA.

4.4.2 Modélisation des cas de chargement

Les cas de chargement fournis par BA correspondent aux cas de chargement limite négatif (-1g) (*voir* Figure 4.9) et limite positif (2.5g) (*voir* Figure 4.10). Ces deux cas comprennent une distribution du moment de flexion (autour de l'axe x du FEM), du moment de torsion (autour de l'axe z du FEM) et de l'effort tranchant (suivant l'axe y du FEM) pour la section d'aile réelle à l'étude. La distribution de ces efforts tranchants et ces moments est présentée suivant l'envergure (axe z du FEM) à partir de l'emplenture (0 mm) jusqu'au bout de l'aile (-1500 mm). La distribution des efforts tranchant est exprimée en N et celle des moments est exprimée en Nm.

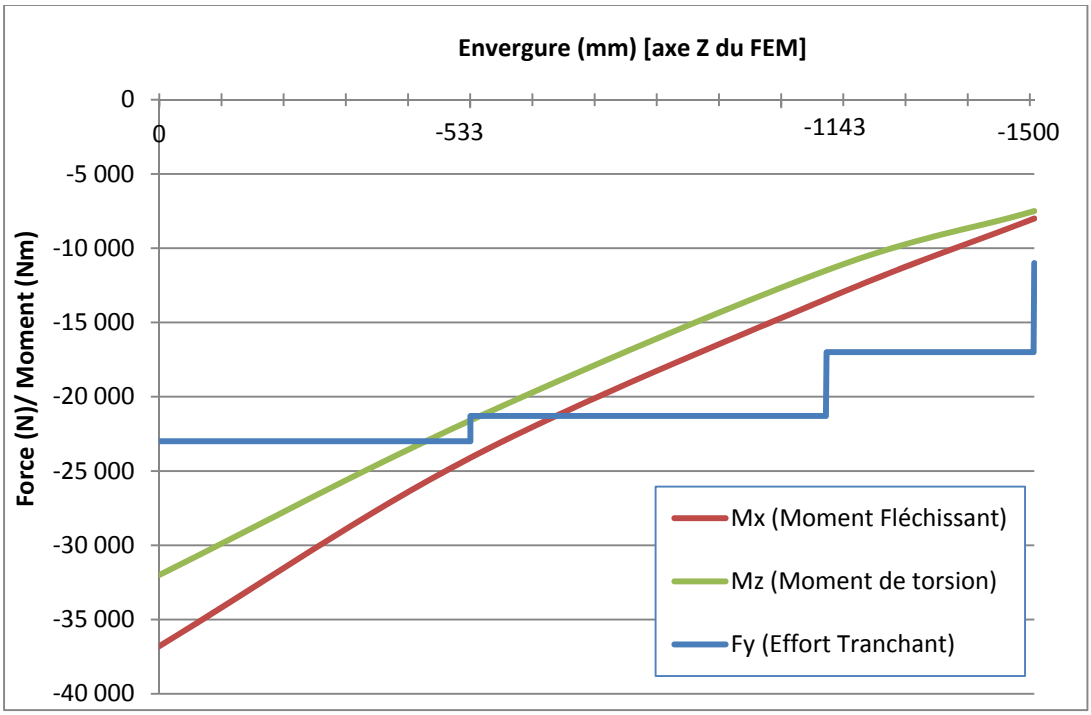


Figure 4.9 Chargement limite en flexion négative (-1g)

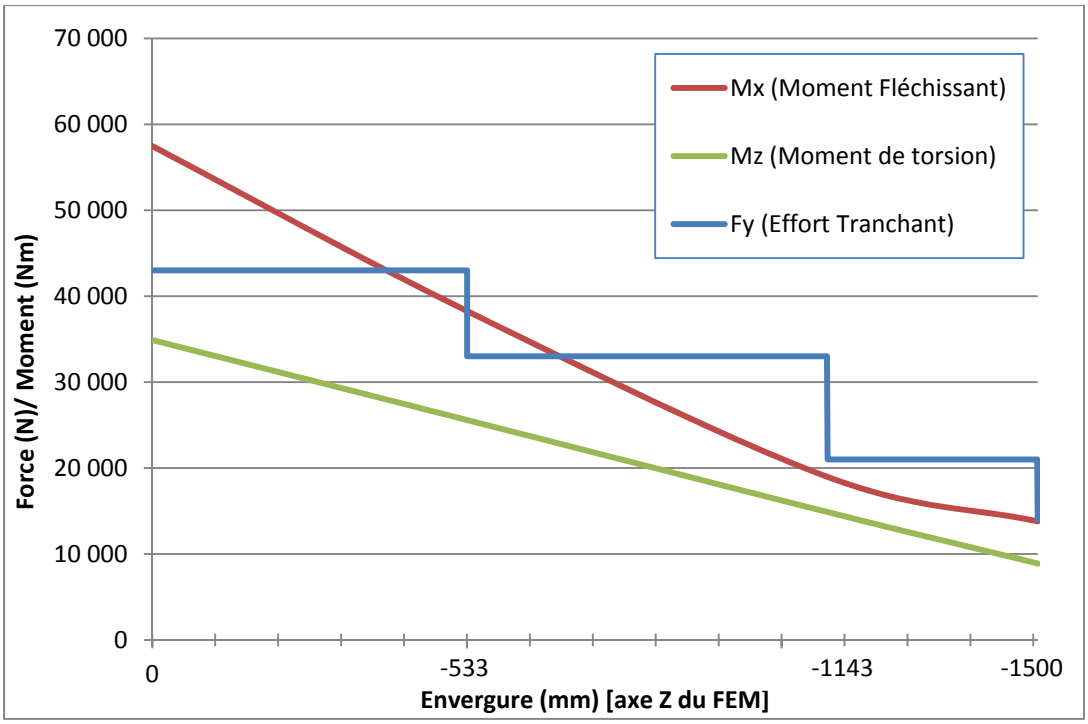


Figure 4.10 Chargement limite en flexion positive (2.5g)

Les forces et moments équivalents sont extraits de ces distributions pour chaque position de nervure excepté à l'emplanture. Les positions des nervures par rapport à l'emplanture suivant l'axe Z du modèle sont de -533mm, -1143 mm et -1500 mm. Les forces et les moments appliqués à chaque section de nervure du FEM sont présentés au Tableau 4.2. Ces chargements limites sont ensuite multipliés par le facteur de sécurité ultime ($n=1.5n_l$).

Tableau 4.2 Efforts tranchants, moments de flexion et de torsion équivalents à chaque section de nervures (en N et Nmm)
Tirée de Chaussée (2013)

To Apply	Upbend Case			Downbend Case		
Rib Station	**dFy**	**dMx**	**dMz**	**dFy**	**dMx**	**dMz**
-533	11,882	9,896,291	18,400,000	-4,000	-5,160,352	-9,000,000
-1143	7,500	193,997	6,000,000	-6,000	-1,495,283	-4,000,000
-1500	14,000	13,800,000	8,900,000	-11,000	-8,000,000	-7,500,000

À chaque section de nervure, une force (F_y), un moment de flexion (M_x) et un moment de torsion (M_z) sont appliqués à un élément RBE3 (*voir* Figure 4.11). L'élément RBE3 est utilisé de façon à ce que la charge appliquée au noeud central (indépendant) soit distribuée de façon égale aux noeuds dépendants à lequel il est lié. Ces noeuds dépendants incluent les noeuds des longerons pour les nervures au centre et les noeuds du pourtour du *wingbox* pour les sections aux extrémités. Le RBE3 à la racine est lié à un élément CBUSH rigide dont tous les degrés de liberté en rotation et en translation sont contraints par un SPC. Ce type de modélisation combinée d'éléments RBE3 et de CBUSH permet de répartir les forces et moments résultants à l'encastement aux noeuds dépendants du RBE3. Ce dernier type d'élément alloue cependant les déformations naturelles de la structure à l'encastrement et cela a pour effet de diminuer les concentrations de contraintes qui pourraient être associées à l'utilisation d'un élément complètement rigide pour simuler l'encastrement (ex: RBE2).

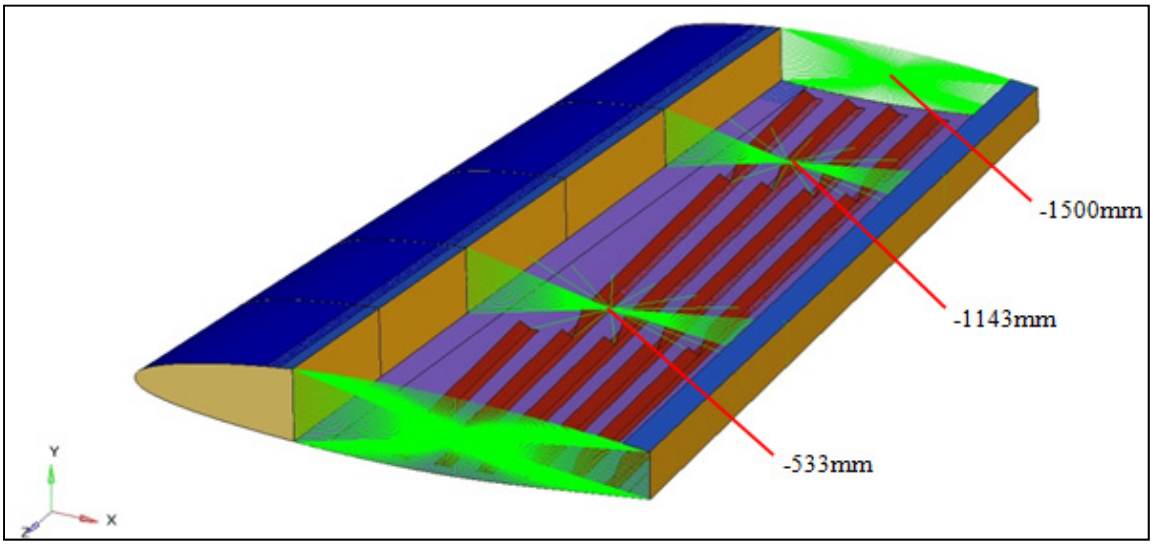


Figure 4.11 Position des éléments RBE3 pour application de la charge

4.5 Étude de convergence du maillage

Une étude de convergence du maillage est ensuite réalisée afin d'assurer la fiabilité des résultats obtenus en fonction du temps CPU des simulations. Cela permet d'assurer une précision accrue des résultats pour un temps CPU minimisé, permettant de réduire le temps

CPU lors des analyses et des itérations de l'optimisation par éléments finis. Cette étude de maillage est effectuée en prenant pour résultat le premier mode global de flambage de la peau en aluminium. L'aile fut d'abord modélisée de façon détaillée avec des éléments coques pour tous les éléments structuraux (longerons, raidisseurs, peaux, etc). La densité du maillage fut modifiée jusqu'à ce que la convergence soit atteinte. La fonction utilisée pour modifier le maillage est «*Refine element*» qui permet de raffiner le maillage en sélectionnant une nouvelle taille d'éléments. Le maillage est ensuite analysé avec la fonction «*Quality Index*» afin d'identifier et corriger les éléments présentant de fortes déviations par rapport aux critères de qualités. Des fonctions d'optimisation manuelle et automatique de la qualité des éléments sont ensuite utilisées afin d'assurer la qualité du maillage, concernant notamment l'oblicité, le gauchissement, les angles permissibles, le Jacobien et le ratio des dimensions des éléments.

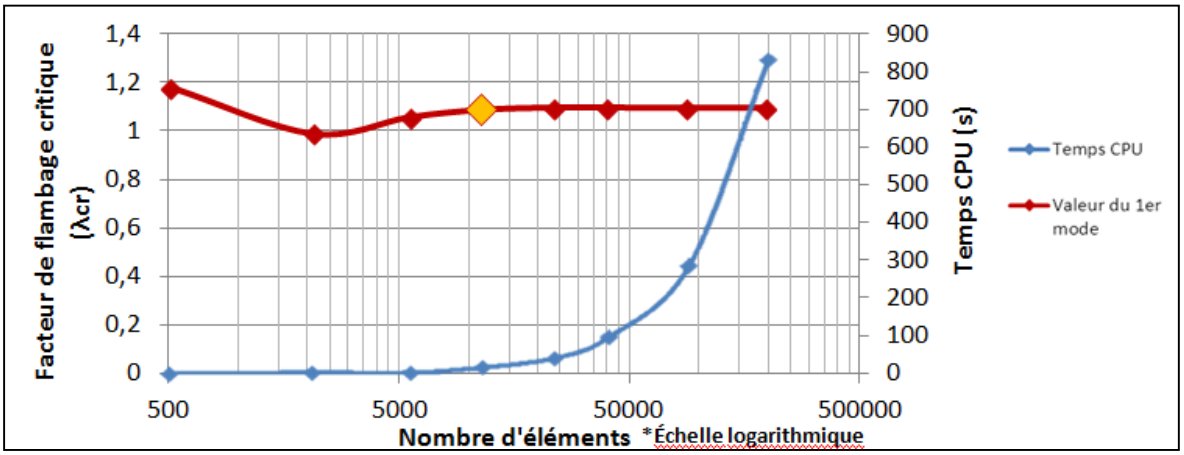


Figure 4.12 Convergence du maillage pour le premier mode de flambage

Le maillage choisi présente le meilleur compromis entre la précision et le temps de calcul CPU. Ce maillage (*voir* Figure 4.12) comporte 11 406 éléments pour la peau de l'extrados. Le facteur de flambage critique (λ_{cr}) obtenu est de 1,059, soit une différence relative d'environ 0,3% avec le maillage comportant deux fois plus d'éléments (≈24 000 éléments) et 0,76% avec le maillage le plus dense réalisé (≈194 000 éléments). Le temps de calcul CPU pour le maillage choisi est de 16 secondes, soit beaucoup plus court que les deux autres maillages mentionnés (39s et 776s respectivement).

4.6 Analyse structurale

L'analyse de faisabilité du concept est réalisée à partir de la structure originale donnée par l'équipe de structure de BA. Elle est réalisée avec des composantes en aluminium afin d'évaluer dans un premier temps la viabilité du concept. Bien qu'étant conscient des différences qui existent entre une peau en aluminium et une peau en composite, il est acceptable à l'étape préliminaire de simplifier l'analyse en utilisant une peau d'épaisseur constante en aluminium. La future peau en composite sera optimisée et les propriétés orthotropes du composite permettront suffisamment de liberté de design pour adapter l'intégrité structurale de la peau en composite. Il est donc acceptable à cette étape d'évaluer le la faisabilité du concept avec une peau en aluminium.

L'analyse consiste à évaluer le concept d'un extrados à la fois déformable et structural. Ainsi, la peau et les raidisseurs de l'extrados sont détachés des nervures centrales, comme le montrent les points rouges à la Figure 4.13. La peau est seulement fixée sur son pourtour (lignes rouges). Cette analyse sert notamment à évaluer les effets de la charge aérodynamique sur une peau détachée des nervures centrales et seulement supportée par les actionneurs assurant les déformations de la peau. Cela permet d'évaluer la possibilité d'utiliser une peau déformable en tant que structure primaire soutenant les efforts en vol et éviter l'ajout de sous-structures à cet effet. L'analyse de faisabilité du présent concept s'appuie sur l'évolution des contraintes et du flambage de la peau.

L'impact de cette peau déformable sur le comportement global de la structure de l'aile est également évalué à ce stade. Cela permet notamment de cibler de futures modifications à apporter à la structure afin qu'elle conserve ses qualités structurales initiales et une rigidité équivalente (type de fixations, configuration des raidisseurs de l'extrados, modification des nervures centrales, etc).

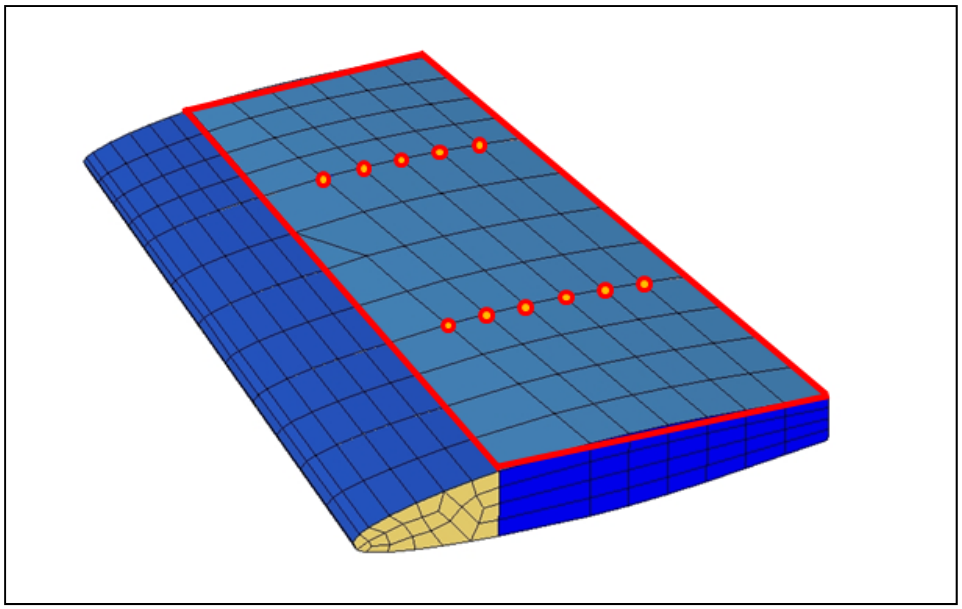


Figure 4.13 Schéma de la peau déconnectée des nervure (GFEM)

L'étude s'effectue en comparant deux modèles: le modèle original (peau attachée aux nervures), et le modèle dont la peau est supportée par les actionneurs. Ainsi, des éléments ROD ont été modélisés pour ce dernier cas afin de simuler l'effet autobloquant des actionneurs. Un élément ROD comporte seulement des degrés de liberté en translation (degrés de liberté 1, 2 et 3), le rendant apte à reprendre des efforts seulement en tension et en compression (*voir* Figure 4.15). Cela assure un lien entre deux nœuds d'un modèle par éléments finis tout en permettant les rotations aux extrémités, simulant bien l'effet des futurs actionneurs dont les fixations devraient comporter des rotules. Ces éléments ROD ont été ajoutés à l'endroit où les quatre actionneurs seront positionnés dans la réalité, soit près des nervures centrales à des distances de 32%c et de 48%c (*voir* Figure 4.14). L'aile étant trapézoïdale, les positions des actionneurs par rapport aux longerons avants (L1 et L2) sont calculées et présentées au Tableau 4.3.

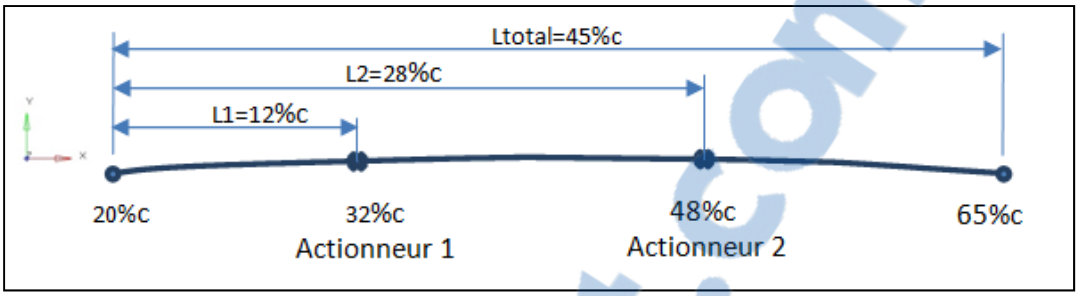


Figure 4.14 Positions relatives des actionneurs par rapport à la corde

Tableau 4.3 Positions des actionneurs par rapport au longeron avant

Nervures	**Position suivant l'envergure (mm)**	**L1 (mm) Actionneur 1**	**L2 (mm) Actionneur 2**
#2	533	161	375
#3	1143	145	335

Les éléments ROD (*voir* Figure 4.15) ont également des propriétés assignées. Pour le cas à l'étude, le même matériau (aluminium) est utilisé et un diamètre de 25 mm (1 po) est choisi pour les simulations. Ce dernier est choisi de façon à représenter le diamètre réel des actionneurs utilisés. Des éléments rigides RBE2 sont ajoutés aux extrémités des ROD de façon à assurer une surface de contact représentative avec la peau, soit d'environ 645 mm^2 (1 po^2).

Rapport-Gratuit.com

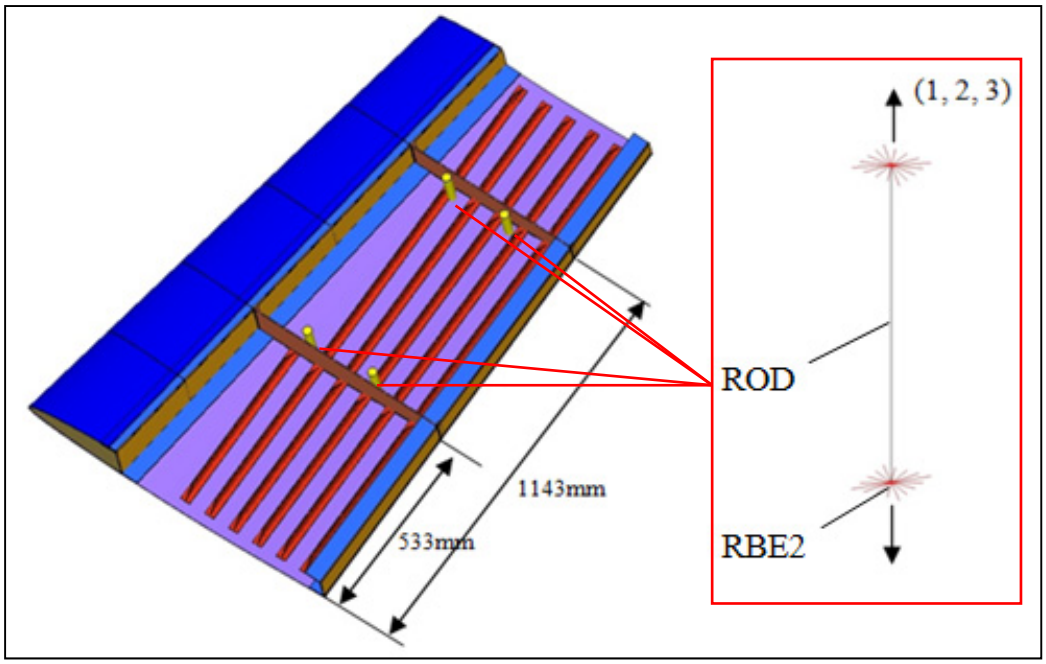
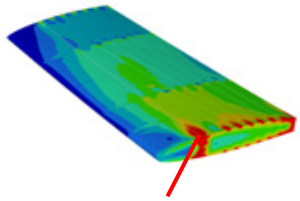
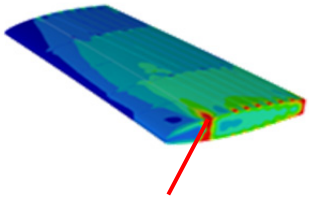
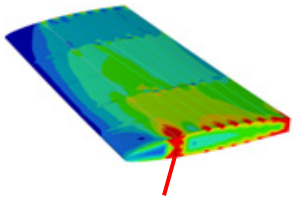
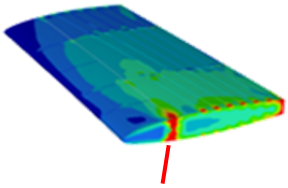


Figure 4.15 Modélisation et position des actionneurs

4.6.1 Analyse des contraintes

La première analyse réalisée vise à comparer l'évolution des contraintes de la peau simplement supportée par les actionneurs par rapport à la section d'aile originale sous chargement ultime. Comme montré au Tableau 4.4, les analyses sont réalisées pour les cas de chargement ultime positif (3.75g) et négatif (-1.5g). Il est possible de noter une légère augmentation des contraintes Von Mises de la peau lorsqu'elle est seulement supportée par les éléments ROD. Ces augmentations sont de l'ordre de 10 à 15 MPa et sont jugées très faibles. Cela porte à conclure que la peau une fois détachée des nervures est contrainte de façon similaire au modèle original. La contrainte maximale atteinte est de 345 MPa pour la peau détachée des nervures centrales sous chargement ultime positif et cette contrainte est située à l'emplanture près du longeron avant. Cependant, ces valeurs n'atteignent pas les limites de rupture des aluminiums généralement utilisés pour les structures aéronautiques.

Tableau 4.4 Évolution des contraintes Von Mises de la peau détachée des nervures

	Contraintes Von Mises (MPa)	**Chargement Ultime Positif (3.75g)**	**Chargement Ultime Négatif (-1.5g)**
Section d'aile originale	3.500E+02 3.111E+02 2.722E+02 2.333E+02 1.944E+02 1.556E+02 1.167E+02 7.778E+01 3.889E+01 0.000E+00	 Max = 334 MPa	 Max = 315 MPA
Peau supportée par les éléments ROD		 Max = 345 MPa	 Max = 323 MPa

Il est cependant possible de constater une grande augmentation des contraintes pour les nervures centrales. La Figure 4.16 montre que lorsque la peau est attachée, les nervures présentent des contraintes bien réparties sur leur pourtour et dont les valeurs maximales locales sont de l'ordre de 160 MPa pour le cas de chargement ultime positif. Une fois la peau détachée, on remarque que la partie supérieure est moins contrainte. Cela est dû au fait que la peau supérieure ne redistribue plus d'effort aux nervures étant déconnectée de celles-ci. Cependant, les coins supérieurs sont fortement contraints et présentent des maximums locaux avoisinant 300 MPa pour le cas de chargement ultime positif. Ces augmentations de contrainte sont probablement dues à un effort plus important sur la périphérie du *wingbox* lorsque la peau de l'extrados est libre. Ainsi, les nervures sont fortement contraintes par la torsion et la flexion de l'aile. Bien que les nervures soient davantage sollicitées, les valeurs de contraintes n'atteignent pas les limites de rupture des aluminiums généralement utilisés pour les structures aéronautiques. Des renforts locaux (semelles, raidisseurs) permettraient d'atténuer ce phénomène.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

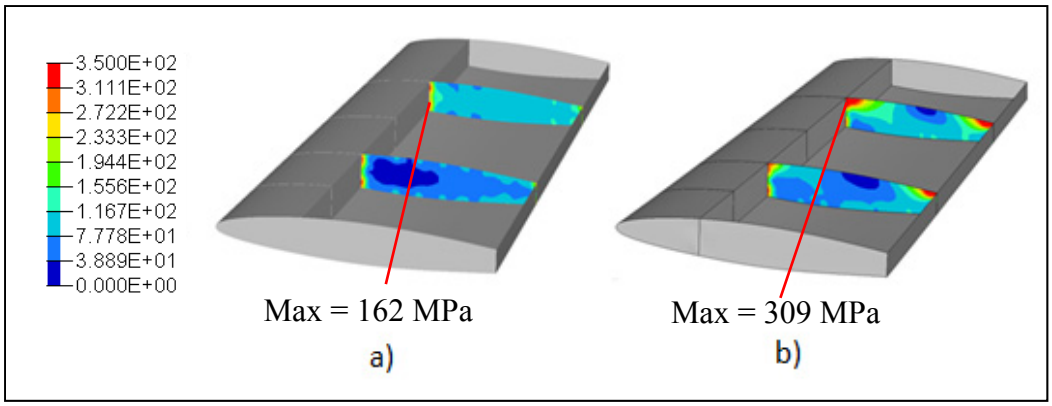


Figure 4.16 Contrainte Von Mises des nervures centrales (MPa)
a) Aile Originale b) Peau détachée des nervures

4.6.2 Analyse de flambage

La deuxième analyse vise à comparer le flambage global des deux différents modèles sous chargement ultime. Le flambage global de la peau d'aluminium de l'aile originale est comparé à la Figure 4.17 au modèle dont la peau est détachée des nervures. La valeur du facteur critique est réduite de près de la moitié pour ce dernier modèle (0,56) par rapport au modèle original (1,06).

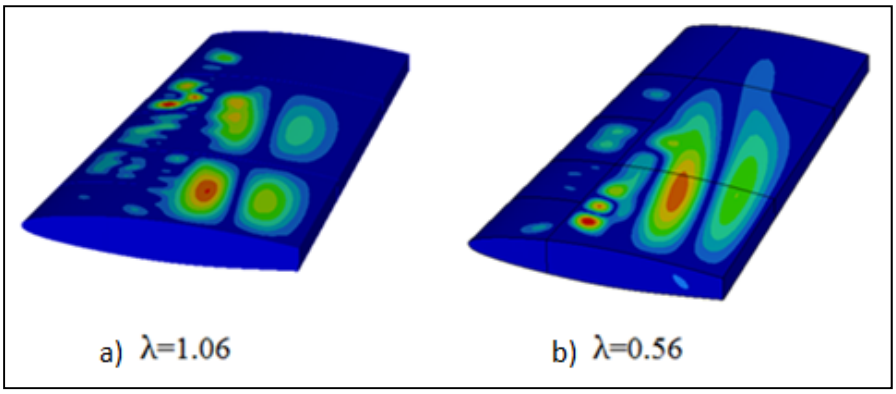


Figure 4.17 Premier mode de flambage global
a) Aile originale b) Peau détachée des nervures

La valeur critique de 0,56 signifie que le premier mode est suceptible de se produire à près de la moitié de la charge ultime appliquée. Les quatre premiers modes globaux sont d'ailleurs

sous le facteur critique admissible de 1 et ceux-ci varient entre 0,56 et 0,79 (*voir* Figure 4.18). Le modèle original présente toutefois des facteurs critiques de flambage au-dessus de la valeur critique admissible, soit des valeurs comprises entre 1,06 et 1,18 pour les quatre premiers modes. Il est donc possible de conclure que la peau détachée des nervures n'a plus la même capacité face au flambage. Le flambage est jugé très critique pour le concept d'aile adaptative puisqu'aucun mode ne doit normalement se produire avant la charge ultime, ce qui entrainerait un bris prématuré de l'aile. Une grande considération est portée au flambage global lors de l'optimisation de peau de composite afin de dimensionner efficacement la peau en composite pour assurer sa stabilité au flambage.

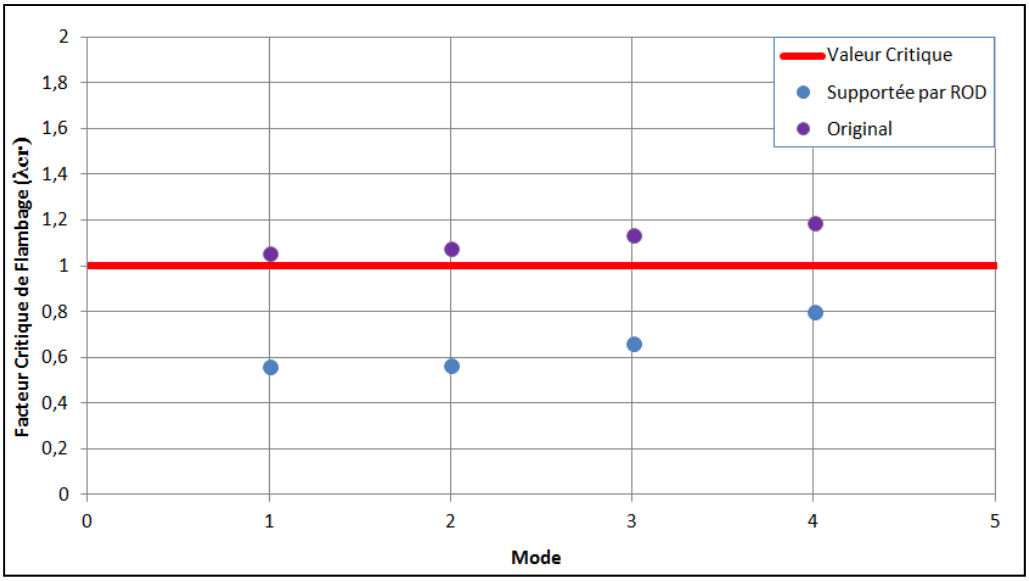


Figure 4.18 Comparaison des facteurs critiques pour les premiers modes de flambage globaux

Des modes de flambage pour les nervures surviennent également sous la valeur critique admissible. Les valeurs des deux premiers modes ont des facteurs critiques aussi bas que 0,16 et 0,24 (voir Figure 4.19). Les modes sont localisés sur l'extrémité libre des nervures maintenant détachées de la peau. Puisque les modes surviennent à des valeurs aussi basses, il fut nécessaire de redimensionner les nervures. La modélisation initiale fournie pour ces dernières n'était qu'une représentation surfacique comportant une épaisseur constante et maillée avec des éléments coques. Or, en réalité, les nervures comprennent également des

éléments structuraux tels des semelles et des raidisseurs. Les nervures furent redimensionnées suivant les requis de BA et furent modélisées par l'ajout d'éléments structuraux supplémentaires (semelles, raidisseurs) lors de la phase de dimensionnement de la partie rigide en aluminium réalisée par l'étudiant à la maîtrise David Barry. Ce dimensionnement incluait notamment le respect des critères admissibles pour les contraintes (*Von Mises*), le flambage et le *crippling*.

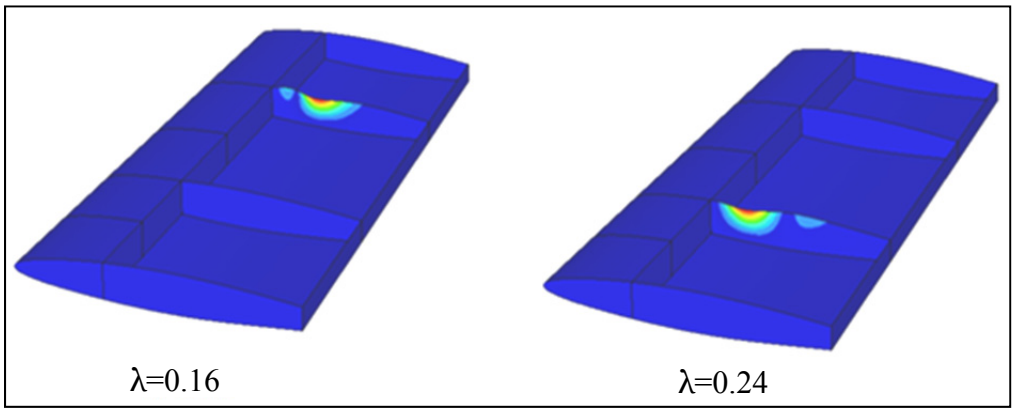


Figure 4.19 Deux premiers modes de flambage des nervures

4.7 Analyse des déformations

La seconde analyse traite quant à elle de la forme de la peau une fois déformée et les forces de réaction des actionneurs toujours pour une peau d'aluminium d'épaisseur constante. Les éléments ROD sont utilisés pour réaliser les déformations. Les éléments ROD sont numérotés à la Figure 4.20 et cette numérotation est utilisée pour désigner les actionneurs pour la suite de ce chapitre. Cette analyse permet d'évaluer l'erreur sur la forme désirée et les forces d'actionnement nécessaires pour différents déplacements. Ces informations servent par la suite à orienter la conception de la peau adaptative en composite et la conception des actionneurs.

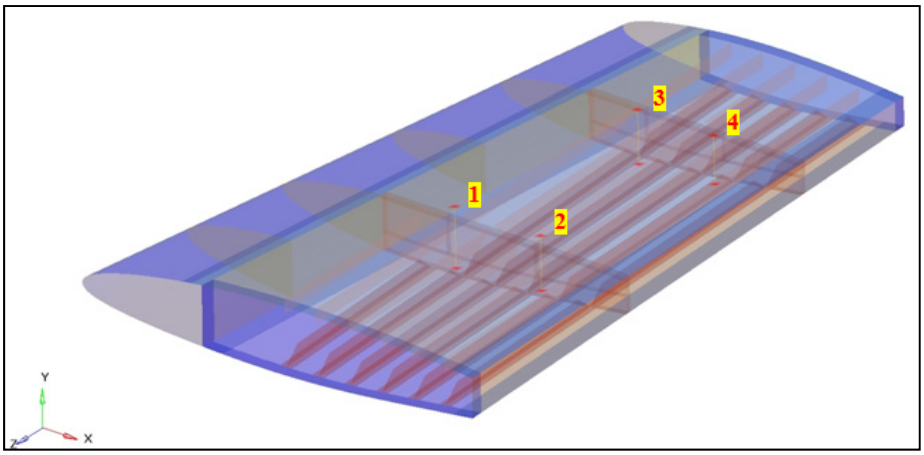


Figure 4.20 Numérotation des actionneurs

Pour simuler les déplacements, la dilatation thermique ε_T de l'élément ROD est utilisée pour obtenir le déplacement désiré δ de chaque actionneur (*voir* Équations 4.1 et 4.2). Les paramètres du matériau utilisé sont préalablement fixés de façon unitaire et il est ensuite possible d'obtenir les déplacements désirés des actionneurs en modifiant la température finale (T_f) de l'élément ROD comme montré à l'équation (4.3), où α_T, L_0 et T_i représente respectivement le coefficient de dilatation linéaire du matériau, la longueur initiale de l'élément ROD et la température initiale de l'élément ROD.

$$\varepsilon_T = \alpha_T L_0 \Delta T \tag{4.1}$$

$$\delta = \varepsilon_T \tag{4.2}$$

$$T_f = \frac{\delta}{\alpha L_0} + T_i \tag{4.3}$$

4.7.1 Analyse des formes

La première analyse réalisée vise à vérifier la déviation des déformations obtenues de la peau en aluminium pour différents profils aérodynamiques optimisés. Ainsi, de nombreuses coupes dans le sens de la corde sont réalisées sur la peau d'aluminium après déflexion des actionneurs pour différents cas aérodynamiques. L'erreur relative au profil optimisé est par la suite calculée. Il est possible de constater que la forme obtenue n'est pas du tout uniforme comme le montre l'exemple de déplacements maximums positifs à la Figure 4.21. Ce cas présente des déplacements de 3,5 mm pour les actionneurs 1 et 3 et des déplacements de 5 mm pour les actionneurs 2 et 4. La déformation obtenue présente une zone importante (73% à 78% en excluant les zones tangentes aux deux extrémités) où la déformation est plutôt progressive et ne correspond pas au profil ciblé. Pour la région de contrôle située entre les deux nervures du centre, l'erreur relative par rapport au profil ciblé varie de 10% à 30% comme le montre la coupe réalisée à la nervure #2 illustrée à la Figure 4.22. L'erreur absolue maximale du profil déformée du FEM est de près de 1mm par rapport au profil ciblé, ce qui correspond à une erreur relative de 25,8%. Seulement une petite section de la région au centre (s'étalant seulement sur 15% à 20% de l'envergure) comporte une erreur relative au profil optimisé de moins de 10% comme le montre le profil au centre de la zone adaptative illustré à la Figure 4.23. À cet endroit, l'erreur absolue maximale du profil déformée du FEM est de 0,2 mm par rapport au profil ciblé, ce qui correspond à une erreur relative de 5,2%.

Or, l'objectif est d'obtenir une zone uniforme pour toute la région située entre les nervures du centre afin de garantir une amélioration de l'écoulement aérodynamique, ce qui n'est pas le cas pour les études préliminaires menées sur la peau d'aluminium. Il est également possible de constater que l'orientation des raidisseurs de la peau en aluminium a une influence sur la forme obtenue. En effet, les raidisseurs étant parallèles au longeron arrière, il tendent à rigidifier localement la peau suivant cette orientation. Cela a pour effet de déformer la section avant de la peau de façon oblique. Ainsi, les formes obtenues dévient des profils ciblés en partie dû à ce phénomène.

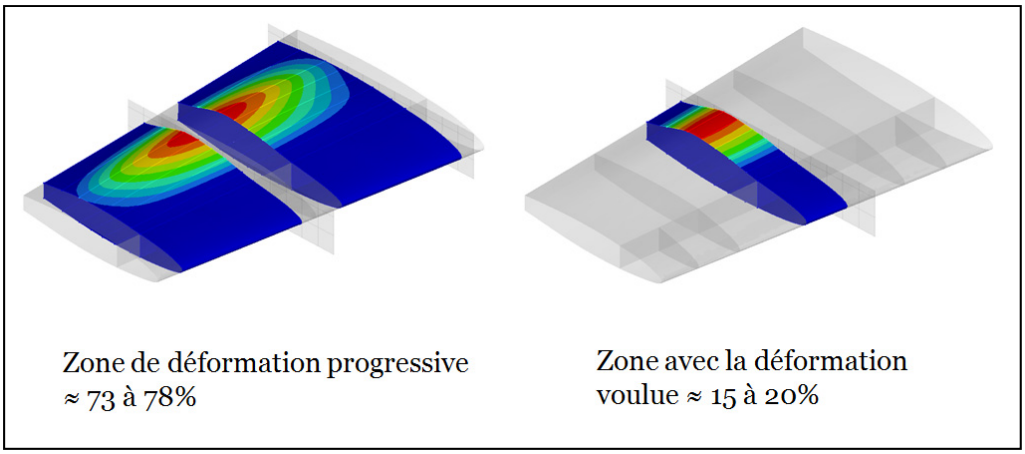


Figure 4.21 Zones de déformations

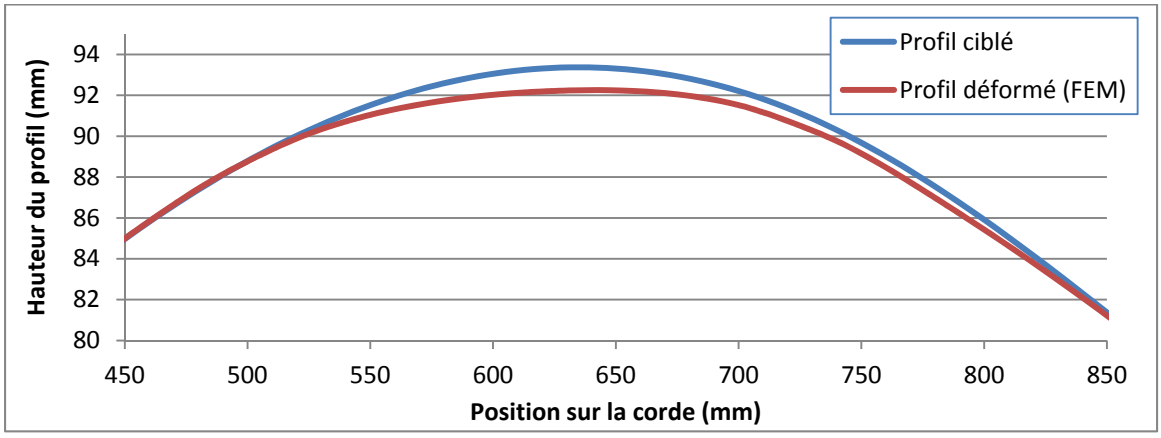


Figure 4.22 Coupe à la nervure #2 (z=-533mm) [erreur relative = 25.8%]

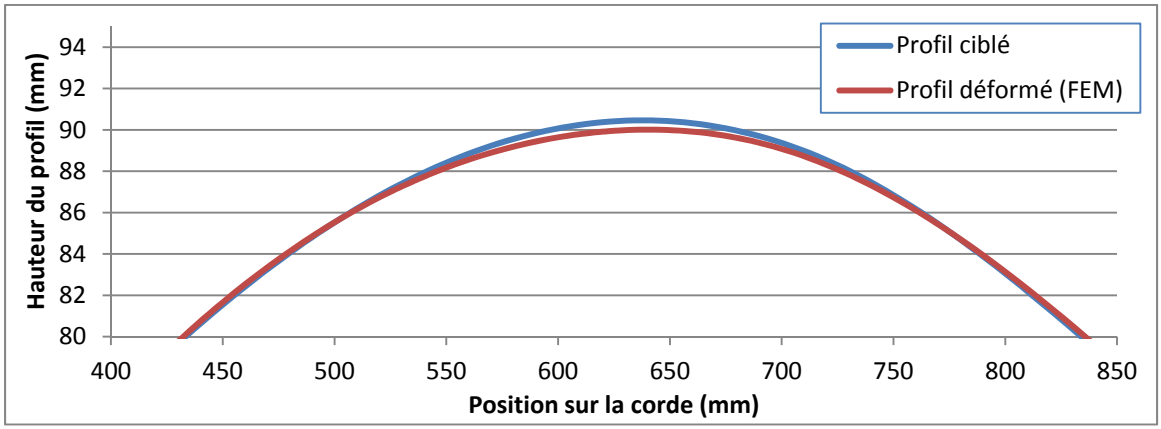


Figure 4.23 Coupe au centre de la zone adaptative (z=-832mm) [erreur relative = 5.2%]

Suite à l'analyse des formes obtenues pour plusieurs cas aérodynamiques, il est possible de constater le même type de déformations que pour le cas discuté précédemment et par conséquent, il est possible de conclure que les formes obtenues ne sont pas idéales pour favoriser les améliorations aérodynamiques souhaitées. En effet, la zone déformée entre les nervures est non-uniforme et ne correspond pas aux profils aérodynamiques optimisés. Les analyses aérodynamiques réalisées par l'étudiant à la maitrise de l'École Polytechnique Martin Robitaille ont montré qu'il était difficile de repousser le point de transition à partir de ces formes. Certains cas comme celui montré à la Figure 4.24 ont même affiché une transition prématurée une fois la peau déformée. Pour les conditions choisies, ce profil présentait une moins grande laminarité que le profil d'origine, dont la zone de transition (lignes noires) était à l'origine beaucoup plus située vers le bord de fuite que le profil déformé (zone verte). Les zones bleue et rouge représentent respectivement les zones laminaire et turbulente. Suite à ces analyses, il est jugé important d'obtenir une déformation plus uniforme pour la section comprise entre les nervures centrales et ainsi d'orienter l'optimisation de la peau de composite à cet effet. Ainsi, une hypothèse est soulevée afin de potentiellement utiliser la surface déformée comme réponse lors de l'optimisation de la peau en composite. Cette zone pourrait être contrainte afin que la peau une fois déformée corresponde davantage aux profils optimisés. Cela s'avère une bonne solution afin de réduire les erreurs sur la forme de la peau en composite une fois déformée par rapport aux profils souhaités.

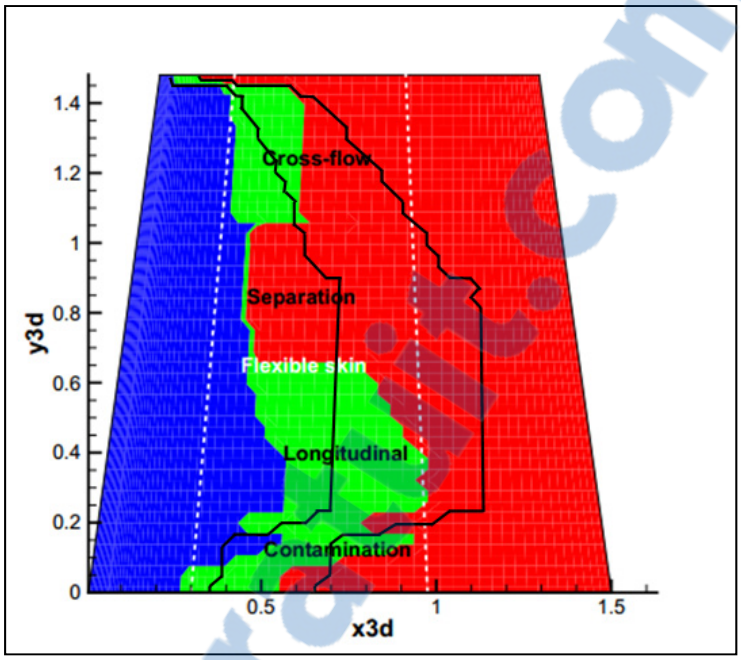


Figure 4.24 État de la couche limite pour la peau d'aluminium (Ma=0.3, α=1)

4.7.2 Analyse des forces d'actionnement

La seconde analyse concerne les forces de réaction de chaque actionneur. Dans un premier temps, une analyse est réalisée en faisant varier le déplacement de chaque actionneur individuellement en gardant les trois autres fixes. L'objectif est de quantifier la force maximale de chaque actionneur jusqu'à un déplacement maximal de 5 mm. Pour cette course, les forces de réaction des actionneurs varient entre 1500N et 3029N. Les résultats détaillés de cette analyse sont présentés à l'ANNEXE II.

Il est cependant improbable que les actionneurs aient des déflections individuelles de plus de 5 mm relativement aux autres actionneurs. Ce pourquoi une analyse plus détaillée est réalisée mais cette fois par ligne d'actionnemment, c'est-à-dire pour des déplacements combinés pour les actionneurs avant (1 et 3) alors que les actionneurs arrière (2 et 4) demeurent fixes et vice versa. Les résultats sont présentés à la Figure 4.25. Les zones en vert indiquent la plage d'opération moyenne selon l'ensemble des cas aérodynamiques qui seront testés en soufflerie.

Rapport-Gratuit.com

Les zones en jaune représentent les déplacements allant jusqu'à la course maximale de 5 mm. Il est possible de constater que les actionneurs nécessitent une force allant jusqu'à environ 1500N pour la moyenne des déplacements. Pour des courses allant jusqu'à 5 mm, les forces obtenues sont d'un peu moins de 2000N à l'exception de l'actionneur 3 dont la valeur atteint tout près de 2800N.

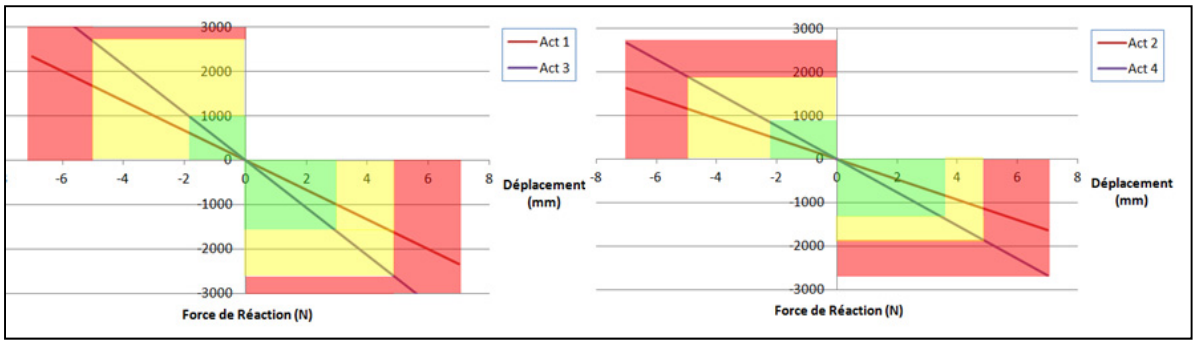


Figure 4.25 Force d'actionnement pour 1 rangée d'actionneur à la fois

Les forces présentées précédemment sont obtenues pour un déplacement relatif de 5 mm d'une rangée d'actionneur par rapport à la seconde demeurant fixe. Les cas aérodynamiques comportant les déplacements maximums ont également été testés afin de calculer les forces pour les cas jugés les plus défavorables. Ils sont présentés au Tableau 4.5, où les cas 1 et 2 présentent les plus grands déplacements (négatif et positif), le cas 3 présente des déplacements jugés typiques de la majorité des cas et le cas 4 présente des déplacements dont l'écart entre les deux lignes d'actionnement est maximal. Les déplacements fournis par l'optimisation aérodynamique sont pour une corde maximale de 1500 mm. Or, comme la corde diminue suivant l'envergure, les déplacements fournis sont mis à l'échelle pour chaque actionneur selon leur corde respective.

Tableau 4.5 Déplacements maximums de l'optimisation aérodynamique

Cas	Act. 1 et 3 (mm)	Act. 2 et 4 (mm)	Act. 1 (mm)	Act.2 (mm)	Act. 3 (mm)	Act.4 (mm)
1	-3,57	-4,08	-3,2	-3,8	-2,9	-3,4
2	3,15	5,08	2,9	4,7	2,6	4,2
3	3,20	2,95	3,0	2,8	2,7	2,4
4	1,42	-2,17	1,4	-2,0	1,2	-1,8

Les résultats obtenus pour les différents cas du tableau précédent sont présentés à la Figure 4.26. Les forces obtenues sont comprises entre un minimum de 500N et un maximum de 1132N. Ces valeurs, avec celles des autres analyses présentées précédemment, servent à orienter la conception des actionneurs notamment pour la force que doivent développer ces derniers pour reproduire les formes désirées. Suite à ces analyses, il est possible de conclure que la force minimale à considérer lors de la conception des actionneurs est d'environ 1500N à 2000N pour une course allant jusqu'à 5mm.

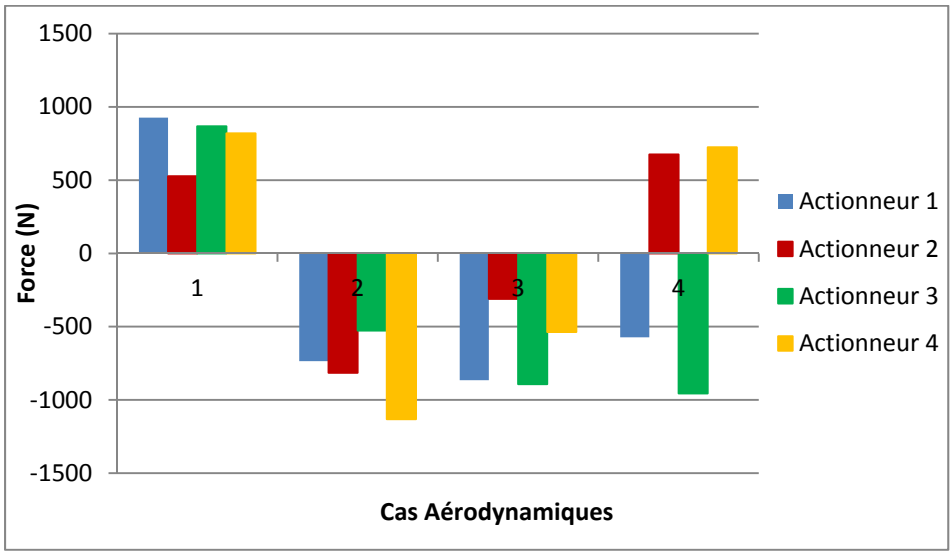


Figure 4.26 Force d'actionnement pour différents cas aérodynamique

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

4.8 Discussion

Cette étude de concept visait d'abord à analyser l'intégrité structurale de l'aile adaptative sous chargement aérodynamique réel grâce à une analyse préliminaire réalisée sur une peau d'aluminium d'épaisseur constante. Les résultats ont montré que le concept d'une peau détachée des nervures centrales et supportée par les actionneurs est viable. En effet, suite à l'étude, l'évolution des contraintes est jugée similaire à celle de la section d'origine. Il est cependant possible de constater une diminution de près de la moitié de la stabilité en flambage de la peau détachée des nervures. Le flambage global de la peau est donc grandement à considérer pour l'optimisation de la peau en composite afin d'assurer la viabilité du concept. Il fut également possible de constater une grande augmentation des contraintes et de divers modes de flambage locaux sur les nervures centrales une fois détachées de la peau supérieure. Ces nervures devront donc subir un dimensionnement approprié afin d'améliorer leur stabilité au flambage lors du dimensionnement des éléments structuraux en aluminium réalisé par mon collègue et étudiant à la maitrise David Barry.

La deuxième partie de l'analyse visait à évaluer les formes aérodynamiques ainsi que les forces d'actionnement en utilisant encore une fois la peau d'aluminium d'origine à épaisseur constante. Les formes obtenues sur cette peau d'aluminium s'avèrent être inappropriées pour garantir de bonnes améliorations de la laminarité de l'aile. D'abord, les formes obtenues pour la zone effective (comprise entre les deux nervures centrales) ne sont pas uniformes et les raidisseurs actuels influencent grandement les déformations par leur orientation. Ces constatations ont permis d'orienter l'optimisation de la peau en composite par la nécessité d'inclure un contrôle de la surface déformée lors du processus d'optimisation. Une hypothèse fut soulevée, soit d'assurer le contrôle de la forme lors de l'optimisation par l'ajout de réponses de déplacements de cette surface à la fonction objective. Finalement, les forces d'actionnement ont également été évaluées pour différents cas aérodynamiques. Les résultats des forces préliminaires ont finalement permis d'orienter la conception des actionneurs.

CHAPITRE 5

OPTIMISATION DE LA PEAU EN COMPOSITE

Ce chapitre présente le processus d'optimisation de la peau en composite. La première partie de ce chapitre comprend une analyse comparative de trois concepts de raidisseurs. Cette étude vise à choisir la configuration initiale des raidisseurs qui permet de minimiser au mieux l'impact de ces derniers sur la déformation voulue. Une fois la configuration des raidisseurs choisie, s'ensuit l'optimisation de la peau en composite par la méthode des éléments finis en trois étapes (*free-size*, dimensionnelle et empilement des plis). D'abord, l'optimisation *free-size* est réalisée afin de déterminer conceptuellement la distribution d'épaisseur des plis de la peau. La seconde étape est l'optimisation dimensionnelle qui est réalisée afin de finement dimensionner l'épaisseur des plis des zones définies à l'étape d'optimisation précédente. Les précédentes étapes d'optimisation sont présentées dans des sections bien distinctes qui incluent les formulations mathématiques de la fonction objective ainsi que les résultats d'optimisation. À la dernière étape, la peau optimisée est simplifiée en considérant les règles de conception des structures en composite de BA. Finalement, les résultats de la phase d'optimisation sont résumés et discutés à la fin de ce chapitre.

5.1 Configuration des raidisseurs

Dans un premier temps, le choix de la configuration des raidisseurs est à déterminer. Une analyse comparative est réalisée pour trois concepts: raidisseurs continus, raidisseurs discontinus aux nervures et raidisseurs en quinconce (*voir* Figure 5.1). Puisque le pas des raidisseurs et leur orientation constituent des contraintes géométriques à respecter, cette étude vise à étudier la configuration idéale permettant de réduire l'influence qu'ont les raidisseurs sur la forme de la peau et de diminuer la force d'actionnement tel que discuté à la section 4.7.1. La section en "T" des raidisseurs est gardée constante pour cette étude comparative. Les dimensions (épaisseur et hauteur) de la section des raidisseur sera optimisé lors de l'optimisation de la peau en composite à la section 5.3.

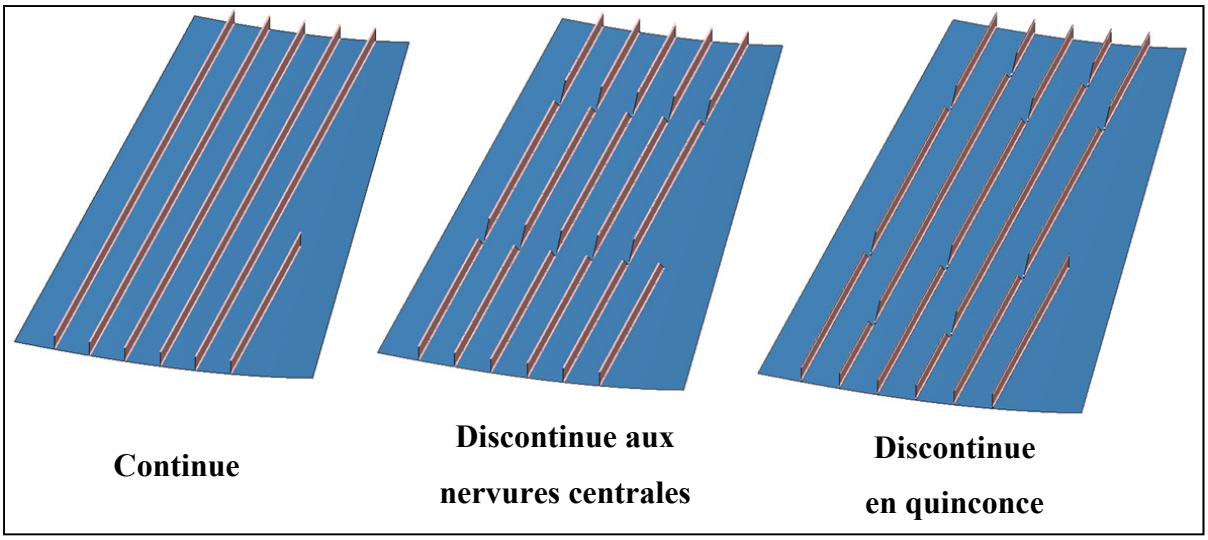


Figure 5.1 Configurations des raidisseurs

L'objectif est de déterminer la configuration de raidisseur qui permet de respecter au mieux la forme aérodynamique optimisée. Une fonction d'erreur est utilisée afin de déterminer l'erreur moyenne de la forme obtenue par rapport à la forme aérodynamique désirée. Cette fonction d'erreur correspond à la variance du déplacement des noeuds de la surface présentée à la Figure 5.2. Elle met en relation le déplacement désiré, $d_{désiré,n}$, de 200 noeuds de contrôle n au déplacement des noeuds du modèle par éléments finis, $d_{FEM,n}$ (*voir* Équation (5.1)). Cette même fonction d'erreur sur la forme est également utilisée pour l'optimisation de la forme à la section 5.3.

$$e = \frac{\sum_1^n \sqrt{\left(d_{désiré,n} - d_{FEM,n}\right)^2}}{n} \tag{5.1}$$

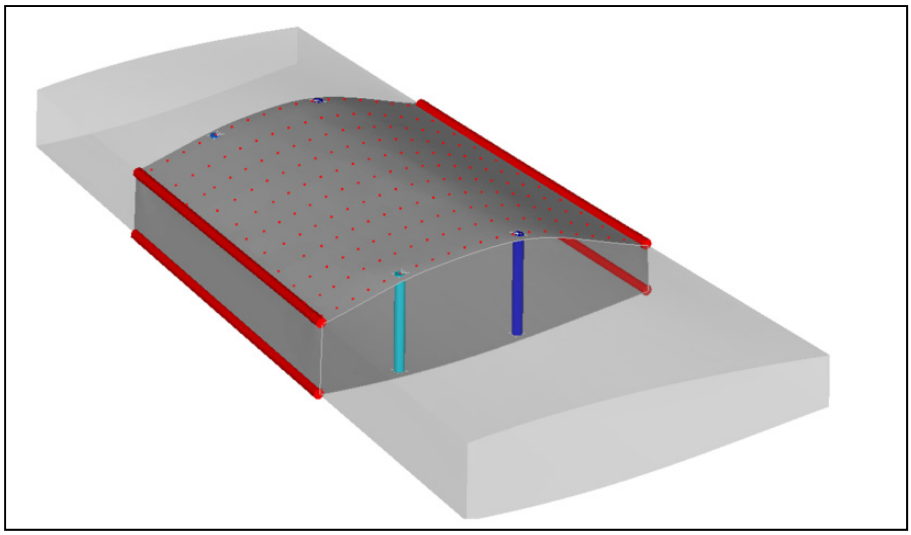


Figure 5.2 Surface déformée avec noeuds de contrôle

Les comparaisons sur la forme pour les trois configurations sont réalisées en utilisant les quatre cas aérodynamiques présentés précédemment au Tableau 4.5. Ces cas représentent les cas comportant les courses maximales positives et négatives (cas 1 et 2) et les cas jugés typiques comportant des déplacements représentatifs de l'ensemble des cas (cas 3 et 4).

5.1.1 Résultats - Erreur sur la forme

Dans un premier temps, l'erreur moyenne sur la forme est comparée pour les trois configurations. Le cas 1 est utilisé ici afin de procéder à la comparaison puisqu'il présente les plus grandes valeurs d'erreur. La Figure 5.3 compare les résultats obtenus pour le cas 1 avec chacune des trois configurations. Il est possible de constater dans un premier temps que les raidisseurs discontinus aux nervures présentent à la fois l'erreur moyenne la plus faible, soit une diminution relative de l'erreur sur la forme de 24% par rapport à la configuration d'origine, mais également les erreurs absolues minimum et maximum les plus faibles. La configuration des raidisseurs discontinus en quinconce présente également une diminution similaire de l'erreur, cependant les erreurs absolues de déplacement minimum et maximum sont dans ce cas augmentées par rapport à la configuration d'origine.

En comparant les déformées de la Figure 5.3, il est possible de constater que la déformée avec des raidisseurs découpés en quinconce présente une déformée non-uniforme et gauchie. La configuration découpée aux nervures présente une déformée améliorée par rapport à la configuration initiale et plutôt uniforme. La configuration discontinue aux nervures est donc beaucoup plus prometteuse que les deux autres solutions puisqu'elle présente la distribution la plus uniforme de la déformée et l'erreur sur la forme la plus faible.

	Continue	Discontinue aux nervures	Discontinue en Quinconce
e	0,45 mm	0,34 mm	0,38 mm
Min	-0,91 mm	-0,80 mm	-0,84 mm
Max	1,13 mm	0,95 mm	1,25 mm

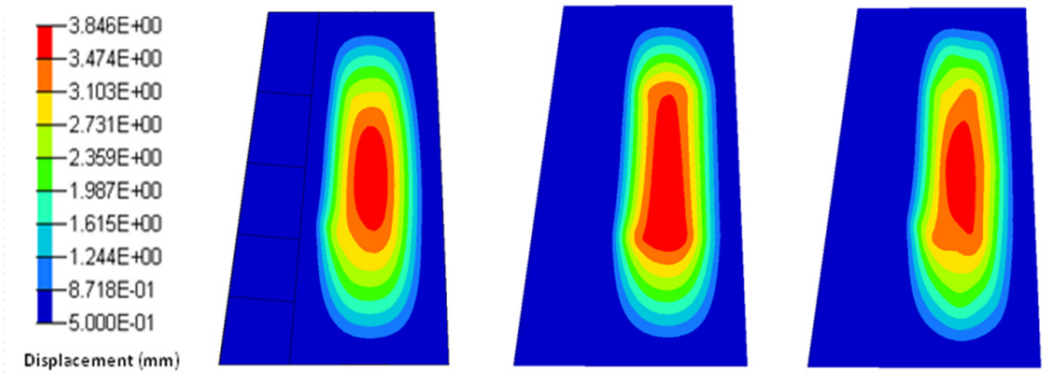


Figure 5.3 Erreur des différentes configurations de raidisseur

5.1.2 Résultats - Force résultantes des actionneurs

Les forces d'actionnement sont également comparées afin de déterminer l'effet de la configuration des raidisseurs sur la force de réaction des actionneurs. En comparant les deux configurations des raidisseurs discontinus à la configuration initiale (raidisseurs continus), il est possible de constater une diminution considérable des forces de réaction pour tous les cas (*voir* Figure 5.4). Cette diminution de force de réaction est de l'ordre de 5% à 35% selon les actionneurs et les cas aérodynamiques. La configuration discontinue au niveau des nervures

présente toutefois une réduction des forces de 2 à 5% supérieure à la configuration en quinconce.

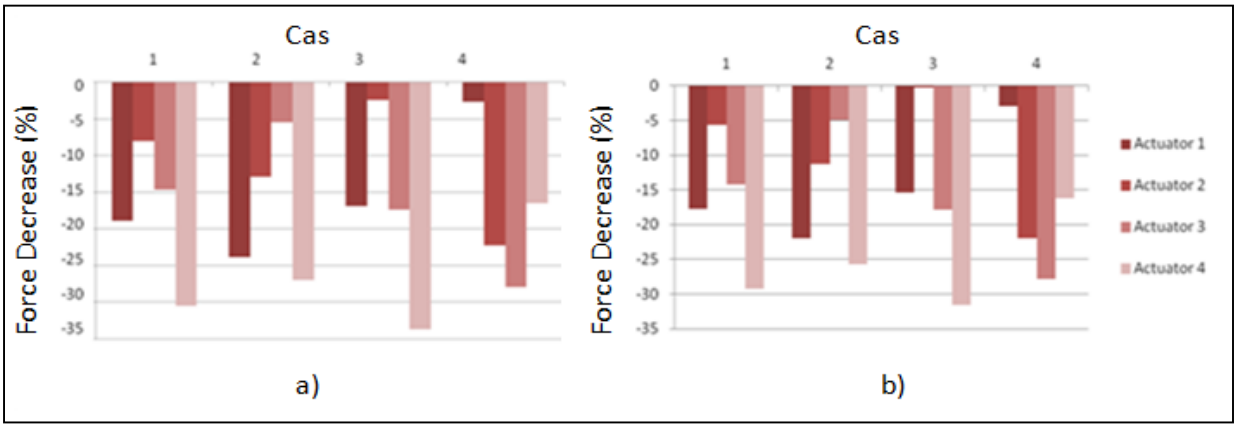


Figure 5.4 Réduction des forces d'actionnement par rapport à la configuration initiale
a) aux nervures b) en quinconce

Suite à ces comparaisons, la configuration de raidisseurs choisie est celle discontinue au niveau des nervures (*voir* Figure 5.1). En effet, elle présente à la fois l'erreur sur la forme la plus réduite et les forces de réactions des actionneurs (éléments ROD) les plus faibles. Ce concept est retenu comme géométrie de base pour l'optimisation de la peau de composite.

5.2 Conditions limites

Le modèle par éléments finis utilisé pour l'optimisation est le même que celui présenté à la section 4.3, c'est-à-dire la section d'aile dont la peau supérieure est détachée des nervures et simplement supportée par les actionneurs. La peau supérieure est cependant en composite à cette étape et les raidisseurs sont modélisés suivant la configuration choisie à la section 5.1. De plus, les éléments structuraux en aluminium ont été dimensionnés de façon à répondre au critère de résistance et de stabilité sous chargement ultime. Cette tâche fut effectuée par mon collègue David Barry. Le dimensionnement fut réalisé à partir d'un GFEM et repose sur diverses analyses comprenant les contraintes (Von Mises), le flambage, l'effondrement (*crippling*) et l'analyse des joints boulonnés. Un maillage fin est également utilisé suivant l'étude de convergence du maillage présenté à la section 4.5.

Les cas de chargement qui sont utilisés pour l'optimisation sont ceux présentés à la section 4.4, soit les cas de chargements réels de vol pour des manoeuvres ultimes positives et négatives provenant de l'enveloppe de vol de la section d'aile à l'étude. Ils sont d'ailleurs modélisés de la même façon, c'est-à-dire par des forces et des moments appliqués aux éléments RBE3 à chaque section de nervure. Ces chargements ultimes sont utilisés pour la phase d'optimisation en combinaison avec les déplacements maximaux des actionneurs permettant le changement de forme de la peau supérieure. Les cas considérés pour l'optimisation sont les cas de déplacements maximaux négatif et positif (cas 1 et 2 respectivement) présentés au Tableau 4.5. Seulement les cas de déplacements maximaux sont considérés puisqu'ils présentent les erreurs sur la forme les plus importantes. L'optimisation étant basée sur le déplacement des noeuds de la surface adapatative, les autres cas devraient présenter des erreurs semblables ou inférieures suite à l'optimisation par la linéarité du solveur (étude linéaire statique). Cela permet de minimiser le nombre de cas lors de l'optimisation et d'assurer une convergence plus rapide vers la solution optimale.

5.3 Optimisation de la peau en composite

5.3.1 Optimisation dimensionnelle libre (*Free-Size*)

L'optimisation dimensionnelle de type *free-size* est réalisée dans un premier temps afin de déterminer la distribution des plis nécessaire afin de respecter l'intégrité structurale de la peau en composite. Ce dimensionnement de type élémentaire permet une première représentation conceptuelle des besoins structuraux de la peau en dimensionnant de façon continue la distribution de l'épaisseur des plis de chaque orientation. L'objectif est donc de minimiser l'épaisseur de cette peau en composite tout en respectant les contraintes structurales et de fabrication imposées. La peau obtenue comporte donc d'importantes variations d'épaisseur. D'un point de vue fonctionnel, seulement des contraintes d'optimisation de flambage et de déplacement statique sont utilisées à cette première étape d'optimisation. Les indices de rupture des composites (Tsai-Wu, Hill ou autres) ou encore les contraintes elles-même ne sont pas disponibles que ce soit pour le *free-size* composite ou la topologie composite avec le logiciel *Altair Optistruct*. Les indices de rupture des composites sont plutôt utilisés comme

contrainte d'optimisation lors de l'optimisation dimensionnelle. La fonction *smear* est également utilisée pour cette première étape d'optimisation afin d'éliminer la notion d'empilement défini au cours de l'optimisation *free-size* (*voir* section 3.2.1). L'empilement plus précis sera ensuite optimisé à l'étape 3 du processus d'optimisation en considérant les contraintes imposées par les règles de conception et de fabrication de BA.

Le manque de raffinement de la forme obtenue entre les nervures constitue un objectif en soit. Pour des déplacements spécifiques d'actionneur, la forme obtenue doit coïncider avec la surface aérodynamique optimisée afin d'assurer l'amélioration de la laminarité. Ainsi, 200 noeuds (*voir* Figure 5.2) de cette zone furent utilisés en tant que réponse d'optimisation et contraints en déplacement afin de réduire l'erreur globale de la forme obtenue. L'épaisseur des plis étant la variable de conception, le résultat escompté de l'optimisation *free-size* est une distribution d'épaisseur variable des plis de différentes orientations permettant au mieux les adaptations du profil aérodynamique et de soutenir les charges aérodynamiques ultimes. Les matériaux utilisés pour l'optimisation sont des pré-imprégnés unidirectionnels à fibres de carbone (*Cycom-5320-T650-6K prepreg UD*) et seulement les orientations de 0°, ±45° et 90° sont utilisées pour satisfaire l'enveloppe de conception AML discutée à la section 2.5.2. Un tissu de pré-imprégné de fibres de carbone 8HS (*Harness Satin*) est également utilisé aux surfaces intérieure et extérieure pour des raisons de stabilité à l'usinage et au perçage. Cela correspond à un total de 2 plis imposés qui ne sont pas inclus en tant que variable d'optimisation. Les résultats de l'optimisation *free-size* mènent à la division de la peau de composite en différentes zones comportant des propriétés bien distinctes (nombre de plis pour chaque orientation). L'épaisseur des plis compris dans ces zones seront par la suite raffinée lors de la deuxième étape du processus d'optimisation, soit l'optimisation dimensionnelle.

5.3.1.1 Fonction objective

L'objectif de l'optimisation est de minimiser la masse, m_{TOTALE}, de la peau en composite en contraignant le déplacement nodal, $\delta(x)_j$, des 200 noeuds j de la zone à optimiser. Ces noeuds

Rapport-Gratuit.com

sont distribués sur 11 coupes équidistantes (environ 20 noeuds par coupe) sur la zone effective de déformation (*voir* Figure 5.2). Afin d'améliorer la forme globale de la zone déformée, le contrôle sur le déplacement est fixée à ±3% de la valeur désirée, soit les bornes maximale d_j^U et minimale d_j^L. Une contrainte structurale, l'indice de flambage global λ_m, est également utilisée et sa valeur minimale doit être supérieure à 1 pour tous les modes m afin d'éviter tout flambage.

La variable de design, x_{ik}, fait référence à l'épaisseur des plis i de chaque orientation pour chacun des éléments k du domaine d'optimisation (peau en composite). Les raidisseurs sont cependant exclus du domaine d'optimisation pour cette première étape d'optimisation à des fins de simplification (coûteux en temps CPU). Les dimensions des raidisseurs et le matériau d'origine (aluminium) sont conservés tout au long de l'optimisation *free-size*, bien que la nouvelle configuration (choisie à la section 5.1) soit déjà modélisée à cette étape. La décision fut prise au début du projet de conserver la position et le pas d'origine des raidisseurs pour asssurer qu'ils demeurent perpendiculaire au fuselage et que la continuité de ces derniers soit assurée avec les sections d'aile en amont et en aval de la section à l'étude. La configuration des raidisseurs fut choisie par l'analyse comparative de la section 5.1 afin d'améliorer les déformation de la zone adaptative tout en respectant les contraintes de positionnement. Pour des raisons de simplification de la fabrication, ceux-ci sont conçus en s'assurant qu'ils ont la même épaisseur (même laminé) et qu'ils ne comportent aucune variation locale de cette dernière. Pour ces raisons, il est jugé plus efficace de les inclure seulement lors de l'optimisation dimensionnelle afin d'optimiser leur épaisseur et leur hauteur. Leur rigidité de même que leur contribution inertielle à la stabilité au flambage de la peau seront ajustées à la prochaine étape d'optimisation. La section d'origine et l'aluminium sont conservés pour les raidisseurs choisis à la section 5.1 lors de l'optimisation *free-size*.

Les plis utilisés pour cette optimisation comprennent les orientations généralement utilisées pour les constructions aéronautiques, soient de 0°, ±45° et 90°. La sélection de ces orientations satisfait les requis d'orientations principales (quasi-isotropique) et est grandement recommandée pour les structures aéronautiques en composite afin de garantir

une conception satisfaisant l'enveloppe *AML*. Comme mentionné précédemment, les matériaux utilisés pour l'optimisation sont des pré-imprégnés unidirectionnels de carbone. L'optimisation de l'épaisseur des plis se fait de façon discrète en considérant l'épaisseur réelle d'un pli (≈ 0.14mm). Le laminé optimisé est également symétrique et équilibré (même nombre de +45° et de -45°) afin d'éviter des effets de couplage en flexion et torsion. La fonction objective s'écrit mathématiquement comme montrée à l'équation (5.2) où n_j, *NP, NE* et *M* représentent respectivement le nombre noeuds, de plis, d'éléments et de modes.

$$\begin{array}{lcc} \text{Min} & m_{TOTALE} & \\ \text{Soumis à:} & d_j^L \leq \delta(x)_j \leq d_j^U & j=1,\ldots,n_j \\ & \lambda_m \geq 1.0 & i=1,\ldots,NP \quad k=1,\ldots,NE \\ & x_{ik}^L \leq x_{ik} \leq x_{ik}^U & m = 1,\ldots,M \end{array} \tag{5.2}$$

Une variable de conception de température, Y_R, est utilisée afin de varier la température initiale des éléments ROD entre les valeurs admissibles, $TEMP_R$, pour chacun des actionneurs *R*. Cela permet d'avoir un contrôle précis du déplacement désiré des quatre actionneurs peu importe le changement de rigidité de la peau supérieure en composite. Le déplacement des éléments ROD, $\delta(Y)_R$, doit respecter la course anticipée de chaque actionneur, d_R, permettant l'adaptation du profil aérodynamique optimisé (déplacements du Tableau 4.5) et la valeur maximale de la force d'actionnement, f_R, dont la limite admissible est fixée à 1500 N. La formultation mathématique de ces contraintes additionnelles est présentée à l'équation (5.3), où *R* représente la numérotation des actionneurs selon la Figure 4.20.

$$\begin{array}{cc} \delta(Y)_R = d_R & \\ f_R \leq 1500 & R=[1,4] \\ TEMP_R^L \leq Y_R \leq TEMP_R^U & \end{array} \tag{5.3}$$

De plus, l'équation (5.4) stipule que la sommation des variables de conception doit respecter une valeur minimale imposée, T_k^L=1mm, et une valeur maximale imposée, T_k^L=6mm, afin

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

d'assurer des limitations cohérentes de l'épaisseur totale du laminé. Cela permet d'éviter toute divergeance locale de l'épaisseur du laminé pendant l'optimisation tout en demeurant dans une gamme d'épaisseur acceptable. Une autre contrainte est également utilisée afin de respecter l'enveloppe AML et ainsi obtenir un laminé comportant un minimum requis de pli pour chacune des directions principales. Le pourcentage de plis, P_i, à respecter est minimalement de 10% (P_i^L) et maximalement de 60% (P_i^U).

$$\begin{aligned} T_k^L &\leq \sum_{i=1}^{NP} x_{ik} \leq T_k^U \\ P_i^L &\leq \frac{x_{ik}}{\sum_{i=1}^{NP} x_{ik}} \leq P_i^U \end{aligned} \qquad i=1,..,NP \quad k=1,..,NE \tag{5.4}$$

5.3.1.2 Résultats de l'optimisation *Free-Size*

Après l'optimisation *Free-Size*, les informations nécessaires afin de modéliser la peau pour procéder à l'optimisation dimensionnelle sont obtenues. Le résultat qui en découle est une peau à épaisseur variable. Comme montré à la Figure 5.5, l'épaisseur de la peau varie entre 1.5mm et 5mm. Les différentes épaisseurs sont amassées en grappe d'éléments formant des zones qui comportent un nombre différents de plis de différentes orientations. Ces amoncellements, ou grappes, servent par la suite à générer un modèle bien défini comportant plusieurs zones distinctes.

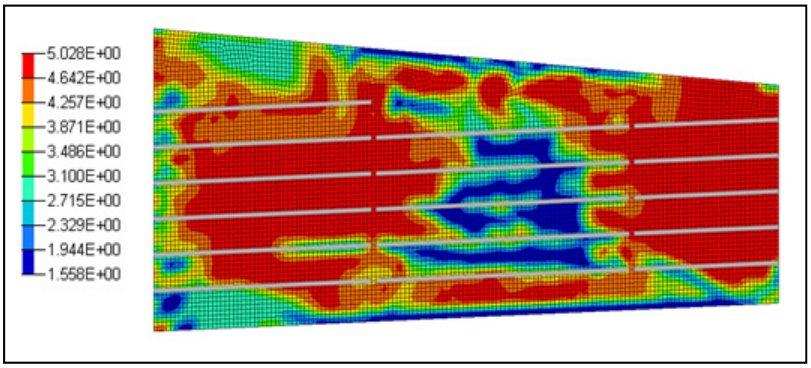


Figure 5.5 Distribution de l'épaisseur de la peau
après «*Free-Size*» (mm)

L'erreur fut également calculée sur la forme et est présentée au Tableau 5.1. L'erreur moyenne globale est calculée de la même façon qu'à la section 5.1. Une erreur sur la forme de 0,13 mm est obtenue après l'optimisation *Free-Size*, ce qui correspond à une erreur relative moyenne de 2,4% pour un déplacement anticipé de 5mm. L'erreur sur la forme est diminuée de 73% relativement à la peau en aluminium d'origine (65% relativement à la même peau d'aluminium avec les raidisseurs discontinus aux nervures). De plus, les erreurs absolues minimum et maximum sont respectivement de -0,39 mm et 0,20 mm, ce qui correspond à une nette amélioration. La forme obtenue de la peau optimisée est donc jugée tout à fait acceptable puisqu'elle se rapproche considérablement de la forme aérodynamique idéale.

Tableau 5.1 Résultat d'erreur sur la forme
après optimisation *Free-Size*

	Free-Size
e	0,13 mm
Min	-0,39 mm
Max	0,20 mm

Comme mentionné précédemment, différentes zones sont générées afin de préparer le modèle qui sera par la suite dimensionné. La Figure 5.6 montre le modèle comportant plusieurs zones et qui résulte de la synthèse des formes de pli simplifiées suite à l'optimisation *Free-Size*. Il comporte 44 zones comportant chacune 4 variables de conception, soit l'épaisseur des plis pour les 4 orientations (0°, 90° et ±45°), pour un total de 176 variables de conception en incluant les raidisseurs. Toutes ces zones sont modélisées avec des propriétés *PCOMP*, c'est-à-dire une modélisation basée sur une définition par zones bien distinctes dont les plis ne sont pas continus entre les différentes zones adjacentes.

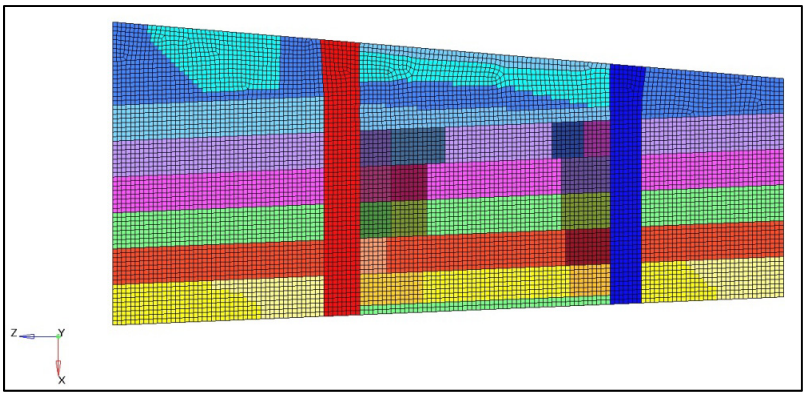


Figure 5.6 Modèle généré de la peau pour l'optimisation dimensionnelle

5.3.2 Optimisation dimensionnelle

À partir du modèle obtenu lors de la première étape d'optimisation (*voir* Figure 5.6), une optimisation dimensionnelle est réalisée afin de finement dimensionner chacune des zones. Ce dimensionnement permet un raffinement du nombre de plis requis pour chaque zone afin de répondre au mieux aux contraintes d'optimisation. Les mêmes cas de chargement que pour l'étape précédente sont utilisés pour l'optimisation dimensionnelle, soient les deux chargements aérodynamiques ultimes (flexions positive et négative) et les deux cas où les déplacements des actionneurs sont maximums.

5.3.2.1 Fonction objective

La fonction objective de l'optimisation dimensionnelle est sensiblement la même que pour l'optimisation *Free-Size*. L'objectif est également de minimiser la masse totale, m_{TOTALE}, de la peau en composite en contraignant le déplacement nodal (±3%), $\delta(x)_j$, des 200 noeuds j de la surface de contrôle. Cependant, les variables de conception sont maintenant traitées selon une définition par zone plutôt que sur une base élémentaire comme à l'étape précédente. Ainsi, comme mentionné précédemment, chacune des 44 zones définies à l'étape précédente possède 4 variables d'épaisseur de plis, x_i, à optimiser. Les plis des raidisseurs font également parties de l'optimisation à lequel est ajoutée une variable de conception supplémentaire, soit

la hauteur du raidisseur, H_r, qui est optimisé entre une valeur minimale, H_r^L=25.4 mm (1 po), et une valeur maximale, H_r^U=38.1mm (1,5 po). Le matériau utilisé pour l'optimisation des plis des raidisseurs est le tissu 8HS pour des raisons de simplification de fabrication. Le laminé des raidisseurs étant presque quasi-isotropique (autant de plis 0°/90° et +45°/-45°), l'utilisation du tissu 8HS simplifie les manipulations de découpe et de placement des fibres (notamment pour les plis ±45°) lors de l'étalement des plis dans les moules. Encore une fois, le laminé est symétrique et équilibré tant pour la peau que pour les raidisseurs. À la fonction objective s'ajoutent également les deux contraintes structurales suivantes:

- Le critère de rupture de Tsai-Wu, FI_k, doit toujours être inférieur à 1 pour tous les éléments k afin d'éviter toute rupture;
- L'indice de flambage global, λ_m, doit toujours être supérieur à 1 pour tous les modes m afin d'éviter tout flambage.

La fonction objective s'écrit mathématiquement comme le montre l'équation (5.5), où n_j, NP, NE et M représentent respectivement le nombre noeuds, de plis, d'éléments et de modes.

$$
\begin{aligned}
\text{Min} \quad & m_{TOTALE} & & \\
\text{Soumis à:} \quad & d_j^L \leq \delta(x)_j \leq d_j^U & & j=1,\ldots,n_j \\
& FI_k \leq 1.0 & & k=1,\ldots,NE \\
& \lambda_m \geq 1.0 & & m=1,\ldots,M \\
& & & i=1,\ldots,NP \\
& x_i^L \leq x_i \leq x_i^U & & r=1 \\
& H_r^L \leq H_r \leq H_r^U & &
\end{aligned}
\tag{5.5}
$$

La variable de température des éléments ROD, Y_n, est une fois de plus utilisée et contrainte en force ($f_R \leq 1500$) et en déplacement ($\delta(Y)_R = d_R^U$) comme le montre l'équation (5.6).

$$\begin{aligned} &\delta(Y)_R = d_R && R=[1,4] \\ &f_R \leq 1500 && \\ &TEMP_n^L \leq Y_n \leq TEMP_n^U && n=[1,4] \end{aligned} \tag{5.6}$$

Tout comme pour l'optimisation *Free-Size*, l'équation (5.7) présente la sommation des variables de design d'épaisseur des plis qui doit respecter une valeur minimale, T_k^L=1mm, et une valeur maximale, T_k^U=6mm. Le pourcentage de plis, P_i , est encore une fois une contrainte dont les pourcentage minimum (P_i^L=10%) et maximum (P_i^U=60%) sont utilisés pour respecter l'enveloppe de conception AML.

$$\begin{aligned} &T_k^L \leq \sum_{i=1}^{NP} x_{ik} \leq T_k^U \\ &P_i^L \leq \frac{x_{ik}}{\sum_{i=1}^{NP} x_{ik}} \leq P_i^U \end{aligned} \qquad i=1,\ldots,NP \quad k=1,..,NE \tag{5.7}$$

5.3.2.2 Résultats de l'optimisation dimensionnelle

L'épaisseur de chaque zone, soit le nombre de plis et l'orientation, est obtenue suite à l'optimisation dimensionnelle. Les résultats d'épaisseur totale du laminé sont présentés à la Figure 5.7. L'épaisseur de la peau qui en résulte varie entre 1,68 mm (12 plis) et 5,04 mm (36 plis) selon les zones. Bien que l'épaisseur varie grandement d'une zone à l'autre, la distribution est maintenant beaucoup plus uniforme que pour l'optimisation *Free-Size* précédente. Il est possible de noter une épaisseur maximale près de la racine de l'aile et aux discontinuités des raidisseurs permettant de mieux supporter la charge et d'assurer une meilleur stabilité au flambage. Le bout de l'aile, étant moins chargé, tend vers une épaisseur moindre. Pour ce qui est des zones situées entre les nervures, il est possible de constater une plus grande épaisseur du côté du bord d'attaque et qui tend à s'amincir progressivement vers le bord de fuite. La distribution d'épaisseur au centre des nervures est beaucoup plus variable. Ces variations d'épaisseur et d'orientation de plis permettent une meilleure adaptation de la peau aux profils aérodynamiques souhaités. La section avant est notamment plus épaisse pour permettre à la fois de contrer les déviations dues à l'orientation des raidisseurs sur la

forme (discuté à la section 4.7.1) et de conserver une bonne stabilité au flambage. En effet, ce panneau étant de plus grande dimension, il est par conséquent plus sensible au flambage local.

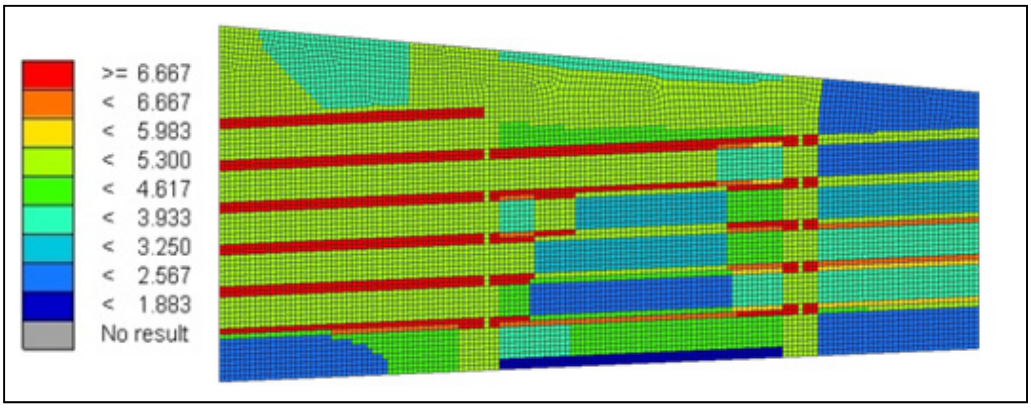


Figure 5.7 Distribution de l'épaisseur de la peau après optimisation dimensionnelle (mm)

Les raidisseurs étaient également inclus dans l'optimisation dimensionnelle. Le nombre de plis et la hauteur étaient les variables de conception pour ces derniers. Les raidisseurs comportaient tous les mêmes variables de conception, obtenant ainsi des raidisseurs identiques (même nombre de plis). La hauteur finale obtenue pour les raidisseurs est de 35 mm. Les raidisseurs optimisés comportent 10 plis de tissu pré-imprégné 8HS, totalisant une épaisseur de 3,70 mm (*voir* Figure 5.8).

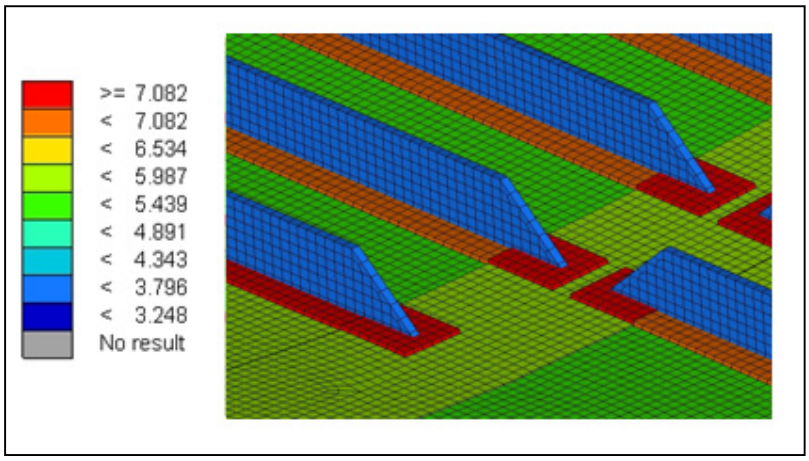


Figure 5.8 Épaisseur finale des raidisseurs (mm)

Les résultats obtenus suite à l'optimisation dimensionnelle, tant pour la peau que pour les raidisseurs, sont beaucoup mieux définis et réalistes. Ils posent cependant quelques problèmes d'un point de vue fabrication car certains plis sont difficiles à découper compte tenu de leur forme. Une simplification de la forme des plis est nécessaire à ce point. Pour ce qui est de l'erreur sur la forme, une valeur de 0,17 mm est obtenue après l'optimisation dimensionnelle ce qui correspond à une erreur moyenne de 3,4% pour un déplacement anticipé de 5mm. L'erreur est légèrement supérieure mais du même ordre que pour l'étape d'optimisation précédente (*voir* Tableau 5.2). Les résultats sont jugés satisfaisants compte tenu que la peau optimisée qui en découle est beaucoup plus réaliste que lors de la première étape d'optimisation.

Tableau 5.2 Résultat d'erreur sur la forme
après l'optimisation dimensionnelle

	Optimisation dimensionelle
e	0,17 mm
Min	-0,37 mm
Max	0,34 mm

5.3.2.3 Simplification du modèle

Le modèle précédant comportait des propriétés *PCOMP* afin de définir les différentes zones de le peau en composite. Ce type de propriété permet de définir une séquence de plis propre à une zone. Cependant, ces plis ne sont pas identifiés et sont isolés de ceux des zones adjacentes. La continuité d'un pli n'est donc pas assurée à travers les différentes zones de la peau en composite. Un modèle plus réaliste est créé à partir de ce modèle mais modélisé cette fois avec des propriétés *PCOMPG*. Ce type de propriété comporte des séquences dont les plis sont identifiés et la continuité est assurée entre les différentes zones adjacentes. Un modèle comportant des propriétés *PCOMPG* (*voir* Figure 5.9) permet d'identifier et de regrouper un même pli compris dans plusieurs zones du modèle optimisé. Les zones comportant

exactement la même séquence de plis ont donc la même propriété, comme le montre les zones de même couleur de la Figure 5.9. La présence d'un pli dans les différentes zones de la surface détermine sa forme finale de découpe.

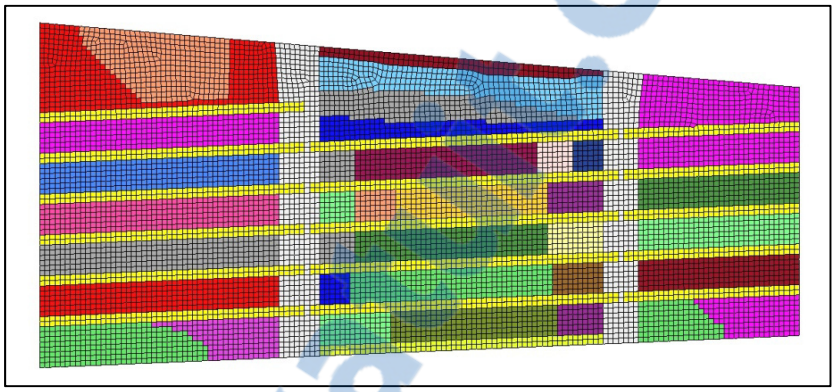


Figure 5.9 Modèle PCOMPG avant simplification

Le modèle nécessite une simplification puisque certains plis issus de l'optimisation dimensionnelle sont complexes d'un point de vue fabrication. Dans un premier temps, les plis proviennent de l'optimisation *Free-Size* dont les formes sont plutôt conceptuelles (*voir* Figure 5.10 a). Les zones de l'optimisation dimensionnelle sont ensuite créées à partir de la superposition de ces formes (ou plis) une fois ramifiées et conceptualisées. L'optimisation dimensionnelle détermine la présence d'un pli dans plus d'une zone à la fois. Le tout est ensuite regroupé en un seul pli étendu sur toute la surface de la peau en composite, ce qui détermine la forme finale de ce pli (*voir* Figure 5.10 b). Celle-ci peut être assez complexe d'un point de vue de fabrication en raison de la présence de poches et d'irrégularités locales n'ayant peu ou pas d'influence sur les objectifs et les contraintes d'optimisation (outre la minimisation supplémentaire de masse). La forme finale de découpe des plis est modifiée manuellement en éliminant ces poches plutôt complexes à découper de façon à simplifier la fabrication de la peau (*voir* Figure 5.10 c). Les formes des 36 plis de la peau en composite sont simplifiées de cette manière.

Rapport-Gratuit.com

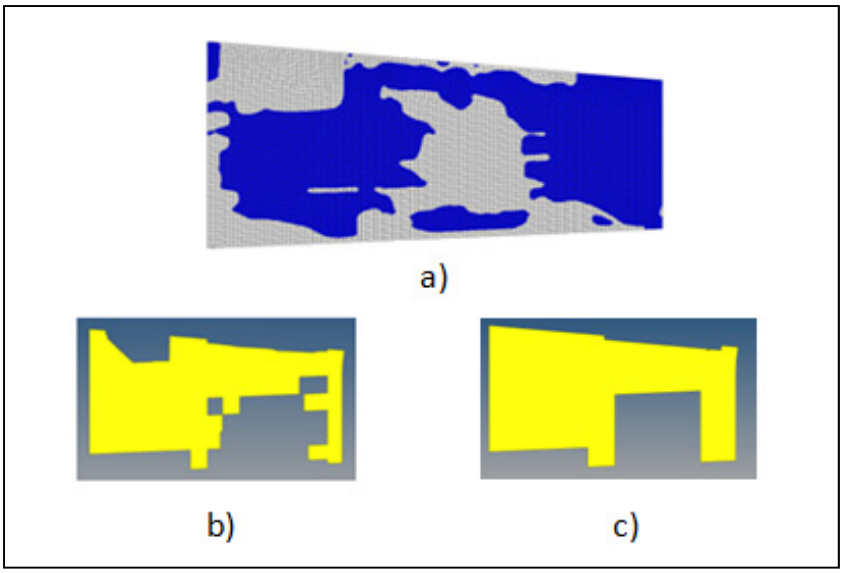


Figure 5.10 Exemple de la forme d'un pli (+45°) après:
a) Optimisation *Free-Size* b) Optimisation dimensionnelle
c) Simplification manuelle

La simplification implique également d'uniformiser les plis compris dans les zones délimitées par les raidisseurs (panneaux) et d'assurer que les changements de section ne soient pas trop prononcés. Il est également nécessaire d'avoir une épaisseur constante sur le pourtour de la peau pour faciliter la fixation de celle-ci sur les éléments métalliques (nervures et longerons). Des ajustements furent apportés au pourtour pour répondre aux exigences structurales des joints boulonnés (épaisseur constante, ajout de plis ±45°) (*voir* Figure 5.11 a) et aux transitions progressives des plis d'une zone à l'autre (*ply drop-off*) (*voir* Figure 5.10 b). Lors de la conception finale, plusieurs considération ont été prises en compte afin de respecter les guides de conception de pièces en composite de BA dont:

- Concevoir un laminé symétrique et équilibré afin d'augmenter la stabilité de la pièce;
- Utiliser un minimum de 10% et un maximum de 60% de fibre de chaque orientation (AML);
- Éviter l'empilement de plus de 2 plis de même orientation;
- Assurer une variation maximale de 45° entre deux plis successifs;
- Utiliser un minimum de 40% de plis ±45° dans les zones de perçage;

- Respecter les pentes minimales admissibles des *ply drop-off* (1/20);
- Utiliser un pli 8HS aux surfaces supérieure et inférieure afin de:
  - Améliorer la tolérance aux dommages;
  - Améliorer la stabilité en flambage;
  - Réduire les difficultés d'usinage;
  - Avoir une meilleure transition des charges pour les joints collés;
  - Réduire les concentrations de contrainte dues au perçage.

La Figure 5.11 montre l'épaisseur finale des différentes sections après simplification des plis. L'épaisseur varie entre 2,7 mm et 5,78 mm selon la zone. Chacun des panneaux possède un empilement et une épaisseur qui sont variables. Les informations pour chacun des zones de la Figure 5.11, notamment l'épaisseur, la séquence d'empilement et le nombre de plis, sont détaillées à la Figure 5.12 et aux Tableaux 5.3 et 5.4.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

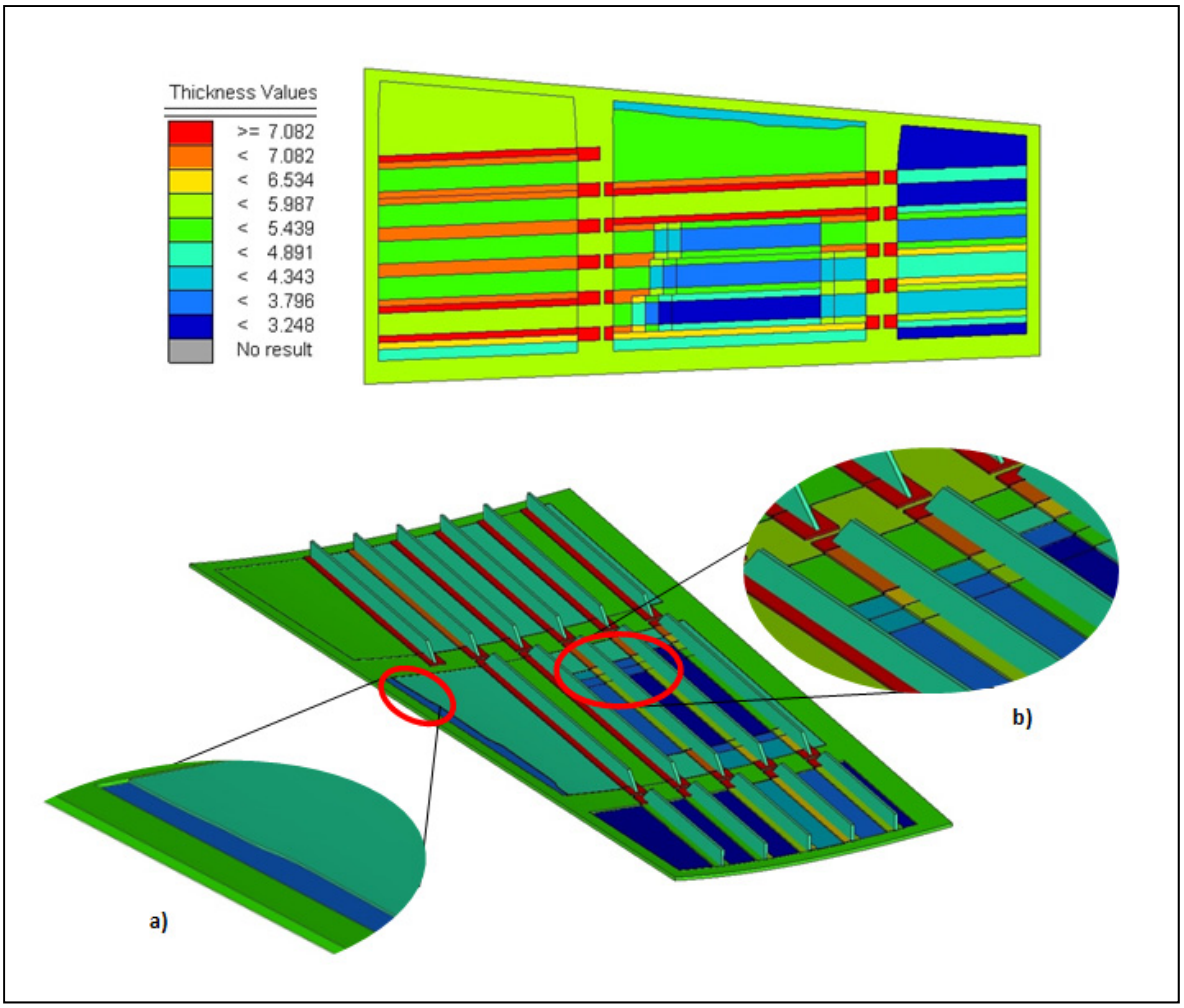


Figure 5.11 Distribution de l'épaisseur du modèle final (mm)
a) Pourtour à épaisseur constante b) Transition progressive des plis (*ply drop-off*)

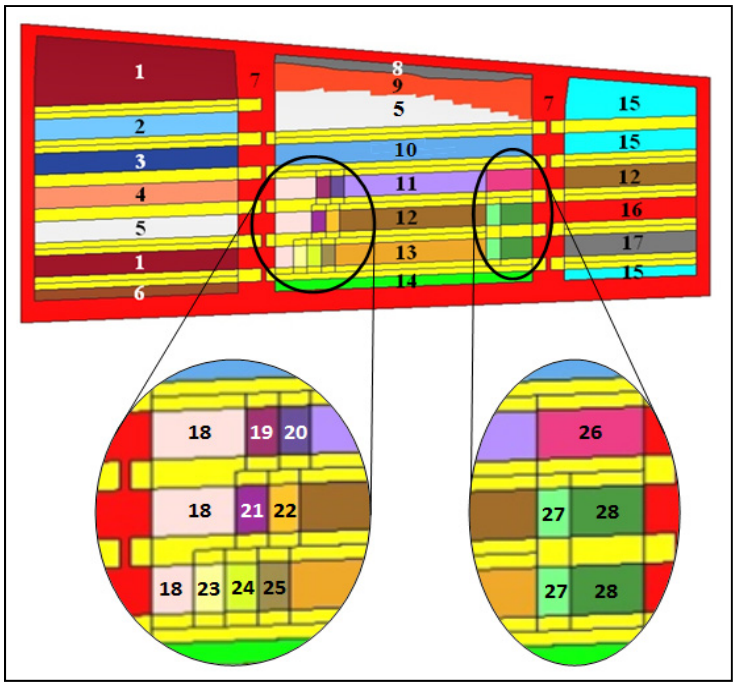


Figure 5.12 Identification des zones de la peau

Tableau 5.3 Nombre de plis, épaisseur et séquence d'empilement des zones principales

# Zone	Nb de plis		Épaiseur (mm)	Séquence d'empilement des plis
	UD	8HS		
1	34	2	5,50	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0_2/45/90/-45/0_2/45_2/90_2/-45_2/0]_s$
2	30		4,94	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0_2/45/90/-45/0_2/45_2/-45_2/0]_s$
3	32		5,22	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0_2/45/90/-45/0_2/45_2/90/-45_2/0]_s$
4	32		5,22	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45_2/90_2/-45_2/0]_s$
5	32		5,22	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45_2/90_2/-45_2/0]_s$
6	28		4,66	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45/90_2/-45/0]_s$
7	36		5,78	$[(0/90)_{8HS}/45_2/90/-45_2/0/45_2/90/-45_2/0/45_2/90/-45_2/0]_s$
8	22		3,82	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45]_s$
9	32		5,22	$[(0/90)_{8HS}/45_2/90/-45_2/0/45/90/-45/0/45_2/90/-45_2/0]_s$
10	34		5,50	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90_2/-45/0_2/45_2/90_2/-45_2/0]_s$
11	20		3,54	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/45/90/-45]_s$
12	18		3,26	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/45/-45]_s$
13	14		2,70	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45]_s$
14	28		4,66	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90_2/-45/0_2/45/90_2/-45]_s$
15	16		2,98	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/45]_s$
16	26		4,38	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90_2/-45/0/45/90_2/-45]_s$
17	22		3,82	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45]_s$

Tableau 5.4 Nombre de plis, épaisseur et séquence d'empilement des zones secondaires

# Zone	Nb de plis		Épaiseur (mm)	Séquence d'empilement des plis
	UD	8HS		
18	30	2	4,94	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45_2/90_2/-45_2/0]_s$
19	24		4,10	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90_2/-45]_s$
20	22		3,82	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/45/90_2/-45]_s$
21	22		3,82	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90/-45]_s$
22	20		3,54	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/45/90/-45]_s$
23	26		4,38	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90_2/-45/0]_s$
24	18		3,26	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0/90]_s$
25	16		2,98	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/90]_s$
26	30		4,94	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45_2/90/-45_2/0]_s$
27	22		3,82	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45/-45]_s$
28	24		4,10	$[(0/90)_{8HS}/45/90/-45/0/45/90/-45/0_2/45/90/-45]_s$

5.4 Résultats et discussion

Le modèle simplifié fut analysé pour quantifier l'effet des simplifications du modèle sur la forme globale obtenue une fois déformée. L'erreur sur la forme (0,22 mm) demeure tout à fait acceptable et est du même ordre que les résultats des optimisations *Free-Size* (0,13 mm) et dimensionnelle (0,17 mm). Les résultats du processus d'optimisation sont synthétisés au Tableau 5.5. Le modèle final simplifié présente donc une amélioration relative de la forme au modèle initial de 56% tout en ayant une masse réduite de 19%. Il faut cependant noter que la peau initiale en aluminium était d'épaisseur uniforme et peu représentative de ce qu'on retrouve normalement sur une aile d'avion. Cette valeur est toutefois utilisée à titre de comparaison bien qu'une peau d'aluminium correctement dimensionnée pourrait présenter une masse quelque peu différente de cette valeur. La forme escomptée est beaucoup plus uniforme que précédemment comme le montre les résultats d'erreur. Ces résultats sont jugés très satisfaisants afin d'assurer une amélioration de la laminarité pour la zone optimisée, c'est-à-dire la zone comprise entre les nervures, puisque les formes obtenues sont très similaires à celles de l'optimisation aérodynamique. Des analyses CFD en 3D furent réalisées par l'étudiant à la maitrise Martin Robitaille de l'École Polytechnique de Montréal, supervisé par le Professeur Éric Laurendeau. Ces analyses furent effectuées pour tous les cas de soufflerie préalablement déterminés. D'abord, les formes de la peau en composite optimisée furent

générées à partir des analyses de déformation du FEM final pour les différents cas de soufflerie. Ces formes furent ensuite fournies à l'équipe du Professeur Laurendeau pour procéder aux analyses CFD. La plupart des cas de soufflerie analysés montre des améliorations de la laminarité comprises entre 2%c et 10%c. La Figure 5.13 montre un cas où la zone de transition est repoussée de 10%c vers le bord de fuite par rapport au profil d'origine (traits noirs). Les zones en bleu, vert et rouge représentent respectivement les zones laminaire, de transition et turbulente.

Tableau 5.5 Synthèse des résultats d'optimisation

	Initial (Aluminium)	***Free-Size***	**Optimisation dimensionnelle**	**Modèle simplifié**
e	0,45 mm	0,13 mm	0,17 mm	0,22 mm
Min	-0,91 mm	-0,39 mm	-0,37 mm	-0,38 mm
Max	1,13 mm	0,20 mm	0,34 mm	0,48 mm
Masse	10,9 kg	8,35 kg	8,23 kg	8,81 kg

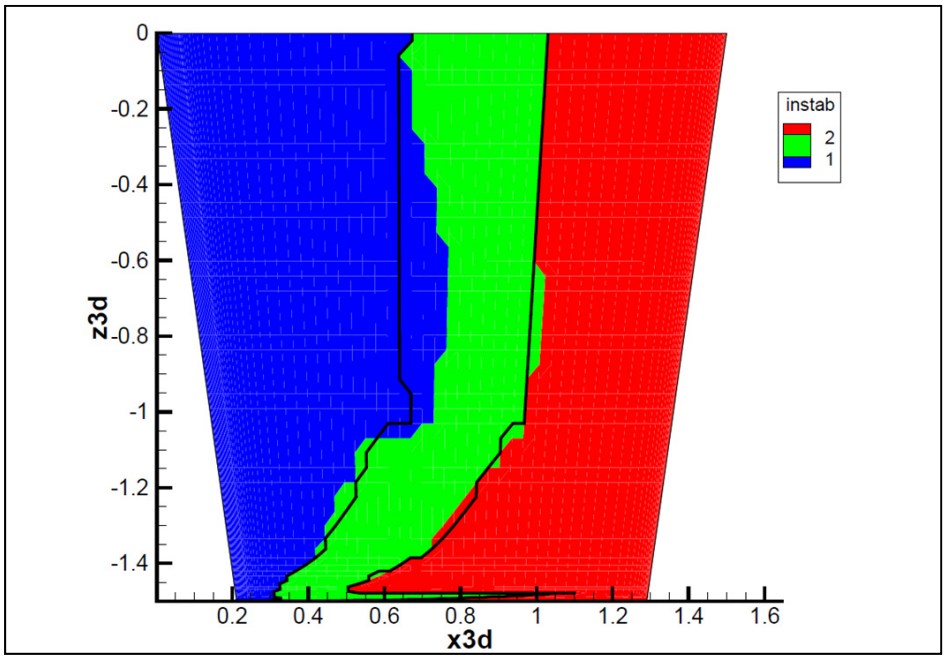


Figure 5.13 Exemple d'amélioration de la laminarité (Ma=0.15, α= 0.5)

En ce qui concerne les forces d'actionnement, il est possible de constater une légère augmentation de la force maximale. En effet, avant simplification du modèle, la force maximale obtenue était de l'ordre de 1200N. Or, après modélisation du pourtour de la peau à épaisseur constante et l'ajout de plis 8HS aux surfaces supérieure et inférieure, les valeurs absolues des forces de réaction des actionneurs augmentent jusqu'à un peu plus de 2000N pour certains des cas aérodynamiques présentant les forces maximales (*voir* Figure 5.14). Bien que la valeur maximum ciblée lors de l'optimisation était de 1500N, les actionneurs sont conçus pour des forces allant jusqu'à plus de 2000N. Cette légère augmentation est jugée acceptable puisque les actionneurs conçus à cet effet sont en mesure de générer une force supérieure permettant d'assurer les déplacements désirés. Les forces de réaction des actionneurs pour tous les cas aérodynamiques sont présentés à l'ANNEXE III.

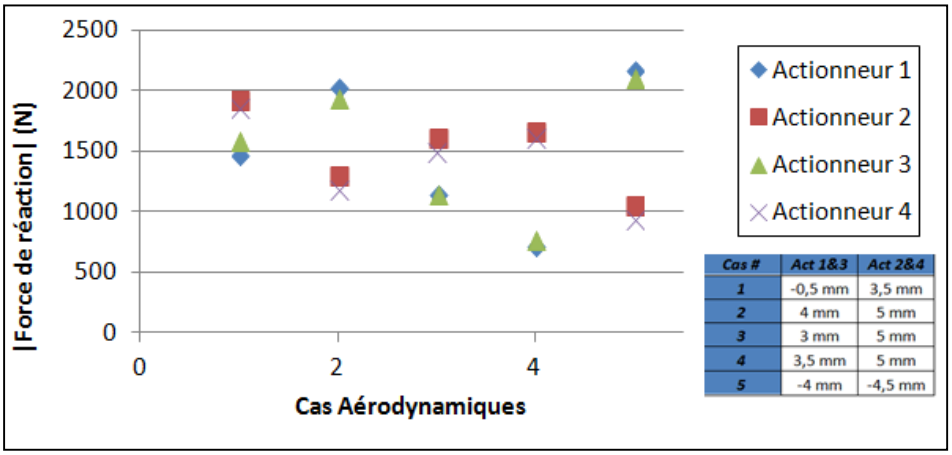


Figure 5.14 Cas aérodynamiques présentant les forces maximales

CHAPITRE 6

VALIDATION STRUCTURALE DE LA PEAU ADAPTATIVE

Suite à l'optimisation de la peau en composite, une validation analytique est réalisée afin de s'assurer que celle-ci répond aux critères de conception de structure composite de BA. D'abord, la rigidité de l'aile adaptative est comparée à la section d'aile originale afin de valider numériquement une rigidité similaire. Par la suite, une analyse est menée pour valider numériquement que la peau adaptative répond bien aux critères de résistance du laminé et de stabilité. Le modèle par éléments finis est mis en boucle avec des feuilles de calculs analytiques permettant de calculer les marges de sécurité pour les panneaux et les raidisseurs de la peau en composite sous chargements ultimes. En dernier lieu, une analyse de résistance de la peau en composite est réalisée pour les joints boulonnés afin de confirmer le concept.

6.1 Validation de la rigidité

En premier lieu, une comparaison de la rigidité du modèle final de l'aile adaptative est réalisée afin de s'assurer qu'elle possède une rigidité similaire à la section d'aile d'origine. Un mémo fut fournis par Julien Chaussée (2013) de Bombardier Aéronautique présentant les requis de rigidité structurale de la section d'aile à l'étude. L'étude présentée dans ce mémo fut réalisée à partir d'un modèle GFEM de l'aile de référence pour les cas de chargement limite de flexion positive et négative. Les déplacements au nez du bord d'attaque et au milieu du longeron arrière à chaque section de nervure ont été fournis afin de procéder à l'analyse comparative de la rigidité. L'objectif visé par BA pour valider une rigidité équivalente est un modèle numérique de l'aile adaptative présentant des écarts en deçà de ±15% de la section d'aile de référence. Les valeurs de déplacement de la section d'aile de référence sont montrés au Tableau 6.1 pour chaque section de nervure sous chargements limites.

Tableau 6.1 Déplacements du modèle référence BA sous chargements limites (mm)

	Upbend Case						Downbend Case					
	Nose			Rear Spar			Nose			Rear Spar		
Rib Station	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**
-533	-0.2	5.3	-0.1	-0.4	11.3	-0.1	0.0	-0.4	0.0	0.2	-7.4	0.1
-1143	-0.5	13.0	-0.1	-1.2	33.3	-0.3	0.3	-9.1	0.1	0.8	-23.4	0.2
-1500	-0.9	24.8	-0.2	1.7	50.1	-0.4	0.6	-17.1	0.1	1.2	-35.6	0.3

La même analyse que celle présentée dans le mémo de BA est réalisée pour le FEM final de l'aile adaptative optimisée. Le modèle final inclut tous les éléments structuraux en aluminium convenablement dimensionnés par les travaux de mon collègue David Barry. Les résultats obtenus pour le modèle final sont très près des valeurs de référence (*voir* Tableau 6.2). L'erreur absolue maximale est de 3,6 mm, erreur qui peut notamment être associée aux maillages qui diffèrent entre le modèle de référence (GFEM avec un maillage grossier) et le modèle détaillé de l'aile adaptative (maillage fin). Les résultats obtenus sont cependant très satisfaisants en comparaison aux valeurs de références puisqu'ils présentent des déplacements assez similaires.

Tableau 6.2 Déplacements de l'aile adaptative pour les chargements limites (mm)

	Upbend Case						**Downbend Case**					
	Nose			**Rear Spar**			**Nose**			**Rear Spar**		
Ribs	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**	**dx**	**dy**	**dz**
-533	-0.3	1.9	-0.2	-0.9	14.9	0.1	0.1	-0.7	0.2	0.5	-10.6	0.0
-1143	-0.6	11.5	-0.5	-1.6	36.6	-0.1	0.4	-8.4	0.4	1.1	-25.0	0.1
-1500	-0.8	23.0	-0.6	-1.8	49.7	-0.2	0.5	-16.2	0.4	1.2	-34.5	0.1

Les erreurs relatives de la flèche (*dy*) de l'aile par rapport à la section d'origine sont utilisées pour comparer la rigidité de l'aile à la section d'origine. L'objectif visé pour valider une rigidité équivalente de la structure est une erreur relative en deçà de ±15%. À l'exception des

déplacements à la section de nervure située à 533 mm de la racine, les erreurs relatives sont toute comprises entre 0,8% et 11,5% (*voir* Tableau 6.3). Comme les déplacements sont petits pour la section de nervure à 533mm, l'erreur absolue est jugée plus appropriée pour la comparaison. Comme mentionné précédemment, l'erreur absolue maximale pour cette section est de 3,6 mm. L'erreur absolue en bout d'aile ne dépasse quant à elle jamais la valeur de 1,8 mm. Ces erreurs sont jugées tout à fait satisfaisantes en tenant notamment compte de la différence qui existe entre les deux maillages utilisés pour la comparaison. Il est possible de conclure que l'aile adaptative présente une rigidité similaire à la section d'aile d'origine.

Tableau 6.3 Erreurs relatives de la flèche en bout d'aile

	Upbend Case		**Downbend Case**	
Ribs	**Nose**	**Rear Spar**	**Nose**	**Rear Spar**
-1143	11.5%	9.9%	7.7%	6.8%
-1500	7.3%	0.8%	5.2%	3.1%

6.2 Analyse par éléments finis

Avant de procéder aux vérifications analytiques, une analyse statique linéaire (SOL 101) et de flambage linéaire (SOL 105) sont réalisées pour la peau en composite à l'aide du logiciel NASTRAN (MSC-Software, 2010). L'indice de rupture Tsai-Wu et le flambage étaient inclus en tant que contrainte lors de l'optimisation. Il est important de visualiser les distributions de contraintes et les modes de flambages globaux après simplification du modèle optimisé pour s'assurer que le modèle simplifié répond toujours à ces contraintes d'optimisation.

D'abord, une analyse linéaire statique du modèle final de la peau en composite est réalisée afin de vérifier que l'indice de rupture Tsai-Wu est respecté. Cela permet de vérifier la résistance de la peau en composite sous chargement ultime. L'indice de rupture Tsai-Wu doit présenter des valeurs inférieures à 1 afin que toute rupture soit évitée. La Figure 6.1 montre la distribution de l'indice de rupture Tsai-Wu pour la peau de composite. Le maximum local est de 0,79 (élément #35330), soit représentant une marge de sécurité d'environ +0,27.

Rapport-Gratuit.com

Globalement, le panneau présentant l'indice de rupture moyen le plus élevé est le panneau 7 dont la valeur moyenne est d'environ 0,40. Cela représente une marge de sécurité de +1,50. Le critère de rupture Tsai-Wu est cependant beaucoup moins conservateur que les limites de déformation admissibles en compression et tension après impact discutées à la section 3.3.2. Les marges de sécurité les plus conservatrices concernant la résistance du laminé sont celles présentées suite à la section 6.3.3. Il est cependant possible de conclure que la peau optimisée et simplifiée répond toujours à la contrainte d'optimisation imposée pour ce qui est de l'indice de rupture Tsai-Wu.

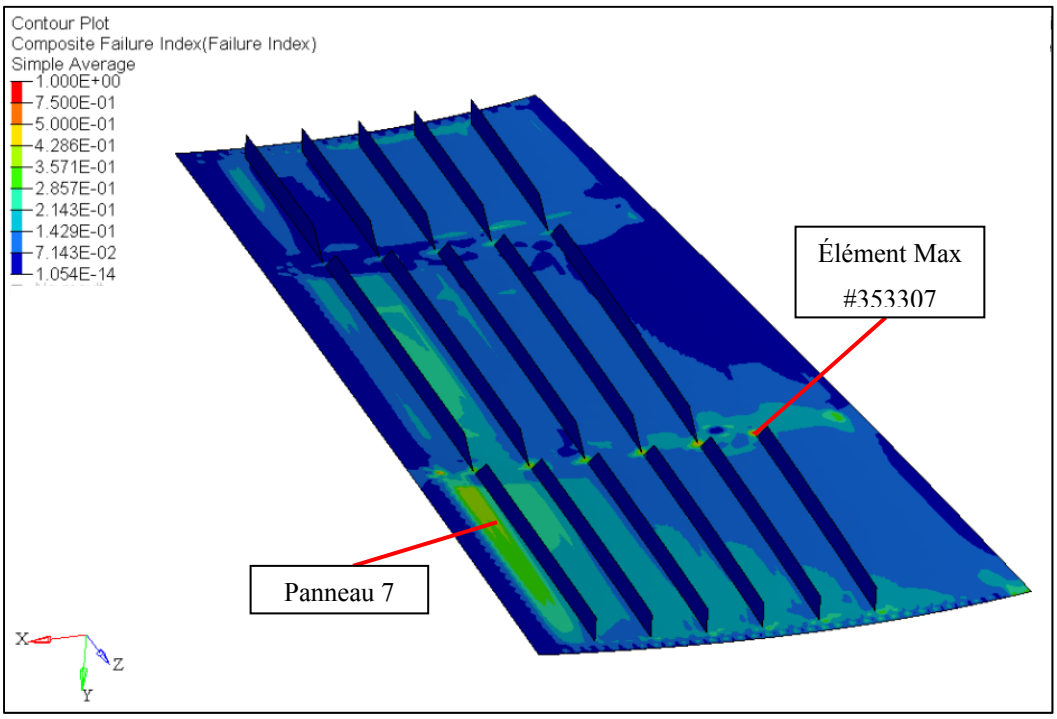


Figure 6.1 Indice de rupture Tsai-Wu

La seconde analyse réalisée est le flambage global de la peau toujours sous chargement ultime. Le flambage global est important à considérer puisque s'il devait se produire avant chargement ultime, cela entrainerait la rupture de la peau et de l'aile. De plus, il n'est pas possible de capturer le flambage global avec les validations analytiques présentées à la section 6.3, dont l'analyse est basée sur le flambage local des panneaux. Le facteur de charge critique obtenu suite à l'analyse de flambage linéaire est de 1,13 (*voir* Figure 6.2), ce qui

représente une marge de sécurité positive de *M.S.*=+0,13. Cette marge est considérée acceptable à charge ultime (*F.S.* de 1.5) puisqu'elle excède de 13% le facteur de charge critique.

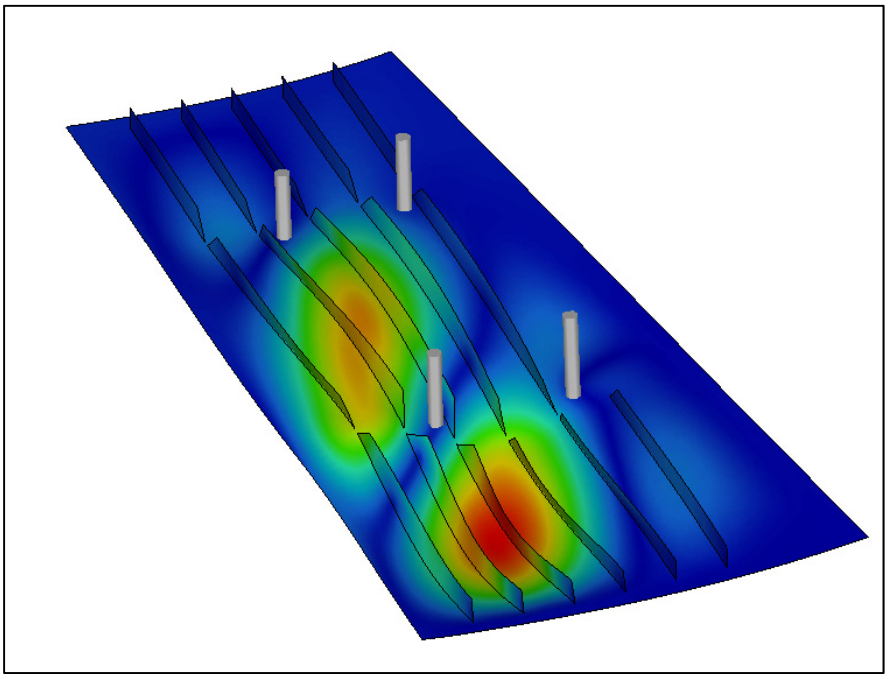


Figure 6.2 Premier mode de flambage global (λ_{cr}=1.13)

6.3 Validation analytique

L'objectif de la validation analytique est de s'assurer que la peau en composite conçue répond aux critères de conception de structures en composite de BA. Cette validation comprend l'analyse du flambage local et de la résistance du laminé pour les raidisseurs et les panneaux. Une analyse est également réalisée pour la résistance des joints boulonnés de la peau en composite avec la structure en aluminium. La méthodologie utilisée pour la validation analytique est décrite en détail à la section 3.3. D'abord des données sont extraites de l'analyse par éléments finis (forces et déformations) pour tous les cas de chargement et ces résultats sont utilisés pour procéder au calcul des marges de sécurité. Ces marges de sécurité sont réalisées avec des feuilles de calcul analytique utilisant des méthodes généralement

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

utilisées par BA. Les marges de sécurité obtenues servent à valider l'intégrité structurale de la peau en composite.

6.3.1 Vérification analytique des raidisseurs en flambage

La configuration des raidisseurs choisie est quelque peu atypique de celles qui sont normalement utilisées pour les structures aéronautiques (*voir* Figure 6.3). En effet, en étant discontinus, les raidisseurs ne sont plus supportés à leur extrémité par les nervures. Une analyse appropriée a donc été réalisée afin de vérifier si les raidisseurs actuels sont sujets à flamber localement. Quelques hypothèses sont établies pour cette analyse, notamment un chargement combinant les charges axiale, de cisaillement et de flexion pour chaque raidisseur et une fixation de 50% des raidisseurs (jonction âme-semelle). Cette fixation à 50% est assurée en faisant la moyenne des coefficients de flambage des cas simplement supporté et encastré. Cela permet de considérer la jonction âme-semelle de façon plus conservatrice lors du calcul de la charge admissible en flambage (charge admissible plus faible qu'un encastrement pure). L'analyse est réalisée à partir des éléments présentant les forces maximales pour les directions axiales (*Nx*) et de cisaillement (*Nxy*) de chaque raidisseur (où *x* et *y* sont respectivement orientés suivant l'envergure de l'aile et la hauteur du raidisseur). Ces forces sont extraites du modèle par éléments finis après analyse.

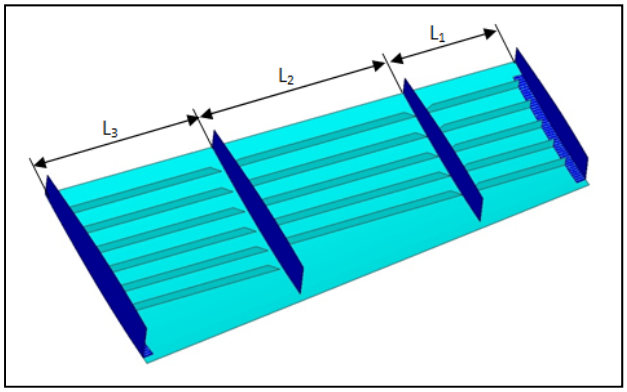


Figure 6.3 Nommenclature des longueurs de raidisseur

6.3.1.1 Calcul de la charge axiale admissible en compression

Puisqu'ils sont libres sur trois côtés et non-supportés par les nervures (*voir* Figure 6.4), l'analyse en flambage des raidisseurs diffèrent quelque peu de la méthodologie présentée à la section 3.3 pour le flambage des panneaux. Le calcul de la charge critique en flambage est dépendant du type de support aux frontières. De plus, l'âme du raidisseur étant libre sur trois côtés, le raidisseur est maintenant sujet à un effort supplémentaire de flexion. Il est donc nécessaire d'utiliser les équations appropriées pour le calcul des charges admissibles. L'âme des raidisseurs étant libre sur trois côtés (non-supportés aux extrémités), le cas correspondant le mieux pour l'analyse de flambage est illustré à la Figure 6.5, soit une plaque très longue ($Lx \gg Ly$) dont le côté supérieur est libre.

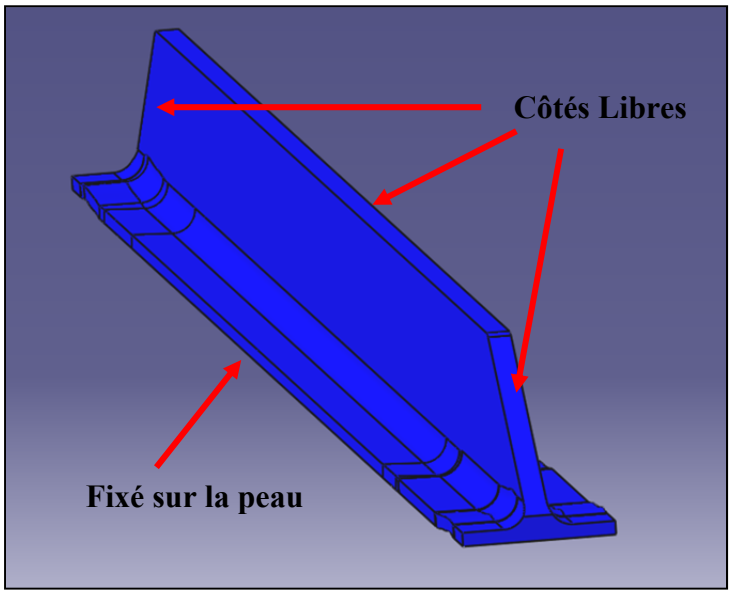


Figure 6.4 Représentation 3D d'un raidisseur

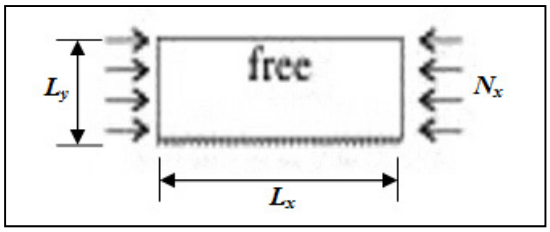


Figure 6.5 Cas d'une plaque infiniment
longue libre sur un côté
Tirée de Kollár et Springer (2003)

Premièrement, la longueur minimale de flambage (l_x^0) requise pour atteindre le premier mode de flambage est calculée (*voir* Équation (6.1)). Cette longueur de référence correspond à la longueur critique à respecter pour éviter le flambage.

$$l_x^0 = 1.675\, L_y \sqrt[4]{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \tag{6.1}$$

où Ly = 35.6 mm, D_{11} et D_{22} proviennent de la matrice de flexion [D_{ij}] du laminé. Ces dernières valeurs sont calculées pour le présent laminé grâce à l'outil HyperLaminate permettant le calcul de la matrice de flexion du composite. Puisque les raidisseurs possèdent tous le même laminé, les valeurs D_{11} et D_{22} sont les mêmes. La longueur minimale de flambage calculée pour les raidisseurs est de 61 mm.

Tableau 6.4 Longueurs des raidisseurs

Raidisseur (*voir* Figure 6.3)	**Longueur**
L_1	330 mm
L_2	609 mm
L_3	520 mm

En comparant la longueur des raidisseurs du Tableau 6.4 à la longueur de flambage critique $l_x°$, il est possible de constater qu'ils excèdent tous la longueur de flambage admissible. Les

raidisseurs sont donc susceptibles de flamber. La valeur de la charge axiale critique admissible, $N_{x,cr}$, pour une plaque infiniment longue ayant le côté supérieur libre est déterminée à partir de l'équations (6.2) (Kóllar et Springer, 2003) dont les résultats sont présentés au Tableau 6.5.

$$N_{x,cr} = \frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{L_y^2}\left[15.1K\sqrt{1-\vartheta} + 7(1-K)\right] \qquad \textit{Si } K \leq 1$$

$$N_{x,cr} = \frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{L_y^2}\left[15.1\sqrt{1-\vartheta} + (K-1)\,6\,(1-\vartheta)\right] \qquad \textit{Si } K > 1 \qquad (6.2)$$

où

$$\vartheta = \frac{D_{12}}{2D_{66} + D_{12}} \quad et \quad K = \frac{2D_{66} + D_{12}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}$$

Tableau 6.5 Charge axiale critique admissible

ϑ	K	$N_{x,cr}$
0.33	1.28	2 254 N/mm

La charge axiale critique est calculée en supposant que le raidisseur est entièrement encastré. Or, il est supposé que la jonction âme-semelle doit avoir une fixité de 50% afin que les résultats soient plus réalistes. Cette fixité de 50% est calculée par la moyenne des coefficients de flambage en compression pour les cas simplement supporté et encastré. Les coefficients de flambage en compression pour ces deux cas sont calculés à partir des courbes 8 et 10 de la Figure 6.6.

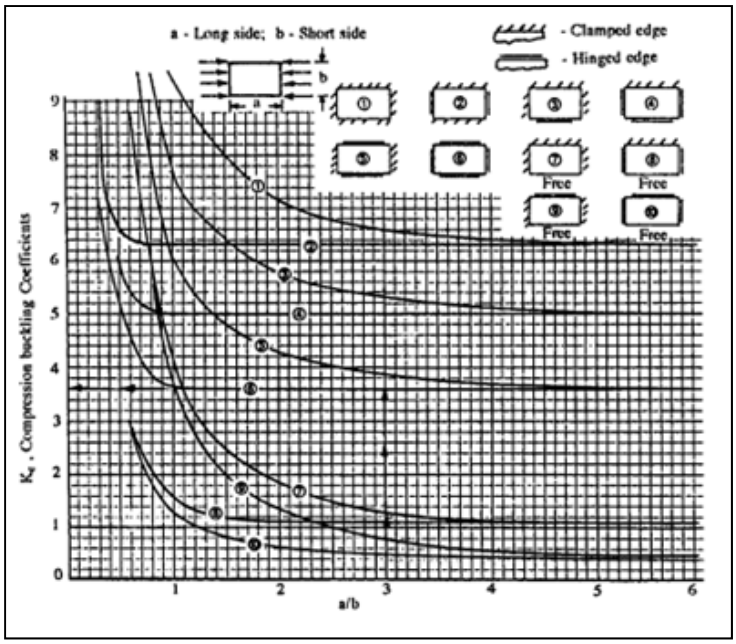


Figure 6.6 Coefficient de flambage en compression
selon le type de support
Tirée de Niu (1997)

Les ratio a/b sont obtenus en tenant compte de la longueur et la largeur de chaque raidisseur. Les ratios obtenus sont présentés au Tableau 6.6. De ces ratios, il est ensuite possible de déterminer les valeurs des coefficients de flambage en compression pour les cas simplements supportés (K_{ss}) et encastrés ($K_{encastré}$), et de calculer le coefficient de fixité à 50% ($K_{50\%}$).

Tableau 6.6 Ratio a/b des raidisseurs

Raidisseur	**a/b**
L_1	9.3
L_2	17.2
L_3	14.7

$$K_{ss} = 0.45 \text{ (courbe 10)}$$

$$K_{encasté} = 1.1 \text{ (courbe 8)}$$

$$K_{50\%} = 0.78$$

Le facteur correctif met donc en relation le coefficient de flambage moyen ($K_{50\%}$) et le coefficient pour un support encastré ($K_{encastré}$) comme montré à l'Équation (6.3). Il est ensuite multiplié à la charge de flambage critique admissible pour le cas étudié. La charge critique s'avère ainsi plus conservatrice.

$$K = K_{50\%}/K_{encastré} = 0.71 \tag{6.3}$$
$$N_{x,cr} = 1600\ N/mm$$

6.3.1.2 Calcul de la charge en cisaillement admissible

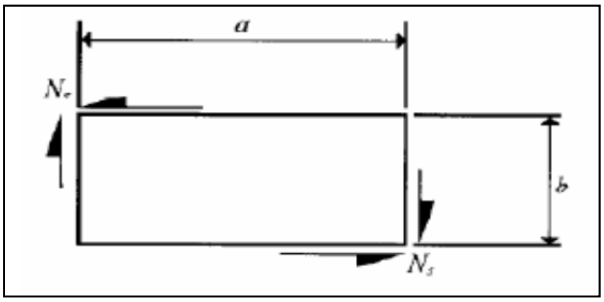


Figure 6.7 Cas de chargement en cisaillement
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

Similairement au calcul de la charge critique de flambage en compression, la charge en cisaillement critique ($N_{s,cr}$) illustrée à la Figure 6.7 est calculée selon la méthodologie de la section 3.3.1.2. La valeur est une seconde fois ajustée avec le coefficient de fixité à 50% qui est calculé cette fois avec les courbes de chargement en cisaillement pour le cas encastré ($K_{encastré}=8.7$) et simplement suportée ($K_{ss}=5.2$). Le coefficient de fixité à 50% calculé selon l'équation (6.3) est $K=0.77$. Cette valeur est ensuite comparée à l'effort de cisaillement *Nxy* du laminé correspondant à l'élément ayant la force de cisaillement maximale pour chacun des raidisseurs.

$$N_{s,cr} * 0.77 \ = \ 7\,018\ N/mm \tag{6.4}$$

6.3.1.3 Calcul de la charge en flexion admissible

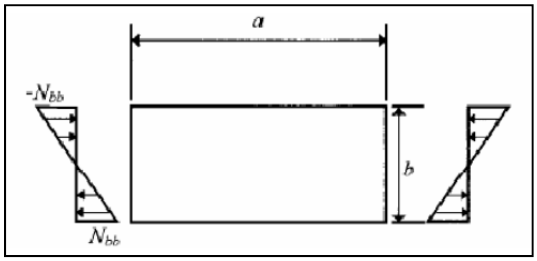


Figure 6.8 Cas de chargement en flexion
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

La charge en flexion critique ($N_{b,cr}$) (*voir* Figure 6.8) est calculée selon l'équation (6.5). Cette valeur est ensuite comparée à la charge de flexion *Nb* à lequel est soumis chacun des raidisseurs. Cette dernière correspond à la différence entre l'élément ayant la charge de tension la plus élevée à l'extrémité libre du raidisseur (N_{bb}) et l'élément ayant la charge de compression la plus élevée près de la jonction entre l'âme et la semelle du raidisseur ($-N_{bb}$) (*voir* Figure 6.9). Pour le cas à l'étude, la partie libre de l'âme est en tension (positive) et la jonction semelle-âme est en compression (négative). La différence entre les deux charges pour le calcul de la charge N_b mène à la sommation de ces deux efforts. Le coefficient critique (K_b) de flambage en cisaillement est quant à lui déterminé à partir de la Figure 6.10 et dépend encore une fois de la matrice de flexion [D_{ij}] du laminé des raidisseurs qui est calculée et extraite de l'outil HyperLaminate. De la même façon que pour les cas précédents, un coefficient de fixité à 50% ($K=0.74$) est ajouté au calcul de la charge critique admissible en flexion.

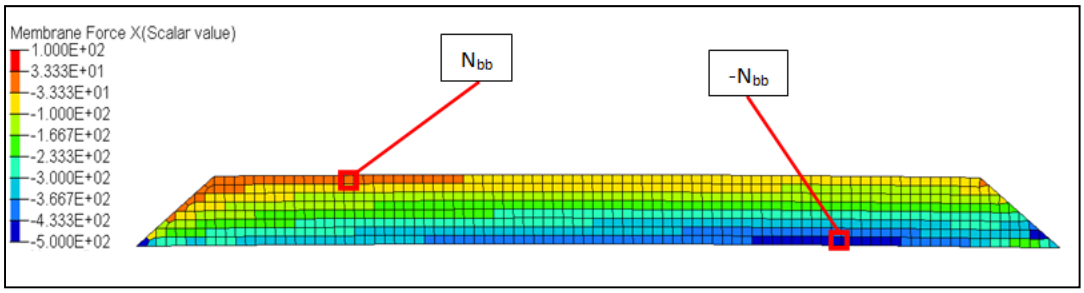


Figure 6.9 Représentation de l'extraction des charges N_{bb} et $-N_{bb}$ (N/mm)

$$N_{b,cr} = K_b \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}}$$
$$N_{b,cr} * 0.74 \ = \ 17\,150 \ N/mm \tag{6.5}$$

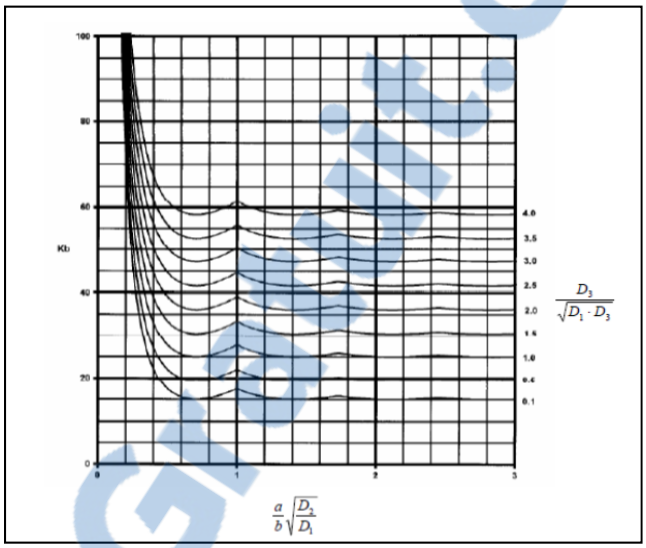


Figure 6.10 Coefficient de flambage en flexion
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

6.3.1.4 Calcul de la marge de sécurité en flambage des raidisseurs

L'objectif est de vérifier que les raidisseurs de la peau conçue répondent aux critères de stabilité en flambage normalement utilisés par BA. Les raidisseurs sont analysés de façon analytique en utilisant les charges admissibles calculées précédemment de façon à obtenir des marges de sécurité positive et ainsi valider leur stabilité au flambage. Le calcul de la marge de sécurité des raidisseurs est réalisé suivant la méthodologie de la section 3.3.1. D'abord, les forces de membrane maximales pour les directions N_x et N_{xy} sont extraites des résultats de l'analyse par éléments finis pour chaque raidisseur (*voir* Figure 6.11 et Figure 6.12). Les directions x et y sont orientées respectivement dans le sens de l'envergure et de la hauteur des raidisseurs.

Rapport-Gratuit.com

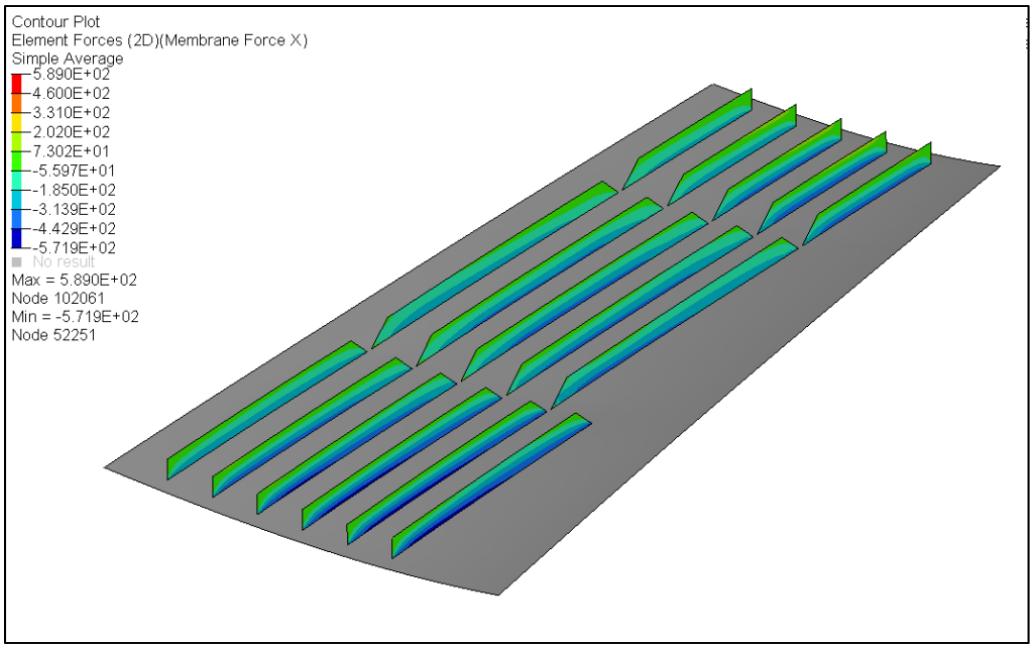


Figure 6.11 Force de membrane N_x à charge ultime (*UpBend*) (N/mm)

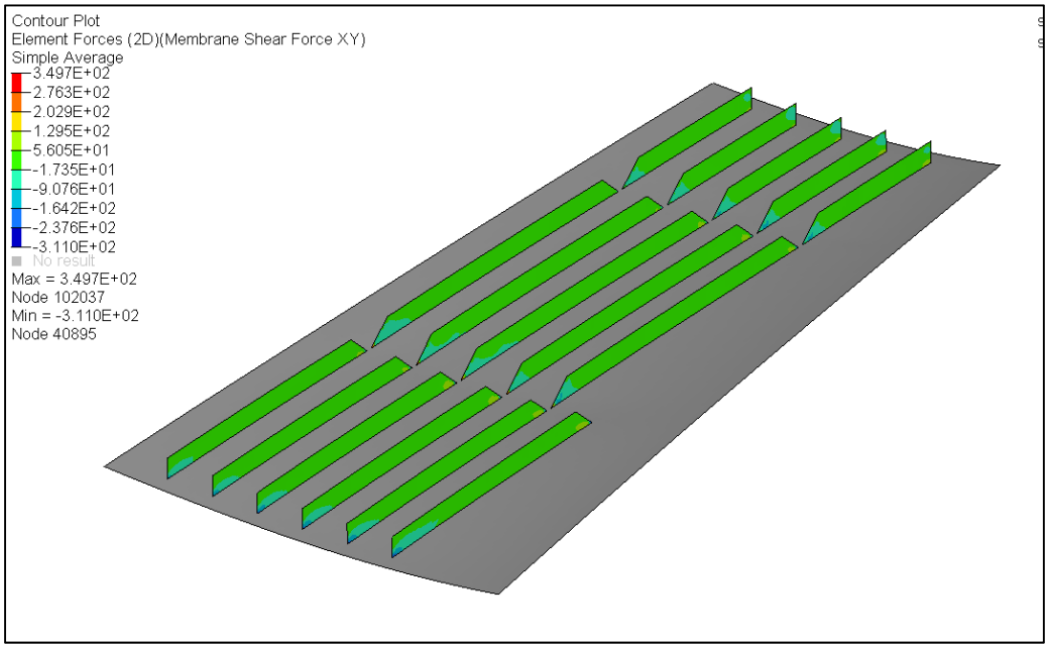


Figure 6.12 Force de membrane N_{xy} à charge ultime (*UpBend*) (N/mm)

Les charges maximales pour chaque raidisseur sont ensuite comparées aux charges admissibles calculées préalablement, soient la charge axiale admissible (compression), la

charge de cisaillement admissible et la charge de flexion admissible. La marge de sécurité (*M.S.*) est calculée selon l'équation (6.5) pour chacun des raidisseurs en considérent l'interaction elliptique de ces 3 charges combinées comme illustré à la Figure 6.13.

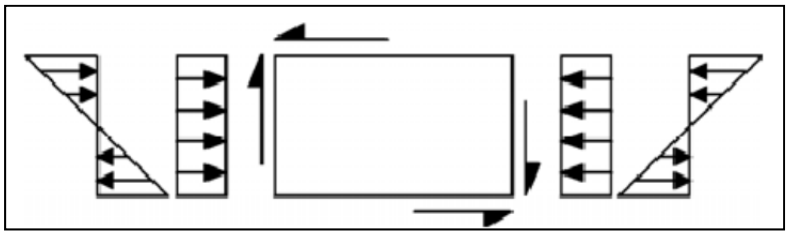


Figure 6.13 Cas de chargement combiné
(axial, cisaillement et flexion)
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

$$M.S. = \frac{2}{R_c + \sqrt{R_c^2 + 4(R_s^2 + R_b^2)}}$$

où (6.6)

$$R_c = {}^{Nx}/_{Nx,\,cr}\ ;\quad R_s = {}^{Nxy}/_{Ns,\,cr}\ ;\quad R_b = {}^{Nb}/_{Nb,\,cr}$$

Les résultats des marges de sécurité en flambage pour l'ensemble des raidisseurs sont présentés au Tableau 6.7. La marge de sécurité la plus critique est associée au raidisseur 1 identifié en rouge à la Figure 6.14. Cette marge de sécurité est de *M.S.*=+1.76 et se produit pour le cas de chargement ultime en flexion positive (*UpBend*). Sa valeur étant largement positive à charge ultime (*M.S. > 0*), il n'est donc pas susceptible de flamber. En effet, les raidisseurs sont optimisés pour contribuer à éviter le flambage global de la peau. Leur épaisseur finale s'avère plus importante à cet effet et le flambage local est moins à risque. Ainsi, le flambage global de la peau (*voir* Section 6.2) est beaucoup plus critique que le flambage local des raidisseurs comme le montre les résultats du Tableau 6.7.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

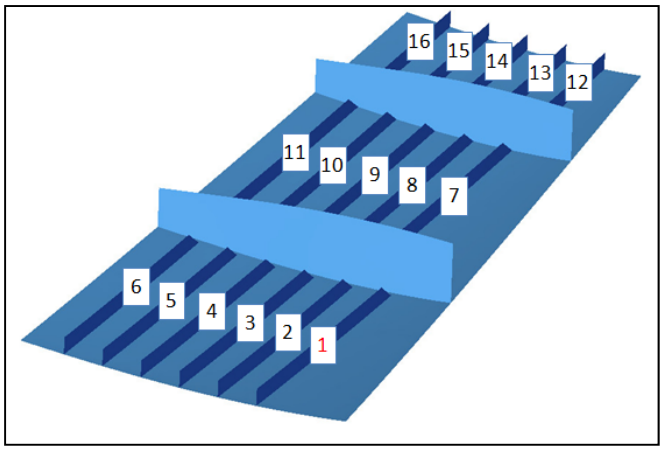


Figure 6.14 Identification des raidisseurs

Tableau 6.7 Marge de sécurité en flambage des raidisseurs

# Raidisseur	Chargement Critique		M.S. Flambage
1	Ultime Positif	Compression	+1.76
2	Ultime Positif	Compression	+1.89
3	Ultime Positif	Compression	+2.59
4	Ultime Positif	Compression	+3.13
5	Ultime Positif	Compression	+1.92
6	Ultime Positif	Compression	+3.01
7	Ultime Positif	Compression	+2.42
8	Ultime Positif	Compression	+2.04
9	Ultime Positif	Compression	+3.23
10	Ultime Positif	Compression	+2.63
11	Ultime Positif	Compression	+2.39
12	Ultime Positif	Compression	+4.11
13	Ultime Positif	Compression	+3.22
14	Ultime Positif	Compression	+3.28
15	Ultime Positif	Compression	+5.12
16	Ultime Positif	Compression	+4.14

6.3.2 Vérification analytique des panneaux en flambage

De la même façon que les raidisseurs, les panneaux sont analysés afin de valider leur stabilité en flambage. Les panneaux sont définis par chacune des sections de la peau supérieure en composite supportées entre les raidisseurs et les nervures. Bien que la peau soit détachée des nervures centrales, les panneaux sont par hypothèse considérés simplement supportés sur leur pourtour puisque la peau est beaucoup plus épaisse à l'endroit où étaient normalement attachées les nervures (*voir* Figure 6.15). C'est également à cet endroit que sont fixés les actionneurs, qui en plus d'assurer les déformations de la peau, servent à supporter cette dernière. De plus, chaque panneau est assumé comme étant chargé axialement en bicompression (charges N_x et N_y) et en cisaillement (charge N_{xy}).

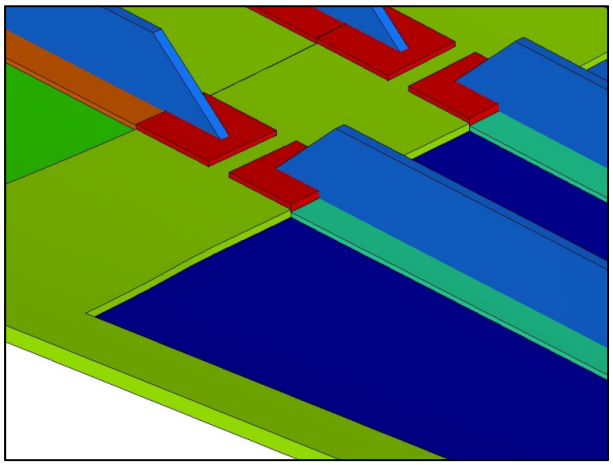


Figure 6.15 Surépaisseur de la peau aux nervures centrales

6.3.2.1 Calcul des charges admissibles

Le calcul des charges admissibles pour chaque panneau est réalisé en suivant méticuleusement la méthodologie présentée à la section 3.3.1. De la même manière que pour les raidisseurs, les charges pour toutes les directions principales (N_x, N_y et N_{xy}) sont extraites du modèle suite à l'analyse par éléments finis et les marges de sécurité sont calculées en

considérant l'intéraction combinée de ces charges. Les composantes x et y sont orientées dans le plan des éléments suivant respectivement le sens de l'envergure et de la corde.

6.3.2.2 Calcul de la marge de sécurité en flambage des panneaux

L'objectif est de vérifier que les panneaux répondent aux critères de stabilité en flambage normalement utilisés par BA de façon à obtenir des marges de sécurité positive et ainsi valider la stabilité au flambage des panneaux. Les forces de membranes maximales pour chacune des directions mentionnées précédemment sont extraites du modèle par éléments finis pour chacun des panneaux (*voir* Figure 6.16 à Figure 6.18). En effet, il est possible de constater que les forces de membranes peuvent varier grandement pour un même panneau. Il est donc très conservateur de considérer la force la plus élevée pour les trois directions d'un panneau donné. Une fois extraites, ces forces sont comparées aux charges admissibles pour le calcul de la marge de sécurité en flambage. La matrice $[D_{ij}]$ est également calculée pour chaque panneau en utilisant l'outils HyperLaminate et les coefficients utiles au calcul de flambage en sont extraits. Les dimensions de chaque panneau sont également utilisés pour le calcul de flambage des panneaux décris à la section 3.3.1.

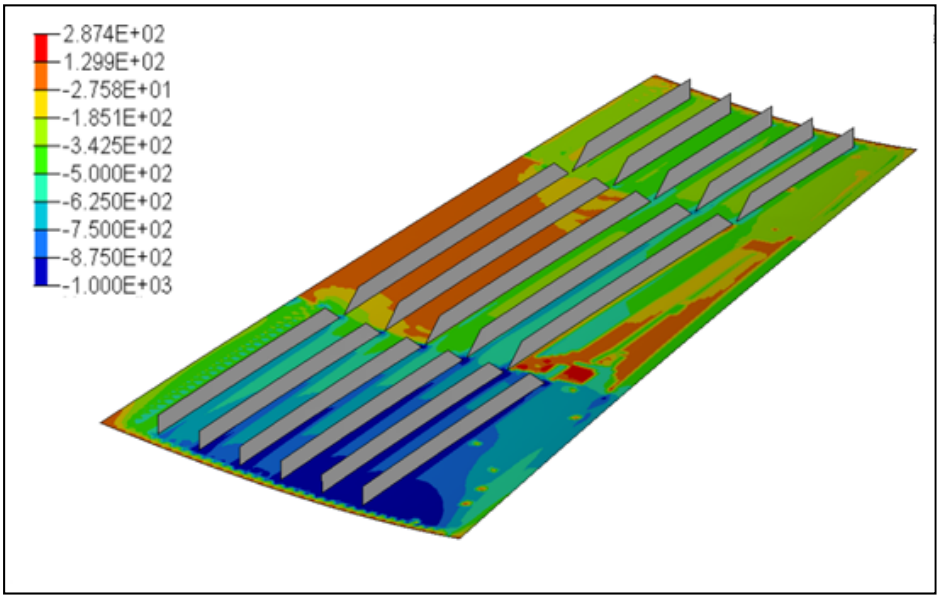


Figure 6.16 Force de membrane N_x à charge ultime (*UpBend*) (N/mm)

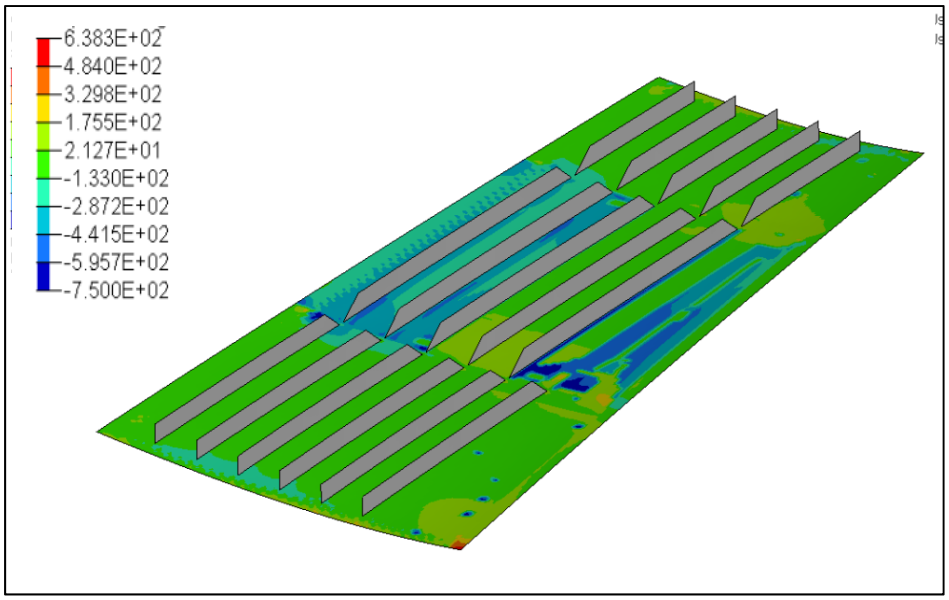


Figure 6.17 Force de membrane N_y à charge ultime (*UpBend*) (N/mm)

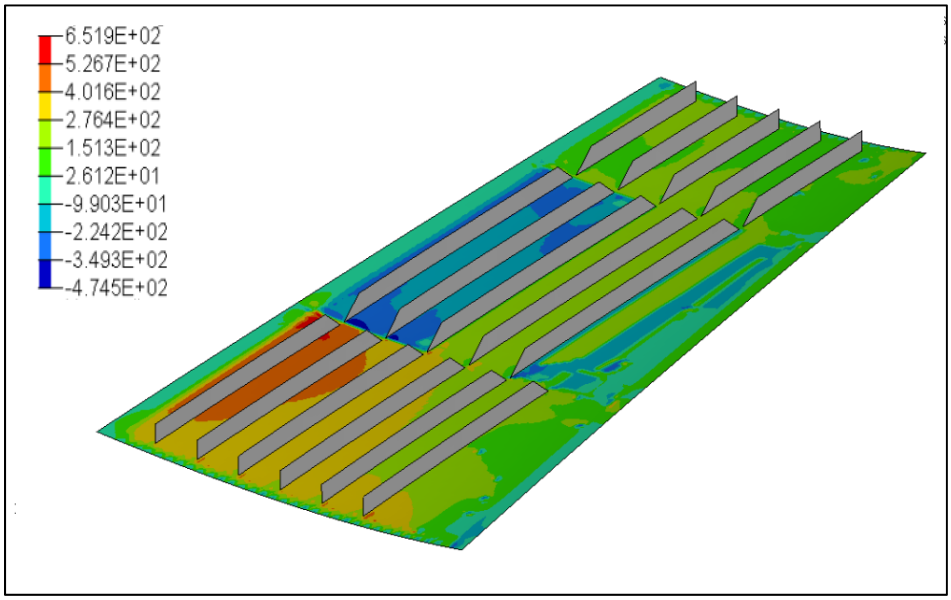


Figure 6.18 Force de membrane N_{xy} à charge ultime (*UpBend*) (N/mm)

La marge de sécurité (*M.S.*) est calculée pour chacun des panneaux en considérant encore une fois l'interaction des charges combinées (*voir* Équation (6.7)). Les valeurs admissibles ($N_{x,cr}$ et $N_{s,cr}$) sont calculées selon la méthodologie présentée à la section 3.3.1, dont les équations principales sont présentées à la section 2.5.1 de la revue de littérature.

Figure 6.19 Cas de chargement combiné
(Bicompression et flexion)
Tirée de Bruhn et Bollard (1973)

$$M.S. = \frac{2}{R_c + \sqrt{R_c^2 + 4R_s^2}}$$

où (6.7)

$$R_c = {}^{Nx}/_{Nx,cr} \; ; \quad R_s = {}^{Nxy}/_{Ns,cr}$$

Les résultats de flambage pour l'ensemble des panneaux sont présentés au Tableau 6.8. Le panneau le plus critique en flambage local a une marge de sécurité supérieure à 0 (*M.S.* = +0.32) à charge ultime en flexion positive (*UpBend*). Ce cas critique est associé au panneau 1 et est illustré en rouge à la Figure 6.20. Il n'est donc pas susceptible de flamber à charge ultime puisque sa marge de sécurité est largement positive. Le flambage global prédomine donc pour la peau supérieure (*voir* Section 6.2) avec une marge de sécurité minimale de *M.S.* = +0.14.

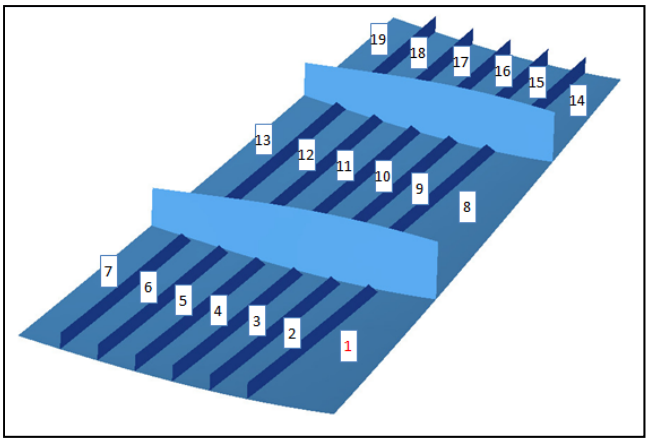


Figure 6.20 Identification des panneaux

Tableau 6.8 Marge de sécurité en flambage des panneaux

# Panneau	Chargement Critique		M.S. Flambage
1	Ultime Positif	Compression	+0.32
2	Ultime Positif	Compression	+7.75
3	Ultime Positif	Compression	+8.68
4	Ultime Positif	Compression	+8.78
5	Ultime Positif	Compression	+8.99
6	Ultime Positif	Compression	+10.57
7	Ultime Positif	Compression	+7.22
8	Ultime Positif	Compression	+1.14
9	Ultime Positif	Compression	+14.07
10	Ultime Positif	Compression	+3.82
11	Ultime Positif	Compression	+2.44
12	Ultime Positif	Compression	+1.54
13	Ultime Positif	Compression	+15.14
14	Ultime Positif	Compression	+0.46
15	Ultime Positif	Compression	+2.09
16	Ultime Positif	Compression	+13.83

17	Ultime Positif	Compression	+8.83
18	Ultime Positif	Compression	+5.69
19	Ultime Positif	Compression	+5.63

L'analyse linéaire de flambage (SOL105) montre une marge semblable pour le panneau 1 de *M.S.*=+0.35 (*voir* Figure 6.21). La marge obtenue est légèrement différente du calcul analytique puisque ce panneau est trapézoïdal et les charges admissibles calculées prennent seulement la largeur maximale du panneau en assumant un panneau rectangulaire. De plus, les efforts maximums sont utilisés pour le calcul analytique du flambage ce qui s'avère beaucoup plus conservateur. La marge calculée analytiquement est ainsi plus conservatrice et cela tend à expliquer la différence qui existe entre ces deux valeurs.

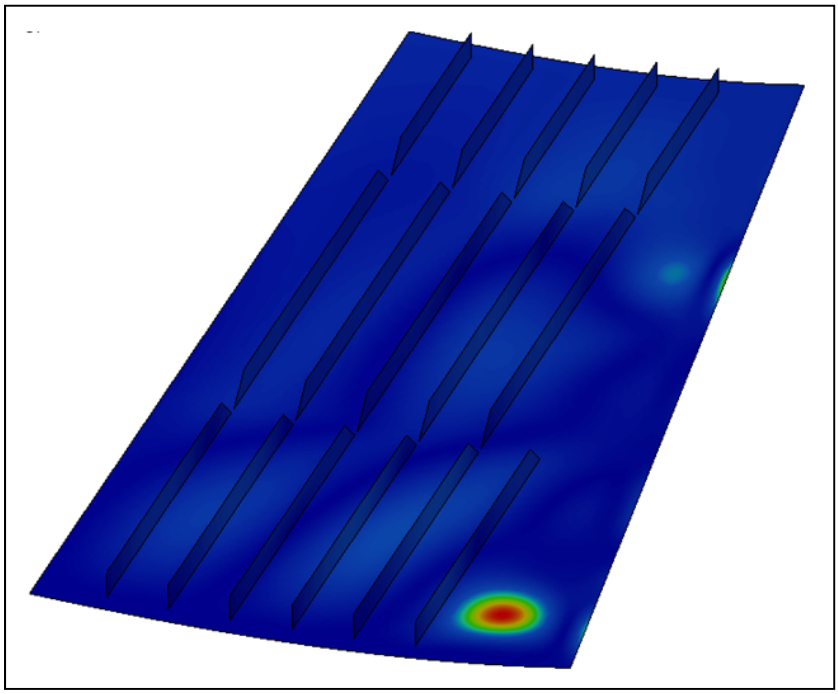


Figure 6.21 Flambage local du panneau 1 (λ_{cr}=1.35)

6.3.3 Vérification analytique de la résistance du laminé

La seconde vérification analytique réalisée est la résistance du laminé. Elle a pour objectif de valider la résistance du laminé en prenant en compte les méthodes de conception généralement utilisées par BA. De la même manière que pour le flambage, l'analyse par éléments finis est utilisée pour extraire cette fois les déformations pour tous les panneaux et les raidisseurs afin de calculer les marges de sécurité. Les déformations maximales aux fibres externes (Z_1 et Z_2) sont extraites pour chacune des directions principales de déformation, soit ε_x, ε_y et ε_{xy}. La Figure 6.22 et la Figure 6.23 montre les exemples des résultats de déformation pour la direction ε_x aux fibres externes Z_1 et Z_2 repectivement.

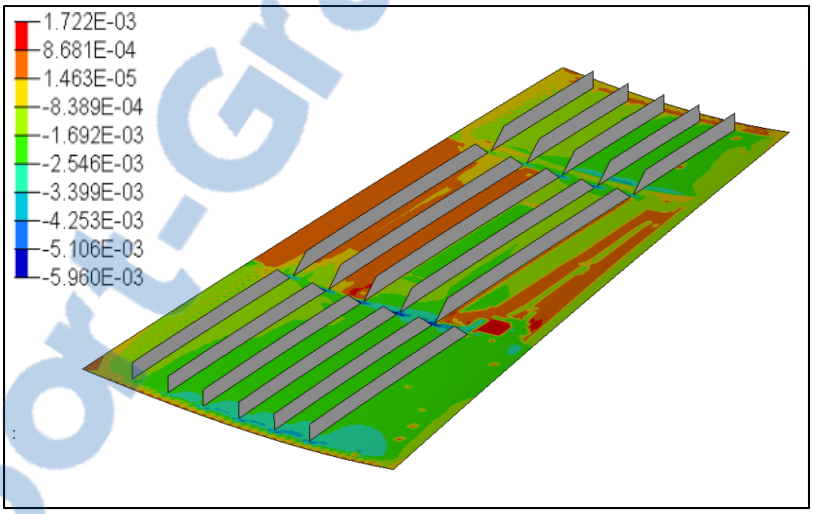


Figure 6.22 Déformation ε_x pour la fibre Z_1 (mm/mm)

Rapport-Gratuit.com

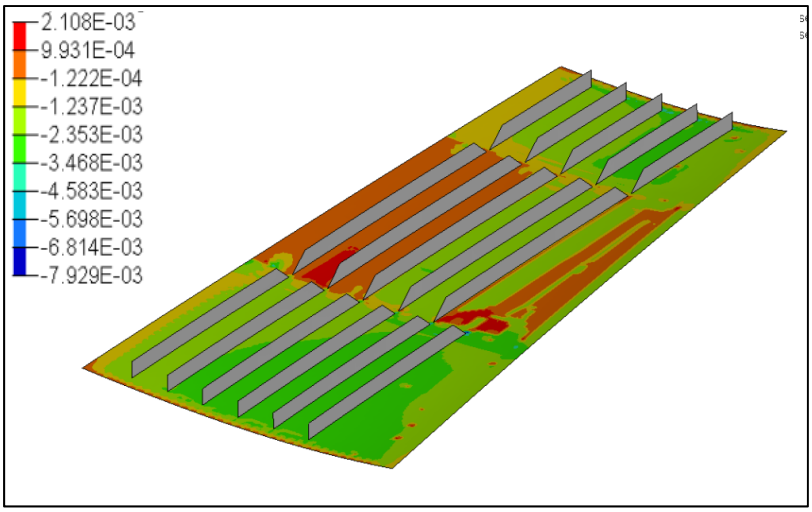


Figure 6.23 Déformation ε_x pour la fibre Z_2 (mm/mm)

Une fois les déformations maximales extraites pour chaque panneau, les valeurs maximales sont utilisées pour procéder au calcul de la déformation équivalente pour les quatre orientations principales du composite (ε_0, ε_{90} ,ε_{45} et ε_{-45}) suivant la méthodologie de la section 3.3.2. Ces dernières sont ensuite utilisées pour procéder au calcul des marges de sécurité pour chaque direction de fibre en les comparant aux valeurs admissibles de déformation du composite pour les cas de compression et de tension après impact selon l'équation (2.13) de la section 2.5.2. Les déformations admissibles dépendent notamment de l'AML des panneaux qui est calculé grâce à des feuilles de calcul fournies par BA.

Tous les panneaux ont été analysés de la manière décrite précédemment. Les résultats de marge de sécurié (*M.S.*) des panneaux limitants pour les cas de chargement ultimes (flexions positive et négative) sont présentés aux Tableau 6.9. Les panneaux limitants sont identifiés à la Figure 6.24. Il est possible de constater que le panneau 7 (orientation *-45°*) et le panneau 1 (orientation *0°*) présentent les marges de sécurité limitantes en compression. Bien que leurs marges de sécurité soient plutôt faibles (5% et 9%), elles sont considérées acceptables puisque les valeurs admissibles sont très conservatrices. En effet, les valeurs admissibles utilisées sont pour des impacts dont les dommages sont visibles, réduisant de près du tiers les déformations admissibles du composite sans dommage. De plus, les éléments comportant les

valeurs de déformation maximales sont utilisées pour le calcul et ce pour les cas de chargement ultime. Pour ces raisons, les marges de sécurité sont considérées satisfaisantes. L'ensemble des résultats de résistance du laminé pour les panneaux est présenté à l'ANNEXE IV.

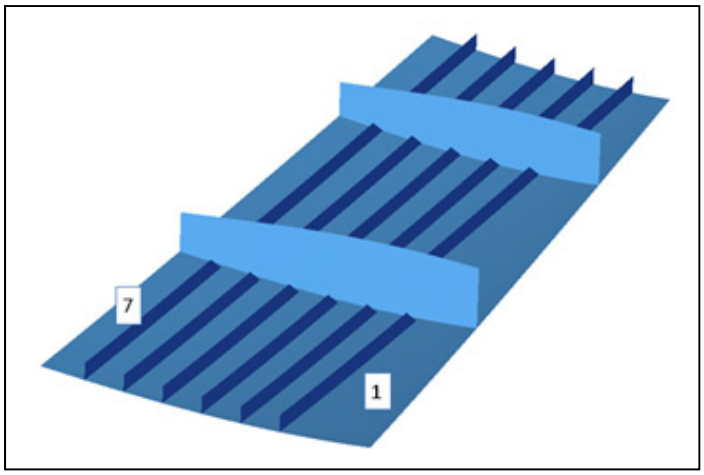


Figure 6.24 Panneaux les plus critiques en résistance

Tableau 6.9 Marge de sécurité les plus critiques en résistance (Panneaux)

# Panneau	Chargement Critique		M.S. Résistance du laminé			
			0°	+45°	-45°	90°
7	Ultime Positif	Compression	+1.37	+1.65	+0.05	+6.54
1	Ultime Positif	Compression	+0.09	+17.87	+0.61	+5.66
7	Ultime Négatif	Tension	+3.57	+1.75	+1.43	+6.15
1	Ultime Négatif	Tension	+1.48	+24.51	+2.79	+5.00

La même vérification analytique est réalisée pour la résistance du laminé des raidisseurs. Les déformations maximales sont encore une fois extraites pour tous les raidisseurs aux fibres externes et pour toutes les directions principales afin de procéder au calcul des déformations équivalentes pour les directions principales du composite (ε_0, ε_{90} ,ε_{45} et ε_{-45}). La Figure 6.25 et la Figure 6.26 montrent en exemple les résultats des défomations pour les directions ε_x et ε_{xy} à la fibre externe Z_1 qui présentent les déformations maximales pour les raidisseurs à l'étude.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Les composantes x et y sont orientées respectivement suivant l'envergure et la hauteur des raidisseurs.

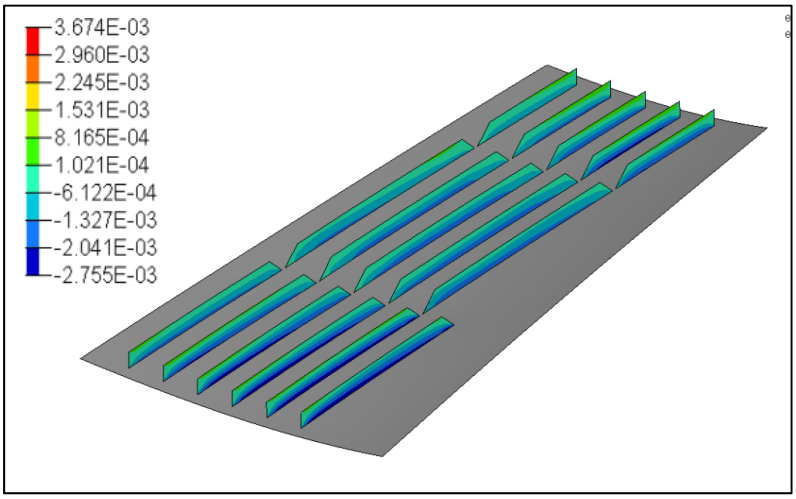


Figure 6.25 Déformation ε_x pour la fibre Z_1 (mm/mm)

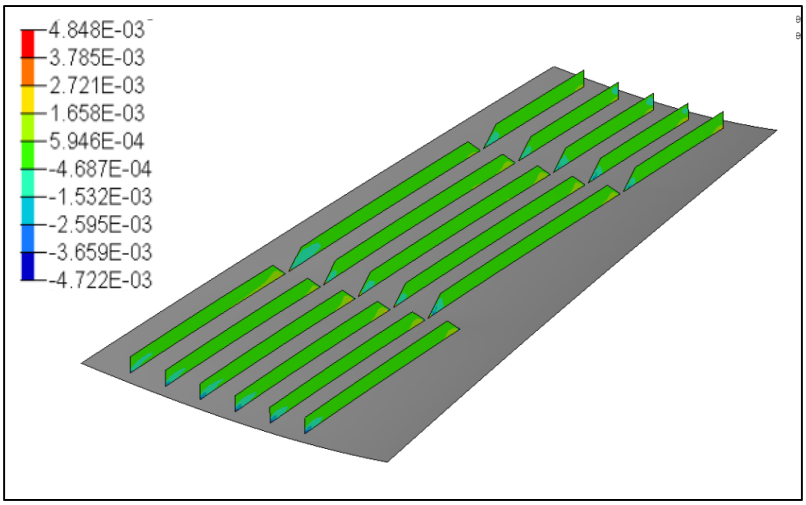


Figure 6.26 Déformation ε_{xy} pour la fibre Z_1 (mm/mm)

La méthodologie utilisée pour l'analyse des raidisseurs est la même que pour les panneaux et est présentée à la section 3.3.2. Les résultats de marge de sécurié (*M.S.*) du raidisseur limitant pour les cas de chargement ultimes (flexions positive et négative) sont présentés au Tableau 6.10. Le raidisseur 1 est celui qui possède la marge de sécurité la plus basse (orientation *0*°)

pour les deux cas de chargement ultime et il est identifié à la Figure 6.27. Il a cependant une marge suffisamment élevée de *M.S.* = 0.32, ce qui assure la résistance du laminé à charge ultime. L'ensemble des résultats pour la résistance du laminé des raidisseurs est présenté à l'ANNEXE V.

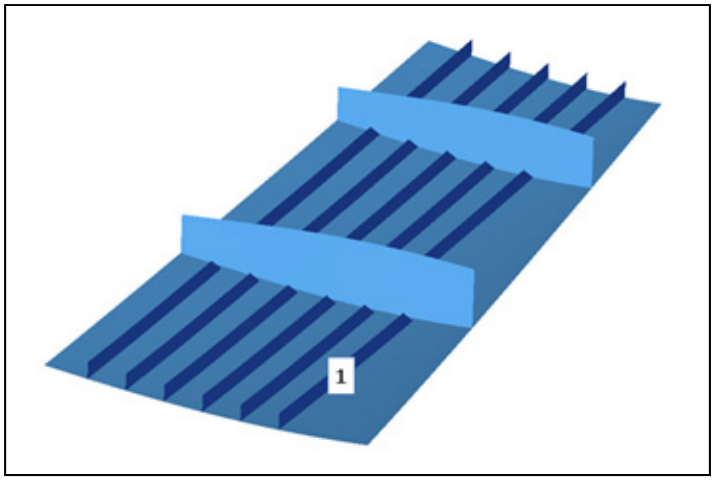


Figure 6.27 Raidisseurs le plus critique en résistance

Tableau 6.10 Marge de sécurité les plus critiques en résistance (Raidisseurs)

# Âme du raidisseur	**Charge Critique**		**M.S. Résistance du laminé**			
			0°	**+45°**	**-45°**	**90°**
1	Ultimate UpBend	Compression	+0.32	+1.85	+8.08	+6.93
1	Ultimate DownBend	Tension	+1.75	+4.09	+14.42	+5.53

6.3.4 Analyse des joints boulonnés

La dernière étape de validation analytique est l'analyse de résistance des joints boulonnés afin d'assurer que les critères généralement considérés par BA pour les structures en composite sont respectés en ce qui concerne les joints boulonnés de composite. La méthodologie utilisée à cet effet est présentée à la section 3.3.3. Cette méthode d'analyse utilise un code maison de BA nommé LJ 85 BJSFM-GO.v9 qui fut préalablement développé par Bombardier Aéronautique (Howlett, 2010) dans le cadre du développement du LearJet 85.

6.3.4.1 Modélisation des CBUSH

La première étape de l'analyse est la modélisation des boulons dans le modèle par éléments finis. Pour assurer un minimum de matière afin de résister aux charges (*bypass* et *bearing*) et pour éviter la superposition des concentrations de contrainte entre deux rangées de boulons, il est primordial de respecter les lois générales d'espacement des joints boulonnés. Ces lois d'espacement sont une distance de 5 fois le diamètre (*5d* min) entre chaque boulon et une distance de 3 fois le diamètre (*3d* min) du rebord tel qu'illustré à la Figure 6.28.

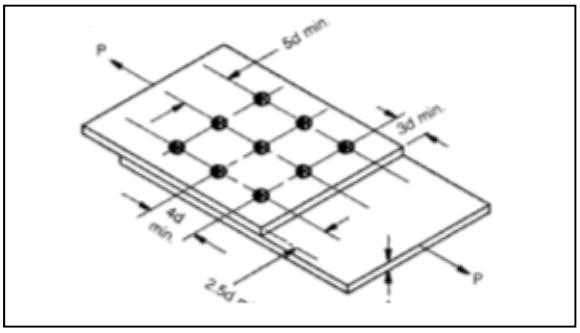


Figure 6.28 Règle d'espacement des rivets
Tirée de Niu (2008)

Les boulons sont modélisés suivant la modélisation appropriée pour l'utilisation du code LJ 85 BJSFM-GO.v9. Ils sont modélisés par des éléments CBUSH. Ces éléments CBUSH sont des éléments élastiques comportant la rigidité équivalente du boulon et sont modélisés entre les noeuds représentant le joint d'assemblage. Dans ce cas, les éléments CBUSH joignent les noeuds de la peau de composite et de la semelle des longerons ou des nervures à l'endroit où la peau de composite est normalement attachée. La configuration choisie de la fixation est deux rangées de boulons de 4,76 mm (3/16") de diamètre en quinconce (*voir* Figure 6.29) sur tout le pourtour de l'aile excepté à l'emplanture où le diamètre utilisé est de 6,35 mm (1/4"). Une analyse réalisée par mon collègue à la maitrise David Barry a démontré que les boulons à l'emplanture, qui supportent de plus grandes charges, risquaient de cisailler pour des diamètres inférieurs à 6,35 mm. La configuration en quinconce choisie assure une bonne

tangence de la peau sur tout son pourtour et permet de respecter les lois d'espacement des boulons mentionnés précédemment.

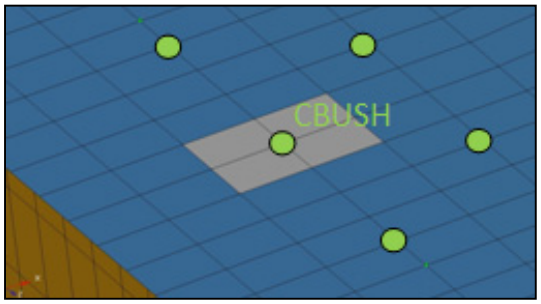


Figure 6.29 Modélisation des CBUSH
en quinconce

Comme discuté à la section 3.3.3 portant sur la méthodologie des joints boulonnés, les forces P_x, P_y et P_{xy} sont extraites du modèle par éléments finis pour les quatre éléments adjacents à l'élément CBUSH (éléments en gris à la Figure 6.29). Les moyennes des forces pour les trois directions principales sont calculées et constituent les charges de «*by-pass*» *Px*, *Py* et *Pxy* présentes dans le laminé à proximité du boulon (*voir* Figure 6.30). La charge de «*bearing*» est quant à elle obtenue en calculant la force résultante (P_{bush}) des composantes de force *x* et *y* de l'élément CBUSH. Les composantes *x* et *y* sont encore une fois orientées suivant respectivement l'envergure et la corde. L'angle de la résultante par rapport à l'axe de chargement principal (*x* ou *0°*) est également calculé et utilisé pour le calcul de résistance du joint boulonné. La méthodologie détaillée pour le calcul de résistance des joints boulonnés est présentée à la section 3.3.3.

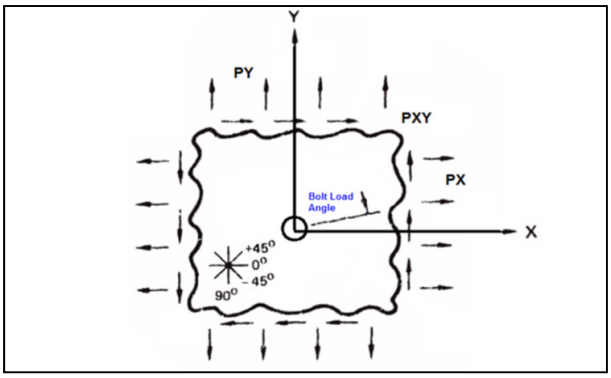


Figure 6.30 Charges de *By-Pass* extraites
pour le calcul des joints boulonnés
Tirée de (Howlett, 2010)

Les contraintes admissibles afin de calculer les marges de sécurité proviennent des sources BA pour les matériaux utilisés. L'analyse est encore une fois basée sur la méthode graphique AML. Le nombre et l'orientation des plis sont utilisés en tant que données d'entrée pour chaque boulon dans le code LJ 85 BJSFM-GO.v9. Les valeurs AML sont ainsi automatiquement calculées pour le laminé autour de chaque boulon. Les autres données utilisées pour le calcul sont le diamètre des boulons, la largeur de laminé active (*5d*), les contraintes de «*by-pass*» et les contraintes de «*bearing*» calculées selon la méthodologie mentionnée, l'angle de chargement du boulon et la contrainte admissible de «*bearing*». Un fichier d'entrée est créé comprenant ces informations pour tous les boulons de la peau en composite et est ensuite utilisé pour l'analyse des joints boulonnés. L'ANNEXE VI montre l'interface du code utilisé et un exemple de fichier d'entrée comportant toutes ces données.

Pour ce qui est de la valeur de la contrainte adimissible de «*bearing*», elle provient de sources confidentielles BA à laquelle sont ajoutés des facteurs correctifs tels que montré à l'équation (6.8). Ces facteurs correctifs sont issus d'une série de tables dont les résultats majorés proviennent de tests effectués à partir des matériaux utilisés. Ils mettent notamment en relation des paramètres géométriques tels que le diamètre du boulon (*D*), l'épaisseur du laminé (*t*), la largeur active de la plaque (*w*), la distance jusqu'au bord de la plaque (*e*), le type de tête du boulon, les tolérances d'ajustement, etc.

$$\overline{\sigma}_{brg} = \overline{\sigma}_{brg_baseline} \cdot K_D \cdot K_{t/D} \cdot K_{head} \cdot K_{w/D} \cdot K_{e/D} \cdot K_{shim} \cdot K_{butt} \cdot K_{fit} \tag{6.8}$$

6.3.4.2 Marge de sécurité

L'objectif est de valider la résistance des joints boulonnés en suivant l'approche proposée par BA. Afin de valider la résistance des joints boulonnés, les marges de sécurité sont calculées pour tous les boulons suivant la méthodologie discutée précédemment. La grande majorité des marges de sécurité sont comprises entre +0,70 et +3,50 (*voir* ANNEXE VII). La valeur minimale obtenue est de *M.S.*=+0,01 pour l'élément 400390 sous le cas de chargement ultime en flexion positive en considérant les facteurs environnementaux sur les admissibles du matériau (*voir* Tableau 6.11). Cet élément critique est identifié à la Figure 6.31 où il est également possible de constater une augmentation importante des forces des CBUSH à l'emplanture. Au total, 5 boulons situés à l'emplanture présentent des marges de sécurité en deçà de 5%. En considérant les admissibles du matériau à température pièce (sans facteur environnemental), ces marges augmentent en moyenne d'environ 10%. Elles sont considérées suffisantes sachant que les paramètres de l'analyse sont très conservateurs. Outre les boulons à l'emplanture, les marges de sécurité pour les autres boulons sont toutes très satisfaisantes avec des marges d'en moyenne *M.S.*=+1.60. Il est donc possible de conclure que la résistance des joints boulonnés de la peau en composite est adéquate à charge ultime.

Tableau 6.11 Marges de sécurité les plus critiques pour les joints boulonnés

#Élément Bush	**Charge Critique**	**M.S. Résistance du joint boulonné**	
		Avec Facteur Environnemental	**Sans Facteur Environnemental**
400390	Ultime Positif	+0.011	+0.11
400378	Ultime Positif	+0.022	+0.12
400394	Ultime Positif	+0.041	+0.13
400386	Ultime Positif	+0.045	+0.15
400376	Ultime Positif	+0.046	+0.15

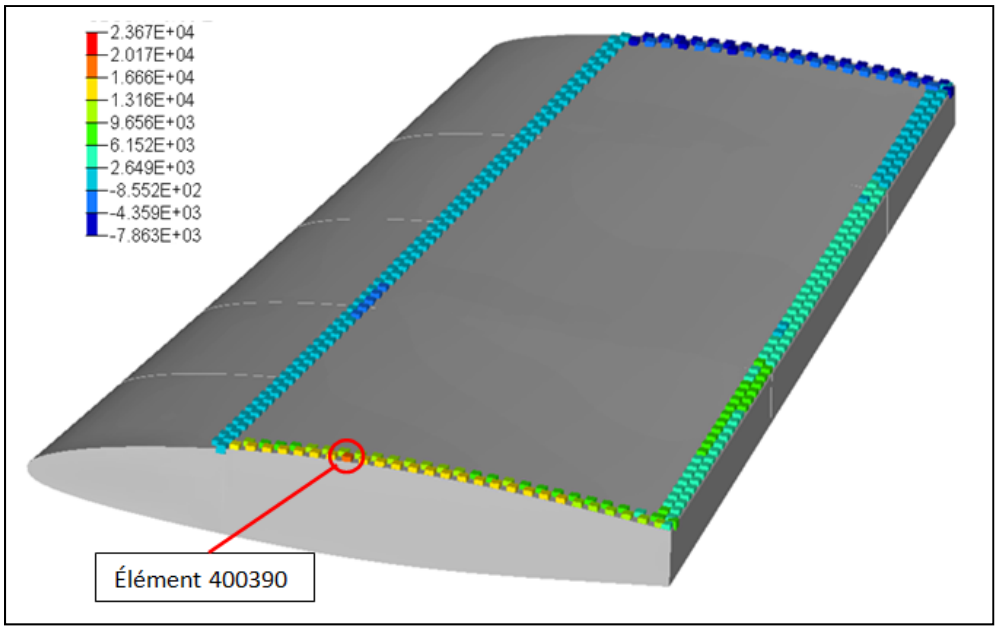


Figure 6.31 Résultantes des forces des éléments CBUSH (N)

6.4 Discussion

L'objectif de la validation était d'assurer l'intégrité structurale de la peau en composite selon les standards de conception de BA. La rigidité de l'aile fut d'abord vérifiée par une analyse comparative. L'objectif visé était que la rigidité de l'aile adaptative soit similaire à la section d'aile originale. Les analyses par éléments finis ont montré une rigidité équivalente qui répondait aux valeurs ciblées, soit des erreurs relatives inférieures à 15% sur le déplacement. La rigidité est donc jugée très satisfisante en considérant que le modèle présente des déplacements tout à fait similaires.

La peau en composite fut également vérifiée analytiquement en flambage local et en résistance sous chargement ultime. L'objectif visé était de s'assurer que la peau en composite réponde aux exigences de conception aéronautique en suivant les méthodes généralement utilisées par BA pour la conception de pièces en composite. Les marges de sécurité furent calculées suivant ces méthodes pour le flambage local et la résistance du laminé. L'analyse de la résistance du laminé de la peau suivant les méthodes analytiques s'avère être plus conservatrice que l'indice de rupture Tsai-Wu utilisé lors de l'optimisation de la peau. En

effet, les admissibles du matériau utilisés sont pour des pièces ayant subies des dommages après impact, ce qui réduit considérablement la déformation maximale à la rupture du composite. Ce critère est important à respecter afin de valider la conception d'une structure primaire en aéronautique qui pourrait être sujette à des impacts de toutes sortes (impact d'objets en vol, chute d'outils sur le panneau, etc.). Les marges obtenues après analyses sont jugées satisfaisantes et servent ainsi à valider la résistance de la peau en composite sous chargement ultime en prenant en compte les limitations réalistes du matériau.

Pour ce qui est de l'analyse du flambage local, les marges de sécurité obtenues étaient largement supérieures au besoin pour les cas de chargement considérés. Le cas limitant demeure donc l'analyse linéaire de flambage réalisée avec NASTRAN (SOL 105) où un mode de flambage global de la peau en composite apparait à une valeur bien inférieure aux marges calculées analytiquement pour le flambage local des panneaux. Ce mode étant global, il est impossible de le calculer analytiquement en se basant sur une approche d'un seul panneau à la fois. Bien que limitative, la marge de flambage global est cependant jugée suffisamment élevée pour s'assurer d'éviter tout flambage à charge ultime.

En dernier lieu, l'analyse des joints boulonnés fut réalisée pour valider numériquement que les fixations de la peau composite répondent aux critères de conception de BA. Le code d'analyse LJ 85 BJSFM-GO.v9 développé par BA fut utilisé pour l'analyse de la résistance des joints boulonnés. Suite à l'analyse, les marges de sécurité sont jugées satisfaisantes afin de valider la résistance des joints boulonnés pour les cas de chargement ultime. Il est possible de conclure suite à cette série de vérifications analytiques que la peau de composite répond bien aux critères de conception aéronautique généralement utilisés par les constructeurs tel que Bombardier Aéronautique. Cette conclusion s'appuie sur des marges de sécurité positives et suffisantes pour toutes les analyses réalisées.

Rapport-Gratuit.com

CONCLUSION

En conclusion, les travaux de ce mémoire ont permis la conception d'une peau en composite adaptative en vue d'améliorer la laminarité d'une aile d'avion dans le cadre du projet multidisciplinaire CRIAQ MDO-505 intitulé *Morphing Architectures and Related Technologies for Wing Efficiency Improvement*. L'objectif était de concevoir cette peau de façon à ce qu'elle s'adapte au mieux à une forme aérodynamique donnée tout en conservant une rigidité et une intégrité structurale équivalente à celle d'une aile d'avion de construction Bombardier Aéronautique.

La première partie des travaux fut l'optimisation de la peau en composite. La peau fut optimisée suivant une méthode par éléments finis en trois phases. L'objectif global était de minimiser la masse tout en gardant un contrôle de la forme de la surface déformée par les actionneurs, et ainsi assurer une zone de déformation permettant les améliorations de la laminarité de l'aile. Des contraintes structurales, notamment le flambage et l'indice de rupture du composite, furent également utilisées pour garantir l'intégrité structurale de la peau tout au long du processus d'optimisation.

La première étape fut l'optimisation *Free-Size* qui permit de déterminer la distribution d'épaisseur de composite nécessaire pour maximiser la rigidité structurale pour les cas de chargement de vol réel tout en assurant suffisamment de flexibilité pour que la peau s'adapte aux formes aérodynamiques désirées pour la zone active de déformation. Un dimensionnnement approprié fut ensuite réalisé en seconde étape pour finement optimiser les zones à épaisseur variable déterminées à l'étape d'optimisation précédente. En dernier lieu, un processus de simplification de la peau fut réalisé afin d'adapter le concept à un produit manufacturable et qui répond aux règles de conception de structures en composite de Bombardier Aéronautique. Les résultats finaux de la peau de composite ont montré des déformations intéressantes notamment par une surface dont les déviations, ou erreurs, par rapport à la forme aérodynamique optimisée étaient largement réduites. Suite aux analyses aérodynamiques tridimensionnelles réalisées à l'École Polytechnique, les déformées ont

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

montré des résultats prometteurs et conformes aux prédictions aérodynamiques pour ce qui est de l'amélioration de la laminarité.

La dernière étape fut la vérification analytique afin de valider numériquement l'intégrité structurale de la peau en composite. Une série d'analyses fut réalisée pour valider une rigidité équivalente de l'aile, une résistance suffisante de la peau et une stabilité au flambage de cette dernière. Les analyses ont été réalisées suivant les processus de validations numériques normalement utilisés par Bombardier Aéronautique pour la conception de structrure en composite. Les résultats ont montré que la peau de composite optimisée comportait une rigidité similaire (±15% de la section d'aile d'origine), une résistance et une stabilité suffisantes. Cela a permis de valider numériquement la peau pour les cas de chargement ultime de la section d'aile à l'étude.

En somme, les méthodes d'optimisation et d'analyse réalisées au cours de ce projet de recherche ont contribué à l'avancement de la technologie d'aile adaptative. Le projet de même que les connaissances acquises au cours de celui-ci ont permis de faire un pas de géant en proposant un concept beaucoup plus mature en vue de l'intégration du système sur une avion. La prochaine section recense des recommandations de travaux futurs qui pourraient potentiellement servir à assurer la bonne continuité de ce projet.

RECOMMANDATIONS

Pour la poursuite des travaux, il faut considérer que le modèle sera fabriqué et testé structurellement sur un banc d'essai pour les conditions normales de vol (*1-g*). À cet effet, une analyse non-linéaire devrait être réalisée pour les cas de chargement qui seront testés. Les résultats obtenus devraient être comparés aux résultats expérimentaux et pourraient servir à valider les résultats de rigidité et de résistance obtenus numériquement dans les travaux de ce mémoire. Des jauges de déformations pourraient être utilisées aux endroits ciblés par les résultats (contraintes et déformations maximales de la peau) des travaux présentés dans ce mémoire. Cela permettrait de valider expérimentalement les résultats. Il serait également intéressant de tester la maquette à charge ultime et ainsi valider la résistance de la peau en composite à la rupture. Puisque le modèle sera ultérieurement testé en soufflerie, un test destructif n'est cependant pas envisageable.

D'un point de vue fonctionnel, une série d'analyses supplémentaires pourrait être réalisée afin de proposer une solution s'approchant davantage d'un concept prêt à être intégrer sur un aéronef. Parmi ces analyses, il serait intéressant de:

1) Réaliser des études en fatigue sur la peau en composite, les éléments structuraux en aluminium (longerons, nervures, raidisseur, etc.) et les actionneurs;
2) Valider le comportement vibratoire et fréquentiel du système d'aile adaptative;
3) Ajouter les conditions environnementales d'opération de l'avion à l'étude aux analyses, notamment l'effet de la température et l'humidité;
4) Réaliser l'étude pour une plage d'opération aérodynamique en régime transonique;
5) Quantifier les gains potentiels du système d'aile adaptative à l'échelle de l'avion en réalisant un bilan énergétique détaillé;
6) Évaluer les coûts et la répétabilité de la fabrication de la peau en composite (dont l'empilement des plis est assez complexe) et tenir compte de l'entretien du système d'aile adaptative en général.

De plus, les travaux réalisés dans ce mémoire pourraient être améliorés de façon à augmenter l'efficacité du processus d'optimisation. Entre autre, il serait avantageux de:

1) Adapter l'optimisation de la peau en composite à des formes aérodynamiques optimisées en 3D plutôt qu'aux déplacements précis des actionneurs provenant d'une optimisation aérodynamique en 2D (cela permettrait entre autre d'ajouter une variable de conception supplémentaire, soit le déplacement des actionneurs);
2) Ajouter le nombre et le positionnement des actionneurs comme variables de conception supplémentaire;
3) Coupler les optimisations aérodynamiques et structurales de façon à réitérer le processus d'optimisation et ainsi obtenir des résultats optimaux;
4) Réaliser une optimisation des raidisseurs, notamment en comparant différentes sections (I, T, Z, etc.), différents concepts (ex: panneau sandwich) ou encore différentes configuration (pas variables, orientations variables, etc.);
5) Étudier la possibilité d'avoir des nervures mobiles permettant de supporter la peau lors des déformations. Cela permettrait entre autre d'agrandir la zone adaptative tout en améliorant la stabilité et la rigidité de l'aile.

Les recommandations proposées ne sont en soit qu'une infime partie des travaux à réaliser afin d'orienter la conception future d'un système d'aile adaptative. Il est cependant encourageant de constater que les travaux réalisés dans ce projet de recherche ont permis de faire avancer la technologie proposée d'aile adaptative.

ANNEXE I

Cette annexe contient un article conférence présenté à la *19th International Conference on Composite Materials*, Montréal, Canada, 28 juillet-2 aout 2011

DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF A SMALL-SCALE COMPOSITE MORPHING WING

F. Michaud[1*], S. Joncas[1], R. Botez[1]
[1] Department of Automated Manufacturing Engineering, École de Technologie Supérieure, Montréal, Canada.
* Corresponding author (francois.michaud.7@ens.etsmtl.ca)

Keywords: *Morphing wing, composite materials, Structural optimization, Finite element modeling*

Abstract This paper presents the optimization methodology used in the design of a composite morphing wing. A small wind tunnel prototype was designed at École de Technologie Supérieure (ETS) to validate the optimization process that will further be applied on a larger scale wing for the CRIAQ (Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Quebec) MDO-505 «Morphing Architecture and Related Technologies for Wing Efficiency Improvement» project. The optimization proposes a three steps approach in order to optimize the global shape response of an active morphing wing. The first step is a free-size optimization to roughly evaluate ply orientation and overall thickness on an element based level. Results are then interpreted to perform as a second step a composite size optimization subject to structural and manufacturing constraints. Lastly, the best stacking sequence is optimized with respect to all predefined constraints. A prototype was manufactured and the experimental morphed shapes are compared to the finite element shapes.

1 General Introduction

In the last decades, the aeronautical sector has seen important growth worlwide, growth that also occurs in a period of time were carbon emissions and oil price are of high concerns. The need of developping new technologies to adress these issues is then of main interest. Morphing airframes are part of those new technologies that focus on carbon emission reduction. A morphing airframe, or in this specific case a morphing wing, is a wing that can reconfigurate its shape while in flight [1]. According to IATA (International Air Transport Association), the morphing

technologies predictions on fuel burn reduction are from 5 to 10% and they should be available on airplanes after 2020 [2]. The morphing wing are then of main interest for their promising benefits.

Morphing wings are classified in three different types: planform alteration, out-of-plane transformation and airfoil profile adjustment. The challenge in developping an efficient morphing wing is to design a skin made of a continuous layer that smoothly match a specific aerodynamic shape. Most researches focus on high strain materials or compliant structures to achieve high deformation but with less consideration on structural integrity under in-flight loading [1,3,4].

The work presented in this paper is the continuity of a previous morphing wing project (CRIAQ 7.1). The concept was developped and tested in a wind tunnel where the laminarity of the airfoil was controlled by morphing an active composite extrados with small actuator displacements. This morphing concept has proved to be relevant [5]. However, few structural consideration were taken into account at the moment. The morphing skin was allowed to slightly move at the rear end while deformed, giving an open wingbox section unable to sustain real in-flight loads. Moreover, the morphing skin was not intended to perfectly match the aerodynamic shapes. Those issues will be adressed in the CRIAQ MDO-505 project, where the morphing skin will be made of typical materials used for aeronautic structures and will have to sustain in-flight loads.

In this paper, an optimization methodology was developped for a composite morphing skin. In section 2, the context and the main objectives will be presented. The finite element model and the design loading cases will be presented in section 3, while the optimization process and the finite element results will be presented in section 4. The experimental setup and results will be presented in section 5, where the manufacturing and the testing of the morphing wing prototype are presented.

2 Project's context

2.1 Morphing wing concept

The morphing wing concept is made of two distinctives parts: a lower surface that serves as a rigid structure and sustains all reaction forces and a upper surface consisting of a flexible skin. The composite flexible skin is totally fixed at both end and comprised between 10%c and 70%c. It is morphed by means of two actuators located at 30%c and 50%c respectively. Aerodynamic changes occur over the morphing upper surface, where the transition point move towards the trailing edge and therefore increase the laminarity of the airfoil. Figure 1 shows a schematic representation of the morphing concept.

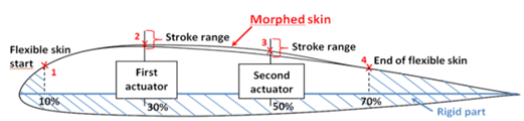


Fig.1: Sketch of the morphing concept

2.2 Aerodynamic optimization

The aerodynamic objective of this project was to increase laminarity of a rectangular wing by morphing the upper surface. The predicted morphed shapes were obtained by an in-house aerodynamic optimizer using a genetic algorithm coupled with the 2D-aerodynamic software XFOIL 6.96 [6]. The objective of the aerodynamic optimizer is set to reduce the drag and extend laminarity of the airfoil by moving two control points. The morphing shapes of the upper surface were generated using mathematical representation (B-Splines) of the flexible skin passing through four control points (see Figure 1); two fixed points at both end of the flexible skin (1 & 4) and two moving points represented by the actuator stokes (2 & 3). The best shape corresponds to the spline increasing the laminarity and reducing the drag the most with the combined displacements of the actuator points.

2.3 Project Objectives

As mentionned in the introduction, the aim of the previous CRIAQ 7.1 project was to control the laminarity of a morphing wing and validate it during wind tunnel testing. It was validated that the laminar flow can be extended by controlling an active composite upper surface on a wing[7-8]. However, the structural feasibility was not taken into account at the moment.

The main objective of the work presented in this paper is to develop an optimization methodology allowing a morphing skin to be fixed at both ends. In a typical wing structural design, the skins are fixed on spars and ribs and carry important loads. It is then a key objective to design a morphing skin that is totally fixed and keep his structural integrity. It was also part of the objectives to validate the morphing ability of the skin and to prove it matches at best the desired aerodynamic shape

3 Structural design

The morphing wing prototype is a small scale wind tunnel model. It is 609 mm long (spanwise) and 244 mm wide (chordwise). Those dimensions were limited by the maximum height of the wind tunnel chamber and were chosen to respect the dimensioning rules for bidimensional flow analysis with a maximum chord length allowable of 40% of the span length [9].

The prototype was made in two distinct parts: a rigid lower surface and a morphing upper surface. The prototype was totally composite-made and was assembled in one piece avoiding discontinuities on the upper surface. Both upper and lower surfaces were made of glass/epoxy. Since the lower surface is rigid and sustains all reaction forces, it was stiffened using a bonding paste. Two rods were also used in the inner stiffened volume as reinforcement to add greater stability and rigidity.

Due to the restrictive dimensions of the small wing prototype, actuators could not be inserted directly inside the wing. The skin displacement was assured by the rotation of two eccentric shafts coupled to rotative actuators. Figure 2 shows the global concept of the morphing wing system.

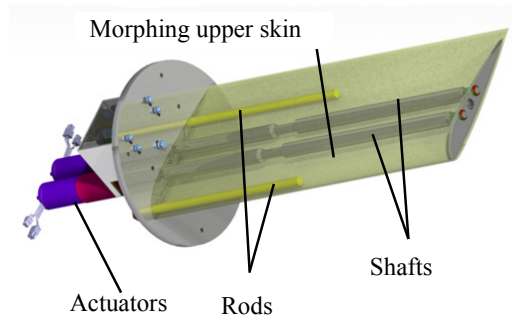


Fig.2: Global CAD of the prototype

3.1 Finite Element Model

The structural and functional optimization methodology proposed is a finite element (FE) based optimization. The previously discussed morphing wing design was modeled and is represented on Figure 3. The finite element model was made and meshed using the finite element software Altair Hypermesh [10]. It is composed of three main regions: the composite flexible skin (red), the composite rigid skin (blue) and the inner structure composed of bonding paste used to fill the rigid part of the wing (green). Only the flexible skin is considered a design space in the structural optimization process. Table 1 summarize the three regions of the finite element model with the ply stacking information for both the flexible and rigid skins.

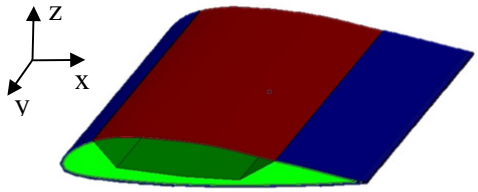


Fig.3: Finite element design regions

Table 1: Summary of finite element regions

Parts	Names	Regions	Ply Stacking
Red	Morphing Skin	Design	$[\pm45/0/90]\|_{de\ svar}$
Blue	Rigid Skin	Non-Design	$[0/90]_{2s}$
Green	Bonding Paste	Stiffener	N/A

The morphing skin and the rigid skin were made of glass-epoxy composite. The fibers used were JB Martin's UD TG-9U fibers infused with epoxy at a fiber volume fraction of 50%. Only the morphing skin was part of the optimization process and plies of ±45°, 0° and 90° were used. The thickness and number of each necessary ply were set as design variables in both free-size and size optimization. The thickness for each ply of the material used was 0.25mm at a fiber volume fraction of 50%. The rigid lower skin was part of the non-design space and the thickness was set to t=2 mm. The total laminate was composed of 8 plies. It was made of a stacking composed of chordwise 0° ply (x-axis) and spanwise 90° ply (y-axis) repeated two times and symmetric ($[0/90]_{2s}$). An epoxy based bonding paste was also used to stiffened the lower structure. The properties of both materials used are presented in table 2.

Table 2: Properties of materials

		Epoxy/Glass UD[11]	Bonding Paste
E_1	[GPa]	48	4
E_2	[GPa]	13	-
G_{12}	[GPa]	4.75	1.2
S_1^T	[MPa]	848	62
S_2^T	[MPa]	62	-
S_1^C	[MPa]	579	100
S_2^C	[MPa]	239	-
S_{12}	[MPa]	76	13.35
ν_{12}	-	0.26	0.31

3.2 Aerodynamic cases

For each aerodynamic load cases, the morphing skin is subjected to specific displacements. The displacements of both actuators, located at 30%c and 50%c respectively, are used to match the desired morphed shape. Each optimized airfoil shape presented in Table 3 is obtained for two actuators (Act 1 & Act 2) displacement values and for a pair of Mach number (Ma) and angle of attack (α). The wing model is to be tested at Mach numbers of 0.08 and 0.1, and angles of attack from -2° to 3° with an increment of 1°.

Table 3: Displacement of the actuators (mm) at different α and Ma

α	Ma=0.08		Ma=0.1	
	Act1	Act2	Act1	Act2
-2	0.16	0	0.08	0.04
-1	0	0.3	0.48	0.39
0	0.5	1.03	0.46	0.86
1	1.08	0.99	0.88	1.29
2	1.48	1.41	1.4	1.61
3	1.53	2.44	1.69	2.36

4 Optimization Methodology

The finite element Altair Optistruct solver was used to optimize the behavior of the morphing skin [10]. The three step method is used, as implemented in Optistruct [12-13]: free-size optimization, size optimization and ply stacking optimization. Firstly, a free-size optimization was required to roughly evaluate the overall thickness distribution. The total element thickness distribution was freely optimized to match the aerodynamic shape given by the aerodynamic optimization. That process determines the composite patch size (or section) and gives information about the plies at each different patch location (orientation, thickness, patch shape). Ply patches were generated as results and were interpreted to later divide the skin in different sections with specific composite parameters (nb of plies, thickness and orientation). The second step is a sizing optimization procedure that determines the thickness of the composite layers of all sections as function of manufacturing and structural constraints. The last step is used to find the best stacking sequence determined as function of the same constraints used in the sizing optimization.

4.1 Free-Size Optimization

Prior to the free-size optimisation, a load case had to be selected for the optimization. The loading case retained for the optimization combined the maximum displacements of actuators, corresponding to a Mach number Ma=0.1 and an angle of attack α=3° (see Table 3). The actuator displacements were maximum for this case and were applied on the model as enforced displacements at their respective actuation line. A rigid element RBE2 was also created at the root of the wing to set the boundary condition. The rigid element RBE2 (green lines) and the actuators displacements (yellow triangles) are shown on figure 4. Based on a preliminary analysis, the influence of the aerodynamic pressure compared to the loads from the actuators was proved to be negligible. As a consequence, the aerodynamic pressure was not applied as a load on the FE model to minimize the CPU calculation time.

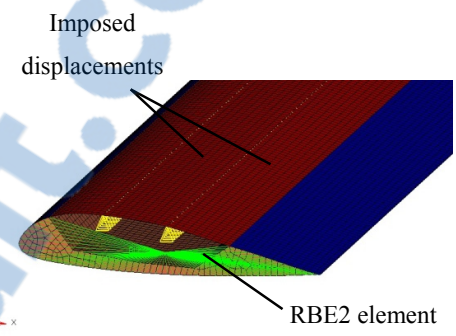


Fig.4: FE model with boundary conditions

The main purpose of the free-size optimization was to determine the ideal distribution of the composite layers in order to match the desired morphed shape of the upper skin.

As described in equation (1), the objective function was set to minimize the total mass, m_{TOTAL}, of the morphing skin. The constrained displacements δ_j of specific nodes j on the upper skin were set as a response in the optimization process. The displacements of about 2400 nodes on the flexible skin (design space) were constrained to their respective upper, d_j^U, and lower, d_j^L, allowable values to match the desired aerodynamic morphed shape.

The design variables t_{ik} used in this optimization refers to the thickness of each ply i found in all shell elements k. The summation of all the design variables t_i must stay within the lower limit, T_k^L=0.5mm, and upper limit, T_k^U=2.5mm, of the total laminate thickness for each element k. The initial value of each design variable used was set to 0.5mm.

As mentionned earlier, the free-size is an element based optimization that vary freely the thickness of each element between a minimum and a maximum value. The

Rapport-Gratuit.com

laminate thickness is optimized in order to respect the constrained displacement of the upper skin to best match the desired aerodynamic morphed shape.

To keep the design realistic, the laminate was set as a smeared symmetric superply composed of plies orientated at 0°, 90° and ±45°. Thus, by using the smearing option, the stacking sequence of the plies is approximated by an evenly shuffled laminate. A symmetric plane was also used at half span of the wing to dimish the calculation time and later ease the interpretation of the results.

Manufacturing constraints were also necessary to obtain representative results. Firstly, the design variables were discretized to the mimimum thickness of a single manufacturable ply (t=0.25mm). Also, the total thickness of the laminate lower limit was set to 0.5mm and the upper limit to 2.5mm. Finally, to avoid any bend or twist coupling effect, the ±45° plies were balanced and the laminate was set to be symmetric.

The optimization formulation can be stated mathematically as:

min m_{TOTAL}

subject to:

$$d_j^L \le \delta_j \le d_j^U,\ j=1,\ldots,n_j$$
$$t_{ik}^L \le t_{ik} \le t_{ik}^U,\ i=1,\ldots,NP,\ k=1,..,NE \quad \textbf{(1)}$$
$$T_k^L \le \sum_{i=1}^{NP} t_i \le T_k^U,\ k=1,..,NE$$

where the variable n_j, NP and NE represent respectively the total number of nodes, plies and elements.

4.1.1 Free-size optimization results

The free-size optimization and ply orientation results show the minimum thickness distribution of the skin needed to match the aerodyamic shape. The laminate thickness obtained varies between 0.75 mm to 1.75 mm. Figure 5 shows the thickness distribution. The leading edge of the skin is thicker while its trailing edge tends to reach the minimum thickness value. The local maximum is located on both ends of the leading edge section, possibly due to edge effects.

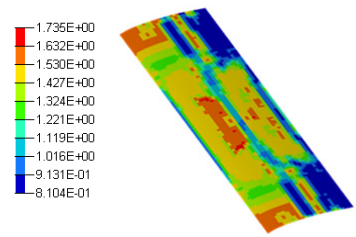


Fig.5: Total thickness of the morphing skin after free-size optimization (mm)

Figure 6 shows the ply thickness distribution with respect to the different ply orientations. The 0° plies (a) are located near the edges and can be attribuated to the local stiffenning of the structure to counteract the edge effects. The 90° plis (b) are mostly located in the middle while the ±45° plies (c) have proved to be dominant and are presented in at least 3 distinctive thickness.

The results shown in Figure 6 were used to divide the skin in different sections to setup the size optimization. The 0° and 90° plies were removed from some of the sections in the size optimization. Otherwise, as shown in Figure 6, they are mostly unnecessary and reduce to a thickness of zero for more than half of the skin area.

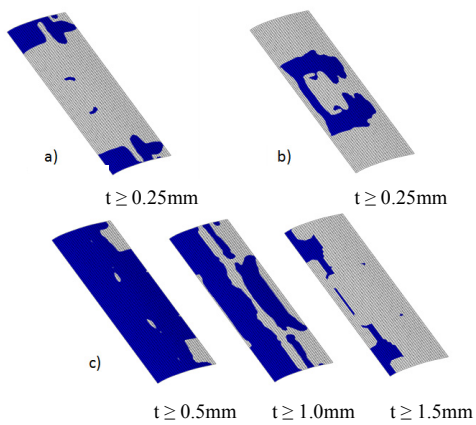


Fig.6: Ply orientation distribution
a)0° b)90° c)±45°

4.2 Size Optimization

From the results of the free-size optimization, the skin was divided in four different sections as shown in Figure 7. Those section were determined from their respective thickness distribution. From figure 6 (c), the skin was divided in two major parts: the front part composed of sections 1,2 and 3 altogether, and the rear part composed of section 4.

Each section required specific ply orientations according to the ply thickness results of the free-size optimization. From those results, the first three sections were setup to only contained ±45° and 0° plies as a superposition of results shown in Figure 6, except for section 2 that also contained 90° plies. Section 4 contained ±45° and 90° plies only.

The size optimization used the same objective and design variables as the previous free-sizing optimization routine. The objective function was set to reduce the total mass of the skin as function of the constraints on the nodal displacements of the skin. The design variables were in this case the thickness of the plies required in each individual section of the skin.

The same manufacturing constraint were used which are ±45° balanced plies, Min/Max thickness of the total laminate (between 0.5mm and 2.5mm) and a discrete minimum value of 0.25mm for the thickness of each ply. The Tsai-Wu failure index was also used as a constraint and had to remain under the value of 1 for all elements.

The mathematical formulation for the sizing optimization is:

min m_{TOTAL}

subject to:

$$\begin{aligned} & d_j^L \le \delta_j \le d_j^U, \quad j=1,\ldots,n_j \\ & FI_e \le 1.0, \quad e=1,\ldots,NE \qquad \textbf{(2)} \\ & t_i^L \le t_i \le t_i^U, \quad i=1,\ldots,NP \\ & 0.5mm \le \sum_{i=1}^{NP} t_i \le 2.5mm \end{aligned}$$

where m_{TOTAL} is the total mass of the morphing skin, δ_j the constrained displacement of every nodes j, FI_e is the failure index (Tsai-Wu) for every element e and t_i is the design variable for the thickness of each plies i. Again, the variable n_j, NP and NE represent respectively the total number of nodes, plies and elements.

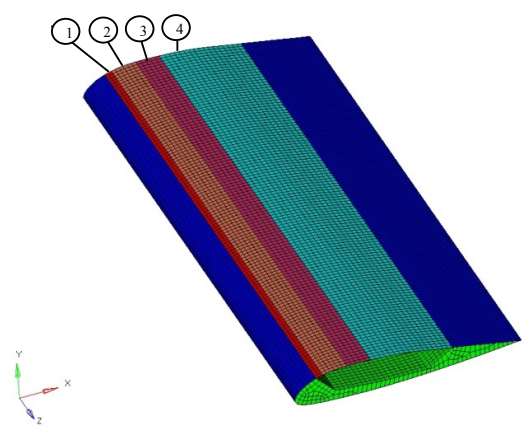


Fig.7: FEM for the sizing optimization

4.2.1 Size optimization results

The results of the sizing optimization gave thicknesses of zero for the 0° and 90° plies. The 90° plies are reduced to a thickness of

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

zero to respect the Tsai-Wu constraint, while the 0° plies add too much stiffness in the first three sections and are reduced to a thickness of zero to best match the aerodynamic shape.

Only the ±45° plies were required after the sizing optimization. The thickness for the three first sections is 1.5 mm (6 plies) while the fourth section has a thickness of 1 mm (4 plies). Tables 4 summarize the size results for each zone.

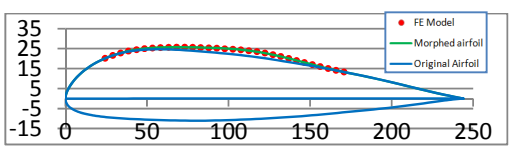
Table 4: Size results for each zone

Zone	1	2	3	4
Nb plies(±45°)	6	6	6	4
t (mm)	1.5	1.5	1.5	1

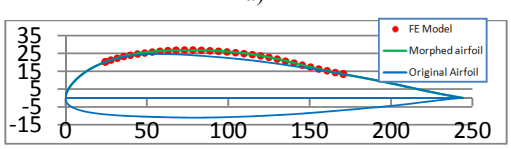
4.3 Finite Element Analysis

To validate the retained design, a complete numerical model was made and tested for all load cases presented in Table 3. The corresponding structural deformation were compared to the aerodynamic spline required to validate the efficiency of the design.

The deformed shapes from the FE model analysis were compared to the aerodynamic ideal morphed airfoil. Figure 8 shows example of two cases at α=0° for two different Mach numbers (Ma=0.08 and Ma=0.1).



a)



b)

Fig.8: FE Model results comparison to aerodynamic morphed airfoil(mm)

a)Ma=0.08, α=0 b) Ma=0.1, α=0

All cases show results that are similiar to those presented in Figure 8. The relative error on displacement for all comparisons was always under 3% and never exceeded the absolute value of 0.1 mm. The results show that the finite element model properly match the desired aerodynamic morphed airfoil (splines).

5 Experimental Validation

A wing model was manufactured and tested to validate the FE model. The process used to manufacture the composite skins was vacuum bag infusion. Aluminum molds were first machined and polished prior to infusion. Once the skins were infused, they were trimmed and drilled to insert small pressure sensor that will later be used for the wind tunnel testing. The two skins were then bond together at room temperature. The wing was then assembled with all other mechanical parts (base, axis, rod, motors, etc.)

Following manufacturing, the wing deformation was tested to measure the morphed shape and compare it to the numerical results. A Coordinate Measuring Machine (2) was used to measure morphed shapes. Three chordwise scans of the upper surface were done per case at a measuring interval of 2 mm, giving approximatively 150 points per scan. The wing (3) was placed and bolted on the aluminum mold (see Figure 9) to make sure it remains stable for the duration of the test. Every aerodynamic cases from Table 3 were tested. The displacement of the actuator were assured by the rotative actuators (1) and operated by a control programm previously developped.

Once all the morphed shape were scanned, the generated profiles were compared to the FE results. Some comparisons are shown on Figure 10. The experimental results were all close to the numerical value. Nonetheless, slight experimental errors were noticed in the actuator displacement. They were for some cases slightly different from the expected displacement value. As shown in Figure 10

c), the displacement of the second actuator (located at 121 mm) was 0.5 mm under the desired value. That slight displacement error had a strong impact on the precision of the adjacent measured points. That case has the highest error values, which prove that such small experimental errors, even of the order of 0.1mm, can lead to non-negligeable mismatch between the desired morphed surface and the actual surface obtained.

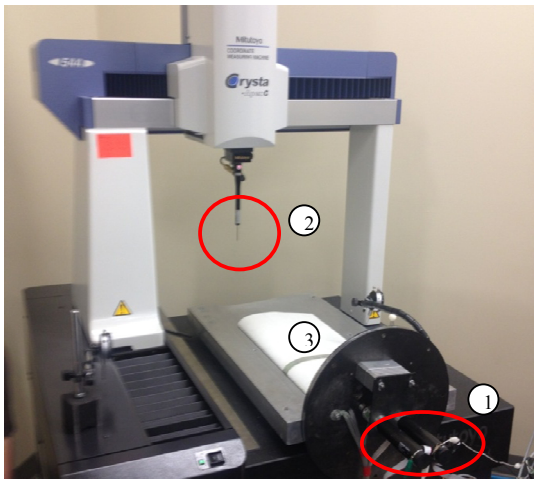


Fig.9: CMM test setup

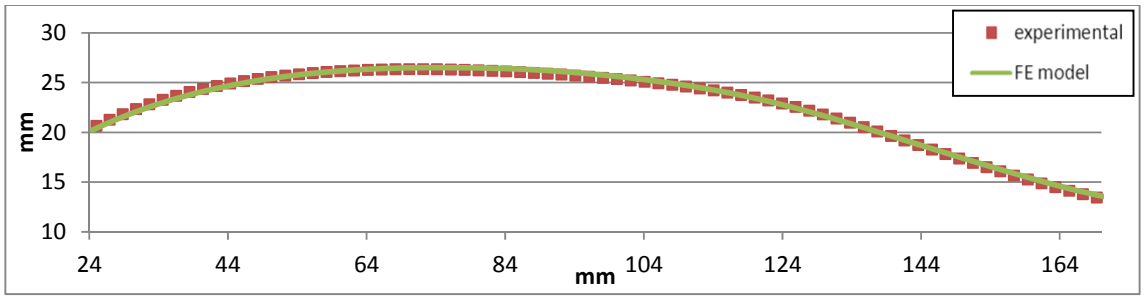
The mean absolute and relative error between the two morphed shapes (experimental and FE model) are shown and summarized in Table 5. The results shown are for the cases presented in Table 3. All mean absolute error are comprised between 0.13 mm and 0.28 mm and the mean relative error never exceeds 2%. Such small error values were judged satisfactory to globally improve the laminar flow over a morphing upper surface. The results confirmed the optimized skin was able to adequatly match the desired aerodynamic shapes.

6 Conclusion

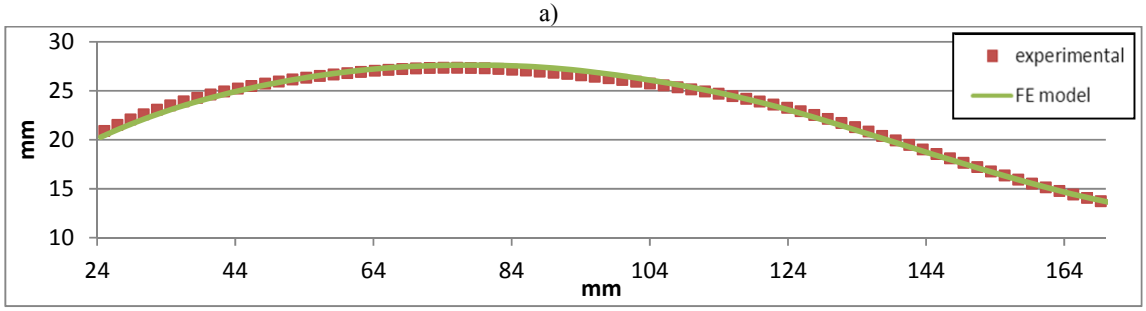
The main objective of the project was to develop an optimization methodology to design a morphing skin able to sustain flight loads. The optimization methodology presented has shown it is possible to optimize a morphing skin to match a specific shape while being totally fixed upstream and downstream. The 3 steps sizing optimization has proved it is possible to optimize the skin by dividing it in sections with different properties that allow better flexibility or rigidity as needed.

The wing was then manufactured and tested to validate the optimization process. The results showed the errors between the morphed shapes and the target aerodynamic shapes were low and that the shapes obtained were sufficient to obtain good aerodynamic improvement.

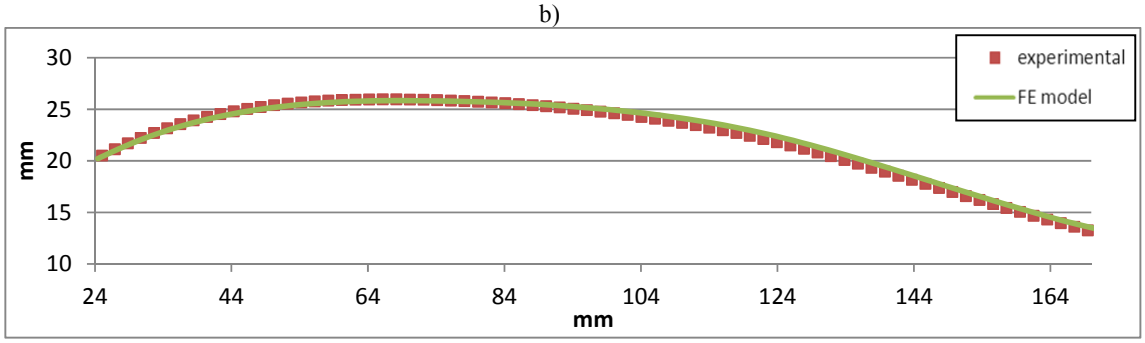
As future work, a similar methodology will be applied for the project CRIAQ MDO-505. As mentionned, the morphing skin should be able to withstand in-flight loads of a real aircraft wing. The later optimization will integrate more constraints such stress or buckling due to in-flight loading. Other consideration will be made to respect geometrical constraints, angle minus longitudinal (AML) allowables and actuation forces constraints.



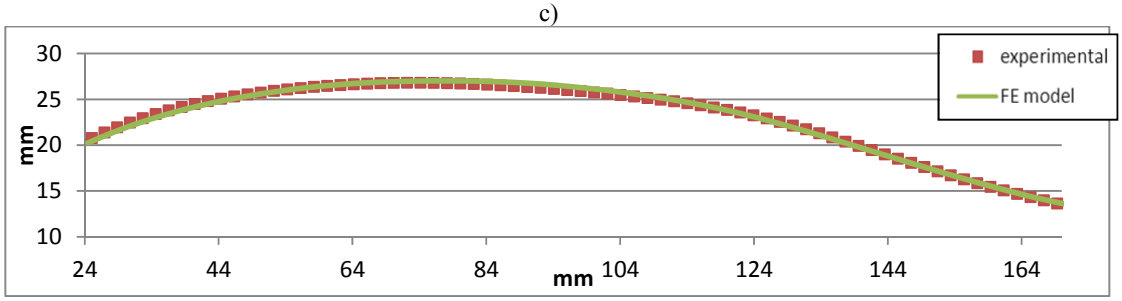
a)



b)



c)



d)

Fig.10: FE model morphed shape compare to experimental results

a) Ma=0.1, α=0° b) Ma=0.1, α=2° c) Ma=0.08, α=-2° d) Ma=0.08, α=0°

Table 5: Morphed shape error comparison

	Ma-0.08					Ma=0.1				
α	-2	-1	0	1	2	-2	-1	0	1	2
Mean Asolute Error (mm)	0.34	0.13	0.22	0.28	0.28	0.14	0.15	0.19	0.26	0.28
Mean Relative Error (%)	1.67	0.68	0.97	1.34	1.16	0.72	0.74	0.75	1.1	1.15

References

[1] C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter and P. Weaver. "Morphing skin." Aeronautic Journal,

[2] International Air Transport Assossication (IATA)."The IATA Technology Roadmap". 3rd Edition, June 2009.

[3] S. Barbarino et Al. "A Review of Morphing Aircraft". *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, June 2011.

[4] A.Y.N Sofla, S.A. Meguid, K.T. Tan and W.K. Yeo. "Shape Morphing of Aircraft Wing: Status and Challenge". *Materials and Designs 31*, 2010.

[5] C. Sainmont, D. Coutu, I. Paraschivoiu and V. Brailovski. “Boundary layer Behavior on a Morphing Airfoil: Simulation and Wind Tunnel Tests”. *AERO'09 Conference Aerodynamic Symposium*, Ottawa, Canada, May 2009.

[6] A. Koreanschi, O. Sugar-Gabor and R. Botez. "Low-speed aerodynamic characteristics improvement of ATR 42 airfoil using a morphing wing approach". In 38th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, IECON 2012 (Montreal, QC, Canada, Oct. 25-28, 2012), p. 5451 - 5456. Washington, DC, États-Unis : IEEE Computer Society.

[7] L. T. Grigorie, M. R. Botez, A.-V. Popov, M. Mamou, Y. Mébarki. "A hybrid fuzzy logic proportional-integral-derivative and conventional on-off controller for morphing wing actuation using shape memory alloy, Part 1: Morphing system mechanisms and controller architecture design". The Aeronautical Journal, Vol. 116 (1179), pp. 433-449.

[8] L. T. Grigorie, R. M. Botez, A.-V. Popov, M. Mamou, Y. Mébarki, ″A hybrid fuzzy logic proportional-integral-derivative and conventional on-off controller for morphing wing actuation using shape memory alloy, Part 2: Controller implementation and validation" , The Aeronautical Journal, Vol. 116 (1179), pp. 451-465.

[9] J. B.Barlow, W. H.Rae, A. Pope. "Low-speed wind tunnel testing". Wiley, Second Edition, 1999.

[10] Altair Engineering, inc. *Optistruct 11.0*. Troy (Michigan, United States), 2012.

[11] Granta Design LTD. *CES Edupack 2011*. Cambridge (United Kingdom), 2011.

[12] M. Zhou, R. Fleury and W. Dias. “Composite Design Optimization-from concept to ply book details”.

Proc. 8th World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization, Lisbon, Portugal, June 2009.

[13] M. Zhou, R. Fleury and M.Kemp. "Optimization of Composite-Recent Advances and application". *The 7th Altair CAE Technology Conference*, United Kingdom, May 2011.

ANNEXE II

ÉTUDE DES FORCES DE RÉACTION SUR LA PEAU D'ALUMINIUM

1. Force de réaction suite au déplacement de l'actionneur 1

Conditions de simulation: -Analyse statique et linéaire
-Fixation à l'emplanture de l'aile
-Déplacement de 1 à 5 mm de l'actionneur 1
-Actionneurs 2, 3 et 4 fixés (déplacements nuls)
-Charges de vol (*Upbend* et *Downbend*) non-incluses

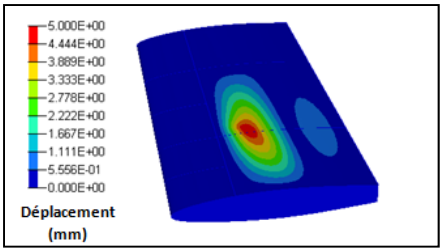


Figure II. 1 Déformation de la peau par l'actionneur 1 (mm)

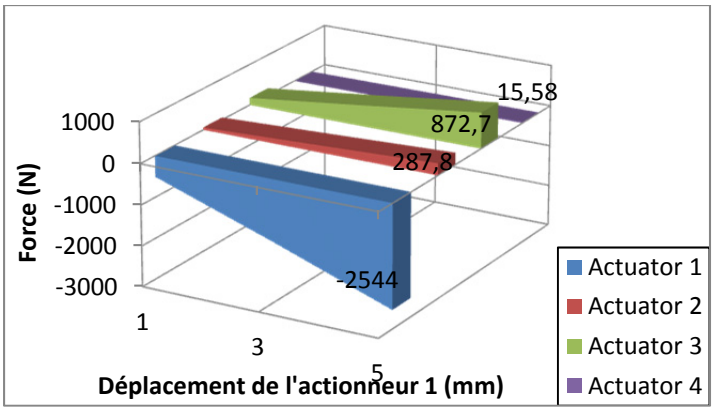


Figure II. 2 Forces de réaction des actionneurs selon le déplacement

Tableau II. 1 Forces de réaction des actionneurs

Déplacements (mm)	**Force de Réaction (N)**			
	Act 1	**Act 2**	**Act 3**	**Act 4**
1	-508,7	57,56	174,5	3,1
3	-1501	169,8	515	9,2
5	-2544	287,8	872,7	15,6

Notes :

- Les déplacements à l'actionneur 1 dépassent rarement 3 mm selon les études aérodynamiques.
- La force MAX de l'actionneur 1 ≈ 1 500N.
- Pour ce cas, les actionneurs (résultats de l'actionneur 3) doivent avoir une charge de rétention de 515 N.

2. Force de réaction suite au déplacement de l'actionneur 2

Conditions de simulation: -Analyse statique et linéaire
-Fixation à l'emplanture de l'aile
-Déplacement de 1 à 5 mm de l'actionneur 2
-Actionneurs 1, 3 et 4 fixés (déplacements nuls)
-Charges de vol (*Upbend* et *Downbend*) non-incluses

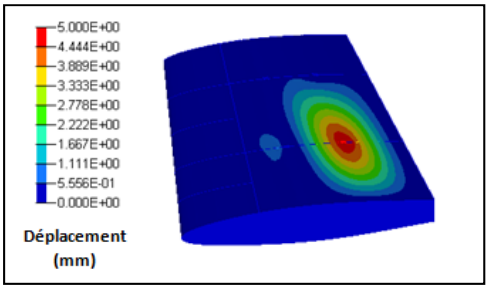


Figure II. 3 Déformation de la peau par l'actionneur 2 (mm)

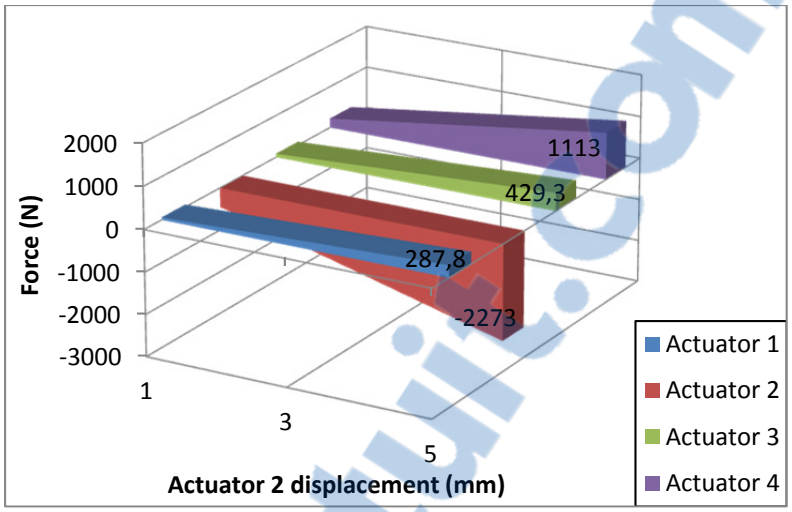


Figure II. 4 Forces de réaction des actionneurs selon le déplacement

Tableau II. 2 Forces de réaction des actionneurs

Déplacements (mm)	**Forces de réaction (N)**			
	Act 1	**Act 2**	**Act 3**	**Act 4**
1	57,56	-454,7	85,87	222,7
3	172,7	-1364	257,6	668
5	287,8	-2273	429,3	1113

Notes :

- Force MAX de l'actionneur 2 ≈ 2 273N.
- Pour ce cas, les actionneurs (résultats de l'actionneur 4) doivent avoir une charge de rétention minimale de 1113N.

3. Force de réaction suite au déplacement de l'actionneur 3

Conditions de simulation: -Analyse statique et linéaire-Fixation à l'emplanture de l'aile
-Déplacement de 1 à 5 mm de l'actionneur 3
-Actionneurs 1, 2 et 4 fixés (déplacements nuls)
-Charges de vol (*Upbend* et *Downbend*) non-incluses

Rapport-Gratuit.com

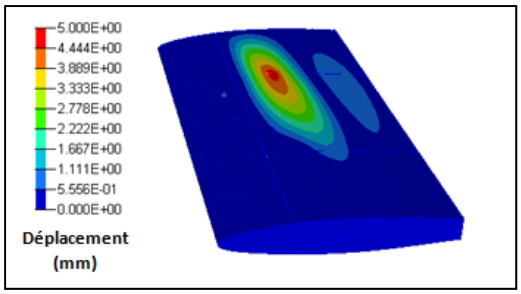


Figure II. 5 Déformation de la peau par l'actionneur 3 (mm)

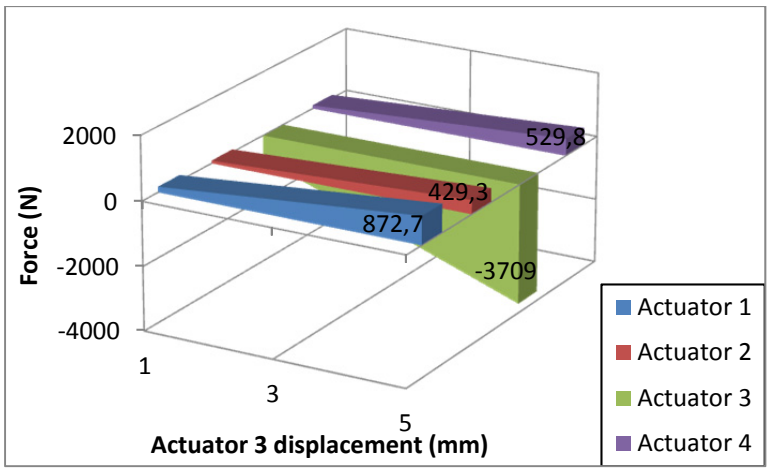


Figure II. 6 Force de réaction des actionneurs selon le déplacement

Tableau II. 3 Forces de réaction des actionneurs

Déplacement (mm)	**Forces de réaction (N)**			
	Act 1	**Act 2**	**Act 3**	**Act 4**
1	174,5	85,9	-741,8	106
3	523,6	257,6	-2225	317,9
5	872,7	429,3	-3709	529,8

<u>Notes :</u>

- Les déplacements à l'actionneur 3 dépassent rarement 3 mm selon les études aérodynamiques.
- Force MAX de l'actionneur 3 ≈ 2 225 N.
- Pour ce cas, les actionneurs (résultats de l'actionneur 3) doivent avoir une charge de rétention de 523,6 N.

4. Force de réaction suite au déplacement de l'actionneur 4

Conditions de simulation: -Analyse statique et linéaire
-Fixation à l'emplanture de l'aile
-Déplacement de 1 à 5 mm de l'actionneur 4
-Actionneurs 1, 2 et 3 fixés (déplacements nuls)
-Charges de vol (*Upbend* et *Downbend*) non-incluses

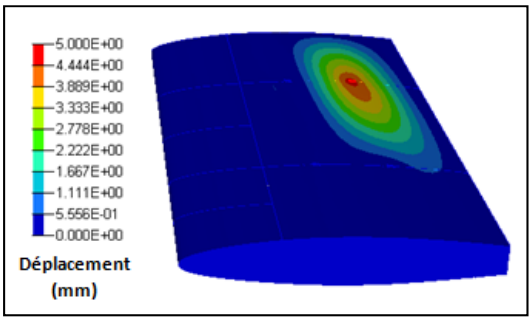


Figure II. 7 Déformation de la peau par l'actionneur 4 (mm)

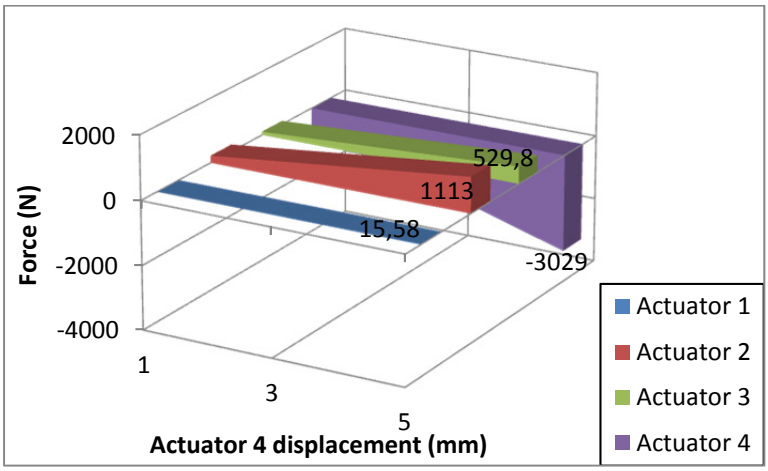


Figure II. 8 Force de réaction des actionneurs selon le déplacement

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Tableau II. 4 Forces de réaction des actionneurs

Déplacement (mm)	**Forces de réaction (N)**			
	Act 1	**Act 2**	**Act 3**	**Act 4**
1	3,1	222,7	106	-605,7
3	9,3	668	317,9	-1817
5	15,6	1113	529,8	-3029

Notes :

- Force MAX de l'actionneur 4 ≈ 3 029 N.
- Pour ce cas, les actionneurs (résultats de l'actionneur 4) doivent résister à une charge de rétention de 1113 N.

ANNEXE III

FORCES DE RÉACTION DES ACTIONNEURS POUR LES CAS DE SOUFFLERIE

Tableau III. 1 Forces de réaction des actionneurs pour les cas de soufflerie

# Cas soufflerie	*Déplacements (mm)*		*Forces (N)*			
	Avant	*Arrière*	*Actionneur 1*	*Actionneur 2*	*Actionneur 3*	*Actionneur 4*
1	-0,5	3,5	1468	-1925	1588	-1864
2	4,0	5,0	-2024	-1305	-1948	-1189
3	3,0	5,0	-1149	-1611	-1055	-1501
4	0,5	5,0	1037	-2377	1170	-2278
5	-4,0	-4,5	2171	1051	2111	944
6	-2,4	-2,2	1413	383	1397	335
7	-2,7	-2,6	1613	462	1589	402
8	-1,7	-0,5	1311	-246	1319	-268
9	-1,3	-0,2	1123	-330	1153	-344
10	-0,6	3,4	1514	-1913	1632	-1855
11	2,1	3,7	-763	-1198	-703	-1123
12	3,1	4,7	-1276	-1443	-1204	-1339
13	2,9	1,5	-2115	153	-2126	196
14	-3,3	-4,6	1499	1307	1431	1206

ANNEXE IV

M.S. EN RÉSISTANCE DU LAMINÉ DES PANNEAUX

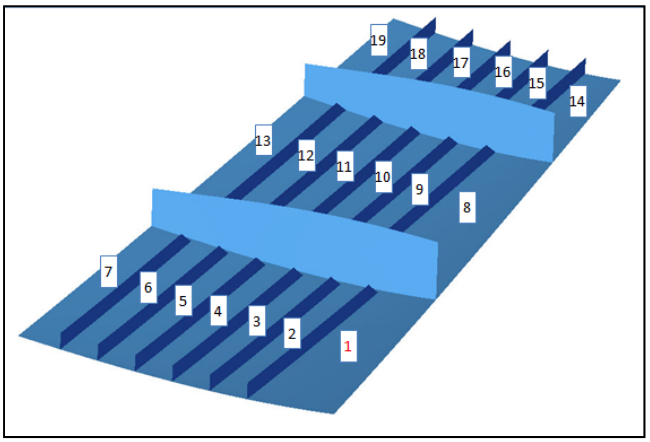


Figure IV. 1 Identification des panneaux

Tableau IV. 1 Marges de sécurité en résistance du laminé (Panneaux)

# Panneau	Chargement Critique		M.S. Résistance du laminé			
			0°	+45°	-45°	90°
1	Ultime Positif	Compression	+0.09	+17.87	+0.61	+5.66
1	Ultime Négatif	Tension	+1.48	+24.51	+2.79	+5.00
2	Ultime Positif	Compression	+0.23	+37.35	+0.61	+7.33
2	Ultime Négatif	Tension	+1.59	+15.52	+2.64	+5.61
3	Ultime Positif	Compression	+0.34	+17.66	+0.51	+13.04
3	Ultime Négatif	Tension	+1.79	+1.81	+3.50	+9.84
4	Ultime Positif	Compression	+0.49	+10.16	+0.41	+14.42
4	Ultime Négatif	Tension	+2.02	+10.29	+2.05	+10.81
5	Ultime Positif	Compression	+0.70	+4.98	+0.34	+21.47
5	Ultime Négatif	Tension	+2.37	+5.86	+1.92	+15.02
6	Ultime Positif	Compression	+0.58	+11.11	+0.86	+10.55
6	Ultime Négatif	Tension	+2.68	+4.16	+2.17	+8.15

# Panneau	Chargement Critique		M.S. Résistance du laminé			
			0°	+45°	-45°	90°
7	Ultime Positif	Compression	+1.37	+1.65	+0.05	+6.55
7	Ultime Négatif	Tension	+3.57	+1.75	+1.42	+6.15
8	Ultime Positif	Compression	+2.95	+4.31	+3.19	+3.94
8	Ultime Négatif	Tension	+7.44	+10.04	+7.86	+9.69
9	Ultime Positif	Compression	+0.96	+11.24	+1.02	+12.21
9	Ultime Négatif	Tension	+2.84	+13.99	+3.19	+8.90
10	Ultime Positif	Compression	+1.21	+4.86	+0.69	+9.68
10	Ultime Négatif	Tension	+3.24	+4.90	+2.62	+7.84
11	Ultime Positif	Compression	+0.54	+11.42	+0.63	+4.64
11	Ultime Négatif	Tension	+1.33	+4.12	+1.39	+2.66
12	Ultime Positif	Compression	+0.68	+5.54	+0.45	+4.78
12	Ultime Négatif	Tension	+1.59	+2.06	+1.02	+2.46
13	Ultime Positif	Compression	+1.03	+10.16	+1.10	+9.95
13	Ultime Négatif	Tension	+2.23	+4.12	+1.93	+5.86
14	Ultime Positif	Compression	+0.83	+8.65	+2.10	+6.54
14	Ultime Négatif	Tension	+2.12	+11.13	+3.59	+3.97
15	Ultime Positif	Compression	+0.81	+18.12	+1.42	+7.83
15	Ultime Négatif	Tension	+2.02	+9.72	+2.53	+4.64
16	Ultime Positif	Compression	+1.18	+21.14	+1.61	+7.19
16	Ultime Négatif	Tension	+2.55	+6.34	+2.98	+4.15
17	Ultime Positif	Compression	+1.63	+15.44	+1.80	+16.36
17	Ultime Négatif	Tension	+3.45	+5.35	+2.96	+9.63
18	Ultime Positif	Compression	+2.26	+9.10	+1.49	+11.77
18	Ultime Négatif	Tension	+4.47	+3.31	+2.49	+6.97
19	Ultime Positif	Compression	+2.61	+3.81	+0.84	+12.63
19	Ultime Négatif	Tension	+4.74	+1.41	+1.56	+6.88

ANNEXE V

M.S. EN RÉSISTANCE DU LAMINÉ DES RAIDISSEURS

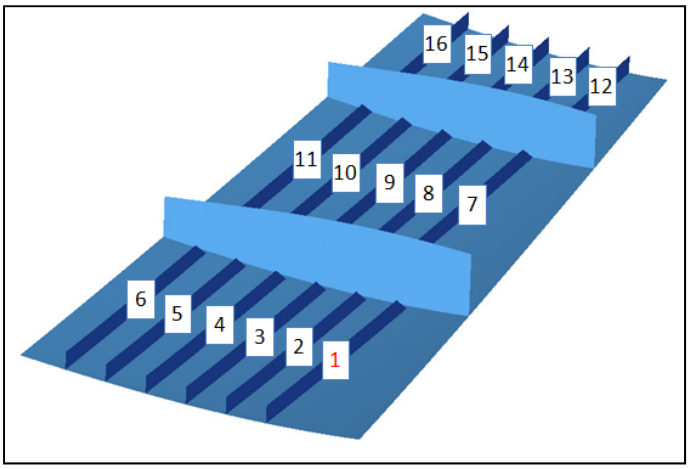


Figure V. 1 Identification des raidisseurs

Tableau V. 1 Marges de sécurité en résistance du laminé (Raidisseurs)

# Raidisseur	Chargement Critique		M.S. Résistance du laminé			
			0°	+45°	-45°	90°
1	Ultime Positif	Compression	+0.32	+1.85	+8.08	+6.93
1	Ultime Négatif	Tension	+1.75	+4.09	+14.42	+5.53
2	Ultime Positif	Compression	+0.41	+1.91	+10.08	+7.23
2	Ultime Négatif	Tension	+1.88	+4.07	+17.56	+5.75
3	Ultime Positif	Compression	+0.79	+2.17	+21.78	+7.16
3	Ultime Négatif	Tension	+2.55	+4.60	+31.74	+5.41
4	Ultime Positif	Compression	+1.15	+2.54	+50.52	+12.04
4	Ultime Négatif	Tension	+3.64	+5.24	+73.85	+10.34
5	Ultime Positif	Compression	+0.43	+1.94	+11.66	+7.36
5	Ultime Négatif	Tension	+1.94	+4.12	+19.98	+5.87
6	Ultime Positif	Compression	+1.05	+3.14	+12.36	+8.89
6	Ultime Négatif	Tension	+2.87	+5.77	+21.05	+6.57

# Raidisseur	Chargement Critique		M.S. Résistance du laminé			
			0°	**+45°**	**-45°**	**90°**
7	Ultime Positif	Compression	+0.69	+1.56	+31.33	+9.16
7	Ultime Négatif	Tension	+2.95	+3.95	+29.07	+8.48
8	Ultime Positif	Compression	+0.47	+1.97	+12.42	+7.72
8	Ultime Négatif	Tension	+2.03	+4.19	+21.48	+6.17
9	Ultime Positif	Compression	+1.20	+2.65	+24.80	+11.26
9	Ultime Négatif	Tension	+2.85	+4.66	+32.07	+7.81
10	Ultime Positif	Compression	+0.82	+1.52	+19.12	+9.36
10	Ultime Négatif	Tension	+3.50	+4.08	+17.88	+9.32
11	Ultime Positif	Compression	+0.67	+1.97	+48.96	+7.94
11	Ultime Négatif	Tension	+2.42	+4.05	+86.04	+7.02
12	Ultime Positif	Compression	+1.83	+4.42	+15.16	+14.92
12	Ultime Négatif	Tension	+3.61	+6.67	+21.96	+9.57
13	Ultime Positif	Compression	+1.20	+2.01	+20.47	+11.75
13	Ultime Négatif	Tension	+4.69	+5.28	+19.65	+12.31
14	Ultime Positif	Compression	+1.23	+2.58	+15.73	+10.83
14	Ultime Négatif	Tension	+3.48	+5.14	+13.80	+8.57
15	Ultime Positif	Compression	+2.68	+4.46	+42.30	+21.23
15	Ultime Négatif	Tension	+4.11	+6.04	+45.54	+11.52
16	Ultime Positif	Compression	+1.84	+2.29	+25.07	+11.12
16	Ultime Négatif	Tension	+6.56	+6.29	+49.82	+20.41

ANNEXE VI

INTERFACE DU PROGRAMME LJ 85 BJSFM-GO.V9

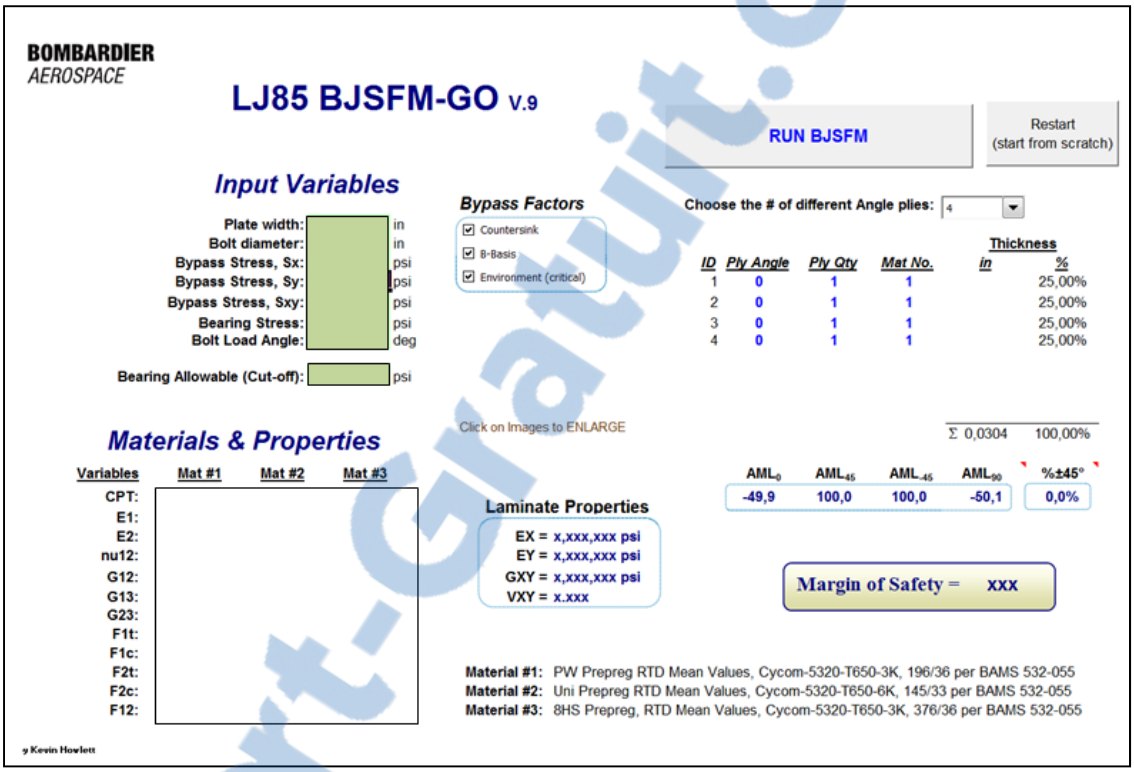


Figure VI. 1 Interface du programme LJ 85 BJSFM-GO.V9

CBUSH ID	Plate Width	Bolt Diameter	Bypass Stress, Sx	Bypass Stress, Sy	Bypass Stress, Sxy	Bearing Stress	Bolt Load Angle	Bearing Allowable	PlyAngleID_1	PlyQtyID_1	MatNoID_1	PlyAngleID_2	PlyQtyID_2	MatNoID_2
210969	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	1	0	1	0	1
210970	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210971	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210972	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210973	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210974	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210975	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210976	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210977	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210978	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210979	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210980	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210981	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210982	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210983	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210984	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210985	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210986	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2
210987	0,5	0,125	100,00	100,00	100,00	100,00	0	100000	0	2	3	45	8	2

Figure VI. 2 Exemple de fichier d'entrée pour le programme LJ 85 BJSFM-GO.V9

Rapport-Gratuit.com

ANNEXE VII

RÉSULTATS DES MARGES DE SÉCURITÉ DU BJSFM

CBUSH ID	MOS	CBUSH ID	MOS	CBUSH ID	MOS	CBUSH ID	MOS
400000	3,161	400037	1,776	400074	0,921	400111	3,304
400001	3,557	400038	1,822	400075	0,914	400112	3,796
400002	3,424	400039	1,740	400076	0,857	400113	3,218
400003	3,511	400040	1,732	400077	0,997	400114	3,494
400004	3,359	400041	1,689	400078	0,866	400115	3,276
400005	3,253	400042	1,664	400079	1,066	400116	3,131
400006	3,215	400043	1,619	400080	0,961	400117	3,455
400007	3,167	400044	1,622	400081	1,026	400118	3,056
400008	3,024	400045	1,574	400082	1,160	400119	3,439
400009	3,038	400046	1,561	400083	1,059	400120	3,123
400010	2,875	400047	1,519	400084	1,278	400121	0,572
400011	2,928	400048	1,510	400085	1,163	400122	0,235
400012	2,809	400049	1,412	400086	1,300	400123	2,124
400013	2,778	400050	1,494	400087	1,484	400124	0,416
400014	2,734	400051	1,334	400088	1,130	400125	1,864
400015	2,668	400052	1,391	400089	1,293	400126	1,277
400016	2,595	400053	1,339	400090	1,420	400127	0,317
400017	2,639	400054	1,145	400091	1,754	400128	0,334
400018	2,504	400055	1,082	400092	1,157	400129	1,698
400019	2,576	400056	1,143	400093	1,553	400130	0,443
400020	2,484	400057	1,063	400094	1,488	400131	1,853
400021	2,445	400058	0,860	400095	2,714	400132	0,383
400022	2,421	400059	0,894	400096	1,227	400133	1,396
400023	2,351	400060	0,977	400097	2,513	400134	0,369
400024	2,304	400061	0,924	400098	2,734	400135	1,647
400025	3,865	400062	0,724	400099	2,390	400136	0,428
400026	3,657	400063	0,721	400100	3,950	400137	1,833
400027	3,842	400064	0,691	400101	5,356	400138	0,450
400028	3,506	400065	0,679	400102	1,900	400139	1,469
400029	3,632	400066	0,725	400103	2,267	400140	0,423
400030	3,537	400067	0,707	400104	2,262	400141	1,166
400031	3,642	400068	0,747	400105	3,041	400142	0,527
400032	2,347	400069	0,717	400106	2,873	400143	1,474
400033	2,294	400070	0,816	400107	2,940	400144	0,579
400034	2,226	400071	0,839	400108	3,495	400145	1,364

CBUSH ID	MOS
400035	2,187
400036	2,207
400148	0,717
400149	1,231
400150	0,810
400151	1,367
400152	0,728
400153	1,264
400154	1,012
400155	1,472
400156	1,311
400157	2,631
400158	1,106
400159	1,251
400160	3,760
400161	1,070
400162	3,854
400163	4,770
400164	2,631
400165	2,877
400166	2,494
400167	4,173
400168	2,711
400169	3,567
400170	2,613
400171	4,363
400172	2,843
400173	3,653
400174	2,979
400175	3,900
400176	2,775
400177	4,146
400178	3,160
400179	4,208
400180	2,761
400181	3,943
400182	3,177
400183	2,996
400184	2,993

CBUSH ID	MOS
400072	0,781
400073	0,788
400185	1,545
400186	0,098
400187	0,159
400188	0,379
400189	0,343
400192	1,202
400193	1,872
400194	1,503
400195	1,911
400196	1,918
400197	2,020
400198	2,071
400199	1,869
400200	0,893
400275	1,279
400276	1,916
400277	2,337
400278	1,473
400279	0,710
400280	1,530
400281	1,244
400282	0,999
400283	1,933
400284	1,069
400285	0,851
400286	2,452
400287	1,276
400288	0,842
400289	2,004
400290	1,073
400291	2,414
400292	2,328
400293	2,966
400294	2,262
400295	2,499
400296	2,341
400297	2,754

CBUSH ID	MOS
400109	2,836
400110	3,368
400298	2,737
400299	2,607
400300	2,672
400301	2,913
400302	1,865
400303	2,695
400304	2,317
400305	2,746
400306	2,315
400307	2,046
400308	1,643
400309	1,059
400310	0,596
400315	0,293
400316	0,484
400317	0,603
400318	0,506
400319	0,512
400320	0,615
400321	0,542
400322	0,732
400323	0,544
400324	0,747
400325	0,607
400326	0,756
400327	0,587
400328	0,744
400329	0,639
400330	0,813
400331	0,671
400332	0,781
400333	0,682
400334	0,835
400335	0,701
400336	0,815
400337	0,749
400338	0,889

CBUSH ID	MOS
400146	0,578
400147	1,145
400339	0,720
400340	0,611
400341	0,768
400342	0,801
400343	0,741
400344	0,890
400345	0,641
400346	0,872
400347	0,823
400348	0,941
400349	0,772
400350	1,127
400351	0,540
400352	0,928
400353	0,252
400354	1,083
400358	0,413
400359	1,272
400360	0,315
400361	1,143
400362	0,325
400363	0,969
400364	0,350
400365	0,306
400366	0,075
400367	0,982
400368	0,081
400369	0,090
400370	0,266
400371	0,825
400372	0,189
400373	0,230
400374	0,138
400375	0,381
400376	0,046
400377	0,316
400378	0,022

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

CBUSH ID	MOS
400379	0,560
400380	0,076
400381	0,196
400382	0,090
400383	0,476
400384	0,098
400385	0,518
400386	0,045
400387	0,296
400388	0,053
400389	0,616
400390	0,011
400391	0,202
400392	0,068
400393	0,471
400394	0,041
400395	0,419
400396	0,056
400397	0,626
400398	0,063
400399	0,352
400400	0,078
400401	0,623
400402	0,136
400403	0,715
400404	0,175
400405	0,773
400406	0,119
400407	0,283

BIBLIOGRAPHIE

Altair Engineering, Inc. 2012. *Altair Hyperworks.*(Version 11.0). Troy, Michigan

Anderson, John David. 2001. *Fundamentals of aerodynamics*, 2nd Edition. McGraw-Hill New York.

Anhalt, Christian, Hans Peter Monner et Elmar Breitbach. 2003. « Interdisciplinary wing design–structural aspects ». *SAE International*.

ATAG. 2012. *Aviation: Benefits Beyond Borders*. 49 p.

Austin, F., M.J. Rossi, W.V. Nostrand et G. Knowles. 1994. « Static Shape Control for Adaptative Wings ». *AIAA Journal,* vol. 32, n° 9, p. 1895-1901.

Bailie, J.A., R.P. Ley et A. Pasricha. 1997. *A Summary and Review of Composite Laminate Design Guidelines*. NAS1-19347. El Segundo, Californie: Northrop Grumman, 76 p.

Baker, A., S. Dutton et D. Kelly. 2004. *Composite Materials for Aircraft Structures*, 2nd. Reston, VA, États-Unis: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 599 p.

Barbarino, S., O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell et D. J. Inman. 2011. « A Review of Morphing Aircraft ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures,* vol. 22, n° 9, p. 823-877.

Bendsøe, Martin Philip. 1989. « Optimal shape design as a material distribution problem ». *Structural optimization,* vol. 1, n° 4, p. 193-202.

Bendsøe, Martin Philip, et Noboru Kikuchi. 1988. « Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method ». *Computer methods in applied mechanics and engineering,* vol. 71, n° 2, p. 197-224.

Botez, R. M., P. Molaret et E. Laurendeau. 2007. « Laminar Flow Control on a Research Wing Project Presentation Covering a Three Year Period ». In *CASI Aircraft Design and Development Symposium*. (Toronto, Ontario, Canada, 25-26 avril).

Brailovski, V., P. Terriault et D. Coutu. 2008. « Morphing laminar wing with flexible extrados powered by shape memory alloy actuators ». In *Proceedings of International Conference on Smart Materials, Adaptative Structures and Intelligent Systems (SMASI 2008)*. (Elliot City, Maryland, USA, Oct. 28-30 2008).

Bruhn, Elmer Franklin, et RJH Bollard. 1973. *Analysis and design of flight vehicle structures*. SR Jacobs Indianapolis.

Buchanan, Sid. 2007. « Development of a wingbox rib for a passenger jet aircraft using design optimization and constrained to traditional design and manufacture requirements ». In *Proceedings of CAE Technology Conference*. Vol. 2007.

Chaussée, Julien. 2013. *MEMO Stress Core Engineering - MDO 505 Design Loads Update and Target Stiffness*. SM-CORE-13-43-JC REV. Montreal, Canada: Bombardier Aéronautique.

Chitte, Mr Pritish, Mr PK Jadhav et Mr SS Bansode. 2013. « Statistic and Dynamic Analysis of Typical Wing Structure of Aircraft using Nastran ». *International Journal of Application or Innovation in Engineering and Management,* vol. 2, n° 7.

Clarke, R., M.J. Allen, R.P. Dibley, J. Gera et J. Hodgkinson. 2005. « Flight Test of the F\A-18 Active Aeroelastic Wing Airplane ». In *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. (San Francisco, CA, 15-18 August). AIAA 2005-6316.

Glenshaw, Paul. 2003. « Wright Brothers' Flying Machine ». < http://www.pbs.org/wgbh/nova/wright/flye-nf.html >. Consulté le 18 septembre 2013.

Grigorie, L.T., M.R. Botez, A.-V. Popov, M. Mamou et Y. Mébarki. 2012a. « A Hybrid Fuzzy Logic Proportional-Integral-Derivative and Conventional on-off Controller for Morphing Wing Actuation Using Shape Memory Alloy, Part 1: Morphing System Mechanisms and Controller Architecture Design ». *The Aeronautical Journal,* vol. 116 (1179), p. 433-449.

Grigorie, L.T., M.R. Botez, A.-V. Popov, M. Mamou et Y. Mébarki. 2012b. « A Hybrid Fuzzy Logic Proportional-Integral-Derivative and Conventional on-off Controller for Morphing Wing Actuation Using Shape Memory Alloy, Part 2: Controller Implementation and Validation ». *The Aeronautical Journal,* vol. 116 (1179), p. 451-465.

Howlett, Kevin. 2010. *LJ 85 BJSFM-GO.v9.* Montreal, Canada: Bombardier Aerospace.

HyperMesh, Altair. 2000. « Users manual. Altair Engineering ». *Inc., Troy, MI*.

IATA. 2009. «The IATA Technology Roadmap. ». < http://www.iata.org /NR/rdonlyres/ 8FC59023-919D-47198CEEF20FF1BAB181/0/TechnologyRoadmapMay2009.pdf >. Consulté le 15 Juin 2012.

Joo, J.J., et B. Sanders. 2009. « Optimal Location of Distributed Actuators within an In-Plane Multi-Cell Morphing Mechanism ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures,* vol. 20, n° 4, p. 481-492.

Joo, James J, Gregory W Reich et James T Westfall. 2009. « Flexible skin development for morphing aircraft applications via topology optimization ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures,* vol. 20, n° 16, p. 1969-1985.

Kassapoglou, Christos. 2013. *Design and analysis of composite structures: with applications to aerospace structures*, 2e. John Wiley & Sons, Ltd, 410 p.

Keihl, M.M., R.S. Bortolin, B. Sanders, S. Joshi et Z. Tidwell. 2005. « Mechanical Properties of Shape Memory Polymers for Morphing Aircraft Application ». In *Smart Structures and Materials*. p. 143-151. International Society for Optics and Photonics.

Kikuta, Michael Thomas. 2003. « Mechanical properties of candidate materials for morphing wings ». Virginia Polytechnic Institute and State University.

Kollár, László P, et George S Springer. 2003. *Mechanics of composite structures*. Cambridge university press.

Koreanschi, A., O. Sugar-Gabor et R. Botez. 2012. « Low-Speed Aerodynamic Characteristics Improvement of ATR42 Airfoil Using a Morphing Wing Approach ». In *38th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, IECON 2012*. (Montreal, Qc, Canada, 25-28 Octobre 2012), p. 5451-5456. Washington, DC, États-Unis: IEEE Computer Society.

Krog, Lars, Alastair Tucker et Gerrit Rollema. 2002. « Application of topology, sizing and shape optimization methods to optimal design of aircraft components ». In *Proc. 3rd Altair UK HyperWorks Users Conference*.

Kundu, PK, et IM Cohen. 2008. *Fluid Mechanics.*, 2nd Edition. Elsevier Academic Press.

Laban, M., et P. Arendsen. 2010. « Multidisciplinary Wing Design Optimization ». In *Advances in Collaborative Civil Aeronautical Multidisciplinary Design Optimization - Progress in Astronautics and Aeronautics*. Vol. 233, p. 128-154. National Aerospace Laboratory, Amsterdam, The Netherlands: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Leland, Nicolai M., et Grant E. Carichner. 2010. *Fundamentals of Aircraft Design*, 1-Aircraft Design. Reston (VA): American Institute of Aeronautics and Astronautics, 945 p.

Liu, Boyang, Raphael T Haftka et Mehmet A Akgün. 2000. « Two-level composite wing structural optimization using response surfaces ». *Structural and Multidisciplinary Optimization,* vol. 20, n° 2, p. 87-96.

Megson, T.H. 2010. *An Introduction to Aircraft Structural Analysis*, 1st. Burlington (MA): Butterworth-Heinemann Elsevier Ltd.

Monner, H.P., T. Bein, H. Hanselka et E. Breitback. 2000. « Design Aspects of the Adaptative Wing - The Elastic Trailing Edge and the Local Spoiler Bump ». *Aeronautical Journal,* vol. 104, n° 1032, p. 89-95.

MSC-Software, Corporation. 2010. *MSC Nastran.* Santa Ana, Californie

Murugan, Senthil, Erick I Saavedra Flores, Sondipon Adhikari et MI Friswell. 2012. « Optimal design of variable fiber spacing composites for morphing aircraft skins ». *Composite Structures,* vol. 94, n° 5, p. 1626-1633.

NASA. 2013. « Airplane Parts and Function ». < http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/airplane.html >. Consulté le 10 mars 2013.

Navy, US. 2004. « F-14 Tomcat ». < http://blastcache.com/f-14-tomcat/ >. Consulté le 10 Juin 2012.

Niu, Michael CY. 1997. « Airframe stress analysis and sizing ». *Hong Kong Conmilit Press Limited*.

Niu, Michael CY. 2008. « Composite Airframe Structures ». *Hong Kong Conmilit Press, LTD*.

Nor, Peter. 2011. *Canadian Aerospace Environmental Technology Road Map. 2nd Edition*. Canada, 63 p.

Pastor, Christine, Brian Sanders, James J Joo et Robin McCarty. 2006. « Kinematically designed flexible skins for morphing aircraft ». In. ASME.

Pecora, R., S. Barbarino, A. Concilio, L. Lecce et S. Russo. 2011. « Design and Functional Test of a Morphing High-Lift Device for a regional Aircraft ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures,* vol. 22, p. 1005-1023.

Pendleton, E.W., D. Bessette, P.B. Field, G.D. Miller et K.E. Griffin. 2000. « Active Aeroelastic Wing Flight Research Program: Technical Program and Model Analytical Development ». *Journal of Aricraft*, n° 37, p. 554-561.

Roylance, David. 2001. « Finite Element Analysis ». *Department of Materials Science and Engineering Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA,* vol. 2139.

Rozvany, GIN, M Zhou, T Birker et O Sigmund. 1993. « Topology optimization using iterative continuum-type optimality criteria (COC) methods for discretized systems ». In *Topology design of structures*. p. 273-286. Springer.

Saintmont, C., D. Coutu, I. Paraschiviou, V. Brailovski, E. Laurendeau, M. Mamou, Y. Mébarki et M. Khalid. 2009. « Boundary Layer Behavior on a Morphing Airfoil: Simulation and Wind Tunnel Tests ». In *AERO'09 Conference Aerodynamic Symposium*. (Ottawa, Canada).

Saitou, Kazuhiro, Kazuhiro Izui, Shinji Nishiwak et Panos Y Papalambros. 2005. « A survey of structural optimization in mechanical product development ». In. ASME.

Sarawit, AT, Y Kim, MCM Bakker et Teoman Peköz. 2003. « The finite element method for thin-walled members-applications ». *Thin-walled structures,* vol. 41, n° 2, p. 191-206.

Schmeier, Sven. 2002. « Application of MSC Nastran for Airframe Structure Certification ». In *Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase*. (Toulouse, France, April 8-10).

Schumacher, G, I Murra, L Wang, A Laxander, O O'Leary et M Herold. 2009. « Multidisciplinary design optimisatization of a regional aircraft wing box ». In *9th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimisation Conference, Atlanta, Georgia, Tech. Rep*.

Schut, EJ, MJL Van Tooren et JPTJ Berends. 2008. « Feasilization of a structural wing design problem ». *AIAA Paper,* vol. 2263, p. 2008.

Seigler, T.M., J.S. Bae et D.J. Inman. 2004. « Flight Control of a Variable Span Cruise Missile ». In *Proceedings of 2004 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. (Anaheim, CA, 13-19 November). Paper No. IMECE2004-61961.

Sigmund, Ole. 2001. « A 99 line topology optimization code written in Matlab ». *Structural and Multidisciplinary Optimization,* vol. 21, n° 2, p. 120-127.

Sofla, A. Y. N., S. A. Meguid, K. T. Tan et W. K. Yeo. 2010. « Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges ». *Materials & Design,* vol. 31, n° 3, p. 1284-1292.

Taylor, Robert, Terrence A Weisshaar et Vladimir Sarukhanov. 2006. « Structural design process improvement using evolutionary finite element models ». *Journal of aircraft,* vol. 43, n° 1, p. 172-181.

Thill, C., J. Etches, I. Bond, K. Potter et P. Weaver. 2008. « Morphing Skins ». *The Aeronautical Journal,* vol. 112, n° 1129, p. 117-139.

Van der Velden, Alex, et Pat Koch. 2010. « Isight Design Optimization Methodologies ». *ASM Handbook,* vol. 22.

Yang, RJ, et CJ Chen. 1996. « Stress-based topology optimization ». *Structural Optimization,* vol. 12, n° 2-3, p. 98-105.

Yokozeki, T., S. Takeda, T. Ogasawara et T. Ishikawa. 2006. « Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures ». *Composites Part A: applied science and manufacturing,* vol. 37, n° 10, p. 1578-1586.

Zhou, Ming, Raphael Fleury et Warren Dias. 2008. « Composite Design Optimization œ from Concept to Ply-Book Details ». *Proceedings of the 8th WCSMO, Lisbon, Portugal*.

Zhou, Ming, Raphael Fleury et Martin Kemp. 2010. « Optimization of composite–recent advances and application ». In *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, Fort Worth, Texas. September*. p. 13-15.

Zienkiewicz, Olgierd Cecil, et Robert Leroy Taylor. 1977. *The finite element method*, 3rd Edition. McGraw-hill London.