

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

OPTIMISATION D'UNE AILE D'AVION À PROFIL ADAPTABLE : ÉTUDE
NUMÉRIQUE ET EXPÉRIMENTALE

CORENTIN SAINMONT
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLÔME DE
MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)
DÉCEMBRE 2009

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

OPTIMISATION D'UNE AILE D'AVION À PROFIL ADAPTABLE : ÉTUDE
NUMÉRIQUE ET EXPÉRIMENTALE

présenté par : M. SAINMONT Corentin

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès Sciences Appliquées

a été dûment accepté par le jury constitué de :

M. TRÉPANIÉ Jean-Yves, Ph.D., président

M. PARASCHIVOIU Ion, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. TRIFU Octavian, Ph.D., membre et codirecteur de recherche

M. LAURENDEAU Éric, Ph.D., membre

À la Belle Province...

REMERCIEMENTS

Ce mémoire n'aurait pas été possible sans la contribution de nombreuses personnes que je désire remercier ici.

Je remercie mon directeur de maîtrise le professeur Ion Paraschivoiu pour m'avoir invité au sein de son groupe de recherche et m'avoir proposé le projet qui à fait l'objet de ce mémoire. Je le remercie également pour m'avoir supporté financièrement, m'avoir donné l'occasion de présenter mon travail à deux reprises lors de conférences importantes et pour m'avoir donné l'occasion de travailler comme auxiliaire de recherche durant mes études.

Un grand merci à mon codirecteur de recherche, Dr Octavian Trifu, qui a su m'accompagner et m'appuyer pendant toute la durée de ma maîtrise, avant et après son départ de l'école Polytechnique. Son aide a été grandement appréciée.

Je désire également remercier les partenaires du projet : monsieur Éric Laurendeau (Bombardier), monsieur Philipe Molaret (Thales), et monsieur Mahmoud Mamou (CNRC) pour leur soutien technique et organisationnel.

Je tiens également à remercier mes collègues de projets de l'École de Technologie Supérieure, notamment Daniel Coutu qui a énormément œuvré à la réussite du projet.

Je voudrais aussi remercier mes collègues de polytechnique ainsi que Christophe Tribes pour leur soutien moral et technique.

Je dois enfin une très grande reconnaissance à mes amis, mes sœurs et mes parents.

RÉSUMÉ

Le défi lancé à l'aéronautique civile internationale est d'augmenter de 2 % par an le rendement du carburant du parc aérien entre 2010 et 2020. Parvenir à cette amélioration nécessite des investissements importants dans les développements technologiques et opérationnels. La réduction de traînée des appareils occupe une place importante parmi ces développements et passe notamment par l'augmentation des surfaces où l'écoulement est laminaire que ce soit sur les ailes ou le fuselage. Depuis que les technologies de construction des avions permettent d'obtenir des surfaces lisses et que les appareils volent à une altitude autorisant un niveau de turbulence faible, les technologies visant à étendre la couche limite laminaire se sont développées, notamment avec la conception de profils aérodynamiques naturellement laminaires et les procédés d'aspiration. Le mémoire présente une autre méthode de contrôle de la couche limite, celle du profil adaptable. Ce concept consiste à remplacer certaines zones rigides de l'aile par une peau flexible dont la géométrie est modifiée par un système d'actionnement relié à un contrôleur capable d'optimiser en temps réel la forme de l'aile en fonction des conditions de vol. L'étude présentée dans le mémoire est restreinte à un profil d'aile 2D en régime subsonique. L'originalité de cette étude est qu'elle intègre la totalité des technologies dans une aile aéroélastique expérimentale testée en soufflerie. Le mémoire introduit la notion de véhicule adaptable, il traite d'optimisation géométrique de profils 2D et d'optimisation multidisciplinaire intégrant une résolution aérostructurel de l'écoulement autour de l'aile et enfin il présente des résultats obtenus en soufflerie. La conclusion du mémoire est que la position du point de transition laminaire/turbulent peut être contrôlée par une méthode de parois flexibles. Les gains obtenus expérimentalement par l'aile adaptable par rapport à l'aile non-actionnée sont tels que prévus par la simulation. Cependant, dans les conditions de l'étude (restreintes aux vitesses subsoniques et à un faible intervalle d'angles d'incidence de 1 à 2 degrés), les gains permis par l'adaptation sont relativement restreints lorsque les performances sont comparées avec celles d'une aile rigide optimisée spécifiquement pour ces conditions.

ABSTRACT

The international civil aeronautics industry was challenged to increase annual fuel efficiency by 2% between 2010 and 2020. To reach this goal, important investments have to be made in technological operational development. The aircraft drag reduction represents a significant part of the development, especially with promising laminar flow control technologies. Since aircraft construction technologies (smooth surface) and flight altitudes (clean flow) allow a laminar boundary layer on flight surfaces, technologies have been developed to reduce the friction drag by extending the laminar flow regions. Natural laminar flow airfoils have been designed, and wings with suction systems have been tested. This dissertation presents another laminar flow control method, the adaptable wall technology. The technological concept consist of replacing some of the rigid part of the wing by a flexible skin geometrically modified by actuators connected to a real time controller capable of optimizing the airfoil shape according to the flight conditions. The study is limited to a two dimensional wing section and subsonic wind speed. The originality of this work is that it integrates all technologies required for shape control in an aeroelastic research wing to be tested in a wind tunnel. This dissertation introduces the morphing vehicle concept, it exposes geometrical optimization and multidisciplinary optimization integrating an aerostructural model of the wing, and finally, it presents wind tunnel results. The conclusion of the dissertation is that the position of the laminar to turbulent transition point can be controlled with a flexible wall technique. However, the gain provided by the adaptable wing is relatively low when compared to a specifically optimized rigid wing, mostly because the domain is restricted to subsonic speed and to a narrow interval of angle of attack (1 to 2 degrees).

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	v
ABSTRACT	vi
TABLE DES MATIÈRES	vii
LISTE DES TABLEAUX	x
LISTE DES FIGURES	xi
LISTE DES ANNEXES	xviii
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xix
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 VÉHICULES ADAPTABLES ET CONTRÔLE DE LA COUCHE	
LIMITE	5
1.1 Véhicules adaptables	5
1.2 Traînée et méthodes de contrôle de la couche limite	7
1.3 Couche limite et stabilité	10
1.4 Projet de recherche	13
1.4.1 Présentation du projet CRIAQ 7.1	13
1.4.2 Maturité technologique et enjeux de développement	16
CHAPITRE 2 OPTIMISATION DE PROFILS D'AILE	18
2.1 Introduction	18
2.2 Conception de profils aérodynamiques	18
2.3 Profils naturellement laminaires	22
2.4 Profil de référence pour le projet	23

2.5	Méthode d'optimisation	33
2.6	Code d'optimisation	34
2.6.1	Structure du code	34
2.6.2	Modèle de la partie déformable	38
2.6.3	Code d'analyse de l'écoulement	45
2.6.4	Algorithme d'optimisation	48
2.7	Définition du problème d'optimisation	49
2.8	Paramètres de l'optimisation	51
2.9	Étude paramétrique	53
2.9.1	Réglage des paramètres de l'algorithme d'optimisation	54
2.9.2	Détermination de la fonction objectif	57
2.9.3	Discussion sur la possibilité d'une contrainte sur le coefficient de moment	61
2.9.4	Évaluation de la robustesse des solutions	62
2.9.5	Augmentation de la robustesse des solutions	67
2.9.6	Fonction objectif finale et variables d'optimisation	70
2.10	Optimisations et résultats	71
2.11	Gains de performance par l'adaptabilité	76
CHAPITRE 3 AILE ADAPTABLE		79
3.1	Maquette de soufflerie	80
3.2	Approches méthodologiques pour l'optimisation	81
3.3	Modèle aéro-structurel de l'aile	85
3.4	Optimisation : approche classique	90
3.5	Optimisation : approche multidisciplinaire	92
3.6	Performance de l'aile adaptable	98
CHAPITRE 4 ESSAIS EXPÉRIMENTAUX		102
4.1	Soufflerie	102
4.2	Montage de la maquette	103
4.3	Instrumentation	107
4.4	Correction des données	113
4.5	Résultats expérimentaux	114
CONCLUSION		124

BIBLIOGRAPHIE	128
ANNEXES	138

LISTE DES TABLEAUX

TABLEAU 1.1	Matrice des cas contenus dans la base de données du contrôleur	15
TABLEAU 2.1	Récapitulatif des courbes paramétrées par des points de contrôles	40
TABLEAU 2.2	Conditions de continuité	44
TABLEAU 2.3	Exemples de valeur du N critique	46
TABLEAU 2.4	Liste des paramètres principaux de l'optimisation	51
TABLEAU 2.5	Variables d'optimisation et domaine de recherche	70
TABLEAU 4.1	Liste de l'instrumentation fonctionnelle pendant les essais . . .	112
TABLEAU E.1	Aerodynamic conditions for the six cases.	177
TABLEAU E.2	Results of the optimizations.	178
TABLEAU E.3	CASE 001, Optimization results.	180
TABLEAU E.4	CASES 004 and 006, Optimization results.	181

LISTE DES FIGURES

FIGURE 1.1	Répartition de la traînée pour un avion de transport en vol de croisière (Lynch, 1981)	8
FIGURE 1.2	Coefficient de friction sur un NACA66-018 pour une couche limite laminaire et une couche limite forcée turbulente ($Mach = 0.3$, $Re = 1$ million, incidence $= 0^\circ$)	9
FIGURE 1.3	Schémas illustrant plusieurs méthodes de LFC	10
FIGURE 1.4	Vue schématique de la couche limite	12
FIGURE 1.5	Schéma de principe de l'aile adaptable	14
FIGURE 1.6	Principe de fonctionnement du contrôleur de l'aile	15
FIGURE 2.1	Exemple de dessin de profil aérodynamique par la méthode inverse : modification d'un profil NACA 0012 avec le code Xfoil (Mark Drela, 2001)	21
FIGURE 2.2	Distribution de pression de deux profils symétriques de 18% d'épaisseur relative : le profil conventionnel NACA0018 et le profil laminaire NACA 66-018	22
FIGURE 2.3	Polaire aérodynamique et position de la transition pour le NACA 66-018 avec transition libre et transition forcée à 10% de la corde	23
FIGURE 2.4	Tendance de variation du coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach de l'écoulement amont non-perturbé	24
FIGURE 2.5	Distribution de pression autour du profil WTEATE1 pour différents nombres de Mach (angle d'incidence nul)	26
FIGURE 2.6	Position de la transition laminaire à turbulente sur le profil WTEATE1 dans des conditions subsoniques incompressibles	27
FIGURE 2.7	Résultats aérodynamiques pour le profil WTEATE1 à $Mach = 0.3$	28
FIGURE 2.8	Changement de la distribution de pression pour la modification de la géométrie par méthode inverse	29
FIGURE 2.9	Résultat de la modification du profil pour augmenter la zone laminaire	29
FIGURE 2.10	Correction du profil de pression pour supprimer le pic de succion au bord d'attaque	30

FIGURE 2.11	Comparaison de la stabilité de la couche limite des profils modifiés avec et sans pic de succion au bord d'attaque (critère de Michel)	30
FIGURE 2.12	Comparaison entre le profil WTEATE1 et le nouveau profil de référence qui a été utilisé pour le projet	31
FIGURE 2.13	Distribution de pression sur l'extrados du profil de référence pour différents angles d'attaque (Mach=0.3)	32
FIGURE 2.14	Transition laminaire/turbulente sur le profil de référence . . .	32
FIGURE 2.15	Schéma de principe du processus d'optimisation de la géométrie du profil	34
FIGURE 2.16	Structure de l'algorithme principal	36
FIGURE 2.17	Structure modulaire du code	37
FIGURE 2.18	Exemple de modification possible du code d'optimisation . . .	37
FIGURE 2.19	Polygone de contrôle de la courbe de Bézier	42
FIGURE 2.20	Courbe de Bézier respectant les conditions de continuité requises pour s'adapter au profil de référence	45
FIGURE 2.21	Forme du domaine de recherche pour le problème à deux variables	55
FIGURE 2.22	Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux réglages identiques avec beaucoup d'évaluations	56
FIGURE 2.23	Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux réglages identiques avec un faible nombre d'évaluations	56
FIGURE 2.24	Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux différents paramètres d'optimisation	57
FIGURE 2.25	Coefficient de traînée en fonction de la position de la transition sur l'extrados du profil, $Re=3 \text{ mil.}$, $Cl= 0.48$	58
FIGURE 2.26	Méthode de rotation du domaine pour orienter la fonction objectif	59
FIGURE 2.27	Résultat de l'optimisation sur le recul de la transition seulement	60
FIGURE 2.28	Optimisation avec 10 variables de conception et objectif basé sur le Cd uniquement ($\beta=0^\circ$)	60
FIGURE 2.29	Positionnement de la famille de profils générés par un point de contrôle mobile dans un graphique coefficient de moment versus position de la transition	61
FIGURE 2.30	Optimisation avec la contrainte du maintien du coefficient de moment du profil de référence	62

FIGURE 2.31	Optimisation avec 10 variables de conception et objectif mixte ($\beta=1^\circ$)	64
FIGURE 2.32	Caractérisation de la marge de stabilité de la couche limite laminaire	65
FIGURE 2.33	Positionnement de la population des solutions dans un diagramme robustesse versus performance	66
FIGURE 2.34	Effet de la contrainte sur le gradient de pression sur la robustesse et la performance des solutions obtenues par optimisation	68
FIGURE 2.35	Résultats d'optimisation intégrant de la robustesse dans la fonction objectif	69
FIGURE 2.36	Optimisations à différents nombres de Mach en gardant la portance constante	71
FIGURE 2.37	Optimisation pour différentes portances cibles au même nombre de Mach	72
FIGURE 2.38	Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de -1 degré	73
FIGURE 2.39	Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 0 degré	73
FIGURE 2.40	Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 1 degré	74
FIGURE 2.41	Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 2 degré	74
FIGURE 2.42	Synthèse des performances de l'aile adaptable en comparaison avec celles du profil de référence	75
FIGURE 2.43	Comparaison entre les performances de l'aile adaptable et celles de profils optimisés pour des conditions de vol particulières	77
FIGURE 2.44	Décomposition de la traînée des profils adaptés et des profils optimisés à des points particuliers	78
FIGURE 3.1	Étapes suivies pour aboutir à l'aile adaptable en configurations optimales	84

FIGURE 3.2	Couplage aéro-structurel	86
FIGURE 3.3	Modèle éléments finis pour la simulation du comportement structural de l'aile	87
FIGURE 3.4	Convergence de la résolution itérative du comportement aéro-structurel de l'aile. (Mach = 0.35, Cl=0.6, actionnement Y1 = 74%, Y2=85%)	88
FIGURE 3.5	Résultat aéro-structurel obtenu sur l'aile non-actionnée (Y1 = 0%, Y2=0%) pour les conditions aérodynamiques suivantes : Cl=0.37, Mach= 0.300	88
FIGURE 3.6	Résultats aéro-structuraux obtenus sur l'aile non-actionnée (Y1 = 0%, Y2=0%) pour Mach=0.3 en comparaison avec l'aile de référence rigide	89
FIGURE 3.7	Performance de l'aile reproduisant les profils géométriques optimisés du deuxième chapitre	90
FIGURE 3.8	Comparaison des performances du profil géométrique et de l'aile adaptable (Cl cible = 0.4)	91
FIGURE 3.9	Comparaison des performances du profil géométrique et de l'aile adaptable (Cl cible = 0.6)	92
FIGURE 3.10	Visualisation des performances des individus appartenant au domaine de recherche pour l'optimisation multidisciplinaire . .	93
FIGURE 3.11	Distribution de pression sur l'aile adaptable en configuration optimisée pour différentes portances cibles	94
FIGURE 3.12	Résultats d'optimisations multidisciplinaires pour différentes portances cibles	95
FIGURE 3.13	Performance de l'aile en fonction de la position du premier actionneur (second actionneur à 100%)	96
FIGURE 3.14	Distribution de pression de deux configurations montrant le saut de transition sur l'extrados	97
FIGURE 3.15	Distribution de pression sur l'aile adaptable en configuration optimisée pour différents nombres de Mach	97
FIGURE 3.16	Comparaison des performances des profils optimisés, de l'aile non-adaptée et de l'aile adaptée par la méthode classique et la méthode multidisciplinaire	98

FIGURE 3.17	Distribution de pressions d'un profil optimisé, de l'aile non adaptée et de l'aile adaptée par la méthode classique et par la méthode multidisciplinaire	99
FIGURE 3.18	Comparaison des performances de l'aile adaptable avec des configurations fixes de l'aile	100
FIGURE 3.19	Comparaison des performances de l'aile adaptable avec les performances d'une aile rigide optimisée au deuxième chapitre . .	101
FIGURE 4.1	Fiche technique de la soufflerie 2m par 3m du CNRC	103
FIGURE 4.2	Modélisation et photo du montage de l'aile dans la soufflerie .	105
FIGURE 4.3	Résultats de simulation CFD validant l'hypothèse d'un écoulement 2D	106
FIGURE 4.4	Analyse spectrale du signal de pression	108
FIGURE 4.5	Schéma du montage pour la visualisation infrarouge	109
FIGURE 4.6	Images thermographiques de l'aile	110
FIGURE 4.7	Principe de mesure du coefficient de traînée d'une section d'aile par l'étude des pressions dans le sillage	111
FIGURE 4.8	Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile non-actionnée, Mach 0.25	116
FIGURE 4.9	Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile actionnée, Mach 0.25	116
FIGURE 4.10	Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile non-actionnée, Mach 0.30	117
FIGURE 4.11	Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile actionnée, Mach 0.30	117
FIGURE 4.12	Polaire de l'aile non-actionnée	119
FIGURE 4.13	Polaire de l'aile dans une configuration actionnée fixe	119
FIGURE 4.14	Simulation numérique montrant le saut de transition observé expérimentalement	120
FIGURE 4.15	Analyse de la marge de stabilité avant le saut de transition . .	120
FIGURE 4.16	Comparaison expérimentale de trois configurations d'aile pour le même cas aérodynamique	122
FIGURE 4.17	Positions de la transition observée expérimentalement pour l'aile actionnée et non-actionnée	122
FIGURE A.1	Critère de Michel	139

FIGURE B.1	Géométrie modélisée pour la simulation	141
FIGURE B.2	Découpage de l'espace	142
FIGURE B.3	Maillage de l'espace autour de l'aile	143
FIGURE B.4	Courbes de convergence	144
FIGURE B.5	Valeurs de Y^+ selon la corde de l'aile	145
FIGURE B.6	Pression dynamique dans le plan de symétrie de la soufflerie .	146
FIGURE B.7	Lignes de courant en arrière de l'aile	146
FIGURE C.1	Photographies du montage du peigne de tube de pression . . .	148
FIGURE C.2	Graphique illustrant la méthode de calcul du C_d	149
FIGURE D.1	Morphing wing section.	153
FIGURE D.2	Finite element model of the active structure.	155
FIGURE D.3	Aero-structural convergence of the active structure for Mach=0.35 and $cl= 0.6006$ with actuator stroke $Y1= 5.90$ mm and $Y2=$ 6.77 mm.	156
FIGURE D.4	Simple aerodynamic simulation and aero-structural simulation (pressure distribution and geometry) of the un-morphed wing, Mach=0.35 and $Cl= 0.3215$	157
FIGURE D.5	Flow laminarity extent and drag coefficients for un-morphed and morphed airfoils, Mach = 0.275, Re = 3.1 million.	160
FIGURE D.6	Aero-structural results for the reproduction of the optimized geometry (coupled ANSYS/XFOIL simulation).	161
FIGURE D.7	Simulations results of the pressure distributions and transitions locations (upper side), original airfoil, optimized (classical ap- proach and multidisciplinary approach); M=0.275, $Cl=0.375$ ($\alpha=0^\circ$).	161
FIGURE D.8	Experimental visualization of the boundary layer using infra- red, left-hand side : original airfoil, right-hand side morphed airfoil optimized with the multidisciplinary approach.	164
FIGURE D.9	Experimental detection of the transition using Kulite transduc- ers, morphed airfoil optimized with the classical approach. . .	165
FIGURE D.10	Experimental measurements of the pressure distributions and transitions locations (upper side), original airfoil, optimized (classical approach and multidisciplinary approach).	165
FIGURE E.1	Wing Section with the morphing wall system.	170

FIGURE E.2	3D finite element model of the active structure.	173
FIGURE E.3	Aero-structural convergence of the active structure for Mach=0.35 and $cl = 0.6006$ with actuator stroke $Y1 = 5.90$ mm and $Y2 =$ 6.77 mm.	173
FIGURE E.4	Aero-structural results (pressure distribution and geometry) of the unmorphed wing, Mach=0.35 and $Cl = 0.3215$	174
FIGURE E.5	Results on drag and laminarity for unmorphed and morphed airfoils.	178
FIGURE E.6	CASE 001, Optimization results : geometry and pressure dis- tribution.	179
FIGURE E.7	CASE 004, Optimization results : geometry and pressure dis- tribution.	181
FIGURE E.8	CASE 006, Optimization results : geometry and pressure dis- tribution.	182
FIGURE E.9	Optimum Shapes Comparison for cases 001, 004 and 006. . . .	182

LISTE DES ANNEXES

ANNEXE A	Critère de transition laminaire à turbulent de Michel	138
ANNEXE B	Calcul CFD (3D) simulant l'écoulement autour de la maquette dans la soufflerie	140
ANNEXE C	Mesure expérimentale du coefficient de traînée d'une section par l'- analyse des pressions dans son sillage	147
ANNEXE D	Publication : Article de conférence CASI 2009 (Canada)	150
ANNEXE E	Publication : Article de conférence NATO AVT-168 2009 (Portugal)	168

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

Sigles

ACARE	Conseil consultatif pour la recherche aéronautique en Europe (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe)
AIAC	Association des industries aérospatiales du Canada
AIRE	Atlantic Interoperability Initiative to Reduce Emissions
AVT	Applied Vehicle Technology, Technical Panels of the NATO-RTO
CASI	Institut aéronautique et spatial du Canada (Canadian Aeronautics and Space Institute)
CNRC	Conseil national de recherches du Canada
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec
DLR	German Aerospace Center (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)
ÉTS	École de technologie supérieure
GARDN	Groupement aéronautique de recherche et développement en environnement
IATA	Association du transport aérien international (International Air Transport Association)
IRA-CNRC	Institut de recherche en aérospatiale du CNRC
LAMSI	Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents de l'ÉTS
LARCASE	Laboratoire de recherche en commande active, avionique et en aéroserveoélasticité de l'ÉTS
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NATO	Organisation du traité de l'Atlantique Nord (OTAN) (North Atlantic Treaty Organisation)
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospaciales (France)
RTO	NATO Research and Technology Organisation
AMF	Alliage à mémoire de forme

ANSYS	Logiciel de simulation basée sur la méthode des éléments finis
CFD	Computational Fluid Dynamics
FLUENT	Logiciel de CFD
GAMBIT	Logiciel de maillage utilisé pour les calculs CFD
GENIAL	Genetic Neural Network Implementation Application
KULITE	Marque commerciale de capteurs de pression
LFC	Laminar Flow Control
M2	Bâtiment du CNRC à Ottawa où se trouve la soufflerie 2m*3m
MDO	Optimisation multidisciplinaire(OMD) (Multidisciplinary Design Optimisation)
NLF	Natural Laminar Flow
NURBS	Non-Uniform Rational B-Spline
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
SHELL99	Élement de coque du logiciel ANSYS
TRL	Technology Readiness Level
Xfoil	Code d'analyse de l'écoulement et de conception de profils aérodynamiques

Symboles - abréviations

2D, 3D	Deux dimensions, trois dimensions
Act1, Act2	Actionneur numéro 1, Actionneur numéro 2
A-N	Analogique-Numérique
CO ₂	Dioxyde de carbone
β	Angle de rotation
ν	Viscosité cinématique
A,B,C,D,E, F,G,H,I	Des coefficients
A/A0	Rapport d'amplitude d'une onde
alpha	Angle d'attaque (incidence du profil)
am	Profil modifié (airfoil modified) [indice]
c	Corde du profil

C	Une courbe
Cd	Coefficient de traînée
Cdf	Coefficient de traînée de friction
Cdp	Coefficient de traînée de pression
Cf	Coefficient de friction
Cl	Coefficient de portance
Cm	Coefficient de moment
Coef	Coefficient multiplicatif
Cp, -Cp	Coefficient de pression, opposé du coefficient de pression
deg.	Degré, unité d'angle
ET	Écart type de la marge
F	Fonction objectif ou fonction coût
GRAD	Indice de qualité du gradient de pression
k	Courbure
K	Une constante
M, Mach	Nombre de Mach
max()	Opérateur de maximum
MaxPente	Maximum de la pente de la courbe de pression
Mcr	Nombre de Mach critique
MinM	Minimum de la marge
MinPente	Minimum de la pente de la courbe de pression
MoyM	Moyenne de la marge
N	Facteur N de la méthode du e à la N
n	Vecteur normal unitaire
Pa	Pascal, unité de pression
q	Pression dynamique locale
q ₀	Pression dynamique locale de référence
QLTM	Indice de la qualité de la marge de stabilité de la couche limite laminaire
Re	Nombre de Reynolds
Res	Nombre de Reynolds basé sur l'abscisse curviligne s
Ret, Re _θ	Nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement
rf	Profil de référence [indice]
RMS	Racine carrée de la moyenne du carré

	(Root Means Square value)
s	Abscisse curviligne
T	Taux de turbulence
t	Vecteur tangent unitaire
u	Paramètre d'une courbe paramétrique
U	Vitesse locale de l'écoulement
U_e	Vitesse locale en dehors de la couche limite
V0	Vitesse de l'écoulement entrant
x,y	Coordonnées cartésiennes
x/c	Distance adimensionalisée selon la corde du profil
X_{MinM}	Position du minimum de la marge
X_{MinR}	Position du rétrécissement le plus sévère de la marge
Xtr B	Position du point de transition sur l'intrados
Xtr T	Position du point de transition sur l'extrados
Y	Position sur l'envergure
Y+	Distance adimensionnelle par rapport à la paroi (Dimensionless Wall Distance)
Y1	Déplacement de d'actionneur numéro 1
Y2	Déplacement de d'actionneur numéro 2

INTRODUCTION

« L'aviation civile internationale est une source d'émission polluante significative et en croissance » : l'Organisation de l'aviation civile internationale a repris cette affirmation dans sa note de travail du 9 octobre 2009 rédigée à la suite d'une réunion à Montréal. Soucieuse de l'impact environnemental, l'organisation lance à la communauté aéronautique le défi d'améliorer annuellement de 2 % le rendement du carburant du parc aérien en service entre 2010 et 2020. Cet objectif déjà ambitieux visait à stabiliser les émissions en 2020, cependant l'estimation prévoit que la demande de transport aérien se fera à un rythme plus élevé que l'augmentation de 2 % du rendement de carburant global. L'objectif de stabilisation ne sera atteint que si l'augmentation annuelle du rendement du carburant est revue à la hausse. La note précise que le maintien de cette amélioration sur cette longue période de temps nécessitera des investissements importants de l'industrie et des pouvoirs publics dans les développements technologiques et opérationnels. À plus long terme, l'IATA (Association du transport aérien international) qui représente 230 compagnies, soit 93 % du trafic aérien international, a adopté un objectif à participation volontaire visant à réduire collectivement ses émissions nettes de CO₂ en 2050 de 50 % par comparaison avec les niveaux de 2005 (soit 1,1 % par année).

Les objectifs ambitieux de l'aviation civile internationale font émerger, à différentes échelles, des projets de recherche et développement. En Europe, le Conseil consultatif pour la recherche aéronautique (ACARE) est à l'origine du projet *Clean Sky*. Il s'agit d'un vaste programme de recherche représentant un montant global de 1,6 milliard d'euros. Le programme se déroule entre 2008 et 2014 et a pour objectif de développer des technologies permettant une réduction de 20 % à 40 % du gaz carbonique émis, de 40 % des oxydes d'azote, et une réduction de 30 à 50 % du bruit. Les objectifs actuels d'ACARE pour 2020 vont encore plus loin et prévoient une réduction de 50 % du gaz carbonique émis et 80 % des oxydes d'azote. En Italie, l'entreprise Alenia Aeronautica s'implique dans le programme *Clean Sky* et a annoncé qu'elle projette d'obtenir des solutions technologiques avancées pour les nouvelles générations d'avion de transport notamment avec une réduction de la consommation de carburant de 10 %. Aux États-Unis, le programme NEXTGEN a pour objectif de favoriser l'entente avec l'Eu-

rope dans le cadre du programme AIRE (*Atlantic Interoperability Initiative to Reduce Emissions*). De nombreuses autres industries s'associent afin d'unir leurs forces pour la cause environnementale. Les groupes « *Greener by design* » en Europe et le Groupement aéronautique de recherche et développement en environnement (GARDN) au Canada sont des exemples de cette orientation. GARDN est un nouveau réseau de centres d'excellence réunissant des partenaires industriels, universitaires et gouvernementaux, dont les travaux ont pour but de réduire le bruit et les émissions polluantes produites par l'industrie aéronautique. Lancée en mai 2009, l'organisation a obtenu un budget initial de 23 millions de dollars pour les quatre premières années. L'Association des industries aérospatiales du Canada (AIAC) et le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec (CRIAQ) se chargent de la gestion globale du réseau. L'entreprise Bombardier, un des acteurs majeurs de GARDN, est très sensible à l'impact écologique de ses produits de transport aussi bien aériens que terrestres. La branche aéronautique se consacre tout particulièrement au développement d'avions plus éco-énergétiques tels que les futurs appareils commerciaux de la série C dont les émissions de dioxyde de carbone sont annoncées d'être 20 % inférieures à celle des avions actuellement en production.

Le projet CRIAQ 7.1

Bien avant la création de GARDN en 2009, le CRIAQ œuvrait déjà dans la gestion de projet réunissant plusieurs acteurs industriels et universitaires. Ce consortium a été créé en 2000 et a pour volonté « d'accroître la compétitivité de l'industrie aérospatiale et d'améliorer la base des connaissances collectives dans ce secteur grâce à une meilleure formation des étudiants » (www.criaq.aero). C'est dans ce cadre qu'a été lancé le projet CRIAQ 7.1 « Amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique ». Ce projet regroupe les équipes universitaires du LARCASE (École de technologie supérieure, ÉTS), du LAMSI (ÉTS), et de l'École Polytechnique de Montréal, et l'Institut de recherche en aérospatiale du Conseil national de recherche du Canada (IRA-CNRC), ainsi que les industriels Bombardier aéronautique et Thales aérospatiale division Canada.

La consommation de carburant est directement liée à la résistance à l'avancement. La traînée aérodynamique d'une section d'aile peut être réduite, soit en diminuant

la composante de traînée de forme, la composante de friction, ou encore la traînée d'onde en régime de vol transsonique. Entre autres, un moyen efficace de réduire la traînée de friction est de favoriser le développement d'une longue couche limite laminaire au détriment de la couche limite turbulente qui génère 5 à 10 fois plus de résistance à l'avancement. La stabilité d'une couche limite laminaire le long de la corde d'un profil aérodynamique est fortement influencée par le gradient de pression. L'idée qui a initié le projet est qu'il est possible de contrôler en vol ce gradient de pression en agissant sur la géométrie du profil. Il a été imaginé une aile possédant une partie flexible dont la géométrie serait déformée en fonction des conditions de vol. L'objectif est de reculer le point de transition laminaire-turbulent. La couche limite laminaire étant plus affectée sur l'extrados du profil, la partie flexible constitue la partie supérieure et repose sur un intrados rigide. Avant d'appliquer ce principe au régime de vol transsonique typique pour le régime de croisière des avions de transport, il est nécessaire de passer par une étude en régime subsonique moins coûteuse et moins risquée. Le projet se limite donc aux nombres de Mach inférieurs à 0.3. Le projet comporte deux principaux objectifs : contrôler la position de la transition par la méthode de paroi adaptable lors d'un essai en soufflerie et faire la démonstration d'une optimisation autonome de la forme de l'aile en temps réel. La multidisciplinarité de l'étude regroupe l'aérodynamique, les matériaux, l'actionnement, la mesure en temps réel et le contrôle. Les responsabilités ont été partagées entre les différentes équipes. La conception de la maquette a été confiée au LAMSI, le LARCASE a été chargé du contrôleur et la responsabilité de la partie aérodynamique est revenue à l'équipe de l'École Polytechnique de Montréal dont la participation est en partie présentée dans ce mémoire. Une équipe de l'IRA-CNRC a également été responsable d'encadrer les expériences en soufflerie. Finalement, les industriels ont assurés l'expertise nécessaire pour encadrer les travaux.

Structure du mémoire

Le présent projet de maîtrise s'inscrit dans la continuité du travail de Laurence Pagès (Pagès, 2007) qui a étudié les outils de simulations de l'écoulement et préparé un premier code d'optimisation géométrique. Le premier chapitre introduit la notion générale de véhicule adaptable puis concentre la discussion sur la réduction de traînée et le contrôle de la couche limite. Le chapitre se termine par une description des détails

techniques du projet et une évaluation de la maturité technologique du concept d'aile adaptable.

Le deuxième chapitre traite de l'optimisation purement aérodynamique de la géométrie du profil. La procédure existante a été reprise et modifiée afin de permettre l'obtention de profils optimaux ne nécessitant pas de corrections post-optimisation. Le chapitre débute par une description des méthodes de conception de profils et des caractéristiques des profils laminaires. Le profil de référence qui a été initialement choisi pour le projet est ensuite analysé et son incapacité à remplir les demandes du projet est démontrée. L'introduction d'une version modifiée du profil est alors justifiée et les performances du nouveau profil de référence sont décrites. La définition du problème, la méthode d'optimisation et les différents éléments du code sont ensuite exposés. Avant d'aboutir à la version finale du code et aux optimisations, une étude paramétrique approfondie justifiant le choix des réglages de l'algorithme est ajoutée. Finalement, les résultats d'optimisation sont donnés et les performances des profils sont évaluées.

Contrairement au deuxième chapitre qui est consacré à l'optimisation de formes géométriques, le troisième chapitre est axé sur l'optimisation des courses des actionneurs qui modifient la forme de l'aile. En premier lieu, la maquette destinée à être testée en soufflerie est décrite puis un modèle aéro-structurel de la peau flexible est établi. Par la suite, deux approches d'optimisation de l'aile adaptable sont détaillées, testées et comparées. L'approche séquentielle classique consistant à reproduire des profils géométriques préalablement optimisés est opposée à l'approche multidisciplinaire intégrant l'outil de simulation aéro-structurel dans l'optimisation. Les performances de l'aile adaptable sont ensuite évaluées et comparées aux performances obtenues avec des ailes rigides.

Enfin, au quatrième chapitre, la préparation des essais expérimentaux est détaillée. Cette partie comprend une description de la soufflerie, une analyse du montage de la maquette et une validation de l'écoulement 2D par CFD, une présentation de l'instrumentation et une explication des corrections de données. Les résultats expérimentaux sont ensuite présentés et confrontés aux simulations numériques.

CHAPITRE 1

VÉHICULES ADAPTABLES ET CONTRÔLE DE LA COUCHE LIMITE

1.1 Véhicules adaptables

La notion d'adaptabilité fait référence à une capacité à modifier certains paramètres afin de faire face à plusieurs situations différentes. Loin d'être nouvelle, l'idée d'une structure adaptable a été mise en pratique dès les débuts de l'aviation. Les frères Wright ont utilisé un système de contrôle latéral de l'aéronef basé sur la modification de la cambrure de l'aile. Cette modification de la forme de l'aile permettait de changer la portance des ailes pour stabiliser l'appareil (Anderson, 2004). Avec le développement de l'aviation, les charges transportées par les aéronefs et leur vitesse de vol ont augmenté. La structure souple et adaptable du « Wright Flyer » a donc laissé place à des structures entièrement rigides. Dix ans après le premier vol de l'histoire de l'aviation, l'idée d'un profil d'aile variable était déjà abandonnée (Jacob, 1998). Pourtant, certains systèmes d'adaptation ont fait, par la suite, leur apparition : le train d'atterrissage rentrant, les volets de bord d'attaque et de bord de fuite, les hélices à incidence de pales variables (1924), les hélicoptères à rotors basculants (v22 Osprey, 1989) et les ailes à flèches variables (1952). L'observation des oiseaux et des insectes volants a été une source d'inspiration majeure pour toutes ces innovations. En effet, les oiseaux sont capables d'adapter leur configuration aux différentes phases de vol. Ils adaptent la forme de leurs surfaces portantes pour se propulser, voler et se stabiliser. Les rapaces sont même capables, en vol de passer d'une mission de repérage de proies à une mission de chasse en modifiant la configuration de leur aile (surface, allongement, flèche, dièdre). La définition d'un véhicule adaptable varie d'un groupe de recherche à un autre, et peut prendre un sens plus large ou plus restreint. Mais l'adaptation envisage principalement deux objectifs : la flexibilité et la performance.

L'adaptabilité de flexibilité vise à étendre le domaine de vol, par exemple être capable avec le même véhicule de passer d'une mission de reconnaissance haute altitude/basse vitesse à une mission d'attaque basse altitude/haute vitesse (supersonique) avec une grande manœuvrabilité.

L'adaptabilité de performance, quant à elle, vise à augmenter la capacité du véhicule à atteindre des performances optimales en plusieurs points de son enveloppe de vol. Les principales phases de vol d'un avion de transport sont : roulage, décollage, montée, croisière, descente et atterrissage. Actuellement, un avion de conception « classique » est optimisé dans sa configuration haute vitesse et des systèmes hypersustentateurs rétractables permettent les modifications nécessaires pour adapter la configuration haute vitesse au vol basse vitesse. Le vol de croisière ne peut pas être représenté par une condition de vol unique car l'altitude, la vitesse, et surtout la charge (à cause de la consommation de carburant) sont variables. Une configuration adaptable, capable d'atteindre des performances optimales durant la totalité de la phase de croisière, pourrait permettre des gains importants en réduction de la consommation de carburant et des émissions polluantes, et également augmenter le rayon d'action du véhicule. La technologie étudiée dans ce mémoire discute spécifiquement de cette configuration adaptable.

Bolonkin et al. (1999) avance qu'une importante réduction des coûts d'opérations pourrait être réalisée en utilisant une configuration d'aile adaptable capable de répondre à plusieurs besoins tant au niveau du décollage que de l'atterrissage. La configuration de l'aile pourrait également servir d'ailerons et pouvoir modifier sa cambrure pendant le vol de croisière. La structure adaptable est ici décrite comme étant une structure qui modifie sa forme en conservant une géométrie lisse et continue.

Pour Joslin et al. (1999), les structures adaptables permettront également de réduire le poids et le nombre de pièces des avions. La combinaison de structure adaptable, d'actionneurs, de capteurs, et de contrôleurs envisage un contrôle actif et réactif de l'écoulement autour des ailes ce qui pourrait également augmenter la sécurité des appareils.

Alors que les systèmes adaptables montrent des caractéristiques attrayantes, leur mise en application est pour l'instant très restreinte. Pour offrir les capacités de performance supplémentaires désirées, les véhicules adaptables vont probablement devoir opter pour des sous-systèmes qui seront (au moins dans un premier temps) plus complexes, et plus lourds que les sous-systèmes conventionnels qu'ils viendront

remplacer. Pour la plupart des missions simples où les conditions ne varient pas considérablement, ou bien que les exigences ne sont pas conflictuelles, la complexité supplémentaire amenée par l'adaptation ne se justifie pas. Si le train d'atterrissage rentrant et le déploiement de systèmes hypersustentateurs sont devenus des options courantes aujourd'hui, c'est grâce au bénéfice qu'ils apportent au système global. Ce bénéfice surpasse largement les inconvénients en poids, en complexité, en maintenance et en coût de production (McGowan et al., 2009).

1.2 Traînée et méthodes de contrôle de la couche limite

La résultante des forces aérodynamiques qui agissent sur un avion en vol symétrique peut être décomposée en deux composantes orthogonales : la portance et la traînée. Dans le repère lié à la vitesse (repère Eiffel), qui est préféré en aérodynamique, la portance est la composante perpendiculaire à l'écoulement infini alors que la traînée est la composante qui est parallèle. La traînée est une force qui s'oppose au mouvement de l'avion. Les forces aérodynamiques proviennent des forces dues à la pression et également des forces dues aux frottements sur la surface du corps. Les forces de pression agissent perpendiculairement aux surfaces et les forces de frottement agissent dans la direction tangentielle.

Chaque surface en contact avec l'écoulement produit de la traînée. Pour un écoulement attaché ne générant pas de portance, la surface produit principalement de la traînée de friction. La deuxième principale source de traînée est la traînée de forme, elle est induite par la viscosité qui modifie la distribution de pression. Dans le cas d'un écoulement séparé deux dimensions, elle devient la composante de traînée principale. La somme de la traînée de friction et de la traînée de forme donne la traînée visqueuse. Les surfaces finies en trois dimensions produisant de la portance créent un autre type de traînée : la traînée induite. Elle est due au système de tourbillons qui se créent à l'extrémité des ailes d'envergure finie. Pour les écoulements transsoniques et supersoniques, les ondes de choc sont aussi une source de traînée. Cette traînée d'onde provient de la modification de la distribution de pression et de potentiels décollements de la couche limite. La figure 1.1 présente la répartition de la traînée sur un avion de transport.

Les premiers développements en contrôle de la couche limite ont été effectués dans le but d'éviter le décollement de la couche limite. Progressivement les méthodes de contrôle se sont tournées également vers le recul de la transition laminaire/turbulente afin de maximiser la zone laminaire au détriment de la zone turbulente. Comme l'illustre la figure 1.2, la couche limite turbulente produit une friction hautement supérieure à celle produite par la couche limite laminaire. Le recul de la transition permet donc de diminuer la traînée de frottement.

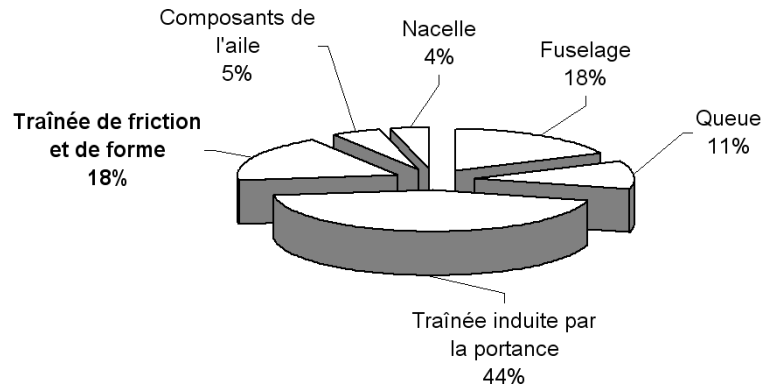


FIGURE 1.1 Répartition de la traînée pour un avion de transport en vol de croisière (Lynch, 1981)

En 1930, la connaissance sur la stabilité de la couche limite fait de grands progrès grâce aux travaux de Tollmien et Schlichting ainsi que d'Orr et Sommerfeld. Cependant à l'époque aucune application aéronautique n'est possible, car les avions volent à une altitude trop faible pour que le niveau de turbulence de l'air et les impacts des insectes sur les ailes puissent autoriser une couche laminaire sur les ailes. À cette époque, on cherche donc à réduire la traînée turbulente (en réduisant la surface mouillée et la rugosité des surfaces par exemple) plutôt qu'à augmenter l'étendue de la couche laminaire. À partir de 1970, les matériaux et les procédés de fabrication permettent de plus beaux finis de surface, le prix du pétrole grimpe et les technologies de réduction de la traînée visqueuse trouvent des applications pratiques (Bushnell, 2003). De plus, l'utilisation des profils d'aile possédant naturellement une large partie laminaire (*Natural Laminar Flow*, NLF) se généralise et certaines techniques actives de contrôle

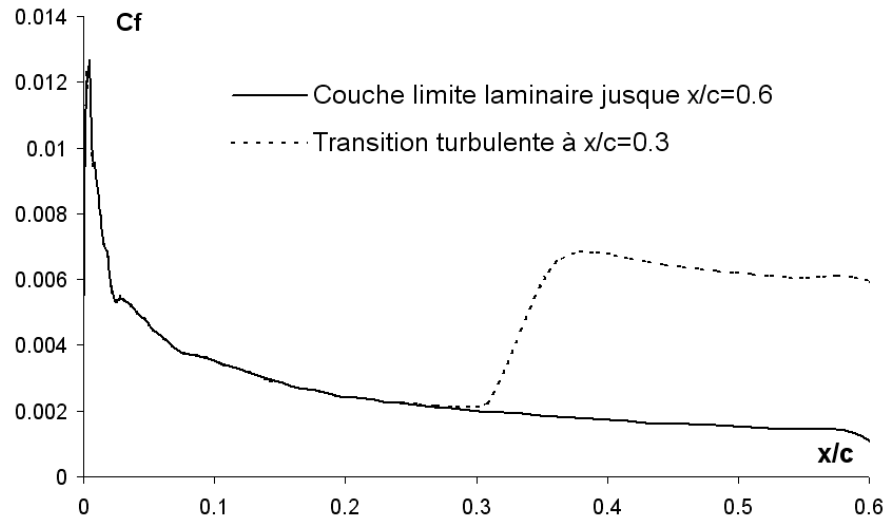


FIGURE 1.2 Coefficient de friction sur un NACA66-018 pour une couche limite laminaire et une couche limite forcée turbulente (Mach = 0.3, Re = 1 million, incidence = 0°)

de la couche limite apparaissent. Plusieurs techniques ont été explorées telles que la modification de géométrie pour obtenir un gradient de pression favorable plus long, l'utilisation de l'aspiration pour stabiliser la couche limite, ou encore le refroidissement de la surface. Le soufflage a aussi été une technique explorée pour éviter la séparation de la couche limite. Le schéma 1.3 illustre ces différentes techniques.

L'organisme de recherche européen ONERA a, en 1990, testé en vol un système de contrôle hybride par aspiration et un profil à écoulement naturellement laminaire sur un Dassault Aviation Falcon 900 et en 1998 sur un Airbus A320. Par ces tests en vol, l'ONERA a montré qu'il est possible de concevoir, fabriquer et certifier ce type de système. Les tests ont aussi permis de caractériser en situation réelle le comportement du système de contrôle de l'écoulement. Le réglage de l'aspiration s'est montré délicat et un système mal réglé pouvait déclencher une transition prématurée à cause des rugosités importantes des perforations et des imperfections d'assemblage. Dans les meilleurs cas, la traînée totale de l'avion a été réduite de 11 %. La consommation énergétique du système d'aspiration prise en compte, l'ONERA annonce que le système permettrait une réduction de 6 à 10 % de consommation de carburant.

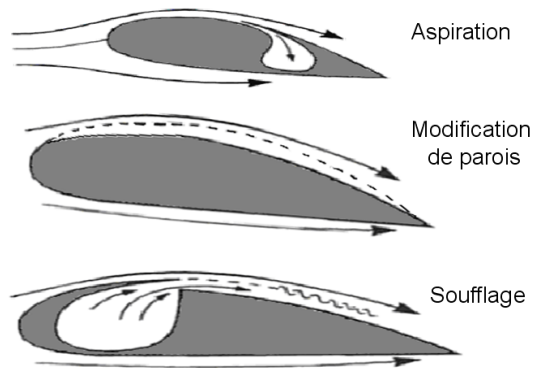


FIGURE 1.3 Schémas illustrant plusieurs méthodes de LFC

Extrapolant ces résultats, un avion optimisé dès sa conception pour recevoir cette technologie permettrait d'atteindre jusqu'à 15 % de réduction de consommation (Renoux, 2004 ; Edi et al., 2006).

Stanewsky (2000) présente le travail de DLR sur les projets ADIF et EUROSHOCK II (respectivement allemand et européen). Leurs travaux ont abouti à des configurations mixant premièrement, une aspiration et une adaptation géométrique de la paroi, deuxièmement une ventilation (soufflage et aspiration) et troisièmement une ventilation et une aspiration à l'arrière. Le contexte étant ici un écoulement transsonique, l'adaptation géométrique de la paroi est locale (en forme de bosse) et permet de minimiser l'onde de choc. La ventilation joue également un rôle de minimisation de l'onde de choc en rééquilibrant les pressions de part et d'autre du choc. L'aspiration permet un contrôle direct de la couche limite soit pour la stabiliser en amont du choc ou pour minimiser le décollement lorsque l'aspiration est située en arrière du choc.

1.3 Couche limite et stabilité

Les fluides réels sont visqueux. L'hypothèse des milieux continus et déformables s'applique aux fluides visqueux à cause de l'existence de forces intermoléculaires à l'intérieur du fluide, et entre le fluide et un solide. En restant à l'échelle macroscopique, et en respectant l'hypothèse précédente, la vitesse relative entre deux particules flu-

ides ou entre une particule du fluide et un point à la surface d'un solide tend vers zéro lorsque la distance qui les sépare tend aussi vers zéro. Cette constatation amène à la condition de non-glissement à la paroi. La vitesse d'une particule au niveau de la paroi, qu'elle soit tangentielle ou normale, est alors nulle. Le corps doit alors céder une partie de son énergie pour fournir le travail mécanique nécessaire à l'entraînement des molécules. C'est ainsi qu'apparaissent les forces tangentielles ou forces de frottement.

La zone mince près de la paroi, sensible aux effets visqueux, est la couche limite (figure 1.4). Dans cette zone, la vitesse du fluide est nulle à la paroi (adhérence sur la surface), puis augmente rapidement. Le fort gradient de vitesse dans la couche limite impose des forces de cisaillement dans le fluide. La frontière de la couche limite est définie comme étant l'épaisseur nécessaire pour que la vitesse atteigne 99 % de sa valeur finale. Au-delà de cette limite, les forces de viscosité sont pratiquement négligeables. La notion de couche limite énoncée pour la première fois par Prandtl en 1904 consiste à admettre que les effets visqueux peuvent être négligés partout sauf à proximité des parois.

La couche limite peut être laminaire ou turbulente. La zone laminaire est caractérisée par un écoulement organisé en couches parallèles. La zone turbulente est, au contraire, caractérisée par le déplacement aléatoire des particules fluides. La couche laminaire devient turbulente lorsque les forces dynamiques provoquent un mouvement de vague dans la couche limite qui éclate ensuite en fluctuations aléatoires (mouvement turbulent). La stabilité de la couche laminaire atteint une limite lorsque les mouvements de vague ne sont plus amortis, mais au contraire croissent en amplitude. La couche limite laminaire subit alors une transition et devient turbulente. L'échange macroscopique de masse qui se crée dans la couche turbulente augmente la résistance de frottement.

La stabilité de la couche limite est fortement influencée par le gradient de pression statique. En effet, l'analyse des équations de Navier-Stokes montre qu'un gradient de pression positif favorise l'apparition d'un point d'inflexion dans le profil de vitesse normale à la surface. Cette inflexion est une condition déclenchant la disparition de la stabilité de la couche limite. Au contraire, un gradient de pression négatif accélère l'écoulement et apporte l'énergie nécessaire à la stabilisation de la couche limite.

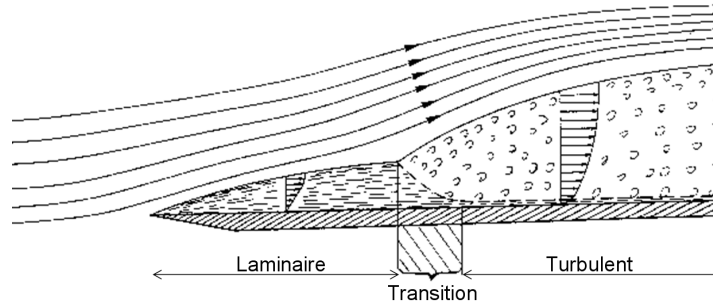


FIGURE 1.4 Vue schématique de la couche limite

La prédiction de la transition est encore aujourd'hui une opération délicate qui ne peut pas s'obtenir analytiquement. Pour les écoulements stationnaires, bidimensionnels, incompressibles, et sur parois lisses, des critères semi-empiriques basés à la fois sur la caractérisation de l'écoulement laminaire et sur l'observation de nombreux résultats expérimentaux ont été élaborés. Parmi ces critères, certains sont basés sur le gradient de pression : critères de Granville, de Michel, de Cebeci-Smith, C1 de L'ONERA. Le critère de Michel qui est utilisé pour analyser la couche limite dans la suite de ce mémoire est détaillé en annexe A. La formulation du critère est basée sur les indications des auteurs Michel (1951), Crabtree (1958) et Cebeci et al. (2005). D'autres critères sont basés sur la turbulence extérieure ou sur l'état de la paroi (Béguin, 2004).

Le critère de transition du facteur N est une autre méthode semi-empirique. Elle relie la théorie de la stabilité à la prédiction de la transition. Elle est basée sur la théorie d'amplification spatiale développée à partir de l'équation d'Orr-Sommerfeld. Cette méthode est valable lorsque le mécanisme de transition est dicté par l'augmentation des ondes d'instabilité de Tollmien-Schlichting (bidimensionnelles) via leur instabilité linéaire. C'est majoritairement le cas pour les ailes qui ne sont pas en flèche donc à fortiori pour une aile expérimentale dans un écoulement quasi-2D. Il faut cependant faire attention au cas de la transition prématurée (*Bypass transition*) qui peut être déclenchée soit par une rugosité importante sur la paroi, une forte turbulence de l'écoulement d'entrée, ou des vibrations mécaniques ou acoustiques. Les ondes d'instabilité sont présentes dans tout écoulement, et leur amplitude augmente en suivant l'équation d'Orr-Sommerfeld. Lorsque l'amplitude atteint un certain niveau, des phénomènes non-linéaires apparaissent et provoquent le démarrage de la turbulence.

C'est ce qui est appelé la transition. La méthode du facteur N prédit la transition lorsque les ondes de Tollmien-Schlichting les plus instables ont grandi d'un facteur de e à la puissance N . Le choix du facteur N critique est alors basé sur le taux de turbulence extérieure (voir section 2.6.3).

1.4 Projet de recherche

1.4.1 Présentation du projet CRIAQ 7.1

Le projet comporte deux principaux objectifs. Le premier objectif est scientifique. Il consiste à montrer lors d'essais en soufflerie qu'il est possible de contrôler la position de la transition grâce à un système de paroi adaptable flexible. Le deuxième objectif est technologique, et consiste à concevoir un contrôleur intelligent capable d'utiliser les possibilités du profil adaptable pour minimiser la traînée de l'aile en temps réel. Ces objectifs amènent divers défis. La dominante expérimentale du projet impose des défis techniques dans de nombreux domaines tels que : les matériaux pour la construction de la partie flexible, les actionneurs, le contrôle et les capteurs. Le défi est aussi bien dans leur conception, leur modélisation, leur fabrication que dans leur intégration dans le système. Ce projet comporte aussi le défi managérial de faire travailler des équipes de spécialités différentes pour la construction et le test en soufflerie d'une maquette regroupant des technologies de pointe.

Le concept d'aile adaptable qui a initié le projet est le suivant : une partie de l'extrados du profil est modifiée grâce à la flexibilité d'une paroi en matériaux souples soutenus par des actionneurs pouvant en modifier sa forme. À la suite des études numériques préliminaires et des considérations technologiques, il a été décidé de permettre la modification de l'extrados de 3% à 70% de la corde. Le système adaptable repose sur la partie rigide du profil (figure 1.5).

Il s'agit donc d'une modification de la courbure localisée sur l'extrados qui produit inévitablement une modification de la cambrure. Cependant le principe de cette aile est assez différent des profils à cambrure variable. Ces profils, qui font l'objet de nombreux dépôts de brevet, ont pour objectif principal d'élargir l'enveloppe de performance des profils en modifiant leur portance. Ils diffèrent ainsi des ailes capables

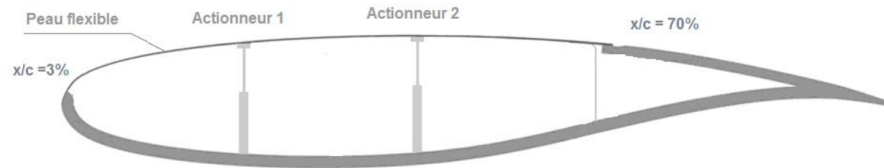


FIGURE 1.5 Schéma de principe de l'aile adaptable

d'un contrôle de la couche limite laminaire.

Bien que le régime de croisière des avions de transport soit maintenant tombé largement dans le domaine des vitesses transsoniques, le projet limite l'étude aux vitesses subsoniques incompressibles, avec un nombre de Mach allant de 0.2 à 0.3. Le passage aux grandes vitesses impose de multiples difficultés supplémentaires tant pour les simulations numériques que pour les essais expérimentaux, et nécessite l'expérience préalable d'une étude subsonique. Plusieurs projets ont pourtant déjà été menés dans ce domaine, mais celui-ci comporte le défi supplémentaire d'intégrer différents savoir-faire dans une même technologie. Le passage précipité aux vitesses transsoniques aurait représenté un risque pour la réussite du projet. Le domaine d'angle d'incidence pour le régime de croisière se restreint aux petits angles. Ceci est respecté dans le projet avec une plage d'angle s'étendant de -1 degré à 2 degrés. L'étude se restreint également à un écoulement à deux dimensions pour ne pas faire intervenir de traînée induite par la portance. Les essais expérimentaux doivent, le plus possible, recréer les conditions de cet écoulement en deux dimensions. Pour ce faire, une section droite d'aile comprise entre des couteaux aérodynamiques est utilisée. Pour le test en soufflerie, la maquette est équipée de l'ensemble des composantes nécessaires à son fonctionnement autonome. Ce système comprend la partie rigide de l'aile fixée sur l'équipement prévu dans la soufflerie, la peau flexible soutenue par des actionneurs et équipée de capteurs capables de localiser la transition, un contrôleur capable de commander les actionneurs en fonction des commandes utilisateurs et des données relevées en temps réel par les capteurs. Pour faciliter la tâche du contrôleur, une base de données de formes préalablement optimisées est enregistrée dans le système afin de servir de point de départ à l'adaptation en temps réel. Un schéma de principe du système est présenté à la figure 1.6.

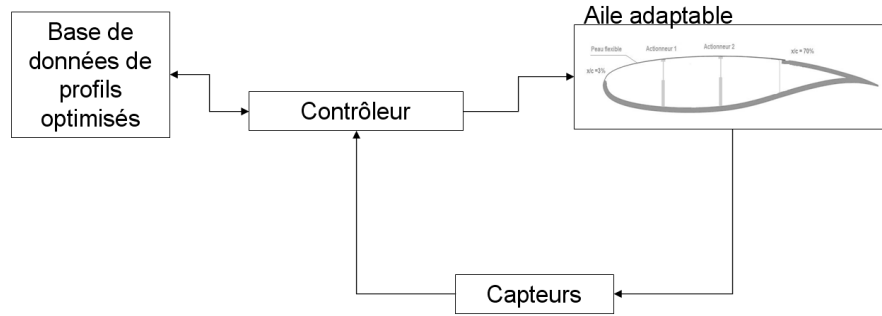


FIGURE 1.6 Principe de fonctionnement du contrôleur de l'aile

La base de données de profils optimaux permet aussi de renseigner les équipes de conception de la maquette sur les types de formes à réaliser ainsi que sur les courses d'actionnements requises. Cette base a été réalisée en divisant le domaine d'étude en 49 cas permettant ainsi un bon compromis entre la qualité d'interpolation et la quantité d'information à générer. La matrice de cas est présentée au tableau 1.1.

La réalisation de cette matrice a nécessité un calcul d'optimisation pour chacun des cas. C'est ce processus d'optimisation qui est traité dans les deuxième et troisième chapitres de ce mémoire.

Mach	Re (mil.)	Angle d'attaque pour le profil de référence (degrés)						
		-1.00	-0.50	0.00	0.50	1.00	1.50	2.00
0.200	2.2932	C101	C102	C103	C104	C105	C106	C107
0.225	2.5679	C108	C109	C110	C111	C112	C113	C114
0.250	2.8384	C115	C116	C117	C118	C119	C120	C121
0.275	3.1044	C122	C123	C124	C125	C126	C127	C128
0.300	3.3654	C129	C130	C131	C132	C133	C134	C135
0.325	3.6212	C136	C137	C138	C139	C140	C141	C142
0.350	3.8714	C143	C144	C145	C146	C147	C148	C149

TABLEAU 1.1 Matrice des cas contenus dans la base de données du contrôleur

1.4.2 Maturité technologique et enjeux de développement

L'évaluation de la maturité d'une technologie est le plus souvent effectuée en utilisant l'échelle TRL (*Technology Readiness Level* ou niveau de maturité technologique). Le plus bas niveau de maturité est le niveau un, il consiste en l'observation et le rapport d'un concept de base. Le plus haut niveau est le niveau neuf, il correspond à la réussite en opération de la technologie (Mankins, 1995). Voici plus en détail les différents niveaux de TRL impliqués dans le projet.

Au TRL 1, le concept de base est observé et rapporté : la couche limite laminaire engendre moins de frottement que la couche limite turbulente.

Au TRL 2, une application pratique, utilisant le concept de base énoncé au TRL 1, est inventée : un contrôle de la couche limite laminaire permettant d'augmenter la longueur de la couche laminaire au détriment de la couche turbulente pourrait réduire la traînée de friction sur les ailes. Cette étape est en effet déjà largement franchie puisque de nombreuses applications ont déjà été inventées et ont notamment donné naissance aux profils naturellement laminaires NLF (*Natural Laminar Flow*) et au LFC (*Laminar Flow Control*).

Au TRL 3, les recherches et développements ont débuté par une étude numérique pour mettre la technologie en situation dans son contexte. Ensuite une étude expérimentale permet de valider physiquement les prédictions de la simulation. Cette étude permet de faire la preuve du concept formulé au TRL 2. Le projet CRIAQ 7.1 débute donc au niveau 3 : une étude numérique doit permettre de développer une base de données de profils capable d'étendre la couche limite laminaire. Ensuite, ces formes seront testées en soufflerie.

Au TRL 4, la preuve du concept est faite, et les différents éléments de base du système doivent être intégrés et testés en laboratoire. La technologie atteint ce niveau lorsque les éléments fonctionnent ensemble dans une expérience à un niveau de fidélité bas (en comparaison avec l'environnement que sera celui du système réel). Le projet va donc également évoluer vers le niveau 4 puisque les différents éléments vont être intégrés : peau flexible, actionneurs, capteurs et contrôleur puis ils seront testés en soufflerie.

Le projet a donc pour but de faire évoluer la technologie du TRL 2, qui est déjà largement validée, au niveau 3 puis se veut une exploration vers le niveau TRL 4.

Au TRL 5, la technologie doit évoluer en environnement réel ce qui correspondrait à un test en vol. L'évolution de la technologie à ce niveau requière le succès total des validations expérimentales effectuées au niveau 4, et un apport humain, technologique et financier considérable puisqu'il est nécessaire d'installer le système sur l'aile d'un avion et de le faire voler en toute sécurité.

CHAPITRE 2

OPTIMISATION DE PROFILS D'AILE

2.1 Introduction

Tel qu'il a été énoncé à la fin de la section 1.4.1 l'objectif est d'obtenir des formes optimales de profil afin de, dans un premier temps, donner aux équipes de conception de la maquette une idée de la variété des formes à générer et puis, dans un deuxième temps, de renseigner la base de données du contrôleur. À cette étape du développement, l'étude est entièrement géométrique. L'opération est donc équivalente à la conception de 49 profils aérodynamiques différents, chacun étant optimisé pour performer dans une condition aérodynamique particulière correspondant à un cas de la base de données. Bien que dans cette étude, nous cherchons uniquement à dessiner une partie restreinte du profil, l'étude des méthodes de conception de profil aérodynamique permet de tirer des enseignements essentiels pour la construction des profils de la base de données.

2.2 Conception de profils aérodynamiques

Essentiellement deux approches existent pour la conception de profils aérodynamiques : l'approche directe et l'approche indirecte.

L'approche directe consiste à paramétrer la géométrie du profil (en utilisant des fonctions polynomiales par exemple) et à générer des familles de formes aérodynamiques en modifiant ces paramètres. Préférentiellement, les coefficients polynomiaux sont exprimés en fonction de paramètres physiques et facilement conceptualisables par l'ingénieur. Les séries de profils NACA à quatre chiffres et à cinq chiffres ont été dessinées par cette méthode avec une paramétrisation polynomiale. Pour la série à quatre chiffres par exemple, les coefficients polynomiaux sont exprimés en fonction de trois paramètres : l'épaisseur relative maximale, la cambrure relative maximale, et la position de la cambrure relative maximale. Les profils Joukowski sont basés sur la transformation d'un cercle en profil aérodynamique : un paramètre modifie l'épaisseur alors

qu'un autre permet de modifier la cambrure. La paramétrisation PARSEC présentée par Sobieczky en 1998 (Trenker et al., 2003) utilise au total 11 paramètres très intuitifs : la position et le rayon de courbure du bord d'attaque et de l'extrémum sur l'intrados et l'extrados, la direction moyenne, l'angle, l'épaisseur et la position du bord de fuite. Cette paramétrisation permet de dessiner des profils conventionnels et supercritiques. Les courbes présentées précédemment (NACA quatre et cinq chiffres, Joukowski, PARASEC) sont spécifiques aux dessins de profils aérodynamiques, mais il est aussi possible d'utiliser des courbes mathématiques plus générales telles que les courbes d'Hermite, les courbes quintiques, les courbes de Bézier, les BSpline ou les NURBS (Lépine et al., 2001 ; Yu, 2002 ; Painchaud-Ouellet, 2003 ; Pagès, 2007a).

L'approche indirecte (ou inverse) ne consiste plus à dessiner une géométrie de profil comme dans l'approche directe, mais à concevoir une distribution de pression. Une fois la distribution de pression obtenue, il est nécessaire de retrouver la géométrie du profil qui correspond à cette distribution de pression. Pour cela, il est possible d'optimiser la géométrie pour minimiser la différence entre la distribution de pression voulue et celle du profil dessiné (Jiménez-Varona, 1999) ou encore réaliser une résolution inverse de l'écoulement (Jepson et al., 2005). La majorité des profils laminaires, comme les profils NACA de la série six par exemple, ont été dessinés avec cette méthode. La qualité du profil final dépend cependant directement du choix de la distribution de pression de référence. L'utilisation de cette approche nécessite donc de l'expérience en aérodynamique pour décider d'une distribution de pression convenable et réalisable. Parfois l'obtention de la distribution peut être assistée par une méthode d'optimisation (Obayashi et Takanashi, 1996). Le calcul de la géométrie par méthode inverse impose l'utilisation d'un code de calcul aérodynamique capable de faire ce calcul inverse : c'est-à-dire qu'à partir de la distribution de pression visqueuse le code est capable, dans un premier temps, d'obtenir la distribution de vitesse en dehors de la couche limite puis, dans un deuxième temps, connaissant la distribution de vitesse, de retrouver la forme du profil en résolvant les équations de fluide parfait (Cousteix, 1988). Cette méthode peut être utilisée pour le dessin d'un profil complet ou pour modifier seulement une partie d'un profil. Un exemple de conception inverse de profil est donné à la figure 2.1.

Que l'on utilise l'une ou l'autre des méthodes de design détaillées précédemment, il

est important de correctement définir les objectifs et les contraintes qui guident la conception du profil. La conception d'une aile rigide classique (par opposition à l'aile adaptable) impose de définir une aile capable d'opérer efficacement dans différentes zones de l'enveloppe de vol. Par exemple, l'aile doit être capable d'atteindre de bonne performance pour une plage de nombres de Mach et de coefficients de portance. De plus, des performances acceptables sont requises pour certaines situations hors design (montée et descente par exemple). Toutes ces spécifications, auxquelles sont ajoutées les contraintes structurelles et de fabrication, conduisent à une optimisation complexe multipoints et multiobjectifs. Entre autres, Zingg et al. (2007) propose une méthodologie d'optimisation permettant de répondre à ce genre de problème complexe.

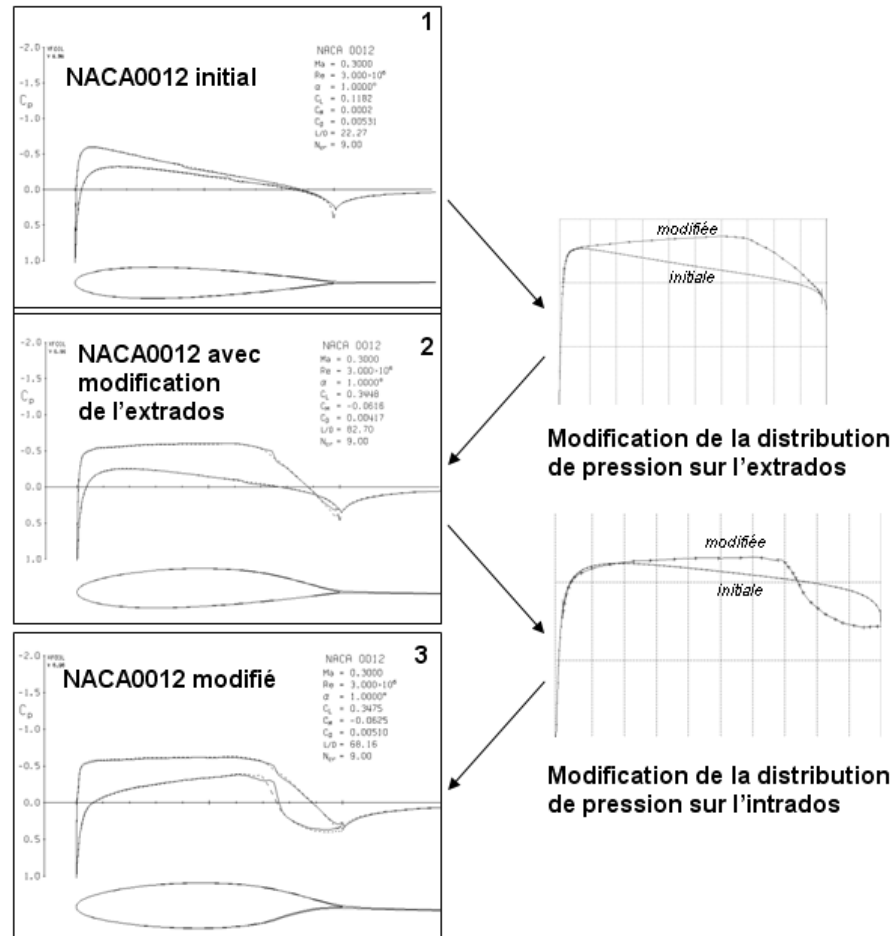


FIGURE 2.1 Exemple de dessin de profil aérodynamique par la méthode inverse : modification d'un profil NACA 0012 avec le code Xfoil (Mark Drela, 2001)

2.3 Profils naturellement laminaires

Il a été montré précédemment que la constitution de la base de données de profils est équivalente à la conception de profils laminaires adaptés à chacun des cas aérodynamiques.

Au faible angle d'attaque, la traînée de frottement représente une portion importante de la traînée visqueuse. La traînée de friction augmente rapidement à mesure que le point de transition avance (Hoerner, 1965). En utilisant une géométrie adéquate, un gradient de pression favorable peut conserver la laminarité sur une majeure partie du profil (figure 2.2). La réduction de traînée est alors substantielle (figure 2.3).

Le terme NLF regroupe les profils possédant naturellement une longue zone laminaire sous certaines conditions. Les profils dont le nom commence par NLF et les profils NACA de la série six sont deux familles de profils naturellement laminaires.

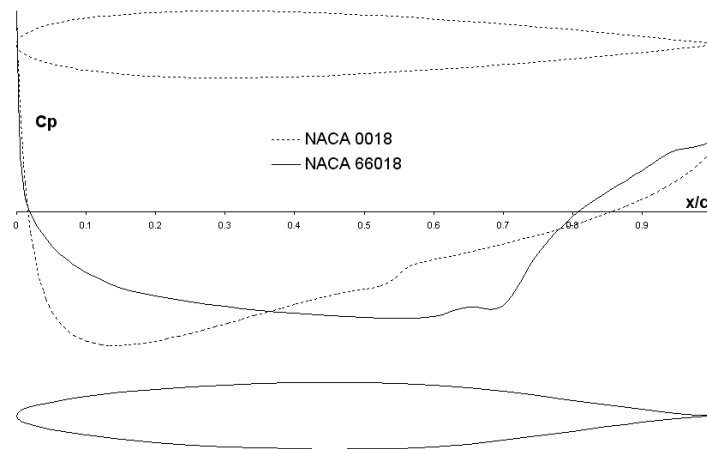


FIGURE 2.2 Distribution de pression de deux profils symétriques de 18% d'épaisseur relative : le profil conventionnel NACA0018 et le profil laminaire NACA 66-018

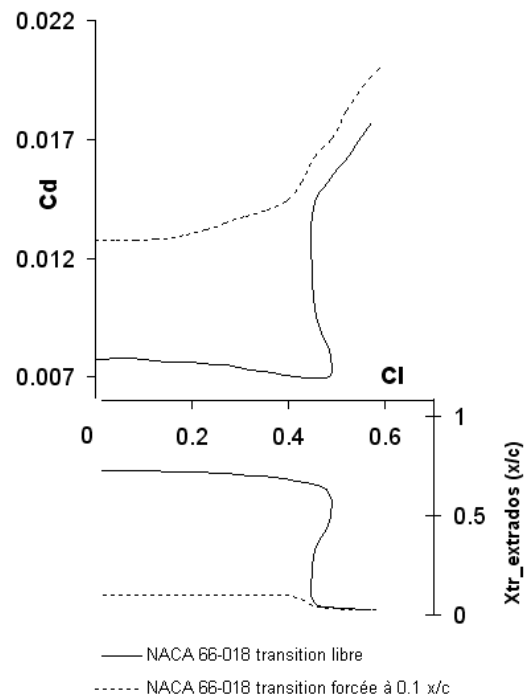


FIGURE 2.3 Polaire aérodynamique et position de la transition pour le NACA 66-018 avec transition libre et transition forcée à 10% de la corde

2.4 Profil de référence pour le projet

L'aile adaptable développée et étudiée dans le cadre de ce projet utilise un profil de départ qui est ensuite modifié en partie pour augmenter la zone laminaire. Le choix du profil de référence est important, car il conditionne largement la suite du projet. Une fois choisi, une bonne connaissance du comportement de l'écoulement autour de ce profil permet de bien le manipuler pour le modifier.

Le profil aérodynamique WTEATE1 développé et étudié à l'Institut de Recherche Aéronautique du NRC, a été choisi pour le projet. Ce profil a été conçu pour le régime transsonique avec la philosophie des profils supercritiques et possède une épaisseur relative de 16% (Eggleston et al., 1987).

Les profils aérodynamiques supercritiques ont permis aux avions de transport d'atteindre, en régime de croisière, des hautes vitesses transsoniques. En effet, lorsque la

vitesse augmente et approche le domaine supersonique la traînée subit une augmentation très importante. Lorsque le nombre de Mach atteint sa valeur critique M_{cr} une partie de l'écoulement autour du profil devient supersonique, et la traînée commence à augmenter. C'est le domaine transsonique. En augmentant encore le nombre de Mach jusque $M_{divergence\ de\ traînée}$, la traînée subit une très forte augmentation (par un facteur de dix ou plus), on dit que la traînée diverge (figure 2.4). Cela est dû aux ondes de choc qui apparaissent sur le profil et entraîne la traînée d'onde. Celle-ci est souvent accompagnée de traînée visqueuse additionnelle à cause de la séparation onde de choc/couche limite. La vitesse en vol de croisière commerciale (sous contraintes économiques) est donc limitée par M_{cr} et $M_{divergence\ de\ traînée}$. Une première approche a été de dessiner des profils à M_{cr} élevés. Cependant, cela conduit à des profils minces (découverts par F.W. Caldwell et E. N. Fales en 1918), et ce type de profils n'est pas toujours souhaitable pour des raisons structurelles et pour le stockage du carburant. La seconde approche, adoptée à partir de 1965, a été d'augmenter l'écart entre M_{cr} et $M_{divergence\ de\ traînée}$ donnant ainsi naissance à la famille de profils supercritiques.

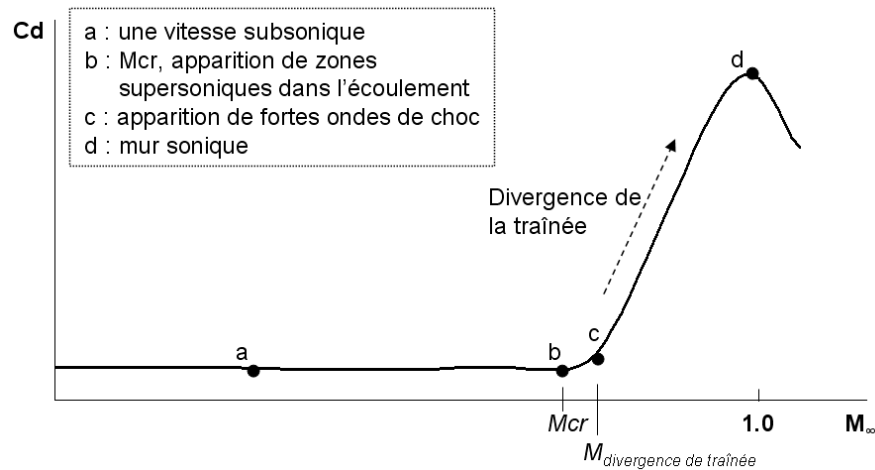


FIGURE 2.4 Tendence de variation du coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach de l'écoulement amont non-perturbé

Les profils supercritiques ont un extradors relativement plat afin de produire une large zone d'écoulement supersonique avec localement un faible nombre de Mach. De cette

façon, l'onde de choc est plus faible et crée moins de traînée. Comme l'extrados du profil est relativement plat, la cambrure du profil est négative sur plus de la moitié du profil ce qui diminue la portance. Pour compenser, la portance est augmentée par la cambrure extrêmement positive sur les derniers 30% du profil.

En plus d'avoir les caractéristiques d'un profil supercritique, le WTEATE1 a été développé pour être capable, dans des conditions favorables, de supporter 60 à 70% d'écoulement laminaire sur l'extrados et plus de 50% sur l'intrados diminuant ainsi la traînée de 50% par rapport au même profil mais avec une couche limite turbulente. Le lecteur intéressé par des informations complémentaires sur les performances de ce profil en condition d'écoulement transsonique pourra se référer à Eggleston et al. (1987). Pour ce projet d'initiation au contrôle de la couche limite laminaire, le régime d'écoulement a été limité à des vitesses subsoniques incompressibles. Le profil WTEATE1 est donc utilisé en dehors de son domaine de conception.

Quelques calculs rapides (12000 cellules, logiciel FLUENT) en utilisant les équations d'Euler (calculs non visqueux) ont permis d'évaluer le comportement du profil en fonction du nombre de Mach (figure 2.5). Sur l'extrados, le gradient de pression est favorable dans le domaine de conception du profil $M=0.74$, il est donc capable de maintenir une couche limite laminaire sur une bonne partie du profil. Cependant pour des nombres de Mach plus faible le gradient de pression favorable laisse place à un pic de succion puis un gradient de pression positif défavorable. Comme le confirme également la figure 2.6 le profil n'a pas un comportement laminaire dans le domaine de vitesse (subsonique incompressible) qui est d'intérêt pour le projet.

L'utilisation du système de contrôle de la couche limite aura donc de bonnes possibilités pour l'augmentation de la laminarité sur ce profil. En effet, un profil laminaire, même subsonique, est en général capable d'étendre la couche limite laminaire jusqu'à 60% de la corde si les conditions sont favorables.

En résumé les paramètres sont les suivants : les conditions aérodynamiques s'étendent de $M=0.2$ à $M=0.35$, l'incidence s'étend de -1° à 2° (angles d'attaques classiques pour le vol de croisière), le profil de base est le WTEATE1 et la partie adaptable s'étend de 3% à 70% de la corde sur l'extrados. Afin de vérifier les capacités de contrôle de

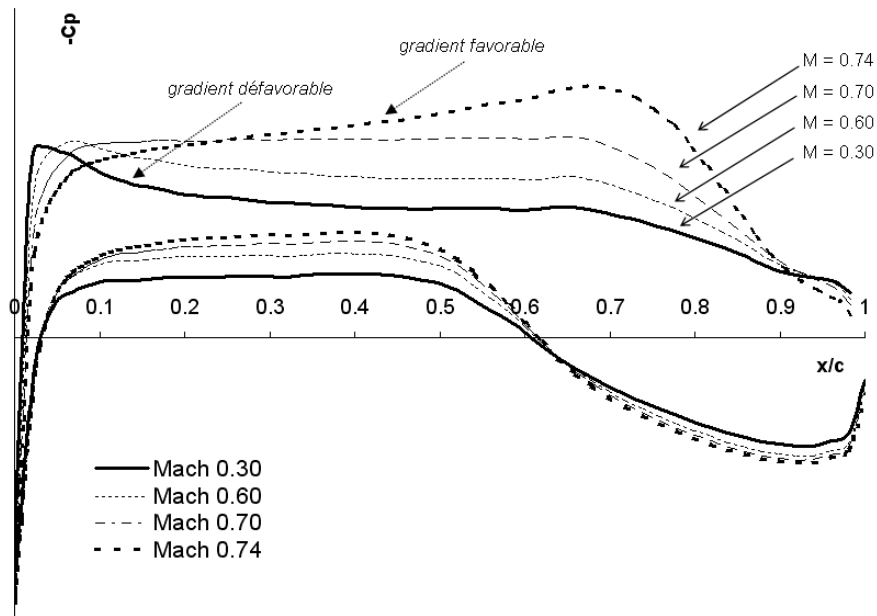


FIGURE 2.5 Distribution de pression autour du profil WTEATE1 pour différents nombres de Mach (angle d'incidence nul)

la couche limite laminaire, une étude préliminaire est menée en utilisant l'approche de conception de profil par méthode inverse.

La première étape de cette étude préliminaire est l'observation des distributions de pression autour du profil qui va être modifié. La figure 2.7 présente les résultats de calculs aérodynamiques effectués avec le code Xfoil à Mach=0.3.

On peut observer sur toutes les courbes de pression un pic aigu (de succion) entre 0% et 3% de la corde au niveau de l'extrados. Le bord d'attaque très arrondi du profil WTEATE1 provoque une rapide accélération de l'écoulement suivi d'un ralentissement lorsque l'écoulement se dirige vers la partie relativement plate du profil. Le pic de succion se situe à 2% de la corde, et entre 2% et 3% de la corde la recompression est assez rapide.

Pour rendre le profil laminaire, il est préférable de conserver le gradient de pression strictement négatif. La modification du profil à partir de 3% de la corde ne

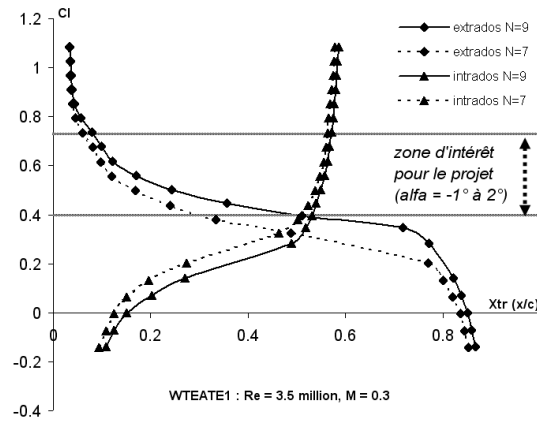


FIGURE 2.6 Position de la transition laminaire à turbulente sur le profil WTEATE1 dans des conditions subsoniques incompressibles

permet pas la création de ce gradient strictement favorable car le gradient est déjà positif entre 2% et 3% de la corde. Le profil modifié à partir de 3% de la corde va donc conserver le pic de succion et cela est un handicap pour la stabilité de la couche limite.

La figure 2.8 présente la modification de la distribution de pression pour la conception par méthode inverse. Nous pouvons remarquer que le pic de succion est conservé parce qu'il est en dehors de la zone à modifier.

En utilisant les possibilités du code Xfoil, l'opération de conception par méthode inverse est effectuée et le résultat est présenté à la figure 2.9. Le gradient de pression favorable créé en aval du pic s'étend jusqu'à 40% de la corde. La transition apparaît avant la fin du gradient favorable de pression à 30% de la corde. La couche limite laminaire est allongée de 20% de la corde et la réduction de traînée est de 15%. Malgré le gain obtenu, le pic de succion est un problème inquiétant pour la stabilité de la couche limite, ce qui représente un risque pour la réussite du projet (mentionné par Éric Laurendeau de Bombardier Aéronautique lors d'une communication privée). En effet, considérant certains éléments moins contrôlables tels que la rugosité de la surface ou la turbulence de la soufflerie, la menace d'une transition forcée au bord d'attaque qui engendrerait un échec direct du projet, représentait un risque trop important pour continuer le projet avec ce profil.

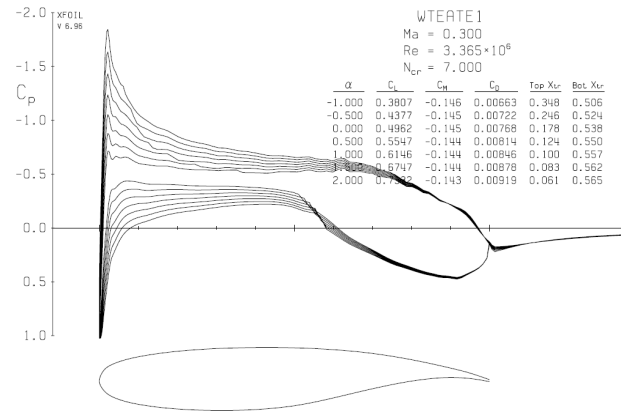


FIGURE 2.7 Résultats aérodynamiques pour le profil WTEATE1 à $Mach = 0.3$

Pour mettre en évidence le problème du pic de succion, le profil modifié a été corrigé pour supprimer ce pic et ses performances ont été calculées. Ces manipulations ont été effectuées, comme précédemment, en utilisant la méthode de conception inverse. Les détails et les résultats sont montrés sur les figures 2.10 et 2.11. Les résultats confirment que sans la présence du pic de succion la couche limite laminaire est beaucoup plus stable. De plus, elle est prolongée au-delà de la fin du gradient favorable à 53% de la corde.

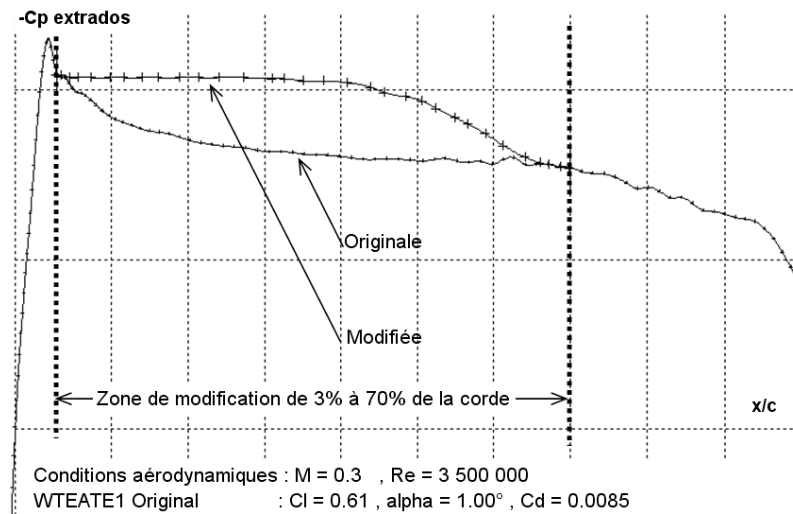


FIGURE 2.8 Changement de la distribution de pression pour la modification de la géométrie par méthode inverse

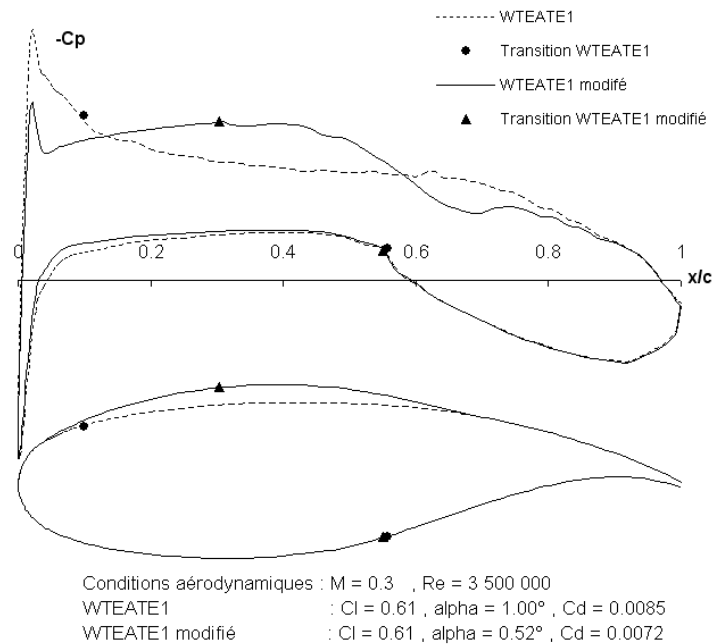


FIGURE 2.9 Résultat de la modification du profil pour augmenter la zone laminaire

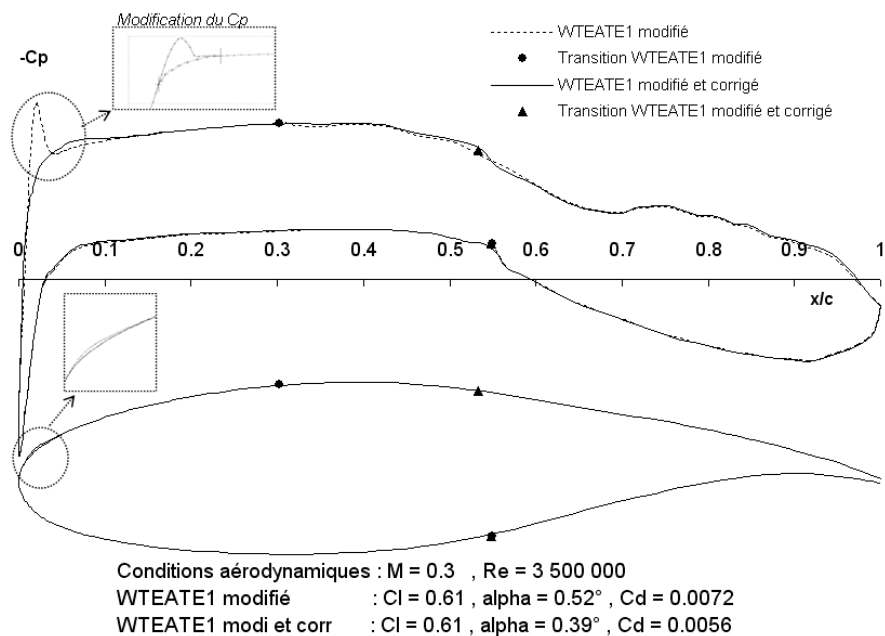


FIGURE 2.10 Correction du profil de pression pour supprimer le pic de succion au bord d'attaque

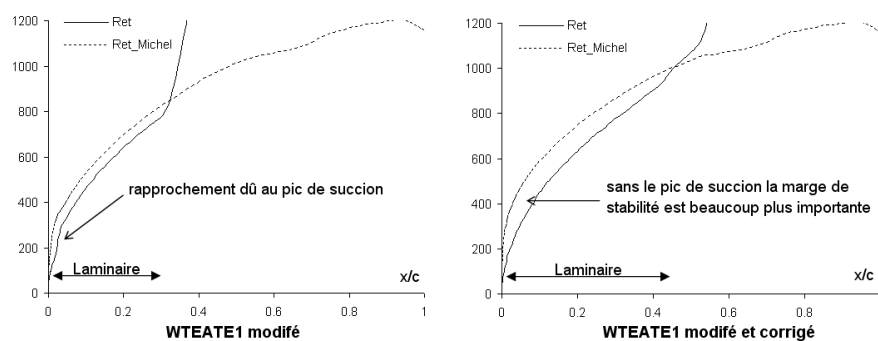


FIGURE 2.11 Comparaison de la stabilité de la couche limite des profils modifiés avec et sans pic de succion au bord d'attaque (critère de Michel)

Afin de poursuivre le projet sans courir le risque d'une transition prématurée au bord d'attaque, il a été décidé de changer de profil de référence. Le nouveau profil, dont les caractéristiques sont présentées sur les figures 2.12, 2.13 et 2.14, reste basé sur le profil WTEATE1 mais l'extrados est modifié du bord d'attaque à 10% de la corde de façon à diminuer et à élargir le pic de succion. Avec cette modification, le gradient de pression est strictement négatif entre 0% et 3% de la corde donnant ainsi la possibilité à la paroi adaptable de prolonger ce gradient favorable pour contrôler la couche limite.

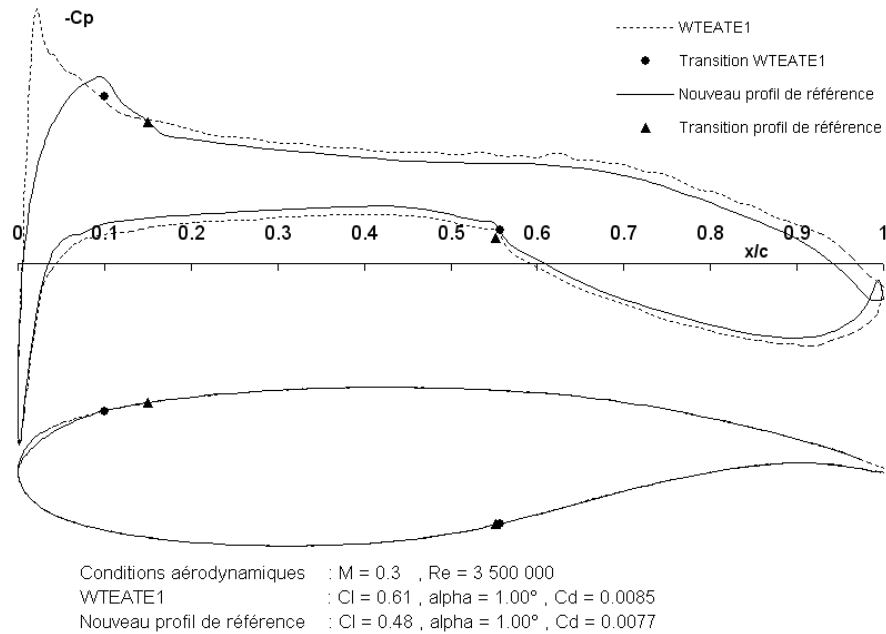


FIGURE 2.12 Comparaison entre le profil WTEATE1 et le nouveau profil de référence qui a été utilisé pour le projet

Comme le profil WTEATE1, le profil de référence ainsi obtenu possède des performances laminaires assez restreintes. Le bord d'attaque de ce profil et l'étendue de la paroi adaptable de 3% à 70% de la corde vont permettre de larges améliorations de l'étendue laminaire de la couche limite.

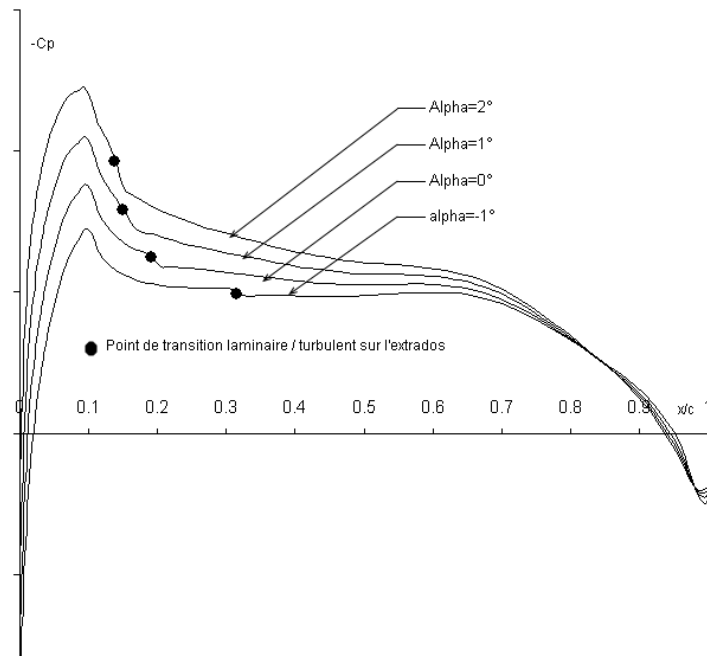


FIGURE 2.13 Distribution de pression sur l'extrados du profil de référence pour différents angles d'attaque (Mach=0.3)

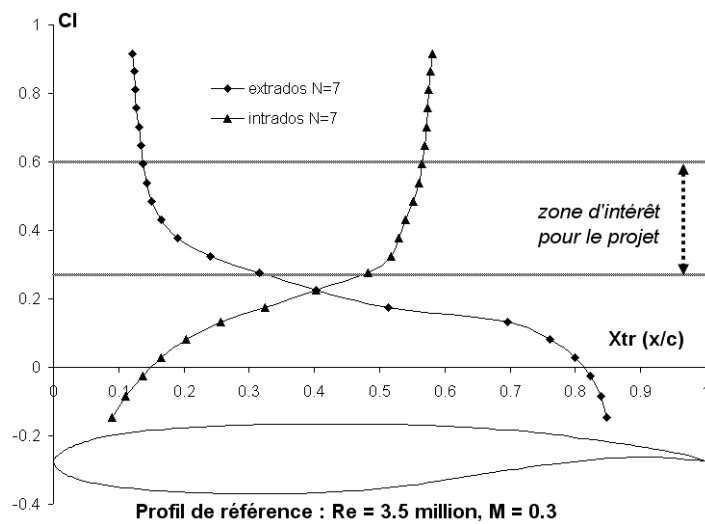


FIGURE 2.14 Transition laminaire/turbulente sur le profil de référence

Le profil de l'aile possède un bord de fuite tronqué. Pour des raisons de commodité d'utilisation du profil avec certains codes d'analyse de l'écoulement, une version du profil ayant un bord de fuite aigu a été réalisée et cette version est utilisée dans les deuxième et troisième chapitres. La version originale du profil avec le bord de fuite tronqué a cependant été conservée pour la réalisation de la maquette de soufflerie et pour les simulations du quatrième chapitre.

2.5 Méthode d'optimisation

La revue de la littérature de la section 2.2 sur les méthodes de conception de profil a montré que deux approches étaient possibles, directe et indirecte. Dans la suite de cette section, le choix de l'approche est justifié.

L'approche la plus utilisée pour concevoir des profils laminaires est l'approche indirecte avec une méthode de résolution inverse de l'écoulement. L'utilisation de cette méthode pour le projet nécessiterait l'obtention de 49 distributions de pression optimales correspondant aux 49 cas aérodynamiques. Généralement, l'expérience des aérodynamiciens est requise pour cette étape. Cependant, l'utilisation d'un algorithme d'optimisation est aussi envisageable. Obayashi et Takanashi (1996) ont paramétré la courbe de la distribution de pression cible à l'aide d'une courbe BSpline et optimisé cette distribution de pression avec un algorithme génétique afin de minimiser la traînée à portance constante.

La méthode directe présente l'avantage de partir du profil et elle ne nécessite pas de résolution inverse de l'écoulement. La géométrie est représentée par une courbe mathématique et la zone de modification peut être localisée sur une partie restreinte du profil. C'est un point important pour l'application au problème du profil adaptable du projet. De plus, certains types de courbes sont très représentatifs de la déformation naturelle d'un matériau flexible. Il a donc été décidé d'opter pour une approche directe.

Dans le cas de l'approche directe, le processus d'optimisation est assez classique et bien documenté (Quagliarella et al., 2000 ; Lépine et al., 2001 ; Keane et al., 2005 ; Amoignon, 2005 ; Painchaud-Ouellet et al., 2006). Il consiste à coupler un algorithme

d'optimisation à un modèle géométrique du profil ainsi qu'à un code d'analyse de l'écoulement. L'algorithme d'optimisation envoie les variables de design à tester au modèle de la peau flexible. Dans ce module, la géométrie du profil est construite en tenant compte des paramètres donnés par les variables de design du profil. Les performances aérodynamiques du profil généré sont ensuite analysées par le code de prédiction de l'écoulement. Finalement, les performances sont retournées à l'algorithme d'optimisation où la valeur de la solution est calculée. L'optimiseur génère ensuite une nouvelle solution à tester. Le processus itère ainsi jusqu'à ce que l'optimiseur atteigne un des critères de terminaison. À la fin de ce processus, la solution optimale trouvée par l'algorithme est retournée à l'utilisateur (Figure 2.15).

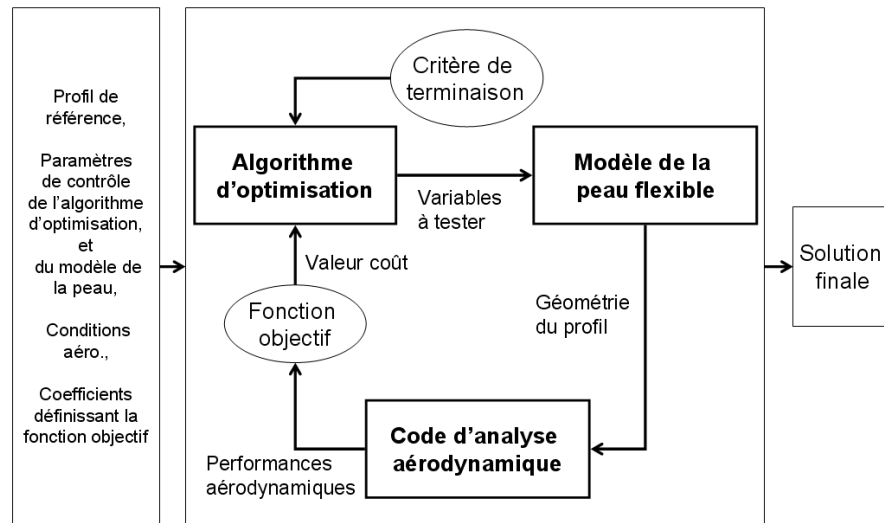


FIGURE 2.15 Schéma de principe du processus d'optimisation de la géométrie du profil

2.6 Code d'optimisation

2.6.1 Structure du code

Le code existant, utilisé dans Pagès (2007a), a été entièrement remanié de façon à accepter plus facilement des ajouts et des modifications. Le code principal est divisé en trois sous-routines regroupant respectivement les opérations de pré-optimisation, d'optimisation et de traitements post-optimisation. Les opérations de pré-optimisation

servent principalement à renseigner les variables d'entrée et à faire une analyse aérodynamique du profil non-modifié. Les performances aérodynamiques du profil initial sont utiles lors de l'optimisation car certaines contraintes sont en relation avec ces données (le coefficient de portance par exemple). Elles sont aussi utiles lors du traitement post-optimisation pour l'écriture du rapport de comparaison entre le profil initial et le profil modifié. La routine d'optimisation appelle l'optimiseur et transmet les informations nécessaires qui ont été recueillies lors du prétraitement. Lorsque l'optimiseur retourne sa solution finale, elle est envoyée à la routine de post-traitement. Cette routine génère le fichier de géométrie du profil modifié et en fait une analyse aérodynamique et géométrique complète. Cette analyse comprend l'écriture d'un fichier récapitulatif des coefficients aérodynamiques, des variables de couche limite, de la stabilité de la couche limite avec le critère de Michel, la distribution de pression, et une analyse de courbure de la géométrie. Enfin, un rapport d'optimisation est écrit où les conditions aérodynamiques, les performances comparées du profil initial et modifié, et les détails sur la solution optimisée y sont regroupés. La figure 2.16 présente un résumé de cette structure.

Le programme fait appel à trois modules : l'optimiseur, le modèle du profil paramétré et le code d'analyse de l'écoulement. La figure 2.17 montre l'utilisation des modules lors de l'exécution du programme.

La structure modulaire permet de facilement échanger un module par un autre, facilitant ainsi l'adaptabilité du code aux remplacements ou aux ajouts de fonctions. Un exemple de modification possible est montré à la figure 2.18. Dans cet exemple, l'analyse de l'écoulement sur le profil de référence n'est plus effectuée, à la place le code accède à ces données en consultant une base de données. Cette modification peut être utile lorsque la même optimisation est réalisée plusieurs fois afin de ne pas répéter constamment les opérations de pré-optimisation. Le module d'optimisation est également modifié pour accueillir une combinaison d'algorithmes, par exemple un algorithme génétique puis un algorithme à gradient. Cette méthode a notamment été utilisée par Vicini et al. (1999) afin d'augmenter l'efficacité de l'optimisation tout en conservant la robustesse de la méthode génétique. Le code pourrait également opter pour une analyse de l'écoulement haute fidélité pour effectuer le post-traitement de l'optimisation.

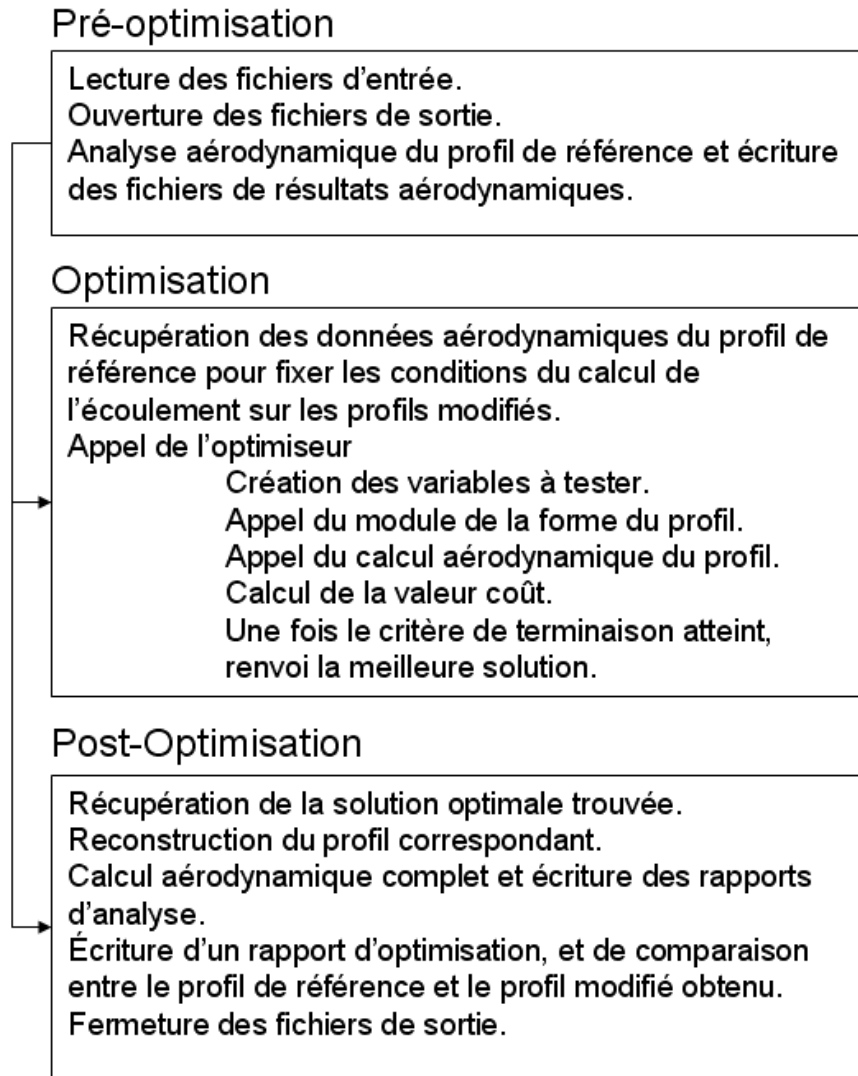


FIGURE 2.16 Structure de l'algorithme principal

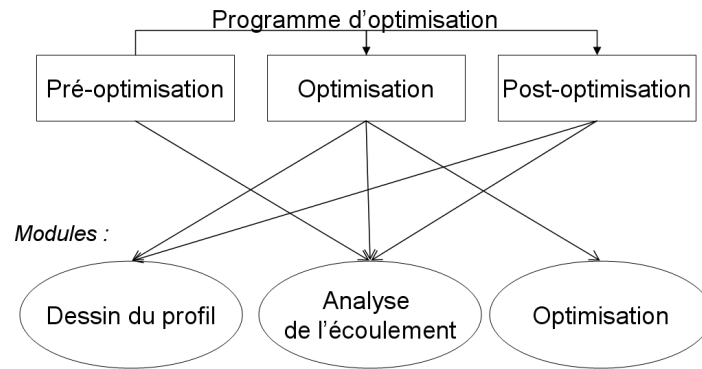


FIGURE 2.17 Structure modulaire du code

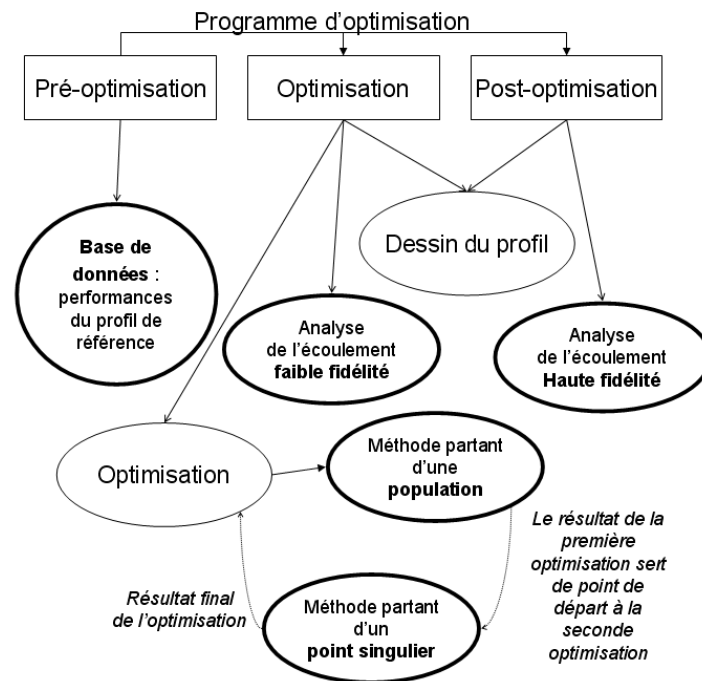


FIGURE 2.18 Exemple de modification possible du code d'optimisation

2.6.2 Modèle de la partie déformable

La multiplicité des formes pouvant être obtenues avec le modèle de l'aile est un élément important. En effet, une courbe très générale permet d'élargir le domaine de recherche de solutions et ainsi augmente les chances d'atteindre l'optimum global. Les formes aérodynamiques sont relativement bien connues et l'expérience dans ce domaine permet, sans trop de risques, la réduction du domaine de recherche aux formes qui ont potentiellement une chance d'être performantes. Ici, la courbe doit représenter l'extrados de 3% à 70% de la corde du profil. Cette région de la géométrie du profil est assez simple mais doit bien se raccorder à la géométrie fixe. En effet, la zone du bord d'attaque est très sensible à la courbure géométrique car elle influe largement sur la stabilité de la couche limite. Il faut donc également pouvoir contrôler la tangence et la courbure aux extrémités pour assurer une continuité géométrique d'ordre deux avec la partie fixe du profil de référence. Le modèle doit aussi être capable de générer des formes reconnues comme ressemblant à des profils aérodynamiques : les formes à boucles, les formes discontinues, les oscillantes et autres doivent être écartées du domaine de recherche. De plus, la courbe doit être paramétrée de façon à pouvoir facilement générer des formes différentes en modifiant les variables du paramétrage. Le nombre de paramètres doit être le plus restreint possible afin de diminuer le nombre de variables à optimiser et ainsi minimiser la durée de l'optimisation.

Mise à part la restriction du domaine de recherche pour le gain en temps de calcul, le choix du modèle géométrique comprend un autre enjeu. En effet, les formes obtenues à la suite de cette optimisation géométrique sont destinées à guider la conception de la maquette de l'aile adaptable. À ce sujet, deux approches s'opposent : la première consiste à choisir un modèle qui représente bien la déformation d'une plaque afin de simplifier la tâche des concepteurs. Dans ce cas c'est la « structure » qui restreint « l'aérodynamique ». L'autre approche est celle qui consiste à opter pour le modèle le plus général possible de façon à aller chercher les meilleures performances aérodynamiques mais cela complique la tâche des concepteurs. C'est alors « l'aérodynamique » qui tire la « structure » en lui lançant des défis de conception. Cette approche comprend le risque de passer beaucoup de temps sur une optimisation complexe pour obtenir une solution que le groupe de conception jugera trop complexe à réaliser. Mais, comme les meilleures performances sont toujours atteintes lorsque la conception comporte certains défis plutôt que lorsqu'elle est trop restreinte

dès le départ, il est important que les équipes travaillent en collaboration. En effet, « l'aérodynamique » doit être conscient des difficultés techniques et les mettre en relation avec les gains possibles afin de juger si les gains sont suffisants pour justifier les complications techniques.

Par exemple, on pourrait limiter le domaine de formes possibles à celles qui représentent les déformations naturelles d'une plaque ayant une rigidité constante. Cependant, l'utilisation des matériaux composites (solution qui a été choisie pour la fabrication de la paroi flexible) permet également la fabrication de plaque anisotrope à rigidité non-uniformément répartie. En effet, la construction en composite résine et fibre le permet par le choix de la répartition et l'orientation des fibres. Il est donc possible de pousser la conception plus loin puisque des solutions techniques existent et que les concepteurs sont prêts à les envisager.

Il faut aussi garder en tête que la généralisation de la courbe ne conduit pas forcément à une solution différente de celle utilisant une courbe plus spécifique mais bien choisie. Il est donc bon, lors de l'étude préliminaire, d'utiliser la courbe la plus générale possible afin d'explorer le domaine de recherche puis de le restreindre lorsque la zone d'intérêt est localisée.

Comme on cherche à représenter seulement une section de profil, une courbe mathématique classique est préférée aux courbes spécifiques utilisées en conception de profil entier tel que PARSEC ou Joukowski. Les courbes polynomiales sont peu commodes d'un point de vue ingénierie car les coefficients n'ont pas de sens géométriques intuitifs. Pour cette raison, différentes courbes ont été développées, notamment pour les logiciels de conception assistée par ordinateur.

La courbe d'Hermite est une courbe polynomiale modifiée pour être paramétrée par la position et les dérivées premières aux extrémités. La courbe quintique est une courbe d'Hermite dont le degré est augmenté à cinq pour supporter également les dérivées secondes aux extrémités. La courbe de Bézier, développée par l'ingénieur du même nom pour l'entreprise automobile Renault, permet de définir une forme avec de multiples points de contrôle. La courbe passe par les points extrêmes mais ne passe pas par les points de contrôle intermédiaires. Le degré de la courbe est lié au nombre

de points. Les dérivées premières et secondes des extrémités peuvent être contrôlées en imposant des conditions sur la position des deux points suivants ou précédents les points extrêmes. La courbe de Bézier rationnelle ajoute à chaque point un poids qui permet de moduler l'influence des points de contrôle. Cette formulation permet notamment de reproduire les courbes coniques.

Toutes ces courbes sont dites à contrôle global, c'est-à-dire que la modification d'un point affecte l'ensemble de la courbe. Pour certaines opérations de conception nécessitant un contrôle local, des formulations non-uniformes ont été développées. Dans ces formulations, le degré de la courbe est découplé du nombre de points de contrôle permettant ainsi une influence locale des polynômes d'influence. Les courbes B-Splines et NURBS (*Non-Uniform Rational B-Spline*) sont les versions non-uniformes des courbes Bézier et Bézier rationnelles respectivement. Le tableau 2.1 récapitule les courbes paramétrées par des points de contrôle.

	Uniforme	Non-uniforme
Homogène	Cubique ou Bézier	B-Spline
Rationnelle	Bézier Rationnelle	NURBS

TABLEAU 2.1 Récapitulatif des courbes paramétrées par des points de contrôles

Lorsque le nombre de points de contrôle est réduit, le contrôle ne peut pas être local. En effet, pour obtenir une courbe cubique (degré 3) l'ordre de la courbe doit être de quatre. Or chaque point affecte un nombre de segments de courbe égal à l'ordre. Si la courbe possède cinq points, les quatre segments de courbes sont affectés pour la modification d'un point, le contrôle est donc global (Piegl, 1997). Étant donné la faible complexité de la forme de l'extrados et la volonté de minimiser le nombre de points de contrôle, l'utilisation d'une courbe non-uniforme (permettant le contrôle local) n'est pas justifiée ici (Lee, 1999).

La courbe BSpline utilisée par Pagès (2007) dans l'étude préliminaire de ce projet comportait au maximum cinq points de contrôle (trois points mobiles), le contrôle était donc global. Dans la représentation de profil avec une courbe NURBS par Lépine et al. (2001), le nombre de points de contrôle au dessus de l'extrados se limite à trois ou

quatre. Ces références donnent un ordre de grandeur du nombre de points de contrôle nécessaires. L'utilisation de courbes rationnelles permet d'élargir les possibilités de formes mais à l'inconvénient d'ajouter des paramètres (les poids). La construction et l'interpolation par courbe paramétrique sont deux choses différentes. La construction consiste à agir sur les points de contrôles qui définissent la courbe. L'interpolation est un processus de minimisation de la distance entre une courbe et une série de points. Lors d'une interpolation la courbe passe donc par les points mais le contrôle de la courbe est indirect. L'interpolation n'est pas à privilégier dans ce genre de problème de dessin de profil aérodynamique.

Finalement, une formulation de la courbe de Bézier (Figure 2.19) a été utilisée tout en gardant la possibilité d'évoluer vers la version rationnelle au besoin. L'algorithme optimisé de De Casteljau donné dans *The NURBS Book* (Piegl, 1997) a été codé.

La courbe de Bézier se définit comme ceci :

Expression générale :

$$\overrightarrow{C(u)} = \sum_{i=0}^n B_{i,n}(u) \overrightarrow{P_i} \quad \text{avec } 0 \leq (u) \leq 1 \quad (2.1)$$

Avec C la courbe, u le paramètre, $B_{i,n}$ le polynôme de Bernstein et P_i les points de contrôle.

Expression du polynôme de Bernstein :

$$B_{i,n}(u) = \frac{n!}{i!(n-i)!} u^i (1-u)^{n-1} \quad (2.2)$$

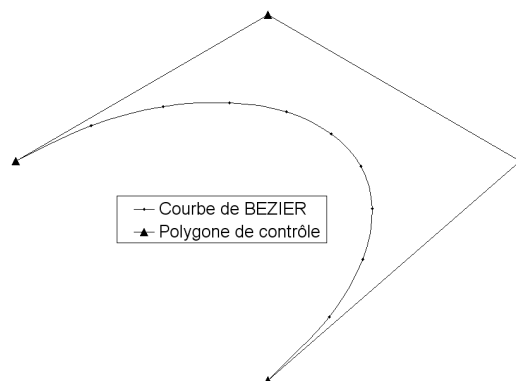


FIGURE 2.19 Polygone de contrôle de la courbe de Bézier

Expression de la première dérivée et seconde dérivée aux extrémités :

$$\left\{ \begin{array}{l} \overrightarrow{C(0)'} = n(\overrightarrow{P_1} - \overrightarrow{P_0}) \\ \overrightarrow{C(1)'} = n(\overrightarrow{P_n} - \overrightarrow{P_{n-1}}) \\ \overrightarrow{C(0)''} = n(n-1)(\overrightarrow{P_0} - 2\overrightarrow{P_1} + \overrightarrow{P_2}) \\ \overrightarrow{C(1)''} = n(n-1)(\overrightarrow{P_n} - 2\overrightarrow{P_{n-1}} + \overrightarrow{P_{n-2}}) \end{array} \right. \quad (2.3)$$

Il existe deux types de continuité pour connecter deux courbes : la continuité paramétrique et la continuité géométrique. En dérivant la fonction paramétrique de la courbe, les éléments qui définissent les deux types de continuité apparaissent :

$$\left\{ \begin{array}{l}
\overrightarrow{C(u)'} = \frac{\partial \overrightarrow{C(u)}}{\partial u} = \|\overrightarrow{C(u)'}\| \overrightarrow{t(u)} \\
\overrightarrow{C(u)''} = \frac{\partial \overrightarrow{C(u)'}}{\partial u} = \frac{\partial}{\partial u} [\|\overrightarrow{C(u)'}\| \overrightarrow{t(u)}] \\
= \frac{\partial}{\partial u} [\|\overrightarrow{C(u)'}\|] \overrightarrow{t(u)} + \|\overrightarrow{C(u)'}\|^2 k(u) \overrightarrow{n(u)} \\
\overrightarrow{t(u)} = \text{vecteur unitaire tangent} \\
\overrightarrow{n(u)} = \text{vecteur unitaire normal} \\
\|\overrightarrow{C(u)'}\| = \text{norme de la dérivée ou tension de tangence (notée } K) \\
k(u) = \text{courbure} \\
\frac{\partial}{\partial u} [\|\overrightarrow{C(u)'}\|] = \text{accélération tangentielle (notée } C)
\end{array} \right. \quad (2.4)$$

La continuité paramétrique C0, C1, C2 entre la fin d'une courbe (noté 1) et le début d'une autre courbe (noté 2) se définit par l'égalité des points de début et de fin (C0), l'égalité des premières dérivées (C1), et l'égalité des dérivées secondes (C2).

La continuité paramétrique comprend donc (en deux dimensions) l'égalité de six paramètres ($x1(1) = x2(0), x1'(1) = x2'(0), x1''(1) = x2''(0), y1(1) = y2(0), y1'(1) = y2'(0), y1''(1) = y2''(0)$).

La continuité géométrique G0, G1, G2 se définit par l'égalité des points de début et de fin (G0), l'égalité de la direction de tangence (pas la norme) (G1) et l'égalité de la courbure (G2).

La continuité géométrique nécessite donc moins de conditions ($x1(1) = x2(0), y1(1) = y2(0), (x2'(1), y2'(1)) = K * (x1'(0), y2'(0)), courbure1(1) = courbure2(0)$).

La courbe paramétrique qui définit la partie modifiable du profil doit s'insérer dans la géométrie du profil définie par une série de points (partie rigide). La définition d'une courbe par une série de points n'est pas paramétrique, il faut donc se con-

tenter d'une continuité géométrique. La connexion d'une courbe géométrique avec une courbe paramétrique fait donc apparaître un paramètre de tension de tangence K , et un paramètre d'accélération tangentielle C . Ces deux paramètres font le lien entre la continuité paramétrique définie d'un côté et la continuité géométrique définie de l'autre. Le tableau 2.2 récapitule la formulation des conditions de continuité.

Courbe Géométrique 1		Courbe Paramétrique 2	Egalité
G0	$x1(1)$	$x2(0)$	$x1(1) = x2(0)$
	$y1(1)$	$y2(0)$	$y1(1) = y2(0)$
G1	$\underline{t}_{unitaire}(u1(1), v1(1))$	$(x'2(0), y'2(0))$	$(x'2(0), y'2(0)) = K * (u1(1), v1(1))$
	$u1(1)$		$x'2(0) = K * u1(1)$
	$v1(1)$		$y'2(0) = K * v1(1)$
G2	$k1(1)$ courbure (scalaire)	$(x''2(0), y''2(0))$	$(x''2(0), y''2(0)) = C * (u1(1), v1(1)) + K^2 * k1 * (-v1(1), u1(1))$
		$x''2(0)$	$x''2(0) = C * u1(1) + K^2 * k1 * -v1(1)$
		$y''2(0)$	$y''2(0) = C * v1(1) + K^2 * k1 * u1(1)$

TABLEAU 2.2 Conditions de continuité

Les directions de tangence et de courbure à 3% et 70% de la corde de l'extrados du profil de référence ont été obtenues à l'aide du logiciel MATLAB en utilisant une interpolation B-Spline de la géométrie puis en dérivant les polynômes de définition de la courbe d'interpolation. Le contrôle de la continuité nécessite trois points. Pour contrôler la position, la tangence et la courbure des extrémités de la peau flexible, il faut donc six points. La position de ces points est définie par les données provenant du profil de référence : la position des extrémités, les directions de tangence et courbure, et quatre paramètres supplémentaires, soit les deux tensions de tangence et les deux coefficients d'accélération tangentielle. Pour modifier la courbe, on peut agir sur les quatre paramètres et ajouter des points de contrôle entre les points nécessaires aux continuités. Ces points sont définis par leur position dans le plan. Les quatre paramètres complémentaires peuvent être fixés à une valeur qui semble convenir ou bien être des variables d'optimisation, de même que les positions des points de contrôle complémentaires peuvent être fixées ou variables.

La figure 2.20 présente une courbe de Bézier respectant la continuité G2 avec le profil de référence. En plus des six points de contrôle nécessaires à cette continuité, la courbe est présentée avec deux points de contrôle supplémentaires.

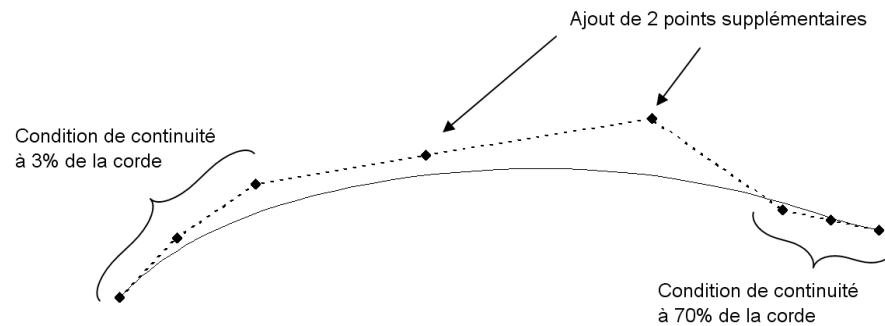


FIGURE 2.20 Courbe de Bézier respectant les conditions de continuité requises pour s'adapter au profil de référence

2.6.3 Code d'analyse de l'écoulement

Le code Xfoil de Mark Drela (2001) a été choisi pour analyser l'écoulement lors du processus d'optimisation. Ce code a été créé en 1986 pour analyser et dessiner des profils aérodynamiques dans le domaine subsonique incompressible. L'analyse par le code Xfoil permet d'obtenir les résultats de l'écoulement visqueux et une prédiction de la position de la transition laminaire-turbulente dans un temps très court. De plus, ce code permet de faire des analyses à coefficient de portance donné, ce qui est très avantageux pour l'optimisation du profil dans ce projet. Le code a aussi l'avantage de pouvoir facilement être intégré dans un code « maison ».

L'analyse est basée sur un couplage visqueux/non-visqueux par le modèle des vitesses de transpiration (Morino et al., 1995). Le calcul non-visqueux utilise une méthode des panneaux basée sur la formulation des lignes de courant avec une répartition linéaire de tourbillons. Le profil est découpé en panneaux supportant une distribution linéaire de tourbillons et une source. Le sillage est lui aussi modélisé et segmenté en panneaux supportant une source. Le champ de vitesse est calculé en superposant l'écoulement plan uniforme, la distribution de tourbillons et les sources du profil et du sillage. Le système d'équations est complété par une formulation explicite de la condition de Kutta au bord de fuite.

L'écoulement visqueux dans la couche limite laminaire et la couche limite turbulente est calculé par une formulation intégrale à deux équations fermée par une équation de

dissipation. Cette formulation à deux équations (quantité de mouvement et énergie cinétique) a été choisie par Mark Drela pour permettre la description des régions faiblement séparées. Les formulations à une équation ne sont généralement pas en mesure de poursuivre le calcul de la couche limite une fois la séparation détectée. Les équations de résolution de la couche limite du code Xfoil sont détaillées dans Drela et al. (1987).

À chaque itération visqueuse/non-visqueuse, la transition est prédite par un critère basé sur la méthode du facteur N (détaillé dans la section 1.3). La position de la transition détermine ensuite les zones d'utilisation des équations de couche limite laminaire et de couche limite turbulente.

La méthode du facteur N implémentée dans Xfoil est une version simplifiée nommée méthode de l'enveloppe. Dans cette méthode, le facteur de forme est considéré constant et les enveloppes des taux d'amplification sont approximées par des lignes droites. La différence de résultat entre la méthode non simplifiée et cette méthode est à l'intérieur de l'incertitude du choix du facteur N qui existe dans les deux méthodes.

Le choix du facteur N est principalement guidé par l'intensité de la turbulence de l'écoulement entrant. Par exemple, le N critique est plus élevé pour un avion évoluant en altitude que pour un essai en soufflerie. Il est aussi influencé par les vibrations de l'aile, ainsi le N critique est plus élevé pour un planeur et moins élevé pour un avion à cause des vibrations engendrées par le système de propulsion. Dans la documentation du code Xfoil, Mark Drela donne certaines valeurs du N critique (voir tableau 2.3).

Situation	N critique	$A/A_0 = e^{N_{crit}} \approx$
Planeur	12 à 14	163 000 à 1 203 000
Avion à hélice	11 à 13	60 000 à 442 000
Soufflerie faible turbulence	10 à 12	2 000 à 163 000
Soufflerie classique	4 à 9	55 à 8100

TABLEAU 2.3 Exemples de valeur du N critique

Mack (1977) propose une relation empirique reliant le niveau de turbulence et le facteur N critique.

$$N_{crit} = -8.43 - 2.4 * \ln(T) \quad (2.5)$$

Où T est le taux de turbulence.

Les spécifications de la soufflerie qui est utilisée pour les essais au centre de recherche IAR-CNRC à Ottawa indique que le taux de turbulence est de $T=0.14\%$. Le N critique correspondant à ce niveau de turbulence par la relation de Mack est N critique = 7.34. L'arrondie de cette valeur, N critique égale 7 a été utilisé pour les calculs (choix conservatif).

Dans Xfoil, les coefficients de portance et de moment sont calculés par l'intégration de la pression à la surface du profil. La traînée est calculée par l'analyse de l'épaisseur de moment dans le sillage à une corde de longueur derrière le profil en appliquant la formulation de Squire-Young. Le code décompose également la traînée visqueuse en une composante de friction et une composante de pression. Le coefficient de traînée de friction est calculé en intégrant le coefficient de friction sur le profil et la traînée de pression est déduite en retirant la traînée de friction à la traînée totale visqueuse. Cette méthode est employée car le calcul de la traînée de pression par intégration de la pression sur le profil, qui semble la solution la plus directe, est en fait source d'erreur à cause du bruit numérique.

Pagès a effectué, dans le cadre de ce projet, une validation du code Xfoil à l'aide de comparaison avec des données expérimentales sur les profils S825 et NLF0416 (Pagès, 2007a). Cette étude a montré que Xfoil permet d'obtenir des résultats appropriés pour les conditions aérodynamiques du projet (basses vitesses, faibles angles d'incidence, nombre de Reynolds aux alentours de trois millions).

2.6.4 Algorithme d'optimisation

Un algorithme d'optimisation a pour objectif d'aboutir à une solution minimisant une fonction coût (dans un problème de minimisation). Les algorithmes d'optimisation sont très nombreux et performant plus ou moins bien selon le type de problèmes (Vanderplaats et al., 1984). Le cas d'optimisation de profil aérodynamique est un problème non-linéaire pour lequel aucune méthode ne garantit l'obtention de l'optimum global. Parmi les méthodes d'optimisation capables de s'attaquer à ce genre de problème, l'une des plus robustes est la méthode génétique (Chambers, 1995 ; Mitchell, 1996 ; Gen et al., 1997). La robustesse de l'algorithme génétique vient de sa capacité à sortir des optima locaux. Néanmoins, cette robustesse vient au détriment de la rapidité à converger car l'algorithme nécessite beaucoup d'évaluations de solutions potentielles. Cette méthode est couramment utilisée dans les phases préliminaires d'optimisation pour détecter approximativement la zone de minimum global. Dans une phase plus avancée, la solution peut alors servir de point de départ à une méthode de gradient qui permet de converger rapidement et précisément vers l'optimum mais qui n'est pas capable de sortir d'un minimum local.

Pour ce projet, c'est l'utilisation d'un algorithme génétique qui a été prescrite, et le code qui a été intégré dans le code d'optimisation est GENIAL (Widell, 1998). La méthode génétique repose sur le principe de la sélection naturelle permettant l'évolution des espèces. Le point de départ est une population d'individus sélectionnés aléatoirement ou non dans l'espace de recherche. L'individu représente une solution possible et il est défini par les variables d'optimisation. Partant de cette population, l'algorithme va faire évoluer la population de génération en génération. Comme dans la nature où seuls les individus les plus forts résistent et transmettent leur patrimoine génétique, le code va faire évoluer la population de façon à obtenir des individus minimisant le plus possible la fonction coût. Pour cela l'algorithme itère le processus suivant : reproduction, mutation, sélection. Lors de la reproduction, des individus de la population sont regroupés en paires, puis produisent les individus de la génération suivante en croisant, à la manière des chromosomes dans le vivant, les caractéristiques des vecteurs représentant les variables d'optimisation. Aléatoirement l'algorithme procède à certains changements dans les « chromosomes ». Ces mutations interviennent suivant une probabilité déterminée par l'utilisateur. Cette étape permet de se déplacer dans l'espace de recherche autrement que par la reproduction, et elle

est essentielle pour faire avancer l’optimisation. Autrement, cette dernière serait trop restreinte par le choix de la population de départ. Enfin, la sélection permet de ne garder que les meilleures solutions pour la génération suivante. Ainsi, la taille de la population est gardée constante.

Les paramètres de réglage de l’algorithme sont : la taille de population, la probabilité des mutations et les critères d’arrêt de l’optimisation. Parfois certains modèles de reproduction et de mutation peuvent également être choisis. La taille de la population doit être suffisante pour assurer la coexistence d’une diversité de solutions, afin d’augmenter les chances d’obtenir une solution globale. En général, il est recommandé d’utiliser une probabilité de mutation de 30%. Pour ce qui est du critère d’arrêt, il est simple d’utiliser un nombre limité d’évaluations car l’avancement de l’algorithme est très irrégulier : il peut y avoir de longue période sans progrès puis une mutation crée un meilleur individu et ses caractéristiques (son gène) mettent ensuite plusieurs générations à se répandre dans la population. Il est donc délicat d’utiliser un critère d’arrêt basé sur un nombre d’itérations sans amélioration.

2.7 Définition du problème d’optimisation

Jusqu’à présent les différents éléments du processus d’optimisation ont été décrits (modèle de la partie déformable, code d’analyse de l’écoulement et algorithme d’optimisation). Cette section et les deux suivantes s’attachent à définir et paramétrer le problème d’optimisation.

L’objectif de l’optimisation est de déterminer la meilleure forme possible pouvant être prise par la peau flexible dans chacune des conditions aérodynamiques dictée par la matrice de cas. Contrairement à une conception de profil classique où on cherche à obtenir un profil capable de performer dans un domaine de conditions aérodynamiques large, ici l’objectif est d’obtenir une série de profils spécifiquement optimisés pour des conditions aérodynamiques précises. Ainsi lors de l’utilisation de l’aile, c’est le système d’adaptabilité de la forme qui va permettre à l’aile d’évoluer dans différentes conditions de vol avec des performances optimales. L’opération n’est donc pas une optimisation multipoints mais plusieurs optimisations mono-point.

Pour bien définir le problème d'optimisation, il faut définir correctement ce qui est entendu par la performance du profil. L'objectif de l'aile adaptable est la réduction de la traînée. Le moyen qui est exploré ici est le contrôle de la couche limite pour la réduction de la traînée de friction. Enfin, l'indicateur du contrôle de la couche limite est la position de la transition. La performance du profil dépend alors du niveau de l'observateur. En classant ces objectifs en ordre décroissant on obtient : réduction de la traînée visqueuse, réduction de la traînée de friction, recul de la transition. L'objectif du projet est le contrôle de la couche limite et cet objectif sera validé par l'observation de la position du point de transition lors des essais en soufflerie. Les profils optimisés doivent donc assurer un recul de la transition suffisamment important pour qu'il puisse être observé lors des expériences. La réduction de traînée visqueuse, qui sera également évaluée expérimentalement, est aussi un point important dans la définition de la performance que l'on cherche à maximiser.

Ainsi, la performance du profil se définit par une large augmentation de l'étendue de la couche limite laminaire et une diminution de la traînée visqueuse du profil. De plus, la performance aérodynamique du profil doit se comparer à portance constante. En effet, imaginons l'utilisation du système adaptable en vol : en arrivant en phase de croisière, le pilote actionne le système adaptable pour réduire sa consommation de carburant, sa vitesse et son altitude doivent donc rester constantes. La modification de l'aile va normalement diminuer sa traînée et changer légèrement sa portance. Pour compenser ces deux effets, le pilote devra donc diminuer la poussée des moteurs et modifier légèrement l'angle d'incidence. Il est intéressant également de se demander comment la modification de l'aile va influencer la stabilité de l'appareil, notamment à cause d'une modification potentielle du moment aérodynamique de l'aile. La modification du moment pourrait être compensée par une modification du trime du stabilisateur arrière mais cela pourrait ajouter de la traînée. Pour éviter ces problèmes qui viendraient à l'encontre de la sécurité et du gain en traînée totale de l'appareil, il serait intéressant d'explorer la possibilité de minimiser la modification du moment aérodynamique.

2.8 Paramètres de l'optimisation

Dans cette section, les paramètres de fonctionnement de chacun des modules sont détaillés. Certains choix de paramètres sont triviaux et d'autres, au contraire, nécessitent une étude paramétrique (voir section 2.9). Dans un premier temps, les paramètres et variables de chaque module sont listés (tableau 2.4). Dans un deuxième temps, les plus problématiques sont explicités. Cette étape permet de régler l'optimisation pour qu'elle puisse remplir les objectifs cités à la section précédente.

Module	Paramètres
Peau flexible	Coordonnées des extrémités Directions de tangence à chaque extrémité Courbures à chaque extrémité Tensions de tangence à chaque extrémité Accélération tangentielle à chaque extrémité Coordonnées des points de contrôle supplémentaires
Analyse de l'écoulement	Nombre de Mach et de Reynolds Coefficient de portance cible ou angle d'attaque
Fonction objectif	Fonction $obj = A \cdot x_{tr} \cdot T^A B + C \cdot Cd^A D + E \cdot \text{abs}(\alpha_{am} - \alpha_{rf})^A F + G \cdot \text{abs}(Cm_{am} - Cm_{rf})^A H + I \cdot \text{GRAD} + J \cdot \text{QLTM}$; les coefficients A à J sont donc à définir
Algorithme d'optimisation	Critère de terminaison : nombre de générations Nombre d'individus de la génération de départ Variables à optimiser Bornes inférieures et supérieures pour chaque variable

TABLEAU 2.4 Liste des paramètres principaux de l'optimisation

La fonction objectif permet d'associer une valeur de performance à la solution qui est testée. La difficulté de l'optimisation est d'exprimer la fonction objectif et les contraintes de façon à ce qu'elles représentent les objectifs énoncés. La définition de la performance du profil optimal peut s'exprimer de différentes manières : soit par la minimisation du coefficient de traînée ou par la maximisation de la zone laminaire. Le nombre de Reynolds et le nombre de Mach sont imposés par la matrice de cas. La contrainte sur le coefficient de portance impose que le profil optimisé ait la même

portance que le profil de référence.

Pour respecter cette contrainte deux solutions sont possibles :

Première possibilité : l'angle d'incidence est ajouté aux variables d'optimisation et l'algorithme cherche à obtenir l'angle permettant de minimiser la différence entre le coefficient de portance du profil testé et celui qui est ciblé. La fonction objectif devient alors :

$$\begin{cases} F = \text{Fonction objectif} \\ F = \text{terme sur la traînée ou la transition} + A|Cl - Cl_{cible}| \end{cases} \quad (2.6)$$

Le coefficient multiplicateur A doit être choisi de façon à répartir correctement les efforts d'optimisation entre la performance et le respect de la contrainte.

La seconde possibilité est d'effectuer le calcul aérodynamique directement au coefficient de portance cible (option disponible dans le code Xfoil). L'angle d'attaque n'est donc plus une variable que l'algorithme doit optimiser, mais plutôt le résultat de l'analyse de l'écoulement. Cette solution est beaucoup plus efficace que la précédente car elle soulage l'optimisation d'une variable tout en assurant le respect de la contrainte.

Pour minimiser la modification de coefficient de moment, on peut également ajouter à la fonction objectif le terme suivant :

$$\begin{cases} F = \text{Fonction objectif à minimiser} \\ F = \text{terme sur la traînée ou la transition} + G|Cm - Cm_{cible}| \end{cases} \quad (2.7)$$

Comme pour la portance, le coefficient multiplicateur G doit être choisi de façon à répartir correctement les efforts d'optimisation entre la performance et le respect de la contrainte.

La mise à l'écart des formes non-réalistes s'effectue tout d'abord en restreignant le déplacement des points de contrôle de la courbe de Bézier. Si malgré cela, cer-

taines formes étranges sont générées, il est peu probable que le code d'analyse de l'écoulement soit capable de converger ou alors la performance du profil sera très médiocre. Lorsque Xfoil ne parvient pas à obtenir une solution convergée, une valeur coût très élevée est directement associée à cette solution. Dans les deux cas, elle n'est donc pas sélectionnée pour la génération suivante.

Le nombre d'itérations maximal autorisé pour le couplage visqueux/non-visqueux du code d'analyse de l'écoulement joue un rôle important sur la durée de l'optimisation. En effet, si ce nombre est trop faible, certaines solutions, même viables, risquent d'être écartées à cause de la non-convergence du code. Cependant en général les profils qui ont des formes acceptables convergent assez rapidement. Au contraire, si le nombre d'itérations est trop élevé, le code risque de passer beaucoup de temps à essayer, en vain, de faire converger des profils aux formes étranges. Il faut donc trouver un compromis. En général le couplage nécessite une dizaine d'itérations, cependant pour les profils plus complexes ayant par exemple un bord de fuite avec un point d'inflexion, comme c'est le cas du profil du projet, la convergence peut nécessiter un nombre d'itérations double voir triple.

L'optimisation porte sur la forme de la partie adaptable du profil. Les variables d'optimisation sont donc les paramètres définissant la courbe de Bézier : les tensions de tangence, les coefficients d'accélération tangentielle, et les coordonnées des points de contrôle supplémentaires.

Le nombre de points de contrôle est à définir : pas assez nombreux, les possibilités de courbes sont trop restreintes ; trop nombreux, l'optimisation est ralentie et l'ordre de la courbe est trop élevé ce qui peut provoquer une instabilité de la géométrie.

2.9 Étude paramétrique

L'étude paramétrique a pour but de tester le code d'optimisation avec différents réglages et d'en relever les performances soit la qualité des résultats et l'efficacité de l'optimisation. L'efficacité de l'optimisation est le rapport entre la qualité du résultat et le temps de calcul nécessaire pour l'obtenir.

2.9.1 Réglage des paramètres de l'algorithme d'optimisation

Dans un premier temps, il est utile de pouvoir visualiser le domaine de recherche de solutions. Cette visualisation renseigne sur la forme du domaine où l'optimiseur va se déplacer pour chercher un minimum. La zone du minimum global peut être détectée, ainsi que la présence ou non de minima locaux. Pour tracer le domaine de recherche et le visualiser, on définit un problème à deux variables. La visualisation s'effectue ensuite en traçant les deux variables dans un plan (deux dimensions) puis la performance dans la troisième dimension (figure 2.21). Le cas d'optimisation choisi est un cas avec un point de contrôle. Les deux variables d'optimisation sont les coordonnées du point de contrôle, les autres coefficients de définition de la courbe étant fixés à des valeurs appropriées. La fonction objectif est orientée majoritairement sur la minimisation du C_d et faiblement sur le recul de la transition. Le nombre de Reynolds est de trois millions et le coefficient de portance cible correspond à celui du profil de référence pour une incidence d'un degré.

On peut voir sur la figure 2.21 que le domaine de recherche est lisse et il ne semble pas posséder de minima locaux. Pour ce cas à deux variables, la recherche de l'optimum est assez simple et convient donc bien pour les tests préliminaires de l'optimiseur. La meilleure valeur obtenue pour la fonction objectif est 11.524 avec la solution (0.672 ; 0.112). À la vue du domaine de recherche, on peut supposer qu'un optimiseur à gradient, par exemple, serait peut-être plus efficace mais le choix d'un optimiseur de type génétique permet une robustesse plus importante, ce qui est nécessaire lorsque le nombre de variables augmente et la fonction objectif se complexifie. Ensuite, l'optimiseur est lancé deux fois consécutivement avec le même réglage. Une grande population et un grand nombre de générations sont choisis et le comportement de l'optimiseur est observé (figure 2.22). Les deux solutions obtenues par l'optimiseur ne sont pas exactement identiques mais elles sont très similaires (moins de 1% de différence).

Différentes tailles de population et de nombre de générations sont ensuite testées. Le but est d'obtenir le réglage permettant de réduire au maximum le nombre total d'évaluations tout en obtenant des résultats assez similaires par rapport à ceux obtenus avec un nombre plus important.

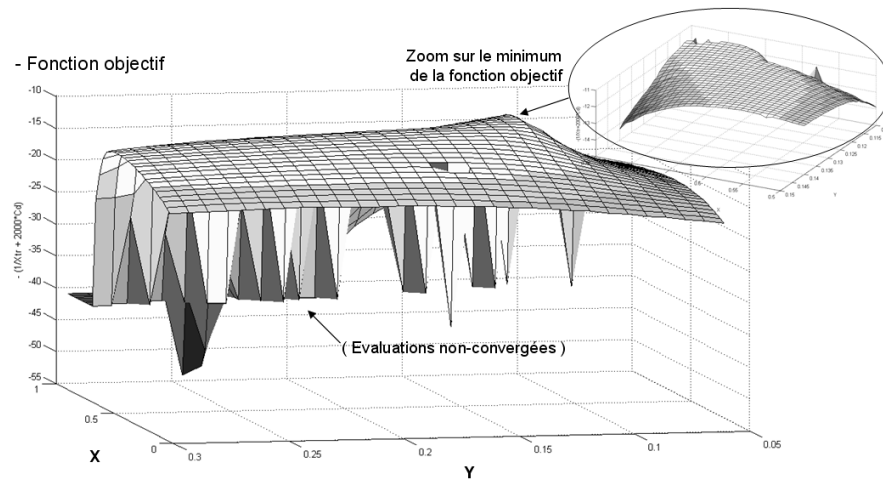


FIGURE 2.21 Forme du domaine de recherche pour le problème à deux variables

Sur la figure 2.23, la trace de l'optimiseur est présentée pour une population de 21 individus et de 11 générations. Les deux solutions obtenues par l'optimiseur sont assez différentes. Lors du premier essai (à gauche), l'optimiseur a eu la chance de tomber sur un très bon individu lors de la sélection aléatoire de la population initiale et il a ensuite progressé faiblement. Au contraire lors du second essai (à droite), l'optimiseur a eu moins de chance lors de la sélection de la population car très peu d'individus ont été pris dans la zone du minimum. Finalement, l'algorithme a obtenu sa meilleure solution lors de la construction de la dernière génération grâce à une mutation. C'est pour cette raison que l'on peut observer que la solution finale est isolée. Dans cette situation, l'algorithme aurait eu besoin de plusieurs générations supplémentaires afin de propager les caractéristiques de ce nouveau gène performant dans le reste de la population.

Deux autres historiques de l'évolution de l'algorithme de recherche sont présentés sur la figure 2.24. Le premier privilégie le nombre de générations alors que le second privilégie une grande population de départ. Il est intéressant d'observer l'évolution de l'optimisation. Il est par contre difficile de tirer des généralités sur le réglage à utiliser car l'avancement est beaucoup influencé par le hasard et la progression est irrégulière à cause des mutations. De plus, chaque cas d'optimisation nécessiterait un réglage

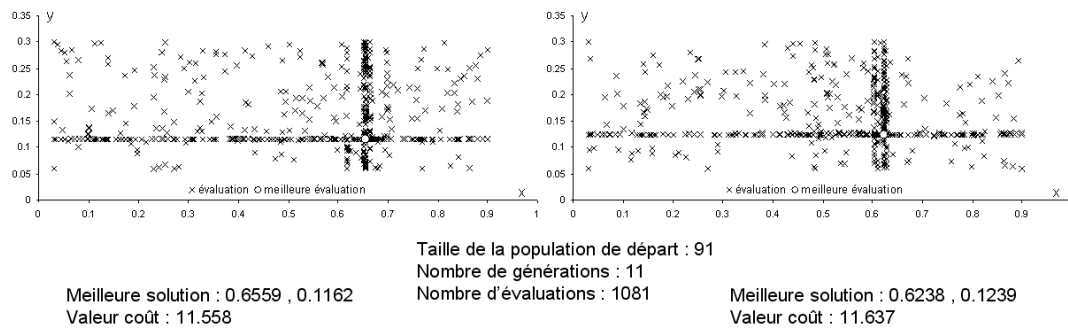


FIGURE 2.22 Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux réglages identiques avec beaucoup d'évaluations

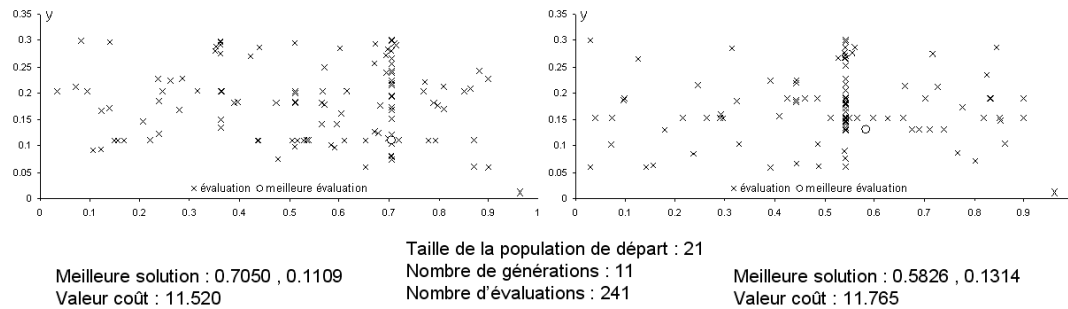


FIGURE 2.23 Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux réglages identiques avec un faible nombre d'évaluations

différent surtout si des variables à optimiser sont ajoutées. Grefenstette (1986) et Freisleben et al. (1993) ont même utilisé un algorithme d'optimisation pour obtenir le meilleur réglage pour leur algorithme génétique. Même si ces tests ne permettent pas d'obtenir le réglage optimal de l'algorithme, ils permettent de valider la capacité de l'algorithme à obtenir des solutions qui sont proches de l'optimum, de se familiariser avec son comportement, et de donner un ordre de grandeurs pour les paramètres de réglage. L'exemple de la figure 2.24 montre qu'il est préférable, à un nombre d'évaluations constantes, d'opter pour une plus grande population initiale plutôt que d'opter pour un très grand nombre de générations. En effet, la multiplicité des solutions initiales permet d'enrichir la population en allèles potentiellement intéressantes.

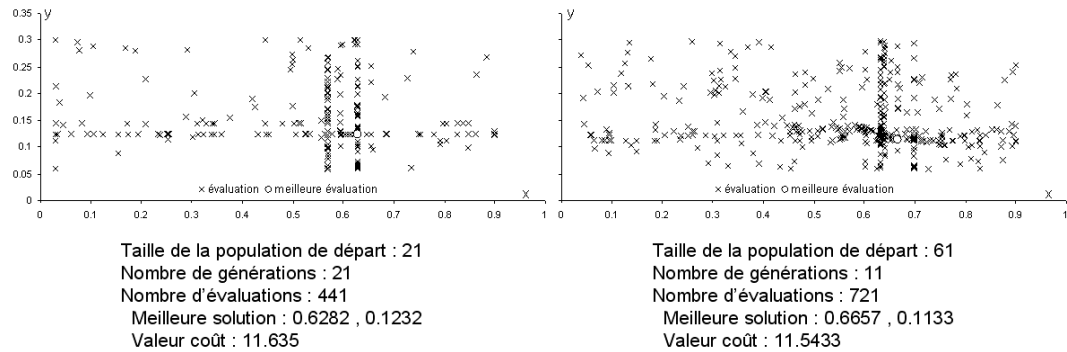


FIGURE 2.24 Évolution des variables testées par l'optimiseur pour deux différents paramètres d'optimisation

On remarque également que l'algorithme a tendance à se déplacer principalement à l'horizontale et à la verticale de la meilleure solution qu'il possède. On aurait peut-être désiré qu'il se déplace suivant d'autres directions. Plusieurs types de modèle de reproduction, de croisement et de mutation ont été testés mais cette étude n'a pas abouti à un comportement différent.

2.9.2 Détermination de la fonction objectif

La définition de la fonction objectif est un élément très important. Cette fonction fait le lien entre l'optimiseur et le profil testé. Il est déterminant qu'elle oriente l'optimisation vers les objectifs voulus. Il a été discuté que deux formulations étaient possibles : une maximisation de la position de la transition sur l'extrados du profil ou une minimisation de la traînée visqueuse. En utilisant les résultats obtenus précédemment pour visualiser le domaine de recherche, un graphique de Pareto est obtenu en positionnant les individus en fonction de leur performance en traînée et en transition (figure 2.25).

Il est observé que, en imaginant l'enveloppe inférieure gauche du nuage de points (front de Pareto), la diminution de traînée par le recul de la transition est effective jusqu'à un certain point. Au delà de ce point, le gain de quelques pourcents de zone laminaire supplémentaire entraîne une augmentation importante de la traînée.

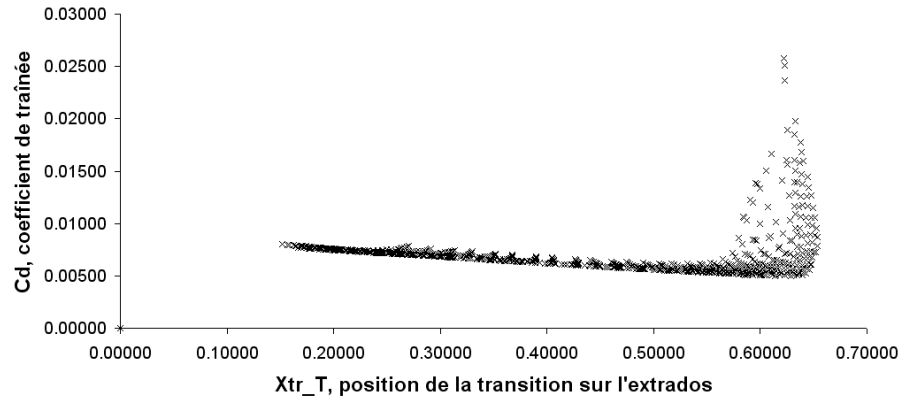


FIGURE 2.25 Coefficient de traînée en fonction de la position de la transition sur l'extrados du profil, $Re=3 \text{ mil.}$, $Cl= 0.48$

Hoerner (1965) explique qu'au-delà de 70% les pertes dues à la pression à l'arrière du profil augmentent à un tel point que l'effet bénéfique de la laminarisation sur la traînée totale pourrait être réduit jusqu'à être annulé. Une optimisation sur la transition uniquement aboutirait à des solutions ayant une traînée trop élevée alors qu'une optimisation sur la traînée uniquement permettrait de remplir les objectifs de fort recul de la transition accompagnée d'une importante réduction de la traînée. Il est évident que doubler la traînée pour gagner quelques dixièmes de pourcent de corde sur la zone laminaire n'est pas souhaitable. La fonction objectif basée sur la traînée est donc préférable. Malgré tout, ajouter une faible participation du recul de la transition à la fonction objectif peut apporter à l'optimisation. Le code d'analyse aérodynamique détermine la traînée par l'analyse du sillage alors que la transition est déterminée à partir de l'analyse de la couche limite. Même si la couche limite et le sillage sont très liés par la physique de l'écoulement, l'approche de calcul de la transition est assez différente de celle de la traînée et les deux informations se complètent bien. De plus, le code ne donne la traînée qu'avec trois chiffres significatifs, il arrive donc souvent qu'à l'approche de la traînée minimale plusieurs profils aient le même coefficient de traînée. Ainsi, l'ajout d'une partie basée sur le recul de la transition permet à l'optimiseur de mieux différencier les solutions.

Pour répartir de façon contrôlable l'effort d'optimisation entre la diminution de traînée et le recul de la transition, une méthode de rotation du domaine a été créée et mise

en place. Cette méthode est illustrée à la figure 2.26.

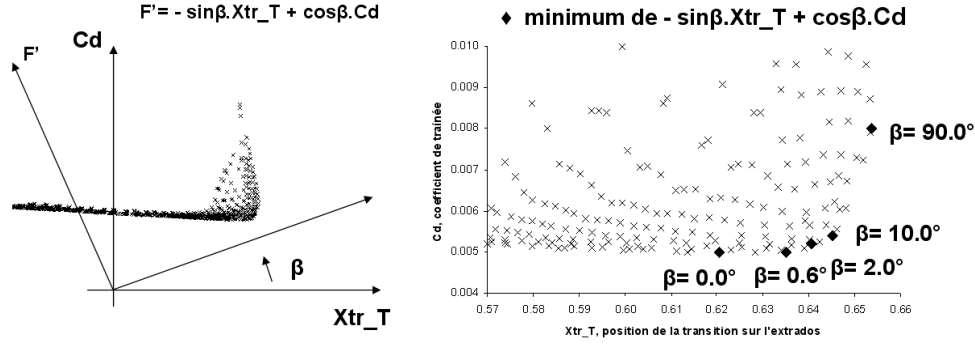


FIGURE 2.26 Méthode de rotation du domaine pour orienter la fonction objectif

La visualisation du front de Pareto permet de découvrir le potentiel du profil adaptable. Puis en analysant la forme de l'enveloppe, il est possible de déterminer quel point du front de Pareto correspond le mieux à la définition de performance. Une fois le point de l'enveloppe localisé, la méthode de rotation du domaine permet aisément, par l'intermédiaire de l'angle de rotation, de déterminer les coefficients qui permettent d'orienter l'optimisation vers la solution voulue. Pour comprendre comment survient l'augmentation de la traînée lors du gain des derniers pourcents de zone laminaire, deux optimisations sont effectuées dans les mêmes conditions aérodynamiques, l'une sur la traînée uniquement (figure 2.27) et l'autre sur la transition uniquement (figure 2.28). Pour laisser encore plus de possibilités à l'optimiseur, le nombre de variables d'optimisation est augmenté en ajoutant deux points de contrôle entièrement mobiles, les deux tensions de tangence et les coefficients d'accélération tangentielle (10 variables au total). L'optimisation sur la transition a permis de reculer la transition à 69% de la corde du profil. La partie modifiable s'étendant jusque 70%, l'optimiseur pouvait difficilement reculer la transition plus loin car la courbe ajustable doit rejoindre la géométrie du profil de référence. Le gradient de pression est accentué vers les derniers pourcents de la partie déformable pour maintenir la couche laminaire. La recompression qui s'en suit est défavorable pour la traînée.

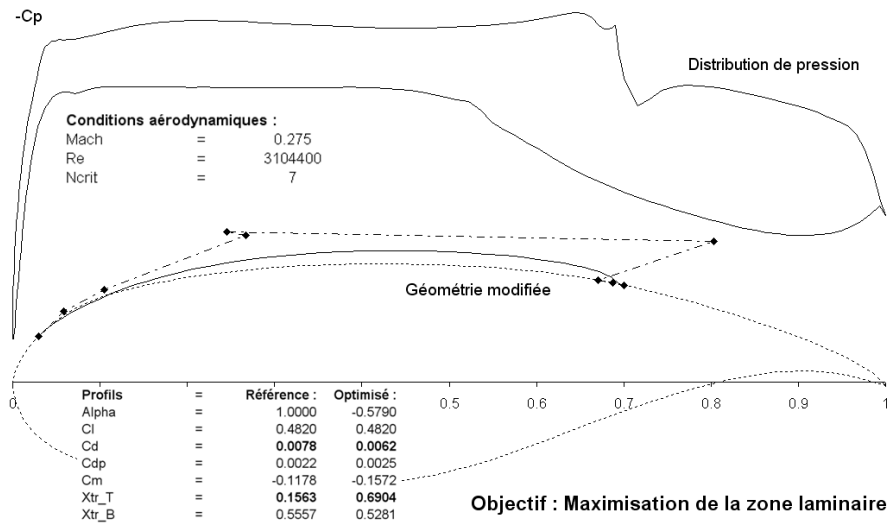
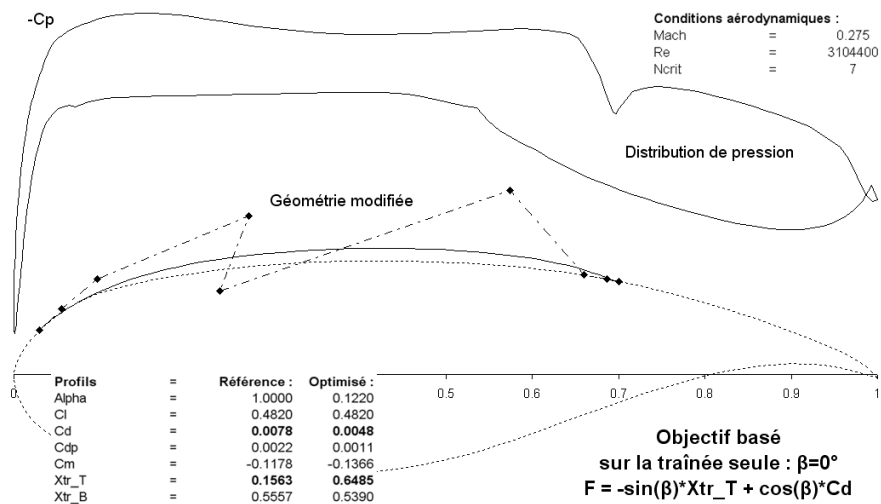


FIGURE 2.27 Résultat de l'optimisation sur le recul de la transition seulement

FIGURE 2.28 Optimisation avec 10 variables de conception et objectif basé sur le Cd uniquement ($\beta=0^\circ$)

2.9.3 Discussion sur la possibilité d'une contrainte sur le coefficient de moment

L'ajout d'une contrainte pour conserver le coefficient de moment semble contradictoire avec la volonté de passer du profil de référence à un profil possédant une longue couche limite laminaire. Le profil de référence possède son minimum de pression à 10% de la corde, et pour le rendre laminaire il faut déplacer ce minimum de pression vers le bord de fuite afin de créer un gradient favorable sur une longue partie du profil. Parce que ce changement de distribution de pression sur l'extrados ne peut pas être compensé par une modification de l'intrados (celui-ci étant fixe), le centre de pression est déplacé vers l'arrière, diminuant ainsi le coefficient de moment. La figure 2.2, qui compare les distributions de pression du profil conventionnel NACA0018 et du profil laminaire NACA 66-018, montre bien le déplacement du différentiel de pression vers l'arrière. La figure 2.29 reprend les résultats des calculs effectués pour visualiser le domaine de recherche et positionne les profils dans le plan : le coefficient de moment versus la position de la transition.

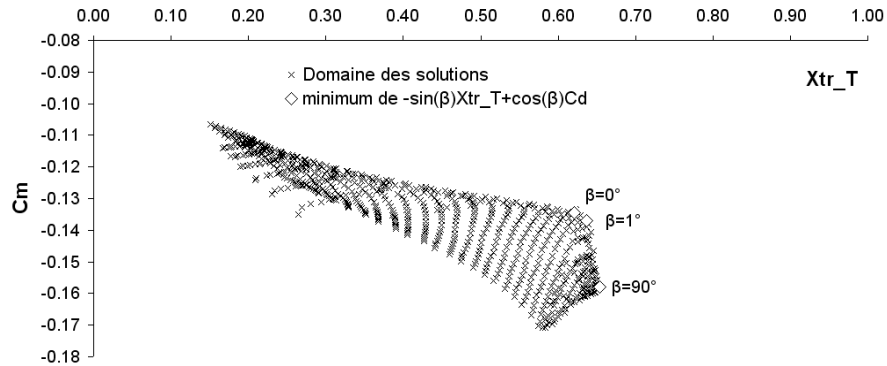


FIGURE 2.29 Positionnement de la famille de profils générés par un point de contrôle mobile dans un graphique coefficient de moment versus position de la transition

Le front de Pareto obtenu par le positionnement des profils sur le graphique 2.29 montre que le recul du point de transition s'accompagne d'une diminution du moment. Les optimisations faites avec différentes répartitions d'effort entre la diminution de la traînée et le recul de la transition montrent que la diminution du moment est plus importante lorsque l'effort s'accroît sur le recul de la transition. Cette forte augmentation du moment est aussi un désavantage de l'optimisation basée sur le recul

de la transition ($\beta \rightarrow 90^\circ$).

Dans l'optimisation suivante, ayant l'objectif mixte (traînée/transition) avec $\beta=1^\circ$, le respect du moment du profil de référence est introduit en contrainte. Cette contrainte est définie par l'ajout d'un terme dans la fonction objectif pénalisant les profils dont le moment diffère de celui du profil de référence. La figure 2.29 a démontré qu'avec l'utilisation d'un unique point de contrôle, il est impossible de reculer la transition sans diminuer le moment. Ainsi pour cette optimisation plus de possibilités de formes sont données à l'optimiseur en utilisant les dix variables définies précédemment (voir figure 2.30). Cette optimisation montre l'incompatibilité du respect de la contrainte sur le moment avec l'objectif de recul de la transition, car la contrainte empêche la création d'un long gradient favorable, et provoque une forte recompression pour rééquilibrer la distribution de pression.

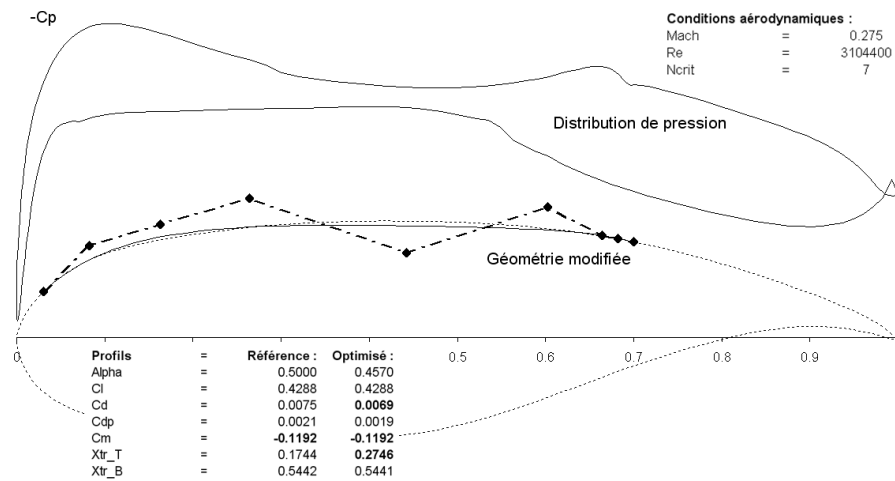


FIGURE 2.30 Optimisation avec la contrainte du maintien du coefficient de moment du profil de référence

2.9.4 Évaluation de la robustesse des solutions

Les méthodes d'optimisation ont la tendance d'exploiter à tort les failles de la modélisation. Il faut donc toujours contrôler la viabilité et la robustesse des solutions obtenues par optimisation.

Le code d'analyse de l'écoulement peut par exemple faire une erreur sous telle ou telle condition précise et l'optimiseur peut alors utiliser cette faille. Il est donc important de vérifier les résultats aérodynamiques obtenus. Le contrôle de la robustesse de la solution consiste à vérifier que l'optimiseur ne s'est pas engouffré dans un minimum très local. C'est-à-dire que la forme est tellement optimisée qu'une déviation infime de la géométrie anéantirait les gains que l'optimisation est allée chercher. La solution doit être robuste devant des changements mineurs de la géométrie ou des conditions aérodynamiques. Ces déviations peuvent provenir de tolérances de fabrication trop larges, de dommages, du givrage, de saletés ou d'impacts d'insectes. Les conditions environnementales sont aussi sujettes à des variations de vitesse, de turbulence, de densité et de température de l'écoulement entrant. Pour vérifier la robustesse, plusieurs calculs peuvent être faits en modifiant la géométrie à l'intérieur de l'intervalle de tolérance de fabrication et relever la variation de la performance. La sensibilité aux faibles variations d'angle d'attaque ou de vitesse peut également être vérifiée. Si la variation de performance est faible alors la solution est robuste. La sensibilité aux variations de géométrie et de vitesse est très marquée en condition transsonique à cause des ondes de choc. Le lecteur intéressé par plus de détails sur la conception en présence d'incertitude pourra se référer à Keane et al. (2005). Pour ce projet de contrôle de la couche limite laminaire en condition subsonique, la robustesse se définit plutôt par la stabilité de la couche limite laminaire. Il est capital d'assurer une bonne marge de stabilité même s'il faut pour cela sacrifier un peu de la performance, plutôt que de risquer une transition prématurée.

La figure 2.31 présente le résultat d'une optimisation multiobjectif ($\beta=1^\circ$) avec 10 variables. Il est montré sur la distribution de pression que le gradient entre le bord d'attaque et le point de transition n'est pas strictement négatif. Cette forme de la distribution de pression semble provenir de l'objectif de diminution de la traînée : en effet, la figure 2.28 qui présente le résultat d'une optimisation sur la traînée seule, montre la même caractéristique, c'est à dire une bosse de pression près du bord d'attaque. Cette bosse fait suite à un gradient défavorable puis le gradient redevient favorable pour reculer la transition. Xfoil ne détecte pas la transition au niveau du premier gradient défavorable. Cette caractéristique ne pénalise donc pas la performance du profil et, au contraire, a tendance à favoriser la diminution de traînée. En

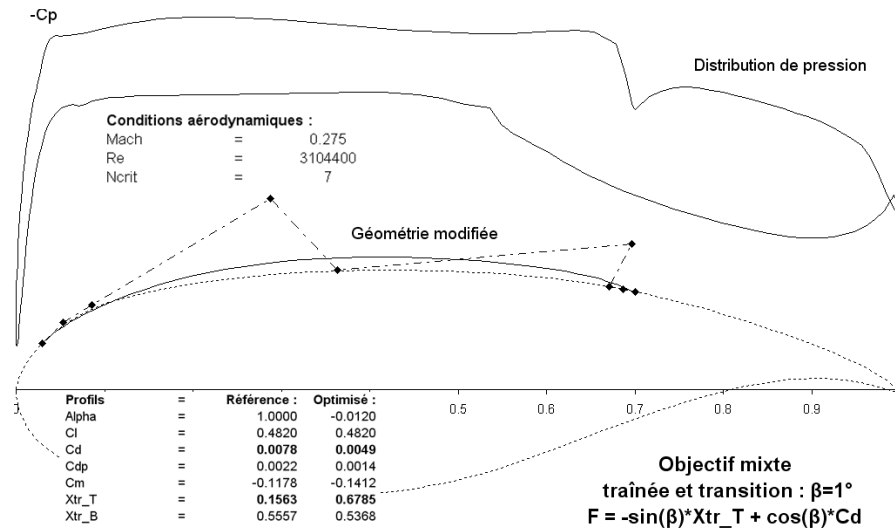


FIGURE 2.31 Optimisation avec 10 variables de conception et objectif mixte ($\beta=1^\circ$)

effet, elle ajoute de la portance et elle permet de diminuer l'angle d'attaque ce qui, dans les conditions de l'étude, se traduit par une réduction de la traînée de pression.

Les zones de gradient défavorable déstabilisent la couche limite laminaire et diminuent la robustesse des solutions données par l'optimiseur. Il est donc nécessaire de développer un outil pour contrôler la robustesse des solutions.

Pour cela, une méthode de caractérisation de la marge de stabilité de la couche limite a été développée. Cette méthode repose sur le critère de Michel (voir annexe A), et de nombreuses observations de résultats d'essais numériques. Suite à une suggestion d'Éric Laurendeau (Bombardier Aéronautique), la marge de stabilité a été définie comme étant la différence entre le critère de Michel et le Re_θ . Ensuite, différents indices d'évaluation de la qualité de la marge sont calculés : le minimum de la marge, la localisation du minimum de la marge, la moyenne, l'écart-type et la localisation du rapprochement le plus sévère. La stabilité est affectée par un rétrécissement fort et/ou rapide de la marge près du bord d'attaque. Cette caractéristique peut être détectée par le minimum de la marge, la position de ce minimum, et la position du minimum de la première dérivée. La moyenne et l'écart-type permettent de caractériser plus généralement la marge de stabilité (figure 2.32).

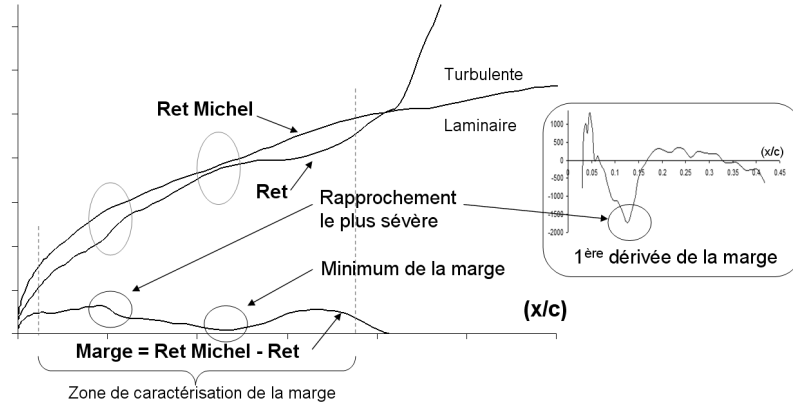


FIGURE 2.32 Caractérisation de la marge de stabilité de la couche limite laminaire

La robustesse est alors définie comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \text{Robustesse} = -\text{Instabilité} \\
 \text{Instabilité} = 25 \frac{1}{\text{Min}_M} + 0.7 \frac{X_{tr_T}}{X_{\text{Min}_M}} + 3.5 \frac{E_T}{\text{Moy}_M} + 0.5 \frac{X_{tr_T}}{X_{\text{min}_R}} \\
 \text{Min}_M = \text{Minimum de la marge} \\
 X_{\text{Min}_M} = \text{Position du minimum de la marge} \\
 E_T = \text{Ecart type de la marge} \\
 \text{Moy}_M = \text{Moyenne de la marge} \\
 X_{\text{Min}_R} = \text{Position du rapprochement le plus sévère} \\
 X_{tr_T} = \text{Position de la transition sur l'extrados}
 \end{array} \right. \quad (2.8)$$

Cette formulation favorise :

- la maximisation du minimum de la marge
- l'éloignement du minimum de la marge du bord d'attaque
- la maximisation de la moyenne de la marge
- l'uniformité de la marge

- l'éloignement du rétrécissement maximum de la marge du bord d'attaque (position du minimum de la première dérivée)

Un diagramme de Pareto représentant la robustesse en fonction de la performance est donné à la figure 2.33. La performance est définie par la fonction objectif mixte ($\beta=1^\circ$). Le diagramme montre que les solutions les plus performantes ne sont pas les plus robustes. Cependant, la réduction de performance permettant l'augmentation de la robustesse est relativement minime. En effet, beaucoup de solutions sont présentes dans la zone de performance maximale mais ces solutions ont des robustesses très différentes (représentés par les individus dans la partie droite du graphique). Il serait donc intéressant de sacrifier un peu de la performance pour gagner en robustesse.

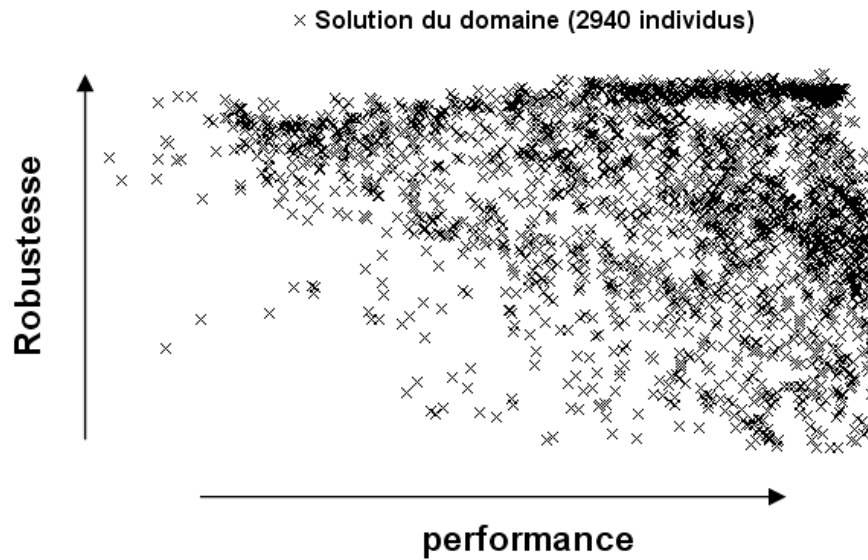


FIGURE 2.33 Positionnement de la population des solutions dans un diagramme robustesse versus performance

Par la suite deux méthodes sont développées pour orienter l'optimiseur vers ces solutions plus robustes.

2.9.5 Augmentation de la robustesse des solutions

La première méthode pour obtenir des solutions plus robustes consiste à imposer une contrainte sur le gradient de pression. La seconde est d'intégrer la robustesse directement dans l'expression de la performance.

Le principe de l'aile adaptable pour le contrôle de la couche laminaire est de contrôler la géométrie afin de rendre le gradient de pression favorable à une couche limite laminaire. Cependant, l'optimisation a abouti à des solutions avec une partie de gradient défavorable. Ces solutions, même si elles sont valables tenant compte des éléments d'analyses utilisés, sont gênantes car elles vont à l'encontre de l'idée qu'un profil laminaire doit avoir un gradient de pression favorable jusqu'au point de pression minimum. De plus, le gradient défavorable diminue la robustesse de la solution.

Pour augmenter la robustesse et également obtenir des profils laminaires plus classiques, une contrainte sur le gradient de pression a été imposée. Elle est exprimée comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Pente}(x/c) = \frac{d C_p}{d(x/c)}(x/c) \text{ avec } 0.03 \leq (x/c) \leq 0.45 \\ \text{MaxPente} = \max(\text{Pente}(x/c)) \\ \text{si } \text{MaxPente} \leq \text{MinPente} \\ \quad \text{Alors } \text{GRAD} = 0 \\ \quad \text{Sinon } \text{GRAD} = -\text{MinPente} + \text{MaxPente} \\ \text{Fonction Objectif} = -\sin(\beta)Xtr_T + \cos(\beta)Cd + 0.01\text{GRAD} \\ \text{avec } \beta = 1^\circ \end{array} \right. \quad (2.9)$$

En choisissant MinPente positif, on limite le gradient défavorable, en choisissant MinPente négatif, on impose un gradient favorable d'une certaine intensité. La figure 2.34 montre l'effet de cette contrainte du gradient de pression sur la robustesse et la performance.

Il est à noter que la contrainte sur le gradient renforce la robustesse de la solution. Sur la figure 2.34, trois types de contrainte du gradient sont présentés (MinPente = 0.5, 0 et -0.005). La solution obtenue avec la contrainte d'un gradient nul ou inférieur

est celle qui correspond le mieux à ce qui est attendu pour la distribution de pression.

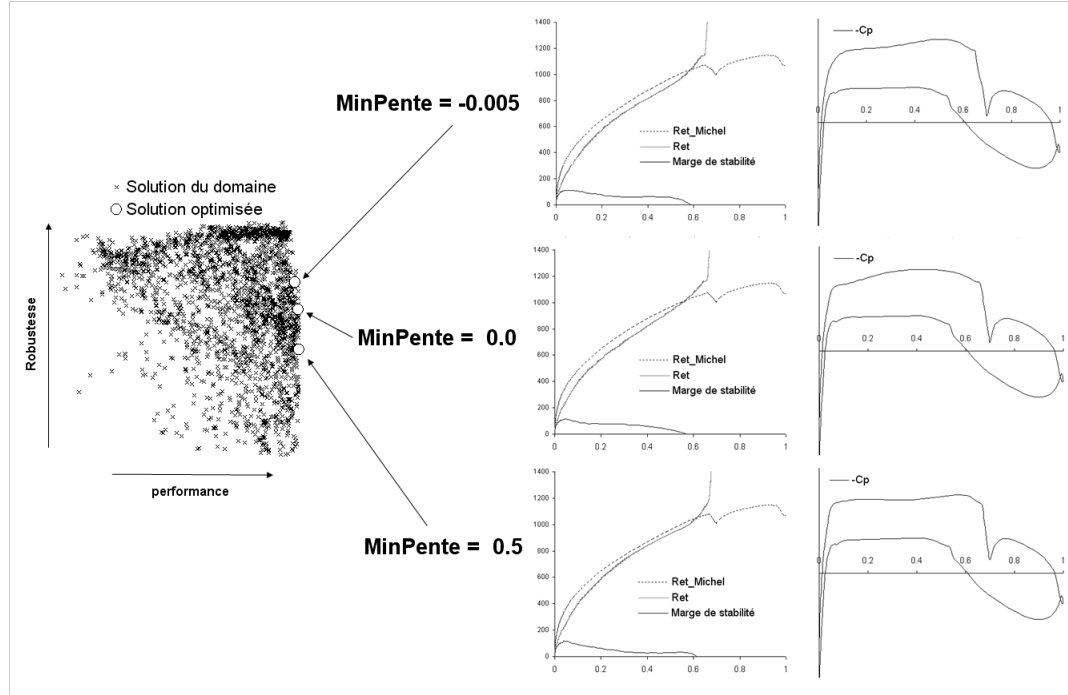


FIGURE 2.34 Effet de la contrainte sur le gradient de pression sur la robustesse et la performance des solutions obtenues par optimisation

L'autre solution pour augmenter la robustesse est l'intégration du critère de stabilité dans la fonction objectif. Cette solution est formulée comme suit :

$$\begin{cases} F = \text{Fonction objectif} \\ F = -\sin(\beta)Xtr_T + \cos(\beta)Cd + 10^{-5}Instabilité \end{cases} \quad (2.10)$$

En conservant également la contrainte sur le gradient, la fonction devient :

$$\begin{cases} F = \text{Fonction objectif} \\ F = -\sin(\beta)Xtr_T + \cos(\beta)Cd + Coef\ Instabilité + 10^{-2}GRAD \\ (avec \beta = 1^\circ) \end{cases} \quad (2.11)$$

La valeur *Coef* peut être obtenue par la méthode de rotation du domaine ou plus simplement par l'essai de quelques valeurs. Des résultats d'optimisation sont montrés à la figure 2.35. Comme la contrainte sur le gradient, l'effort de minimisation de l'instabilité introduit dans la fonction objectif permet d'augmenter la robustesse de la solution obtenue.

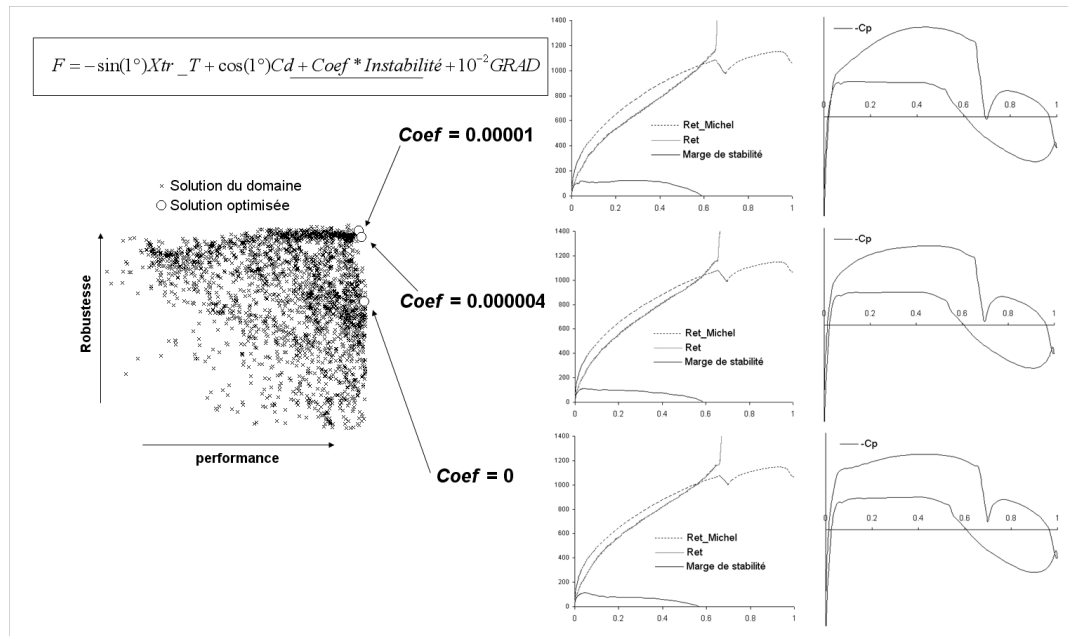


FIGURE 2.35 Résultats d'optimisation intégrant de la robustesse dans la fonction objectif

L'intégration de la robustesse dans la fonction objectif est une approche méthodologique très intéressante. Les optimisations réalisées montrent des résultats encourageants. Néanmoins la mise en place de cette approche est délicate car elle est très sensible à la définition mathématique de la marge de stabilité. En effet, l'analyse de la marge de stabilité avec le critère de Michel est principalement un outil de visualisation qualitatif faisant appel à l'expérience de l'aérodynamicien. Il est donc difficile de traduire cette analyse en une fonction donnant un scalaire. La formulation qui a été développée (équation 2.8) est relativement trop complexe pour une utilisation pratique dans l'immédiat. Elle fait appel à quatre variables toutes coefficientées qui tentent de pren-

dre en compte les différents scénarios d'instabilité pouvant survenir. La contrainte sur le gradient de pression étant plus simple à mettre en place et relativement efficace a été préférée pour poursuivre les optimisations. La méthode de caractérisation de la robustesse qui a été développée reste un outil très utile de contrôle des solutions obtenues.

2.9.6 Fonction objectif finale et variables d'optimisation

Dans les quatre sections précédentes, une extensive étude paramétrique de la fonction objectif a été réalisée et a abouti à la fonction objectif suivante :

$$\begin{cases} F = \text{Fonction objectif} \\ F = -\sin(1^\circ)Xtr_T + \cos(1^\circ)Cd + 10^{-2}GRAD \text{ (avec } \beta = 1^\circ) \end{cases} \quad (2.12)$$

La dernière étape est de définir les variables de conception qui vont être données à l'optimiseur et leur domaine de variation. Le tableau 2.5 en fait le résumé.

Dénominations	Variables	Domaines (min et max)	
Abscisse point 4	X1	0.15	0.45
Ordonnée point 4	Y1	0.08	0.14
Abscisse point 5	X2	0.2	0.6
Ordonnée point 5	Y2	0.06	0.13
Abscisse point 6	X3	0.45	0.7
Ordonnée point 6	Y3	0.09	0.15
Tension de tangence à 3% de corde	T0	0.18	0.5
Tension de tangence à 70% de corde	TN	0.05	0.2
Accélération tangentielle à 3% de corde	C0	0.1	1
Accélération tangentielle à 70% de corde	CN	0.05	0.4

TABLEAU 2.5 Variables d'optimisation et domaine de recherche

L'utilisation de trois points entièrement mobiles, montant ainsi au nombre de neuf le nombre de points de définition de la courbe de Bézier, est apparue comme un bon compromis entre la possibilité de formes, la stabilité de la courbe et le nombre de variables. Le domaine de recherche a dans un premier temps été assez large, puis en se basant sur l'expérience d'optimisations préalables, le domaine de recherche a été resserré sur la zone d'intérêt. Après chaque optimisation, un indicateur permet de savoir si une des variables a atteint une borne. Dans ce cas, l'optimisation doit être

relancée en élargissant le domaine de recherche.

2.10 Optimisations et résultats

Les optimisations effectuées à différentes vitesses d'écoulement (incluses dans le domaine d'intérêt pour le projet : nombre de Mach entre 0.2 et 0.35) montrent des résultats très similaires (figure 2.36). En effet, cette plage de vitesse est assez restreinte et se trouve dans la zone « classique » des écoulements subsoniques incompressibles où l'influence du nombre de Mach et du nombre de Reynolds (entre 2.3 millions et 3.9 millions) est assez faible. Cette remarque est également valable pour la stabilité de la couche limite.

Lorsque l'angle d'incidence varie, l'adaptation de l'aile montre son intérêt. Les solutions optimisées produites pour différentes portances cibles montrent des caractéristiques distinctes (figure 2.37). Pour les incidences les plus élevées, l'épaississement du profil est plus accentué et permet la conservation du gradient favorable au maintien de la couche limite laminaire.

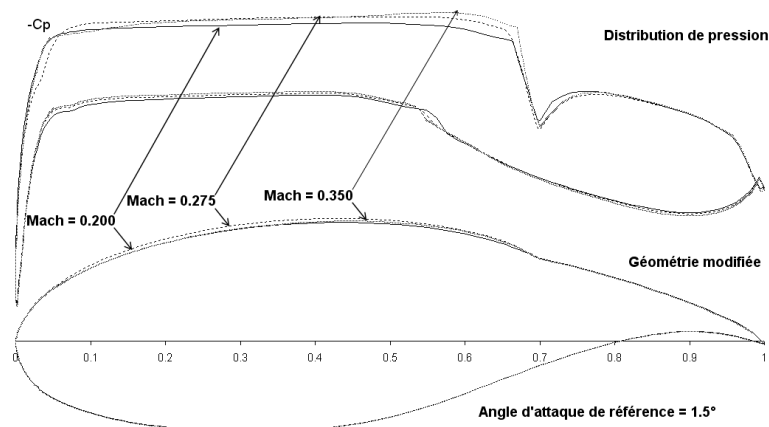


FIGURE 2.36 Optimisations à différents nombres de Mach en gardant la portance constante

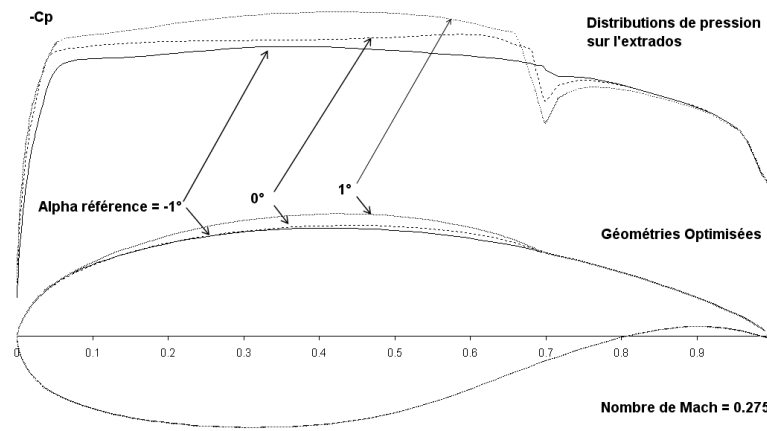


FIGURE 2.37 Optimisation pour différentes portances cibles au même nombre de Mach

Les quatre figures 2.38, 2.39, 2.40 et 2.41 présentent une fiche détaillée des résultats d'optimisation pour des coefficients de portances cibles correspondant aux angles d'attaque du profil de référence -1° , 0° , 1° et 2° . La vitesse de l'écoulement correspond à la condition moyenne Mach de 0.275 et au nombre de Reynolds de 3.1 millions.

Les performances comparées du profil modifiable et du profil de référence, présentées à la figure 2.42, montrent le gain important obtenu grâce à la modification du profil. En effet, la couche limite est conservée laminaire sur 65% à 70% de la corde (sur l'extrados), repoussant ainsi la transition de 35% à 51% (en pourcentage de la corde). La traînée visqueuse est réduite de 28 à 40% de sa valeur initiale. Une majeure partie de cette réduction est due au recul du point de transition. Une part, plus réduite, est aussi due à la réduction de la traînée de pression permise par la réduction de l'angle d'incidence imposée par l'épaississement du profil et la contrainte sur le coefficient de portance. La réduction de l'angle d'incidence varie entre 0.5 et 1.3 degré. Les possibilités d'augmentation de performance entrevues lors de la caractérisation du profil de référence ont été grandement exploitées durant l'optimisation et les gains laminaires sont considérables. Les formes générées atteignent les objectifs d'optimisation.

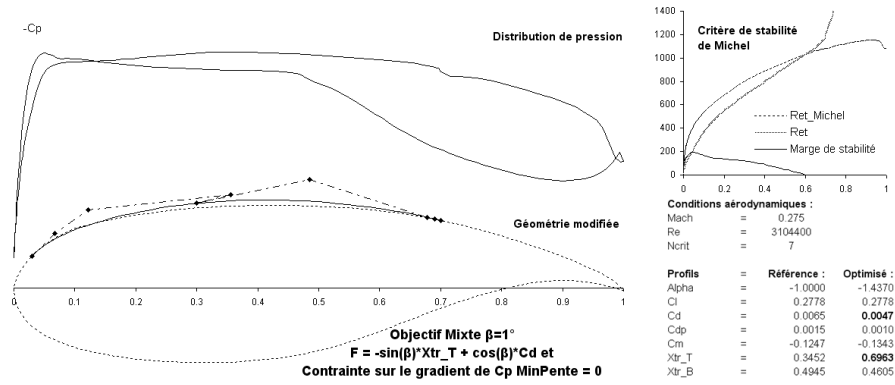


FIGURE 2.38 Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de -1 degré

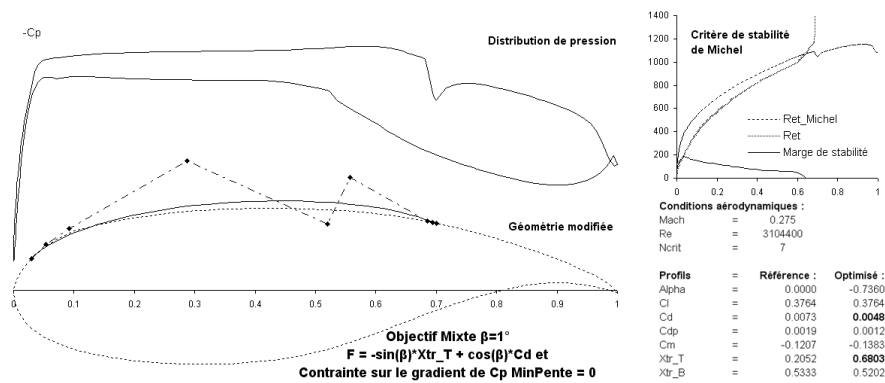


FIGURE 2.39 Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 0 degré

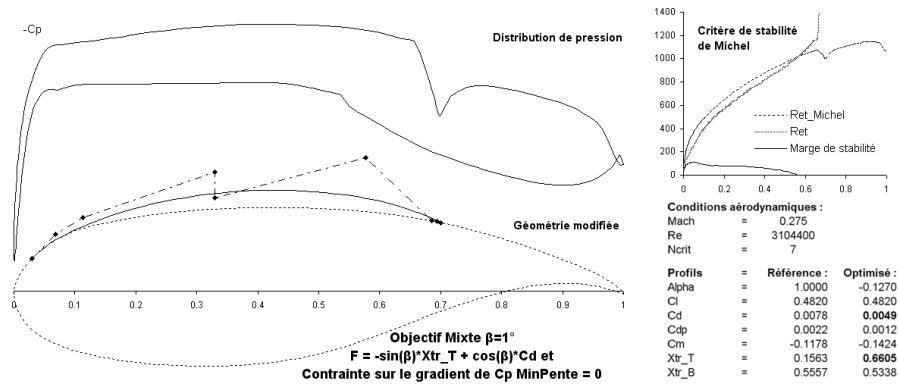


FIGURE 2.40 Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 1 degré

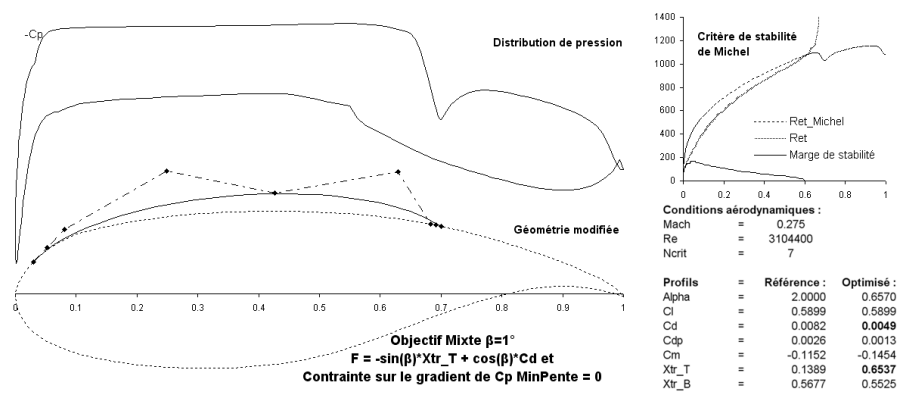


FIGURE 2.41 Détails du résultat de l'optimisation pour Mach 0.275 et une portance cible égale à la portance du profil de référence à un angle d'attaque de 2 degré

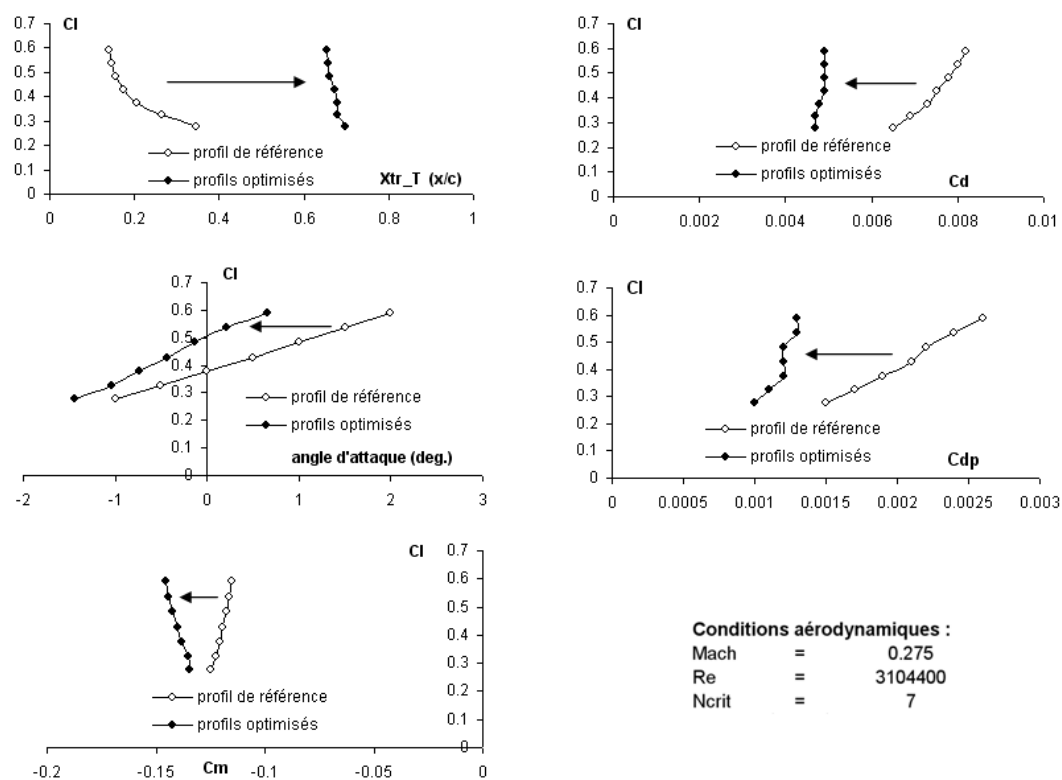


FIGURE 2.42 Synthèse des performances de l'aile adaptable en comparaison avec celles du profil de référence

2.11 Gains de performance par l'adaptabilité

L'augmentation de l'étendue de la couche limite laminaire entre les profils optimisés et les profils de référence est importante. La démonstration théorique du contrôle de la couche limite par le système d'adaptation théorique est ainsi faite et la technologie est prête pour passer de la phase préliminaire aux essais expérimentaux où les éléments structurels vont être pris en compte.

Outre cet aspect scientifique, le projet aborde également l'aspect technologique des véhicules adaptables. L'adaptabilité apporte certains avantages au prix d'autres inconvénients. Les avantages peuvent être un gain en performance ou des possibilités d'élargissement de missions. Les inconvénients peuvent être une augmentation du poids, une complexité supplémentaire des systèmes, une difficulté accrue pour certifier l'appareil ou un coût plus important. Pour justifier l'installation d'une technologie d'adaptation, il est nécessaire que les avantages outrepassent les inconvénients. L'introduction d'une technologie d'aile adaptable pose donc la question du gain permis par cette technologie par rapport à la performance d'une aile rigide optimisée pour ce type de régime de vol.

Dans la suite, la performance de l'aile adaptable est donc comparée, non plus avec les performances médiocres du profil de référence, mais avec les performances de profils optimisés pour des conditions de vol particulières appartenant au domaine d'étude (figure 2.43).

Dans cette comparaison, les gains sont beaucoup plus réduits. Cependant malgré l'étroitesse du domaine d'angle d'incidence, le gain permis par l'adaptabilité est visible. Pour expliquer ce gain, les deux cas extrêmes sont détaillés sur la figure 2.44. L'utilisation du profil optimisé pour $Cl=0.6$ à un Cl plus faible 0.3 conduit à une augmentation de la traînée visqueuse. La traînée de frottement est relativement identique car le profil optimisé pour $Cl=0.6$, s'il est suffisamment épais pour maintenir l'écoulement laminaire pour $Cl=0.6$, est d'autant plus capable pour un Cl plus faible. Cependant, l'épaississement supplémentaire engendre une augmentation de la traînée de forme. Le cas opposé est l'utilisation d'un profil optimisé pour $Cl=0.3$ à un Cl plus important ($Cl=0.6$). Dans ce cas, la traînée de friction augmente car le profil n'est pas

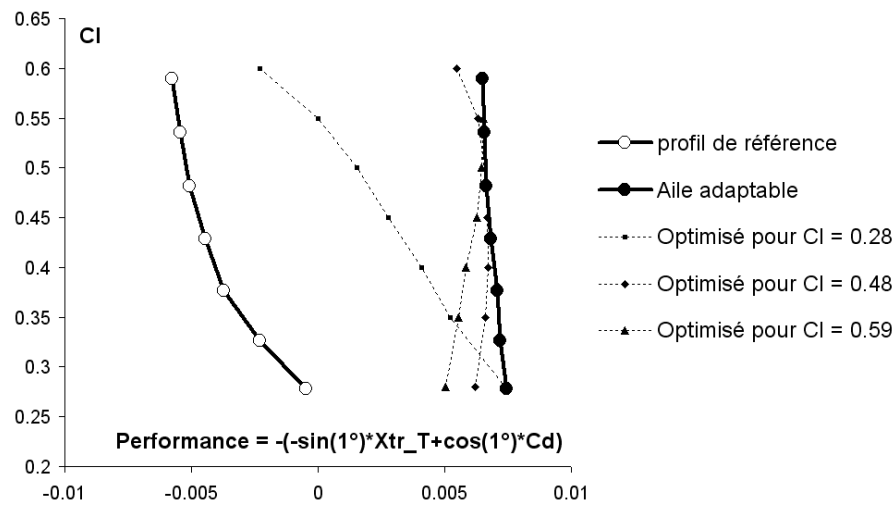


FIGURE 2.43 Comparaison entre les performances de l'aile adaptable et celles de profils optimisés pour des conditions de vol particulières

capable de fournir un gradient de pression favorable aussi long car l'angle d'incidence est plus important. La traînée de pression augmente également car le profil est moins épais et il nécessite donc un angle d'incidence plus grand pour atteindre la portance cible.

En complément, il serait intéressant de faire une optimisation multi-point, c'est-à-dire que la fonction objectif devient la somme des fonctions objectifs correspondant au calcul pour chaque portance cible. La comparaison de l'aile adaptable se ferait non plus avec un profil optimisé pour une portance moyenne mais avec un profil optimisé pour convenir au mieux à chaque condition de vol : un compromis. C'est cette méthode qui serait employée pour la conception d'un profil rigide. La comparaison des performances du profil adaptable devrait donc se faire avec ce profil.

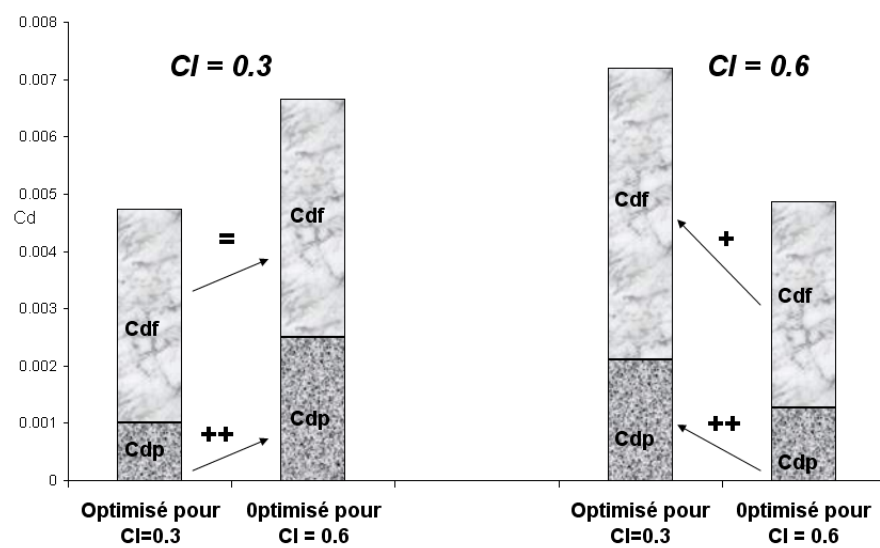


FIGURE 2.44 Décomposition de la traînée des profils adaptés et des profils optimisés à des points particuliers

CHAPITRE 3

AILE ADAPTABLE

Au deuxième chapitre, des formes d'extrados ont été optimisées pour maximiser les performances du profil adaptable. Ces formes ont été obtenues géométriquement à l'aide d'une courbe de Bézier et l'optimisation n'a considéré aucune contrainte structurelle.

En mai 2008, l'équipe de Polytechnique Montréal responsable de l'aérodynamique a fourni à l'équipe du LAMSI de l'École de technologie supérieure de Montréal (ÉTS) une base de données de géométries que la partie flexible de l'aile devrait être capable de reproduire. Ces profils ont été obtenus à la suite d'une optimisation avec le code développé par Pagès (2007a) et d'une correction utilisant une méthode de conception inverse qui rectifiait la distribution de pression. Celle-ci n'était pas entièrement satisfaisante après l'optimisation. Le travail présenté au deuxième chapitre de ce mémoire a permis de développer un code capable de fournir des profils satisfaisants directement après l'optimisation supprimant ainsi la nécessité d'une correction manuelle postoptimisation.

À partir des géométries fournies, l'équipe du LAMSI (ÉTS) a réalisé la conception du système d'aile adaptable. Ce système a été prévu pour s'insérer dans la partie rigide de l'aile fabriquée par le NRC. Une fois le système adaptable assemblé sur la partie rigide, l'aile pouvait être installée dans la soufflerie pour les essais expérimentaux (voir quatrième chapitre).

Le présent chapitre est consacré aux méthodes employées pour obtenir les configurations optimales du système qui servent par la suite de points de départ pour le contrôle de l'aile.

À la suite de vibrations mécaniques détectées dans la soufflerie aux vitesses d'écoulement les plus élevées, le domaine d'étude a été réduit de $\text{Mach}=0.2$ à $\text{Mach}=0.3$ (au lieu de $\text{Mach}=0.35$).

Les éléments méthodologiques détaillés dans ce chapitre ainsi que certains résultats du quatrième chapitre ont été présentés par l’auteur de ce mémoire à la conférence du CASI en mai 2009 à Ottawa (CANADA) et ainsi que dans un article publié dans le compte-rendu de la conférence (Sainmont et al., 2009b). La méthode d’optimisation multidisciplinaire a également été présentée par l’auteur à Evora (Portugal) dans le cadre de la conférence de l’OTAN (NATO) sur les véhicules adaptables en avril 2009 (Sainmont et al., 2009a).

3.1 Maquette de soufflerie

La maquette de soufflerie est une aile rectangulaire d’allongement égale à deux. L’installation particulière de l’aile dans la soufflerie permet de simuler des conditions d’écoulement quasiment deux dimensions (voir quatrième chapitre). Au repos, la partie rigide et la partie flexible non-déformée prennent la forme du profil de référence (WTEATE1 avec le bord d’attaque modifié).

La partie flexible de l’extrados est une plaque en matériau composite orthotrope présentant un empilement symétrique. Le renfort du composite est composé de plis de carbone unidirectionnels orientés dans le sens de la corde fournissant les propriétés mécaniques requises, ainsi que d’un tissu tressé hybride carbone et Kevlar assurant l’intégrité du laminé. Le matériau a été réalisé par procédé d’infusion. La bidimensionalité des modifications du profil est assurée par des renforts en acier collés sous la peau dans la direction de l’envergure. La peau en composite est fixée à la partie rigide par un joint de colle s’étendant du bord d’attaque à 3 % de la corde sur l’extrados. Ce choix de conception évite de placer la jointure entre la partie rigide et la partie souple sur l’avant de l’extrados car une rugosité due à l’imperfection de la jointure peut déclencher une transition forcée. Entre 70 % et 74 % de la corde, la peau flexible se connecte à la partie rigide par un joint glissant accompagné d’un ressort de compensation. Ce montage assure la continuité de la surface de l’extrados lors de la déformation de la peau flexible.

La peau souple change de forme grâce à deux actionneurs situés à 25 % et à 48 % de la corde de l’aile. Les actionneurs contrôlent donc la position verticale de l’ex-

trados au tiers et aux deux tiers de la peau flexible (figure 1.5). L'actionnement est obtenu par des fils en alliage à mémoire de forme « AMF » (Georges et al., 2009). Ils transforment l'énergie électrique en translation horizontale. Un système came et galet permet ensuite de transformer la translation horizontale de la came en translation verticale de la tige d'actionnement. Le contrôle en position est ensuite assuré par un système de commande en boucle fermée utilisant des capteurs de déplacement linéaire. Le retour des actionneurs en position initiale est assuré par des ressorts de rappel dimensionnés pour ramener l'aile en position initiale dans les conditions de suction maximale (vitesse d'écoulement maximale et angle d'incidence maximal). Étant donné que la modification de forme va toujours dans le sens d'une augmentation de l'épaisseur du profil, les actionneurs ont un débattement uniquement positif et la position non-actionnée (actionneurs remis à zéro) correspond à l'épaisseur du profil de référence. La température des AMF a fait l'objet d'une attention particulière afin de ne pas porter atteinte à l'intégrité de la peau en composite ou à d'autres éléments qui pourraient être endommagés par la chaleur (par exemple les capteurs et les câbles électriques).

De plus amples détails peuvent être obtenus en se référant aux publications de l'équipe du LAMSI, notamment celle de Daniel Coutu (Coutu et al., 2009).

3.2 Approches méthodologiques pour l'optimisation

Contrairement au chapitre précédent où l'optimisation aérodynamique utilisait exclusivement un modèle géométrique de la partie flexible, ce chapitre s'attaque à l'optimisation des performances aérodynamiques d'une aile adaptable réelle en tenant compte des contraintes structurelles. La configuration de cette aile est définie par trois paramètres : son angle d'incidence, le déplacement de l'actionneur numéro un et le déplacement de l'actionneur numéro deux. À cette étape du projet, l'objectif n'est donc plus d'obtenir des formes optimales, mais des ajustements optimaux du système de contrôle de l'aile.

Pour obtenir les réglages de l'aile pour chaque condition aérodynamique, deux approches ont été explorées.

La première approche consiste à utiliser des résultats d’optimisations géométriques puis de reproduire les formes obtenues avec le système réel. Cette approche est nommée « classique ». La qualité des résultats obtenus avec une telle approche est influencée, d’une part, par la méthode d’optimisation géométrique employée, et d’autre part, par la méthode de reproduction utilisée. La méthode d’optimisation peut être entièrement tournée vers les performances aérodynamiques, comme celles du deuxième chapitre, ou elle peut déjà introduire certaines contraintes structurelles par exemple en choisissant le degré de la courbe ou en limitant le rayon de courbure. Les méthodes pour obtenir les réglages de l’aile qui reproduisent les formes optimales sont multiples. Parmi elles, la plus simple est la reproduction de la forme aux points d’actionnement seulement. D’autres sont plus complexes et consistent à optimiser l’actionnement pour diminuer l’écart entre les deux géométries sur toute leur longueur ou encore pour minimiser l’écart entre la distribution de pression du profil optimisé et celle de l’aile adaptable.

La seconde approche, nommée « multidisciplinaire » consiste à faire une optimisation aérodynamique directement sur les réglages d’aile adaptable. Cette approche oblige à intégrer un modèle simulant à la fois le comportement aérodynamique et le comportement structurel de l’aile dans le processus d’optimisation aérodynamique. Cette approche évite de passer par la délicate opération de reproduction.

La conception de l’aile adaptable a été basée sur une méthodologie d’approche classique en utilisant des profils générés par des optimisations géométriques. Pour quantifier la performance des différents designs, un code de simulation capable de prédire le comportement aéro-structurel de l’aile a été développé. En effet, la souplesse de la partie adaptable subit de larges déformations non seulement lors de l’actionnement du système, mais aussi lorsque les forces aérodynamiques sont appliquées. Ce système complexe est donc soumis à des déformations aéroélastiques statiques et possiblement dynamiques. La conception de l’aile a été menée de telle façon à éviter les effets destructeurs de l’aéroélasticité dynamique. Les déformations statiques ont été prises en compte grâce aux simulations aéro-structurelles présentées à la section suivante.

Une fois la conception finalisée et le code de simulation aéro-structurel adapté et validé pour le design définitif, l’approche classique (section 3.4) a été abandonnée au

profit de l'approche multidisciplinaire (section 3.5). L'approche multidisciplinaire est en effet plus performante pour ce qui est d'obtenir les réglages optimaux de l'aile. La figure 3.1 schématise ces étapes.

Depuis plusieurs années des méthodes d'optimisation multidisciplinaire (MDO) sont développées pour assister la conception des avions. Ces méthodes permettent non seulement d'optimiser les performances aérodynamiques de l'aile sous contraintes structurelles, mais aussi d'optimiser la configuration structurelle de l'aile (Bettinger, 2004). Certaines optimisations intègrent également une minimisation du poids (Piperni et al., 2004). Les MDO utilisées en conception sont donc multiobjectifs en plus d'être multidisciplinaires.

Keane et al. (2005) définit l'optimisation multidisciplinaire comme étant l'optimisation de systèmes couplés, c'est-à-dire qu'elle s'attache à résoudre des problèmes où l'évaluation de la fonction objectif et des contraintes nécessitent des itérations entre des codes d'analyse de disciplines différentes.

Dans le projet d'aile adaptable, la conception est déjà fixée et l'optimisation comporte uniquement un objectif aérodynamique. Cependant, le processus de la seconde approche fait appel à deux codes de spécialités différentes, c'est donc bien une optimisation multidisciplinaire.

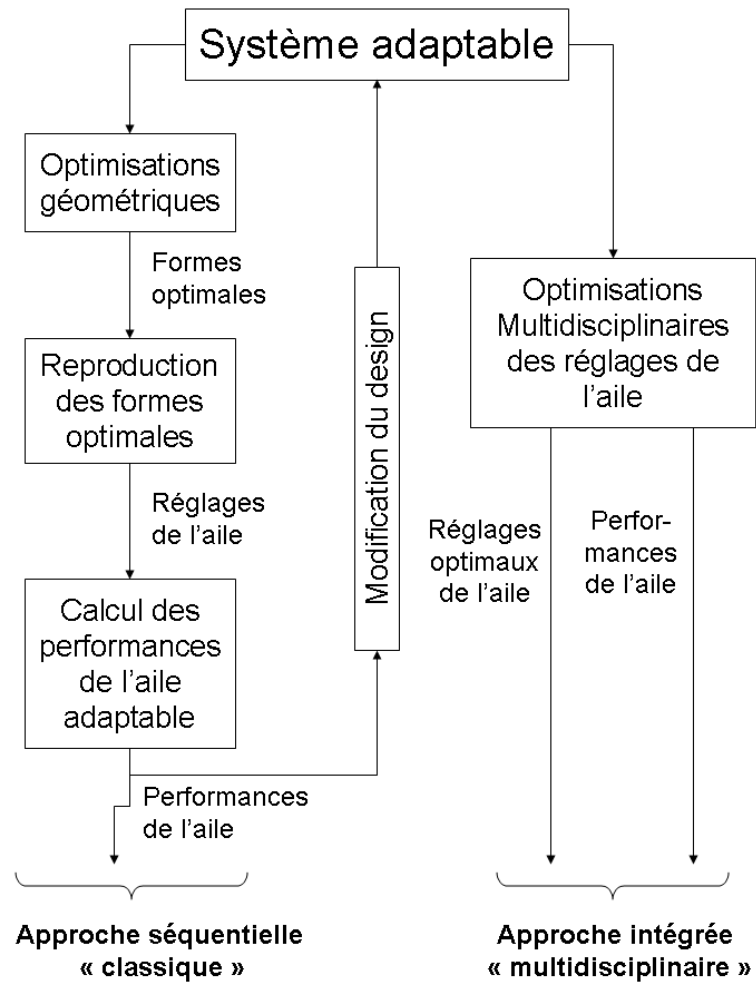


FIGURE 3.1 Étapes suivies pour aboutir à l'aile adaptable en configurations optimales

3.3 Modèle aéro-structurel de l'aile

Lorsque l'aile est soumise à un écoulement, les forces de pression sont capables de déformer la structure en composite entre ses points de fixation. On peut distinguer trois zones qui se déforment particulièrement : entre la fixation au bord d'attaque et le premier actionneur (3 % à 25 % de la corde), entre les deux actionneurs (25 % à 48 % de la corde) et entre le deuxième actionneur et le joint glissant (48 % à 70 % de la corde). La déformation de l'aile produit une modification de l'écoulement donc également des forces de pression et cela déforme de nouveau l'aile. Cette flexibilité impose donc de faire une simulation aéro-structurale du comportement de l'aile aussi appelée aéroélastique-statique. Pour certains problèmes simples, il est possible de résoudre les équations de mécanique des fluides et de structure dans le même système d'équations et ainsi obtenir une solution directe du problème aéro-structurel. C'est la méthode du couplage fort. En réalité, les modèles de simulation d'écoulement et de comportement mécanique sont assez complexes et chaque discipline possède ses codes de calcul spécialisés. La méthode du couplage faible permet la résolution du problème par itérations successives. En calculant l'aérodynamique puis la déformation structurelle et en itérant ce processus, il est possible d'obtenir une solution stable de la forme de l'aile. Cette méthode permet à chaque discipline d'utiliser les logiciels spécialisés. Elle nécessite cependant de trouver un format d'échange de données compréhensible par les codes. Des plateformes permettant d'intégrer différents logiciels ont été développées. Ces supports facilitent les transferts de données, la communication entre les ressources logicielles et la gestion des ressources matérielles pour les calculs parallèles par exemple. Le lecteur intéressé par des informations sur la plateforme utilisée par l'entreprise Bombardier aéronautique pourra se référer à l'article de Piperni et al. (2004).

Pour le projet, le code d'analyse ANSYS a été choisi par l'équipe de l'ÉTS pour simuler le comportement structurel de l'aile. Du côté aérodynamique, le code Xfoil est utilisé (figure 3.2). La communication entre les logiciels est effectuée par l'intermédiaire de fichiers texte. La plateforme de communication est assez réduite, car les deux logiciels utilisent la même ressource informatique et sont exécutés de façon séquentielle.

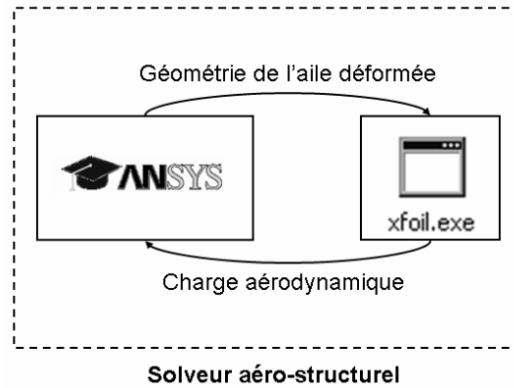


FIGURE 3.2 Couplage aéro-structurel

Le modèle structural simule uniquement la partie flexible. La partie rigide de l'aile, usinée dans un bloc d'aluminium, est dimensionnée de façon à ne pas subir de déformations notables lors des essais expérimentaux. Elle est donc considérée comme indéformable. La peau en composite a été modélisée par les éléments coques « SHELL-99 » disponibles dans ANSYS. Les conditions aux frontières sont l'encastrement de la peau à 3 % de la corde et du ressort de compensation à 72 %, la position imposée au niveau des deux actionneurs. Une force de surface répartie selon la distribution de pression donnée par l'analyse de l'écoulement est également appliquée sur les éléments de coque. Le problème étant essentiellement en deux dimensions, seulement une section restreinte de l'envergure a été modélisée (20 mm), minimisant ainsi le nombre d'éléments (figure 3.3). L'article de Daniel Coutu (2007) donne plus de renseignements sur cette modélisation.

La partie aérodynamique est calculée par le code Xfoil. Il renvoie la distribution de pression sur la partie flexible en terme de coefficient sans dimension. La pression effective est ensuite calculée en utilisant la pression statique et dynamique obtenue à partir des conditions de l'écoulement. La force surfacique appliquée sur la peau en composite est constituée de deux composantes : externe (due à la pression statique de l'écoulement sur l'extrados du profil) et interne (due à la pression à l'intérieur de l'aile). La pression interne a, dans un premier temps, été considérée comme étant la pression totale extérieure (pression atmosphérique), car l'intérieur de l'aile communique avec l'extérieur de la veine d'essai. À la suite des premiers essais en soufflerie et

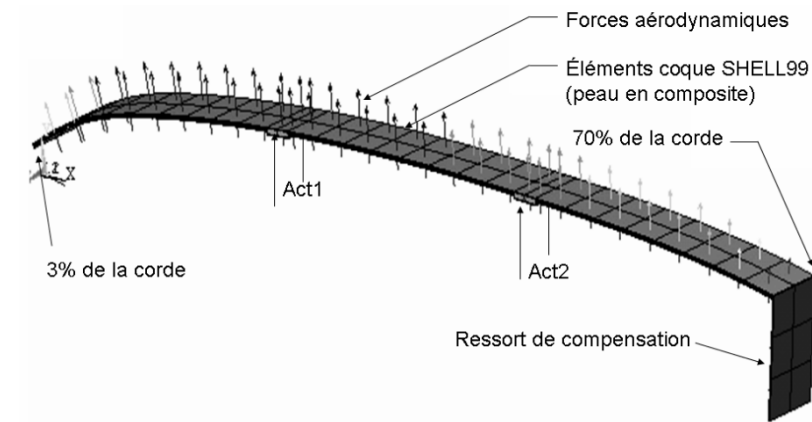


FIGURE 3.3 Modèle éléments finis pour la simulation du comportement structurel de l'aile

de l'analyse des pressions internes enregistrées, cette valeur a été réajustée avec une corrélation fonction du nombre de Mach dans la soufflerie. Des fuites entre l'intérieur de l'aile et l'intérieur de la soufflerie provoquaient une diminution de la pression interne par rapport à la pression extérieure précédemment considérée.

Un nombre restreint d'itérations est nécessaire pour obtenir une convergence de la solution aéro-structurale. Dans le cas le plus sévère (vitesse et angle d'attaque maximum), présenté sur la figure 3.4, cinq itérations ont été nécessaires pour obtenir la convergence de la forme de l'aile.

En position non-actionnée, et sans écoulement, la peau flexible reproduit la géométrie du profil de référence. En présence d'écoulement, même si la position des actionneurs reste inchangée, la peau se déforme entre les points d'attache et le profil est légèrement modifié. Le code de calcul aéro-structuel permet de prédire ces formes (figure 3.5) et les performances aérodynamiques (figure 3.6).

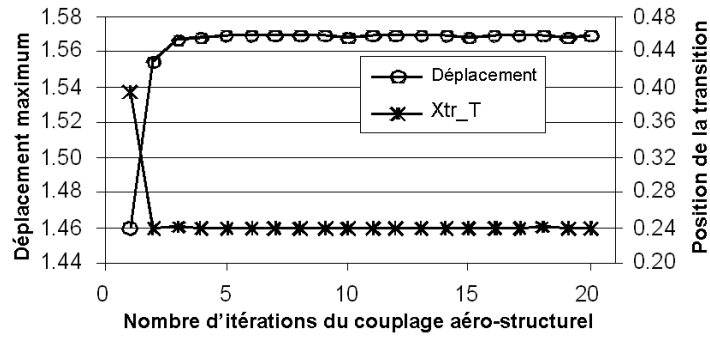


FIGURE 3.4 Convergence de la résolution itérative du comportement aéro-structurel de l'aile. (Mach = 0.35, $Cl=0.6$, actionnement Y1 = 74%, Y2=85%)

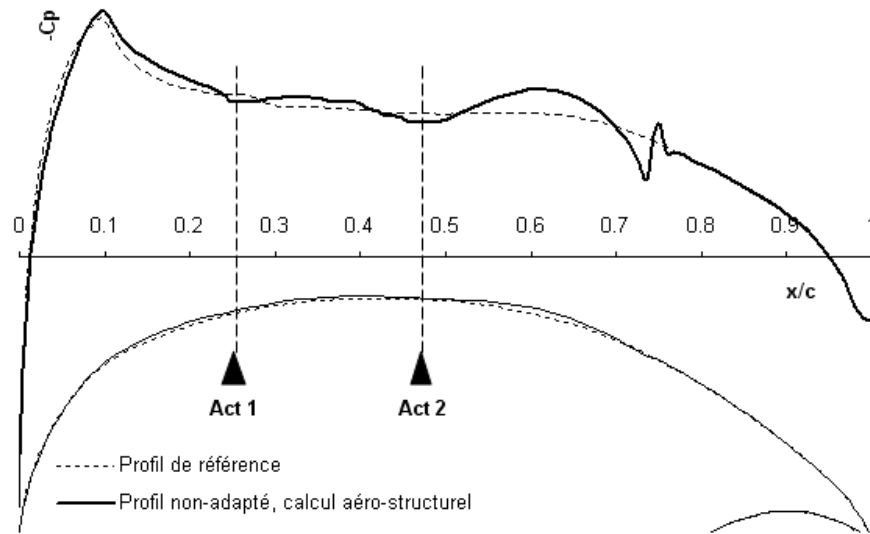


FIGURE 3.5 Résultat aéro-structurel obtenu sur l'aile non-actionnée (Y1 = 0%, Y2=0%) pour les conditions aérodynamiques suivantes : $Cl=0.37$, Mach= 0.300

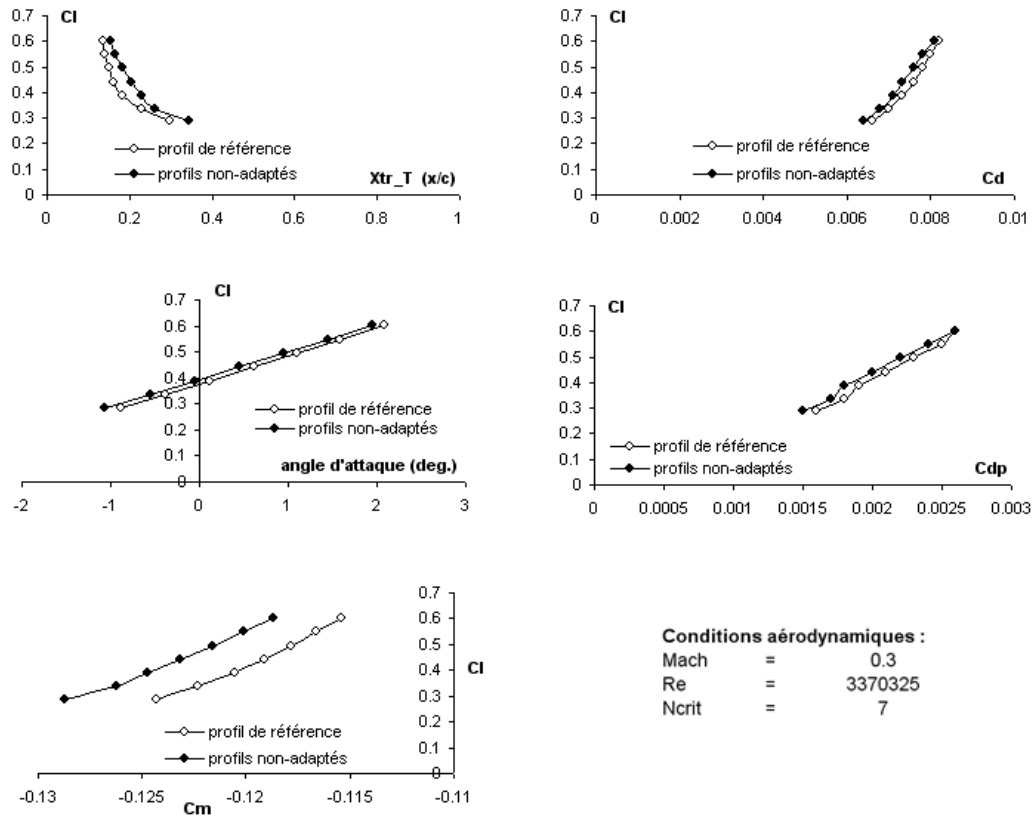


FIGURE 3.6 Résultats aéro-structuraux obtenus sur l'aile non-actionnée ($Y1 = 0\%$, $Y2=0\%$) pour $Mach=0.3$ en comparaison avec l'aile de référence rigide

3.4 Optimisation : approche classique

L'approche classique qui a été utilisée repose sur les résultats d'optimisation géométrique obtenus au deuxième chapitre. La méthode de reproduction la plus simple a été privilégiée. Cette méthode consiste à déterminer le déplacement des actionneurs nécessaire pour que la peau flexible atteigne la position de la forme optimale au point d'actionnement. L'aile étant équipée de lignes d'actionnement, la peau est assurée de reproduire la forme optimale en deux points. Le reste de la géométrie n'est pas contrôlé. Son comportement est influencé par les contraintes structurales et aérodynamiques. Pour cette raison, la forme aérodynamique optimale n'est pas exactement reproduite et une perte de performance accompagne l'étape de reproduction (figure 3.7). La traînée augmente entre 10 % et 15 % et la position de la transition avance de 13 % à 16 % de la corde.

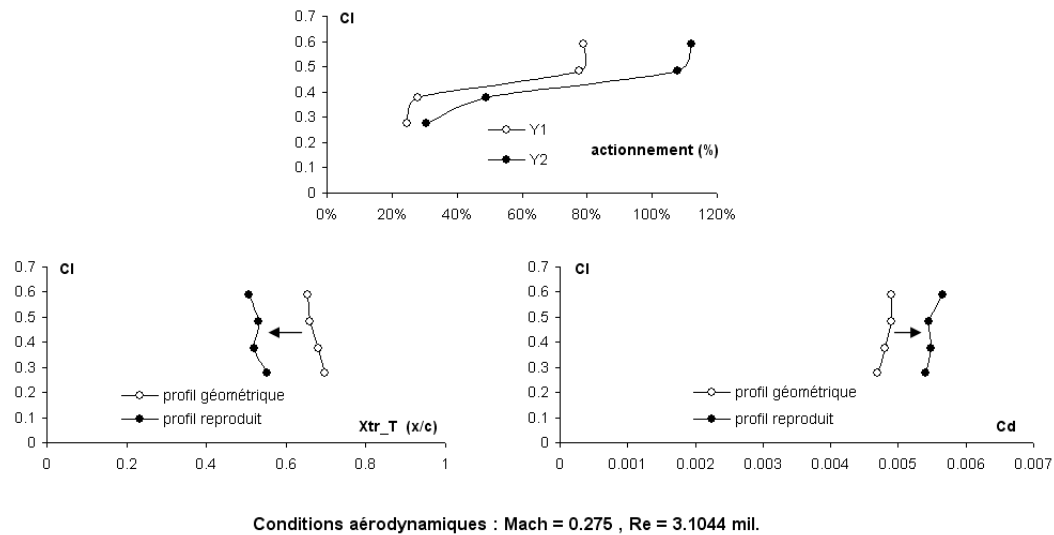


FIGURE 3.7 Performance de l'aile reproduisant les profils géométriques optimisés du deuxième chapitre

Au début de ce chapitre, il a été expliqué que la conception du système d'adaptation s'est basée sur les géométries de la première série de profils. Le débattement des actionneurs a donc été prévu pour couvrir la variété de formes de cette première

série de profils. Les actionnements nécessaires pour reproduire les profils optimisés du deuxième chapitre sont supérieurs dans certains cas à ceux prévus précédemment. L'actionneur numéro deux doit atteindre jusqu'à 120% de son débattement pour les cas où les angles d'attaque approchent deux degrés. Même si le système réel est limité à 100% d'actionnement, le modèle de simulation permet de continuer les simulations au-delà de ce maximum.

Les figures 3.8 et 3.9 montrent les géométries et les distributions de pression correspondant aux profils optimaux et aux configurations d'aile actionnée pour reproduire ces profils.

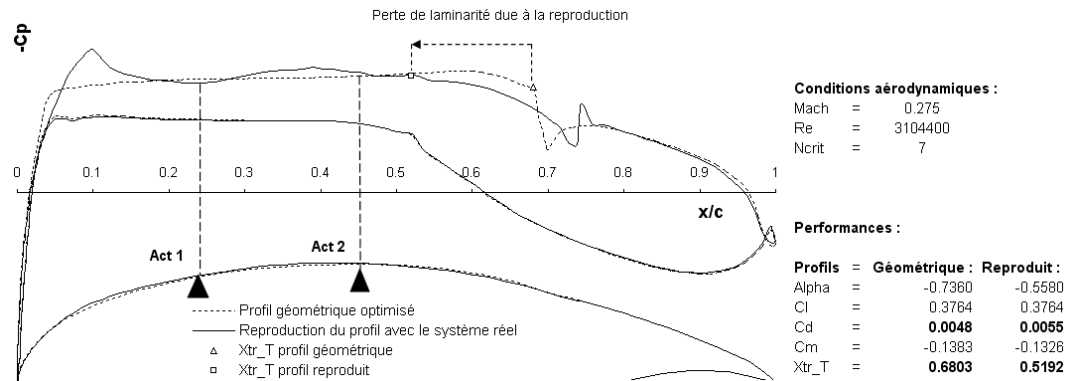


FIGURE 3.8 Comparaison des performances du profil géométrique et de l'aile adaptable (C_l cible = 0.4)

Du bord d'attaque au second actionneur, la différence entre les deux géométries est faible. Cependant, cette zone est très sensible et les déflexions de la peau sont suffisantes pour générer deux bosses dans la distribution de pression. La première bosse dans la distribution de pression est assez sévère et génère un gradient fortement défavorable de 10 % à 15 % de la corde, mais ne déclenche cependant pas la transition. Cette caractéristique de la distribution de pression provient principalement de la géométrie du profil de référence. L'aile adaptable n'est pas en mesure de se libérer de ce gradient défavorable, car il n'y a pas de contrôle de la géométrie dans cette partie de la peau. La seconde bosse se situe entre les deux actionneurs et elle est moins

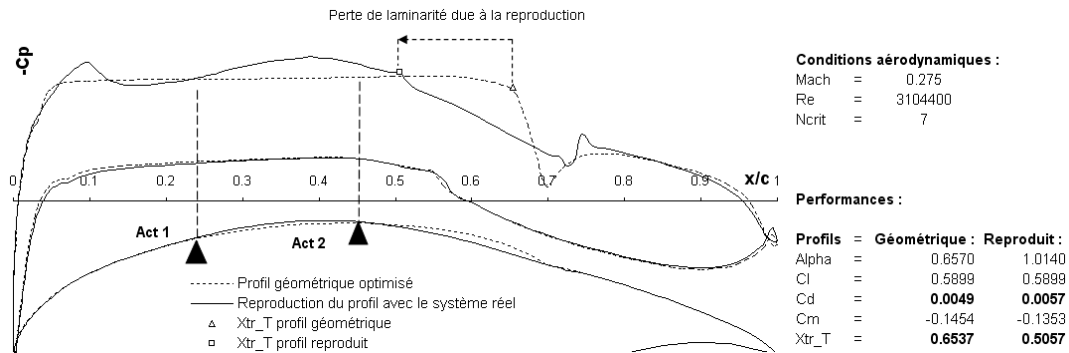


FIGURE 3.9 Comparaison des performances du profil géométrique et de l'aile adaptable (C_l cible = 0.6)

marquée que la première. Elle provient principalement de l'aspiration aérodynamique que la peau flexible subit. La transition apparaît peu après la position du second actionneur. En arrière de celui-ci, la différence de géométrie entre le profil optimisé et l'aile adaptable est beaucoup plus importante notamment pour les angles d'attaque élevés (figure 3.9). Lors de l'optimisation géométrique, la courbe de Bézier avait des possibilités de formes qui lui permettaient de prolonger le gradient favorable de pression sur la quasi-totalité de la longueur de la peau flexible. L'aile adaptable ne semble pas avoir ces possibilités. L'aile adaptable n'est en fait pas capable de reproduire le fort épaississement du profil en fin de partie flexible que l'optimisation géométrique a utilisée pour maintenir le gradient de pression favorable au-delà des 65 %.

3.5 Optimisation : approche multidisciplinaire

L'approche multidisciplinaire est basée sur l'intégration du solveur aéro-structurel dans la boucle d'optimisation. Les variables d'optimisation sont les déplacements $Y1$ et $Y2$ de l'actionneur numéro un et deux respectivement. L'angle d'attaque correspondant à la portance cible est calculé par le solveur comme au deuxième chapitre. L'optimisation multidisciplinaire a été préparée en visualisant les solutions appartenant au domaine de recherche, les graphiques sont donnés à la figure 3.10. Le premier graphique présente la traînée en fonction de la position de la transition. Les perfor-

mances d'une population de solutions couvrant la totalité du domaine de recherche décrivent une droite décroissante. À l'inverse de l'optimisation géométrique, la solution ayant la traînée la plus faible est aussi celle ayant la transition la plus reculée. La fonction objectif basée sur la transition est donc équivalente à la fonction objectif basée sur la traînée. Ce graphique montre également que très peu de solutions présentent une transition entre 25 et 35 % de la corde. La majorité des solutions ont une transition entre 15 et 25 % ou entre 35 % et 55 % de la corde. Le dernier graphique (en bas à droite) de la figure 3.10 montre que les solutions ayant une traînée minimale sont obtenues avec $Y2$ supérieur à 100 %. Cependant, le gain pour $Y2$ supérieur à 100 % est faible.

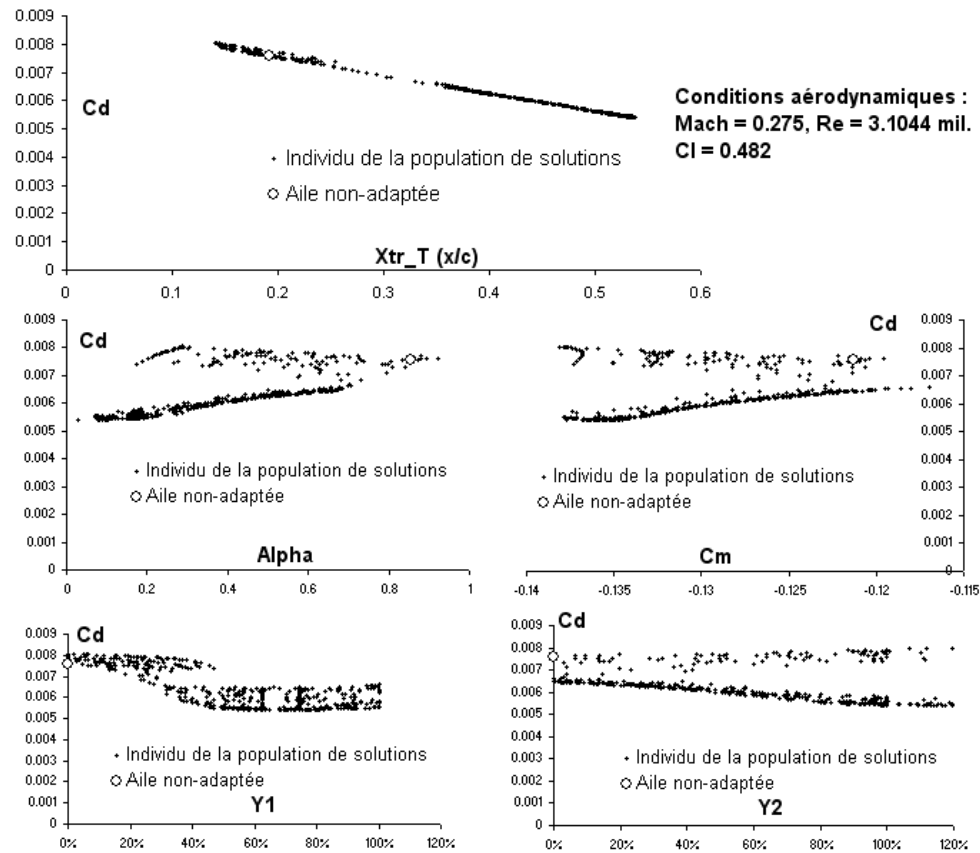


FIGURE 3.10 Visualisation des performances des individus appartenant au domaine de recherche pour l'optimisation multidisciplinaire

Les figures 3.11 et 3.12 montrent les résultats d'optimisation pour les différentes portances cibles. Plus la portance est élevée plus l'épaississement du profil est important. La bosse de pression à 10 % de la corde, qui est une caractéristique du profil de référence, reste présente, mais tend à être minimisée. La transition est repoussée au-delà des 55 % de la corde.

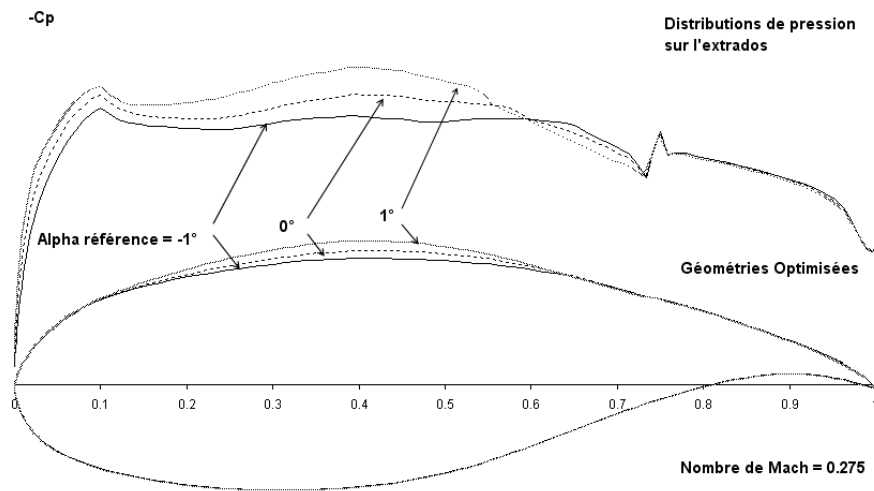


FIGURE 3.11 Distribution de pression sur l'aile adaptable en configuration optimisée pour différentes portances cibles

Pour les deux portances cibles les plus élevées, l'actionnement Y2 optimal obtenu est supérieur à 100 %. Il est donc possible de bloquer l'actionneur à 100 % puis de relancer une optimisation sur l'unique variable restante Y1. Les performances de l'aile en fonction de l'actionnement Y1 sont présentées à la figure 3.13. Les courbes montrent des extremums globaux pour le même actionnement et elles ne présentent pas d'extrémums locaux. Le saut de transition détecté précédemment à la figure 3.10 est également retrouvé. La traînée subit du même coup un saut.

Pour comprendre ce qui provoque ce saut de transition, deux distributions de pression sont présentées à la figure 3.14. La première correspond à une solution prise juste avant le saut de transition et l'autre juste après. Ces deux distributions de pression mettent en lumière deux scénarios de transition. Le premier scénario correspond à

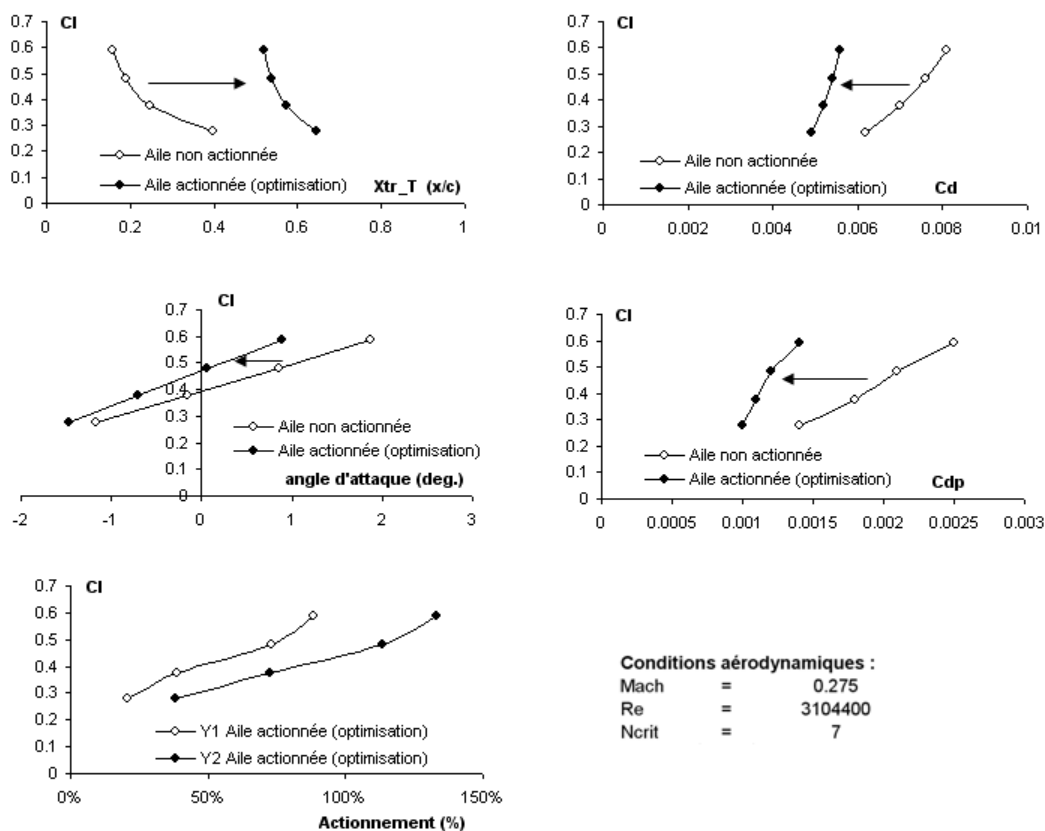


FIGURE 3.12 Résultats d'optimisations multidisciplinaires pour différentes portances cibles

une transition faisant suite au premier gradient de pression défavorable. Dans cette éventualité, la transition apparaît au niveau du premier actionneur, à environ 20 % de la corde. Dans le cas où la couche limite laminaire survit à ce gradient de pression négatif, elle retrouve ensuite sa stabilité grâce au gradient de pression favorable entre les deux actionneurs. Dans cette éventualité, la couche limite devient turbulente lorsque le gradient de pression redevient positif, c'est-à-dire après le second actionneur.

La figure 2.36 montre que la vitesse de l'écoulement a un très faible impact sur les profils géométriques obtenus par optimisation (vitesses prises dans le domaine d'étude

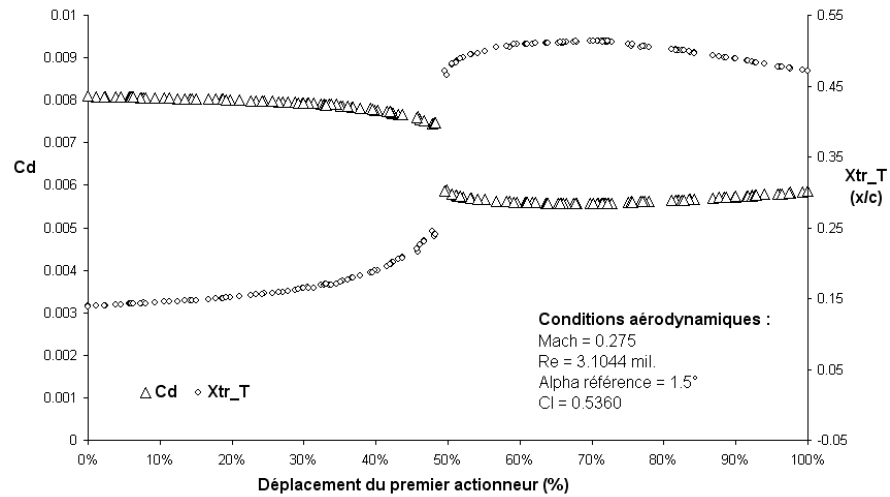


FIGURE 3.13 Performance de l'aile en fonction de la position du premier actionneur (second actionneur à 100%)

du projet). Alors que les profils géométriques sont affectés uniquement par des coefficients adimensionnels, l'aile physique est par contre influencée par des valeurs réelles. En effet, plus la vitesse est élevée plus les forces aérodynamiques appliquent une aspiration forte sur la peau flexible de l'aile. Sa déformation est alors accentuée. Les résultats d'optimisation à différents nombres de Mach présentés à la figure 3.15 montrent que la vitesse de l'écoulement a une influence sur les réglages optimaux de l'aile adaptable. L'optimiseur a, en effet, accentué l'épaississement du profil pour compenser les déformations dues à la succion qui sont accrues lorsque la vitesse augmente.

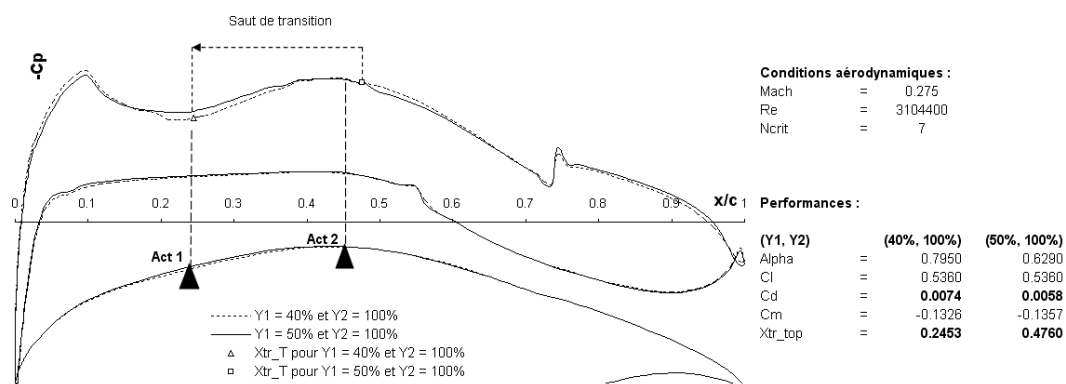


FIGURE 3.14 Distribution de pression de deux configurations montrant le saut de transition sur l'extrados

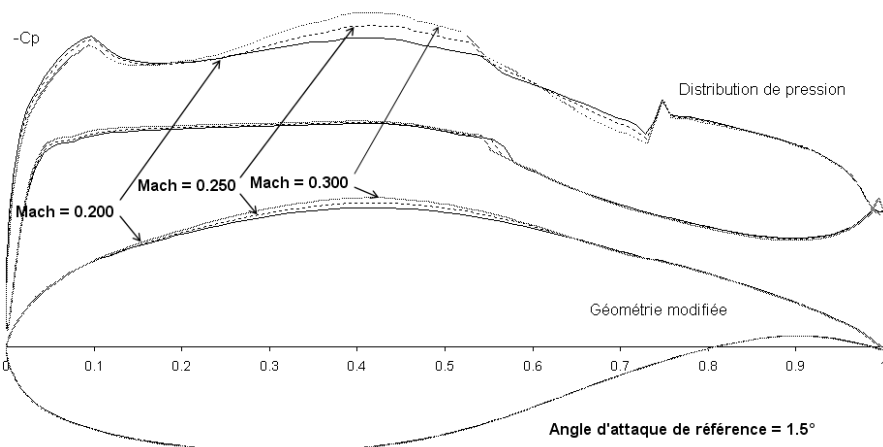


FIGURE 3.15 Distribution de pression sur l'aile adaptable en configuration optimisée pour différents nombres de Mach

3.6 Performance de l'aile adaptable

Les sections précédentes ont présenté deux approches pour l'obtention des réglages de l'aile adaptable. Dans cette section, les résultats des deux méthodes sont comparés puis, comme cela a été fait au deuxième chapitre, les meilleurs résultats sont comparés aux performances de configurations fixes.

Les figures 3.16 et 3.17 montrent la supériorité de l'approche multidisciplinaire par rapport à l'approche classique. En effet, l'intégration du modèle aéro-structural dans l'optimisation permet de tirer le meilleur des capacités de l'aile. Même si les performances des profils géométriques sont de loin supérieures, l'étape de reproduction de l'approche classique introduit une perte de performance trop importante pour conserver les caractéristiques initiales. L'approche classique permet d'allonger la zone laminaire de 28 % de la corde en moyenne, réduisant ainsi la traînée de 23 % de la valeur initiale. L'approche multidisciplinaire permet d'aller chercher des performances légèrement supérieures : 32 % de corde d'allongement moyen de la couche limite laminaire et 26 % de réduction de la traînée.

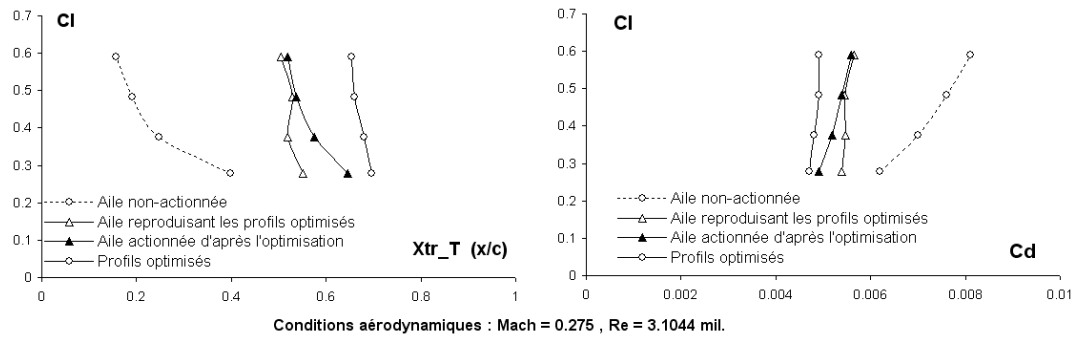


FIGURE 3.16 Comparaison des performances des profils optimisés, de l'aile non-adaptée et de l'aile adaptée par la méthode classique et la méthode multidisciplinaire

Dans la suite de cette section, les performances de l'aile adaptable en configuration optimisée sont comparées aux performances de l'aile adaptable fixée dans une position particulière (figure 3.18) et aux performances d'une aile rigide possédant un profil optimisé présenté au deuxième chapitre (figure 3.19).

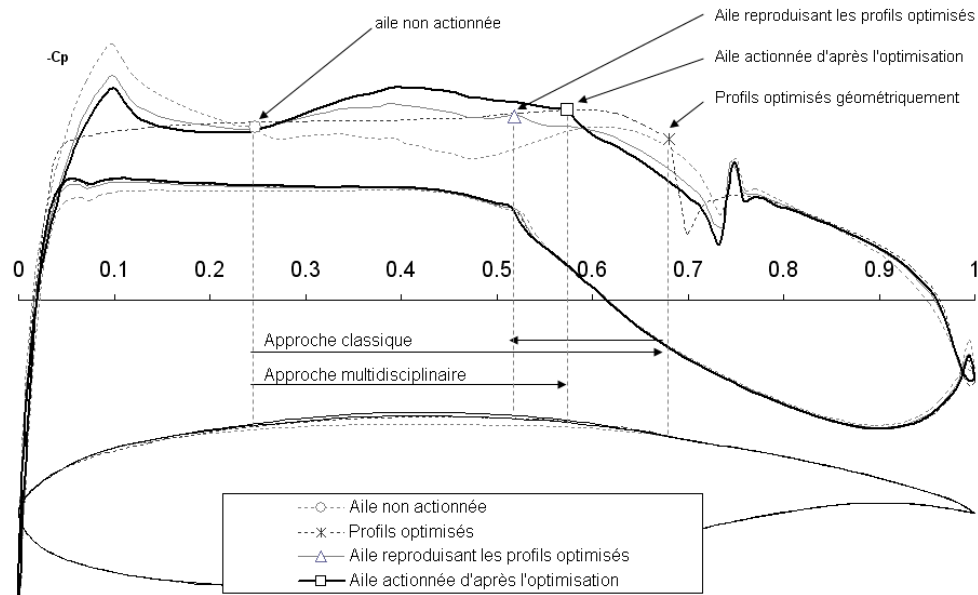


FIGURE 3.17 Distribution de pressions d'un profil optimisé, de l'aile non adaptée et de l'aile adaptée par la méthode classique et par la méthode multidisciplinaire

La figure 3.18 montre que l'aile adaptée à chaque condition de vol génère moins de traînée que l'aile non-adaptée. C'est ce qui était attendu, car les configurations ont été optimisées. L'aile adaptable montre des performances très supérieures aux performances des ailes fixes adaptées pour les coefficients de portance 0.28 et 0.37. L'aile fixe, adaptée pour un C_l de 0.48, possède cependant des performances atteignant presque celles de l'aile qui s'adapte à chaque condition. Les performances sont particulièrement similaires lorsque le C_l est supérieur à 0.35. Pour le C_l le plus faible (0.28), l'aile adaptable a malgré tout un avantage notable de 12 % de traînée de moins que l'aile fixe. Cette dernière remarque montre que le domaine d'utilisation de l'aile, tel qu'exploré dans le projet, est probablement trop restreint pour justifier l'emploi d'une technologie adaptable, car l'exploitation du système n'est réellement utile que pour une partie restreinte du domaine d'utilisation.

De plus, les technologies adaptables sont en compétition avec les technologies classiques rigides. La confrontation des performances devrait donc se faire entre ces deux

technologies. En effet, dans la comparaison précédente, l'aile fixée dans une configuration particulière était pénalisée par la souplesse du système adaptable qui n'est pas exploité. Pour pousser plus loin le raisonnement, la figure 3.19 propose une comparaison entre les performances de l'aile adaptable et les performances d'une aile rigide équipée d'un des profils optimisés au deuxième chapitre. Cette comparaison montre que l'aile rigide possède des performances supérieures aux performances de l'aile adaptable pour tous les coefficients de portance supérieurs à 0.35. La performance de l'aile adaptable est cependant supérieure pour le coefficient de portance 0.28.

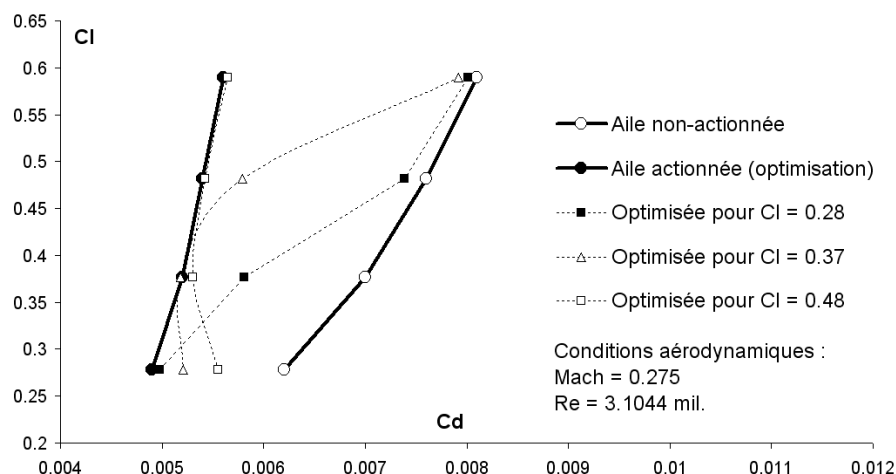


FIGURE 3.18 Comparaison des performances de l'aile adaptable avec des configurations fixes de l'aile

Ce résultat est à la fois décevant et encourageant. Il est décevant, car dans les conditions de l'étude, l'emploi de la technologie adaptable ne pourrait pas être justifié. Le résultat décevant de la technologie adaptable face à la technologie rigide provient principalement du fait que dans le domaine subsonique la traînée varie plus faiblement que dans le domaine transsonique. Un domaine de trois degrés d'angle d'attaque et 0.15 Mach n'est pas suffisant pour exploiter le plein potentiel de la technologie prometteuse des ailes adaptables.

Il est encourageant, car la tendance du résultat laisse penser qu'un élargissement du domaine d'utilisation permettrait d'exploiter de façon économiquement viable cette technologie.

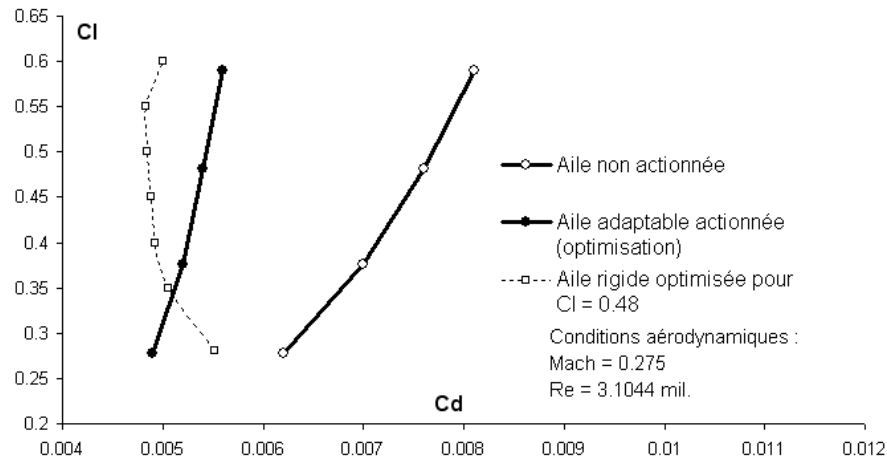


FIGURE 3.19 Comparaison des performances de l'aile adaptable avec les performances d'une aile rigide optimisée au deuxième chapitre

Imaginons maintenant que le domaine d'évolution de l'aile comporte à la fois des vitesses subsoniques et des vitesses transsoniques. Le profil de référence a été optimisé pour les vitesses transsoniques et il est capable de maintenir plus de 65 % de zone laminaire dans ces conditions. En régime subsonique, ses performances sont médiocres, la zone laminaire est restreinte (15 % de la corde). Ce mémoire démontre la possibilité d'adapter l'aile pour obtenir plus de 55 % de zone laminaire en conditions subsoniques. Si la mission d'un avion nécessite de voler de longues périodes de temps dans les deux régimes de vol, l'adaptabilité de l'aile est alors beaucoup plus intéressante.

Loin d'avoir la prétention de démontrer l'avantage des ailes à profil modifiable, ce projet se veut plutôt une étape d'apprentissage du concept d'adaptabilité et un exercice d'intégration de méthodes et de technologies provenant de disciplines spécialisées différentes. De ce point de vue le projet a atteint son objectif.

CHAPITRE 4

ESSAIS EXPÉRIMENTAUX

Trois campagnes de tests en soufflerie ont été menées. La première, en octobre 2008, a permis de valider l'assemblage de la maquette, son instrumentation et son installation dans la soufflerie. Les systèmes d'actionnement, de mesure et d'acquisition de données ont été testés. Les performances de l'aile reproduisant les profils optimisés fournis en mai 2008 ont été mesurées. Les résultats ont permis d'ajuster les modèles numériques. La seconde campagne a eu lieu en février 2009. Le système d'actionnement en boucle ouverte a été validé et les configurations de l'aile obtenues par l'optimisation multidisciplinaire ont été testées. Enfin, lors de la dernière campagne d'essais en mai 2009, deux séries d'optimisation en boucle fermée ont été réalisées.

Dans ce chapitre, des détails sur la soufflerie, l'installation de la maquette et son instrumentation sont donnés dans le but de mettre les essais expérimentaux dans leur contexte. Les tests en soufflerie obligent à effectuer des corrections sur les valeurs mesurées. L'origine et l'application de ces corrections sont détaillées dans la section suivante. Finalement, la dernière section est consacrée à la présentation des résultats expérimentaux.

4.1 Soufflerie

Les essais expérimentaux ont été effectués à Ottawa (Ontario) dans la soufflerie M2 de l'Institut de recherche aérospatiale du Conseil national de recherches du Canada (IRA-CNRC). Cette soufflerie possède une veine d'essai de deux mètres par trois mètres. L'air y circule en circuit fermé et il est non-pressurisé. La pression totale (de stagnation) est donc égale à la pression atmosphérique. La soufflerie est munie d'un système de refroidissement qui permet de compenser l'échauffement de l'air dû à sa circulation dans la soufflerie. À vide, l'écoulement dans la veine d'essai peut atteindre 140 m/s. Les pertes de pression dues aux phénomènes dissipatifs engendrés par la présence d'une maquette et de supports diminuent cette vitesse maximale. L'installation utilisée pour le projet limite la vitesse à 103m/s (Mach 0.3). Une fiche

technique de la soufflerie est donnée au tableau 4.1.

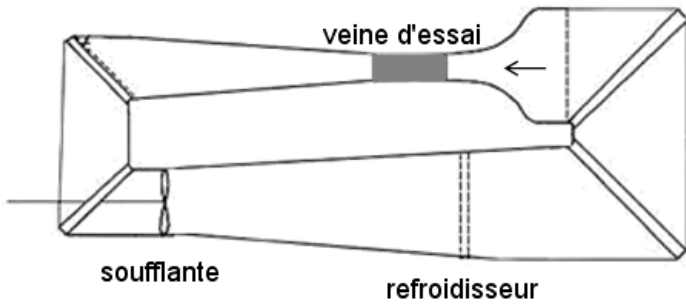
Soufflerie subsonique 2m sur 3m CNRC (Ottawa, Ontario)	
Veine d'essai	: 1.9 m sur 2.7 m sur 5.2 m
Taux de contraction	: 9 à 1
Surface normale de la veine d'essai	: 5.07 m ²
Puissance de la soufflante	: 1490 kW
Nombre de pales de la soufflante	: 4 pales
Vitesse maximale	: 140 m/s
Uniformité de la vitesse	: +/- 0.7%
Niveau de turbulence	: 0.14%
Système de données, canaux A-N	: 24 de 16 bits à 100 kHz
Schéma de la soufflerie	: 
Source	: www.nrc-cnrc.gc.ca

FIGURE 4.1 Fiche technique de la soufflerie 2m par 3m du CNRC

4.2 Montage de la maquette

Le montage de l'aile dans la soufflerie a pour but de recréer le plus possible les conditions d'un écoulement deux dimensions sur une majeure partie de l'envergure de l'aile. L'aile est positionnée verticalement dans la veine d'essai. Le montage est symétrique par rapport au plan milieu horizontal. L'aile est installée entre deux disques qui permettent d'empêcher l'écoulement de contourner les bouts d'aile et donc d'empêcher la formation des tourbillons marginaux. Ces tourbillons sont les principaux responsables du caractère 3D de l'écoulement autour d'une aile d'envergure

finie. Ainsi, on s'assure (en grande partie) que l'écoulement demeure quasi 2D autour de la section d'aile. Des barrières de couche limite sont également installées aux extrémités de la partie adaptable de l'aile (89 % de l'envergure totale). Ces barrières limitent les effets 3D dus à la couche limite qui se développe sur les disques en isolant cette partie de l'écoulement du reste de l'écoulement quasi-2D établi sur la majeure partie de l'envergure de l'aile. Les parties d'aile comprises entre les disques et les barrières de couche limite sont profilées selon le profil de référence. Les carénages des connexions centrales entre les disques et la soufflerie ont une forme cylindrique. Les dimensions sont telles que la couche limite qui se développe sur les parois de la soufflerie n'atteint pas la hauteur du disque et que la couche limite qui se forme sur le disque reste incluse dans l'espace entre le disque et la barrière. Par sa forme et son épaisseur très faible, la barrière de couche limite perturbe très peu l'écoulement. Une image de la modélisation en trois dimensions et une photo du montage sont données à la figure 4.2.

L'annexe B montre les détails d'un calcul CFD. Dans cette simulation, l'écoulement 3D autour de la maquette installée dans la soufflerie a été calculé. Un maillage structuré de 1,5 million de cellules a été utilisé pour résoudre les équations de Navier Stokes (RANS) avec le modèle de turbulence k-oméga. Les résultats montrent que l'écoulement est majoritairement deux dimensions sur l'aile. Les distributions de pression à différentes positions de l'envergure et une cartographie des isopressions sont données à la figure 4.3 et montre que l'écoulement est 2D sur 75 % de l'envergure de l'aile.

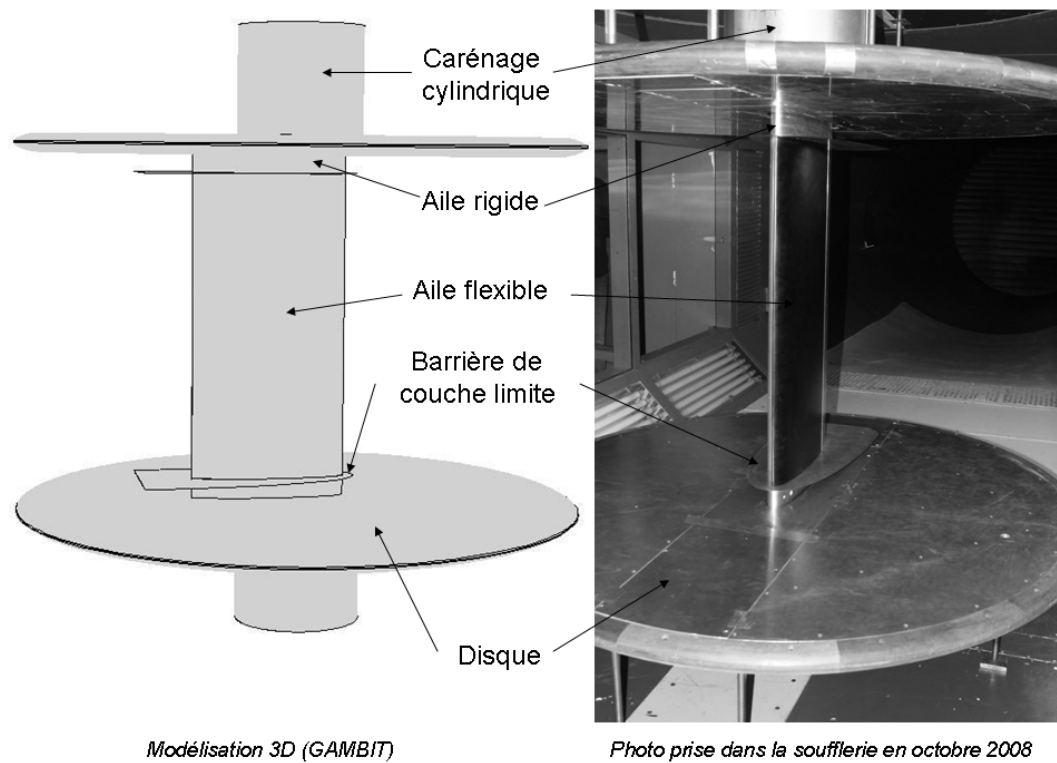


FIGURE 4.2 Modélisation et photo du montage de l'aile dans la soufflerie

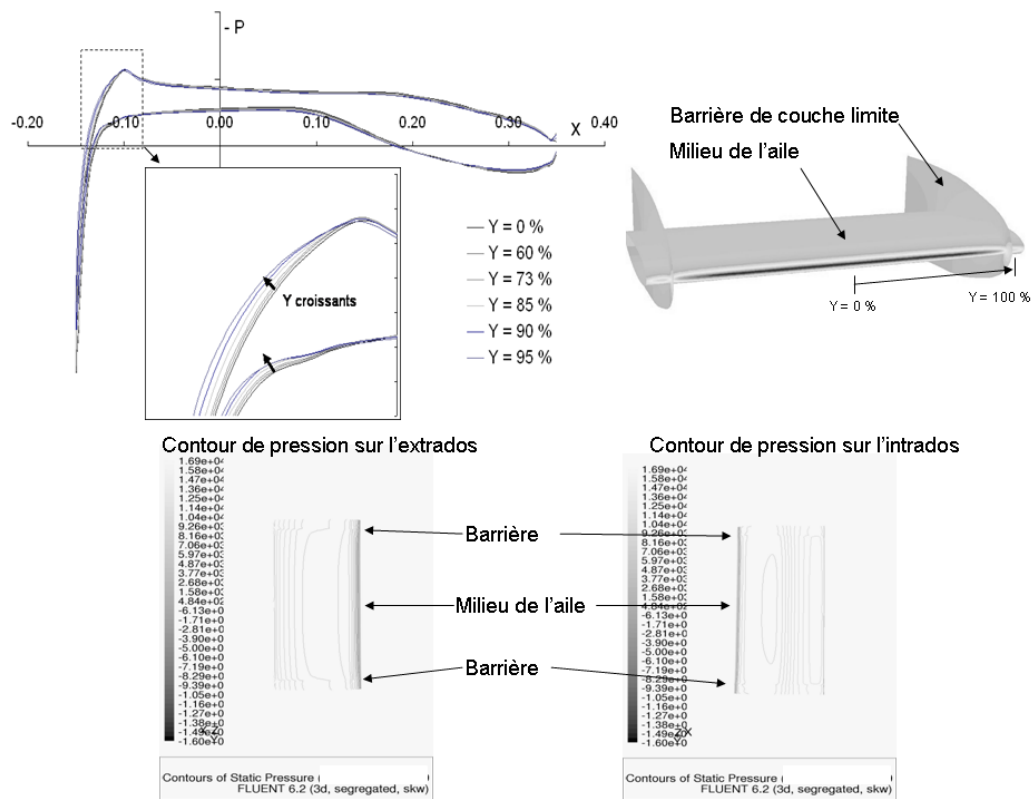


FIGURE 4.3 Résultats de simulation CFD validant l'hypothèse d'un écoulement 2D

4.3 Instrumentation

Différents dispositifs de mesure des caractéristiques de l'écoulement ont été utilisés lors des essais en soufflerie. Pour le projet, la priorité était d'obtenir la position de la transition laminaire turbulente sur l'extrados en temps réel. En effet, obtenir cette position était une condition essentielle pour permettre un contrôle en boucle fermée de l'aile adaptable. Trois moyens de détection ont été mis en place : des capteurs de pression de la marque KULITE et des capteurs de type optique, ainsi qu'un système de visualisation par thermographie infrarouge.

Des capteurs de pression KULITE ont été installés sur l'extrados de l'aile. Les 16 capteurs répartis sur l'extrados et connectés au système d'acquisition de la soufflerie étaient capables d'enregistrer les pressions instationnaires à un taux d'échantillonnage de 10 kHz (limitation de 160 kHz du système d'acquisition de la soufflerie). La décomposition spectrale des signaux par la transformation de Fourier rapide permettait de détecter l'amplification des ondes de Tollmien-Schlichting (aux alentours de 4kHz). Cette amplification est signe d'une transition laminaire/turbulente. La racine carrée de la moyenne du carré (RMS) du signal de pression a été utilisée pour quantifier la variation en amplitude du signal. Un filtre passe-haut a également été appliqué à 1 kHz. Un exemple est donné à la figure 4.4. Le traitement des signaux a été effectué par l'équipe du LARCASE de l'École de technologie supérieure (voir Popov et al., 2008b). Les capteurs KULITE XCQ-062 ont un diamètre de 0.066 pouce et ils ne contaminaient pas l'écoulement dans les conditions d'essai du projet. Cependant, une contamination pouvait survenir en cas de fuite d'air au niveau de l'installation du capteur. Pour éviter la contamination des autres capteurs en aval, les capteurs ont été installés selon une direction de 30° par rapport à la direction de la corde. Dans Schlichting (2000), l'exposé d'une expérience sur une plaque plane montre que le cône turbulent généré par une rugosité possède un angle de 23° . Pour la première campagne d'essais, les capteurs KULITE ont été doublés avec des capteurs optiques. Cependant, ceux-ci se sont montrés incapables d'atteindre les performances requises (taux d'acquisition et de précision) pour détecter la transition.

L'analyse spectrale a été complétée par une visualisation thermographique infrarouge. L'observation du refroidissement de la maquette par le passage de l'air autour de la

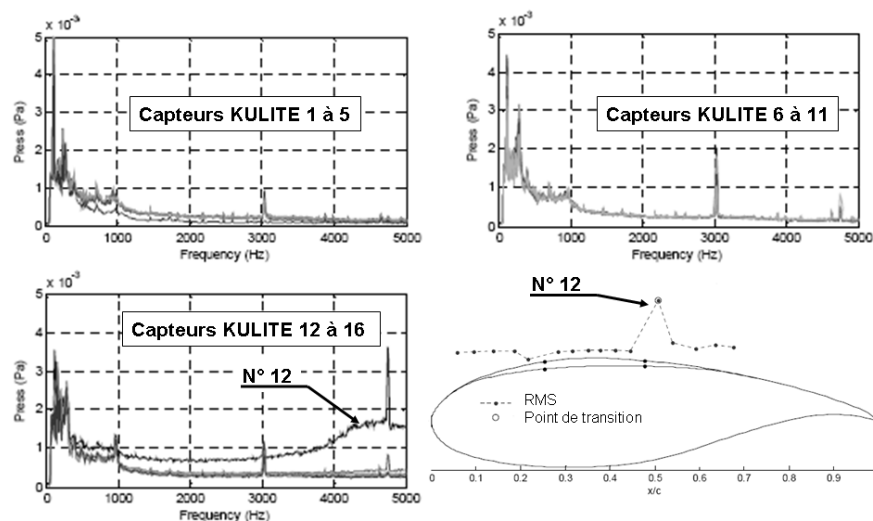


FIGURE 4.4 Analyse spectrale du signal de pression

maquette permet de détecter la couche limite turbulente. En effet, l'échange thermique est plus efficace dans l'écoulement turbulent à cause du transport de chaleur permis par le mouvement aléatoire des particules. Une caméra infrarouge et une source de chaleur sont nécessaires pour réaliser l'observation. Le montage présenté à la figure 4.5 a été réalisé. Une série de lampes disposées derrière une vitre à l'extérieur de la veine d'essais a été utilisée comme source de chaleur. La peau en composite, où doit se produire la transition, a été recouverte d'une peinture à haute émissivité afin de favoriser le rayonnement infrarouge.

Le procédé usuel consiste à chauffer préalablement la maquette sans écoulement puis à faire fonctionner la soufflerie après avoir éteint la source de chaleur. Le refroidissement est alors observé avec la caméra jusqu'à ce que la maquette soit uniformément refroidie. Pour une observation plus fine, une image peut être prise à la fin du chauffage et soustraite à l'image prise pendant le refroidissement. Ce mode opératoire oblige donc un arrêt de la soufflerie et une période de chauffe. Grâce au travail de l'équipe du IRA-CNRC et à la très bonne émissivité du revêtement appliqué sur le composite, l'

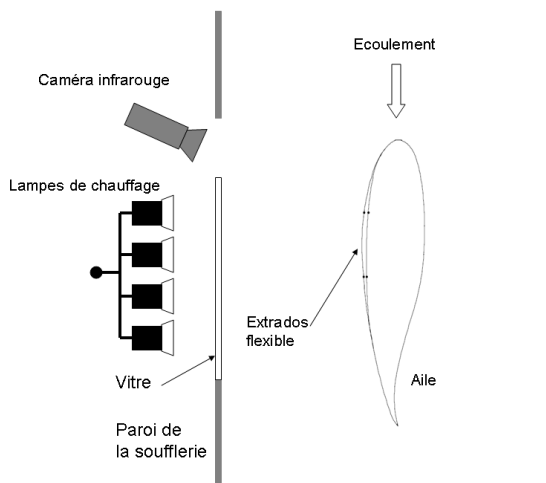


FIGURE 4.5 Schéma du montage pour la visualisation infrarouge

efficacité du mode opératoire a été améliorée pour chaque campagne d'essai pour enfin aboutir à une lecture de la transition en temps réel sans arrêt de la soufflerie ni temps de chauffe. En effet, le différentiel de température pouvait être observé en chauffant continuellement avec les lampes. La visualisation infrarouge, qui était initialement un moyen coûteux en temps de soufflerie et prévu uniquement à des fins de validations préliminaires, est devenue un moyen très rapide et fiable d'obtenir la position de la transition pendant les essais. De plus, la visualisation infrarouge permet de contrôler l'état laminaire de l'aile. Par exemple, il arrive que des cônes turbulents apparaissent à cause d'une rugosité ou d'une fuite sur l'aile. Lors des essais, des poussières peuvent se fixer sur le bord d'attaque. Dans certains cas, cette rugosité peut être suffisante pour déclencher la turbulence. Cette turbulence forcée fausse les mesures de traînée de la balance, du peigne de prise de pression et des capteurs de pression. Avec la visualisation infrarouge en temps réel, les essais pouvaient être stoppés lorsqu'une turbulence anormale apparaissait, et l'aile était ensuite nettoyée. Ce contrôle permanent a permis d'assurer la qualité des résultats.

La figure 4.6 montre des résultats de visualisation thermographique. La première image (à gauche) montre une transition à 52% de la corde, la seconde image montre une transition à 23% de la corde, enfin la dernière image (à droite) montre un cône

turbulent provoqué par une rugosité et un causé par la fuite d'un capteur.

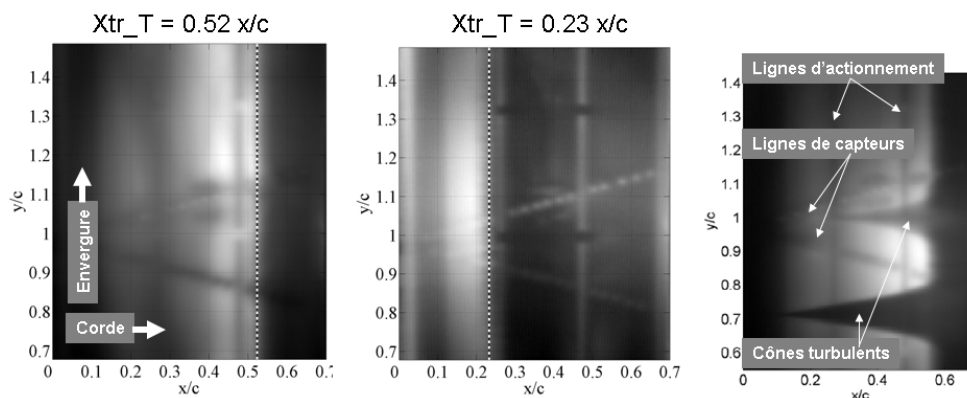


FIGURE 4.6 Images thermographiques de l'aile

Après la position du point de transition, la traînée de l'aile était un élément représentatif du contrôle de la couche limite. Deux méthodes ont été utilisées pour obtenir une évaluation expérimentale de la traînée de l'aile. La première méthode est l'utilisation d'une balance, la seconde méthode utilise les pressions mesurées dans le sillage de l'aile avec un peigne de prises de pression d'arrêt et statique (Pope, 1984).

La maquette est montée sur une balance qui se trouve sous la veine d'essai. Cette balance est capable de mesurer les forces et les moments dans les trois directions de l'espace. Comme la maquette est une aile rectangulaire reproduisant un écoulement en deux dimensions, seuls les forces de traînée et de portance et le moment de tangage sont non-nuls. Les carénages et les disques ne sont pas connectés mécaniquement à la maquette et par le fait même à la balance. Celle-ci mesure donc les forces qui sont appliquées sur la partie flexible de l'aile, sur les couteaux aérodynamiques et sur les petites parties rigides de l'aile situées entre les couteaux et les disques. Le coefficient de traînée du profil déformé qui est calculé à partir de la mesure des forces sur l'aile contient donc certaines imprécisions qu'il est difficile de corriger. Il en est de même pour le coefficient de portance puisqu'il est mesuré avec la même méthode. Cependant, les dimensions de l'aile sont telles que ces sources d'imprécision ont une influence très faible sur les résultats et l'erreur est minime (figure 4.12 et 4.13).

Le peigne de prises de pression d'arrêt et statique permet de calculer l'appauvrissement en quantité de mouvement dans le sillage de l'aile. Cet appauvrissement correspond à l'énergie extraite par l'aile lors de son passage dans l'écoulement. Il a donc un lien direct avec la traînée. Un schéma illustratif est donné à la figure 4.7. Le principal intérêt de cette méthode, par rapport à la mesure utilisant la balance, est qu'elle permet d'obtenir le coefficient de traînée d'une section particulière de l'envergure de l'aile. Il est donc possible de choisir une position, plutôt au milieu de l'envergure, où les effets de bouts d'aile n'affectent pas l'écoulement. La méthode utilisée pour obtenir le coefficient de traînée deux dimensions à partir des pressions enregistrées par le peigne est expliquée dans l'annexe C.

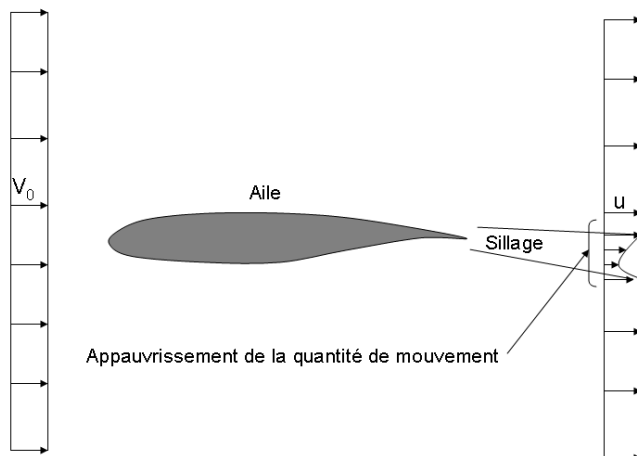


FIGURE 4.7 Principe de mesure du coefficient de traînée d'une section d'aile par l'étude des pressions dans le sillage

D'autres mesures ont également permis de valider le modèle aéro-structurel comme le coefficient de portance déterminé par la balance, et les prises de pression statique réparties sur les parties rigides de l'aile. Ces données de pression, complétées par les pressions moyennes données par les capteurs KULITE sur la partie flexible du profil,

ont permis d'obtenir une distribution de pression expérimentale autour de l'aile. Il est à noter que l'installation de prises de pression dans certaines zones était impossible comme dans la zone de collage de la peau flexible au bord d'attaque et au niveau des lignes d'actionnements et du joint glissant.

Enfin, lors de la deuxième campagne d'essais, une visualisation de l'écoulement avec de la fumée (à basse vitesse) a été réalisée pour observer le comportement de l'écoulement aux extrémités de l'aile et autour des supports. Cette visualisation a confirmé expérimentalement l'efficacité du montage à reproduire des conditions d'écoulement deux dimensions.

Tous ces instruments de mesure et les systèmes d'acquisition qu'ils nécessitent sont des appareils très sensibles et sont délicats à mettre en œuvre. Lors des essais expérimentaux, les problèmes techniques sont fréquents et ils ne peuvent pas toujours être résolus immédiatement. Le tableau 4.1 est une liste de ce qui a et n'a pas fonctionné lors des d'essais.

Campagne d'essais	Octobre 2008	Février 2009	Mai 2009
Pressions statiques	OUI	OUI	OUI
CI balance	OUI	OUI	OUI
Cd balance	défectueux	défectueux	défectueux
Cd sillage	absent	dans un cone turbulent	OUI
Visualisation infra-rouge	OUI en partie	OUI	OUI
Capteurs KULITE	OUI	OUI	OUI
Capteurs optiques	défectueux	absent	absent

TABLEAU 4.1 Liste de l'instrumentation fonctionnelle pendant les essais

4.4 Correction des données

L'étude de l'écoulement autour d'une aile évoluant à haute altitude revient à étudier cette aile dans une veine illimitée où le champ aérodynamique pourrait s'étendre à l'infini. En réalité, à cause de la proximité des limites du domaine d'expérimentation, les conditions sous lesquelles sont testées les maquettes en soufflerie sont différentes de celles rencontrées par un aéronef en vol ou celles habituellement modélisées lors de simulations numériques. Les parois, matériels ou non, qui limitent l'espace du fluide imposent localement des contraintes particulières qui modifient l'écoulement. Pour une section de test fermée, la vitesse de l'air est tangente aux parois, car elles sont imperméables. Cette condition de tangence contraint la courbure des lignes de courant autour de l'aile. En plus des parois, l'immobilisation de la maquette dans la soufflerie impose l'utilisation de supports qui interfèrent également avec l'écoulement étudié. Ces problèmes sont surpassés par l'application de corrections qui visent à rendre valables en veine illimitée les résultats obtenus en soufflerie. Il y a deux principaux effets qui sont à corriger lors d'un test subsonique sur un profil d'aile 2D en veine guidée.

Le premier effet à corriger est l'effet bouchon (ou blocage). Ce terme désigne les phénomènes qui modifient la grandeur de la vitesse à l'infini. Le bouchon provient du fait que la maquette réduit la section de passage. Ceci a pour conséquence d'augmenter la pression dynamique et toutes les forces et les moments. L'effet de bouchon apparaît également dans le sillage puisque celui-ci, en raison de la vitesse réduite qui lui est spécifique, oblige l'air qui l'entoure à augmenter sa vitesse (pour que le débit total soit conservé). Le bouchon dû au sillage a pour principal effet d'augmenter la traînée de la maquette puisqu'il induit un gradient de pression négatif le long de la chambre expérimentale.

Le second effet à corriger est la courbure des lignes de courant qui est modifiée par la présence des parois. En présence des parois supérieures et inférieures, une aile portante se comporte comme ayant une cambrure plus importante et donc une portance plus élevée. Le moment et l'angle d'attaque sont ainsi également trop importants.

Les formules de correction qui sont généralement utilisées sont basées sur des modélisations d'écoulements potentiels et des facteurs empiriques. Par exemple, l'effet bou-

chon peut être étudié en remplaçant la maquette par une série de sources ou de doublets. Cette modélisation aboutit à une formulation corrective basée sur le volume de la maquette et les dimensions de la section d'essai. L'accélération de l'écoulement ne peut être obtenue par l'analyse simpliste de la réduction de la surface de passage, car ce sont les lignes de courant les plus éloignées de la maquette qui sont les plus affectées. Le véritable incrément de vitesse est beaucoup plus faible, environ un quart, que celui obtenu par cette méthode (Rebuffet, 1969 et Pope, 1984).

L'effet des parois peut être modélisé en remplaçant l'aile portante par un système de tourbillons. Pour respecter la condition de tangence au niveau des parois inférieures et supérieures, une série infinie de tourbillons images sont placés symétriquement aux parois. La correction angulaire est ensuite calculée en utilisant la vitesse verticale induite par l'ensemble des tourbillons au niveau du profil.

Les corrections présentées dans Pope (1984) ont été appliquées aux données obtenues en soufflerie dans le cadre du projet d'aile adaptable. Les corrections de parois sont très faibles, moins de 0.8% sur la pente du Cl_α , car les dimensions de l'aile face aux dimensions de la soufflerie et les faibles incidences étudiées limitaient l'effet des murs de la soufflerie sur l'écoulement. L'effet bouchon est plus important, notamment dû à la présence des imposants carénages qui supportent les disques de bout d'aile. La correction sur la vitesse et le nombre de Mach est de 4% alors que la correction de la pression dynamique est de 8%. La correction de la pression dynamique affecte tous les coefficients adimensionnels tels que les coefficients de pression, de portance, de traînée et de moment. Pour le coefficient de traînée, une correction supplémentaire, due au gradient de pression dynamique dans le sillage, est nécessaire. Ce supplément élève la correction du Cd à 12%. Le niveau des corrections reste relativement faible et les formes des profils qui ont été optimisées sans simuler la présence des conditions limites peuvent être utilisées dans la soufflerie.

4.5 Résultats expérimentaux

Cette section présente des résultats expérimentaux. La première série de résultats est présentée à des fins de comparaison avec les simulations numériques. La seconde série est plutôt une démonstration des performances de l'aile adaptable en utilisant

les données obtenues en soufflerie.

Les quatre premières figures de cette section montrent les distributions de pression et les points de transition sur l'extrados obtenus pour deux cas de la matrice en état non-actionné et actionné (figures 4.8, 4.9, 4.10 et 4.11). Dans le premier cas, le nombre de Mach est de 0.250 et le Cl cible est de 0.46. Dans le second, le nombre de Mach est de 0.300 et le Cl cible est de 0.28. Les Cl obtenus pour l'aile adaptée n'ont pas exactement atteint le Cl ciblé, et sont respectivement de 0.43 et 0.25. Les résultats numériques correspondants aux conditions de l'essai sont confrontés en terme de distribution de pression et de point de transition sur l'extrados. Ces résultats montrent que la distribution de pression simulée numériquement est très similaire à la distribution expérimentale notamment pour ce qui est de l'extrados souple. Un léger écart est présent sur l'intrados entre 50% de la corde et le bord de fuite. Une hypothèse pour expliquer cet écart est que le code de simulation est contraint par la condition de Kutta-Joukowski au bord de fuite et cette condition est délicate à appliquer sur un profil avec un bord de fuite tronqué. La cambrure accentuée près du bord de fuite est également une difficulté supplémentaire pour l'application de cette condition et pour le calcul du sillage. Il est à noter que la correction de bouchon (blocage solide) a été appliquée à la pression dynamique de référence avant d'être utilisée pour obtenir les coefficients de pression. La prédiction du point de transition est aussi très similaire à la solution expérimentale. Dans les quatre cas présentés, la simulation numérique est conservative de 2 à 3% de corde par rapport à l'observation infrarouge.

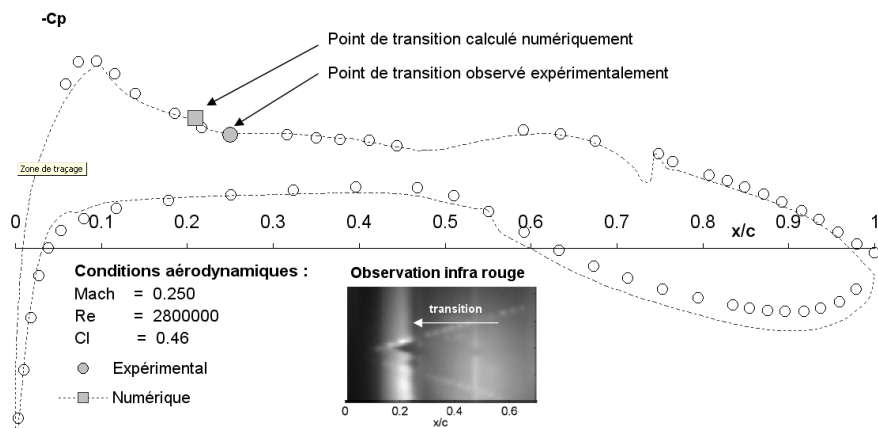


FIGURE 4.8 Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile non-actionnée, Mach 0.25

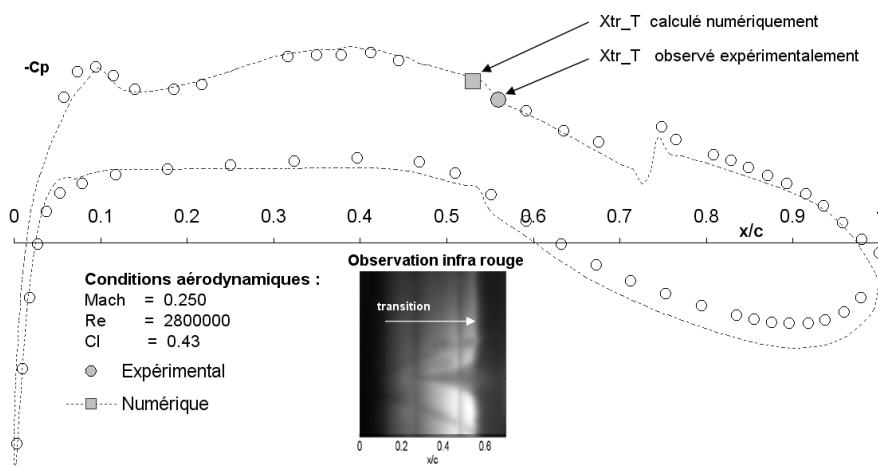


FIGURE 4.9 Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile actionnée, Mach 0.25

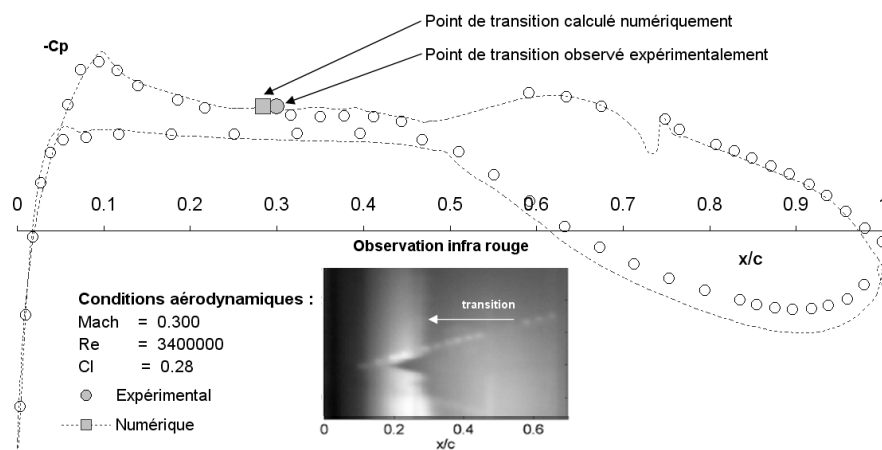


FIGURE 4.10 Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile non-actionnée, Mach 0.30

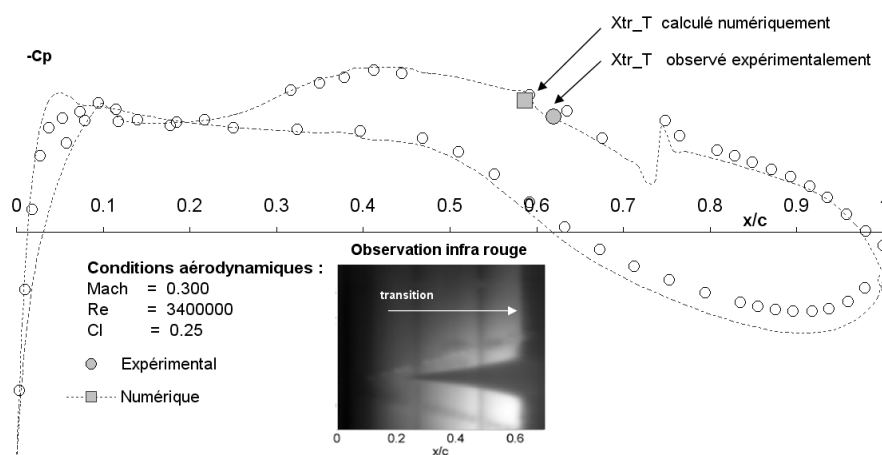


FIGURE 4.11 Résultats expérimentaux et numériques sur l'aile actionnée, Mach 0.30

Les résultats suivants sont des polaires effectuées lors de la dernière campagne d'essais. Le balayage a été effectué entre -5° et 5° d'incidence pour l'aile non-actionnée et l'aile fixée dans une position déterminée par $Y1=61\%$ et $Y2=83\%$ (figures 4.12 et 4.13). La polaire donne les résultats de Cl obtenus avec la balance et les résultats de Cd obtenus avec le peigne de prises de pression d'arrêt et statique. La traînée calculée par la simulation numérique montre un excellent accord avec les résultats de simulation compte tenu de la difficulté des codes à prédire la traînée. Également la traînée expérimentale est difficile à évaluer à cause de la complexité des prises de mesures et des corrections nécessaires. Les deux courbes de portance en fonction de l'angle d'attaque montrent une concordance assez décevante avec les résultats de simulation. Comme pour la traînée, une partie de l'écart provient d'erreurs de simulation numérique et une autre partie d'erreurs de mesures expérimentales. Du côté de la simulation, le code est contraint par la condition de Kutta-Joukowski qui est délicate dans le cas de ce profil à cause de la troncature et de la forte cambrure au niveau du bord de fuite. L'écart observé sur les courbes de Cl/α est du même ordre de grandeur que les écarts observés lors de comparaisons entre le code de panneaux et des codes Euler ou RANS. Du côté expérimental, le Cl est calculé à partir d'une mesure de force par la balance. Celle-ci mesure les forces aérodynamiques appliquées sur toute l'envergure de l'aile, plus les parties d'aile comprises entre les barrières et les disques où les effets 3D sont importants et réduisent la portance. La force de portance mesurée est donc une sous-estimation de la force que devrait générer un écoulement entièrement 2D sur l'aile.

Les polaires Cl/Cd obtenues pour les deux formes d'aile (non-actionnée et actionnée) sont très différentes. Contrairement à la polaire du profil non-actionné, la polaire du profil actionné présente un sillon (*bucket*) de traînée très caractéristique des profils laminaires. Le sillon est situé dans le domaine de Cl du projet. Cela confirme la laminarité de l'aile en configuration adaptée. Le profil non-actionné possède un minimum de traînée pour un Cl de 0.12 puis une rapide augmentation de la traînée. En effet, le profil de référence subit un rapide avancement de son point de transition sur l'extrados entre les Cl 0.1 et 0.2. La transition avance de 70% à 40% de la corde entre ces deux valeurs de Cl (voir figure 2.14 du chapitre 2). Le sillon de traînée de l'aile actionnée présente une rapide augmentation de la traînée dans sa partie supérieure (Cl entre 0.5 et 0.6). Cette rapide augmentation peut être expliquée par un saut de transition

du même type que ceux mis en évidence au troisième chapitre (Figure 3.14). La figure 4.14 reproduit, par une simulation numérique, ce saut de transition. La figure 4.15 montre la faible marge de stabilité de la couche limite avant le saut de transition. Le critère de Michel appliqué aux données de simulation a été utilisé pour faire cette observation.

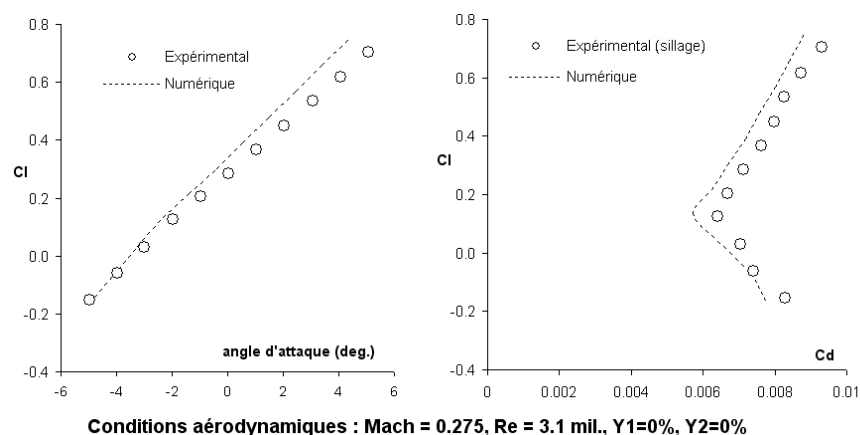


FIGURE 4.12 Polaire de l'aile non-actionnée

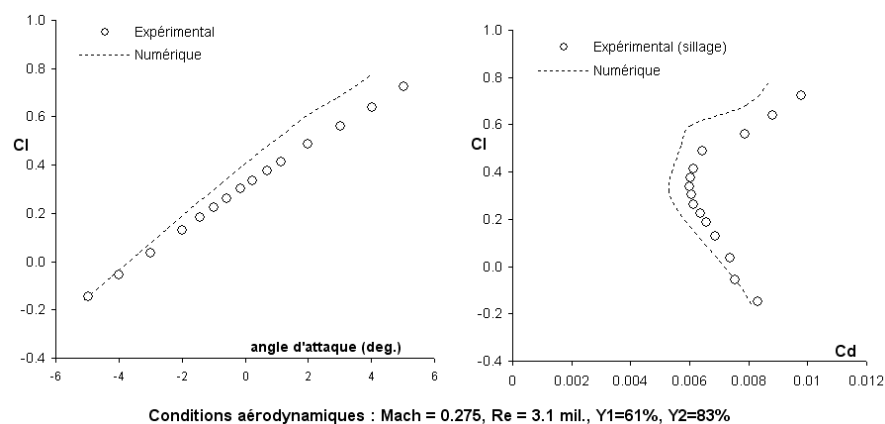


FIGURE 4.13 Polaire de l'aile dans une configuration actionnée fixe

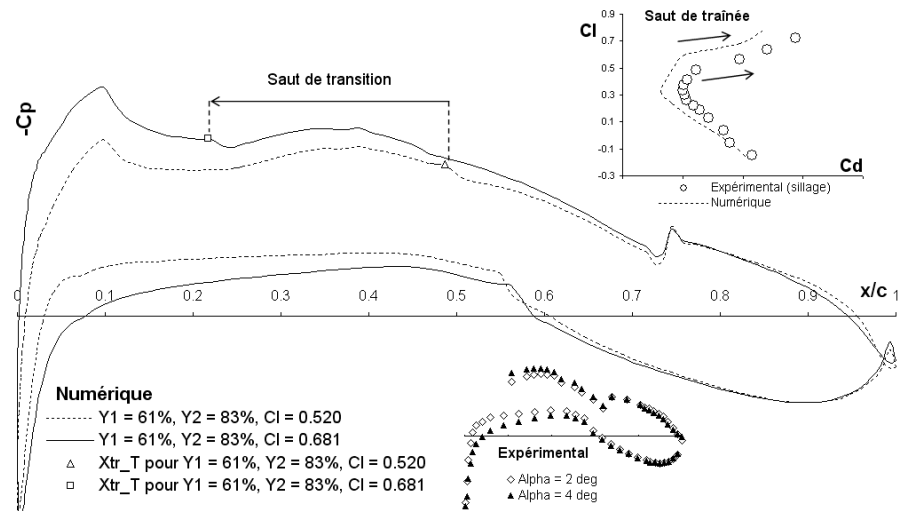


FIGURE 4.14 Simulation numérique montrant le saut de transition observé expérimentalement

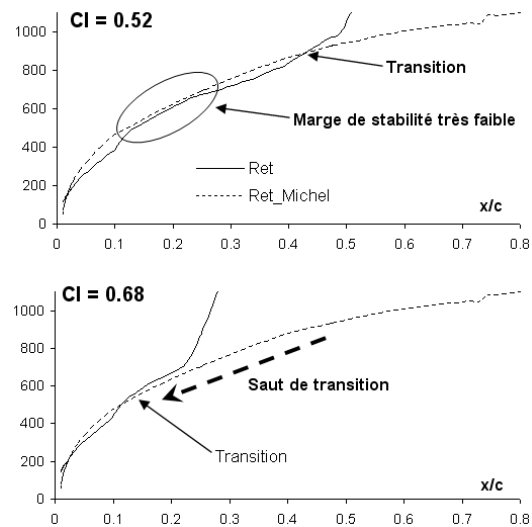


FIGURE 4.15 Analyse de la marge de stabilité avant le saut de transition

La seconde série de résultats s'intéresse plus particulièrement à l'évaluation expérimentale des performances de l'aile adaptable.

Les premiers gains de performance ont été montrés au début de cette section avec les figures 4.8, 4.9, 4.10 et 4.11 où les performances de l'aile non-actionnée et actionnée sont données pour deux cas différents en Mach et en portance cible. Dans le premier cas, le point de transition a été reculé de 31% de la corde et dans le second de 32%.

La figure 4.16 présente les résultats de distribution de pression et de point de transition pour un unique cas aérodynamique (Mach 0.25 et Cl 0.58) mais pour trois configurations d'actionnement différentes de l'aile. Les trois configurations sont : non-actionnée, actionnée de façon à reproduire le profil géométrique optimal et enfin la configuration d'actionnement correspondant à l'optimisation multidisciplinaire. Les points de transition sont respectivement 25%, 51% et 56% de la corde. Comme décrite au troisième chapitre, la méthode multidisciplinaire se montre supérieure par rapport à la méthode classique de reproduction (5% d'extension de la couche limite supplémentaire). Le gain laminaire maximal est de 31%.

Le dernier résultat se trouve à la figure 4.17 et présente les points de transition sur l'aile actionnée et non-actionnée aux nombres de Mach de 0.25 et 0.3. Les gains laminaires sont sensiblement du même ordre de grandeur pour les deux vitesses d'écoulement. Les gains varient entre 15% de la corde pour les Cl les plus faibles et 35% de la corde pour les Cl les plus élevés. Les points de transition obtenus par simulation sont également donnés et ils montrent une bonne concordance avec les valeurs expérimentales.

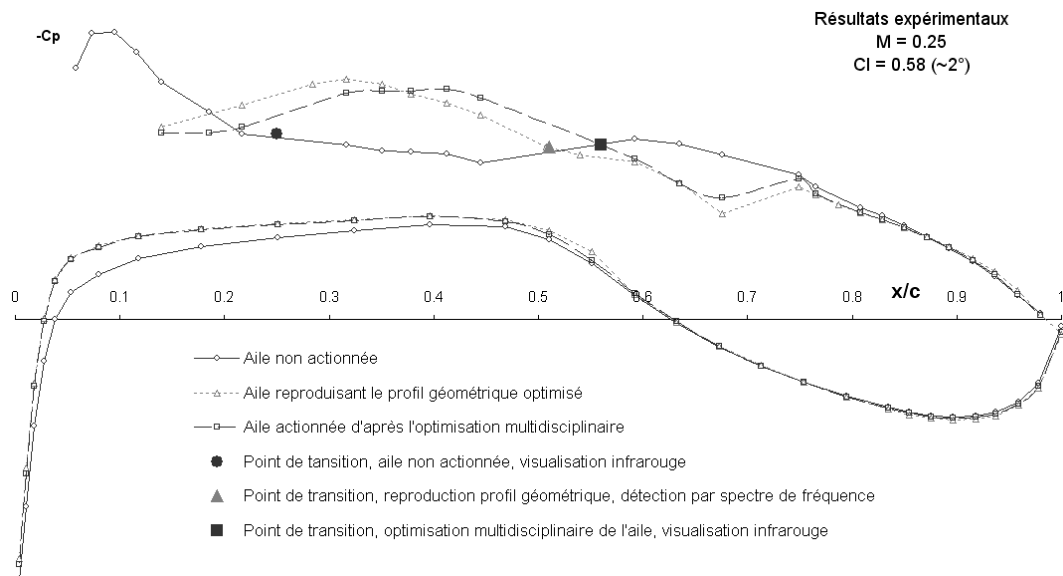


FIGURE 4.16 Comparaison expérimentale de trois configurations d'aile pour le même cas aérodynamique

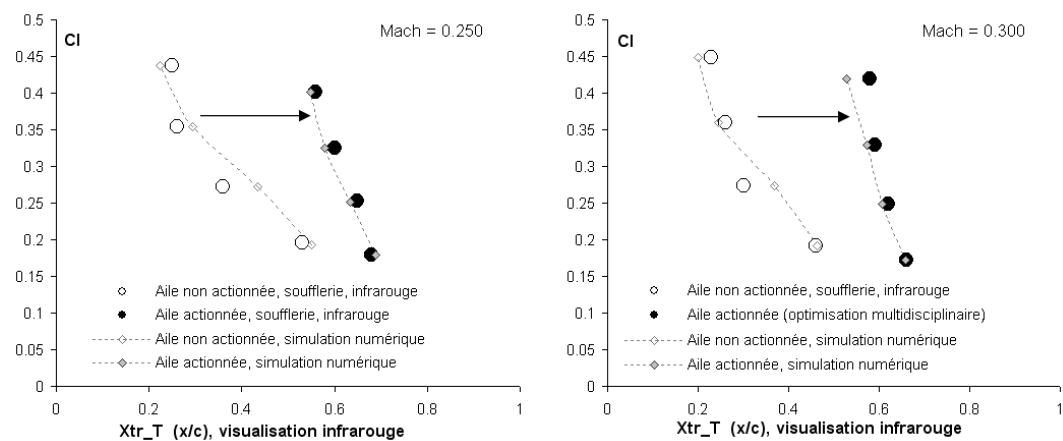


FIGURE 4.17 Positions de la transition observée expérimentalement pour l'aile actionnée et non-actionnée

Finalement, le bon accord entre les résultats de simulation et les mesures expérimentales montre la capacité des outils de simulation à prédire correctement l'écoulement. Il faut également souligner que le soin pris pour vérifier la marge de stabilité de l'écoulement sur les profils optimisés, la modification du bord d'attaque du profil de référence, ainsi que la solution technologique adoptée pour installer l'extrados flexible au niveau du bord d'attaque ont permis d'écarter, tel que démontré par les essais en soufflerie, le risque tout à fait inconvenable d'une transition prématurée qui aurait compromis le programme expérimental. Les gains laminaires observés expérimentalement montrent l'efficacité de la méthode d'optimisation et valident la possibilité technologique du contrôle de la couche limite par une méthode de paroi flexible.

CONCLUSION

La finalité du projet CRIAQ 7.1 intitulé « Amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique de recherche » était d'aborder le niveau TRL4 avec la technologie de l'aile adaptable (mentionné à la section 1.4.2). À ce niveau, la preuve du concept doit être faite, et les différents éléments de base du système doivent être intégrés et testés en laboratoire. Cette exploration vers le niveau TRL4 a pu être réalisée lors de la dernière campagne de tests. Cette réalisation n'aurait pas été possible sans la validation en amont du niveau TRL3. En effet, lorsque les équipes de recherche ont pris en main la technologie de l'aile adaptable, celle-ci en était au niveau TRL2. Les principes de stabilité de couche limite sont bien connus et maîtrisés, et plusieurs applications pratiques ont été imaginées. Parmi ces applications, celle du contrôle de la couche limite laminaire par la modification de la géométrie des parois d'un profil aérodynamique a été choisie pour continuer l'exploration technologique. Pour valider le niveau TRL3, la technologie devait passer par les étapes suivantes : une étude numérique pour mettre la technologie en situation dans son contexte et ensuite une étude expérimentale pour valider physiquement les prédictions de la simulation. La contribution de l'équipe de l'École Polytechnique a été principalement concentrée sur ces étapes.

Dans le présent mémoire, la procédure d'optimisation aérodynamique utilisant un modèle géométrique du profil, telle qu'élaborée par Pagès a été reprise et ce travail a abouti à une méthode flexible et robuste permettant d'obtenir efficacement des formes optimales ne nécessitant pas de corrections postoptimisation. Cette procédure a été détaillée dans le second chapitre du mémoire. Les notions essentielles à la compréhension du sujet ainsi que les objectifs du mémoire ont été présentés dans le premier chapitre. Au troisième chapitre, deux approches d'optimisation de l'aile adaptable ont été détaillées, testées et comparées. L'approche multidisciplinaire intégrant l'outil de simulation aéro-structurel développé en collaboration avec l'équipe du LAMSI (ÉTS) a démontré sa supériorité par rapport à l'approche séquentielle classique consistant à reproduire des profils géométriques préalablement optimisés. Enfin, au quatrième chapitre, la procédure de tests en soufflerie a été exposée et les mesures expérimentales ont été confrontées aux résultats de simulations numériques.

La réussite technique et scientifique des essais en soufflerie a permis de valider le niveau TRL3 et de tester le système d'aile adaptable avec un contrôle en boucle fermée. Cette dernière étape était une exploration vers le niveau TRL4. L'objectif du projet CRIAQ 7.1 a donc été atteint. La contribution de ce projet de maîtrise dans cette réussite est présentée dans la prochaine section.

Réalisations et contributions

Le code d'optimisation géométrique existant a été complètement remanié pour adopter une structure modulaire capable de recevoir différents modèles de peau flexible et également des ajouts au niveau du code d'analyse de l'écoulement. Les paramètres de réglage de l'algorithme d'optimisation génétique ont été adaptés au problème pour améliorer l'efficacité de la recherche de l'optimum. Plusieurs modèles géométriques de peau flexible ont été testés. La solution qui a été implémentée est une courbe de Bézier définie par des points de contrôle. Cette solution s'est montrée beaucoup plus performante que les interpolations par courbes Spline cubiques, B-Spline ou NURBS testées auparavant. L'utilisation de la courbe de Bézier définie par des points de contrôle permet un ajustement très fin et stable de la courbe. Ces qualités sont essentielles pour l'utilisation d'un modèle dans un processus d'optimisation. De plus, la formulation qui a été codée a permis un respect exact de la continuité d'ordre deux entre la partie rigide et flexible de l'aile. Pour compléter l'analyse de l'écoulement, une procédure de caractérisation de la stabilité de la couche limite laminaire a été créée et implémentée. Cette procédure, basée sur le critère de Michel, permet d'associer un scalaire à la qualité de la stabilité. Cet indice a été utilisé pour définir la robustesse des solutions obtenues par optimisation et ainsi orienter l'optimisation vers des solutions plus robustes. L'étude a également montré la possibilité d'introduire l'indice de stabilité dans la fonction objectif de l'optimisation. Finalement, les profils optimaux de la base de données ont été obtenus en imposant une contrainte sur le gradient de pression.

Dans la seconde étape du projet, la structure du code d'optimisation a permis d'intégrer facilement le module de calcul aéro-structurel. Les optimisations multidisciplinaires ont permis une amélioration des performances de l'aile de 3 à 4 % par

rapport à l'approche classique.

Enfin, lors de la dernière étape du projet, la préparation des campagnes d'essais en soufflerie et l'implantation des corrections de données par des formulations empiriques obtenues dans la littérature et validées par une simulation de l'écoulement dans la soufflerie ont permis d'obtenir des données de soufflerie exploitables. Ces données ont pu valider les outils de simulation et le concept d'aile adaptable pour contrôler la couche limite laminaire.

Suggestions d'études complémentaires

Les profils optimisés géométriquement présentés au deuxième chapitre subissent une forte recompression à la fin de la peau flexible. Le code d'analyse de l'écoulement n'a pas pénalisé cette recompression au niveau de la traînée et l'optimisation a abouti à ces solutions. Cette recompression risque en réalité de provoquer un décollement turbulent générant une forte augmentation de traînée. Il serait donc nécessaire d'analyser les profils avec une autre approche de simulation afin de confronter les résultats de traînée obtenus. Pour limiter la recompression des profils générés par optimisation, il est possible d'agir simplement sur la borne inférieure de la variable de tension de tangence. En augmentant cette borne, la possibilité géométrique de créer une forte recompression sera atténuée et le risque d'un décollement pourra être écarté.

L'outil de caractérisation de la qualité de la marge de stabilité qui a été développé s'est montré très à l'aise pour donner une idée de la robustesse des solutions. L'intégration de cette caractéristique dans la fonction objectif a abouti à des résultats très intéressants. Cette approche mériterait d'être approfondie, et nécessite, pour être utilisée de façon fiable, une validation.

Pour préparer les essais en soufflerie, une simulation de l'écoulement a été réalisée et est présentée en annexe B. Les maillages ont été réalisés pour sept angles d'attaque différents, et la résolution visqueuse turbulente de l'écoulement a été poussée jusqu'à un niveau élevé de convergence. Ce travail a permis de valider l'aspect 2D de l'écoulement et de confirmer certains facteurs de correction de données. Cependant,

il est possible de tirer encore beaucoup d'informations précieuses de ces calculs. Une étude de ces résultats en étroite collaboration avec le IRA-CNRC pourrait aboutir à une excellente caractérisation de la soufflerie dans sa configuration d'analyse de profil 2D.

Suggestions pour de futurs travaux

Lors de la modélisation de la peau flexible par une courbe de Bézier, l'implémentation de la caractéristique rationnelle (courbe de Bézier rationnelle) n'a pas été nécessaire. Dans la possibilité d'exploiter cette modélisation dans le domaine de vitesses transsoniques, il sera nécessaire d'ajouter cette option et d'inclure les poids des points de contrôle aux variables d'optimisation. La non-uniformité pourrait également être une option à intégrer afin de contrôler localement la courbe dans certaine zone.

De plus, les dernières sections des deuxième et troisième chapitres ont montré que le gain de performance de la technologie adaptable par rapport à une aile rigide était faible dans le domaine restreint de l'étude actuelle (Mach entre 0.2 et 0.35 et incidence entre -1° et 2°). Dans une prochaine étude, il serait essentiel d'élargir le domaine d'utilisation de l'aile adaptable afin de pouvoir exploiter le plein potentiel de l'aile et ainsi justifier l'investissement dans cette technologie prometteuse, mais coûteuse. L'élargissement au domaine de vitesses transsoniques permettrait sans aucun doute d'arriver à cette conclusion. Étant un nouveau domaine, l'adaptabilité de forme pourrait progressivement amener de nouvelles perspectives pour l'aviation. Par conséquent, la mission et la technologie adaptable devraient être pensées comme un tout dès la définition conceptuelle de l'aéronef.

BIBLIOGRAPHIE

ALEXANDROV, N. M., LEWIS, R. M., GUMBERT, C. R., GREEN, L. L. et NEWMAN, P. A. (1999). *Optimization with variable-fidelity models applied to wing design*. Icase report no. 99-49. Institute for Computer Applications in Science and Engineering ; NASA Langley Research Center ; National Technical Information Service, Hampton, V.A.

AMOIGNON, O. (2005). *Numerical methods for aerodynamic shape optimization*. Digital Comprehensive Summaries of Uppsala Dissertations from the Faculty of Science and Technology, 135, Upsal.

ANDERSON, J. D. (2004). *Inventing flight : The wright brothers and their predecessors*. Johns Hopkins University Press, Baltimore.

ANDERSON, J. D. (2007). *Fundamentals of aerodynamics*. Mcgraw-hill series in aeronautical and aerospace engineering. McGraw-Hill Higher Education, Boston ; Montreal, quatrième édition.

ASAI, K., KANDA, H., KUNIMASU, T., LIU, T. et SULLIVAN, J. P. (1997). Boundary-layer transition detection in a cryogenic wind tunnel using luminescent paint. *Journal of Aircraft*, 34, 34–42.

BACHA, W. A. et GHALY, W. S. (2007). Drag prediction in transitional flow over airfoils. *Journal of Aircraft*, 44, 824–832.

BANKS, D. W. (2000). Visualization of in-flight flow phenomena using infrared thermography. *9th International Symposium on Flow Visualization*. National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center, NASA/TM-2000-209027.

BATCHELOR, G. K. (1967). *An introduction to fluid dynamics*. Cambridge University Press, Cambridge [G.-B.].

BÉGUIN, C. (2004). *Optimisation du contrôle actif de la couche limite par aspiration sur un profil*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.

BETTINGER, J. (2004). *Optimisation multidisciplinaire d'une voilure transsonique simplifiée*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.

- BOLONKIN, A. et GILYARD, G. B. (1999). Estimated benefits of variable-geometry wing camber control for transport aircraft. *NASA Technical Memorandum*, TM-1999-206586.
- BORIA, F., STANFORD, B., BOWMAN, S. et IFJU, P. (2009). Evolutionary optimization of a morphing wing with wind-tunnel hardware in the loop. *AIAA journal*, 47, 399–409.
- BREZILLON, J. et GAUGER, N. R. (2004). 2d and 3d aerodynamic shape optimisation using the adjoint approach. *Aerospace Science and Technology*, 8, 715–727.
- BUSHNELL, D. M. (2003). Aircraft drag reduction - a review. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 217, 1–18.
- CAMPBELL, R. L. (1992). An approach to constrained aerodynamic design with application to airfoils. *NASA Technical Paper*, TP-3260.
- CEBECI, T., SHAO, J., KAFYEKE, F. et LAURENDEAU, E. (2005). *Computational fluid dynamics for engineers : From panel to navier-stokes methods with computer programs*. Horizons Publishing ; Springer, Long Beach, Calif.
- CHAMBERS, L. (1995). *Practical handbook of genetic algorithms*. CRC Press, Boca Raton [Florida].
- CHANDRASEKHARA, M. S., CARR, L. W., WILDER, M. C., PAULSON, G. N. et STICHT, C. D. (1997). Design and development of a dynamically deforming leading edge airfoil for unsteady flow control. *ICIASF '97*. Pacific Grove, Calif., 132–140.
- COUSTEIX, J. (1988). *Couche limite laminaire*. Aérodynamique. Éditions Cepadues, Toulouse.
- COUTU, D., BRAILOVSKI, V. et TERRIAULT, P. (2009). Promising benefits of an active extrados morphing wing. *AIAA Journal of Aircraft*, 46, 730–731.
- COUTU, D., BRAILOVSKI, V., TERRIAULT, P. et FISCHER, C. (2007). Experimental validation of the 3d numerical model for an adaptive laminar wing with flexible extrados. *18th International Conference of Adaptive Structures and Technologies*. Ottawa.
- CRABTREE, L. F. (1958). Prediction of transition in the boundary layer on an aerofoil. *Journal of Royal Aeronautical Society*, 62, 525–537.

- DRELA, M. (1988). Low reynolds-number airfoil design for the m. I. T. Daedalus prototype : A case study. *Journal of Aircraft*, 25, 724–732.
- DRELA, M. (2003). Implicit implementation of the full e xp n transition criterion. *21st Applied Aerodynamics Conference*. Orlando, Fl., AIAA Paper 2003 - 4066.
- DRELA, M. et GILES, M. (1987). Viscous-inviscid analysis of transonic and low reynolds number airfoils. *AIAA journal*, 25, 1347–1355.
- DRELA, M. et YOUNGREN, H. (2001). *Xfoil 6.94 user guide*. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Mass.
- DRIVER, J. et ZINGG, D. W. (2007). Numerical aerodynamic optimization incorporating laminar-turbulent transition prediction. *AIAA journal*, 45, 1810–1818.
- EDI, P. et FIELDING, J. P. (2006). Civil-transport wing design concept exploiting new technologies. *Journal of Aircraft*, 43, 932–940.
- EGGLESTON, B., POOLE, R. J. D., JONES, D. J. et KHALID, M. (1987). Thick supercritical airfoils with low drag and natural laminar flow. *Journal of Aircraft*, 24, 405–411.
- FERNÁNDEZ, A. et CHAKKOR, M. R. (2006). Airfoil section optimization for use in sailboat foils. *Journal of Maritime Research*, 3, 53–68.
- FREISLEBEN, B. et HÄRTFELDER, M. (1993). Optimization of genetic algorithms by genetic algorithms. R. Albrecht, C. Reeves et N. Steele, éditeurs, *Artificial neural networks and genetic algorithms*, Springer, New York. 392–399.
- GEN, M. et CHENG, R. (1997). *Genetic algorithms and engineering design*. Wiley series in engineering design and automation. John Wiley and Sons, New York ; Toronto.
- GEORGES, T., BRAILOVSKI, V., MORELLON, E., COUTU, D. et TERRIAULT, P. (2009). Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extradors. *ASME Journal of Mechanical Design*, 131, 1–9.
- GIAMMICHELE, N., TREPANIER, J. Y. et TRIBES, C. (2007). Airfoil generation and optimization using multiresolution b-spline control with geometrical constraints. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Honolulu, Hawaii, AIAA 2007-1916.
- GREEN, B. E., WHITESIDES, J. L., CAMPBELL, R. L. et MINECK, R. E. (1997). Method for the constrained design of natural laminar flow airfoils. *Journal of Aircraft*, 34, 706–712.

- GREFENSTETTE, J. J. (1986). Optimization of control parameters for genetic algorithms. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, 16, 122–128.
- HOERNER, S. F. (1965). *Fluid-dynamic drag : Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Hoerner Fluid Dynamics, Brick Town, N.J., seconde édition.
- HOERNER, S. F. et BORST, H. V. (1975). *Fluid-dynamic lift : Practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift*. Liselotte A. Hoerner, [s.l.], seconde édition.
- HORN, J., NAFPLIOTIS, N. et GOLDBERG, D. E. (1994). A niched pareto genetic algorithm for multiobjective optimization. *Proceedings of the First IEEE Conference on Evolutionary Computation, IEEE World Congress on Computational Intelligence*. IEEE Service Centre, Piscataway, NJ, vol. 1, 67–72.
- HUA, J., KONG, F. M., LIU, P. J. et ZINGG, D. W. (2003). Optimization of long-endurance airfoils. *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Orlando, Fl., AIAA 2003-3500.
- JACOB, J. D. (1998). On the fluid dynamics of adaptive airfoils. *Proceedings of 1998 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. Fairfield, N.J., vol. 57, 167–176.
- JAMESON, A. (1988). Aerodynamic design via control theory. *Journal of Scientific Computing*, 3, 233–260.
- JEAN-DALLAIRE, J. (2007). *Décompositions par disciplines pour l'optimisation d'une aile flexible en régime transsonique*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.
- JEPSON, J. K. et GOPALARATHNAM, A. (2005). Inverse design of adaptive airfoils with aircraft performance considerations. *Journal of Aircraft*, 42, 1622–1630.
- JIMÉNEZ-VARONA, J. (1999). An inverse code based on a residual-correction method for wing design. *Aerospace Science and Technology*, 3, 201–214.
- JOSLIN, R. D. (1998). Overview of laminar flow control. *NASA Technical Paper*, TP-1998-208705.
- JOSLIN, R. D., HORTA, L. G. et CHEN, F. J. (1999). Transitioning active flow control to applications. *30th AIAA Fluid Dynamics Conference*. Norfolk, VA, AIAA 1999-3575.

- KAFYEKE, F., ABDO, M., PÉPIN, F., PIPERNI, P., LAURENDEAU, E. et DORVAL, B. A. (2002). Challenges of aircraft design integration. *Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost Through Advanced Modeling and Virtual Product Simulation, NATO RTO, Applied Vehicle Technology (AVT) Symposium*. Paris, MP-89-P-48.
- KEANE, A. J. et NAIR, P. B. (2005). *Computational approaches for aerospace design : The pursuit of excellence*. John Wiley and Sons, Chichester, Eng.
- KROO, I. (2004). Innovations in aeronautics. *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Reno, NV, AIAA 2004-0001.
- KROO, I., ALTUS, S., BRAUN, R., GAGE, P. et SOBIESKI, I. (1994). Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design. *5th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. Panama City, FL, vol. 1 de *AIAA 94-4325*, 697–707.
- LANGLOIS, M. (2000). *Prédiction de la transition sur des configurations tridimensionnelles en régime transsonique*. Doctorat, École polytechnique de Montréal.
- LE SANT, Y., MARCHAND, M., MILLAN, P. et FONTAINE, J. (2002). An overview of infrared thermography techniques used in large wind tunnels. *Aerospace Science and Technology*, 6, 355–366.
- LEE, K. (1999). *Principles of cad/cam/cae systems*. Addison-Wesley, Reading, Mass.; Don Mills, Ont.
- LÉPINE, J. (1999). *Optimisation de la représentation de profils d'ailes pour application au design aérodynamique*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.
- LÉPINE, J., GUIBAULT, F., TRÉPANIER, J. Y. et PÉPIN, F. (2001). Optimized nonuniform rational b-spline geometrical representation for aerodynamic design of wings. *AIAA journal*, 39, 2033–2041.
- LI, W., HUYSE, L. et PADULA, S. (2002). Robust airfoil optimization to achieve drag reduction over a range of mach numbers. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 24, 38–50.
- LI, W., KRIST, S. et CAMPBELL, R. (2006). Transonic airfoil shape optimization in preliminary design environment. *Journal of Aircraft*, 43, 639–651.
- LIGHTHILL, M. J. (2006). On displacement thickness. *Journal of Fluid Mechanics Digital Archive*, 4, 383–392.

LOMBARDI, G., SALVETTI, M. V. et MORELLI, M. (2001). Correction of wall interference in wind tunnels : A numerical investigation. *Journal of Aircraft*, 38, 944–949.

LYNCH, F. T. (1981). Commercial transports - aerodynamic design for cruise performance efficiency. D. Nixon, éditeur, *Transonic aerodynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, Progress in astronautics and aeronautics, volume 81. 81–144.

MACK, L. M. (1977). Transition and laminar instability. *Jet Propulsion Laboratory Publication 77-15*. Pasadena, Ca.

MALMUTH, N. D. (2006). Theoretical aerodynamics in today's real world : Opportunities and challenges. *AIAA journal*, 44, 1377–1392.

MAMOU, M., YUAN, W., KHALID, M., WOKOECK, R. et RADESPIEL, R. (2006). Transition prediction in low reynolds airfoil flows using finite element/difference solvers coupled with the e exp n method : A comparative study. *AIAA Paper*, 2006-3176.

MANKINS, J. C. (1995). Technology readiness levels : A white paper. *Office of Space Access and Technology, NASA*.

MARIER, S. (2005). *Modélisation géométrique d'ailes d'avion pour l'optimisation multidisciplinaire*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.

MCGOWAN, A.-M. R., VICROY, D. D., BUSAN, R. C. et HAHN, A. S. (2009). Perspectives on highly adaptive or morphing aircraft. *Proceedings of the NATO AVT-168 Symposium on Morphing Vehicule*. Evora, Portugal.

MICHEL, R. (1951). Étude de la transition sur les profils d'aile, établissement d'un critère de détermination du point de transition et calcul de la traînée de profil en incompressible. Rapport technique 1/1578A, ONERA.

MITCHELL, M. (1996). *An introduction to genetic algorithms*. Complex adaptive systems. MIT Press, Cambridge, Mass.

MORINO, L., GENNARETTI, M. et SHEN, S. F. (1995). Lighthill transpiration velocity revisited : An exact formulation. *Meccanica*, 30, 127–137.

NAMGOONG, H., CROSSLEY, W. A. et LYRINTZIS, A. S. (2007). Aerodynamic optimization of a morphing airfoil using energy as an objective. *AIAA journal*, 45, 2113–2124.

- NATARAJAN, A., KAPANIA, R. K. et INMAN, D. J. (2004). Aeroelastic optimization of adaptive bumps for yaw control. *Journal of Aircraft*, 41, 175–185.
- NIELSEN, E. J. et ANDERSON, W. K. (1999). Aerodynamic design optimization on unstructured meshes using the navier-stokes equations. *AIAA journal*, 37, 1411–1419.
- OBAYASHI, S., FUJII, K., GAVALI, S. et AMES RESEARCH, C. (1988). Navier-stokes simulation of wind-tunnel flow using lu-adi factorization algorithm. *NASA Technical Memorandum*, TM-100042.
- OBAYASHI, S., SASAKI, D. et OYAMA, A. (2004). Finding tradeoffs by using multiobjective optimization algorithms. *Transactions of JSASS*, 47, 51â58.
- OBAYASHI, S. et TAKANASHI, S. (1996). Genetic optimization of target pressure distributions for inverse design methods. *AIAA journal*, 34, 881–886.
- PADULA, S. L. et LI, W. (2002). Options for robust airfoil optimization under uncertainty. AIAA 2002-5602.
- PAGÈS, L. (2007a). *Maximisation de la laminarité d'un profil d'aile par optimisation de la forme de l'extrados*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.
- PAGÈS, L., TRIFU, O. et PARASCHIVOIU, I. (2007b). Optimized laminar flow control on an airfoil using the adaptable wall technique. *CASI Aerodynamics 2007 Conference*. Toronto.
- PAINCHAUD-OUELLET, S. (2003). *Optimisation aérodynamique de profils d'aile 2D*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.
- PAINCHAUD-OUELLET, S., TRIBES, C., TREPANIER, J. et PELLETIER, D. (2006). Airfoil shape optimization using a nonuniform rational b-splines parameterization under thickness constraint. *AIAA journal*, 44, 2170–2178.
- PARASCHIVOIU, I. (2003a). *Mécanique des fluides*. Presses Internationales Polytechnique, [Montréal].
- PARASCHIVOIU, I. (2003b). *Subsonic aerodynamics*. Presses Internationales Polytechnique, [Montréal].
- PEHLIVANOGLU, V. et HACIOGLU, A. (2006). Inverse design of 2-d airfoil via vibrational genetic algorithm. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 2, 7–14.

- PELTONEN, R. (2006). Viscous-inviscid method for airfoil analysis and design for aviation and windmills. *Journal of Aircraft*, 43, 1069–1081.
- PIEGL, L. A. et TILLER, W. (1997). *The nurbs book*. Springer, New York.
- PIPERNI, P., ABDO, M. et KAFYEKE, F. (2004). The application of multi-disciplinary optimization technologies to the design of a business jet. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. Albany, New York, vol. 2 de *AIAA 2004-4370*.
- POPE, A. et RAE, W. H. (1984). *Low-speed wind tunnel testing*. Wiley, New York ; Toronto, seconde édition.
- POPOV, A. V., BOTEZ, R. M. et LABIB, M. (2008a). Transition point detection from the surface pressure distribution for controller design. *Journal of Aircraft*, 45, 23–28.
- POPOV, A. V., BOTEZ, R. M., MAMOU, M., MÉBARKI, Y., JAHRHAUS, B., KHALID, M. et GRIGORIE, L. T. (2009). Drag reduction by improving laminar flows past morphing configurations. *Proceedings of the NATO AVT-168 Symposium on Morphing Vehicule*. Evora, Portugal.
- POPOV, A. V., LABIB, M., FAYS, J. et BOTEZ, R. M. (2008b). Closed-loop control simulations on a morphing wing. *Journal of Aircraft*, 45, 1794–1803.
- PROCK, B. C., WEISSHAAR, T. A. et CROSSLEY, W. A. (2002). Morphing airfoil shape change optimization with minimum actuator energy as an objective. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. Atlanta, Georgia, AIAA 2002-5401.
- QUAGLIARELLA, D. et VICINI, A. (2001). Viscous single and multicomponent airfoil design with genetic algorithms. *Finite elements in analysis and design*, 37, 365–380.
- QUAGLIARELLA, D., VICINI, A. et CIRA, C. (2000). Gas for aerodynamic shape design ii : Multiobjective optimization and multi-criteria design. *Von Karman Institute Lecture Series 2000-07*.
- REBUFFET, P. (1969). *Aérodynamique expérimentale : Cours professé à l'école nationale supérieure de l'aéronautique*. Dunod, Paris, troisième édition.
- RENEAUX, J. (2004). *Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft*. Tiré à part. ONERA, [Châtillon, France].

- SAINMONT, C., PARASCHIVOIU, I. et COUTU, D. (2009a). Multidisciplinary approach for the optimization of a laminar airfoil equipped with a morphing upper surface. *Proceedings of the NATO AVT-168 Symposium on Morphing Vehicule*. Evora, Portugal.
- SAINMONT, C., PARASCHIVOIU, I., COUTU, D., BRAILOVSKI, V., LAURENDEAU, E., MAMOU, M., MÉBARKI, Y. et KHALID, M. (2009b). Boundary layer behaviour on a morphing airfoil : Simulation and wind tunnel tests. *Proceedings of the CASI Aero 2009 Symposium*. Kanata, Ont.
- SCHLICHTING, H. et GERSTEN, K. (2000). *Boundary-layer theory*. Springer, New York, 8th édition.
- SCHWEIGER, J., SULEMAN, A. et COOPER, J. (2009). Review of the european research project Active aeroelastic aircraft structures With respect to future trends for morphing aircraft design. *Proceedings of the NATO AVT-168 Symposium on Morphing Vehicule*. Evora, Portugal.
- SECANELL, M., SULEMAN, A. et GAMBOA, P. (2006). Design of a morphing airfoil using aerodynamic shape optimization. *AIAA journal*, 44, 1550–1562.
- SONG, G., KELLY, B. et AGRAWAL, B. N. (2000). Active position control of a shape memory alloy wire actuated composite beam. *Smart Materials and Structures*, 9, 711–716.
- STANEWSKY, E. (2000). Aerodynamic benefits of adaptive wing technology. *Aerospace Science and Technology*, 4, 439–452.
- STEINBACH, D. (1993). Calculation of wall and model support interferences in subsonic wind tunnel flows. *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, 17, 370–378.
- TRENKER, M., HANNEMANN, M. et SOBIECZKY, H. (2003). Parameterized geometries for configuration adaptation. *IUTAM Symposium Transsonicum IV*. Kluwer Academic Publishers, Goettingue, Allemagne.
- TRIBES, C., DUBE, J. F. et TRÉPANIÉ, J. Y. (2005). Decomposition of multidisciplinary optimization problems : Formulations and application to a simplified wing design. *Engineering Optimization*, 37, 775–796.
- VANDERPLAATS, G. N. (1984). *Numerical optimization techniques for engineering design : With applications*. McGraw-hill series in mechanical engineering. McGraw-Hill, New York.

- VICINI, A. et QUAGLIARELLA, D. (1997). Inverse and direct airfoil design using a multiobjective genetic algorithm. *AIAA journal*, 35, 1499–1505.
- VICINI, A. et QUAGLIARELLA, D. (1999). Airfoil and wing design through hybrid optimization strategies. *AIAA journal*, 37, 634–641.
- WEBB, M. B. et SUBBARAO, K. (2006). Mathematical modeling for modal computations concerning a morphable wing. *Journal of Aircraft*, 43, 849–853.
- WICKENHEISER, A. M. et GARCIA, E. (2007). Aerodynamic modeling of morphing wings using an extended lifting-line analysis. *Journal of Aircraft*, 44, 10–16.
- WIDELL, H. (1998). *Genial 1.1 : A friendly function optimizer based on evolutionary algorithms*. User manual.
- YU, J. (2002). *New efficient methods for airfoil parameterization and iterative inverse aerodynamic design*. Maîtrise, École polytechnique de Montréal.
- ZHANG, F., CHEN, S. et KHALID, M. (2003). Multi-point optimization of transonic wing by real-coded genetic algorithm. *The Eleventh Annual Conference of the CFD Society of Canada*. Vancouver, BC.
- ZINGG, D. W. et BILLING, L. (2007). *Toward practical aerodynamic design through numerical optimization*. Technical report aiaa 2007-3950.
- ZINGG, D. W. et ELIAS, S. (2006). Aerodynamic optimization under a range of operating conditions. *AIAA journal*, 44, 2787–2791.

ANNEXE A

CRITÈRE DE TRANSITION LAMINAIRE À TURBULENT DE MICHEL

Le critère de Michel a été développé par le chercheur de l'ONERA du même nom en 1951. La méthode de Michel détermine la position de la transition à partir de la distribution de pression laminaire et d'un critère empirique. La formulation du critère fait suite à de multiples essais expérimentaux. Le critère est valide pour les écoulements dont le nombre de Reynolds est supérieur à un million et permet de déterminer la position de la transition et/ou de la séparation de la couche limite. Lorsque le nombre de Reynolds est élevé la transition apparaît avant la séparation. La séparation est donc turbulente. Cependant il peut arriver que, pour des nombres de Reynolds plus faible, une séparation laminaire avec recollement laminaire apparaisse, dans ce cas la transition turbulente apparaît après la séparation. Pour les nombres de Reynolds considérés ici, on suppose que la transition apparaît avant une éventuelle séparation de la couche limite et que dans le cas contraire la séparation déclenche la transition (recollement turbulent de la couche limite).

Le critère se définit comme suit :

$$\begin{cases} Re_{\theta_{transition}} = 1.174 \left(1 + \frac{22.4}{Res_{transition}} \right) * Res_{transition}^{0.46} \\ Res = \frac{U_e(s) * s}{\nu} \end{cases} \quad (A.1)$$

Avec $U_e(s)$ la vitesse locale à l'abscisse s et s l'abscisse curviligne le long de la surface du profil débutant au point de stagnation et se dirigeant vers le bord de fuite en longeant la surface du profil.

Selon ce critère, la couche limite est laminaire lorsque le nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de la quantité de mouvement Re_{θ} est inférieur au critère $Re_{\theta_{transition}}$. La transition apparaît lorsque les courbes se croisent (le Reynolds teta est égale au critère de Michel). Une explication schématique est donnée sur la figure A.1.

Référence : Michel, 1951 ; Crabtree, 1958 ; Cebeci et al., 2005.

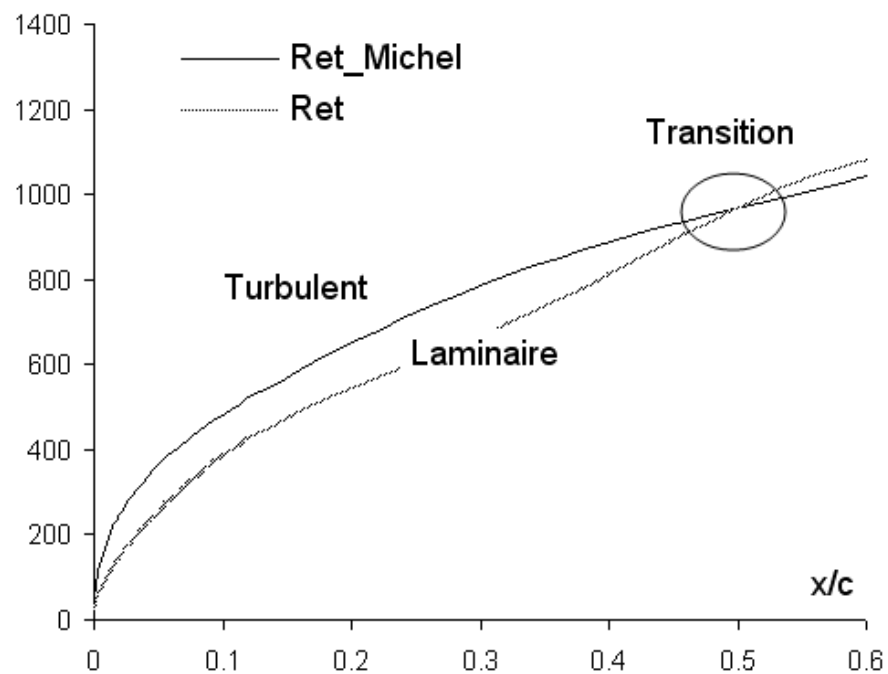


FIGURE A.1 Critère de Michel

ANNEXE B

CALCUL CFD (3D) SIMULANT L'ÉCOULEMENT AUTOUR DE LA MAQUETTE DANS LA SOUFFLERIE

Géométrie et simplifications

L'objectif de ce calcul est de simuler l'écoulement autour la maquette installée dans la soufflerie. Cette simulation permet d'étudier l'existence d'un écoulement 2D sur l'envergure de l'aile et d'évaluer les corrections de soufflerie.

Pour ce calcul, seule la veine d'essai et la maquette ont été modélisées. Le reste du circuit fermé de la soufflerie dont le collecteur et le diffuseur ne sont pas modélisés. La longueur de la veine a été augmentée par rapport à sa taille réelle afin d'éloigner les conditions limites (entrée et sortie de l'air) de l'aile. L'aile a été modélisée selon la géométrie du profil de référence. Les barrières de couche limite sont modélisés par une surface imperméable d'épaisseur nulle. Les fines tiges utilisées pour rigidifier la fixation des disques de bout d'aile ne sont pas modélisées. Hormis les précédentes simplifications, tous les autres détails de l'aile, du montage et de la soufflerie sont repris avec les dimensions et les formes réelles. Le problème présente un plan de symétrie. Pour réduire le temps de calcul, seule la moitié du problème est modélisé et une condition de symétrie est appliquée (voir figure B.1).

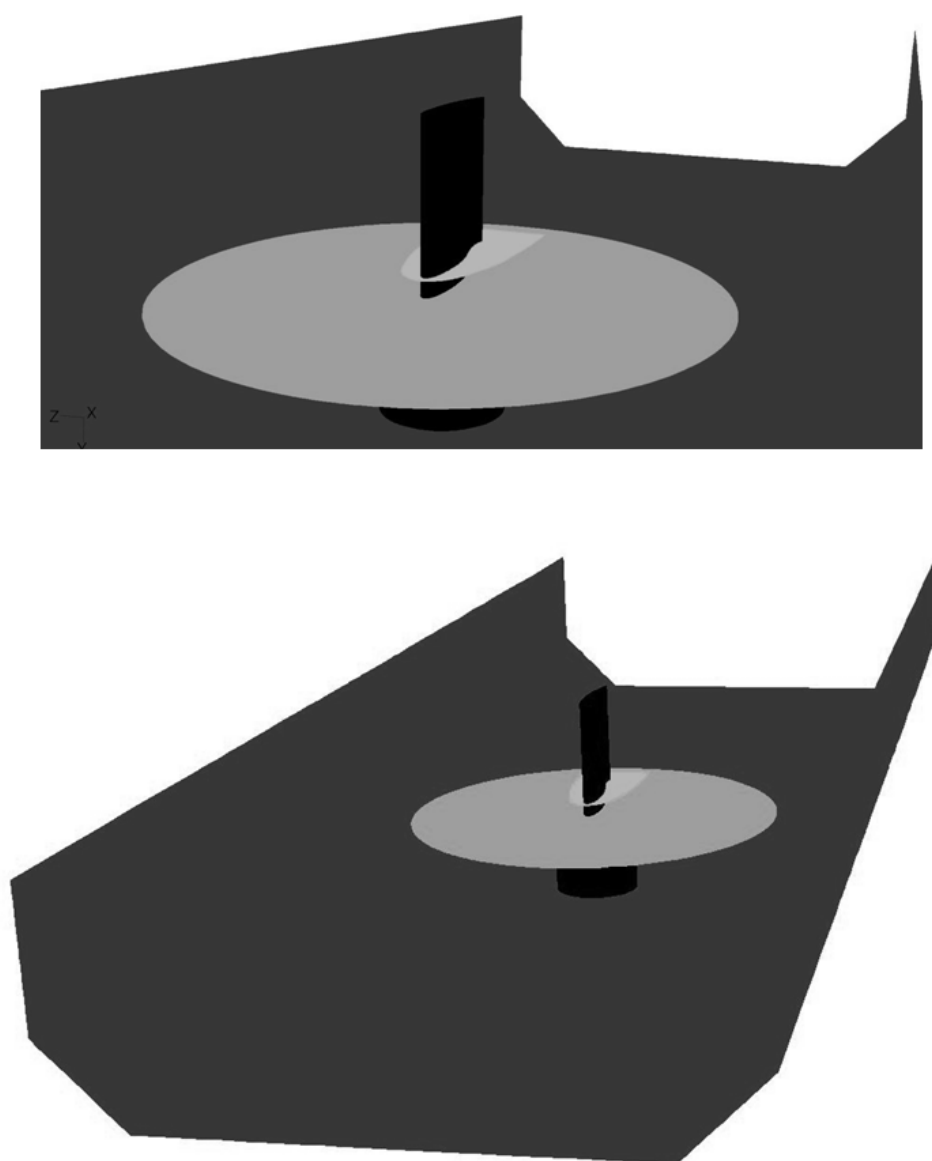


FIGURE B.1 Géométrie modélisée pour la simulation

Découpage de l'espace

Il a été décidé de réaliser un maillage structuré. Ce type de maillage permet notamment de contrôler précisément la qualité des mailles et leur nombre (ceci est une caractéristique importante lorsque la mémoire des ordinateurs est faible, c'est à dire 1.75Go). La réalisation d'un maillage de ce type nécessite un découpage spécifique de l'espace. La figure B.2 montre les différents volumes qui ont été générés afin de permettre le maillage.

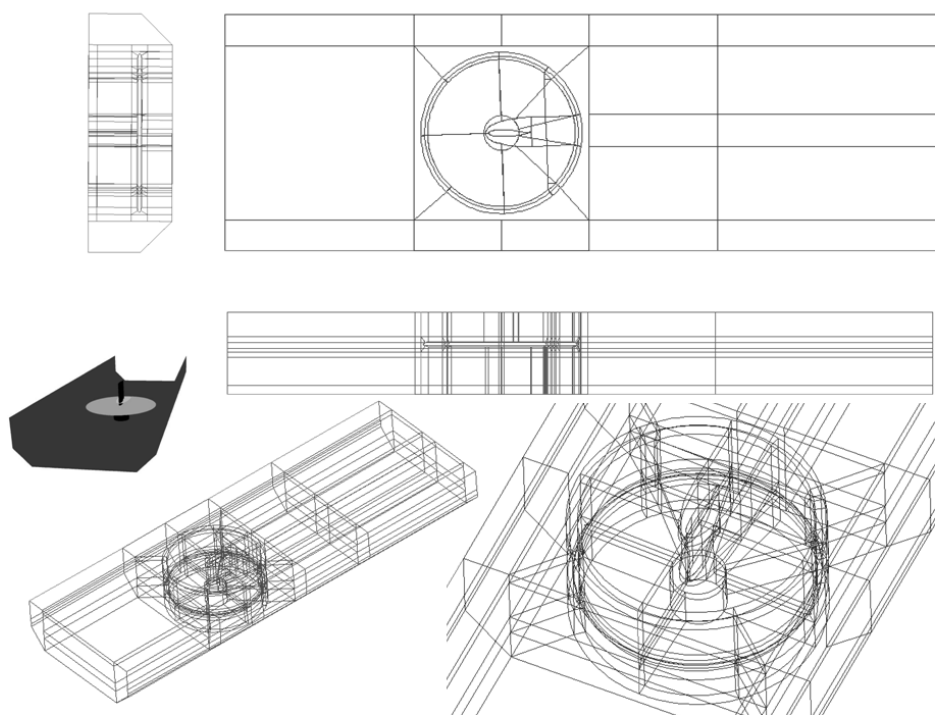


FIGURE B.2 Découpage de l'espace

Maillage

Le maillage structuré a été préparé avec le logiciel GAMBIT et comporte 1.57 million de cellules. La figure B.3 présente un aperçu de ce maillage.

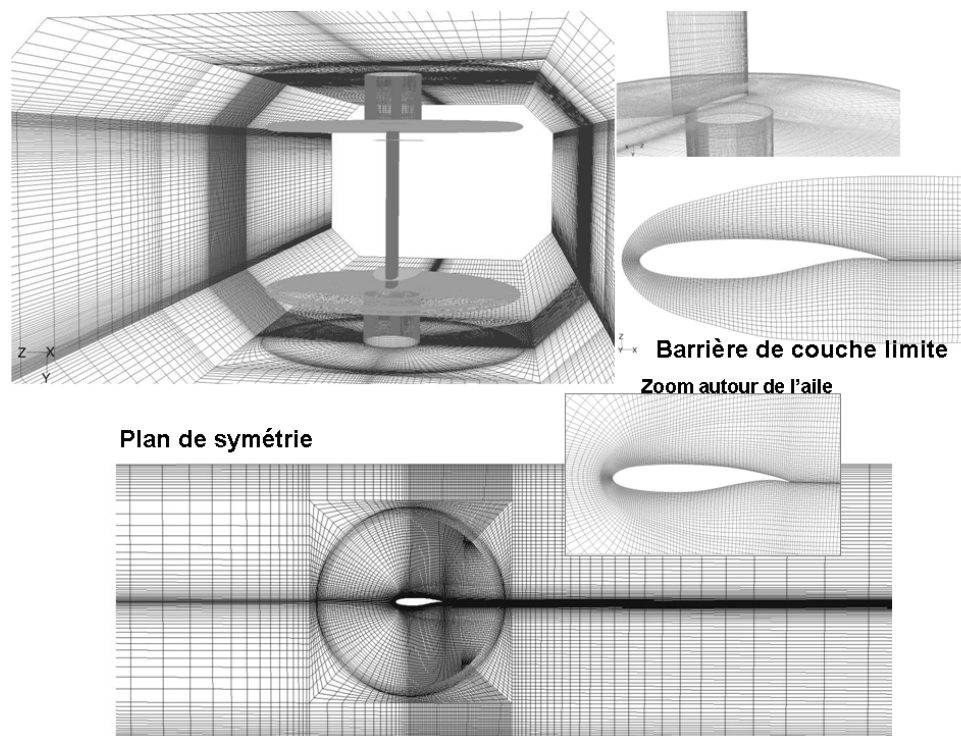


FIGURE B.3 Maillage de l'espace autour de l'aile

Résolution de l'écoulement

Le solveur FLUENT a été utilisé pour résoudre l'écoulement dans la soufflerie. Les équations de Navier-Stokes sont résolues (RANS) en utilisant le modèle de turbulence K-Omega standard avec des lois de paroi. Ce modèle de turbulent permet la simulation des écoulements détachés qui se produisent notamment en arrière des carénages. En comparaison avec d'autres modèles, celui-ci présentait la convergence la plus rapide. L'utilisation d'une loi de paroi permet de limiter le nombre de mailles, étant déjà à la limite des capacités des ordinateurs disponibles.

Convergence et performance du maillage

Le calcul nécessite environ 2400 itérations pour aboutir à une convergence des résidus

de 10^{-6} (1000 fois moins que le niveau de convergence recommandé par Fluent par défaut). Le calcul subit une convergence nette comme le montre la figure B.4.

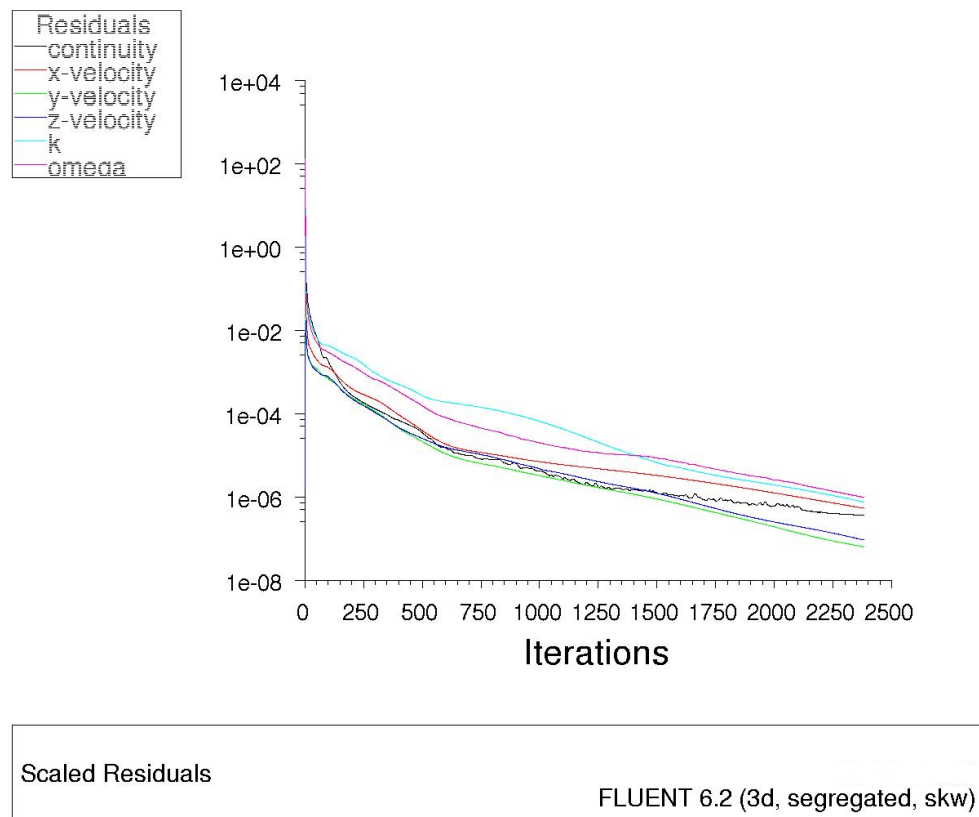
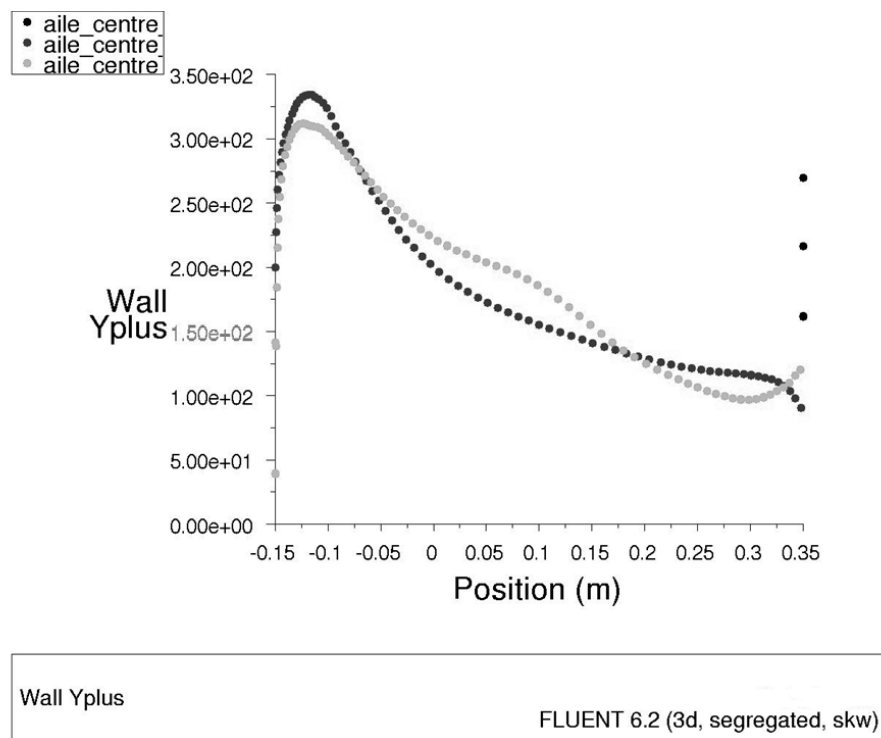


FIGURE B.4 Courbes de convergence

L'approche utilisée pour traiter l'écoulement près des parois est celle du nombre de Reynolds élevé (*High Reynolds Number*, ou fonction de parois). Cette approche est valide pour des Y^+ au centre de la première maille supérieurs à 30. En général, il est également recommandé que les Y^+ soit inférieurs à 500. La documentation de Fluent est plus conservatrice et conseille de ne pas dépasser 300.

La figure B.5 trace les valeurs de Y^+ selon la corde de l'aile pour le cas où la vitesse d'écoulement est la plus élevée soit 100m/s. Les Y^+ sont inférieurs à 350, ce qui est relativement élevé mais acceptable.

FIGURE B.5 Valeurs de Y^+ selon la corde de l'aile

Résultats

La figure B.6 présente une cartographie de la pression dynamique dans le plan de symétrie de la soufflerie. Cette visualisation de l'écoulement montre la présence de l'effet bouchon qui accélère l'écoulement arrivant sur la maquette.

La figure B.7 présente une visualisation des lignes de courant en arrière de l'aile. Celle-ci montre que le sillage de l'aile est relativement peu influencé par le sillage des carénages. Les disques de bout d'aile ne sont pas représentés pour des raisons de clarté dans la figure.

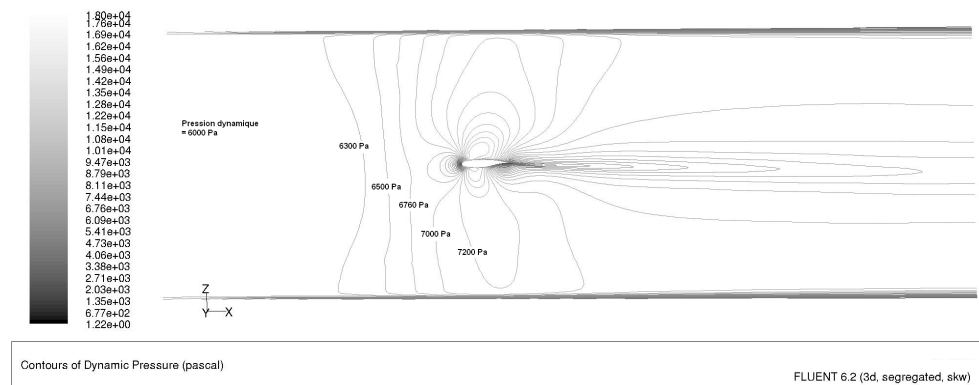


FIGURE B.6 Pression dynamique dans le plan de symétrie de la soufflerie

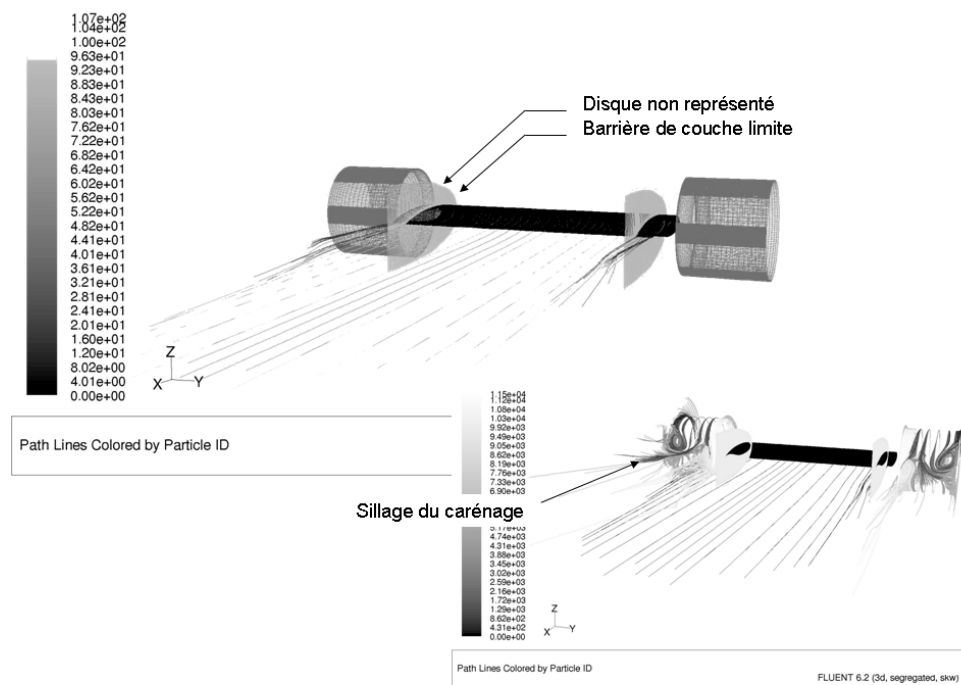


FIGURE B.7 Lignes de courant en arrière de l'aile

ANNEXE C

MESURE EXPÉRIMENTALE DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE D'UNE SECTION PAR L'ANALYSE DES PRESSIONS DANS SON SILLAGE

La traînée 2D d'un profil d'aile peut être calculée par l'analyse de l'appauvrissement de la quantité de mouvement dans le sillage de l'aile. La comparaison en terme de quantité de mouvement se fait à partir des mesures de pressions totales (pressions d'arrêt) et de pressions statiques à l'intérieur et à l'extérieur du sillage de l'aile. L'instrument utilisé est un peigne de prises de pression d'arrêt et statique. Le peigne est composé d'une série de tubes alignés. Chaque tube mesure la pression d'arrêt dans un plan perpendiculaire à l'envergure de l'aile. La traverse de tubes de pression totale est complétée par un nombre restreint de prises de pression statique réparties le long du peigne. La position des tubes doit être connue précisément afin de pouvoir intégrer correctement le profil de pression d'arrêt. L'instrument doit être positionné face au sillage à une distance suffisante pour contenir l'ensemble du sillage et une partie extérieure à celui-ci. Pour augmenter la précision, le sillage doit être visible par le plus grand nombre de tubes possible. Cela permet d'augmenter la résolution lors de l'intégration du profil de pression. Pour les essais, le peigne a été positionné à une distance équivalente à une corde en arrière de l'aile. La référence Pope (1984) indique que le peigne doit être positionné au moins à 0.7 corde en arrière du bord de fuite pour permettre au sillage de revenir approximativement à la pression statique du tunnel. Les photographies de la figure C.1 montrent l'instrument utilisé et son montage en arrière de l'aile.

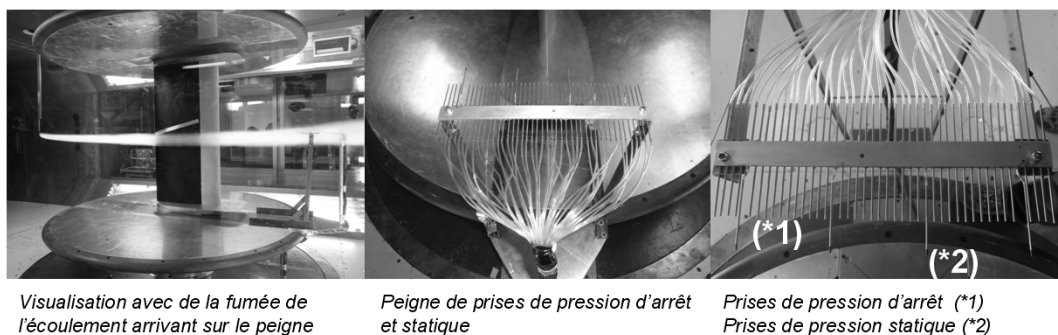
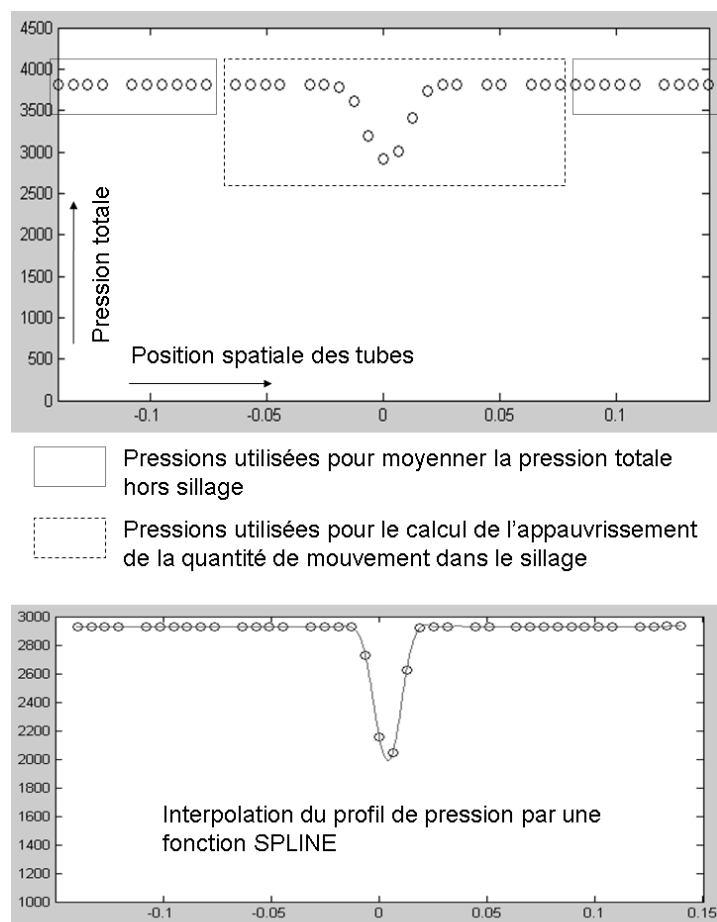


FIGURE C.1 Photographies du montage du peigne de tube de pression

Le coefficient de traînée de la section de l'aile est alors donné par l'équation :

$$\left\{ \begin{array}{l} Cd = 2 \int \left(\sqrt{\frac{q}{q_0}} - \frac{q}{q_0} \right) \frac{dy}{c} \\ Cd = \text{coefficient de traînée 2D de la section d'aile considérée} \\ q = \text{pression dynamique locale} \\ q_0 = \text{pression dynamique locale de référence prise à l'extérieur du sillage} \\ c = \text{corde de l'aile} \end{array} \right. \quad (C.1)$$

Le peigne utilisé possède quatre prises de pression statique. La moyenne des quatre valeurs a été utilisée pour obtenir la pression statique de référence. La pression totale de référence a été obtenue en calculant la moyenne des valeurs de pression d'arrêt mesurées par les tubes se trouvant en dehors du sillage. La pression dynamique a ensuite été obtenue en soustrayant la pression statique de référence à la pression totale. L'intégration du profil de pression dynamique locale a été effectuée à partir d'une interpolation par fonction Spline des pressions mesurées dans le sillage (voir figure C.2).

FIGURE C.2 Graphique illustrant la méthode de calcul du C_d

ANNEXE D

PUBLICATION : ARTICLE DE CONFÉRENCE CASI 2009 (CANADA)

*Canadian Aeronautics and Space Institute
AERO'09 Conference Aerodynamics Symposium*

Boundary Layer Behaviour on a Morphing Airfoil :
Simulation and Wind Tunnel Tests

Corentin Sainmont, Ion Paraschivoiu

M. A. Sc. Student / Professor, École Polytechnique de Montréal
corentin.sainmont@polymtl.ca.

Daniel Coutu, Vladimir Brailovski

Ph.D. Student / Professor, LAMSI, École de Technologie Supérieure de Montréal.

Eric Laurendeau

Ph.D. CFD Group Leader Advanced Aerodynamics, Bombardier Aerospace, Montréal.

Mahmoud Mamou, Youssef Mébarki, Mahmood Khalid

Institute of Aerospace Research - National Research Council Canada (NRC), Ottawa.

ABSTRACT

This paper presents the boundary layer transitional flow behaviour past a morphing experimental wing. The objective of the present investigation is to reduce aerodynamic drag through laminar-turbulent transition location delay to promote large laminar region on the wing surface. The airfoil shape configurations of the adaptable part of the wing were optimized to extend the laminar flow on the upper surface of the airfoil. The optimizations were performed with two different approaches. The classical approach uses a mathematical curve to model the flexible part. The multidisciplinary approach integrates the finite element model of the adaptable wing structure into the aerodynamic optimization process. The latter approach avoids the difficult task of reproducing the geometric representations of the airfoils, leading to the optimum performances offered by the morphing wing system. The optimizations are performed for various subsonic incompressible regimes using the computational fluid dynamics

code Xfoil (Drela 2006) and the structural analysis software ANSYS coupled with a genetic optimization algorithm (Genial v1.1). Simulation and experimental results are presented and show that the morphing system is able to delay the transition location downstream by up to 30% of the chord length and to reduce the airfoil drag by up to 22%. Infra red maps and unsteady pressure frequency spectra measured on the upper surface of the wing are also presented and show the laminar run extension.

INTRODUCTION

The main stages of transport aircraft flights are take-off, climb, cruise and landing. At each of these stages the aircraft is required to fly under different conditions and under safety and fuel consumption constraints. As the conditions change, a single aerodynamic configuration cannot be optimized for various flight conditions. In practice, the wing airfoil section is designed for cruise (high speed design), and then the airfoil is adapted with flaps and other retractable aerodynamic elements to enable take-off, climb and landing (low speed design). In the case of long-range aircraft, the cruise phase is the most important in terms of fuel consumption and thus has the greatest potential for improvement. This phase is characterized by the speed, altitude and weight of the aircraft. Because an aircraft can be used for different purposes, these characteristics are variable from one mission to another. Even during the same flight, the weight is continuously changing because the fuel stored in the aircraft is being consumed. For the cruise phase, the designers of the aircraft would find a compromise within the substantial range of flight conditions. A compromised design may be optimum for an average flight condition but there would be high savings in operating costs if the aerodynamic performance was optimal at all times during the cruise phase, which is the main objective of the morphing airfoils. The possibility of changing the airfoil shape allows the control of the laminar boundary layer. By extending the range of the laminar region over the wing surface, the friction drag, representing about 50% of the total drag, in subsonic flight, can be reduced substantially. Understandably, since the engine thrust must compensate for the aircraft drag to maintain the cruise speed, the morphing system will decrease the fuel consumption, operating costs, and carbon dioxide emissions while increasing the range of the aircraft.

The aim of the project is to show that laminarity of the boundary layer can be

controlled by a real-time adaptable wall technique during a wind tunnel test. The research project is limited to 2-dimensional subsonic incompressible flow (Mach numbers from 0.2 to 0.35), and concentrates on cruise phase conditions (involving low angles of attack : -1 to 2 degrees). The morphing wing to be tested in the wind tunnel requires a controller, a database containing aerodynamic conditions and the corresponding optimum configurations. Because the actuation of the morphing wing system should not affect the flight aerodynamic performance, the morphed wing would have the same lift coefficient as the non-morphed wing. In other words, the optimizations of the airfoil have to be performed at given lift coefficients. In this paper, two different theoretical approaches are explored to find the optimum wing configurations for low drag performance. Also, wind tunnel experiment is performed to validate the two approaches.

Optimization Approaches

Basic concept of airfoil shape optimization

The optimization of an airfoil shape can be realized with an optimization algorithm, a model of the morphing part of the airfoil and an aerodynamic solver. The optimizer provides a set of variables to be tested. The variables represent a configuration for the adaptable shape and allow a model of the morphing system to generate the airfoil geometry that corresponds to the configuration. The aerodynamic solver calculates the flow over the airfoil and returns the performance to the optimizer. After a sufficient number of evaluations, the optimization algorithm leads to an optimum configuration.

Classical approach

A classical method for optimizing the shape of the morphing wing would be to optimize the airfoil geometry using a mathematical representation of the flexible part such as Bspline or NURBS curves. The advantage of this approach is that the design and the numerical model of the morphing system are not required. The airfoil geometries obtained from this approach were used to give the design envelope of possible shapes. The disadvantage of this approach is that it is difficult to reproduce the optimized geometry using the morphing wing system due to structural constraints. As

the boundary layer is very sensitive to small variations in the curvature of the airfoil, the airfoil produced is of lower performance than mathematical representation.

Multidisciplinary approach

The multidisciplinary approach is based on the integration of the aero-structural model of the morphing system into the optimization process. The difficult task of reproducing optimum geometry is then eliminated because the configuration settings of the morphing wing become the optimization variables. The multidisciplinary approach leads to the best shapes that the system can produce. The two major inconveniences are the necessity of an accurate aero-structural model and the large computation efforts required to run the aero-structural calculation for each evaluation [6].

Wind tunnel model

The 2D base (reference) airfoil of the experimental morphing laminar wing is the WTEA airfoil which is similar to a family of natural laminar flow-capable, supercritical airfoils [1] having a maximum thickness/chord ratio of 16%. The wind tunnel model is a rectangular plan form wing designed to span the test section and has an aspect ratio of 2.

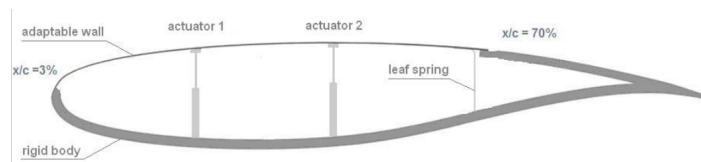


FIGURE D.1 Morphing wing section.

As the flow laminarity is expected to cover most of the upper surface of the airfoil, the adaptable wall was designed to cover this region from 3% to 70% of the chord length (Fig. D1). The morphing behaviour of the upper surface is provided by two shape memory alloys actuators (SMA) located inside the wing box at 25.3% and 47.6% of the chord. The overall stiffness and integrity of the experimental wing is provided by the rigid wing body. The front and rear edges of the adaptable wall are connected to the rigid body in such a way that ensures profile tangency continuity, accommodates

shape modifications and sustains aerodynamic forces. The result is a flush-glued joint near the leading edge and a sliding-plane link at the aft end including a compensation spring leaf placed between flexible and rigid structures (Fig.D1). The morphing wing works as follows : according to the flow condition changes, a controller commands the actuators to modify the profile to increase the laminarity of the boundary layer. Finding the optimum configuration for the airfoil shape for given flight conditions is a difficult task. Numerical calculation of the shape, flow analysis and an optimization algorithm must be run. As this task involves computational effort, the methodology is to build a database in which the optimal configurations for wind tunnel flow conditions are saved.

Simulation tools

Structural model of the wing

The design has been done by the École de Technologie Supérieure of Montreal. To assist the design the CAD software CATIA V5 has been used. A low-modulus unidirectional carbon and 2 x 2 twill woven hybrid carbon/Kevlar composite laminate has been chosen for the adaptable wall. The ANSYS finite element package was used to build a model for the behaviour of this composite skin. The model has been previously validated in its ability to evaluate wing shape change and force against actuator stroke [2]. Using this, FE analyses identified the two most important design variables : the number of plies and the number of actuators. Considering maximization of the laminar flow due to wing morphing and minimization of the strain energy required for this morphing as two design objectives, a multi-criteria optimization led to the selection of a design arrangement of the active structure : number of composite plies and actuators [3].

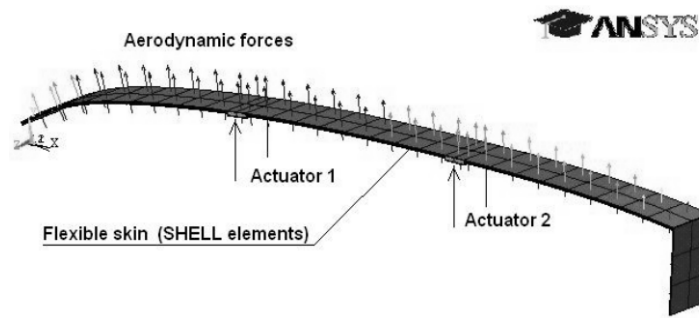


FIGURE D.2 Finite element model of the active structure.

Aerodynamic solver

The flow analyzer is a panel method coupled with a viscous boundary layer correction (Xfoil code). The code Xfoil was developed by Mark Drela in the 1980's to analyse and design subsonic airfoils. During the viscous calculation Xfoil predicts the laminar to turbulent transition location using the e to the N method (Cebeci, Shao et al. 2005). The critical value of N (N_{crit}) has a great influence on the prediction of the transition and it is strongly related to the level of turbulence in the free stream flow. For an aircraft in the atmosphere the value of N_{crit} is around 12 to 14. For a wind tunnel N_{crit} is much smaller (6 to 8). In the present investigation, the value of N_{crit} was set to 7 to match the turbulence level $T=0.14\%$ measured in the wind tunnel. The drag coefficient C_d is obtained by applying the Squire-Young formula at the last point in the wake [4]. The C_d calculated by Xfoil is then a total viscous drag that is influenced by the transition location.

Xfoil code was chosen because it allows a fast calculation of the flow and provides acceptable accuracy. The rapidity of the flow analysis is crucial while using an optimization algorithm because of the large number of tests. Moreover, Xfoil is able to run calculations at a given lift coefficient which allows the angle of attack to be a result of the analysis rather than an additional variable in the optimization.

Coupled aerodynamic and structural solver

The morphing part of the airfoil is structurally flexible. The deformations due to

aerodynamic load, essentially the pressure distribution, are not negligible. As the stability of the boundary layer is very sensitive to small changes in shape, the aero structural resolution of the flow is necessary to estimate the real performance of the wing configurations. Using a batch file called by a user function, the ANSYS model launches the flow analyser Xfoil with a first calculation of the geometry. Xfoil calculates the flow and returns the pressure distribution to ANSYS (Fig. D2). A new structural analysis of the skin deformation is done using the updated pressure load. This process is repeated until convergence of the geometry is reached. A small number of iterations were necessary and the use of relaxation methods is not relevant. Five iterations were sufficient for an acceptable level of convergence for the severe aerodynamic load case corresponding to $Mach=0.35$ and $cl=0.6006$ (Fig. D3).

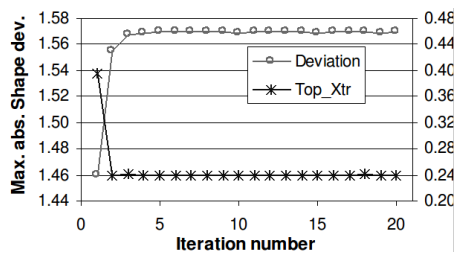


FIGURE D.3 Aero-structural convergence of the active structure for $Mach=0.35$ and $cl=0.6006$ with actuator stroke $Y1=5.90$ mm and $Y2=6.77$ mm.

Figure D4 shows the difference between a simple aerodynamic simulation and an aero-structural simulation. The distortion of the flexible skin due to the pressure difference between the wing interior (atmospheric pressure) and the exterior is clearly identifiable. When the aerodynamic load is applied, three bumps appear on the airfoil surface between the four attachment interstices. This deformed shape has a large impact on the velocity profile because it accelerates and decelerates the flow as it passes over the upper surface. As a result of this change in velocity, the pressure distribution exhibits the same three bumps.

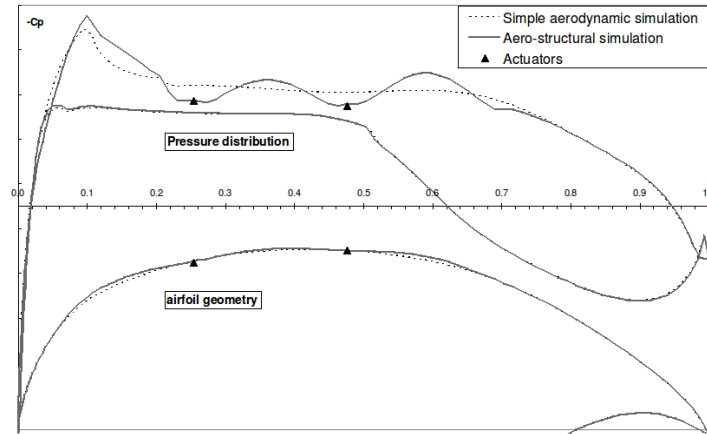


FIGURE D.4 Simple aerodynamic simulation and aero-structural simulation (pressure distribution and geometry) of the un-morphed wing, Mach=0.35 and $C_l = 0.3215$.

Optimization Tool

Code architecture

The main code is subdivided into three programs. The first part performs the pre-optimization work; using the given flight conditions, the aerodynamic performances of the reference airfoil are calculated with Xfoil. The information is written into a text file for future statistical purpose and the lift coefficient is saved as a reference lift coefficient (cl_{rf}). To complete the statistical data, an aero-structural calculation is done at the cl_{rf} on the un-morphed airfoil (zero displacement of the actuators). This ends the pre-optimization subroutine. The cl_{rf} is transferred to optimizer. This second subroutine of the code is composed of the optimization algorithm coupled with the aero-structural analyser and a performance calculator function. The optimization algorithm provides solutions to be tested. The aero-structural analyser calculates the aerodynamic performances of the wing configuration and provides the data to the performance calculator. The performance, called fitness when using genetic algorithm, is returned to the optimization algorithm. The optimizer used the fitness of each tested individual to provide the new set of variables and to progress towards the global optimum individual. Once the optimizer converges to an optimum or has completed the maximum number of evaluations, the optimization process stops and the best set of

variables is sent to the last subdivision of the code for post optimization operations. During this third part, a detailed aerodynamic analysis is completed on the optimum configuration, and output files are written.

optimization algorithm

The optimizer used is a genetic algorithm-based optimization code (Genial, developed in 1998 by Henrik Widell). Genetic algorithms are efficient and well known for their abilities to find global optimum. They use techniques inspired by evolutionary biology such as inheritance, mutation, selection and crossover. The vocabulary used to describe genetic algorithms is related to human evolution. An “individual” is a set of variables that define one possible solution, a “population” regroups individuals and a “generation” represents the individuals at a given time. To start the research of the optimum, Genial generates randomly an initial population. Each individual is analysed and the performance, also called fitness, is evaluated. Once the initial population is built, the algorithm repeats the following steps until termination (convergence or limited number of evaluations) :

- Select the best individuals to reproduce
- Build a new generation through crossover and mutation, and gives birth to the offspring
- Evaluate the individual fitness of the offspring
- Replace the worst individuals of the population with offspring

Optimization settings

A wing configuration is defined by the following variable : Mach number (M), Reynolds number (Re), angle of attack (AoA), first actuator displacement ($Y1$) and second actuator displacement ($Y2$). The flight conditions for which the morphing wing is optimized are defined by M , Re and a lift coefficient (Cl). Since Xfoil is able to run a calculation at a given Cl , the AoA is obtained as a result of the aero structural analysis. The remaining variables $Y1$ and $Y2$ (actuator positions) are the optimization variables. Because the actuators have limited displacement capabilities, the research area for these two variables is constrained. The objective of the optimization is to reduce the drag by increasing the laminar run over the airfoil. Since Xfoil takes the

friction drag into account in the calculation of the total C_d , it was found that a fitness function based on the total drag was an efficient way of reducing the friction drag by increasing the extent of the laminar zone while keeping the pressure drag low.

The following fitness function was used : $F = C_d$

For the optimization the initial population size used was made of 30 “individuals” and the maximum number of evaluations was set to 400. This setting allows at least 12 generations, however, in most of the cases an optimum was found before the 6th generation.

Optimization results

The optimization codes based on both the classical and the multidisciplinary approach appeared to be very robust and were able to find an optimum solution for the database cases. A case is defined by aerodynamic conditions : flow speed and lift coefficient. The flow speed is represented by the Mach number. Since the wind tunnel used is not pressurized, the Reynolds number is directly associated to the Mach number. To be able to assess the reduction in drag, the optimizations were processed for given lift coefficients. The lift coefficients, used to define the optimization cases, correspond to the lift coefficients of the un-morphed (original) airfoil at given angle of attack from -0.5° to 2° . The optimum solution shows sizable reductions in drag and an increase in the laminar boundary layer range. The gain is greatest for lift coefficients that imposed higher angles of attack : a reduction of 25% in the total drag and a laminar boundary layer covering an additional 29% of the airfoil chord. The results obtained using the multidisciplinary approach are 3 to 5

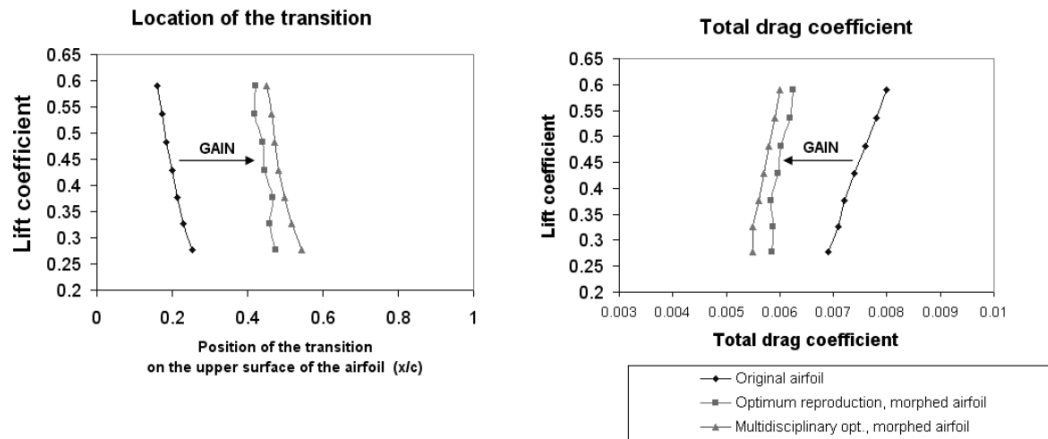


FIGURE D.5 Flow laminarity extent and drag coefficients for un-morphed and morphed airfoils, Mach = 0.275, Re = 3.1 million.

For the classical approach, optimum geometric airfoils were found using a BSpline model of the flexible part [5]. The laminar run over the upper surface of these airfoils was extended to an average of 60% of the chord length. The morphing wing model, to be tested in the wind tunnel, was designed with a flexible skin and two actuators. Using the aero-structural model of the wing, the performance of the system could be evaluated in the morphed shape under aerodynamic loads. The aerodynamic load affects the shape of the adaptable skin. The small displacements create changes in the curvature and cause fluctuations of the pressure. The disturbed pressure distribution creates instabilities within the boundary layer and larger unfavourable positive pressure gradients. For these reasons the laminar to turbulent transition appears earlier. Figure D6 shows the pressure distribution for the geometric optimum and the morphing wing. In the case presented, the inability to accurately reproduce the shape causes a loss of 12% chord of laminar run. The multidisciplinary approach to optimization used reduces the improper reproduction error inherent to the classical approach. Figure D7 shows a comparison between the original airfoil, the geometric optimum airfoil and the morphed airfoils optimized using the two different approaches.

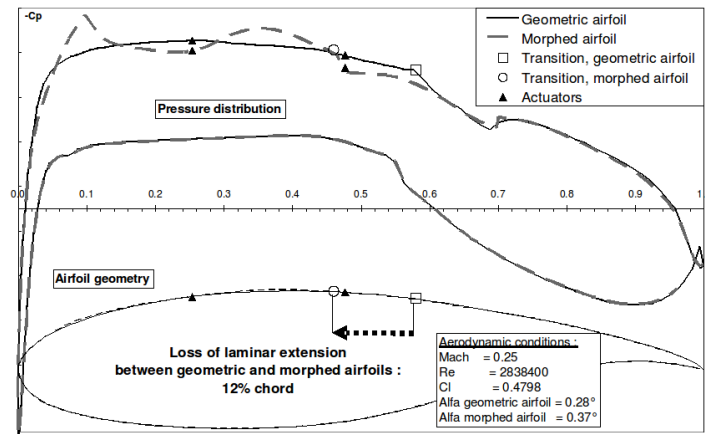


FIGURE D.6 Aero-structural results for the reproduction of the optimized geometry (coupled ANSYS/XFOIL simulation).

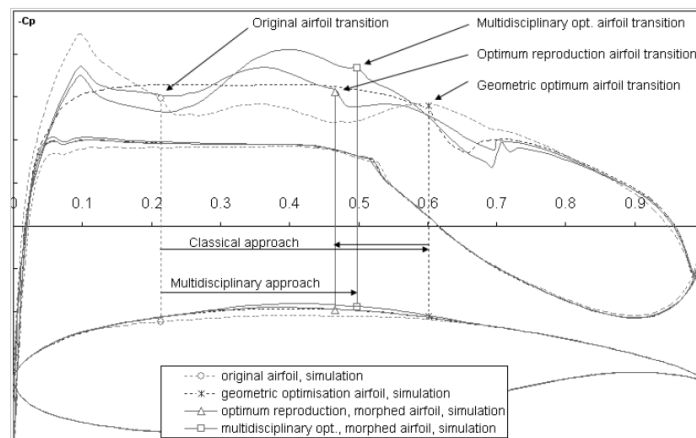


FIGURE D.7 Simulations results of the pressure distributions and transitions locations (upper side), original airfoil, optimized (classical approach and multidisciplinary approach); $M=0.275$, $Cl=0.375$ ($\alpha=0^\circ$).

The pressure distribution on the upper surface of the un-morphed airfoil shows an important peak caused by a large acceleration of the flow after the leading edge. The pressure drop extends to 10% of the chord length. From 10% to 25% of the chord the pressure rises rapidly, creating instabilities within the boundary layer. Xfoil predicts the transition to appear at 21% of the chord which is 11% after the pressure peak. After multidisciplinary optimization the morphed solution shows an increase of the laminar run of 29% of the chord length. Analysis of the pressure distribution shows that the displacement of the flexible skin permits a reduction of the leading edge peak and the creation of a negative pressure gradient from 25% to 40% of the chord. These two combined effects delayed the transition behind the new favourable pressure gradient. The total drag coefficient was decreased by 22%. The optimized shape was obtained by setting the first actuator to 50% and the second to 90% of their maximal range. The augmentation of the thickness of the airfoil causes a trend to increase camber that increases the lift coefficient which is compensated for by a reduction in the angle of attack of 0.66° . This reduction of the airfoil incidence also has a beneficial effect on the pressure drag. In this case the augmentation of the pressure drag caused by the thickening of the airfoil is largely compensated by the diminution of the incidence because the calculation shows a diminution of the pressure drag of 30%.

Wind tunnel tests results

The wind tunnel tests were performed at the 2x3m atmospheric closed circuit wind tunnel of the Institute for Aerospace Research of the National Research Council Canada. The tunnel test section allows wind speed up to Mach=0.3 at atmospheric pressure. The wind tunnel model is a rectangular plan form wing consisting of rigid and flexible parts. The rigid body was equipped with static pressure taps. The upper surface flexible skin was instrumented with 16 Kulite transducers, for transition detection. The sensors were installed on a diagonal line in order to avoid turbulent contamination of the downstream sensors. The Kulite XCQ-062 series sensors are used and they are 0.066 inch in diameter. They did not contaminate the flow for the tests conditions, except when leaking problems occurred. The sensors have a 5 psi differential pressure range with infinitesimal resolution and a natural frequency range up to 150 kHz. They were installed within a cavity buried below the flexible

skin surface and connected to the surface flow through a small pressure tap of 0.020 inch, to avoid flow contamination. The data acquisition sampling rate was set to 10 kHz per channel over 16 channels due to acquisition system limitation of 160 kHz. The laminar to turbulent transition was detected by analysing the unsteady signal through Fast Fourier Transform (FFT) spectral decomposition. A rise in amplitudes of the signals in the neighbourhood of 4 kHz frequency indicates the occurrence of the Tollmien-Schlichting waves that trigger the transition on the sensor location and subsequently the turbulent flow in the downstream of the sensor location. The RMS, which is the standard deviation of the pressure signal values with respect to the mean value for a high pass filtered signal at 1 kHz, was used as a quantifier of the pressure signal variations amplitudes [7].

In addition, infra-red camera visualizations were performed to detect the transition. The temperature differences detected by the infra red camera when the model is heated and cooled by the air flow allow the detection of the laminar boundary layer, the transition and the turbulent boundary layer. The temperature of the model where the boundary layer is turbulent is cooler because the thermal transfer between the model surface and the air is more efficient.

In the next section, the experimental results of three wind tunnel tests are presented. The three tests were performed at Mach 0.25, Reynolds number of 2.84 million and at lift coefficient 0.58 (corresponding to 2 degree incidence for the original airfoil). The morphing configurations tested are : (1) original un-morphed airfoil, (2) morphing airfoil with the configuration obtained using the classical approach for optimization and finally (3) the morphing airfoil with the configuration obtained using the multi-disciplinary approach to optimization.

The transition was detected using the infra-red visualization for the original airfoil and for the multidisciplinary optimized airfoil. The temperature maps are presented in figure D8. For the airfoil optimized with the classical approach the transition was detected using the Kulites unsteady pressure measurements. The frequency spectra and RMS results are presented in figure D9.

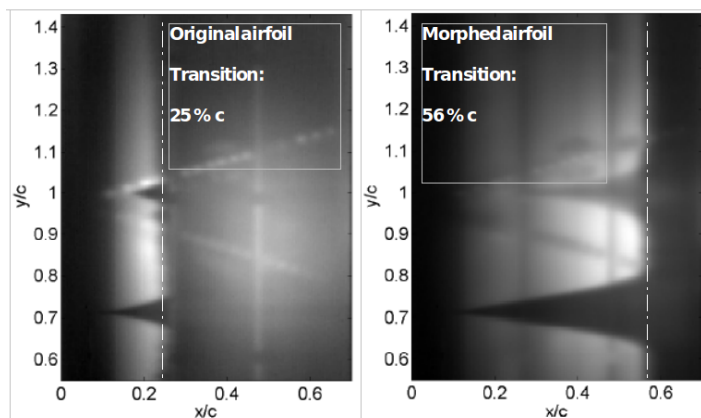


FIGURE D.8 Experimental visualization of the boundary layer using infra-red, left-hand side : original airfoil, right-hand side morphed airfoil optimized with the multi-disciplinary approach.

The infra-red maps show two dark V shapes characteristic of turbulent wedges, caused by a leaking sensor and some roughness at the surface of the airfoil. Also the SMA actuators at higher temperature can be clearly seen (25% chord and 48 % chord), as well as the two diagonal lines of pressure sensors. The laminar to turbulent transition can be easily identified : it has been highlighted in figure 8 using a dashed red line. The transition location is straight and parallel to the wing span which indicates that the flow has a 2 dimensional behaviour in the region of interest.

The record of the unsteady pressure during the wind tunnel test of the morphed configuration (classical approach) is presented on the left-hand side of Fig. D9. The Kulite sensor number 12, placed at 51% of the chord length detected the transition. The augmentation of the fluctuations amplitudes clearly appeared on the frequency spectrum and the RMS curve present a net maximum for this sensor. Finally the pressure distributions were measured and three configurations were compared as shown in Fig. D10. The experimental pressure distributions show the same trend as the simulation results. The original airfoil has the large pressure peak at the leading edge. The transition occurs at 25 % chord. The optimized airfoils have longer favourable pressure gradients, to 31% chord for the classical approach and to 41% chord for the multidisciplinary approach. As predicted, the multidisciplinary approach is superior, transition occurring at 56% chord as opposed to 51% chord for the classical approach.

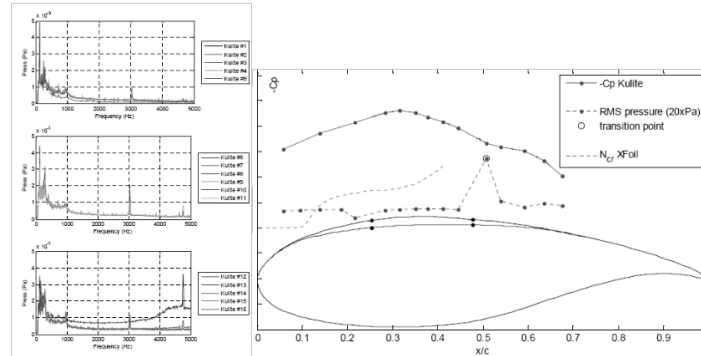


FIGURE D.9 Experimental detection of the transition using Kulite transducers, morphed airfoil optimized with the classical approach.

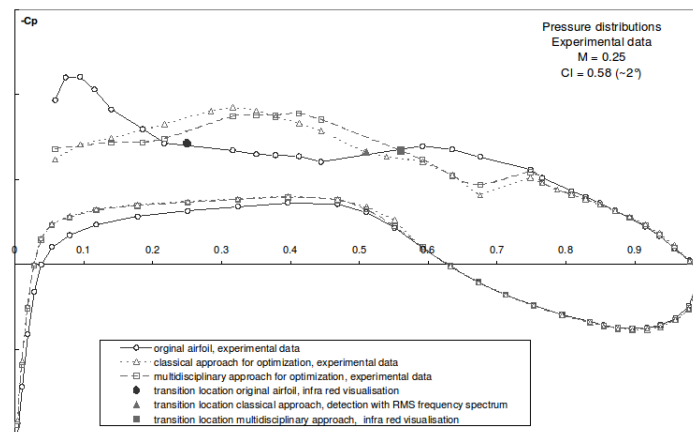


FIGURE D.10 Experimental measurements of the pressure distributions and transitions locations (upper side), original airfoil, optimized (classical approach and multidisciplinary approach).

Conclusion

The objective of the present investigation was to study the behaviour of the boundary layer for a morphing airfoil and find optimum configurations to extend the laminar run to reduce the drag. A classical and a multidisciplinary approach were explored to build an efficient optimization tool. The multidisciplinary approach was found to

perform very well by adding a laminar run of 5% chord on average. The optimized morphing wing configurations resulted in a significant augmentation of the laminar run (additional laminar run of 28% of the chord length) which in turn reduced the drag (22%) compared to the un-morphed wing results. Because a major part of the airfoil is composed of a flexible skin, the geometry is highly dependent on flow conditions and structure behaviour. These two aspects were closely studied in a multidisciplinary approach joining the aerodynamic and structure teams. Finally, experimental validations were performed in wind tunnel and showed the effectiveness of the morphing airfoil concept, which shows a strong confidence in the predictions of the two theoretical approaches.

Acknowledgements

The authors would like to thank Mr George-Henri Simon and Mr Philippe Molaret of Thales Aerospace Division Canada for the initiation, funding and support of this project. The authors are also grateful to the CRIAQ and NSERC for their financial support. The authors would like to thanks Brian Jahraus and Marc Genest from NRC for their help, support and assistance provided during the wind tunnel testing.

References

- 1.Eggleston B.,Poole R.J.D, Jones,D.J. and Khalid M., "Thick supercritical airfoil with low drag and natural laminar flow," Journal of Aircraft,Vol.24, No.6, 1987, pp. 405-411
- 2.Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., and Fischer, C., "Experimental validation of the 3D numerical model for an adaptive laminar wing with flexible extradors", Proc. of the 18th Int. Conf. on Adaptive Str. and Tech., 3-5 Oct. 2007.
- 3.Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., "Optimised design of an active structure for an experimental morphing laminar wing", submitted to the Journal of Aerospace Technology and Science, January 2009.
- 4.Xfoil 6.94 User Guide, Mark Drela, MIT Aero and Astro Harold Youngren, Aircraft, Inc. 10 dec 2001.
- 5.Pagès, L., Trifu, O., Paraschivoiu, I., "Optimized laminar flow control on an airfoil using the adaptable wall technique", Proc. of the CASI Aero 2007 symposium, June

2007.

6.Sainmont, C., Coutu, D., Paraschivoiu, I., “Multidisciplinary approach for the optimization of a laminar airfoil equipped with a morphing upper surface”, Proc. of the NATO AVT-168 symposium on “morphing vehicles”, 20-23 Apr 2009.

7.Popov, A. V., Botez, R. M., “Drag reduction by improving laminar flows past morphing configurations”, Proc. of the NATO AVT-168 symposium on “morphing vehicles”, 20-23 Apr 2009.

ANNEXE E

PUBLICATION : ARTICLE DE CONFÉRENCE NATO AVT-168 2009
(PORTUGAL)



NATO UNCLASSIFIED+SWE+AUS



**Multidisciplinary Approach for the Optimization of a Laminar Airfoil
Equipped with a Morphing Upper Surface**

Corentin Sainmontⁱ, Ion Paraschivoiuⁱⁱ, Daniel Coutuⁱⁱⁱ

Mechanical Engineering Department, Ecole Polytechnique de Montréal,
CP 6079 succursale Centre-Ville,
Montreal, Canada, H3C 3A7

corentin.sainmont@polymtl.ca

ABSTRACT

This paper presents a multidisciplinary approach for the optimization of the shape of a morphing wing system able to increase the laminar run on the upper surface of the wing airfoil. This approach integrates the finite elements model of the adaptable wing structure into the aerodynamic optimization process. The methodology avoids the difficult task of reproducing geometrical airfoils and leads to the optimum performances allow by the morphing wing system. The optimization is performed for various subsonic incompressible regimes using the flow analysis code Xfoil (Drela 2006) and the structural analysis software ANSYS coupled with a genetic optimization algorithm (Genial v1.1). Results for 6 cases at Mach 0.35 are presented and show that the morphing system is able to move the transition point rearward by up to 25% of the chord length and to reduce the total drag by up to 17%. The pressure distribution and the skin deformation are presented for three of these.

1.0 INTRODUCTION

The main stages of a transportation aircraft flight are take-off, climb, cruise and landing. At each of these stages the aircraft is required to fly under different conditions and under safety and fuel consumption constraints. As the conditions change, a single aerodynamic configuration cannot be optimum. In practice, the wing airfoil is designed for cruise (high speed design), then the airfoil is adapted with flaps and other retractable aerodynamic elements to enable take-off, climb and landing (low speed design). In the case of long-range aircraft, the cruise phase is the most important in terms of fuel consumption and thus has the greatest potential for improvement. This phase is characterized by the speed, altitude and weight of the aircraft. Because an aircraft can be used for different purposes, these characteristics are variable from one mission to another. Even during the same flight, the weight is continuously changing because the fuel stored in the aircraft is being consumed. For the cruise phase, the designers of the aircraft must find a compromise for the substantial range of conditions. This compromised airfoil may be optimum for an average flight condition but there would be high savings in operating costs if the performance were optimal at all times during the cruise phase. This is the goal of the morphing airfoils. The possibility of changing the airfoil shape allows the control of the laminar boundary layer. By extending the range of the laminar zone on the airfoil, the friction drag, representing 50% of the total drag in subsonic flight, can be reduced. Since the engine thrust must compensate for the aircraft drag, the morphing system will decrease the fuel consumption, operating costs, and carbon dioxide emissions while increasing the range of the aircraft.

2.0 CONTEXT

The aim of the project is to show during a wind tunnel test that laminarity of the boundary layer can be controlled by an adaptable wall technique. As the laminarity is more affected on the upper surface of the airfoil, the adaptable wall replaces this region from 3% to 70% of the chord (Fig. E1).

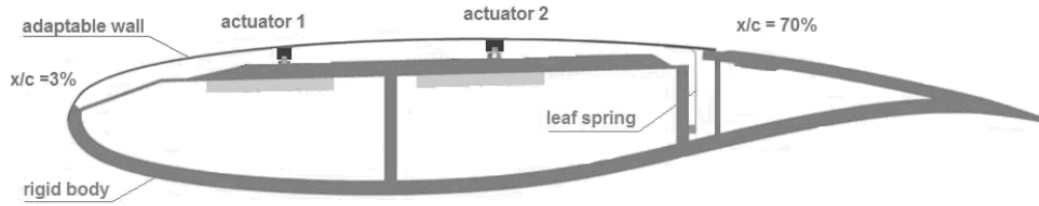


FIGURE E.1 Wing Section with the morphing wall system.

Because a major part of the airfoil is composed of a flexible skin, the geometry is highly dependent on flow conditions and structure behavior. These two aspects have to be closely studied in a multidisciplinary approach joining the aerodynamic and structure teams.

2.1 Model for Wind Tunnel Test

The 2D base (reference) profile of the experimental morphing laminar wing is similar to a family of natural laminar flow-capable, supercritical airfoils [1] having a maximum thickness/chord ratio of 16%. The wind tunnel model is designed to span the test section and has an aspect ratio of 2. The morphing behavior of the upper surface is provided by the actuators located inside the wing box at equidistance from the ends of the flexible skin. The overall stiffness and integrity of the experimental wing is provided by the rigid wing body. The front and rear edges of the adaptable wall are connected to the rigid body in such a way that ensures profile tangency continuity, accommodates shape modifications and sustains aerodynamic forces. The result is a flush-glued joint near the leading edge and a sliding-plane link at the aft end including a compensation spring leaf placed between flexible and rigid structures (fig.E1). The morphing laminar wing works as follows : according to the flow condition changes, a controller commands the actuators to modify the profile to increase the laminarity of the boundary layer. Finding the optimum configuration for the airfoil shape for given flight conditions is a difficult task. Numerical calculation of the shape, flow analysis and an optimization algorithm must be run. As this task involves computational effort, the methodology is to build a database in which the optimal configurations for wind tunnel flow conditions are saved.

2.2 Objective of the Research

The objective of the research is to determine the optimal configurations for the morphing wing that correspond to the different aerodynamic conditions. 49 cases are optimized for Mach numbers between 0.2 and 0.35 and fixed lift coefficients that correspond to the lift of the non-modified airfoil at angles of attack from -1 to +2 degrees. This is a low speed compared to current aircraft cruise speed, but this project is a first step towards transonic (high speed) morphing wings. The incompressible subsonic flow that is considered here requires less computational resources and can be more easily studied in a wind tunnel than transonic flow. The low angles of attack have been chosen because they are an accurate representation of cruise flight conditions.

A classical method for optimizing the shape of the morphing wing would be to optimize the airfoil geometry using a mathematical representation of the curve such as Bspline or NURBS [2]. With these methods the difficulty lies in reproducing the optimized geometry using the morphing wing system. As the boundary layer is very sensitive to small variations in the curvature of the airfoil, the airfoil produced is of lower performance than mathematical representation.

As the configuration of the morphing wing is already set and because of the disadvantages of the classical approach, the objective of the research is not to determine theoretical optimum airfoil shapes. Rather, the objective is to obtain the optimum performances from the real morphing wing system. The multidisciplinary approach is then the best methodology because it integrates the structural considerations into the optimization process.

3.0 STRUCTURAL AND AERODYNAMIC ANALYSIS TOOLS

3.1 Structural Model of the Wing

The design has been done by the Ecole de Technologies Superieures of Montreal. To assist the design the CAO software CATIA V5 has been used. A low-modulus unidirectional carbon and 2 x 2 twill woven hybrid carbon/Kevlar composite laminate has been chosen for the adaptable wall. The ANSYS finite element package was used to

build a model for the behaviour of this composite skin. The model has been previously validated in its ability to evaluate wing shape change and force against actuator stroke [3]. Using this, FE analyses identified the two most important design variables : the number of plies and the number of actuators. Considering maximization of the laminar flow due to wing morphing and minimization of the strain energy required for this morphing as two design objectives, a multi-criteria optimization led to the selection of a 4-ply, 2-actuator design arrangement of the active structure [4].

3.2 Aerodynamic Solver

The flow analyzer is a panel method coupled with a viscous boundary layer correction (Xfoil code). The code Xfoil was developed by Mark Drela in the 1980's to analyse and design subsonic airfoils. During the viscous calculation Xfoil predicts the laminar to turbulent transition location using the e to the N method (Cebeci, Shao et al. 2005). The critical value of N (N_{crit}) has a great influence on the prediction of the transition because it represents the level of turbulence of the flow. For an aircraft in the atmosphere the value of N_{crit} is around 12 to 14, for a wind tunnel N_{crit} is smaller (6 to 8). The value of N_{crit} used for the project is 7. The drag coefficient C_d is obtained by applying the Squire-Young formula at the last point in the wake [5]. The C_d calculated by Xfoil is then a total viscous drag that is influenced by the transition location.

Xfoil code was chosen because it allows a fast calculation of the flow and provides acceptable accuracy. The rapidity of the flow analysis is crucial while using an optimization algorithm because of the large number of tests. Moreover, Xfoil is able to run calculations at a given lift coefficient which allows the angle of attack to be a result of the analysis rather than an additional variable in the optimization (The optimization is done at given lift coefficient, see section 5.0). Before using Xfoil, validations were performed using CFD calculation and experimental data.

3.3 Coupled Aerodynamic and Structural Solver

The morphing part of the airfoil is flexible. The deformations due to aerodynamic load, essentially the pressure distribution, are not negligible. As the stability of the boundary layer is very sensitive to small changes in shape, the aero structural resolution of the flow is necessary to estimate the real performance of the wing configurations. Using a batch file called by a user function, the ANSYS model launches the flow analyser

Xfoil with a first calculation of the geometry. Xfoil calculates the flow and returns the pressure distribution to ANSYS (Fig. E2). A new structural analysis of the skin deformation is done using the updated pressure load. This process is repeated until convergence of the geometry. A small number of iterations were needed and the use of relaxation methods did not appear to be necessary. Five iterations were sufficient for an acceptable level of convergence for the severe aerodynamic load case corresponding to $Mach=0.35$ and $cl=0.6006$ (Fig. E3).

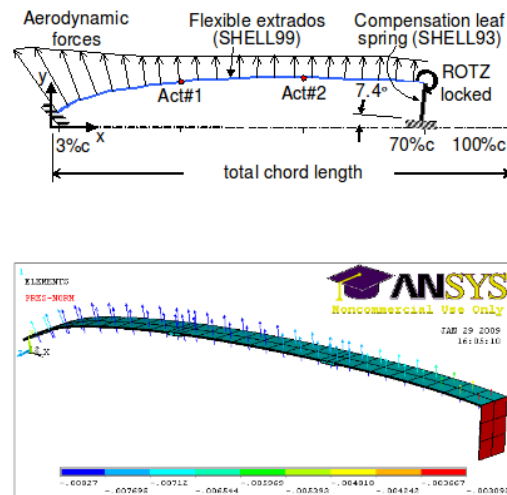


FIGURE E.2 3D finite element model of the active structure.

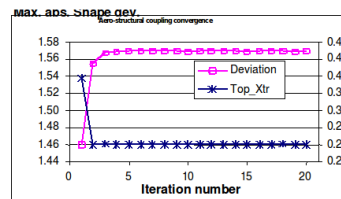


FIGURE E.3 Aero-structural convergence of the active structure for $Mach=0.35$ and $cl= 0.6006$ with actuator stroke $Y1= 5.90$ mm and $Y2= 6.77$ mm.

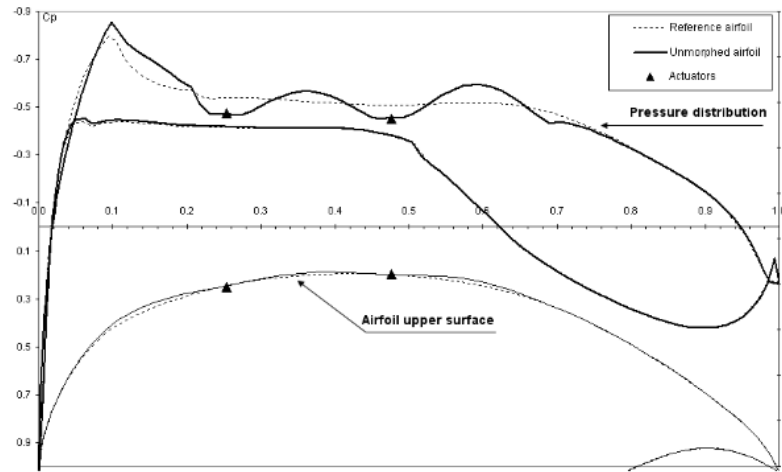


FIGURE E.4 Aero-structural results (pressure distribution and geometry) of the unmorphed wing, Mach=0.35 and $Cl=0.3215$.

Figure E4 shows the results of the aero structural calculation on the unmorphed wing. The distortion of the flexible skin due to the pressure difference between the wing interior (atmospheric pressure) and the exterior is clearly identifiable. When the aerodynamic load is applied, three bumps appear on the airfoil surface between the four attachment interstices. This deformed shape has a large impact on the velocity profile because it accelerates and decelerates the flow as it passes over the upper surface. As a result of this change in velocity, the pressure distribution presents the same three bumps.

4.0 OPTIMIZATION PROCESS

4.1 Code Architecture

The main code is subdivided into three programs. The first part does the pre optimization work; using the given flight conditions the aerodynamic performances of the reference airfoil are calculated with Xfoil. The information is written into a text file for future statistical purpose and the lift coefficient is saved as the reference lift coefficient (cl_{rf}). To complete the statistical data, an aero-structural calculation is done at the cl_{rf} on the unmorphed airfoil (zero displacement of the actuators). This ends the pre-optimization subroutine. The cl_{rf} is transferred to optimizer. This sec-

ond subroutine of the code is composed of the optimization algorithm coupled with the aero-structural analyser and a performance calculator function. The optimization algorithm provides solutions to be tested. The aero-structural analyser calculates the aerodynamic performances of the wing configuration and provides the data to the performance calculator. The performance, called fitness when using genetic algorithm, is returned to the optimization algorithm. The optimizer used the fitness of each tested individual to provide the new set of variables and to progress towards the global optimum individual. Once the optimizer converges to an optimum or has completed the maximum number of evaluations, the optimization process stops and the best set of variables is sent to the last subdivision of the code for post optimization operations. During this third part, a detailed aerodynamic analysis is completed on the optimum configuration, and output files are written.

4.2 Optimization Algorithm

The optimizer that was used is a genetic algorithm-based optimization code (Genial, developed in 1998 by Henrik Widell). Genetic algorithms are efficient and well known for their abilities to find global optimum. They use techniques inspired by evolutionary biology such as inheritance, mutation, selection and crossover. The vocabulary used to describe genetic algorithms is related to human evolution. An “individual” is a set of variables that define one possible solution, a “population” regroups individuals and a “generation” represents the individuals at a given time. To start the research of the optimum, Genial generates randomly an initial population. Each individual is analysed and the performance, also called fitness, is evaluated. Once the initial population is built, the algorithm repeats the following steps until termination (convergence or limited number of evaluations) :

- Selects the best individuals to reproduce
- Builds a new generation through crossover and mutation, and gives birth to the offspring
- Evaluates the individual fitness of the offspring
- Replaces the worst individuals of the population with offspring

4.3 Optimization Settings

A wing configuration is defined by the following variable : Mach number (M), Reynolds number (Re), angle of attack (AoA), first actuator displacement (Y1) and second

actuator displacement (Y2). The flight conditions for which the morphing wing is optimized are defined by M , Re and a lift coefficient (Cl). Since Xfoil is able to run a calculation at a given Cl , the AoA is obtained as a result of the aero structural analysis. The remaining variables Y1 and Y2 (actuator positions) are the optimization variables. Because the actuators have limited displacement capabilities, the research area for these two variables is constrained between 0mm and 8mm.

The objective of the optimization is to reduce the drag by increasing the laminar run over the airfoil. Intuitively the fitness function should be based on the transition location (X_{tr}). Since the optimization is defined as a minimisation problem the fitness function (f) would have been : $F = 1/X_{tr}$

However, this approach invariably leads to maximum displacement of the rear actuator which gives the longest favourable pressure gradient along the airfoil and the maximum laminarity. This long negative pressure gradient on the front of the airfoil imposed a large recompression at the back, creating a significant increase in the pressure drag. Since Xfoil takes the friction drag into account in the calculation of the total C_d , it was found that a fitness function based on the total drag was an efficient way of reducing the friction drag by increasing the extent of the laminar zone while keeping the pressure drag low.

The following fitness function was used : $F = C_d$

For the optimization the initial population size used was made of 30 “individuals” and the maximum number of evaluations was set to 400. This setting allows at least 12 generations, however, in most of the cases an optimum was found before the 6th generation.

5.0 RESULTS

The optimization code built with the multidisciplinary approach appears to be very robust and was able to find an optimum solution for all 49 cases. The optimum solution found shows sizable reductions in drag and an increase in the laminar boundary layer range.

In this paper, the results of 6 cases are presented. A case is defined by aerodynamic conditions : speed and lift coefficient. The speed is represented by the Mach number. Since the wind tunnel to be used is not pressurized, the Reynolds number is directly associated to the Mach number. The optimization has to be processed for a given lift coefficient (not for a given angle of attack) because the aim of the wing adaptation is to reduce the drag without changing the flight altitude of the aircraft. The lift coefficients, used to define the optimization cases, correspond with the lift coefficients of the reference airfoil at given angle of attack from -0.5° to 2° . The reference airfoil is defined as the unmorphed airfoil free of deformations due to aerodynamic load. Table E1 presents the aerodynamic conditions of the 6 cases resulting from the aerodynamic analysis of the reference airfoil.

Unmorphed airfoil without aerodynamic load (reference airfoil)		
Mach :	0.35	
Re (mil.) :	3.8714	
	alfa	Cl
CASE 001	-0.50	0.3215
CASE 002	0.00	0.3759
CASE 003	0.50	0.4314
CASE 004	1.00	0.4877
CASE 005	1.50	0.5441
CASE 006	2.00	0.6006

TABLEAU E.1 Aerodynamic conditions for the six cases.

The optimum solution found shows sizable reductions in drag and an increase in the laminar boundary layer range. The advantage is greatest for lift coefficients that imposed higher angles of attack : reduction of 24% of the total drag and laminar boundary layer extension of 27% of the airfoil chord. For the lower lift coefficients the average gain on drag is -20% and the laminarity extent is 26% of the chord (see Tab. E2). Figure 5 shows comparisons between non-modified airfoil (“unmorphed airfoil”) and modified airfoil (“morphed airfoil”) for Mach number 0.35 and Reynolds number 3.8714 million. The left-hand graph of Fig.E5 shows the extent of the laminar region (transition from laminar to turbulent moving backwards). The right-hand graph shows

the decrease of total drag.

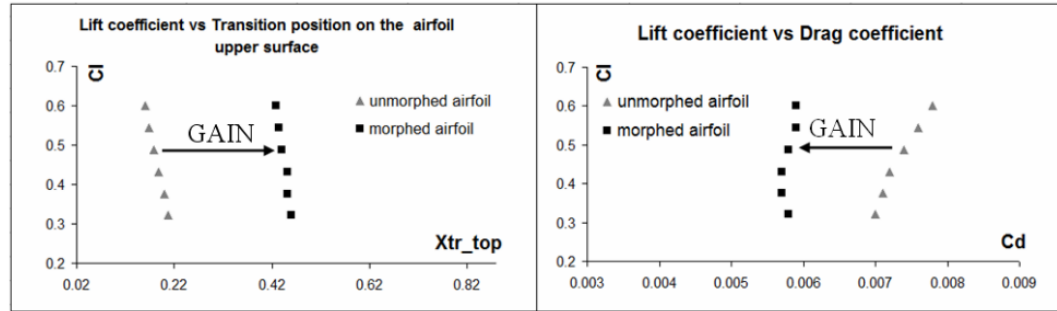


FIGURE E.5 Results on drag and laminarity for unmorphed and morphed airfoils.

	Alfa (degree)			Transition location (x/c)		Gain of laminarity (% of the chord length)	Drag coef.		Drag reduction (% of the initial drag)
	reference	Unmorphed	Morphed	Unmorphed	Morphed		Unmorphed	Morphed	
CASE 001	0.3215	-0.586	-1.135	0.208	0.4597	25.17%	0.007	0.0058	17.14%
CASE 002	0.3759	-0.113	-0.717	0.1992	0.4529	25.37%	0.0071	0.0057	19.72%
CASE 003	0.4314	0.375	-0.329	0.1888	0.4519	26.31%	0.0072	0.0057	20.83%
CASE 004	0.4877	0.872	0.155	0.1784	0.4402	26.18%	0.0074	0.0058	21.62%
CASE 005	0.5441	1.373	0.593	0.1693	0.4342	26.49%	0.0076	0.0059	22.37%
CASE 006	0.6006	1.876	1.043	0.1612	0.4289	26.77%	0.0078	0.0059	24.36%

TABLEAU E.2 Results of the optimizations.

Case 001, Case 004, and Case 006 are presented with more details in the following section.

5.1 Case 001

The aerodynamic conditions for case 001 were Reynolds number of 3.8714 million, Mach number of 0.35 and reference airfoil incidence of -0.5° which imposed a lift coefficient of 0.3215 for both unmorphed and morphed airfoil. Figure E6 shows the geometry and the pressure distribution given by the optimization.

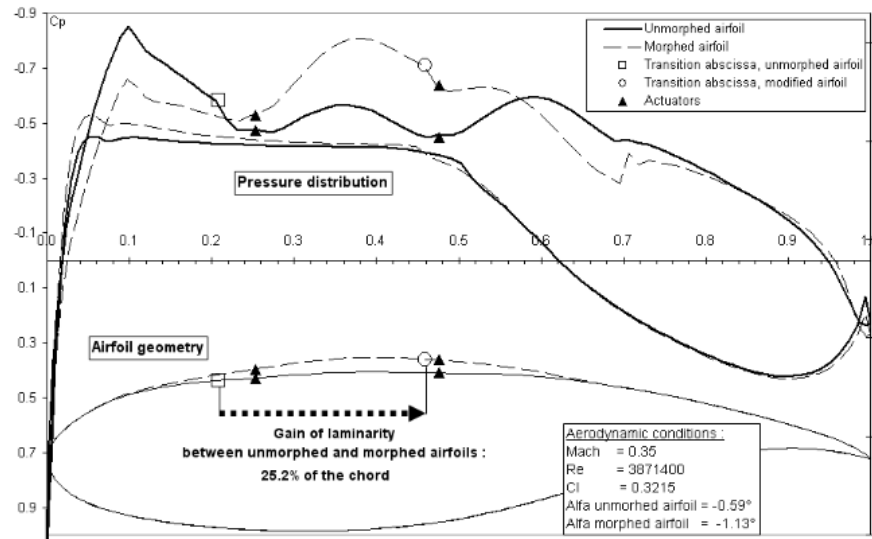


FIGURE E.6 CASE 001, Optimization results : geometry and pressure distribution.

The pressure distribution on the upper surface of the unmorphed airfoil shows an important peak caused by a large acceleration of the flow after the leading edge. The drop pressure extends to 10% of the chord length. From 10% to 25% of the chord the pressure rises rapidly, creating instabilities within the boundary layer. Xfoil predicts the transition to appear at 21% of the chord which is 11% after the pressure peak. After optimization the morphed solution shows an increase of the laminar run of 25.2% of the chord length. Analysis of the pressure distribution shows that the displacement of the flexible skin permits a reduction of the leading edge peak and the creation of a negative pressure gradient from 25% to 40% of the chord. These two combined effects delayed the transition behind the new favourable pressure gradient. The optimized shape was obtained by setting the first actuator to 56% and the second to 83% of their maximal range. The augmentation of the thickness of the airfoil causes a trend to increase the lift coefficient which is compensated for by a reduction in the angle of attack of 0.64° . This reduction of the airfoil incidence also has a beneficial effect on the pressure drag. In this case the augmentation of the pressure drag caused by the thickening of the airfoil is largely compensated by the diminution of the incidence because the calculation shows a diminution of the pressure drag of 22% (Table E3).

CASE	001	
Mach	0.35	
Re	3871400	
Ncrit	7	
	Unmorphed	Morphed
Cl	0.3215	0.3215
Alfa	-0.5860	-1.1350
Cd	0.0070	0.0058
Cdp	0.0018	0.0014
Cm	-0.1243	-0.1347
Xtr_top	0.2080	0.4597
Xtr_bot	0.4994	0.4432
Y1 [0 ; 8mm]	0.0000	4.5160
Y2 [0 ; 8mm]	0.0000	6.6377
Cdp	<i>Pressure drag coefficient</i>	
Xtr_top	<i>Upper surface transition location (x/c)</i>	
Xtr_bot	<i>Lower surface transition location (x/c)</i>	
Y1,Y2	<i>Actuator displacements (mm)</i>	

TABLEAU E.3 CASE 001, Optimization results.

5.2 Case 004 and Case 006

The optimization for cases 004 and 006 follow the same trend as case 001. The transition location is moved aft of the 40% of the chord length by decreasing the size of the leading edge pressure peak and creating a favourable pressure gradient between the two actuators. Because the angle of attack is greater to that of case 001, the aerodynamic load increases causing more important aero structural effects and increases the size of the bumps. The wall deflections required to create a slope over the upper surface that allows the negative pressure gradient are greater for higher angles of attack (Fig. E9). For the highest lift (case 006), the actuator displacements found by the optimization almost reach the upper limit of the actuator range : 7.5 mm and 7.7mm for a maximum of 8mm (Table E3).

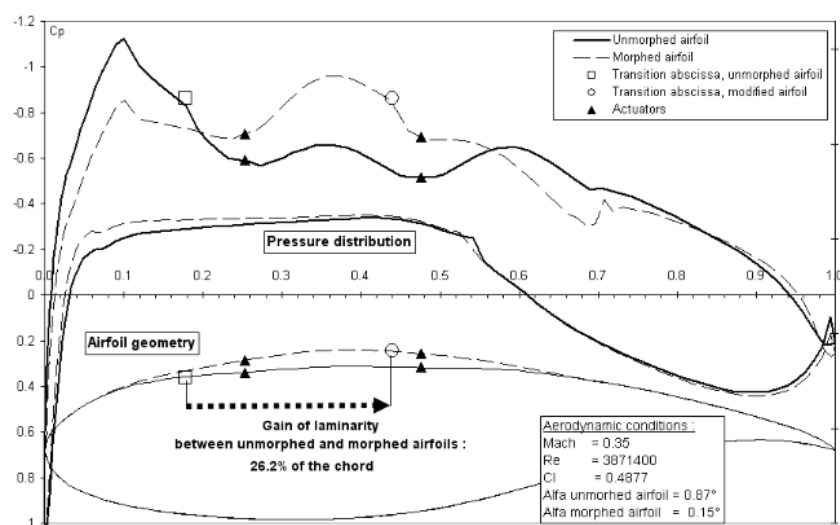


FIGURE E.7 CASE 004, Optimization results : geometry and pressure distribution.

CASE 004			CASE 006		
Mach	0.35		Mach	0.35	
Re	3871400		Re	3871400	
Ncrit	7		Ncrit	7	
	Unmorphed	Morphed		Unmorphed	Morphed
Cl	0.4877	0.4877	Cl	0.6006	0.6006
Alfa	0.8720	0.1550	Alfa	1.8760	1.0430
Cd	0.0074	0.0058	Cd	0.0078	0.0059
Cdp	0.0022	0.0014	Cdp	0.0025	0.0016
Cm	-0.1210	-0.1349	Cm	-0.1183	-0.1342
Xtr_top	0.1784	0.4402	Xtr_top	0.1612	0.4289
Xtr_bot	0.5419	0.5289	Xtr_bot	0.5610	0.5491
Y1 [0 ; 8mm]	0.0000	6.0927	Y1 [0 ; 8mm]	0.0000	7.5081
Y2 [0 ; 8mm]	0.0000	7.3483	Y2 [0 ; 8mm]	0.0000	7.7006

TABLEAU E.4 CASES 004 and 006, Optimization results.

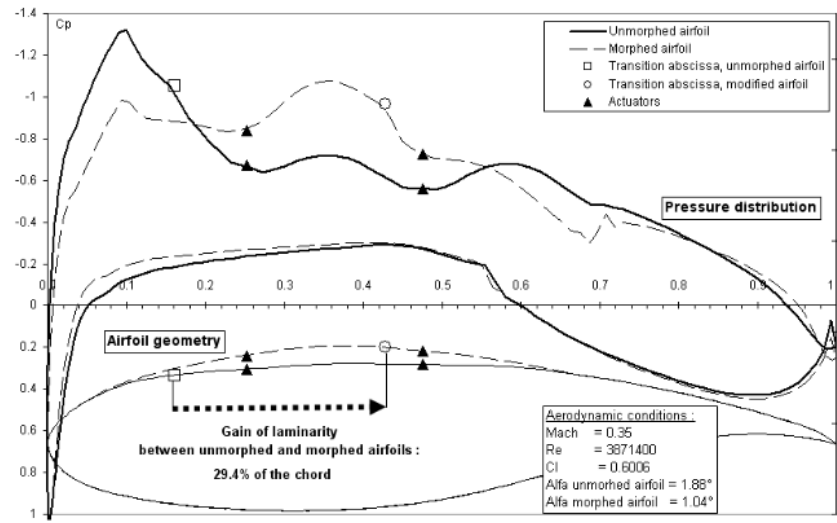


FIGURE E.8 CASE 006, Optimization results : geometry and pressure distribution.

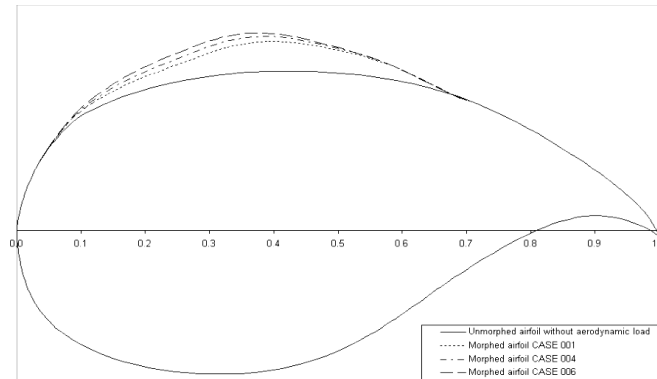


FIGURE E.9 Optimum Shapes Comparison for cases 001, 004 and 006.

6.0 CONCLUSION

The objective of the project was to integrate the numerical aero structural model of a morphing wing system into an aerodynamic optimization. This method, based on a multidisciplinary approach, was able to find optimum solutions for all cases. The optimized morphing wing configurations resulted in a significant augmentation of the laminar run (26% of the chord length) which in turn reduced drag (20%) compared

to the unmorphed wing results. Future work will add a margin quality criterion to the objective function for boundary layer stability improvement.

7.0 ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to thank to Mr George-Henri Simon, Mr Philippe Molaret of Thales Aerospace Division Canada and Mr Eric Laurendeau of Bombardier Aerospace for the initiation, funding and support of this project, to CRIAQ and NSERC for their financial support and to Mr Mamou and Mr Khalid of IAR-NRC for providing airfoil data.

References

1. Eggleston B., Poole R.J.D, Jones, D.J. and Khalid M., "Thick supercritical airfoil with low drag and natural laminar flow," *Journal of Aircraft*, Vol.24, No.6, 1987, pp. 405-411
2. Pagès, L., Trifu, O., Paraschivoiu, I., "Optimized laminar flow control on an airfoil using the adaptable wall technique", *Proc. of the CASI Aero 2007 symposium*, June 2007.
3. Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., and Fischer, C., "Experimental validation of the 3D numerical model for an adaptive laminar wing with flexible extradors", *Proc. of the 18th Int. Conf. on Adaptive Str. and Tech.*, 3-5 Oct. 2007.
4. Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., "Optimised design of an active structure for an experimental morphing laminar wing", submitted to the *Journal of Aerospace Technology and Science*, January 2009.
5. Xfoil 6.94 User Guide, Mark Drela, MIT Aero and Astro Harold Youngren, Aircraft, Inc. 10 dec 2001.