

Conception d'une ailette adaptative pour l'optimisation des performances aérodynamiques de l'avion CRJ-700

par

Paul MEYRAN

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE
AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE AÉROSPATIAL
M. Sc. A.

MONTRÉAL, LE 18 AOÛT 2021

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

©Tous droits réservés

Cette licence signifie qu'il est interdit de reproduire, d'enregistrer ou de diffuser en tout ou en partie, le présent document. Le lecteur qui désire imprimer ou conserver sur un autre media une partie importante de ce document, doit obligatoirement en demander l'autorisation à l'auteur.

PRÉSENTATION DU JURY

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Ruxandra Mihaela Botez, directrice de mémoire
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

M. Jeremy Laliberté, codirecteur
Département de génie mécanique et aérospatial à l'Université Carleton

M. David St-Onge, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Patrick Germain, membre du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 11 AOÛT 2021

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Le mémoire de recherche que j'ai effectué est le résultat d'un soutien permanent que j'ai reçu auprès de nombreuses personnes. Ces quelques paragraphes refléteront la gratitude que je porte à ces personnes pour m'avoir permis de réussir mes études et d'entamer ma vie professionnelle sereinement au Canada.

Je tiens tout d'abord à remercier ma directrice de recherche, Ruxandra Mihaela Botez, pour son soutien et ses conseils pendant mes études à l'ÉTS. Intégrer son laboratoire de recherche, le LARCASE m'a permis de découvrir le milieu de la recherche et participer à un programme d'envergure en innovation aérospatiale. L'expérience que j'ai acquise m'a permis de me développer professionnellement et d'aller jusqu'au bout de mes ambitions pour rester au Canada.

Je souhaiterais également remercier mon codirecteur de recherche et directeur du programme CREATE UTILI, Jeremy Laliberté. En effet, en rejoignant son programme avec le soutien de Mme Botez, j'ai pu découvrir le secteur de la défense aérospatiale au travers des drones et prendre conscience des défis majeurs futurs qui concerneront ce secteur.

Je voudrais remercier le CRSNG pour leur support financier qui m'a permis d'obtenir ma bourse de recherche dans le cadre des programmes de CREATE UTILI (dirigé par le professeur Jeremy Laliberté) et de la Chaire de recherche du Canada en modélisation et simulation des aéronefs (titulaire, la professeure Ruxandra Mihaela Botez).

De plus, je voudrais remercier les organisations de financement canadiennes de recherche - la FCI et le MDEIE pour l'obtention du VRESIM par la professeure Ruxandra Mihaela Botez, ainsi qu'aux compagnies CAE Inc. et Bombardier pour le développement du VRESIM pour les besoins de recherche de l'équipe du professeur Botez au LARCASE.

VI

Ma reconnaissance se porte ensuite vers Marine Segui, Hugo Pain, Princy Andrianantara et Georges Ghazi, tous affiliés au LARCASE, qui ont su me conseiller et me guider dans mes travaux de recherche. Ils ont tous contribué au succès de cette recherche grâce à leur expertise. En effet, l'aéronautique est un secteur très vaste et interdisciplinaire et leurs précieux conseils m'ont permis de réaliser avec succès ma maîtrise.

Je remercie grandement mes amis proches qui ont été là pour moi, pour me soutenir pendant toute l'élaboration de cette recherche et je pense notamment à Florian qui a pris le temps et qui a mis son énergie sur cette recherche pour me conseiller. Je dédie aussi cette recherche à tous ses très bons amis découverts au Canada, Margaux, Rémi, Danny, Manu et aussi ceux dont la distance nous sépare. Je pense à Randy, Lucas, Mélanie, Gwénael, Erwan, Edgar, Raphaël, Lucille, Clément, Chloé, Marine, Clémence, Nathan et Natan.

J'adresse ensuite mes remerciements les plus sincères à ma famille sans qui mon avenir au Canada n'aurait pas été possible. Ils m'ont apporté tout le soutien pour arriver au bout de mes rêves en aérospatiale. Le temps passé loin d'eux et de la France porte aujourd'hui ces fruits. Je dédie particulièrement ce mémoire à mon grand-père qui a toujours été une vraie inspiration pour moi. Qu'il voit en ce mémoire le résultat de mon travail pour mener une vie dans ce secteur qui nous rapproche, l'aérospatial.

Ces remerciements ne peuvent s'achever sans une dernière pensée pour ma bien-aimée, Manon qui partage ma vie au Canada. Elle a su me pousser au meilleur de moi-même pour que je réussisse cette maîtrise, elle a su m'encourager et me fournir toute la force et l'énergie dont j'ai eu besoin pour m'accrocher à mes ambitions et mes rêves.

Conception d'une ailette adaptative pour l'optimisation des performances aérodynamiques de l'avion CRJ-700

Paul MEYRAN

RÉSUMÉ

L'aéronautique actuelle est gouvernée par la transition écologique et le développement d'avions plus verts. La technologie d'ailes déformables rejoint cette vision nouvelle et a le potentiel d'augmenter les performances des avions et de réduire les émissions de CO₂. Le concept d'ailette adaptative appartient à cette technologie et représente une solution prometteuse en raison de sa contribution à l'amélioration des performances aérodynamique en vol.

Ce mémoire présente la conception d'une ailette adaptative pour l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700. Une analyse des exigences a été élaborée pour cerner les besoins et les attentes d'un tel concept. Cette analyse a notamment mis en exergue les orientations de l'ailette adaptative générant les meilleures finesses en condition de croisière. Ces résultats, réalisés à partir de simulations tirées d'un simulateur certifié de niveau D de CAE Inc., ont permis de démontrer les avantages de doter le CRJ-700 d'une telle technologie. Une phase de dimensionnement a été menée afin de concevoir l'ailette adaptative. Cette phase s'est orientée à la fois autour du dimensionnement structurel de celle-ci, mais aussi du dimensionnement de son mécanisme permettant son orientation ainsi que du dimensionnement de son revêtement. Au travers de cette phase, les contraintes maximales appliquées à la structure dimensionnée ont été établies. Dès lors, la conception 3D de l'ailette adaptative sur le logiciel Catia V5 a été entreprise. Un mécanisme faisant intervenir un actionneur linéaire électrique a notamment été conçu pour permettre l'orientation de l'ailette adaptative. L'élaboration d'une phase d'optimisation par éléments finis de la structure d'ailette adaptative a permis de valider que cette dernière résiste parfaitement aux conditions de charges maximales qui pourraient lui être appliquées. De plus, la géométrie de la structure interne a été optimisée afin de fournir à cette recherche un concept final d'ailette adaptative. Le contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative a finalement bien été effectué.

Mots clés : Conception, Ailette adaptative, Aérodynamique, Structure, Optimisation, Contrôle

Design of a morphing winglet to optimize the aerodynamic performance of the CRJ-700 aircraft

Paul MEYRAN

ABSTRACT

Today's aeronautics is governed by the ecological transition and the development of greener planes. Morphing wing technology joins this new vision and has the potential to increase aircraft performance and reduce CO₂ emissions. The morphing winglet concept belongs to this technology and represents a promising solution due to its contribution to improve the aerodynamic performance in flight.

This thesis presents the design of a morphing winglet for the Bombardier CRJ-700 regional aircraft. A requirements analysis was developed to identify the needs and expectations of such a concept. This analysis notably highlighted the orientations of the morphing winglet generating the best lift-to-drag ratio in cruising condition. These results, carried out from simulations taken from a Level D certified simulator from CAE, demonstrated the advantages of equipping the CRJ-700 with such technology. A dimensioning phase was performed to design the morphing winglet. This phase was oriented both around the structural dimensioning of the latter, but also the dimensioning of its mechanism allowing its orientation as well as the dimensioning of its skin. Through this phase, the maximum stresses applied to the dimensioned structure were established. From then on, the 3D design of the morphing winglet on Catia V5 software was undertaken. A mechanism involving an electric linear actuator has been designed to allow the orientation of the morphing winglet. The development of a finite element optimization phase of the morphing winglet structure made it possible to validate that it perfectly withstands the maximum load conditions that could be applied to it. In addition, the geometry of the internal structure has been optimized to provide this research with a final concept of morphing winglet. The control of the orientation of the morphing winglet was finally performed.

Keywords: Design, Morphing winglet, Aerodynamics, Structure, Optimization, Control

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LA LITTÉRATURE	3
1.1 Mise en contexte	3
1.1.1 Contexte environnemental de la recherche	3
1.1.2 Contexte technologique de la recherche	4
1.2 Revue de la littérature	6
1.2.1 Introduction.....	6
1.2.1.1 Notions aérodynamiques.....	6
1.2.1.2 Intérêt des ailettes	11
1.2.1.3 Limitation actuelle de l'usage d'ailettes	13
1.2.2 Paramètres de variation des ailettes adaptatives et mécanismes associés.	13
1.2.2.1 Angle d'inclinaison de l'ailette.....	13
1.2.2.2 Envergure de l'ailette.....	14
1.2.2.3 Flèche de l'ailette.....	15
1.2.2.4 Angle de pincement de l'ailette	16
1.2.2.5 Angle de torsion de l'ailette.....	17
1.2.3 Technologie de « morphing wing »	17
1.2.3.1 Ailes adaptables	18
1.2.3.2 Ailes adaptatives	18
1.2.3.3 Paradoxe des structures d'ailes déformables	21
1.2.4 Avancées sur les ailettes adaptatives	21
1.2.4.1 Projet SMORPH.....	22
1.2.4.2 SARISTU : WATE	22
1.2.4.3 MORPHLET.....	23
1.2.4.4 Ailette télescopique.....	24
1.2.4.5 Ailette bistable	24
1.2.5 Projets de « morphing » à l'ÉTS.....	25
1.2.5.1 Projet CRIAQ 7.1.....	25
1.2.5.2 Projet CRIAQ MDO-505	26
1.2.6 Résumé.....	26
1.3 Problématique	27
1.4 Objectifs de la recherche.....	27
1.5 Hypothèses de la recherche.....	28
1.6 Limitations de la recherche.....	29
CHAPITRE 2 ANALYSE DES EXIGENCES DE L'AILETTE ADAPTATIVE.....	31
2.1 Conception d'une structure adaptative et défis associés.....	33
2.1.1 Paradoxe des structures adaptatives.....	34
2.1.2 Approches de conception des structures adaptatives	34
2.1.3 Défis des structures adaptatives	35

2.2	Analyse fonctionnelle	36
2.2.1	Expression du besoin	36
2.2.2	Diagramme pieuvre général de l'ailette adaptative	37
2.2.3	Fonctions générales de conception de l'ailette adaptative	38
2.2.4	Squelette structurel de l'ailette adaptative	38
2.2.5	Système d'actionnement de l'ailette adaptative.....	39
2.2.6	Revêtement	41
2.2.7	Système de contrôle de l'ailette adaptative.....	42
2.2.8	Capteurs	42
2.2.9	Câblage	43
2.3	Analyse des charges aérodynamiques.....	44
2.3.1	Configurations de vol.....	44
2.3.2	Validité des données aérodynamiques	45
2.3.3	Charges aérodynamiques	46
2.3.3.1	Méthodologie	48
2.3.3.2	Configurations d'étude.....	49
2.3.3.3	Analyse de la pression	52
2.3.3.4	Analyse de la portance	55
2.3.3.5	Analyse de la trainée.....	60
2.3.3.6	Finesse aérodynamique.....	61
2.3.3.7	Analyse des efforts aérodynamiques	62
2.3.3.8	Analyse de la poussée	64
2.3.3.9	Analyse des résultats aérodynamiques.....	65
2.4	Analyse du poids.....	66
2.4.1	Poids réel.....	66
2.4.2	Charges inertielles.....	67
2.4.3	Facteur de charge	68
2.4.4	Analyse du poids de l'ailette adaptative	70
2.5	Attentes et critères de sélection.....	70
CHAPITRE 3 DIMENSIONNEMENT DE L'AILETTE ADAPTATIVE		71
3.1	Définition des concepts structuraux dans une ailette	71
3.1.1	Les longerons	72
3.1.2	Les nervures	72
3.1.3	Le revêtement.....	72
3.2	Dimensionnement du squelette structurel	73
3.2.1	Hypothèses de la résistance des matériaux	73
3.2.2	Plan structurel préliminaire.....	73
3.2.3	Modélisation structurelle du longeron principal	75
3.2.4	Détermination des efforts de liaison	76
3.2.5	Détermination du moment induit.....	77
3.2.6	Détermination des torseurs des efforts de cohésion.....	78
3.2.7	Diagramme des forces et des moments.....	79
3.2.8	Analyse des contraintes.....	82
3.2.8.1	Détermination des contraintes normales.....	83

	3.2.8.2	Détermination des contraintes normales de flexion.....	84
	3.2.8.3	Détermination des contraintes de cisaillement	85
	3.2.8.4	Détermination des contraintes de torsion.....	87
3.2.9		Calcul des contraintes maximales.....	88
	3.2.9.1	Contrainte normale maximale.....	88
	3.2.9.2	Contrainte normale de flexion maximale.....	90
	3.2.9.3	Contraintes de cisaillement maximales.....	90
	3.2.9.4	Contraintes de torsion maximales.....	92
	3.2.9.5	Contraintes maximales résultantes.....	92
3.2.10		Matériau de la structure	94
	3.2.10.1	Alliage d'aluminium	94
	3.2.10.2	Critères de limite élastique.....	96
	3.2.10.3	Conditions de résistance	97
3.2.11		Résumé.....	98
3.3		Dimensionnement du revêtement	98
	3.3.1	Contraintes techniques de déformation.....	99
	3.3.2	Matériaux utilisés.....	99
	3.3.3	Propriété des élastomères.....	100
	3.3.4	Propriétés du panneau en nid d'abeille	101
	3.3.5	Propriété du carbone	103
	3.3.6	Revêtement en sandwich.....	103
	3.3.7	Fixation à la structure.....	104
3.4		Dimensionnement du système d'actionnement	104
	3.4.1	Systèmes d'actionnements du CRJ-700.....	105
	3.4.2	Actionneur électromécanique linéaire	106
	3.4.3	Chaîne cinématique du système d'actionnement.....	106
	3.4.4	Analyse du déplacement du système d'actionnement	107
	3.4.5	Modélisation du système d'actionnement.....	108
	3.4.6	Analyse du moteur	109
	3.4.7	Caractéristiques techniques du moteur	111
	3.4.8	Analyse du réducteur	112
	3.4.9	Caractéristiques techniques du réducteur.....	112
	3.4.10	Analyse de la relation entre la vitesse angulaire et la vitesse	113
	3.4.11	Détermination du pas de la vis.....	114
	3.4.12	Analyse de la relation position / orientation	114
	3.4.13	Résumé.....	116
3.5		Dimensionnement du système de contrôle	116
	3.5.1	Système de contrôle du CRJ-700.....	117
	3.5.2	Modélisation du système de contrôle.....	117
	3.5.3	Analyse d'un contrôleur PID	119
	3.5.4	Résumé.....	121
		CHAPITRE 4 CONCEPTION DE L'AILETTE ADAPTATIVE.....	123
4.1		Mise en contexte	123
	4.1.1	Ailette du Bombardier CRJ-700	123

4.1.2	Méthodologie de conception.....	124
4.2	Conception surfacique de l'ailette adaptative.....	125
4.2.1	Profil d'aile NACA 20612.....	125
4.2.2	Inclinaison à plat.....	126
4.3	Conception structurelle initiale de l'ailette adaptative.....	126
4.3.1	Positionnement des longerons.....	126
4.3.2	Conception des longerons.....	127
4.3.3	Conception des nervures.....	128
4.3.4	Assemblage des longerons et des nervures.....	130
4.4	Conception du mouvement de rotation de l'ailette adaptative.....	130
4.4.1	Conception structurelle initiale du mouvement.....	131
4.4.2	Modélisation de la liaison pivot.....	133
4.4.3	Conception de la liaison pivot.....	135
4.4.4	Modélisation du point de pivot.....	136
4.4.5	Conception du point de pivot.....	137
4.5	Conception de l'actionneur.....	137
4.5.1	Moteur, réducteur et bras de translation.....	138
4.5.2	Bâti et fixations.....	138
4.6	Conception de l'amortisseur.....	141
4.7	Vision globale du mécanisme.....	142
4.8	Conception du revêtement déformable.....	144
4.9	Discussion sur les systèmes compliant.....	146
4.10	Résumé.....	148
CHAPITRE 5 OPTIMISATION DE L'AILETTE ADAPTATIVE.....		149
5.1	Introduction à HyperWorks.....	149
5.1.1	Altair Engineering.....	149
5.1.2	Méthodologie.....	150
5.2	Simplification et hypothèses pour l'optimisation du modèle.....	151
5.2.1	Simplifications géométriques.....	151
5.2.2	Hypothèses.....	152
5.3	Modèle initial de l'ailette adaptative.....	153
5.4	Préparation de la géométrie.....	154
5.4.1	Les nervures.....	154
5.4.2	Le revêtement.....	155
5.4.3	Les longerons.....	155
5.5	Maillage de la structure d'ailette adaptative.....	156
5.5.1	Maillage des nervures.....	156
5.5.2	Qualité du maillage des nervures.....	159
5.5.3	Maillage du revêtement.....	160
5.5.4	Qualité du maillage du revêtement.....	162
5.5.5	Maillage des longerons.....	163
5.5.6	Qualité du maillage des longerons.....	166
5.5.7	Maillage global de la structure d'ailette adaptative.....	167
5.6	Raccords entre les pièces.....	168

5.6.1	Raccords avec les nervures	168
5.6.2	Raccords entre un longeron et le revêtement.....	169
5.6.3	Raccords de la liaison pivot entre longerons	171
5.6.4	Raccords du revêtement.....	172
5.6.5	Résumé.....	173
5.7	Propriétés et matériaux	173
5.7.1	Choix des matériaux	174
5.7.2	Implémentation des matériaux sur HyperMesh	175
5.7.3	Définition des propriétés sur HyperMesh	175
5.8	Conditions limites	177
5.8.1	Fixation de l'ailette à l'aile	178
5.8.2	Forces de pression appliquées à l'ailette.....	178
5.8.3	Facteur de charge	179
5.9	Analyse structurelle	181
5.9.1	Premier cas de charges.....	181
5.9.2	Second cas de charges.....	183
5.9.3	Troisième cas de charges	185
5.9.4	Quatrième cas de charges.....	187
5.9.5	Analyse générale.....	188
5.10	Optimisation de la structure	189
5.10.1	Méthodologie d'optimisation.....	189
5.10.2	Optimisation des longerons.....	191
5.10.3	Optimisation des nervures.....	192
5.10.4	Optimisation des nervures.....	193
5.10.5	Conception finale de l'ailette adaptative.....	194
5.11	Contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative.....	195
5.11.1	Architecture du système de contrôle de l'ailette adaptative	195
5.11.2	Implémentation des fonctions de transfert.....	196
5.11.3	Modélisation des contrôleurs	197
5.11.4	Modélisation du système d'actionnement.....	199
5.11.5	Contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative.....	200
	CONCLUSION.....	201
	RECOMMANDATIONS	203
	ANNEXE I DÉTERMINATION DES EFFORTS DANS L'AILETTE	205
	ANNEXE II DÉTERMINATION DU DÉPLACEMENT DE L'ACTIONNEUR.....	217
	ANNEXE III FONCTION DE TRANSFERT DU MOTEUR.....	219
	ANNEXE IV DÉTERMINATION DU MOMENT QUADRATIQUE DES PROFILÉS ...	223
	ANNEXE V DÉTERMINATION DU MOMENT STATIQUE DES PROFILÉS.....	227

ANNEXE VI CARACTÉRISTIQUES SPÉCIFIQUES D'UNE POUTRE EN C.....	231
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	235

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 2.1 Comparaison des analyses liées à l’approche cinématique.....	35
Tableau 2.2 Fonctions générales de conception de l’ailette adaptative	38
Tableau 2.3 Fonctions de conception du squelette structurel	39
Tableau 2.4 Fonctions de conception du système d'actionnement.....	40
Tableau 2.5 Fonctions de conception du revêtement.....	41
Tableau 2.6 Fonctions de conception du système de contrôle.....	42
Tableau 2.7 Fonctions de conception des capteurs	43
Tableau 2.8 Fonctions de conception du câblage	43
Tableau 2.9 Configurations de vol étudiées.....	44
Tableau 2.10 Valeurs maximales des efforts de portances	64
Tableau 3.1 Tableau des contraintes maximales.....	88
Tableau 3.2 Tableau descriptif des propriétés mécaniques des alliages d'aluminium utilisés	95
Tableau 3.3 Résistances élastiques et résistances pratiques à l'extension conventionnelle pour les différents alliages étudiés	96
Tableau 3.4 Caractéristiques mécaniques de l'EPDM	101
Tableau 3.5 Caractéristiques mécaniques des panneaux en nid d'abeille	102
Tableau 3.6 Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone HexTow IM7	103
Tableau 3.7 Caractéristiques du moteur Maxon	111
Tableau 3.8 Caractéristiques techniques des réducteurs.....	113
Tableau 3.9 Pas possibles de la vis pour le moteur Maxon 268193	114
Tableau 4.1 Propriétés mécaniques de l'acier 4140	133
Tableau 5.1 Tableau récapitulatif des critères de qualité du maillage pour les nervures	159

XVIII

Tableau 5.2	Tableau récapitulatif des critères de qualité du maillage pour le revêtement ..	162
Tableau 5.3	Tableau récapitulatif des critères jacobiens maximaux pour les longerons	166
Tableau 5.4	Propriétés mécaniques des différents matériaux de l'ailette adaptative	175
Tableau 5.5	Tableau de définition des plis de composite	177
Tableau 5.6	Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 1 .	183
Tableau 5.7	Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 2 .	185
Tableau 5.8	Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 3 .	186
Tableau 5.9	Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 4 .	188
Tableau 5.10	Définition des épaisseurs finales des longerons de l'ailette adaptative	192
Tableau 5.11	Résultat des pôles et des zéros pour les contrôleurs de l'ailette adaptative.....	197

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1 Profil type d'une mission de vol d'un avion commercial	4
Figure 1.2 Différence de pression entre l'intrados et l'extrados d'un profil d'aile NACA 20612 obtenue sur XFOIL	7
Figure 1.3 Formation de tourbillons	8
Figure 1.4 Formation de traînée induite	8
Figure 1.5 Variation de l'angle d'inclinaison	14
Figure 1.6 Variation de l'envergure de l'ailette	15
Figure 1.7 Variation de la flèche de l'ailette	15
Figure 1.8 Variation de l'angle de pincement	16
Figure 1.9 Variation de l'angle de torsion	17
Figure 2.1 Idée initiale de l'ailette adaptative	31
Figure 2.2 Organigramme de conception	32
Figure 2.3 Sous-systèmes de l'ailette adaptative	33
Figure 2.4 Diagramme d'expression du besoin	36
Figure 2.5 Diagramme pieuvre de l'ailette adaptative	37
Figure 2.6 Visualisation de la répartition des pressions sur le CRJ-700	48
Figure 2.7 Plans de coupe successifs le long de l'ailette	48
Figure 2.8 Configurations de vol 1 et 2	49
Figure 2.9 Configurations de vols 3, 4, 5 et 6	50
Figure 2.10 Configurations de vols 7, 8, 9 et 10	51
Figure 2.11 Évolution de la pression le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$	52

Figure 2.12	Évolution de la pression le long de l'aile selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$	53
Figure 2.13	Évolution de la pression le long de l'aillette selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$ (en haut) et pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$ (en bas)	54
Figure 2.14	Évolution de la portance le long de l'aile selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$	55
Figure 2.15	Évolution de la portance le long de l'aillette selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$	56
Figure 2.16	Évolution de la portance le long de l'aile selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$	57
Figure 2.17	Évolution de la portance le long de l'aillette selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$	58
Figure 2.18	Histogramme de la portance du CRJ-700 pour plusieurs angles d'aillette	59
Figure 2.19	Histogramme de la traînée du CRJ-700 pour plusieurs angles d'aillette	60
Figure 2.20	Histogramme de la finesse du CRJ-700 pour différentes orientations d'aillette pour $\alpha = 0^\circ$	61
Figure 2.21	Histogramme de la finesse du CRJ-700 pour différentes orientations d'aillette pour $\alpha = 4^\circ$	62
Figure 2.22	Évolution des efforts maximaux de portance le long de l'aile	63
Figure 2.23	Représentation des différents moments du CRJ-700	67
Figure 3.1	Structure interne d'une ailette	71
Figure 3.2	Visualisation de centre aérodynamique pour un profil d'aile	74
Figure 3.3	Modélisation structurelle de l'aillette adaptative	75
Figure 3.4	Dièdre de l'aile	75
Figure 3.5	Modélisation de la poutre (I) de l'aillette adaptative	76
Figure 3.6	Modélisation de la poutre (II) de l'aillette adaptative	76
Figure 3.7	Évolution de la force normale N le long de l'aillette	79

Figure 3.8	Évolution de la force tranchante T_y (a) du moment fléchissant M_{fz} (b) le long de l'ailette	80
Figure 3.9	Section d'une poutre I (a) et C (b)	83
Figure 3.10	Schéma des distributions des contraintes de cisaillement dans l'aile et l'âme des poutres de profilé I et C	86
Figure 3.11	Évolution de la contrainte normale maximale selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C.....	89
Figure 3.12	Évolution de la contrainte normale de flexion maximale selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C	89
Figure 3.13	Évolution de la contrainte de cisaillement maximale dans les ailes selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C	91
Figure 3.14	Évolution de la contrainte de cisaillement maximale dans l'âme selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C	91
Figure 3.15	Évolution de la contrainte de torsion maximale selon l'orientation pour différentes positions de sections en C	92
Figure 3.16	Panneau en nid d'abeille avec des cellules hexagonales	102
Figure 3.17	Revêtement en sandwich du revêtement déformable.....	104
Figure 3.18	Schéma des systèmes d'actionnement du Bombardier CRJ-700.....	105
Figure 3.19	Chaîne cinématique du système d'actionnement.....	106
Figure 3.20	Schéma cinématique du système d'actionnement	107
Figure 3.21	Schéma bloc du système d'actionnement	108
Figure 3.22	Schéma bloc du système d'actionnement symbolique	108
Figure 3.23	Schéma bloc de la fonction de transfert du moteur.....	109
Figure 3.24	Schéma électrique du moteur	110
Figure 3.25	Schéma bloc de la fonction de transfert du réducteur.....	112
Figure 3.26	Schéma bloc de la fonction de transfert du convertisseur de vitesse angulaire en vitesse linéaire	113
Figure 3.27	Schéma bloc de la fonction de transfert du convertisseur de la position de l'actionneur en orientation de l'ailette	114

Figure 3.28	Variation de l'orientation de l'ailette selon la position de l'actionneur.....	115
Figure 3.29	Schéma bloc du système de contrôle symbolique.....	118
Figure 3.30	Schéma bloc d'un contrôleur PID.....	119
Figure 4.1	Fichier Catia V5 du CRJ-700.....	123
Figure 4.2	Ailette originale du Bombardier CRJ-700	124
Figure 4.3	NACA 20612	125
Figure 4.4	Ailette adaptative à plat.....	126
Figure 4.5	Lignes directrices de conception des longerons.....	127
Figure 4.6	Représentation des longerons avant et arrière pour la portion de l'aile et la portion non-déformable de l'ailette adaptative.....	128
Figure 4.7	Représentation d'une nervure pour l'ailette adaptative.....	128
Figure 4.8	Visualisation des plis sur les différentes nervures de l'ailette adaptative	129
Figure 4.9	Représentation globale des nervures le long de l'ailette adaptative	129
Figure 4.10	Représentation du squelette structurel initial de l'ailette adaptative	130
Figure 4.11	Conception initiale de la liaison pivot.....	131
Figure 4.12	Variation de la rotation de l'ailette adaptative de -90° à $+90^{\circ}$	132
Figure 4.13	Dessin industriel de la liaison pivot dans l'ailette adaptative.....	134
Figure 4.14	Représentation des pièces mécaniques de la liaison pivot.....	135
Figure 4.15	Schéma explicatif de la position du point de pivot	136
Figure 4.16	Dessin industriel du point pivot dans l'ailette adaptative.....	136
Figure 4.17	Représentation des pièces mécaniques du point pivot	137
Figure 4.18	Assemblage du moteur, de réducteur et du bras de translation de l'actionneur	138
Figure 4.19	Bâti principal de l'actionneur	139
Figure 4.20	Représentation du bâti complet de l'actionneur	139

Figure 4.21	Vue éclatée de l'actionneur (a) et vue assemblée de l'actionneur sur la fixation de la nervure (b)	140
Figure 4.22	Amortisseur de l'ailette adaptative	141
Figure 4.23	Vision globale du mécanisme dans le longeron avant (a) et le longeron arrière (b)	142
Figure 4.24	Orientation de l'ailette adaptative à 90° grâce à son mécanisme	143
Figure 4.25	Revêtement de l'ailette adaptative à 0°	144
Figure 4.26	Modélisation du revêtement déformable en vue isométrique (a) et en vue de face (b) pour une orientation de 20° de l'ailette adaptative.....	145
Figure 4.27	Modélisation du revêtement déformable pour une orientation de 35° de l'ailette adaptative et visualisation de la courbe de déformation.....	146
Figure 4.28	Conception d'une liaison pivot flexible.....	147
Figure 4.29	Mise en série de liaisons pivots flexibles	147
Figure 5.1	Visualisation de l'ajout de la nervure	153
Figure 5.2	Modèle structurel initial de l'ailette adaptative	153
Figure 5.3	Visualisation de la structure initiale de l'ailette adaptative sur HyperMesh	154
Figure 5.4	Utilisation de l'outil "midsurface" sur une nervure centrale	155
Figure 5.5	Délimitations de surfaces distinctes sur une nervure de l'ailette adaptative	157
Figure 5.6	Visualisation du maillage effectué sur une nervure centrale de l'ailette adaptative avec le raffinement du maillage au niveau des plis	158
Figure 5.7	Visualisation du maillage d'une nervure avant (a) et arrière (b) de l'ailette adaptative	158
Figure 5.8	Définition des portions de revêtement de l'ailette adaptative	160
Figure 5.9	Division de la portion de revêtement en différents éléments surfaciques.....	160
Figure 5.10	Maillage d'une portion de revêtement.....	161
Figure 5.11	Visualisation de la densité d'éléments et de nœuds identique d'une portion de revêtement à une autre	161
Figure 5.12	Décomposition d'un longeron en plusieurs volumes distincts	163

Figure 5.13	Maillage automatique pour des portions volumiques simples de longeron	164
Figure 5.14	Maillage d'une surface de référence complexe pour un longeron.....	165
Figure 5.15	Maille hexaédrique d'un longeron de l'aillette adaptative	165
Figure 5.16	Maillage complet de la structure interne de l'aillette adaptative (a) avec le revêtement (b)	167
Figure 5.17	Modélisation des rivets reliant nervure et revêtement (a) et reliant nervure et longeron (b).....	169
Figure 5.18	Modélisation des rivets reliant longerons et revêtement fixe.....	170
Figure 5.19	Modélisation des connexions rigides reliant les longerons avec le revêtement déformable.....	171
Figure 5.20	Modélisation d'un élément RBE2 de la liaison pivot de l'aillette adaptative (a) et de la connexion rigide entre les longerons de l'aillette adaptative	172
Figure 5.21	Modélisation des raccords des bords de fuite des portions de revêtement de l'aillette adaptative.....	172
Figure 5.22	Raccords de l'aillette adaptative	173
Figure 5.23	Visualisation des plis de composite du revêtement déformable	177
Figure 5.24	Modélisation de la liaison encastrement de l'aillette adaptative	178
Figure 5.25	Modélisation des forces de pression sur la portion fixe du revêtement de l'aillette adaptative.....	179
Figure 5.26	Modélisation du facteur de charge	180
Figure 5.27	Distribution du déplacement le long de l'aillette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 1.....	182
Figure 5.28	Distribution des contraintes de Von Mises le long de l'aillette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 1	182
Figure 5.29	Distribution du déplacement le long de l'aillette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 2.....	184
Figure 5.30	Distribution des contraintes de Von Mises le long de l'aillette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 2.....	184
Figure 5.31	Distributions du déplacement (a) et des contraintes de Von Mises (b) le long de l'aillette adaptative pour le cas de charges 3.....	186

Figure 5.32	Distributions du déplacement (a) et des contraintes de Von Mises (b) le long de l'ailette adaptative pour le cas de charge 4	187
Figure 5.33	Définition de la région d'optimisation d'un longeron de l'ailette adaptative	189
Figure 5.34	Optimisation topologique d'un longeron de l'ailette adaptative	191
Figure 5.35	Nouveaux longerons avec une épaisseur plus faible.....	191
Figure 5.36	Contraintes de Von Mises dans les longerons optimisés de l'ailette adaptative	192
Figure 5.37	Optimisation topologique des nervures de l'ailette adaptative.....	193
Figure 5.38	Conception des trous dans les nervures	193
Figure 5.39	Conception finale de l'ailette adaptative	194
Figure 5.40	Architecture choisie du système de contrôle.....	195
Figure 5.41	Placement des pôles et des zéros des composants du système d'actionnement	197
Figure 5.42	Réponse du système d'actionnement complet de l'ailette adaptative pour un échelon	198
Figure 5.43	Schéma bloc Simulink du système d'actionnement complet de l'ailette adaptative	199
Figure 5.44	Évolution de la commande d'orientation de l'ailette adaptative en fonction du temps	200

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AFRL	Air Force Research Laboratory
AFTI	Advanced Fighter Technology Integration
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFR	Code of Federal Regulations
CIRA	Centre Italien de Recherche Aérospatiale
CORSIA	Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (trad. Régime de compensation et de réduction de carbone pour l'aviation internationale)
CREATE	Collaborative Research and Training Experience
CRIAQ	Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatiale au Québec
CRSNG	Conseil de Recherches en Sciences Naturelles et en Génie du Canada
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EPDM	Éthylène-Propylène-Diène Monomère
ÉTS	École de Technologie Supérieure
FAA	Federal Aviation Administration
FBW	Fly-By-Wire
FCI	Fondation Canadienne pour l'Innovation
FFS	Full Flight Simulator
IAR-CNRC	Institute for Aerospace Research – Canadian National Research Center
IATA	Association du Transport Aérien International

XXVIII

LARCASE	Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et Aéroserveoélasticité
MAW	Mission Adaptive Wing
MDEIE	Ministère du Développement Économique, de l'Innovation et de l'Exportation
MORPHLET	Morphing Winglet
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration (trad. Administration Nationale de l'Espace et de l'Aéronautique)
NRC-IAR	Conseil national de Recherches Canada - Institute for Aerospace Research
OACI	Organisation Internationale de l'Aviation Civile
PID	Proportional Integral Derivative
SARISTU	Smart Intelligent Aircraft Structures
SMA	Shape Memory Alloy
SMorph	Smart Aircraft Morphing Technologies
S3T	Smart Structural Systems Technologies
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
USAF	United States Air Force
UTILI	Uninhabited aircraft systems Training, Innovation and Leadership Initiative
VRESIM	Virtual Research Simulator
WATE	Winglet Active Trailing Edge

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

UNITÉS DE BASE

m	mètre
kg	kilogramme
s	seconde
A	ampère
K	kelvin

Aire

m ²	mètre carré
mm ²	millimètre carré

Volume

m ³	mètre cube
mm ³	millimètre cube

UNITÉS GÉOMÉTRIQUES

Longueur

m	mètre
cm	centimètre
mm	millimètre
ft	pied

UNITÉS DE MASSE

Masse

t	tonne
kg	kilogramme
g	gramme

Masse volumique

kg/m ³	kilogramme par mètre cube
g/cm ³	gramme par centimètre cube

Inertie

g.cm ²	gramme-centimètre carré
-------------------	-------------------------

UNITÉS MÉCANIQUES

Vitesse

m/s	mètre par seconde
mm/s	millimètre par seconde
km/h	kilomètre par heure
Mach	nombre de Mach

Accélération

m/s ²	mètre par seconde carré
------------------	-------------------------

Angle plan

rad	radian
tr	tour
°	degré

UNITÉS DE TEMPS

h	heure
min	minute

s	seconde
---	---------

ms	milliseconde
----	--------------

Moment d'une force

N.m	newton-mètre
-----	--------------

mN.m	millinewton-mètre
------	-------------------

Énergie, travail, quantité de chaleur

J	joule
---	-------

Puissance

W	watt
---	------

Vitesse angulaire

rad/s	radian par seconde
-------	--------------------

tr/min	tour par minute
--------	-----------------

Force

kN	kilonewton
----	------------

N	newton
---	--------

Force électromotrice

V	volt
---	------

mV	millivolt
----	-----------

Résistance et conductance électriques

Ω	ohm
---	-----

mΩ	milliohm
----	----------

Capacité électrique

F	farad
---	-------

mF	millifarad
----	------------

Contrainte, pression

GPa	gigapascal
-----	------------

MPa	mégapascal
-----	------------

Pa	pascal
----	--------

UNITÉS DE QUANTITÉ DE MATIÈRE

Inductance électrique

H	henry
---	-------

mH	millihenry
----	------------

Intensité de champ magnétique

A/m	ampère par mètre
-----	------------------

UNITÉS CALORIFIQUES

K	kelvin
---	--------

°C	degré celsius
----	---------------

UNITÉS ÉLECTRIQUE ET MAGNÉTIQUE

Intensité de courant électrique

A	ampère
---	--------

mA	milliampère
----	-------------

INTRODUCTION

À partir d'un rêve de permettre à l'humanité de voler comme les oiseaux, l'aéronautique est née. Les innovations et les nouvelles technologies ont fait de l'aéronautique actuelle un secteur d'avenir bénéficiant à la population mondiale. Dans une quête infinie du développement d'avions plus légers, plus silencieux, plus performants et plus soucieux de l'environnement, les nouvelles technologies offrent de nouvelles visions à ce secteur. La technologie de « morphing wing », visant à adapter la géométrie des ailes d'avions selon les configurations de vol, en est une. Au niveau des ailettes d'avion, cette technologie est très récente et les études aérodynamiques poussent les scientifiques à développer des ailettes adaptatives.

De nombreuses études ont été réalisées autour des ailettes adaptatives mais aucune encore visant à concevoir une structure et un mécanisme faisant varier l'inclinaison d'une ailette adaptative. Le Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et Aéroservoélasticité (LARCASE), à l'origine de nombreux projets dédiés à la technologie de « morphing wing », entame donc cette phase de conception au travers de cette recherche pour répondre au besoin des compagnies aéronautiques.

Lorsqu'il s'agit d'innovation, une méthodologie de conception doit être suivie avec rigueur. C'est pourquoi cette recherche sera menée au travers de différents chapitres respectant cette méthodologie pour aboutir à un nouveau concept d'ailette adaptative. Un premier chapitre indiquera le contexte dans lequel ce mémoire de recherche s'effectue et une revue de la littérature faisant état des connaissances sur cette technologie de « morphing wing » appliquée aux ailettes. Nous présenterons aussi les objectifs de cette recherche, les hypothèses délimitant le domaine d'étude et les limites associées. Un second chapitre portera sur l'analyse des exigences pour la conception d'une ailette adaptative. Elle comprendra une analyse fonctionnelle et une analyse des charges qui lui seront appliquées. Le troisième chapitre sera dédié au dimensionnement des différents sous-systèmes qui composeront l'ailette adaptative. La conception en trois dimensions sur le logiciel Catia V5 d'un concept d'ailette adaptative

sera développée dans le quatrième chapitre. Le cinquième et dernier chapitre de cette recherche présentera une phase d'optimisation effectuée sur HyperMesh. Nous aboutirons dans cette section à la présentation d'un concept final d'aillette adaptative dont l'orientation sera contrôlée.

CHAPITRE 1

MISE EN CONTEXTE ET REVUE DE LA LITTÉRATURE

Le premier chapitre de la recherche visant à concevoir une structure d'ailette adaptative pour une optimisation des performances d'un avion de transport régional établit la mise en contexte de la recherche et développe la revue de la littérature associée. La problématique de cette recherche sera elle aussi énoncée, suivie des différents objectifs de recherche.

1.1 Mise en contexte

Tout d'abord, nous allons nous intéresser aux facteurs qui ont amené à mener un projet de conception d'une ailette adaptative. Cette contextualisation permettra notamment de mettre en avant les différents enjeux liés à ce projet ainsi que les problèmes qui devront être pris en considération dans cette recherche.

1.1.1 Contexte environnemental de la recherche

Dans l'industrie aéronautique actuelle, l'aviation civile est désormais confrontée à des enjeux environnementaux majeurs (OACI, 2016). En effet, l'empreinte environnementale liée à cette industrie n'est dorénavant plus négligeable. Ce secteur pollue beaucoup étant donné son émission importante de CO₂ rejeté dans l'atmosphère. Pour préserver un environnement sain aux générations futures, réduire la consommation de carburant est désormais indéniable.

De nos jours, les critères de conception respectent donc l'environnement grâce à de nombreuses normes. Ces dernières sont principalement élaborées par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale dont le siège social se situe à Montréal. Comme décrits dans l'Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, les axes principaux de protection de l'environnement étudiés sont les suivants :

- Le bruit des aéronefs (OACI, 2017, Volume I)
- Les émissions des moteurs d'aviation (OACI, 2017, Volume II)
- Les émissions de CO₂ des avions (OACI, 2017, Volume III)
- Le régime de compensation et de réduction de carbone pour l'aviation internationale [CORSIA] (OACI, 2018, Volume IV)

Le fondement de ce mémoire se base sur le plan d'action établi par l'Association du Transport Aérien International en 2009 visant à « obtenir une réduction nette des émissions de carbone de 50% d'ici 2050, par rapport au niveau de 2005 » (IATA, 2009, page 1). Actuellement, différents axes existent et visent à améliorer l'efficacité des avions pour rendre plus vert le secteur de l'aviation. La recherche associée à ce mémoire se concentre sur l'un d'eux : le développement de nouvelles technologies.

1.1.2 Contexte technologique de la recherche

Aujourd'hui, la mission de vol type d'un avion de transport classique est constituée de très nombreux paramètres qui évoluent tout le long des différents segments de vol : phases de décollage, de montée, de croisière, de descente et d'atterrissage (voir Figure 1.1).

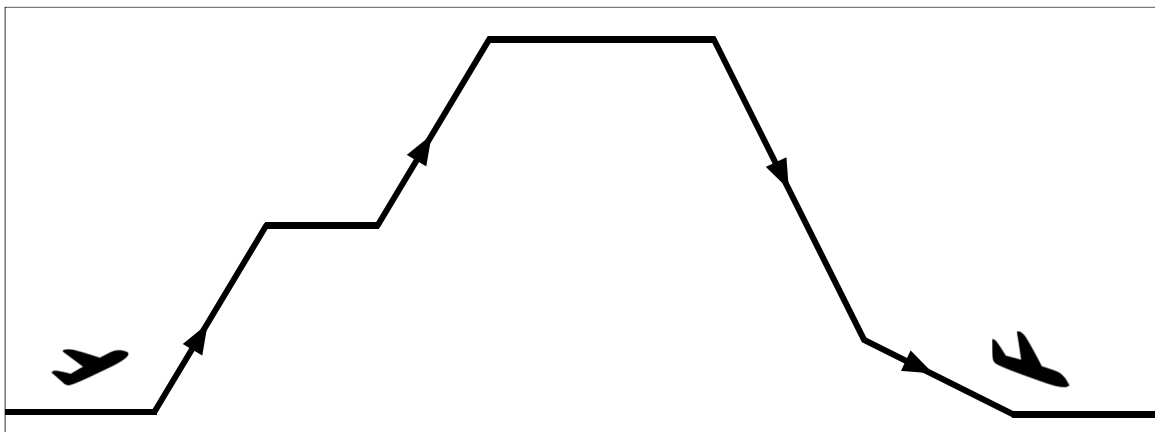


Figure 1.1 Profil type d'une mission de vol d'un avion commercial

Pour s'adapter à chacun de ces segments de vol et en prenant en compte les diverses conditions de vol, les avions possèdent des ailes dont la géométrie n'est pas fixe. En effet, ces dernières possèdent des surfaces mobiles permettant de contrôler l'avion selon les différentes phases de vol (volets, aileron, aérofreins...). Ces surfaces sont indispensables pour assurer la manœuvrabilité et la stabilité de l'avion.

Lorsque nous comparons les ailes actuelles à celles des débuts de l'aéronautique, elles ont connu de nombreuses améliorations. Au commencement, c'est à partir d'un rêve, celui de voler, que Léonard de Vinci avait conçu des ailes battantes en 1500. L'aéronautique est alors née et a évolué au fil des années de telle sorte qu'un demi-siècle plus tard, ce rêve de pouvoir voler, de façon sécuritaire, est à la portée de tous. En effet, toutes les surfaces mobiles de contrôles permettent aux populations de voyager à travers le monde en toute sécurité car les pilotes ont le contrôle de ces composantes mobiles. Cependant, il y a tellement de surfaces mobiles distinctes que les ailes d'avions sont devenues des systèmes structurels particulièrement complexes. Cela rend la conception, l'assemblage, la maintenance ou encore le contrôle de plus en plus difficile.

Cette complexité évoquée répond à la conviction principale de développer de nouvelles technologies visant à rendre les avions plus efficaces. C'est pourquoi la technologie de « morphing wing » ou technologie d'aile adaptative est au centre de ce mémoire. En effet, cette technologie repose sur un concept naturel relativement simple : le vol des oiseaux. Les oiseaux n'ont à leur disposition, uniquement que leurs ailes pour voler, à cela près que ces dernières sont adaptables selon le besoin. En effet, les oiseaux adaptent les propriétés géométriques de leurs ailes à leur convenance pour maximiser leurs performances aérodynamiques.

L'objectif visé par la technologie de « morphing wing » est de créer des surfaces aérodynamiques adaptables. En faisant varier la configuration des ailes grâce à des structures adaptatives, la technologie du « morphing wing » vise à optimiser les ailes d'avions pour chaque segment de vol et ainsi augmenter de manière significative les performances aérodynamiques des avions.

Dans le contexte actuel dans lequel nous nous plaçons, chaque surface de contrôle d'une aile peut être repensée de telle sorte à ce qu'il n'y ait plus aucune surface mobile de contrôle indépendante les unes des autres. Par conséquent, l'objectif serait d'obtenir une aile s'adaptant à chaque condition de vol en faisant varier sa géométrie sur des zones spécifiques, sans aucune discontinuité le long de l'aile. Pour ce faire, les chercheurs s'intéressent à des sections d'aile bien spécifiques qu'ils cherchent à rendre adaptatives. Lorsque chacune de ces sections sera parfaitement conçue, une aile entièrement adaptative sera envisageable. L'étude menée dans ce mémoire va se focaliser particulièrement sur le bout de l'aile et notamment sur le dispositif d'extrémité d'aile appelé ailette.

1.2 Revue de la littérature

Ensuite, la seconde section de ce chapitre portera sur la revue de littérature. Nous commencerons par introduire l'utilité des ailettes en bout d'aile d'un avion. Puis, nous nous focaliserons sur la technologie du « morphing » dite de déformation, technologie appliquée aux ailettes dans ce mémoire. Finalement, les avancements technologiques en termes d'ailettes adaptatives seront présentés.

1.2.1 Introduction

1.2.1.1 Notions aérodynamiques

En aéronautique, les performances aérodynamiques des aéronefs mettent en valeur les particularités propres à chaque avion et sont intimement liées à de nombreux phénomènes et charges physiques (pression, portance, traînée, écoulement...). En faisant varier différents paramètres, que ce soit au niveau de la géométrie de l'aile, des matériaux utilisés ou même des paramètres moteurs, il est possible d'améliorer les performances aérodynamiques des avions et de répondre ainsi aux besoins des industriels et des institutions internationales de l'aviation.

De prime abord, il y a la force de portance définie comme étant la force générée par la différence de pressions entre l'intrados (partie inférieure de l'aile) et l'extrados (partie supérieure de l'aile) (voir Figure 1.2). Lorsque l'air se déplace du bord d'attaque vers le bord de fuite de l'aile, l'écoulement se divise en deux parties (Drela, 2014). Au niveau de l'extrados, l'écoulement de l'air est accéléré et nous parlons de dépression. À l'inverse, au niveau de l'intrados, l'écoulement de l'air est ralenti ce qui crée une surpression. La portance est alors générée et cette force est indispensable pour faire voler les avions.

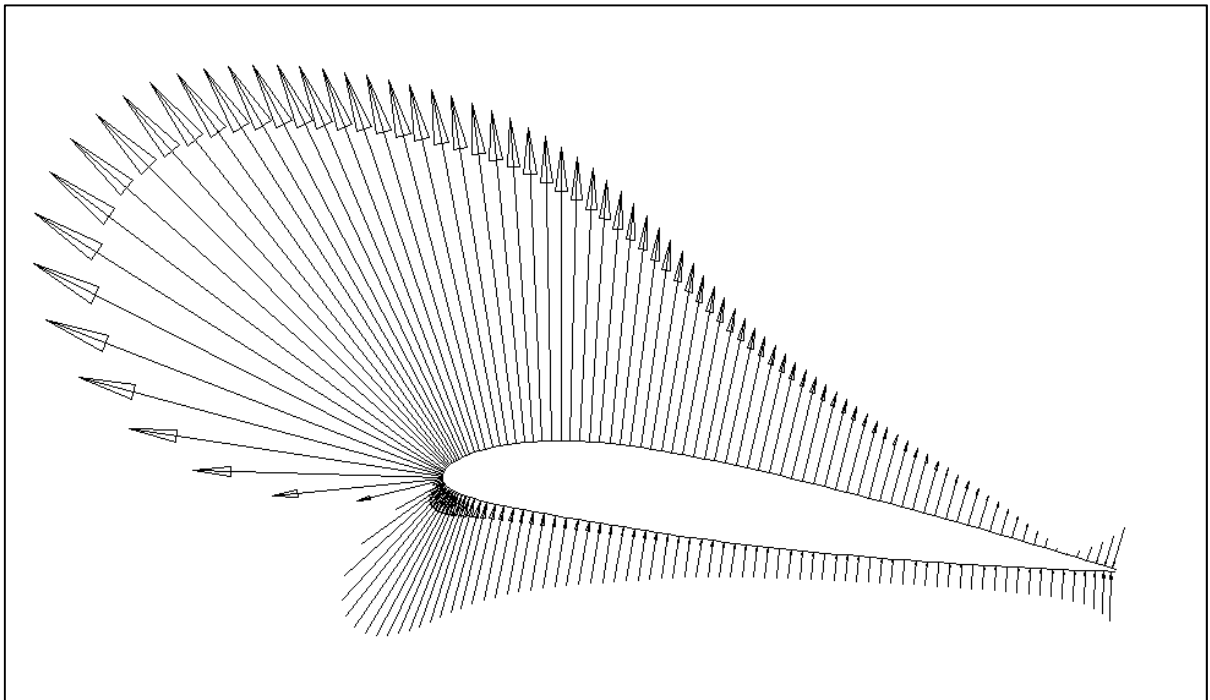


Figure 1.2 Différence de pression entre l'intrados et l'extrados d'un profil d'aile NACA 20612 obtenue sur XFOIL

La pression d'air sur le dessus de l'aile est inférieure à la pression en dessous de l'aile. Près des extrémités de l'aile, l'air est libre de passer de la région de haute pression à la région de basse pression. Lorsque les écoulements de l'extrados et de l'intrados se rejoignent, il en résulte la formation de tourbillons aux extrémités des ailes (voir Figure 1.3).

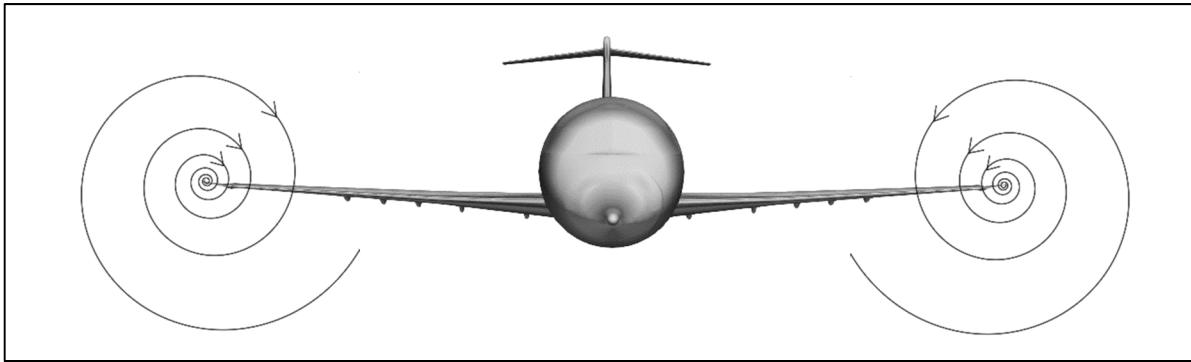


Figure 1.3 Formation de tourbillons

Les tourbillons d'extrémité d'aile produisent un jet d'air fort vers le bas, derrière l'aile et près des extrémités d'aile. La portance, perpendiculaire à l'écoulement, est alors légèrement inclinée vers l'arrière, d'où le nom de portance induite (voir Figure 1.4). La composante horizontale produite par l'inclinaison de la portance est appelée traînée induite et s'ajoute dans le calcul de la traînée totale.

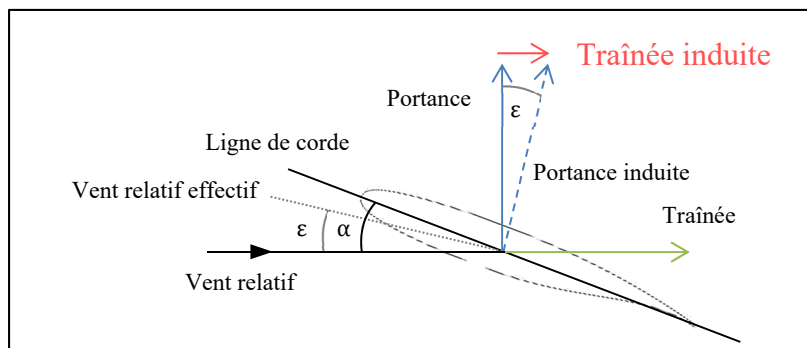


Figure 1.4 Formation de traînée induite

La figure ci-dessus met en évidence l'angle d'attaque α de l'aile mais surtout l'angle de décalage de la portance vers l'arrière ϵ , ou aussi appelé en anglais « induced downwash angle » (Bertin & Cummings, 2008). Ce dernier peut être calculé à l'aide de la formule suivante en utilisant les notations pour le coefficient de portance C_L , la force de portance L , l'allongement AR , l'envergure de l'aile b , la surface de l'aile S , la masse volumique de l'air ρ et la vitesse de l'écoulement V .

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \quad (1.1)$$

$$C_L = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (1.2)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1.3)$$

La traînée totale d'un avion représente la seconde force aérodynamique majeure, définit comme étant la force s'opposant au mouvement de l'aile (Houghton, Carpenter, Collicott, & Valentine, 2012). En plus de la traînée C_D générée par le profil géométrique et de la traînée induite $C_{D,i}$, il faut aussi considérer la traînée de friction C_f . Cette friction est le résultat de l'interaction entre la paroi du corps et la viscosité du fluide. Le terme de couche limite est alors utilisé pour définir cette zone comme étant la région où les effets visqueux sont particulièrement importants.

$$C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (1.4)$$

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (1.5)$$

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (1.6)$$

Les formules précédentes utilisent différents paramètres en plus de ceux préalablement définis, notamment, la force de traînée D , l'efficacité d'envergure e et la contrainte de cisaillement à la paroi τ_w .

Le long de l'écoulement, un gradient de vitesse est formé au niveau la surface du corps, où la vitesse est nulle, jusqu'à atteindre la vitesse de l'écoulement libre U . C'est la couche limite de l'écoulement d'épaisseur δ . De manière générale, il est possible de diviser les écoulements visqueux en deux catégories, laminaire et turbulent. Un écoulement laminaire est par définition, un écoulement régulier et ordonné. À l'inverse, un écoulement turbulent est irrégulier et désordonné (Pope, 2012).

En général pour une aile d'avion, l'écoulement est dans un premier temps dit laminaire et se traduit par un gradient de pression favorable : $\frac{dp}{dx} < 0$. Au niveau de la couche limite, les particules de fluide sont ralenties par friction. À partir d'un certain point, elles deviennent tellement ralenties par les forces visqueuses et les forces de pression qu'elles vont, par la suite, se décoller de la paroi. Ce point est appelé le point de séparation de l'écoulement. En ce point, le gradient de pression est nul : $\frac{dp}{dx} = 0$ et la contrainte de cisaillement à la surface τ_w est également nulle : $\tau_w = \left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{wall} = 0$. La viscosité est donc responsable de la séparation de l'écoulement. La vorticité est alors g n r e (Johnson, 2016). L'écoulement, initialement laminaire, devient alors de plus en plus instable. Il va devenir progressivement turbulent et le gradient de pression est alors qualifié de défavorable : $\frac{dp}{dx} > 0$. De plus, la contrainte de cisaillement de surface change son signe, ce qui est lié à l'apparition de la vorticité dans l'écoulement. La couche limite, dans les conditions d'écoulement turbulent, va alors induire la formation de la traînée de friction comme précédemment  voqu e.

Finalement, le coefficient de traînée totale $C_{D,tot}$ d'un avion est alors calculé en utilisant la somme entre le coefficient de traînée g n r e par le profil géométrique C_D , le coefficient de traînée induite $C_{D,i}$ et le coefficient de traînée de friction C_f (McLean, 2012).

$$C_{D,tot} = C_D + C_{D,i} + C_f \quad (1.7)$$

1.2.1.2 Intérêt des ailettes

La formation des tourbillons augmente donc la traînée globale de l'avion. La production de la traînée impacte directement la consommation de carburant de l'avion (Cavcar, 2006). En effet, les équations de Breguet ont permis de mettre en relation les différents paramètres de l'avion dans le calcul du rang aussi appelé distance franchissable (Nygren, 1996). Ce dernier utilise la vitesse de vol V , le coefficient de portance C_L , le coefficient de traînée C_D , la constante gravitationnelle g , le rendement global du système de propulsion $\eta_{overall}$, le poids initial de carburant $W_{initial}$, le poids final de carburant W_{final} , la force de poussée T , le débit massique de carburant \dot{m}_f et l'énergie combustible par unité de masse h .

$$Rang = \frac{h C_L}{g C_D} \eta_{overall} \ln \left(\frac{W_{initial}}{W_{final}} \right) \quad (1.8)$$

$$\eta_{overall} = \frac{TV}{\dot{m}_f h} \quad (1.9)$$

Ainsi, en réduisant la traînée, le rang est amélioré. Par conséquent, cette amélioration du rang implique une réduction de la consommation de carburant pour une même distance parcourue en vol (Eguea, Pereira Gouveia da Silva, & Martini Catalano, 2020). Les résultats d'amélioration des performances aérodynamiques et de réduction de la consommation de carburant en vol sont donc directement corrélés. Selon l'expression de la traînée induite, il faudrait augmenter l'allongement de l'aile. Plus ce dernier est grand, moins il y a de la perturbation de l'air créée à l'extrémité de l'aile. Cependant, une augmentation des efforts de flexion dans l'aile serait provoquée. De plus, les aéroports actuels ne peuvent pas accueillir des avions à trop grande envergure à cause de l'espace réglementé alloué au stationnement. Comme solution, des dispositifs ont été ajoutés au bout des ailes d'avion : les ailettes.

Historiquement, le premier dispositif d'extrémité d'aile a été imaginé par Frederick Lanchester comme étant des plaques d'extrémité d'aile pour contrôler les tourbillons d'extrémité d'aile en

1897. En 1952, les caractéristiques aérodynamiques fondamentales des tourbillons d'extrémité d'aile ont été établies par Hoerner notamment grâce à des recherches expérimentales sur ces phénomènes aérodynamiques. Hoerner a même développé des concepts au Langley Research Center de la NASA. C'est à la suite de ces avancées majeures que Richard Whitcomb, pendant ses recherches à la NASA au Langley Research Center, a développé la géométrie classique des ailettes (NASA, 2004). Introduites dans l'aviation dans les années 1970 pendant la crise pétrolière, leur utilisation est devenue évidente pour réduire la consommation de carburant des avions. De nos jours, les ailettes sont devenues des ajouts familiers, avec des caractéristiques précises et il en existe différentes sortes utilisées dans l'aviation civile.

Les ailettes font partie intégrante des ailes d'avion et sont situées aux extrémités de ces dernières. De manière générale, il est prouvé que l'usage d'ailette en bout d'aile améliore nettement les performances aérodynamiques des avions. L'effet aérodynamique majeur produit par l'utilisation d'ailette est de produire une diffusion verticale du tourbillon au niveau de la pointe. En effet, elles permettent notamment de réduire la traînée d'environ 20% sans augmenter l'envergure de l'aile. En réduisant la traînée, la puissance nécessaire fournie par les moteurs diminue, la consommation de carburant diminue donc et ainsi, il y a moins d'émissions de gaz à effet de serre (CO_2 et NO). Il y a également une réduction du bruit. Finalement, des économies de carburant de l'ordre des 5% ont été démontrées (NASA, 2004).

Les recherches effectuées par Whitcomb au NASA Langley Research Center avaient abouti à ce résultat. Plus tard, en 1977, le programme de test NASA-Air-Force-Boeing a même obtenu 6,5% d'économie en termes de consommation de carburant sur l'aéronef KC-135 (NASA, 2004). C'est pourquoi, dans le contexte économique et environnemental actuel, l'utilisation d'ailettes est indispensable et elle est au centre de nombreux projets de recherche. Les ailettes, du fait de leur simplicité d'implantation en bout d'aile et les bénéfices qui découlent de leur utilisation, demeurent un sujet qui attire la curiosité des chercheurs. D'autres concepts innovants placés en bout d'aile pour réduire la traînée existent également et sont actuellement étudiés comme les « spiroid winglets » du Falcon 50 de Dassault ou les « wing-tip sail ».

1.2.1.3 Limitation actuelle de l'usage d'ailettes

Aujourd'hui, les ailettes représentent des structures supplémentaires en bout d'aile qui introduisent de nouvelles charges en termes de masse ajoutée et d'efforts de flexion (Haddad, 2015). Ces ailettes ne sont pas adaptées pour chaque condition de vol (montée, croisière, descente) car elles sont des structures fixes non-mobiles. C'est pourquoi le concept d'ailette adaptative a été imaginé notamment avec le développement de la technologie de « morphing ».

En effet, si la géométrie d'une ailette comme son inclinaison, est modifiable selon chaque condition de vol, alors il serait possible d'obtenir de meilleures performances aérodynamiques. Les études actuelles démontrent notamment une amélioration aérodynamique au niveau des phases de montée, mais aussi une distribution adaptée de la portance le long de l'aile et un meilleur rang (Paudel, 2013). En améliorant les performances aérodynamiques en vol, la consommation de carburant diminuera davantage comparé à une ailette classique.

1.2.2 Paramètres de variation des ailettes adaptatives et mécanismes associés

Une ailette possède différents paramètres qui la caractérisent. Il y a l'angle d'inclinaison, l'envergure, la flèche, l'angle de pincement et l'angle de torsion. La technologie de « morphing wing » va travailler sur ces paramètres pour optimiser la configuration de l'ailette en vol.

1.2.2.1 Angle d'inclinaison de l'ailette

L'angle d'inclinaison est un premier paramètre sur lequel des études peuvent être menées. En effet, ce paramètre peut parcourir une grande étendue de valeurs positives comme négatives, allant de -90° à $+90^\circ$ (voir Figure 1.5). Dans une configuration plate, une conséquence de cette orientation serait une extension de l'envergure. L'influence de ce paramètre sur les performances aérodynamiques est indéniable, mais l'augmentation des charges serait également une conséquence à prendre en considération.

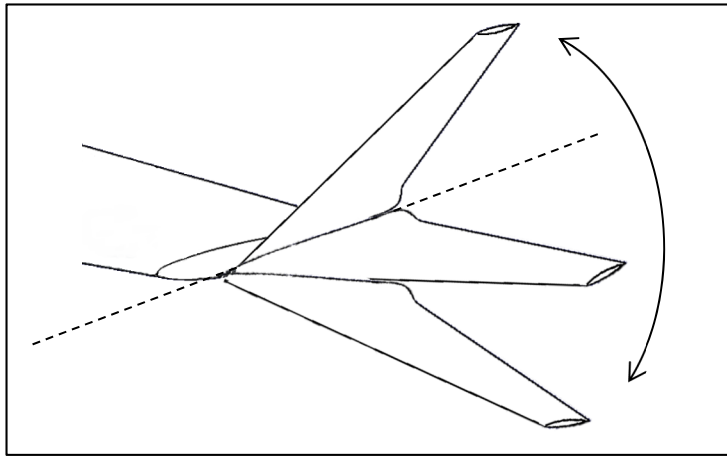


Figure 1.5 Variation de l'angle d'inclinaison

Pour l'angle d'inclinaison, un mécanisme imaginé consisterait en une liaison de plusieurs barres (Queirolo, 2018). À la racine de l'ailette, une première barre serait connectée directement au mouvement d'inclinaison et pivoterait autour d'une charnière. Une deuxième serait connectée pour réduire la force nécessaire délivrée par l'actionneur lié à la troisième barre. Un ressort rotatif permettrait d'alléger la charge de l'actionneur et les charges du mouvement d'inclinaison de l'ailette, mais il pourrait augmenter le poids du mécanisme de l'ailette (Queirolo, 2018). Ainsi, pour qu'un mécanisme d'ailette adaptative soit viable pour les avions de transport, un mécanisme plus sophistiqué semblerait nécessaire. De plus, le mécanisme imaginé parcourt uniquement des angles d'inclinaison positifs.

1.2.2.2 Envergure de l'ailette

Un second paramètre serait l'envergure de l'ailette car sa variation aurait un impact direct sur l'allongement de l'aile entière, et donc sur ses performances aérodynamiques (voir Figure 1.6). En effet, plus l'allongement augmente, meilleures seront les performances. La variation de l'envergure a été établie entre 1 et 5 mètres d'extension pour un Airbus A320neo (Queirolo, 2018).

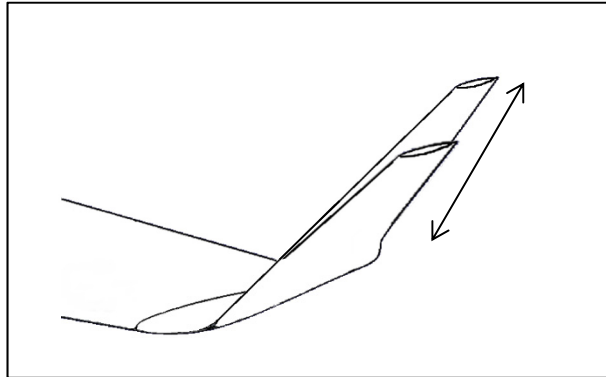


Figure 1.6 Variation de l'envergure de l'aile

Afin de faire varier l'envergure de l'aile, un concept serait de concevoir un mécanisme télescopique. Un actionneur linéaire aurait pour mission de tirer ou de pousser les sections télescopiques de l'aile. Ce type de mécanisme dépendrait de la course de l'actionneur selon la portance souhaitée de l'aile, paramètre aérodynamique qui serait le plus affecté (Queirolo, 2018).

1.2.2.3 Flèche de l'aile

Un troisième paramètre ayant un impact sur les performances aérodynamiques, notamment l'allongement, pourrait être caractérisé par la flèche (voir Figure 1.7). Lorsque cet angle est considéré comme paramètre d'étude, des effets d'interférence indésirables au niveau de la connexion aile-aile devraient être pris en considération. La flèche pourrait prendre des valeurs comprises entre 0° et $+70^\circ$.

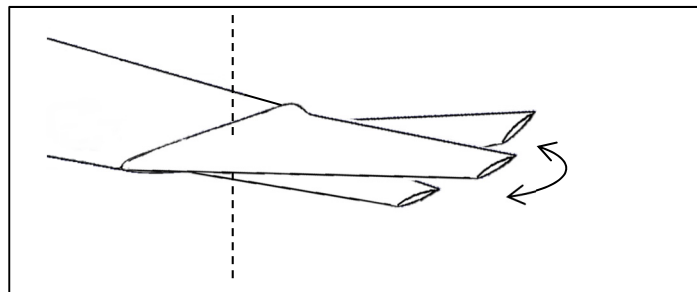


Figure 1.7 Variation de la flèche de l'aile

Un mécanisme permettant de faire varier la flèche de l'ailette consisterait à définir un point de pivotement fixe situé sur un bord à la limite de la jonction aile-ailette. Un actionneur serait chargé de pousser et tirer l'ailette qui tournerait autour du point de pivotement (Queirolo, 2018).

1.2.2.4 Angle de pincement de l'ailette

L'angle de pincement serait un autre paramètre qui pourrait être pris en considération (voir Figure 1.8). Il modifie l'orientation de l'ailette au point de connexion avec l'aile, de telle sorte que l'angle d'incidence change. La distribution de portance serait modifiée et des variations de traînée apparaîtraient. L'angle de pincement pourrait évoluer entre -15° et $+15^\circ$.

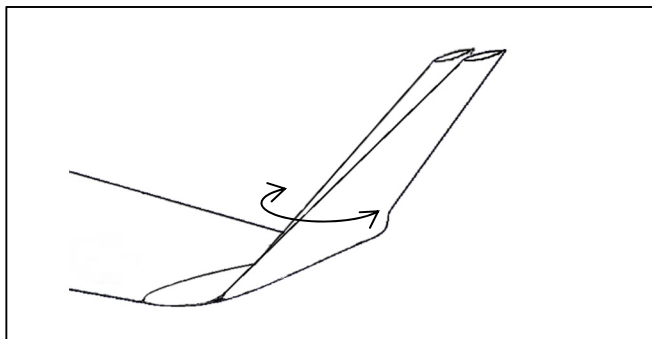


Figure 1.8 Variation de l'angle de pincement

Un point de pivotement est nécessaire dans la conception du mécanisme. Ce dernier serait situé au niveau du longeron principal de l'ailette. L'actionneur pour ce mécanisme de variation de l'angle de pincement se situerait à l'intérieur de l'ailette, d'où la nécessité d'une taille petite du mécanisme. Pour que l'ailette puisse tourner, l'arbre pivotant et sa fixation doivent résister aux charges aérodynamiques des ailettes, ce qui rend la structure interne nécessairement plus robuste (Queirolo, 2018).

1.2.2.5 Angle de torsion de l'ailette

L'angle de torsion de l'ailette impacte légèrement les performances aérodynamiques de l'aile et permet de palier aux modifications de l'angle de pincement si nécessaire (voir Figure 1.9). L'angle de torsion devrait varier entre -15° et $+15^\circ$.

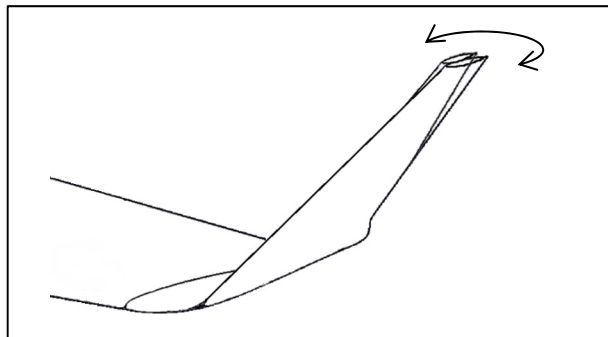


Figure 1.9 Variation de l'angle de torsion

Un mécanisme serait composé d'un actionneur à torsion, avec une vis à billes positionnée près du bord de fuite. Ce mécanisme utiliserait des guides filetés attachés à la peau interne supérieure et inférieure de l'ailette. Le déplacement des guides le long de la vis à billes produirait une torsion sur la structure de l'ailette (Queirolo, 2018).

1.2.3 Technologie de « morphing wing »

Dans le secteur aéronautique, la technologie des ailes adaptatives ou plus communément appelée en anglais « morphing wing technology » intervient, par définition, au niveau des ailes d'avion. Ces dernières vont voir leur configuration géométrique varier suivant certains paramètres spécifiquement choisis, par exemple, selon les différentes conditions de vol. Nous pouvons parler alors de structures adaptatives. Ces structures permettraient d'augmenter significativement les performances aérodynamiques des aéronefs. Inspirée des vols d'oiseaux dont les ailes ne nécessitent que très peu d'énergie, cette technologie tend à minimiser le poids global de l'aile et ainsi, à se débarrasser des très nombreuses structures mécaniques encombrantes actuelles. De nos jours, la technologie des ailes adaptatives combine un système

d'actionnement ainsi qu'une peau capable de se déformer et de supporter des charges simultanément comme nous le verrons par la suite. Avant d'obtenir cette technologie, de nombreux systèmes ont été discutés et développés dans le passé, afin de trouver des solutions au paradoxe mécanique que représente ce type de structures.

1.2.3.1 Ailes adaptables

Par définition, une aile adaptable est une aile capable de faire varier la géométrie de sa voilure. Historiquement, les frères Wright ont été les premiers à utiliser de la technique d'adaptabilité des ailes à des fins de contrôle et de maniabilité de l'avion au début du XXème siècle (Wolko, 1987). Plus tard, c'est l'aéronef Bell X-5 (1951) qui a réellement intégré en premier la technologie de voilure à géométrie variable en vol, suivi plus tard par le Grumman F-11 Tiger (1954) et le F-14 Tomcat (1970) ou encore, le mirage G de Dassault (1967).

1.2.3.2 Ailes adaptatives

De nos jours, la technologie de « morphing » vise à intégrer des systèmes déformables. Malgré les idées avant-gardistes du concepteur Parker (Parker, 1920) qui étaient de créer un profil d'aile à cambrure variable, il a fallu un certain temps avant que les moyens technologiques puissent permettre de réaliser ces idées. En effet, c'est une aile capable de se déformer tout en supportant les contraintes qui lui sont appliquées. Le développement des connaissances au niveau des matériaux composites dans les années 1960 a permis d'envisager la création et le développement de tels concepts. En 1980, notamment à la suite des avancées technologiques, l'idée de concevoir une structure adaptative a été réétudiée par Boeing, en collaboration avec la NASA, en se focalisant sur les bords d'attaque et de fuite de la structure comme le montre le rapport de la NASA sur cette étude (NASA, 1980). Ce rapport a également mis en évidence trois critères visant à démontrer l'utilité ou non de la conception de tels systèmes adaptatifs, qui sont encore valables aujourd'hui. Ces critères, lorsqu'ils sont pris en considération,

permettent de mesurer l'ampleur et l'impact de l'étude de développement d'une structure adaptative, dans le futur proche.

- Le niveau de connaissances technologiques nécessaires requis pour leur conception
- Les gains aérodynamiques associés à leur mise en œuvre
- La possibilité réelle de les intégrer dans les avions

La technologie de « morphing wing » implique d'introduire une flexibilité dans la structure de l'aile pour permettre son contrôle de forme et ainsi, améliorer ces performances aérodynamiques (Eguea et al., 2018). Afin d'accomplir cette ambition de créer des ailes adaptatives, une coopération entre les universités, les centres de recherche et les industries a été mise en place afin de rassembler les efforts requis au développement de cette technologie.

En effet, il est possible de prendre l'exemple du programme de recherche dénommé « Mission Adaptive Wing » entre Boeing, l'USAF et la NASA dans les années 1980. Dans cette étude, l'aéronef AFTI/F-111 a été doté de surfaces adaptatives au niveau des bords d'attaque et de fuite pour que les ailes aient une forme idéale pour des conditions de vol sélectionnées. La particularité de ce programme résulte dans la conception d'un profil lisse avec des dispositifs sans charnière, de telle sorte qu'aucune discontinuité géométrique n'ait été observée. Les avantages aérodynamiques imaginés, comme le maintien d'une efficacité aérodynamique élevée pour chaque vitesse étudiée, ont été obtenus. Cependant, les inconvénients de la conception mécanique ont entraîné des pénalités de poids non-négligeables et une augmentation significative de la complexité globale du système (Smith & Lock, 1992).

Par la suite, nous pouvons également citer le programme DARPA Smart Wing. Ce dernier a été mené en coopération avec la NASA et l'Air Force Research Laboratory (AFRL). Les précédentes difficultés rencontrées dans le développement des ailes adaptatives, en particulier celle concernant l'augmentation significative du poids, ont pu être surmontées grâce à l'utilisation de matériaux à mémoire de forme (SMA). Ce programme a été le fondement de nombreuses recherches sur les systèmes d'ailes intelligentes (Kudva, 2004).

Plus récemment, nous pouvons citer les programmes NextGen Aeronautics ou encore CleanSky qui font partie des principales références dans le monde des ailes adaptatives intégrées (Concilio, Dimino, Pecora, & Lecce, 2018). Néanmoins, ces programmes ont été principalement orientés vers des applications militaires. Aujourd'hui, la technologie de « morphing wing » s'applique de plus en plus à l'aviation civile dans le contexte environnemental initialement exposé.

Dans l'aviation civile, les projets de développement de structures adaptatives visent à réduire le poids et les coûts d'exploitation des avions, ainsi qu'à améliorer les performances aérodynamiques spécifiques au profil de vol. Un premier programme de ce genre est le SARISTU dirigé par Airbus. Une des différentes facettes de ce programme a été d'intégrer différentes structures adaptatives dans une aile laminaire. Une réduction significative de la traînée a été obtenue et des diminutions en termes de consommation de carburant et de bruit ont été démontrées. Un programme d'aile adaptative similaire a été également développé par Boeing en collaboration avec la NASA (Concilio et al., 2018).

En parallèle des programmes développés par les deux constructeurs aéronautiques principaux de l'aviation civile, FlexSys a exploité la flexibilité de la structure sous-jacente de l'aile. La conception de l'aile a été développée de telle sorte qu'elle soit capable de subir une déformation globale tout en évitant les hautes concentrations de contraintes et ainsi de répartir uniformément les tensions internes. L'utilisation des systèmes d'actionnement classiques, appliqués à une structure interne conforme et à des peaux flexibles sans soudure, a permis à la structure de pouvoir subir des déformations de $+40^\circ$ à -9° sans dépasser les limites des matériaux, ce qui a été faisable grâce à l'utilisation de structures compliantes. Le jet d'affaires Gulfstream III, au centre de ce développement, a pu démontrer des résultats très prometteurs (Miller et al., 2015). Néanmoins, l'ensemble de ces avancées scientifiques progressent régulièrement vers la construction d'un avion plus silencieux et plus économique en carburant.

1.2.3.3 Paradoxe des structures d'ailes déformables

Afin d'assimiler dans leur globalité les programmes de développement de structures adaptatives, il est nécessaire de prendre en considération que ces structures font néanmoins face à un paradoxe de conception, appelé « paradoxe des structures déformables » se définissant comme étant les capacités à :

- Maintenir les propriétés du palier avec des écarts minimaux en termes de déplacement par rapport à la configuration d'origine ;
- Posséder des grandes caractéristiques de déformation.

La technologie de « morphing » est appliquée aux différentes surfaces de contrôle de l'aile et nous allons concentrer notre étude sur les ailettes adaptatives. Ainsi, lors de la conception des ailettes adaptatives, ces dernières devront être suffisamment rigides pour résister en toute sécurité à des charges externes et, être en même temps suffisamment flexibles pour changer leurs formes.

1.2.4 Avancées sur les ailettes adaptatives

Les progrès récents dans les nouveaux matériaux (matériaux composites et alliages) ont permis de concevoir et développer des structures adaptatives capables de modifier leurs géométries en changeant leurs paramètres. Afin de répondre à des exigences spécifiques, la plupart de ces structures permettent de grands changements de forme pour maximiser les performances et l'efficacité des aéronefs. Les ailettes, malgré leur apparition récente sur les avions actuels, peuvent également être optimisées pour obtenir d'importants bénéfices aérodynamiques. Certaines recherches récentes visant à développer des ailettes adaptatives ont été menées durant la dernière décennie. Dans la section suivante, les différents programmes de recherche liés au développement des ailettes adaptatives seront présentés. Les aspects de manœuvrabilité et de contrôle engendrés par les ailettes adaptatives pourraient intéresser le secteur de l'aviation civile autant que le secteur de l'aviation militaire.

1.2.4.1 Projet SMORPH

Le projet SMorph est un projet de recherche collaborative lié au programme S3T (Smart Structural Systems Technologies). La collaboration entre trois universités localisées dans des pays différents (Royaume-Uni, Italie et Portugal) a eu un objectif commun tout au long du projet : le développement et l'implémentation des nouveaux concepts structurels aéroélastiques adaptatifs. (Cooper et al., 2010)

Le mécanisme d'ailette adaptative repose sur son articulation servo-actionnée. Deux angles ont été étudiés : l'angle d'inclinaison et l'angle de pincement. Le contrôle associé à chacun de ces angles est indépendant, car il y a des servo-actionneurs distincts pour chacun d'eux.

Ce projet s'appliquait à un UAV (Unmanned Aerial Vehicle). La particularité de ce projet réside dans la conception d'un mécanisme d'ailette adaptative composé de plusieurs plaques composites multistables. Un prototype a notamment permis de démontrer la faisabilité d'un tel concept d'ailette adaptative. Les résultats associés à ce concept ont montré que l'ailette adaptative peut surpasser les résultats d'une ailette fixe d'environ 25% (Falcao, Gomes, & Suleman, 2011).

1.2.4.2 SARISTU : WATE

Le projet SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structure) est un projet de développement de structures adaptatives dont ses percées technologiques majeures ont fait de ce programme, un réel succès. Ce projet a permis de démontrer la faisabilité de réduire le poids des avions et ses coûts d'exploitation, ainsi que d'améliorer les performances aérodynamiques spécifiques à son profil de vol. Dans l'ensemble, SARISTU représente une avancée majeure dans le développement, la faisabilité technique et les méthodes d'analyse des structures adaptatives multifonctionnelles. En effet, l'importance de ce projet réside dans l'intégration de concepts structurels intelligents combinée avec le potentiel de la nanotechnologie pour les phases de conception et de fabrication d'avions.

Une partie de ce projet a été de se focaliser sur le développement d'un concept d'ailette adaptative : le WATE. Cette partie du SARISTU a eu pour objectif de « fournir une solution d'ingénierie pour une ailette active à grande échelle en tenant compte des exigences de certification pour les avions de transport et d'effectuer une évaluation des avantages par rapport aux risques de cette technologie » (Wölcken & Papadopoulos, 2016). Une estimation des avantages en termes de réduction de masse, de traînée et de carburant a été réalisée. Les résultats ont notamment montré une réduction de 2% de la masse de la structure de l'aile. Une analyse a également démontré une potentielle économie quotidienne de carburant de 1% pour une compagnie aérienne typique.

Dans ce programme, le petit espace disponible au niveau de l'ailette a représenté un défi important pour l'intégration d'un système de contrôle actif. Ce défi de conception était de fournir la puissance nécessaire malgré cet espace. L'actionnement a donc été accompli par un seul actionneur électromécanique logé à l'intérieur de l'ailette.

L'idée de l'ailette adaptative a été traitée avec succès dans plusieurs études théoriques et expériences à échelle réduite menées par le SARISTU. Cependant, il existe encore une incertitude quant à la performance de la technologie à échelle réelle. La portée d'une éventuelle certification EASA CS25 d'un avion de transport civil avec un tel système sera ensuite évaluée.

1.2.4.3 MORPHLET

Initié par Airbus, l'objectif du projet MORPHLET (MORPHING WINGLET) a été de combiner les connaissances technologiques au niveau des matériaux avec celles des structures adaptatives afin d'améliorer la maniabilité, les économies de carburant et les performances aérodynamiques pour chaque phase de l'enveloppe de vol de l'avion. Ce projet visait à adapter dynamiquement la morphologie externe des extrémités d'ailes grâce à l'implémentation de différents cloisons en extrémité d'aile. En incluant des variables décrivant la configuration de chaque cloison pour chaque segment de mission, les résultats obtenus ont permis d'identifier

les caractéristiques de déformation pertinentes (Ursache, Melin, Isikveren, & Friswell, 2007). L'extrémité d'aile étudiée comprenait trois cloisons qui avaient pour particularité d'être adaptatives les unes par rapport aux autres. Cette ailette adaptative a permis de démontrer l'amélioration des performances et il y a eu notamment une augmentation de l'ordre de 5 à 6% d'efficacité aérodynamique tout au long de l'enveloppe de vol.

1.2.4.4 Ailette télescopique

Un concept d'ailette télescopique a été développé afin de réduire les émissions de polluants grâce à une amélioration des performances de l'avion. Le dispositif télescopique imaginé est lié à un système gonflable qui a permis la variation de l'envergure des ailettes en fonction des conditions de vol en termes de stabilité et d'efficacité aérodynamique. Ce système gonflable permet de garantir un poids très faible, ainsi qu'une forme lisse du dispositif à ailettes. Le dispositif télescopique assure une rigidité structurelle suffisamment grande pour résister aux charges aérodynamiques en vol. La solution proposée d'une ailette gonflable télescopique a garanti une réduction de poids impliquant une réduction de masse de carburant d'environ 4 000 kg par vol, ce qui revient à une réduction d'environ 2 300 tonnes d'émissions de CO₂ par an (Daniele, De Fenza, & Vecchia, 2012).

1.2.4.5 Ailette bistable

Un concept d'ailette bistable a été imaginé à plusieurs reprises pour caractériser l'aspect variable de sa configuration géométrique. Ainsi, l'ailette peut basculer entre deux états stables selon la charge appliquée. A l'Université de Bristol, l'ailette conçue variait entre deux états stables lorsqu'elle était chargée différemment. Les résultats expérimentaux de cette étude ont démontré des caractéristiques de portance améliorées dans le premier état, mais la production et la transmission de charges dynamiques trop importantes sur toute la structure ont fortement atténué le potentiel du concept (Gatto, Mattioni, & Friswell, 2009).

Une équipe de l'université nationale de Séoul a proposé un prototype bistable avec une configuration plate et une configuration courbée d'angle d'inclinaison de 60° . Les ailettes bistables sont généralement fabriquées en alliage d'aluminium ou en matériaux composites. Dans cette étude, c'est le cuivre et le béryllium qui ont été utilisés en combinaison pour la fabrication de ce prototype en raison de ses déformations hors plan très importantes. Cependant, le poids et les vibrations liées aux changements des configurations ont représenté des désavantages majeurs à ce concept (Kim, Lee, & Cho, 2013).

1.2.5 Projets de « morphing » à l'ÉTS

Au sein de l'École de Technologie Supérieure à Montréal, différents projets ont été menés visant à améliorer les performances aérodynamiques d'avions. Ces projets faisant intervenir la technologie de « morphing wing » ont permis à l'ÉTS d'acquérir une notoriété mondiale pour ces travaux de recherche dans ce domaine. Nous effectuerons donc un état des connaissances des projets menés à l'ÉTS. Nous identifions particulièrement le projet CRIAQ 7.1 et le projet CRIAQ MDO-505.

1.2.5.1 Projet CRIAQ 7.1

Mené de 2006 à 2009, le projet CRIAQ 7.1 est né de la collaboration entre Bombardier Aerospace, Thales Canada, Polytechnique Montréal et l'IAR-CNRC (Institute for Aerospace Research – Canadian National Research Center) et l'École de Technologie Supérieure. Ce projet a eu pour but d'améliorer l'écoulement laminaire sur une aile de recherche. En utilisant une peau en composite déformable, des réductions de l'ordre de 14% de traînée ont notamment été observées. De plus, ce projet a mis en évidence un recul de la transition de l'écoulement jusqu'à 25% de la corde (Botez, Molaret, & Laurendeau, 2007).

1.2.5.2 Projet CRIAQ MDO-505

Le projet CRIAQ MDO-505 s'inscrit dans la continuité de son prédécesseur, le projet CRIAQ 7.1. En effet, issu d'une nouvelle collaboration internationale autour de la technologie de « morphing wing », ce projet s'est concentré sur les ailes et les ailerons en bout d'aile en cherchant à les rendre déformables pour améliorer les performances aérodynamiques. Les aspects de conception, de fabrication, d'essais au banc et en soufflerie ont été menés. Au travers de ce projet, la technologie d'actionnement électromécanique a été utilisée afin de déformer les surfaces déformables. Des tests en soufflerie ont montré qu'en déformant une partie du profil de l'aile originale d'un drone S4 Éhécatl, une réduction de la traînée allant jusqu'à 14% pouvait être enregistrée (Sugar Gabor, Simon, Koreanschi, & Botez, 2014).

1.2.6 Résumé

Les constructeurs et les chercheurs visent constamment à développer des avions avec des performances aérodynamiques accrues et avec une plus grande efficacité énergétique. Ainsi, leurs innovations permettent de réduire l'empreinte environnementale associée à l'industrie aéronautique. Les dispositifs de structure adaptative, par leurs configurations optimales pour chaque condition de vol, conduisent indéniablement à une efficacité améliorée. Ajouté aux avantages initiaux liés à l'installation d'ailettes en bout d'ailes, ce type de structure adaptative, appliqué aux ailettes, permet d'envisager une amélioration des performances encore plus importante. Récemment à l'ÉTS, l'étude de l'utilisation d'ailettes adaptatives sur le Cessna Citation X menée par M. Segui, a abouti à une réduction de combustible de 2,14% (Segui, 2018). Cependant, aujourd'hui, la fiabilité et le retour sur investissement liés à cette technologie reste à démontrer pour pouvoir l'utiliser à grande échelle. Une ailette adaptative variant selon son angle d'inclinaison semble prometteuse et son application sur les avions de transport est une avancée à venir et nécessite le développement d'un mécanisme permettant une variation contrôlée de cet angle. Ainsi, selon les paramètres étudiés, le paradoxe de conception lié à ces structures témoigne de la complexité de cette recherche visant à satisfaire les attentes des constructeurs, des compagnies aériennes et des institutions internationales.

1.3 Problématique

Comme décrit précédemment, la plupart des avions commerciaux sont équipés de nos jours d'ailettes pour réduire la traînée induite, économisant ainsi plus de carburant. Les ailettes sont fixes et leur inclinaison n'est pas optimisée pour différentes phases de vol. Afin d'obtenir des réductions des émissions de CO₂ grâce à une amélioration des performances aérodynamiques, la conception d'un dispositif d'ailettes adaptatives, selon les conditions de vol, est envisagée. En effet, il n'existe actuellement aucun système permettant de faire varier l'inclinaison d'une ailette en vol entre -90° et 90° d'inclinaison. Pour remédier à ce problème, nous avons décidé d'utiliser la technologie de « morphing wing » appliquée aux ailettes de l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700. Ce mémoire de recherche sera effectué autour de la problématique suivante. En quoi la conception d'une ailette adaptative est une innovation viable pour améliorer les performances aérodynamiques d'un avion de transport régional ?

1.4 Objectifs de la recherche

Les objectifs liés à ce projet de recherche interviennent à différentes échelles. Tout d'abord, l'objectif global de cette recherche vise à concevoir un système d'ailette adaptative complet permettant à l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700, d'optimiser ces performances aérodynamiques en vol.

Ensuite, pour atteindre ce but, nous devons définir des sous-objectifs, le premier étant de trouver les inclinaisons de l'ailette procurant les meilleures performances aérodynamiques à l'avion Bombardier CRJ-700 en croisière. Le second sous-objectif sera de concevoir une structure et un mécanisme permettant de faire varier l'orientation de l'ailette adaptative entre -90° et 90° d'inclinaison. Le troisième sous-objectif visera à démontrer que la structure d'ailette adaptative conçue résistera aux efforts qui lui seront appliqués. Le quatrième sous-objectif consistera à optimiser la masse de l'ailette adaptative pour optimiser les performances aérodynamiques. Le dernier sous-objectif mettra en évidence que le contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative dans notre mécanisme est pris en considération dans cette recherche.

1.5 Hypothèses de la recherche

Dans cette recherche, nous considérerons différentes hypothèses pour atteindre nos objectifs. Tout d'abord, nous établirons que le Bombardier CRJ-700 vole uniquement dans une phase de croisière, où la vitesse est supposée constante à un nombre de Mach 0,8 et où l'altitude est supposée constante à une valeur de 30 000 ft. Nous supposerons également que l'avion est un corps rigide, de masse m et qu'il ne subit que le moment de tangage.

Ensuite, nous utiliserons les hypothèses de la résistance des matériaux en supposant que les matériaux des poutres sont continus, homogènes, isotropes et ne subissent aucune force interne avant l'application des forces extérieures. Nous utiliserons aussi des hypothèses sur les formes des poutres dans nos études de résistance des matériaux. Nous supposerons qu'elles admettent des axes de symétrie, une dimension principale et des dimensions transversales variant de façon continue. De plus, nous étudierons les poutres modélisées en deux dimensions uniquement pour simplifier les études de dimensionnement. Nous supposerons également que la structure du reste de l'aile est capable de supporter les charges additionnelles en bout d'aile (moment fléchissant) dû au changement d'angle d'inclinaison, sans renfort nécessaire.

Concernant le revêtement déformable qui constituera l'ailette adaptative, nous supposerons que le matériau utilisé admettra les déformations nécessaires à l'inclinaison de l'ailette adaptative entre -90° et 90° sans qu'il n'y ait de rupture de celui-ci. Nous proposerons une idée de revêtement déformable, mais nous n'en ferons donc pas l'étude mécanique complète car cela représente un sujet qu'il faudrait traiter à part entière dans une autre recherche.

Un des objectifs étant de concevoir un mécanisme permettant d'orienter l'ailette adaptative, nous supposerons que l'actionneur fournira l'effort de poussée nécessaire pour permettre ce mouvement. Nous utiliserons un actionneur utilisé antérieurement mais dans un contexte différent des conditions de vol.

Finalement, nous supposerons d'un point de vue structurel que l'ailette sera montée encastrée au bout de l'aile. Nous supposerons également que les longerons des ailettes effectuent une continuité géométrique avec les longerons de l'aile de l'avion.

1.6 Limitations de la recherche

Dans cette recherche, nous pouvons énoncer quelques limitations. Comme énoncé dans les hypothèses, le Bombardier CRJ-700 vole uniquement dans une phase de croisière, où la vitesse est supposée constante à un nombre de Mach 0,8 et où l'altitude est supposée constante à une valeur de 30 000 ft. Or, l'avion possède différentes phases de vol comme le décollage ou l'atterrissage et ces phases ne sont pas étudiées dans cette recherche. Il sera donc nécessaire d'étudier ces autres phases de vol dans de futures recherches sur le développement des ailettes adaptatives pour que ces dernières démontrent leurs avantages par rapport aux ailettes actuelles.

De plus, nous nous concentrerons uniquement sur les paramètres maximaux de vitesse et d'altitude du CRJ-700. Or, il est capable de voler à d'autres altitudes et d'autres vitesses intermédiaires, ce qui limite l'étude car nous n'étudions pas tous les paramètres de vol du CRJ-700 dans cette étude.

La dernière limite de cette recherche se caractérise par le fait que le CRJ-700 ne subira que le moment de tangage dans cette étude. Cependant, les mouvements de roulis et de lacet caractérisent aussi la dynamique de l'aéronef et ils ne sont pas traités dans ce mémoire. En effet, lors de manœuvre en vol, il se peut que les ailettes adaptatives aident à effectuer un virage en étant dans des inclinaisons différentes. Néanmoins, cette hypothèse est à prendre en considération dans de futures recherches. Notre étude se concentrera donc uniquement à des inclinaisons symétriques des ailettes adaptatives.

CHAPITRE 2

ANALYSE DES EXIGENCES DE L'AILETTE ADAPTATIVE

Concevoir une structure adaptative, ici une ailette adaptative, revient à suivre une méthodologie de conception précise. À partir d'une idée, nous aboutirons à un nouveau concept d'ailette qui va changer d'inclinaison grâce à l'utilisation d'un actionneur. La figure ci-dessous met en évidence cette idée initiale d'ailette adaptative sur l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700. À gauche du fuselage en bout d'aile, nous retrouvons l'ailette adaptative et à droite du fuselage, l'ailette originale (voir Figure 2.1).



Figure 2.1 Idée initiale de l'ailette adaptative

Afin d'initier correctement la conception de l'ailette adaptative dans une première phase, il est indispensable de définir le fonctionnement de notre structure et d'identifier les charges associées à celle-ci (voir Figure 2.2). Trois étapes principales se distinguent, en commençant par l'analyse des exigences visant à cerner le besoin en développant des ébauches de solutions (Raymer, 2018). Ensuite, nous avons la conception initiale qui a pour objectif d'obtenir des concepts dimensionnés d'une manière plus avancée et finalement, la conception finale de la structure adaptative, qui sera dimensionnée de manière affinée.

Ce chapitre décrit la première étape de ce processus. Cette étape est très importante pour la suite, car de très nombreux aspects sont considérés et elle a pour mission de cerner les attentes liées au développement de l'ailette adaptative.

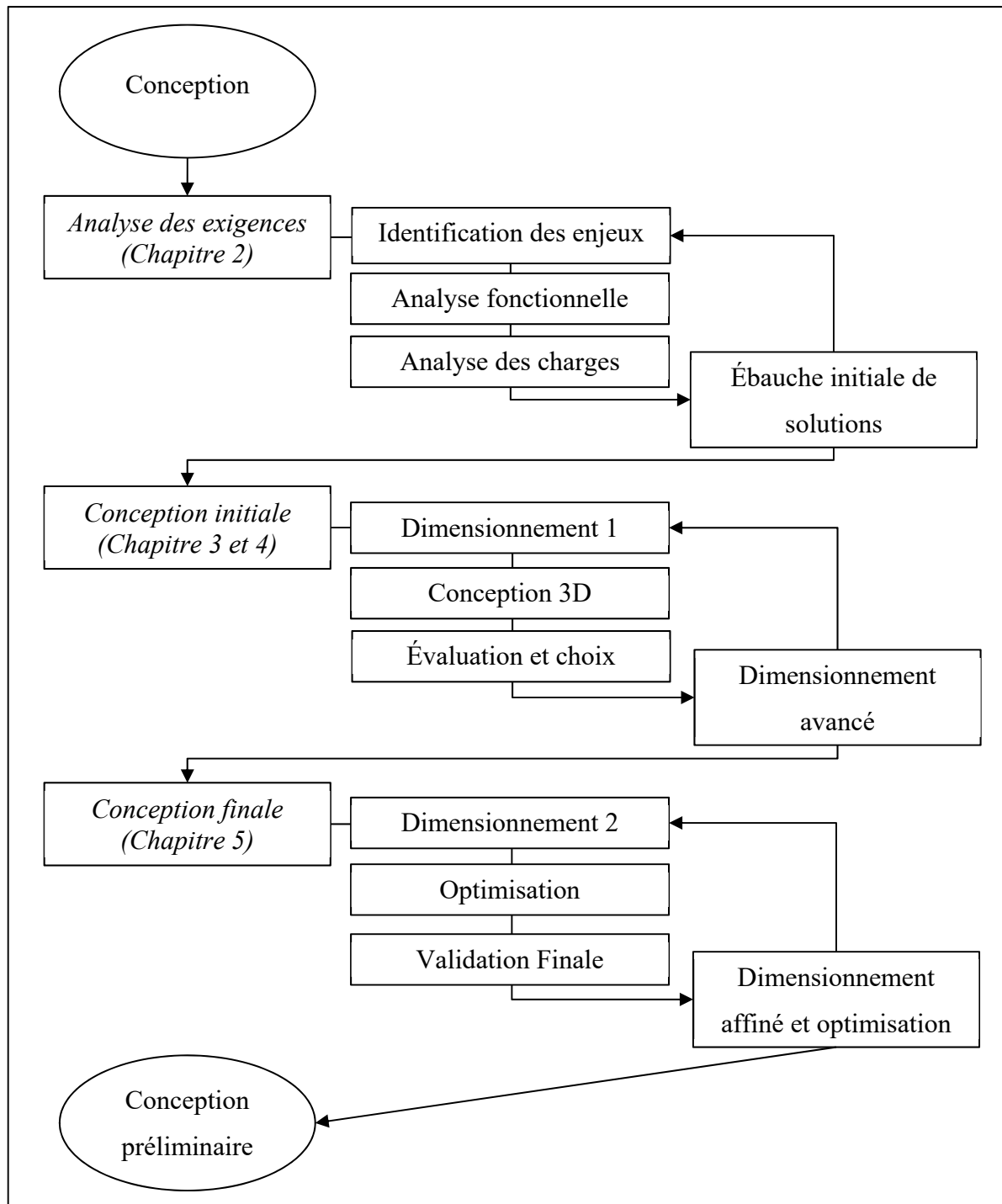


Figure 2.2 Organigramme de conception

2.1 Conception d'une structure adaptative et défis associés

Les structures adaptatives peuvent se décomposer en différents sous-systèmes distincts. Ces derniers, pour certains plus complexes que d'autres, permettent des changements limités de la géométrie étudiée et préservent l'intégrité de celle-ci. Dans un système adaptatif, six sous-systèmes principaux sont identifiés et utilisent des relations qui les lient les uns aux autres pour former un système adaptatif (voir Figure 2.3).

- Le squelette structurel
- Le système d'actionnement
- Le revêtement
- Le système de contrôle
- Les capteurs
- Le câblage

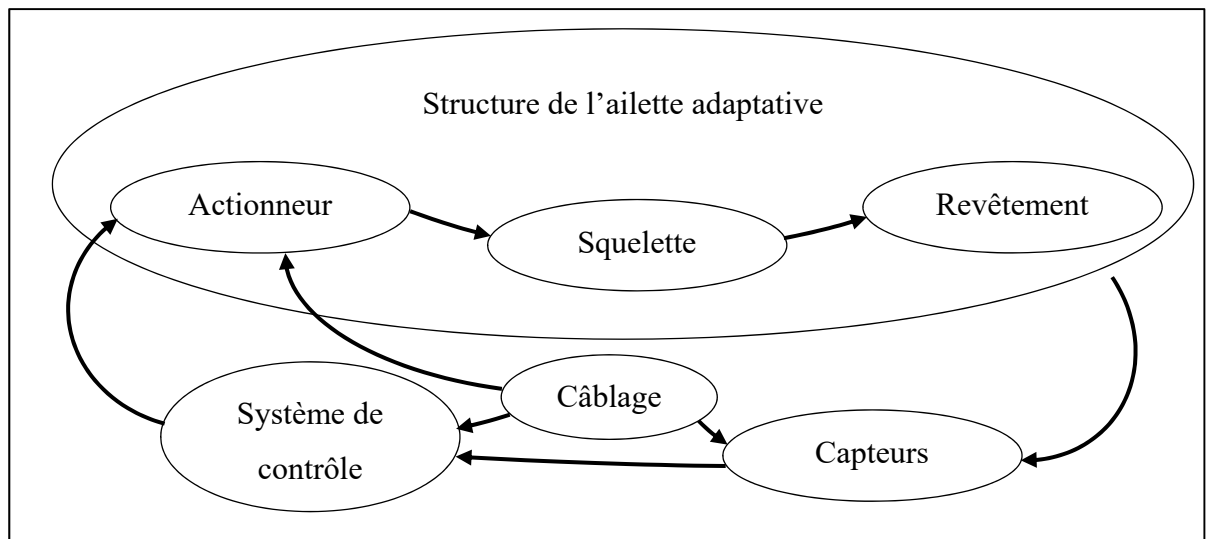


Figure 2.3 Sous-systèmes de l'ailette adaptative

Par la suite, nous allons nous intéresser au rôle joué par chacun de ces sous-systèmes dans la conception de l'ailette adaptative. Nous verrons que certains d'entre eux vont nécessiter une réflexion importante concernant leur fonctionnement, qui sera abordée plus tard lors de la présentation de l'analyse fonctionnelle.

2.1.1 Paradoxe des structures adaptatives

La compréhension du paradoxe de conception lié aux structures adaptatives est au centre des critères de conception définissant ces structures. En effet, ces dernières doivent à la fois être adaptables (voir déformables) pour assurer des changements de forme, et être suffisamment rigides pour que la structure soit fixe sur des phases de vol spécifiques. Appliquées à notre système d'ailette adaptative, une telle structure doit donc pouvoir se déformer pour permettre le changement d'orientation voulu et elle doit être suffisamment rigide pour assurer des orientations précises de l'ailette et pour résister aux différentes contraintes extérieures. Lorsqu'il s'agit d'une structure adaptative, rigidité et déformation entrent en conflit et c'est en ce point que le défi lié à ces structures prend du sens.

2.1.2 Approches de conception des structures adaptatives

Afin de concevoir des structures adaptatives, deux approches différentes existent (Amendola et al., 2017). Tout d'abord, il existe une approche de conception dite « cinématique » et une autre approche de conception dite des « mécanismes compliants » (Howell, 2001). Nous nous intéresserons uniquement à l'approche cinématique qui peut s'orienter vers une analyse de corps rigide ou une analyse de corps rigide avec compliance.

Un corps rigide est défini comme un objet solide dont sa forme ne varie pas. À l'échelle minuscule des particules, ces dernières demeurent équidistantes les unes des autres. Au contraire, un corps rigide avec compliance va permettre la mobilité de ces particules, ainsi il va autoriser la déformation du corps rigide. Cette déformation est généralement permise grâce à l'utilisation de segments flexibles ou de matériaux déformables.

Les deux types d'analyses ont des avantages et des inconvénients qui permettent de comparer les structures adaptatives les unes par rapport aux autres selon l'approche de conception qui leur aura été associée. Le Tableau 2.1 résume quelques critères de conception qui permettent de comparer les résultats de ces deux analyses.

Tableau 2.1 Comparaison des analyses liées à l'approche cinématique

Critères de comparaison	Système adaptatif à corps rigide	Système adaptatif à corps rigide avec compliance
Nombre de pièces	Plusieurs pièces	Une pièce
Temps d'assemblage	Long	Court
Maintenance	Complicquée	Facile
Poids du mécanisme	Lourd	Léger
Lubrification des articulations	Oui	Non
Bruit et vibration	Oui	Non
Analyse	Facile	Complexe
Fatigue du matériau	Faible	Élevée

Suivant les critères énoncés ci-dessus, nous envisagerons d'effectuer la comparaison des concepts d'ailette adaptative qui seront imaginés selon ces approches. Cette comparaison sera développée dans l'optique de choisir le concept le plus performant.

2.1.3 Défis des structures adaptatives

Transformer les structures aéronautiques que nous connaissons en structures adaptatives nécessite une nouvelle vision qui serait plus à l'écoute des nouvelles technologies. Les bénéfices déjà mentionnés concernant ces structures ne doivent pas être amoindris par l'ajout de nombreux systèmes d'actionnements ou de systèmes électriques tels que du câblage trop encombrant. Le poids étant le principal enjeu dans le développement de cette structure, le premier défi majeur est de concevoir un mécanisme dont sa masse serait la plus faible possible et dont sa capacité à résister à des charges importantes serait assurée. Un second défi qu'il ne faut pas omettre est celui des transitions d'une orientation de l'ailette à l'autre d'une manière souple pour ne pas contraindre la structure adaptative trop brutalement. Assurer la viabilité de la structure, plus précisément, qu'elle supporte de nombreux cycles de changement de configuration en restant parfaitement opérationnelle, est un défi important sur le long terme.

2.2 Analyse fonctionnelle

Les sous-systèmes de notre étude étant très bien identifiés, nous effectuons l'analyse fonctionnelle associée à chacun d'eux. Cette étape va nous permettre de mettre en évidence toutes les fonctions que notre ailette adaptative devra remplir afin de satisfaire le besoin défini dans la sous-section suivante.

2.2.1 Expression du besoin

L'ailette adaptative que nous cherchons à concevoir vise à s'adapter aux différentes configurations de vol auxquelles un avion est soumis. L'objectif identifié dans cette innovation est d'améliorer de manière significative les performances aérodynamiques de l'avion (voir Figure 2.4). Pour ce faire, nous devons intégrer un mécanisme qui permettrait à l'ailette de changer d'orientation selon son angle d'inclinaison.

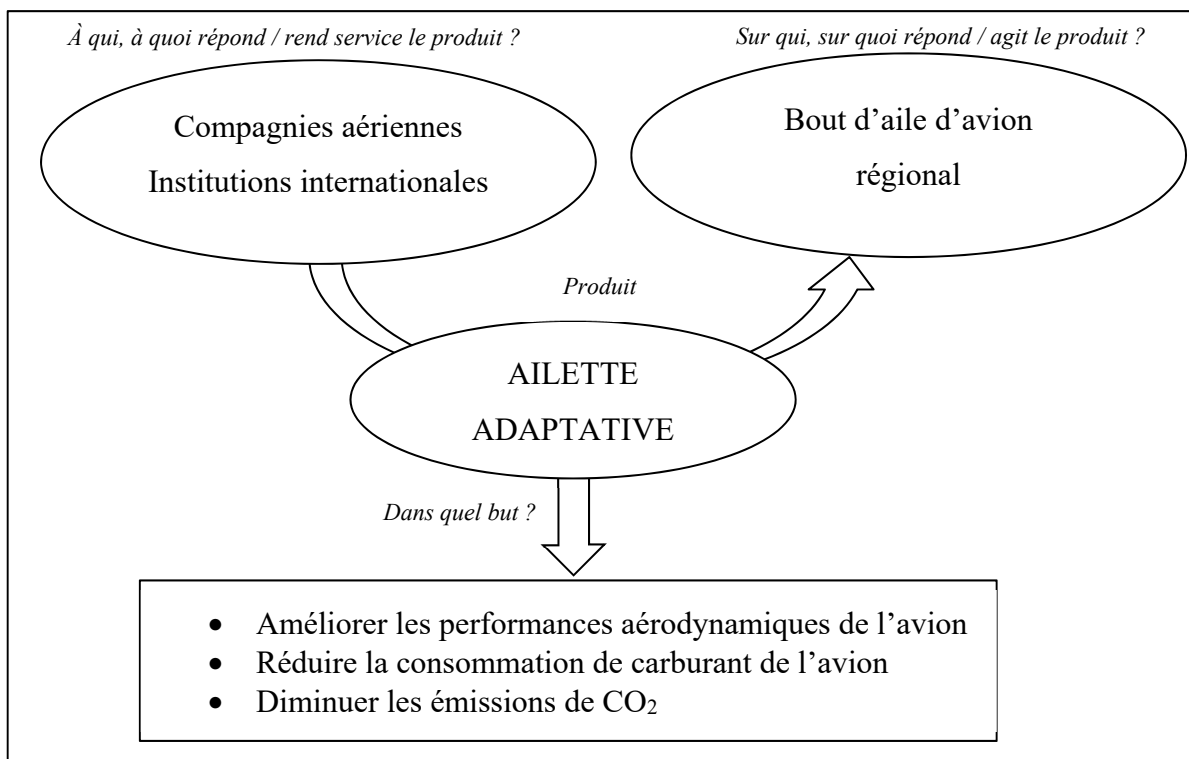


Figure 2.4 Diagramme d'expression du besoin

Lorsque nous parlons d'amélioration significative, nous faisons référence à une dualité précise. En effet, l'insertion d'un mécanisme dans la structure adaptative induira une augmentation du poids de l'ailette. Or, en aéronautique, cette augmentation induirait une dégradation des performances aérodynamiques. Mais, suite à l'adaptabilité de la structure à différentes configurations de vol, les performances aérodynamiques sont améliorées. Il y aura donc une dualité à dépasser de telle sorte que le poids ajouté par l'insertion du mécanisme ne minimise pas les bénéfices apportés au niveau aérodynamique par la structure adaptative.

2.2.2 Diagramme pieuvre général de l'ailette adaptative

Un diagramme pieuvre permet de mettre en évidence les éléments principaux qui vont interagir avec le système étudié, ici, l'ailette adaptative (voir Figure 2.5). Cette méthode facilite la compréhension générale des fonctions que le produit final va devoir remplir. Cet outil d'analyse est utile pour connaître les caractéristiques de l'ailette adaptative et déterminer par la même occasion les défis et limites qui peuvent être générés.

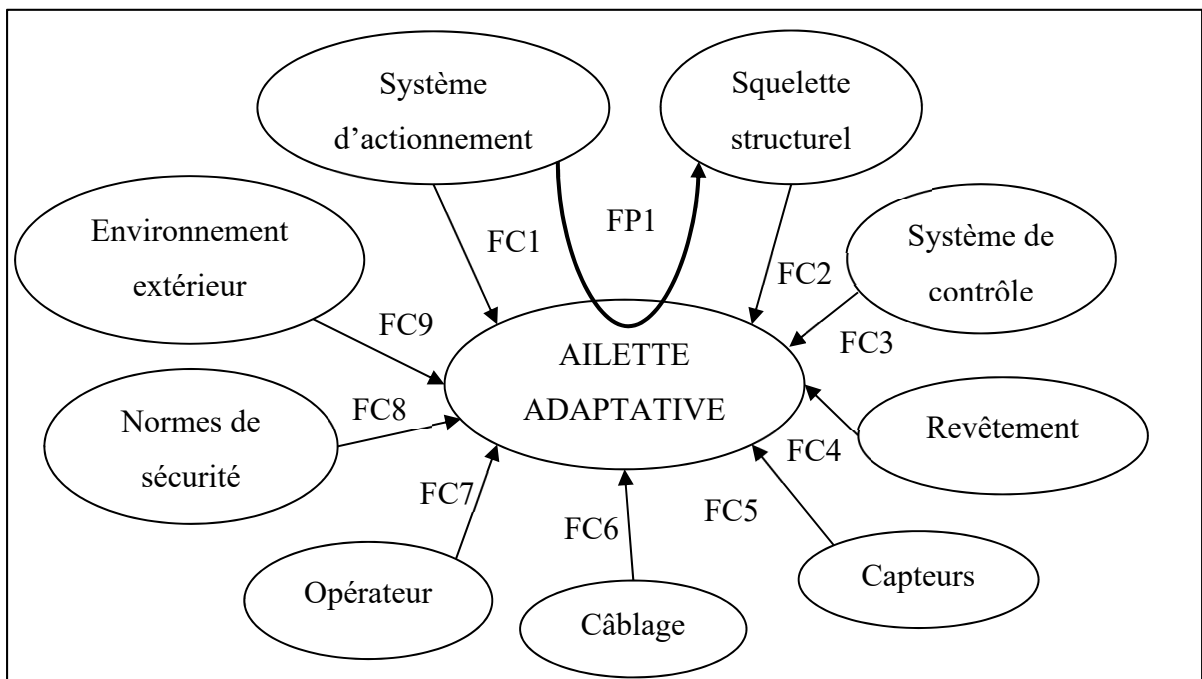


Figure 2.5 Diagramme pieuvre de l'ailette adaptative

2.2.3 Fonctions générales de conception de l'ailette adaptative

Dans le diagramme pieuvre, nous définissons les fonctions expliquant l'interaction et le rôle des éléments extérieurs et des constituants de l'ailette adaptative. Nous identifions la fonction principale (FP) et les neuf fonctions de contraintes (FC) dans le Tableau 2.2 suivant :

Tableau 2.2 Fonctions générales de conception de l'ailette adaptative

Fonctions générales	
FP 1	Assurer des changements d'orientation de l'ailette
FC 1	Maintenir les propriétés structurelles de la configuration
FC 2	Supporter les charges internes et extérieures
FC 3	Contrôler l'orientation de l'ailette
FC 4	Supporter les charges extérieures
FC 5	Surveiller l'orientation de l'ailette
FC 6	Fournir l'énergie de fonctionnement nécessaire
FC 7	Être facilement maintenable et réparable
FC 8	Respecter les normes
FC 9	Résister aux conditions de l'environnement extérieur

Une contradiction majeure de conception apparaît au niveau de la fonction visant à maintenir les propriétés structurelles de la configuration dans laquelle se trouve l'ailette et celle visant à assurer un changement d'orientation de l'ailette. En effet, nous voulons à la fois obtenir des orientations fixes de l'ailette et à la fois assurer son changement d'orientation.

2.2.4 Squelette structurel de l'ailette adaptative

Le squelette structurel est le corps central de la structure adaptative qui va supporter les charges. Son rôle est ainsi de distribuer de manière uniforme le champ de contraintes et de déformations à l'intérieur du système. Les charges supportées par l'actionneur seront donc moins importantes.

En général, dans une ailette d'avion, le squelette structurel est composé de longerons, de nervures et autres pièces mécaniques visant à préserver la forme générale de l'ailette. Pour une ailette adaptative, cette forme est conservée et doit être continue pour toutes les configurations souhaitées. Lorsque toutes ces pièces internes au squelette structurel seront assemblées, il va sans dire que la connexion qui va les lier va jouer un rôle déterminant au niveau du déplacement des unes par rapport aux autres. En effet, l'ailette originale dont l'orientation est fixe possède un squelette structurel fixe. Cependant, pour la rendre adaptative, ce squelette va devoir modifier sa configuration géométrique.

Le squelette structurel dédié à notre structure d'ailette adaptative devra donc remplir lui aussi certaines fonctions de conception que nous retrouvons dans le Tableau 2.3 ci-dessous :

Tableau 2.3 Fonctions de conception du squelette structurel

Fonctions du squelette structurel	
FP1	Supporter les charges internes et externes
FC1	Préserver la forme générale de l'ailette
FC2	Assurer la rotation lors du changement d'orientation
FC3	Être facilement usinable
FC4	Être commandée par le système d'actionnement

2.2.5 Système d'actionnement de l'ailette adaptative

Le système d'actionnement est l'élément qui va notamment permettre à l'ailette de changer d'orientation. En plus de ce rôle, il aura pour principale mission d'absorber les charges opérationnelles entrantes. En effet, les charges aérodynamiques appliquées sur le revêtement de l'ailette sont transmises au squelette structurel, qui seront alors aussi transmises au système d'actionnement.

Étant donné la configuration géométrique fine de l'ailette, le système d'actionnement devra être particulièrement compact. Néanmoins, il devra être suffisamment robuste pour supporter les charges structurelles qui lui seront soumises sans pour autant être trop lourd pour ne pas atténuer les performances aérodynamiques.

Le choix le plus difficile à faire lorsqu'il s'agit du système d'actionnement est le nombre d'actionneurs utilisés pour effectuer le changement d'orientation. En effet, l'utilisation d'un unique actionneur pour effectuer cette tâche est bonne selon le critère du poids particulièrement. Mais, il est toujours préférable d'avoir plusieurs actionneurs pour avoir une redondance. Finalement, l'utilisation de plusieurs actionneurs permet d'obtenir une meilleure répartition des charges supportées.

Le système d'actionnement dédié à notre structure d'ailette adaptative possède également des fonctions de conception que nous retrouvons dans le Tableau 2.4.

Tableau 2.4 Fonctions de conception du système d'actionnement

Fonctions du système d'actionnement	
FP1	Permettre le changement d'orientation de l'ailette
FC1	Supporter les charges internes
FC2	Maintenir des orientations fixes de l'ailette
FC3	Être fiable
FC4	Être commandé par un système de contrôle
FC5	Être alimenté électriquement

Le système d'actionnement aurait besoin d'une étude à part entière pour assurer le mouvement désiré de la structure adaptative. Différents critères de dimensionnement seront définis par la suite selon la technologie actuelle en termes d'actionnement.

2.2.6 Revêtement

Le revêtement n'intervient que de manière passive dans le processus de changement d'orientation de l'ailette. En effet, il va subir le mouvement appliqué par l'actionneur sur le squelette structurel de l'ailette. Cela n'empêche que le revêtement devra supporter toutes les contraintes extérieures en plus d'assumer le changement d'orientation. Sa mission principale est d'assurer un profil lisse sur l'ensemble du système quelle que soit la configuration dans laquelle se trouve l'ailette. Il a le rôle très important de conserver l'intégrité de l'aile pendant toute la durée de vol.

Le revêtement qui sera appliqué à notre structure d'ailette adaptative possède ainsi des fonctions de conception que nous retrouvons dans le Tableau 2.5.

Tableau 2.5 Fonctions de conception du revêtement

Fonctions du revêtement	
FP1	Supporter les charges externes
FC1	Assurer un profil lisse suivant chaque orientation
FC2	Être capable de subir de grandes déformations dans la direction désirée
FC3	Assurer un comportement constant selon plusieurs cycles
FC4	Résister à des conditions extérieures extrêmes (température, pression, force, pluie, grêle...).
FC5	Préserver les dispositifs structuraux intérieurs.
FC6	Résister aux attaques chimiques

Dans ce paragraphe, le défi réside dans la méthode qui sera utilisée pour avoir un revêtement à la fois suffisamment rigide pour résister aux conditions extérieures et à la fois suffisamment flexible ou déformable pour obtenir les différentes orientations de l'ailette. Lors du dimensionnement, les avancements technologiques au niveau des matériaux déformables permettront d'imaginer ou non un tel revêtement.

2.2.7 Système de contrôle de l'ailette adaptative

D'idéal, le système de contrôle prend en compte les configurations de vol en temps réel pour adapter l'orientation de l'ailette et ainsi, pour optimiser les performances aérodynamiques de l'avion. Pour un avion de transport régional comme le CRJ-700 amené à effectuer des changements d'altitude en vol, un système de contrôle est indispensable pour assimiler les informations provenant des capteurs liés au mécanisme et pour transmettre les informations de changement d'orientation de l'ailette au système d'actionnement.

Le système de contrôle qui sera utilisé devra aussi répondre à des fonctions de conception que nous retrouvons dans le Tableau 2.6 ci-dessous :

Tableau 2.6 Fonctions de conception du système de contrôle

Fonctions du système de contrôle	
FP1	Contrôler l'orientation de l'ailette adaptative
FC1	Transmettre l'information de changement d'orientation au système d'actionnement
FC2	Assurer la sûreté du mécanisme dédié à l'ailette adaptative

2.2.8 Capteurs

Les capteurs sont les moyens indispensables au mécanisme pour surveiller les changements d'orientation de la structure adaptative. Ils permettent d'envoyer les informations nécessaires au système de contrôle pour adapter l'orientation des ailettes. Faisant partie intégrante de la structure, ils représentent les vecteurs de contrôle de déplacement des actionneurs pour assurer que l'information transmise par les actionneurs à la structure soit celle nécessaire. Ainsi, grâce à eux, les erreurs sont évitées et transmises au système de contrôle. Sans eux, la fiabilité du mécanisme ne pourrait être surveillée.

Comme pour les autres sous-systèmes de l'ailette adaptative, les capteurs ont des fonctions de conception que nous avons identifiées dans le Tableau 2.7.

Tableau 2.7 Fonctions de conception des capteurs

Fonctions des capteurs	
FC1	Assurer le suivi des orientations des ailettes
FC2	Surveiller le changement d'orientation des ailettes

Nous précisons que les capteurs ne seront pas conçus directement dans cette recherche car des capteurs de position existants permettront de respecter ces fonctions de conception. Néanmoins, ils font partie intégrante du système de l'ailette adaptative, d'où leur intégration à cette analyse fonctionnelle.

2.2.9 Câblage

Le câblage est un élément souvent sous-estimé dans la conception de mécanismes. Or, c'est un élément à l'origine d'un gain de poids particulièrement important. Il permet aux différents systèmes électriques comme le système d'actionnement, les capteurs et le système de contrôle de fonctionner. Et toutes ces liaisons amènent beaucoup de câbles électriques pour leurs alimentations en énergie. De plus, un point notable à ne pas oublier est que notre structure va changer de configuration et donc le câblage aussi. Un sectionnement des câbles doit absolument être évité et ceci se fera en les séparant du mieux possible des parties mobiles qui composent l'ailette adaptative.

Le câblage a une fonction de conception que nous retrouvons dans le Tableau 2.8.

Tableau 2.8 Fonctions de conception du câblage

Fonctions du câblage	
FP1	Fournir l'énergie électrique nécessaire aux systèmes électriques du mécanisme

2.3 Analyse des charges aérodynamiques

L'analyse des exigences requiert une analyse des charges dans le processus de conception de l'ailette adaptative. Cette section permet notamment de définir les efforts aérodynamiques auxquels sera soumis le mécanisme dans sa globalité. En effet, d'après les fonctions de conception présentées précédemment, le revêtement, le système d'actionnement et surtout le squelette structurel vont supporter ensemble toutes ces charges qui leur seront appliquées.

Une aile d'avion supporte des charges qu'il va falloir identifier et considérer lors de la conception. Nous distinguons les charges aérodynamiques \mathbf{R}_v (portance, traînée, poussée), à l'origine de cette étude ainsi que les charges inertielles \mathbf{F}_i et le poids \mathbf{G} .

2.3.1 Configurations de vol

L'enveloppe de vol de l'avion Bombardier CRJ-700 peut se décomposer suivant différentes configurations qui dépendent principalement de l'altitude, du nombre de Mach et de l'angle d'incidence. Dans le Tableau 2.9, nous avons spécifié ces configurations de vol en ajoutant le paramètre d'angle d'inclinaison de l'ailette qui sera utilisé dans cette étude.

Tableau 2.9 Configurations de vol étudiées

Configuration	Altitude [ft]	Mach	Angles d'incidence [°]	Angles d'inclinaison de l'ailette [°]
1	2000	0,31	-2 à 4	0 ; ±35 ; ±73
2	10000	0,45	-2 à 4	0 ; ±35 ; ±73
3	20000	0,54	-2 à 4	0 ; ±35 ; ±73
4	25000	0,66	-2 à 4	0 ; ±35 ; ±73
Maximale	30000	0,80	-2 à 4	0 ; ±35 ; ±73

Pour simplifier l'analyse des charges aérodynamiques, nous ne considérons uniquement que les configurations maximales, c'est-à-dire dans le cas où la vitesse est maximale, Mach 0,8. En effet, la vitesse est le paramètre qui influence grandement les valeurs des forces aérodynamiques comme nous le verrons par la suite.

2.3.2 Validité des données aérodynamiques

Afin de permettre une étude des charges aérodynamiques dans de telles conditions de vol, il est nécessaire de s'assurer de la validité des simulations qui ont été effectuées au préalable par M. Segui au LARCASE (Segui, Abel, Botez, & Ceruti, 2021). Dans notre cas, à Mach 0,8 nous approchons le régime d'écoulement transsonique. Ce dernier, lorsqu'il est atteint, induit une augmentation brutale de la pression et une instabilité de charges. Dans des conditions de vol transsoniques, la couche limite de l'écoulement évoquée au début de ce mémoire devient fortement instable. Par conséquent, l'étude liée à ce type d'écoulement rend la tâche d'autant plus complexe. Il devient indispensable d'étudier le CRJ-700 dans son ensemble car des tourbillons marginaux en bout d'aile sont créés, ce qui aurait un impact indéniable sur notre étude. Les méthodes numériques visant à modéliser le comportement d'écoulements turbulents sont de plus en plus précises aujourd'hui, néanmoins, la complexité n'en est pas amoindrie. C'est pourquoi, lorsque des comportements fluidiques sont étudiés en 3D, il faut choisir les bons logiciels et moyens de modélisation.

Le simulateur Simfinity™ du Bombardier CRJ-700 a justement été conçu pour étudier ces comportements aérodynamiques complexes. Développé par l'entreprise CAE Inc., ce simulateur a la dynamique de vol certifiée au niveau D. Ce niveau est le plus élevé reconnu par la FAA, l'EASA et Transport Canada pour le CRJ-700. Le simulateur Simfinity™ est utilisé par les étudiants du LARCASE dans leurs recherches. En effet, l'utilisation d'un simulateur est un très bon moyen pour s'assurer de la validité des simulations, notamment lorsqu'il est certifié de niveau D. Dans notre cas, le simulateur est un instrument dont son utilisation permet d'obtenir une très bonne précision de la dynamique de vol du CRJ-700. Différents modèles de configurations de l'ailette ont été implémentés dans le simulateur lors

des recherches effectuées par M. Segui. Les résultats ont été obtenus avec un modèle validé par le simulateur avec une précision absolue à $\pm 4,5\%$ pour le calcul du coefficient de portance et une précision absolue à $\pm 0,1\%$ pour le calcul du coefficient de traînée (Segui et al., 2021).

Afin de traiter les données fournies par le simulateur sur le modèle étudié, nous utilisons le logiciel OpenFoam et son extension ParaView afin de réaliser l'étude des charges aérodynamiques appliquées à l'avion. OpenFoam est un logiciel de CFD qui résout des équations de la mécanique des fluides et qui intègre beaucoup de solveurs permettant une résolution précise. Les modèles classiques de turbulence sont intégrés dans ce logiciel. Fonctionnant grâce au langage de programmation C++, OpenFoam est un logiciel puissant car le langage de programmation est orienté objet. Cela veut donc dire que l'utilisation de classes dans des modèles turbulents où les équations comprennent des opérateurs mathématiques complexes (divergent, gradient, rotationnel...) facilite l'écriture des équations de la mécanique des fluides.

OpenFoam intègre le logiciel de post-traitement open-source ParaView principalement utilisé pour la visualisation de simulations aérodynamiques. Étant donné son architecture client-serveur, il est possible d'exploiter la puissance de calcul des ordinateurs du laboratoire pour obtenir les résultats des modèles aérodynamiques implémentés sur un ordinateur personnel, d'où son utilisation dans cette recherche.

2.3.3 Charges aérodynamiques

Les charges aérodynamiques sont caractérisées par la portance, la traînée et la poussée. Cette étude aérodynamique utilise les simulations déjà établies sur différentes orientations d'ailette. Grâce à ces simulations, nous allons ainsi pouvoir caractériser la distribution de la pression sur la surface de l'aile et obtenir les forces de portance et de traînée de l'ailette. La poussée est quant à elle, propre au CRJ-700 et elle n'est pas impactée par l'orientation de l'ailette (Anderson, 2010).

La force de portance L s'exprime en fonction de la pression dynamique $q = \frac{1}{2}\rho V^2$, de la surface de référence S_{ref} et du coefficient de portance C_{Lref} et s'exprime de la façon suivante :

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_{Lref} \quad (2.1)$$

La force de traînée D s'exprime en fonction de la pression dynamique $q = \frac{1}{2}\rho V^2$, de la surface de référence S_{ref} et du coefficient de traînée C_{Dref} et s'exprime de la façon suivante :

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_{Dref} \quad (2.2)$$

Pour déterminer la distribution des charges la plus contraignante le long d'une surface portante, la vitesse la plus élevée, c'est-à-dire Mach 0,8, est considérée.

La portance et la traînée sont généralement reliées au travers d'un paramètre, la finesse aérodynamique. Plus la finesse est grande, meilleures sont les performances aérodynamiques (Anderson, 2010).

$$finesse = L/D \quad (2.3)$$

2.3.3.1 Méthodologie

Pour mener à bien cette analyse des charges aérodynamiques dans cette recherche, une méthodologie a été mise en place à partir des simulations obtenues sur ParaView. Pour une configuration de l'ailette, la répartition des pressions sur l'avion est observée sur la Figure 2.6. L'échelle de couleur permet de visualiser les zones de fortes et faibles pressions, respectivement rouges et vertes.

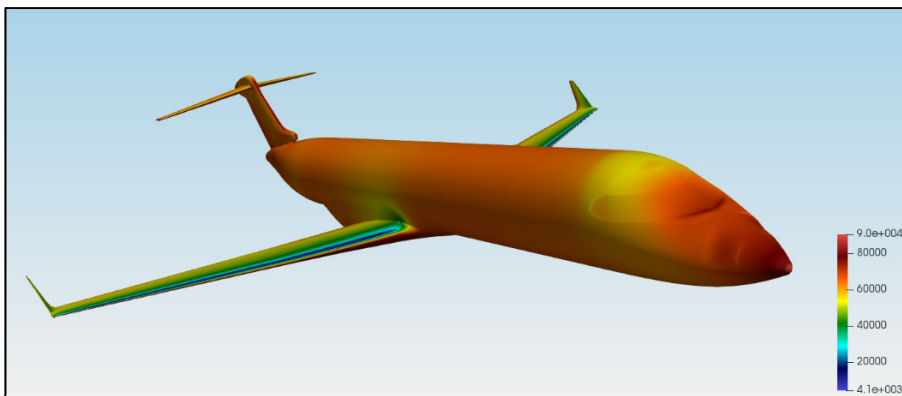


Figure 2.6 Visualisation de la répartition des pressions sur le CRJ-700

À partir de ce point de départ, nous avons comme objectif de mettre en évidence l'évolution des pressions, des forces de portance et des forces traînée le long de l'ailette. Pour ce faire, nous avons décidé de réaliser différents plans de coupe successifs le long de l'aile. Il a été intéressant d'effectuer ces éléments de coupe tout le long de l'aile et de les étudier un par un, notamment à des intervalles de distance petite au niveau de l'ailette pour obtenir une excellente précision. Nous retrouvons ces plans successifs au niveau de l'ailette sur la Figure 2.7.

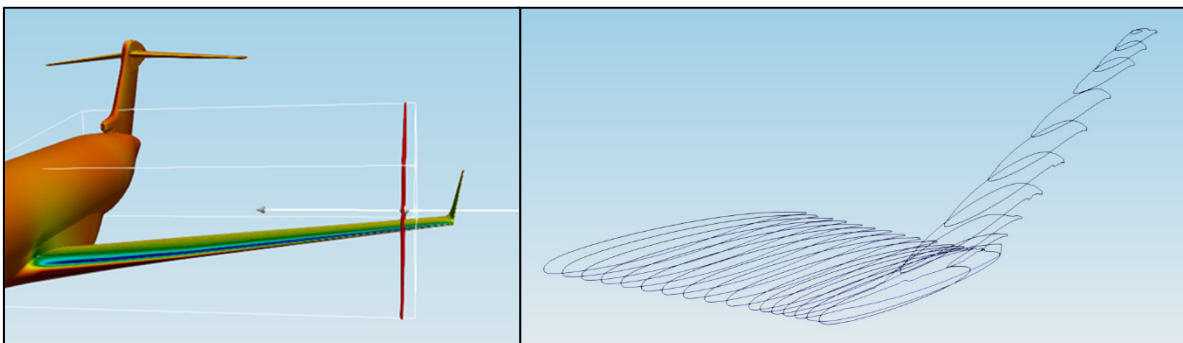


Figure 2.7 Plans de coupe successifs le long de l'ailette

En réalisant ces différents plans de coupe successifs, il est possible d'obtenir les caractéristiques précises des pressions qui s'appliquent à chaque profil d'aile composant l'aile et l'ailette. En projetant ces forces de pressions, il est possible de trouver les forces aérodynamiques le long de l'ailette. Lorsque des forces aérodynamiques sont définies pour chaque section d'aile, nous obtenons alors les distributions de ces forces le long de l'aile. Ces distributions ont finalement été comparées les unes avec les autres pour identifier les configurations développant les efforts aérodynamiques les plus importants.

2.3.3.2 Configurations d'étude

Cette partie est consacrée à la présentation des différentes configurations de l'ailette qui ont été étudiées en considérant une altitude de 30 000 ft et un nombre de Mach 0,8. Les configurations d'angle d'incidence et d'orientation de l'ailette les plus pertinentes sont présentées. La répartition des pressions sur l'avion est observée sur les Figures 2.8, 2.9 et 2.10.

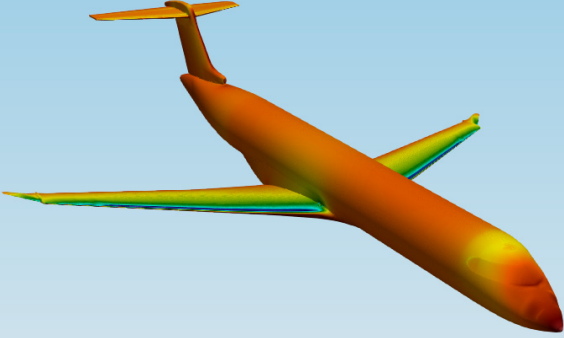
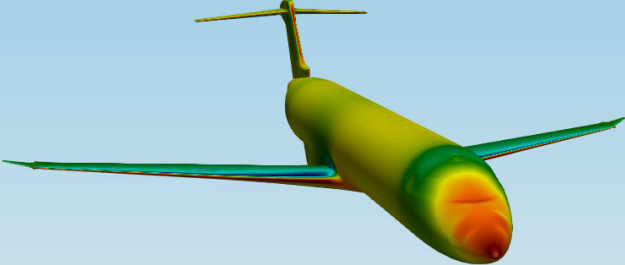
	<p><u>Configuration 1</u></p> <p>Orientation : 0° Angle d'incidence : 4°</p>
	<p><u>Configuration 2</u></p> <p>Orientation : 0° Angle d'incidence : 0°</p>

Figure 2.8 Configurations de vol 1 et 2

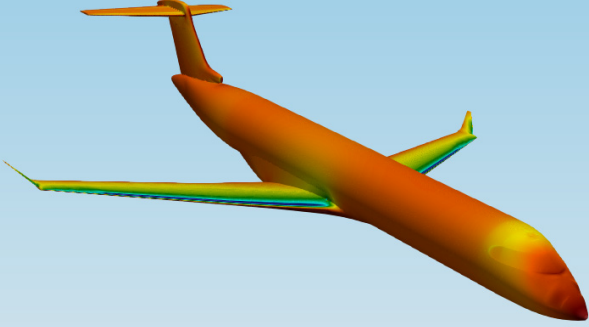
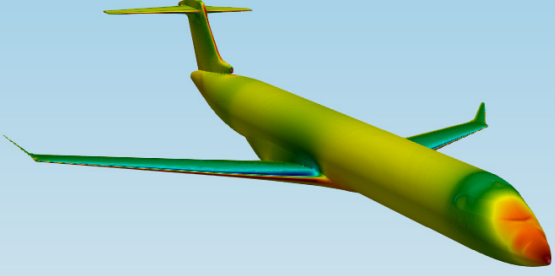
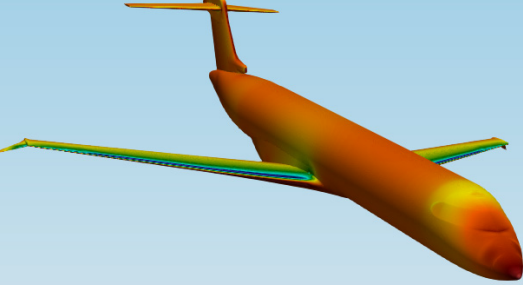
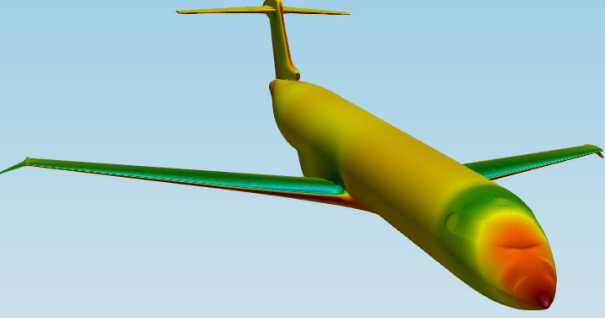
	<p><u>Configuration 3</u></p> <p>Orientation : 35° Angle d'incidence : 4°</p>
	<p><u>Configuration 4</u></p> <p>Orientation : 35° Angle d'incidence : 0°</p>
	<p><u>Configuration 5</u></p> <p>Orientation : -35° Angle d'incidence : 4°</p>
	<p><u>Configuration 6</u></p> <p>Orientation : -35° Angle d'incidence : 0°</p>

Figure 2.9 Configurations de vols 3, 4, 5 et 6

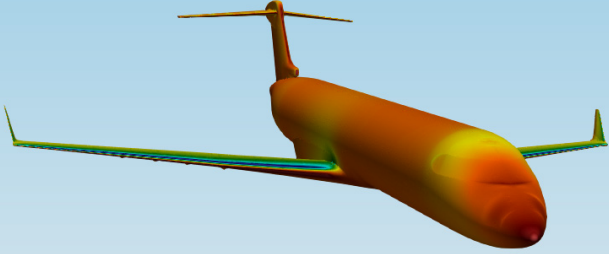
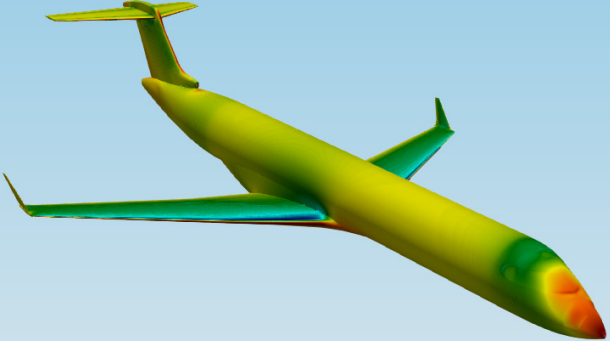
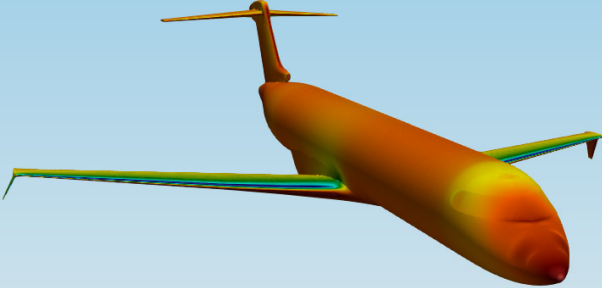
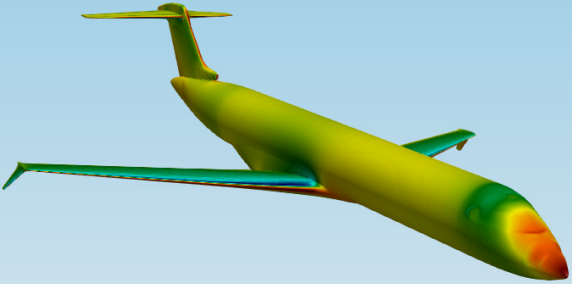
	<p><u>Configuration 7</u></p> <p>Orientation : $+73^\circ$ Angle d'incidence : $+4^\circ$</p>
	<p><u>Configuration 8</u></p> <p>Orientation : 73° Angle d'incidence : 0°</p>
	<p><u>Configuration 9</u></p> <p>Orientation : -73° Angle d'incidence : $+4^\circ$</p>
	<p><u>Configuration 10</u></p> <p>Orientation : -73° Angle d'incidence : 0°</p>

Figure 2.10 Configurations de vols 7, 8, 9 et 10

Ces configurations sont effectuées pour la phase de croisière. Dans cette phase, nous pouvons atteindre la vitesse maximale de l'avion qui est Mach 0,8 ; l'altitude est aussi un paramètre fixé à 30 000 ft. Les paramètres qui nous permettront d'obtenir les configurations d'ailette les plus contraignantes en croisière sont l'angle d'incidence et l'angle d'orientation de l'ailette.

Nous avons étudié différentes configurations d'angle d'inclinaison de l'ailette pour différents angles d'incidence. Au total, près d'une trentaine de configurations d'ailette ont été étudiées et les configurations les plus pertinentes sont exposées dans cette recherche.

2.3.3.3 Analyse de la pression

ParaView nous a d'abord permis d'obtenir les valeurs des pressions entre la racine de l'aile et le bout de l'ailette. Nous avons fixé un paramètre pour chaque graphique : l'angle d'incidence α . Ainsi, pour un angle d'incidence, nous comparerons les valeurs des pressions le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette. L'ensemble des distributions de pressions sont observées sur les Figures 2.11 et 2.12.

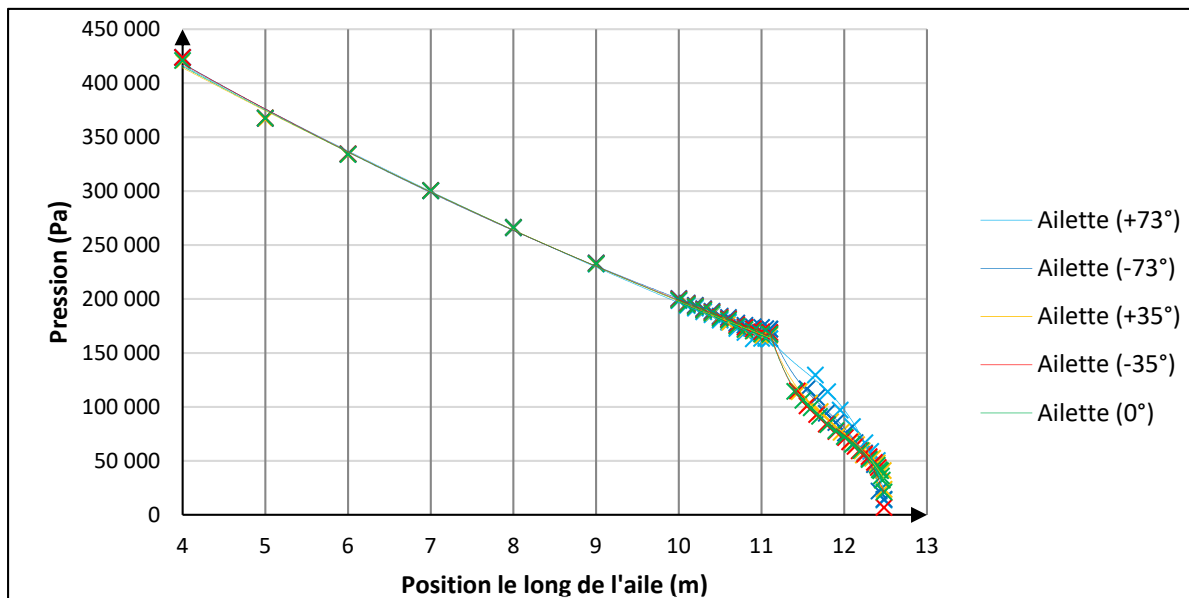


Figure 2.11 Évolution de la pression le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$

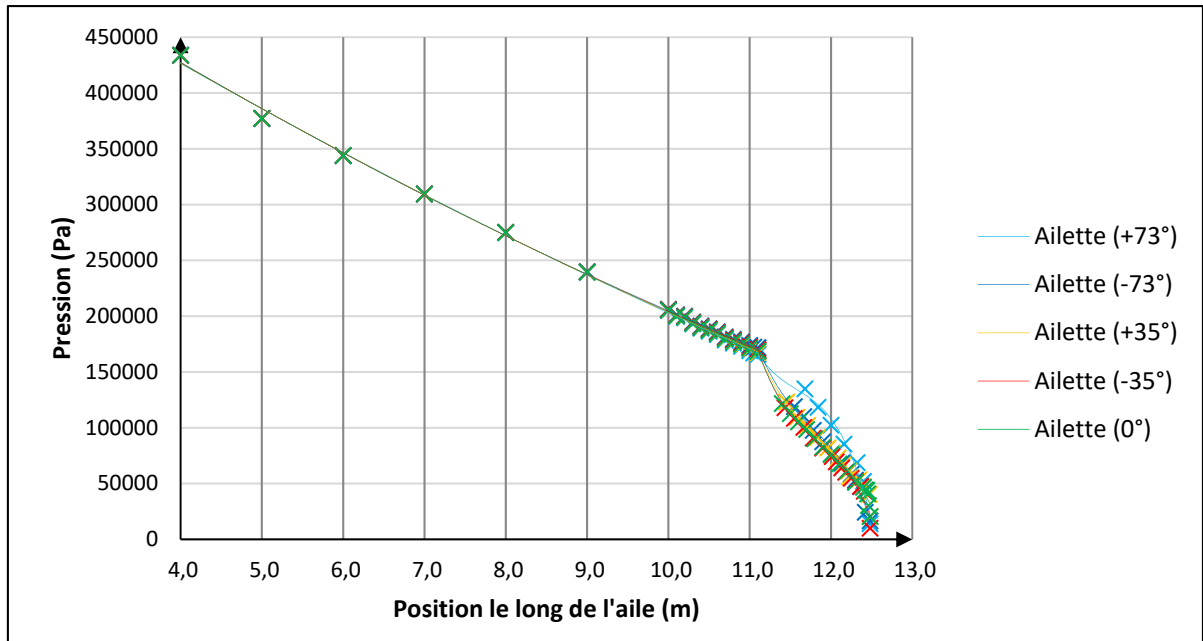


Figure 2.12 Évolution de la pression le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$

Nous observons sur ces différentes courbes que la pression diminue le long de l'aile dans les deux cas d'angle d'incidence étudiés. De plus, nous pouvons noter une importante chute de pression au niveau de la racine de l'ailette (à 11 mètres environ de la racine de l'aile) qui peut s'expliquer par le changement de géométrie de l'aile à l'ailette. Notre étude portant sur les configurations d'ailettes, nous avons également tracé de plus près ces courbes au niveau de l'ailette uniquement pour nous focaliser dessus (voir Figure 2.13).

Le long de l'ailette, pour une inclinaison à 0° ou à 4° d'angle d'incidence, nous notons que la configuration ayant les valeurs de pressions les plus importantes est celle avec une orientation à $+73^\circ$. Celles ayant les plus faibles valeurs de pressions sont les configurations d'ailette orientées à 0° et -35° . Une configuration d'ailette orientée vers le haut aura des valeurs de pressions plus élevées que son orientation opposée négative. En effet, nous remarquons que l'orientation à $+73^\circ$ génère des pressions plus élevées que l'orientation à -73° . Nous observons le même type de résultat lorsque nous comparons les orientations $+35^\circ$ et -35° .

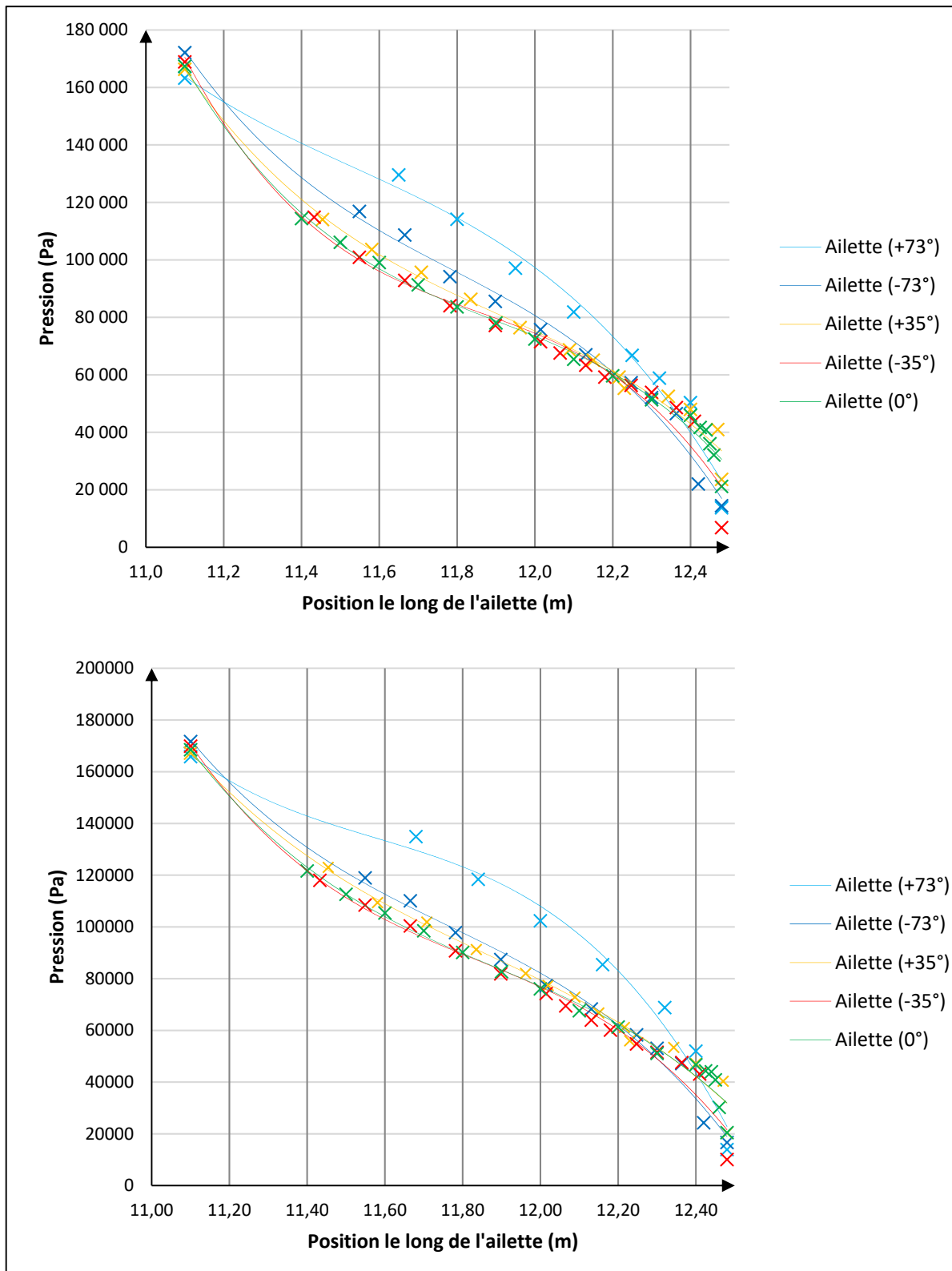


Figure 2.13 Évolution de la pression le long de l'ailette selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$ (en haut) et pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$ (en bas)

2.3.3.4 Analyse de la portance

En projetant les forces de pressions sur l'axe vertical, nous avons obtenu les valeurs des forces de portance depuis la racine de l'aile jusqu'au bout de l'ailette. Nous avons fixé un paramètre pour chaque graphique : l'angle d'incidence α . Ainsi, pour un angle d'incidence, nous comparons les valeurs des forces de portance le long de l'aile et de l'ailette selon différents angles d'orientations d'ailette. L'ensemble des distributions des forces de portance sont observables sur les graphiques suivants selon certains angles d'ailette choisis.

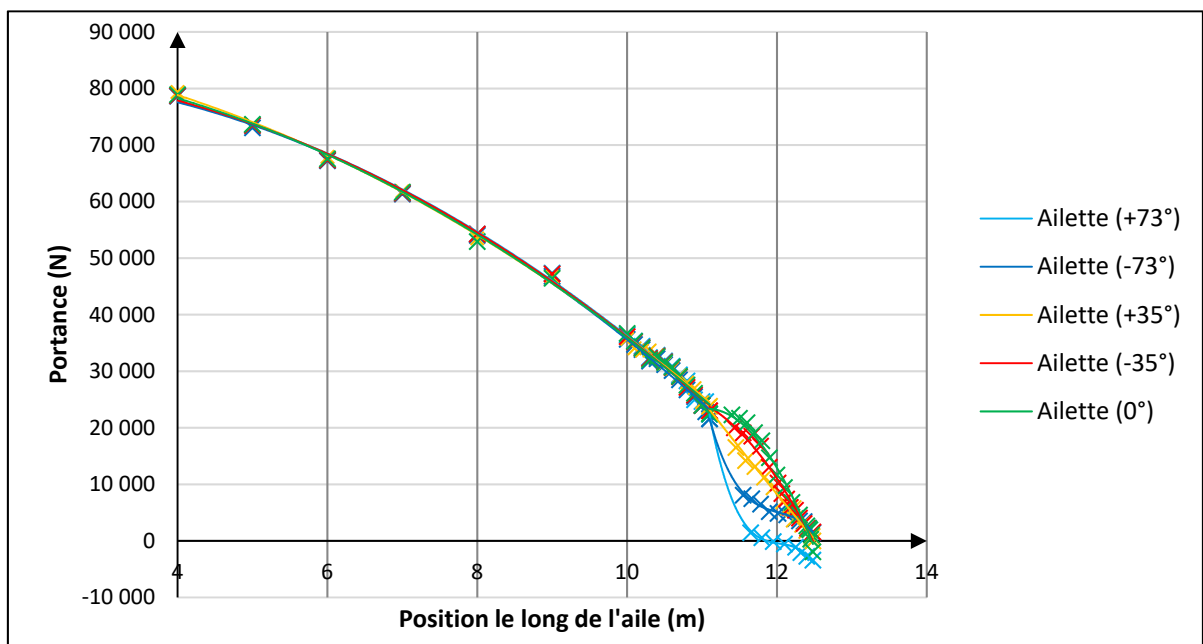


Figure 2.14 Évolution de la portance le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$

La portance diminue le long de l'aile quelle que soit l'orientation de l'ailette pour un angle d'incidence à 4° (voir Figure 2.14). Nous remarquons que selon l'orientation de l'ailette, la portance est la même pour chaque section d'aile jusqu'à la racine de l'ailette adaptative. À cet endroit de l'aile, les pressions vont se comporter différemment selon l'orientation de l'ailette et ainsi, la portance se comportera également de manière différente pour chaque configuration. Nous étudions donc ensuite le comportement de la portance le long de l'ailette uniquement, toujours pour un angle d'incidence à 4° (voir Figure 2.15).

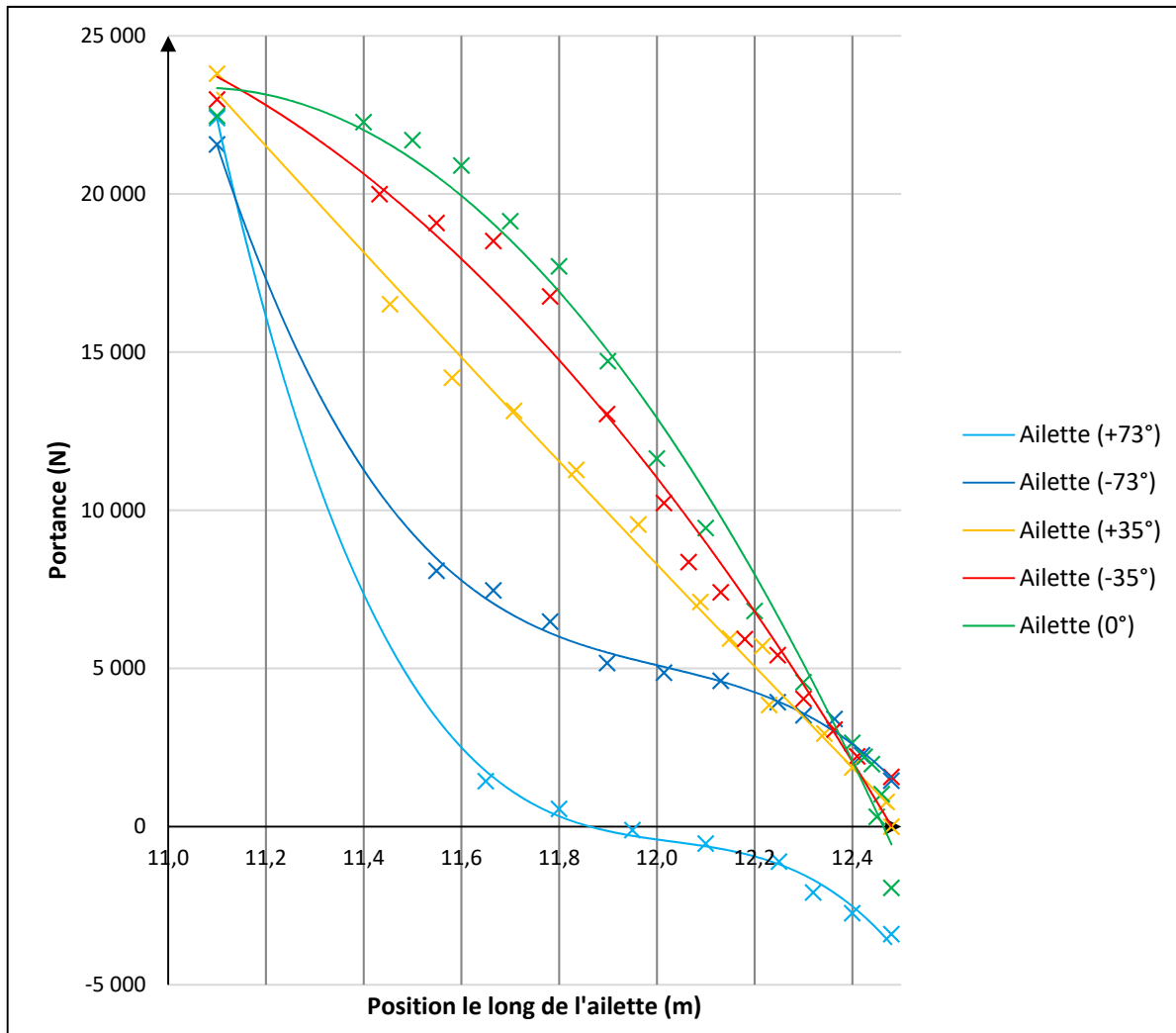


Figure 2.15 Évolution de la portance le long de l'ailette selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 4^\circ$

La portance diminue fortement le long de l'ailette et cela est directement relié à la chute de pression observée à la transition aile/ailette dans la section précédente. La portance est cependant la plus élevée pour une orientation d'ailette à 0° . Plus, nous allons éloigner l'orientation de l'ailette de la configuration neutre (0°), plus la portance va diminuer. Cependant, nous remarquons que les valeurs de portance diminuent plus rapidement pour une orientation positive que pour son orientation opposée négative. L'air se déplaçant du bas vers le haut d'une aile, nous expliquons cette différence de portance par la présence d'une surpression de l'air lorsque l'ailette est orientée vers le bas (négativement).

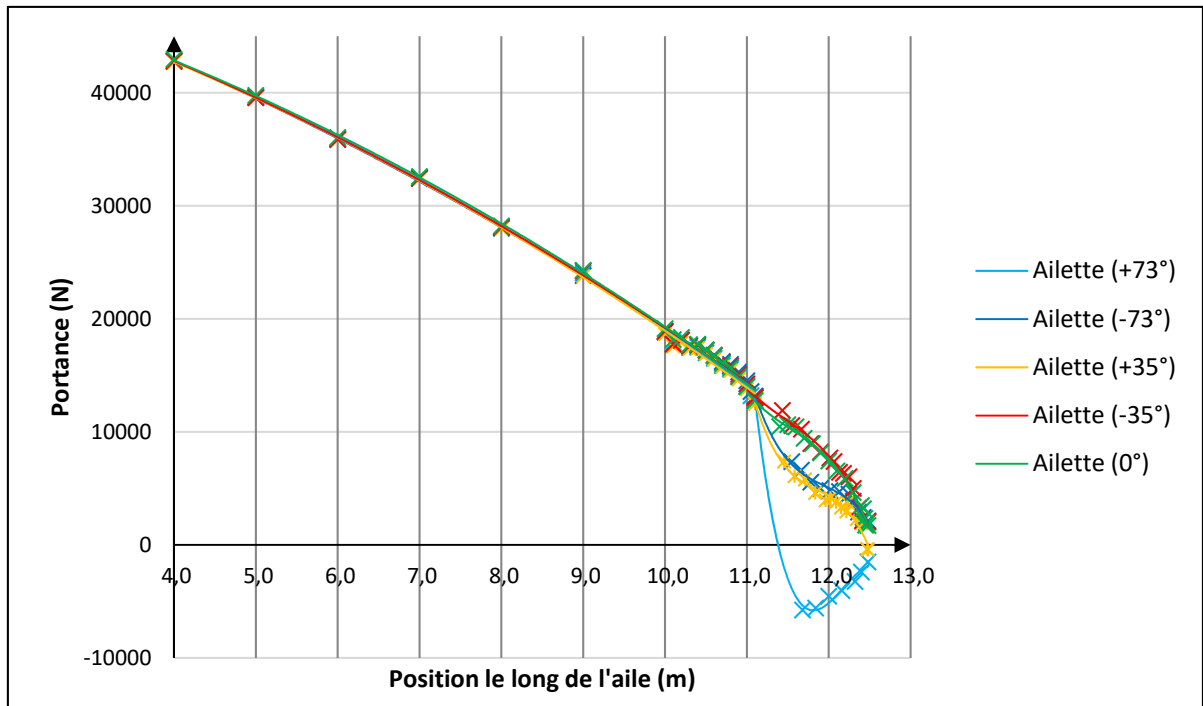


Figure 2.16 Évolution de la portance le long de l'aile selon différentes orientations d'ailette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$

Pour un angle d'incidence égal à 0° , nous remarquons une diminution de la portance le long de l'aile et de l'ailette (voir Figure 2.16). Le long de l'aile, les valeurs de portance sont quasiment identiques, ce qui reflète que l'orientation de l'ailette n'a pas d'influence sur la portance au niveau de l'aile. Cependant, au niveau de l'ailette, cette évolution de la portance n'est pas identique selon l'angle d'orientation de l'ailette étudiée.

En effet, la Figure 2.17 met en évidence l'évolution de la portance le long de l'ailette pour ses différents angles d'orientations. Contrairement à l'étude effectuée pour un angle d'incidence de 4° , c'est l'orientation égale à -35° qui génère des valeurs de portance plus élevées. En effet, à -35° , l'ailette semble générer une légère surpression en bas de l'aile. Ces courbes mettent également en évidence que si l'ailette est orientée positivement, la portance décroît de plus en plus fort avec l'augmentation de l'angle d'orientation. Nous nous retrouvons donc dans un cas où une orientation d'ailette à -73° génère plus de portance qu'une orientation à $+35^\circ$. Nous pensons qu'une orientation négative va générer une surpression à l'origine d'une portance plus importante comparée à son orientation d'ailette opposée.

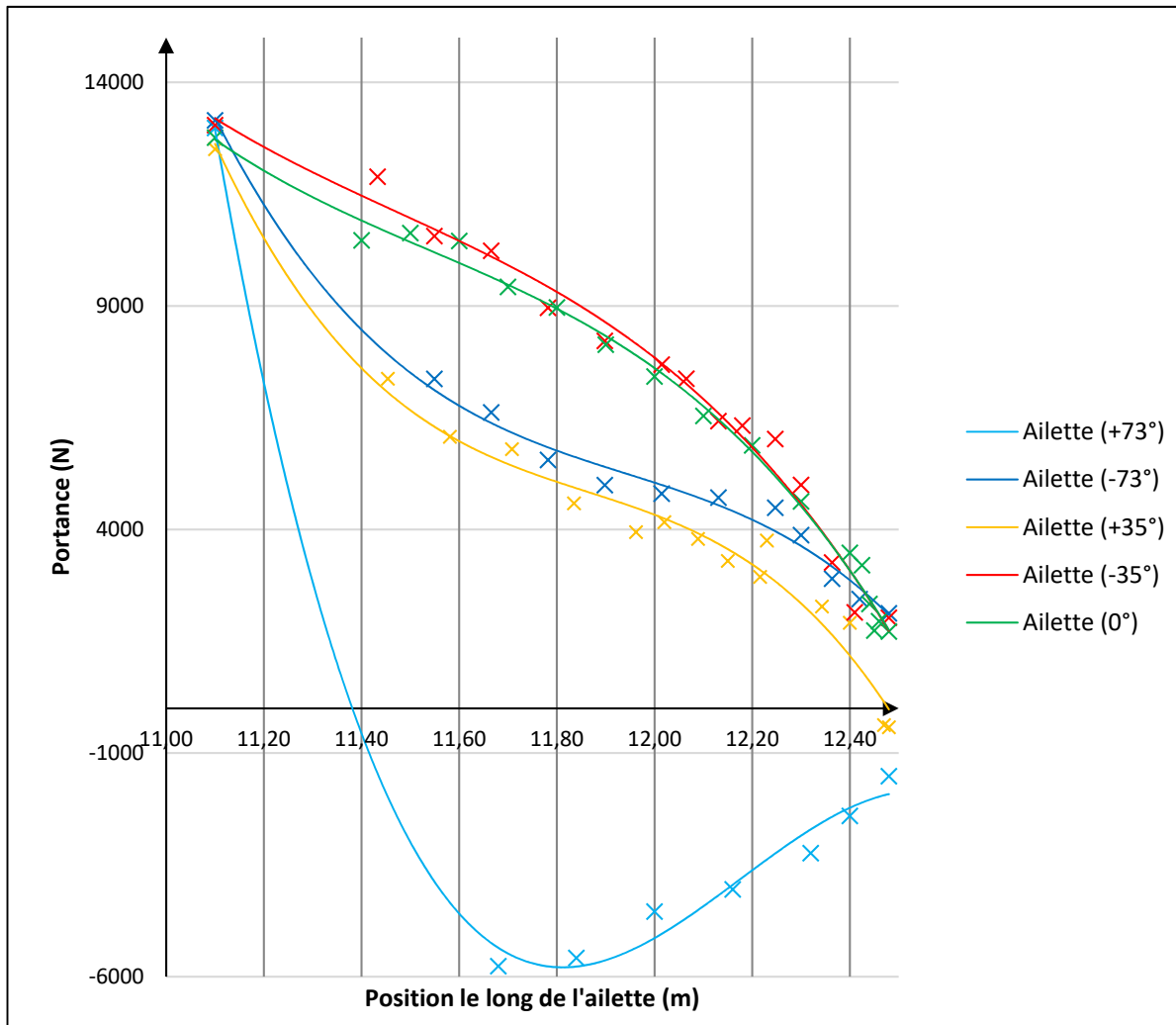


Figure 2.17 Évolution de la portance le long de l'aillette selon différentes orientations d'aillette pour un angle d'incidence $\alpha = 0^\circ$

Pour l'angle d'orientation de l'aillette à $+73^\circ$, nous remarquons une portance négative appelée déportance. Par définition, cet effet n'est pas désirable en aéronautique où nous cherchons à augmenter la portance de l'avion. Or la configuration originale de l'aillette sur le CRJ-700 se trouve dans cette orientation à $+73^\circ$. Cela veut donc dire qu'une telle orientation a démontré des avantages pour qu'elle soit choisie comme orientation fixe originale (voir page 65).

Nous comprendrons par la suite comment l'orientation à $+73^\circ$ procure un avantage significatif. Néanmoins, d'après ces graphiques, les orientations de l'aillette comprises entre 0° et -35° démontrent les meilleurs résultats de portance aérodynamique.

Nous regardons ensuite l'impact des angles d'ailettes sur la portance du CRJ-700 pour s'assurer que nos conclusions sont fondées (voir Figure 2.18). Nous avons regroupé les résultats exprimés en termes de forces de portances obtenues pour des angles d'ailette et des angles d'incidence.

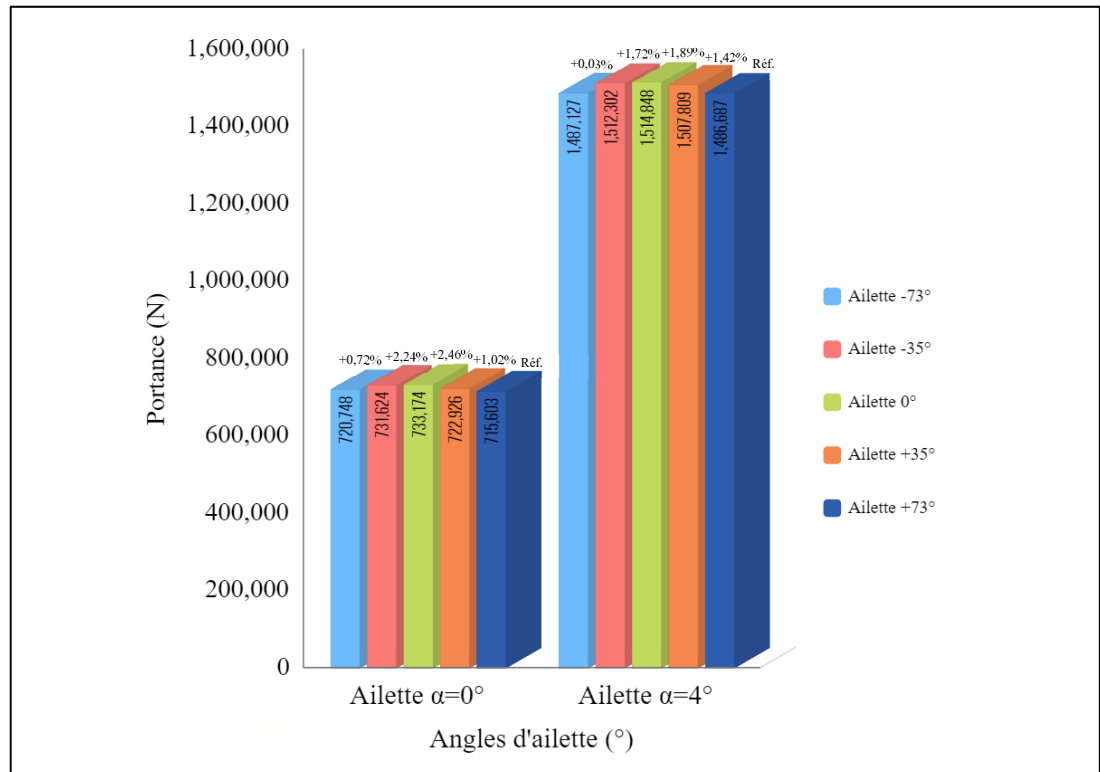


Figure 2.18 Histogramme de la portance du CRJ-700 pour plusieurs angles d'ailette

La configuration d'ailette avec la plus grande portance est la configuration où l'ailette a une orientation à 0° . Par rapport à l'inclinaison initiale de l'ailette à $+73^\circ$, nous obtenons une amélioration de la portance de 1,89% pour un angle d'incidence à 4° et une amélioration de la portance de 2,46% pour un angle d'incidence de 0° .

Nous remarquons à nouveau qu'une ailette dans une orientation négative développera une portance plus grande que l'orientation opposée positive. Cette différence peut atteindre 1,2% et confirme la formation d'une surpression lorsque l'ailette est orientée vers le bas.

Cette suppression peut être due au déplacement d'air à l'origine des tourbillons qui viendrait s'accumuler sur l'ailette mais peut aussi s'expliquer par le fait que la forme de l'ailette n'est pas symétrique entre son intrados et son extrados.

2.3.3.5 Analyse de la traînée

Nous analysons désormais la traînée pour différents angles d'ailette. Nous avons décidé d'étudier l'avion dans sa globalité et nous retrouvons les résultats de traînée sur la Figure 2.19.

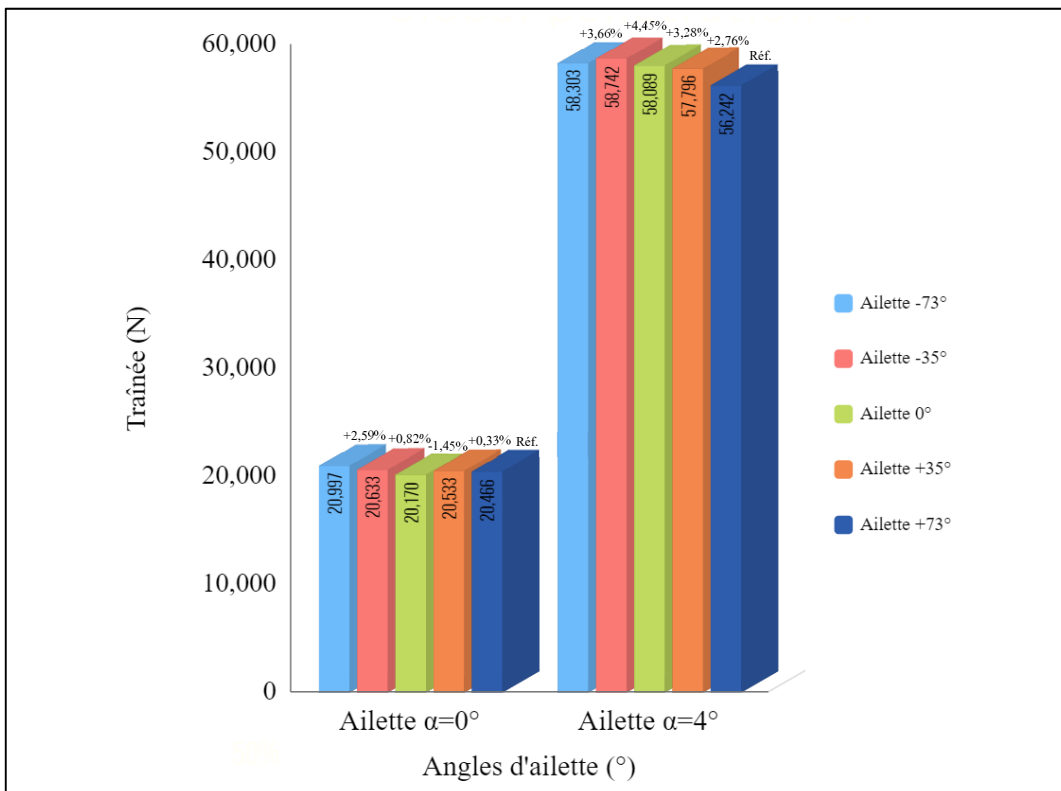


Figure 2.19 Histogramme de la traînée du CRJ-700 pour plusieurs angles d'ailette

Nous remarquons que les configurations qui génèrent le moins de traînée sont celles avec une orientation à 0° pour un angle d'incidence à 0° et celle à $+73^\circ$ pour un angle d'incidence à 4° . Par rapport à l'inclinaison initiale de l'ailette à $+73^\circ$, nous obtenons une diminution de la traînée de 1,45% pour un angle d'incidence à 0° lorsque l'ailette est à 0° d'inclinaison.

De plus, nous obtenons des meilleurs résultats de traînée lorsque l'incidence est nulle par rapport au cas où l'angle d'incidence est de 4° . En effet, en phase de croisière, les avions volent dans la configuration où le moins de traînée est générée, ce qui concorde avec nos résultats.

2.3.3.6 Finesse aérodynamique

La finesse aérodynamique est un paramètre aérodynamique propre à chaque avion. Elle permet d'évaluer la capacité de l'avion à voler en cas de panne totale de moteur. Plus la finesse est importante, plus l'avion pourra planer longtemps, autrement dit, meilleures sont ses performances aérodynamiques.

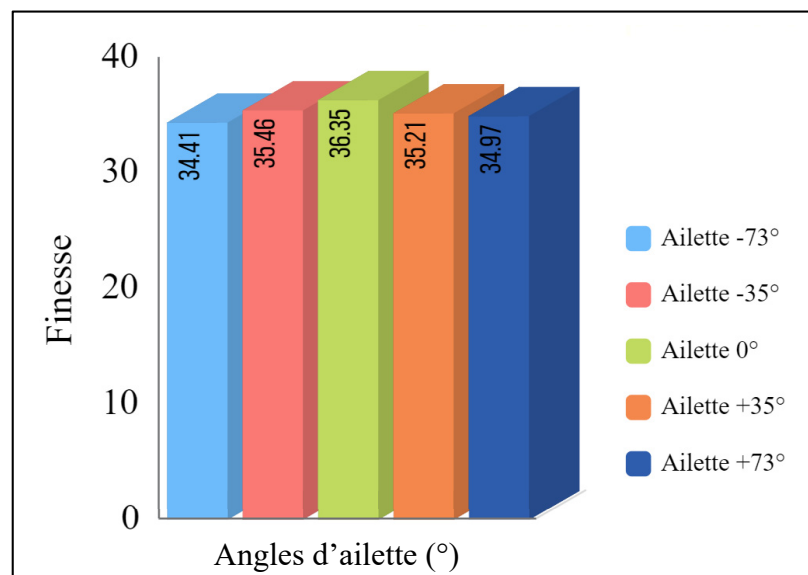


Figure 2.20 Histogramme de la finesse du CRJ-700 pour différentes orientations d'ailette pour $\alpha = 0^\circ$

Pour un angle d'attaque à 0° , nous remarquons qu'une orientation d'ailette à 0° produira une plus grande finesse et plus cette orientation s'éloigne de l'orientation neutre à 0° , plus la finesse se dégradera (voir Figure 2.20). Par rapport à l'inclinaison initiale de l'ailette à $+73^\circ$, nous obtenons une augmentation de la finesse de 3,95% pour un angle d'incidence à 0° lorsque l'ailette est à 0° d'inclinaison.

Pour un angle d'attaque à 4° , nous remarquons qu'une orientation d'ailette à $+73^\circ$ produira une meilleure finesse et plus l'orientation diminue, plus la finesse décroît (voir Figure 2.21).

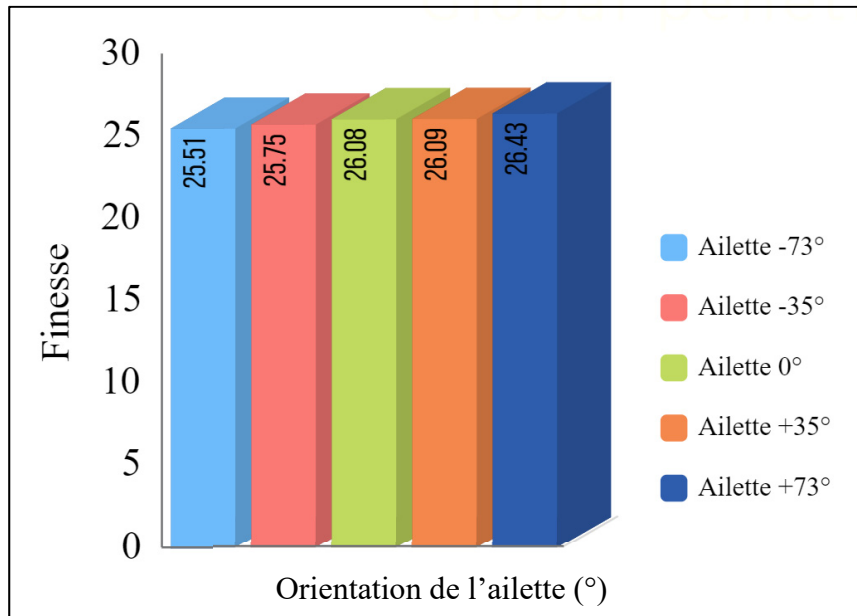


Figure 2.21 Histogramme de la finesse du CRJ-700 pour différentes orientations d'ailette pour $\alpha = 4^\circ$

Si nous comparons ces deux figures, nous pouvons également observer que pour un angle d'incidence à 0° , la finesse est bien plus élevée que pour un angle d'incidence à 4° . En condition de croisière où l'angle d'attaque est nul, il faudra donc privilégier une orientation de l'ailette autour de 0° . Lorsque l'avion sera amené à changer d'altitude, il faudra donc privilégier une orientation de l'ailette autour de $+73^\circ$.

2.3.3.7 Analyse des efforts aérodynamiques

Dans cette sous-section, nous analysons les courbes de tendances obtenues pour la portance et nous n'utiliserons que la courbe où les efforts de portance sont maximaux le long de l'ailette (voir Figure 2.22). Nous pouvons identifier le point de chute de pression se situant à 11 mètres

de la racine de l'aile comme étant le point de rotation de l'ailette. Nous distinguons une première composante, l'aile, qui se situe avant le point de pivot, et une seconde composante, l'ailette qui se situe après le point de pivot.

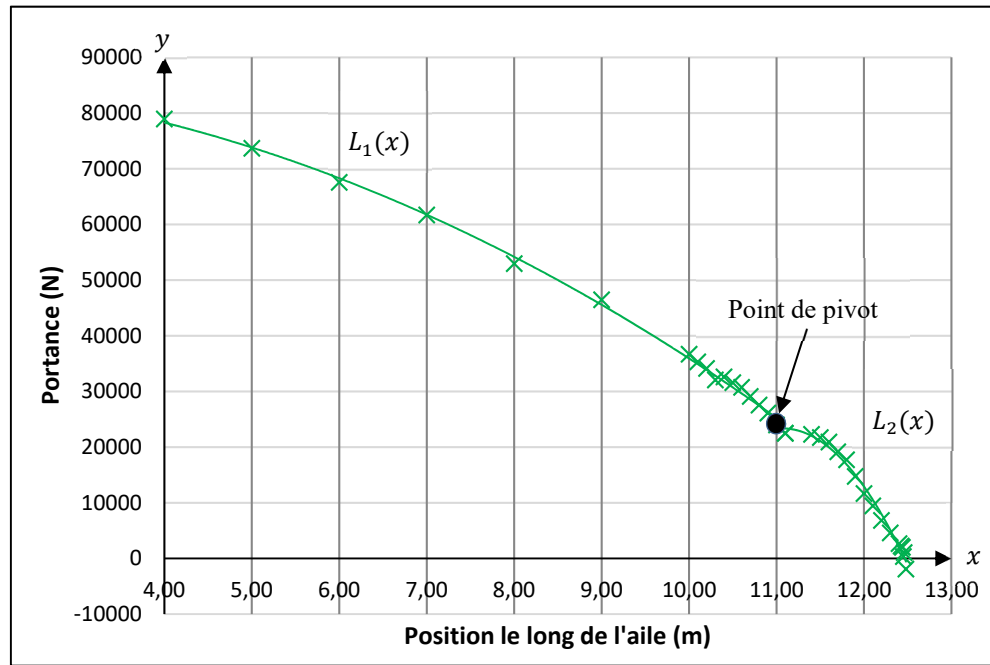


Figure 2.22 Évolution des efforts maximaux de portance le long de l'aile

Nous étudions d'abord la première composante de la courbe de tendance de la portance maximale $L_1(x)$ dont les positions le long de l'aile prennent les valeurs $x \in [4\text{m} ; 11\text{m}]$. La courbe de tendance de la portance la plus contraignante a une équation sous la forme :

$$L_1(x) = -470,94x^2 - 534,67x + 88504 \quad (2.4)$$

Cette équation possède un très bon coefficient de détermination $R^2 = 0,9986$. Le diamètre du fuselage du CRJ-700 est de 2,7 mètres. Nous pouvons déduire la force de portance maximale à la racine de l'aile jusqu'au début de l'ailette adaptative se situant à 10 mètres.

$$\begin{aligned} L_{\text{racine aile}}(x = 2,7) &\approx 87\,000 \text{ N} \\ L_{\text{racine ailette}}(x = 10) &\approx 36\,000 \text{ N} \end{aligned} \quad (2.5)$$

Nous étudions ensuite la seconde composante de la courbe de tendance de la portance maximale $L_2(x)$ dont les positions le long de l'aile prennent les valeurs de $x \in [11\text{m} ; 12,5\text{m}]$, où la courbe de tendance la plus contraignante a une équation sous la forme :

$$L_2(x) = -6424,8x^2 + 134329x - 675747 \quad (2.6)$$

Cette équation possède un très bon coefficient de détermination $R^2 = 0,9815$. Nous pouvons déduire la force de portance maximale à la racine de l'ailette (point de pivot) jusqu'au bout de l'ailette adaptative.

$$\begin{aligned} L_{\text{point de pivot}}(x = 11) &\approx 25\,000 \text{ N} \\ L_{\text{bout ailette}}(x = 12,5) &\approx 0 \text{ N} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Puisque nous voulons les charges aérodynamiques extrêmes appliquées à notre ailette, nous ajoutons le facteur d'erreur de 4,5% lié au modèle et au simulateur (voir Tableau 2.10). Ainsi nous aurons bien les forces maximales réelles appliquées sur l'ailette prise en considération.

Tableau 2.10 Valeurs maximales des efforts de portances

Désignation	Valeurs maximales [N]
$L_{\text{max, racine aile}}$	$87\,000 * 1,045 = 90\,915$
$L_{\text{max, racine ailette}}$	$36\,000 * 1,045 = 37\,620$
$L_{\text{max, point de pivot}}$	$25\,000 * 1,045 = 26\,125$

2.3.3.8 Analyse de la poussée

La poussée aérodynamique T est la force exercée par les moteurs du CRJ-700 lui permettant de se déplacer dans l'air. Cette force est générée par l'accélération d'une masse de gaz et est exprimée par l'équation suivante :

$$T = \dot{m}_s V_s - \dot{m}_0 V_0 + (p_s - p_0).A_s \quad (2.8)$$

Dans cette équation, nous identifions le débit massique en sortie du moteur \dot{m}_s , la vitesse en sortie du moteur V_s , la pression en sortie du moteur p_s , l'aire en sortie du moteur A_s , le débit massique en entrée du moteur \dot{m}_0 , la vitesse en entrée du moteur V_0 et la pression en entrée du moteur p_0 .

Le CRJ-700 est un avion biréacteur. D'après les données fournies par Bombardier concernant le CRJ-700, il est indiqué que la valeur de la force de poussée unitaire d'un moteur est de 56,35 kN. Nous pouvons donc en déduire la force de poussée de l'avion.

$$T_{CRJ700, tot} = 2 * 56,35 = 112,7 \text{ kN} \quad (2.9)$$

2.3.3.9 Analyse des résultats aérodynamiques

Les résultats aérodynamiques que nous avons obtenus démontrent que pour la configuration de vol que nous étudions, c'est-à-dire la croisière à Mach 0,8, à une altitude de 30 000 ft, l'angle d'inclinaison optimale de l'ailette se situe à 0° . Ce résultat est obtenu suite aux calculs de la finesse. En croisière, à angle d'incidence nul, le CRJ-700 devrait donc utiliser cette orientation de l'ailette à 0° pour maximiser le critère de finesse aérodynamique.

Or l'ailette originale du CRJ-700 n'a pas été conçue dans cette orientation de l'ailette à 0° mais dans une orientation à $+73^\circ$. Dans notre étude, une telle orientation possède un bien moins bonne finesse quand l'incidence de l'avion est nulle. Cependant, elle devient la meilleure orientation quand l'angle d'incidence est de 4° , ce qui correspond plus à une phase de montée de l'aéronef. Ainsi, nous supposons que le critère de conception qui a été choisi par Bombardier n'a pas été la finesse. Aussi, il est important de noter que l'avion n'opérant pas à un angle d'incidence de 4° en condition normale de croisière, cette hypothèse reste à vérifier pour la phase de vol du décollage.

Dans cette recherche, nous n'étudions qu'une configuration de vol du CRJ-700 en croisière, il en existe d'autres particulièrement importantes dont l'orientation de l'ailette pourrait jouer un rôle significatif. Nous pouvons mentionner une orientation négative à -73° qui pourrait générer une surpression favorable à la portance pour une phase de montée, par exemple.

Finalement, notre étude aérodynamique portant sur l'étude de la finesse met en évidence les bénéfices aérodynamiques qui pourraient être engendrés grâce à l'utilisation d'ailettes adaptatives. Nous avons aussi obtenu les résultats des efforts les plus contraignants d'un point de vue aérodynamique sur l'ailette adaptative. L'ailette adaptative devra néanmoins pouvoir parcourir l'ensemble de la plage d'orientation -90° à $+90^\circ$.

2.4 Analyse du poids

L'analyse du poids intervient dans celle des charges et il est nécessaire de l'intégrer dans le processus de développement de l'ailette adaptative. En effet, d'après les fonctions de conception présentées précédemment, le revêtement, le système d'actionnement et surtout le squelette structurel vont participer ensemble à supporter toutes les charges qui leur seront appliquées. Les charges inertielles F_i et le poids G sont en étroite corrélation et seront étudiés dans cette section.

2.4.1 Poids réel

Le poids est une force qui intervient dans les charges à prendre en considération pour notre analyse. C'est une force verticale orientée vers le bas qui est appliquée au centre de gravité de l'objet étudié. Dans le cas de l'ailette adaptative, le poids est une grandeur faible comparée aux forces aérodynamiques appliquées à l'ailette. De plus, l'ailette n'est pas utilisée pour stocker du carburant. Nous étudierons néanmoins cette force de poids de l'ailette adaptative dans sa globalité. Ainsi, le poids réel P de l'ailette adaptative se résume à la somme des poids des éléments internes à l'ailette. Nous obtenons la relation suivante :

$$P = P_{structure} + P_{système\ actionnement} + P_{système\ contrôle} + P_{revêtement} \quad (2.10)$$

Dans notre étude, le poids qui aura une réelle influence sur nos résultats sera le poids de la structure $P_{structure}$ ainsi que le poids du système d'actionnement $P_{système\ actionnement}$. Lorsque nous étudions plus spécifiquement le poids de la structure, nous pouvons le décomposer en deux poids distincts : le poids fixe de l'aile et le poids de sa partie pivotante.

$$P_{structure} = P_{fixe} + P_{pivotante} \quad (2.11)$$

2.4.2 Charges inertielles

L'étude des charges inertielles est indispensable lors d'une étude conceptuelle d'un avion. Les charges inertielles représentent la résistance de la masse de l'avion lorsqu'il subit une accélération en vol. Cette dernière apparaît pendant les manœuvres effectuées par le pilote, mais aussi lorsque l'avion est soumis à des rafales. Ces charges inertielles créent des contraintes supplémentaires sur la structure qu'il est nécessaire de prendre en considération. Pour déterminer ces charges, nous supposons que l'avion est un corps rigide, de masse m et qu'il ne subit que le moment de tangage (voir Figure 2.23).

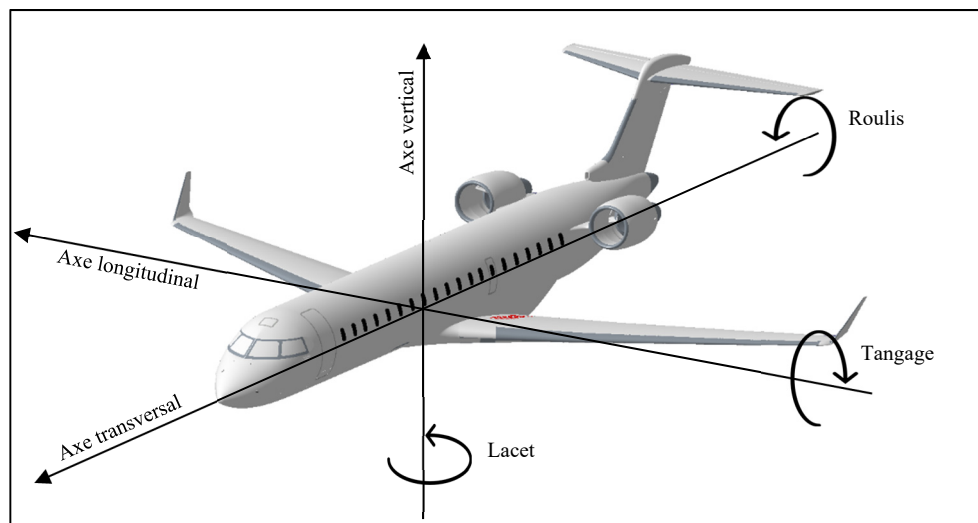


Figure 2.23 Représentation des différents moments du CRJ-700

Le moment de tangage M est formulé en fonction de la pression dynamique q , la corde moyenne \bar{c} , la surface de l'aile S , et le coefficient de moment C_m et M est alors exprimé par la relation suivante :

$$M = q\bar{c}SC_m \quad (2.12)$$

Le moment de tangage permet d'assurer la stabilité horizontale de l'avion. Cette stabilité horizontale est généralement assurée à l'aide du moment créé par l'empennage qui vient équilibrer le moment généré par l'aile. Néanmoins, c'est lorsque cette stabilité horizontale n'est plus assurée que des charges inertielles interviennent. Par définition, les charges inertielles F_i représentent la résistance de la masse de l'avion m à l'accélération a et sont définies tel que :

$$\vec{F}_i = m\vec{a} \quad (2.13)$$

Lorsque le pilote effectue une manœuvre, l'avion subit un changement de trajectoire. Tout objet de masse m dans un avion subit une accélération lorsqu'un changement de trajectoire est effectué. Cette accélération prend donc différentes expressions selon si l'accélération est translationnelle ou angulaire.

2.4.3 Facteur de charge

Le poids de la structure va intervenir de manière significative lorsqu'il est soumis à un facteur de charge. Ce facteur de charge intervient lorsque l'avion effectue un changement de trajectoire. La phase de vol qui subit un facteur de charge important est la phase de décollage, or nous nous intéressons uniquement à la phase de croisière.

Dans le cadre de l'étude des charges appliquées à notre système, le facteur de charge n permet de traduire l'effort qui est appliqué à notre structure d'ailette adaptative.

$$n = \frac{\text{Poids apparent}}{\text{Poids réel}} \quad (2.14)$$

Le poids apparent P_{app} peut être exprimé grâce à la relation fondamentale de la dynamique en supposant que la masse m est constante et s'écrit :

$$\overrightarrow{P_{app}} = \vec{P} - m\vec{a} \quad (2.15)$$

Nous retrouvons donc les charges inertielles dans le poids apparent. C'est la variation de ces charges inertielles dans l'expression du facteur de charge qui va déterminer le nombre de « g » de ce dernier. Il peut être positif ou négatif selon le mouvement produit par l'avion. D'une manière générale, le facteur de charge est défini comme étant :

$$n = \frac{g + a}{g} \quad (2.16)$$

Au travers de cette relation, nous mettons en évidence que l'accélération est la composante déterminante pour faire varier le facteur de charge. Dans le cas du CRJ-700, les valeurs limites de ce facteur de charge sont indiqués dans le manuel technique de vol.

$$\begin{cases} n_{lim,max} = 4 \\ n_{lim,min} = -2 \end{cases} \quad (2.17)$$

L'avion est donc conçu pour résister à ces facteurs de charges. La structure est donc en mesure de résister à 4 et -2 fois son poids lorsque l'avion est soumis à une accélération importante. Nous devons multiplier le poids général de la structure par ces facteurs de charge. En introduisant un facteur de charge dans le dimensionnement, nous assurerons que notre système sera capable de résister à des charges extrêmes et donc justifiera la viabilité du système.

2.4.4 Analyse du poids de l'ailette adaptative

Pour la suite de l'étude, le poids réel de la structure pourra être mesuré grâce au logiciel Catia V5. En effet, il nous sera possible de définir le matériau approprié à notre structure. Concernant le système d'actionnement, nous utiliserons les données provenant du fournisseur choisi.

D'après les études menées au LARCASE par Federico Roberto Abel concernant les bénéfices aérodynamiques liés à l'utilisation d'une ailette adaptative en condition de croisière sur le CRJ-700, il serait possible d'intégrer un mécanisme dont la masse serait de 600 kg (Abel, 2019). Ce résultat repose sur les avantages en termes d'efficacité de vol pour le CRJ-700. Évidemment, il ne faut pas égaliser ni dépasser cette masse car les bénéfices aérodynamiques en seraient très amoindris. Cette masse correspondant à la charge utile libre pour intégrer le mécanisme, nous fixerons la masse maximale de l'ailette adaptative à 100 kg par ailette.

2.5 Attentes et critères de sélection

Au travers de l'étude menée lors de cette analyse des exigences, nous avons pu cerner le besoin, les fonctions et les charges reliés au concept d'ailette adaptative. Concevoir une structure adaptative conduit à l'augmentation des performances aérodynamiques du simple fait qu'elle peut s'adapter à chaque condition de vol contrairement à une ailette classique. C'est l'attente majeure liée à cette innovation. En effet, ce critère fait écho au développement d'avions plus verts émettant moins de CO₂.

Pour augmenter les performances aérodynamiques, l'insertion d'une structure adaptative doit se faire de sorte à réduire la consommation de fuel globale de l'avion malgré l'ajout de poids du mécanisme. Il est indispensable que ces avantages soient significatifs, sinon l'innovation par cette ailette adaptative ne pourra pas être imaginée. Nous considérerons donc l'impact d'une insertion d'une structure adaptative de l'ailette d'avion sur quatre facteurs majeurs. Nous distinguerons les propriétés mécaniques, les matériaux et processus de fabrication utilisés, la production à l'échelle de la fabrication et les performances de l'ailette adaptative.

CHAPITRE 3

DIMENSIONNEMENT DE L'AILETTE ADAPTATIVE

Le dimensionnement de l'ailette adaptative constitue la dernière étape avant d'initier la modélisation 3D du concept. En effet, le dimensionnement va analyser dans un premier temps les différents composants constitutionnels de l'ailette adaptative et va permettre de déterminer, dans un second temps, leur géométrie, leur matériau et leurs dimensions. Nous modéliserons théoriquement l'ailette adaptative pour que le système d'ailette adaptative remplisse ses fonctions dans des configurations extrêmes.

3.1 Définition des concepts structuraux dans une ailette

La structure interne d'une ailette est très similaire à celle d'une aile. En effet, elle est aussi composée de longerons et de nervures (voir Figure 3.1). Le revêtement est aussi un élément structural indispensable. Néanmoins, toutes les ailettes d'avion n'ont pas la même forme géométrique et selon leurs conceptions qui ont été réalisées dans des différentes compagnies, leurs structures internes ne sont pas les mêmes. Nous développerons une structure d'ailette qui suit le prolongement de l'aile.

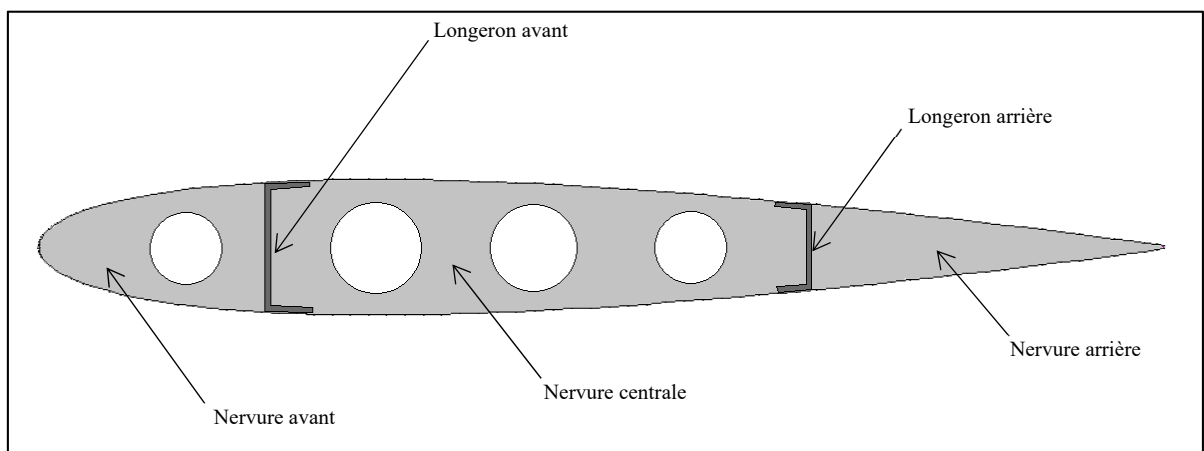


Figure 3.1 Structure interne d'une ailette

3.1.1 Les longerons

Au niveau de l'ailette d'un avion, l'élément structurel permettant de supporter la plus grande partie des charges est le longeron. C'est une poutre qui parcourt toute l'ailette dans sa longueur et permet d'ajouter de la rigidité et ainsi, supporter les charges. Les longerons seront conçus pour résister aux efforts de cisaillement et de torsion et pour résister aux contraintes de flexion (Megson, 2016). Dans les avions régionaux, les ailes sont dotées de deux longerons, ce qui implique que l'ailette est aussi de type multi-longeron. Ainsi, nous distinguons le longeron avant et le longeron arrière dans la structure d'une ailette. Il existe différentes formes de longerons, allant d'une forme classique dite uniforme à des formes plus complexes. Différents matériaux peuvent être également utilisés comme de l'acier, du carbone ou des matériaux composites pour la fabrication des longerons.

3.1.2 Les nervures

Un autre élément indispensable de la structure d'une ailette est la nervure. Dans une ailette, tout comme dans une aile d'avion, les nervures sont localisées à partir du bord d'attaque jusqu'au bord de fuite. Leurs géométries varient selon le profil variable d'aile lié à leur position dans l'ailette. Plus simplement, les nervures définissent la forme de l'ailette adaptative. Ainsi, les nervures sont essentielles, car elles permettent de fixer le revêtement en servant de cadre. Les nervures aussi ont des géométries différentes, comme les nervures d'âme ou les nervures de treillis par exemple, qui sont toutes les deux très utilisées.

3.1.3 Le revêtement

Le revêtement de l'ailette est l'élément structurel qui permet de donner la forme aérodynamique de l'ailette. Il va distribuer les efforts de pressions aux longerons et aux nervures. Le matériau utilisé pour le revêtement varie selon la mission qui lui est demandé notamment selon les conditions de déformation qui lui seront appliquées.

3.2 Dimensionnement du squelette structurel

Le dimensionnement du squelette structurel sera réalisé au travers d'une étude de résistance des matériaux. En effet, le squelette structurel sera sollicité par des charges et va subir ainsi une déformation. Ce corps va ainsi subir une certaine déformation élastique qui sera étudiée dans une étude de résistance des matériaux. En résistance des matériaux, nous cherchons à nous assurer que la pièce étudiée satisfasse les exigences de résistance, de rigidité, de stabilité et d'endurance.

3.2.1 Hypothèses de la résistance des matériaux

Dans un premier temps, nous énoncerons les hypothèses de la résistance des matériaux. Le matériau est modélisé comme continu, homogène, isotrope et ne subit aucune force interne avant l'application des forces extérieures.

Dans un deuxième temps, nous utiliserons des hypothèses sur les formes pour caractériser notre squelette structurel de l'ailette adaptative et pour ainsi, simplifier sa forme pour l'étudier. Nous supposerons ainsi que la forme des poutres constituant le squelette structurel admettra des axes de symétrie, une dimension principale et des dimensions transversales variant de façon continue.

3.2.2 Plan structurel préliminaire

Lorsqu'il s'agit de positionner des longerons dans une aile d'avion, il est bien de savoir une règle fondamentale de conception. Le longeron principal est l'élément qui va supporter le plus grand nombre de charges. Il faut donc connaître le centre aérodynamique C_A du profil d'aile. En effet, étant donné les caractéristiques de cambrures du profil d'aile, les forces aérodynamiques (portance L et traînée D) sont plus importantes, proche du bord d'attaque (BA) que du bord de fuite (BF). Le centre aérodynamique C_A est alors plus proche du bord d'attaque et la force résultante aérodynamique R se situe à ce niveau.

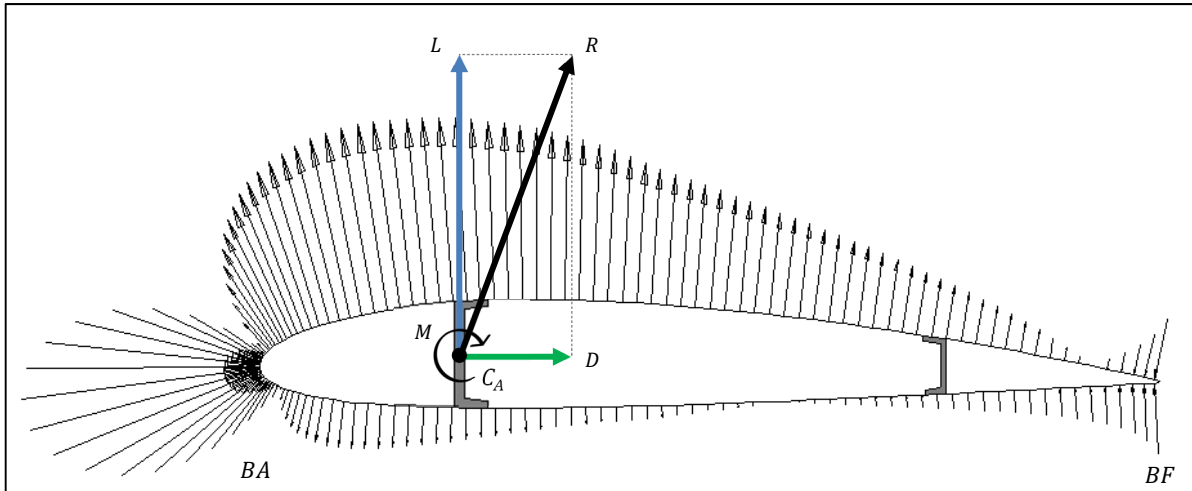


Figure 3.2 Visualisation de centre aérodynamique pour un profil d'aile

Évidemment, ce centre aérodynamique se déplace lorsque les conditions de vol changent, particulièrement lorsque que l'angle d'attaque varie. Néanmoins, il faut positionner le longeron principal où le coefficient de moment C_M généré par M est nul, c'est-à-dire dans le centre aérodynamique (voir Figure 3.2). De manière générale, le longeron principal est situé à 25% de la corde de l'ailette, comme pour une aile. Le longeron arrière de l'ailette est plus simple à positionner, car il suit le prolongement du longeron arrière de l'aile permettant de fixer les ailerons et les volets (souvent à 75% de la corde).

Concernant les nervures, ces dernières n'ont pas de position parfaitement définie. Cependant, elles sont généralement placées à l'endroit où les charges sur le revêtement apparaissent. D'idéal équidistantes les unes des autres, un critère de dimensionnement qui peut être utilisé est de les positionner afin que le rapport d'aspect AR reste proche de 1 entre chacune des nervures. Le rapport d'aspect pour une aile relie l'envergure de l'aile avec la surface alaire de l'aile. Nous utiliserons la distance entre les deux nervures b (envergure) et la surface alaire S entre ces deux nervures pour définir le rapport d'aspect comme suit :

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.1)$$

3.2.3 Modélisation structurelle du longeron principal

Nous pouvons représenter la structure de l'ailette adaptative comme étant une poutre pivotante (II) par rapport à une poutre fixe (I) (voir Figure 3.3). Ces poutres sont soumises à la distribution de la portance, à la distribution du poids et à la traînée induite en bout d'ailette. Les distributions énoncées sont représentées par des distributions de charges.

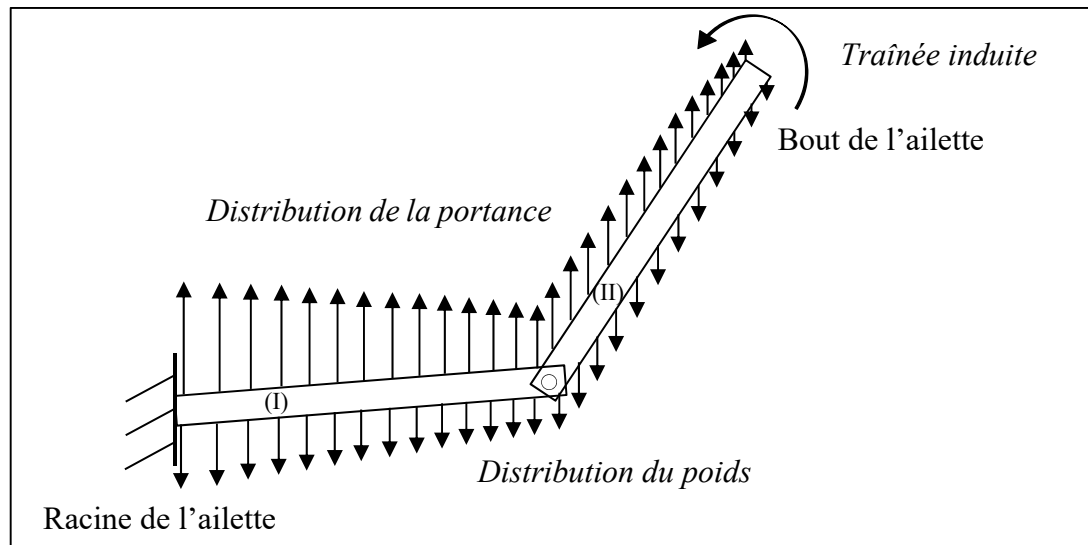


Figure 3.3 Modélisation structurelle de l'ailette adaptative

La poutre (I) est fixée à l'aile par un encastrement. Elle suit le prolongement de l'aile qui est légèrement inclinée vers le haut. D'après le fichier 3D Catia de l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700, l'aile est inclinée d'un angle $\theta = 4^\circ$ (voir Figure 3.4).

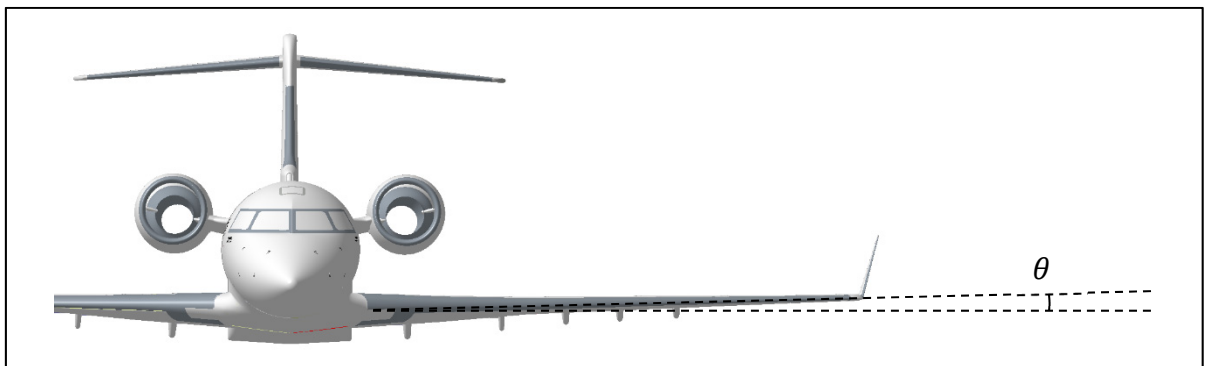


Figure 3.4 Dièdre de l'aile

Nous pouvons étudier chacune de ces deux poutres séparément pour faciliter les calculs. Les efforts internes aux liaisons sont représentés sur ces deux poutres (voir Figures 3.5 et 3.6).

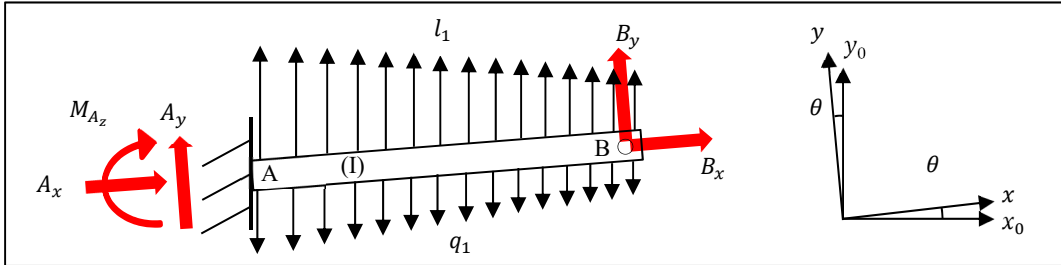


Figure 3.5 Modélisation de la poutre (I) de l'aillette adaptative

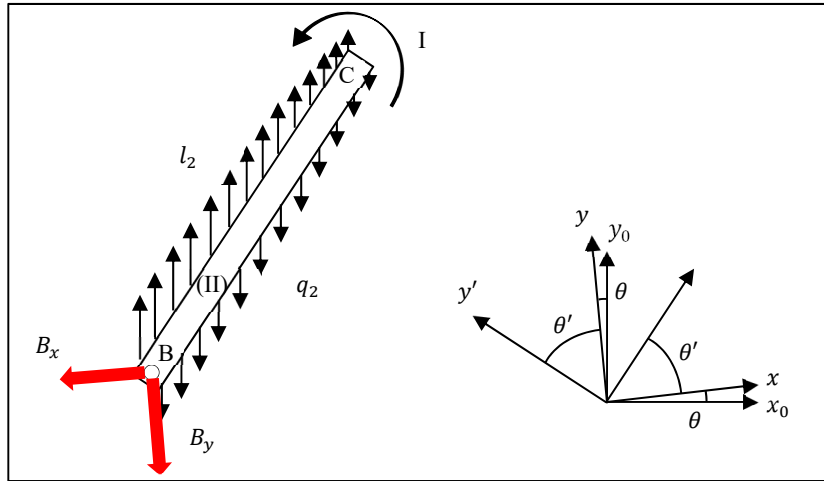


Figure 3.6 Modélisation de la poutre (II) de l'aillette adaptative

3.2.4 Détermination des efforts de liaison

Nous avons ensuite quantifié les charges liées aux liaisons de l'aillette adaptative, c'est-à-dire à la liaison encastrement au point A sur la Figure 3.5 et la liaison pivot sur la Figure 3.6. Les détails des calculs sont expliqués en Annexe I de ce mémoire. Pour aboutir à ces résultats, nous avons au préalable déterminé les forces et les moments générés par la distribution du poids et la distribution de la portance sur chacune des deux poutres.

Au niveau de la racine de l'aillette adaptative, au point A, nous avons obtenus les différentes forces selon leurs axes de références respectifs notées A_x , A_y et le moment M_{A_z} .

$$A_x = -L_{1x} - L_{2,x'} \cos(\theta') + L_{2,y'} \sin(\theta') + P_{1x} + P_{2,x'} \cos(\theta') - P_{2,y'} \sin(\theta') \quad (3.2)$$

$$A_y = -L_{1y} - L_{2,x'} \sin(\theta') - L_{2,y'} \cos(\theta') + P_{1y} + P_{2,x'} \sin(\theta') + P_{2,y'} \cos(\theta') \quad (3.3)$$

$$M_{A_z} = -AB \cdot [L_{2,x'} \sin(\theta') + L_{2,y'} \cos(\theta') - P_{2,x'} \sin(\theta') - P_{2,y'} \cos(\theta')] - M_{L_{1,A,z}} \quad (3.4)$$

Au niveau du point de pivot de l'ailette adaptative, au point B , nous avons obtenu les différentes forces selon leurs axes de références respectifs notées B_x et B_y .

$$B_x = L_{2,x'} \cos(\theta') - L_{2,y'} \sin(\theta') - P_{2,x'} \cos(\theta') + P_{2,y'} \sin(\theta') + M_{P_{1,A,z}} \quad (3.5)$$

$$B_y = L_{2,x'} \sin(\theta') + L_{2,y'} \cos(\theta') - P_{2,x'} \sin(\theta') - P_{2,y'} \cos(\theta') \quad (3.6)$$

3.2.5 Détermination du moment induit

Le moment induit est généré par les forces de pressions générant les tourbillons en bout d'aile. Ce moment induit est directement relié à la traînée induite et nous l'avons considéré dans notre étude comme étant une inconnue de notre système à déterminer. Comme décrit dans l'Annexe I, lorsque nous avons appliqué le principe fondamental de la statique, nous avons obtenu l'expression suivante caractérisant ce moment en bout d'ailette.

$$I = M_{L_{2,B,z}} - M_{P_{2,B,z}} \quad (3.7)$$

3.2.6 Détermination des torseurs des efforts de cohésion

En utilisant rigoureusement la méthodologie classique de résistance des matériaux, nous avons obtenu les torseurs des efforts de cohésion pour chacune des deux poutres de l'ailette adaptative étudiée. Un torseur des efforts de cohésion $\{T_{coh}\}$ est caractérisé par l'effort normal N , les efforts tranchants T_y et T_z , le moment de torsion M_t et les moments de flexion M_{fy} et M_{fz} .

$$\{T_{coh}\} = \begin{Bmatrix} N & M_t \\ T_y & M_{fy} \\ T_z & M_{fz} \end{Bmatrix} \quad (3.8)$$

Dans l'Annexe I de ce mémoire, l'obtention des torseurs des efforts de cohésion est expliquée. Nous avons défini $\{T_{coh}\}_{1,G}$ comme le torseur des efforts de cohésion de la poutre (I) où G est le point parcourant la poutre (I) dans toute sa longueur (voir Figure A-I.3).

$$\{T_{coh}\}_{1,G} = \begin{Bmatrix} -A_x - \widetilde{L_{1,x}} - \widetilde{P_{1,x}} & 0 \\ -A_y - \widetilde{L_{1,y}} - \widetilde{P_{1,y}} & 0 \\ 0 & -M_{A_z} + x \cdot A_y - \widetilde{M_{L_{1,G,z}}} - \widetilde{M_{P_{1,G,z}}} \end{Bmatrix}_{1,G} \quad (3.9)$$

Nous avons défini $\{T_{coh}\}_{2,G}$ comme le torseur des efforts de cohésion de la poutre (II) où G est le point parcourant la poutre (II) dans toute sa longueur (voir Figure A-I.4).

$$\begin{aligned} & \{T_{coh}\}_{2,G} \\ &= \begin{Bmatrix} B_x \cos(\theta') + B_y \sin(\theta') - \widetilde{L_{2,x'}} - \widetilde{P_{2,x'}} & 0 \\ -B_x \sin(\theta') + B_y \cos(\theta') - \widetilde{L_{2,y'}} - \widetilde{P_{2,y'}} & 0 \\ 0 & x \cdot (B_x \sin(\theta') - B_y \cos(\theta')) - \widetilde{M_{L_{2,G,z}}} - \widetilde{M_{P_{2,G,z}}} \end{Bmatrix}_{2,G} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Pour vérifier que nos torseurs étaient bien calculés, nous nous sommes également assurés que la relation entre l'effort tranchant T_y et le moment de flexion M_{fz} était validée, ce qui a été le cas dans cette étude.

$$\frac{dM_{fz}}{dx} = -T_y \quad (3.11)$$

3.2.7 Diagramme des forces et des moments

Nous pouvons désormais représenter l'évolution de la force normale N (voir Figure 3.7), de la force tranchante T_y (voir Figure 3.8 (a)) et du moment fléchissant M_{fz} (voir Figure 3.8 (b)). Nous avons obtenu chacune de ces courbes sur Excel. La position du point pivot effectuant la liaison entre les deux poutres étudiées est représentée par un axe en pointillés. À gauche de cet axe se trouve la poutre fixe et à droite se trouve la poutre pivotante.

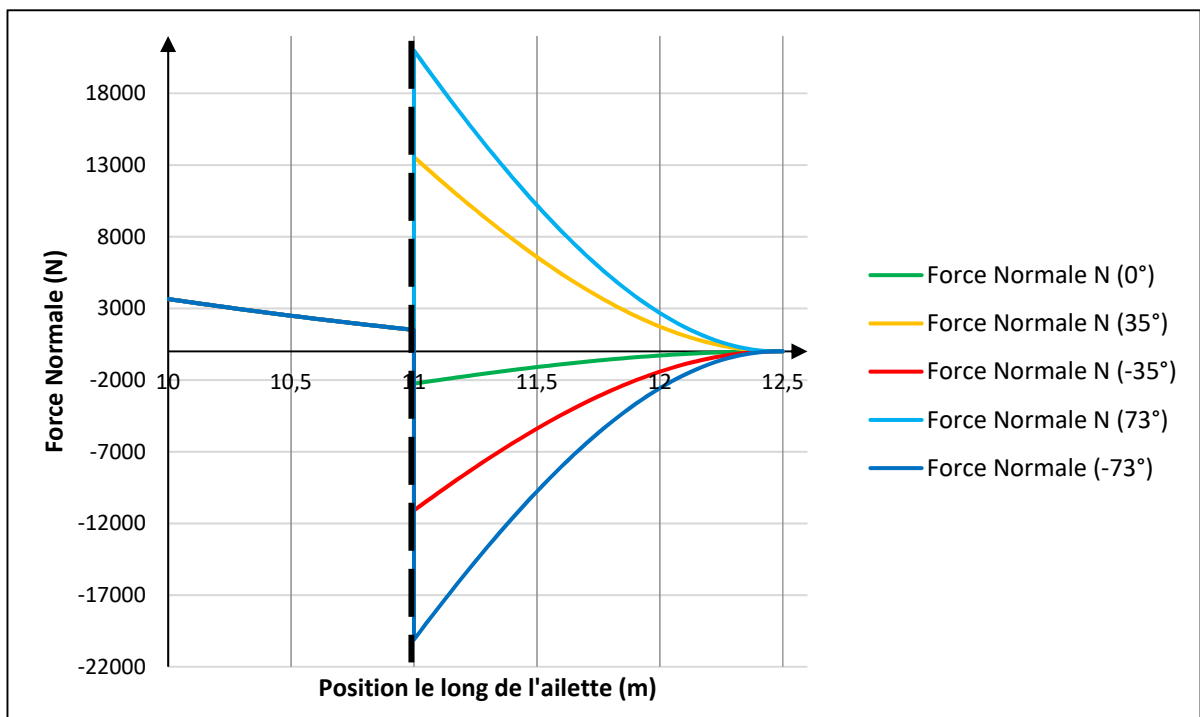


Figure 3.7 Évolution de la force normale N le long de l'ailette

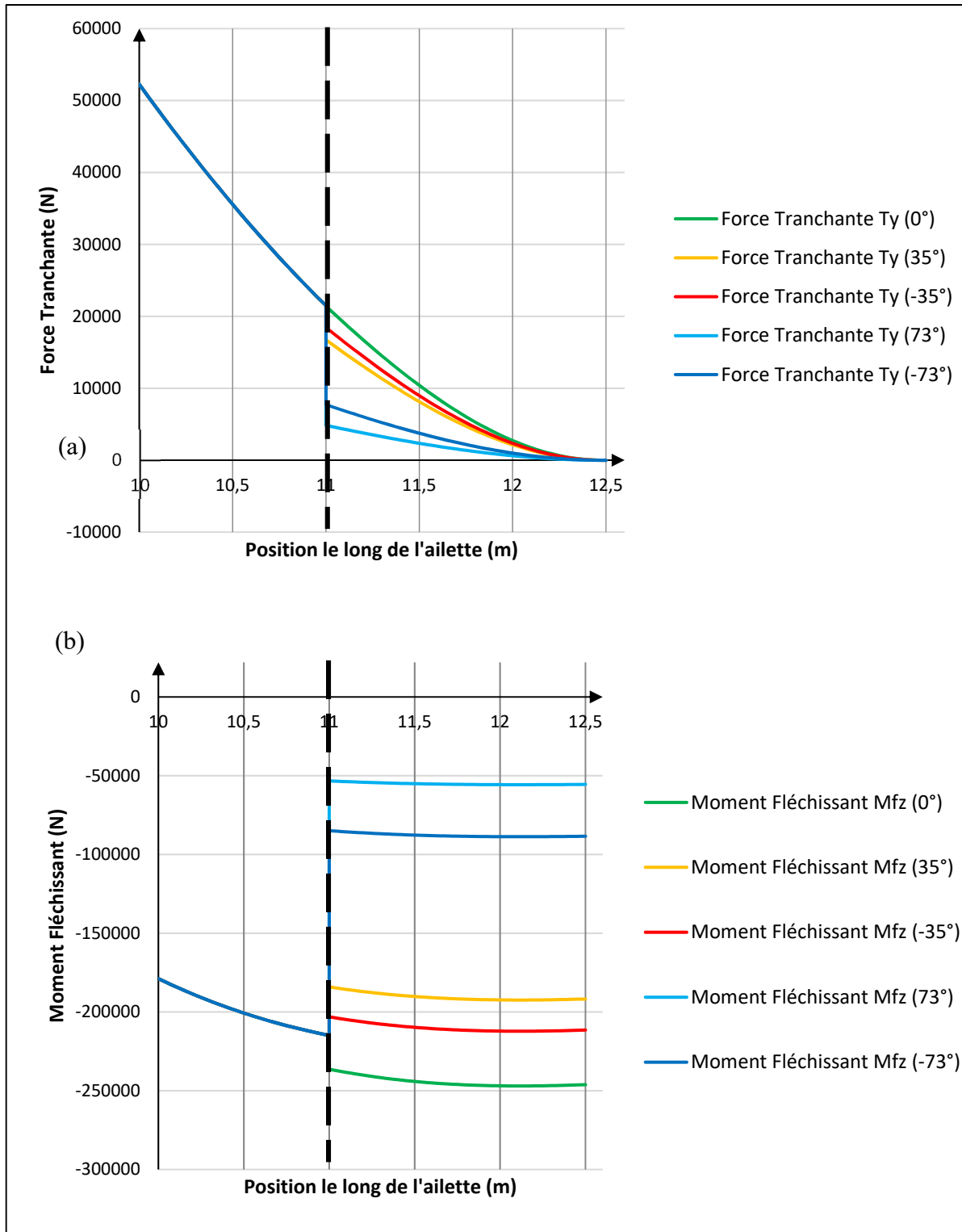


Figure 3.8 Évolution de la force tranchante T_y (a) du moment fléchissant M_{fz} (b) le long de l'ailette

Pour une orientation de l'ailette à 0° , nous notons que la force normale N diminue de manière continue et progressive jusqu'à être nulle au bout de l'ailette. Quand l'ailette s'oriente positivement, un saut de la force normale au niveau du point de pivot de l'ailette est observable. Plus l'angle d'inclinaison de l'ailette augmente, plus ce saut est important. Cependant, quand l'ailette s'oriente négativement, la force normale devient négative et nous observons un saut au niveau du point de pivot. Pareillement, plus l'angle devient grand du côté négatif, plus la norme de N devient grande. Ensuite, après le point de pivot de l'ailette, la force normale diminue jusqu'à devenir nulle en bout d'ailette.

À propos de la force tranchante T_y , pour une orientation de l'ailette à 0° , elle diminue de manière continue et progressive jusqu'à devenir nulle au bout de l'ailette adaptative. Lorsque nous faisons varier positivement ou négativement l'orientation de l'ailette, la force tranchante diminue et son saut se produit au point de pivot de l'ailette. Cependant, la force tranchante diminue plus fortement pour une orientation positive que pour son orientation opposée négative. Après le point de pivot de l'ailette où le saut se produit, la force tranchante T_y diminue jusqu'à être nulle en bout d'ailette.

Le moment fléchissant M_{fz} est négatif sur les deux poutres qui composent la structure de l'ailette adaptative. Au niveau du point de pivot de l'ailette, le moment fléchissant n'est pas continu d'une poutre à l'autre, car un saut se produit. Sa norme est la plus grande pour une orientation de l'ailette à 0° . Puis, lorsque nous faisons varier positivement ou négativement l'orientation de l'ailette, la norme du moment fléchissant diminue. Néanmoins, la norme du moment fléchissant diminue plus fortement pour une orientation positive que pour son orientation opposée négative.

Finalement, la norme de la force normale la plus importante apparaît lorsque l'angle d'orientation sera le plus grand. Concernant la force tranchante et le moment fléchissant, les normes les plus élevées de ces deux critères sont générés avec une orientation de l'ailette adaptative à 0° .

3.2.8 Analyse des contraintes

Après la détermination des différents efforts et moments qui vont s'appliquer aux longerons, nous allons déterminer les différentes contraintes qui leur seront appliquées. Aujourd'hui, l'analyse des contraintes se fait par ordinateur, néanmoins, nous avons choisi, pour mener notre étude, d'utiliser des méthodes simplifiées de calcul pour arriver à nos fins rapidement. En effet, en procédant ainsi, nous allons pouvoir juger rapidement la qualité de notre travail et la conception que nous aurons faite.

En aéronautique, afin d'obtenir les meilleures performances aérodynamiques en vol, il est nécessaire de réduire au maximum la masse générale de la structure tout en respectant certains critères de sécurité. Nous utilisons notamment un facteur de sécurité f de 1,5 pour définir la contrainte ultime σ_{ULT} à partir de la contrainte limite σ_{LIM} calculée. Ce facteur de sécurité est défini par la norme 14 CFR § 25.303 (Code of Federal Regulations, 2002).

$$\sigma_{ULT} = f \cdot \sigma_{LIM} \quad (3.12)$$

La contrainte limite σ_{LIM} est la contrainte maximale qui peut être atteinte en vol et elle est aussi appelée contrainte effective d'opération. La contrainte ultime σ_{ULT} correspond à la contrainte liée à la conception pour assurer la sécurité en tout temps de la structure, c'est-à-dire, s'assurer que la structure ne cassera pas du fait de ce surdimensionnement.

Dans une poutre, la répartition des contraintes normales, de cisaillement, de flexion ou de torsion se comporte différemment selon la géométrie de sa section de coupe. Dans notre recherche, nous allons étudier deux poutres, une poutre profilée en « I » et l'autre en « C ».

Ces deux formes de poutres sont très utilisées en aéronautique dans les structures d'aile. Elles possèdent toutes les deux des propriétés de symétrie, mais aussi des centres de gravité CG qui vont se positionner différemment selon la section de coupe de chacune d'elle (voir Figure 3.9).

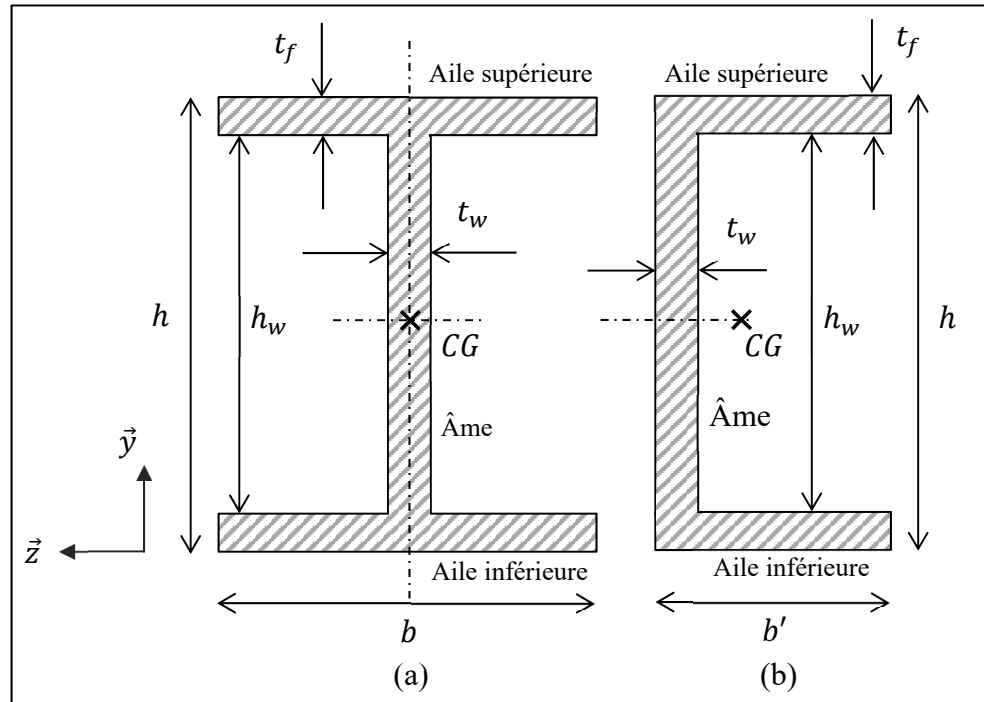


Figure 3.9 Section d'une poutre I (a) et C (b)

3.2.8.1 Détermination des contraintes normales

La contrainte normale σ_N va agir perpendiculairement à la section de poutre étudiée. Elle traduit la répartition de la force normale $N(x)$ sur la surface de la section S .

$$\sigma_N(x) = \frac{N(x)}{S} \quad (3.13)$$

Nous utilisons les notations symboliques de la Figure 3.9 (a) pour caractériser la contrainte normale σ_{N_I} de la poutre en I et les notations de la Figure 3.9 (b) pour la contrainte normale σ_{N_C} de la poutre en C. Nous identifions la hauteur entre les bornes extérieures des ailes h , la hauteur entre les bornes intérieures des ailes h_w , l'épaisseur de l'âme t_w , l'épaisseur des ailes t_f , la largeur d'une poutre en I symbolisée b et la largeur d'une poutre en C notée b' .

$$\sigma_{N_I}(x) = \frac{N(x)}{h_w t_w + 2t_f b} \quad (3.14)$$

$$\sigma_{N_C}(x) = \frac{N(x)}{h_w t_w + 2t_f b'} \quad (3.15)$$

Les propriétés mécaniques des poutres sont directement liées au signe de la force normale $N(x)$ et le signe de cette force déterminera si notre poutre est en traction ou en compression. En effet, si nous obtenons une contrainte normale positive, la poutre subit une traction alors que si la contrainte normale est négative, cela veut dire qu'une compression est appliquée à la poutre.

3.2.8.2 Détermination des contraintes normales de flexion

Le moment fléchissant $M_{f_z}(x)$ va quant à lui générer des contraintes normales de flexion qui seront notées par $\sigma_f(x, y)$. Elles vont considérer le moment quadratique de la section étudiée I_{G_z} ainsi que la hauteur y du point étudié sur la section par rapport à l'axe neutre.

$$\sigma_f(x, y) = -\frac{M_{f_z}(x)}{I_{G_z}} y \quad (3.16)$$

Nous avons obtenu l'expression de I_{G_z} pour chacun des deux types de sections étudiées. Le détail des calculs est effectué en Annexe IV. Il se trouve que nous avons obtenu la même expression dans les deux cas selon la définition symbolique des différentes longueurs b et b' de chaque profilé.

$$I_{G_z, poutre I} = \frac{bh^3 - (b - t_w)h_w^3}{12} \quad (3.17)$$

$$I_{G_z, poutre\ C} = \frac{b'h^3 - (b' - t_w)h_w^3}{12} \quad (3.18)$$

3.2.8.3 Détermination des contraintes de cisaillement

Nous cherchons à évaluer les contraintes de cisaillement qui s'appliquent à notre longeron principal. Pour le faire, nous définissons le flux de cisaillement q comme étant une force par unité de longueur faisant intervenir l'effort tranchant T_y . Dans nos profilés, nous aurons un cisaillement différent dans les ailes et dans l'âme. Ainsi, nous définissons le flux de cisaillement q_{S_z} avec son moment statique associé S_{z_ξ} et dans l'âme, q_{S_z} avec son moment statique S_{y_ξ} . Le détail des moments statiques est fourni en Annexe V de cette recherche.

$$S_{z_\xi, aile\ I}(z) = \frac{1}{8}z(h^2 - h_w^2) \quad (3.19)$$

$$S_{z_\xi, âme\ I}(y) = \frac{1}{8}(bh^2 - (b - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2) \quad (3.20)$$

$$S_{z_\xi, aile\ C}(z) = \frac{1}{8}z(h^2 - h_w^2) \quad (3.21)$$

$$S_{z_\xi, âme\ C}(y) = \frac{1}{8}(b'h^2 - (b' - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2) \quad (3.22)$$

$$q_{S_z} = \frac{T_y}{I_{G_z}} S_{z_\xi} \quad (3.23)$$

Ainsi pour chaque profilé, nous pouvons obtenir une répartition de la contrainte de cisaillement τ . Nous définissons les contraintes de cisaillement dans les ailes et l'âme d'une poutre en I respectivement $\tau_{aile\ poutre\ I}$ et $\tau_{âme\ poutre\ I}$. Les contraintes de cisaillement dans les ailes et l'âme d'une poutre en C sont respectivement notées $\tau_{aile\ poutre\ C}$ et $\tau_{âme\ poutre\ C}$.

$$\tau_{\text{aile poutre } I}(x; z) = \frac{q_{S_{z,\text{aile},I}}(x; z)}{t_f} = \frac{3}{2} \frac{z T_y(x)}{t_f} \frac{h^2 - h_w^2}{bh^3 - (b - t_w)h_w^3} \quad (3.24)$$

$$\tau_{\text{\r{a}me poutre } I}(y; z) = \frac{q_{S_{z,\text{\r{a}me},I}}(y; z)}{t_w} = \frac{3}{2} \frac{T_y(x)}{t_w} \frac{bh^2 - (b - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2}{bh^3 - (b - t_w)h_w^3} \quad (3.25)$$

$$\tau_{\text{aile poutre } C}(x; z) = \frac{q_{S_{z,\text{aile},C}}(x; z)}{t_f} = \frac{3}{2} \frac{z T_y(x)}{t_f} \frac{h^2 - h_w^2}{b'h^3 - (b' - t_w)h_w^3} \quad (3.26)$$

$$\tau_{\text{\r{a}me poutre } C}(y; z) = \frac{q_{S_{z,\text{\r{a}me},C}}(y; z)}{t_w} = \frac{3}{2} \frac{T_y(x)}{t_w} \frac{b'h^2 - (b' - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2}{b'h^3 - (b' - t_w)h_w^3} \quad (3.27)$$

Nous observons que le long de l'aile de la poutre, la contrainte de cisaillement \r{e}volue de mani\re lin\aire alors que le long de l'\r{a}me, nous aurons une distribution parabolique de la contrainte de cisaillement (voir Figure 3.10). En effet, le long des ailes, la variable z selon o\ur la contrainte de cisaillement est calcul\ee est \r{a} l'ordre 1 tandis que le long des \r{a}mes, la variable y selon o\ur la contrainte de cisaillement est calcul\ee est \r{a} l'ordre 2.

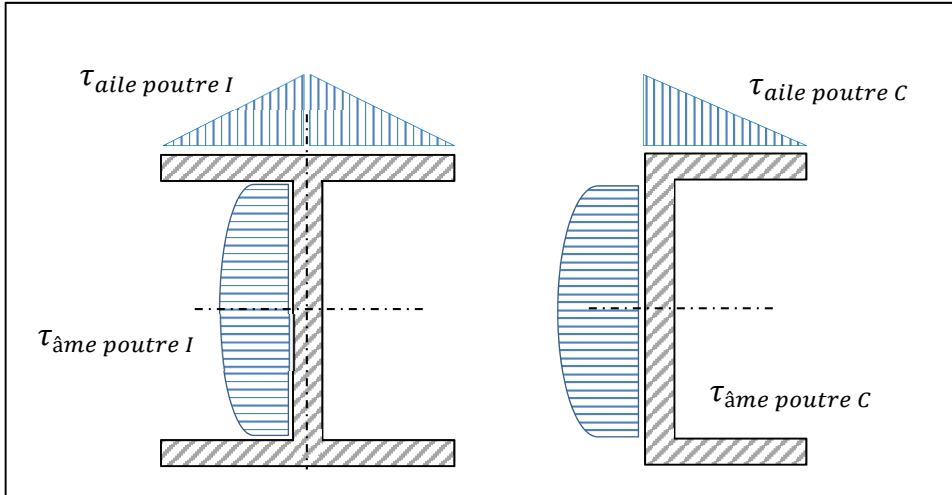


Figure 3.10 Sch\ema des distributions des contraintes de cisaillement dans l'aile et l'\r{a}me des poutres de profil\ I et C

3.2.8.4 Détermination des contraintes de torsion

Une poutre en I ne subit pas de torsion étant donné ses caractéristiques de symétries géométriques. Néanmoins, pour une poutre en C, une contrainte de torsion est générée. Nous avons déterminé en Annexe VI le moment de torsion M_K qui s'applique au centre de gravité d'un profilé en C.

$$M_K = 2F_{aile} \left(\frac{h - t_f}{2} \right) + F_{\hat{a}me} \left(z_{CG} - \frac{t_w}{2} \right) \quad (3.28)$$

Nous utilisons également les expressions des forces F_{aile} et $F_{\hat{a}me}$ calculées en Annexe VI.

$$F_{aile} = \frac{T_y}{I_{G_z}} \frac{b'^2 (h^2 - h_w^2)}{16} \quad (3.29)$$

$$F_{\hat{a}me} = \frac{T_y}{I_{G_z}} \frac{1}{8} \left(b' h_w h^2 - \left(b' + \frac{t_w}{3} \right) h_w^3 \right) \quad (3.30)$$

Nous pouvons alors trouver la contrainte de torsion τ_k s'exprimant par l'équation suivante :

$$\tau_k = \frac{M_k \cdot t}{I_k} \quad (3.31)$$

Cette contrainte fait intervenir la contrainte de torsion I_K avec t comme épaisseur choisie de la poutre étudiée.

$$I_K = \frac{1}{3} b' t_f^3 + \frac{1}{3} h_w t_w^3 + \frac{1}{3} b' t_f^3 = \frac{2b' t_f^3 + h_w t_w^3}{3} \quad (3.32)$$

3.2.9 Calcul des contraintes maximales

La connaissance des contraintes maximales qui sont appliquées à la structure vont nous permettre de finaliser le dimensionnement de la structure. En utilisant les dimensions du fichier Catia du Bombardier CRJ-700, nous connaissons approximativement la hauteur h de la poutre à la racine de l'ailette jusqu'à son extrémité. À partir de cette dimension, il nous a été possible de choisir des dimensions cohérentes vis-à-vis des différents profilés de poutre de telle sorte à déterminer les contraintes maximales qui s'appliquent aux différentes sections des profilés (voir Tableau 3.1).

Tableau 3.1 Tableau des contraintes maximales

	Poutre profilé I			Poutre profilé C		
Localisation	Racine	Point de pivot	Bout	Racine	Point de pivot	Bout
h [mm]	125	100	30	125	100	30
b (ou b') [mm]	80	80	60	40	40	30
t_w [mm]	15	7	7	15	7	7
t_f [mm]	10	5	5	10	5	5

3.2.9.1 Contrainte normale maximale

D'après nos études, la contrainte normale maximale $\sigma_{N,max}$ se situe au niveau de la racine des différentes poutres que nous pouvons étudier. Nous avons donc mis en évidence l'évolution de la contrainte normale maximale pour différentes orientations d'ailette au niveau de sa racine et au niveau du point de pivot qui constitue le début de la deuxième poutre constituant notre structure (voir Figure 3.11).

$$\sigma_{N,max,I} \approx 17 \text{ MPa} \quad (3.33)$$

$$\sigma_{N,max,U} \approx 22 \text{ MPa} \quad (3.34)$$

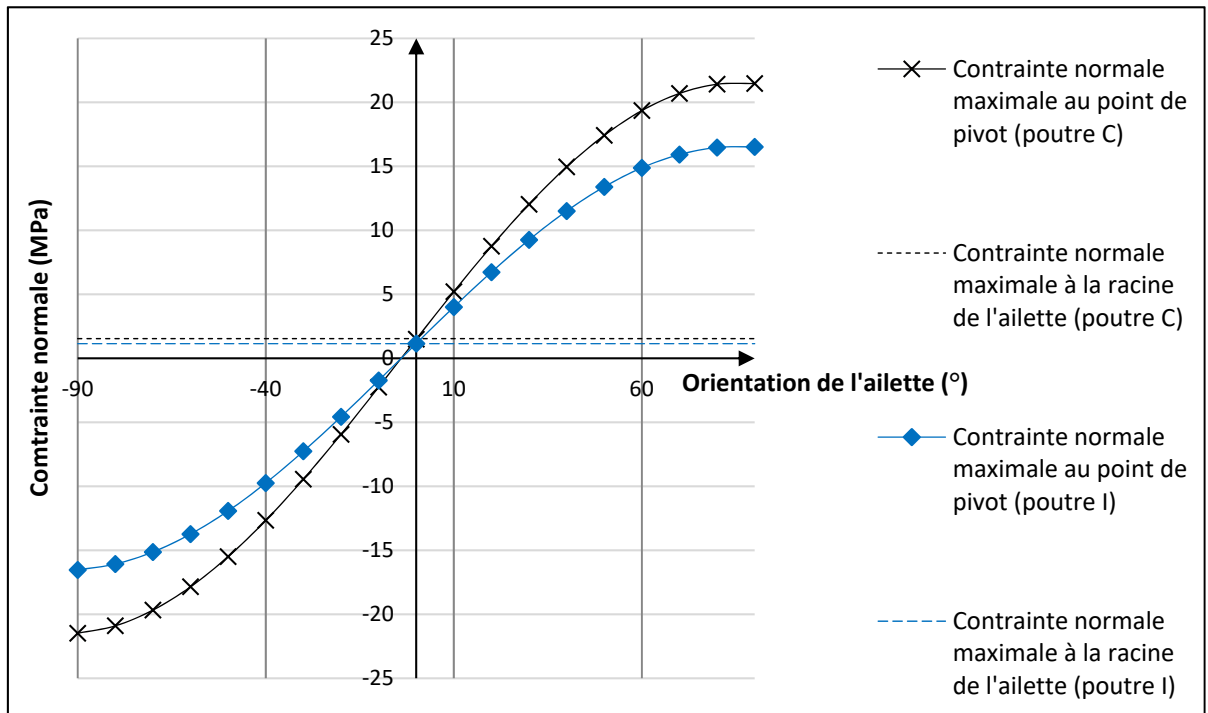


Figure 3.11 Évolution de la contrainte normale maximale selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C

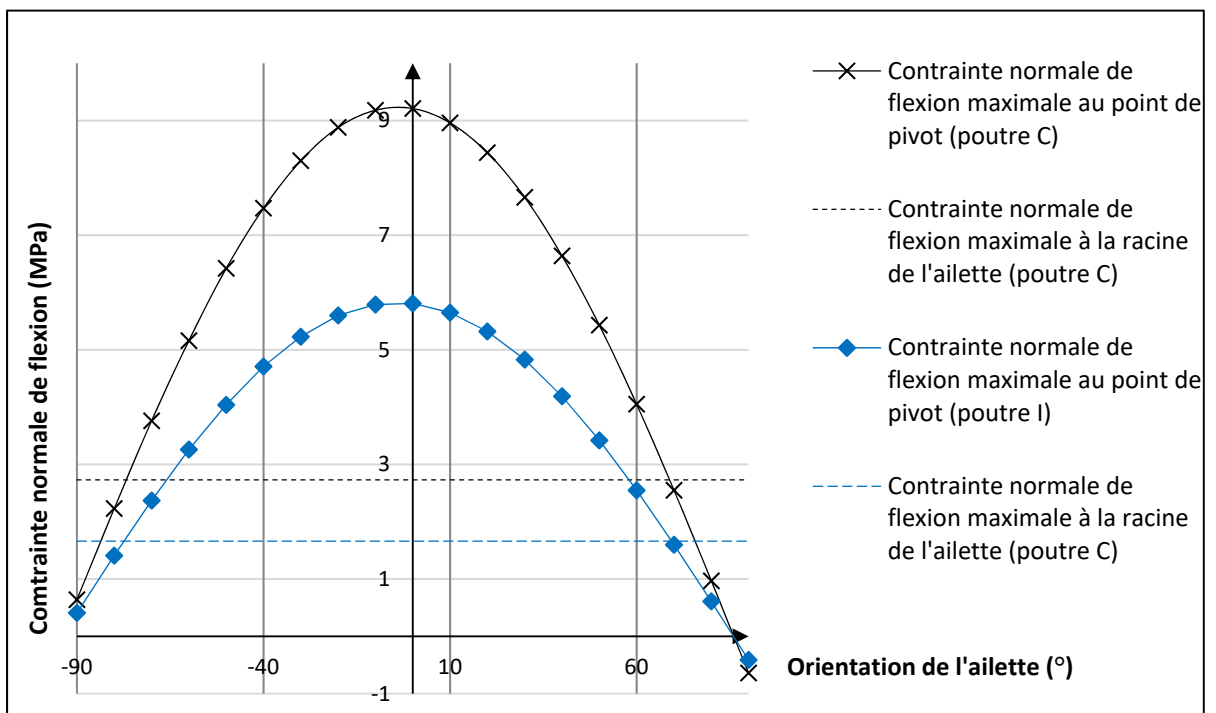


Figure 3.12 Évolution de la contrainte normale de flexion maximale selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C

3.2.9.2 Contrainte normale de flexion maximale

Que ce soit pour le profilé en C ou le profilé en I, d'après nos études, la contrainte normale de flexion maximale $\sigma_f(x, y)_{max}$ se situe au niveau de la racine des différentes poutres que nous pouvons étudier. Nous avons donc mis en évidence l'évolution de la contrainte de flexion maximale pour différentes orientations d'ailette au niveau de sa racine et au niveau du point de pivot qui constitue le début de la deuxième poutre constituant notre structure. D'après la Figure 3.12, nous pouvons identifier la contrainte normale de flexion maximale.

$$\sigma_f(x, y)_{max,I} \approx 6 \text{ MPa} \quad (3.35)$$

$$\sigma_f(x, y)_{max,C} \approx 9,5 \text{ MPa} \quad (3.36)$$

3.2.9.3 Contraintes de cisaillement maximales

D'après nos études, la contrainte normale de cisaillement maximale τ_{max} , pour l'aile ou l'âme de la poutre se situe au niveau de la racine des différentes poutres que nous pouvons étudier. Nous avons donc mis en évidence l'évolution de la contrainte de cisaillement maximale pour l'aile et pour l'âme, pour différentes orientations d'ailette au niveau de sa racine de l'ailette et au niveau du point de pivot (voir Figures 3.13 et 3.14).

$$\tau_{max,aile,I} \approx 18 \text{ MPa} \quad (3.37)$$

$$\tau_{max,aile,C} \approx 30 \text{ MPa} \quad (3.38)$$

$$\tau_{max,\hat{a}me,I} \approx 35 \text{ MPa} \quad (3.39)$$

$$\tau_{max,\hat{a}me,C} \approx 38 \text{ MPa} \quad (3.40)$$

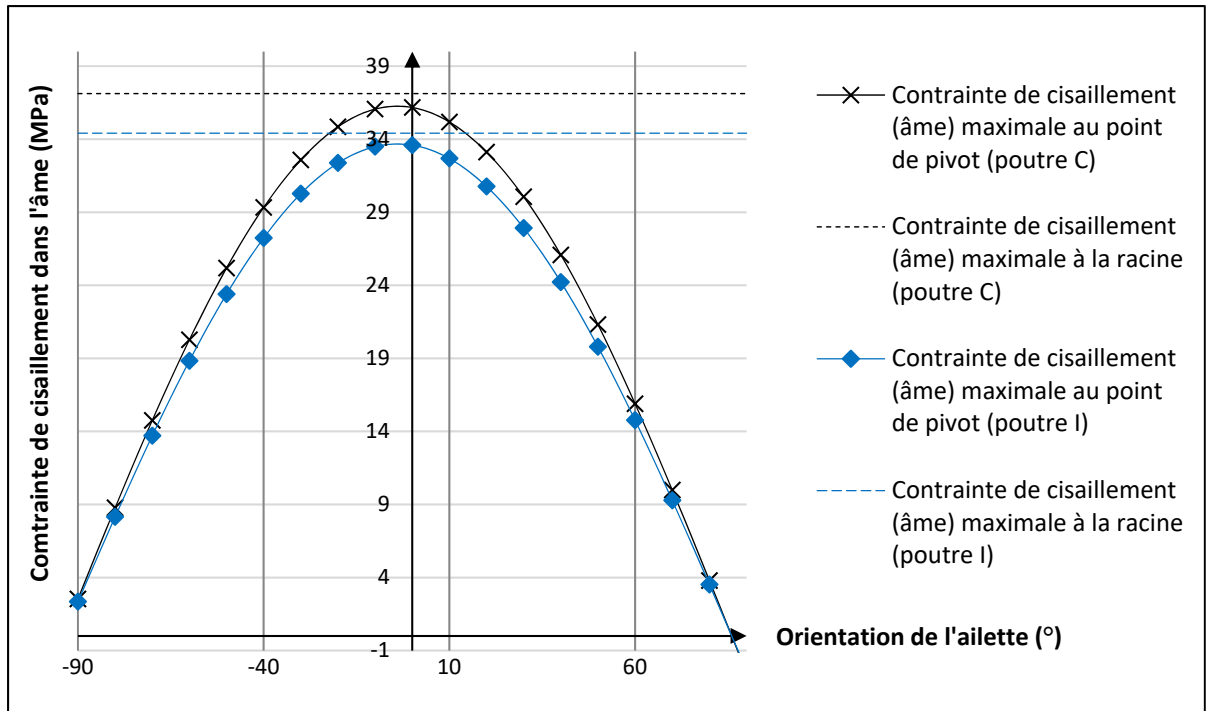


Figure 3.14 Évolution de la contrainte de cisaillement maximale dans l'âme selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C

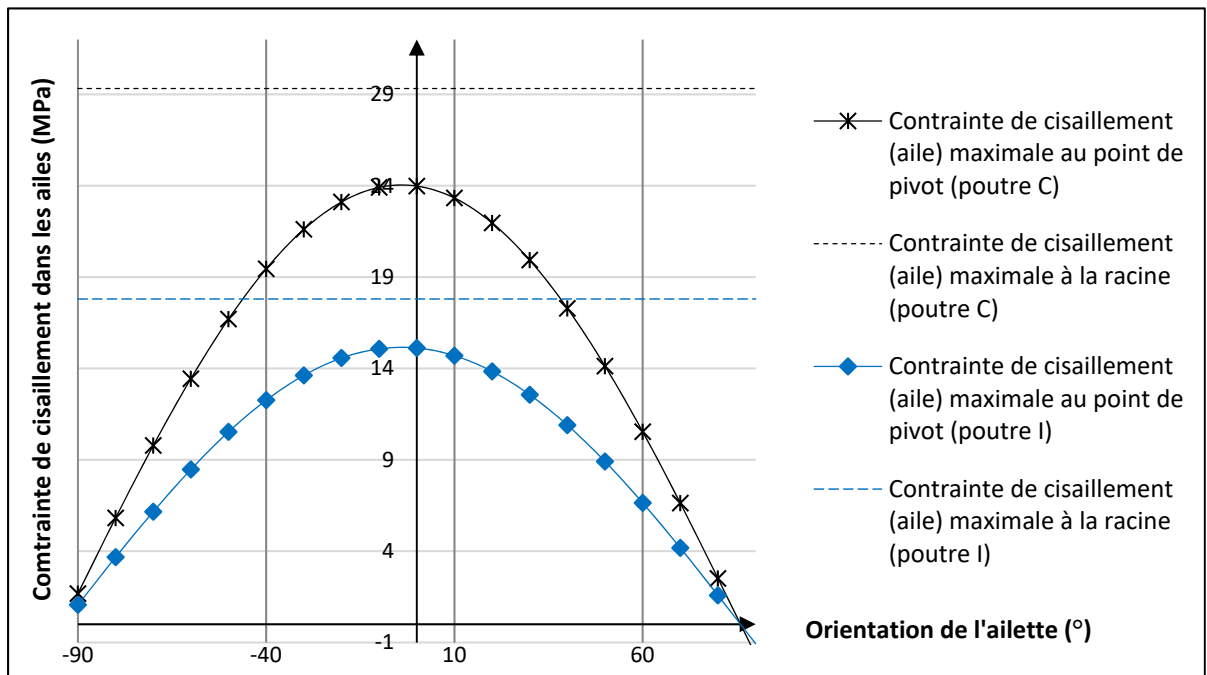


Figure 3.13 Évolution de la contrainte de cisaillement maximale dans les ailes selon l'orientation pour différentes positions des sections en I et en C

3.2.9.4 Contraintes de torsion maximales

D'après nos études, la contrainte normale de torsion maximale $\tau_{k,max}$ se situe au niveau de la racine des différentes poutres que nous pouvons étudier. Nous avons donc mis en évidence l'évolution de la contrainte de torsion maximale pour différentes orientations d'ailette au niveau de sa racine et au niveau du point de pivot.

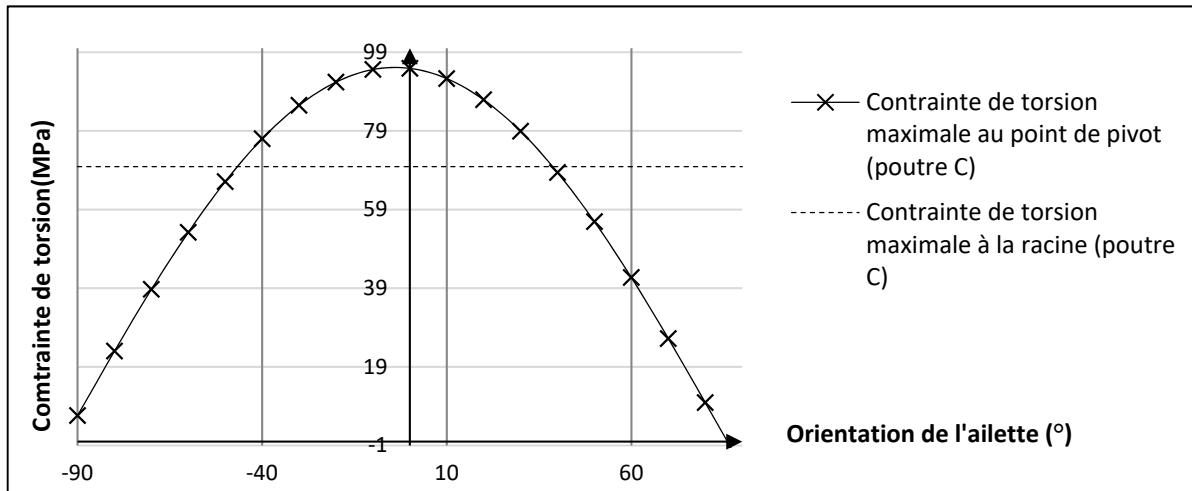


Figure 3.15 Évolution de la contrainte de torsion maximale selon l'orientation pour différentes positions de sections en C

D'après la Figure 3.15, nous pouvons identifier les contraintes de cisaillement maximales dans l'âme pour les profilés en C et en I de nos poutres.

$$\tau_{k,max} \approx 95 \text{ MPa} \quad (3.41)$$

3.2.9.5 Contraintes maximales résultantes

Maintenant que nous avons déterminé les différents types de contraintes maximales qui s'appliquent à nos profilés en I et en C, nous devons trouver les contraintes maximales résultantes σ_{max} et τ_{max} .

Pour déterminer la contrainte maximale résultante σ_{max} , nous devons ajouter la contrainte normale $\sigma_{N,max}$ et la contrainte normale de flexion $\sigma_{f,max}$.

$$\sigma_{max,I} \approx 23 \text{ MPa} \quad (3.42)$$

$$\sigma_{max,C} \approx 31,5 \text{ MPa} \quad (3.43)$$

Pour déterminer la contrainte maximale résultante τ_{max} , nous devons calculer la contrainte résultante de cisaillement $\tau_{R,max}$ et ajouter la contrainte de torsion $\tau_{k,max}$ (uniquement pour le profilé en C).

$$\tau_{R,max} = \sqrt{\tau_{max,aile}^2 + \tau_{max,\hat{ame}}^2} \quad (3.44)$$

En appliquant cette formule, nous obtenons les résultats suivants pour les différents profilés que nous étudions.

$$\tau_{R,max,I} \approx 39,4 \text{ MPa} \quad (3.45)$$

$$\tau_{R,max,C} \approx 48,5 \text{ MPa} \quad (3.46)$$

Finalement, nous obtenons les contraintes maximales résultantes τ_{max} pour les deux profilés en I et en C.

$$\tau_{max,I} = 39,4 \text{ MPa} \quad (3.47)$$

$$\tau_{max,C} = 143,5 \text{ MPa} \quad (3.48)$$

3.2.10 Matériau de la structure

Les structures qui composent les avions de nos jours sont généralement composées d'alliages pour améliorer les propriétés mécaniques structurelles et bénéficier des avantages fournis par différents matériaux, souvent des métaux. Dans l'aviation, les alliages de magnésium, de titanium, de nickel et de cobalt, l'acier, mais aussi les alliages d'aluminium sont utilisés.

3.2.10.1 Alliage d'aluminium

Dans notre étude, nous nous focaliserons sur l'étude d'un alliage d'aluminium qui composera nos différents composants structurels. En effet, les alliages d'aluminium ont pour avantage d'avoir une faible densité ρ ce qui implique que le poids de la structure est relativement faible. De plus, ils ont des très bonnes propriétés mécaniques. En termes d'usinabilité, de soudure, de durée de vie et de coût, les alliages d'aluminium représentent des solutions très envisageables.

Il est possible d'identifier un alliage d'aluminium par différentes combinaisons de chiffres qui décrivent les principaux éléments d'alliage. Le premier chiffre permet notamment d'identifier la classe de l'alliage. Dans les structures d'aéronefs, nous utilisons principalement les classes 2 et 7. La classe 2 offre des propriétés de résistance bonnes mais moins élevées que la classe 7. La composition de l'alliage des classes 2 et 7 possède du cuivre, diminuant la résistance à la corrosion de l'alliage, et la classe 7 est plus sensible aux impacts. Les classes 2 et 7 des alliages d'aluminium peuvent subir un traitement thermique pour augmenter les propriétés mécaniques du matériau (Mouritz, 2012). Nous avons ainsi sélectionné trois alliages d'aluminium différents pour notre étude.

- Alliage Al-2024-T3
- Alliage Al-2124-T851
- Alliage Al-7075-T6

Les propriétés mécaniques de ces alliages sont présentées dans le Tableau 3.2.

Tableau 3.2 Tableau descriptif des propriétés mécaniques des alliages d'aluminium

Type d'alliage	Al-2024-T3	Al-2124-T851	Al-7075-T6
Composition	4,4% Cu 1,5% Mg 0,6% Mn	4,4% Cu 1,5% Mg 0,6% Mn	5,6% Zn 2,5% Mg 1,6% Cu 0,23% Cr
Module d'élasticité [GPa]	73,1	73,1	71,7
Densité [g/cm ³]	2,78	2,78	2,81
Coefficient de Poisson	0,33	0,33	0,33
Résistance à la rupture [MPa]	483	483	572
Résistance élastique [MPa]	345	441	503
Élongation [%]	15	8	11
Résistance à la fatigue [MPa]	138	125	159
Résistance au cisaillement [MPa]	283	295	331
Dureté de Brinell	120	128	150
Traitement thermique	Mise en solution, trempe, travail à froid, vieillissement naturel	Mise en solution, trempe, étirement contrôlé, vieillissement artificiel	Mise en solution, trempe et vieillissement naturel

3.2.10.2 Critères de limite élastique

La résistance pratique à l'extension R_{pe} est la contrainte limite admissible de notre matériau et elle est définie à partir du paramètre appelé limite élastique R_e . En effet, si le matériau dépasse cette limite, la structure va être endommagée. Nous appelons ce phénomène, la « déformation plastique ». Nous utilisons un facteur de sécurité s et la résistance pratique à l'extension est définie comme suit :

$$R_{pe} = \frac{R_e}{s} \quad (3.49)$$

Dans l'aviation, nous utilisons un facteur de sécurité de 1,5 (Code of Federal Regulations, 2002). Du fait que nous allons utiliser un alliage d'aluminium, nous allons considérer la limite d'élasticité décalée de 0,2% de la courbe contrainte-allongement, car il est difficile de mesurer la transition de l'aluminium du domaine élastique au domaine plastique (Siddiqui, 2014). Nous supposons que la résistance élastique dans le tableau précédent correspond à la résistance conventionnelle $R_{e0,2}$. Ainsi, nous calculons la résistance pratique à l'extension conventionnelle telle que :

$$R_{pe0,2} = \frac{R_{e0,2}}{s} \quad (3.50)$$

Tableau 3.3 Résistances élastiques et résistances pratiques à l'extension conventionnelle pour les différents alliages étudiés

<i>Matériau</i>	Al-2024-T3	Al-2124-T851	Al-7075-T6
<i>Résistance élastique [MPa]</i>	345	441	503
<i>$R_{pe0,2}$ [MPa]</i>	230	294	335,3

3.2.10.3 Conditions de résistance

En sollicitation composée, les critères de limite élastique vont être utilisés pour savoir si la structure que nous avons dimensionnée, résistera (Megson, 2016). Les alliages d'aluminium étant ductiles, nous appliquons les critères de Von Mises et de Tresca. Nous définissons la contrainte résultante maximale de Tresca σ_{TRESCA} et celle de Von Mises $\sigma_{VON MISES}$.

$$\sigma_{TRESCA} = \sqrt{\sigma_{max}^2 + 4\tau_{max}^2} \quad (3.51)$$

$$\sigma_{VON MISES} = \sqrt{\sigma_{max}^2 + 3\tau_{max}^2} \quad (3.52)$$

Nous calculons donc ces contraintes de Von Mises et de Tresca pour chacun des profilés que nous avons étudiés.

$$\sigma_{TRESCA,I} = 82,1 \text{ MPa} \quad (3.53)$$

$$\sigma_{TRESCA,C} = 288,8 \text{ MPa} \quad (3.54)$$

$$\sigma_{VON MISES,I} = 72,1 \text{ MPa} \quad (3.55)$$

$$\sigma_{VON MISES,C} = 250,6 \text{ MPa} \quad (3.56)$$

Nous établissons ensuite les conditions de résistance qui mettent en relation les contraintes de Von Mises et de Tresca de la structure avec la résistance pratique à l'extension conventionnelle des matériaux :

$$\sigma_{TRESCA} \leq R_{pe0,2} \quad (3.57)$$

$$\sigma_{VON MISES} \leq R_{pe0,2} \quad (3.58)$$

Lorsque nous comparons les résultats obtenus des résistances pratiques à l'extension conventionnelle des différents alliages d'aluminium avec les contraintes de Von Mises et de Tresca, nous concluons que pour le profilé en I dimensionné, nous pouvons utiliser l'alliage Al-2024-T3. Néanmoins, même en prenant le critère de Tresca qui est le plus contraignant, nous respectons très largement la condition de résistance. Donc, ce profilé résistera très bien aux charges qui lui sont appliquées. Cependant, il nous faudrait peut-être redimensionner le profilé et enlever de la matière pour avoir un meilleur compromis entre la masse et la résistance de la structure.

Concernant le profilé en C, le choix du matériau s'orientera vers l'alliage Al-2124-T851 dont la résistance pratique à l'extension est très proche de la contrainte résultante de Tresca. Si nous voulons ajouter une marge de sécurité supplémentaire pour respecter la condition de résistance, nous pourrions aussi bien utiliser l'alliage Al-7075-T6. En sélectionnant un de ces matériaux, nous nous assurons que la structure résistera très bien aux charges que nous avons définies dans notre étude.

3.2.11 Résumé

L'étude visant à dimensionner le squelette structurel de l'ailette adaptative nous a permis d'aboutir au dimensionnement de notre structure, allant des efforts et des contraintes qui seront soumis à la structure jusqu'au matériau et aux dimensions des poutres de l'ailette adaptative. Nous nous sommes ainsi assurés que la future structure que nous concevrons résistera aux efforts maximaux qui lui seront appliqués.

3.3 Dimensionnement du revêtement

Le revêtement d'une structure adaptative est un domaine d'étude très complexe. Il autorise la déformation pour atteindre différentes configurations et il est à la fois soumis à d'importantes charges, dans notre cas aux charges aérodynamiques. De nos jours, très peu de matériaux

permettent de résoudre ce paradoxe sans subir des ruptures liées à la fatigue du matériau. Les nombreuses études de « morphing » menées ces dernières années envisagent l'utilisation de polymères pour satisfaire les exigences de déformation.

3.3.1 Contraintes techniques de déformation

La contrainte technique principale liée à la conception d'un revêtement déformable est d'obtenir une surface aérodynamique continue quelle que soit la configuration choisie. Cette continuité est permise grâce à la déformation élastique du matériau utilisé pour le revêtement. Dans notre étude sur le revêtement dédié à l'ailette adaptative, celui-ci devra faire la jonction entre deux parties indépendantes. Jouant ainsi le rôle de raccord, il servira à maintenir une conformité aérodynamique parfaite entre ces deux parties pour que les performances aérodynamiques soient améliorées.

D'autre part, en plus de subir des contraintes de déformations importantes, le revêtement va expérimenter des variations de température très importantes, allant de -55°C à $+80^{\circ}\text{C}$. Il va aussi devoir résister à l'environnement extérieur, notamment en cas de collision ou d'impact avec des éléments du milieu extérieur.

De plus, le changement d'orientation est permis par l'actionnement comme vu précédemment. Or, l'actionneur devra dépasser la rigidité du revêtement pour permettre ces changements. Cet effort que devra transmettre l'actionneur pour vaincre cette rigidité ne doit donc pas être trop élevé sinon, les bénéfices économiques du mécanisme pourraient être remis en cause.

3.3.2 Matériaux utilisés

Lorsque toutes ces caractéristiques de fonctionnement sont identifiées, nous pouvons déjà supposer que le revêtement sera fabriqué grâce à des matériaux peu utilisés dans l'aéronautique actuelle. Nous envisageons d'utiliser un revêtement en matériau composite, car ce dernier est

reconnu dans le milieu aéronautique pour avoir une très bonne résistance à la compression, une faible densité et une durée de vie très élevée (Zagainov & Lozino-Lozinski, 2012).

La fatigue du matériau étant la contrainte la plus importante, l'objectif de l'approche est de trouver une combinaison de matériaux qui pourrait se déformer et ainsi proposer différentes orientations de l'ailette adaptative. Par conséquent, dans notre étude, nous voulons utiliser la combinaison d'un matériau appelé « nid d'abeilles » avec des fibres de carbone et un élastomère.

De surcroît, nous allons utiliser des matériaux dits anisotropes, c'est-à-dire que les propriétés des matériaux varient selon la direction. Dans notre étude d'un revêtement d'ailette adaptative, ceci est indispensable, car selon la direction transversale de l'ailette, les propriétés du matériau ne varieront pas, mais selon la direction longitudinale de l'ailette, les propriétés des matériaux vont varier pour permettre la déformation et ainsi l'orientation de l'ailette adaptative.

3.3.3 Propriété des élastomères

Les élastomères, appartenant à la famille des polymères, représentent une solution viable d'après les études menées sur le revêtement des structures de morphing (Schorsch, Lühring, Nagel, Pecora, & Dimino, 2015). En effet, les élastomères possèdent de très bonnes propriétés de compression et de tension, ce qui est essentiel pour le changement d'orientation de l'ailette adaptative. Ils sont capables de subir de grandes déformations élastiques sans influencer sur leurs changements de forme.

Un élastomère utilisé pour des applications aéronautiques est l'EPDM (Éthylène-Propylène-Diène Monomère). Ses caractéristiques mécaniques ne varient que très peu pour d'importants écarts de températures. L'EPDM est aussi particulièrement résistant aux conditions extérieures (pression, température...) mais aussi à la fatigue, la flexion et l'allongement.

Tableau 3.4 Caractéristiques mécaniques de l'EPDM

Matériau	EPDM
Module d'élasticité E [MPa]	1,71
Densité ρ [g/cm ³]	0,88
Coefficient de Poisson ν	0,5
Module de cisaillement G [MPa]	0,57
Résistance élastique [MPa]	2,5
Résistance ultime [MPa]	13

Les élastomères possèdent un inconvénient majeur que nous devons souligner. Malgré leur grande capacité de déformation, les élastomères ne sont pas conçus pour supporter des charges (G'Sell & Coupard, 1997). Cependant, dans notre cas, les charges aérodynamiques doivent être retransmises correctement à la structure interne.

3.3.4 Propriétés du panneau en nid d'abeille

L'utilisation seule d'un élastomère n'est pas suffisante quand il s'agit de développer un revêtement d'avion. Nous devons donc ajouter un renfort que nous orienterons dans la bonne direction selon la déformation du revêtement. Par conséquent, nous utiliserons un renfort de type panneau en nid d'abeille dont l'épaisseur sera suffisamment faible pour permettre la déformation du revêtement. Il possèdera la propriété d'être flexible, autrement dit déformable suivant une direction spécifique.

Un panneau en nid d'abeille est un matériau contenant des cellules dont la géométrie va se répéter de façon périodique sur l'ensemble du panneau. Les cellules constitutives ont des géométries différentes selon leur utilisation, néanmoins, les cellules à géométrie hexagonale sont généralement utilisées. Les panneaux en nid d'abeille possèdent des caractéristiques uniques et notamment un rapport résistance sur poids très élevé, ce qui est particulièrement intéressant pour notre étude qui vise à développer un revêtement résistant aux importants

efforts aérodynamiques tout en restant le plus léger possible. L'utilisation d'un panneau en nid d'abeille offre une résistance à la compression élevée dans la direction T qui dépend principalement de la taille des alvéoles et de l'épaisseur dans la direction T (voir Figure 3.16).

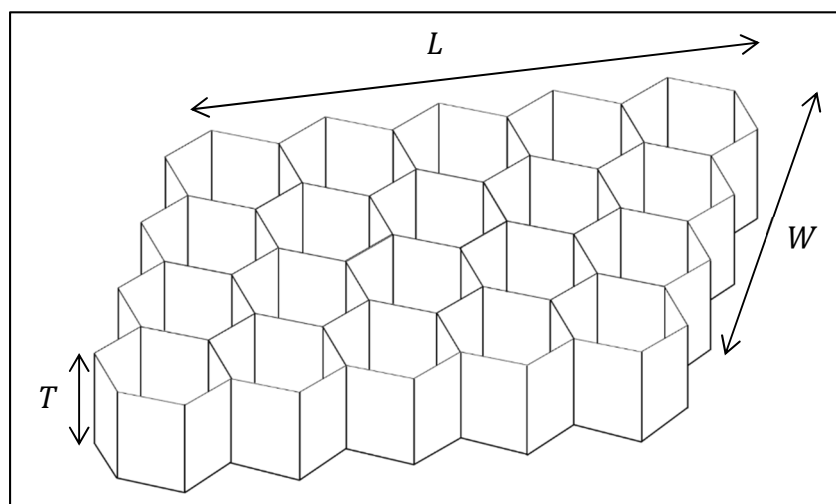


Figure 3.16 Panneau en nid d'abeille avec des cellules hexagonales

Nous avons sélectionné un type de panneaux en nid d'abeille fabriqués par l'entreprise Hexcel. Nous avons opté pour utiliser l'alliage d'aluminium 5056 car il possède d'excellentes propriétés de résistance et offre une configuration flexible. De plus, nous avons fixé une épaisseur à 16 mm, ce qui nous a permis d'obtenir les caractéristiques mécaniques pour les deux configurations de cellules.

Tableau 3.5 Caractéristiques mécaniques des panneaux en nid d'abeille

Désignation du panneau en nid d'abeille	5056 Alloy Flexible Aluminum (F80 – .0026)
Matériau	Alliage d'aluminium 5056
Module d'élasticité E [MPa]	1 276
Densité ρ [g/cm ³]	0,0657
Coefficient de Poisson ν_{12}	0,35
Module de cisaillement G [MPa]	310
Résistance élastique [MPa]	4,68
Résistance ultime [MPa]	5,1

3.3.5 Propriété du carbone

Les fibres de carbone sont principalement utilisées dans les composites structuraux avancés pour l'aérospatiale. Ce sont des fibres qui se caractérisent par une très grande rigidité et une faible densité. Elles ont des très propriétés thermiques et de très bonnes propriétés de fatigue. Nous utiliserons donc des fibres de carbone pour rigidifier le revêtement. Néanmoins, selon le sens des fibres dans le matériau composite, nous aurons des propriétés de rigidité très différentes. En effet, la résistance est élevée pour une orientation longitudinale, mais très faible en orientation transversale. Nous devons donc placer ces fibres dans une orientation précise.

Nous utiliserons des fibres de carbone HexTow IM7 fabriquées par l'entreprise Hexcel. En effet, elles possèdent des propriétés mécaniques excellentes, notamment un module d'élasticité élevé. Les propriétés mécaniques de ces fibres sont décrites dans le Tableau 3.6.

Tableau 3.6 Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone HexTow IM7

Matériau	Carbone HexTow IM7
Module d'élasticité E [GPa]	70,5
Densité ρ [g/cm ³]	1,59
Coefficient de Poisson ν	0,355
Module de cisaillement G [MPa]	5 000
Résistance ultime [MPa]	5 688

3.3.6 Revêtement en sandwich

Pour obtenir le revêtement de la structure adaptative déformable, nous allons combiner le panneau en nid d'abeille avec un pli d'élastomère EPDM et un pli de carbone. C'est une structure dite « sandwich ». Nous obtenons un revêtement qui sera capable de supporter des fortes charges de compression et qui permettra de se déformer en conservant une continuité le long de la déformation (voir Figure 3.17). Néanmoins, une attention particulière devrait être portée à la robustesse du revêtement dans un projet de développement lui étant dédié.

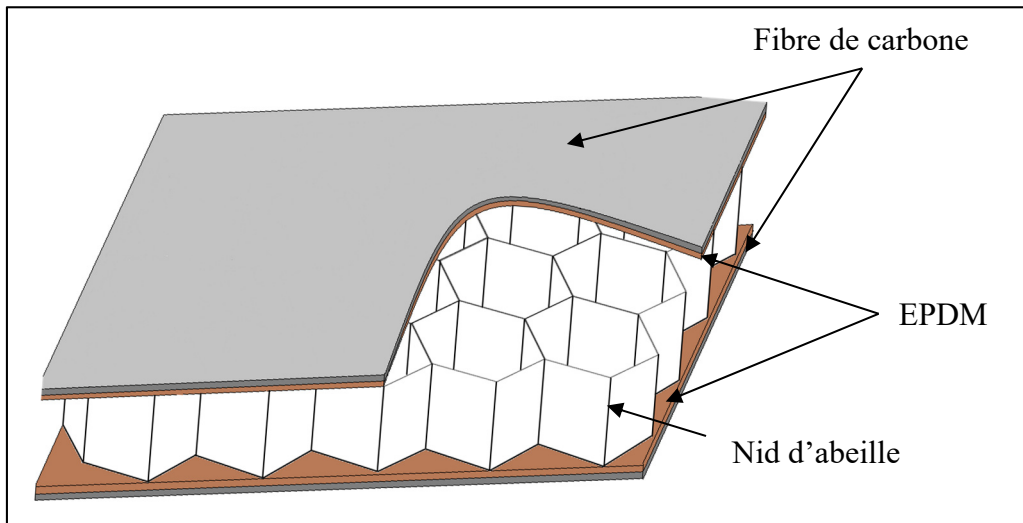


Figure 3.17 Revêtement en sandwich du revêtement déformable

3.3.7 Fixation à la structure

Pour assurer la maintenance de l'ensemble des parties internes de la structure adaptative de l'ailette, le revêtement doit pouvoir être retiré. Des rivets seront placés uniquement pour lier les segments de parties non rigides avec la structure de l'ailette. Il serait intéressant de calculer la robustesse au niveau des points de fixation dans une étude de développement du revêtement.

3.4 Dimensionnement du système d'actionnement

Les mécanismes permettant de mettre en action des surfaces de contrôle d'une aile d'avion utilisent le plus souvent des systèmes hydrauliques comme actionneurs. Cependant, ces derniers sont encombrants et lourds et c'est pourquoi l'aviation tend vers l'électrification de ces systèmes (Arena, Amoroso, Pecora, & Ameduri, 2018). Plus petits, plus légers et plus fiables, les actionneurs électriques de nos jours permettent de supporter des charges importantes comme les actionneurs hydrauliques. Nous chercherons donc à utiliser un actionneur électrique approprié car c'est le système d'actionnement le plus compact que nous pouvons trouver sur le marché.

3.4.1 Systèmes d'actionnements du CRJ-700

Le CRJ-700 est doté de systèmes d'actionnement hydrauliques pour certaines surfaces et de systèmes d'actionnement électriques pour d'autres. En effet, les surfaces de contrôle du CRJ-700 sont actionnées à l'aide de systèmes mécaniques constitués de câbles et de poulies comme nous le retrouvons sur la Figure 3.18 issue de la documentation technique du simulateur de vol du CRJ-700.

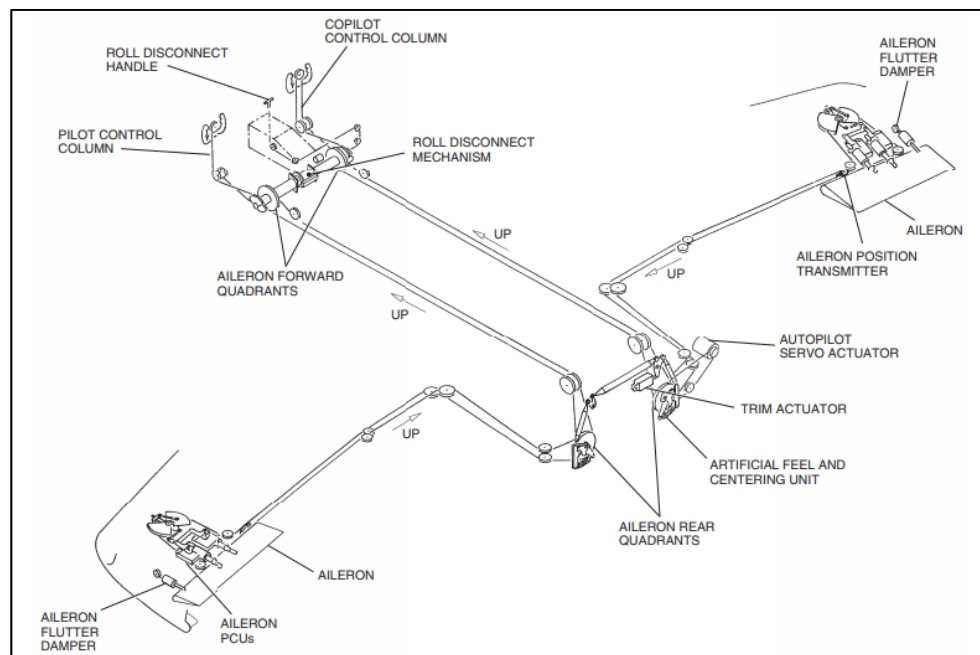


Figure 3.18 Schéma des systèmes d'actionnement du Bombardier CRJ-700

Néanmoins, ces systèmes mécaniques sont aussi connectés ou assistés avec des systèmes électroniques pour permettre un meilleur contrôle des surfaces : les servo commandes. Certains systèmes de contrôle des mouvements de l'avion utilisent même des actionneurs hydrauliques qui sont contrôlés par des systèmes électriques. Nous pouvons également mentionner que le pilote automatique utilise des servos commandes pour contrôler certaines poulies et ainsi déplacer des surfaces de contrôle. Nous avons donc un avion qui connecte des systèmes mécaniques avec des systèmes électriques pour effectuer des tâches précises comme le trim, la stabilisation, ou encore l'autopilotage.

3.4.2 Actionneur électromécanique linéaire

Les actionneurs électromécaniques linéaires utilisés dans l'aviation et dans de multiples domaines utilisent un moteur à courant continu, un dispositif réducteur et un mécanisme de vis sans fin. Le moteur à courant continu convertit l'énergie électrique (courant électrique) en énergie mécanique (vitesse de rotation). Cette vitesse de rotation est adaptée grâce à une boîte de réduction composée d'engrenages afin de contrôler la vitesse de la course de l'actionneur. En effet, le dispositif de vis et écrou convertit un mouvement de rotation en un mouvement de translation. Ce mouvement permettra d'obtenir le déplacement de l'ailette adaptative.

3.4.3 Chaîne cinématique du système d'actionnement

Pour commencer, définissons les sous-systèmes de l'actionneur qui vont permettre l'inclinaison voulue de l'ailette adaptative :

- 0) Bâti
- 1) Carter de l'actionneur linéaire
- 2) Bras de l'actionneur linéaire
- 3) Longeron en rotation

Leur liaison cinématique les uns par rapport aux autres peut se représenter à l'aide du schéma suivant (voir Figure 3.19).

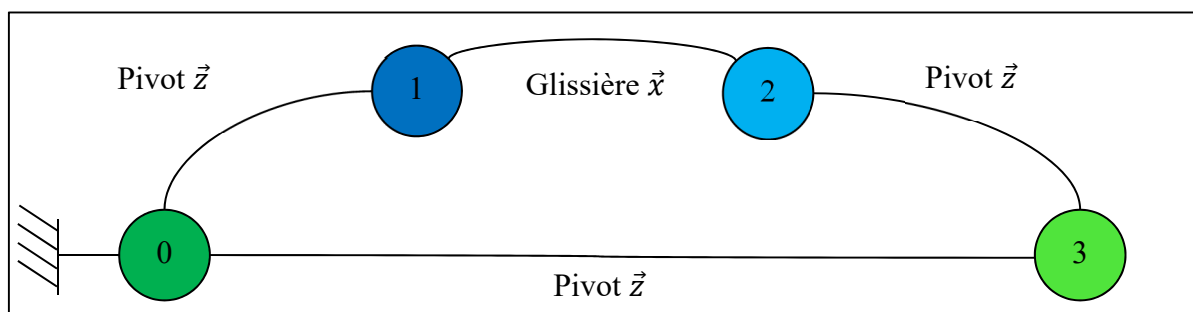


Figure 3.19 Chaîne cinématique du système d'actionnement

3.4.4 Analyse du déplacement du système d'actionnement

Maintenant que nous avons établi la cinématique générale de notre mécanisme, nous représentons avec les liaisons conventionnelles le schéma ci-après pour différentes configurations d'angles (voir Figure 3.20). Nous définissons notamment l'angle d'inclinaison de l'ailette par le symbole θ . Nous avons veillé à respecter le code de couleurs établi précédemment pour faciliter la compréhension du mécanisme, notamment les translations et les rotations qui s'effectuent entre les différents sous-systèmes.

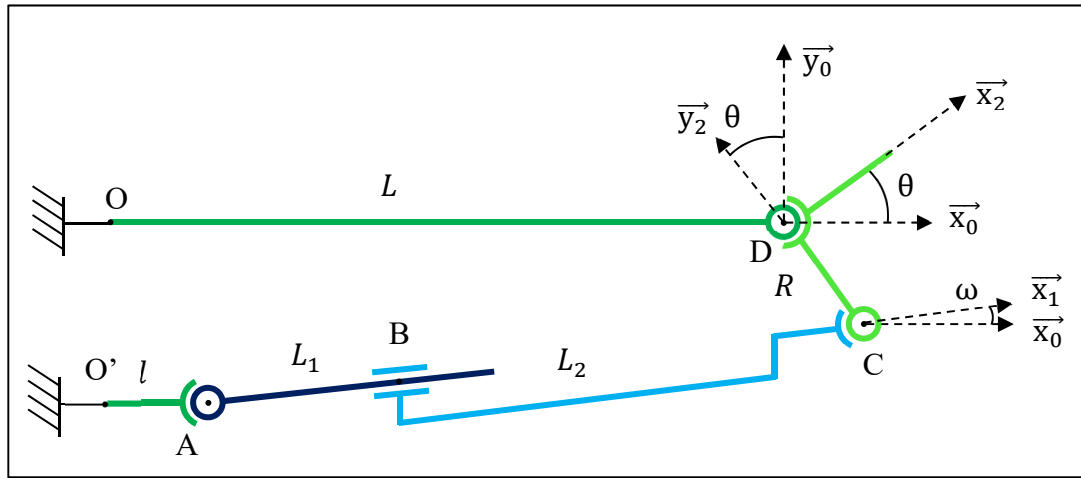


Figure 3.20 Schéma cinématique du système d'actionnement

En effectuant une analyse de la boucle fermée du mécanisme, nous avons pu exprimer le déplacement de l'actionneur au point C, $X_{actionneur,c}$ et $Y_{actionneur,c}$ en fonction de l'angle d'inclinaison θ par rapport à son origine au point A. Le détail du raisonnement et des calculs qui nous ont permis d'aboutir à ce résultat sont disponibles en Annexe II.

$$X_{actionneur,c} = L - l + R\sin(\theta) \quad (3.59)$$

$$Y_{actionneur,c} = R - R\cos(\theta) \quad (3.60)$$

Nous avons alors exprimé la longueur de l'actionneur AC en fonction de l'angle d'inclinaison de l'ailette adaptative θ .

$$AC(\theta) = \sqrt{[R\sin(\theta) + L - l]^2 + [R - R\cos(\theta)]^2} \quad (3.61)$$

Cette longueur varie donc selon l'orientation de l'ailette adaptative et c'est ce paramètre qui va nous permettre de caractériser la position de l'actionneur selon son orientation.

3.4.5 Modélisation du système d'actionnement

Dans cette section, nous avons modélisé notre actionneur électromécanique. Nous avons veillé à mettre en évidence l'aspect fonctionnel de chaque bloc que nous avons créé pour permettre une meilleure compréhension générale du système. Ce schéma en boucle ouverte met en évidence l'orientation de l'ailette souhaitée en sortie du mécanisme d'actionnement (voir Figure 3.21).

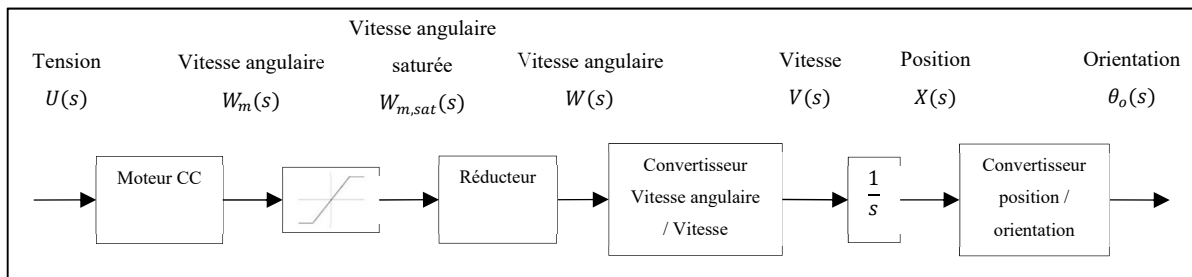


Figure 3.21 Schéma bloc du système d'actionnement

Pour analyser ce système, il est nécessaire de passer par des fonctions de transfert caractéristiques de chacun des blocs ci-dessus. Nous avons donc schématisé également ce modèle au format des fonctions de transfert (voir Figure 3.22).

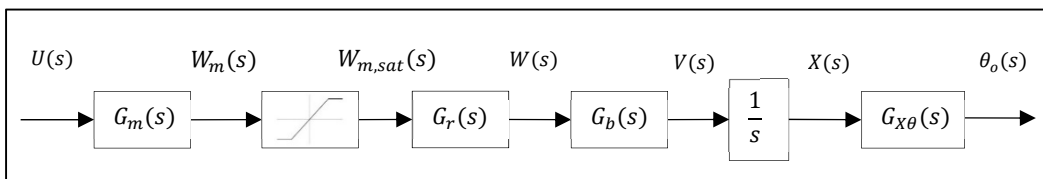


Figure 3.22 Schéma bloc du système d'actionnement symbolique

Nous identifions la fonction de transfert de moteur à courant continu $G_m(s)$, la fonction de transfert de réducteur $G_r(s)$, la fonction de transfert du bras de translation $G_b(s)$, l'intégrateur $\frac{1}{s}$ et la fonction de transfert de la conversion entre la position de l'actionneur et l'orientation de l'ailette adaptative $G_{X\theta}(s)$.

Le bloc associé au moteur caractérise le comportement électromécanique du moteur à courant continu qui prend en entrée une tension $U(s)$ et fournit en sortie une vitesse angulaire $W_m(s)$. Le bloc qui suit produit une vitesse angulaire saturée $W_{m,sat}(s)$ égale à $W_m(s)$ délimitée par des bornes supérieures et inférieures. Cette étape permet de ne pas dépasser la valeur de tension limite pour le bon fonctionnement du moteur et d'obtenir une valeur de vitesse angulaire continue quelle que soit la valeur de tension à l'entrée du moteur. Le réducteur situé après le saturateur va fournir une nouvelle vitesse angulaire $W(s)$ plus adaptée au déplacement contrôlé et précis du bras d'actionnement. Ce dernier permet de convertir la vitesse de rotation $W(s)$ en vitesse linéaire $V(s)$. Un intégrateur est alors utilisé pour transformer cette vitesse linéaire $V(s)$ en une position $X(s)$ pour connaître et caractériser la position et le déplacement du système d'actionnement. Finalement, un autre bloc permettra de convertir la position de l'actionneur $X(s)$ en une orientation $\theta_o(s)$. Cette dernière étape permet donc d'obtenir l'orientation de l'ailette à partir d'une tension.

3.4.6 Analyse du moteur

Nous étudions le moteur à courant continu pour obtenir son équation de transfert associée. Cette dernière prendra en entrée une tension et en sortie une vitesse angulaire (voir Figure 3.23). Nous pouvons modéliser le moteur par la fonction de transfert suivante :

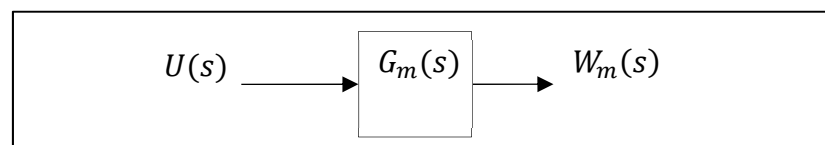


Figure 3.23 Schéma bloc de la fonction de transfert du moteur

Pour obtenir l'équation de la fonction de transfert du moteur $G_m(s)$, nous allons combiner les équations du système électrique schématisé ci-après, avec les équations du moteur et celles du système rotationnel en sortie du moteur. Nous spécifions que toutes les conditions initiales du système sont nulles.

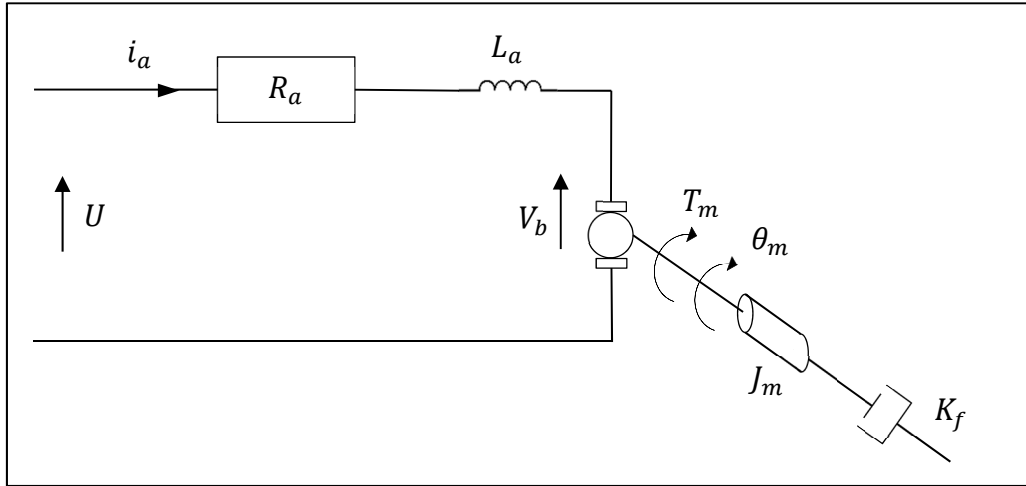


Figure 3.24 Schéma électrique du moteur

Nous identifions sur la Figure 3.24, la résistance de l'armature R_a , l'inductance de l'armature L_a , le courant de l'armature i_a , la tension d'entrée de l'armature U , la tension contre-électromotrice V_b , la torsion moteur T_m , la position angulaire de l'arbre θ_m , l'inertie rotationnelle J_m et le coefficient de friction visqueuse K_f .

En appliquant les différentes lois caractérisant notre système électrique, nous avons abouti à l'expression générale de la fonction de transfert du moteur à courant continu que nous allons utiliser. Le détail des calculs est disponible en Annexe III. Ainsi, nous avons obtenu l'équation de transfert suivante pour le moteur :

$$G_m(s) = \frac{W_m(s)}{U(s)} = \left[\frac{K_t}{(K_f + J_m s)(R_a + L_a s) + K_t K_s} \right] \quad (3.62)$$

3.4.7 Caractéristiques techniques du moteur

Le secteur aéronautique utilise des servomoteurs conçus par des entreprises spécialistes dans ce domaine pour répondre aux besoins très spécifiques de cette industrie. La plupart des caractéristiques techniques des servomoteurs de ces entreprises ne sont pas disponibles, néanmoins, les études précédentes sur des thématiques de « morphing » menées au LARCASE ont utilisé un moteur fabriqué par Maxon (Guezguez, 2016).

Pour la modélisation de notre étude, nous utiliserons donc les données d'un moteur Maxon ci-dessous pour modéliser notre actionneur. Il appartient à la gamme de moteur Re et est reconnu pour sa conception de qualité et sa robustesse.

Tableau 3.7 Caractéristiques du moteur Maxon

Désignation	Unité	Maxon 268193
<i>Puissance P</i>	[W]	60
<i>Tension nominale U_N</i>	[V]	12
<i>Vitesse nominale ω_m</i>	[tr/min]	7 630
<i>Couple nominal T</i>	[mNm]	51,6
<i>Courant nominal i_a</i>	[A]	4
<i>Rendement max η</i>	[%]	85
<i>Résistance aux bornes R_a</i>	[Ω]	0.196
<i>Inductivité L_a</i>	[mH]	0,034
<i>Constante de couple K_t</i>	[mNm/A]	13,9
<i>Constante de vitesse K_s</i>	[tr/min/V]	685
<i>Constante de temps mécanique K_m</i>	[ms]	3,4
<i>Inertie du rotor J_m</i>	[gcm ²]	33,7
<i>Température ambiante T_{deg}</i>	[°C]	-30/+100
<i>Force de chassage axiale max. F</i>	[N]	1 200
<i>Poids du moteur G</i>	[g]	260

3.4.8 Analyse du réducteur

Nous étudions le réducteur pour obtenir son équation de transfert associée. Cette dernière prendra en entrée la vitesse angulaire fournie par le moteur et en sortie la vitesse angulaire souhaitée pour la vitesse de déplacement de l'actionneur (voir Figure 3.25). Nous pouvons modéliser le réducteur comme suit :

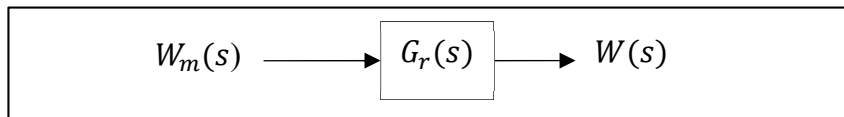


Figure 3.25 Schéma bloc de la fonction de transfert du réducteur

Pour obtenir l'équation du réducteur $G_r(s)$, nous identifions ce système comme étant un gain qui va être appliqué à la vitesse angulaire fournie par le moteur.

$$G_r(s) = \frac{1}{r} \quad (3.63)$$

3.4.9 Caractéristiques techniques du réducteur

Nous avons également étudié un réducteur chez le fabricant Maxon. En effet, les données caractéristiques de ce composant sont accessibles, ce qui nous a permis de choisir un réducteur adapté. Nous avons choisi les réducteurs capables de fournir en sortie un effort de poussée important. De plus, nous voulons obtenir une vitesse de déplacement de l'actionneur relativement faible, c'est pourquoi nous avons pris les réducteurs présentés ensuite avec un important rapport de réduction.

Les réducteurs possèdent une vitesse d'avancement maximale v qui va nous permettre de convertir la vitesse de rotation fournie par le moteur en une vitesse de translation. Nous devons donc la considérer par la suite dans la suite du dimensionnement.

Tableau 3.8 Caractéristiques techniques des réducteurs

Désignation	Unité	Maxon 363990	Maxon 364002
<i>Rapport de réduction r</i>		421824/1715	279841/256
<i>Vitesse d'avancement max v_{max}</i>	[mm/s]	1,1	0,2
<i>Force d'avancement max F_p</i>	[N]	1921	2700
<i>Rendement η</i>	[%]	56	56

3.4.10 Analyse de la relation entre la vitesse angulaire et la vitesse

Le bras de translation du système d'actionnement convertit la vitesse angulaire $W(s)$ en sortie du réducteur en une vitesse linéaire $V(s)$ (voir Figure 3.26). En effet, un mécanisme de vis et écrou est utilisé pour transformer le mouvement de rotation en mouvement de translation. Le schéma bloc de la fonction de transfert du bras de translation peut être représenté comme suit :

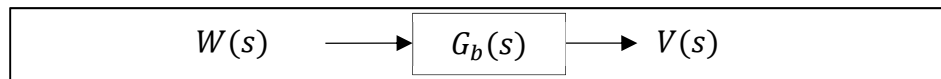


Figure 3.26 Schéma bloc de la fonction de transfert du convertisseur de vitesse angulaire en vitesse linéaire

Ce schéma est gouverné par l'équation mathématique suivante qui relie la vitesse angulaire ω en radians par seconde à la vitesse linéaire v . La vitesse linéaire est directement proportionnelle à la vitesse de rotation où il faut considérer le pas p de la vis du mécanisme vis et écrou.

$$v = \frac{\omega p}{2\pi} \quad (3.64)$$

Pour obtenir l'équation du bras de translation $G_b(s)$, nous identifions ce système comme étant lui aussi un gain qui est appliqué à la vitesse angulaire du réducteur.

$$G_b(s) = \frac{p}{2\pi} \quad (3.65)$$

3.4.11 Détermination du pas de la vis

Nous avons effectué le tableau comparatif des différentes configurations de réducteur pour déterminer le pas de la vis. Par la suite, nous pourrions donc tester ces différentes configurations pour déterminer celle qui fournira les meilleures performances en termes de vitesse d'avancement et de force de poussée.

Tableau 3.9 Pas possibles de la vis pour le moteur Maxon 268193

Désignation	Unité	Maxon 268193	
Vitesse nominale ω_m	[tr/min]	7630	
Rapport de réduction r		$421824/1715$	$279841/256$
Vitesse du réducteur ω	[tr/min]	31,02	6,98
Vitesse d'avancement maximale v_{max}	[mm/s]	1,1	0,2
Pas maximal p_{max}	[mm]	2,13	1,72
Pas normalisé p	[mm]	2	1,5

3.4.12 Analyse de la relation position / orientation

Nous cherchons la fonction de transfert qui considère en entrée la position $X(s)$ de l'actionneur et en sortie l'orientation de l'ailette $\theta(s)$ (voir Figure 3.27).

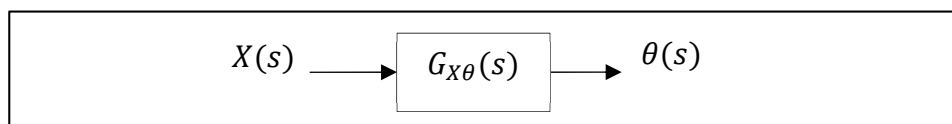


Figure 3.27 Schéma bloc de la fonction de transfert du convertisseur de la position de l'actionneur en orientation de l'ailette

La position de l'actionneur est fixée à 0 mm pour une orientation de l'ailette à 0° , or la longueur de l'actionneur AC décrite précédemment dans cette configuration est de 187,5 mm. Nous obtenons donc une relation qui définit la position en fonction de la longueur de l'actionneur.

$$X(\theta) = AC(\theta) - 187,5 \quad (3.66)$$

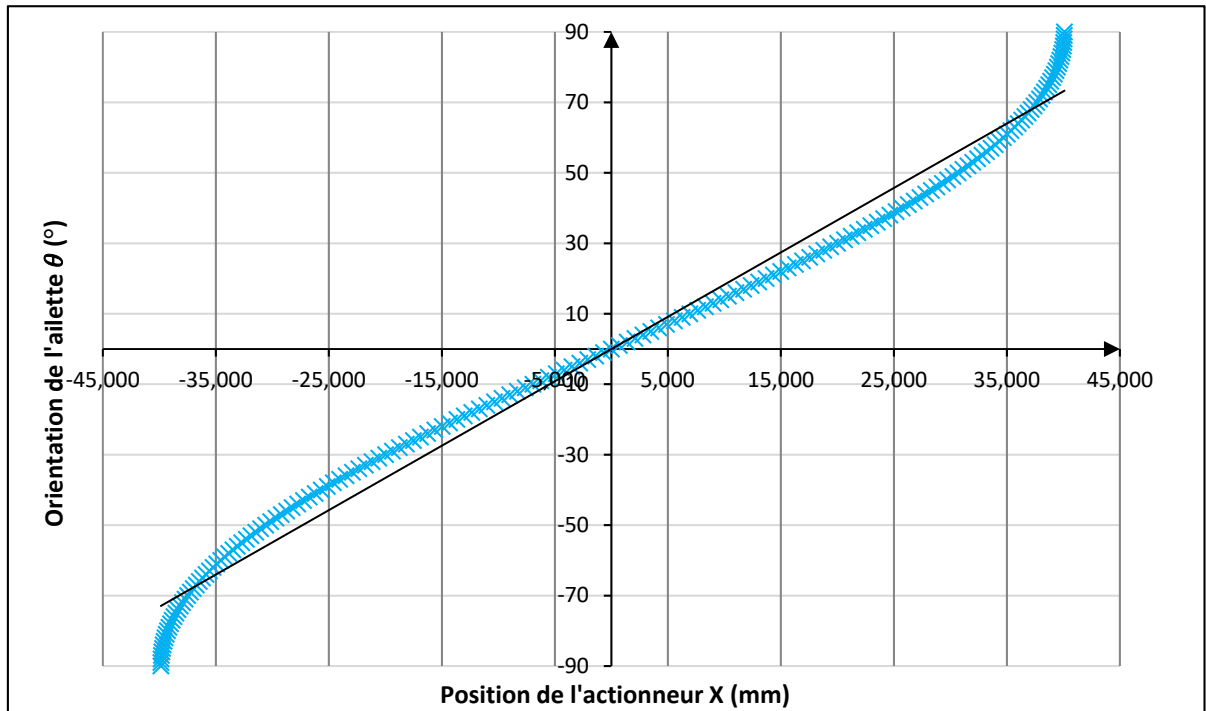


Figure 3.28 Variation de l'orientation de l'ailette selon la position de l'actionneur

Nous avons tracé sur Excel la variation de la position de l'actionneur en fonction de l'orientation de l'ailette (voir Figure 3.28). L'actionneur possède donc une course de 79,95 mm. La variation linéaire de ce graphique est caractérisée par l'équation écrite sous la forme de Laplace :

$$\theta(s) = 1,8291 \cdot X(s) \quad (3.67)$$

Nous pouvons ajouter que nous avons une faible erreur générée par cette équation qui est égale à 1,49%. Finalement, la fonction de transfert qui permet de convertir une position d'actionneur en une orientation d'ailette se résume simplement à un gain.

$$G_{X\theta}(s) = \frac{\theta(s)}{X(s)} = 1,8291 \quad (3.68)$$

3.4.13 Résumé

Le système d'actionnement a donc été dimensionné de telle sorte à permettre l'inclinaison de l'ailette adaptative. Nous avons pris en considération la chaîne d'actionnement complète qui, à partir d'une tension nous permettra d'obtenir une orientation précise de l'ailette. D'autres études sont à mener visant à assurer que l'actionneur développe la puissance nécessaire à la mise en rotation de l'ailette adaptative. La prochaine étape consiste donc à dimensionner le système de contrôle de l'actionnement pour obtenir une orientation précise de l'ailette adaptative à partir d'une orientation en entrée de la boucle.

3.5 Dimensionnement du système de contrôle

Le système de contrôle est par définition l'outil permettant de contrôler un mécanisme. Le système de contrôle est directement relié aux commandes de l'aéronef et agit sur les différentes surfaces de contrôle de l'avion comme les ailerons. Aujourd'hui, les composants mécaniques qui permettaient le contrôle de ces surfaces sont remplacées par des composants électriques. Ces unités électriques sont contrôlées par le système de contrôle qui est devenu de plus en plus sophistiqué au cours de la dernière décennie. Nous parlons de système « fly-by-wire ».

Les systèmes FBW sont particulièrement reconnus pour offrir des avantages en termes de performances, de sécurité, de fiabilité, de réduction de la charge de travail du pilote et de la réduction du poids de l'avion. Ce dernier point nous intéresse particulièrement étant donné que nous cherchons à obtenir un mécanisme dont le poids ne viendra pas compromettre les bénéfices aérodynamiques liés à l'insertion d'un tel dispositif (Langewiesche, 2010).

La fiabilité d'un système de contrôle de vol est aussi un critère déterminant pour s'assurer que le mécanisme créé ne se retrouve pas dans des conditions de défaillance. Ces probabilités de conditions de défaillance sont évaluées dans les moindres détails et permettent d'obtenir les certifications nécessaires à la mise en service du produit. Nous précisons que la fiabilité du mécanisme ne sera pas traitée dans cette recherche.

3.5.1 Système de contrôle du CRJ-700

Le CRJ-700 est doté d'un système de contrôle hybride. Les surfaces de contrôle du CRJ-700 sont actionnées à l'aide de systèmes mécaniques constitués de câbles et de poulies comme nous avons pu l'observer sur la Figure 3.18 issue de la documentation technique du simulateur de vol du CRJ-700. Néanmoins, ces systèmes mécaniques sont aussi connectés ou assistés avec des systèmes électroniques pour permettre un meilleur contrôle des surfaces qui s'appellent les servos commandes.

Certains systèmes de contrôle des mouvements de l'avion utilisent même des actionneurs hydrauliques qui sont contrôlés par des systèmes électriques. Nous pouvons également mentionner que le pilote automatique utilise des servos commandes pour contrôler certaines poulies et ainsi déplacer des surfaces. Nous avons donc un avion qui allie des systèmes mécaniques et électriques pour effectuer des tâches précises comme le trim, la stabilisation, ou encore l'autopilotage.

3.5.2 Modélisation du système de contrôle

La conception d'un système de contrôle repose sur une analyse basée sur un modèle mathématique qui permet d'établir les performances souhaitées. Généralement, la qualité du modèle établi démontrera la précision associée au modèle. Nous analysons le système comme étant « linéaire » pour simplifier cette partie de notre étude. Dans notre cas, nous définissons l'actionneur comme étant le système à contrôler. Le modèle de base du système de contrôle est un schéma de type diagramme bloc qui va nous permettre d'établir la structure de ce système de contrôle.

Nous souhaitons contrôler à la fois l'orientation de l'ailette adaptative et la vitesse linéaire en sortie du bras d'actionnement. Nous utiliserons donc deux contrôleurs notés C_1 et C_2 . Nous avons alors schématisé le système de contrôle à partir du schéma bloc préétabli du système d'actionnement entouré en pointillés verts sur la Figure 3.29.

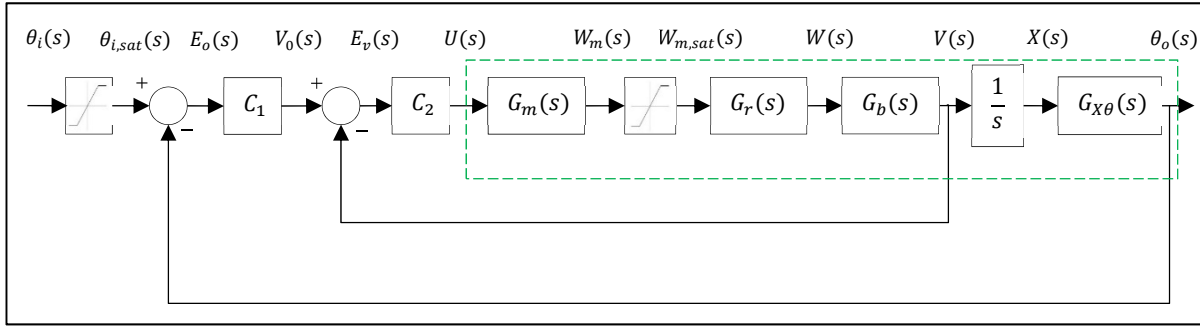


Figure 3.29 Schéma bloc du système de contrôle symbolique

Nous avons intégré différents blocs à l'extérieur de la boucle ouverte du système d'actionnement. Tout d'abord, le système de contrôle prend en entrée une orientation de l'ailette adaptative $\theta_i(s)$ qui va être saturée par un saturateur pour s'assurer que l'orientation soit située dans l'intervalle $[-90^\circ ; 90^\circ]$. Cette orientation saturée $\theta_{i,sat}(s)$ est ensuite comparée avec l'orientation actuelle de l'ailette $\theta_o(s)$ en sortie et génère l'erreur d'orientation $E_o(s)$. Cette dernière constitue alors la variable d'entrée du contrôleur C_1 qui va transmettre la vitesse $V_0(s)$ nécessaire pour corriger l'orientation de l'ailette dans sa nouvelle orientation souhaitée. Cette vitesse est alors comparée à son tour avec la vitesse actuelle du bras de translation de l'actionnement $V(s)$ et l'erreur de vitesse $E_v(s)$ est alors transmise au contrôleur C_2 . Ce dernier va ensuite transmettre la tension $U(s)$ nécessaire à l'actionneur pour effectuer la correction de la vitesse du bras de translation du système d'actionnement. Après avoir parcouru chacun des blocs du système d'actionnement, nous obtenons finalement l'orientation finale $\theta_o(s)$.

Pour effectuer les rétroactions négatives nécessaires au contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative et de la vitesse du bras de l'actionneur, des capteurs sont utilisés. Nous supposons que les capteurs sont des éléments idéaux de telle sorte à considérer leur fonction de transfert égale à 1. Ils ne sont donc pas représentés sur la Figure 3.29.

$$H(s) = 1 \quad (3.69)$$

3.5.3 Analyse d'un contrôleur PID

Dans l'aviation impliquant des appareils à haute performance comme le Bombardier CRJ-700, le contrôleur est un élément indispensable pour optimiser les performances de l'avion et contrôler les mouvements de l'avion. Contrairement à certains contrôleurs présents dans les avions actuels, nous n'incorporerons pas ni la dynamique du manche du pilote ni les équations de la dynamique de vol de l'avion. Néanmoins, pour contrôler la vitesse du bras de l'actionneur et l'orientation de l'ailette adaptative, nous utiliserons des contrôleurs PID.

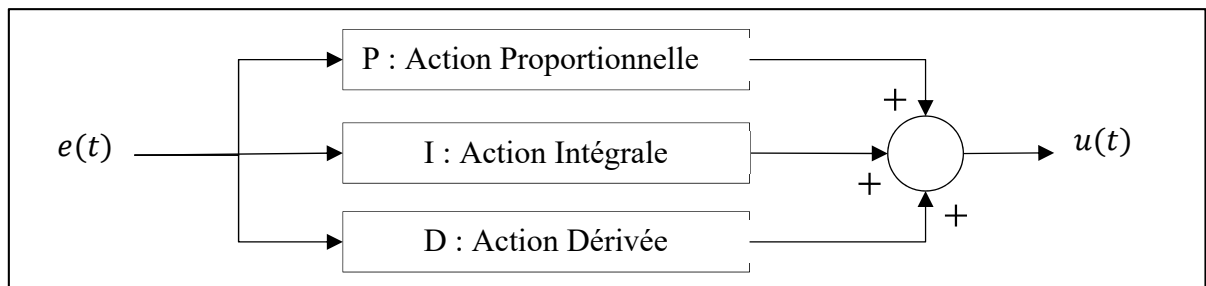


Figure 3.30 Schéma bloc d'un contrôleur PID

Un contrôleur PID « Proportional Integral Derivative » est un contrôleur souvent utilisé dans l'industrie en raison du traitement efficace des systèmes dynamiques comme celui d'un avion en vol. De plus, c'est un contrôleur dont l'architecture est simple, ce qui va nous permettre de mener à bien notre analyse de contrôle. Comme décrit sur la Figure 3.30, le contrôleur PID possède trois composants mis en parallèle, qui effectuent une action précise. À chacune des actions, est associé un gain, respectivement K_p , K_I , K_D , qui permettrait de corriger l'erreur $e(t)$ en entrée et d'obtenir le signal $u(t)$ en sortie.

L'action proportionnelle a un impact majeur sur le temps de réponse du système de contrôle, l'action intégrale a un impact sur l'erreur d'état stable du système et l'action dérivée est utilisée dans l'amortissement du système. L'amélioration de ces actions peut engendrer la détérioration de certains autres paramètres comme le comportement oscillatoire ou l'erreur du système. Il faut donc les coupler intelligemment de sorte à compenser le mieux possible ces effets désavantageux et obtenir un contrôleur de bonne qualité.

En général, il est préférable de régler premièrement le gain proportionnel K_p pour fixer le temps de montée, puis d'adapter le gain dérivée K_D pour parvenir au temps de réglage voulu et finalement d'adapter le gain intégral K_I pour éliminer l'erreur d'état stable.

Maintenant que le fonctionnement du contrôleur PID est défini, nous cherchons à établir la fonction de transfert de celui-ci. Pour chacune des actions sur l'erreur $e(t)$, nous pouvons écrire l'action de contrôle $u(t)$ sous la forme suivante :

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (3.70)$$

Sous la forme de Laplace, cette équation (3.68) peut s'écrire :

$$U(s) = K_p E(s) + \frac{K_I}{s} E(s) + K_D s E(s) \quad (3.71)$$

Nous définissons la fonction de transfert du contrôleur PID telle que :

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} \quad (3.72)$$

Nous obtenons finalement la fonction de transfert de notre contrôleur sous la forme :

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (3.73)$$

L'utilisation de chacune des actions du contrôleur PID n'est parfois pas nécessaire, seul un contrôleur PI ou PD peut suffire. Ce choix dépendra aussi des performances que nous souhaiterons pour les contrôleurs.

3.5.4 Résumé

Maintenant que nous avons trouvé toutes les fonctions de transfert pour chaque sous-système du système de contrôle de l'ailette adaptative, nous pourrions l'étudier dans sa globalité.

Notre système de contrôle de l'ailette adaptative devra répondre à certains critères précis en termes de performance. Le temps de réponse est un critère de performance du système et l'erreur générée par la variation de l'angle de l'ailette est aussi un critère très important qui doit se situer en dessous d'un certain seuil. Nous commencerons par une analyse de la réponse du système. Le pic de démarrage du système est une source d'une erreur relative importante, car il se situe dans l'état de transition entre l'arrêt et le démarrage du système. Il est important que la valeur de ce pic demeure faible par rapport à la valeur d'état de fonctionnement du système (environ 5 à 10%). Des concepts également importants à prendre en considération sont le temps de mise en action, le temps de retard, la largeur de la bande, le rapport d'amortissement et la fréquence naturelle non-amortie.

Nous traiterons les performances de notre système de contrôle dans le chapitre 5 dédié à l'optimisation de l'ailette adaptative. Néanmoins, l'aboutissement de cette étude mène au fait que nous sommes en mesure de contrôler la vitesse du bras de translation de l'actionneur et de contrôler aussi l'orientation de l'ailette adaptative.

CHAPITRE 4

CONCEPTION DE L'AILETTE ADAPTATIVE

Dans ce chapitre, nous allons nous concentrer sur la phase de conception en trois dimensions de l'ailette adaptative que nous avons considérée dans cette recherche. En utilisant le logiciel de conception assistée par ordinateur Catia V5, nous allons pouvoir modéliser géométriquement les différentes parties de l'ailette adaptative qui ont été dimensionnées. Nous présenterons le déroulement qui a été mené pour obtenir le design de l'ailette adaptative.

4.1 Mise en contexte

Dans cette recherche, nous souhaitons réaliser l'ébauche d'un concept d'ailette adaptative qui pourrait être à l'avenir, industrialisable. Pour ce faire, nous voulons proposer une structure, un mécanisme d'actionnement et un revêtement qui concorderont avec la réalité.

4.1.1 Ailette du Bombardier CRJ-700

L'entreprise Bombardier nous a fourni le fichier surfacique du CRJ-700 (voir Figure 4.1).

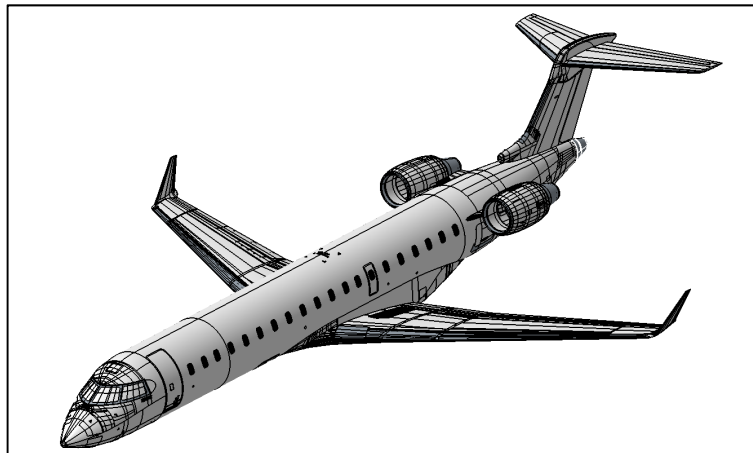


Figure 4.1 Fichier Catia V5 du CRJ-700

Nous avons donc pu obtenir une représentation de la géométrie de l'ailette originale de l'avion de transport régional CRJ-700 (voir Figure 4.2).

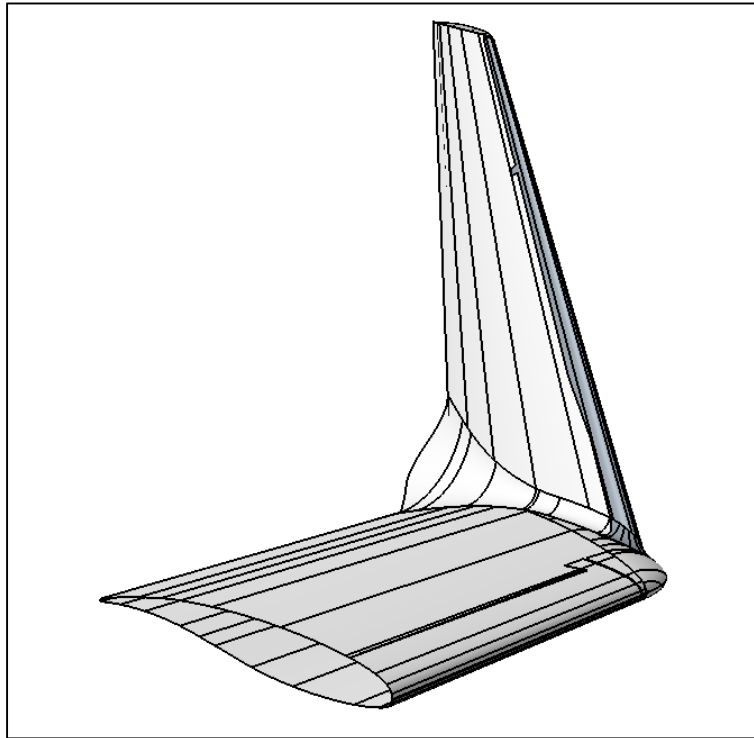


Figure 4.2 Ailette originale du Bombardier CRJ-700

4.1.2 Méthodologie de conception

Ne possédant que le fichier surfacique du Bombardier CRJ-700, il a d'abord été nécessaire d'imaginer à quoi pouvait ressembler la structure interne de l'ailette originale. De plus, l'ailette ayant été conçue à partir de courbes et de surfaces dont les caractéristiques ne nous ont pas été divulguées, nous avons effectué une nouvelle modélisation de l'ailette en utilisant notamment l'outil de projection de surfaces de Catia V5. En procédant ainsi, nous pouvions accéder à tous les éléments de surfaces que nous aurions définis ce qui nous a facilité grandement le travail de conception. Des recherches préliminaires sur la structure interne d'une ailette nous ont été nécessaires. En effet, il fallait tout créer pour obtenir un design complet d'ailette adaptative. Néanmoins, dans le cas où nous pourrions avoir accès à la structure de l'avion existant, celle-ci pourrait être modifiée pour permettre le mouvement proposé par l'ailette adaptative.

4.2 Conception surfacique de l'ailette adaptative

L'ailette adaptative va parcourir 180° d'orientation dont 90° vers le haut par rapport à l'aile et 90° vers le bas par rapport à l'aile. Nous fixons l'orientation de l'ailette à 0° comme étant la position neutre de celle-ci car elle constitue le prolongement continue de l'aile. Cette configuration constituera la base initiale de la conception de l'ailette adaptative.

4.2.1 Profil d'aile NACA 20612

Une aile constitue un enchaînement successif de différents profils d'aile. La géométrie du profil d'aile définit les propriétés aérodynamiques de l'aile car à ce profil d'aile est associé le comportement de l'écoulement de l'air. Pour l'avion Bombardier CRJ-700, nous avons jugé que le profil d'aile NACA 20612 correspondait au mieux au profil d'aile de celui-ci (voir Figure 4.3). C'est un profil d'aile dit supercritique car il est utilisé pour des vitesses transsoniques ce qui est le cas du CRJ-700 qui atteint Mach 0,8. Aérodynamiquement parlant, un profil d'aile supercritique verra la séparation de sa couche limite se déplacer vers le bord de fuite, réduisant ainsi l'amplitude de l'onde de choc sur l'extrados et la traînée d'onde générée.

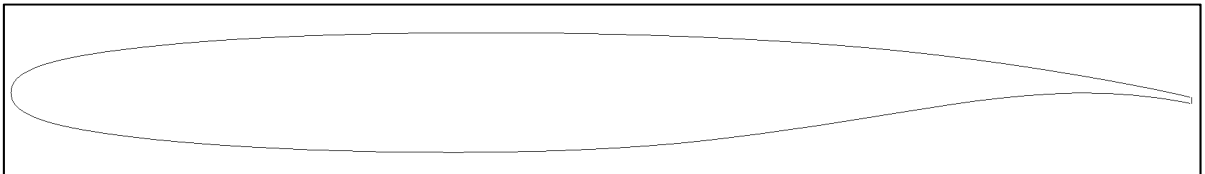


Figure 4.3 NACA 20612

Dans le cas du profil NACA 20612, le premier chiffre (2) indique la caractéristique supercritique du profil d'aile, le second chiffre (0) définit la cambrure maximale en pourcentage (%) de la corde, le troisième chiffre (6) définit la cambrure maximale en pourcentage (%) de la corde et les deux derniers chiffres (12) constituent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage (%) de la corde. Nous considérons pour notre étude que ce profil d'aile sera utilisé tout le long de l'aile et de l'ailette.

4.2.2 Inclinaison à plat

Nous avons donc appliqué le profil d'aile NACA 20612 sur cinq portions de l'ailette, puis les nous avons liés grâce à l'outil multi-sections de Catia V5. Nous avons récupéré et ajusté la géométrie de la portion finale de l'ailette depuis le fichier original car cette partie ne se déformera pas. En effet, seule la partie en jaune de la figure ci-dessous se déformera pour donner l'orientation souhaitée de l'ailette adaptative (voir Figure 4.4).

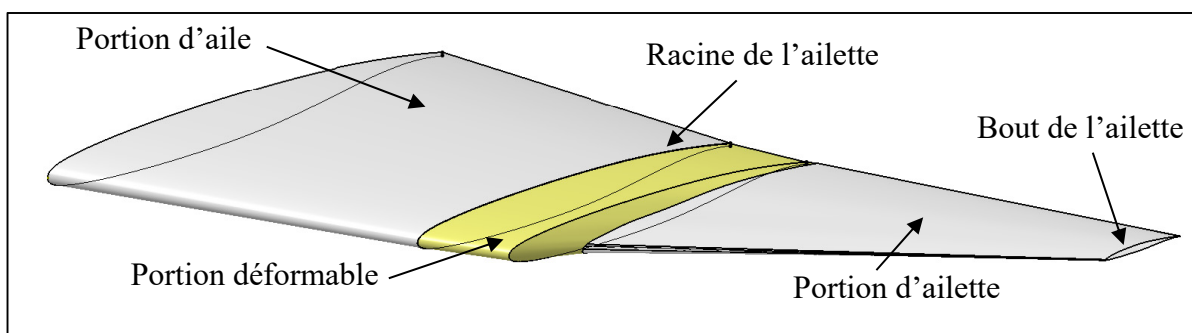


Figure 4.4 Ailette adaptative à plat

4.3 Conception structurelle initiale de l'ailette adaptative

L'ailette ayant été modélisée à plat, nous allons maintenant intégrer une structure à l'intérieur de son volume. Nous allons donc intégrer un longeron avant, un longeron arrière et différentes nervures qui constitueront le squelette structurel de l'ailette.

4.3.1 Positionnement des longerons

Afin de positionner les longerons, nous définissons des lignes directrices qu'ils vont devoir suivre. En effet, nous avons établi que le longeron avant se positionnerait à 25% de la corde des profils d'aile le long de l'ailette tandis que le longeron arrière sera à 75% de la corde. Nous avons représenté les lignes directrices associées à la portion d'aile et celles associées à la portion d'ailette (voir Figure 4.5).

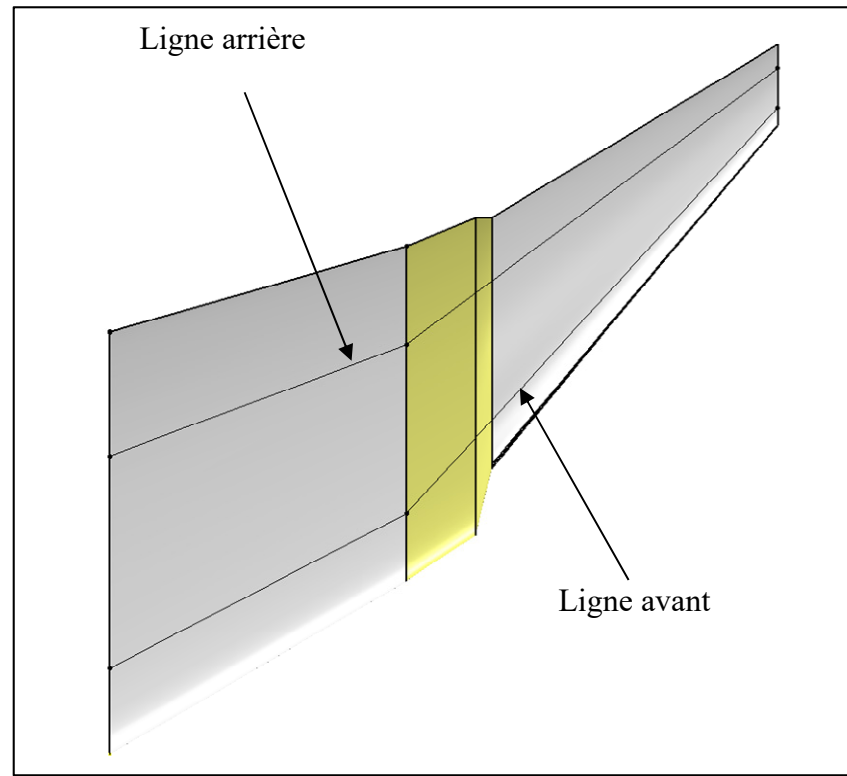


Figure 4.5 Lignes directrices de conception des longerons

4.3.2 Conception des longerons

Nous avons défini des différentes sections de poutres pour le longeron avant qui va supporter la majeure partie des efforts aérodynamiques. Nous optons pour l'utilisation du profilé en C car sa section sera plus légère que celle du profilé en I. Nous adapterons en conséquence le longeron arrière qui sera quant à lui sous le format de profilé C inversé. En effet, en faisant cela, nous allons palier les contraintes de torsion générées par chacun des deux profilés. La structure sera donc d'autant plus résistante et aura un poids plus faible que si nous utilisions des profilés en I pour les longerons avant et arrière.

Pour commencer cette conception, nous nous intéresserons uniquement à la structure qui ne contiendra pas le mécanisme permettant l'orientation de l'ailette adaptative, c'est-à-dire la portion de l'aile et la portion non-déformable de l'ailette (voir Figure 4.6).

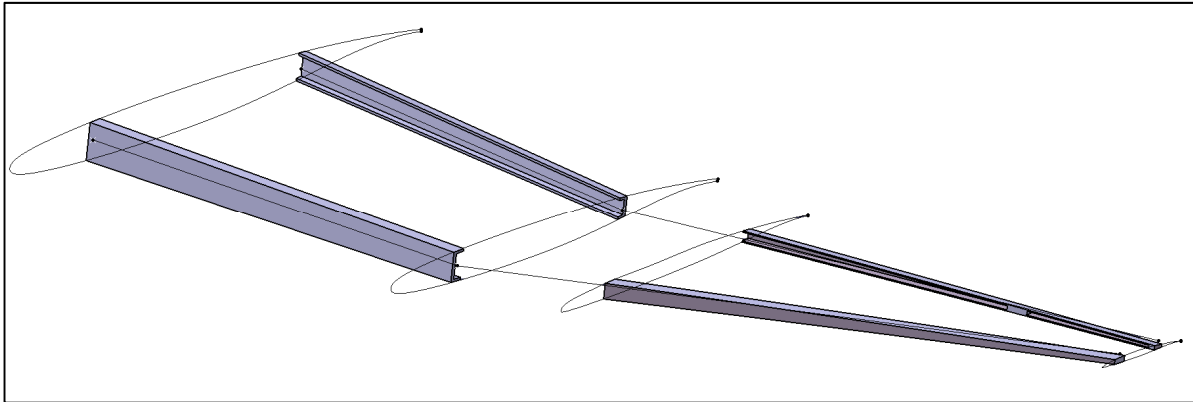


Figure 4.6 Représentation des longerons avant et arrière pour la portion de l'aile et la portion non-déformable de l'ailette adaptative

4.3.3 Conception des nervures

Les nervures vont compléter le squelette structurel de l'ailette. Nous les avons conçus comme étant des éléments de tôlerie qui vont être fixés sur les longerons et sur le revêtement. En effet, nous avons procédé de cette manière pour obtenir une intégrité complète du squelette structurel de l'ailette adaptative. Nous identifions la nervure avant, la nervure centrale et la nervure arrière (voir Figure 4.7).

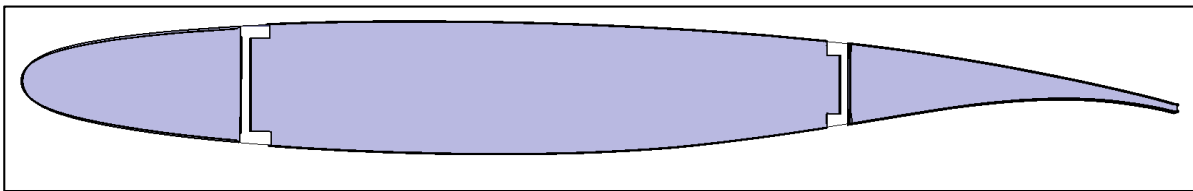


Figure 4.7 Représentation d'une nervure pour l'ailette adaptative

L'espace entre les trois nervures permet de faire passer les longerons, mais aussi les câbles électriques qui seront nécessaires pour faire varier l'orientation de l'ailette adaptative. Afin de fixer les différentes nervures sur les longerons, nous avons donc réalisé des plis (voir Figure 4.8) et nous utiliserons des rivets pour réaliser ces fixations.

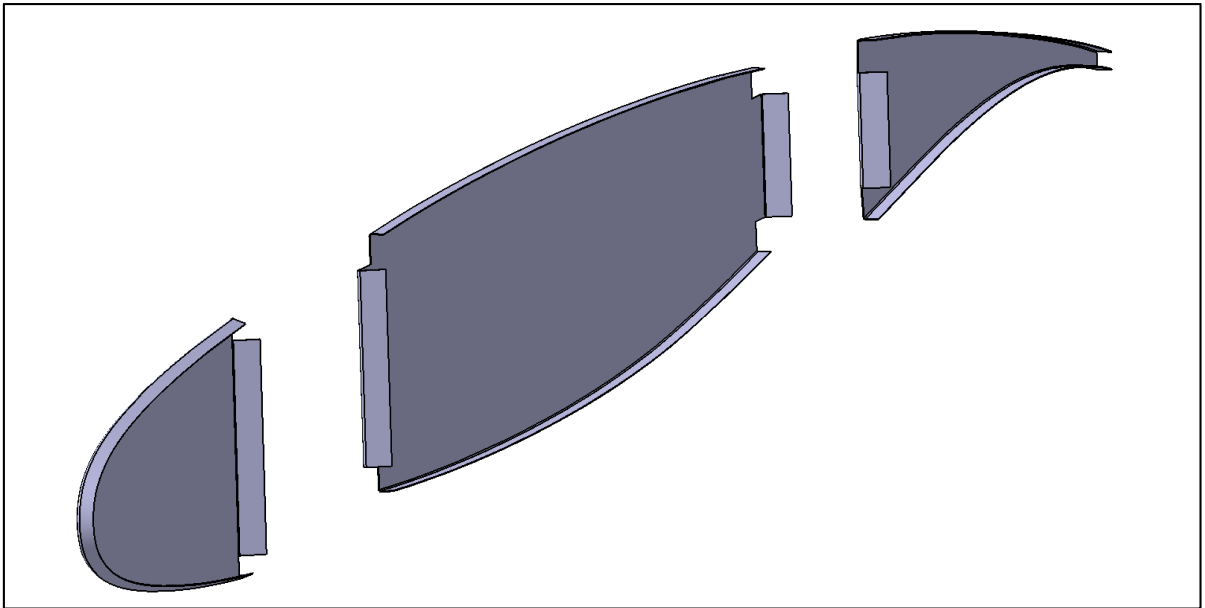


Figure 4.8 Visualisation des plis sur les différentes nervures de l'ailette adaptative

En concevant les nervures de cette manière, nous les avons positionnées le long de l'ailette de la manière à ce que la distance entre chacune d'elles soit relativement constante lorsque nous nous intéressons uniquement à la portion de l'ailette (voir Figure 4.9). De plus, nous avons fixé l'épaisseur des nervures à la valeur de 0,5 mm.

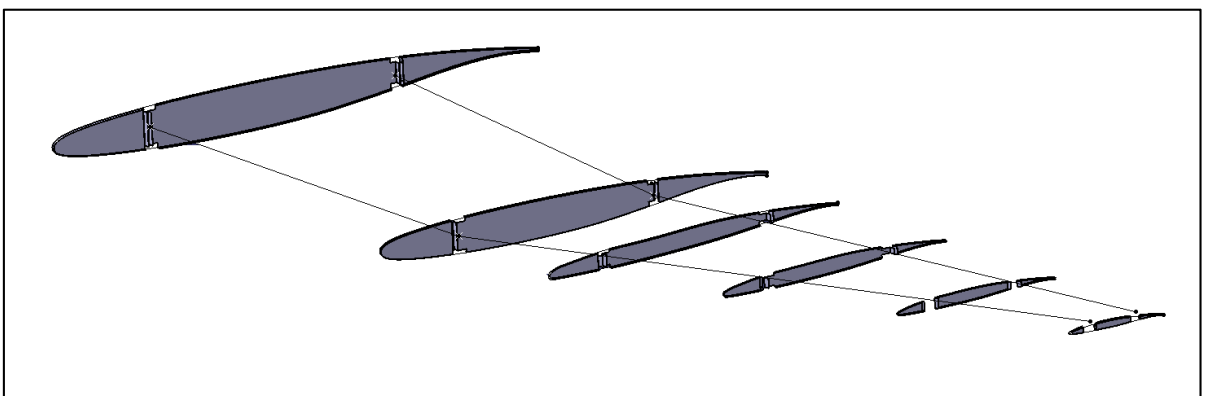


Figure 4.9 Représentation globale des nervures le long de l'ailette adaptative

4.3.4 Assemblage des longerons et des nervures

Les longerons et les nervures précédemment conçues constituent le squelette structurel initial de l'ailette adaptative. Nous avons assemblé tous ces éléments (voir Figure 4.10). Ce squelette structurel initial est donc composé à la fois d'une portion d'aile et d'une portion d'ailette. L'ailette adaptative va donc être située dans le prolongement de l'aile du CRJ-700.

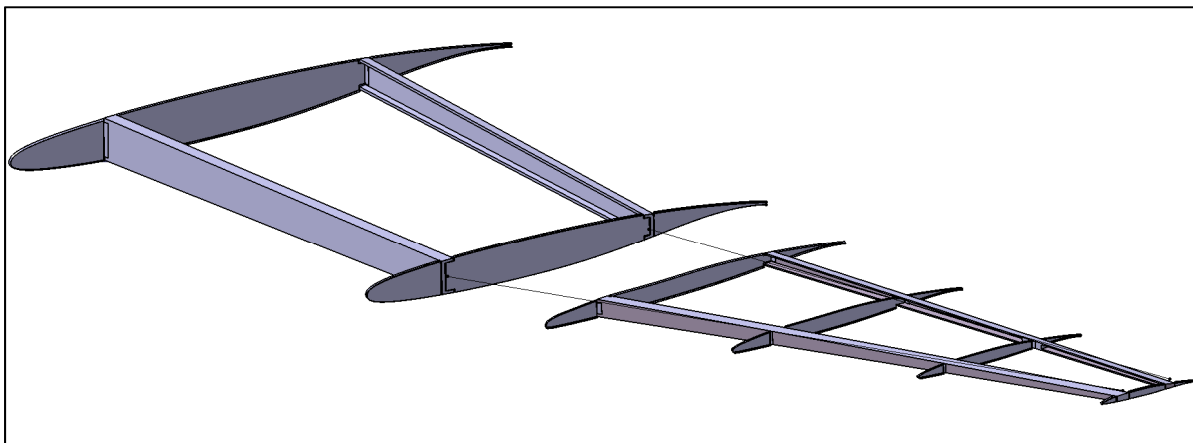


Figure 4.10 Représentation du squelette structurel initial de l'ailette adaptative

4.4 Conception du mouvement de rotation de l'ailette adaptative

Nous avons conçu la partie de l'ailette adaptative sans prendre en considération son mécanisme. Désormais, nous allons nous pencher sur ce mécanisme qui va permettre de faire pivoter l'ailette adaptative. Afin de concevoir ce mécanisme, nous devons modéliser la liaison pivot s'effectuant entre la partie fixe (le prolongement de l'aile) et la partie pivotante (l'ailette en elle-même). Le mouvement de rotation entre ces deux parties se fera au niveau des longerons. Nous aurons donc deux pivots à modéliser, un s'effectuant au niveau du longeron avant et l'autre au niveau du longeron arrière.

4.4.1 Conception structurelle initiale du mouvement

Nous avons prolongé la structure au niveau de la portion déformable de l'ailette adaptative où se trouvera la liaison pivot. Cette dernière est modélisée par un trou dans le but de comprendre le mouvement qui sera généré. Ne pouvant pas concevoir une liaison pivot dans le prolongement des longerons et ayant l'obligation d'aligner les centres de rotation du longeron avant et du longeron arrière, nous avons dû intégrer des plaques aux longerons qui vont venir coulisser en rotation pour permettre l'orientation de l'ailette souhaitée (voir Figure 4.11).

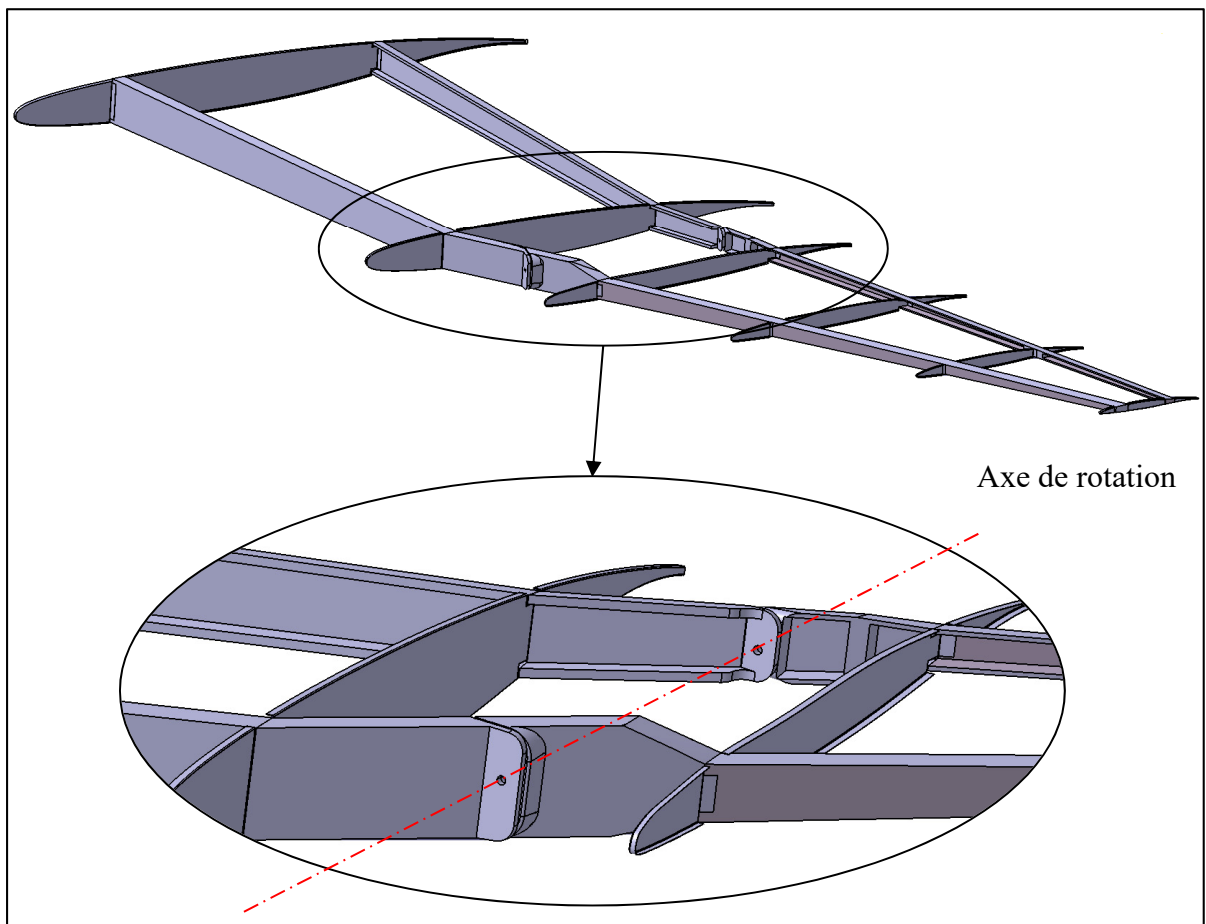


Figure 4.11 Conception initiale de la liaison pivot

Grâce à cette conception initiale du squelette structurel de l'ailette adaptative, nous pouvons parcourir les orientations d'ailette souhaitées, allant de -90° à $+90^\circ$ (voir Figure 4.12).

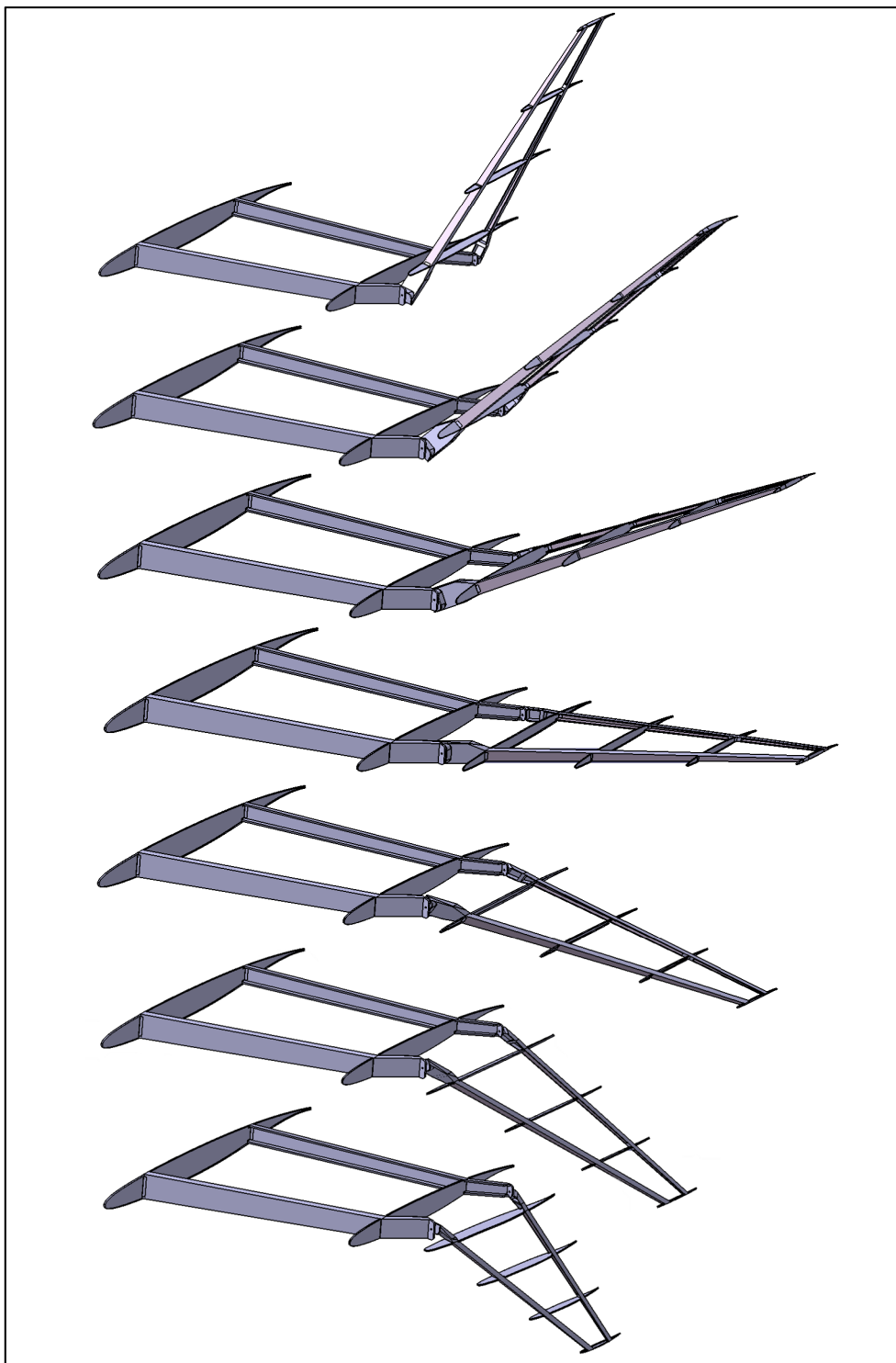


Figure 4.12 Variation de la rotation de l'ailette adaptative de -90° à $+90^\circ$

4.4.2 Modélisation de la liaison pivot

Pour modéliser la liaison pivot, nous devons concevoir un arbre qui va lier le longeron avant de la portion d'aile avec le longeron avant de la portion d'ailette. Il en sera de même pour le longeron arrière. Défini par son diamètre, l'arbre doit être suffisamment robuste pour résister aux charges qui lui sont appliquées. L'arbre sera soumis principalement à l'effort tranchant T_y sous la forme d'une pression P répartie autour de son diamètre D sur toute sa longueur L .

$$P = \frac{T_y}{DL} \quad (4.1)$$

Le diamètre de l'arbre doit assurer la condition suivante où R_e est la résistance élastique, s est le coefficient de sécurité et P_{max} est la pression maximale qui pourrait être soumise à l'arbre :

$$P_{max} < \frac{R_e}{s} \quad (4.2)$$

$$D > \frac{T_{y,max}s}{R_e L} \quad (4.3)$$

Nous allons utiliser l'acier 4140 car il a une très bonne résistance élastique. Pour un diamètre de 13 mm, les propriétés mécaniques de cet acier sont obtenues dans le Tableau 4.1.

Tableau 4.1 Propriétés mécaniques de l'acier 4140

Composition	Mn- Cr-C-Si -Mo
Traitements	Trempé à l'huile à 845°C et recuit à 595°C
Résistance à la rupture [MPa]	1 090
Résistance élastique [MPa]	1 025
Module d'élasticité [GPa]	205
Coefficient de Poisson	0,29
Densité [g/cm ³]	7,85
Module de cisaillement [GPa]	80

Au niveau du point de pivot de l'ailette adaptative, nous avons obtenu un effort tranchant maximum T_y de 21 418 N. Pour un diamètre D de 13 mm et une largeur L de 20 mm, nous avons donc obtenu une pression maximale de 82,4 MPa. En utilisant un coefficient de sécurité 3, nous obtenons la contrainte maximale à ne pas dépasser de 363 MPa. Ainsi, un arbre d'une dimension de 13 mm résistera très bien aux différents efforts qui pourront lui être transmis.

Ensuite, afin de supprimer les frottements liés à la rotation entre les deux pièces, nous aurons recours à des roulements à bille. Nous utilisons des roulements à bille à contact radial. Sachant que c'est l'arbre qui va tourner, la bague intérieure de nos roulements sera montée serrée. Ainsi, nous éviterons que le phénomène de laminage se produise. Nous avons établi le dessin industriel suivant où nous pouvons identifier les quatre arrêts axiaux du roulement qui joue le rôle de la liaison ponctuelle (à gauche) et les deux arrêts axiaux du roulement qui joue le rôle de la liaison linéaire annulaire (à droite). De plus, l'arbre de rotation est monté serré sur la poutre mobile de l'ailette (à droite) et ainsi, lorsque l'arbre sera mis en rotation, la poutre en question suivra la même rotation que l'arbre (voir Figure 4.13).

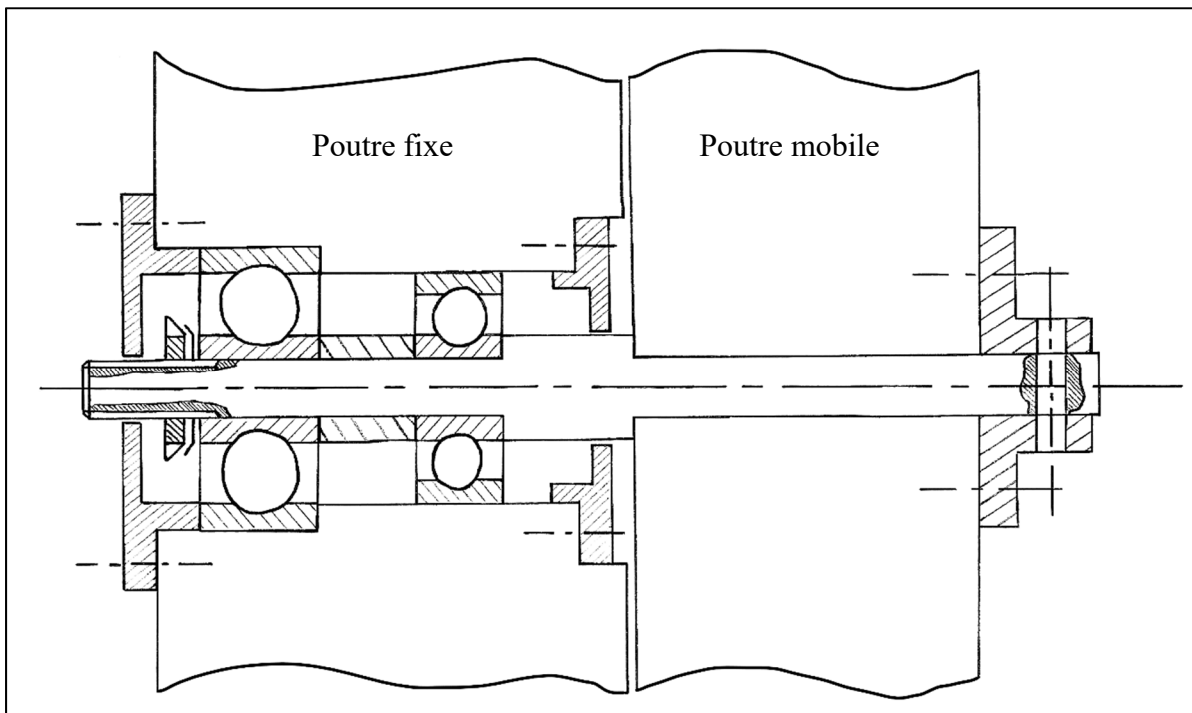


Figure 4.13 Dessin industriel de la liaison pivot dans l'ailette adaptative.

Nous précisons les ajustements de l'arbre et des alésages à respecter lors du montage du mécanisme. Nous utiliserons un ajustement H7k6 qui indique que nous aurons un « ajustement serré ». Le processus de montage de cette liaison pivot est également assuré.

4.4.3 Conception de la liaison pivot

Nous avons donc réalisé la liaison pivot en concevant les différentes pièces mécaniques indiquées sur la Figure 4.14. Pour le longeron avant comme pour le longeron arrière, le montage se fait de la manière suivante.

Le premier roulement jouant le rôle de liaison linéaire annulaire vient en butée contre l'épaule de l'arbre. Puis, l'entretoise vient fixer la bague intérieure du roulement. Ensuite, le second roulement jouant le rôle de liaison ponctuelle est inséré sur l'arbre et vient en butée contre l'entretoise pour la bague intérieure et contre l'épaule de l'alésage pour la bague extérieure. La bague intérieure de ce roulement est ensuite fixée par un écrou encoche en utilisant une rondelle de type frein à encoche. Puis, un joint à lèvres va fixer la bague extérieure du roulement et assurera l'étanchéité. Un autre joint à lèvres sera utilisé de l'autre côté pour assurer l'étanchéité. Finalement, la poutre mobile sera insérée et fixée à l'arbre grâce à une pièce de fixation en bout d'arbre.

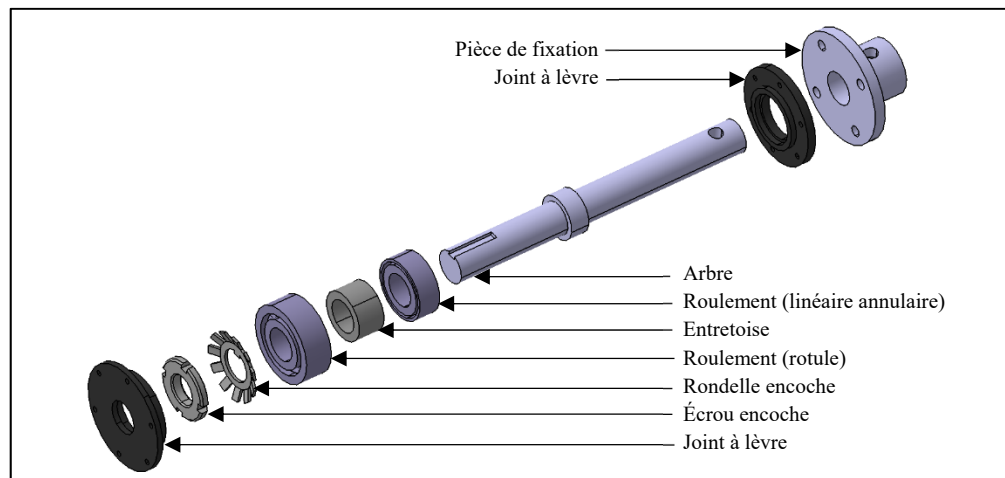


Figure 4.14 Représentation des pièces mécaniques de la liaison pivot

4.4.4 Modélisation du point de pivot

Le point de pivot va permettre la mise en rotation de la poutre mobile de l'ailette. Le point de pivot sera sous la liaison pivot à une distance de 40 mm entre les axes (voir Figure 4.15).

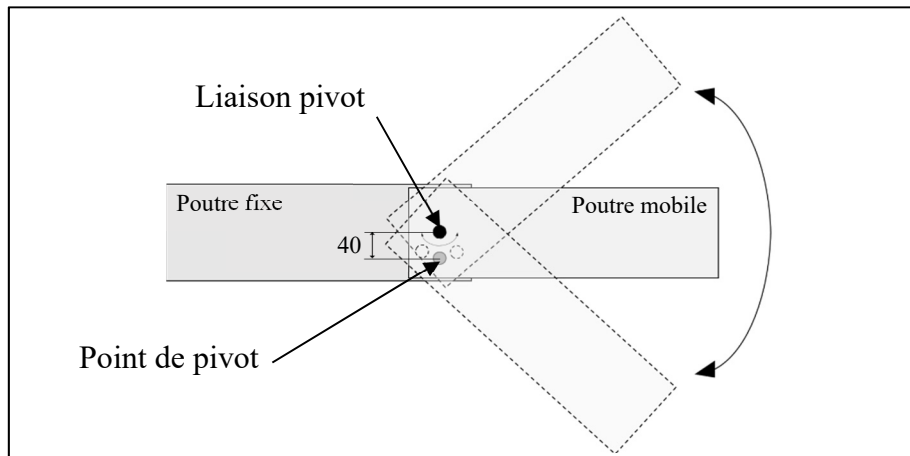


Figure 4.15 Schéma explicatif de la position du point de pivot

C'est au niveau de ce point de pivot où nous allons placer l'actionnement pour mettre en rotation l'ailette adaptative. Nous utiliserons des paliers lisses pour éviter les frottements entre l'arbre de rotation et l'alésage de la poutre et de l'actionneur. Ces paliers lisses seront montés serrés sur les alésages. Nous avons obtenu le dessin industriel suivant (voir Figure 4.16).

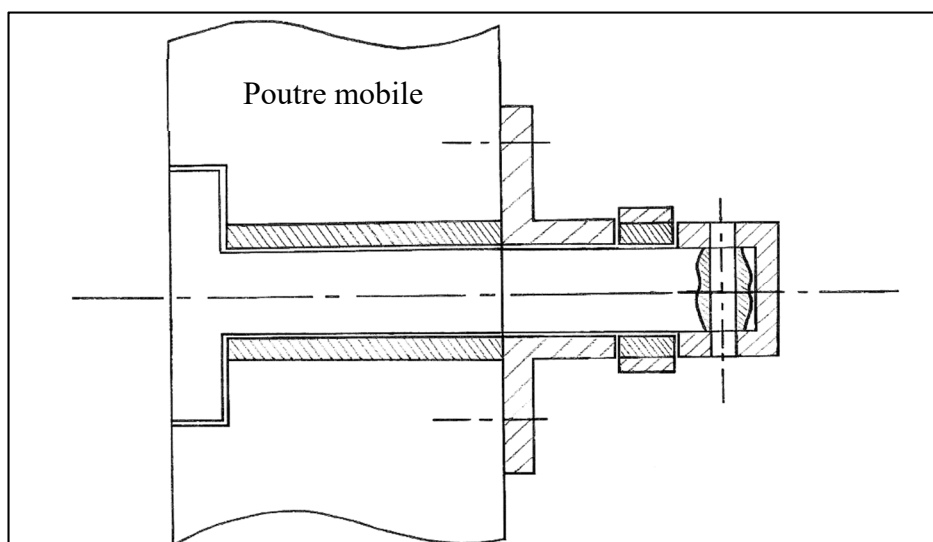


Figure 4.16 Dessin industriel du point pivot dans l'ailette adaptative

4.4.5 Conception du point de pivot

Nous avons donc réalisé le design du point pivot en concevant les différentes pièces mécaniques indiquées sur la Figure 4.17. Seul le longeron avant possède un point de pivot car nous n'aurons qu'un seul actionneur qui déplacera l'ailette adaptative. Nous montons le coussinet serré sur l'alésage (poutre mobile). Ensuite, nous insérons l'arbre par la gauche de la poutre. Nous ajoutons une pièce de fixation sur l'arbre qui sera vissée sur la poutre mobile. Elle va servir à positionner le bras de l'actionneur mettant en rotation l'ailette adaptative. Un coussinet est placé dans le trou du bras de l'actionneur pour diminuer les frottements et l'usure de celui-ci. Finalement, le positionnement du bras d'actionnement sera fixé par un capuchon et une goupille pour bloquer en translation le bras de l'actionneur le long de l'arbre.

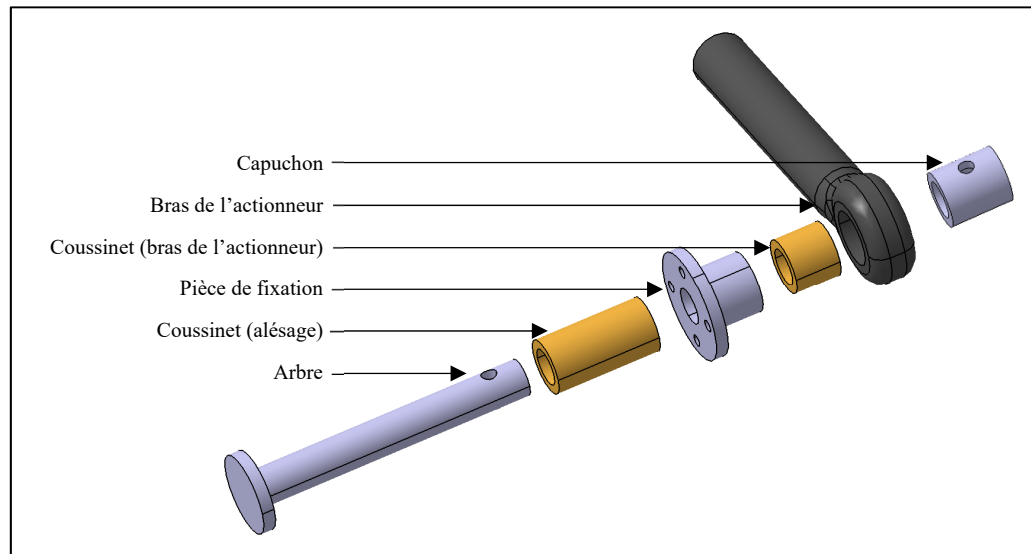


Figure 4.17 Représentation des pièces mécaniques du point pivot

4.5 Conception de l'actionneur

Maintenant que nous avons introduit le bras de l'actionneur, nous allons concevoir dans sa globalité l'actionneur. Il prendra en compte à la fois des composants électriques et des composants mécaniques. Nous mettrons surtout en avant le fonctionnement général de l'actionnement quant à sa mise en mouvement.

4.5.1 Moteur, réducteur et bras de translation

Le moteur qui sera dans l'actionneur est le composant que nous avons dimensionné dans le chapitre précédent et pour lequel ces caractéristiques techniques nous ont été fournies par l'entreprise *Maxon*. Concernant le réducteur, c'est la même chose et pour tous les deux, nous avons pu nous procurer les fichiers 3D des composants auprès de l'entreprise. De plus, un bras de translation a également été créé pour effectuer le mouvement de translation autour d'une vis sans fin (voir Figure 4.18).

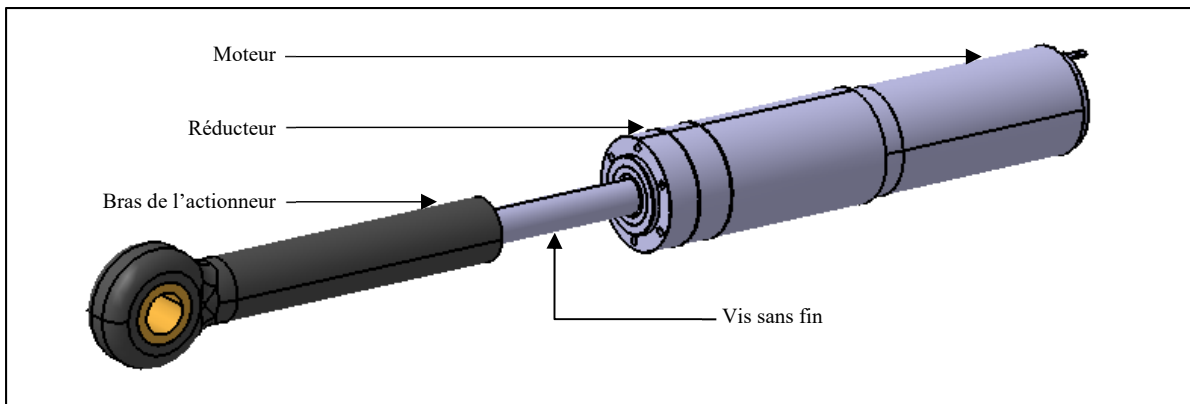


Figure 4.18 Assemblage du moteur, de réducteur et du bras de translation de l'actionneur

4.5.2 Bâti et fixations

Nous avons alors ajouté un bâti autour du moteur et du réducteur car nous devons fixer l'actionneur sur la nervure de la racine de l'ailette grâce à ce bâti. La longueur de l'actionneur étant plus grande que l'espace disponible entre la racine de l'ailette adaptative et le point de pivot, nous aurons recours à une fixation radiale du bâti sur la nervure de la racine de l'ailette. De plus, l'actionneur devra pouvoir tourner selon l'axe de rotation défini sur la figure 4.19. Cette fixation devra être suffisamment robuste pour supporter les efforts supportés par l'actionneur.

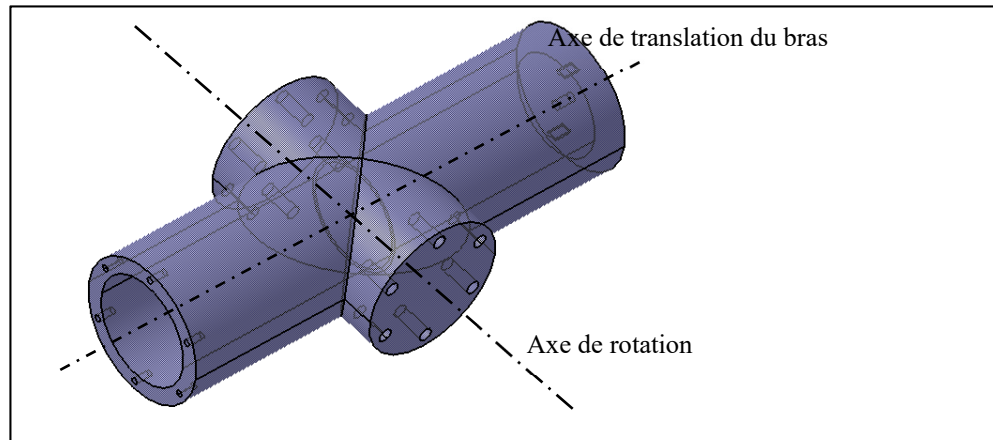


Figure 4.19 Bâti principal de l'actionneur

Le bâti sera composé par deux parties. La première partie contiendra le moteur et le réducteur tandis que la seconde partie représentera le couvercle permettant de rendre l'actionneur fermé mais aussi, permettant le guidage en translation du bras de translation (voir Figure 4.20).

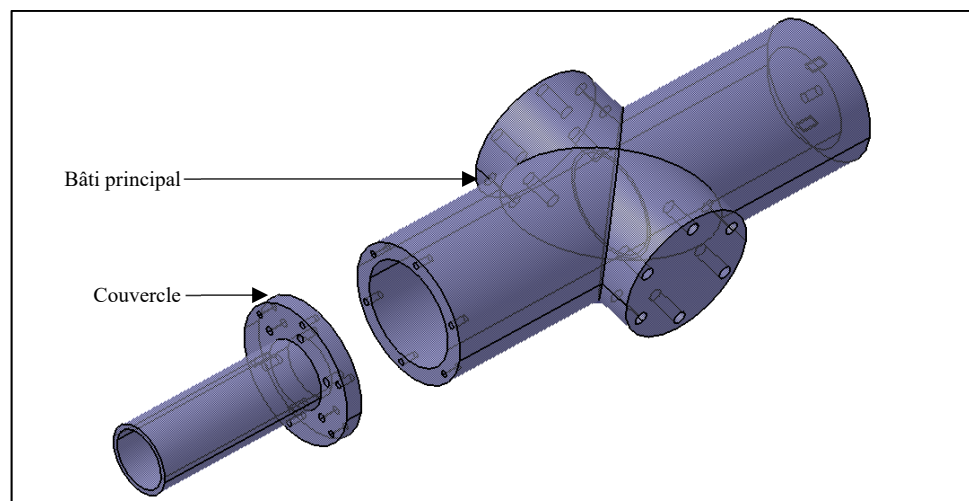


Figure 4.20 Représentation du bâti complet de l'actionneur

Ensuite, nous assemblons l'actionneur au complet et nous allons le fixer sur la nervure de la racine de l'ailette. L'épaisseur de cette nervure a été augmentée pour supporter les efforts transmis par l'actionneur vers elle. Le montage s'effectue en venant visser deux pièces de fixation sur le bâti de l'actionneur (voir Figure 4.21).

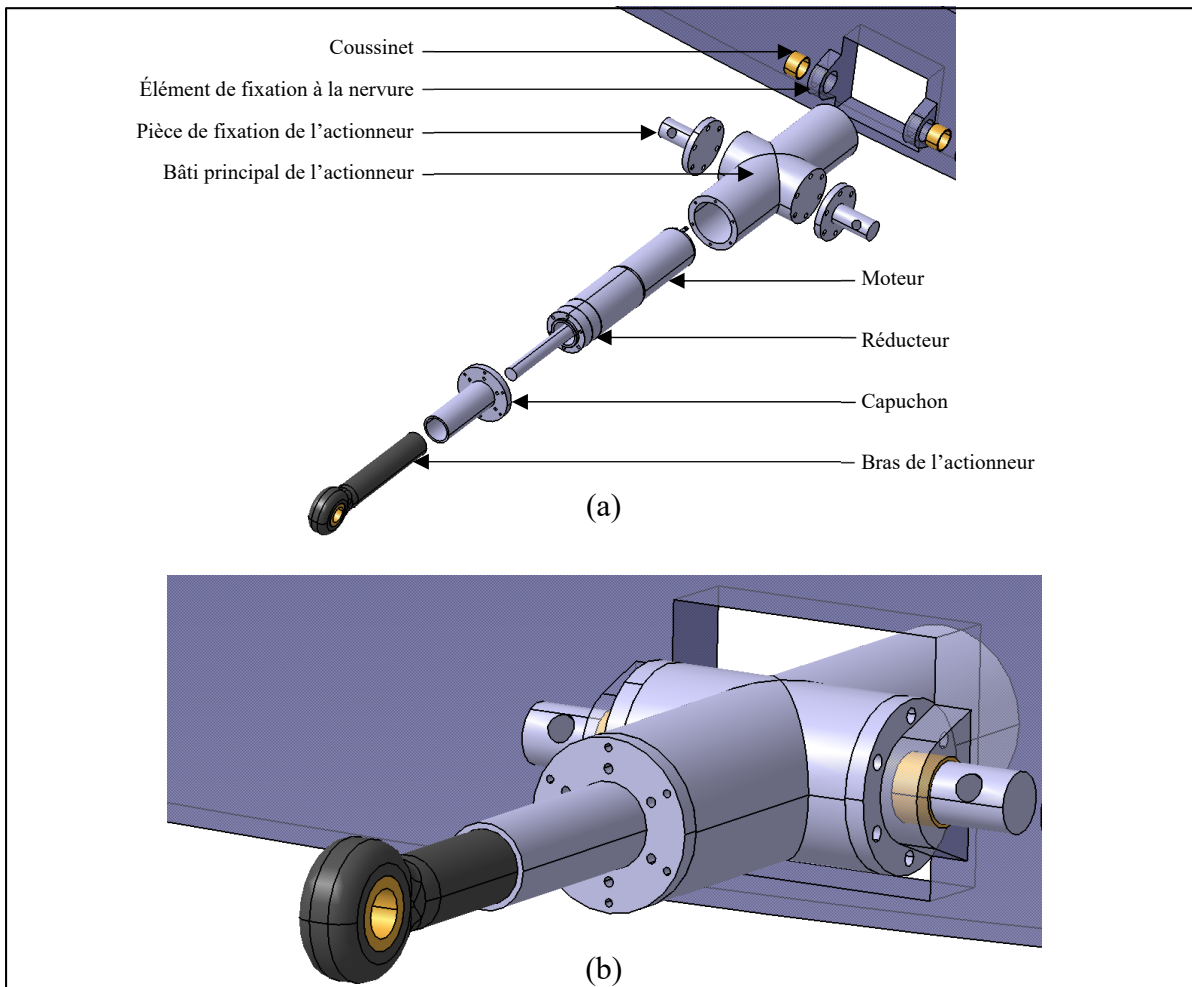


Figure 4.21 Vue éclatée de l'actionneur (a) et vue assemblée de l'actionneur sur la fixation de la nervure (b)

Pour assembler l'actionneur et le monter sur la nervure de la racine de l'ailette, nous procédons de la manière suivante. Tout d'abord, nous plaçons le moteur et le réducteur dans le bâti principal. Puis nous fermons le bâti avec le couvercle et nous plaçons le bras de translation autour de la vis sans fin du réducteur. Ensuite, nous positionnons les deux pièces de fixation de l'actionneur dans les trous des éléments de fixation de la nervure en n'omettant pas de placer des coussinets dedans. Nous installons finalement l'actionneur au niveau des pièces de fixations et nous venons visser le bâti avec ces pièces de fixation. Nous obtenons un actionneur bien positionné qui permettra l'orientation de l'ailette adaptative.

4.6 Conception de l'amortisseur

Nous avons remarqué que le mécanisme permettant d'orienter l'ailette adaptative serait toujours mis sous tension pour maintenir l'ailette dans une orientation souhaitée. Par mesure de sécurité, nous avons décidé de concevoir un amortisseur pour notre mécanisme dans le but que l'amortisseur affaiblisse l'amplitude de chocs ou de vibrations qui pourraient se produire en vol. Ainsi, l'actionneur ne serait pas endommagé. L'amortisseur s'ajoute à l'arbre du point de pivot, parallèlement à l'actionneur. Nous avons opté pour un amortisseur hydropneumatique avec ressort qui dissipera l'énergie amenée par des chocs ou des vibrations (voir Figure 4.22).

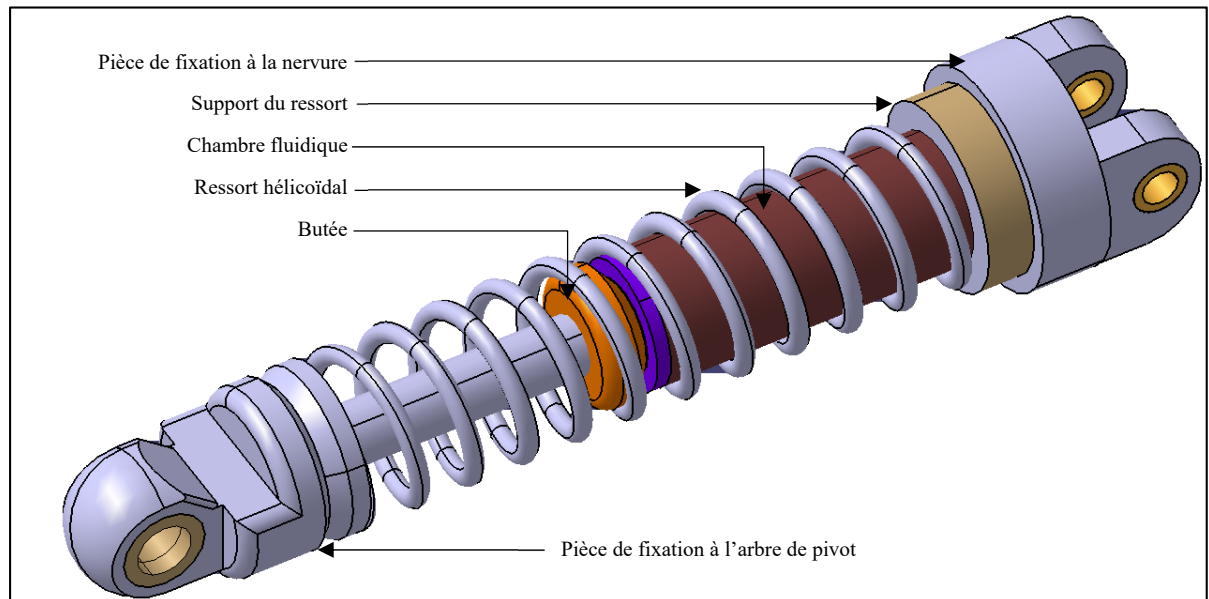


Figure 4.22 Amortisseur de l'ailette adaptative

L'amortisseur sera également fixé à la nervure de la racine de l'ailette adaptative. Contrairement à l'actionneur, nous fixerons l'amortisseur à l'arrière de sa structure. Ainsi, les efforts axiaux qu'il subira seront transmis à la nervure directement et l'amortisseur aura une force de réaction axiale pour résister aux chocs. Le dimensionnement de l'amortisseur n'est pas traité dans cette recherche, néanmoins, nous imaginons que si sa rigidité est très importante, l'amortissement sera meilleur, mais l'actionneur aura plus de mal à vaincre cette rigidité. Il y aurait donc un équilibre à trouver pour ne pas détériorer les propriétés de l'actionneur.

4.7 Vision globale du mécanisme

Le mécanisme ayant été complètement conçu, nous pouvons l'observer dans sa globalité. Le mécanisme comprend les liaisons pivots au niveau des différents longerons, le point de pivot qui lie l'actionneur à la structure mobile, l'actionneur en lui-même relié également à la structure fixe de l'ailette adaptative, ainsi que l'amortisseur (voir Figure 4.23).

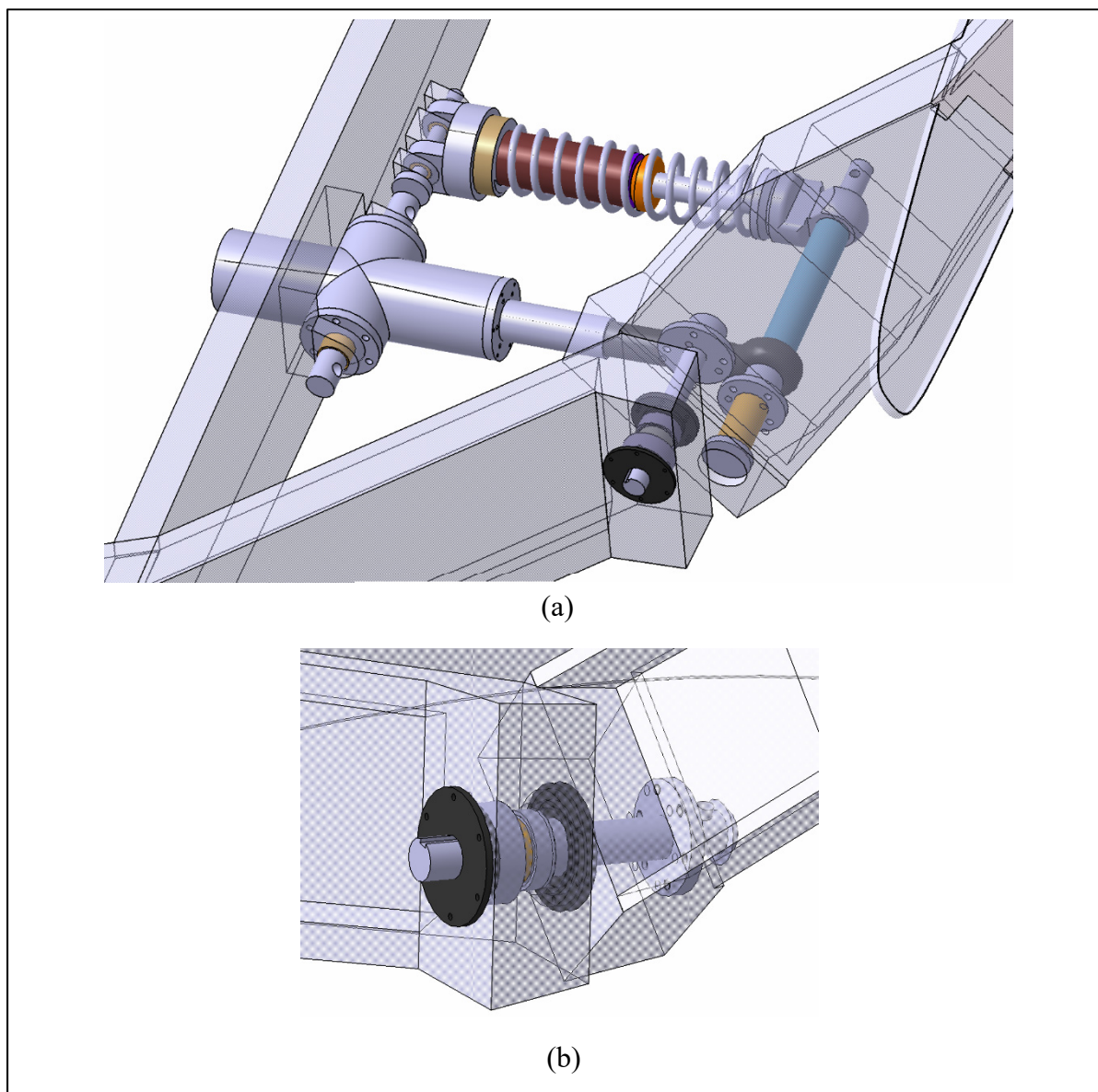


Figure 4.23 Vision globale du mécanisme dans le longeron avant (a) et le longeron arrière (b)

Au travers de ce mécanisme, nous remarquons bien que nous arrivons à parcourir les variations des angles les plus élevées de -90° à $+90^\circ$. De plus, nous n'obtenons aucun conflit de matière lorsque nous sommes amenés à faire varier l'angle d'inclinaison de l'ailette adaptative. Nous avons donc conçu un mécanisme capable de répondre à la fonction principale de conception qui est d'assurer des changements d'orientation de l'ailette (voir Figure 4.24).

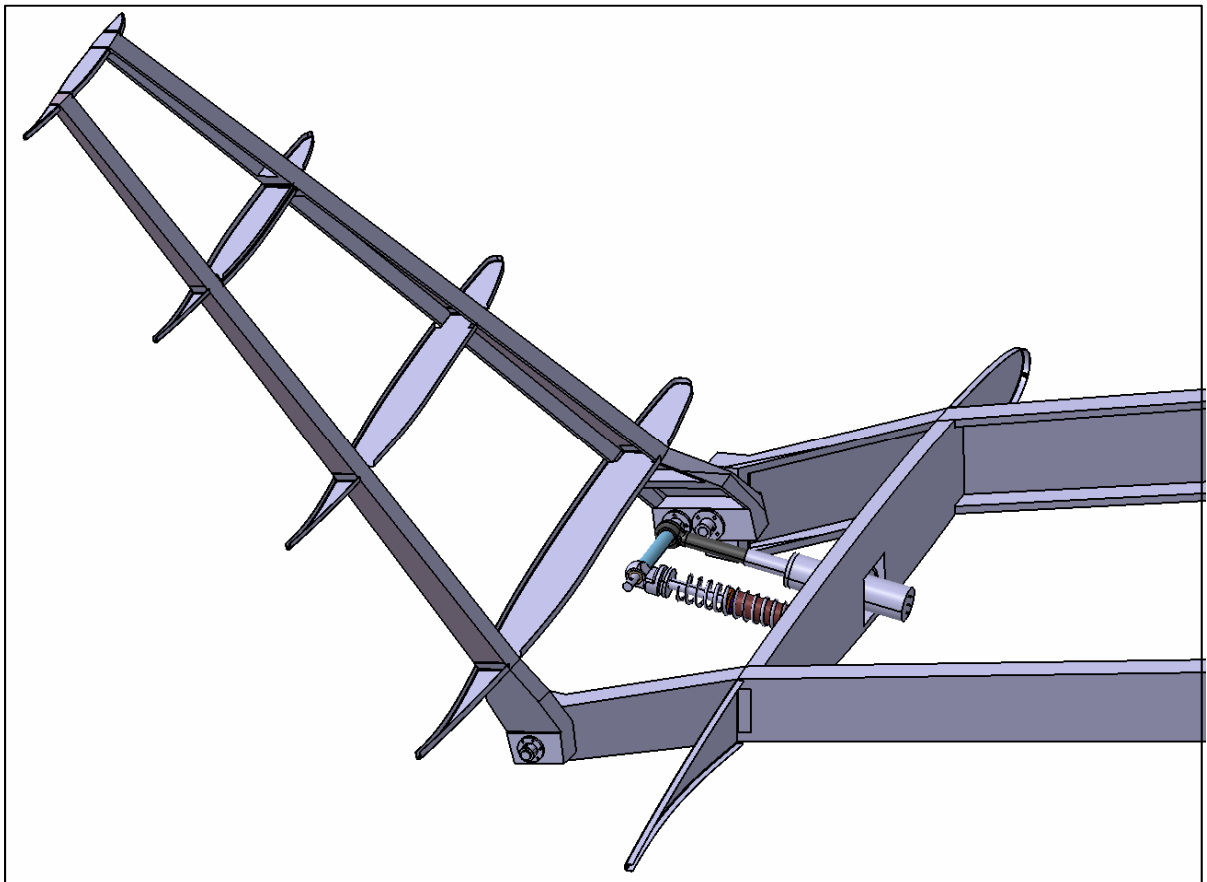


Figure 4.24 Orientation de l'ailette adaptative à 90° grâce à son mécanisme

Le manque d'espace pour insérer un mécanisme faisant varier l'orientation de l'ailette dans des configurations extrêmes a été un défi que nous avons su dépasser. En effet, ce mécanisme ne possède qu'une faible course de l'actionneur pour une orientation importante de l'ailette. De plus, il serait possible à l'avenir de placer plusieurs actionneurs sur l'arbre du point de pivot pour ajouter de la redondance au système. Néanmoins, cela viendrait ajouter du poids à la structure, c'est pourquoi nous poursuivrons notre étude avec le mécanisme ainsi conçu.

4.8 Conception du revêtement déformable

Sur le logiciel de conception Catia V5, il est très compliqué de représenter des revêtements déformables. En effet, le revêtement devrait être capable de se déformer en suivant les courbures géométriques des longerons. Il devrait ainsi posséder des propriétés de déformation et d'allongements qu'il faudrait prendre en considération également. En vue de l'optimisation de la structure, nous avons donc choisi différents revêtements pour plusieurs orientations de l'ailette adaptative. Le revêtement initial est celui à 0° d'angle d'inclinaison (voir Figure 4.25).

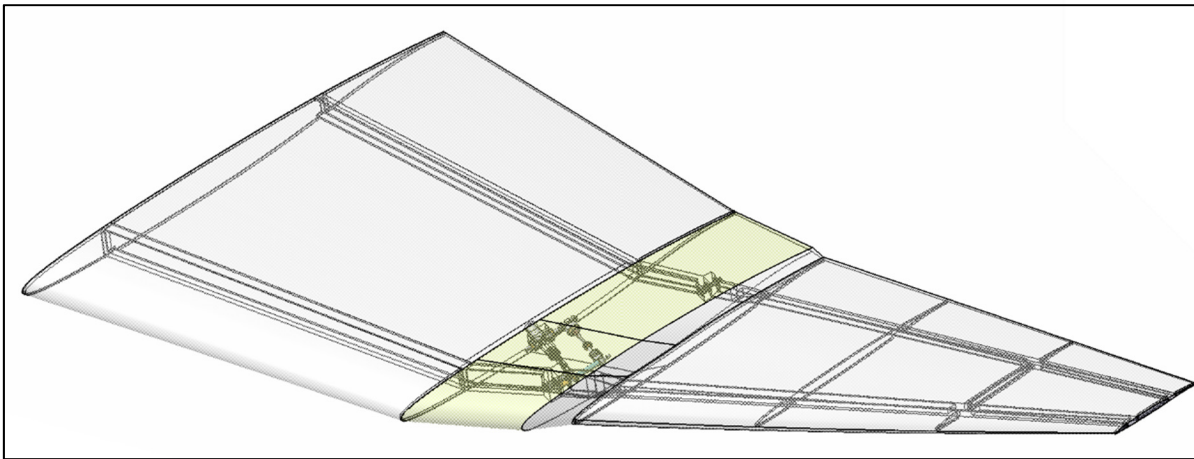


Figure 4.25 Revêtement de l'ailette adaptative à 0°

En dessinant des courbes de suivi de la surface déformable, nous avons obtenu différentes orientations de l'ailette. Néanmoins, ces courbes ne sont valables que pour une orientation précise de l'ailette. En faisant varier le mécanisme, il faut donc adapter le design avec une nouvelle surface de revêtement déformable. Cela induit la création de nouvelles courbes de suivi pour que la surface générale de l'ailette adaptative reste continue sur toute son envergure.

Si nous nous intéressons de plus près à une orientation de 20° , nous pouvons observer les endroits où le revêtement va se déformer et s'allonger (voir Figure 4.26). L'ailette ayant une géométrie initiale unique, la conception des courbes de suivi a été un vrai défi de conception.

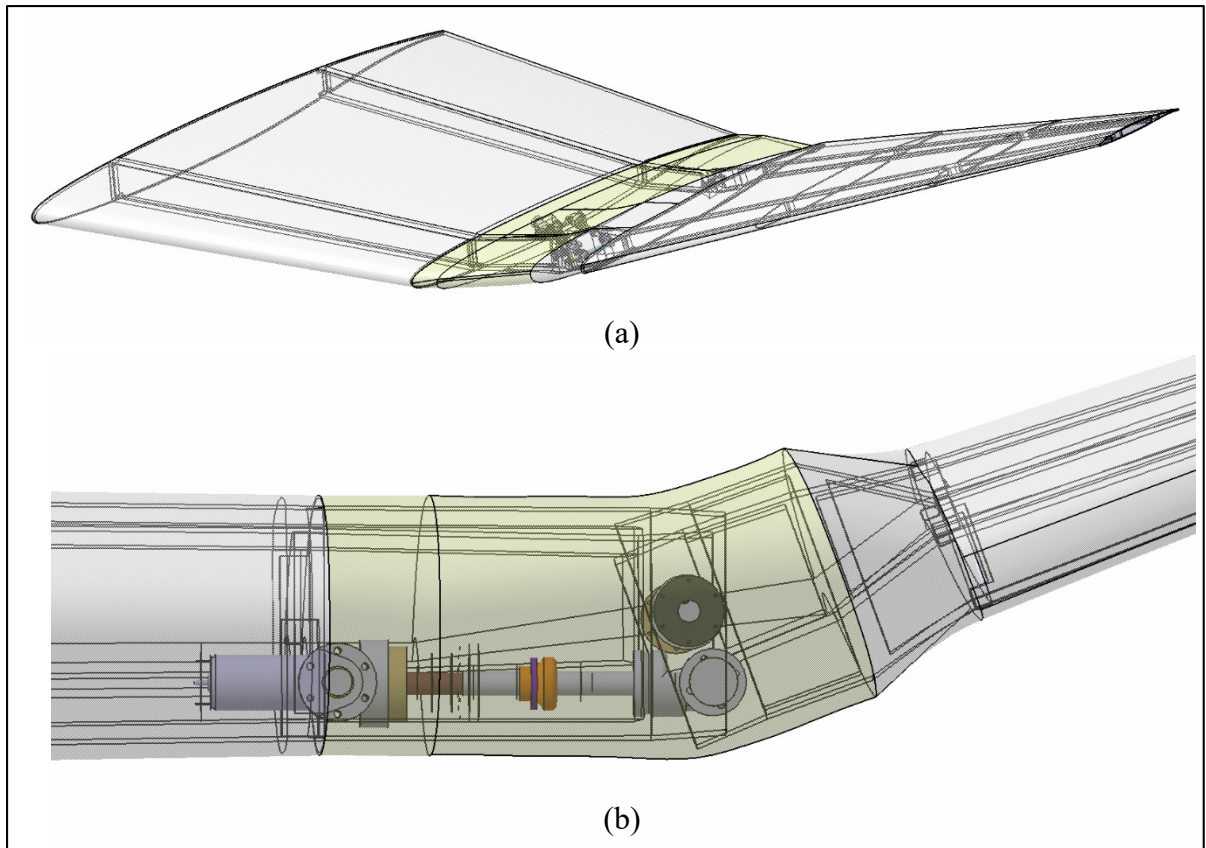


Figure 4.26 Modélisation du revêtement déformable en vue isométrique (a) et en vue de face (b) pour une orientation de 20° de l'ailette adaptative

Plus nous sommes amenés à augmenter l'angle d'orientation de l'ailette adaptative dans les sens positifs ou négatifs, plus la conception du revêtement déformable est complexe. Nous avons réussi à obtenir une modélisation pour les angles maximaux de -35° et 35° . Néanmoins, nous observons des géométries que le revêtement ne devrait pas prendre (voir Figure 4.27). En effet, nous souhaitons que le revêtement déformable suive les courbes des longerons lorsque l'orientation de l'ailette adaptative varie.

Ainsi, nous émettons l'hypothèse que le revêtement suivra les courbes des longerons. Physiquement parlant, ce fait dépend des propriétés mécaniques du revêtement, mais sur Catia V5, nous ne les considérons pas dans la modélisation, d'où la considération de cette hypothèse.

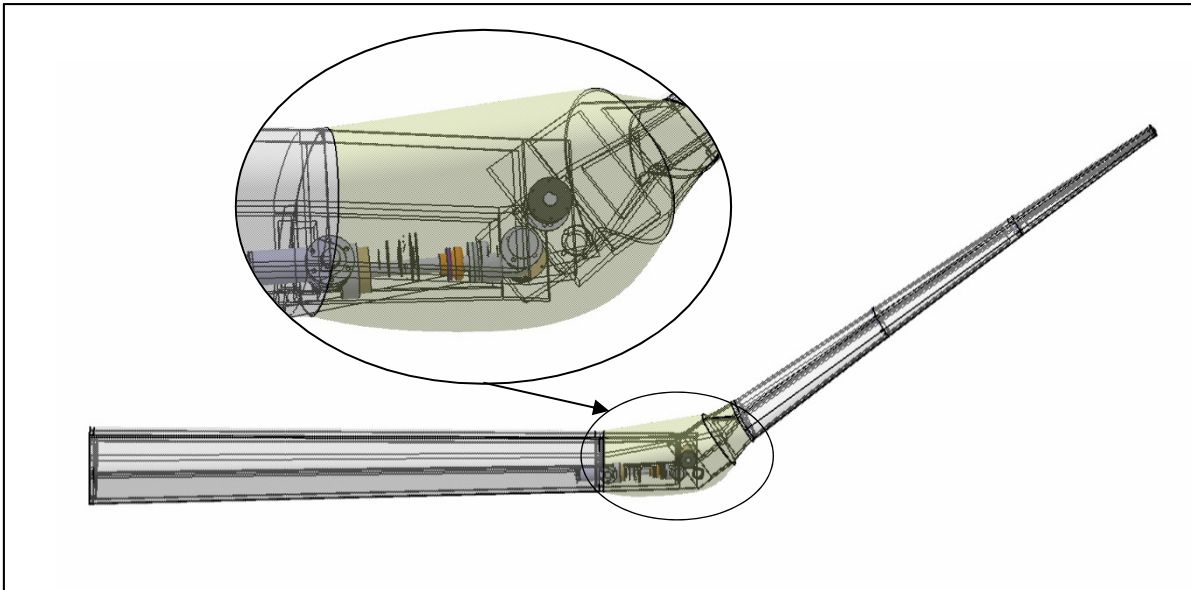


Figure 4.27 Modélisation du revêtement déformable pour une orientation de 35° de l'ailette adaptative et visualisation de la courbe de déformation

4.9 Discussion sur les systèmes compliant

L'ailette adaptative que nous avons créée utilise beaucoup de composants mécaniques, ce qui par la suite sera sujet à une répercussion sur le poids global de l'ailette adaptative. Nous avons entamé des recherches de mécanismes compliant qui pourraient venir pallier ce problème (Lu & Kota, 2003). En effet, si le squelette structurel était dit « compliant », nous n'aurions qu'une seule pièce structurelle, sans roulement à billes ni vis, ni autres pièces mécaniques.

C'est pour cette raison que nous avons imaginé une pièce qui viendrait remplacer la liaison pivot de l'ailette adaptative. L'idée d'une liaison pivot flexible a déjà été étudiée dans le passé pour le domaine spatial, notamment la pivot « butterfly » développée par le CSEM en Suisse (Lu, Zhou, Sheng, Fan & Zhang, 2010). En adaptant ce concept à notre étude, l'orientation de l'ailette pourrait varier grâce à des segments flexibles qui viendraient se déformer (voir Figure 4.28). Le système d'actionnement pourrait demeurer le même pour commander l'orientation de l'ailette adaptative.

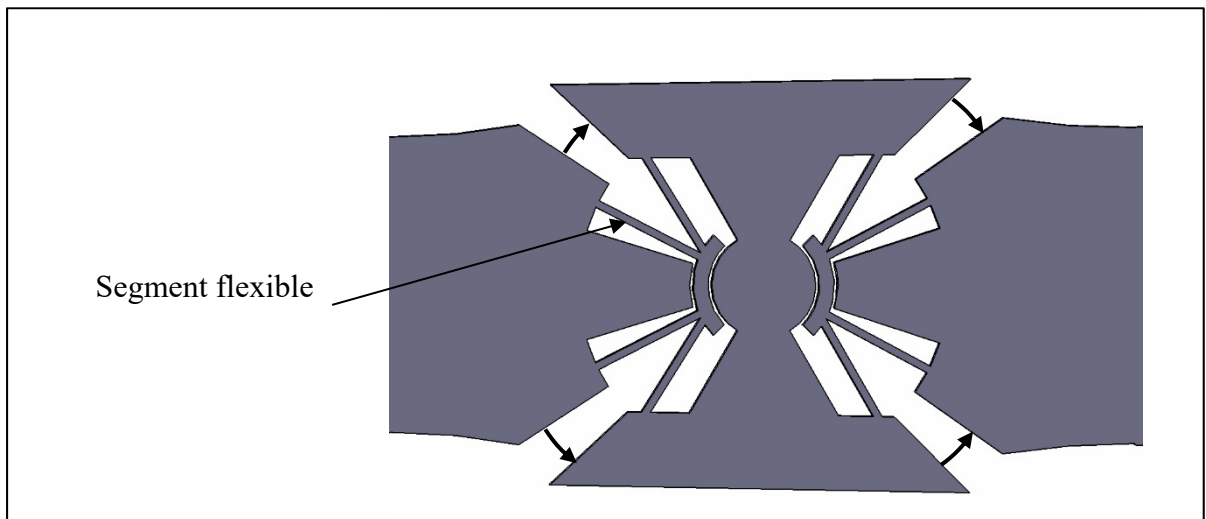


Figure 4.28 Conception d'une liaison pivot flexible

Les structures flexibles sont connues pour être efficaces pour de petites déformations et déplacements. Dans notre cas d'orientation de l'ailette adaptative, nous avons obtenu de grands déplacements pour notre structure. Néanmoins, il serait envisageable de mettre en série différentes liaisons pivots flexibles pour atteindre ces grands déplacements (voir Figure 4.29).

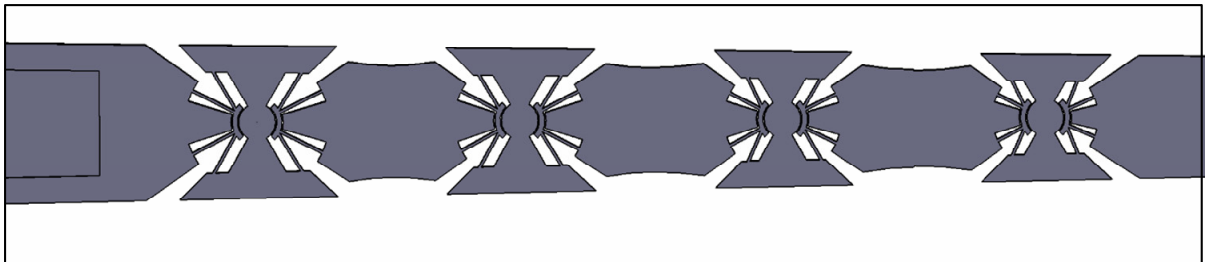


Figure 4.29 Mise en série de liaisons pivots flexibles

Ces liaisons pivots flexibles pourraient être implémentées aux longerons de l'ailette adaptative. De surcroît, cela procurerait à l'ailette adaptative et notamment à son revêtement une déformation progressive et répartie le long de l'ailette adaptative. Le poids de la structure serait aussi plus léger que celui de la structure rigide précédemment conçue. La maintenance aussi serait bien plus facile.

Cependant, une telle structure est très compliquée à dimensionner, particulièrement au niveau de ces segments flexibles. En effet, cette structure ayant un comportement non-linéaire, l'analyse des charges et l'analyse de la répartition des contraintes constitueraient une étude mécanique particulièrement complexe. En aéronautique où les normes de conception sont très contraignantes, le développement d'une telle structure demanderait beaucoup de temps. Une première approximation peut être établie au travers d'une analyse éléments finis et pourrait permettre d'envisager une telle conception. Néanmoins, ce type de structure ne serait usinable que par impression 3D ce qui n'est pas recommandé pour des pièces aéronautiques aussi importantes et grandes que des longerons.

4.10 Résumé

Le logiciel de conception 3D Catia V5 nous a permis de développer et de concevoir un mécanisme et une structure respectant nos divers critères de conception de l'ailette adaptative. Nous sommes en mesure de réaliser le changement d'orientation de l'ailette adaptative à partir d'une commande de l'actionneur. Le revêtement déformable associé à l'ailette adaptative a été particulièrement complexe à modéliser mais pour certaines orientations de l'ailette adaptative, nous avons réussi à en modéliser un. Lors de la conception, nous avons pris en considération à la fois l'analyse des exigences ainsi que le dimensionnement de l'ailette adaptative. Nous avons vérifié que notre mécanisme était montable et nous avons ajouté un amortisseur à la conception pour être s'assurer que l'actionneur ne devrait pas supporter les chocs directement.

Le mécanisme que nous avons créé permet donc de modéliser mécaniquement le concept d'ailette adaptative. C'est un concept qui peut être optimisé, néanmoins, il présente déjà toutes les caractéristiques nécessaires au bon fonctionnement de l'ailette adaptative. De plus, ce mécanisme envisage la possibilité de positionner plusieurs actionneurs en parallèle pour favoriser à la fois une redondance électrique du système d'actionnement et pour fournir la poussée nécessaire requise pour orienter l'ailette dans le cas où un unique actionneur ne suffirait pas.

CHAPITRE 5

OPTIMISATION DE L'AILETTE ADAPTATIVE

L'optimisation de l'ailette adaptative constitue l'étape finale de cette recherche. En effet, nous avons présenté une structure d'ailette adaptative en trois dimensions. Cependant, cette structure n'est pas encore optimisée du point de vue structurel. Cette étude nous permettra donc de valider notre concept en démontrant qu'il résiste aux efforts maximaux en vol. Ajouté à cela, nous chercherons à réduire la masse de la structure de l'ailette car nous souhaitons maximiser ses performances.

5.1 Introduction à HyperWorks

Pour un problème d'ingénierie, il est possible d'utiliser une approche analytique, numérique ou expérimentale. HyperMesh est un logiciel qui va nous permettre d'appliquer une méthode numérique pour analyser notre structure et obtenir des résultats fiables.

5.1.1 Altair Engineering

Altair Engineering est une compagnie qui offre des solutions d'ingénierie pour des produits, des designs industriels, des applications techniques et des analyses et dessert notamment l'industrie aérospatiale internationale. Elle est reconnue pour les logiciels qu'elle fournit au milieu de l'ingénierie comme HyperWorks ou HyperMesh.

Nous allons utiliser HyperMesh, un logiciel d'optimisation de la conception de produit permettant notamment de modéliser avec précision les structures et les mécanismes. HyperMesh est un logiciel de modélisation par éléments finis à haute-fidélité permettant la génération de modèles complexes et relativement grands. Il est donc parfaitement adapté pour notre étude de l'ailette adaptative.

5.1.2 Méthodologie

Modéliser et étudier une structure en éléments finis revient à suivre un processus de maillage et d'optimisation bien précis. Dans un premier temps, nous devons effectuer une simplification géométrique du modèle étudié. En effet, une analyse par éléments finis pour des pièces et assemblages complexes génère souvent un temps de calcul très long. En simplifiant leurs modèles, nous réduisons considérablement ce temps de calcul. Cependant, il faut s'assurer que ces simplifications ne viennent pas nuire à la physique générale du modèle pour que celui-ci reste fidèle à la réalité. Le modèle CAO simplifié peut alors être transféré sur l'interface du logiciel HyperMesh pour les études d'optimisation.

Dans un deuxième temps, la phase de maillage du modèle intervient. Cette dernière va nous permettre de modéliser géométriquement la structure de l'ailette adaptative par des petits éléments finis appelés mailles. Ces éléments permettront de caractériser le comportement géométrique de l'ailette adaptative.

Dans un troisième temps, nous devons définir les différents matériaux et propriétés des pièces qui composent l'ailette adaptative. Selon les types de matériaux utilisés, le comportement de la structure sera différent d'un choix à l'autre du type de matériau.

Dans un quatrième temps, nous procéderons à l'implémentation des conditions limites de notre modèle. Ainsi, les efforts qui sont appliqués à la structure seront pris en compte autant que les liaisons cinématiques entre ses pièces. Cette étape permet de modéliser l'ailette adaptative dans son environnement de fonctionnement.

Dans un dernier temps, nous procéderons au post-traitement de la modélisation par éléments finis. C'est dans cette étape que nous verrons où l'optimisation de l'ailette adaptative sera réalisée. Après l'optimisation complète, nous serons en mesure de fournir un concept final de l'ailette adaptative.

5.2 Simplification et hypothèses pour l'optimisation du modèle

Cette section montre la première phase de l'optimisation. C'est la phase préliminaire au maillage et elle est indispensable pour entamer correctement notre étude par éléments finis. Nous allons expliquer les simplifications géométriques et les hypothèses que nous avons pris en considération.

5.2.1 Simplifications géométriques

Nous avons créé un modèle Catia 3D de l'ailette adaptative. Cette ailette adaptative comprend une portion d'aile qu'il ne nous est pas nécessaire d'étudier. Cette portion d'aile correspond à un volume important que nous nous affranchirons donc de mailler, réduisant ainsi considérablement le temps de calcul.

De plus, nous ne considérerons pas le mécanisme de l'ailette car celui-ci ne peut être optimisé. En effet, dans cette étude, nous chercherons à vérifier que la structure résiste aux efforts qui lui seront appliqués, ainsi qu'à optimiser son poids en fonction de ses efforts et des contraintes qui en seront générées.

Dans notre modèle structurel, les longerons, les nervures et le revêtement sont reliés par des rivets. Concrètement, ces derniers représentent dans le design des petits trous dans la structure. Lors d'une étude par des éléments finis, HyperMesh qualifie ces trous de « pin holes » qui vont être à l'origine d'une dégradation du maillage. En effet, des concentrations de contraintes vont apparaître aux emplacements de ces trous. Ainsi, nous ne représenterons pas ces trous structurels dans le modèle que nous importerons sur le logiciel, simplifiant ainsi le modèle.

La dernière simplification géométrique que nous effectuerons portera au niveau des congés de forme qui peuvent apparaître sur notre structure. Ces congés peuvent amener par leur présence, une augmentation de la complexité du modèle à mailler, et vont engendrer une détérioration de la qualité du maillage. Donc, nous simplifierons les congés de la structure dans notre étude.

5.2.2 Hypothèses

L'interface d'HyperWorks est utilisée pour effectuer un calcul en élasticité linéaire sur notre structure d'ailette adaptative. En effet, lors de l'ouverture du logiciel, nous allons sélectionner le solveur « OptiStruct ». Nous utiliserons ce solveur pour effectuer une optimisation de taille et de forme de l'ailette adaptative.

Le modèle numérique que nous allons utiliser effectuera une analyse linéaire statique. Par conséquent, une analyse de ce type implique certaines hypothèses initiales. Tout d'abord, l'aspect linéaire de cette analyse indique que le modèle contrainte-déformation suivra une droite linéaire passant par l'origine (Gokhale & Deshpande, 2021). Cette droite est obtenue par l'équation de la contrainte σ en fonction de la déformation ε et utilise le module élastique E comme caractéristique du matériau utilisé.

$$\sigma = E \varepsilon \quad (5.1)$$

En réalité, lorsque le matériau atteint sa limite élastique, il ne suit plus l'allure de cette droite car il commence à avoir un comportement non-linéaire. C'est pour cette raison que nous devons comparer la contrainte maximale obtenue dans notre analyse avec la valeur de la résistance élastique du matériau. Ainsi, nous déterminerons si notre structure résiste ou non à cette contrainte maximale, nous permettant de justifier la validité de notre concept d'ailette.

Ensuite, l'aspect statique de l'analyse indique que les efforts appliqués à notre structure sont indépendants du temps (Gokhale & Deshpande, 2021). Nous obtiendrons donc une valeur constante des forces F , d'où l'équation suivante de la variation des forces F selon le temps t .

$$\frac{dF}{dt} = 0 \quad (5.2)$$

L'aspect statique de l'analyse considère aussi que nous nous trouvons dans un état d'équilibre. Ainsi, les sommes des forces et des moments appliquées à l'ailette adaptative sont nulles.

5.3 Modèle initial de l'ailette adaptative

Dans le logiciel Catia V5, nous avons réalisé la simplification de la géométrie pour obtenir un modèle initial de l'ailette adaptative prêt pour l'optimisation. Nous précisons que nous avons ajouté une nervure pour soutenir et guider le revêtement lors de la rotation de l'ailette adaptative (voir Figure 5.1). Elle intervient également dans la conception de la structure car les hauteurs des longerons diminuent de façon importante après la position de cette nervure.

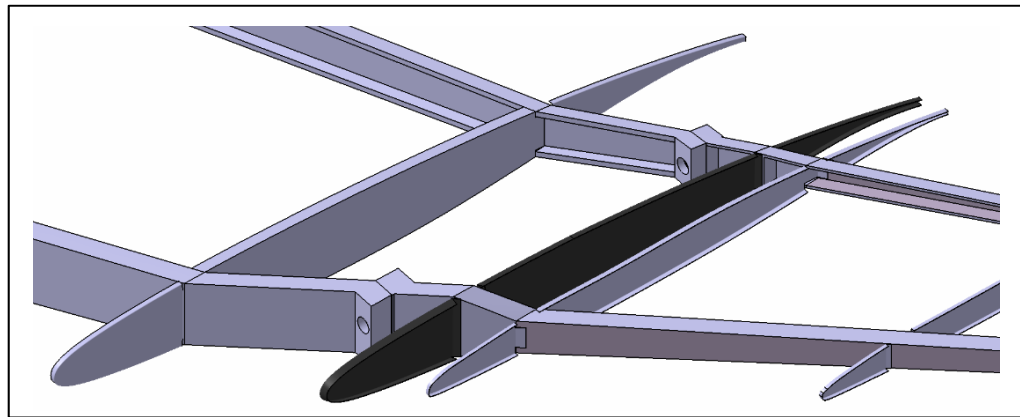


Figure 5.1 Visualisation de l'ajout de la nervure

Nous avons donc obtenu notre modèle structurel de l'ailette adaptative tel que montré sur la Figure 5.2. Nous n'avons pas représenté le revêtement car il est inclus dans la structure. Le modèle initial est orienté à 0° .

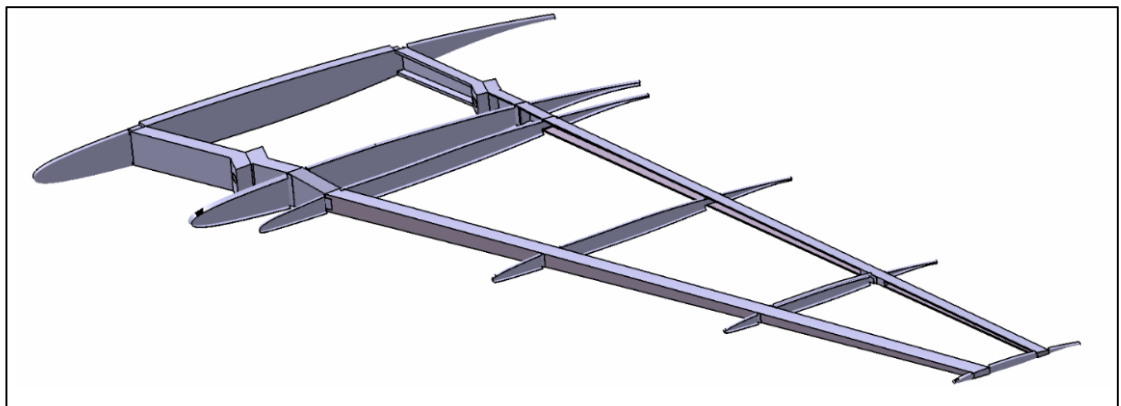


Figure 5.2 Modèle structurel initial de l'ailette adaptative

5.4 Préparation de la géométrie

La géométrie de l'ailette adaptative est désormais prête à être importée sur HyperMesh. Elle s'affiche automatiquement sur la fenêtre de visualisation (voir Figure 5.3). Nous devons alors préparer la géométrie pour son maillage. Pour cette raison, nous distinguons la géométrie des nervures, des longerons et du revêtement. Différents outils, présentés par la suite, vont nous permettre d'étudier ses différentes géométries.

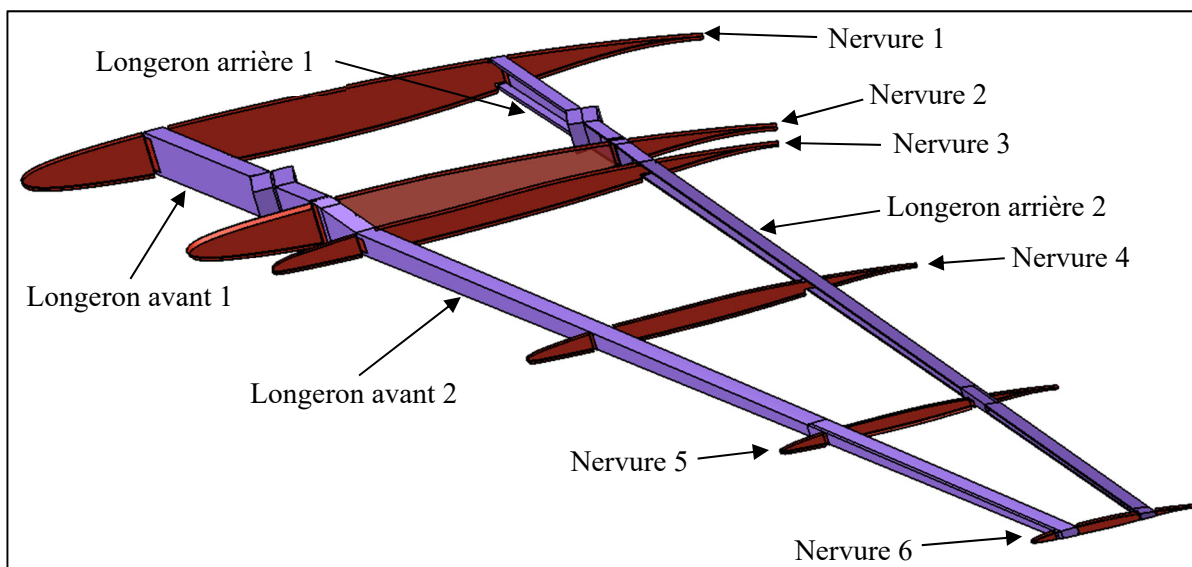


Figure 5.3 Visualisation de la structure initiale de l'ailette adaptative sur HyperMesh

5.4.1 Les nervures

Dans un premier temps, nous nous intéressons aux nervures qui composent le squelette de l'ailette adaptative. Ce sont des pièces mécaniques dont l'épaisseur est particulièrement faible par rapport à ses deux autres dimensions. Nous appelons ces pièces des solides fins.

Par conséquent, ces pièces de tôlerie seront traitées selon deux dimensions, c'est-à-dire des surfaces. À partir des nervures en 3D du modèle, nous allons extraire cette surface par le milieu des nervures en utilisant l'outil « midsurface » sur HyperMesh. En effet, cet outil permet d'extraire une surface moyenne à partir de solides fins (voir Figure 5.4).

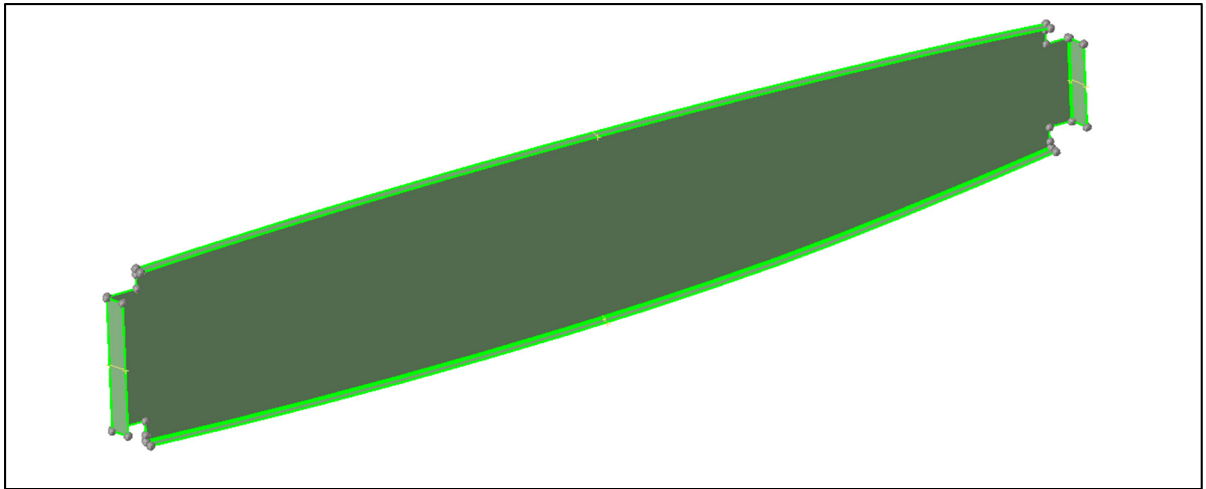


Figure 5.4 Utilisation de l'outil "midsurface" sur une nervure centrale

Nous obtenons un nouveau composant représentant la géométrie originale en 2D. En procédant ainsi, nous diminuons le nombre d'éléments à mailler car nous n'aurons qu'une surface et pas un volume.

5.4.2 Le revêtement

Dans un second temps, nous effectuons le même procédé sur le revêtement de l'ailette adaptative. En effet, son épaisseur est négligeable par rapport à ces autres dimensions (longueur et largeur). La surface sera donc également extraite à partir d'une surface moyenne permettant de réduire le nombre d'éléments à mailler.

5.4.3 Les longerons

Dans un troisième temps, nous nous intéressons aux longerons qui composent le squelette de l'ailette adaptative. Dans ce cas, l'épaisseur n'est plus un paramètre négligeable. Nous avons donc toutes les dimensions des longerons qui sont comparables. Par conséquent, ces pièces mécaniques seront traitées en trois dimensions et donc comme des volumes. D'autres outils devront donc être utilisés pour réduire la quantité d'éléments qui constitueront le maillage.

5.5 Maillage de la structure d'ailette adaptative

La géométrie du modèle associé à l'ailette adaptative est prête à mailler. Cette étape va nécessiter de considérer différentes méthodologies selon les types de pièces étudiées. En effet, nous allons étudier les composants structurels de l'ailette adaptative les uns après les autres. Nous distinguons les nervures, les longerons et le revêtement.

Lors d'une analyse par éléments finis, nous partons du principe fondamental que tout objet continu possède une infinité de degrés de liberté (Gokhale & Deshpande, 2021). La méthode des éléments finis va permettre de réduire les degrés de liberté de l'infini au fini à l'aide d'une méthode de discrétisation appelée « le maillage ». Le maillage d'une structure est composé de nœuds et d'éléments qui seront étudiés par le logiciel. Ainsi, un nombre fini de points sera interpolé pour obtenir des résultats (déformations, contraintes...) sur l'ensemble du volume étudié, dans notre cas, la structure d'ailette adaptative.

Selon la géométrie de la pièce que nous allons étudier, nous devons utiliser un type d'élément approprié. En deux dimensions, nous distinguons les éléments triangulaires et les éléments quadratiques. En trois dimensions, il existe principalement les éléments tétraédriques, hexaédriques et pyramidaux. Le choix du type d'éléments se fera en fonction de la forme et de la taille des géométries étudiées.

5.5.1 Maillage des nervures

Le maillage des nervures se fera en deux dimensions à partir de la surface extraite. Pour un maillage en deux dimensions, nous privilégions l'utilisation d'éléments quadratiques. En effet, nous considérons que les éléments quadratiques sont plus précis que des éléments triangulaires car ils considèrent des fonctions d'interpolation plus précises (Gokhale & Deshpande, 2021). Cependant, pour certaines portions de nervures, notamment pour les nervures en avant et en arrière, des éléments triangulaires permettront d'effectuer une transition continue du maillage pour obtenir un maillage de bonne qualité sur ces surfaces plus complexes.

Ainsi, nous opterons pour un maillage de type « mixed mode ». Nous devons veiller à ce que le total d'éléments triangulaires demeure petit, c'est-à-dire qu'il y ait moins de 5% des éléments de ce type.

D'un point de vue géométrique, les nervures que nous utilisons possèdent des plis ainsi que des portions de surface plus petites au niveau des raccords avec les longerons (voir Figure 5.5). Ces portions devront être maillées de manière spécifique. Nous devons simplement veiller à ce que le nombre de nœuds correspondant à gauche et à droite d'une droite de délimitation de surfaces soit identique.

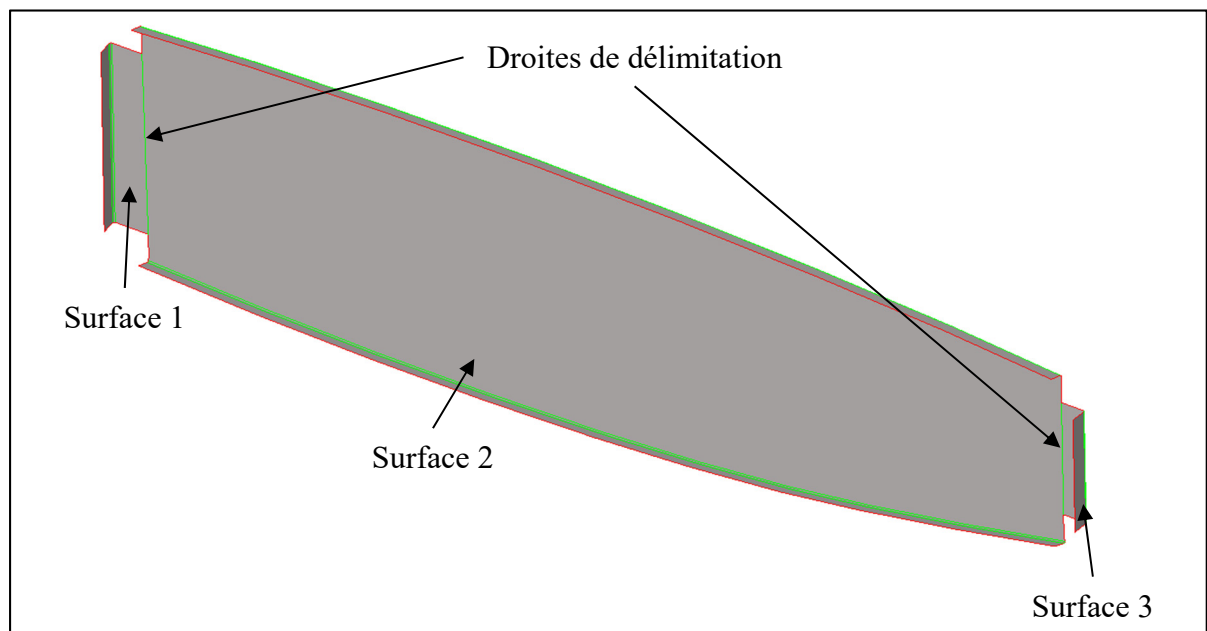


Figure 5.5 Délimitations de surfaces distinctes sur une nervure de l'ailette adaptative

Au niveau des plis, nous veillerons à raffiner le maillage. Nous utiliserons donc des mailles plus fines par rapport aux mailles des autres portions surfaciques qui composent les nervures. En effet, l'utilisation de mailles plus fines pour ces éléments est indispensable afin de très bien capturer la géométrie des plis. Nous obtenons donc une surface maillée pour une nervure centrale de l'ailette adaptative (voir Figure 5.5).

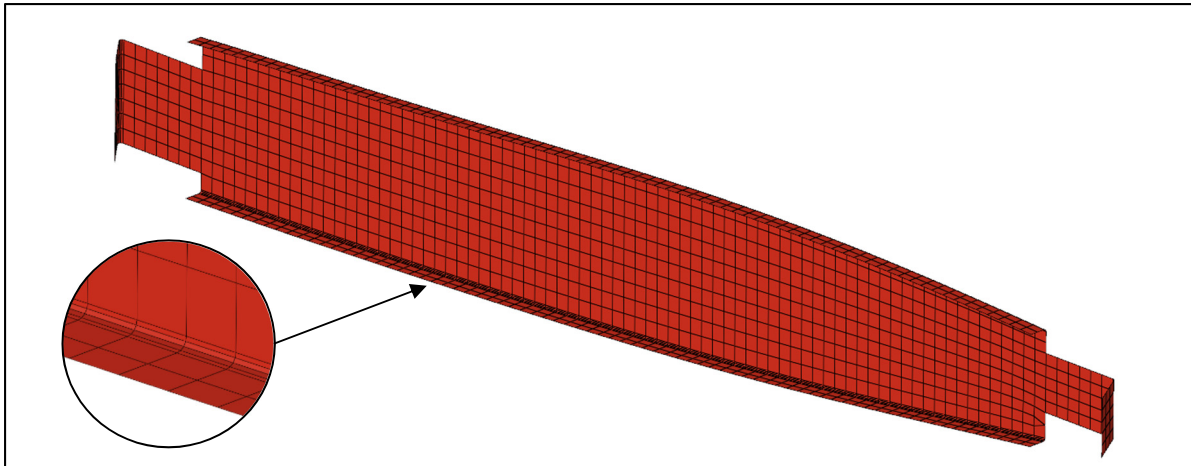


Figure 5.6 Visualisation du maillage effectué sur une nervure centrale de l'ailette adaptative avec le raffinement du maillage au niveau des plis

Nous avons procédé de la même façon sur les nervures situées en avant, au centre et à l'arrière du squelette structurel de l'ailette adaptative. Nous pouvons observer sur les nervures avant et arrière que la transition d'un élément quadratique à un élément triangulaire permet d'assurer la continuité du maillage (voir Figure 5.6). Pour la totalité des nervures du squelette structurel de l'ailette adaptative, nous obtenons un maillage avec 33 591 nœuds et 32 017 éléments.

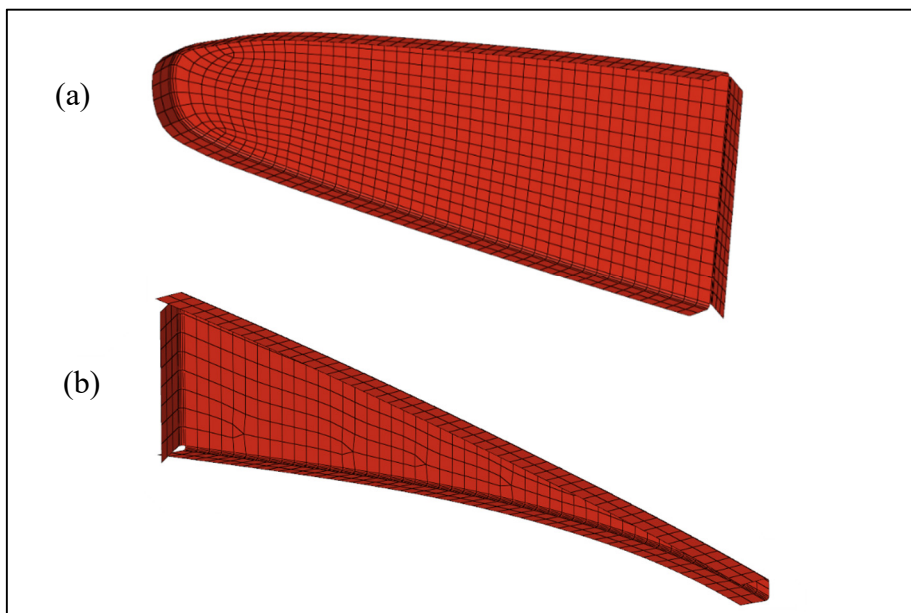


Figure 5.7 Visualisation du maillage d'une nervure avant (a) et arrière (b) de l'ailette adaptative

5.5.2 Qualité du maillage des nervures

Afin de quantifier la qualité du maillage des nervures, différents critères doivent être analysés. Ces critères nous permettront de mesurer la déviation des éléments maillés par rapport à la géométrie idéale. Dans notre étude, nous ne considérerons que le critère « warpage », et le critère jacobien. Le critère « warpage » est idéal à 0° et sa limite maximale acceptable doit être inférieure à 10° (Gokhale & Deshpande, 2021). Le critère jacobien est idéal pour une valeur de 1 et son extremum doit être supérieur à 0,6 pour être défini comme acceptable (Gokhale & Deshpande, 2021). Nous indiquerons les valeurs maximales des éléments selon les deux critères pour les surfaces étudiées se référant à la Figure 5.3 (voir Tableau 5.1).

Tableau 5.1 Tableau récapitulatif des critères de qualité du maillage pour les nervures

Nervure	Critère	Avant	Centrale	Arrière
1	Jacobien	0,86	0,82	0,81
	Warpage	2,25	1,06	1,11
2	Jacobien	0,85	0,81	0,81
	Warpage	2,53	0,61	0,69
3	Jacobien	0,80	0,82	0,80
	Warpage	4,96	0,65	1,05
4	Jacobien	0,79	0,84	0,81
	Warpage	4,10	0,46	0,70
5	Jacobien	0,63	0,79	0,81
	Warpage	4,98	0,31	0,96
6	Jacobien	0,68	0,74	0,77
	Warpage	4,72	0,52	1,57

Nous pouvons voir dans le Tableau 5.1 que tous les éléments composant les nervures ne dépassent pas les limites maximales acceptables. Ces critères sont donc très bien respectés et justifient la qualité de notre maillage pour les nervures composant le squelette de l'ailette adaptative.

5.5.3 Maillage du revêtement

De la même manière que les nervures, nous utiliserons un maillage 2D pour le revêtement pour lequel nous privilégierons l'utilisation des éléments quadratiques. Nous avons découpé les surfaces du revêtement en plusieurs portions pour pouvoir mieux les mailler (voir Figure 5.8).

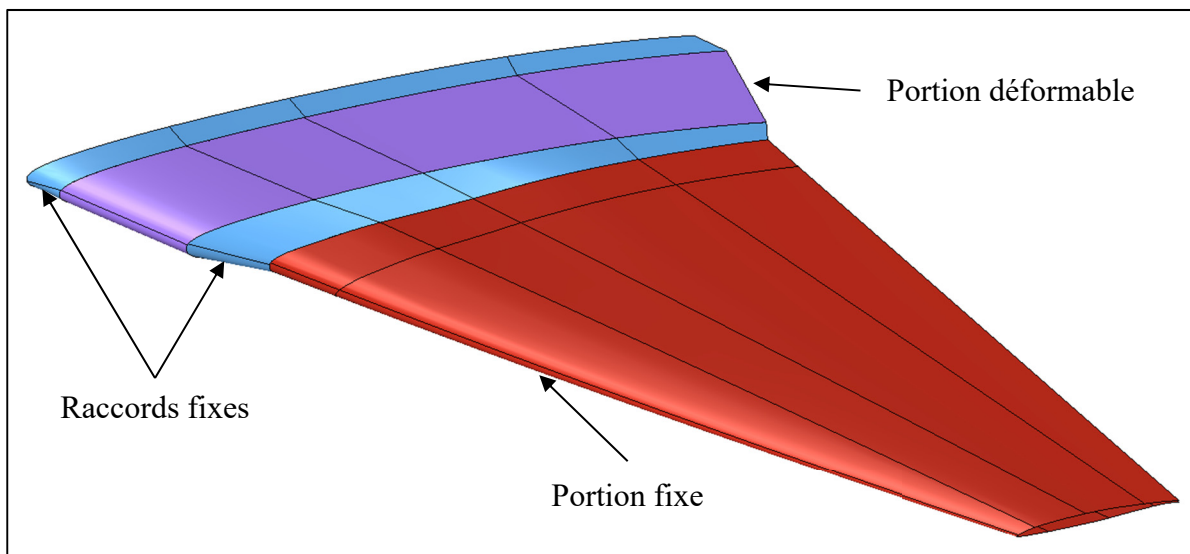


Figure 5.8 Définition des portions de revêtement de l'ailette adaptative

Pour une portion de revêtement, nous allons la diviser en plusieurs éléments surfaciques par des droites de délimitation (voir Figure 5.9). Nous veillerons à obtenir la même densité de nœuds d'une surface à l'autre pour maintenir un maillage continu.

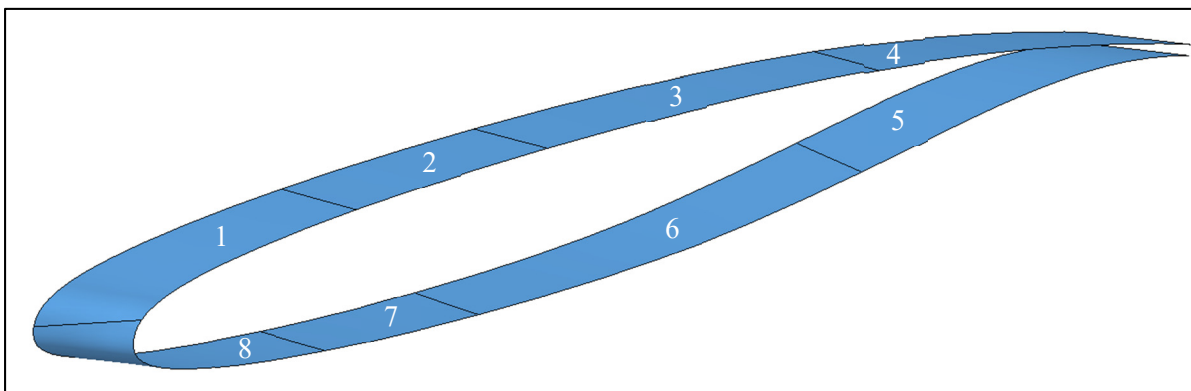


Figure 5.9 Division de la portion de revêtement en différents éléments surfaciques

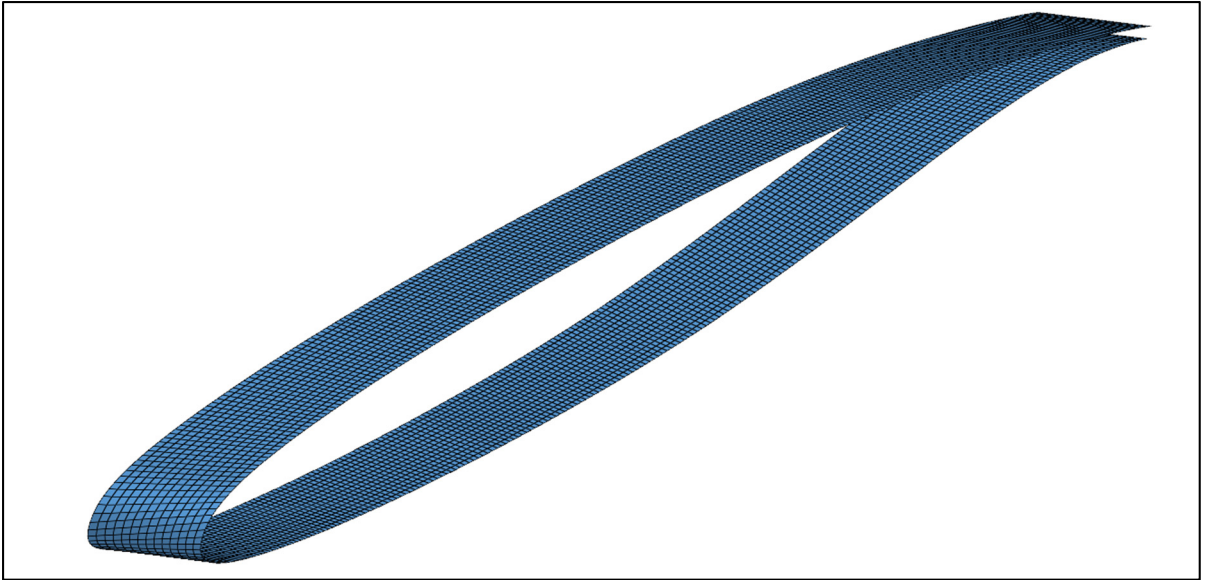


Figure 5.10 Maillage d'une portion de revêtement

Nous obtenons donc des surfaces de revêtement très bien maillées car elles ne possèdent aucun élément triangulaire (voir Figure 5.10). Nous avons porté attention à ce que la densité de nœuds et d'éléments soit identique d'une surface à l'autre en reliant les différentes portions de revêtement (voir Figure 5.11). En effectuant un maillage de cette sorte, nous favorisons une très bonne qualité du maillage général pour l'analyse qui en découlera plus tard.

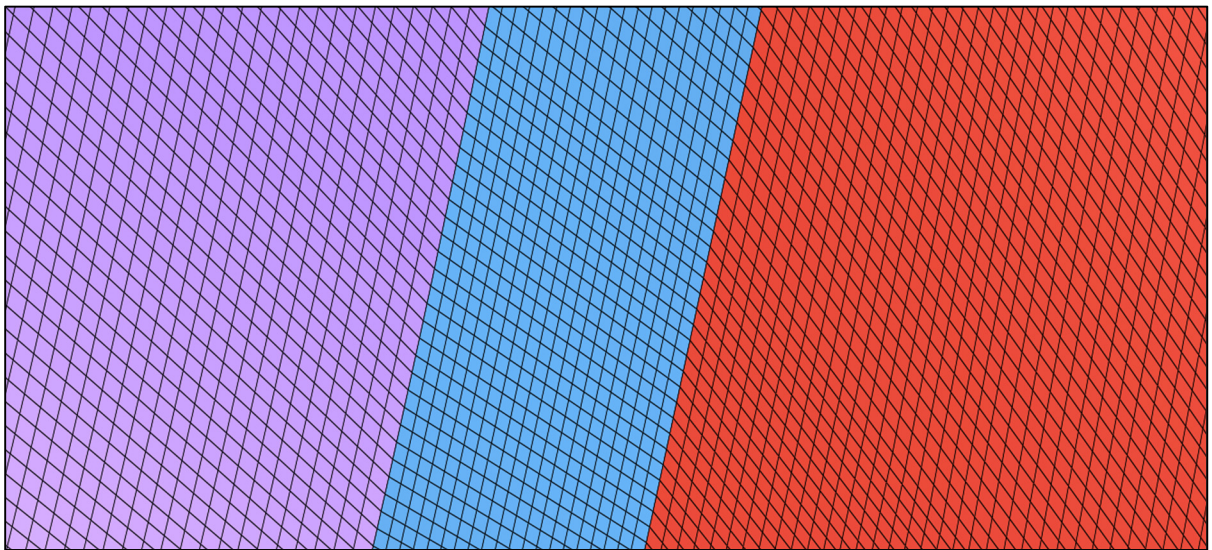


Figure 5.11 Visualisation de la densité d'éléments et de nœuds identique d'une portion de revêtement à une autre

Nous avons utilisé un certain nombre d'éléments pour effectuer un maillage de très bonne qualité. Pour la totalité des portions de revêtement du squelette structural de l'ailette adaptative, nous obtenons un maillage avec 145 558 nœuds et 144 548 éléments.

5.5.4 Qualité du maillage du revêtement

De la même manière que nous avons procédé à l'analyse de la qualité du maillage pour les nervures, nous utiliserons différents critères mesurant la déviation des éléments maillés par rapport à la géométrie idéale. Nous ne considérerons que le critère « warpage » et le critère jacobien avec les mêmes critères limites que ceux des nervures. Nous indiquerons les valeurs maximales des éléments selon les deux critères pour les surfaces étudiées se référant à la Figure 5.8 (voir Tableau 5.2).

Tableau 5.2 Tableau récapitulatif des critères de qualité du maillage pour le revêtement

Portion de revêtement	Critères	Valeurs maximales
Raccord 1	Jacobien	0,91
	Warpage	1,77
Revêtement déformable	Jacobien	0,60
	Warpage	2,39
Raccord 2	Jacobien	0,74
	Warpage	4,98
Revêtement fixe	Jacobien	0,90
	Warpage	3,09

Nous pouvons voir dans le Tableau 5.2 que tous les éléments composant les différentes portions de revêtement ne dépassent pas les limites maximales acceptables. Les deux critères sont donc très bien respectés et justifient la grande qualité de notre maillage pour le revêtement composant le squelette de l'ailette adaptative.

5.5.5 Maillage des longerons

Le maillage des longerons sera réalisé en trois dimensions à partir de différents volumes que nous allons définir. En effet, d'un point de vue géométrique, un longeron est une pièce dont son volume général est complexe. Il est donc nécessaire de le décomposer en portions volumiques plus simples à étudier. Par exemple, sur le longeron de la Figure 5.12, nous définissons trois portions volumiques. La portion (1) représente le volume avec le trou de la liaison pivot, la portion (3) reprend la géométrie du longeron et la portion (2) fait le lien entre les volumes (1) et (3). Lorsque les volumes sont bien définis, HyperMesh indique qu'il autorise le maillage car la pièce devient verte.

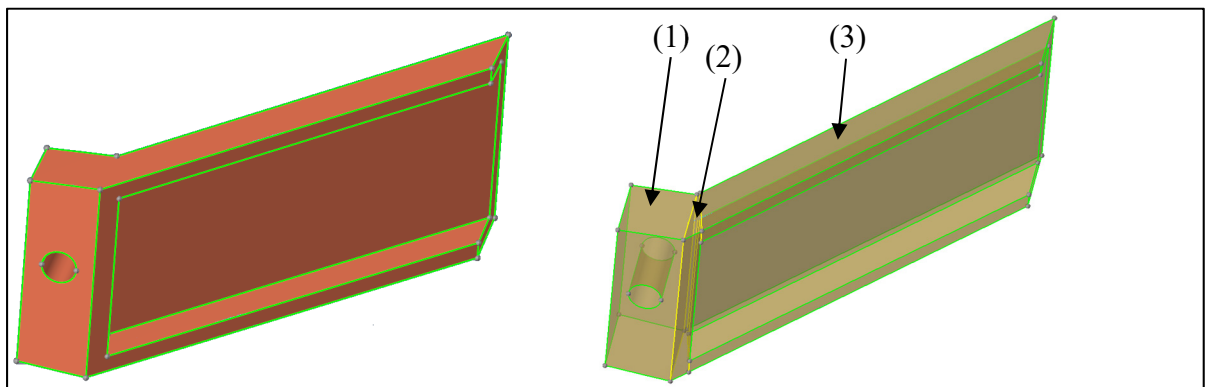


Figure 5.12 Décomposition d'un longeron en plusieurs volumes distincts

Ces portions devront être maillées de manière spécifique. Nous devons simplement veiller à ce que le nombre de nœuds correspondant à gauche et à droite d'une surface de délimitation volumique soit identique. Contrairement aux nervures et aux portions de revêtements, nous utiliserons un maillage en trois dimensions pour mailler les longerons et nous privilégierons l'utilisation d'éléments hexaédriques. Contrairement à un maillage tétraédrique où le maillage est très rapide, nous optons pour mailler les longerons avec des éléments hexaédriques. En effet, avec l'utilisation de tels éléments, nous avons obtenu un nombre d'éléments plus petit que pour un maillage tétraédrique. Par conséquent, nous réduisons le temps de calcul de façon considérable. De plus, la qualité du maillage au niveau des liaisons pivots a été meilleure avec l'utilisation d'éléments hexaédriques.

Afin d'effectuer un maillage en trois dimensions, deux méthodes s'offrent à nous. La première méthode consiste à effectuer un maillage automatique en utilisant l'outil de maillage par volume de la fonction de maillage « solid map » du menu de maillage 3D. Cette méthode est très efficace pour un rapport de la qualité par rapport au temps de maillage. Nous employons cette méthode pour des portions volumiques simples (voir Figure 5.13).

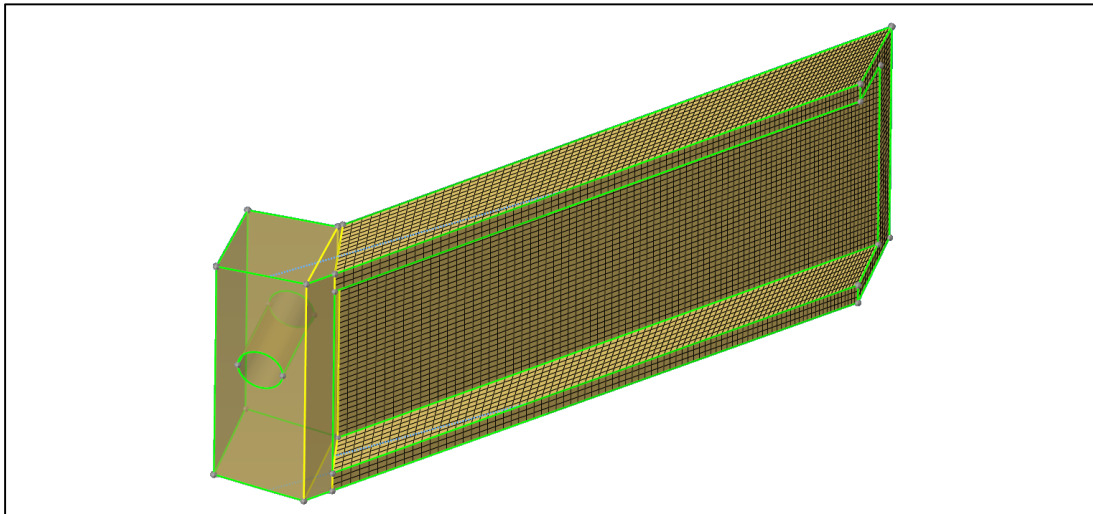


Figure 5.13 Maillage automatique pour des portions volumiques simples de longeron

Pour des portions volumiques plus complexes, nous devons appliquer une seconde méthode. Cette méthode consiste à effectuer un maillage à la main à partir d'un maillage en deux dimensions. Un maillage à la main considère une surface de référence qui va ensuite être extrudée pour obtenir un volume. Par exemple, dans notre cas, cette surface est celle contenant le point de pivot de la liaison pivot en elle-même. Nous commençons par définir un maillage en deux dimensions avec principalement des éléments quadratiques sur cette surface.

Pour mailler d'une façon uniforme et continue autour d'un trou, celui de la liaison pivot, nous devons effectuer à une étape géométrique préliminaire au maillage. Nous devons créer un cercle plus large que le trou autour de celui-ci. Notre surface de référence possède donc deux surfaces distinctes dont le maillage pourra être contrôlé manuellement (voir Figure 5.14).

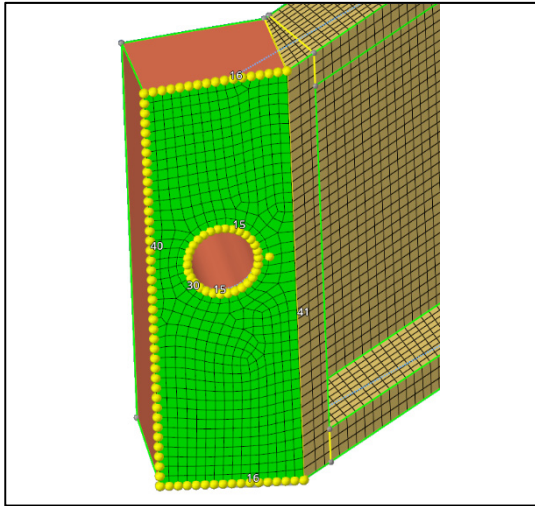


Figure 5.14 Maillage d'une surface de référence complexe pour un longeron

Nous allons donc extraire la surface de référence en utilisant l'outil de maillage général de la fonction de maillage « solid map » du menu de maillage 3D. Nous utiliserons différentes lignes de contrôle pour réaliser cette extraction à partir de la surface de référence. En procédant ainsi, nous obtenons un maillage en trois dimensions avec des éléments hexaédriques le long du volume étudié du longeron (voir Figure 5.15).

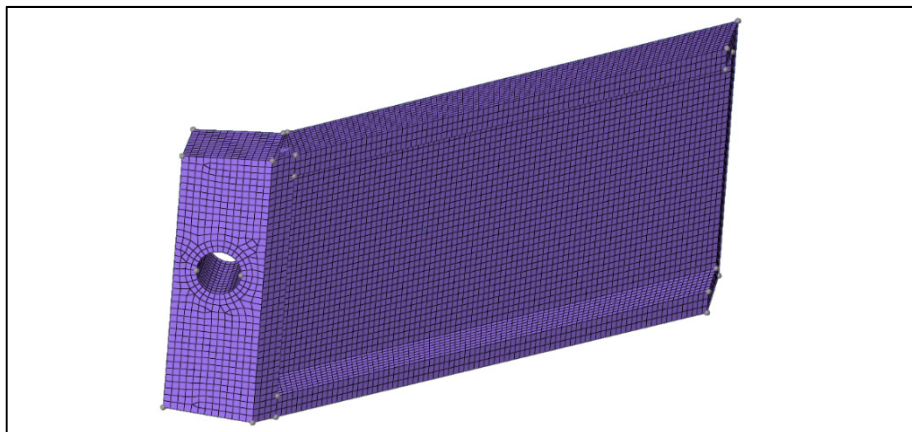


Figure 5.15 Maille hexaédrique d'un longeron de l'ailette adaptative

Un maillage manuel d'éléments hexaédriques appelé aussi maillage par brique est une technique peu utilisée de manière générale. En effet, elle est complexe à mettre en place et l'obtention d'une bonne qualité de maillage demande beaucoup de temps pour simplifier la

géométrie étudiée. Cependant, malgré le temps plus long de mise en place du maillage que la première méthode, cette technique nous permet de contrôler de façon précise la qualité du maillage que nous souhaitons avoir pour notre pièce. Nous avons utilisé un certain nombre d'éléments pour effectuer un maillage de très bonne qualité. Pour la totalité des longerons du squelette structurel de l'ailette adaptative, nous obtenons un maillage avec 218 707 nœuds et 160 643 éléments.

5.5.6 Qualité du maillage des longerons

De la même manière que pour l'analyse de la qualité du maillage pour les nervures et le revêtement, nous utiliserons un critère mesurant la déviation des éléments maillés par rapport à la géométrie idéale. Nous ne considérerons que le critère jacobien pour cette section. Ce dernier est idéal pour une valeur de 1 et doit être supérieur à 0,5 pour être défini comme acceptable pour un maillage 3D (Gokhale & Deshpande, 2021). Nous indiquerons donc les valeurs maximales des éléments selon ce critère jacobien pour les longerons se référant à la Figure 5.3 (voir Tableau 5.3).

Tableau 5.3 Tableau récapitulatif des critères jacobiens maximaux pour les longerons

Longeron	Valeurs maximales de jacobien
Avant 1	0,73
Avant 2	0,52
Avant 3	0,75
Arrière 1	0,61
Arrière 2	0,61
Arrière 3	0,59

Nous pouvons voir dans le Tableau 5.3 que tous les éléments composants les longerons ne dépassent pas les limites maximales acceptables. Le critère jacobien est bien respecté et justifie la très bonne qualité de notre maillage pour les longerons de l'ailette adaptative.

5.5.7 Maillage global de la structure d'ailette adaptative

Nous obtenons finalement une structure d'ailette adaptative complètement maillée. Nous avons veillé à ce que tous les éléments surfaciques et volumiques que nous avons maillés possèdent une intégrité au niveau de leur maillage (voir Figure 5.16). En effet, la densité de nœuds et d'éléments est identique d'une géométrie à l'autre.

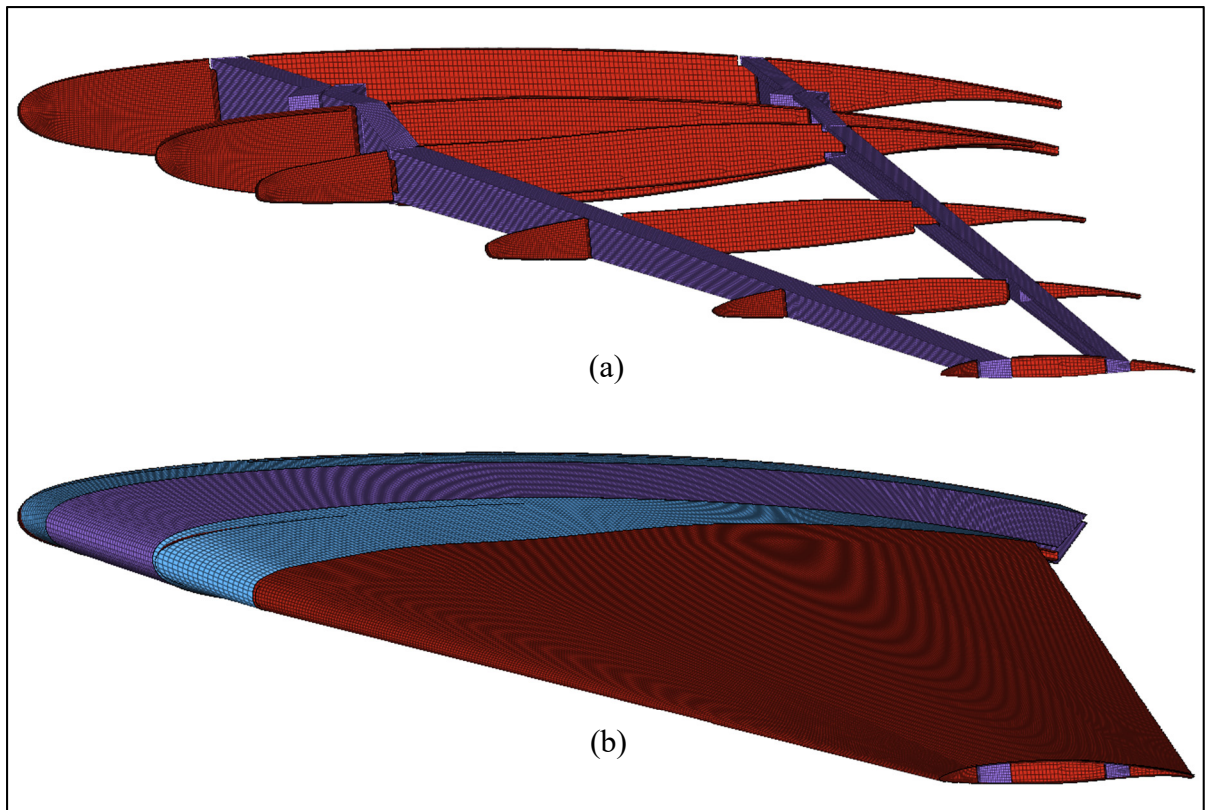


Figure 5.16 Maillage complet de la structure interne de l'ailette adaptative (a) avec le revêtement (b)

L'ensemble du maillage de l'ailette adaptative possède 337 209 éléments et 397 856 nœuds. La qualité du maillage a été assurée, d'autant plus que nous possédons 0,06% d'éléments triangulaires pour les éléments maillés en deux dimensions et 1,2% d'éléments pentagonaux pour les éléments maillés en trois dimensions. Ces deux chiffres sont bien inférieurs à la limite de 5% acceptable. Nous avons donc effectué un maillage de très bonne qualité et le nombre d'éléments est très bien choisi pour un temps de calcul faible.

5.6 Raccords entre les pièces

Maintenant que l'ailette adaptative est maillée, nous devons lier chacune de ses pièces entre elles. En effet, cette étape est indispensable pour observer le comportement de l'ailette adaptative car ses pièces doivent suivre le même mouvement lorsqu'elles sont amenées à se déformer. Pour les jonctions entre le revêtement et les éléments structuraux internes, nous modéliserons des rivets. Pour les plis des nervures venant être liés aux longerons, nous utiliserons aussi des rivets. Un autre raccord que nous devons utiliser est celui entre les longerons situés au niveau de la liaison pivot. Nous modéliserons une dernière connexion rigide au niveau du bord de fuite des différentes portions de revêtement de l'ailette adaptative.

5.6.1 Raccords avec les nervures

Les rivets utilisés pour lier une nervure au revêtement ainsi qu'aux longerons nécessitent la modélisation d'éléments rigides sur HyperMesh. Nous choisissons d'utiliser l'élément de connexion rigide CBEAM de HyperMesh. En effet, cet élément CBEAM supporte la tension et la compression, la torsion, la flexion et le cisaillement. Le CBEAM utilise deux points de grille, et ainsi apporte de la rigidité aux six degrés de liberté de chaque point de grille. Avec le CBEAM, l'axe neutre, le centre de gravité et le centre de cisaillement n'ont pas besoin de coïncider. Le CBEAM est donc parfaitement adapté à notre étude où nous avons des pièces asymétriques. C'est pourquoi ces éléments modélisés par CBEAM seront utilisés pour modéliser des rivets.

Nous avons donc procédé à la modélisation de toutes les nervures de l'ailette adaptative selon les pièces auxquelles elles sont connectées. Tout d'abord, nous avons modélisé la connexion entre une nervure et sa portion de revêtement associée (voir Figure 5.17 (a)). Puis, nous avons modélisé la connexion entre les plis de la nervure avec le longeron auquel ce pli viendrait se fixer (voir Figure 5.18 (b)). Ce procédé a donc été ensuite répété sur l'ensemble des nervures de l'ailette adaptative.

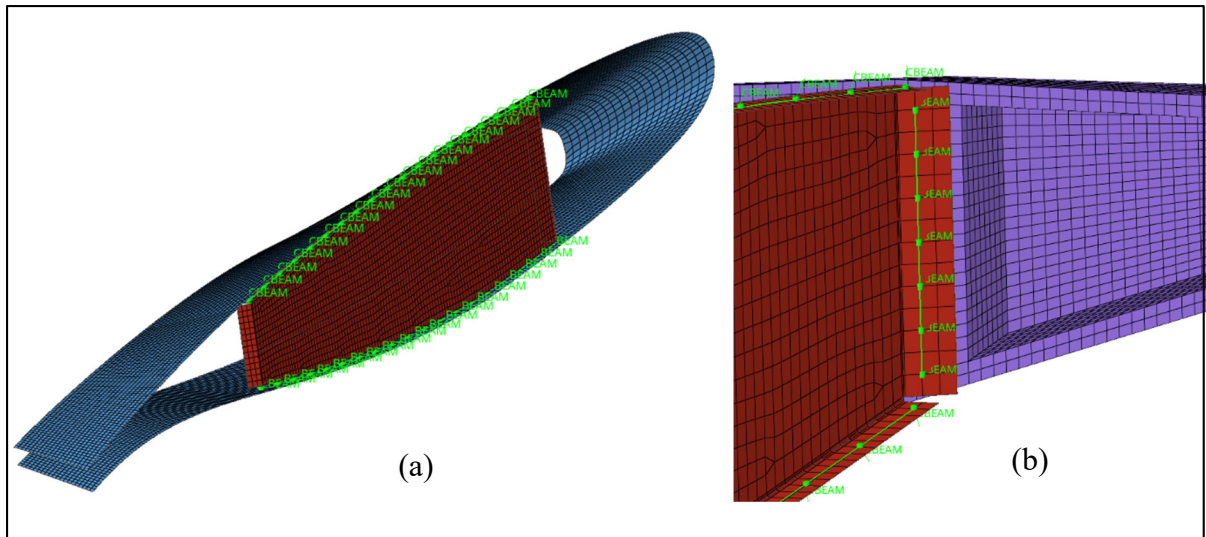


Figure 5.17 Modélisation des rivets reliant nervure et revêtement (a) et reliant nervure et longeron (b)

5.6.2 Raccords entre un longeron et le revêtement

Concernant les éléments qui vont lier le revêtement avec les longerons, nous utiliserons différents éléments selon la portion de revêtement étudiée. En effet, pour la portion de revêtement fixe, nous utiliserons des rivets modélisés par des éléments CBEAM (voir Figure 5.18). La rigidité apportée par ces rivets va permettre de conserver l'intégrité et la continuité de l'ailette adaptative lorsqu'elle changera d'orientation. En effet, les éléments CBEAM permettent de fixer les six degrés de liberté entre les pièces et vont ainsi transmettre les efforts aérodynamiques supportés directement par le revêtement aux longerons.

Pour les raccords qui font la jonction entre la portion de revêtement fixe et la portion de revêtement déformable, nous utiliserons également des éléments CBEAM pour les mêmes raisons. Les efforts seront donc aussi transmis au niveau de ces raccords sur les longerons.

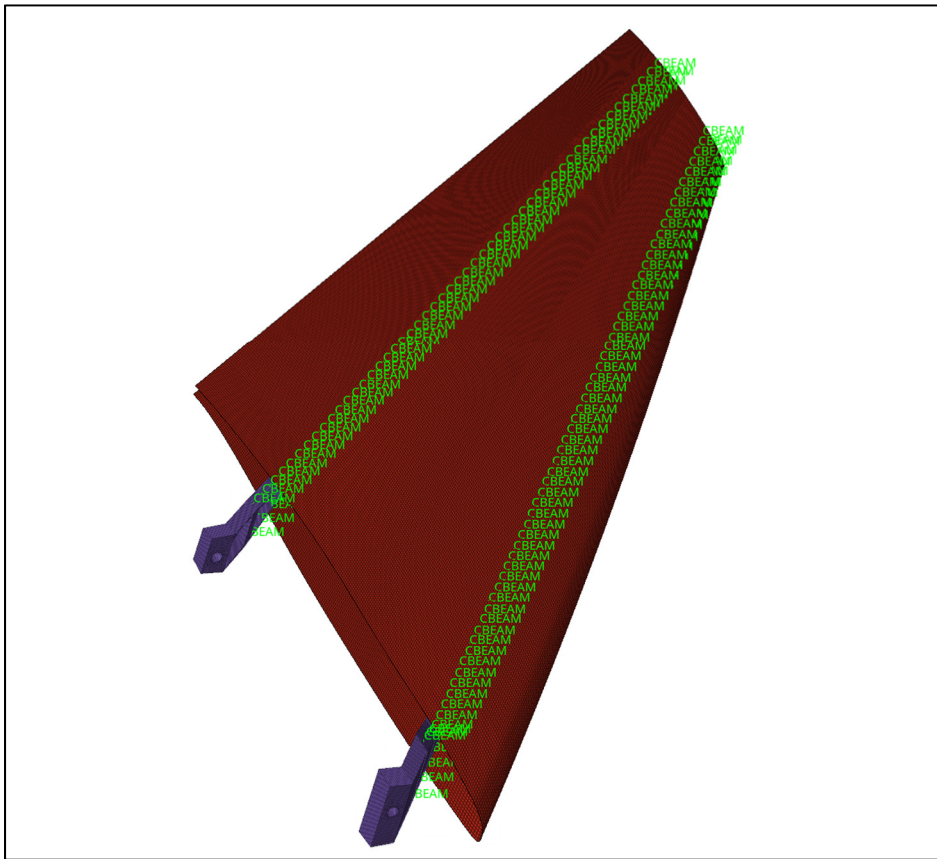


Figure 5.18 Modélisation des rivets reliant longerons et revêtement fixe

Pour la portion de revêtement déformable, nous souhaiterions qu'elle suive la courbe d'orientation de l'ailette. Du fait qu'il va y avoir de la déformation dans cette portion de revêtement, nous choisissons d'utiliser des éléments RBE2 (Rigid Body Éléments of type 2).

Les éléments RBE2 permettent de relier un corps indépendant et un corps dépendant au travers d'une connexion nœud à nœud. Ils vont transférer l'ensemble des forces et des moments entre les nœuds afin que le mouvement soit transmis au corps dépendant. Le RBE2 fournit donc un outil très pratique pour connecter de manière rigide des composants comme le revêtement déformable avec les longerons de l'ailette adaptative (voir Figure 5.19).

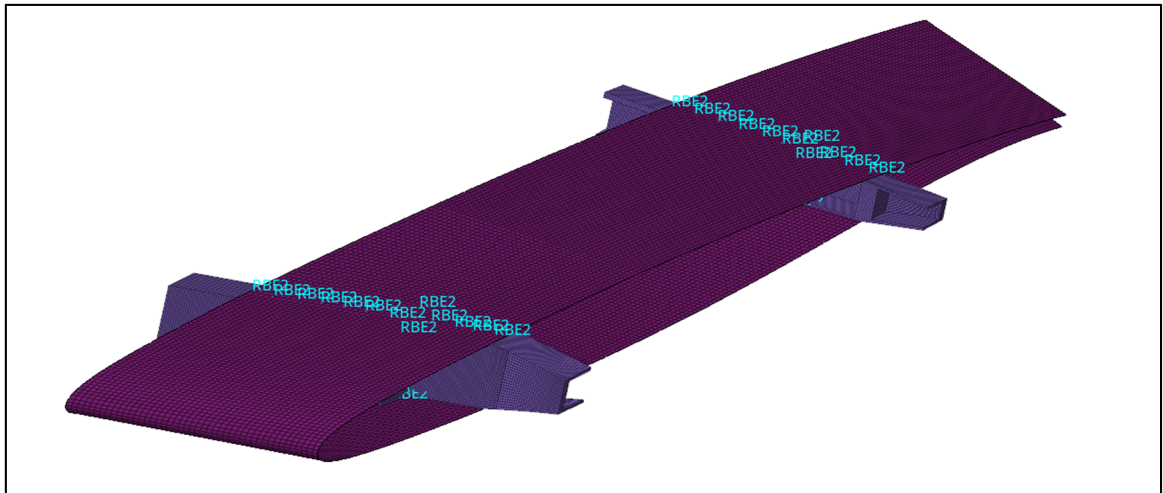


Figure 5.19 Modélisation des connexions rigides reliant les longerons avec le revêtement déformable

5.6.3 Raccords de la liaison pivot entre longerons

La dernière connexion rigide que nous devons modéliser est la liaison pivot qui se situe entre les longerons. Elle utilisera à la fois des éléments RBE2 et des éléments CBEAM. Tout d'abord, la connexion rigide RBE2 fournit un outil très pratique pour connecter plusieurs points de grille entre eux (voir Figure 5.20 (a)). De plus, la connexion rigide RBE2 va ajouter de la rigidité à la structure car nous modélisons par cette action l'emplacement d'un arbre avec des roulements et d'autres pièces mécaniques qui ensemble, ne permettront pas au trou de se déformer. Nous modélisons donc un élément RBE2 d'une part et d'autre de la liaison pivot entre les deux longerons. Lorsque nous avons configuré le RBE2, nous avons veillé à conserver un degré de liberté autour de l'axe de la liaison pivot, car nous souhaitons que cette connexion rigide puisse tourner pour permettre l'orientation de l'ailette adaptative.

Nous avons ensuite lié les deux éléments de connexion RBE2 par une connexion CBEAM possédant une propriété PBEAML. Cette propriété permet de saisir les caractéristiques des sections transversales de l'arbre de la liaison pivot. Nous avons donc parfaitement modélisé la liaison pivot de notre ailette adaptative (voir Figure 5.20 (b)).

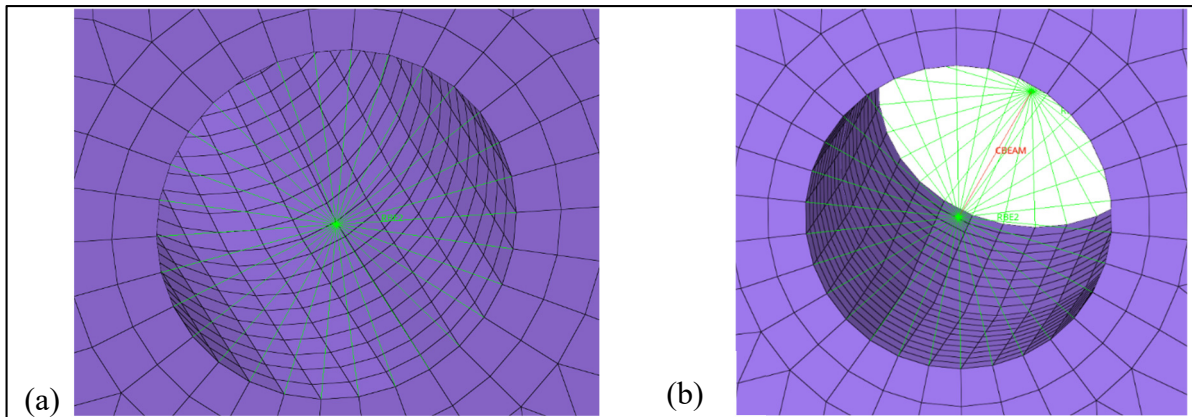


Figure 5.20 Modélisation d'un élément RBE2 de la liaison pivot de l'ailette adaptative (a) et de la connexion rigide entre les longerons de l'ailette adaptative

5.6.4 Raccords du revêtement

Au niveau des bords de fuite des différentes portions de revêtement de l'ailette adaptative, nous allons connecter l'intrados avec l'extrados pour s'assurer que le revêtement est parfaitement étanche. Pour réaliser ces connexions, nous utiliserons des éléments rigides RBE2 et nous supprimerons tous leurs degrés de liberté pour ainsi modéliser des rivets. Nous avons ainsi relié toutes les portions de revêtement (voir Figure 5.21).

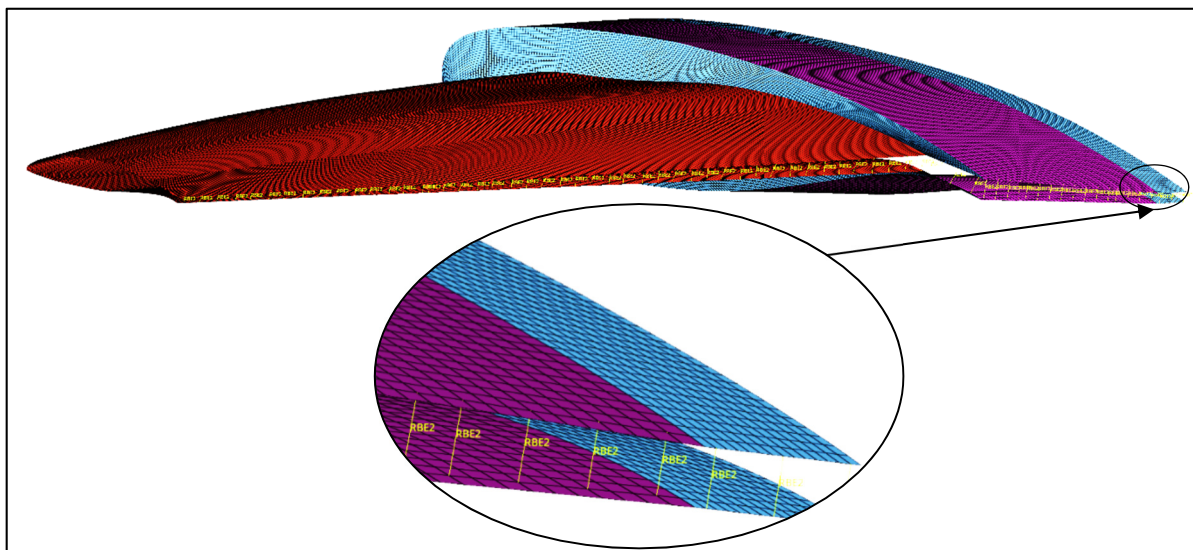


Figure 5.21 Modélisation des raccords des bords de fuite des portions de revêtement de l'ailette adaptative

5.6.5 Résumé

Les raccords entre les différentes pièces de l'ailette adaptative ont été établis avec succès dans cette section (voir Figure 5.22). Ces raccords vont nous permettre par la suite d'observer la répartition des contraintes sur l'ensemble de la structure.

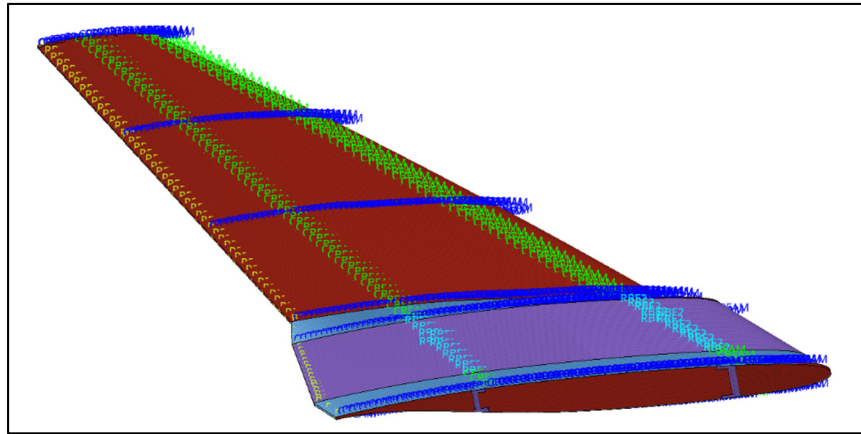


Figure 5.22 Raccords de l'ailette adaptative

5.7 Propriétés et matériaux

Le squelette structurel de l'ailette adaptative étant maillé, il est indispensable de lui assigner les matériaux composants ces différents éléments (mailles). Dans notre concept d'ailette, nous intégrerons à la fois des matériaux isotropes et des matériaux composites.

Par définition, un matériau isotrope est un matériau dont les propriétés mécaniques sont les mêmes quelle que soit la direction de ses fibres. Un matériau composite est fabriqué par la combinaison de plusieurs matériaux distincts utilisés pour former un nouveau matériau aux propriétés améliorées. Un matériau composite peut être à la fois fabriqué avec des matériaux isotropes et de matériaux anisotropes. Un matériau anisotrope ne possède pas les mêmes propriétés mécaniques selon la direction de ses fibres.

De manière générale, nous identifions un matériau par son module d'élasticité E , son module de cisaillement G et son coefficient de Poisson ν . La relation entre E , G et ν par l'équation suivante :

$$E = 2G(1 + \nu) \quad (5.3)$$

5.7.1 Choix des matériaux

Tout d'abord, nous traitons les matériaux isotropes qui seront utilisés pour la conception et la fabrication de notre structure d'ailette adaptative. Nous avons choisi d'utiliser pour les différents longerons de l'ailette adaptative, un alliage d'aluminium Al 7075 T6. Concernant les nervures, nous utiliserons le même alliage d'aluminium. Pour les revêtements non-déformables, c'est-à-dire, pour les raccords et la portion fixe, nous emploierons un revêtement en alliage d'aluminium Al 7050 T651. Nous ajoutons également que les rivets seront en acier 4140.

Ensuite, nous nous penchons sur le choix du matériau composite qui constituera la portion déformable du revêtement. Nous souhaitons utiliser une valeur faible de l'épaisseur de nid d'abeille flexible au centre en alliage d'aluminium AL 5056. Ensuite, nous appliquons une couche de carbone dans le sens perpendiculaire à la déformation du revêtement déformable (90°) puis nous ajouterons une couche d'élastomère EPDM dans le sens de la déformation (0°). Dans cette configuration, nous utiliserons justement les propriétés mécaniques des matériaux pour modéliser la portion de revêtement déformable.

Les propriétés mécaniques des matériaux utilisés sont rappelées dans le Tableau 5.4. Nous avons noté le module élastique E , la densité ρ , le coefficient de Poisson ν , le coefficient de cisaillement G , la résistance élastique YS et la résistance ultime à la rupture UTS . Nous avons utilisé dans ce tableau les unités de référence d'HyperMesh.

Tableau 5.4 Propriétés mécaniques des différents matériaux de l'aillette adaptative

Emplacement	Structure	Revêtement	Revêtement déformable			Rivets
Type de matériau	Al 7075 T6	Al 7050 T7651	Al 5056 F40	EPDM	HexTow IM7	Acier 4140
E [MPa]	71 700	71 700	1 276	1,71	250 000	205 000
ρ [tonne/mm ³]	2,81 e-9	2,83 e-9	0,0657 e-9	0,88 e-9	1,78 e-9	7,85 e-9
ν	0,33	0,33	0,35	0,5	0,35	0,29
G [MPa]	26 900	26 900	310 117	0,57	22 100	80 000
YS [MPa]	503	490	4,68	2,5	2 760	1 050
UTS [MPa]	572	552	5,1	13	5 688	1 150

5.7.2 Implémentation des matériaux sur HyperMesh

Nous définissons les différents matériaux choisis en les implémentant leurs propriétés dans le logiciel HyperMesh. Nous utilisons uniquement des matériaux isotropes dans notre étude. Sur ce logiciel, un matériau isotrope se modélise par l'élément MAT1. Il suffit alors d'implémenter toutes les propriétés mécaniques des matériaux choisis.

5.7.3 Définition des propriétés sur HyperMesh

Lorsque les matériaux sont créés sur le logiciel, il faut créer des propriétés qui contiendront ces matériaux. Afin de définir des propriétés spécifiques de toutes les pièces de l'aillette adaptative, il faut sélectionner des cartes images qui correspondent aux pièces. Nous distinguons les cartes images PSHELL, PSOLID, PBEAML et PCOMP dans cette recherche. Ces cartes images seront ensuite associées aux différentes pièces qui composent l'aillette adaptative. Selon la pièce étudiée, nous choisirons d'employer une carte image spécifique pour la modéliser au mieux.

Tout d'abord, la carte image PSHELL est utilisée pour modéliser des éléments en deux dimensions sans épaisseur. Nous utiliserons donc cette carte image pour les nervures, les raccords de revêtement et la portion de revêtement fixe. Dans cette carte image, le paramètre d'épaisseur est alors défini et pris en compte. Nous pouvons définir des épaisseurs différentes, notamment pour la nervure centrale qui devra supporter les efforts subis par l'actionneur. Elle sera donc plus épaisse que les autres nervures et donc elle sera définie avec une autre carte image PSHELL.

Ensuite, la carte image PSOLID est utilisée pour définir les propriétés d'un élément solide. Nous utilisons cette carte image quand la géométrie étudiée reste inchangée, comme celle des longerons de l'ailette adaptative.

Puis, une autre carte image que nous allons utiliser dans notre étude est la carte image PBEAML. Tous les éléments où nous avons pu utiliser une connexion CBEAM nécessiteront d'utiliser aussi la carte image PBEAML. Nous l'utiliserons donc pour tous les rivets sauf pour ceux permettant de relier le revêtement déformable avec les longerons. Elle sera également utilisée pour la modélisation des arbres des liaisons pivot de l'ailette adaptative.

Les cartes images PSHELL, PSOLID et PBEAML que nous avons créées utilisent des matériaux isotropes. Lors de leur définition, nous avons donc intégré les propriétés mécaniques des matériaux aux cartes images correspondantes. Ainsi, nous avons modélisé les nervures, les longerons, les raccords et la portion fixe de revêtement de manière complète et précise. Ces propriétés ont également permis de modéliser les connexions rigides, c'est-à-dire, les rivets et les arbres.

Finalement, la dernière carte image que nous avons utilisée dans cette recherche est la carte image PCOMP. Elle permet de définir la structure et les propriétés d'un matériau composite. Dans notre étude, c'est le revêtement déformable qui utilisera cette propriété qui nécessitera de définir des plis de composite.

Tableau 5.5 Tableau de définition des plis de composite

Numéro du pli	Épaisseur du pli	Matériau du pli	Orientation du pli
1	2 mm	Carbone	90°
2	0,5 mm	EPDM	0°
3	5 mm	Nid d'abeille	-
4	0,5 mm	EPDM	0°
5	2 mm	Carbone	90°

Nous avons donc modélisé le revêtement déformable en utilisant ces différents plis de composite. Sur la Figure 5.23, l'épaisseur en vert représente le carbone, l'EPDM est quant à lui caractérisé par l'épaisseur en jaune et l'épaisseur en nid d'abeilles est modélisée par l'épaisseur en rose sur la Figure 5.23.

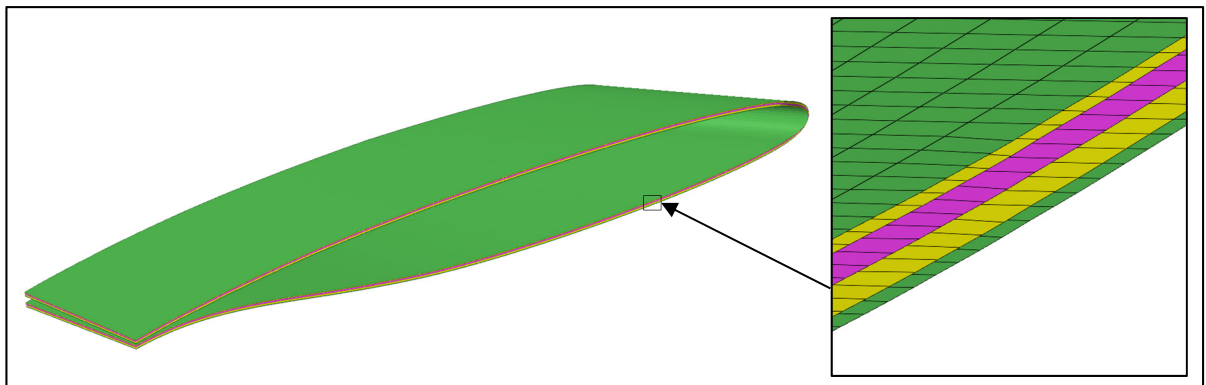


Figure 5.23 Visualisation des plis de composite du revêtement déformable

5.8 Conditions limites

La dernière étape permettant de modéliser entièrement l'environnement de l'ailette adaptative est la création des conditions limites qui lui seront appliquées. La manière dont nous les définirons et les implémenterons dans le logiciel induira les résultats qui en découleront.

5.8.1 Fixation de l'ailette à l'aile

Nous définissons la première condition limite comme étant la « liaison encastrement » qui s'effectue au niveau de la racine de l'ailette. Une liaison encastrement est une liaison qui n'autorise aucun mouvement de la pièce. En effet, ni les translations, ni les rotations ne sont permises. Une telle liaison permet de fixer un côté de la pièce, dans notre cas, de la structure de l'ailette adaptative. Pour modéliser une telle liaison, nous allons fixer les six degrés de liberté des longerons et de la nervure centrale (voir Figure 5.24). Sur la figure de gauche ci-dessous, nous avons donc bien réalisé une liaison encastrement des longerons et de la nervure centrale ; cette liaison est observable en noire. Sur la figure de droite, nous remarquons bien que les six degrés de liberté ont été fixés car les six chiffres sont représentés « 123456 ».

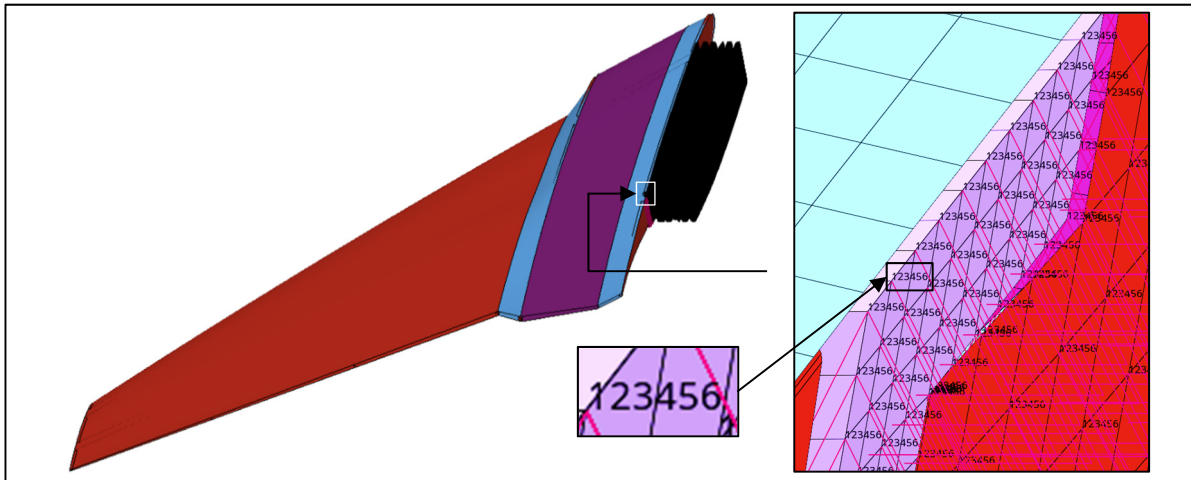


Figure 5.24 Modélisation de la liaison encastrement de l'ailette adaptative

5.8.2 Forces de pression appliquées à l'ailette

La composante principale de notre étude appartient aux charges aérodynamiques appliquées à l'ailette adaptative. Ces charges aérodynamiques sont appliquées aux différentes portions du revêtement qui vont ensuite les transmettre à la structure de l'ailette adaptative. Dans les études aérodynamiques que nous avons effectuées au préalable, nous avons obtenu les valeurs des pressions le long de l'ailette et elles ont été réparties sur les différentes portions de revêtement.

Nous avons défini des valeurs de pressions variant de 0,18 MPa à 0,05 MPa le long de l'ailette adaptative. Une pression de 0,18 MPa sera appliquée à chaque élément du premier raccord de l'ailette, une pression de 0,15 MPa à la portion de revêtement déformable, une pression de 0,10 MPa au niveau du second raccord et une pression de 0,05 MPa sur la portion fixe de revêtement. Ce sont les valeurs maximales de ces pressions qui ont été appliquées ici.

Sur le logiciel HyperMesh, nous utilisons la propriété PLOAD4. Nous pouvons ainsi représenter les charges de pression. Nous avons veillé à ce que les vecteurs de ces charges de pressions soient bien normaux aux surfaces des portions de revêtement (voir Figure 5.25).

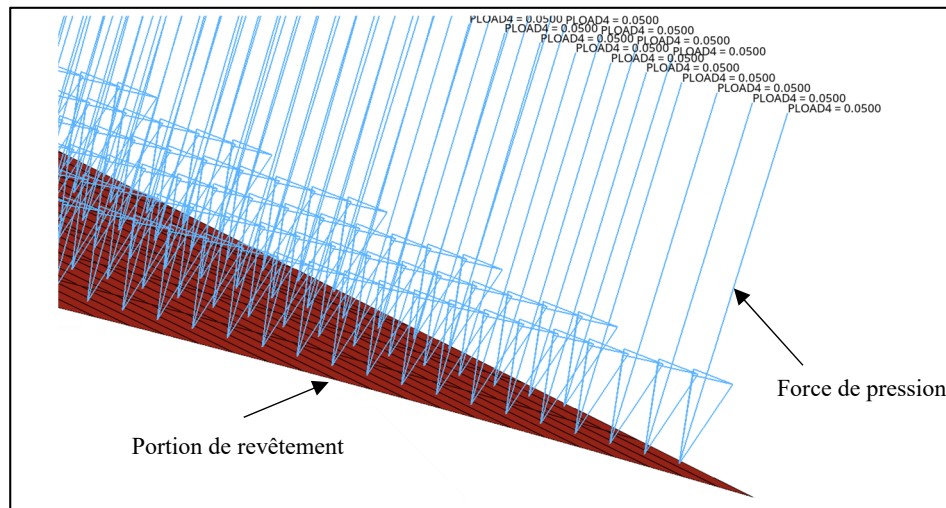


Figure 5.25 Modélisation des forces de pression sur la portion fixe du revêtement de l'ailette adaptative

5.8.3 Facteur de charge

Afin de simuler l'ailette adaptative dans des conditions extrêmes de vol, nous lui appliquons des facteurs de charges. Lors de l'analyse des exigences, nous avons défini les facteurs de charges maximaux et minimaux, 4 et -2 respectivement. Ces facteurs de charges sont très souvent étudiés de façon expérimentale au niveau des ailes par les constructeurs aéronautiques. Ces études leur permettent de vérifier si l'aile résiste à des cas de flexions très importants et d'analyser à quel endroit l'aile pourrait se briser et pour quelle valeur de contrainte.

Expérimentalement, des tests de flexions sont réalisés en venant tirer le bout de l'aile vers le haut ou le bas selon le test de flexion étudié. Pour notre étude sur HyperMesh, nous allons donc modéliser de tels facteurs de charge en calculant d'abord le poids de l'ailette adaptative.

Nous avons obtenu une valeur de 60 kg. Nous pouvons aussi ensuite estimer la valeur du poids de l'ailette à 75 kg avec l'actionneur. Cette valeur est multipliée par le facteur de charge souhaité. Le résultat de ce produit sera donc appliqué au bout de l'ailette et sera modélisé comme une force répartie sur un ensemble de nœuds (voir Figure 5.26).

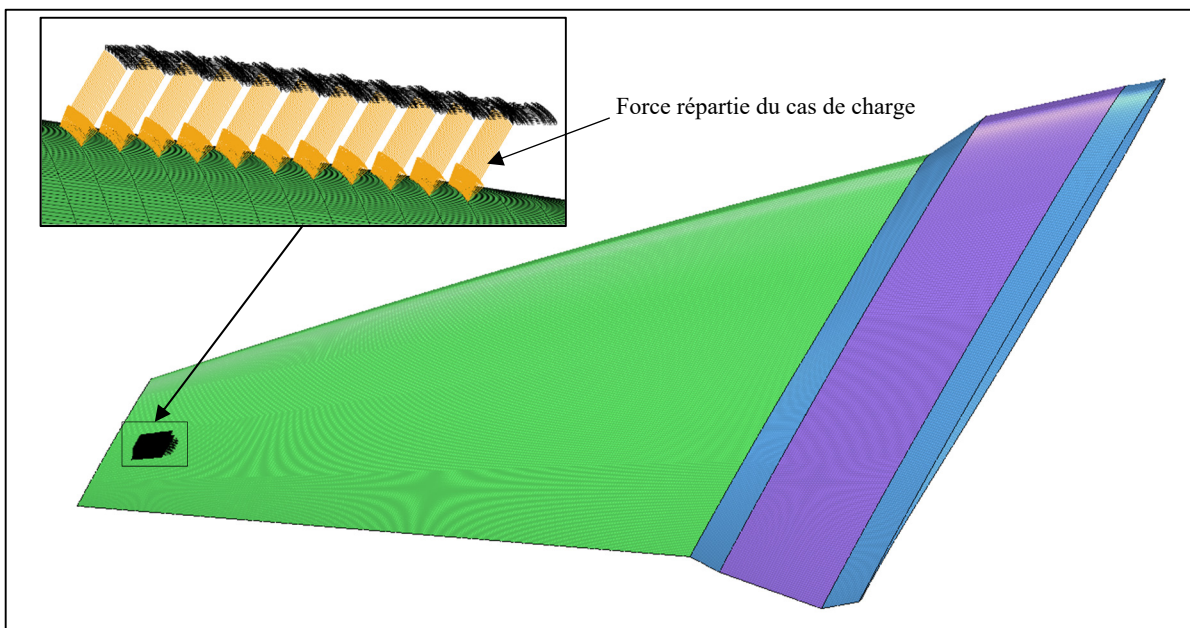


Figure 5.26 Modélisation du facteur de charge

Selon le cas de charge étudié, la force répartie que nous implémenterons sur HyperMesh n'aura pas la même valeur selon le nombre de nœuds sur lesquels nous venons appliquer le cas de charge. Nous diviserons donc la charge globale par le nombre de nœuds afin de respecter la valeur initiale de la charge et d'appliquer uniformément le chargement.

Lorsque la modélisation du facteur de charge est établie, nous pourrons facilement tester d'autres cas de charges, comme des cas de charges plus contraignants à 7G ou même, 10G.

5.9 Analyse structurelle

L'aillette adaptative a été modélisée dans sa globalité. En effet, nous avons modélisé les différents éléments structurels qui la composent, nous avons intégré les raccords qui lient ces éléments, nous avons implémenté les matériaux et leurs propriétés et pour finir, nous avons ajouté différentes conditions limites. Ainsi, l'aillette adaptative peut être simulée dans son environnement de fonctionnement. Nous pouvons désormais initier la phase d'analyse structurelle de l'aillette adaptative. Pour différents cas de charges, nous effectuerons cette analyse pour déterminer si l'aillette adaptative résiste. Les analyses que nous effectuerons seront réalisées grâce au solveur OptiStruct d'HyperMesh.

Nous choisissons d'étudier quatre cas de charges. Un premier cas de charges sera effectué dans lequel l'aillette adaptative n'est soumise qu'aux forces de pression maximales ainsi qu'à son poids. Un second cas de charges composé de l'aillette adaptative soumise aux forces de pressions maximales et à un facteur de charge de 4G sera réalisé. Nous procéderons à l'analyse d'un troisième cas de charges où l'aillette sera soumise aux forces de pressions maximales ainsi qu'à un facteur de charge de 2G négatif. Un dernier cas de charges sera appliqué à l'aillette adaptative avec les forces de pression maximales et un facteur de charge de 10G.

5.9.1 Premier cas de charges

Le premier cas de charges simule l'aillette dans une phase de croisière où elle ne subit que les forces de pressions maximales et son poids. Nous allons analyser les différentes pièces de l'aillette adaptative pour connaître les emplacements où le déplacement de l'aillette est maximal et où les contraintes de Von Mises et de Tresca sont maximales pour ce cas de charges.

Lorsque le critère de déplacement est observé sur HyperMesh, nous obtenons un déplacement maximal de 2,84 mm (voir Figure 5.27). Ce dernier apparaît au bout de l'aillette, ce qui est parfaitement logique car, étant fixée à sa racine, la flèche de l'aillette adaptative sera donc la plus importante au bout de l'aillette.

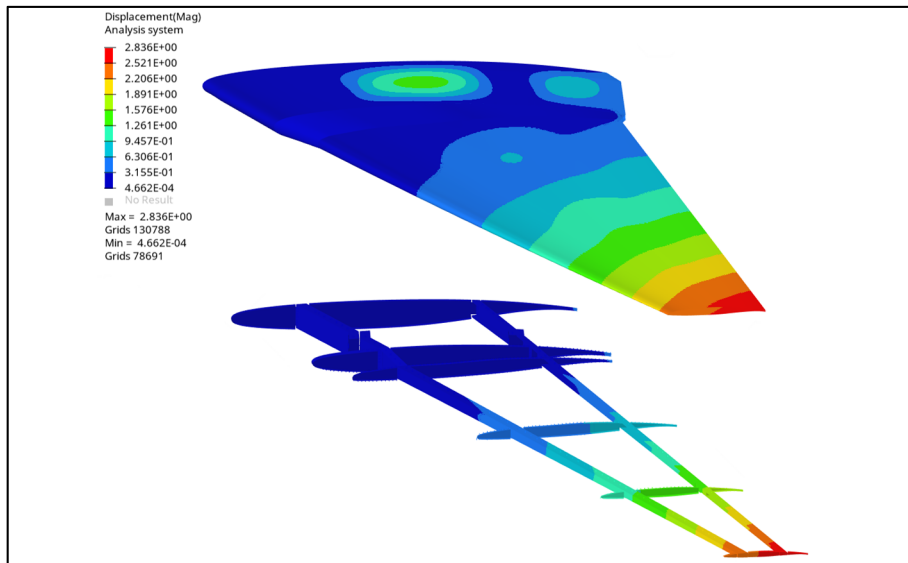


Figure 5.27 Distribution du déplacement le long de l'ailette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 1

Nous observons sur cette même figure que pour le revêtement déformable de l'ailette adaptative, le déplacement maximal est de 1,37 mm. Ce déplacement est localisé entre le longeron avant et le longeron arrière.

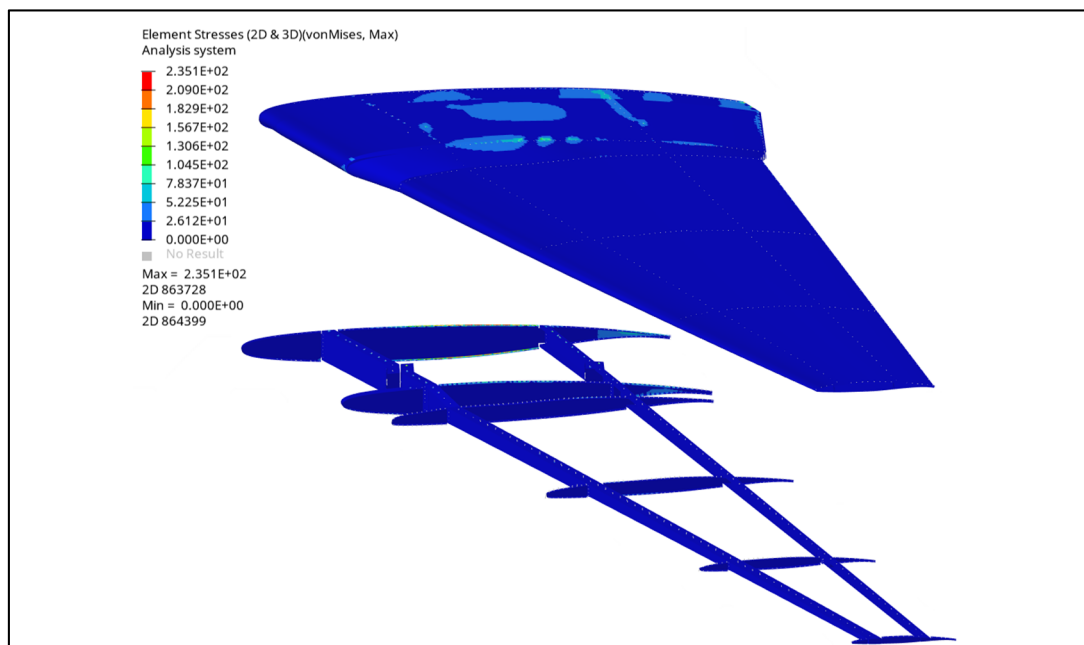


Figure 5.28 Distribution des contraintes de Von Mises le long de l'ailette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 1

Les critères des contraintes de Von Mises (voir Figure 5.28) et de Tresca sont ensuite étudiés sur l'ensemble de l'ailette adaptative. Nous avons obtenu des valeurs différentes pour chaque composant étudié et nous avons résumé les résultats dans le Tableau 5.6.

Tableau 5.6 Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 1

	$\sigma_{VON MISES}$ [MPa]	σ_{TRESCA} [MPa]	$\sigma_{MAX ADMISSIBLE}$ [MPa]
Ailette adaptative	235,1	266,2	-
Structure	235,1	266,2	335,3
Longerons	146,1	158,4	335,3
Nervures	235,1	266,2	335,3
Revêtement	159,9	165,8	326,6
Revêtement déformable	90,86	101,2	-

Les contraintes de Von Mises et de Tresca ne dépassent pas les contraintes maximales admissibles. Donc, pour le cas de charges 1 où seulement le poids et les pressions aérodynamiques maximales sont appliqués, l'ailette adaptative résiste.

5.9.2 Second cas de charges

Le second cas de charges simule l'ailette dans une phase de croisière où elle subit à la fois les forces de pressions maximales et un facteur de charge de 4G. Nous allons donc analyser les différentes pièces de l'ailette adaptative pour connaître les emplacements où le déplacement de l'ailette est maximal et où les contraintes de Von Mises et de Tresca sont maximales pour ce cas de charge.

Lorsque le critère de déplacement est observé sur HyperMesh, nous obtenons un déplacement maximal de 10,88 mm (voir Figure 5.29). Ce dernier apparaît au bout de l'ailette, comme pour le premier cas de charges. Néanmoins, le déplacement y est plus fort du fait que le facteur de charge est appliqué à la structure.

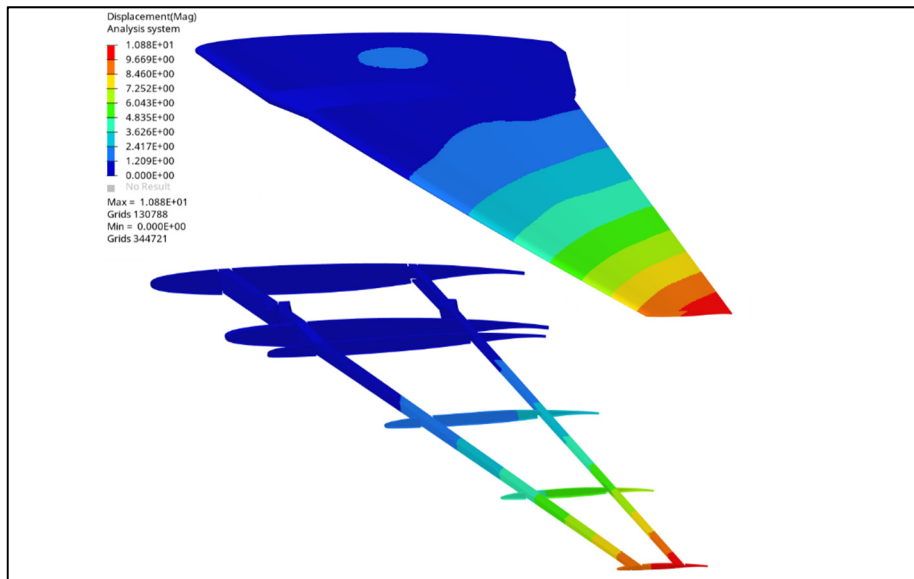


Figure 5.29 Distribution du déplacement le long de l'ailette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 2

Nous observons sur cette même figure que pour le revêtement déformable de l'ailette adaptative, le déplacement maximal est de 1,57 mm. Ce déplacement est localisé entre le longeron avant et le longeron arrière.

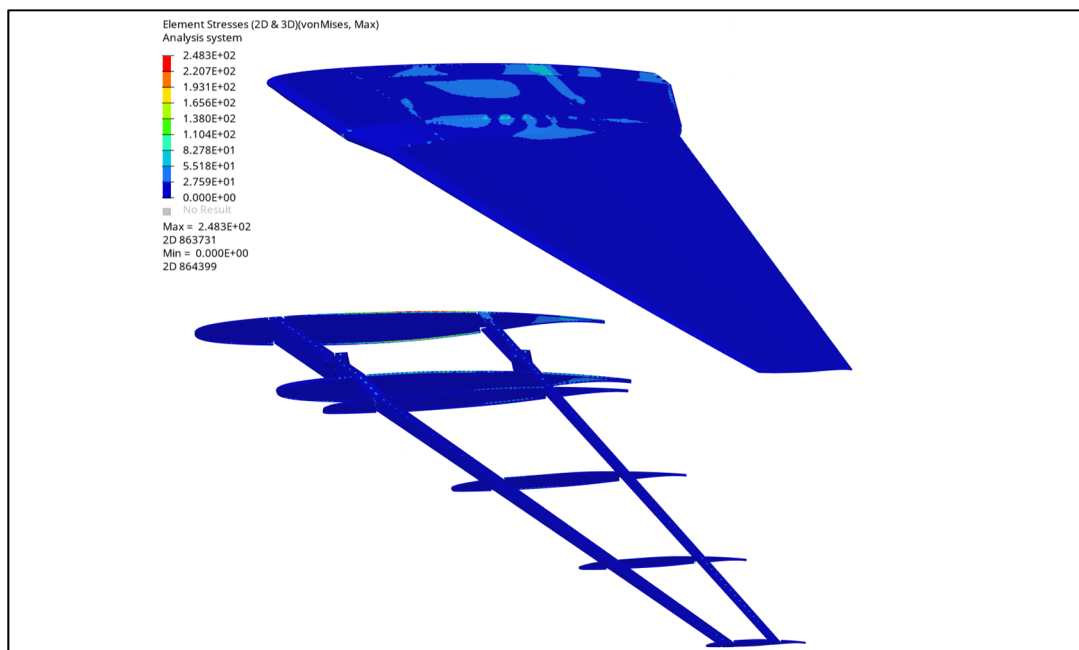


Figure 5.30 Distribution des contraintes de Von Mises le long de l'ailette adaptative (en haut) et de la structure interne (en bas) pour le cas de charges 2

Les critères des contraintes de Von Mises (voir Figure 5.30) et de Tresca sont ensuite étudiés sur l'ensemble de l'ailette adaptative pour le second cas de charges. Nous avons résumé les résultats obtenus dans le Tableau 5.7.

Tableau 5.7 Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 2

	$\sigma_{VON MISES}$ [MPa]	σ_{TRESCA} [MPa]	$\sigma_{MAX ADMISSIBLE}$ [MPa]
Ailette adaptative	248,3	281,3	-
Structure	248,3	281,3	335,3
Longerons	154,9	165,2	335,3
Nervures	248,3	281,3	335,3
Revêtement	149,4	154,7	326,6
Revêtement déformable	110,3	122,9	-

Les contraintes de Von Mises et de Tresca ne dépassent pas les contraintes maximales admissibles. Donc, pour le cas de charges 2 où sont appliquées les pressions aérodynamiques maximales et un facteur de charge de 4G, l'ailette adaptative résiste.

5.9.3 Troisième cas de charges

Le troisième cas de charges simule l'ailette dans une phase de croisière où elle subit à la fois les forces de pressions maximales et un facteur de charge de 2G négatif. Nous procédons à la même analyse pour connaître les emplacements où le déplacement de l'ailette est maximal et où les contraintes de Von Mises et de Tresca sont maximales pour ce cas de charges.

Nous obtenons un déplacement maximal de 4,89 mm qui apparaît aussi au bout de l'ailette (voir Figure 5.31 (a)). Il est plus fort que le premier cas de charges car la structure est soumise à un facteur de charge. Il est cependant moins élevé que celui du second cas de charges. Pour le revêtement déformable de l'ailette adaptative, le déplacement maximal est de 1,27 mm. Ce déplacement est une fois de plus localisé entre le longeron avant et le longeron arrière.

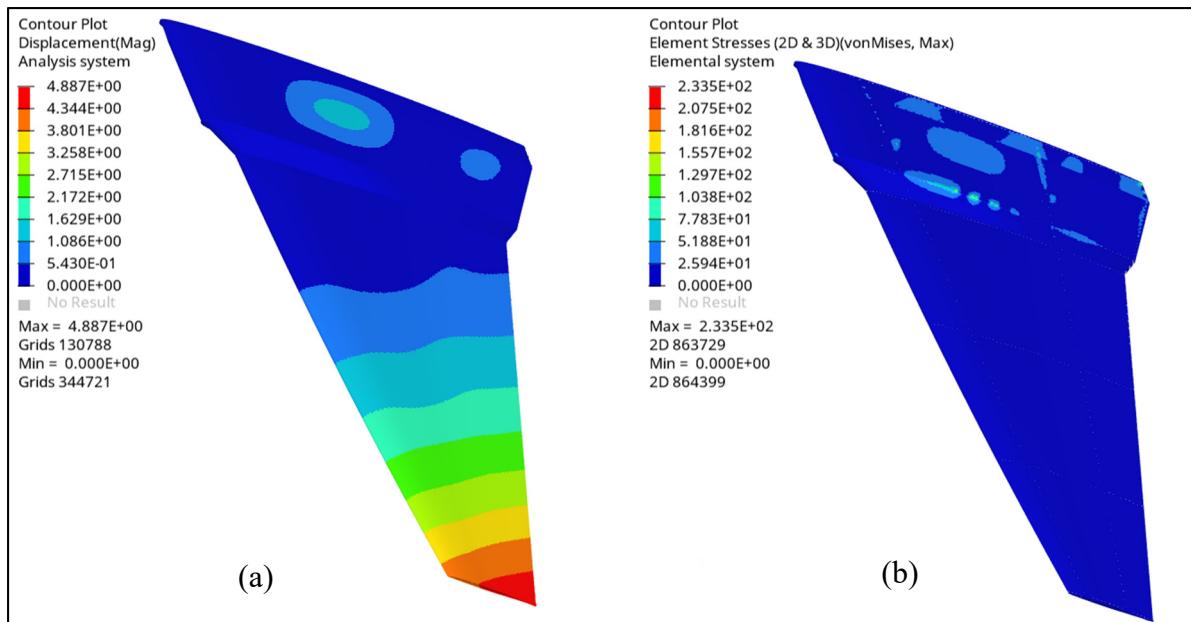


Figure 5.31 Distributions du déplacement (a) et des contraintes de Von Mises (b) le long de l'ailette adaptative pour le cas de charges 3

Les critères des contraintes de Von Mises et de Tresca sont étudiés sur l'ensemble de l'ailette adaptative pour le troisième cas de charges (voir Figure 5.31 (b)). Nous avons résumé les résultats obtenus dans le Tableau 5.8.

Tableau 5.8 Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 3

	$\sigma_{VON MISES}$ [MPa]	σ_{TRESCA} [MPa]	$\sigma_{MAX ADMISSIBLE}$ [MPa]
Ailette adaptative	233,5	264,2	-
Structure	233,5	264,2	335,3
Longerons	145,8	159,2	335,3
Nervures	233,5	264,2	335,3
Revêtement	170,3	177,4	326,6
Revêtement déformable	97,0	108,0	-

Les contraintes de Von Mises et de Tresca ne dépassent pas les contraintes maximales admissibles. Donc, pour le cas de charges 3 où sont appliquées les pressions aérodynamiques maximales et un facteur de charge de 2G négatif, l'ailette adaptative résiste.

5.9.4 Quatrième cas de charges

Le quatrième cas de charges simule l'ailette dans une phase de croisière où elle subit à la fois les forces de pressions maximales et un facteur de charge de 10G. Nous effectuons la même analyse pour connaître les emplacements où le déplacement est maximal et où les contraintes de Von Mises et de Tresca sont aussi maximales pour ce cas de charges.

Nous obtenons un déplacement maximal de 25,56 mm qui apparaît aussi au bout de l'ailette (voir Figure 5.32 (a)). Il est plus fort que celui des autres cas de charges car la structure est soumise à un facteur de charge bien plus grand. Pour le revêtement déformable de l'ailette adaptative, le déplacement maximal est de 1,27 mm. Ce déplacement est une fois de plus localisé entre le longeron avant et le longeron arrière.

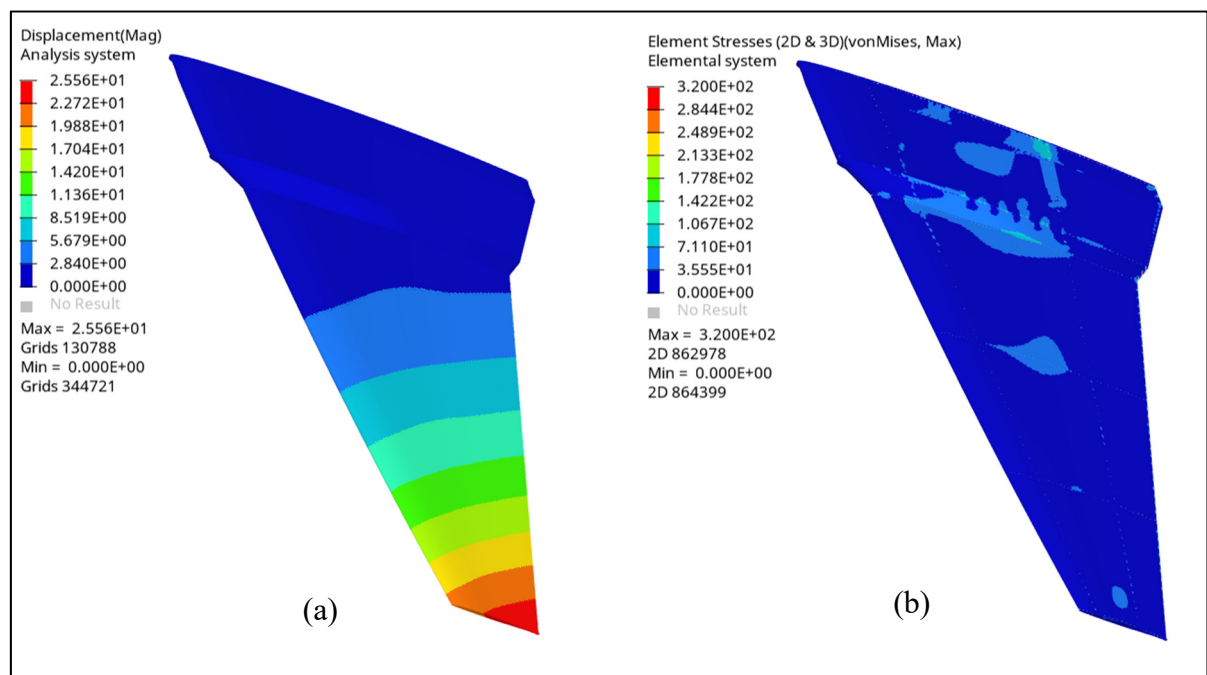


Figure 5.32 Distributions du déplacement (a) et des contraintes de Von Mises (b) le long de l'ailette adaptative pour le cas de charge 4

Les critères des contraintes de Von Mises et de Tresca sont étudiés sur l'ensemble de l'ailette adaptative pour le quatrième cas de charges (voir Figure 5.32 (b)). Nous avons résumé les résultats obtenus dans le Tableau 5.9.

Tableau 5.9 Tableau des contraintes de Von Mises et de Tresca pour le cas de charges 4

	$\sigma_{VON MISES}$ [MPa]	σ_{TRESCA} [MPa]	$\sigma_{MAX ADMISSIBLE}$ [MPa]
Ailette adaptative	320,0	345,9	-
Structure	320,0	345,9	335,3
Longerons	294,3	309,6	335,3
Nervures	320,0	345,9	335,3
Revêtement	185,5	200,1	326,6
Revêtement déformable	146,6	163,2	-

Les contraintes de Von Mises ne dépassent pas les contraintes maximales admissibles. Cependant, les contraintes de Tresca les dépassent. Donc, pour le cas de charges 4 où sont appliquées les pressions aérodynamiques maximales et un facteur de charge de 10G, l'ailette adaptative atteint sa limite de rupture.

5.9.5 Analyse générale

D'après les résultats qui précèdent, pour les facteurs de charges maximaux de 4G et -2G qui peuvent être appliqué au Bombardier CRJ-700, l'ailette adaptative résiste très bien aux charges aérodynamiques et à ces facteurs de charges.

Nous allons optimiser la structure interne de l'ailette adaptative car les longerons et les nervures résistent très bien aux charges. L'objectif de l'étude étant de diminuer le poids de la structure, nous pourrions enlever de la matière tout en s'assurant que les contraintes maximales admissibles ne soient pas atteintes.

Dans cette analyse, nous avons également mis en évidence la configuration qui se trouve à la limite de la rupture de la structure de l'ailette adaptative. Dans cette étude, nous obtenons cette configuration pour un facteur de charge à 10G avec les forces maximales de pression. Elle est atteinte par les nervures et plus spécifiquement la nervure centrale au niveau de la racine de l'ailette adaptative. Néanmoins, les longerons résistent encore à ce cas de charge.

5.10 Optimisation de la structure

La phase d'analyse de la structure a été réalisée avec succès et nous pouvons entamer la phase d'optimisation de la structure de l'ailette adaptative. En plus de permettre l'analyse de structure, HyperMesh propose plusieurs outils permettant de réaliser des optimisations. Dans notre cas, nous allons mettre en place une optimisation topologique. Cette optimisation topologique offre la répartition pour un volume soumis à des contraintes ; ce volume est constitué par les éléments structuraux de l'ailette adaptative soumis aux forces de pression et au facteur de charge. Cette optimisation topologique nous permettra de retirer de la matière afin d'optimiser le poids de la structure.

5.10.1 Méthodologie d'optimisation

Sur le logiciel HyperMesh, l'optimisation topologique revient à définir dans un premier temps une variable de design. Il est nécessaire d'indiquer à cette variable de design les éléments pouvant être optimisés (voir Figure 5.33). En effet, pour certaines parties de pièces de l'ailette adaptative, il n'est pas souhaitable d'enlever de la matière comme les ailes des longerons ou les zones où les liaisons pivot sont effectuées. Sur la Figure 5.33, la région d'optimisation est définie par les éléments verts.

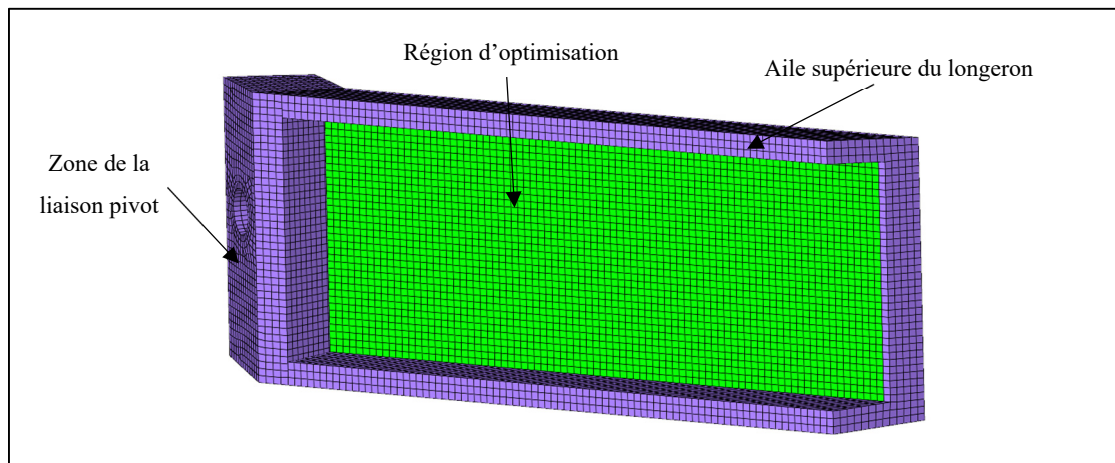


Figure 5.33 Définition de la région d'optimisation d'un longeron de l'ailette adaptative

Dans un second temps, nous assignons des contraintes et des objectifs à respecter, dans notre cas, la contrainte limite à ne pas dépasser. Nous choisirons de définir cette contrainte dans une variable globale du modèle et non dans une variable de design pour nous assurer que les contraintes limites ne soient pas dépassées à d'autres endroits dans le modèle. Puis, nous indiquons les informations suivantes à la variable de design. Nous spécifions le parcours que devra suivre l'outil qui viendra enlever de la matière à la pièce étudiée. Sur HyperMesh, c'est l'outil « draw direction » qui nous permettra d'implémenter cette information à notre variable de design. Cette information permet notamment d'éviter d'obtenir des résultats d'optimisation pour des pièces qui ne seraient pas usinables en réalité.

Dans un dernier temps, nous définirons des variables de réponses qui permettront de contrôler l'optimisation topologique de la pièce étudiée. Nous créons une première variable de réponse, dont sa propriété est une fraction volumique. Une variable de ce type permet d'indiquer au logiciel la fraction de matière que nous souhaitons conserver. Nous indiquerons une valeur limite supérieure à 0,3 ce qui signifie que le solveur pourra enlever jusqu'à 70% de la matière dans la région locale de design indiquée. Nous définissons ensuite une seconde variable de réponse, dont sa propriété est appelée sur le logiciel « weight_compliance ». L'utilisation d'une telle variable permet de maximiser la rigidité de la pièce. Ainsi, nous obtiendrons une pièce dont son poids a été optimisé en enlevant de la matière à des endroits précis pour conserver une rigidité élevée de sa pièce.

Nous emploierons cette méthodologie pour optimiser les longerons et les nervures de l'ailette adaptative. Nous devons ainsi paramétrer différentes variables de design selon chaque pièce étudiée appartenant à l'ailette adaptative.

5.10.2 Optimisation des longerons

Les résultats de l'optimisation topologique des longerons sont observables sur HyperView. Nous avons appliqué à cette optimisation un cas de charge qui prend en compte à la fois les forces de pression maximales et un facteur de charge de 7G. Ainsi, le logiciel enlève de la matière dans les longerons, comme dans le cas du longeron avant 1 (voir Figure 5.34).

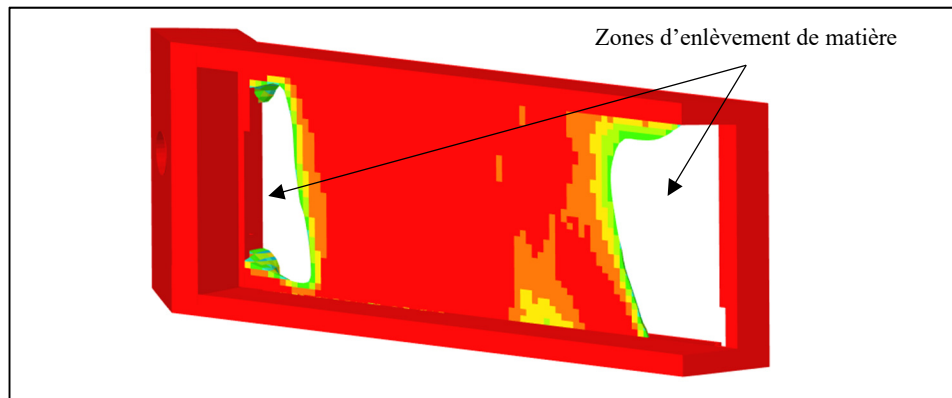


Figure 5.34 Optimisation topologique d'un longeron de l'ailette adaptative

Ainsi, nous pouvons effectuer ces enlèvements de matière sur les longerons et la structure résistera. Néanmoins, nous supposons que pour obtenir une telle géométrie, le coût d'usinage sera très cher. Nous allons donc préférer réduire l'épaisseur des longerons plutôt que de trouser ces pièces (voir Figure 5.35). Nous avons uniquement optimisé les longerons FS1, FS2, RS1 et RS2 car les longerons FS3 et RS3 possédaient déjà des épaisseurs fines.

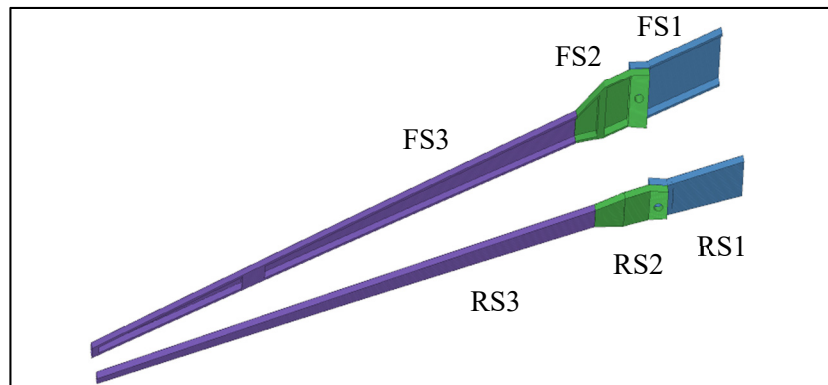


Figure 5.35 Nouveau longerons avec une épaisseur plus faible

Tableau 5.10 Définition des épaisseurs finales des longerons de l'ailette adaptative

	Longeron FS1	Longeron FS2	Longeron RS1	Longeron RS2
Épaisseur initiale	10 mm	5 mm	10 mm	5 mm
Épaisseur finale	5 mm	4 mm	7 mm	3 mm

Nous avons défini les épaisseurs finales des longerons de l'ailette adaptative (voir Tableau 5.10). En procédant par la diminution de l'épaisseur, nous émettons l'hypothèse que les répartitions de contraintes seront meilleures d'autant plus que la complexité de la pièce demeurera faible. Nous analysons donc les contraintes de Von Mises pour les longerons optimisés (voir Figure 5.36).

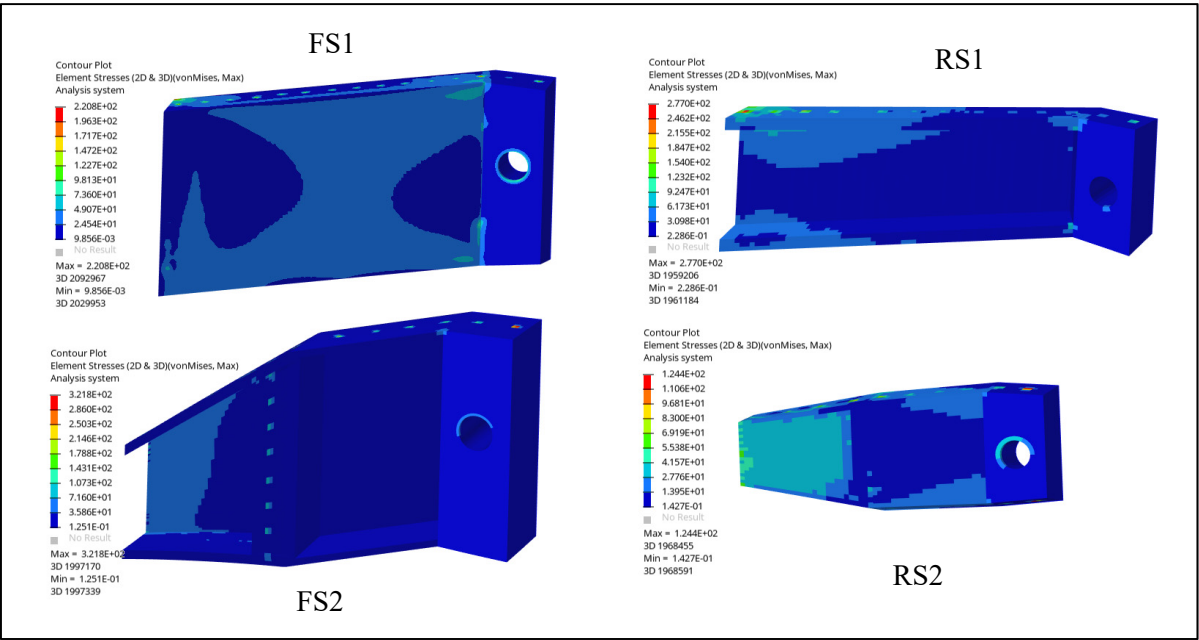


Figure 5.36 Contraintes de Von Mises dans les longerons optimisés de l'ailette adaptative

La contrainte maximale de Von Mises que nous obtenons est de 321 MPa pour le longeron FS2. Cette contrainte est inférieure à la contrainte limite admissible de 335,3 MPa. Donc les longerons vont résister aux différents chargements qui leur seront appliqués.

5.10.4 Optimisation des nervures

Après avoir optimisé les longerons, nous souhaitons désormais optimiser les nervures. En effet, hormis la nervure centrale à la racine de l'ailette adaptative, les autres nervures ne sont pas grandement sollicitées, donc il est possible d'optimiser leurs masses. Nous avons donc effectué une optimisation topologique des nervures en ne considérant pas la nervure centrale se situant à la racine de l'ailette adaptative (voir Figure 5.37). Nous avons appliqué à cette optimisation un cas de charge qui prend en compte à la fois les forces de pression maximales et un facteur de charge de 7G.

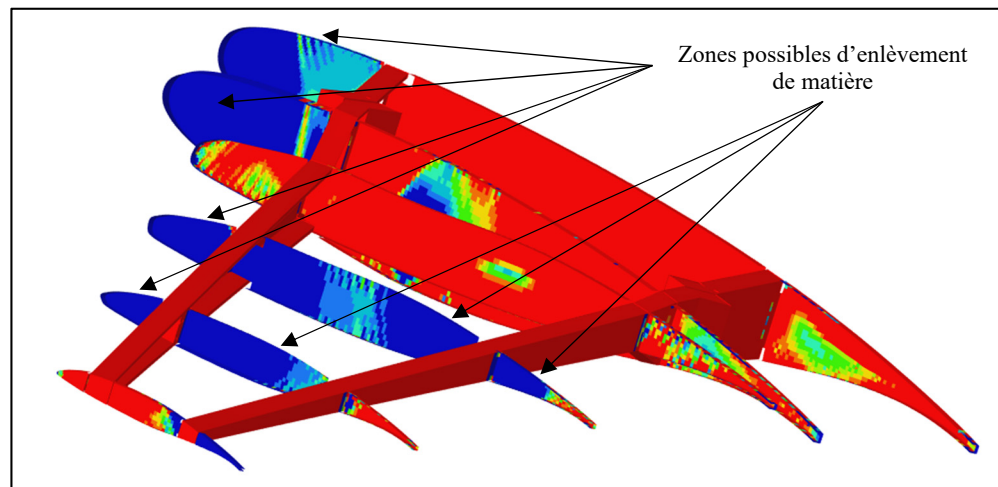


Figure 5.37 Optimisation topologique des nervures de l'ailette adaptative

Les portions de l'ailette en rouge indiquent les portions des nervures qu'il n'est pas préférable de retirer. Les portions bleues peuvent cependant être modifiées. Les nervures dédiées à l'aviation possèdent généralement des trous circulaires car ils permettent de réduire le poids et répartir les contraintes auxquelles sont soumises autour de ces trous (voir Figure 5.38).

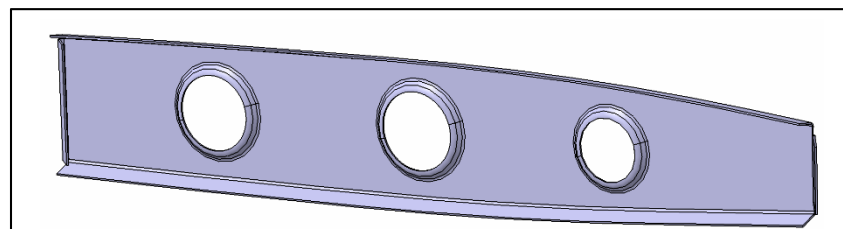


Figure 5.38 Conception des trous dans les nervures

5.10.5 Conception finale de l'ailette adaptative

Après ces quelques optimisations de la structure, nous sommes en mesure de présenter un modèle final de la structure de l'ailette adaptative. Nous avons vérifié que la structure résiste aux conditions de charges les plus extrêmes en considérant un facteur de sécurité de 1,5. Nous avons cherché à optimiser le poids de la structure en proposant des enlèvements de matière à des endroits spécifiques des longerons et des nervures de l'ailette adaptative (voir Figure 5.39).

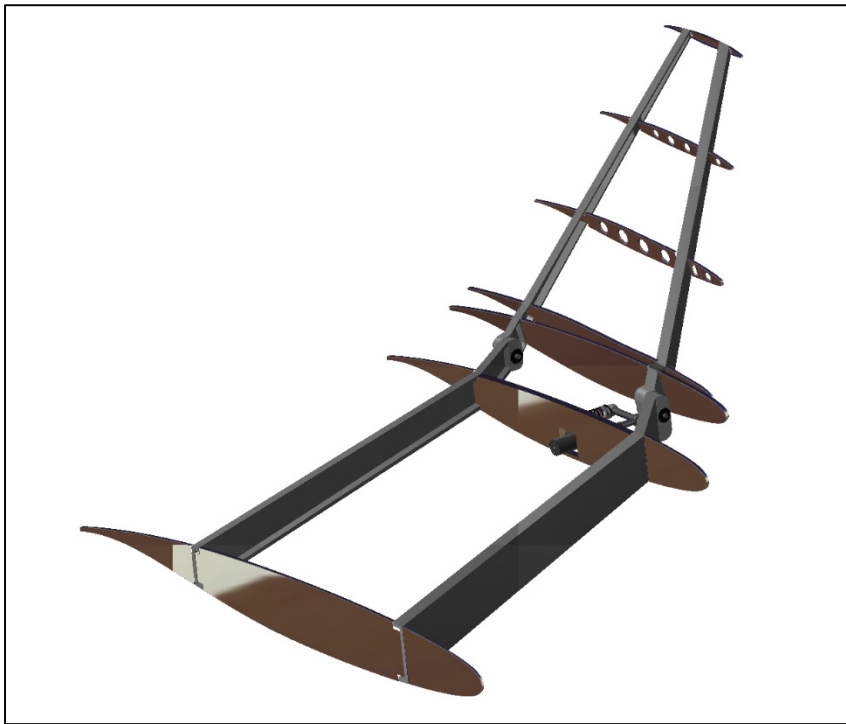


Figure 5.39 Conception finale de l'ailette adaptative

Grâce à l'outil de calcul de masse sur HyperMesh, il nous a été possible de calculer la masse de l'ailette adaptative complète. Nous avons ainsi pu comparer le modèle initial que nous avons conçu avec ce modèle final. La structure à elle seule avait une masse initiale de 81,60 kg et nous avons atteint les 72,55 kg. En comprenant l'actionneur et l'amortisseur, nous aurons une ailette pesant moins de 100 kg. C'est un résultat très encourageant du fait que nous pouvions ajouter approximativement 600 kg pour le système d'actionnement uniquement (Abel, 2019). Les bénéfices aérodynamiques et la diminution de la consommation de carburant s'annoncent très bons.

5.11 Contrôle de l'orientation de l'aillette adaptative

Nous avons dimensionné un système d'actionnement pour l'aillette adaptative. Nous avons choisi de calculer les performances de ce système d'actionnement pour démontrer que nous sommes capables de contrôler la vitesse de l'actionnement et donc de contrôler l'orientation de l'aillette adaptative. Pour effectuer ce travail, nous avons utilisé l'outil de conception du contrôleur (PID controller toolbox) disponible sur Matlab/Simulink.

5.11.1 Architecture du système de contrôle de l'aillette adaptative

Nous avons sélectionné l'architecture la plus appropriée pour modéliser le système de contrôle de l'aillette adaptative. C'est une architecture qui fait intervenir deux boucles de contrôle. En effet, la première boucle (interne) maintient la vitesse de l'actionneur à sa sortie, tandis que la seconde boucle (externe) contrôle l'orientation de l'aillette adaptative.

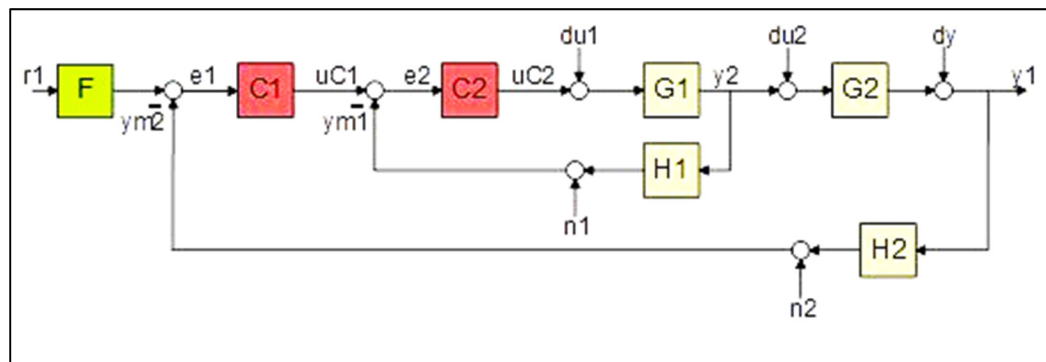


Figure 5.40 Architecture choisie du système de contrôle

Sur la Figure 5.40, le bloc F constitue le filtre d'entrée, le premier contrôleur est modélisé par le bloc C_1 , le second contrôleur est modélisé par le bloc C_2 . Le bloc G_1 représente la résultante des fonctions de transfert dans la boucle interne et le bloc G_2 représente la résultante des fonctions de transfert qui se trouve dans la boucle externe. Les blocs H_1 et H_2 effectuent respectivement les rétroactions de la boucle interne et de la boucle externe.

5.11.2 Implémentation des fonctions de transfert

Nous allons procéder par bloc pour implémenter les différentes fonctions de transfert dans notre modélisation. Tout d'abord, nous commençons par le bloc G_1 . Il est composé des fonctions de transfert du moteur de l'actionneur G_{m_1} , d'un saturateur de vitesse angulaire ω_{max} , du réducteur G_{r_1} et d'un convertisseur de vitesse angulaire en vitesse linéaire G_{b_1} .

En remplaçant les valeurs numériques du moteur et du réducteur Maxon choisis dans les fonctions de transfert définies dans le Chapitre 3, nous avons établi les fonctions de transfert suivantes pour le moteur et le réducteur :

$$G_{m_1}(s) = \frac{13900}{0,011458s^2 + 66,052s + 9,5215 \cdot 10^6} \quad (5.4)$$

$$G_{r_1}(s) = \frac{1715}{421824} \quad (5.5)$$

Avec un pas de vis p de 2 mm, la fonction de transfert du convertisseur de vitesse angulaire en vitesse linéaire a la forme suivante :

$$G_{b_1}(s) = \frac{p}{2\pi} = \frac{1}{\pi} \quad (5.6)$$

Ensuite, nous nous intéressons au bloc G_2 . Il est caractérisé par les fonctions de transfert d'un intégrateur et du convertisseur de position en orientation de l'ailette adaptative $G_{x\theta}$.

$$G_{x\theta}(s) = 1,8291 \quad (5.7)$$

Puis, dans notre étude, nous supposons que les blocs H_1 et H_2 , des capteurs dans notre cas, sont des systèmes parfaits. Ils prennent donc les valeurs de 1 et seront simplement représentés par une rétroaction sur le diagramme Simulink.

5.11.3 Modélisation des contrôleurs

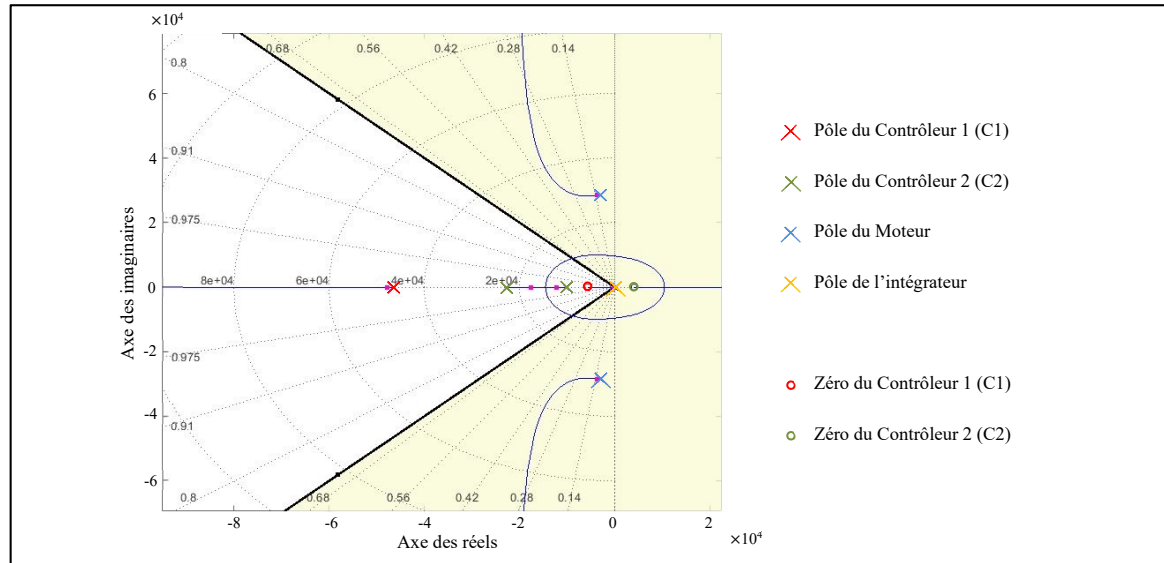


Figure 5.41 Placement des pôles et des zéros des composants du système d'actionnement

Maintenant que nous avons établi les différentes fonctions de transfert énoncées précédemment, nous allons trouver les configurations de contrôleurs adaptées pour notre étude. Nous avons d'ores et déjà établi qu'elles seront des contrôleurs de type PID. Nous avons donc effectué une étude de placement des pôles et des zéros pour obtenir un temps de réponse et un amortissement qui soient adaptés à notre étude (voir Figure 5.41). Au travers de cette étude, nous nous sommes assurés que notre système était stable en ayant des valeurs réelles de pôles, négatives pour tous les composants. Nous avons obtenu sur la configuration suivante en utilisant un PID pour le contrôleur 1 et un PI pour le contrôleur 2. Nous obtenons les pôles et les zéros pour chacun des contrôleurs dans le Tableau 5.11:

Tableau 5.11 Résultat des pôles et des zéros pour les contrôleurs de l'ailette adaptative

	Contrôleur 1	Contrôleur 2
Type	PI	PID
Pôle(s)	$-4,642.10^4$	$-2,285.10^4$ $-1,008.10^4$
Zéros	$-5\ 650$	$4\ 091$

Toutes les parties réelles des composants du système d'actionnement sont négatives, ce qui implique que notre système est stable. De plus, pour le contrôleur 1 et 2, ne possédant pas de partie imaginaire, ils auront une transition asymptotique. Le moteur possédera lui une transition oscillatoire. Lorsque nous choisissons les contrôleurs dans ces conditions, nous obtenons la réponse du système pour un échelon en entrée (voir Figure 5.42). Dans de telles configurations des contrôleurs, nous avons obtenu un très bon temps de réponse de 17,5 ms avec 0% de dépassement pour le système complet en boucle fermée.

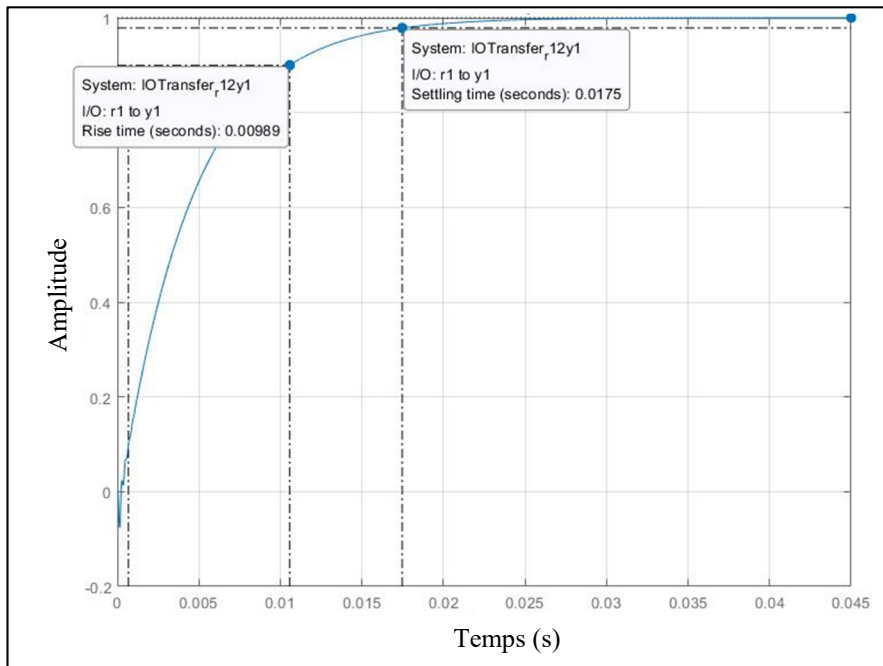


Figure 5.42 Réponse du système d'actionnement complet de l'ailette adaptative pour un échelon

Grâce au logiciel Simulink, nous sommes capables de définir les expressions des fonctions de transfert du contrôleur 1 $C_1(s)$ et du contrôleur 2 $C_2(s)$.

$$C_1(s) = \frac{6,2372 \cdot 10^{-41}(s + 5650)}{(s + 4,642 \cdot 10^4)} \quad (5.8)$$

$$C_2(s) = \frac{-7,2252 \cdot 10^{-30}(s - 4091)}{(s + 2,285 \cdot 10^4)(s + 1,008 \cdot 10^4)} \quad (5.9)$$

5.11.4 Modélisation du système d'actionnement

Le système d'actionnement complet de l'ailette adaptative est désormais modélisable sur Simulink. De gauche à droite sur la Figure 5.43, nous expliquerons chaque bloc du système. Nous avons l'entrée du système qui est modélisée par un échelon. La commande est donc un angle d'orientation de l'ailette adaptative. Nous avons ensuite inséré un saturateur pour nous assurer que la commande ne dépasse pas les limites d'orientation de l'ailette adaptative $[\theta_{min} - 90^\circ ; 90^\circ]$. Ensuite, le premier contrôleur C_1 va comparer l'orientation actuelle θ_s de l'ailette avec la commande $\theta_{cmd,sat}$ et va transmettre la vitesse linéaire souhaitée pour l'actionneur V_{cmd} . Cette vitesse linéaire sera alors comparée avec celle en sortie V_s de la première boucle ouverte par le second contrôleur C_2 . Puis ce dernier va transmettre une tension U au bloc moteur qui produira une vitesse de rotation ω_m en sortie. Cette dernière sera saturée à sa valeur nominale $\omega_{m,sat}$, puis réduite par le bloc réducteur et sera transformée en vitesse linéaire de l'actionneur V_s . Puis, le bloc intégrateur permettra d'obtenir la position du bras d'actionnement X qui sera ensuite transformée en orientation de l'ailette adaptative θ_s .

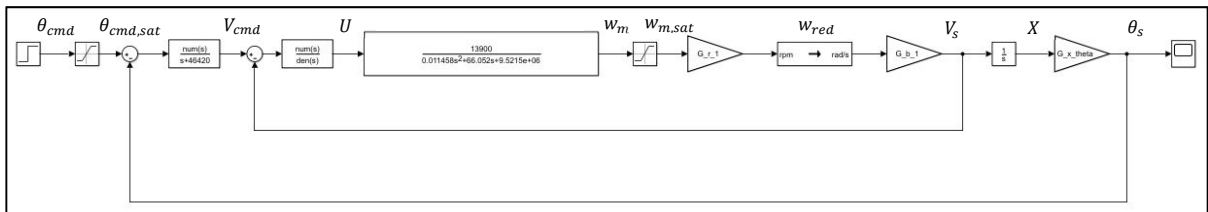


Figure 5.43 Schéma bloc Simulink du système d'actionnement complet de l'ailette adaptative

Cette modélisation du système d'actionnement de l'ailette adaptative permet donc de contrôler à la fois la vitesse de l'actionneur, mais aussi l'orientation de l'ailette adaptative. Nous nous sommes assurés que les conditions limites d'orientations de l'ailette adaptative et de vitesses de l'actionneur ne soient pas dépassées. De plus, pour une autre configuration de moteur et de réducteur, nous n'aurions qu'à modifier les caractéristiques des contrôleurs, mais nous obtiendrions sensiblement les mêmes résultats. Nous avons donc obtenu un modèle de contrôle complet de l'orientation de l'ailette adaptative qui peut être considéré sur d'autres projets similaires de type de contrôle d'orientation.

5.11.5 Contrôle de l'orientation de l'ailette adaptative.

Finalement, nous avons simulé différentes orientations de l'ailette adaptative sur Simulink pour nous assurer que toutes les possibilités de commande fonctionnent (voir Figure 5.44). Nous avons d'abord décidé d'augmenter l'orientation de l'ailette progressivement jusqu'à l'orientation $+90^\circ$ en passant par des paliers de 30° , puis nous avons décidé d'orienter l'ailette dans une configuration négative à -45° puis à -90° . Ensuite, nous avons effectué le changement maximal d'orientation passant de -90° à 90° . À la fin, nous réorientons l'ailette à plat, à 0° .

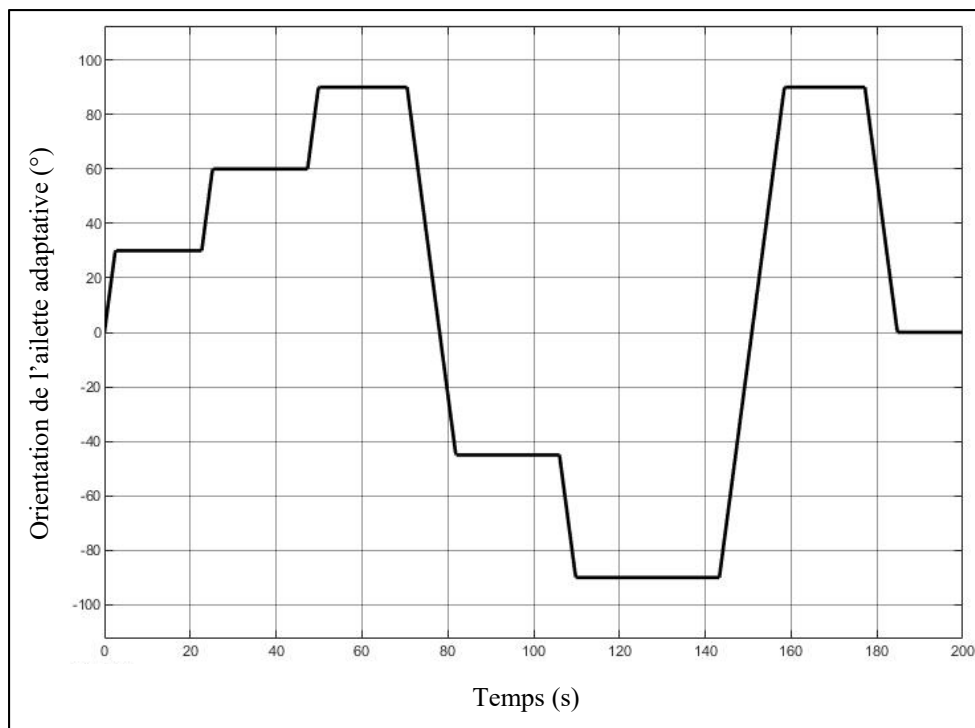


Figure 5.44 Évolution de la commande d'orientation de l'ailette adaptative en fonction du temps

Donc, l'orientation de l'ailette adaptative est parfaitement contrôlée et couvre l'ensemble des configurations possibles d'orientation. De plus, le temps de transition pour atteindre une nouvelle orientation est suffisamment court (approximativement $10^\circ/\text{s}$) et met en valeur l'efficacité de ce concept d'ailette adaptative. N'étant pas un mécanisme de contrôle et de stabilité, une vitesse de rotation de l'ordre de 10 degrés par seconde est tout à fait acceptable. Ce temps est aussi suffisamment lent pour que ces transitions s'effectuent sans dépassement.

CONCLUSION

L'objectif de ce mémoire de recherche a été de concevoir un système d'ailette adaptative complet permettant à l'avion de transport régional Bombardier CRJ-700, d'optimiser ces performances aérodynamiques en vol. Pour concevoir ce système visant à adapter l'inclinaison des ailettes en vol, plusieurs étapes de conception ont été nécessaires en commençant par une analyse des exigences, puis des étapes de dimensionnement, de conception et d'optimisation. L'étude s'est limitée à la phase de croisière dans des conditions de vol constantes à Mach 0,8 et à une altitude de 30 000 ft.

Il n'existe actuellement aucun système permettant de faire varier l'inclinaison d'une ailette en vol entre -90° et 90° d'inclinaison. Pour remédier à ce problème, nous avons décidé d'utiliser la technologie de « morphing wing » pour cette recherche sur les ailettes adaptatives. Différents sous-objectifs ont été établis pour aboutir à la conception de telles ailettes.

Le premier sous-objectif que nous avons démontré a été de trouver les inclinaisons de l'ailette procurant les meilleures performances aérodynamiques à l'avion Bombardier CRJ-700 dans sa phase de croisière. Les résultats obtenus ont démontré que lorsque l'avion a un angle d'attaque égal à 0° , l'inclinaison de l'ailette à 0° procure une augmentation de la portance de 2,46% par rapport à l'orientation originale de l'ailette fixe à 73° . Dans cette même configuration d'angle d'attaque de l'avion et d'angle d'inclinaison de l'ailette, 1,45% de diminution de la traînée a été obtenu. La finesse a donc été augmentée de 3,95% pour cette configuration. Néanmoins, lorsque l'avion sera amené à augmenter son angle d'attaque jusqu'à 4° , l'inclinaison de l'ailette obtenant les meilleures performances aérodynamiques demeure l'orientation originale de l'ailette à 73° .

Le second sous-objectif visait ensuite à concevoir une structure avec un mécanisme permettant de faire varier l'orientation de l'ailette adaptative entre -90° et 90° d'inclinaison. Nous avons donc d'abord dimensionné une structure et un mécanisme qui permettraient de répondre à ce besoin puis nous avons conçu en trois dimensions le système sur le logiciel Catia V5.

Le troisième sous-objectif de cette recherche était de démontrer que la structure d'ailette adaptative conçue résisterait parfaitement aux efforts qui lui seraient appliqués. Ainsi, en établissant une analyse des charges, nous avons implémenté les forces agissant sur l'ailette adaptative de manière à les implémenter sur le logiciel HyperMesh. Les résultats de cette étude ont démontré que l'ensemble de la structure résiste aux cas de charges les plus contraignants.

Le quatrième sous-objectif que nous devons respecter dans cette recherche était de concevoir un système d'ailette adaptative dont la masse soit suffisamment faible pour ne pas atténuer les bénéfices aérodynamiques obtenus. Pour cela, nous avons optimisé la géométrie de la structure sur HyperMesh pour obtenir une masse de l'ailette adaptative inférieure à 100 kg.

Concernant le dernier sous-objectif de cette recherche, nous avons cherché à contrôler l'orientation de l'ailette adaptative dans notre mécanisme. Au travers d'une étude des différents composants du mécanisme, nous avons obtenu un système de contrôle qui assure le contrôle à la fois de la vitesse de l'actionneur, mais aussi de l'inclinaison de l'ailette adaptative. À partir d'une commande d'angle d'inclinaison, le mécanisme adaptera l'orientation de l'ailette.

Pour conclure, la conception d'une ailette adaptative est une innovation viable pour améliorer les performances aérodynamiques des avions de transport régionaux. En effet, l'inclinaison de l'ailette adaptative s'adaptera en vol pour fournir au Bombardier CRJ-700 la meilleure finesse possible. En croisière par exemple, l'ailette sera principalement dans une orientation à 0° , procurant une augmentation de la finesse de 3,95% par rapport à l'orientation originale à 73° . De plus, la structure conçue résistera parfaitement aux efforts qui lui seront appliqués en conservant une masse faible. C'est donc une innovation viable. Cette recherche multidisciplinaire offre donc une vision nouvelle avec de grandes perspectives dans la conception des futures ailes d'aéronefs, plus performantes et soucieuses de l'environnement.

RECOMMANDATIONS

Les recommandations suivantes sont émises afin que ce travail puisse être continué au sein des équipes du LARCASE de l'ÉTS. En effet, l'ailette adaptative qui a été conçue n'est qu'à la première phase de développement.

Un sous-système de l'ailette adaptative doit être conçu pour pouvoir entamer la phase de développement. Ce sous-système est le revêtement déformable de l'ailette adaptative. Aujourd'hui, nous avons proposé un matériau composite qui semble pouvoir fonctionner d'un point de vue purement structurel. Néanmoins, ce revêtement nécessite d'être testé et modifié selon les résultats qui seront obtenus. La première question à laquelle ce revêtement déformable devra répondre sera de savoir s'il va se déformer parfaitement pour toutes les orientations souhaitées de l'ailette adaptative. La seconde interrogation sera de savoir s'il va résister aux efforts maximaux qui pourraient lui être transmis en vol.

Un autre sujet qui doit être développé à l'avenir est de savoir le nombre d'actionneurs nécessaire pour assurer la sécurité et la fiabilité du mécanisme. Selon ce paramètre, des modifications mineures dans le système d'actionnement seraient à prévoir, mais le principe de fonctionnement pour incliner l'ailette, resterait le même. La puissance nécessaire pour que l'actionneur oriente l'ailette est une thématique qui sera aussi à prendre en considération. Un système de verrouillage du mécanisme serait aussi à imaginer pour soulager l'actionneur. Le poids et la fiabilité liés à l'actionnement seront à surveiller tout au long de l'étude.

Dans cette recherche, nous avons réussi à contrôler l'orientation de l'ailette adaptative à partir d'une commande sur l'actionnement. Il serait très intéressant d'implémenter la dynamique de vol dans le système de contrôle pour que l'orientation de l'ailette se fasse automatiquement.

Finalement, nous avons abordé l'idée d'utiliser des mécanismes compliant pour effectuer l'inclinaison de l'ailette adaptative. Cette thématique pourrait être approfondie pour comparer une ailette adaptative utilisant des connexions rigides face à une ailette adaptative compliant.

ANNEXE I

DÉTERMINATION DES EFFORTS DANS L'AILETTE

A-I.1 Modélisation de la poutre (I)

Nous pouvons étudier chacune de ces deux poutres séparément pour faciliter les calculs. Les efforts internes aux liaisons sont représentés comme suit la première poutre.

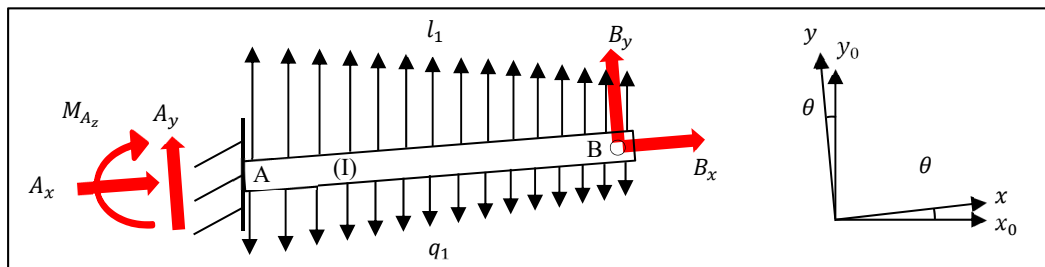


Figure-A I-1 Modélisation de la poutre (I) de l'ailette adaptative

A-I.2 Modélisation de la poutre (II)

Nous étudions désormais la seconde poutre. Les efforts internes aux liaisons sont représentés comme suit la seconde poutre.

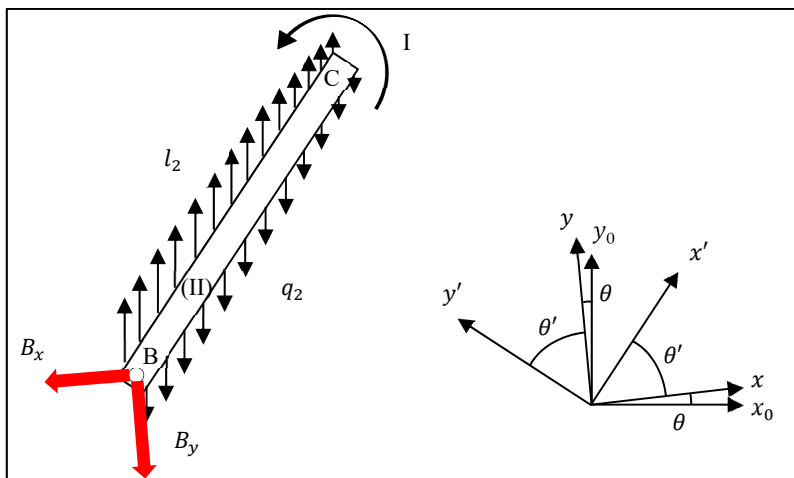


Figure-A I-2 Modélisation de la poutre (II)

A-I.3 Distribution de la portance de la poutre (I)

Soit la fonction de distribution de la portance suivante pour la première poutre où A prend la valeur de -470,94 et B prend la valeur de -534,97 et C prend la valeur de 88 504.

$$l_1(\eta) = A\eta^2 + B\eta + C \quad (\text{A-I.1})$$

Nous définissons l'élément de longueur \overrightarrow{AM} où M est un point qui se déplace le long de (AB) tel que :

$$\overrightarrow{AM} = \eta \vec{x} \quad (\text{A-I.2})$$

Nous définissons l'élément de charge correspondant à la distribution de la portance $\overrightarrow{dl_1}$ tel que :

$$\overrightarrow{dl_1} = l_1(\eta) d\eta \vec{y}_0 = l_1(\eta) \sin(\theta) d\eta \vec{x} + l_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{y} \quad (\text{A-I.3})$$

Nous pouvons calculer la force $\overrightarrow{L_1}$ et le moment en A $\overrightarrow{M_{L_1,A}}$:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{L_1} &= \int_A^B \overrightarrow{dl_1} = \int_{10}^{11} l_1(\eta) \sin(\theta) d\eta \vec{x} + \int_{10}^{11} l_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{y} \\ L_{1x} &= \left(\frac{331}{3} A + \frac{21}{2} B + C \right) \cdot \sin(\theta) \\ L_{1y} &= \left(\frac{331}{3} A + \frac{21}{2} B + C \right) \cdot \cos(\theta) \end{aligned} \quad (\text{A-I.4})$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{L_1,A}} &= \int_A^B \overrightarrow{AM} \wedge \overrightarrow{dl_1} = \int_{10}^{11} \eta \cdot l_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{z} \\ M_{L_1,A,z} &= \left(\frac{4641}{4} A + \frac{331}{3} B + \frac{21}{2} C \right) \cdot \cos(\theta) \end{aligned} \quad (\text{A-I.5})$$

A-I.4 Distribution du poids de la poutre (I)

Nous supposons que la distribution du poids est uniforme pour simplifier l'étude. La poutre (I) possède une masse m_1 . La poutre (I) subit le poids sur toute sa longueur AB . Nous définissons donc la distribution du poids q_1 comme suit :

$$q_1(\eta) = \frac{-m_1 \cdot g}{AB} \quad (\text{A-I.6})$$

Nous définissons l'élément de charge correspondant à la distribution du poids $\overrightarrow{dq_1}$ tel que :

$$\overrightarrow{dq_1} = q_1(\eta) d\eta \overrightarrow{y_0} = q_1(\eta) \sin(\theta) \vec{x} + q_1(\eta) \cos(\theta) \vec{y} \quad (\text{A-I.7})$$

Nous pouvons calculer la force $\overrightarrow{P_1}$ et le moment en A $\overrightarrow{M_{P_1,A}}$:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{P_1} &= \int_A^B \overrightarrow{dq_1} = \int_{10}^{11} q_1(\eta) \sin(\theta) d\eta \vec{x} + \int_{10}^{11} q_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{y} \\ P_{1x} &= m_1 \cdot g \sin(\theta) \\ P_{1y} &= m_1 \cdot g \cos(\theta) \end{aligned} \quad (\text{A-I.8})$$

Remarque : $\overrightarrow{P_{1x}}$ et $\overrightarrow{P_{1y}}$ sont respectivement orientés suivant $-\vec{x}$ et $-\vec{y}$.

$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{P_1,A}} &= \int_A^B \overrightarrow{AM} \wedge \overrightarrow{dq_1} = \int_{10}^{11} \eta \cdot q_1(\eta) d\eta \vec{z} \\ M_{P_1,A,z} &= \frac{21}{2} \frac{m_1 \cdot g \cos(\theta)}{AB} \end{aligned} \quad (\text{A-I.9})$$

Remarque : $M_{P_1,A,z}$ est orienté suivant $-\vec{z}$.

A-I.5 Distribution de la portance de la poutre (II)

Soit la fonction de distribution de la portance suivante pour la deuxième poutre où D prend la valeur de -6 424,8 ; E prend la valeur de 134 329 et F prend la valeur - 675 747.

$$l_2(\eta) = D\eta^2 + E\eta + F \quad (\text{A-I.10})$$

Nous définissons l'élément de longueur \overrightarrow{BM} où M est un point qui se déplace le long de (BC) tel que :

$$\overrightarrow{BM} = \eta \vec{x'} \quad (\text{A-I.11})$$

Nous définissons l'élément de charge correspondant à la distribution de la portance $\overrightarrow{dl_1}$ tel que :

$$\overrightarrow{dl_2} = l_2(\eta) d\eta \vec{y_0} = l_2(\eta) \cdot \sin(\theta + \theta') d\eta \vec{x'} + l_2(\eta) \cdot \cos(\theta + \theta') d\eta \vec{y'} \quad (\text{A-I.12})$$

Nous pouvons calculer la force $\overrightarrow{L_2}$ et le moment en B $\overrightarrow{M_{L_2,B}}$:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{L_2} &= \int_B^C \overrightarrow{dl_2} = \int_{11}^{12,5} l_2(\eta) \sin(\theta + \theta') d\eta \vec{x'} + \int_{11}^{12,5} l_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \vec{y'} \\ L_{2x'} &= (207,375D + 17,625E + 1,5F) \cdot \sin(\theta + \theta') \\ L_{2y'} &= (207,375D + 17,625E + 1,5F) \cdot \cos(\theta + \theta') \end{aligned} \quad (\text{A-I.13})$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{L_2,B}} &= \int_B^C \overrightarrow{BM} \wedge \overrightarrow{dl_2} = \int_{11}^{12,5} \eta \cdot l_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \vec{z} \\ M_{L_2,B,z} &= (2443,27D + 207,375E + 17,625F) \cdot \cos(\theta + \theta') \end{aligned} \quad (\text{A-I.14})$$

A-I.6 Distribution du poids de la poutre (II)

Nous supposons que la distribution du poids est uniforme pour simplifier l'étude. La poutre (II) possède une masse m_2 . La poutre (II) subit le poids sur toute sa longueur BC . Nous définissons donc la distribution du poids q_2 comme suit :

$$q_2(\eta) = \frac{-m_2 \cdot g}{BC} \quad (\text{A-I.15})$$

Nous définissons l'élément de charge correspondant à la distribution du poids $\overrightarrow{dq_2}$ tel que :

$$\overrightarrow{dq_2} = q_2(\eta) d\eta \overrightarrow{y_0} = q_2(\eta) \sin(\theta + \theta') \overrightarrow{x'} + q_2(\eta) \cos(\theta + \theta') \overrightarrow{y'} \quad (\text{A-I.16})$$

Nous pouvons calculer la force $\overrightarrow{P_2}$ et le moment en B $\overrightarrow{M_{P_2,B}}$:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{P_2} &= \int_B^C \overrightarrow{dq_2} = \int_{11}^{12,5} q_2(\eta) \sin(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{x'} + \int_{11}^{12,5} q_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{y'} \\ P_{2x'} &= m_2 \cdot g \sin(\theta + \theta') \\ P_{2y'} &= m_2 \cdot g \cos(\theta + \theta') \end{aligned} \quad (\text{A-I.17})$$

Remarque : $\overrightarrow{P_{2x'}}$ et $\overrightarrow{P_{2y'}}$ sont respectivement orientés suivant $-\overrightarrow{x'}$ et $-\overrightarrow{y'}$.

$$\begin{aligned} \overrightarrow{M_{P_2,B}} &= \int_B^C \overrightarrow{BM} \wedge \overrightarrow{dq_2} = \int_{11}^{12,5} \eta \cdot q_2(\eta) d\eta \overrightarrow{z} \\ M_{P_2,B,z} &= 17,625 \frac{m_2 \cdot g \cos(\theta + \theta')}{BC} \end{aligned} \quad (\text{A-I.18})$$

Remarque : $\overrightarrow{M_{P_2,B,z}}$ est orienté suivant $-\overrightarrow{z}$.

A-I.7 Calcul des forces de réaction

Le PFS appliqué à la poutre (I) s'écrit :

$$\begin{cases} A_x + B_x + L_{1x} - P_{1x} = 0 \\ A_y + B_y + L_{1y} - P_{1y} = 0 \\ M_{A_z} + AB \cdot B_y + M_{L_{1,A,z}} - M_{P_{1,A,z}} = 0 \end{cases} \quad (\text{A-I.19})$$

Le PFS appliqué à la poutre (II) s'écrit :

$$\begin{cases} -B_x \cos(\theta') - B_y \sin(\theta') + L_{2,x'} - P_{2,x'} = 0 \\ B_x \sin(\theta') - B_y \cos(\theta') + L_{2,y'} - P_{2,y'} = 0 \\ -I + M_{L_{2,B,z}} - M_{P_{2,B,z}} = 0 \end{cases} \quad (\text{A-I.20})$$

Nous avons 6 inconnues ($A_x ; B_x ; A_y ; B_y ; M_{A_z} ; I$) avec 6 équations.

$$\begin{aligned} B_x &= B_y \cdot \frac{\cos(\theta')}{\sin(\theta')} - \frac{L_{2,y'}}{\sin(\theta')} + \frac{P_{2,y'}}{\sin(\theta')} \\ B_y &= -B_x \cdot \frac{\cos(\theta')}{\sin(\theta')} + \frac{L_{2,x'}}{\sin(\theta')} - \frac{P_{2,x'}}{\sin(\theta')} \end{aligned} \quad (\text{A-I.21})$$

Donc,

$$B_y \cdot \left(1 + \frac{\cos^2(\theta')}{\sin^2(\theta')} \right) = \frac{L_{2,y'} \cos(\theta')}{\sin^2(\theta')} - \frac{P_{2,y'} \cos(\theta')}{\sin^2(\theta')} + \frac{L_{2,x'}}{\sin(\theta')} - \frac{P_{2,x'}}{\sin(\theta')} \quad (\text{A-I.22})$$

Donc,

$$B_y = L_{2,x'} \sin(\theta') + L_{2,y'} \cos(\theta') - P_{2,x'} \sin(\theta') - P_{2,y'} \cos(\theta') \quad (\text{A-I.23})$$

Donc,

$$B_x = -L_{2,y'} \frac{\sin^2(\theta')}{\sin(\theta')} + P_{2,y'} \frac{\sin^2(\theta')}{\sin(\theta')} + L_{2,x'} \cos(\theta') - P_{2,x'} \cos(\theta') \quad (\text{A-I.24})$$

Donc,

$$B_x = L_{2,x'} \cos(\theta') - L_{2,y'} \sin(\theta') - P_{2,x'} \cos(\theta') + P_{2,y'} \sin(\theta') \quad (\text{A-I.25})$$

Puis,

$$A_x = -B_x - L_{1x} + P_{1x} \quad (\text{A-I.26})$$

Donc

$$A_x = -L_{1x} - L_{2,x'} \cos(\theta') + L_{2,y'} \sin(\theta') + P_{1x} + P_{2,x'} \cos(\theta') - P_{2,y'} \sin(\theta') \quad (\text{A-I.27})$$

Ensuite,

$$A_y = -B_y - L_{1y} + P_{1y} \quad (\text{A-I.28})$$

Donc

$$\begin{aligned} A_y = & -L_{1y} - L_{2,x'} \sin(\theta') - L_{2,y'} \cos(\theta') + P_{1y} + P_{2,x'} \sin(\theta') \\ & + P_{2,y'} \cos(\theta') \end{aligned} \quad (\text{A-I.29})$$

Puis,

$$M_{Az} = -AB \cdot B_y - M_{L_{1,A,Z}} + M_{P_{1,A,Z}} \quad (\text{A-I.30})$$

Donc,

$$\begin{aligned} M_{Az} = & -AB \cdot [L_{2,x'} \sin(\theta') + L_{2,y'} \cos(\theta') - P_{2,x'} \sin(\theta') - P_{2,y'} \cos(\theta')] \\ & - M_{L_{1,A,Z}} + M_{P_{1,A,Z}} \end{aligned} \quad (\text{A-I.31})$$

Finalement,

$$I = M_{L_{2,B,Z}} - M_{P_{2,B,Z}} \quad (\text{A-I.32})$$

A-I.8 Détermination du torseur des efforts de cohésion de la poutre (I)

Nous cherchons à déterminer le torseur des efforts de cohésion de la poutre (I) au point G qui parcourt toute la longueur de la poutre. Au niveau de G, nous effectuons une coupe de la poutre pour pouvoir l'étudier.

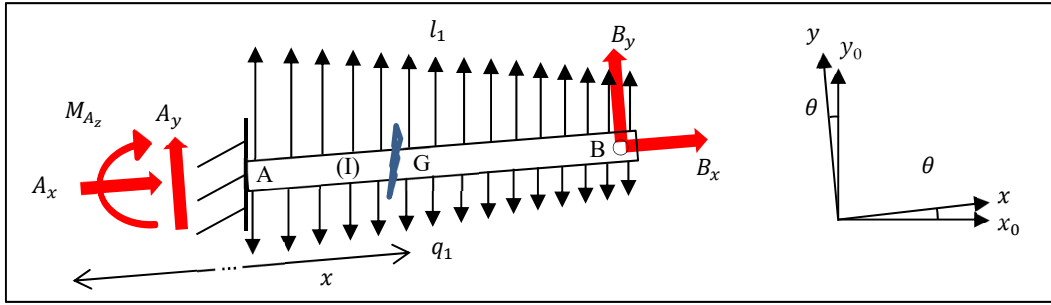


Figure-A I-3 Détermination du torseur des efforts de cohésion de la poutre (I):
section de coupe de la poutre (I)

Le point G se déplace le long de la poutre (I) à une distance x du point A tel que :

$$10 \leq x \leq 11 \quad (\text{A-I.33})$$

À gauche de la section :

$$\{T_{coh}\}_{1,G} = -\{T_A\}_G - \{T_{L_1}\}_G - \{T_{P_1}\}_G \quad (\text{A-I.34})$$

$$\bullet \quad \{T_A\}_G = \begin{Bmatrix} A_x & 0 \\ A_y & 0 \\ 0 & M_{A_z} - x \cdot A_y \end{Bmatrix}_G \quad (\text{A-I.35})$$

$$\bullet \quad \{T_{L_1}\}_G = \begin{Bmatrix} \widetilde{L_{1,x}} & 0 \\ \widetilde{L_{1,y}} & 0 \\ 0 & \widetilde{M_{L_1,G,z}} \end{Bmatrix}_G \quad (\text{A-I.36})$$

$$\widetilde{\vec{L}}_1 = \int_{10}^x \widetilde{d\vec{L}}_1 = \int_{10}^x l_1(\eta) \sin(\theta) d\eta \vec{x} + \int_{10}^x l_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{y} \quad (\text{A-I.37})$$

$$\begin{aligned}\widetilde{L}_{1,x} &= \sin(\theta) \left[A. \left(\frac{x^3}{3} - \frac{1000}{3} \right) + B. \left(\frac{x^2}{2} - 50 \right) + C(x - 10) \right] \\ \widetilde{L}_{1,y} &= \cos(\theta) \left[A. \left(\frac{x^3}{3} - \frac{1000}{3} \right) + B. \left(\frac{x^2}{2} - 50 \right) + C(x - 10) \right]\end{aligned}$$

Nous précisons ensuite que : $\overrightarrow{GM} = \overrightarrow{GA} + \overrightarrow{AM} = (\eta - x) \vec{x}$

$$\begin{aligned}\overrightarrow{M_{L_1,G}} &= \int_{10}^x \overrightarrow{GM} \wedge \overrightarrow{dl_1} = \int_{10}^x (\eta - x) \cdot l_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{z} \\ \widetilde{M_{L_1,G,z}} &= \cos(\theta) \left[A. \left(-\frac{x^4}{12} + \frac{1000}{3}x - 2500 \right) \right. \\ &\quad \left. + B. \left(-\frac{x^3}{6} + 50x - \frac{1000}{3} \right) + C. \left(-\frac{x^2}{2} + 10x - 50 \right) \right]\end{aligned} \quad (\text{A-I.38})$$

$$\bullet \quad \{T_{P_1}\}_G = \begin{Bmatrix} \widetilde{P_{1,x}} & 0 \\ \widetilde{P_{1,y}} & 0 \\ 0 & \widetilde{M_{P_1,G,z}} \end{Bmatrix}_G \quad (\text{A-I.39})$$

$$\begin{aligned}\overrightarrow{P_1} &= \int_{10}^x \overrightarrow{dq_1} = \int_{10}^x q_1(\eta) \sin(\theta) d\eta \vec{x} + \int_{10}^x q_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{y} \\ \widetilde{P_{1,x}} &= -\frac{m_1 \cdot g \sin(\theta)}{AB} (x - 10) \\ \widetilde{P_{1,y}} &= -\frac{m_1 \cdot g \cos(\theta)}{AB} (x - 10)\end{aligned} \quad (\text{A-I.40})$$

$$\begin{aligned}\overrightarrow{M_{P_1,G}} &= \int_{10}^x \overrightarrow{GM} \wedge \overrightarrow{dq_1} = \int_{10}^x (\eta - x) \cdot q_1(\eta) \cos(\theta) d\eta \vec{z} \\ \widetilde{M_{P_1,G,z}} &= -\frac{m_1 \cdot g \cos(\theta)}{AB} \left(-\frac{x^2}{2} + 10x - 50 \right)\end{aligned} \quad (\text{A-I.41})$$

Finalement,

$$\{T_{coh}\}_{1,G} = \begin{Bmatrix} -A_x - \widetilde{L_{1,x}} - \widetilde{P_{1,x}} & 0 \\ -A_y - \widetilde{L_{1,y}} - \widetilde{P_{1,y}} & 0 \\ 0 & -M_{A_z} + x \cdot A_y - \widetilde{M_{L_1,G,z}} - \widetilde{M_{P_1,G,z}} \end{Bmatrix}_{1,G} \quad (\text{A-I.42})$$

A-I.9 Détermination du torseur des efforts de cohésion de la poutre (II)

Nous cherchons à déterminer le torseur des efforts de cohésion de la poutre (II) au point G qui parcourt toute la longueur de la poutre. Au niveau de G, nous effectuons une coupe de la poutre pour pouvoir l'étudier.

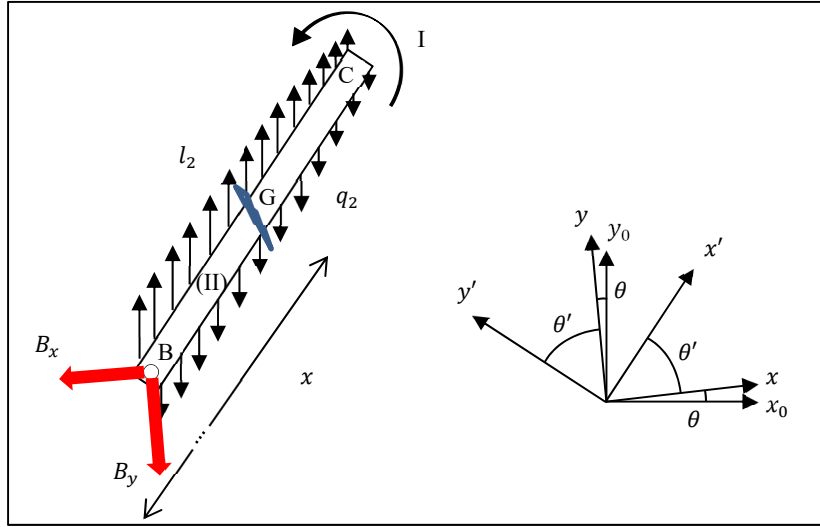


Figure-A I-4 Section de coupe de la poutre (II)

Le point G se déplace le long de la poutre (II) à une distance x du point B tel que :

$$11 \leq x \leq 12,5 \quad (\text{A-I.43})$$

À gauche de la section :

$$\{T_{coh}\}_{1,G} = -\{T_B\}_G - \{T_{L_2}\}_G - \{T_{P_2}\}_G \quad (\text{A-I.44})$$

$$\bullet \quad \{T_B\}_G = \left\{ \begin{array}{cc} -B_x \cos(\theta') - B_y \sin(\theta') & 0 \\ B_x \sin(\theta') - B_y \cos(\theta') & 0 \\ 0 & -x \cdot (B_x \sin(\theta') - B_y \cos(\theta')) \end{array} \right\}_G \quad (\text{A-I.45})$$

$$\bullet \quad \{T_{L_2}\}_G = \begin{pmatrix} \widetilde{L_{2,x'}} & 0 \\ \widetilde{L_{2,y'}} & 0 \\ 0 & \widetilde{M_{L_2,G,z}} \end{pmatrix}_G \quad (\text{A-I.46})$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\widetilde{L_2}} &= \int_{11}^x \overrightarrow{dl_2} = \int_{11}^x l_2(\eta) \sin(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{x'} + \int_{11}^x l_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{y'} \\ \widetilde{L_{2,x'}} &= \sin(\theta + \theta') \left[A. \left(\frac{x^3}{3} - \frac{1331}{3} \right) + B. \left(\frac{x^2}{2} - \frac{121}{2} \right) + C(x - 11) \right] \\ \widetilde{L_{2,y'}} &= \cos(\theta + \theta') \left[A. \left(\frac{x^3}{3} - \frac{1331}{3} \right) + B. \left(\frac{x^2}{2} - \frac{121}{2} \right) + C(x - 11) \right] \end{aligned} \quad (\text{A-I.47})$$

Nous précisons ensuite que : $\overrightarrow{GM} = \overrightarrow{GB} + \overrightarrow{BM} = (\eta - x) \overrightarrow{x'}$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\widetilde{M_{L_2,G}}} &= \int_{11}^x \overrightarrow{GM} \wedge \overrightarrow{dl_2} = \int_{11}^x (\eta - x) \cdot l_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{z} \\ \widetilde{M_{L_2,G,z}} &= \cos(\theta + \theta') \left[A. \left(-\frac{x^4}{12} + \frac{1331}{3}x - \frac{14641}{4} \right) \right. \\ &\quad \left. + B. \left(-\frac{x^3}{6} + \frac{121}{2}x - \frac{1331}{3} \right) + C. \left(-\frac{x^2}{2} + 11x - \frac{121}{2} \right) \right] \end{aligned} \quad (\text{A-I.48})$$

$$\bullet \quad \{T_{P_2}\}_G = \begin{pmatrix} \widetilde{P_{2,x'}} & 0 \\ \widetilde{P_{2,y'}} & 0 \\ 0 & \widetilde{M_{P_2,G,z}} \end{pmatrix}_G \quad (\text{A-I.49})$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\widetilde{P_2}} &= \int_{11}^x \overrightarrow{dq_2} = \int_{11}^x q_2(\eta) \sin(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{x'} + \int_{11}^x q_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \overrightarrow{y'} \\ \widetilde{P_{2,x'}} &= -\frac{m_2 \cdot g \sin(\theta + \theta')}{BC} (x - 11) \\ \widetilde{P_{2,y'}} &= -\frac{m_2 \cdot g \cos(\theta + \theta')}{BC} (x - 11) \end{aligned} \quad (\text{A-I.50})$$

$$\begin{aligned}
\widetilde{\overrightarrow{M_{P_2,G}}} &= \int_{11}^x \overrightarrow{GM} \wedge \overrightarrow{dq_2} = \int_{11}^x (\eta - x) \cdot q_2(\eta) \cos(\theta + \theta') d\eta \vec{z} \\
\widetilde{M_{P_2,G,z}} &= -\frac{m_2 \cdot g \cos(\theta + \theta')}{BC} \left(-\frac{x^2}{2} + 11x - \frac{121}{2} \right)
\end{aligned} \tag{A-I.51}$$

Finalement,

$$\begin{aligned}
&\{T_{coh}\}_{2,G} \\
&= \left\{ \begin{array}{cc} B_x \cos(\theta') + B_y \sin(\theta') - \widetilde{L_{2,x'}} - \widetilde{P_{2,x'}} & 0 \\ -B_x \sin(\theta') + B_y \cos(\theta') - \widetilde{L_{2,y'}} - \widetilde{P_{2,y'}} & 0 \\ 0 & x \cdot (B_x \sin(\theta') - B_y \cos(\theta')) - \widetilde{M_{L_2,G,z}} - \widetilde{M_{P_2,G,z}} \end{array} \right\}_{2,G}
\end{aligned} \tag{A-I.52}$$

ANNEXE II

DÉTERMINATION DU DÉPLACEMENT DE L'ACTIONNEUR

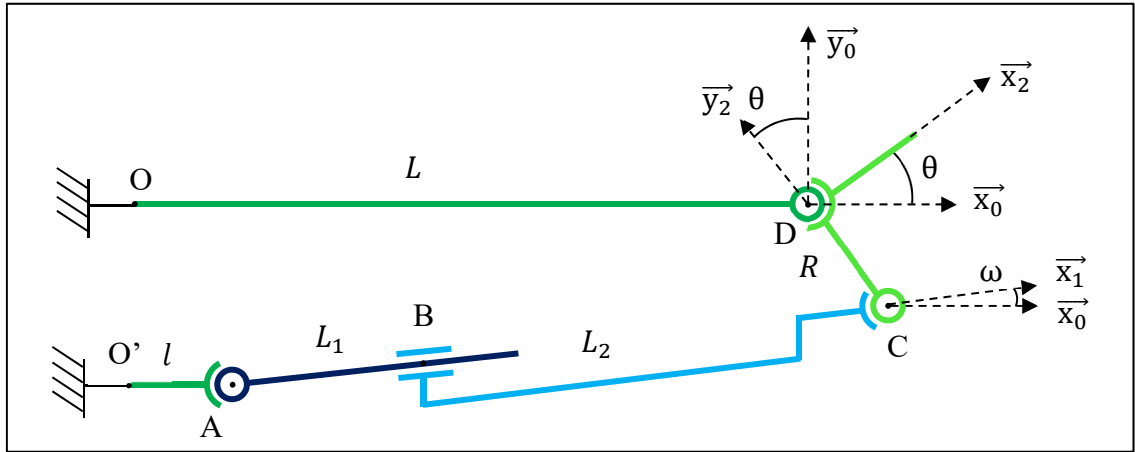


Figure-A II-1 Modélisation cinématique de l'actionnement

Nous avons une boucle fermée ce qui donne la relation de déplacement suivante :

$$\overrightarrow{O'A} + \overrightarrow{AB} + \overrightarrow{BC} + \overrightarrow{CD} + \overrightarrow{DO} + \overrightarrow{OO'} = \vec{0} \quad (\text{A-II.1})$$

$$l\vec{x}_0 + L_1\vec{x}_1 + L_2\vec{x}_1 + R\vec{y}_2 - L\vec{x}_0 - R\vec{y}_0 = \vec{0} \quad (\text{A-II.2})$$

Or, nous pouvons écrire les équations de changement de base suivantes :

$$\begin{cases} \vec{x}_1 = \cos(\omega)\vec{x}_0 + \sin(\omega)\vec{y}_0 \\ \vec{y}_1 = -\sin(\omega)\vec{x}_0 + \cos(\omega)\vec{y}_0 \end{cases} \quad (\text{A-II.3})$$

$$\begin{cases} \vec{x}_2 = \cos(\theta)\vec{x}_0 + \sin(\theta)\vec{y}_0 \\ \vec{y}_2 = -\sin(\theta)\vec{x}_0 + \cos(\theta)\vec{y}_0 \end{cases} \quad (\text{A-II.4})$$

Donc suivant \vec{x}_0 :

$$l + L_1 \cos(\omega) + L_2 \cos(\omega) - R \sin(\theta) - L = 0 \quad (\text{A-II.5})$$

Et suivant \vec{y}_0 :

$$L_1 \sin(\omega) + L_2 \sin(\omega) + R \cos(\theta) - R = 0 \quad (\text{A-II.6})$$

Nous avons 3 paramètres fixes : l , L et R dont les dimensions sont les suivantes :

Tableau-A II-1 Dimensions du système d'actionnement

R [mm]	L [mm]	l [mm]
40	197,5	10

Nous cherchons à exprimer le déplacement $X_{actionneur,c}$ et $Y_{actionneur,c}$ en fonction de l'angle d'inclinaison θ par rapport à son origine au point A.

$$\begin{aligned} X_{actionneur,c} &= (L_1 + L_2) \cos(\omega) \\ Y_{actionneur,c} &= (L_1 + L_2) \sin(\omega) \end{aligned} \quad (\text{A-II.7})$$

Finalement,

$$\begin{aligned} X_{actionneur,c} &= L - l + R \sin(\theta) \\ Y_{actionneur,c} &= R - R \cos(\theta) \end{aligned} \quad (\text{A-II.8})$$

Nous pouvons alors exprimer la longueur de l'actionneur AC en fonction de l'angle θ .

$$AC(\theta) = \sqrt{(R \sin(\theta) + L - l)^2 + (R - R \cos(\theta))^2} \quad (\text{A-II.9})$$

Cette longueur varie donc selon l'orientation de l'ailette et c'est ce paramètre qui va nous permettre de caractériser la position de l'actionneur selon son orientation.

ANNEXE III

FONCTION DE TRANSFERT DU MOTEUR

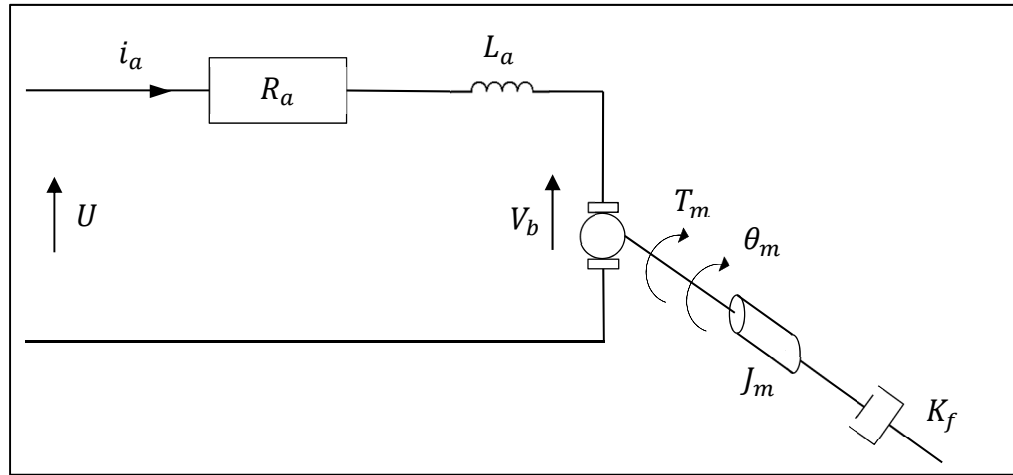


Figure-A III-1 Schéma électrique d'un moteur à courant continu

Nous appliquons la loi de Kirchhoff appliquée à la tension de notre système électrique :

$$u(t) - R_a i_a(t) - L_a \frac{di_a(t)}{dt} - v_b(t) = 0 \quad (\text{A-III.1})$$

Nous transformons cette équation avec la notation de Laplace telle que :

$$U(s) - R_a I_a(s) - L_a s I_a(s) - V_b(s) = 0 \quad (\text{A-III.2})$$

Nous utilisons ensuite les deux équations caractéristiques du moteur :

$$T_m(t) = K_t i_a(t) \quad (\text{A-III.3})$$

$$v_b(t) = K_b \frac{d\theta_m(t)}{dt} \quad (\text{A-III.4})$$

En notation de Laplace et en les réorganisant pour exprimer $I_a(s)$ et $V_b(s)$, elles deviennent :

$$I_a(s) = \frac{T_m(s)}{K_t} \quad (\text{A-III.5})$$

$$V_b(s) = K_b s \theta_m(s) \quad (\text{A-III.6})$$

Nous obtenons alors de la relation précédemment obtenue, la nouvelle forme :

$$U(s) - \frac{T_m(s)}{K_t} (R_a + L_a s) - K_b s \theta_m(s) = 0 \quad (\text{A-III.7})$$

Désormais, il nous faut appliquer les relations du système rotationnel faisant intervenir les différents efforts de torsion.

$$T_m(t) - K_f \frac{d\theta_m(t)}{dt} = J_m \frac{d^2\theta_m(t)}{dt^2} \quad (\text{A-III.8})$$

Sous la forme de Laplace,

$$T_m(s) = K_f s \theta_m(s) + J_m s^2 \theta_m(s) = (K_f s + J_m s^2) \theta_m(s) \quad (\text{A-III.9})$$

Nous remplaçons ainsi $T_m(s)$ dans l'équation principale, qui devient :

$$U(s) = \frac{(K_f s + J_m s^2) \theta_m(s)}{K_t} (R_a + L_a s) + K_b s \theta_m(s) \quad (\text{A-III.10})$$

Nous pouvons ainsi factoriser l'équation (A-III.10) par la position angulaire $\theta_m(s)$ et l'opérateur de Laplace s .

$$U(s) = \left(\frac{(K_f + J_ms)(R_a + L_as) + K_t K_b}{K_t} \right) s \theta_m(s) \quad (\text{A-III.11})$$

Or, la relation entre la position angulaire $\theta_m(s)$ et la vitesse angulaire $W_m(s)$ nous indique :

$$W_m(s) = s \theta_m(s) \quad (\text{A-III.12})$$

$$W_m(s) = U(s) \left(\frac{K_t}{(K_f + J_ms)(R_a + L_as) + K_t K_s} \right) \quad (\text{A-III.13})$$

Finalement, nous avons l'équation de transfert finale de notre moteur :

$$G_m(s) = \frac{W_m(s)}{U(s)} = \left(\frac{K_t}{(K_f + J_ms)(R_a + L_as) + K_t K_s} \right) \quad (\text{A-III.14})$$

ANNEXE IV

DÉTERMINATION DU MOMENT QUADRATIQUE DES PROFILÉS

Nous cherchons à établir les expressions mathématiques des moments quadratiques des deux sections de poutres que nous étudions. Pour ce faire, nous pouvons décomposer les poutres que nous avons en différentes parties rectangulaires, plus faciles à étudier.

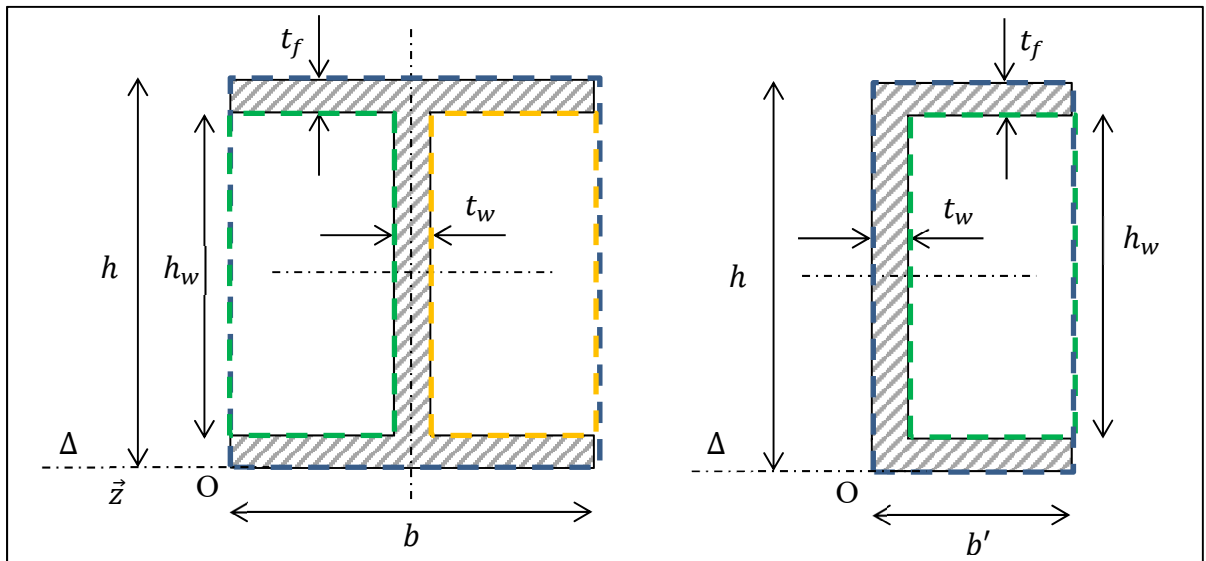


Figure-A IV-1 Décomposition des surfaces des profilés I et C

Le théorème de Huygens va nous permettre de relier les différents moments quadratiques de chaque partie pour en déduire le moment quadratique général de la section étudiée. En effet, par rapport à un axe quelconque Δ , le théorème définit le moment quadratique I_{Δ} associé. Il va être déterminé à partir du moment quadratique $I_{G_{z_i}}$ de la partie étudiée en son centre de gravité et dont l'axe directeur est parallèle à l'axe quelconque. La relation prend en considération la surface de la partie étudiée S_i et la distance relative d_i entre le centre de gravité du profilé et le centre de gravité de la partie étudiée.

$$I_{\Delta} = I_{G_{z_i}} + S_i d_i^2 \quad (\text{A-IV.1})$$

Nous établissons le tableau pour définir les différentes composantes de chaque partie de chaque profilé. Pour obtenir les caractéristiques de la poutre en I, nous allons soustraire les propriétés des sections verte et orange à la section bleue sauf pour ce qui est des coordonnées des centres de gravité (z_{G_i} ; y_{G_i}) où nous passons par les surfaces S_i . Pour obtenir les caractéristiques de la poutre en I, nous allons soustraire les propriétés de la section verte à la section bleue de la même manière.

Tableau-A IV-1 Tableau de détermination des caractéristiques des poutres

	Bleue	Verte	Orange	Poutre I
S_i	bh	$\frac{(b - t_w)h_w}{2}$	$\frac{(b - t_w)h_w}{2}$	$2bt_f + t_w h_w$
z_{G_i}	$\frac{b}{2}$	$\frac{b - t_w}{4}$	$b - \frac{b - t_w}{4}$	$\frac{b}{2}$
y_{G_i}	$\frac{h}{2}$	$\frac{h}{2}$	$\frac{h}{2}$	$\frac{h}{2}$
$S_i \cdot z_{G_i}$	$\frac{hb^2}{2}$	$\frac{(h - 2t_f)h_w^2}{8}$	$\frac{(3b + t_w)(b - t_w)h_w}{8}$	$b^2 t_f + \frac{h_w b t_w}{2}$
$S_i \cdot y_{G_i}$	$\frac{h^2 b}{2}$	$\frac{h(b - t_w)h_w}{4}$	$\frac{h(b - t_w)h_w}{4}$	$\frac{h^2}{2} t_w + h b t_f - h t_f t_w$
$I_{g_{z_i}}$	$\frac{bh^3}{12}$	$\frac{(b - t_w)h_w^3}{24}$	$\frac{(b - t_w)h_w^3}{24}$	
d_i	0	0	0	
	Bleue		Verte	Poutre U
S_i	$b'h$		$(b' - t_w)h_w$	$2b't_f + t_w h_w$
z_{G_i}	$\frac{b'}{2}$		$\frac{b' + t_w}{2}$	$\frac{b'^2 t_f + \frac{h_w}{2} t_w^2}{2b't_f + t_w h_w}$
y_{G_i}	$\frac{h}{2}$		$\frac{h}{2}$	$\frac{h}{2}$
$S_i \cdot z_{G_i}$	$\frac{hb'^2}{2}$		$\frac{(b' + t_w)(b' - t_w)h_w}{2}$	$b'^2 t_f + \frac{h_w}{2} t_w^2$
$S_i \cdot y_{G_i}$	$\frac{h^2 b'}{2}$		$\frac{h(b' - t_w)h_w}{2}$	$\frac{h}{2} (2t_f b' + t_w h_w)$
$I_{g_{z_i}}$	$\frac{b'h^3}{12}$		$\frac{(b' - t_w)h_w^3}{12}$	
d_i	0		0	

Finalement, pour une poutre profilée en I et une poutre profilée en C, nous obtenons :

$$I_{G_z, poutre\ I} = \frac{bh^3 - (b - t_w)h_w^3}{12} \quad (\text{A-IV.2})$$

$$I_{G_z, poutre\ C} = \frac{b'h^3 - (b' - t_w)h_w^3}{12} \quad (\text{A-IV.3})$$

ANNEXE V

DÉTERMINATION DU MOMENT STATIQUE DES PROFILÉS

Nous cherchons à établir les expressions mathématiques des moments statiques des deux sections de poutres que nous étudions dans cette recherche. Nous allons d'abord étudier le profilé en I.

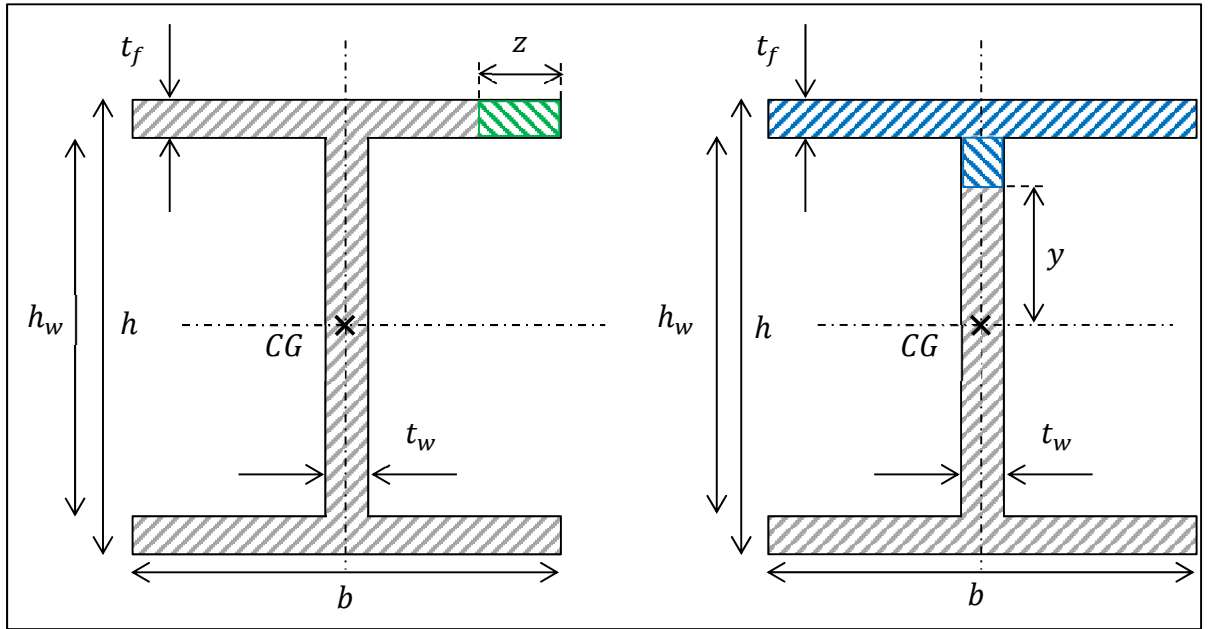


Figure-A V-1 Caractéristiques géométriques du profilé en I

Nous étudions l'aile supérieure de la poutre et nous exprimons le moment statique $S_{z\xi, aile I}$ selon une variable z qui parcourt l'aile supérieure de la poutre.

$$S_{z\xi, aile I} = \int_{aile I} y dS = \int_0^z \int_{\frac{h_w}{2}}^{\frac{h}{2}} y dz dy = \frac{1}{8} z (h^2 - h_w^2) \quad (A-V.1)$$

Nous étudions ensuite l'âme de la poutre et nous devons scinder l'étude en deux pour trouver le moment statique $S_{z\xi, âme I}$ selon une variable y qui parcourt l'âme de la poutre.

$$\begin{aligned}
 S_{z\xi, \hat{a}me I} &= \int_{\hat{a}me I} y dS = \int_0^b \int_{\frac{h_w}{2}}^{\frac{h}{2}} y dz dy + \int_0^{t_w} \int_y^{\frac{h_w}{2}} y dz dy \\
 &= \frac{1}{8} (bh^2 - (b - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2)
 \end{aligned}
 \tag{A-V.2}$$

Nous allons ensuite étudier le profilé en C.

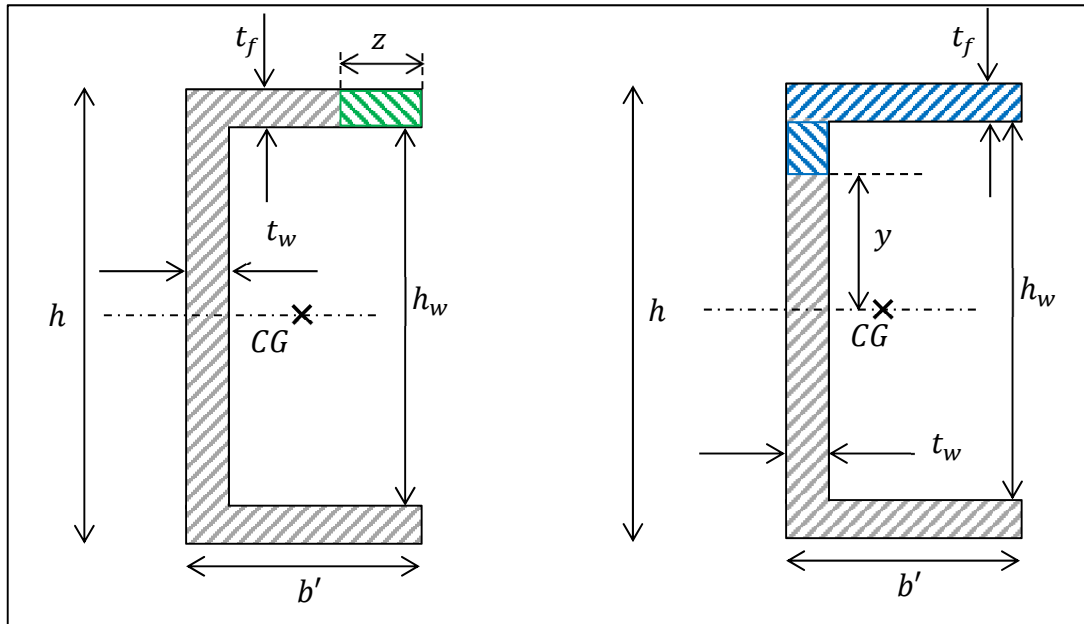


Figure-A V-2 Caractéristiques géométriques du profilé en C

Nous étudions l'aile supérieure de la poutre et nous exprimons le moment statique $S_{z\xi, aile C}$ selon une variable z qui parcourt l'aile supérieure de la poutre.

$$S_{z\xi, aile C} = \int_{aile C} y dS = \int_0^z \int_{\frac{h_w}{2}}^{\frac{h}{2}} y dz dy = \frac{1}{8} z (h^2 - h_w^2)
 \tag{A-V.3}$$

Nous étudions ensuite l'âme de la poutre et nous devons scinder l'étude en deux pour trouver le moment statique $S_{z\xi, \hat{a}me C}$ selon une variable y qui parcourt l'âme de la poutre.

$$\begin{aligned}
S_{z\xi, \text{ame } C} &= \int_{\text{ame } C} y dS = \int_0^{b'} \int_{\frac{h_w}{2}}^{\frac{h}{2}} y dz dy + \int_0^{t_w} \int_y^{\frac{h_w}{2}} y dz dy \\
&= \frac{1}{8} (b' h^2 - (b' - t_w) h_w^2 - 4 t_w y^2)
\end{aligned}
\tag{A-V.4}$$

ANNEXE VI

CARACTÉRISTIQUES SPÉCIFIQUES D'UNE POUTRE EN C

Une poutre avec un profilé en C possède des caractéristiques spécifiques qu'il nous faut étudier. En effet, son centre de gravité et son centre de cisaillement ne se situent pas sur la section et cela crée notamment un phénomène de torsion.

A-VI.1 Détermination du centre de gravité

Contrairement à une poutre en I où le centre de gravité se situe à l'intersection de ces axes de symétrie, une poutre en C ne possédant qu'un axe de symétrie, son centre de gravité sera sur cet axe, mais sa position reste à déterminer.

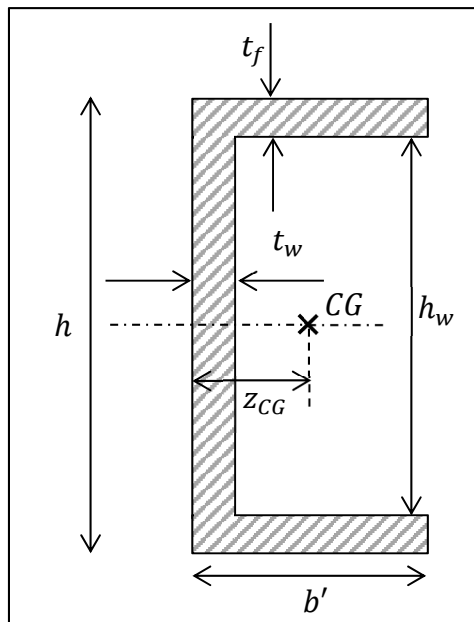


Figure-A VI-1 Caractéristiques géométriques du centre de gravité d'une poutre en C

Le centre de gravité est calculé au travers du ratio entre le moment statique S_{y_ξ} avec l'aire A de la section.

$$z_{CG} = \frac{S_{y_\xi}}{A} \quad (\text{A-VI.1})$$

Nous exprimons ainsi le moment statique et l'aire de la section :

$$S_{y_\xi} = \int z dS = 2 \int_0^{b'} \int_{\frac{h_w}{2}}^{\frac{h}{2}} z dz dy + \int_0^{t_w} \int_0^{h_w} z dz dy = \frac{1}{2} (hb'^2 - h_w(b'^2 - t_w^2)) \quad (\text{A-VI.2})$$

$$A = hb' - h_w(b' - t_w) \quad (\text{A-VI.3})$$

Finalement, le centre de gravité pour une poutre en C s'exprime :

$$z_{CG} = \frac{hb'^2 - h_w(b'^2 - t_w^2)}{hb' - h_w(b' - t_w)} \quad (\text{A-VI.4})$$

A-VI.2 Détermination du moment de torsion

La poutre en C ayant son centre de gravité décalé par rapport au corps de la poutre, lorsque l'effort tranchant T_y est appliqué sur celle-ci, cela génère un moment de torsion M_k autour du centre de gravité. Le moment de torsion est directement aux différents flux de cisaillement qui parcourent la section. En effet, l'effort F sur une portion de poutre qui est produit par le flux de cisaillement peut être calculé en intégrant le flux de cisaillement associé.

$$\begin{aligned} F_{aile} &= \int_0^{b'} q_{S_{z,aile,c}} dz \\ &= \int_0^{b'} \frac{T_y}{I_{Gz}} S_{z_{\xi,aile,c}} dz = \frac{T_y}{I_{Gz}} \frac{(h^2 - h_w^2)}{8} \int_0^{b'} z dz = \frac{T_y}{I_{Gz}} \frac{b'^2 (h^2 - h_w^2)}{16} \end{aligned} \quad (\text{A-VI.5})$$

$$\begin{aligned}
F_{\hat{a}me} &= \int_0^{h_w} q_{S_{z,\hat{a}me},c} dy \\
&= \int_0^{h_w} \frac{T_y}{I_{G_z}} S_{z_{\xi,\hat{a}me}c} dy \\
&= \frac{T_y}{I_{G_z}} \frac{1}{8} \int_0^{h_w} (b'h^2 - (b' - t_w)h_w^2 - 4t_w y^2) dy \\
&= \frac{T_y}{I_{G_z}} \frac{1}{8} \left(b'h_w h^2 - \left(b' + \frac{t_w}{3} \right) h_w^3 \right)
\end{aligned} \tag{A-VI.6}$$

Nous utilisons les efforts calculés précédemment pour déterminer quel est le moment résultant au centre de gravité. Le moment résultant constitue le moment de torsion M_K .

$$M_K = 2F_{aile} \left(\frac{h - t_f}{2} \right) + F_{\hat{a}me} \left(z_{CG} - \frac{t_w}{2} \right) \tag{A-VI.7}$$

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Abel, F. R. (2019). *Aerodynamic Improvement of the Bombardier CRJ700 using morphing technologies application on winglets*. Università di Bologna, Italie.
- Amendola, G., Dimino, I., Concilio, A., Andreutti, G., Pecora, R., & Cascio, M. L. (2017). *Preliminary Design Process for an Adaptive Winglet*. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 6(6), 83-92. <https://doi.org/10.18178/ijmerr.7.1.83-92>
- Anderson, J. D. (2010). *Fundamentals of Aerodynamics* (5th éd.). Berkshire, United Kingdom: McGraw-Hill Education.
- Arena, M., Amoroso, F., Pecora, R., & Ameduri, S. (2018). *Electro-Actuation System Strategy for a Morphing Flap*. *Aerospace*, 6(1), 1. <https://doi.org/10.3390/aerospace6010001>
- Bertin, J. J., & Cummings, R. M. (2008). *Aerodynamics for Engineers (5th Edition)* (5^e éd.). Londres, Royaume-Uni : Pearson.
- Botez, R., Molaret, P. et Laurendeau, E. (2007). *Laminar flow control on a research wing - project presentation on a three years period*. Présenté à CASI Aircraft Design & Development ADD Symposium 2007 Conference (Toronto, ON, Canada, Apr. 25-26, 2007) Canadian Aeronautics and Space Institute.
- Cavcar, M. (2006). Bréguet Range Equation ? *Journal of Aircraft*, 43(5), 1542-1544. <https://doi.org/10.2514/1.17696>
- Chekkal, I., Cheung, R., Wales, C., Cooper, J. E., Allen, N., Lawson, S., Carossa, G. M. (2014). *Design of a Morphing Wing Tip*. 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. Présenté à 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, National Harbor, Maryland. <https://doi.org/10.2514/6.2014-1262>
- Code of Federal Regulations. (2002). Factor of safety. Norme 14 CFR § 25.303.
- Concilio, A., Dimino, I., Pecora, R., & Lecce, L. (2018). *Morphing wing technologies : Large commercial aircraft and civil helicopters*. United Kingdom ; Cambridge, MA: Butterworth-Heinemann, is an imprint of Elsevier.
- Cooper, J., Suleman, A., Ricci, S., Miller, S., Vio, G., Vio, G., ... Terraneo, M. (2010). *SMorph—Smart Aircraft Morphing Technologies Project*. Présenté à 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference
 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference
 12th, Orlando, Florida. <https://doi.org/10.2514/6.2010-2742>

- Daniele, E., De Fenza, A., & Vecchia, P. D. (2012). *Conceptual adaptive wing-tip design for pollution reductions*. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 23(11), 1197-1212. <https://doi.org/10.1177/1045389X12445030>
- Drela, M. (2014). *Flight Vehicle Aerodynamics* (Illustrated éd.). Cambridge, États-Unis : The MIT Press.
- Eguea, J. P., Catalano, F. M., Abdalla, A. M., de Santana, L. D., Venner, C. H., & Fontes Silva, A. L. (2018). *Study on a Camber Adaptive Winglet*. 2018 Applied Aerodynamics Conference. Présenté à 2018 Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, Georgia. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3960>
- Eguea, J. P., Pereira Gouveia da Silva, G., & Martini Catalano, F. (2020). *Fuel Efficiency Improvement on a Business Jet using a Camber Morphing Winglet Concept*.
- Falcão, L., Gomes, A. A., & Suleman, A. (2011). Aero-structural Design Optimization of a Morphing Wingtip. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 22(10), 1113-1124. <https://doi.org/10.1177/1045389X11417652>
- Gatto, A., Mattioni, F., & Friswell, M. I. (2009). *Experimental Investigation of Bistable Winglets to Enhance Aircraft Wing Lift Takeoff Capability*. *Journal of Aircraft*, 46(2), 647-655. <https://doi.org/10.2514/1.39614>
- Gokhale, N. S., & Deshpande, B. S. S. S. V. (2021). *Practical Finite Element Analysis* (1st éd.). Maharashtra, Inde : Finite To Infinite.
- Guezguez, M. S. (2016). *Morphing wing system integration with wind tunnel testing*. Mémoire de maîtrise électronique, Montréal, École de technologie supérieure.
- G'Sell, C., & Coupard, A. (1997). *Génie mécanique des caoutchoucs et des élastomères thermoplastiques*. Paris, France : Apollor.
- Haddad, N. E. (2015). *Aerodynamic and Structural design of a winglet for enhanced performance of a business jet*. Embry-Riddle Aeronautical University, Florida.
- Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H., & Valentine, D. (2012). *Aerodynamics for Engineering Students*. Maarssen, Pays-Bas : Elsevier Gezondheidszorg.
- Howell, L. L. (2001). *Compliant Mechanisms* (1^{re} éd.). Hoboken, États-Unis : Wiley-Interscience.
- IATA. (2009). Diminuer les émissions de moitié d'ici 2050—L'aviation présente ses cibles à Copenhague.

- Johnson, R. W. (2016). *Handbook of Fluid Dynamics, Second Edition*. Abingdon, Royaume-Uni : Taylor & Francis.
- Kim, S.-W., Lee, J.-Y., & Cho, K.-J. (2013). *Towards a bistable morphing winglet for unmanned aerial vehicle (UAV)*. IEEE ISR 2013, 1-3. <https://doi.org/10.1109/ISR.2013.6695648>
- Kudva, J. N. (2004). Overview of the DARPA Smart Wing Project. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 15(4), 261-267. <https://doi.org/10.1177/1045389X04042796>
- Langewiesche, W. (2010). *FLY BY WIRE* (First éd.). Londres, Royaume-Uni : Picador.
- Lu, K.-J., & Kota, S. (2003). *Design of Compliant Mechanisms for Morphing Structural Shapes*.
- Lu, Y. F., Zhou, Q. K., Sheng, D. J., Fan, D. P., & Zhang, Z. Y. (2010). Stiffness Analysis for Large-Travel Rotational Butterfly Pivot. *Key Engineering Materials*, 455, 694-699. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/kem.455.694>
- McLean, D. (2012). *Understanding Aerodynamics : Arguing from the Real Physics* (1^{re} éd.). Hoboken, États-Unis : Wiley.
- Megson, T. H. G. (2016). *Aircraft Structures for Engineering Students*. Maarssen, Pays-Bas : Elsevier Gezondheidszorg.
- Miller, E. J., Lokos, W. A., Cruz, J., Crampton, G., Stephens, C. A., Kota, S., ... Flick, P. (2015). *Approach for structurally clearing and adaptive compliant trailing edge*. NASA.
- Mistry, K. (2021). *Design of Electrically Powered Morphing Winglet*. Ryerson University, Canada.
- Mouritz, A. P. (2012). *Introduction to Aerospace Materials (AIAA Education)* (1^{re} éd.). Sawston, Royaume-Uni : Woodhead Publishing.
- NASA. (1980). *Assessment of Variable Camber for Application to Transport Aircraft* (No 158930).
- NASA. (2004). Winglets.
- Nygren, C. K. P., & Schulz, M. R. R. (1996). *Breguet's Formulas for Aircraft Range & Endurance An Application of Integral Calculus*.

- OACI. (2016). 39e Assemblée : Comité exécutif. Note de travail. Point 22 : Protection de l'environnement – Aviation internationale et changements climatiques – Politique, normalisation et soutien de la mise en œuvre. Consulté à l'adresse http://www.icao.int/Meetings/a39/Documents/WP/wp_155_fr.pdf.
- OACI. (2017a). Protection de l'environnement, *Volume I – Bruit des aéronefs*, Huitième édition. Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale.
- OACI. (2017b). Protection de l'environnement, *Volume II – Émissions des moteurs d'aviation*, Quatrième édition. Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale.
- OACI. (2017c). Protection de l'environnement, *Volume III – Émissions de CO₂ des avions*, Première édition. Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale.
- OACI. (2018). Protection de l'environnement, *Volume IV – Régime de compensation et de réduction de carbone pour l'aviation internationale [CORSIA]*, Première édition. Annexe 16 à la Convention relative à l'aviation civile internationale. Consulté à l'adresse <https://www.unitingaviation.com/publications/Annex-16-Vol-04-FR/#page=1>.
- Parker, H. P. (1920). *The Parker variable camber wing* (No 77). National Advisory Committee for Aeronautics.
- Paudel, P. (2013). *Aerodynamic Aspects in the Development of Morphing Winglet for a Regional Aircraft*. Ryerson University, Canada.
- Pope, S. B. (2012). *Turbulent Flows*. Cambridge, Royaume-Uni : Cambridge University Press.
- Queirolo, M. A. C. (2018). *Impact of Morphing Winglets on Aircraft Performance*. Delft University of Technology.
- Raymer, D. P. (2018). *Aircraft Design : A Conceptual Approach* (Aiaa Education) (AIAA Education Series) (6th éd.). Washington, États-Unis : American Institute of Aeronautics & Ast.
- Schorsch, O., Lühring, A., Nagel, C., Pecora, R., & Dimino, I. (2015). *Polymer Based morphing skin for adaptive wings*.
- Segui, M. (2018). *Mesure de l'impact de la technologie d'aile déformable sur les performances en croisière de l'avion d'affaire Cessna Citation X*. Mémoire de maîtrise électronique, Montréal, École de technologie supérieure.
- Segui, M., Abel, F., Botez, R. & Ceruti, A. (2021). *Aerodynamic Modeling of an Aircraft using Open Foam: A High Fidelity Open Source Software – Application on the CRJ-700*. Aeronautical Journal. Manuscrit soumis pour publication.

- Siddiqui, T. (2014). *Aircraft Materials and Analysis* (1^{re} éd.). New York, États-Unis : McGraw-Hill Education.
- Smith, J. W., & Lock, W. P. (1992). *Variable-Camber Systems integration and Operational Performance of the AFTI/F-111 Mission Adaptive Wing*. NASA.
- Sugar Gabor, O. U., Simon, A., Koreanschi, A., & Botez, R. (2014). Application of a Morphing Wing Technology on Hydra Technologies Unmanned Aerial System UAS-S4. *Volume 1 : Advances in Aerospace Technology*. Published. <https://doi.org/10.1115/imece2014-37619>
- Ursache, N., Melin, T., Isikveren, A., & Friswell, M. (2007). *Morphing Winglets for Aircraft Multi-Phase Improvement*. 7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int'l Conf on Innov and Integr in Aero Sciences, 17th LTA Systems Tech Conf; Followed by 2nd TEOS Forum. Présenté à 7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int'l Conf on Innov and Integr in Aero Sciences, 17th LTA Systems Tech Conf; followed by 2nd TEOS Forum, Belfast, Northern Ireland. <https://doi.org/10.2514/6.2007-7813>
- Wölcken, P. C., & Papadopoulos, M. (Éds.). (2016). *Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU)*. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-22413-8>
- Wolko H.S. (1987), *The Wright Flyer: An Engineering Perspective*, The Smithsonian Institution Press for the National Air and Space Museum, Washington, DC, ISBN 978-0-87474-979-3.
- Zagainov, G. I., & Lozino-Lozinski, G. E. (2012). *Composite Materials in Aerospace Design*. New York, États-Unis : Springer Publishing.