

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAÎTRISE EN GÉNIE, CONCENTRATION PERSONNALISÉE
M.Ing.

PAR
LABIB MICHEL

CONTRÔLE ACTIF DE L'ÉCOULEMENT AUTOUR D'UNE AILE FLEXIBLE

MONTRÉAL, LE 29 AVRIL 2008

© Michel Labib, 2008

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Ruxandra Botez, directrice de mémoire

Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

M. Guy Gauthier, président du jury

Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

M. Adrian Hiliuta, examinateur externe

CMC Électronique

REMERCIEMENTS

Je tiens à adresser mes remerciements et ma gratitude à ma directrice de recherche, Mme Ruxandra Botez, qui a su me guider et se rendre disponible tout au long du projet.

Je tiens à remercier également mes collègues de projet, Andrei Popov, Julien Fays et Laurentiu Birla pour le très bon esprit d'équipe, de collaboration et d'entraide qui a régné pendant le projet. Je remercie également toutes les personnes travaillant au laboratoire pour avoir installé une ambiance agréable durant ce projet.

J'adresse également mes remerciements à ma famille, qui m'a soutenu tout au long de ce projet, et plus particulièrement à Hélène Rivet, ma fiancée, qui a su m'apporter par ses conseils et son attention l'énergie nécessaire afin de mener ce projet à son terme.

CONTRÔLE ACTIF DE L'ÉCOULEMENT AUTOUR D'UNE AILE FLEXIBLE

LABIB, Michel

RÉSUMÉ

L'objectif principal du projet est de concevoir un contrôleur actif de la géométrie d'une aile d'avion dans le tunnel à vent pour optimiser l'écoulement laminaire, et pour bénéficier d'une réduction de la traînée. Les modifications en vol de la géométrie de l'aile permettent de maintenir autant que possible l'écoulement laminaire sur l'extrados de l'aile pendant les différents régimes de vol, conduisant aux économies de kérosène. La réduction de la traînée sur un avion s'obtient par le déplacement vers le bord de fuite de la transition entre l'écoulement laminaire et turbulent. Dans ce mémoire nous regardons le contrôle des sorties suivantes : la position du point de transition, ainsi que le contrôle de la déflexion sur une aile déformable.

Le profil de référence est le profil laminaire WTEA-TE1 sur lequel une peau flexible est placée entre 7% et 65% de la corde. Ce profil de référence est modifié par l'action d'un point de contrôle (situé à 36 % de la corde), où agit un actionneur, créant ainsi une déflexion de -2 cm à +2 cm. Les valeurs du pourcentage de la corde, du nombre de Mach, de l'angle d'attaque et de la déflexion nous permettent de calculer la pression et la position du point de transition à chaque pas de simulation. La distribution de pressions est obtenue par les capteurs optiques situés sur la peau flexible et est envoyée au contrôleur de la géométrie de l'aile. Le contrôleur doit alors déterminer la position du point de transition à partir de la distribution de pressions le long de la corde et donc il doit envoyer la commande adéquate à l'actionneur, afin que le point de transition puisse se déplacer vers le bord de fuite. Les entrées qui varient sont la déflexion et l'angle d'attaque. Le point de transition varie en fonction des variations des deux entrées. Un modèle d'un actionneur à mémoire de forme (AMF) a été créé avec le logiciel Matlab/Simulink. Le défi est de réaliser un contrôle efficace avec la présence de l'AMF dans la boucle fermée, étant donné le caractère fortement non-linéaire de celui-ci. Plusieurs contrôleurs (de type PID, proportionnels ou encore variables) sont donc nécessaires afin de contrôler l'AMF et la boucle de contrôle entière.

Trois simulations ont été menées afin de valider le contrôle. Pendant la première simulation l'angle d'attaque est gardé constant et une succession des déflexions en entrées est réalisée. La deuxième simulation considère plusieurs échelons en entrée pour la déflexion, tout en ajoutant une composante sinusoïdale pour l'angle d'attaque (afin de simuler un régime de croisière). La troisième simulation présente la déflexion et l'angle d'attaque subissant chacun une variation sinusoïdale. Les sorties (la déflexion et la position du point de transition) sont bien contrôlées et les résultats sont satisfaisants.

ACTIVE FLOW CONTROL ON AN AEROELASTIC WING

LABIB, Michel

ABSTRACT

The main objective of the global project is to develop a system for active control of wing airfoil geometry in a wind tunnel in order to allow the drag reduction. In-flight modification of aircraft wing airfoils will make possible the maintenance of laminar flow over the wing as flight regime changes and therefore will allow reductions in fuel consumption. Drag reduction on a wing can be achieved by modifications in the laminar to turbulent flow transition point position, which should move toward the trailing edge of the airfoil wing. As the transition point plays a crucial part in this project, this report focuses on the control of its position on the airfoil, as well as the deflection control on a morphing wing airfoil equipped with actuators and flexible skin.

The reference airfoil is the laminar WTEAT-TE1 airfoil on which a flexible skin is located from 7% to 65% of the chord. This airfoil is modified by use of a single point control (at 36% of the chord), where it is assumed that one actuator acts, thus creating a deflection from -2 cm to +2 cm. The values of the chord percentage, Mach number, angle of attack and deflection allow us to calculate the pressure and the transition point position at each step. A number of pressure coefficients values are collected by use of optical sensors and sent to the controller acting on the wing airfoil. The real time controller should then determine the transition point position only from the pressure coefficient distributions versus the airfoil chord, and send the appropriate command to the actuator so that the transition points can move towards the trailing edge. The inputs that vary are the deflections and the angle of attack. As they both change, the transition point position also moves accordingly. A model of a Shape Memory Alloy (SMA) was built in a Matlab/Simulink environment. The challenge is hence to realize the control with a SMA in the closed loop, as it has a non-linear behaviour. Several controllers, such as a PID (Proportionnal Integrative Derivative) controller, a proportional controller and variable gains (which are functions of deflections) are therefore necessary to control the SMA and the entire closed loop.

Three simulations were carried out to validate the control. During the first simulation, the angle of attack was kept constant and was performed for successive deflections. The second simulation considered different steps for the deflections but added sinusoidal components for the angles of attack. The third simulation has both the angle of attack and the deflection modeled as sinusoidal waves. The outputs (deflection and the transition point position) were well controlled and results were found to be very good.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 MISE EN CONTEXTE.....	5
1.1 Principe de contrôle mis en place	5
1.2 Profils utilisés.....	6
CHAPITRE 2 DETERMINATION DU POINT DE TRANSITION.....	9
2.1 Description des essais dans le tunnel à vent	9
2.2 Considérations théoriques.....	10
2.3 Résultats obtenus pour le profil NACA 4415	16
2.4 Résultats obtenus pour le profil WTEA-TE1.....	19
CHAPITRE 3 CONTRÔLE DE LA DEFLECTION ET DU POINT DE TRANSITION	27
3.1 Contrôle de la boucle fermée	27
3.1.1 Bloc 2 «Détermination de la pression et de la position du point de transition »	28
3.1.2 Bloc 5 « Mise à jour des coefficients de pression et des positions du point de transition ».....	29
3.1.3 Bloc 4 « AMF »	30
3.1.3.1 Détails du bloc 4 «AMF».....	30
3.1.3.2 Principe de fonctionnement d'un contrôleur Proportionnel Intégral Dérivé (PID)	30
3.1.3.3 Le modèle de l'AMF.....	32
3.1.3.4 La méthode de Ziegler – Nichols (ZN).....	34
3.1.3.5 Méthode de contrôle interne de modèle (Internal Model Control - IMC).....	38
3.1.3.6 Comparaison des résultats obtenus avec ces deux méthodes.....	44
3.1.3.7 Amélioration du contrôle	46
3.1.4 Bloc 3 «Contrôleur».....	52
3.2 Résultats et discussions.....	53
3.2.1 Première simulation	53
3.2.1.1 Phase d'initialisation.....	54
3.2.1.2 Première déflexion du profil	55
3.2.1.3 Deuxième déflexion du profil	55
3.2.2 Seconde simulation	56
3.2.2.1 Phase d'initialisation.....	58
3.2.2.2 Première déflexion du profil	58
3.2.2.3 Deuxième déflexion du profil	58
3.2.3 Troisième simulation	59
3.2.3.1 Phase d'initialisation.....	60
3.2.3.2 Après la phase d'initialisation.....	61

CONCLUSION.....	62
ANNEXE I CARACTÉRISTIQUES DES PROFILS MODIFIÉS.....	64
BIBLIOGRAPHIE.....	67

LISTE DES TABLEAUX

		Page
Tableau 1.1	Noms des profils avec les déflexions associées	7
Tableau 2.1	Erreurs relatives des positions du point de transition calculées avec la méthode PCHIP par rapport à leurs positions calculées en Xfoil	24
Tableau 2.2	Erreurs relatives des positions du point de transition calculées avec la méthode spline par rapport à leurs positions calculées en Xfoil.....	25
Tableau 3.1	Caractéristiques des réponses en utilisant la méthode ZN.....	38
Tableau 3.2	Caractéristiques des réponses en utilisant la méthode IMC.....	44
Tableau 3.3	Comparaison des déplacements désirés en utilisant les méthodes ZN et IMC	46
Tableau 3.4	Caractéristiques de la réponse pendant la première simulation	56
Tableau 3.5	Variation du type de profil en fonction de la position du point de transition	56
Tableau 3.6	Caractéristiques des réponses pendant la deuxième simulation	59
Tableau 3.7	Caractéristiques des réponses pendant le troisième type de simulation	61

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Schéma de la boucle fermée du contrôleur.....5
Figure 1.2	Schéma physique de l'aile flexible.....6
Figure 1.3	Profil de référence WTEAT-TE1 et les profils modifiés associés.....7
Figure 2.1	Visualisation de la transition lors d'un essai expérimental sur le profil NACA 4415.....9
Figure 2.2	Distribution des coefficients de pressions et prédiction du point de transition avec le logiciel Xfoil pour le profil NACA 4415 avec $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$11
Figure 2.3	Bulle de séparation laminaire.....12
Figure 2.4	Distribution de C_p sur le profil NACA 4415.14
Figure 2.5	Distribution des coefficients de pression C_p correspondants au profil WTEA-TE1 et aux profils associés pour $M = 0.3$, $Re = 3.36 \cdot 10^6$ et $\alpha = -1^\circ$16
Figure 2.6	Distribution des coefficients de pression C_p aux alentours du point de transition en utilisant les deux méthodes d'interpolation pour le profil NACA 4415, $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$18
Figure 2.7	Deuxième dérivée de la distribution des coefficients de pression C_p en utilisant les deux méthodes d'interpolation pour le profil NACA 4415, pour $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$19
Figure 2.8	Distribution des coefficients de pression C_p sur l'extrados et l'intrados du profil WTEA-TE1 avec le profil WTEA-TE1, pour $\alpha = 0^\circ$, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$20
Figure 2.9	Distribution des coefficients de pression C_p sur l'extrados et l'intrados du profil WTEA-TE1 avec le profil WTEA-TE1, pour $\alpha = 1^\circ$, $M = 0.3$ et $Re = 3 \cdot 36 \cdot 10^6$21
Figure 2.10	$C_{p(x)}$ pour $\alpha = 0^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$22
Figure 2.11	$C_{p(x)}$ pour $\alpha = 1^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$22

Figure 2.12	Deuxième dérivée de $C_{p(x)}$ pour $\alpha = 0^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$	23
Figure 2.13	Deuxième dérivée de $C_{p(x)}$ pour $\alpha = 1^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$	23
Figure 3.1	Rappel de la Figure 1.1 : Schéma de la boucle fermée du contrôleur.	27
Figure 3.2	Détails du bloc 2 : «Détermination des coefficients de pression et de la position du point de transition».....	28
Figure 3.3	Détails du bloc 4 «AMF».....	30
Figure 3.4	Schéma du modèle de l'AMF.....	32
Figure 3.5	Cycle d'un AMF.....	33
Figure 3.6	Déplacement de l'actionneur à mémoire de forme en fonction de la température pour la méthode ZN.....	35
Figure 3.7	Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec la méthode ZN.....	35
Figure 3.8	Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.	37
Figure 3.9	Identification de paramètres avec la méthode IMC.....	39
Figure 3.10	Courant et déplacement de l'AMF obtenus avec la méthode IMC.....	40
Figure 3.11	Déplacement de l'actionneur en fonction de la température par la méthode IMC.	41
Figure 3.12	Déplacement de l'actionneur en fonction du temps par la méthode IMC avec différents τ_c	42
Figure 3.13	Mesure du temps de réponse à 0.5 %.....	43
Figure 3.14	Déplacement de l'actionneur à mémoire de forme en fonction du temps avec les méthodes ZN et IMC.....	45
Figure 3.15	Algorithme d'amélioration du contrôle de l'AMF.....	46
Figure 3.16	Déplacement de l'actionneur en fonction de la température avec le nouvel algorithme.	47
Figure 3.17	Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec le nouvel algorithme.	47
Figure 3.18	Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.	48

Figure 3.19	Déplacement de l'actionneur en fonction de la température avec l'amélioration de l'algorithme.....	49
Figure 3.20	Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec l'amélioration de l'algorithme.	50
Figure 3.21	Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.	51
Figure 3.22	Détails du bloc 4 «Contrôleur».	52
Figure 3.23	Résultats du premier type de simulation.....	54
Figure 3.24	Deuxième type de simulation.....	57
Figure 3.25	Troisième type de simulation.....	60

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

A	Ampère
AMF	Actionneur à Mémoire de Forme
c	Corde de l'aile
C_d	Coefficient de trainée
CFD	Computational Fluid Dynamics
C_l	Coefficient de portance
C_p	Coefficient de pression
F	Force appliqué sur l'AMF
FBG	Réseaux de Bragg
i	Courant dans l'AMF
IMC	Internal Model Control – Contrôle Interne de Modèle
$^{\circ}K$	Kelvin
K	Gain statique du PID
K_c	Gain critique du PID
K_d	Gain dérivé du PID
K_i	Gain intégral du PID
K_p	Gain proportionnel du PID
M	Nombre de Mach
N_{crit}	Valeur critique de l'amplification de la turbulence
p	Pression statique
$PCHIP$	Piecewise Cubic Hermite Interpolating Polynomial
PID	Contrôleur Proportionnel Intégral Dérivé
q	Pression dynamique
Re	Nombre de Reynolds
T_c	Période critique du modèle de l'AMF
TF	Fonction de transfert
T_i	Température initiale dans l'AMF
U_{∞}	Vitesse de l'air

x	Distance depuis le bord d'attaque de l'aile
X_{EXT}	Position du point de transition sur l'extrados
ZN	Ziegler et Nichols
α	Angle d'attaque
ρ	Densité de l'air
τ	Niveau de turbulence
τ_c	Retard causé par le contrôleur PID agissant sur le modèle de l'AMF
τ_1	Temps de retard intrinsèque au contrôleur PID agissant sur le modèle de l'AMF
τ_2	Temps de retard intrinsèque au contrôleur PID agissant sur le modèle de l'AMF
θ	Temps mort du PID agissant sur le contrôleur

INTRODUCTION

Étant donné la raréfaction des énergies fossiles, l'augmentation du prix du kérosène devient une préoccupation majeure pour les compagnies aériennes. La lutte contre le réchauffement climatique et l'augmentation des coûts d'exploitation représentent un enjeu grandissant pour l'industrie de l'aéronautique. Une solution possible est de réduire la consommation de kérosène des avions, c'est-à-dire de diminuer la force de trainée en concevant des ailes d'avion au design optimal. Pour atteindre cet objectif, il faudrait obtenir une prépondérance de l'écoulement laminaire sur l'aile, ce qui revient en fait à déplacer vers le bord de fuite le point de transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent.

Deux axes de recherche bibliographique ont été réalisés : le premier axe concerne la littérature existante sur l'amélioration de l'écoulement laminaire, et le deuxième axe concerne les techniques de contrôle d'une aile déformable avec des actionneurs à mémoire de forme.

Techniques d'amélioration de l'écoulement laminaire

La technologie des ailes déformables peut être implémentée principalement suivant deux échelles :

- à grande échelle par l'utilisation d'ailerons, aérofreins, etc...
- à plus petite échelle par le contrôle de la couche limite.

Bien que la perspective de concevoir des ailes déformables sur des avions commerciaux et militaires soit à l'heure actuelle hypothétique, plusieurs recherches dans ce domaine ont été conduites, plus particulièrement au niveau du contrôle de la couche limite, comme le souligne Jacob *et al* (1998).

Plusieurs auteurs ont étudié cette problématique, tant du point théorique qu'expérimental. De cette manière, plusieurs techniques d'optimisation de la géométrie d'une aile ont été conçues. Cependant, l'implémentation au sein de la structure complète de l'avion n'a pas encore vu le jour, d'après Jacob *et al* (1998), Driver *et al* (2006) et Zingg *et al* (2006). L'objectif principal

du contrôle de la couche limite est de réduire la traînée en modifiant la position de la transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent sur l'extrados de l'aile, pour des conditions opérationnelles diverses (nombre de Mach, nombre de Reynolds, angles d'attaque).

Bien que des avancées aient été faites pour le développement des profils d'ailes laminaires, il y a plusieurs problèmes qui requièrent des attentions particulières afin que de futures améliorations soient réalisées dans le développement d'ailes ayant de l'écoulement laminaire sur une grande partie de sa surface. Un problème important est la formation et le comportement de la bulle de séparation laminaire, présent aux petits nombres de Reynolds. Cette bulle de séparation laminaire joue un rôle important dans la caractérisation de la couche limite et dans le décrochage de l'aile. L'étude théorique (faite par Arena *et al* (1980), Khrabov *et al* (2004) et Khrabov *et al* (2006)) et expérimentale (O'Meara *et al* (1987)) du décollement de la couche limite et son rattachement (créant alors un écoulement turbulent) a été réalisée afin de prédire et comprendre ce phénomène complexe. Un très bon outil est le logiciel Xfoil développé par Derla *et al* (1987 et 2003), qui est un logiciel de calcul de la couche limite. Ce logiciel utilise la méthode e^N pour le calcul du point de transition, couplée avec une méthode de résolution de l'écoulement visqueux/non visqueux. Les formes optimales des profils sont représentées avec des équations paramétriques.

Une méthode d'amélioration de l'écoulement laminaire consiste en la modification du profil de l'aile en faisant varier la taille d'une bosse présente sur le profil, à une fréquence donnée. Munday *et al* (2002) ont utilisé des actionneurs piézoélectriques pour augmenter ou diminuer la taille de cette bosse sur l'extrados. Un tunnel à vent a été utilisé pour déterminer le déplacement de la position du point de transition. L'apparition de l'écoulement turbulent a été retardée et le coefficient de portance a été augmenté par 7%. Le contrôle actif de l'écoulement a été réalisé par la modification de la géométrie de l'aile.

Une autre méthode a utilisé la modification de la géométrie de l'aile, en installant et en optimisant une bosse sur l'extrados de l'aile pour améliorer le contrôle de l'onde de choc en

régime transsonique (Wadehn *et al* (2002)). L'optimisation de la bosse a fourni une réduction de 70 % de la résistance de frottement et une réduction de 15 % de la force de traînée totale sur l'aile. Comme l'optimisation de la bosse a demandé un grand nombre d'itérations lors de l'analyse numérique aérodynamique, un code Euler 2-D avec une correction de la couche limite a été choisi afin de diminuer le temps de calcul.

Sobieczky and Geissler (1999) ont simulé le comportement d'une aile dans la configuration suivante : présence d'une bosse au bord d'attaque et une autre présence au bord de fuite sur l'extrados, pour des nombres de Mach allant de 0.72 à 0.77. Les résultats ont montré une réduction de la traînée de 10 %.

Une autre méthode a consisté dans la modification de la courbure du bord d'attaque et du bord de fuite. Martins and Catalano (2003) ont étudié la réduction de la traînée avec cette méthode sur une aile de la compagnie Embraer. La méthode des panneaux, faite avec une correction de la couche limite, a été utilisée. La position du point de transition s'était déplacée à 40 % de la corde, au lieu de 10 % initialement, et la résistance de frottement a été réduite de 24 %.

Powers *et al* (1997) ont réalisé plusieurs essais en vol au NASA Dryden Flight Research Center sur un avion F-111. Ces résultats ont montré un accroissement du coefficient de portance lorsque la géométrie de l'aile a été modifiée.

Techniques de contrôle d'une aile déformable avec un actionneur à mémoire de forme

Des réseaux de Bragg (FBG) ont été utilisés pour mesurer la contrainte dynamique dans une aile pendant les essais en tunnel à vent (Lee-Jung *et al* (2003)). Deux FBG ont été encastres dans la peau de l'aile. Le système de capteurs FBG incluait une fibre laser avec un indicateur de longueur d'onde et un module de traitement rapide des signaux. La cohérence parmi les trois types de capteurs installés dans l'aile (capteurs FBG, électriques et piézoélectriques) a été confirmée par les bancs d'essais. Les capteurs optiques ont eu une excellente résolution temporelle et ont été capables de détecter une fréquence de réponse allant jusqu'à 100 Hz.

Deux ailes (une aile conventionnelle et une aile contenant des actionneurs intelligents) ont été conçues et construites au Centre de Recherche NASA Langley. Deux séries de tests ont été conduits afin d'évaluer les avantages des concepts d'actionneurs intelligents. L'objectif clé était d'identifier et de réduire les risques lors de l'intégration des actionneurs intelligents dans un avion actuel. Les résultats de ces essais ont montré un comportement des actionneurs à mémoire de forme conforme au cahier des charges préalablement établi (Martin *et al* (1999)).

CHAPITRE 1

MISE EN CONTEXTE

1.1 Principe de contrôle mis en place

Dans ce chapitre sont présentés les aspects de design d'un contrôleur de l'écoulement laminaire sur une aile équipée d'une peau flexible (localisée entre 7 % et 65 % de la corde du profil), et d'un actionneur à mémoire de forme (AMF). La Figure 1.1 présente le schéma de la boucle fermée de contrôle, tandis que la Figure 1.2 présente le schéma physique du système de changement de géométrie de l'aile.

Pour plusieurs nombres de Mach M , angles d'attaque α et de nombres de Reynolds Re (bloc 1 sur la Figure 1.1), l'extrados est modifié avec l'aide d'un actionneur localisé à 36 % de la corde, et sa déflexion (qui est une entrée de design du système) correspondante est obtenue. La position du point de transition est obtenue à partir de la détection d'une augmentation soudaine de pression par notre algorithme (Popov *et al* (2008)) situé dans le bloc 2 de la Figure 1.1.

Le contrôleur (bloc 3 sur la Figure 1.1) envoie une commande à l'actionneur à mémoire de forme (bloc 4 sur la Figure 1.1) localisé sur la peau flexible afin de changer la géométrie du profil. En conséquence, la zone d'écoulement laminaire devient plus prépondérante que la zone d'écoulement turbulent sur l'extrados de l'aile. La force de trainée est ainsi réduite, ce qui permet de diminuer la consommation de kérosène. La boucle fermée est détaillée sur la Figure 1.1 :

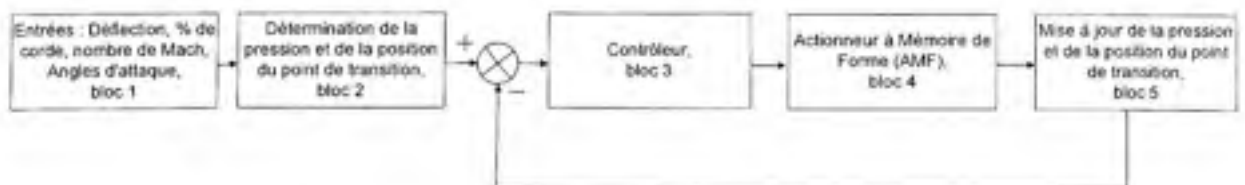


Figure 1.1 Schéma de la boucle fermée du contrôleur.

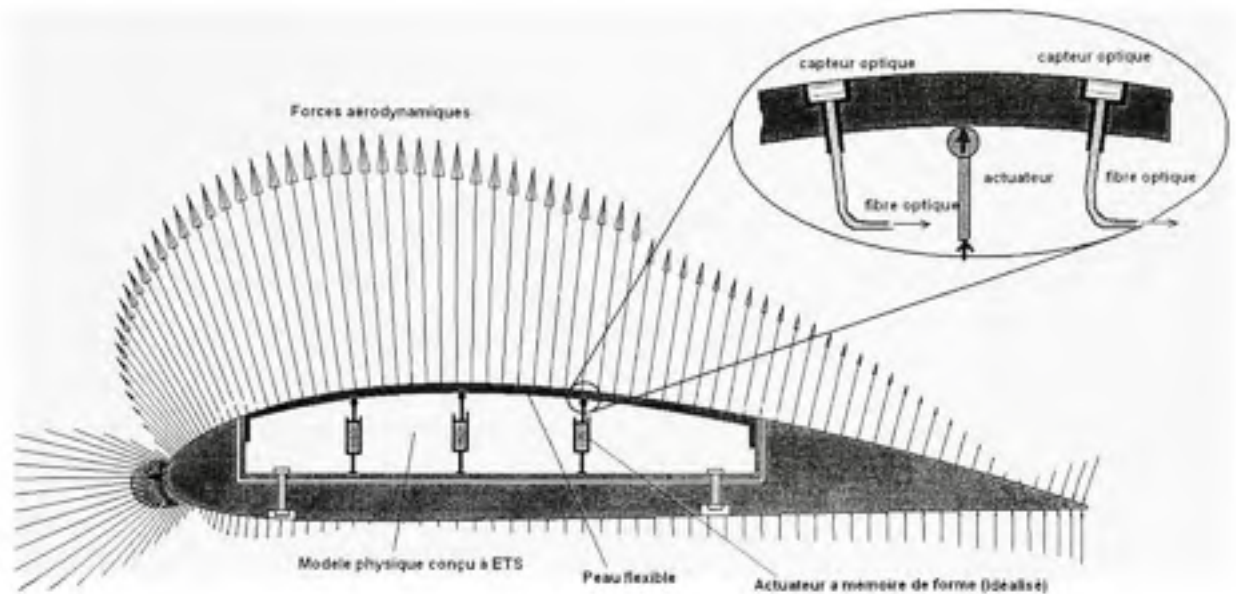


Figure 1.2 *Schéma physique de l'aile flexible.*

Les profils de référence ici considérés sont le profil laminaire WTEAT-TE1 et le profil NACA 4415, avec une corde de 50 cms. Les coordonnées du profil et les données (portance, traînée, coefficients de pression et position du point de transition en fonction de la corde) ont été validées numériquement et expérimentalement au Centre National de Recherches du Canada (CNRC).

1.2 Profils utilisés

Le profil de référence est modifié par l'utilisation d'un point de contrôle localisé à 36 % de la corde, c'est-à-dire à l'endroit où l'actionneur agit, créant ainsi des déflexions de -2 cm à + 2 cm sur l'extrados de l'aile. Dix-sept différents profils sont ainsi obtenus et peuvent être visualisés ci-dessous sur la Figure 1.3:

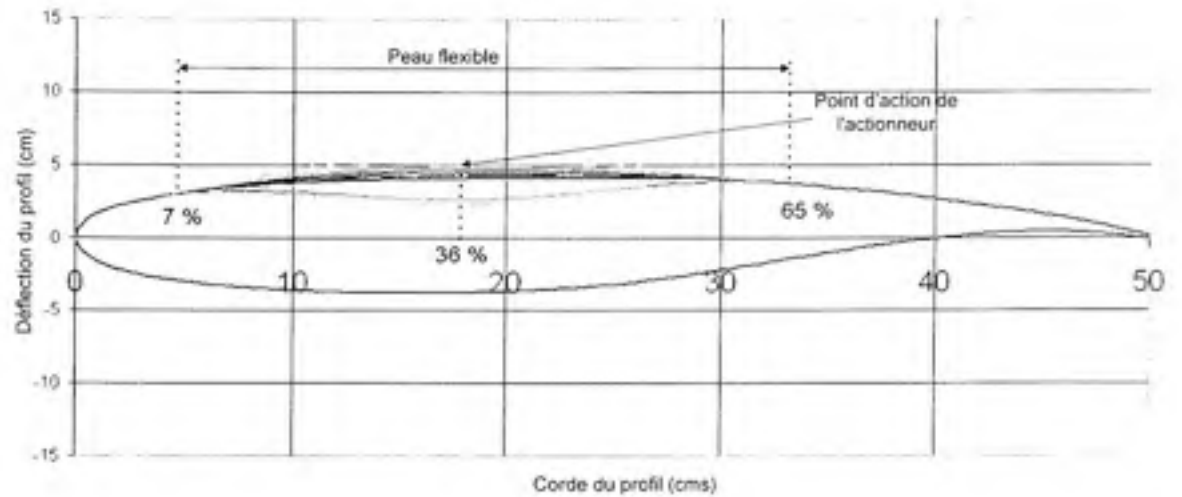


Figure 1.3 Profil de référence WTEAT-TE1 et les profils modifiés associés.

L'équipe de LAMSI (Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents) de l'École de technologie supérieure, nous a fourni les coordonnées des profils modifiés (Figure 1.3). VARAA est le nom de la série de profils modifiés obtenus et créés à partir du profil laminaire de base, le WTEAT-TE1. Voici la nomenclature :

Tableau 1.1

Noms des profils avec les déflexions associées

Nom du profil	varaa-3	varaa-2	varaa-1	varaa1	varaa2	varaa3	varaa4	varaa5
Déflexion (millimètres)	+20	+16	+10	+8	+5	+3	+1.5	+0.5

Nom du profil	varaa6	varaa7	varaa8	varaa9	varaa10	varaa11	varaa12	varaa13
Déflexion (millimètres)	-0.5	-1.5	-3	-5	-8	-10	-16	-20

Il y a donc le profil de base et 16 profils modifiés à partir du profil de base. La simulation et la validation du contrôleur sont réalisées pour les conditions d'écoulement suivantes : angles d'attaque $\alpha = -2^\circ$ à $+2^\circ$, nombres de Reynolds $Re = 2.29 \cdot 10^6$ et nombres de Mach $M = 0.2$.

Ces conditions correspondent à un régime de croisière subsonique pour des petits angles d'attaque. Il est considéré qu'un seul actionneur agit à 36 % de la corde, afin de créer une déflexion sur le profil de l'aile et de modifier la forme de l'extrados du profil.

CHAPITRE 2

DETERMINATION DU POINT DE TRANSITION

Il est nécessaire de déterminer la position du point de transition afin de réaliser le contrôleur de la boucle fermée. Dans ce chapitre, nous allons présenter la façon dont nous pouvons estimer la position du point de transition. Le contrôle de la boucle fermée sera présenté au chapitre 3.

2.1 Description des essais dans le tunnel à vent

Le tunnel à vent, utilisé dans cette expérience, est celui du CNRC-IRA (Centre National de Recherche du Canada – Institut de Recherches Aéronautiques). Il s'agit d'un tunnel à vent de type subsonique de dimensions 2 m * 3 m, et ayant une vitesse maximale du vent de 140 m/s ($M = 0.41$) et le niveau de turbulence de 0.16 %.

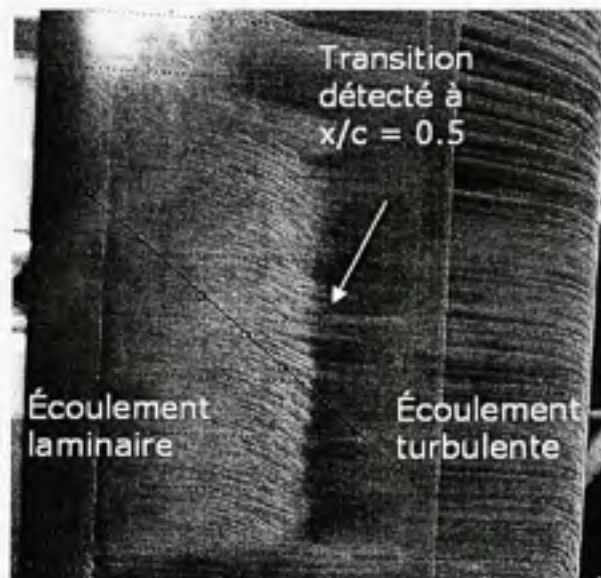


Figure 2.1 *Visualisation de la transition lors d'un essai expérimental sur le profil NACA 4415.*

Le modèle d'aile utilisé a la corde de 0.5 m et l'envergure de 1.2 m. Le profil WTEA est un profil optimisé pour un écoulement laminaire en régime transsonique (le nombre de Mach entre 0.75 et 0.80), mais dû aux limitations du tunnel à vent utilisé, le nombre de Mach se situe plutôt entre 0.2 et 0.4. Les différences dans les valeurs du nombre de Mach sont prises en compte dans les simulations effectuées sous Xfoil. Les distributions de pressions (en fonction de la corde) en Xfoil se sont avérées être les mêmes que ceux obtenus expérimentalement dans le tunnel à vent en régime transsonique. Dans ce chapitre, nous comparons uniquement les résultats obtenus en Xfoil par rapport à ceux obtenus avec les codes d'interpolation développés au LARCASE en Matlab.

2.2 Considérations théoriques

Les résultats obtenus dans le tunnel à vent ont aussi été obtenus avec le code Xfoil, qui utilise la méthode e^N pour le calcul du point de transition, couplée avec une méthode de résolution d'écoulement visqueux/non visqueux (Derla *et al* (1987 et 2003)). Le nombre N_{crit} introduit dans le code Xfoil a été calculé en utilisant la corrélation de Mack (Derla (2003)) :

$$N_{crit} = -8.43 - \ln \tau \quad (2.1)$$

où τ représente le niveau de turbulence et N_{crit} représente la valeur critique de l'amplification de la turbulence.

Sur la Figure 2.2, la distribution des coefficients de pression et la prédiction de la position du point de transition sont montrés pour le profil NACA 4415 pour le cas de vol exprimé par le nombre de Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$, le nombre de Mach $M = 0.191$ et l'angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$.

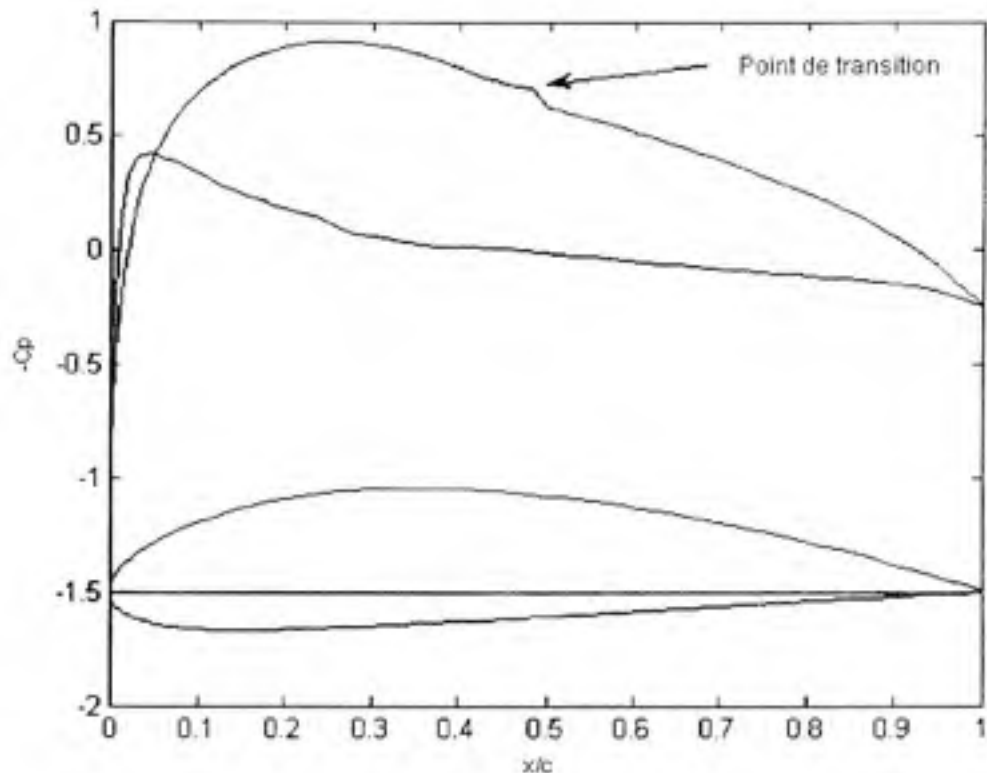


Figure 2.2 *Distribution des coefficients de pressions et prédiction du point de transition avec le logiciel Xfoil pour le profil NACA 4415 avec $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$.*

La Figure 2.2 a été tracée à l'aide du code Xfoil. Il a été observé que la transition se produisait quand il y avait un accroissement soudain de la pression dans la couche limite. Plus précisément, sur la Figure 2.2 ayant en ordonnée $-C_p$, l'augmentation de pression a été caractérisée par une brusque chute dans la courbe tracée. Cette augmentation de pression a été expliquée par Galbraith and Coton (1990) par une séparation de la bulle apparaissant dans la couche limite. Cette séparation de la bulle apparaissant aux faibles nombres de Reynolds a été étudiée en détails par Arena (1980) et O'Meara *et al* (1987). Un gradient adverse de pression dans l'écoulement au bord d'attaque a causé la séparation de la couche limite aux faibles nombres de Reynolds. Ceci a provoqué un phénomène de cisaillement qui a créé la transition vers la turbulence, alors le rattachement de la couche limite est devenu turbulent. La région délimitée en amont et en aval par la séparation laminaire et par le rattachement turbulent est appelé bulle de séparation laminaire. Dans le cas où le nombre de Reynolds

augmente (de $5 \cdot 10^5$ à 10^7), la bulle de séparation laminaire se déplace vers le bord d'attaque et devient plus petite. La bulle de séparation laminaire, la transition et le rattachement turbulent se produisent sur un petit pourcentage de corde. Dans le cas où le nombre de Reynolds augmente encore, la couche limite laminaire subit la transition avant le phénomène de séparation et la bulle disparaît. Ce phénomène est typique pour les avions de transports commerciaux, pour des nombres de Reynolds de l'ordre de 10^7 (Galbraith *et al* (1990)).

Dans le cadre de notre projet, nous considérons un nombre de Reynolds moyen ($2-4 \cdot 10^6$) avec une couche limite laminaire. Cependant, la couche limite laminaire est très sensible aux gradients adverses de pression et tend à se séparer plus tôt qu'une couche limite turbulente. De cette manière, dans un contexte aérodynamique classique où le gradient de pression passe de favorable à adverse, une région d'écoulement laminaire se termine typiquement avec une bulle de séparation laminaire peu de temps après que l'écoulement rencontre le gradient adverse de pression, selon Rist et Augustin (2006). Le principe de base d'une bulle de séparation laminaire est montré sur la Figure 2.3. La couche limite laminaire se sépare de la paroi au point *S*, la transition vers la turbulence se produit au point *T*, et l'écoulement turbulent se rattache au point *R*. Ce rattachement se produit par l'augmentation du moment (normal à la paroi) créée par les tourbillons.

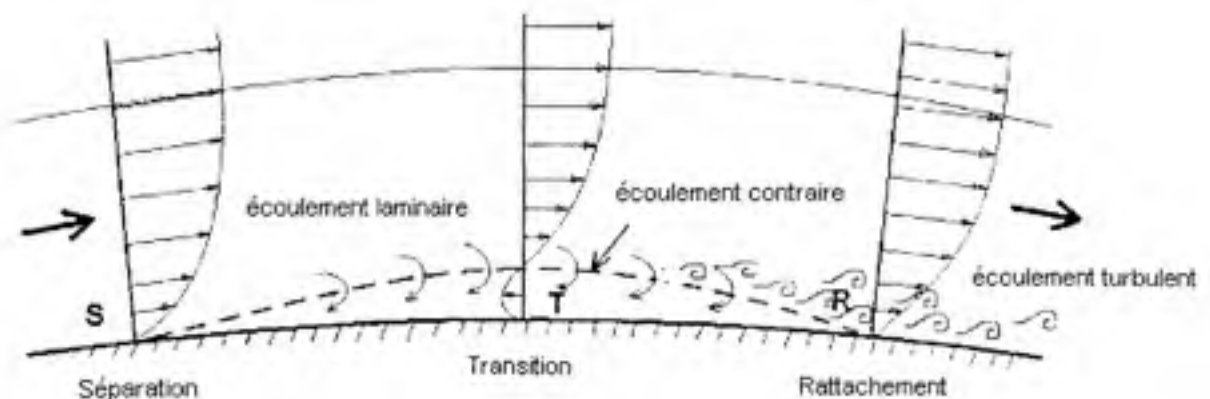


Figure 2.3 *Bulle de séparation laminaire.*

Le processus de rattachement peut être dû à un point turbulent qui se propage dans la couche limite. Le processus de transition actuel commence par une amplification de petites perturbations, qui sont déjà présentes dans l'écoulement en amont ou qui sont intégrés dans l'écoulement via un phénomène appelé «réceptivité». Une fois que ces perturbations sont assez grandes, de plus hautes fréquences apparaissent et alors la couche limite se désintègre en des structures de tailles différentes (Rist *et al* (2006)). Manou *et al* (2006) ont développé une étude détaillée sur le processus de transition en utilisant des méthodes de la dynamique computationnelle des fluides (en anglais : Computational Fluid Dynamics - CFD).

Le point de transition se situe quelque part entre le détachement de la couche limite et le rattachement turbulent qui s'en suit. Plusieurs méthodes semi-empiriques ont été développées pour déterminer la position du point de transition. La méthode la plus utilisée est la méthode e^N , qui est d'ailleurs utilisée dans le code Xfoil (Derla (2003)). Cette méthode est basée sur des observations expérimentales et sur la théorie de la stabilité linéaire, et elle indique que la transition se produit lorsque le ratio d'amplification d'une petite perturbation dans la couche limite laminaire atteint une amplification de facteur $e^9 \approx 8100$ (Derla *et al* (1987)). La Figure 2.4 montre la distribution des coefficients de pression obtenus en utilisant le code Xfoil pour le profil de référence NACA 4415 avec $M = 0.3$, $Re = 3 \cdot 10^6$ et plusieurs angles d'attaque. La séparation laminaire, la transition et le rattachement turbulent sont montrés sur les courbes des coefficients de pression C_p .

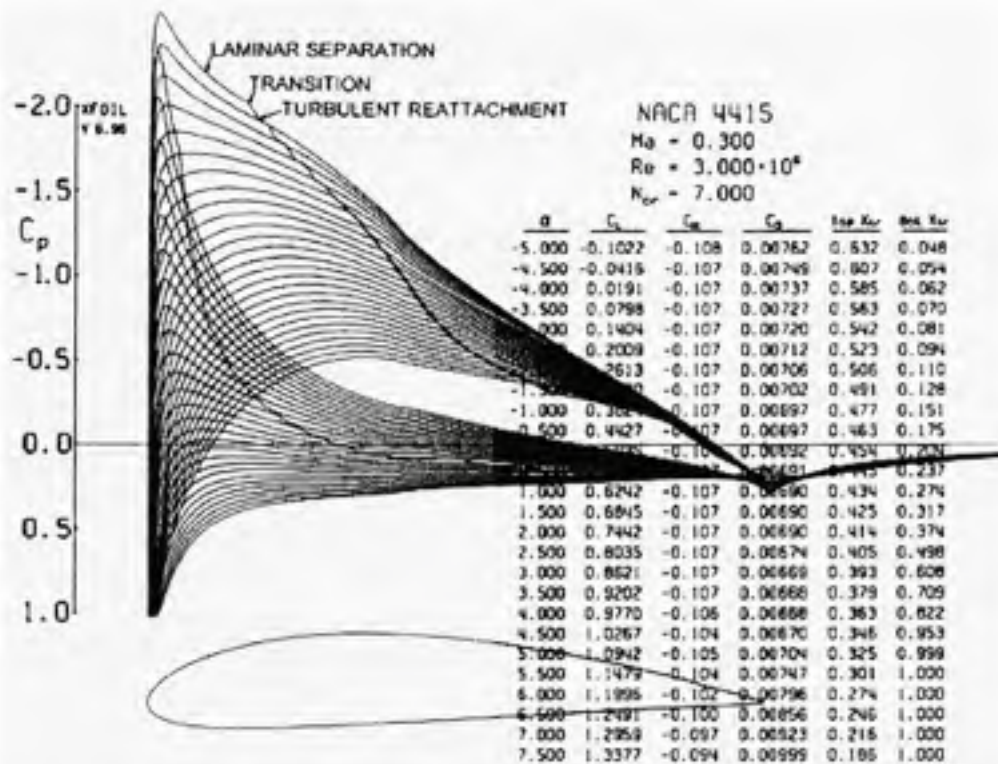


Figure 2.4 Distribution de C_p sur le profil NACA 4415.

La position du point de transition peut être détectée sur la Figure 2.3 en étant le point caractérisé par un très grand gradient de pression, ce qui peut se traduire par l'équation suivante (Arena *et al* (1980)):

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (2.2)$$

où ρ est la densité de l'air, t est le temps, x et y sont les axes de l'écoulement, u est la vitesse de l'écoulement selon x , v est la vitesse de l'écoulement selon y et p est la pression statique.

La viscosité du fluide impose une condition limite à la surface du profil, qui est $u = v = \theta$ à $y = 0$. De cette manière, l'équation (2.2) peut s'écrire maintenant comme suit :

$$\mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} = \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2.3)$$

Lorsque le gradient est positif, l'écoulement décélère jusqu'à ce qu'il devient contraire, nous parlons alors de l'écoulement contraire. Seulement en amont du point de séparation, identifié

par $\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = 0$, la ligne d'écoulement proche de la surface, montré sur la Figure 2.3,

présente une grande courbure. Cette courbure est associée à un grand gradient de pression normal à la surface. La ligne d'écoulement peut s'orienter vers l'arrière et ainsi former une couche limite turbulente.

La méthode proposée dans ce projet est basée sur la position du point de transition, définie en

étant le point où la vitesse de courbure de la ligne d'écoulement $\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right)_{y=0}$ est maximale

selon l'axe des x , ce qui correspond à sa première dérivée par rapport à x . Afin d'obtenir le

maximum de cette équation $\frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right)_{y=0}$, nous dérivons l'équation (2.2) par rapport à x et

nous obtenons l'équation (2.4).

Cette équation nous montre que la première dérivée correspond à la deuxième dérivée de la pression selon x , qui doit être un maximum :

$$\mu \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} = \frac{\partial^2 p}{\partial x^2} \quad (2.4)$$

Le maximum de la deuxième dérivée de la pression correspond au maximum de courbure de la pression, qui est associée avec le début de la transition.

Une base de données CFD utilisée par le contrôleur a été créée. Elle a été construite à l'aide du code CFD Xfoil pour plusieurs conditions d'écoulements. Cette base de données consiste en une collection des profils d'ailes, avec leurs distributions de pressions C_p en fonction de la corde, et leurs positions des points de transition. La Figure 2.5 montre la base de données

CFD avec plusieurs distributions de pressions pour le profil de référence WTEA-TE1 et leurs profils modifiés associés.

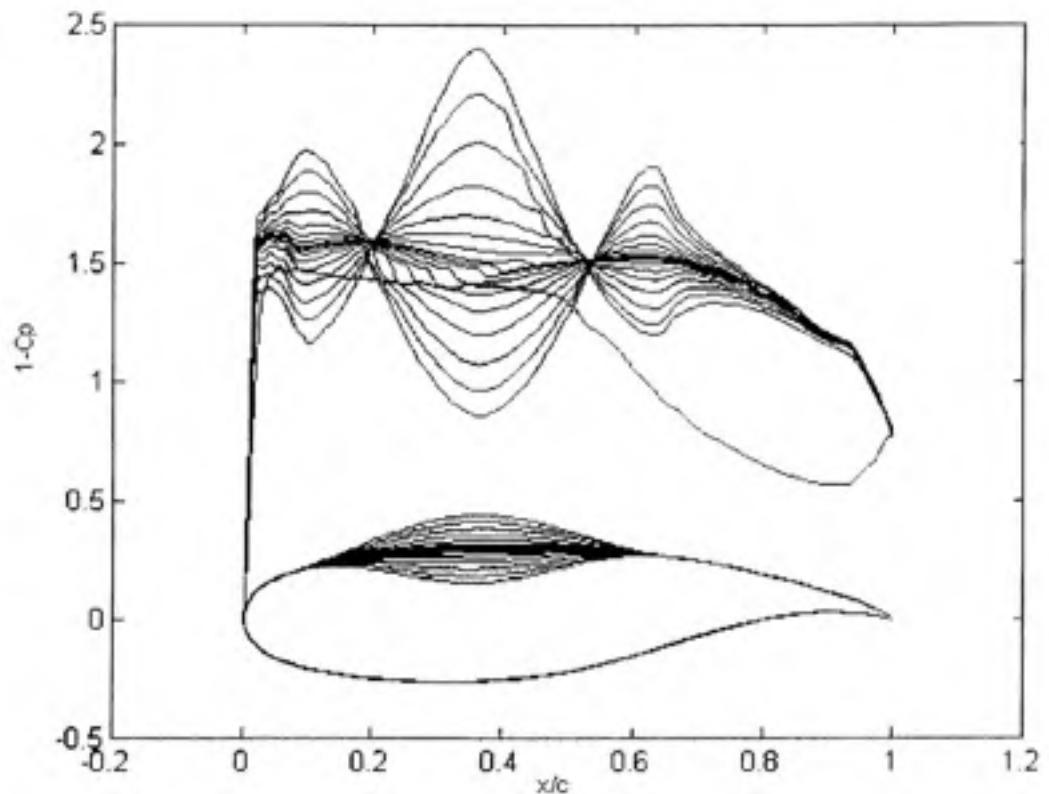


Figure 2.5 *Distribution des coefficients de pression C_p correspondants au profil WTEA-TE1 et aux profils associés pour $M = 0.3$, $Re = 3.36 \cdot 10^6$ et $\alpha = -1^\circ$.*

Le profil de référence est modifié (au dessus et en dessous de l'extrados) avec un point de contrôle (correspondant à la position de l'actionneur) localisé à 36 % de la corde. Ainsi, 16 nouveaux profils sont créés, ayant des déflexions aussi bien positives que négatives par rapport au profil de référence.

2.3 Résultats obtenus pour le profil NACA 4415

Dans cette partie, les résultats obtenus en utilisant le profil NACA 4415 sont présentés. Le code Xfoil a été utilisé pour simuler le comportement du profil à une vitesse de 65 m/s

(correspondant à $M = 0.191$), un nombre de Reynolds de $Re = 2 \cdot 10^6$, à une température de $T = 15^\circ\text{C}$ et une corde de 0.4572 m ($= 1.5 \text{ pi}$). Afin de déterminer la deuxième dérivée de la distribution des coefficients de pression C_p , deux méthodes d'interpolation sont utilisées : spline et PCHIP (Piecewise Cubic Hermite Interpolating Polynomial, Fritsch *et al* (1980)).

La méthode PCHIP trouve la fonction d'interpolation $p(x)$ en tout point intermédiaire de l'intervalle $x_k \leq x \leq x_{k+1}$. Cette fonction $p(x)$ interpole entre les valeurs, et sa première dérivée est continue. La dérivée seconde $p''(x)$ peut être discontinue, étant donné qu'il peut y avoir des sauts au niveau des points x_k . Les pentes dans ces points sont choisies de telle façon que la fonction $p(x)$ préserve l'allure des données et respecte sa monotonie, ce qui signifie que sur l'intervalle où les données sont monotones ou ont un extrême local, $p(x)$ sera de même monotone ou aura un extrême local.

La méthode de spline effectue l'interpolation d'une manière assez semblable à la méthode PCHIP. Avec la méthode spline, les pentes au niveau des x_k sont choisies différemment, de telle sorte que la deuxième dérivée reste continue, ce qui donne donc des allures de courbes plus homogènes. La méthode spline produit des résultats plus précis si les données sont homogènes, tandis que la méthode PCHIP n'a pas de dépassements et crée moins d'oscillations si les données ne sont pas homogènes. La distribution des pressions au niveau du point de transition est caractérisée par un soudain accroissement de la courbe. La méthode PCHIP semble être meilleure que la méthode spline.

La Figure 2.6 montre la distribution des coefficients pressions C_p interpolée au voisinage du point de transition en utilisant les deux méthodes préalablement présentées pour le cas de vol exprimé par $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$, comme suit :

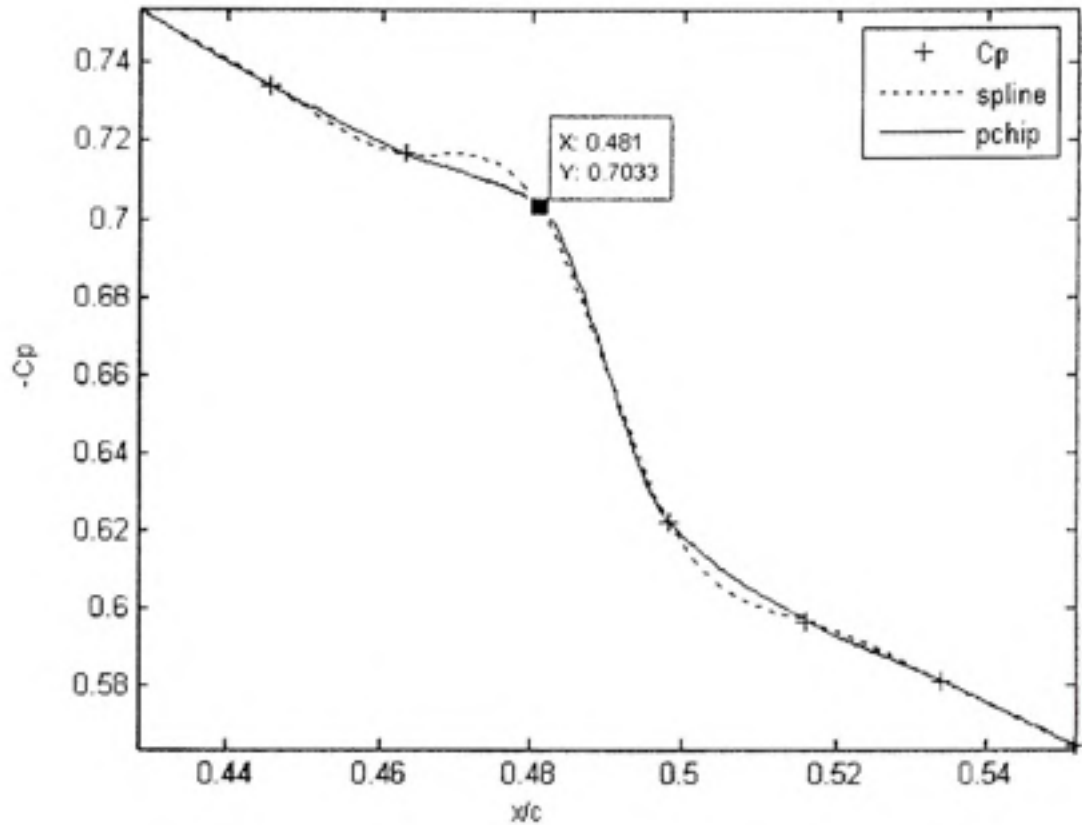


Figure 2.6 *Distribution des coefficients de pression C_p aux alentours du point de transition en utilisant les deux méthodes d'interpolation pour le profil NACA 4415, $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$.*

La Figure 2.6 indique effectivement que le changement de pression au voisinage du point de transition est mieux interpolé par la méthode PCHIP que la méthode Spline. La Figure 2.7 illustre la deuxième dérivée de la distribution de C_p , et donc la valeur maximale de cette deuxième dérivée (équivalente à la valeur minimale de moins la deuxième dérivée de C_p) pour les deux méthodes d'interpolation :

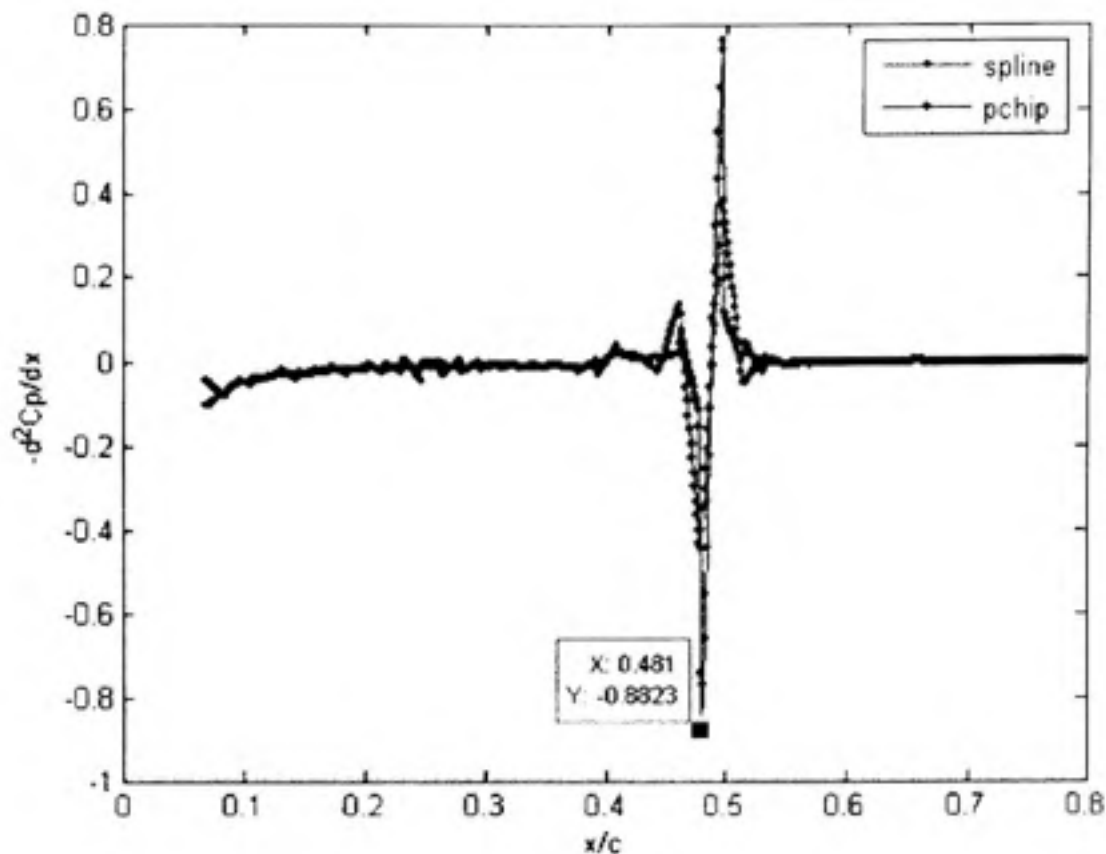


Figure 2.7 Deuxième dérivée de la distribution des coefficients de pression C_p en utilisant les deux méthodes d'interpolation pour le profil NACA 4415, pour $M = 0.191$, $Re = 2 \cdot 10^6$ et $\alpha = 0^\circ$.

Les positions des points de transition trouvées avec les deux méthodes d'interpolation sont situées à 0.06 % (par la méthode PCHIP) et 0.04 % (par la méthode spline) des valeurs obtenues avec le code Xfoil, ce qui suggère une bonne estimation de la détermination du point de transition.

2.4 Résultats obtenus pour le profil WTEA-TE1

Les deux méthodes d'interpolation présentées précédemment ont été appliquées aux 17 profils modifiés à partir du profil de référence WTEA-TE1 (la notation TE1 signifie que le profil possède un bord de fuite abrupt). Les conditions de simulation sont les suivantes : $M =$

0.3, $Re = 3.36 \cdot 10^6$ et $T = 15^\circ\text{C}$. Les valeurs des déflexions des profils au point de contrôle (36 % de la corde) sont les suivantes : ± 20 mm, ± 16 mm, ± 12 mm, ± 8 mm, ± 5 mm, ± 3 mm, ± 1.5 mm, ± 0.5 mm et 0 mm, avec une corde égale à 50 cms. L'angle d'attaque a été fixé aux valeurs suivantes : -2, -1, 0, 1 et 2 degrés. Nous avons donc obtenu un total de 85 cas (5 angles d'attaque multipliés par 17 déflexions de profils) obtenus et pour lesquels le point de transition a été calculé.

La distribution de pressions C_p du profil WTEA-TE1, calculée à l'aide du code Xfoil, est montrée sur la Figure 2.8 pour $\alpha = 0^\circ$ et sur la Figure 2.9 pour $\alpha = 1^\circ$.

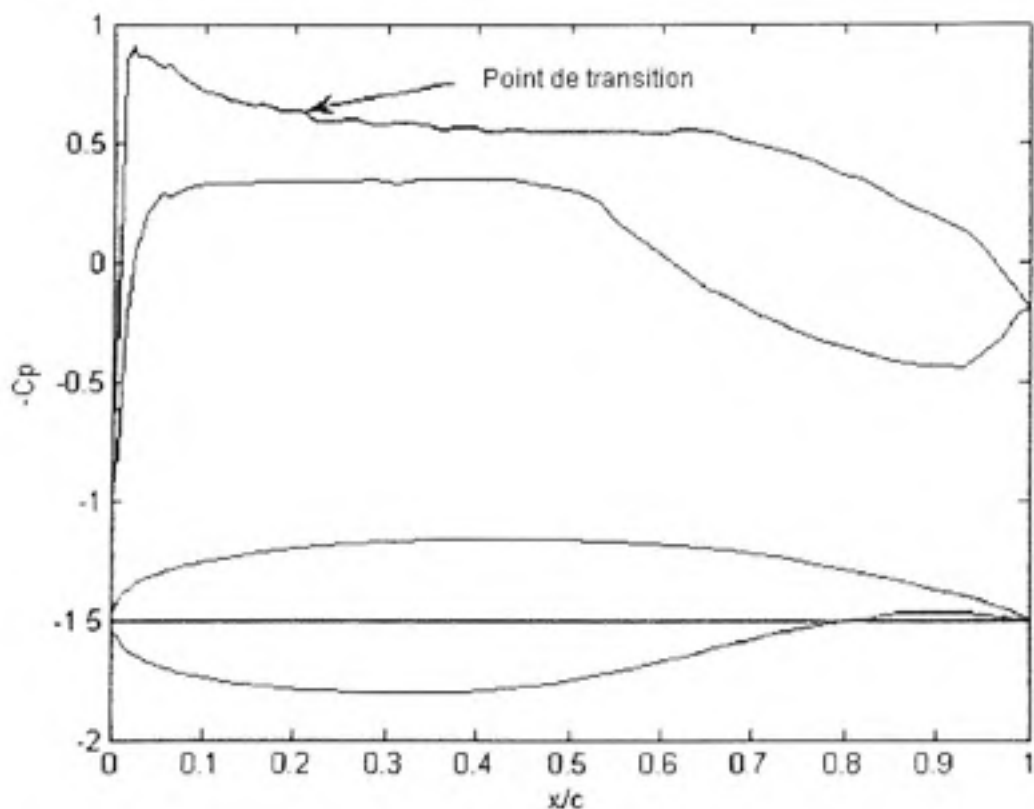


Figure 2.8 *Distribution des coefficients de pression C_p sur l'extrados et l'intrados du profil WTEA-TE1 avec le profil WTEA-TE1, pour $\alpha = 0^\circ$, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$.*

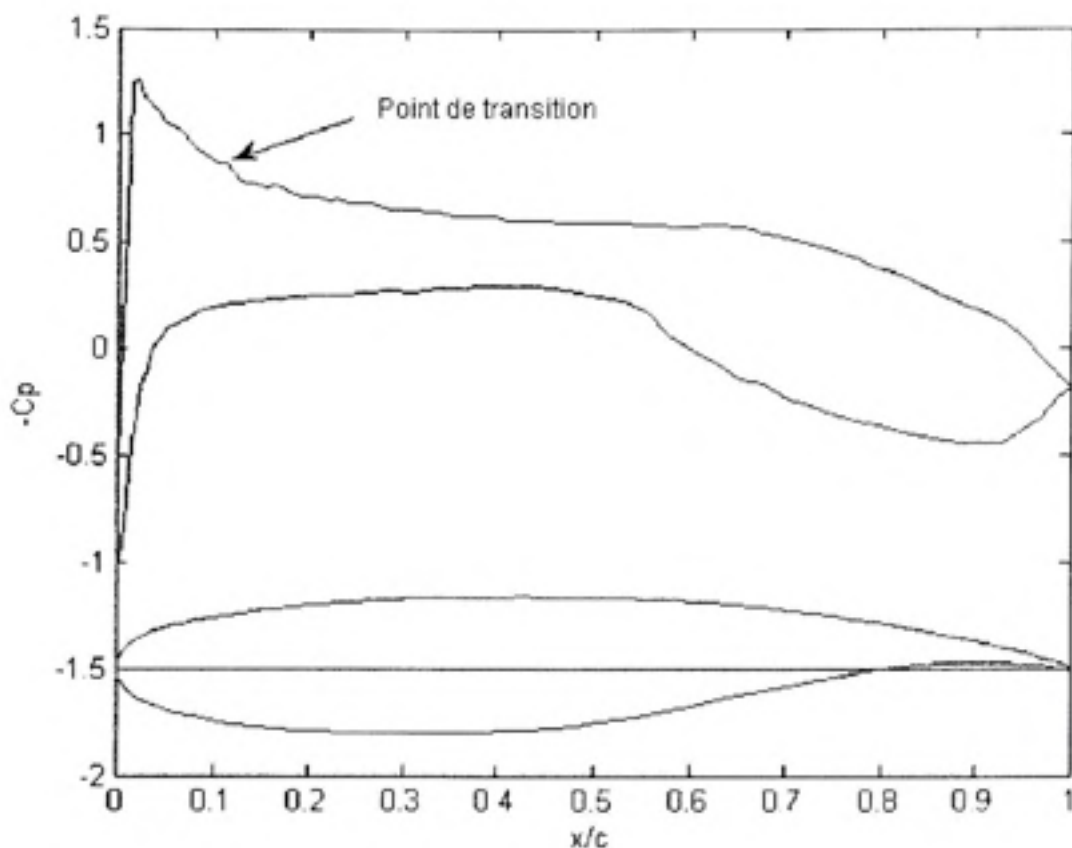


Figure 2.9 *Distribution des coefficients de pression C_p sur l'extrados et l'intrados du profil WTEA-TE1 avec le profil WTEA-TE1, pour $\alpha = 1^\circ$, $M = 0.3$ et $Re = 3 \cdot 36 \cdot 10^6$.*

Les quatre figures suivantes montrent les distributions des coefficients de pressions (Figure 2.10 et Figure 2.11) et les deuxième dérivées (Figure 2.12 et Figure 2.13) en fonction de la corde pour deux angles d'attaque : $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 1^\circ$, en utilisant les deux méthodes d'interpolation PCHIP et spline.

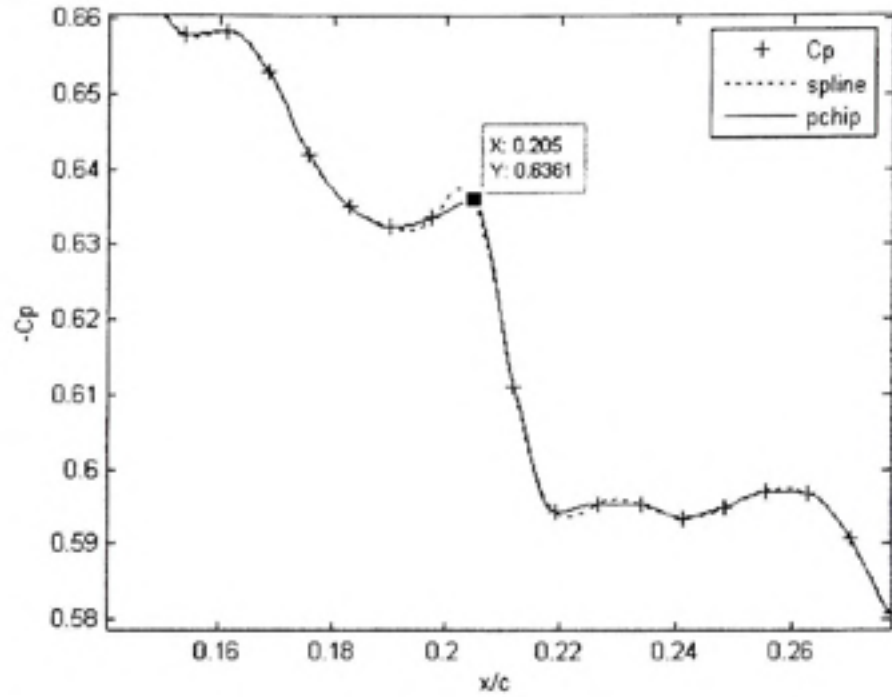


Figure 2.10 $C_p(x)$ pour $\alpha = 0^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$.

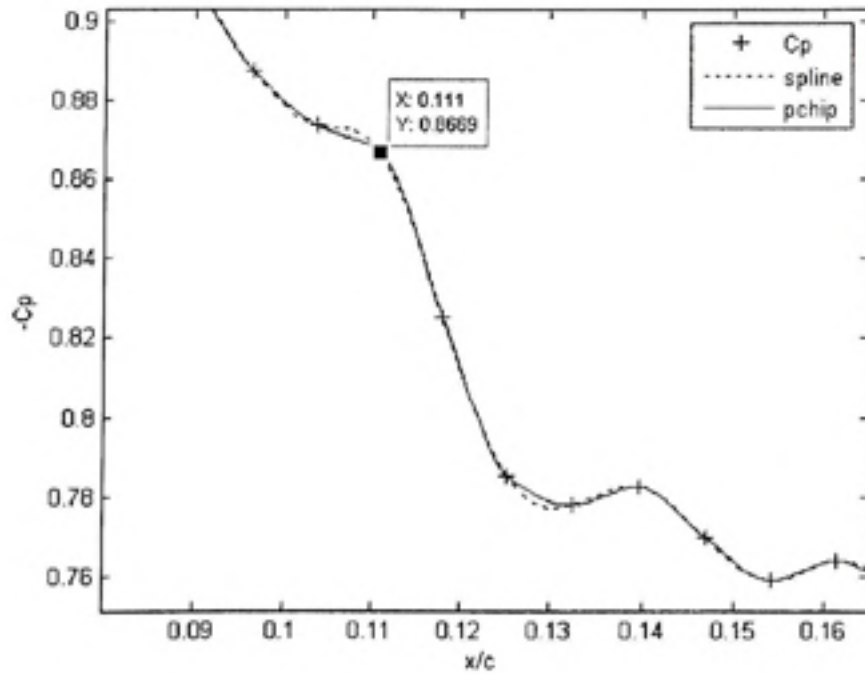


Figure 2.11 $C_p(x)$ pour $\alpha = 1^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$.

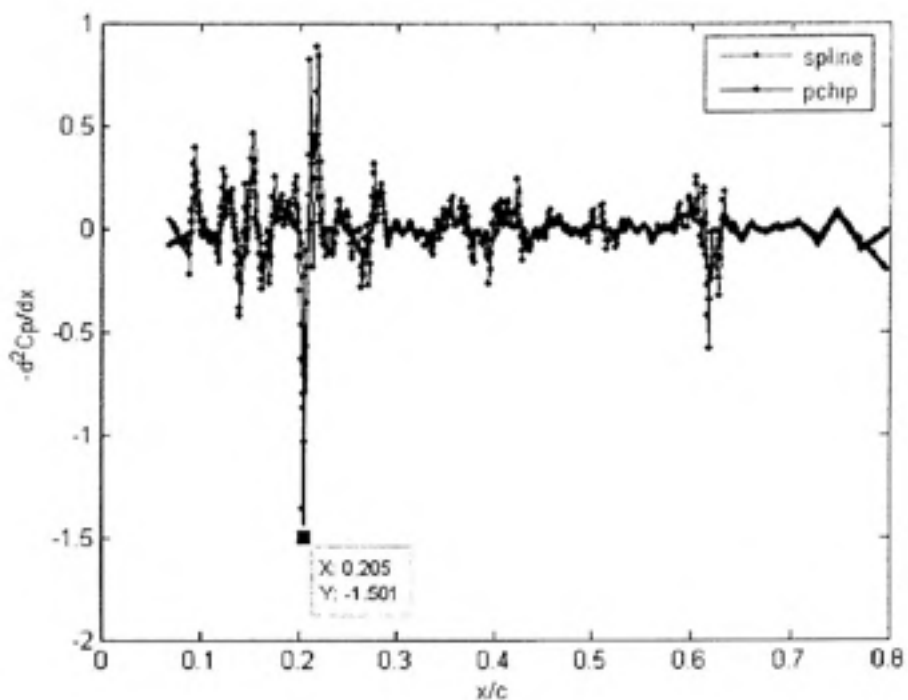


Figure 2.12 Deuxième dérivée de $C_{p(x)}$ pour $\alpha = 0^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$.

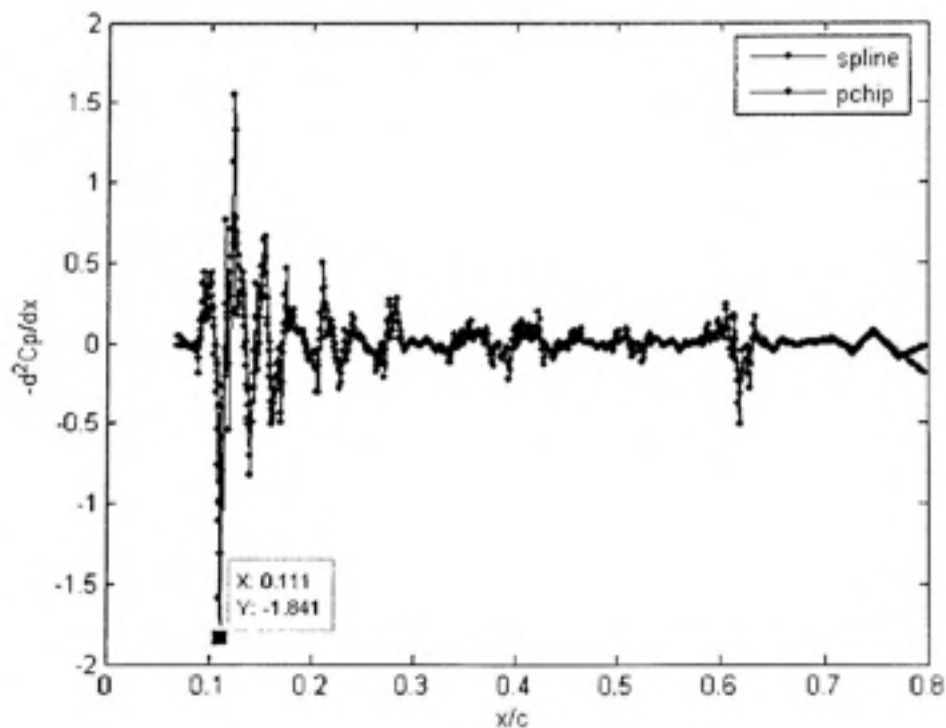


Figure 2.13 Deuxième dérivée de $C_{p(x)}$ pour $\alpha = 1^\circ$ avec les méthodes Spline et PCHIP pour le profil WTEA-TE1, $M = 0.3$ et $Re = 3.36 \cdot 10^6$.

Les positions des points de transition trouvées avec le code Xfoil ont été de 0.2040 et 0.1118 respectivement. Les erreurs relatives obtenues par les deux méthodes d'interpolation ont été de 0.1 % pour $\alpha = 0^\circ$ et moins de 0.1 % pour $\alpha = 1^\circ$.

Les deux tableaux suivants montrent les erreurs relatives des positions du point de transition calculées avec la méthode PCHIP par rapport à celles calculées en Xfoil (Tableau 2.1) et avec la méthode spline par rapport à celles calculées en Xfoil (Tableau 2.2). Les erreurs relatives pour les deux profils de références (NACA 4415 et WTEA-TE1) et les 17 profils associés au profil WTEA-TE1 sont présentées pour les cinq angles d'attaque dans les deux tableaux suivants.

Tableau 2.1

Erreurs relatives des positions du point de transition calculées avec la méthode PCHIP par rapport à leurs positions calculées en Xfoil

Méthode PCHIP	-2°	-1°	0°	1°	2°
NACA 4415	0.0061	0.0057	0.0006	0.0051	0.0092
WTEA-TE1	0.0030	0.0003	0.001	0.0008	0.0038
20.0 mm	0.0017	0.0008	0.0003	0.0007	0.0019
16.0 mm	0.0016	0.0053	0.0003	0.0035	0.0042
12.0 mm	0.0027	0.0017	0.0011	0.0006	0.0009
8.0 mm	0.0014	0.0007	0.0006	0.0016	0.0026
5.0 mm	0.0010	0.0002	0.0044	0.0035	0.0001
3.0 mm	0.0014	0.0019	0.0031	0.0018	0.0002
1.5 mm	0.0018	0.0058	0.0052	0.0037	0.0023
0.5 mm	0.0054	0.0051	0.0029	0.0013	0.0032
0 mm	0.0091	0.0053	0.0015	0.0000	0.0006
-0.5 mm	0.0042	0.0037	0.0041	0.0014	0.0017
-1.5 mm	0.0044	0.0016	0.001	0.0053	0.0005
-3.0 mm	0.0014	0.0022	0.0014	0.0019	0.0033
-5.0 mm	0.0027	0.0022	0.0003	0.0006	0.0006
-8.0 mm	0.0030	0.0032	0.0001	0.0001	0.004
-12.0 mm	0.0029	0.0003	0.0002	0.0006	0.002
-16.0 mm	0.0028	0.0039	0.0025	0.0008	0.0007
-20.0 mm	0.0019	0.0011	0.0024	0.0026	0.0014
Erreur moyenne	0.0031	0.0027	0.0017	0.0019	0.0023

Tableau 2.2

Erreurs relatives des positions du point de transition calculées avec la méthode spline par rapport à leurs positions calculées en Xfoil

Méthode Spline	-2°	-1°	0°	1°	2°
NACA 4415	0.0051	0.0047	0.0004	0.0041	0.0102
WTEA	0.0740	0.0003	0.0000	0.0018	0.0082
20.0 mm	0.0007	0.0018	0.0087	0.0003	0.0009
16.0 mm	0.0026	0.0033	0.0007	0.0045	0.0032
12.0 mm	0.0037	0.0007	0.0021	0.0016	0.0019
8.0 mm	0.0004	0.0007	0.0016	0.0194	0.0006
5.0 mm	0.0000	0.0008	0.0034	0.0145	0.0011
3.0 mm	0.0014	0.0009	0.0021	0.0008	0.0012
1.5 mm	0.0008	0.0048	0.0042	0.0027	0.0033
0.5 mm	0.0044	0.0041	0.0019	0.0023	0.0012
0 mm	0.0071	0.0007	0.0005	0.0010	0.0004
-0.5 mm	0.0032	0.0027	0.0031	0.0014	0.0007
-1.5 mm	0.0054	0.0016	0.0020	0.0033	0.0005
-3.0 mm	0.0004	0.0012	0.0004	0.0019	0.0033
-5.0 mm	0.0017	0.0032	0.0007	0.0016	0.0004
-8.0 mm	0.0020	0.0022	0.0009	0.0009	0.0030
-12.0 mm	0.0039	0.0013	0.0008	0.0004	0.0020
-16.0 mm	0.0038	0.0039	0.0015	0.0008	0.0003
-20.0 mm	0.0029	0.0001	0.0034	0.0026	0.0004
Erreur moyenne	0.0065	0.0021	0.0020	0.0035	0.0023

L'erreur moyenne totale calculée avec la méthode PCHIP est de 0.23 %, tandis que l'erreur moyenne totale calculée avec la méthode spline est de 0.33 %. La méthode PCHIP fournit de meilleurs résultats que la méthode spline dans notre étude. Les erreurs relatives maximales obtenues dans l'étude sont mises en gras dans les deux tableaux précédents.

La précision avec laquelle la position du point de transition est déterminée dépend du nombre de capteurs optiques qui seront placés le long de la corde. Dans le cadre de notre étude, le code Xfoil est utilisé pour simuler la distribution de pression C_p en 84 points pour le profil WTEA-TE1 et 37 points pour le profil NACA 4415, à l'intérieur de la peau flexible située entre 7 et 65 % de la corde, là où les actionneurs agiront. Ainsi, pour les deux profils de référence NACA 4415 et WTEA-TE1 considérés dans cette étude, la position du point de transition en fonction de la courbe de distribution de pression a été déterminée avec une

précision de 0.1 % de la corde entre 7 % et 65 % de la corde, étant donné la résolution dû au nombre de capteurs optiques installés.

CHAPITRE 3

CONTRÔLE DE LA DEFLECTION ET DU POINT DE TRANSITION

Nous avons mis au point au chapitre 2 un algorithme efficace de détermination du point de transition. Comme la connaissance de la distribution de pression nous permet de connaître la position du point de transition, le contrôleur est capable d'envoyer la consigne adéquate à l'actionneur. Il reste à réaliser le contrôle de la boucle fermée, tout en incorporant cet algorithme en son sein. Ce chapitre montre la façon dont le contrôle a été mis en place.

3.1 Contrôle de la boucle fermée

Le but principal du contrôleur est le déplacement du point de transition vers le bord de fuite, afin de créer une région d'écoulement laminaire prépondérante sur l'extrados de l'aile, et donc de contrôler la déflexion du profil pour toutes les situations. La boucle fermée est composée de trois blocs principaux (Figure 1.1) :

- Bloc 2, « Détermination de la pression et de la position du point de transition »
- Bloc 5, « Mise à jour de la pression et de la position du point de transition »
- Bloc 4, « Actionneur à mémoire de forme (AMF) »
- Bloc 3, « Contrôleur »

Chaque bloc est détaillé dans les paragraphes suivants.

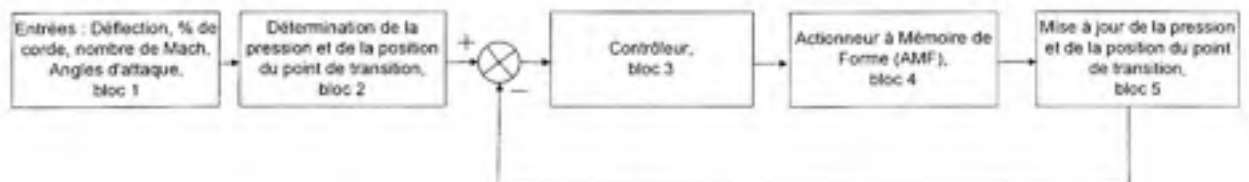


Figure 3.1 Rappel de la Figure 1.1 : Schéma de la boucle fermée du contrôleur.

3.1.1 Bloc 2 «Détermination de la pression et de la position du point de transition »

Le bloc 2 reçoit les valeurs des quatre entrées (montrées sur le bloc 1 de la Figure 1.1). Les valeurs des coefficients de pression sont calculées en fonction de la corde et de la position du point de transition pour les différentes conditions d'écoulement avec le nouvel algorithme présenté précédemment tout au long du chapitre 2 du rapport (Popov *et al* (2008)).

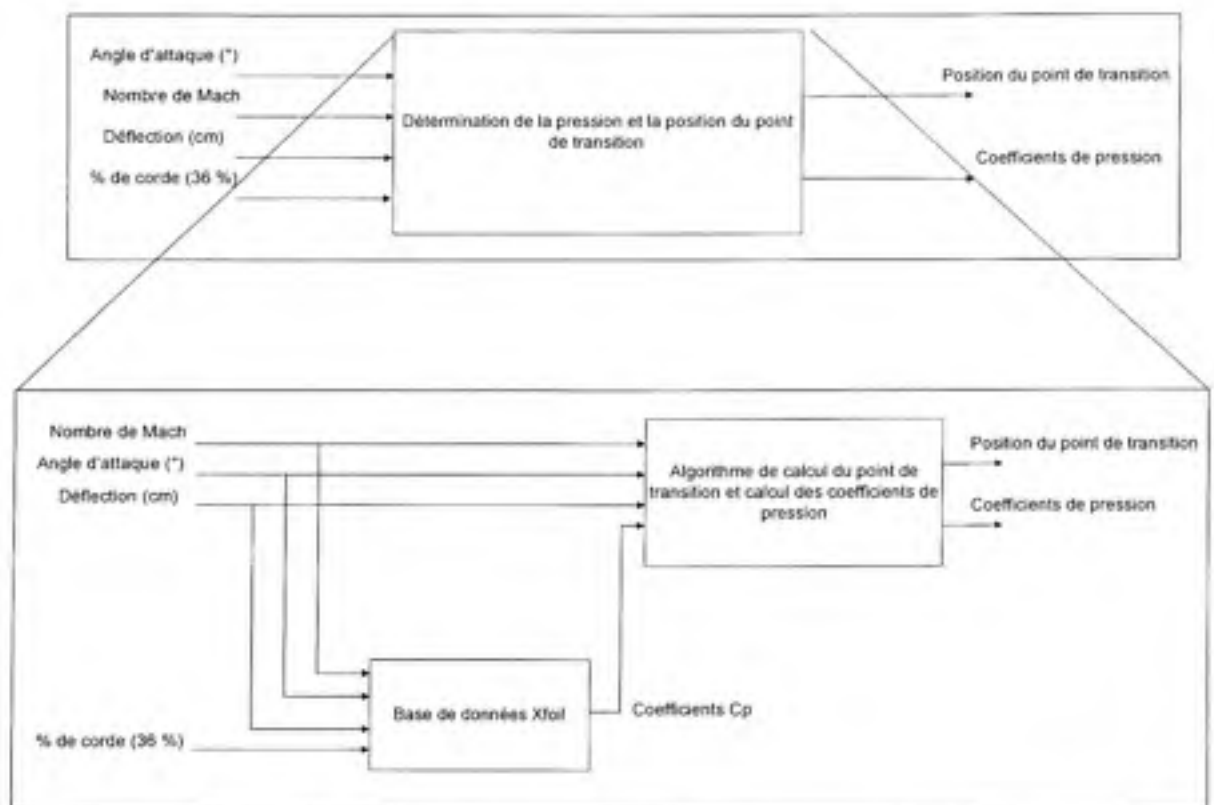


Figure 3.2 *Détails du bloc 2 : «Détermination des coefficients de pression et de la position du point de transition».*

Nous observons que le bloc 2 est composé de deux sous-blocs. Le premier sous-bloc est appelé «Base de données Xfoil». Ce sous-bloc permet d'obtenir les coefficients de pression et les positions des points de transition en fonction des nombres de Mach, des déflexions, des angles d'attaque et du pourcentage de corde, et cela pour plusieurs profils modifiés. En fonction des quatre entrées placées dans ce sous-bloc, celui-ci calcule les valeurs des coefficients de pression correspondantes aux valeurs intermédiaires des C_p préalablement

installés dans la base de données, et cela pour plusieurs profils modifiés. Ce bloc est implanté sous l'environnement Simulink à l'aide d'un tableau Lookup en quatre dimensions, correspondant aux quatre entrées préalablement citées. Pour n'importe quelle combinaison de ces quatre entrées, le bloc Simulink renvoie les valeurs des coefficients de pression C_p . Lorsque la combinaison donnée ne se trouve pas dans les tableaux, une interpolation linéaire entre les entrées et les sorties est effectuée dans le bloc Simulink, afin d'obtenir les valeurs intermédiaires des sorties pour des entrées intermédiaires.

Dans le deuxième sous-bloc, appelé «Algorithme de calcul du point de transition et calcul des coefficients de pression», plusieurs opérations sont effectuées. Premièrement, la pression dynamique est calculée. Ensuite, nous connaissons à chaque instant la valeur de la vitesse de l'air U_∞ . L'algorithme de recherche du point de transition, présenté au chapitre 2, est inclus dans ce bloc. Ainsi, nous pouvons connaître la variation de la position du point de transition. Lorsqu'une entrée (la déflexion par exemple) varie, la position du point de transition varie aussi soudainement. Lorsque la déflexion est appliquée (par exemple), l'algorithme recherche alors la nouvelle position du point de transition, ainsi, à chaque instant, nous sommes capables de trouver la position du point de transition sur la corde.

3.1.2 Bloc 5 « Mise à jour des coefficients de pression et des positions du point de transition »

Le bloc 5, « Mise à jour des coefficients de pression et des positions du point de transition » est le même que le bloc 2. Les entrées de ce bloc sont l'angle d'attaque, le nombre de Mach et le pourcentage de corde (qui est invariant). Les différences entre les blocs 5 et 2 sont maintenant les nouvelles valeurs des déflexions. Dans le bloc 2, nous avons défini les déflexions en entrées. Dans le bloc 5, nous avons les déflexions actuelles calculées en sorties du bloc «AMF». Une mise à jour des valeurs des coefficients de pression et des positions des points de transition à chaque étape de la simulation est réalisée.

3.1.3 Bloc 4 « AMF »

3.1.3.1 Détails du bloc 4 «AMF»

Le bloc «AMF» contient le modèle de l'actionneur à mémoire de forme (AMF), tel que le montre la figure suivante :

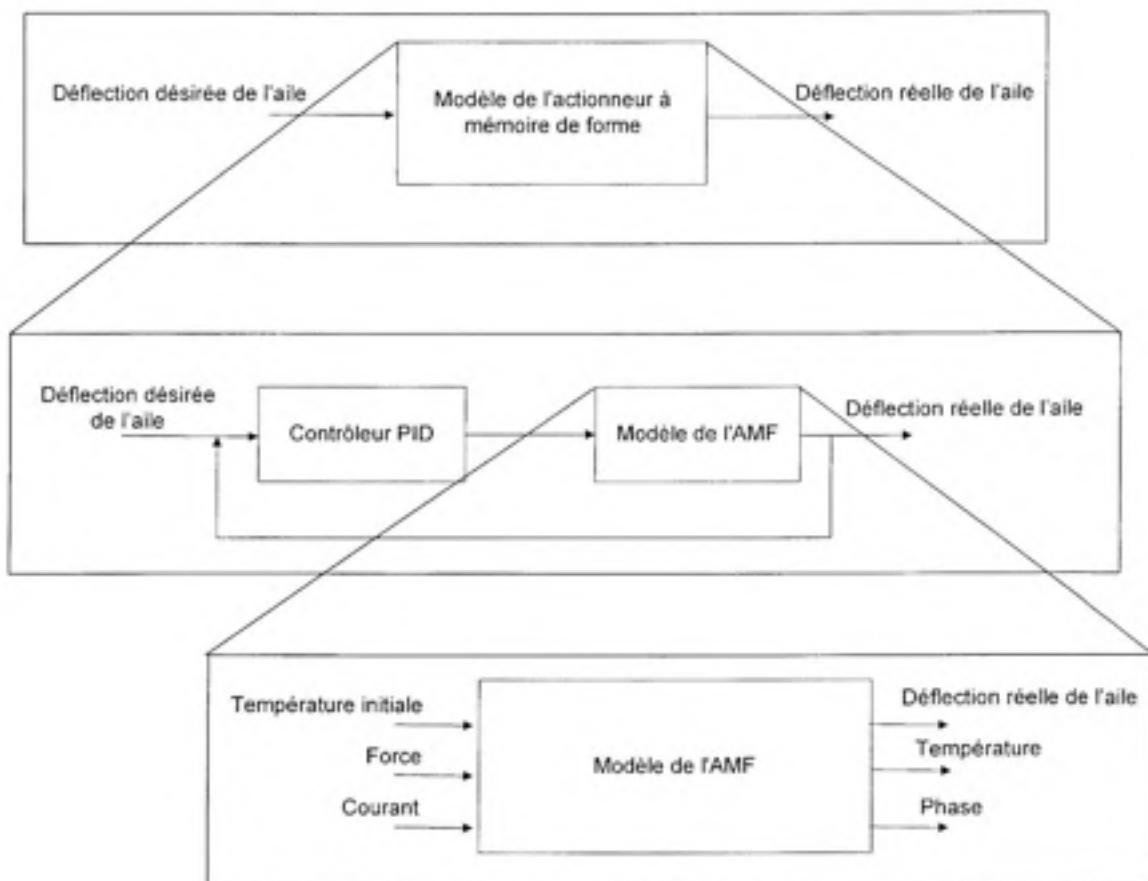


Figure 3.3 Détails du bloc 4 «AMF».

3.1.3.2 Principe de fonctionnement d'un contrôleur Proportionnel Intégral Dérivé (PID)

Le but de ce bloc 4 est de contrôler la déflexion créée par l'actionneur à mémoire de forme et localisé sur le profil à 36 % de la corde. Le contrôleur PID envoie une commande à l'AMF

afin de modifier la géométrie du profil et de déplacer la position du point de transition vers le bord de fuite. D'une part, le contrôleur PID doit contrôler la déflexion de la géométrie du profil, mais il doit aussi contrôler le déplacement de la position du point de transition afin d'obtenir la même valeur de la position du point de transition (après le contrôle) que la valeur initiale de ce point de transition.

Le contrôleur mis en place est un contrôleur de type Proportionnel Intégral Dérivé (PID), qui permet trois actions simultanées sur l'erreur de consigne par rapport à la mesure :

- L'action proportionnelle (K_p) corrige de manière instantanée, donc rapidement, tout écart de la grandeur à régler, et permet de vaincre les grandes inerties du système. Afin de diminuer l'écart de réglage et rendre le système plus rapide, nous augmentons le gain (nous diminuons la bande proportionnelle), mais nous sommes limités par la stabilité du système.

- L'action intégrale (K_i) complète l'action proportionnelle, et permet d'éliminer l'erreur résiduelle en régime permanent. Afin de rendre le système plus dynamique (diminuer le temps de réponse), on diminue l'action intégrale, ce qui provoque l'augmentation du déphasage et l'instabilité en boucle fermée. L'action intégrale est utilisée lorsqu'on désire obtenir une précision parfaite en régime permanent, en outre elle permet de filtrer la variable à régler.

- L'action dérivée (K_d), en compensant les inerties dues au temps mort, accélère la réponse du système et améliore la stabilité de la boucle, en permettant notamment un rapide amortissement des oscillations dues à l'apparition d'une perturbation ou à une subite variation de la consigne. Dans la pratique, l'action dérivée est appliquée aux variations de la grandeur à régler seule et non de l'écart mesure-consigne afin d'éviter les à-coups dus à une rapide variation de la consigne.

3.1.3.3 Le modèle de l'AMF

Le modèle de l'AMF a été conçu par le laboratoire LAMSI (Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents), plus spécifiquement par Dr. Patrick Terriault. Le modèle de l'AMF est montré sur la Figure 3.4 :

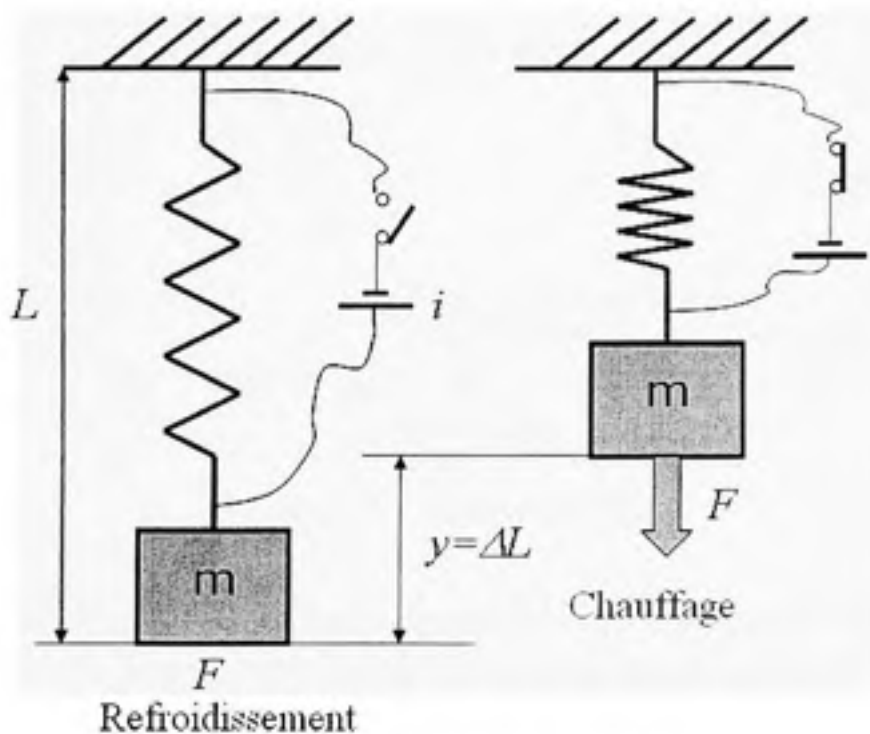


Figure 3.4 Schéma du modèle de l'AMF.

Les trois entrées du modèle sont : la température initiale $T_i = 380^\circ\text{K}$ (voir la Figure 3.5), la valeur instantanée du courant i dans l'AMF et la force F appliquée sur l'AMF. Les sorties du modèle sont : la température finale, le déplacement de l'AMF à 36 % de la corde (correspondant à la déflexion du profil) et les variations de phases en fonction de la température, tel que montré dans la Figure 3.5. Un AMF a un comportement complètement non-linéaire (Song *et al* (2000)), dû aux différentes phases caractérisant son fonctionnement (voir la Figure 3.5).

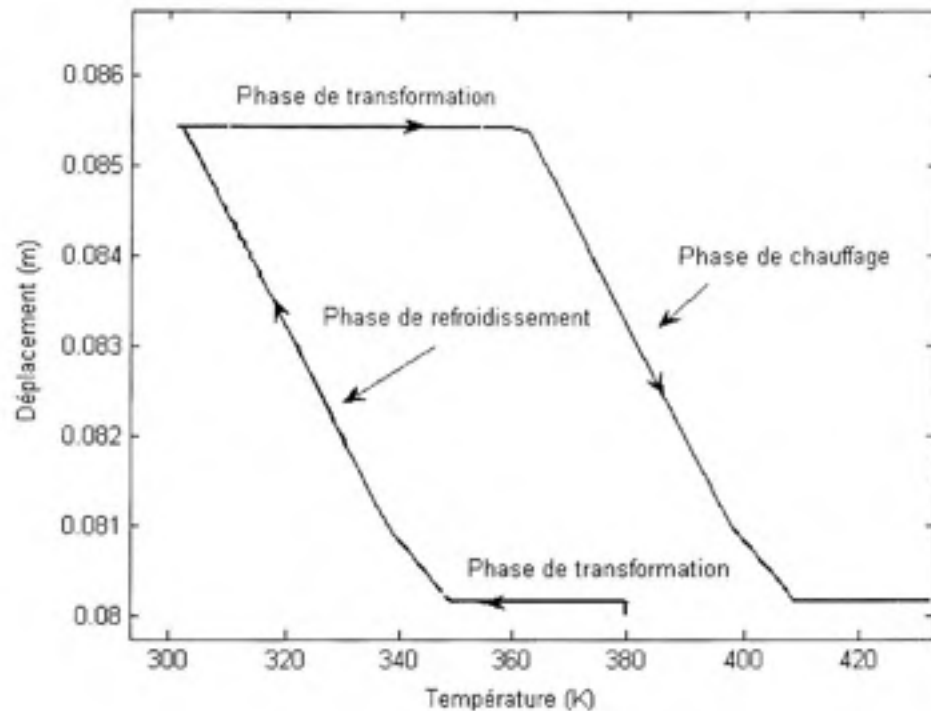


Figure 3.5 Cycle d'un AMF.

Dans cette partie, le contrôleur PID est conçu pour contrôler l'AMF, qui a un comportement initial inchangé, c'est-à-dire qu'il commence au point de fonctionnement $T_i = 380$ K et un déplacement de 0.0805 m. Afin d'agir correctement, l'AMF doit passer à travers une phase de transformation et ensuite à travers une phase de refroidissement. Tant que ces deux phases ne sont pas passées, le contrôle ne peut pas se réaliser, ce qui provient du comportement intrinsèque de l'AMF. L'AMF n'agira correctement qu'à la suite de ces deux phases, tel que montré par les résultats obtenus dans la section 3.2.

Deux méthodes sont utilisées pour concevoir le PID : la méthode de Ziegler – Nichols (ZN) et la méthode dite de contrôle interne de modèle (Internal Model Control - IMC). Ces deux méthodes sont décrites dans les deux prochaines sous-sections.

3.1.3.4 La méthode de Ziegler – Nichols (ZN)

La méthode nous permet de déterminer une valeur satisfaisante pour chacun des trois gains (K_p , K_i et K_d) présents dans le contrôleur PID. Les gains sont : le gain proportionnel K_p , le gain intégral K_i et le gain dérivé K_d . La méthodologie permettant de connaître ces trois valeurs est décrite ci-dessous.

Afin d'obtenir les valeurs de K_p , K_i et K_d , la première étape est de déterminer les valeurs du gain critique K_c et de la période d'oscillation T_c . Nous posons donc K_i et K_d à zéro et nous utilisons uniquement K_p . On augmente K_p jusqu'à ce que la sortie commence à osciller. Quand celle-ci commence à osciller, cela veut dire que nous avons atteint le gain critique K_c . On mesure la valeur de K_c et de la période d'oscillations T_c .

La seconde étape est d'utiliser les valeurs de K_c et T_c trouvées afin de déterminer les valeurs correctes de K_p , K_i et K_d . Les équations suivantes sont utilisées :

$$K_p = 0.6 K_c; \quad K_i = \frac{K_p}{2T_c}; \quad K_d = K_p \frac{T_c}{8} \quad (3.1)$$

Nous obtenons $K_p = 171$, $K_i = 6.22$ et $K_d = 1175.60$.

Le déplacement de l'actionneur en fonction de la température est montré sur la Figure 3.6, tandis que le déplacement de l'actionneur en fonction du temps est montré sur la Figure 3.7

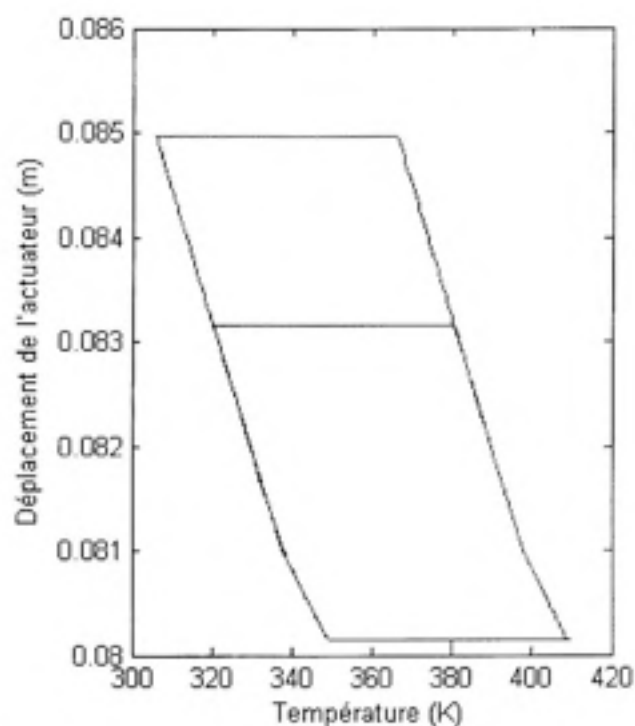


Figure 3.6 Déplacement de l'actionneur à mémoire de forme en fonction de la température pour la méthode ZN.

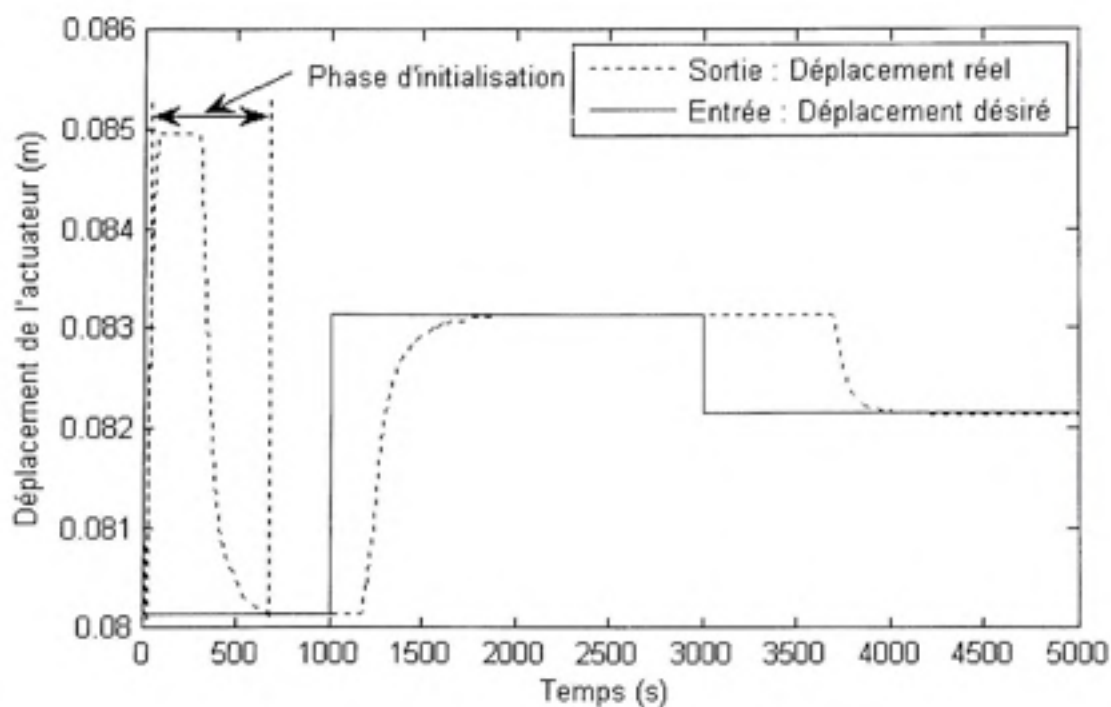


Figure 3.7 Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec la méthode ZN.

La Figure 3.7 montre l'entrée qui consiste en une succession d'échelons. Entre $t = 0$ s et $t = 1000$ s, l'entrée reste à 0.0801 m. De $t = 1000$ s à $t = 3000$ s, le premier échelon va de 0.0801 m à 0.0831 m. Ensuite, de $t = 3000$ s à $t = 5000$ s, le deuxième échelon va de 0.0831 m à 0.0822 m. Les lignes horizontales dans la Figure 3.6 représentent les points d'équilibre du système.

- Phase d'initialisation

Cette phase correspond aux 1000 premières secondes. Nous pouvons voir que l'entrée et la sortie sont assez éloignées pendant cette période de temps. Cette différence provient du comportement intrinsèque de l'AMF. En effet, comme le montre la Figure 3.5, le point de fonctionnement doit passer par les phases de transformations et de refroidissement avant que le contrôleur puisse agir sur l'AMF. Cette période ne peut pas être évitée, et le contrôle ne peut être efficace tant que le point de fonctionnement n'a pas franchi la fin de la période de refroidissement. Il est à noter que cette période ne se déroulera qu'une seule fois au cours d'un vol commercial. En effet, cette phase d'initialisation n'a lieu qu'au moment de la mise sous tension, c'est-à-dire pendant que l'avion est encore au sol. Ce mémoire se concentre sur un comportement en régime de croisière principalement, ce phénomène non désiré ne se produira donc pas pendant cette phase de vol. Une fois que cette période est terminée, le contrôle peut agir correctement et précisément, et peut fournir de bons résultats. Nous obtenons une précision de 0.12 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 681 secondes.

La précision et le temps de réponse à 0.5 % de l'entrée sont calculés dans ce paragraphe, et dans les suivants paragraphes, comme expliqué ci-dessous.

La précision est définie comme suit :

$$Précision(\%) = \frac{|Sortie - Entrée|}{|Entrée|} * 100 \quad (3.2)$$

Le temps de réponse à 0.5 % de l'entrée est le temps que met le système pour se stabiliser à $\pm 0.5\%$ de la valeur finale, qui est en fait l'entrée ici. Afin d'illustrer la façon dont ce temps de réponse est mesuré, prenons l'exemple suivant. Pour le premier échelon, l'entrée correspond au déplacement de l'actionneur de 0.0801m à 0.0831m. On peut calculer $0.0831 + 0.0831 \cdot 0.005 = 0.0835$ et $0.0831 - 0.0831 \cdot 0.005 = 0.0827$. Nous traçons alors les équations suivantes : $y = 0.0835$ et $y = 0.0827$. L'idée est de déterminer le moment où la sortie reste toujours comprise entre ces deux dernières équations. Ce moment correspond au temps de réponse à 0.5 % de l'entrée, comme le montre la figure suivante :

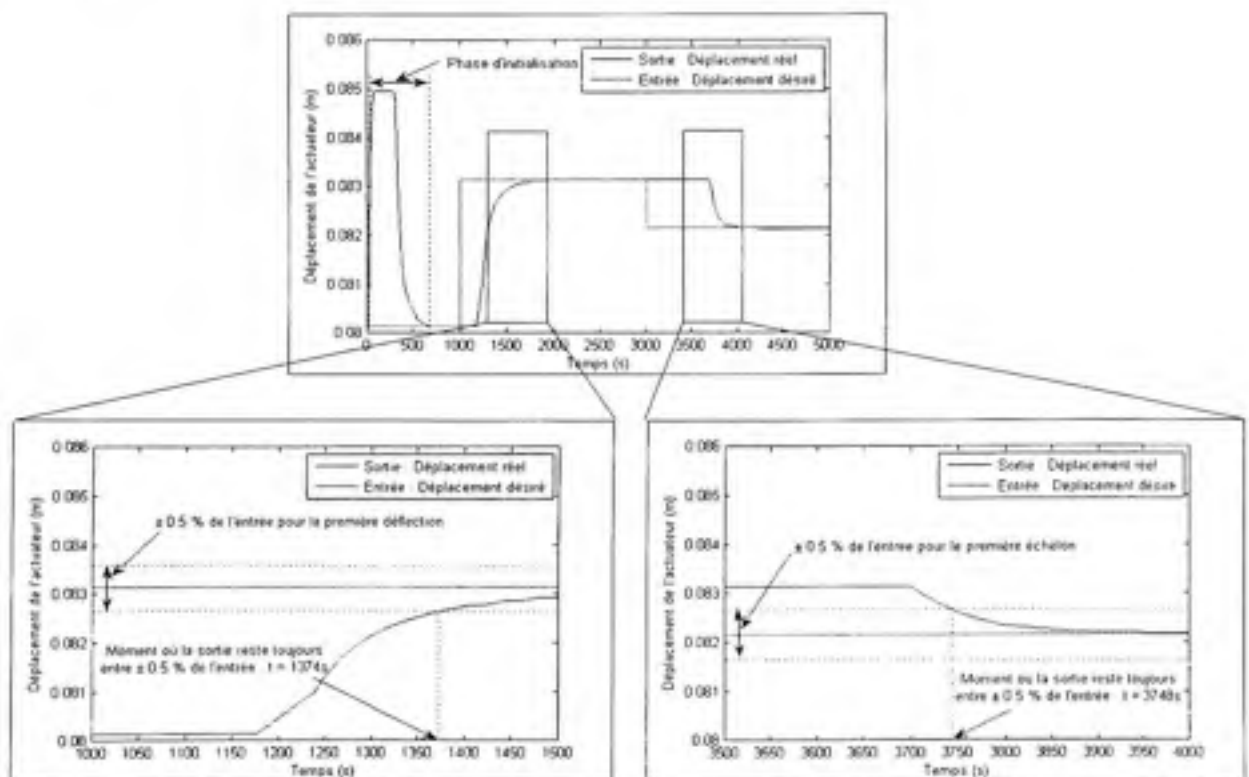


Figure 3.8 *Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.*

Nous étudions dans toute cette partie le temps de réponse à 0.5 % et non 5 % étant donné que les variations possibles du déplacement de l'actionneur restent toujours dans un intervalle inférieur à 5%.

- Premier échelon

A $t = 1000$ secondes, l'entrée va de 0.0801 m à 0.0831 m. Nous trouvons une précision de 0.02 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 374 secondes.

- Second échelon

A $t = 3000$ secondes, l'entrée va de 0.0831 m à 0.0822 m. Nous obtenons une précision de 0.03 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 748 secondes. Nous pouvons résumer les valeurs de la précision et du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée dans le tableau suivant :

Tableau 3.1

Caractéristiques des réponses en utilisant la méthode ZN

	Déplacement désiré	
	Précision	Temps de réponse à 0.5 % de l'entrée
Phase d'initialisation	0.12%	681 sec
Premier échelon	0.02%	374 sec
Deuxième échelon	0.03%	748 sec

3.1.3.5 Méthode de contrôle interne de modèle (Internal Model Control - IMC)

La méthode de contrôle interne de modèle (IMC) permet de déterminer les valeurs des paramètres PID. Deux étapes doivent être suivies afin d'utiliser cette méthode. Pendant la première étape, nous devons obtenir une fonction de transfert du deuxième ordre de la forme

$\frac{K}{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)} e^{\theta s}$ et identifier autant que possible le comportement de l'AMF en boucle

ouverte. Nous devons réaliser une identification de ces termes : le gain statique K , le temps de retard τ_1 , temps de retard τ_2 , et le temps mort θ . Cette étape est illustrée sur la Figure 3.9.

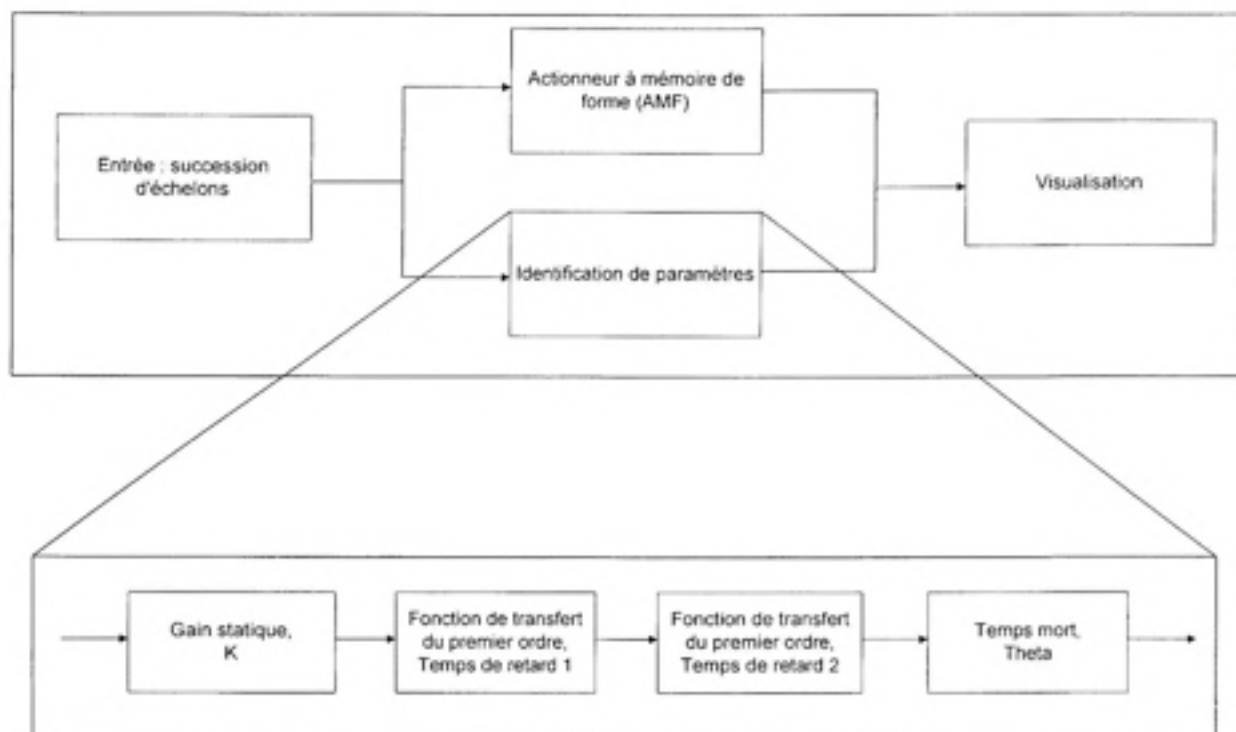


Figure 3.9 Identification de paramètres avec la méthode IMC.

L'AMF possède deux phases correspondantes à différentes étapes de son comportement : une phase de refroidissement, et une phase de chauffage. Nous trouvons les fonctions de transfert

$$TF_{\text{refroidissement}} = \frac{0.0053}{(12s+1)(18s+1)} e^{13s} \quad \text{et} \quad TF_{\text{chauffage}} = \frac{0.0053}{(3s+1)(10s+1)} e^{17s},$$

figure suivante :

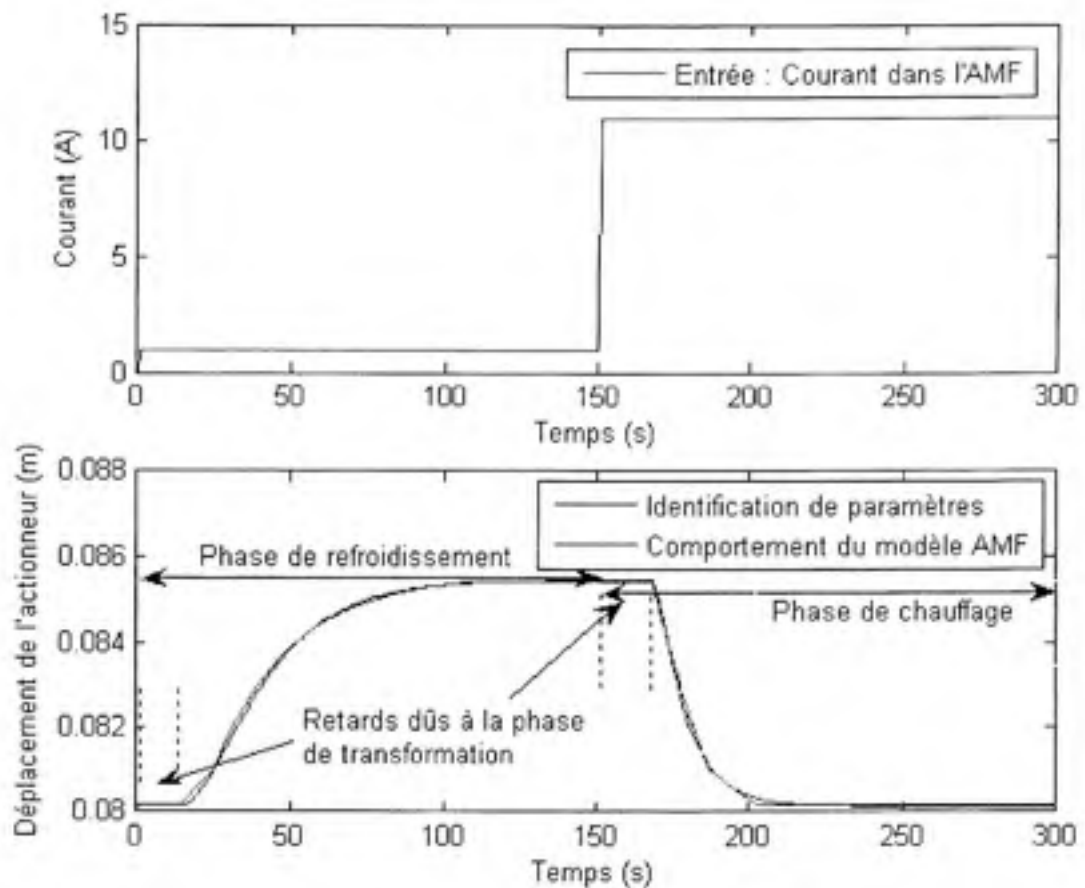


Figure 3.10 Courant et déplacement de l'AMF obtenus avec la méthode IMC.

La seconde étape de la méthode IMC est d'évaluer les gains K_p , K_i et K_d en utilisant les équations en boucle fermée (Rivera *et al* (1986)). Nous considérons donc la boucle fermée de la Figure 3.3 (et non celle de la Figure 1.1) et nous obtenons les gains suivants :

$$K_p = \frac{\tau_1 + \tau_2}{K(\theta + \tau_c)}; \quad K_i = \frac{1}{K(\theta + \tau_c)}; \quad K_d = \frac{\tau_1 \tau_2}{K(\theta + \tau_c)} \quad (3.3)$$

Nous notons la présence d'un nouveau terme τ_c (écrit tau_c dans la Figure 3.12 et la Figure 3.13) qui est le temps de retard du contrôleur et qui est utilisé dans cette méthode comme étant un degré de liberté. Nous pouvons modifier sa valeur comme nous le souhaitons afin d'obtenir le meilleur contrôle du modèle de l'AMF. Le déplacement de l'actionneur en fonction de la température est montré sur la Figure 3.11, tandis que le déplacement de l'actionneur en fonction du temps est montré sur la Figure 3.12 pour différents τ_c .

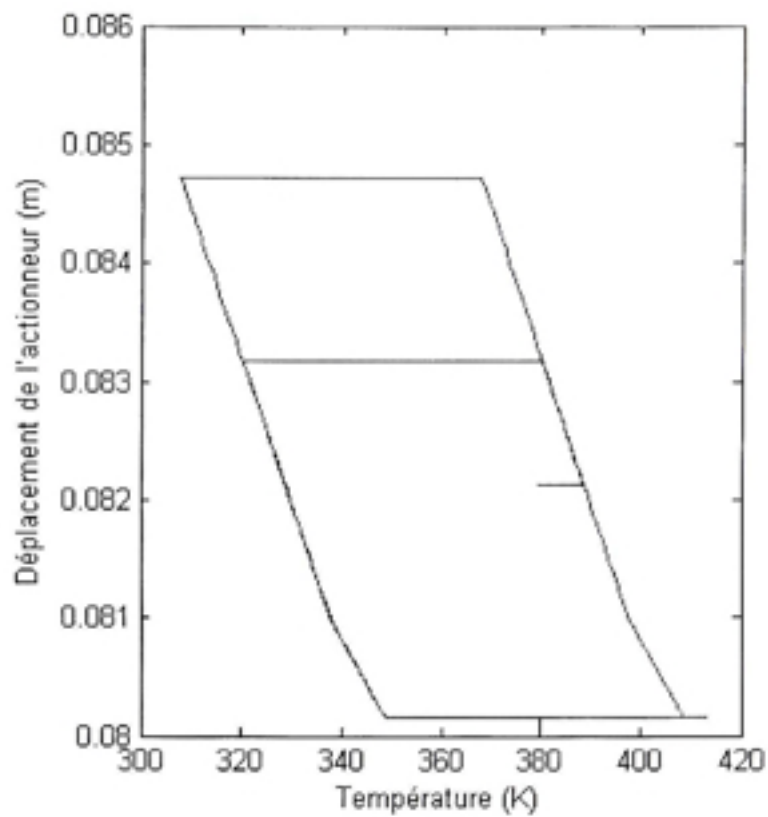


Figure 3.11 *Déplacement de l'actionneur en fonction de la température par la méthode IMC.*

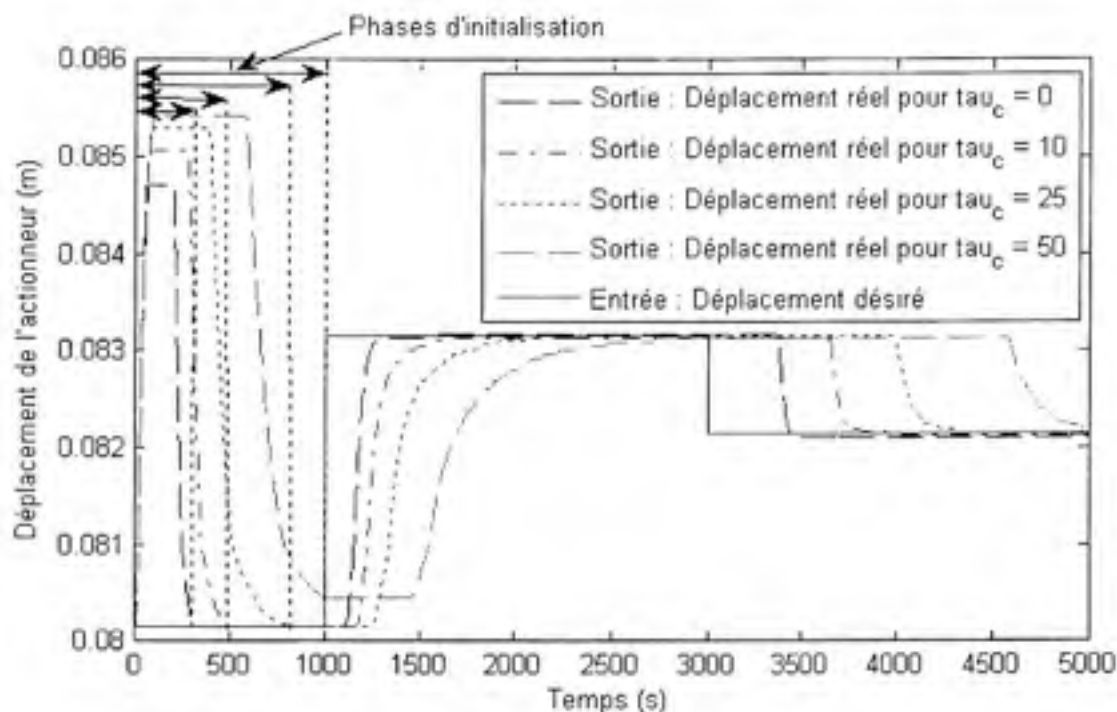


Figure 3.12 *Déplacement de l'actionneur en fonction du temps par la méthode IMC avec différents τ_c*

Nous effectuons la même succession d'échelons que ceux utilisés pour la méthode ZN. Les lignes horizontales dans la Figure 3.11 représentent ici aussi les points d'équilibre du système. Nous pouvons remarquer que la meilleure valeur de τ_c est $\tau_c = 0$. Nous obtenons alors $K_p = 144.28$, $K_i = 11.10$ et $K_d = 332.96$.

- Phase d'initialisation

Cette phase correspond aux 1000 premières secondes. Nous pouvons remarquer que l'entrée et la sortie ne sont pas les mêmes pendant cette période. Cette différence provient du comportement intrinsèque de l'AMF. En effet, comme le montre la Figure 3.5, le point de fonctionnement doit passer par les phases de transformations et de refroidissement avant que le contrôleur puisse agir sur l'AMF. Cette période ne peut être évitée, et le contrôle ne peut être efficace tant que le point de fonctionnement n'a pas franchi la fin de la période de refroidissement. Il est à noter que cette période ne se déroulera qu'une seule fois au cours

d'un vol commercial. En effet, cette phase d'initialisation n'a lieu qu'au moment de la mise sous tension, c'est-à-dire pendant que l'avion est encore au sol. Ce mémoire se concentre sur un comportement en régime de croisière principalement, ce phénomène non désiré ne se produira donc pas pendant cette phase de vol. Une fois que cette période est terminée, le contrôle peut agir correctement et précisément, et peut fournir de bons résultats. Nous obtenons une précision de 0.07 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 297 secondes. Cette précision est calculée à l'aide de l'équation (3.2).

- Premier échelon

A $t = 1000$ secondes, l'entrée va de 0.0801 m à 0.0831 m. Nous pouvons noter une précision de 0.09 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 208 secondes. Nous pouvons voir sur la figure suivante comment le temps de réponse à 0.5 % est calculé :

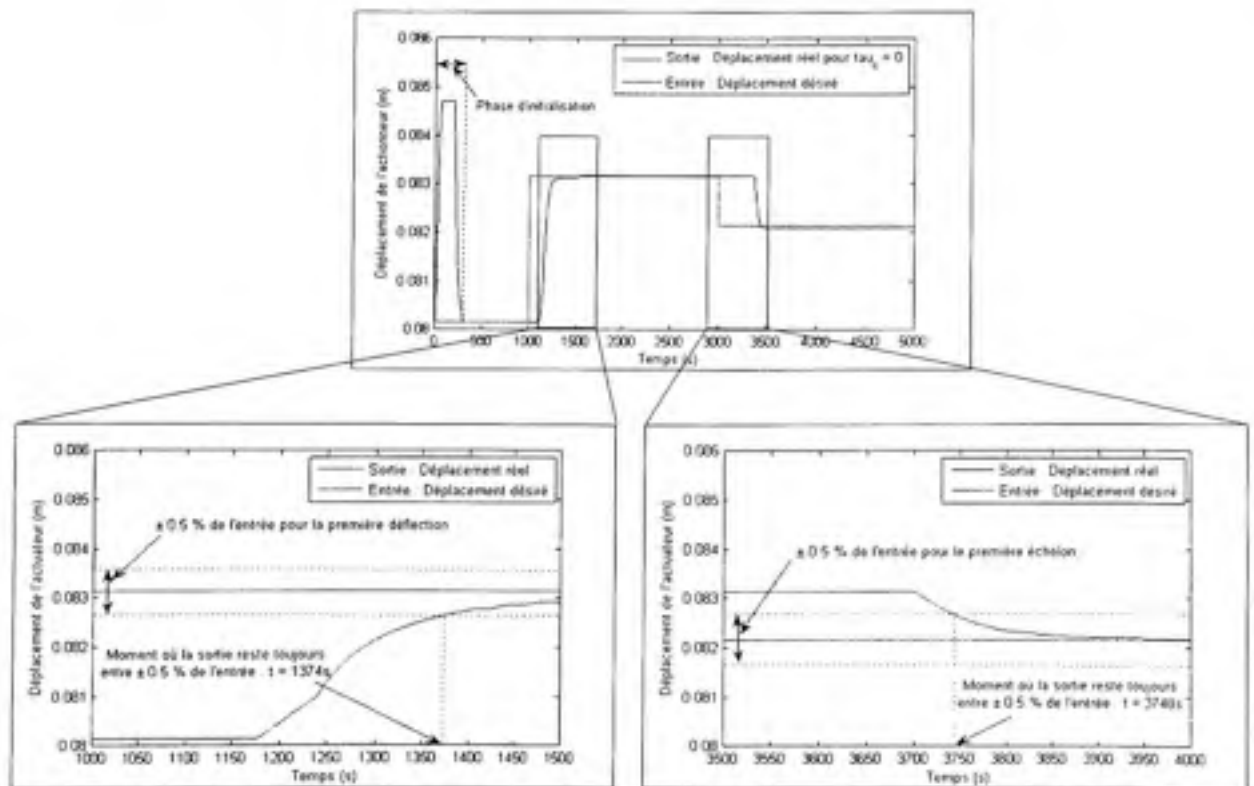


Figure 3.13 *Mesure du temps de réponse à 0.5 %.*

- Deuxième échelon

A $t = 3000$ secondes, l'entrée va de 0.0831 m à 0.0822 m. Nous pouvons noter une précision de 0.23 % et un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 381 secondes. Nous pouvons résumer les valeurs de la précision et du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée dans le Tableau 3.2 :

Tableau 3.2

Caractéristiques des réponses en utilisant la méthode IMC

	Déplacement désiré	
	Précision	Temps de réponse à 0.5 % de l'entrée
Phase d'initialisation	0.07%	297 s
Premier échelon	0.09%	208 s
Deuxième échelon	0.23%	381 s

3.1.3.6 Comparaison des résultats obtenus avec ces deux méthodes

Afin de déterminer laquelle de ces deux méthodes nous allons utiliser, nous pouvons superposer sur un même graphique les résultats obtenus :

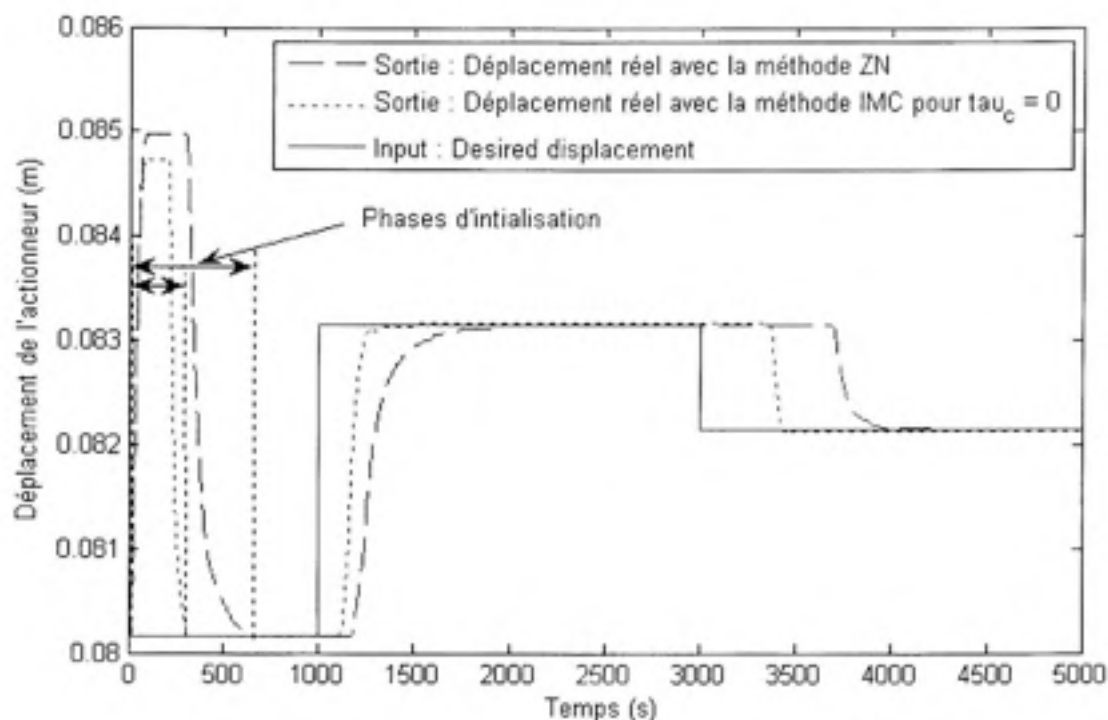


Figure 3.14 *Déplacement de l'actionneur à mémoire de forme en fonction du temps avec les méthodes ZN et IMC.*

Il est clair que les paramètres K_p , K_i et K_d obtenus avec la méthode IMC pour $\tau_c = 0$ sont meilleurs que ceux obtenus avec la méthode ZN. Même si la précision est un peu meilleure avec la méthode ZN, le temps de réponse à 0.5 % de l'entrée est de loin meilleur avec la méthode IMC, comme le montre le Tableau 3.3. Nous décidons donc d'utiliser la méthode IMC pour la conception de notre contrôleur.

Tableau 3.3

Comparaison des déplacements désirés en utilisant les méthodes ZN et IMC

	Déplacement désiré avec la méthode ZN		Déplacement désiré avec la méthode IMC	
	Précision	Temps de réponse à 0.5 % de l'entrée	Précision	Temps de réponse à 0.5 % de l'entrée
Phase d'initialisation	0.12%	681 s	0.07%	297 s
Premier échelon	0.02%	374 s	0.09%	208 s
Deuxième échelon	0.03%	748 s	0.23%	381 s

3.1.3.7 Amélioration du contrôle

Même si le contrôleur fonctionne correctement, nous pouvons réduire le temps de réponse pendant la phase de refroidissement. En effet, le contrôleur conçu avec la méthode IMC possède un temps mort θ , ce qui occasionne un long temps de réponse, surtout en période de refroidissement. L'idée est de déconnecter l'action du contrôleur pendant cette période de refroidissement (afin de s'affranchir du temps mort θ), ce qui signifie physiquement lorsque la déflexion désirée est supérieure à la déflexion actuelle. Nous pouvons déconnecter l'action du contrôleur en imposant un courant nul dans l'AMF, suivant l'algorithme ci-dessous :

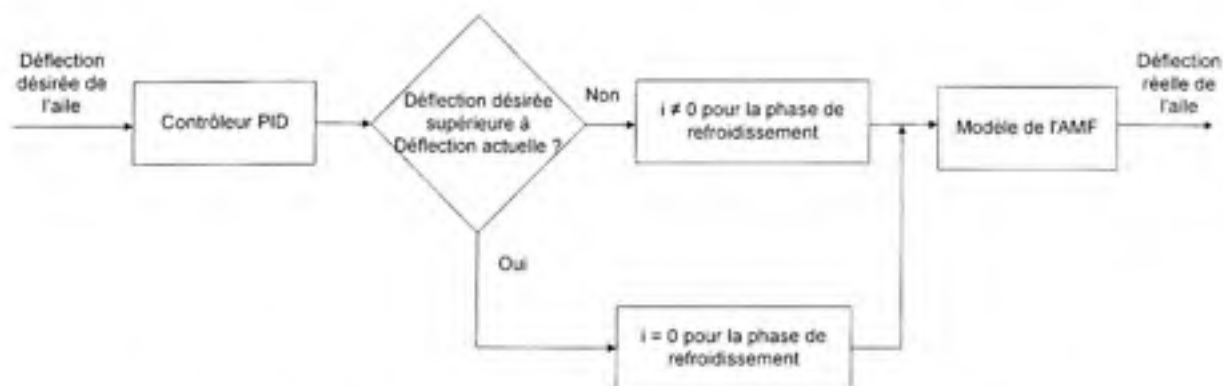


Figure 3.15 Algorithme d'amélioration du contrôle de l'AMF.

Les améliorations des réponses de l'AMF sont présentées sur les deux figures suivantes :

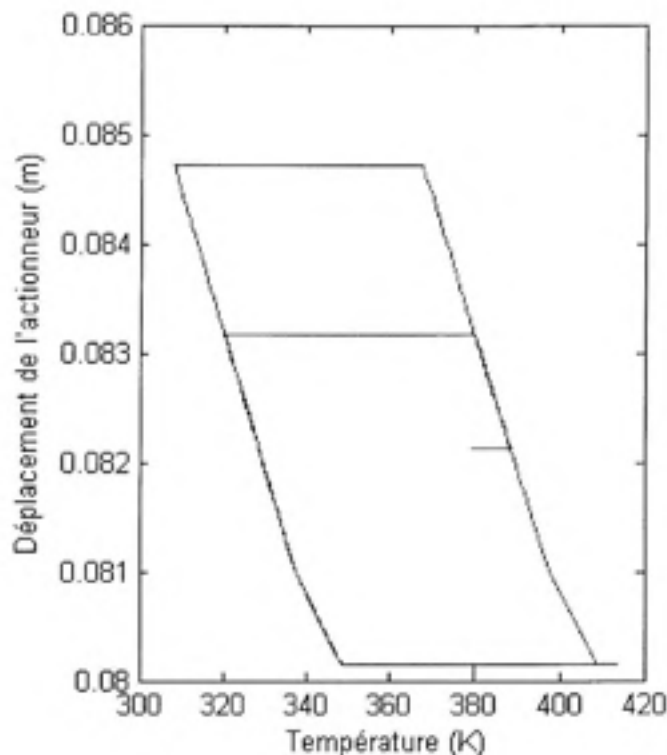


Figure 3.16 *Déplacement de l'actionneur en fonction de la température avec le nouvel algorithme.*

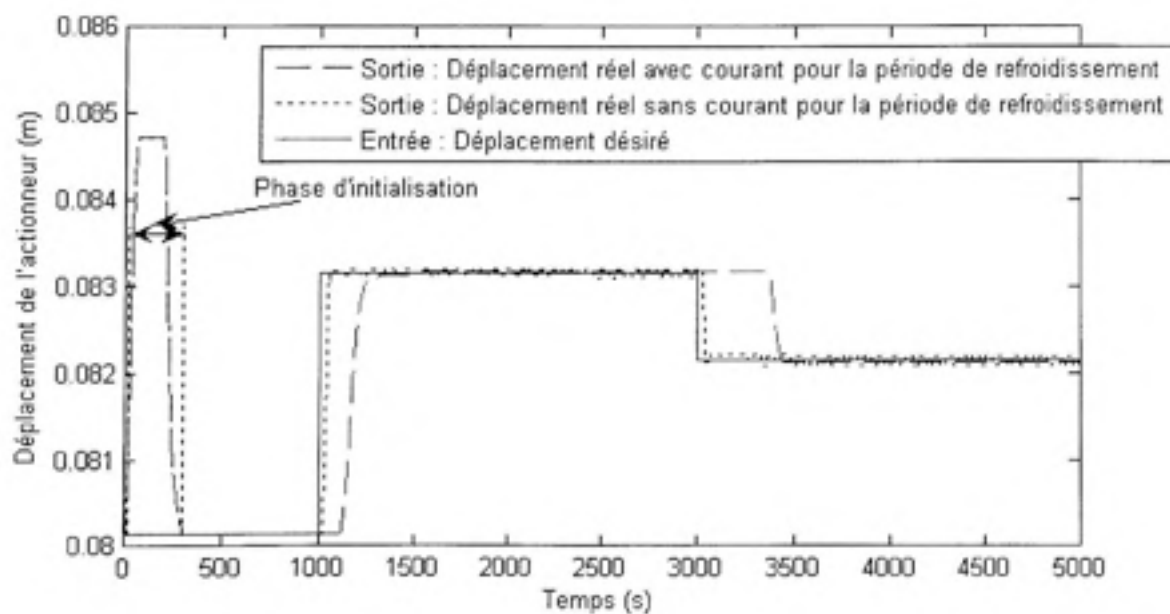


Figure 3.17 *Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec le nouvel algorithme.*

Nous pouvons voir sur la figure suivante comment le temps de réponse à 0.5 % de l'entrée est calculé :

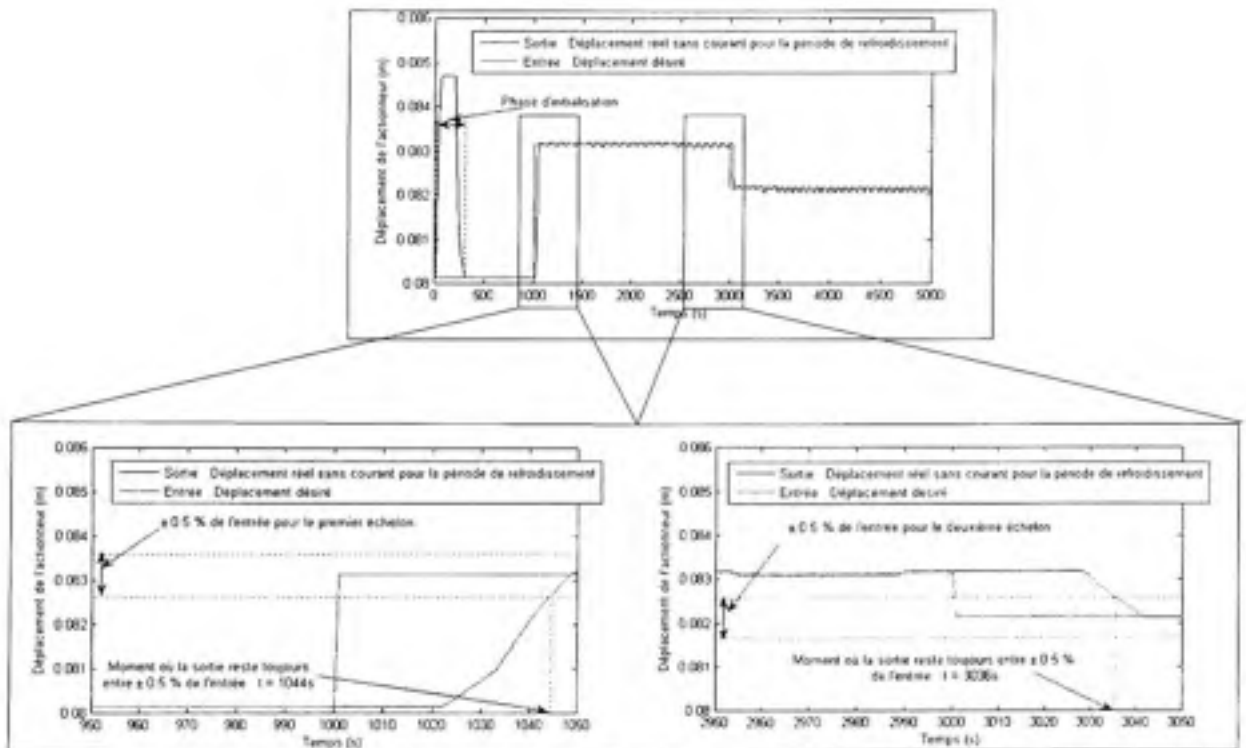


Figure 3.18 *Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.*

Nous pouvons voir sur la Figure 3.17 l'amélioration du temps de réponse. En revanche, des oscillations apparaissent autour des points d'équilibre. Pendant le premier échelon, le temps de réponse à 0.5 % de l'entrée est de 36 secondes, au lieu de 381 secondes précédemment.

Les oscillations apparaissant sont causées par une mauvaise évaluation du courant à injecter pendant la phase de refroidissement. En effet, avec un courant de 0 A, le signe de la quantité «déflexion désirée moins déflexion actuelle» change continuellement. De ce fait, nous permutons continuellement dans notre algorithme (Figure 3.15), créant ainsi des oscillations.

Après plusieurs tentatives sur l'intensité du courant à injecter pendant la phase de refroidissement, nous décidons d'imposer un courant de quatre ampères pendant cette phase, au lieu de zéro ampère comme précédemment. Les résultats obtenus sont meilleurs, comme le montrent la Figure 3.19 et Figure 3.20 :

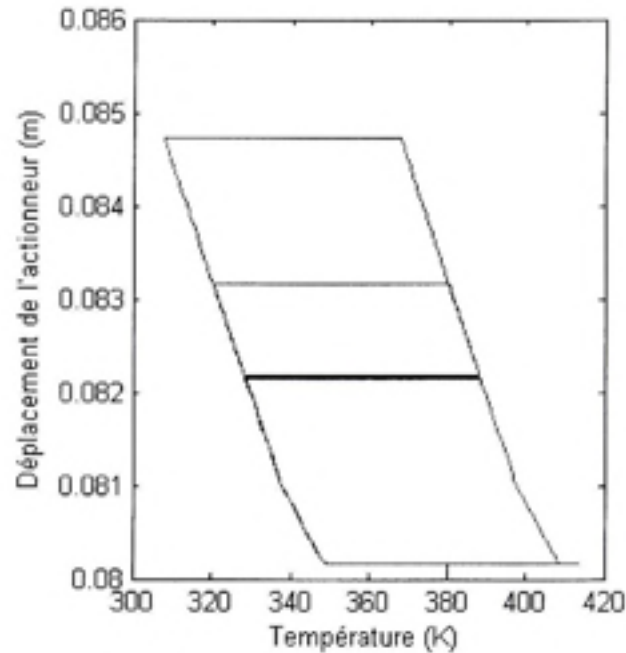


Figure 3.19 *Déplacement de l'actionneur en fonction de la température avec l'amélioration de l'algorithme.*

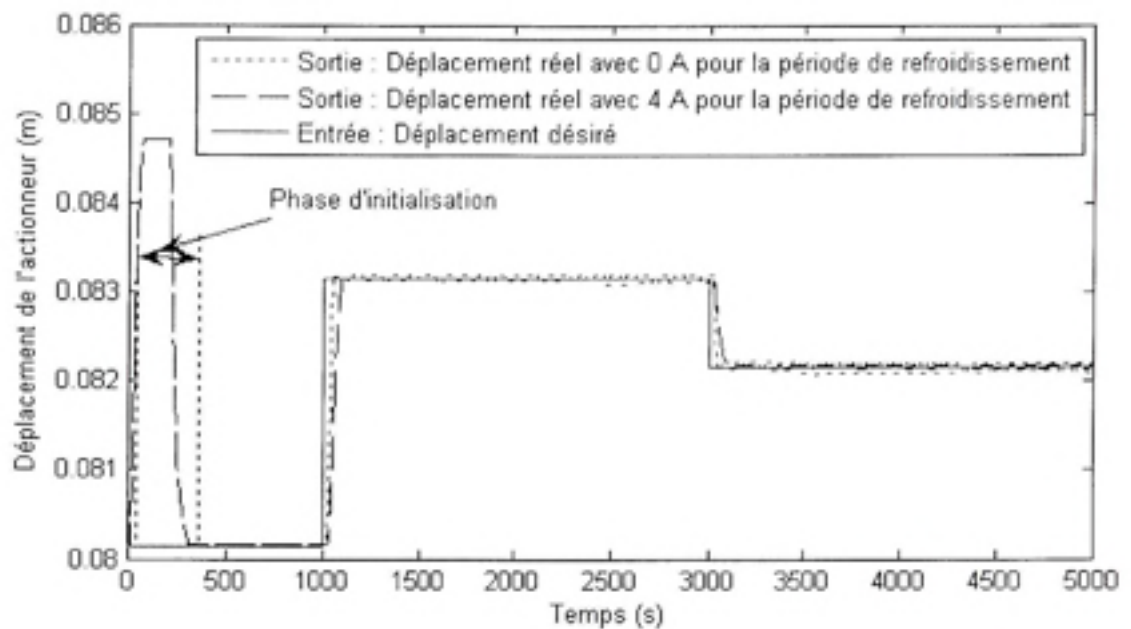


Figure 3.20 *Déplacement de l'actionneur en fonction du temps avec l'amélioration de l'algorithme.*

Nous pouvons voir sur la figure suivante la manière de calculer le temps de réponse à 0.5 % :

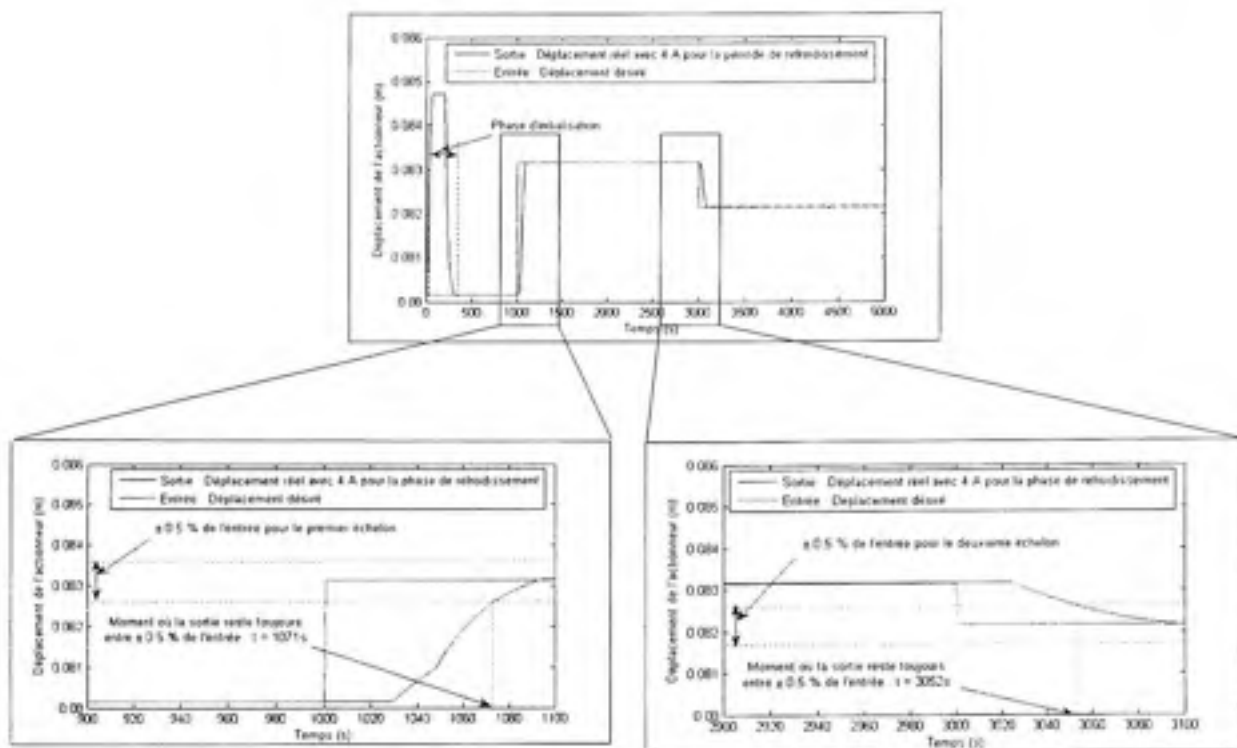


Figure 3.21 *Mesure du temps de réponse à 0.5 % de l'entrée.*

Dans ce cas, les oscillations autour des positions d'équilibre sont plus petites, et les temps de réponses sont toujours satisfaisants. Après le premier échelon, nous obtenons un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 71 secondes, au lieu de 44 secondes précédemment. Après le deuxième échelon, nous obtenons un temps de réponse à 0.5 % de l'entrée de 52 secondes, au lieu de 36 secondes précédemment.

Le bloc AMF (bloc 4 sur la Figure 1.1) est maintenant bien contrôlé. Cependant, lorsque ce bloc est implanté dans la boucle principale, le contrôle n'est pas satisfaisant. Pour cette raison, nous devons implémenter un bloc contrôleur en amont du bloc AMF dans la boucle fermée (voir Figure 1.1). Ici, la boucle fermée de l'AMF est asservie en position (un capteur de position sera installé lors des essais en tunnel à vent). En revanche, la boucle fermée du système entier est asservie en pression.

3.1.4 Bloc 3 «Contrôleur»

Le but de ce bloc est de contrôler la déflexion du profil. Il est situé dans la boucle fermée principale (Figure 1.1), alors que le PID conçu dans le paragraphe précédent est localisé à l'intérieur du bloc AMF.

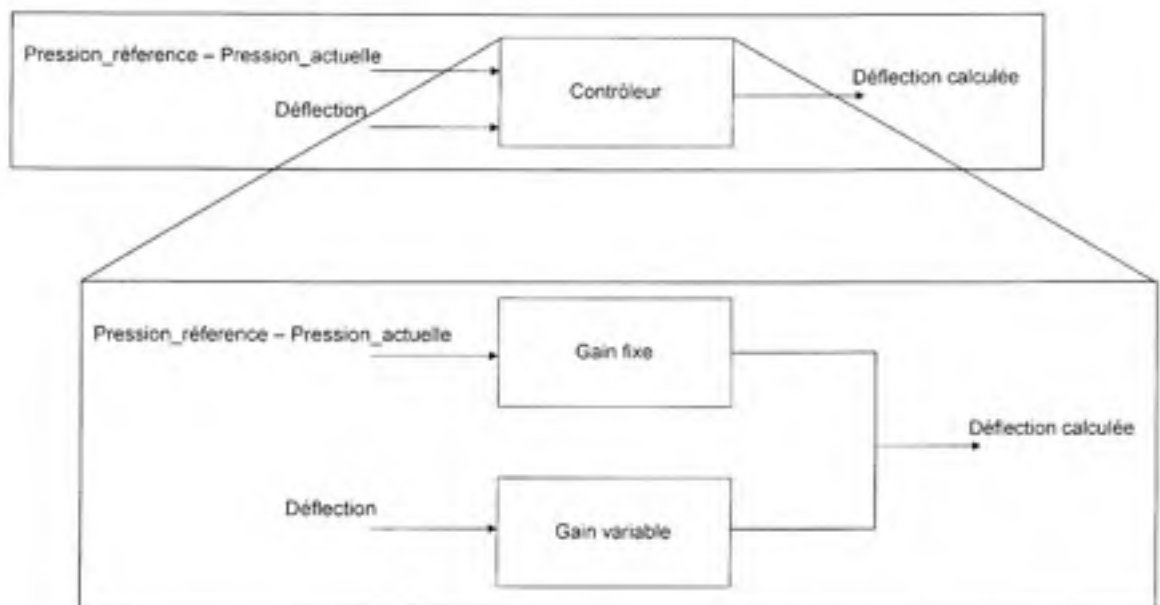


Figure 3.22 Détails du bloc 4 «Contrôleur».

Nous avons deux dynamiques différentes dans chaque boucle fermée (voir Figure 1.1). D'un côté, nous avons une dynamique très rapide dans le bloc 2, «Détermination de la pression et de la position du point de transition» (voir la Figure 3.2), avec un algorithme qui doit réagir aussi vite que possible. De l'autre côté, nous avons dans le bloc 4, «AMF» (voir Figure 3.3), une dynamique très lente, avec des temps de réponse assez élevés. Pour cette raison, le contrôleur PID localisé à l'intérieur du bloc «AMF» ne peut pas contrôler aussi la boucle principale de la Figure 1.1. Il est donc nécessaire de créer un bloc «Contrôleur» localisé avant le bloc «AMF» dans la boucle fermée afin de gérer ces deux dynamiques. Ce bloc «Contrôleur» est composé de deux types de gains : un gain proportionnel fixe, et un gain variable. Le gain proportionnel réduit l'inertie du système créée par le modèle de l'AMF. Le

gain variable ajuste le contrôleur en fonction des valeurs de déflexions en entrée (bloc 1 de la Figure 1.1).

3.2 Résultats et discussions

Trois différents types de simulations ont été réalisés afin de valider le design des trois contrôleurs (deux localisés dans le bloc «Contrôleur» et un dans le bloc «AMF»), pour les conditions d'écoulement suivantes : nombre de Mach $M = 0.2$, température $T = 288.15$ °K et nombre de Reynolds $Re = 2.29 \cdot 10^6$.

L'endroit où agit l'actionneur est localisé à 36 % de la corde du profil de l'aile. Les résultats obtenus à la suite des trois types de simulation sont représentés et discutés du point de vue des déflexions des profils et de la position du point de transition en fonction du temps dans les sous-sections suivantes. Trois phases sont présentes dans les simulations : la phase d'initialisation, le premier échelon et le deuxième échelon.

3.2.1 Première simulation

Lors de cette première simulation, nous considérons un angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$, et une déflexion du profil en fonction du temps comme suit :

- De $t = 0$ s à $t = 500$ s, la déflexion reste à 0 cm.
- De $t = 500$ s à $t = 1000$ s, la déflexion varie de 0 cm à 2 cm
- De $t = 1000$ s à $t = 1500$ s, la déflexion varie de 2 à 1 cm

Les résultats sont présentés sur la Figure 3.23.

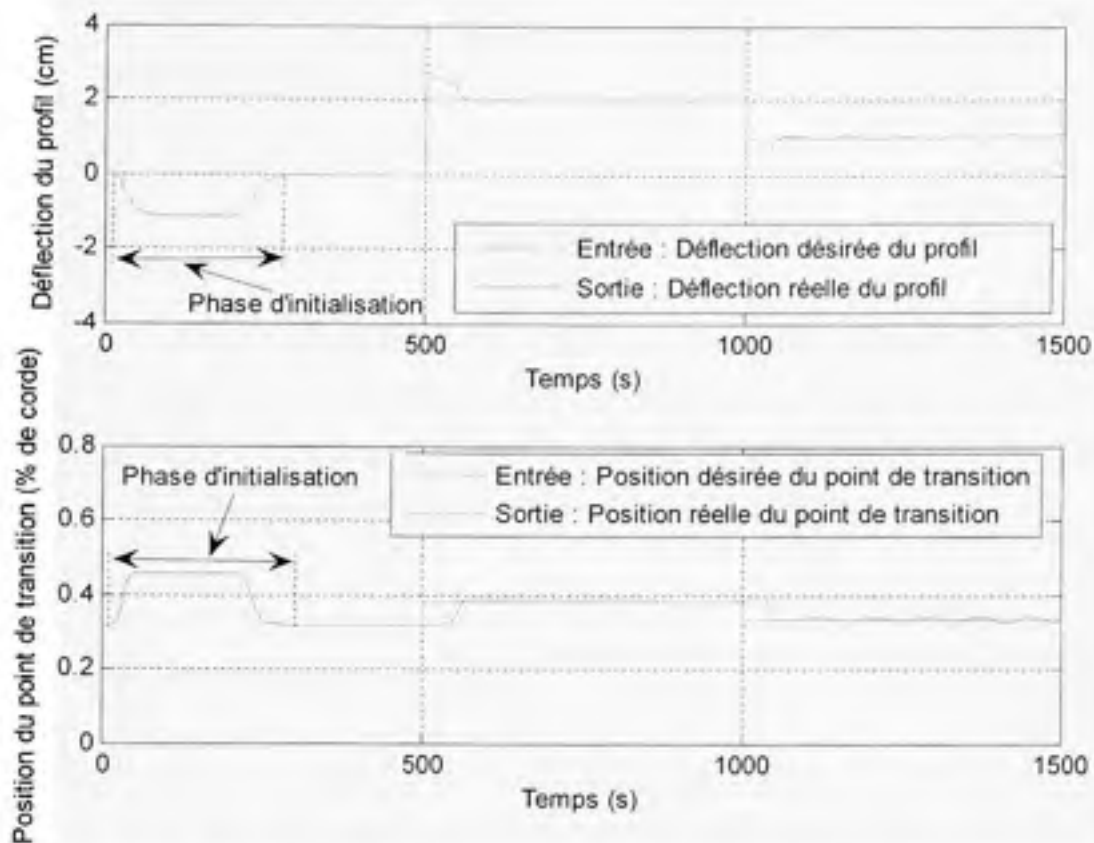


Figure 3.23 Résultats du premier type de simulation.

3.2.1.1 Phase d'initialisation

Pendant la phase d'initialisation, plus précisément pendant les 500 premières secondes, l'entrée de la déflection du profil reste à 0 cm. Nous pouvons remarquer que pendant les 200 premiers secondes, l'entrée et la sortie ne sont pas les mêmes. Pendant ces 200 secondes, l'AMF doit passer à travers les phases de transformation et de refroidissement (voir la Figure 3.5). Cette période de temps de 200 secondes ne peut pas être évitée et elle est intrinsèque au comportement d'un AMF. Le contrôle ne peut être efficace tant que le point de fonctionnement n'a pas atteint la fin de la phase de refroidissement. Après cette période de 200 secondes, nous pouvons remarquer que la déflection du profil et la position du point de transition sont bien contrôlées, puisque les deux sorties convergent rapidement vers les deux entrées. La position du point de transition a été calculée à 31 % de la corde par l'utilisation

de l'algorithme de calcul présenté précédemment (bloc 2 sur la Figure 1.1). Nous avons obtenu une précision de 0.03 % pour la déflexion du profil et de 0.04 % pour la position du point de transition. La précision ici et dans les paragraphes suivants consiste en l'erreur relative :

$$Précision(\%) = \frac{|Sortie - Entrée|}{|Entrée|} * 100 \quad (3.4)$$

Le temps de réponse à 5 % de l'entrée est le temps que prend le système pour être stabilisé à $\pm 5\%$ de la valeur finale, qui est l'entrée ici. Nous étudions dans toute cette partie le temps de réponse à 5 % et non 0.5 % étant donné que les variations possibles du déplacement de la géométrie de l'aile restent toujours dans un intervalle supérieur à 0.5%.

3.2.1.2 Première déflexion du profil

A $t = 500$ secondes, une déflexion de 0 cm à 2 cm est imposée, ce qui correspond à un déplacement du point de transition de 31 % à 38 % de la corde, suivant l'algorithme de calcul décrit au chapitre 2. La position du point de transition et la déflexion sont bien contrôlées, et le temps de réponse est rapide. Même s'il existe un dépassement, le temps de réponse et la précision sont satisfaisants, que ce soit pour la déflexion du profil ou bien la position du point de transition (voir le Tableau 3.4). Nous obtenons une précision de 0.5 % pour la déflexion du profil et de 0.02 % pour la position du point de transition. Le temps de réponse à 5 % de l'entrée est de 56 secondes pour la déflexion et de 57 secondes pour la position du point de transition.

3.2.1.3 Deuxième déflexion du profil

A $t = 1000$ secondes, une seconde déflexion, de 2 cm à 1 cm est imposée, ce qui correspond à un déplacement du point de transition entre 38 % et 33 % de la corde d'après Popov *et al* (2008). Le temps de réponse du système et la précision sont satisfaisants. Nous obtenons une précision de 4.7 % pour la déflexion, et de 1.5 % pour la position du point de transition. Le

temps de réponse à 5 % de l'entrée est de 47 secondes pour la position du point de transition, et de 53 secondes pour la déflexion du profil. Nous pouvons résumer les résultats de cette première simulation dans le tableau suivant :

Tableau 3.4

Caractéristiques de la réponse pendant la première simulation

	Déflexion du profil		Position du point de transition	
	Précision	Temps de réponse à 5 % de l'entrée	Précision	Temps de réponse à 5 % de l'entrée
Phase d'initialisation	0.03%	200 s	0.04%	200 s
Première déflexion	0.50%	56 s	0.02%	57 s
Deuxième déflexion	4.70%	53 s	1.50%	47 s

Nous pouvons voir sur le tableau suivant que nous avons réussi à contrôler la position du point de transition en changeant la géométrie du profil :

Tableau 3.5

Variation du type de profil en fonction de la position du point de transition

	Phase d'initialisation		Première déflexion		Deuxième déflexion	
	De	A	De	A	De	A
Nom du profil	varaa0	varaa0	varaa0	varaa-3	varaa-3	varaa-1
Position du point de transition (% de corde)	31%	31%	31%	38%	38%	33%

3.2.2 Seconde simulation

Lors de cette première simulation, nous considérons un angle d'attaque modélisé par une fonction sinusoïdale d'amplitude 2 degrés, de fréquence 0.01 rad/sec, et une déflexion du profil en fonction du temps comme suit :

- De $t = 0$ s à $t = 500$ s, la déflexion reste à 0 cm.
- De $t = 500$ s à $t = 1000$ s, la déflexion varie de 0 cm à 2 cm

- De $t = 1000$ s à $t = 1500$ s, la déflexion varie de 2 à 1 cm

Le choix de prendre un angle d'attaque variant de façon sinusoïdale est guidé par le souci de se rapprocher le plus possible d'un comportement réel en régime de croisière. Dans un régime de croisière, l'angle d'attaque a de petites variations autour de 0° . Les résultats obtenus sont montrés sur la Figure 3.24.

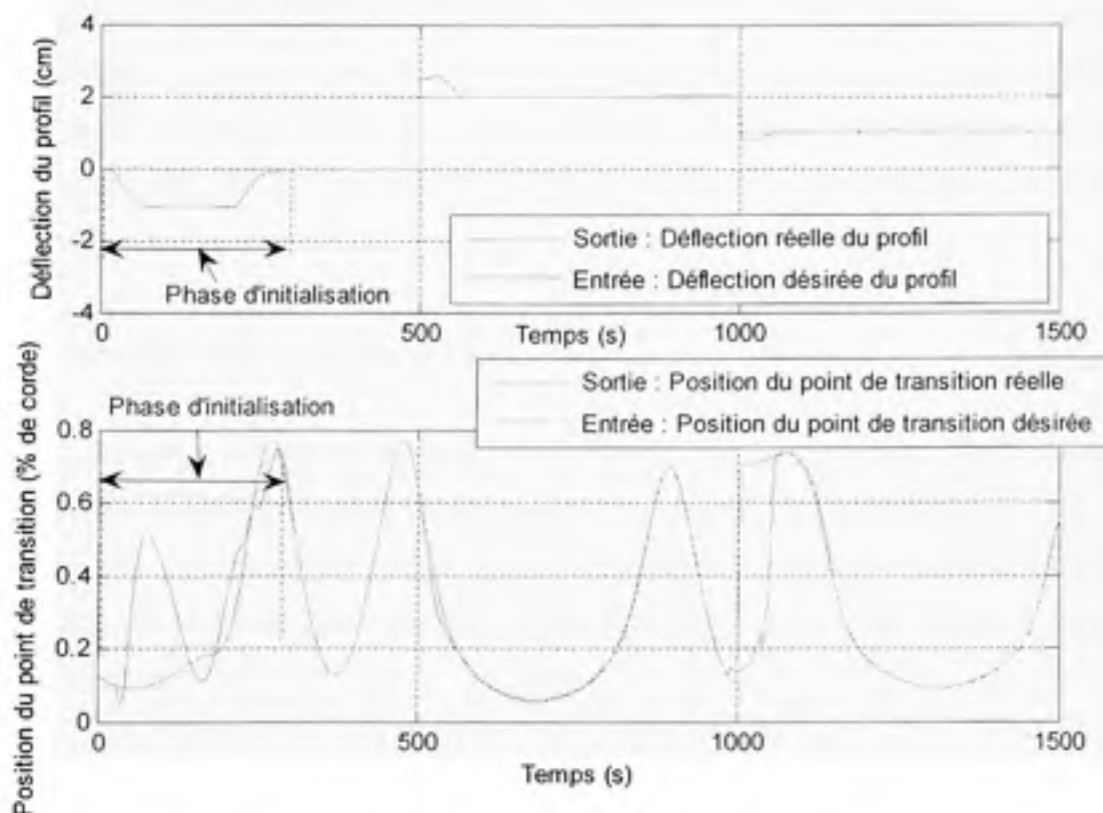


Figure 3.24 *Deuxième type de simulation.*

Nous remarquons que la déflexion du profil est bien contrôlée. Les variations de l'angle d'attaque, qui sont différentes de la première simulation, ne présentent pas d'influence sur le contrôle de la déflexion du profil, puisque la déflexion du profil reste la même que précédemment pendant la simulation. En revanche, le point de transition varie beaucoup et continuellement, ce qui est dû à la variation sinusoïdale de l'angle d'attaque. La conséquence

de cette variation est que l'écoulement laminaire sur l'extrados est tantôt prépondérant (lorsque le point de transition est proche du bord de fuite), tantôt minoritaire (lorsque celui-ci est proche du bord d'attaque).

3.2.2.1 Phase d'initialisation

Pendant les premières 500 secondes, l'entrée de la déflexion reste à zéro centimètre. Pendant cette phase, la position du point de transition (en sortie) est éloignée de l'entrée, et ceci est dû au comportement non-linéaire de l'AMF. Après 200 secondes de cette période, la position du point de transition est bien contrôlée. La position du point de transition varie entre 7 % et 75 % de la corde du profil, ce qui couvre tout l'intervalle accepté pour le point de transition. Nous obtenons une précision de 0.03 % pour la déflexion et de 0.04 % pour la position du point de transition.

3.2.2.2 Première déflexion du profil

A $t = 500$ secondes, une déflexion de 0 cm à 2 cm est imposée. Nous pouvons voir sur la Figure 3.24 un léger dépassement. Nous trouvons une précision de 0.5 % pour la déflexion du profil et de 0.12 % pour la position du point de transition. Le temps de réponse à 5 % de l'entrée est de 56 secondes pour la déflexion du profil, et de 47 secondes pour la position du point de transition.

3.2.2.3 Deuxième déflexion du profil

A $t = 1000$ secondes, une déflexion de 2 cm à 1 cm est imposée au profil. Nous trouvons une précision de 4.7 % pour la déflexion du profil, et de 0.02 % pour la position du point de transition. Le temps de réponse à 5 % de l'entrée est de 53 secondes pour la déflexion du profil, et de 57 secondes pour la position du point de transition. Nous pouvons résumer la précision et le temps de réponse à 5 % de l'entrée dans le Tableau 3.6:

Tableau 3.6

Caractéristiques des réponses pendant la deuxième simulation

	Déflexion du profil		Position du point de transition	
	Précision	Temps de réponse à 5 % de l'entrée	Précision	Temps de réponse à 5 % de l'entrée
Phase d'initialisation	0.03%	200 s	0.04 %	200 s
Première déflexion	0.50%	56 s	0.12 %	47 s
Deuxième déflexion	4.70%	53 s	0.02 %	57 s

3.2.3 Troisième simulation

Le but de cette troisième simulation est de mettre en valeur le fait que le changement de la géométrie du profil nous permet concrètement de déplacer la position du point de transition vers le bord de fuite. Dans cette simulation, l'angle d'attaque et la déflexion sont tous les deux modélisés comme des fonctions sinusoïdales, d'amplitude 2 degrés et de fréquence 1/500 rad/sec. Les résultats sont montrés sur la Figure 3.25.

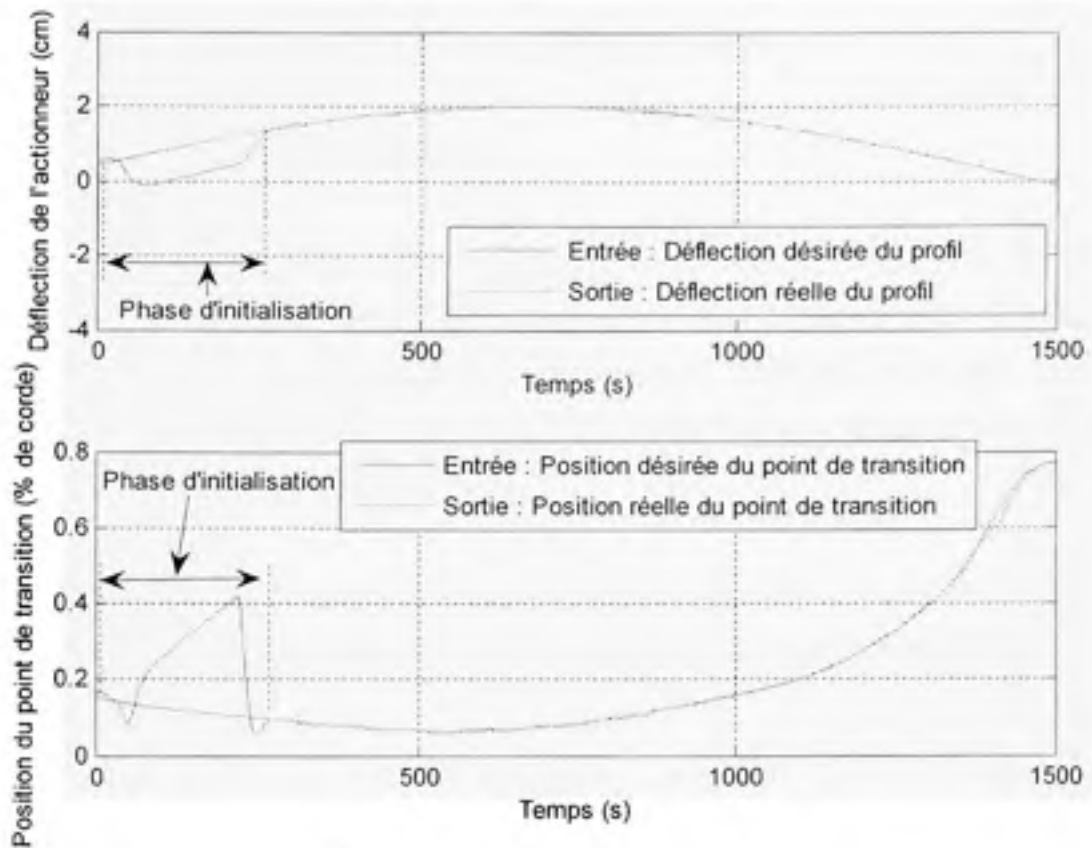


Figure 3.25 *Troisième type de simulation.*

Nous pouvons noter ici que le changement de la géométrie du profil nous permet concrètement de déplacer le point de transition vers le bord de fuite. Le principe d'utilisation d'une aile déformable équipée d'actionneurs SMA, et d'une peau flexible afin de réduire la traînée est bien validé. Les deux paragraphes suivants décrivent les résultats obtenus.

3.2.3.1 Phase d'initialisation

Pendant cette phase, la position du point de transition et la déflection sont éloignées des entrées, ce qui est dû au comportement non-linéaire de l'AMF. Après 200 secondes de cette période, les deux contrôles sont bien effectués. La position du point de transition, tout comme la déflection sont bien contrôlées. La position du point de transition varie de 15 % à 9

% de la corde et la déflexion varie de 0.4 cm à 1.35 cm. La précision est de 1.07 % pour la déflexion, et de 1.03 % pour la position du point de transition.

3.2.3.2 Après la phase d'initialisation

Pendant les 1250 secondes suivantes, le contrôle est satisfaisant. La position du point de transition varie de 9 % à 76 % de la corde, pendant que la déflexion varie de 1.35 cm à -0.15 cm. Nous obtenons ici une précision de 0.94 % pour la déflexion, et de 0.87 % pour la position du point de transition. Pendant toute cette phase, les deux réponses temporelles sont en tout temps situées entre ± 5 % de l'entrée.

Nous pouvons voir sur le tableau suivant comme la géométrie du profil évolue et les conséquences de l'évolution de cette géométrie sur la position du point de transition :

Tableau 3.7

Caractéristiques des réponses pendant le troisième type de simulation

		Nom du profil		Position du point de transition (% de corde)	
De	A	De	A	De	A
0s	93s	varaa2	varaa1	15%	13%
93s	157s	varaa1	varaa-1	13%	11%
157s	358s	varaa-1	varaa-2	11%	8%
358s	662s	varaa-2	varaa-3	8%	7%
662s	1002s	varaa-3	varaa-2	7%	16%
1002s	1205s	varaa-2	varaa-1	16%	28%
1205s	1262s	varaa-1	varaa1	28%	35%
1262s	1337s	varaa1	varaa2	35%	46%
1337s	1391s	varaa2	varaa3	46%	59%
1391s	1432s	varaa3	varaa4	59%	70%
1432s	1451s	varaa4	varaa5	70%	74%
1451s	1481s	varaa5	varaa6	74%	75%
1481s	1500s	varaa6	varaa7	75%	76%

CONCLUSION

Une méthode de détermination de la transition du régime laminaire au régime turbulent sur l'extrados d'une aile à partir de la distribution de pression a été étudiée. Il a été montré, grâce à la validation effectuée avec le logiciel Xfoil, que la transition pourrait se trouver par la plus grande courbure de la courbe de distribution de pression. Cette technique a identifié la position du point de transition avec une erreur moyenne de 0.23 % par la méthode PCHIP et 0.33 % par la méthode spline. Cette méthode ne remplace cependant pas la méthode théorique e^N ou d'autres méthodes numériques. En effet, cette méthode est basée sur les résultats justement obtenus par les méthodes e^N ou autres, notamment en ce qui concerne la distribution de pressions en fonction de la corde.

Cette méthode est avantageuse pour son application dans des systèmes en temps réel, comme par exemple pour le contrôleur d'une aile déformable. En effet, celui-ci doit mesurer la distribution de pression, calculer la dérivée seconde et ensuite identifier la position du point de transition pour donner un ordre adéquat à l'actionneur afin d'optimiser la géométrie de l'aile. Il existe cependant des limitations à cette méthode notamment en ce qui concerne l'intervalle de pourcentage de corde où le point de transition peut être cherché. Cette méthode ne fonctionne pas correctement lorsque l'on se place proche du bord d'attaque, étant donné le maximum de pression qui s'y trouve. De plus, une détermination fine du point de transition dépend d'une densité suffisante de mesures de pressions le long de la corde du profil.

Ce projet présente un moyen simple d'implémentation d'un contrôle pour la position du point de transition et pour la déflexion, sur une aile déformable équipée d'actionneurs, de capteurs et de peau flexible. La réalisation de ce contrôle a été réalisée en deux étapes. La première étape a été de contrôler le bloc «AMF» (bloc 4 sur la Figure 1.1). L'AMF a un comportement non-linéaire avec une dynamique très lente. La méthode IMC a été préférée à la méthode ZN, étant donné qu'elle permet d'obtenir de meilleurs résultats. Une fois que la boucle fermée à l'intérieur du bloc «AMF» a été bien contrôlée, il a fallu contrôler la boucle fermée générale.

Cette boucle fermée principale a une dynamique plus rapide en raison de l'algorithme de calcul du point de transition localisé dans le bloc 2, «Détermination de la pression et de la position du point de transition » (bloc 2 sur la Figure 1.1). Pour cette raison, la présence d'un bloc «Contrôleur» (bloc 3 sur la Figure 1.1) est nécessaire. Le gain proportionnel permet de réduire l'inertie du système ainsi créée par le modèle de l'AMF. Le gain variable permet d'ajuster le contrôle en fonction de la valeur de la déflexion mise en entrée (bloc 1 sur la Figure 1.1).

Les simulations ont permis de valider notre choix de conception, étant donné que l'on obtient des réponses rapides et précises. L'avantage principal de cette méthode est sa simplicité et son incorporation aisée dans des applications expérimentales, comme par exemple pour la réalisation du contrôleur d'une aile flexible.

ANNEXE I

CARACTÉRISTIQUES DES PROFILS MODIFIÉS

Suite à l'application de l'actionneur à 36 % de la corde, dix-sept profils ont été créés. Les coefficients C_l , C_d et C_l/C_d ont été calculés avec le logiciel Xfoil. Voici les résultats :

Tableau A.1

Caractéristiques des profils modifiés pour $\alpha = -2^\circ$ et $\alpha = -1^\circ$

Profil	Déflexion (cm)	Angle d'attaque -2 degrés				Angle d'attaque -1 degrés			
		Xt _{EXT} (% corde)	C _d	C _l	C _l /C _d	Xt _{EXT} (% corde)	C _d	C _l	C _l /C _d
AA-3	2	41.57	0.00715	0.2702	37.79021	9.22	0.00861	0.3872	44.97096
AA-2	1.6	43.2	0.00699	0.2567	36.72389	39.65	0.00647	0.3881	59.98454
AA-1	1.2	45.43	0.00683	0.2452	35.90044	43.31	0.00618	0.377	61.00324
AA1	0.8	48.43	0.00665	0.2357	35.44361	45.77	0.00596	0.3669	61.5604
AA2	0.5	53.92	0.00633	0.2329	36.79305	49.63	0.00572	0.3621	63.3042
AA3	0.3	64.62	0.0057	0.2399	42.08772	53.33	0.0055	0.3605	65.54545
AA4	0.15	74.98	0.0051	0.2506	49.13725	53.53	0.00549	0.3568	64.99089
AA5	0.05	74.51	0.00513	0.2472	48.18713	46.26	0.00589	0.3465	58.82852
AA0	0	75.22	0.00511	0.2468	48.29746	41.34	0.00616	0.3406	55.29221
AA6	-0.05	74.67	0.00513	0.2446	47.68031	37.19	0.00639	0.335	52.42567
AA7	-0.15	69.67	0.00541	0.2343	43.30869	32.8	0.00661	0.3285	49.69743
AA8	-0.3	34.02	0.00733	0.1936	26.41201	28.88	0.00679	0.3211	47.29013
AA9	-0.5	28.96	0.00753	0.1849	24.55511	25.54	0.00693	0.3133	45.20924
AA10	-0.8	24.69	0.00765	0.1752	22.90196	22.53	0.00708	0.3032	42.82486
AA11	-1.2	21.39	0.00776	0.164	21.13402	20.08	0.00718	0.2919	40.6546
AA12	-1.6	19.39	0.00785	0.1543	19.65605	18.34	0.00729	0.2814	38.60082
AA13	-2	18	0.00792	0.1455	18.37121	17.17	0.00738	0.2722	36.88347

Tableau A.2

Caractéristiques des profils modifiés pour $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 1^\circ$

Profil	Déflexion (cm)	Angle d'attaque 0 degré				Angle d'attaque 1 degré			
		Xt _{EXT} (% corde)	C _d	C _l	C _l /C _d	Xt _{EXT} (% corde)	C _d	C _l	C _l /C _d
AA-3	2	7.89	0.00887	0.5134	57.8805	7.16	0.00932	0.6378	68.433476
AA-2	1.6	8.38	0.00856	0.4974	58.10748	7.41	0.00898	0.6213	69.187082
AA-1	1.2	9.38	0.0083	0.4817	58.03614	7.65	0.00874	0.6046	69.176201
AA1	0.8	27.65	0.00708	0.4781	67.52825	8.21	0.00853	0.5885	68.991794
AA2	0.5	39.96	0.00621	0.4802	77.32689	8.76	0.00841	0.5768	68.585018
AA3	0.3	33.9	0.00657	0.4681	71.2481	9.38	0.00832	0.5693	68.425481
AA4	0.15	27.43	0.00693	0.4576	66.03175	10.19	0.00824	0.5643	68.48301
AA5	0.05	26.42	0.00697	0.4537	65.09326	10.94	0.00817	0.5612	68.69033
AA0	0	25.92	0.00699	0.4521	64.67811	11.32	0.00815	0.56	68.711656
AA6	-0.05	25.17	0.00702	0.4498	64.07407	11.97	0.00809	0.5587	69.060569
AA7	-0.15	23.99	0.00707	0.4459	63.06931	12.98	0.00801	0.5562	69.438202
AA8	-0.3	22.51	0.00713	0.4402	61.73913	14.38	0.00789	0.5527	70.050697
AA9	-0.5	20.99	0.00719	0.4332	60.25035	15.26	0.00781	0.5474	70.089629
AA10	-0.8	19.61	0.00728	0.4237	58.20055	15.8	0.00774	0.5392	69.664083
AA11	-1.2	18.06	0.00735	0.412	56.05442	15.45	0.00776	0.5276	67.989691
AA12	-1.6	17.1	0.00742	0.4017	54.13747	15.22	0.0078	0.5168	66.25641
AA13	-2	16.17	0.00752	0.3915	52.06117	14.82	0.00788	0.5064	64.263959

Tableau A.3

Caractéristiques des profils modifiés pour $\alpha = 2^\circ$ et $\alpha = 3^\circ$

Profil	Déflexion (cm)	Angle d'attaque 2 degrés				Angle d'attaque 3 degrés			
		X _{tEXT}	C _d	C _l	C _f /C _d	X _{tEXT}	C _d	C _l	C _f /C _d
		(% corde)				(% corde)			
AA-3	2	5.84	0.00983	0.761	77.4161	4.54	0.01052	0.8815	83.7928
AA-2	1.6	6.15	0.00946	0.744	78.6469	4.7	0.01009	0.8642	85.6492
AA-1	1.2	6.48	0.00919	0.7267	79.0751	4.78	0.00981	0.846	86.2385
AA1	0.8	6.69	0.00900	0.7096	78.8444	4.91	0.00962	0.828	86.0707
AA2	0.5	7.24	0.00888	0.6971	78.5023	4.99	0.00953	0.8143	85.446
AA3	0.3	7.37	0.00883	0.6884	77.9615	5.08	0.00948	0.8049	84.9051
AA4	0.15	7.55	0.00879	0.6823	77.6223	5.28	0.00945	0.7983	84.4762
AA5	0.05	7.7	0.00876	0.6782	77.4201	5.38	0.00943	0.7938	84.1782
AA0	0	7.77	0.00875	0.6765	77.3143	5.42	0.00942	0.7919	84.0658
AA6	-0.05	7.86	0.00874	0.6743	77.151	5.46	0.00941	0.7894	83.8895
AA7	-0.15	8	0.00872	0.6703	76.8693	5.51	0.00941	0.7848	83.4006
AA8	-0.3	8.31	0.00869	0.6644	76.4557	5.61	0.0094	0.778	82.766
AA9	-0.5	8.87	0.00863	0.6571	76.1414	5.73	0.00941	0.7688	81.7003
AA10	-0.8	10.71	0.00848	0.6485	76.4741	6.23	0.00939	0.7555	80.4579
AA11	-1.2	12.4	0.00834	0.6379	76.4868	7.01	0.00939	0.7384	78.6368
AA12	-1.6	13.05	0.00833	0.627	75.2701	8.29	0.00933	0.7192	77.0847
AA13	-2	13.19	0.00839	0.6156	73.3731	10.14	0.00922	0.7063	76.6052

BIBLIOGRAPHIE

- Arena, A. V., and Mueller, T. J. 1980. "Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment Near the Leading Edge of Airfoils," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 7, pp. 747–753.
- Drela, M., and Giles, M. B. 1987. "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 10, pp. 1347–1355.
- Drela, M. 2003. "Implicit Implementation of the Full ϵ_n Transition Criterion," *AIAA Paper* 2003-4066.
- Driver, J., and Zingg, D. W. 2006. "Optimized Natural-Laminar-Flow Airfoils," *AIAA Paper* 2006-0247.
- Fritsch, F. N., and Carlson, R. E. 1980. "Monotone Piecewise Cubic Interpolation," *SIAM Journal on Numerical Analysis*, Vol. 17, No. 2, pp. 238–246.
- Galbraith, R. A., and Coton, F. N. 1990. "Two-Dimensional, Incompressible Aerofoil Design and Analysis," *Computational Methods in Viscous Aerodynamics*, edited by T. K. S. Murthy and C. A. Brebbia, Computational Mechanics Publications, Ashurst Lodge, Southampton, U.K., pp. 331–367.
- Jacob, J. D. 1998. "On the Fluid Dynamics of Adaptive Airfoils," *Proceedings of 1998 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, ASME, Fairfield, NJ, pp. 167–176.
- Khrabrov, A., and Oi, M. V. 2004. "Effects of Flow Separation on Aerodynamic Loads in Linearized Thin Airfoil Theory," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 4, pp. 944–948.

- Khabrov, A., and Greenwell, D. 2006. "Influence of Steady Pitch Rate on 2-D Airfoil Aerodynamic Characteristics at Incidence," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 5, pp. 1552–1555.
- Lee-Jung-Ryul. 2003. "In-flight health monitoring of a subscale wing using a fibre Bragg grating sensor system", *Smart Materials and Structures*, v 12(1), p 147-155.
- Mamou, M., Yuan, W., and Khalid, M. 2006 "Transition Prediction in Low Reynolds Airfoil Flows Using Finite Element/Difference Solvers Coupled with the en Method: A Comparative Study," *AIAA Paper 2006-3176*.
- Martin, C.A. 1999. "Design and fabrication of Smart Wing wind tunnel model and SMA control surfaces", *Proceedings of the 1999 Smart Structures and Materials - Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, Newport Beach, CA, USA.
- Martins, A. L., Catalano, F. M. 2003. "Drag Optimisation For Transport Aircraft Mission Adaptive Wing", *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences*, vol. 25, no. 1.
- Munday, D., Jacob, J.D., T. Hauser, and Huang, G. 2002. "Experimental and Numerical Investigation of Aerodynamic Flow Control Using Oscillating Adaptive Surfaces", *AIAA Paper No. 2002-2837*, 1st AIAA Flow Control Conference, St. Louis.
- O'Meara, M. M., and Mueller, T. J. 1987. "Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 8, pp. 1033–1041.
- Popov A., Botez R.M., Labib, M. 2008. "Transition point detection from the surface pressure distribution for controller design", *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 45 no. 1, pp. 23-28.

- Powers, S.G. and Lannie D. Webb. 1997. "Flight Wing Surface Pressure and Boundary-Layer Data Report from the F-111 Smooth Variable-Camber Supercritical Mission Adaptive Wing", Dryden Flight Research Center, Edwards, California, NASA Technical Memorandum 4789.
- Rist, U., and Augustin, K. 2006. "Control of Laminar Separation Bubbles Using Instability Waves," *AIAA Journal*, Vol. 44, pp. 2217-2223.
- Rivera DE., Morari M., Skogestad S. 1986, "Internal Model Control. 4. PID Controller Design", *Ind. Eng. Chem. Process Des. Dev.*, 25, 252-265.
- Sobieczky, H., Geissler, W. 1999. "Active Flow Control Based On Transonic Design Concepts", DLR German Aerospace Research Establishment, AIAA 99-3127.
- Song G., Kelly B., Agrawal BN. 2000. "Active position control of a shape memory alloy wire actuated composite beam", *Smart Materials & Structures* 9 (5): 711-716.
- Wadehn, W., Sommerer, A., Lutz, Th., Fokin, D., Pritschow, G., Wagner, S. 2002. "Structural Concepts and Aerodynamic Design of Shock Control Bumps", *Proceedings 23rd ICAS Congress, Toronto, Canada, ICAS Paper 66R1.1*
- Ziegler JG., Nichols NB. 1942. "Optimum settings for automatic controllers", *Transactions on ASME*; 64(8):759-768.
- Zingg, D. W., Diosady, L., and Billing, L. 2006. "Adaptive Airfoils for Drag Reduction at Transonic Speeds," *AIAA Paper 2006-3656*.