

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 ÉLECTRIQUE
M. Ing.

PAR
Jérémy BROSSARD

COMMANDE EN BOUCLE FERMÉE SUR UN PROFIL D'AILE DÉFORMABLE
DANS LA SOUFFLERIE PRICE-PAÏDOUSSIS

MONTREAL, LE 28 AOÛT 2013



Jérémy Brossard, 2013



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

PRÉSENTATION DU JURY

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

Mme Woodwars Lyne président du jury
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

M. Duchaine Vincent membre du jury
Département de génie de la production automatisée à l'École de Technologie Supérieure

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

LE 8 AOÛT 2013

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je remercie Mme. Botez pour m'avoir permis de réaliser ce projet de recherche au sein du Laboratoire de Recherche en Commande Active, avionique et en aéroServoélasticité LARCASE.

Je souhaite remercier tous les acteurs industriels tels que Bombardier, Thalès et le Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatial au Québec (CRIAQ) pour leurs aides financières qui ont permis à ce projet de voir le jour.

Mes remerciements vont également à l'ensemble des étudiants du laboratoire pour la bonne ambiance de travail qui a régné tout au long du projet. Je remercie plus particulièrement mon collègue de commande et doctorant Joël, à qui je souhaite réussite pour la suite.

Je tiens particulièrement à exprimer toute ma reconnaissance à ma mère, Catherine Perdriset, et mes grands-parents, Michel et Marie Perdriset, qui m'ont toujours encouragé et soutenu dans mes études et ce bien avant le début de ma maîtrise.

Enfin, ma gratitude va aussi vers mes précieux amis Jérôme, Sophie, Baptiste, Sébastien, David et tous les autres qui ont su être présents et garder le contact malgré l'éloignement.

COMMANDE EN BOUCLE FERMÉE SUR UN PROFIL D'AILE DÉFORMABLE DANS LA SOUFFLERIE PRICE-PAÏDOUSSIS

Jérémy BROSSARD

RÉSUMÉ

Le but du *projet ATR-42* est d'appliquer le concept d'ailes morphables en fabricant une maquette déformable en composites de l'aile de l'Avion de Transport Régional-42 pour diminuer sa traînée et améliorer ses performances aérodynamiques. Un système de commande-commande couplé à un mécanisme d'actionneurs sera chargé des déformations de la peau de l'aile. Cependant, pour obtenir les meilleurs résultats, la commande de ces déformations doit être étudiée avec attention pour être la plus précise possible. Une double approche numérique-expérimentale est alors nécessaire.

La solution proposée dans ce mémoire porte sur la déformation contrôlée de l'extrados de l'aile de l'ATR-42. Une maquette déformable en composites de cette aile a été fabriquée puis testée en soufflerie pour évaluer ses performances aérodynamiques et servir de témoin-test aux essais. Un mécanisme de déformation, constitué de deux moteurs et de deux arbres à cames, a ensuite été conçu et intégré à l'intérieur de cette maquette pour obtenir les formes d'ailes optimales en fonction des différentes phases de vols. Une boucle de régulation en position a finalement été modélisée sous Matlab/Simulink et implantée expérimentalement pour commander le mécanisme.

Deux résultats ont été obtenus, le premier en régulation et le second en aérodynamique. La boucle de commande a permis de réaliser les déplacements souhaités de la peau avec une précision de 5%. Les déformations de l'extrados ont été réalisées par un système d'actionnement piloté par des moteurs, dont les limites de fonctionnement en alimentation étaient garanties par l'architecture de régulation. Les mesures de pressions appuyées par les simulations ont confirmées une réduction de la traînée induite par rapport au profil original de l'ATR-42, pour différentes conditions de vol.

Mots clés : Soufflerie, mesures des pressions, actionnement, commande, régulation d'un moteur, déformation d'une aile, Simulink, LABview, Xfoil.

CLOSED LOOP CONTROL ON MORPHING WING IN THE PRICE-PAÏDOUSSIS WIND TUNNEL

Jérémy BROSSARD

ABSTRACT

The purpose of the ATR-42 project is to apply the concept of morphing wings by fabricating a morphing composite wing model of the Regional Transport Aircraft-42 to reduce drag and improve the aerodynamic performance. A control-command system coupled to an actuator mechanism will morph the wing skin. However, for best results, the control of the deformation must be studied carefully to insure the precision. Thus, a dual digital-experimental approach is required.

The solution proposed in this paper focuses on the controlled deformation of the upper wing of the ATR-42. A composite wing model with morphing capabilities was built and tested in the wind tunnel to evaluate its aerodynamic performance and serve as reference. A deformation mechanism, consisting of two engines and two camshafts, was subsequently designed and integrated within this model to obtain the optimum wing shapes according to the different flight condition. A control loop position was modeled in Matlab / Simulink and implemented experimentally to control the mechanism.

Two types of results have been obtained. The first set concerned regulation and the second concerned aerodynamics. The control loop has achieved the desired skin displacement with an accuracy of 5%. Deformations of the upper skin were performed by a actuation system driven by motors, limitations supply were assured by the regulation architecture. For several flight conditions, the pressure measurements, validated with simulation results, have confirmed a reduction of the induced drag, compared to the original ATR-42 airfoil drag reduction.

Keywords: Wind tunnel, pressure measurements, actuation, control, engine regulation, morphing wing, Simulink, LABview, Xfoil.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE.....	3
1.1 Présentation du laboratoire	
1.1.1 Le LARCARSE	3
1.1.2 L'équipe ATR-42.....	4
1.2 Le "morphing wing"	4
1.3 Les différents types de "morphing"	6
1.4 Déformation de l'extrados	9
1.4.1 Écoulements laminaire et turbulent autour d'un profil d'aile	9
1.4.2 Exemple de mécanisme de déformation	11
1.4.3 Structures de régulations utilisées.....	13
CHAPITRE 2 TRAVAIL PRÉLIMINAIRE.....	21
2.1 Mesures en soufflerie.....	21
2.1.1 Présentation de la soufflerie.....	21
2.1.2 Calibration de la soufflerie.....	22
2.1.3 Mesures des coefficients de pression.....	33
2.2 Système d'actionnement	37
2.2.1 Les différents mécanismes envisagés	37
2.2.2 Dimensionnement	40
2.2.3 Choix du matériel.....	41
2.2.4 Architectures des deux modes de régulations	45
CHAPITRE 3 SIMULATION DE LA MACHINE À COURANT CONTINU	51
3.1 La Machine à Courant Continu, un moteur particulier	51
3.2 Fonctionnement du régulateur Maxon	52
3.3 Modélisation Simulink.....	53
3.3.1 Étude de la stabilité d'une boucle de régulation par la modélisation sous forme de schémas blocs	54
3.3.2 Modélisation de la MCC.....	56
3.3.3 Modélisation de la MCC et de son réducteur.....	61
3.4 Régulation du courant d'alimentation.....	63
3.4.1 Modélisation du processus à réguler.....	64
3.4.2 Dimensionnement du correcteur	66
3.4.3 Association du correcteur de courant et de son processus.....	69
3.4.4 Résultats de simulations.....	70
3.5 Régulation de la vitesse de rotation	72
3.5.1 Dimensionnement du régulateur	73
3.5.2 Association du correcteur de vitesse, de courant et de son processus	75
3.5.3 Résultats de simulations.....	76

3.6	Régulation de la position angulaire.....	80
3.6.1	Look Up Table	80
3.6.2	Rôle de l'intégrateur	81
3.6.3	Modélisation du régulateur de courant, de la MCC et de l'intégrateur	81
3.6.4	Dimensionnement du régulateur à avance de phase	82
3.6.5	Résultats de simulations.....	86
3.7	Conclusion intermédiaire	87
CHAPITRE 4	VALIDATION EXPÉRIMENTALE	89
4.1	Évaluation du déplacement de la peau en composite.....	89
4.2	Validation expérimentale de la boucle de régulation en position	94
4.2.1	Adaptation de la modélisation Simulink vers LABview	94
4.2.2	Validation entre les boucles de régulations en position développées expérimentalement et en simulation Simulink.....	99
4.3	Validation aérodynamique	111
4.4	Conclusion intermédiaire	117
CONCLUSION		119
ANNEXE I	FICHE TECHNIQUE MOTEUR.....	121
ANNEXE II	FICHE TECHNIQUE DU RÉDUCTEUR.....	123
ANNEXE III	FICHE TECHNIQUE DU CODEUR.....	125
ANNEXE IV	FICHE TECHNIQUE DU RÉGULATEUR	127
ANNEXE V	FICHES TECHNIQUES DES CÂBLES ÉLECTRIQUES.....	129
ANNEXE VI	DEVIS DU SYSTÈME D'ACTIONNEMENT ELECTROMATE	133
ANNEXE VII	DEVIS DES ALIMENTATIONS DE PUISSANCES TMETRIX	135
ANNEXE VIII	RÉSULTATS DES TESTS EN SOUFFLERIE	137
ANNEXE IX	CODE MATLAB DU CORRECTEUR DE COURANT PI	179
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES		183

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Déplacement du point de transition au cours du temps en fonction des différents profils optimisés17
Tableau 1.2	Temps de réponse à 5% pour 3 phases de fonctionnements18
Tableau 2.1	Proportionnalité des coordonnées des points de mesure de vitesses dans un plan pour la calibration de la soufflerie23
Tableau 2.2	Coordonnées en mm des points de mesures de pression dans la grande chambre de la soufflerie25
Tableau 2.3	Écart relatif en pourcentage entre la vitesse moyenne calculée et la vitesse mesurée30
Tableau 2.4	Emplacement des prises de pressions sur l'extrados du profil original34
Tableau 2.5	Emplacement des prises de pressions sur l'intrados du profil original34
Tableau 2.6	Emplacement des prises de pressions sur l'extrados du profil optimisé34
Tableau 2.7	Emplacement des prises de pressions sur l'intrados du profil optimisé35
Tableau 3.1	Caractéristiques internes de la MCC issues de la fiche technique60
Tableau 3.2	Résultats de simulation pour le moteur sans charge, consigne $U_a = 48V$60
Tableau 3.3	Résultats de simulation pour le moteur avec charge, consigne $U_a = 48V$61
Tableau 3.4	Résultats de la simulation pour le moteur et son réducteur en charge, consigne $U_a = 48V$62
Tableau 3.5	Temps de réponse en vitesse pour chacune des trois consignes de 100 rad/s, 160 rad/s et 280 rad/s.79
Tableau 3.6	Temps mis par la position P_m pour atteindre une valeur égale à $\pm 5\%$ de la consigne P_c87
Tableau 4.1	Évolution du déplacement vertical de la peau en fonction du déplacement angulaire des moteurs, au niveau des prises de pression situées à 30% et 50% de la corde91

Tableau 4.2	Correspondance entre le déplacement angulaire de chaque moteur et le déplacement vertical de la peau en fonction de l'angle d'attaque pour le nombre de Mach fixé à 0.08	92
Tableau 4.3	Correspondance des consignes des déplacements angulaires des moteurs en fonction de la gamme d'angle d'attaques considérés pour les tests	93
Tableau 4.4	Calcul de l'erreur statique maximale acceptable pour assurer à la mesure de position angulaire du moteur P_m une précision de $\pm 5\%$ des consignes P_c	95
Tableau 4.5	Erreur statique mesurée en fonction de la consigne de position P_c et de l'erreur statique maximum tolérée, pour un gain $k_c = 35$	97
Tableau 4.6	Temps de réponse pour la régulation de position avec un gain $k_c = 1$	98
Tableau 4.7	Mesure de l'erreur statique de position pour chacune des consignes	98
Tableau 4.8	Coordonnées des points calculés insérés dans la Look Up Table pour représenter le couple résistant en fonction de la position	103
Tableau 4.9	Erreurs statiques mesurées extraites de la Figure 4.16 entre les positions P_m mesurée et les consignes P_c	104
Tableau 4.10	Synthèse des valeurs de l'inertie J_a déterminées en fonction de la consigne P_c	109
Tableau 4.11	Calculs des erreurs relatives entre les valeurs finales P_m mesurées et simulées sous Simulink, pour les valeurs de consignes P_c	110
Tableau 4.12	Temps de réponses entre les valeurs finales P_m mesurées et simulées sous Simulink, pour les valeurs de consignes P_c	110
Tableau 4.13	Localisation des prises de pressions le long de la corde de la maquette	113
Tableau 4.14	Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = -1$ degré et un nombre de Mach $M = 0.08$	114
Tableau 4.15	Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = 0$ degré et un nombre de Mach $M = 0.08$	115
Tableau 4.16	Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = 1$ et un nombre de Mach $M = 0.08$	116

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Formes idéales des ailes d'avions pour les différentes phases de vol.....5
Figure 1.3	Photo de l'avion des frères Wright, le <i>Flyer</i>6
Figure 1.2	Chronologie des différentes déformations d'ailes d'avions depuis 1903.....7
Figure 1.4	Photo de l'avion Pterodactyl IV conçu par Geoffrey T.R Hill8
Figure 1.5	Représentation des forces de portance et de trainée sur un profil d'aile9
Figure 1.6	Représentation des différents régimes d'écoulement de l'air autour d'une aile d'avion10
Figure 1.7	Exemple de déplacement du point de transition entre un profil original et un profil déformé11
Figure 1.8	Schéma du principe mécanique réalisant la déformation de l'aile flexible12
Figure 1.9	Aperçu de la modélisation numérique des actionneurs à mémoire de forme (SMA) utilisée sous Simulink12
Figure 1.10	Schéma de la boucle ouverte de commande de la position des actionneurs SMAs.....13
Figure 1.11	Schéma de la boucle fermée de commande des coefficients de pressions présents à la surface de l'aile14
Figure 1.12	Comparaison des valeurs des coefficients de répartition de pression à la surface de l'aile pour un nombre de Mach $M=0.3$ et un angle d'attaque $\alpha = 0.5^\circ$ a) boucle ouverte, b) boucle fermée15
Figure 1.13	Schéma de la boucle fermée de commande de la position du point de transition16
Figure 1.14	Comparaison des réponses en déplacements de l'actionneur à mémoire de forme en fonction du temps pour les méthodes Ziegler et Nichols et de Contrôle du Modèle Interne.....16
Figure 1.15	Évolution de la température en fonction du déplacement de l'actionneur SMA pour la méthode ZN18

Figure 1.16	Architecture du banc de test de commande des actionneurs SMA.....	19
Figure 2.1	Photo de la soufflerie du laboratoire LARCASE.....	21
Figure 2.2	Coordonnées des points dans un plan pour mesurer les vitesses lors de la calibration de la soufflerie.....	24
Figure 2.3	Appareils de mesure utilisés pour la calibration de la soufflerie	25
Figure 2.4	Mesures effectuées avec l'appareil FlowKinetics.....	26
Figure 2.5	Système de guidage vertical de la sonde Pitot pour mesurer la vitesse de l'écoulement de l'air dans la soufflerie, lors de la calibration	27
Figure 2.6	Localisation des perçages à effectuer pour placer la sonde Pitot sur le plafond de la chambre de la soufflerie (diamètre de perçage de 10mm)	27
Figure 2.7	Représentation d'un plan de mesure des vitesses de calibration sous le logiciel FlowScan.....	28
Figure 2.8	Variation de la température et de la vitesse en fonction du temps dans la soufflerie	29
Figure 2.9	Évolution de la vitesse en fonction du temps lors des mesures de calibration	31
Figure 2.10	Répartition des vitesses dans la chambre de test autour du profil d'aile avec une précision de $\pm 0.26\%$ par rapport à la vitesse de référence.....	32
Figure 2.11	Répartition des vitesses dans la chambre de test autour du profil d'aile avec une précision de $\pm 0.5\%$ par rapport à la vitesse de référence.....	32
Figure 2.12	Photos des deux modèles d'aile en composite, à gauche l'optimisé (pour $M=0.1$, $\alpha = 0^\circ$) et à droite l'original	33
Figure 2.13	Visualisation des prises de pressions sur l'extrados du profil optimisé	34
Figure 2.14	Comparaison des coefficients de pression obtenus en utilisant le logiciel Xfoil et lors des mesures en soufflerie, pour $\alpha = 0$ degré et $M = 0.11$	36
Figure 2.15	Schéma de la structure interne du profil d'aile. Localisation de l'emplacement des lignes d'actionnement et de la peau flexible en composite entre 10% et 70% de la corde	37
Figure 2.16	Premier exemple de système d'actionnement.....	39

Figure 2.17	Deuxième exemple de système d'actionnement	39
Figure 2.18	Troisième exemple de système d'actionnement	40
Figure 2.19	Représentation CATIA de la maquette de l'ATR-42	41
Figure 2.20	Extrait des caractéristiques du moteur et du réducteur du devis Maxon ...	42
Figure 2.21	Schéma bloc du moteur et du réducteur.....	42
Figure 2.22	Vue du dessous de la maquette ATR-42. Schéma réalisé sous le logiciel CATIA	44
Figure 2.23	Alimentation double CPX400 DP pour alimenter les moteurs Maxon.....	45
Figure 2.24	Architecture avec les régulateurs Maxon intégrés dans la boucle de commande	46
Figure 2.25	Architecture avec les régulateurs dimensionnés avec LABview	48
Figure 2.26	Schéma de la flexion que peut subir en vol l'envergure d'une aile d'avion	49
Figure 3.1	Schéma de la constitution mécanique d'une MCC composé de l'inducteur, de l'induit et des enroulements.....	52
Figure 3.2	Schéma interne du régulateur du moteur de la compagnie Maxon.....	53
Figure 3.3	Schéma bloc d'une équation mathématique de base.....	54
Figure 3.4	Exemple d'association de bloc permettant de modéliser un système réel et son correcteur	55
Figure 3.5	Diagramme de Bode représentant les marges de phase et de module de la Fonction de Transfert en Boucle Ouverte (FTBO), pour l'étude de la stabilité d'une boucle de régulation	56
Figure 3.6	Représentation du circuit électrique d'induit (partie fixe) de la MCC	57
Figure 3.7	Modélisation de la MCC avec Simulink.....	59
Figure 3.8	Modélisation de la MCC et du réducteur avec Simulink.....	61
Figure 3.9	Variation du courant I_a en fonction du temps pour une consigne en tension de 48V	62
Figure 3.10	Variation de la vitesse ω_m en fonction du temps pour une consigne en tension de 48V.....	63

Figure 3.11	Diagramme de Bode de la fonction de transfert de la MCC.....	65
Figure 3.12	Diagramme de Bode du correcteur Proportionnel Intégral (PI) utilisé pour réguler le courant. L'allure des tangentes de la magnitude (en bleu) et de la phase (en vert)	67
Figure 3.13	Diagramme de Bode du processus et du correcteur de courant en boucle ouverte. Matlab/Simulink calcule une marge de phase $\Delta\phi_{io}$ égale à 59.9°	69
Figure 3.14	Schéma Simulink de la boucle de régulation de courant et de la MCC.....	70
Figure 3.15	Réponse en fonction du temps du courant I_a pour une consigne nominale de courant I_{cde} 1.31A	71
Figure 3.16	Réponse de la tension U_a en fonction du temps pour une consigne de courant nominale I_c de 1.31A.....	72
Figure 3.17	Schéma de la boucle de régulation de vitesse W_r en boucle fermée	73
Figure 3.18	Schéma de la boucle de régulation de vitesse W_r en boucle fermée. Un bloc de saturation a été inséré pour modéliser les limites acceptables d'entrées en tension du moteur.....	74
Figure 3.19	Lieu des racines pour la fonction de transfert en boucle ouverte de la régulation en vitesse. Il permet d'évaluer les paramètres de réglage du correcteur ZN	75
Figure 3.20	Réponse en vitesse du moteur avec un correcteur de de type PI pour les trois consignes de 100rad/s, 160rad/s et 280rad/s	76
Figure 3.21	Variation de l'erreur en courant (pour plusieurs consignes de vitesses) avec	77
Figure 3.22	Schéma bloc du régulateur de courant PI avec ajout du dispositif anti wind-up (en rouge).....	78
Figure 3.23	Variation de l'erreur en courant (pour plusieurs consignes de vitesses) avec le bloc de saturation tension U_a et dispositif anti wind-up (en rouge)	78
Figure 3.24	Comparaison des réponses en vitesse sans le bloc de saturation de la tension d'alimentation puis avec le bloc de saturation et le dispositif anti wind-up	79
Figure 3.25	Architecture de la boucle de régulation de la position P_m	80

Figure 3.26	Schéma Simulink d'un intégrateur (permet de convertir la vitesse en position)81
Figure 3.27	Diagramme de Bode de la boucle ouverte en position. Les marges de phase et de gain permettent d'évaluer la stabilité de la boucle.....82
Figure 3.28	Diagramme de Bode du correcteur de position (de type à Avance De Phase (ADP))83
Figure 3.29	Diagrammes de Bode de l'ADP (en bleu), du processus en boucle ouverte (en rouge) et de la chaîne de régulation de position en boucle ouverte Gppb0 (en vert). La stabilité du processus est désormais assurée par le correcteur ADP.....85
Figure 3.30	Réponse de la position mesurée Pm pour la consigne Pc (en rouge), pour un gain $k_c = 1$ (en vert) et pour un gain $k_c = 35$ (en bleu)86
Figure 4.1	Photo de la maquette en composite dans la machine de mesures de coordonnées (Coordinate-Measuring Machine - CMM)90
Figure 4.2	Représentation du déplacement de la peau flexible en fonction de la position de l'axe excentrique. a) aucun déplacement de la peau et b) déplacement maximal de la peau90
Figure 4.3	Allure du déplacement vertical de la peau (en fonction de la position angulaire du moteur) pour la ligne d'actionnement située à 30% de la corde.....91
Figure 4.4	Allure du déplacement vertical de la peau (en fonction de la position angulaire du moteur) pour la ligne d'actionnement située à 50% de la corde.....92
Figure 4.5	Coordonnées de l'extrados mesurées avec la CMM pour les angles d'attaques égaux à -1, 0, 1 degré et le nombre de Mach égal à 0.0893
Figure 4.6	Schéma LABview de la régulation de position du moteur, converti à partir du schéma Simulink de la Figure 3.2395
Figure 4.7	Schéma LABview du correcteur à avance de phase, converti à partir du schéma Simulink.....96
Figure 4.8	Schéma LABview du correcteur PI avec filtre anti wind up, converti à partir du schéma Simulink96
Figure 4.9	Représentation graphique de la réponse en position Pm relevée expérimentalement avec un gain $k_c = 35$97

Figure 4.10	Représentation graphique de la réponse en position P_m relevée expérimentalement avec un gain $k_c = 1$98
Figure 4.11	Représentation de la force F de la peau flexible sur l'axe excentrique. Cette force varie en fonction de la position de l'axe excentrique100
Figure 4.12	Mesure de la variation du courant I_a (proportionnel au couple résistant, voir équation (4.1)) en fonction de la position angulaire P_m du moteur101
Figure 4.13	Mesure de la variation du courant I_a en fonction de la position angulaire P_m du moteur102
Figure 4.14	Représentation du couple résistant en fonction de la position du moteur. L'interpolation est en rouge et le couple mesuré en bleu102
Figure 4.15	Boucle de régulation de position développée à la Figure 3.23 avec l'ajout du couple résistant T_{rtot} variable en fonction de la position P_m .103
Figure 4.16	Erreur statique mesurée entre la position simulée et la consigne104
Figure 4.17	Schéma de la modélisation de la MCC issu de la Figure 3.5, avec la fonction de transfert (entourée en pointillés rouge) avec les paramètres J_a et B_m à modifier105
Figure 4.18	Fonction de transfert de la différence et entre les couples moteur et résistant divisée par la vitesse W_r en sortie du réducteur, avec J_a et B_m à modifier en temps réel105
Figure 4.19	Mise sous forme de schéma bloc de la fonction de transfert $etwr$106
Figure 4.20	Le schéma bloc de la fonction de transfert $etwr$ montré à la Figure 4.19 a été intégrée dans la partie entourée en pointillée rouge pour la modélisation de la MCC107
Figure 4.21	Structure de la boucle de régulation avec l'inertie J_a et le frottement B_m comme variables107
Figure 4.22	Variation de la réponse en position P_m en fonction de la variation du coefficient de frottement B_m , J_a étant fixées108
Figure 4.23	Évolution de la réponse en position P_m en fonction de la variation de l'inertie J_a , le frottement B_m étant fixé108
Figure 4.24	Comparaison de la variation de la position mesurée P_m (en bleu) et de la position simulé P_m (en vert) avec une charge non linéaire pour la consigne de position P_c (en rouge)109

Figure 4.25	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = -1$ degré.....	112
Figure 4.26	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré.....	112
Figure 4.27	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = 1$ degré.....	112
Figure 4.28	Photo de la maquette dans la soufflerie	114
Figure 4.29	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées pour le profil optimisés ATR_{-1} , pour $M = 0.08$ et $\alpha = -1$ degré.....	1155
Figure 4.30	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées entre les profils optimisés ATR_{-1} et ATR_0 , pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré	115
Figure 4.31	Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées entre les profils optimisés ATR_{-1} et ATR_1 , pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré	116

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ADP	Avance De Phase
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ASHRAE	American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers
ATR	Avions de Transport Régional
CMM	Coordinate-Measuring Machine
CRIAQ	Consortium de Recherche et d’Innovation en Aérospatial au Québec
ÉTS	École de Technologie Supérieure
FTBF	Fonction de Transfert en Boucle Fermée
FTBO	Fonction de Transfert en Boucle Ouverte
IMC	Internal Model Control
LARCASE	Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et AéroServoÉlasticité
MCC	Machine à Courant Continu
MDO	Multi Disciplinary Optimization
SMA	Shape memory actuator
P	Proportionnel
PD	Proportionnel Dérivé
PI	Proportionnel Intégral
PID	Proportionnel Intégral Dérivé
RMS	Root Mean Square
ZN	Ziegler et Nichols

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

UNITÉS DE BASE

m	mètre
kg	kilogramme
s	seconde
A	ampère
ft	pied (1 ft = 0.305 m)
lb	livre (1 lb = 0.455 kg)

PHASES

φ_{adf}	phase du correcteur ADP (°)
φ_{adpmax}	phase maximum du correcteur ADP (°)
φ_{mcc}	phase de la MCC (°)
φ_{pbo}	phase du processus en boucle ouverte (°)
φ_{ci}	phase du correcteur de courant (°)
$\Delta\varphi_{io}$	marge de phase du régulateur de courant et de la MCC (°)
$\Delta\varphi_{cpbo}$	marge de phase du processus(°)

FONCTION DE TRANSFERT

G_{ppbf}	boucle fermée de la régulation de position
G_{adp}	régulateur de position
G_{pbo}	boucle ouverte du processus de la régulation de position
G_v	correcteur de vitesse
G_{vbo}	boucle ouverte de la régulation en vitesse
G_i	correcteur de courant
G_{ibf}	boucle fermé de la régulation en courant
G_{io}	boucle ouverte de la régulation en courant
G_{mcc}	machine à courant continue

MACHINE À COURANT CONTINUE

C_m	couple moteur du moteur (Nm)
E_m	Force contre-électromotrice (V)
I_a	intensité du courant circulant dans l'induit(A)
I_c	consigne de courant (A)
I_o	courant à vide du moteur (A)
J_a	inertie du moteur (kg.m ²)
J_t	inertie de la charge et du moteur (kg.m ²)
k	constante spécifique au moteur
k_t	constante spécifique au moteur
n_o	vitesse de rotation à vide (tr/min)
L_a	inductance du circuit d'induit (H)
R_a	Résistance de l'induit (Ω)
T_{em}	Couple électromagnétique (N)
U_a	tension d'alimentation aux bornes de l'induit (V)
W_c	consigne de vitesse (rad/s)
W_m	vitesse de rotation en sortie du moteur (rad/s)

PROFILS D'AILE

ATR_0	aile optimisé pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0^\circ$.
ATR_1	aile optimisé pour $M = 0.08$ et $\alpha = 1^\circ$.

PULSATION (S⁻¹)

ω_{cpbo}	de coupure de la marge phase pour la G_{pbo} (rad)
ω_{ppbo}	de coupure de G_{ppbo} de la boucle de la régulation de

ω_0	position de coupure du correcteur	$e_{lstat140}$	pour P_c égale à 102 degrés erreur statique en position
ω_c	de coupure de la boucle ouverte de la régulation de position (rad)	k_{cv}	pour P_c égale à 140 degrés gain critique du régulateur de vitesse
ω_{adpmax}	pour φ_{adf} maximum (rad)	ΔM_{cpbo}	marge de phase du processus
ω_{adp1}	de coupure basse du correcteur ADP (rad)	T_c	période d'oscillation pure du régulateur de vitesse
ω_{adp2}	de coupure haute du correcteur ADP (rad)	$\tau_{lr5\%56}$	temps de réponse à 5% pour P_c égale à 56 degrés
PARAMÈTRE DES RÉGULATEURS		$\tau_{lr5\%102}$	temps de réponse à 5% pour P_c égale à 102 degrés
P_c	consigne de position (rad)	$\tau_{lr5\%140}$	temps de réponse à 5% pour P_c égale à 140 degrés
P_m	mesure de position (rad)	CHARGE	
K_{pi}	gain proportionnel du correcteur de courant	B_m	Coefficient de frottement visqueux (Nm/rd.s ⁻¹)
K_{ii}	gain intégral du correcteur de courant	F	force de flexion appliquée par la peau flexible sur l'axe excentrique (N)
K_{pv}	gain proportionnel du correcteur de vitesse	C_u	couple utile en sortie du réducteur (Nm)
K_{iv}	gain intégral du correcteur de vitesse	J_{ch}	inertie de la charge (kg.m ²)
k_c	gain proportionnel du correcteur ADP	k_r	rapport de réduction du réducteur
T	constante de réglage de l'ADF	r	rayon de l'axe excentrique (m)
a	constante de réglage de l'ADF	T_r	couple résistant (Nm)
DIAGRAMME DE BODE		T_f	couple de frottement de Coulomb (Nm)
D_i	dépassement de la réponse en courant	T_{rr}	couple résistant du réducteur (Nm)
e_w	erreur statique du régulateur de vitesse e_t	Φ_f	Flux magnétique (Wb)
$e_{statique\ max}$	erreur statique maximum en position		
$e_{lstat56}$	erreur statique en position pour P_c égale à 56 degrés		
$e_{lstat102}$	erreur statique en position		

INTRODUCTION

La part de l'aviation dans les émissions mondiales de gaz à effets de serre est de 3% (Gifas, 2011) et croît de 5% par an. De plus, la raréfaction des énergies fossiles contribue à l'augmentation continue du prix du pétrole (GoodPlanet, 2012) et pousse l'industrie aéronautique à chercher des solutions pour réduire la consommation de carburant. Jusqu'à maintenant la motorisation des avions est encore sujette à des améliorations conséquentes. Cependant, l'optimisation des performances aérodynamiques des voilures fixes tend à plafonner.

Les récents progrès technologiques réalisés dans le domaine des matériaux composites permettent désormais de concevoir des voilures déformables suffisamment solides, c'est le concept d'ailes morphables. Alors que les ailes actuelles en aluminium ne sont optimales que pour une gamme précise de conditions de vol en croisière, les performances aérodynamiques des ailes en composites, dont on pourra commander la déformation, pourront être ajustées aux différentes phases de vol. Cependant, l'application de ce concept en est encore à ses prémices et de nombreuses pistes doivent encore être étudiées avant la phase d'industrialisation.

C'est dans ce cadre que j'ai commencé ma maîtrise au sein du LARCASE sur le *projet ATR-42*. Mon objectif était de prendre part à la conception d'un mécanisme de déformation de l'extrados d'un profil d'aile, capable d'améliorer les performances aérodynamiques de l'Avion de Transport Régional-42. Pour y parvenir, une boucle de régulation contrôlant la position de la peau flexible de l'extrados sera développée sous Matlab/Simulink puis validée expérimentalement. Cette boucle aura aussi pour rôle de garantir aux moteurs d'être alimentés dans leurs limites de fonctionnement. Des tests en soufflerie permettront ensuite de visualiser les améliorations aérodynamiques prévues au préalable par des simulations numériques faites avec le logiciel Xfoil.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

Pour être en mesure de concevoir et développer un système de régulation d'aile déformable, il est primordial de bien saisir les enjeux aérodynamiques et les intérêts motivant un tel projet. Il est de plus important de bâtir un socle de connaissances le plus solide possible concernant les structures de régulation qui ont déjà été réalisées dans le domaine.

Dans un premier temps, un historique permettra d'avoir un aperçu des différents types d'ailes déformables réalisés jusqu'à aujourd'hui. Puis, les méthodes de commandes déjà existantes pour la déformation de la peau flexible de l'extrados d'une aile d'avion seront analysées. Les leçons tirées de cette dernière partie permettront d'appréhender ce qui manque et ce qui est nécessaire à combler lors de l'accomplissement du projet de l'ATR-42.

1.1 Présentation du laboratoire

1.1.1 Le LARCARSE

Le Laboratoire de Recherche en Commande Active, Avionique et AéroServoÉlasticité (LARCASE) a été fondé en 2003 par le professeur Ruxandra Botez pour répondre aux besoins de recherches en aéronautique. Deux principaux thèmes sont actuellement à l'étude. Le premier concerne l'optimisation des trajectoires de vol. Le second concerne l'optimisation des performances aérodynamiques des aéronefs. Les projets du LARCASE sont réalisés et financés en collaboration avec les compagnies aéronautiques à Montréal tels que Bombardier Aéronautique, Bell Hélicoptères Textron, CAE Inc., CMC Electronique - Esterline, Thalès Avionique, CRIAQ.

1.1.2 L'équipe ATR-42

Le projet de l'ATR-42 s'articule autour de 4 disciplines majeures qui ont chacune été développées par plusieurs groupes d'étudiants. L'aérodynamique, dont l'objectif principal est de trouver les formes optimisées des ailes d'avions en fonction des différentes conditions de vol, a été étudié par les doctorants Oliviu Sugar-Gabor et Andreea Koreanschi. La partie structure vise à concevoir la peau en composite de l'extrados de l'aile a été réalisée par l'étudiant à la maîtrise François Michaud. Les étudiants à la maîtrise Ovidiu Baciuc et David Barry ont développé le système mécanique pour la déformation de l'extrados. La commande et la régulation de la déformation de la peau flexible ont été réalisés par l'étudiant au doctorat Joël Tchatchueng, le stagiaire Jihed Briki et moi. Ces disciplines sont liées entre-elles, ce qui a amené à travailler constamment en groupe pour faire avancer le projet. D'autres sujets connexes ont été réalisés comme la calibration de la soufflerie par la stagiaire Alexandra Hassig et moi, ainsi que la conception et la fabrication de modèles d'aile en composite par l'étudiant en maîtrise Robin Calestre.

1.2 Le "morphing wing"

L'homme a longtemps rêvé de pouvoir voler en s'inspirant de la nature. L'aviation a commencé dans l'antiquité avec le mythe d'Icare volant grâce à des ailes semblables à celles des oiseaux (Eigeldinger, 1973). Puis Léonard de Vinci imagina, à la renaissance une machine volante, ressemblant à des ailes de chauve-souris (Noetinger, 2005). Mais ce n'est qu'au vingtième siècle que l'aviation a réellement démarré avec les premiers avions motorisés des frères Wright (Hallion, 2003). Bien que l'homme réalise des machines volantes, il n'arrive pas encore à imiter le "morphing" dont sont capables les oiseaux (Bowman, Weisshaar et Sanders, 2002). Par exemple, les rapaces peuvent voler les ailes déployées à faible vitesse, puis les plier brusquement pour partir en piqué.

Le "morphing" consiste à exercer une déformation sur une ou plusieurs parties d'un véhicule, afin de modifier ses caractéristiques géométriques pour améliorer ses performances (Weisshaar, 2006). Dans le domaine aéronautique, il se caractérise par une déformation de la

voilure. Ces déformations ont pour but l'augmentation de la portance et/ou la diminution de la traînée. La déformation est généralement réalisée selon la corde, l'envergure ou la cambrure (Sofla et al., 2010).

Au décollage la surface de l'aile doit être la plus grande possible pour maximiser la portance. Tandis qu'en régime de croisière, la surface de l'aile doit être la plus petite possible pour minimiser la traînée et la consommation de carburant (voir Figure 1.1). L'intérêt du "morphing wing" est donc d'obtenir de meilleures performances aérodynamiques tout en réduisant la consommation de carburant, pour les différentes phases de vols. Il n'est pour l'instant pas possible à cause des contraintes technologiques, d'intégrer dans un seul et même système les déformations idéales pour les différentes phases de vols.

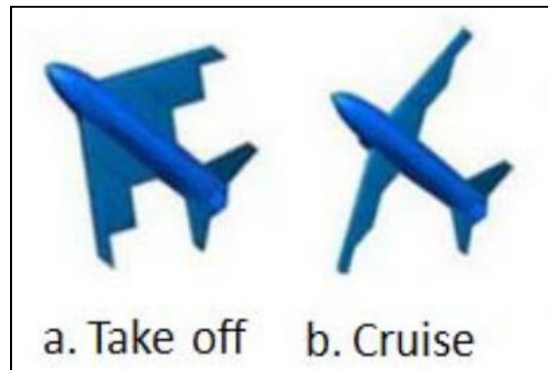


Figure 1.1 Formes idéales des ailes d'avions pour les différentes phases de vol
Tirée de (Jee, 2010)

L'un des principaux défis du "morphing wing" est de garantir la commande de la déformation de l'aile au cours du vol, lors d'un changement de direction et de perturbations extérieures (rafales de vent, variations de température, présence de glace sur l'extrados). Chaque mécanisme doit garantir une grande précision, une vitesse de réaction élevée ainsi qu'une robustesse suffisante (Barbarino et al., 2011).

De telles déformations nécessitent la mise en place d'un ou plusieurs actionneurs ainsi que d'un dispositif mécanique. Les contraintes d'intégration auxquels doivent répondre ces

systèmes sont très exigeantes. En effet, les structures mécanique et électrique mises au point doivent être les plus légères possibles et développer une puissance suffisante pour vaincre les efforts auxquels est soumis l'aéronef. Enfin, son intégration doit se faire dans un espace réduit à cause des structures préexistantes de l'aile.

1.3 Les différents types de "morphing"

Les frères Wright utilisaient au début du vingtième siècle des câbles afin de déformer la cambrure de leur biplan à configuration canard nommé le *Flyer* (voir Figure 1.2).

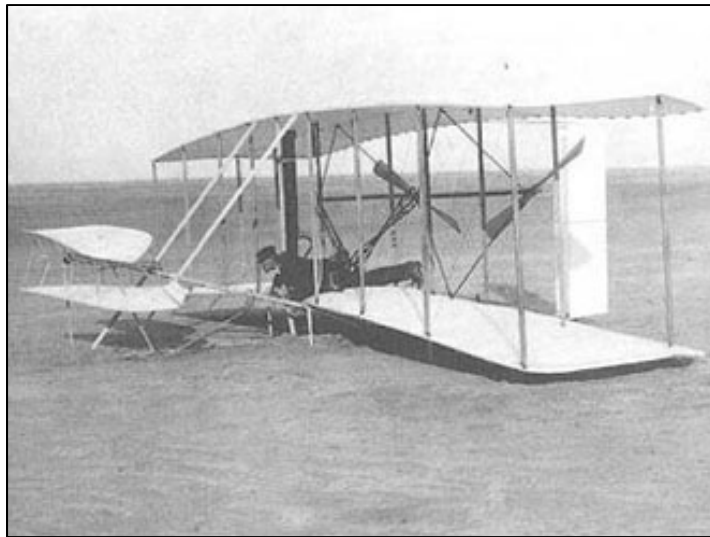


Figure 1.2 Photo de l'avion des frères Wright, le *Flyer*
Tirée de (Braukus, 2003)

La chronologie des aéronefs à voilure variable présentée à la Figure 1.3 donne un aperçu des "morphing" réalisés depuis le début du siècle dernier.

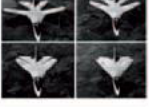
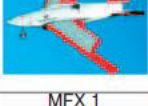
1903	1931	1931	1932	1937	1947	1951
						
Wright Flyer <i>Twist</i>	Pterodactyl IV <i>Sweep</i>	MAK-10 <i>Span</i>	IS-1 <i>Bi-to monoplane</i>	LIG-7 <i>Chord</i>	MAK-123 <i>Span</i>	X 5 <i>Sweep</i>
1952	1964	1964	1966	1967	1967	1969
						
XF10F <i>Sweep</i>	F 111 <i>Sweep</i>	XB 70 <i>Span bending</i>	Su 17 IG <i>Sweep</i>	MIG 23 <i>Sweep</i>	SU 24 <i>Sweep</i>	Tu 22 M <i>Sweep</i>
1970	1972	1974	1974	1979	1981	1985
						
F 14 <i>Sweep</i>	FS 29 <i>Span</i>	B 1 <i>Sweep</i>	Tornado <i>Sweep</i>	AD 1 <i>Obliquing</i>	Tu 160 <i>Sweep</i>	AFTI/F 111 <i>M.A.W.</i>
1993	1994	2001	2002	2003	2004	2005
						
FLYRT <i>Span</i>	MOTHRA <i>Camber</i>	AAL <i>Pitch</i>	F/A 18 <i>A.A.W.</i>	Virginia Tech <i>Span</i>	Univ. of Florida <i>Twist</i>	Univ. of Florida <i>Gull</i>
2006	2006	2007	2007	2007	2008	2010
						
MFX 1 <i>Sweep & Span</i>	Univ. of Florida <i>Sweep</i>	Virginia Tech <i>Camber</i>	Univ. of Florida <i>Folding</i>	MFX 2 <i>Sweep & span</i>	Delft Univ. <i>Sweep</i>	Virginia tech <i>Camber</i>

Figure 1.3 Chronologie des différentes déformations d'ailes d'avions depuis 1903
Tirée de Barbarino (2011, p. 825)

Dans un premier temps, limité par une trop grande complexité et un financement trop dispendieux, la déformation d'aile d'avion n'allait cependant pas être abandonnée. Et ce sont les applications militaires qui ont très largement contribuées à l'essor du "morphing". Ainsi, on voit apparaître en 1931 un des premiers avions militaires avec ailes déformables, le Pterodactyl IV (voir Figure 1.4). Ses ailes pouvaient se rabattre vers le fuselage pour faire varier la vitesse.



Figure 1.4 Photo de l'avion Pterodactyl IV conçu par Geoffrey T.R Hill
Tirée de (History)

Par la suite, l'amélioration des technologies ainsi que l'utilisation des matières composites ont permis de gagner en poids et en encombrement dans les avions (Chopra, 2001), permettant alors de créer des systèmes plus efficaces pour réaliser des déformations. Ces dernières années, le "morphing" s'est étendu dans le domaine civil. Par exemple Les prototypes d'avions sans pilotes comme le *Virginia Tech* ont cherché à réaliser des déformations sur l'envergure en 2003 et sur la cambrure en 2010.

Bien que le "morphing" n'ait pas encore été implanté sur des avions de ligne, ce n'est qu'une question de temps avant de voir cette technologie s'étendre sur ce marché. L'augmentation du prix du carburant est la principale cause incitant l'industrie à investir dans le domaine. Les premières expérimentations sur la déformation de l'extrados des ailes d'avion, laissent espérer une réduction de consommation de carburant pouvant aller jusqu'à 24% (Martins et Catalano, 2003) et donc d'importantes économies financières.

1.4 Déformation de l'extrados

1.4.1 Écoulements laminaire et turbulent autour d'un profil d'aile

Pour saisir l'objectif du projet il est nécessaire de définir les termes suivants : portance, traînée, écoulement d'air laminaire/turbulent et point de transition.

La distance parcourue par l'air sur l'extrados d'une aile est plus grande que sur l'intrados d'une aile, ainsi la vitesse de l'air est plus grande au-dessus de l'aile qu'en dessous. Une force est alors créée vers le haut, la portance (Figure 1.5). La portance dépend de l'angle d'attaque (angle entre la corde et la vitesse horizontale de l'avion) et de la vitesse. Ces paramètres évoluant pendant le vol, cela justifie la déformation de l'aile en temps réel.

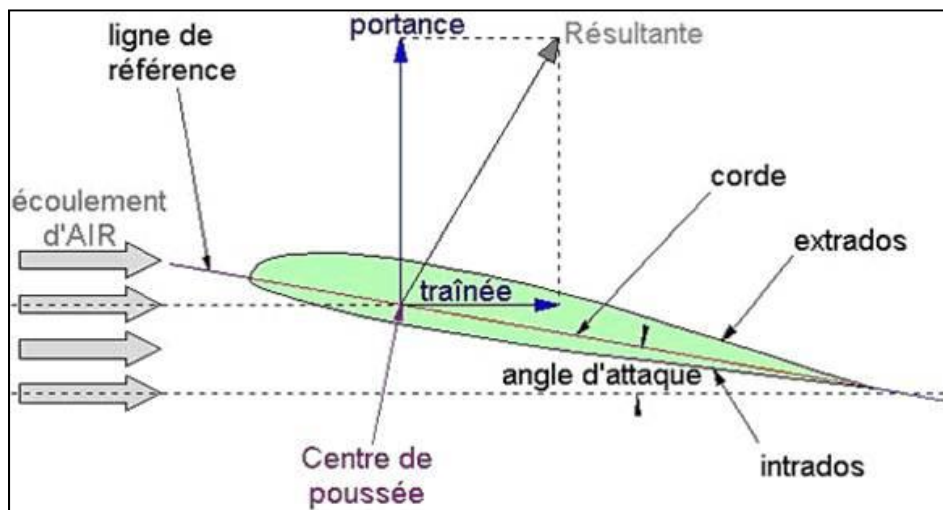


Figure 1.5 Représentation des forces de portance et de trainée sur un profil d'aile
Tirée de Energies (2010)

L'écoulement laminaire est caractérisé par un écoulement parallèle du flux d'air qui génère la portance. L'écoulement turbulent est dû à un décrochage de l'écoulement de l'air de la surface de l'avion (Figure 1.6). Il engendre la force de traînée qui tend à s'opposer à la portance, ralentissant alors l'avion et augmentant sa consommation de carburant. À l'intersection entre l'écoulement laminaire et turbulent se trouve la zone de transition. La

déformation de l'extrados permettrait de repousser ce point de transition vers le bord de fuite et ainsi diminuer la traînée.

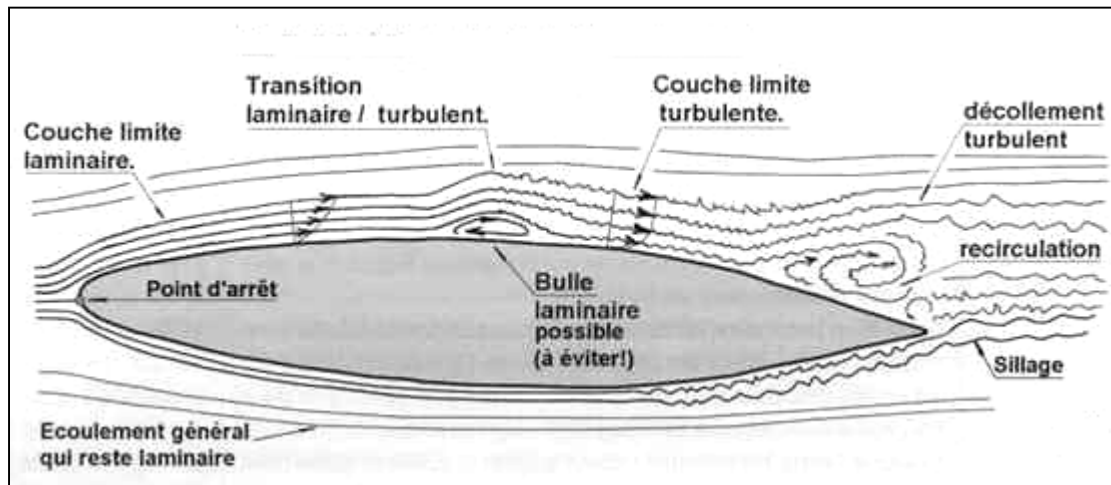


Figure 1.6 Représentation des différents régimes d'écoulement de l'air
autour d'une aile d'avion
Tirée de (Pernot, 2003)

Le coefficient de pression C_p est un coefficient adimensionnel qui permet de visualiser la répartition de pressions sur un profil d'aile. Il est défini comme suit :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (1.1)$$

avec

- P : Pression mesurée sur l'extrados [kPa]
- P_∞ : Pression statique [kPa]
- ρ : Densité de l'air [kg/m³]
- V : Vitesse du fluide [m/s]

La Figure 1.7 montre que le point de transition a été repoussé d'environ 20%, pour des conditions de vol identiques, réduisant ainsi la consommation de combustible.

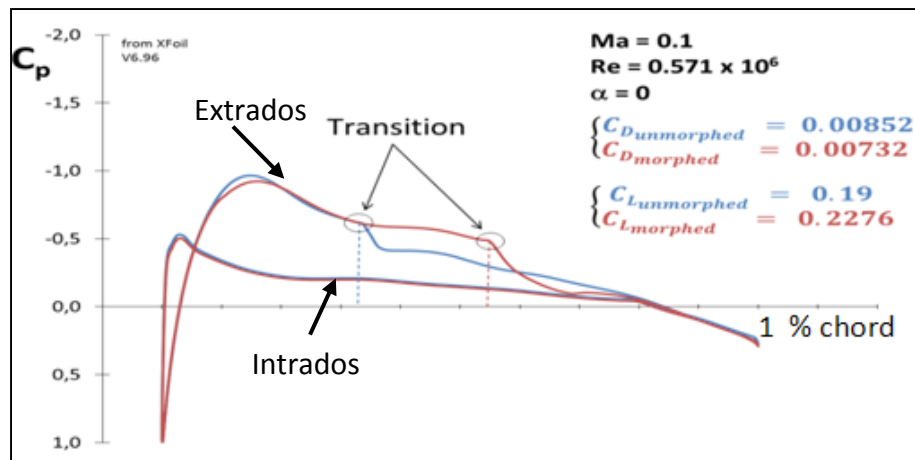


Figure 1.7 Exemple de déplacement du point de transition entre un profil original et un profil déformé
 Tirée de (Calestreme, 2012)

Ainsi, ici, la déformation de l'aile ne sera effectuée que sur l'extrados. En effet, les pressions sur l'intrados étant plus faibles, les perspectives d'amélioration d'écoulement de l'air y sont moins grandes. De plus, il est nécessaire d'avoir une des deux parties de l'aile fixe, afin d'avoir un plan de référence fixe pour le système mécanique.

1.4.2 Exemple de mécanisme de déformation

La déformation de l'extrados d'une aile d'avion est une solution abordée depuis peu de temps. Ce n'est que les récents progrès réalisés dans le domaine des matières composites qui permettent à ce type de "morphing" d'être mis en pratique (Chopra, 2012).

La Figure 1.8 montre le principe mécanique de la déformation d'extrados qui a été mis au point par l'équipe du LARCASE en collaboration avec les équipes de l'école Polytechnique de Montréal, Bombardier et Thalès lors du projet CRIAQ 7.1 entre 2006 et 2009. Pour commander le point de transition, la peau déformable est localisée entre 30 et 70 % de la corde (Popov, 2010).

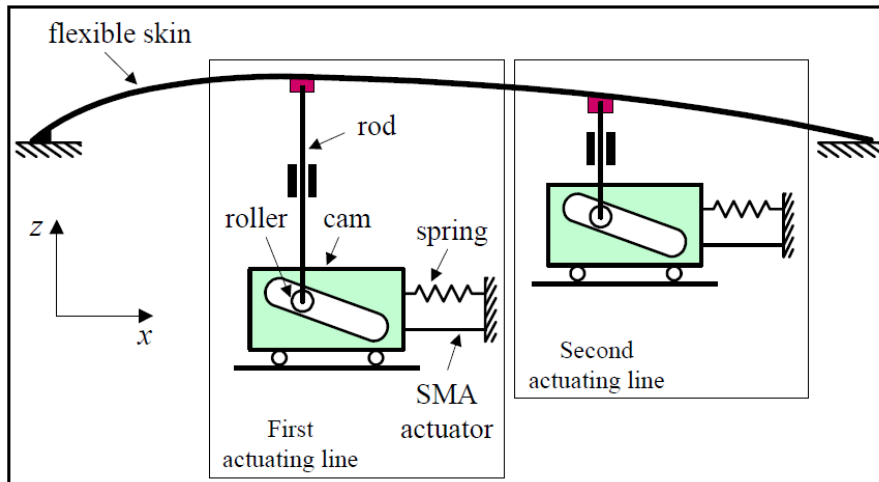


Figure 1.8 Schéma du principe mécanique réalisant la déformation de l'aile flexible
Tirée de (Popov et al., 2010b)

La première rangée d'actionneurs est située à 25.3% de la corde et la deuxième rangée à 47.6%. Le déplacement de chaque actionneur convertit un déplacement horizontal en un déplacement vertical. Seulement deux rangées ont été utilisées pour faciliter la commande et maximiser sa précision. Les actionneurs utilisés sont à mémoire de forme (Shape Memory Actuator - SMA). Le principal avantage de ce type d'actionneur est de développer une grande force par rapport à leur taille (Song, Chaudhry et Batur, 2003). Lorsqu'ils sont soumis à un courant électrique, ils chauffent et leur longueur augmente (Popov, 2010). L'absence de courant permet aux SMA de refroidir et de regagner leurs formes originales. Le second avantage des SMA est d'avoir une modélisation Simulink précise réalisée par le Dr. Patrick Terriault (Terriault, Viens et Brailovski, 2006) (Figure 1.9), permettant de simuler leur comportement dans les programmes de régulation.

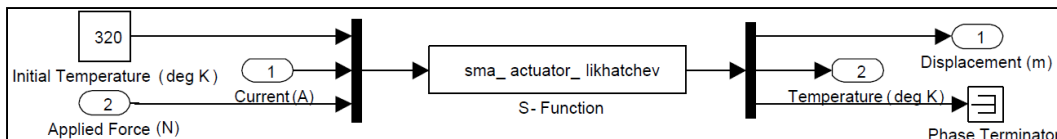


Figure 1.9 Aperçu de la modélisation numérique des actionneurs
à mémoire de forme (SMA) utilisée sous Simulink
Tirée de (Popov, 2010)

1.4.3 Structures de régulations utilisées

Pour commander la position du point de transition, plusieurs architectures de régulations ont été étudiées dans des travaux antérieurs.

Tout d'abord, il y a le mode de régulation "en boucle ouverte" (Figure 1.10). Dans cette architecture, la commande ne prend pas la répartition des pressions sur l'extrados en compte pour faire sa régulation (Popov et al., 2010a). C'est la consigne en position de l'actionneur qui gère le fonctionnement de la boucle de régulation. Le déplacement désiré du SMA (entouré en pointillés bleus) pour le profil d'aile optimisé est déterminé à partir d'une base de données (entourée en pointillés rouges) chargée dans Simulink. L'angle d'attaque et le nombre de Mach (entourés en pointillés verts) sont les deux entrées permettant d'obtenir la consigne de déplacement.

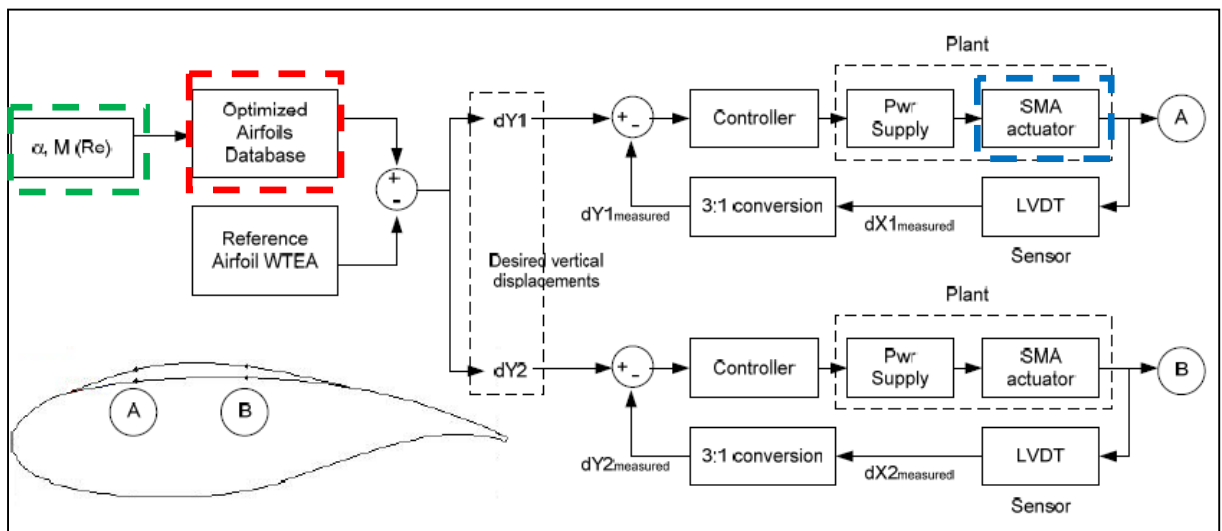


Figure 1.10 Schéma de la boucle ouverte de commande de la position des actionneurs SMAs
Tirée de (Popov et al., 2010a)

Dans le même article (Popov et al., 2010a), un second mode de régulation (dit en boucle fermée) a été décrit. Les consignes de pressions sont obtenues à partir du logiciel Xfoil puis comparées avec les pressions des capteurs installés sur l'extrados, les erreurs obtenues sont transmises aux régulateurs qui fournissent alors l'alimentation des SMA (Figure 1.11). Cette

structure était dite en "boucle fermée" car la répartition des pressions sur l'extrados de l'aile permettait de prendre en compte la position du point de transition dans la régulation.

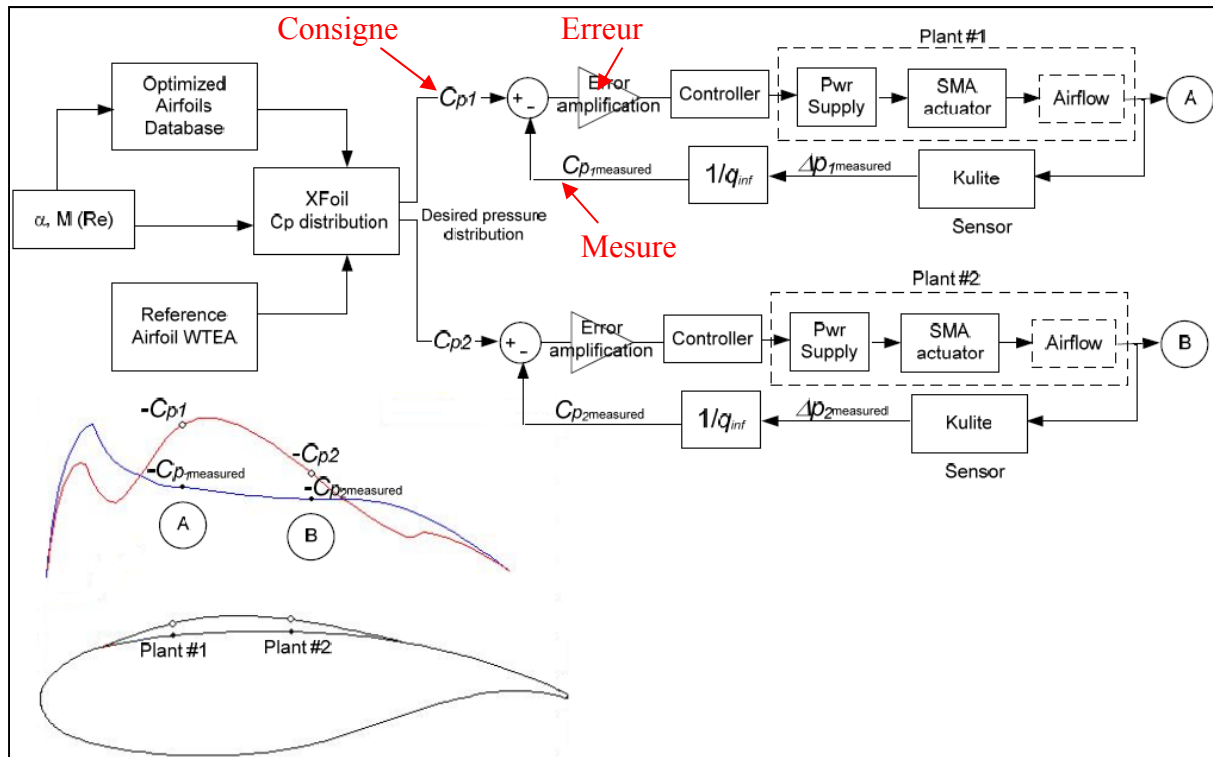


Figure 1.11 Schéma de la boucle fermée de commande des coefficients de pressions présents à la surface de l'aile
Tirée de (Popov et al., 2010a)

Les résultats des boucles de commande sont représentés sur la Figure 1.12 pour les boucles ouverte en a) et fermée en b). Les tests ont été effectués sur trois profils, celui de référence (en noir), optimisé simulé avec Simulink (en bleu) et optimisé mesuré en soufflerie (en rouge). Sur la partie supérieure se trouvent les répartitions des coefficients des pressions. Ces résultats montrent une nette augmentation de la portance entre le profil original et les profils optimisés, avec une performance sensiblement meilleure lorsque le profil est contrôlé en boucle ouverte. La partie inférieure montre les valeurs quadratiques des coefficients des pressions. La valeur maximale de cette valeur permettait de localiser le point de transition. Ainsi les profils optimisés avec les boucles de commande ouvertes et fermées montrent un éloignement du point de transition par rapport au profil original. Cependant la régulation de

pression en boucle ouverte était plus performante que celle en boucle fermée car elle rapprochait le point de transition plus proche du bord de fuite.

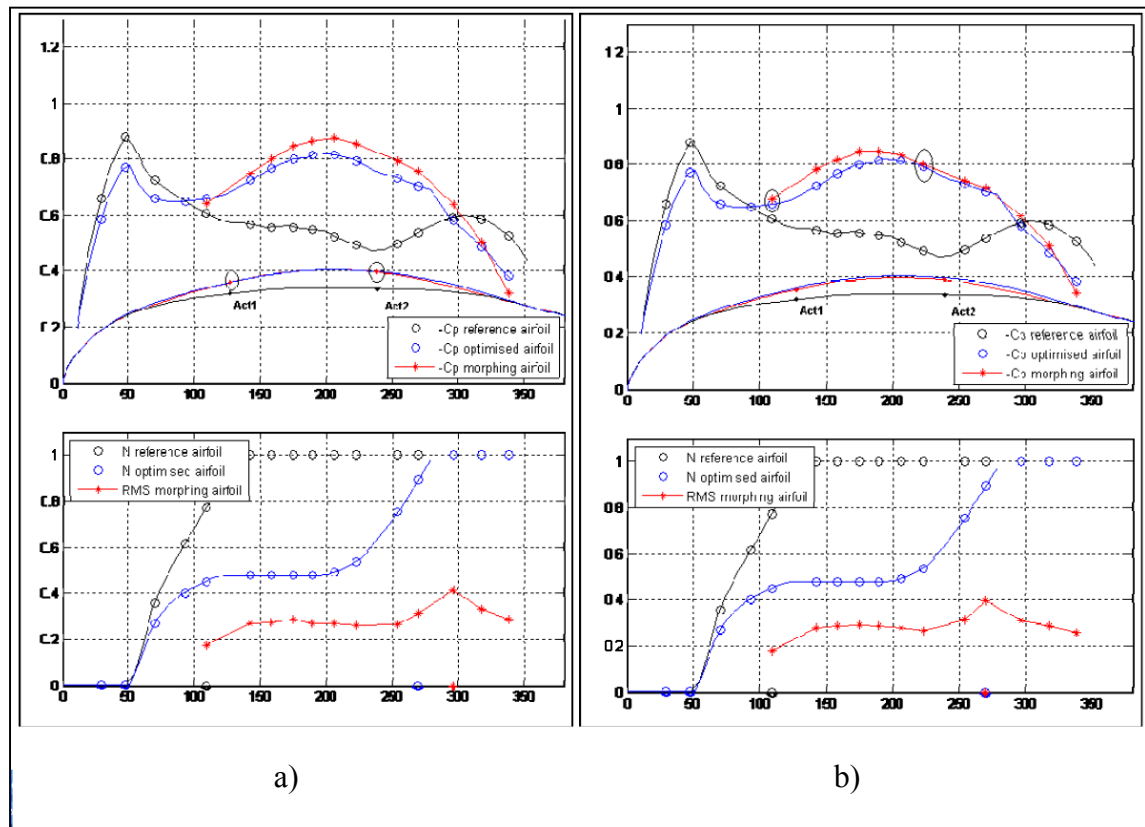


Figure 1.12 Comparaison des valeurs des coefficients de répartition de pression à la surface de l'aile pour un nombre de Mach $M=0.3$ et un angle d'attaque $\alpha=0.5^\circ$

a) boucle ouverte, b) boucle fermée

Tirée de (Popov et al., 2010a)

La méthode RMS (Root Mean Square) évaluait la valeur efficace située à chaque prise de pression et permettait de localiser le point de transition à l'endroit où se trouvaient les capteurs de pression sur l'extrados de l'aile. Cependant, à cause d'un encombrement réduit le nombre de prises de pression qu'il était possible d'insérer dans le profil, ainsi que la précision des mesures, étaient limités.

Il existe un troisième mode de régulation qui met en œuvre l'implémentation d'un régulateur (voir Figure 1.13) pour commander la déflexion et la position du point de transition (Labib, 2008).

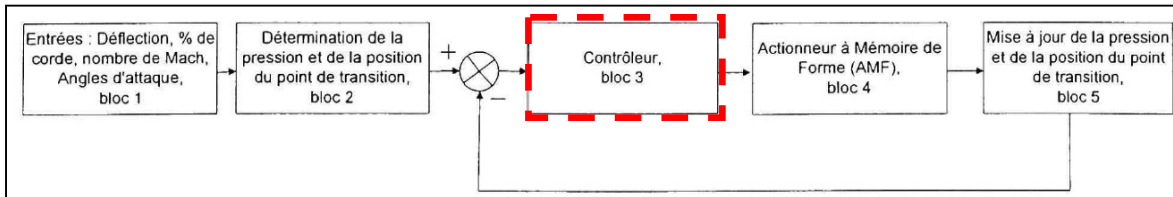


Figure 1.13 Schéma de la boucle fermée du régulateur de la position du point de transition
Tirée de Michel Labib (2008)

Deux modes de réglage du régulateur de position montré dans le bloc 3 (entouré en pointillés rouges) ont été mis en œuvre. Un correcteur Proportionnel Intégral Dérivé (*PID*) a été conçu, dont les paramètres ont été réglés par la méthode de Ziegler et Nichols (ZN). Puis un réglage par contrôle du modèle interne (*Internal Model Control - IMC*) a été comparé à la méthode ZN. Les résultats de la commande de position visibles à la Figure 1.14 montrent que la méthode IMC atteint plus rapidement la consigne de position que la méthode ZN.

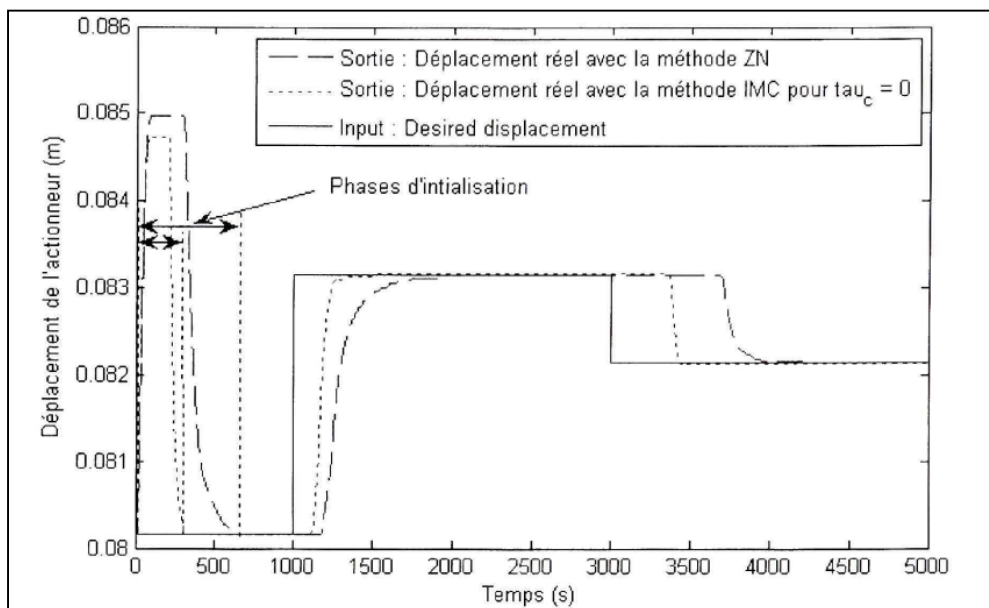


Figure 1.14 Comparaison des réponses en déplacements de l'actionneur à mémoire de forme en fonction du temps pour les méthodes Ziegler et Nichols et de Contrôle du Modèle Interne
Tirée de Michel Labib (2008, p. 5)

Plusieurs tests ont été réalisés avec un correcteur IMC afin d’appréhender ses performances sur la région de transition. Les résultats du Tableau 1.1 montrent le déplacement du point de transition en fonction du temps.

Tableau 1.1 Déplacement du point de transition au cours du temps
en fonction des différents profils optimisés
Adapté de (Labib, 2008)

Temps		Nom du profil		Position du point de transition (%corde)	
De	À	De	À	De	À
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	varaa6	75%	76%

On s’aperçoit que les profils changeaient leurs formes en fonction du temps jusqu’à obtenir un déplacement du point de transition à 76%, ces bons résultats ont permis de valider la commande utilisé pour la transition.

Cependant, les SMAs présentaient plusieurs facteurs empêchant son utilisation en aéronautique. Tout d’abord ils présentaient un comportement non-linéaire avec une dynamique très lente (Tableau 1.2).

Tableau 1.2 Temps de réponse à 5% pour 3 phases de fonctionnements
Tirée de (Labib, 2008)

	Déplacement désiré	
	Précision	Temps de réponse à 5% de l'entrée
Phase d'initialisation	0.07 %	297 s
Premier échelon	0.09 %	208 s
Deuxième échelon	0.23 %	381 s

De plus, lors de leur fonctionnement, les SMAs chauffaient énormément (Figure 1.15). Ce qui était problématique car les SMAs étaient confinés dans un endroit clôt et restreint, l'aile. Cette augmentation de température risquait alors de détériorer la structure interne du profil et d'enflammer le carburant.

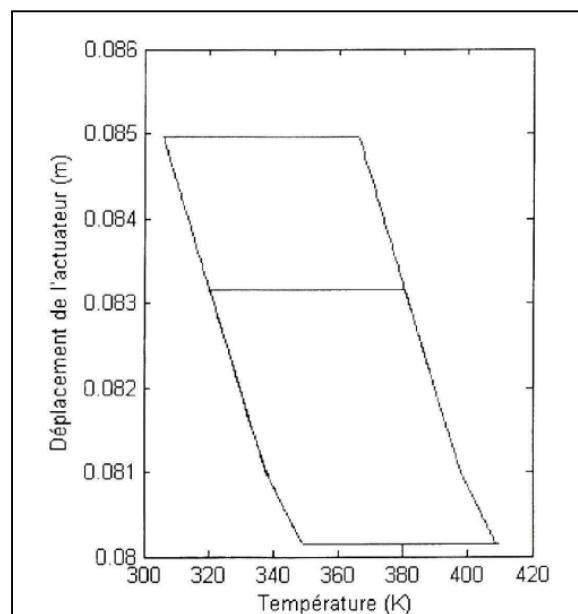


Figure 1.15 Évolution de la température en fonction du déplacement de l'actionneur SMA pour la méthode ZN
Tirée de (Labib, 2008)

Enfin, cette dissipation de température conduisait à une forte consommation de courant, le système obtenu était très énergivore. Risquant alors de compenser les gains obtenus avec la

réduction de consommation de carburant par réduction de la traînée. La forte puissance des alimentations de 3kw visibles sur la Figure 1.16 confirmait cet aspect.

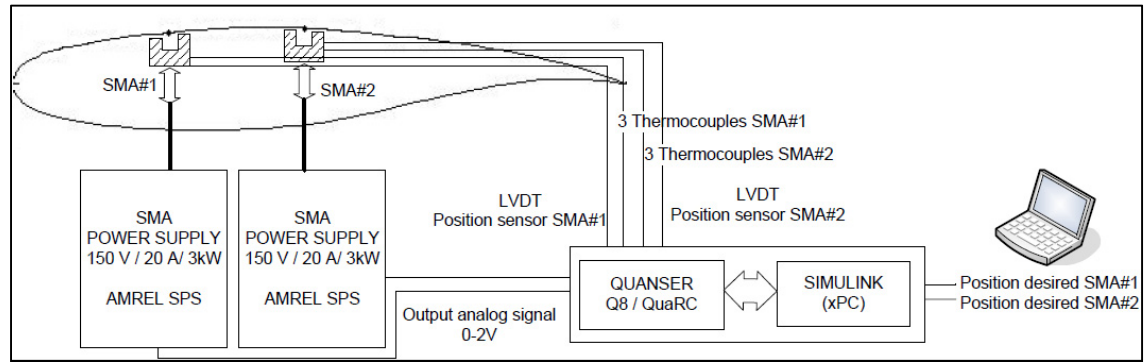


Figure 1.16 Architecture du banc de test de commande des actionneurs SMA
Tirée de Andrei V.Popov (2009, p. 182)

Pour conclure sur la conception du système de régulation, il est important lors du dimensionnement d'une boucle de régulation pour la déformation d'extrados d'aile d'avion, de concevoir un système économe en énergie le plus compact et léger possible. Pour conserver la stabilité en vol, il doit être capable de réagir suffisamment rapidement aux turbulences rencontrées. Un système d'acquisition fiable devrait être conçu afin de visualiser la répartition du coefficient de pression C_p et du point de transition.

CHAPITRE 2

TRAVAIL PRÉLIMINAIRE

2.1 Mesures en soufflerie

2.1.1 Présentation de la soufflerie

Installée depuis 2010 au laboratoire LARCASE de l'École de Technologie Supérieure (ÉTS), la soufflerie subsonique Price Païdoussis est une donation de la part des professeurs Michael Païdoussis et Stuart Price de l'université McGill. Auparavant, elle était utilisée pour faire des tests en aéroélasticité (étude des vibrations dans les structures élastiques dans un écoulement d'air). Désormais, elle est utilisée pour faire des tests aérodynamiques sur les ailes des avions.

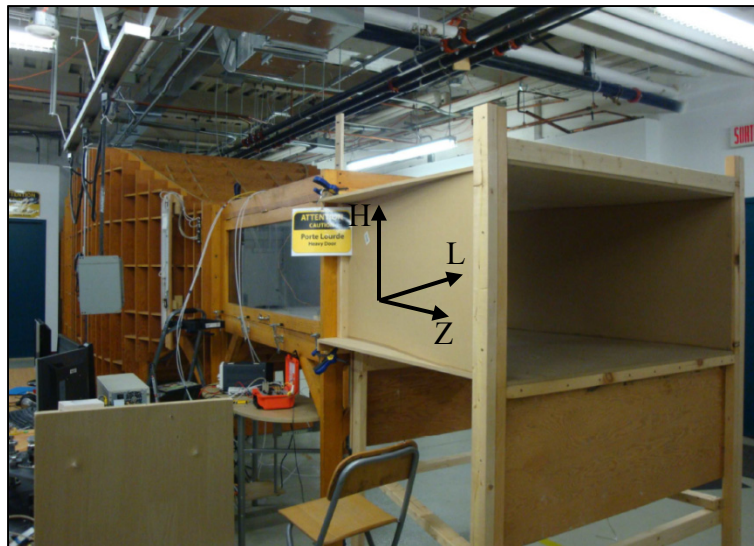


Figure 2.1 Photo de la soufflerie du laboratoire LARCASE

La photo de la soufflerie (Figure 2.1) du laboratoire du LARCASE est de type subsonique et en circuit ouvert. La vitesse maximale de l'écoulement de l'air des deux chambres d'essais peut aller jusqu'à 60m/s (environ 0.1 Mach).

2.1.2 Calibration de la soufflerie

Les tests en soufflerie sont indispensables afin de valider expérimentalement les performances aérodynamiques des profils d'ailes. L'écoulement de l'air à l'intérieur de la chambre d'une soufflerie doit être le plus laminaire possible pour garantir une qualité suffisante des mesures faites à l'intérieur. Une calibration consiste à mesurer dans un volume de la chambre d'essai la vitesse en différents points, dont la localisation et le nombre est défini par des normes.

La soufflerie du laboratoire LARCASE a récemment été transportée de l'université McGill vers les locaux de l'ÉTS. Le démontage/remontage de la soufflerie ayant pu détériorer la qualité de l'écoulement de l'air à l'intérieur de la chambre d'essai, il a alors paru nécessaire de refaire sa calibration. Permettant alors d'identifier d'éventuelles sources d'erreurs pour les mesures.

2.1.2.1 Normes à respecter

Il est nécessaire de respecter certaines normes fournies par des organismes agrémentés pour effectuer une calibration de la soufflerie. Tout d'abord l'American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) a écrit le manuel R-091-2003 des recommandations pratiques quant au calibrage d'une soufflerie. Il reporte qu'il est nécessaire d'effectuer une calibration pour toute nouvelle chambre ou lorsque des modifications sont apportées sur le circuit de l'air circulant à l'intérieur.

L'American Society of Heating, Refrigerating and Air-conditioning Engineers (ASHRAE) impose selon la norme l'ASHRAE Standard 41.2P (Standard Methods for Laboratory Air Flow Measurement) la méthode Log Tchebycheff pour fixer le nombre et la localisation des points de mesures dans la chambre de test de la soufflerie.

D'après cette méthode, les plans perpendiculaire au flux d'air doivent être pour les conduits :

- plus petits que 45cm, au minimum de 2 et espacés au maximum de 15cm;
- mesurant entre 45cm et 75cm, au nombre de 5;
- mesurant entre 75cm et 92cm, au nombre de 6;
- plus grandes que 92cm, au nombre de 7.

Les coordonnées des points par rapport aux parois est définie par les proportionnalités indiquée dans le Tableau 2.1.

Tableau 2.1 Proportionnalité des coordonnées des points de mesure de vitesses dans un plan pour la calibration de la soufflerie
Adapté de ASHRAE Standard 41.2P (1987)

Règle Log-Tchebycheff pour les conduites rectangulaires	
Nombre des points ou lignes transversales	Position relative aux parois internes
5	0.074; 0.288; 0.500; 0.712; 0.926
6	0.061; 0.235 ; 0.437 ; 0.563 ; 0.765 ; 0.939
7	0.053; 0.203; 0.366; 0.500; 0.634; 0.797; 0.947

Le quadrillage de la Figure 2.2 montre les coordonnées des points de mesures de vitesses dans un plan pour le cas de la soufflerie du LARCASE.

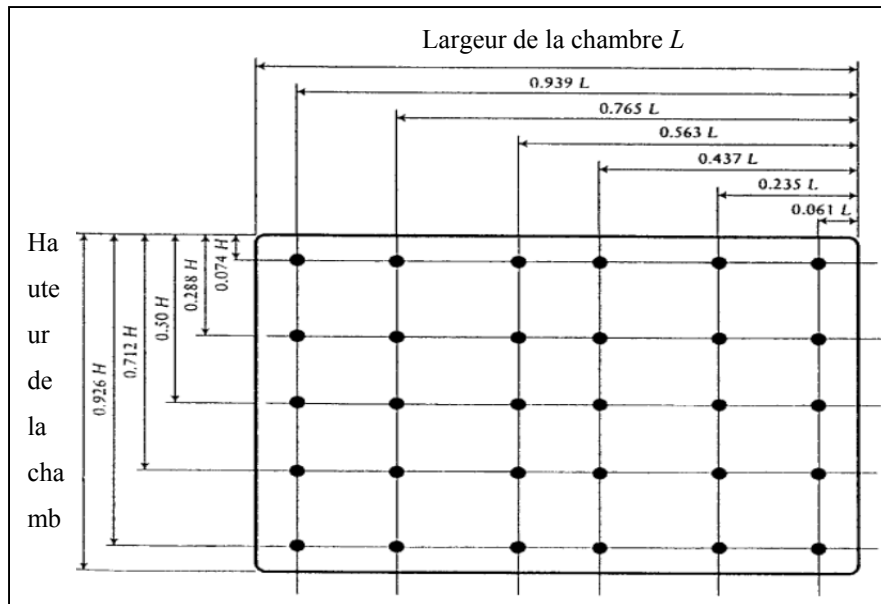


Figure 2.2 Coordonnées des points dans un plan pour mesurer les vitesses lors de la calibration de la soufflerie
Adaptée de ASHRAE Standard 41.2P (1987)

2.1.2.2 Taille du volume de calibration de la grande chambre

Les dimensions de la grande chambre d'essai sont les suivantes :

- longueur (Z) : 1820 mm;
- largeur (L) : 920 mm;
- hauteur (H) : 620 mm.

Les dimensions du volume de contrôle dans la grande chambre d'essai, déterminées à partir des normes sont les suivantes :

- longueur (Z) 610 mm;
- largeur (L) 610 mm;
- hauteur (H) 620 mm.

En utilisant la méthode Log Tchebycheff, on obtient les coordonnées des points répertoriées dans le Tableau 2.2 où il faut prendre les mesures de pression :

Tableau 2.2 Coordonnées en mm des points de mesures de pression dans la grande chambre de la soufflerie

L [mm]	H [mm]	Z [mm]
37	46	45
143	148	145
267	310	305
343	441	434
467	574	565
573		

2.1.2.3 Méthode de mesures

La Figure 2.3 montre l'emplacement des appareils de mesure qui ont été utilisés pour acquérir les pressions, la température et l'humidité.

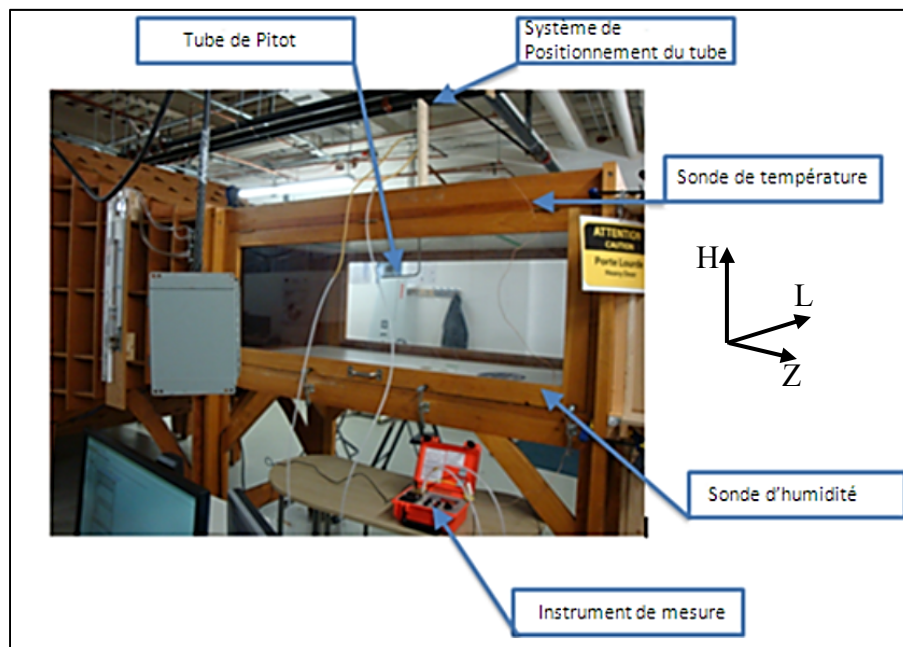


Figure 2.3 Appareils de mesure utilisés pour la calibration de la soufflerie

Le système FlowKinetics montré à la Figure 2.4 calcule la pression statique et la pression totale à l'aide d'un tube de Pitot statique.

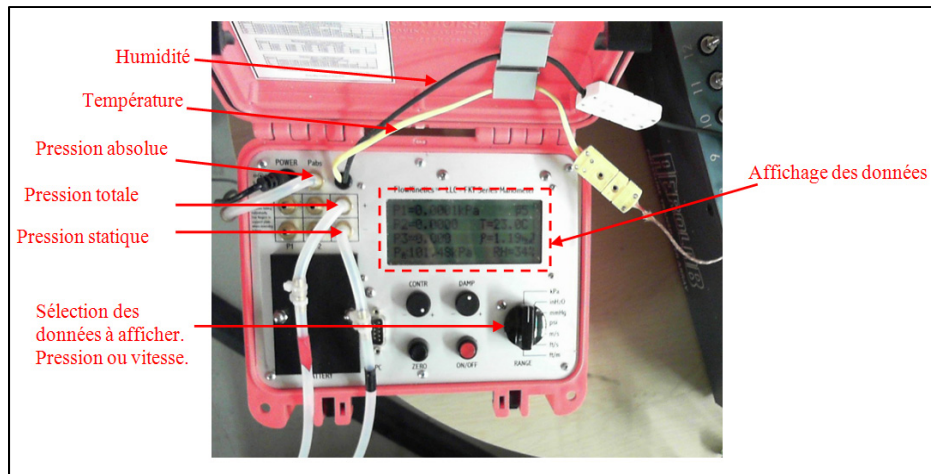


Figure 2.4 Mesures effectuées avec l'appareil FlowKinetics

Pour mesurer la température, le système FlowKinetics utilise un thermocouple qui couvre la plage de -73°C à 482°C avec un degré de précision de $\pm 1^{\circ}\text{C}$ à $+25^{\circ}\text{C}$. La température est utilisée pour calculer la densité et le débit d'air.

Le tube de Pitot montré à la Figure 2.5 est connecté au FlowKinetics, ce qui permet de relever des mesures de vitesse entre 1.7 à 70.5 m/s grâce au logiciel FlowScan et sa précision est de $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$ à 25°C . Cette sonde placée dans un système de guidage vertical, a été disposée au-dessus du plafond de la soufflerie pour mesurer les vitesses en chaque point de calibration.

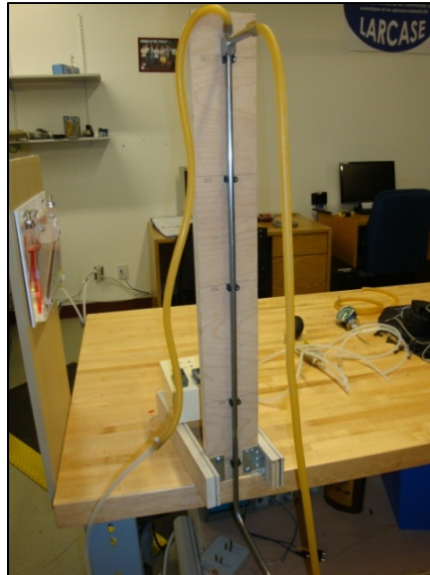


Figure 2.5 Système de guidage vertical de la sonde Pitot pour mesurer la vitesse de l'écoulement de l'air dans la soufflerie, lors de la calibration

Des trous, repérés par les coordonnées indiquées dans la Figure 2.6, ont été percés dans le plafond de la soufflerie pour permettre de placer la sonde Pitot aux points de mesure à effectuer.

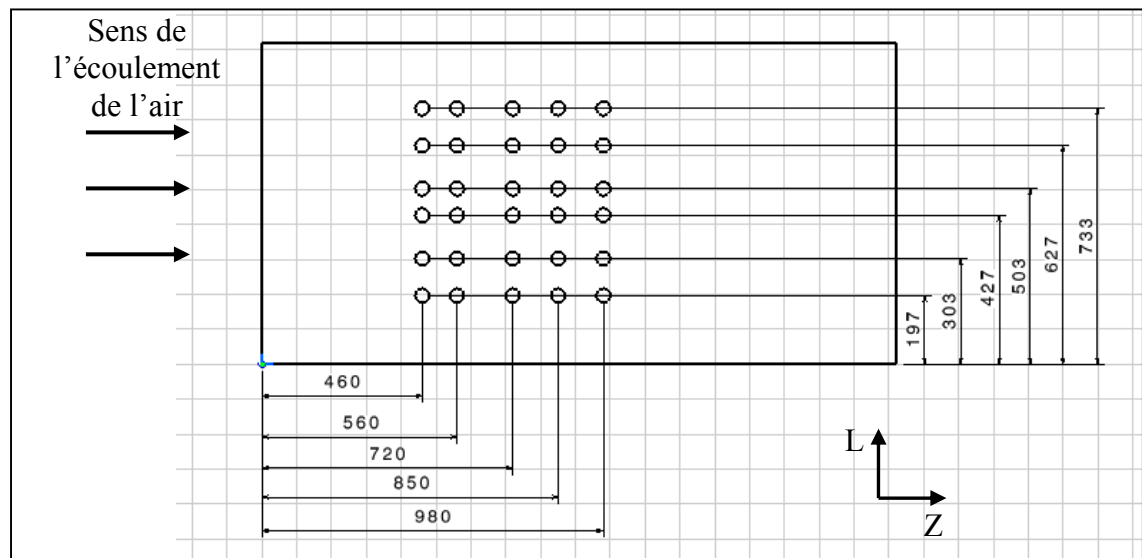


Figure 2.6 Localisation des perçages à effectuer pour placer la sonde Pitot sur le plafond de la chambre de la soufflerie (diamètre de perçage de 10mm)

Le logiciel FlowScan a permis d'acquérir et d'enregistrer chaque mesure transmise par le système FlowKinetics. La Figure 2.7 donne un aperçu du quadrillage d'un plan de mesure de vitesse avec le logiciel FlowScan.

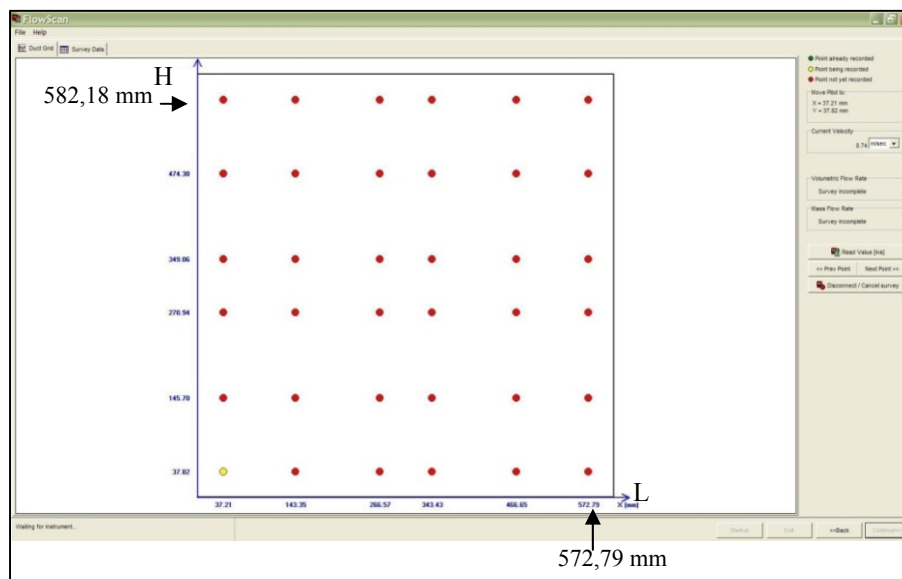


Figure 2.7 Représentation d'un plan de mesure des vitesses de calibration sous le logiciel FlowScan

2.1.2.4 Tests de température et vitesse

Les premiers essais ont montré que la vitesse en un point précis de la chambre n'était pas constante en fonction du temps. Des tests ont alors été réalisés pour caractériser cette variation et évaluer son impact sur la précision des mesures de pression. La Figure 2.8 montre que la vitesse et de la température au point de référence, choisi fixe dans la soufflerie proche de l'emplacement du profil, varient en fonction du temps et ne se stabilisent qu'après un certain temps.

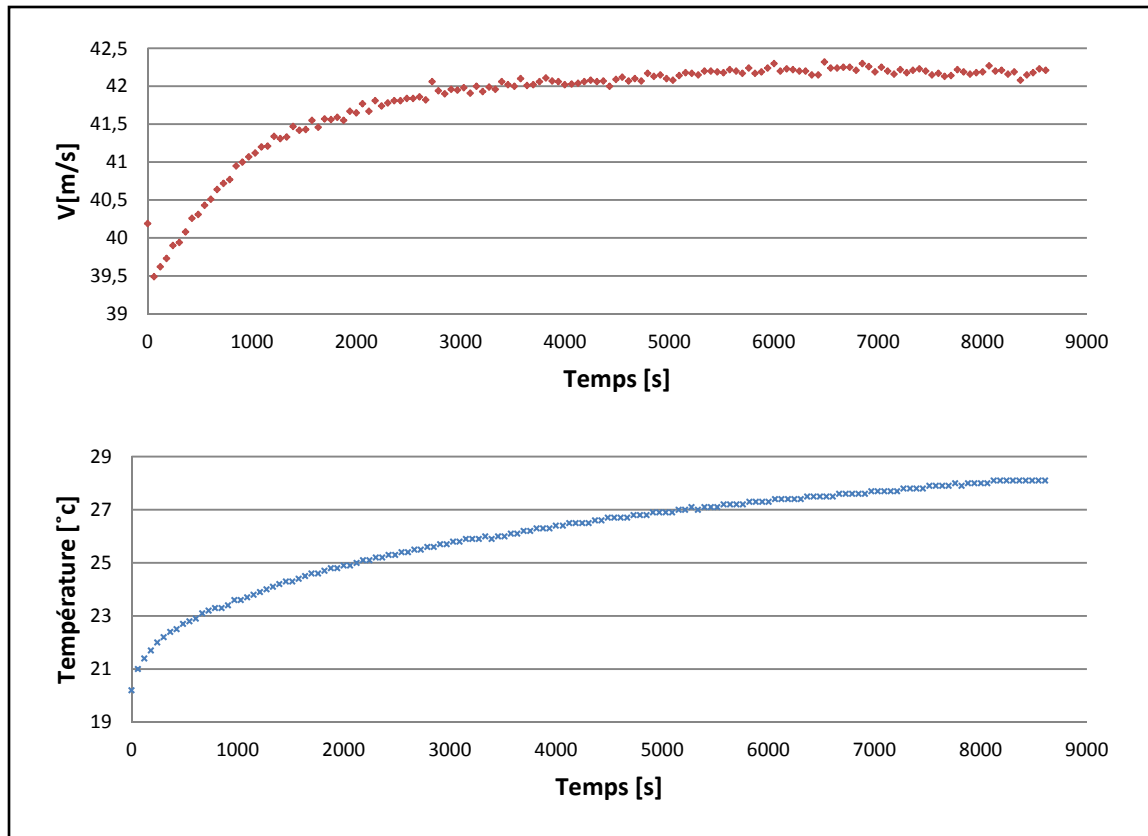


Figure 2.8 Variation de la température et de la vitesse en fonction du temps dans la soufflerie

Dans le Tableau 2.3, on voit que l'écart relatif entre les vitesses mesurées moyenne, minimale et maximale, diminue en fonction du temps. Ces résultats montrent que pour obtenir des mesures les plus précises, il est préférable d'attendre 1h30 de chauffe de la soufflerie pour réduire les erreurs mesures.

Tableau 2.3 Écart relatif en pourcentage entre la vitesse moyenne calculée et la vitesse mesurée

	Vitesse [m/s]	Écart relatif [%]
Après 1h30 (5400sec)		
vitesse moyenne	42.2	
vitesse mini	42.08	0.28
vitesse max	42.32	0.28
Après 1h15 (4500sec)		
vitesse moyenne	42.19	0.28
vitesse mini	42.07	0.31
vitesse max	42.32	
Après 1h (3600sec)		
vitesse moyenne	42.16	
vitesse mini	42	0.38
vitesse max	42.32	0.38
Après 45 min (2700sec)		
vitesse moyenne	42.14	
vitesse mini	41.9	0.57
vitesse max	42.32	0.43
Après 30 min (1800sec)		
vitesse moyenne	42.08	
vitesse mini	41.55	1.26
vitesse max	42.32	0.57
Après 15 min (900sec)		
vitesse moyenne	42	
vitesse mini	41	2.38
vitesse max	42.32	0.76

2.1.2.5 Résultats de la calibration de la chambre d'essai

Les mesures pour la calibration ont débuté après avoir laissé un temps de chauffe suffisamment long (1h30) de la soufflerie, ce qui garantissait un flux d'air le plus stable possible.

La Figure 2.9 montre la variation de la vitesse en un point de référence, lors des mesures pour la calibration. Elle est stable autour d'une vitesse moyenne mais oscille au cours du

temps, ce qui est susceptible d'influencer la qualité des mesures car les mesures sont réalisées une par une sur une période d'environ 12min.

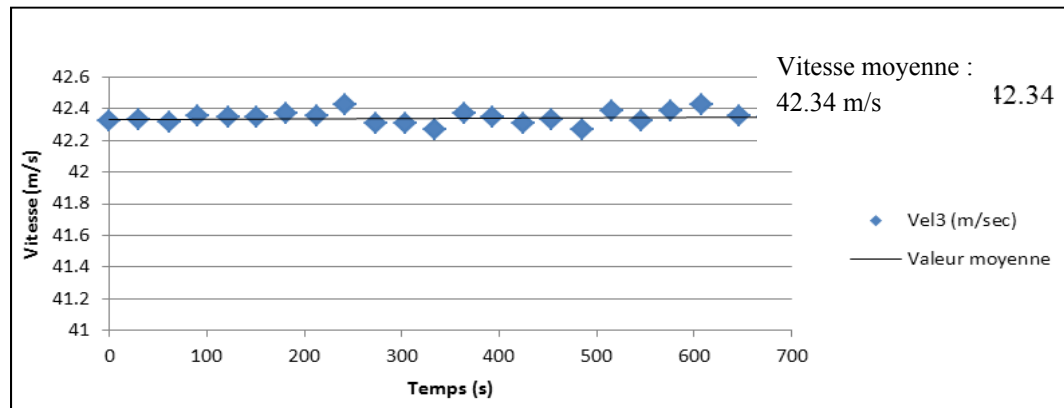


Figure 2.9 Évolution de la vitesse en fonction du temps lors des mesures de calibration

Les Figure 2.10 et Figure 2.11 représentent graphiquement la répartition des vitesses mesurées dans la chambre. Les variations ont été affichées en utilisant une échelle de couleurs avec la variation des vitesses pour les 5 plans considérés. En bleu sont représentées les zones où les vitesses peuvent être considérées uniformes car elles ne dépassent pas une erreur moyenne de $\pm 0.26\%$ ou $\pm 0.5\%$. En rouge, les vitesses mesurées sont supérieures à l'erreur tolérée par rapport à la vitesse de référence, tandis qu'en vert les vitesses sont trop inférieures.

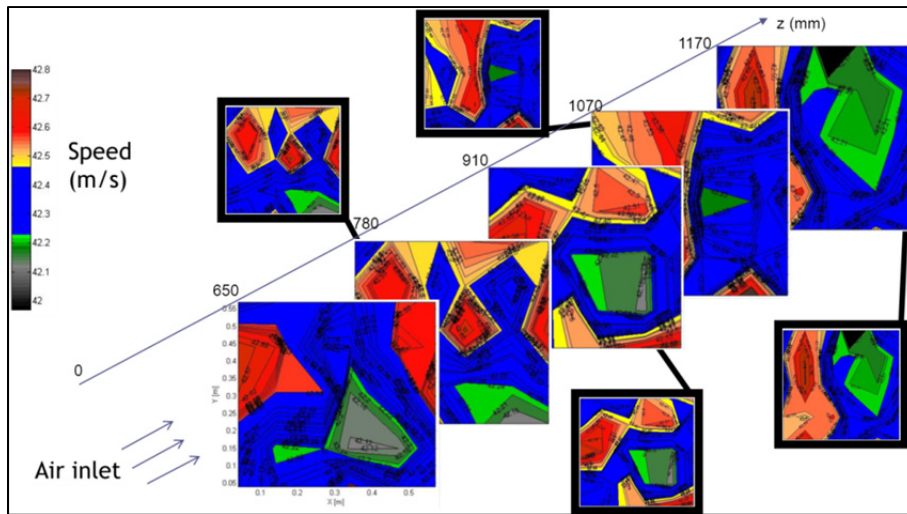


Figure 2.10 Répartition des vitesses dans la chambre de test autour du profil d'aile avec une précision de $\pm 0.26\%$ par rapport à la vitesse de référence

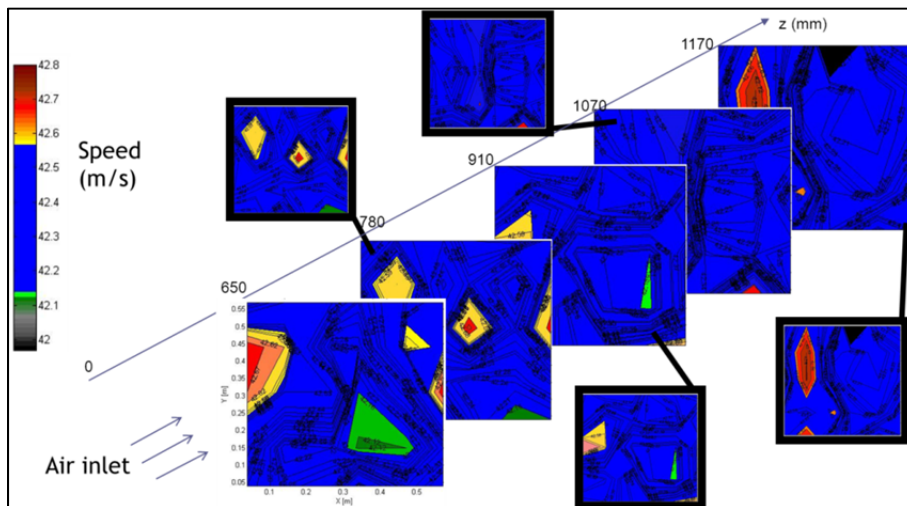


Figure 2.11 Répartition des vitesses dans la chambre de test autour du profil d'aile avec une précision de $\pm 0.5\%$ par rapport à la vitesse de référence

Les causes de ces erreurs sont probablement dues au moteur, car trop âgée il chaufferait anormalement (mais n'empêchant pas le fonctionnement) et influencerait alors la qualité des mesures en température et vitesse à l'intérieur de la chambre d'essai. La soufflerie utilisée est en circuit ouvert ce qui pourrait induire un retour de flux d'air à l'intérieur de la chambre et perturber son écoulement.

Ainsi il faudrait minimiser l'échauffement du moteur, modifier la soufflerie afin qu'elle soit en circuit fermé et s'assurer que les filtres situés en amont de la chambre garantissent un flux uniforme de vitesses.

Cependant, l'erreur relative entre les vitesses mesurées et celle de référence reste acceptables après un temps de chauffe du moteur d'environ 1h30.

2.1.3 Mesures des coefficients de pression

Cette section présente les résultats obtenus lors de tests en soufflerie sur les profils d'ailes original et optimisé. Le but du travail est de prendre des mesures de pressions sur l'extrados de l'aile pour représenter la distribution des pressions C_p , puis, de les comparer avec les résultats numériquement avec le logiciel Xfoil qui sert de référence.

La gauche de la Figure 2.12 montre l'aile en composite de l'ATR-42 optimisé à 0 degrés pour Mach 0.1. À la droite dans la Figure 2.12 se trouve l'aile originale de l'ATR.

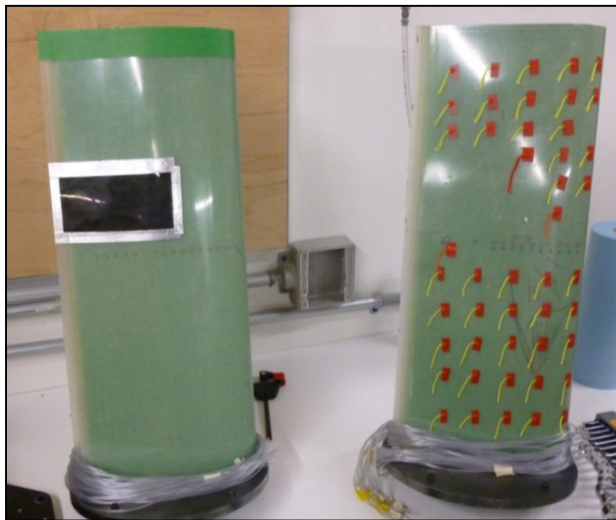


Figure 2.12 Photos des deux modèles d'aile en composite, à gauche l'optimisé (pour $M=0.1$, $\alpha = 0^\circ$) et à droite l'original

Chacune de ces deux ailes est équipée par des prises de pressions réparties sur l'extrados (Figure 2.13).

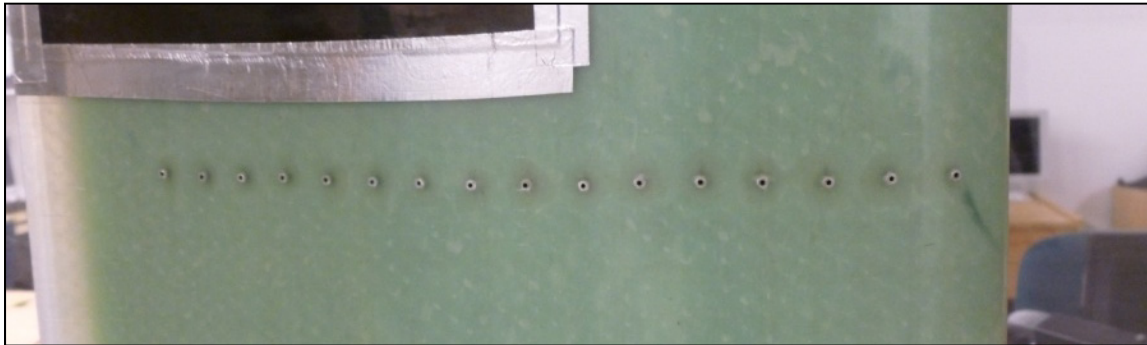


Figure 2.13 Visualisation des prises de pressions sur l'extrados du profil optimisé

Les Tableaux 2.4 à 2.7 montrent l'emplacement des prises de pression le long de la corde pour chacun des profils :

Tableau 2.4 Emplacement des prises de pressions sur l'extrados du profil original

Position (%de la corde)	5%	10%	15%	20%	25%	30%	32.5%
Position (mm)	12.2	24.4	36.6	48.8	61	73.2	79.3
Position (%de la corde)	35%	37.5%	40%	45%	50%	60%	70%
Position (mm)	85.4	91.5	97.6	109.8	122	146.4	183

Tableau 2.5 Emplacement des prises de pressions sur l'intrados du profil original

Position (%de la corde)	2.77%	10%	20%	40%	60%	80%
Position (mm)	6.8	24.4	48.8	97.6	146.4	195.2

Tableau 2.6 Emplacement des prises de pressions sur l'extrados du profil optimisé

Position (% de corde)	5%	10%	15%	20%	25%	30%	32.5%
Position (mm)	12.2	24.4	36.6	48.8	61	73.2	85.4
Position (% de corde)	35%	37.5%	40%	45%	50%	60%	70%
Position (mm)	97.6	109.8	122	134.2	146.4	158.6	170.8

Tableau 2.7 Emplacement des prises de pressions sur l'intrados du profil optimisé

Position (%de la corde)	3.1%	10%	20%	30%
Position (mm)	7.6	24.4	48.8	73.2

Une sonde Pitot et l'appareil d'acquisition FlowKinetics nous ont permis d'acquérir la vitesse ainsi que la pression statique à l'intérieur de la chambre de test. La pression totale le long des prises de pression, la pression atmosphérique, la densité de l'air et la température ont été déterminés par les capteurs Kinetics. Le nombre de Mach, le nombre de Reynolds et le coefficient de pression ont été déduits.

De nombreux tests et mesures ont été réalisés en soufflerie sur l'aile originale et l'aile optimisée. Ces tests ont été réalisés dans la grande chambre pour deux vitesses différentes, la première de 30m/s correspond à la vitesse minimum de fonctionnement de la soufflerie lui permettant de s'auto ventiler suffisamment afin de ne pas surchauffer. La deuxième 40m/s est la vitesse maximum atteignable dans la grande chambre de la soufflerie.

Lors des tests en soufflerie nous avons considéré des angles grands allant jusqu'à la limite du décrochage, entre -4.4° et 14.3° .

La Figure 2.14 montre les résultats obtenus en utilisant Xfoil et ceux obtenus à partir des mesures en soufflerie, pour un angle d'attaque de 0 degré et un nombre de Mach = 0.11. Les coefficients de pression mesurés en soufflerie concordent avec ceux calculés par Xfoil. De plus, on peut observer une augmentation de la portance, ce qui permet de valider l'aspect aérodynamique.

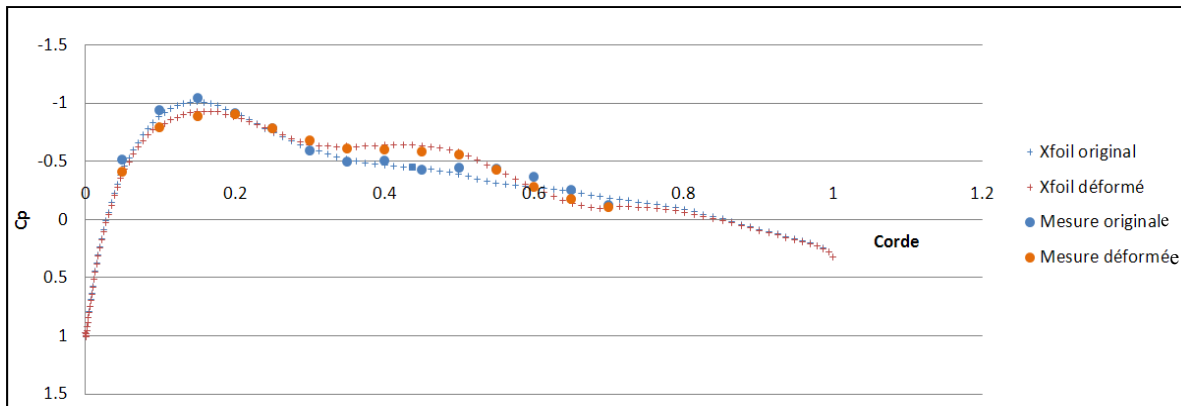


Figure 2.14 Comparaison des coefficients de pression obtenus en utilisant le logiciel Xfoil et lors des mesures en soufflerie, pour $\alpha = 0$ degré et $M = 0.11$

50 tests ont été réalisés (voir Annexe IV) pour les vitesses de 30m/s et 40m/s et la plage d'angle d'attaques énoncé ci-dessus. Les résultats sont globalement satisfaisants, mais l'écart entre les mesures et les résultats tracés sous Xfoil peut encore être améliorée.

Les raisons évoquées sont les suivantes :

- le tube Pitot est actuellement placé dans un coin à l'entrée du convergent, alors les résultats pourraient être différents s'il était placé à autre endroit;
- l'appareil FlowKinetics affiche une valeur de pression qui varie et qui ne permet pas un traitement numérique pour calculer la leur moyenne des pressions;
- la valeur du taux de turbulence utilisée pour les simulations avec Xfoil est de 0.3%, ce qui correspond à un taux de turbulence du flux d'air $N_{cr}=5.5$. Suite à l'installation de la soufflerie il serait intéressant de le mesurer;
- la vitesse varie au cours des mesures et peut augmenter de 1 m/s au cours de l'expérience.

2.2 Système d'actionnement

2.2.1 Les différents mécanismes envisagés

Cette partie présente des structures préliminaires de mécanismes pour faire la déformation de l'aile. Les contraintes permettront d'évaluer la pertinence des systèmes proposés.

La topologie de l'aile considérée pour choisir le mécanisme est montrée sur le schéma de la Figure 2.15. Les deux rangées d'actionneurs sont situées à 30% et 50% de corde. La zone hachurée en bleu représente la partie rigide du profil d'aile. Entre 10% et 70% de la corde se trouve la peau flexible, qui est le siège des déformations effectuées.

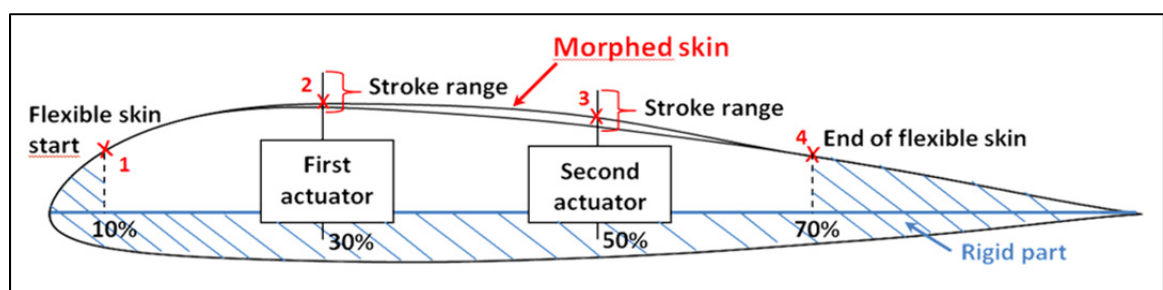


Figure 2.15 Schéma de la structure interne du profil d'aile. Localisation de l'emplacement des lignes d'actionnement et de la peau flexible en composite entre 10% et 70% de la corde
Tirée de R.Calestreme, F.Michaud, J.Brossard (2012)

Les forces nécessaires que doit développer chaque ligne d'actionnement sur la surface de la peau pour réaliser sa déformation dépend principalement de la structure de la peau en composite, de la position et du nombre de rangées d'actionnement.

Une étude antérieure (Coutu, 2010) a démontrée qu'un nombre de 2 rangées d'actionnements étaient suffisant pour obtenir de bons résultats aérodynamiques. De plus le poids et la place disponible à l'intérieur du profil étant limités il n'était pas possible d'augmenter d'avantages la taille du mécanisme.

La structure de la peau en composite de l'aile étant fixée, l'évaluation des forces pour sélectionner les actionneurs avec le logiciel Altair HyperMesh a donné des forces égales à 1400N par rangée d'actionnement. La déformation de la peau flexible doit pouvoir se faire jusqu'à 4mm, ce qui impose des contraintes dans la conception de la structure mécanique, dimensionnement de la motorisation et du système de commande. De plus, le système d'actionnement doit rentrer dans un espace maximum de 30mm, soit l'épaisseur du profil (les autres dimensions n'étant pas des facteurs limitant). Idéalement, il est préférable d'avoir un système d'actionnement à l'intérieur du profil de l'aile, ce qui permet de rester plus proche de la réalité d'une aile d'avion.

Dans la Figure 2.16 les actionneurs génèrent un mouvement horizontal converti en un mouvement vertical par des cames indépendantes en contact avec la peau. La Figure 2.17 montre un système d'actionnement directement en contact avec la peau. Le principal avantage de ces deux solutions est d'être entièrement dans l'aile, répondant ainsi aux contraintes d'intégration sur une aile réelle. Cependant, malgré une recherche minutieuse et divers contacts avec des fournisseurs, aucun système d'actionnement existant sur le marché n'était capable de rentrer dans le profil tout en développant des forces suffisamment grandes

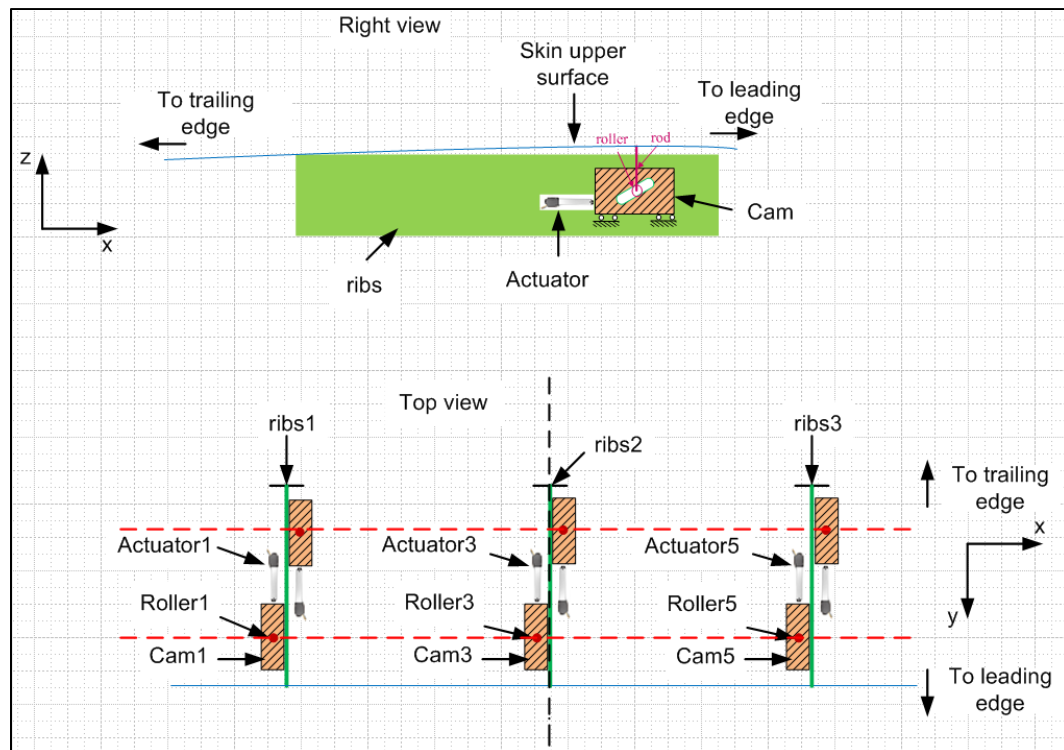


Figure 2.16 Premier exemple de système d'actionnement

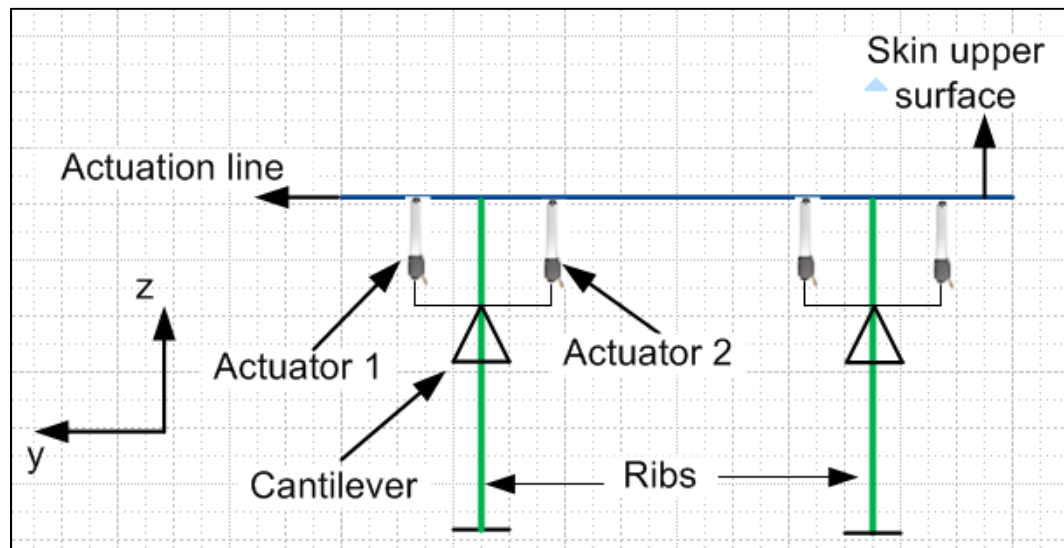


Figure 2.17 Deuxième exemple de système d'actionnement

La solution présentée à la Figure 2.18 propose un système d'actionnement qui pourrait dépasser à l'extérieur du profil d'aile. Les actionneurs génèrent un mouvement horizontal

converti en un mouvement vertical par des cames, traversant toute l'envergure, en contact avec la peau. Cette solution permettrait de s'affranchir des contraintes d'encombrement.

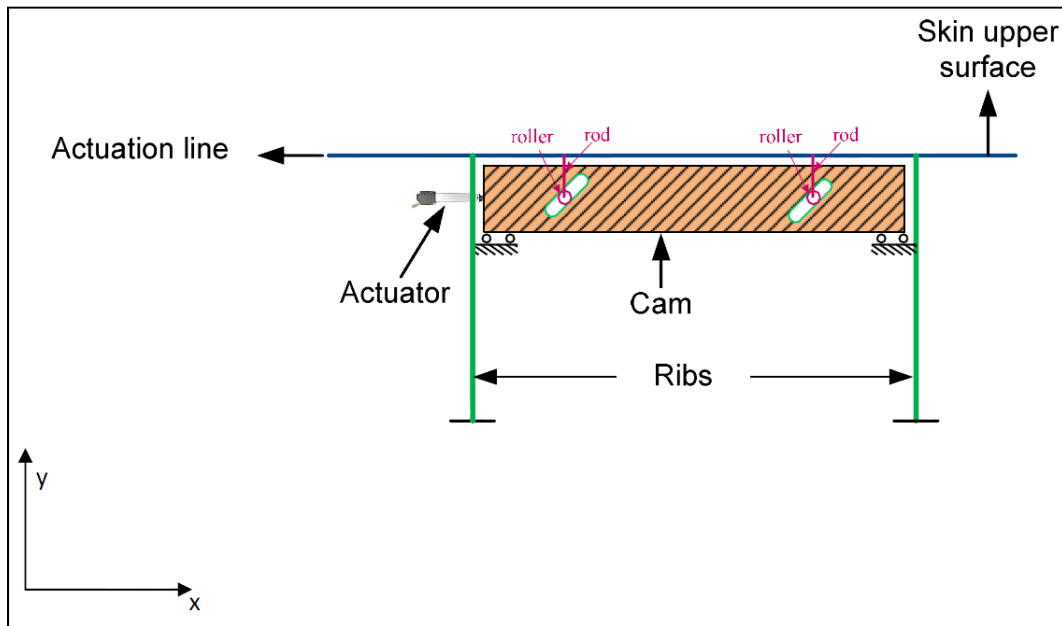


Figure 2.18 Troisième exemple de système d'actionnement

La solution qui a été retenue est proche du troisième exemple. La came était un arbre excentrique et l'actionneur une Machine à Courant Continu (*MCC*) couplé à un réducteur. Ce système présente l'avantage d'être simple et à priori suffisamment précis. De plus la régulation de position d'une *MCC* est connue pour être stable et robuste. Le choix de la motorisation et de ses organes de commande est développé dans la partie suivante.

2.2.2 Dimensionnement

La conception du système mécanique montré à la Figure 2.19 est composé de deux axes excentriques identiques installés dans une mousse de GYFTANE®P dont le rôle est de déplacer la surface interne de l'extrados à 30% et 50% de la corde.

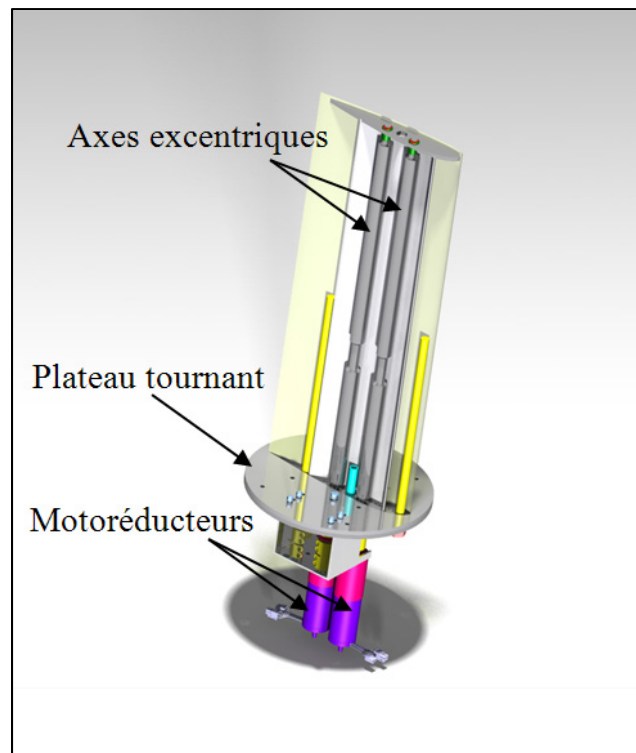


Figure 2.19 Représentation CATIA de la maquette de l'ATR-42

Connaissant leurs dimensions, un calcul a permis de connaître le couple que devait fournir les actionneurs afin d'effectuer la déformation de l'extrados de la peau flexible :

$$C_u = F \cdot r = 1400 \cdot 0,013 = 18,2 \text{ Nm} \quad (2.1)$$

- C_u : Couple utile en sortie du système d'actionnement pour déformer l'extrados [Nm]
- F : Force nécessaire sur la peau flexible le long d'une rangée d'actionnement pour réaliser sa déformation [N]
- r : Rayon de l'axe excentrique [m]

2.2.3 Choix du matériel

Pour garantir un temps de réponse suffisamment rapide de la déformation, la vitesse de rotation en sortie a été estimée à environ 10 rotations/min. Le choix final s'est porté sur une

combinaison de la société Maxon, permettant de fournir le couple C_u et la vitesse suffisante en sortie du motoréducteur visible à la Figure 2.20.

	GEAR Planetary Gearhead GP 42 C Ø42 mm, 3 - 15 Nm, Ceramic Version Article No.: 203134	Ratios: 319.0 torque: 15.0 Nm maximum feed force:
	MOTOR RE 35 Ø35 mm, Graphite Brushes, 90 Watt Article No.: 273759	Diameter: 35.0 mm type performance: 90.0 W nominal voltage: 48.0 V

Figure 2.20 Extrait des caractéristiques du moteur et du réducteur du devis Maxon

La faible consommation électrique (qui ne dépassait pas 90w) était un avantage pour choisir ce motoréducteur. De plus, cette technologie basée sur un moteur à courant continu se réfère à une construction compacte possédant un rendement élevé, un faible moment d'inertie et des nombreuses possibilités de combinaisons avec des réducteurs et codeurs. Ce qui a permis d'optimiser le dimensionnement du système et d'obtenir un retour simple et fiable sur la position angulaire du moteur.

Un régulateur a été associé à chaque moteur pour obtenir une méthode de commande rapide et efficace à mettre en place. La Figure 2.21 représente le schéma bloc du moteur et du réducteur.

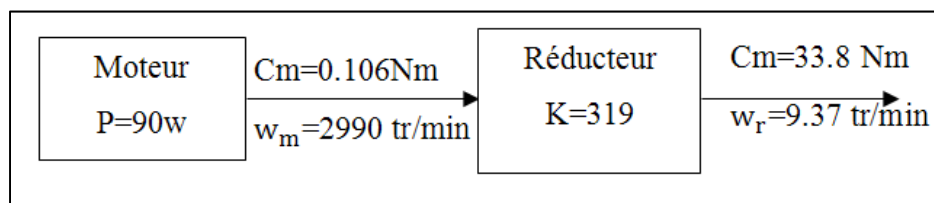


Figure 2.21 Schéma bloc du moteur et du réducteur

Les valeurs de la puissance (P) indiquée sur le schéma ainsi que le couple moteur (C_m), la vitesse de rotation en sortie de l'arbre moteur (W_m) et le rapport de réduction du réducteur (K) sont issues de la fiche technique montré en Annexe 1. Le couple utile (C_u) et la vitesse de rotation (w_r) de l'arbre en sortie du réducteur ont été calculés comme suit :

$$C_u = \frac{C_m}{K} \quad (2.2)$$

$$W_r = K \cdot W_m \quad (2.3)$$

Les Annexe 2 et 3 montrent les fiches techniques des régulateurs et des codeurs. La commande a été complétée avec des câbles d'alimentation et de communication (montrée en Annexe 4).

Chacune des deux séries de systèmes d'actionnement étaient alors composée d'un moteur, d'un réducteur, d'un régulateur, d'un arbre excentrique, de câbles de communication et d'alimentation. Une troisième série a été rajoutée pour faire tourner le plateau tournant sur lequel était pausée la maquette afin de modifier l'angle d'attaque. Pour cette dernière, l'arbre excentrique a été remplacé par un jeu d'engrenage pour effectuer la rotation du plateau.

Le devis proposé par la société Electromate qui était l'intermédiaire de la compagnie Suisse Maxon Moteur est visible en Annexe 5. Le dimensionnement du plateau et l'estimation du couple nécessaire au moteur a révélé que le troisième moteur pouvait être dimensionné identiquement aux deux premiers (Baciu, 2012). Le schéma CATIA de la Figure 2.22 montre les trois motoréducteurs placés sous la maquette.

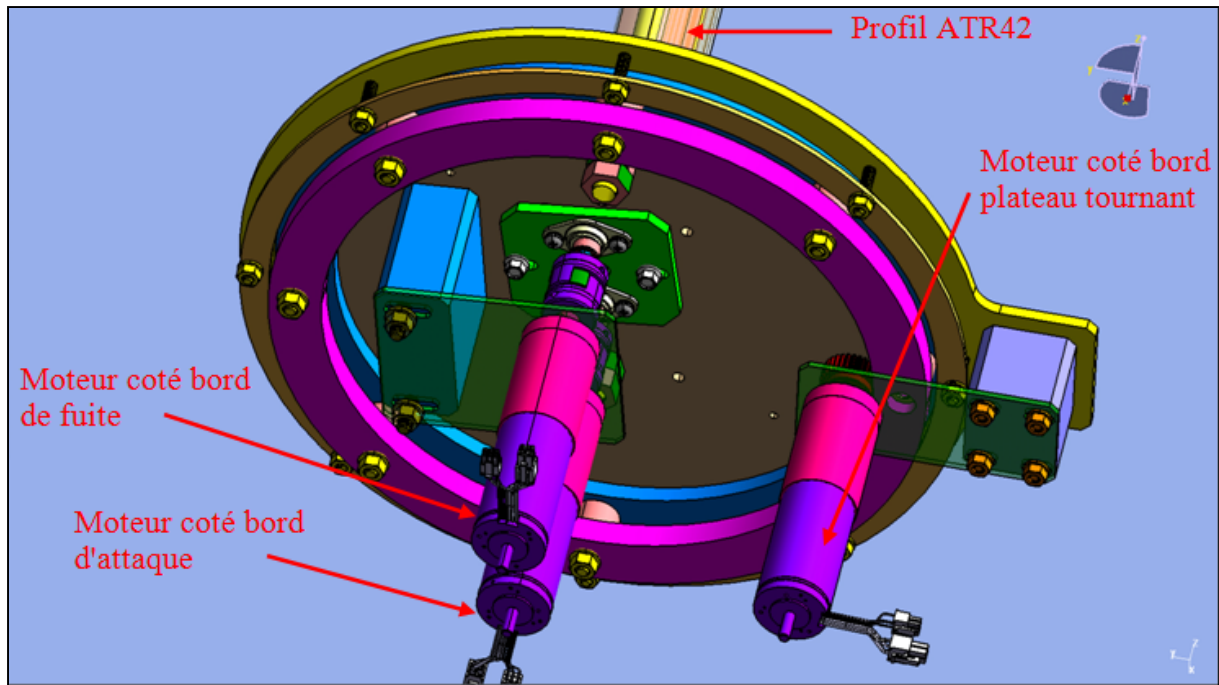


Figure 2.22 Vue du dessous de la maquette ATR-42. Schéma réalisé sous le logiciel CATIA

Le dernier élément qui restait à choisir afin de compléter le système d'actionnement des moteurs étaient les sources d'alimentations des moteurs. Chaque alimentation devait fournir un courant minimal de 1.428A et une tension de 48V pour alimenter une MCC et un régulateur en même temps (valeurs extraites de la fiche technique). De plus ces alimentations devaient être programmables afin de piloter les moteurs depuis l'ordinateur. Le choix s'est porté vers deux alimentations doubles CPX400DP visibles en Figure 2.23. Le devis des alimentations programmables est visible en Annexe 6.



Figure 2.23 Alimentation double CPX400 DP pour alimenter les moteurs Maxon

2.2.4 Architectures des deux modes de régulations

Avec le matériel qui a été commandé et celui déjà présent au laboratoire, deux architectures de régulation étaient envisageables Figure 2.24 et 2.25:

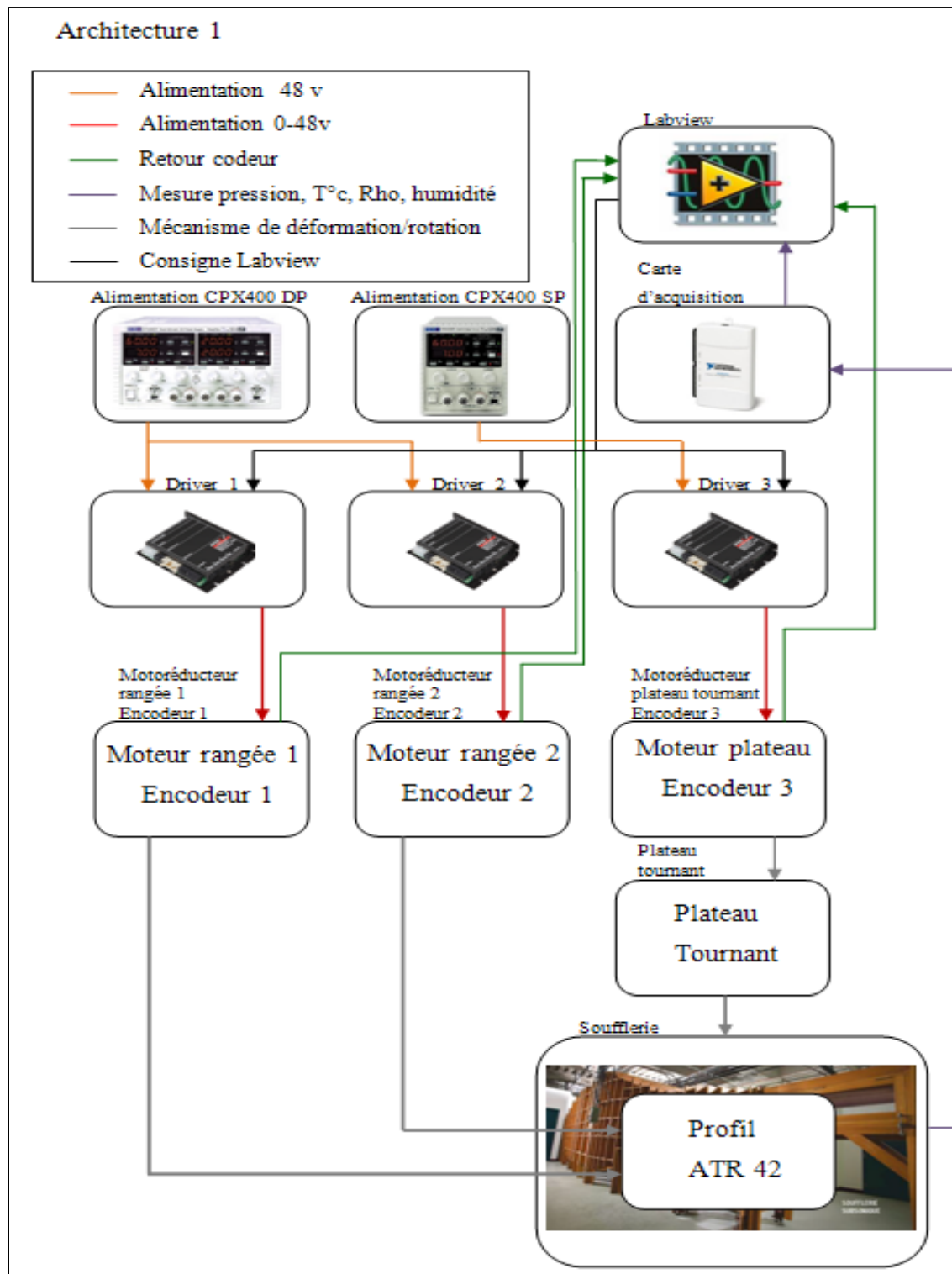


Figure 2.24 Architecture avec les régulateurs Maxon intégrés dans la boucle de commande

Dans la première architecture montrée dans la Figure 2.24, la consigne de régulation en position provient de l'interface LABview. Ici, les régulations sont déjà intégrées dans les régulateurs (noté driver sur la figure) qui alimentent et donnent les consignes aux moteurs. L'option programmable des alimentations de puissance n'est alors pas exploitée, et elles ont pour rôle d'alimenter les régulateurs. Les chaînes de retour des positions angulaires des moteurs sont transmises par les codeurs. La carte d'acquisition reçoit les données issues de la chambre d'essais telles que les pressions, la température, l'humidité, la densité de l'air. Cette architecture est simple à réaliser et permet d'effectuer des tests aérodynamiques rapidement. Néanmoins elle ne permet pas de mettre en application nos propres modes de régulation car les régulateurs utilisent uniquement leurs propres boucles de régulation.

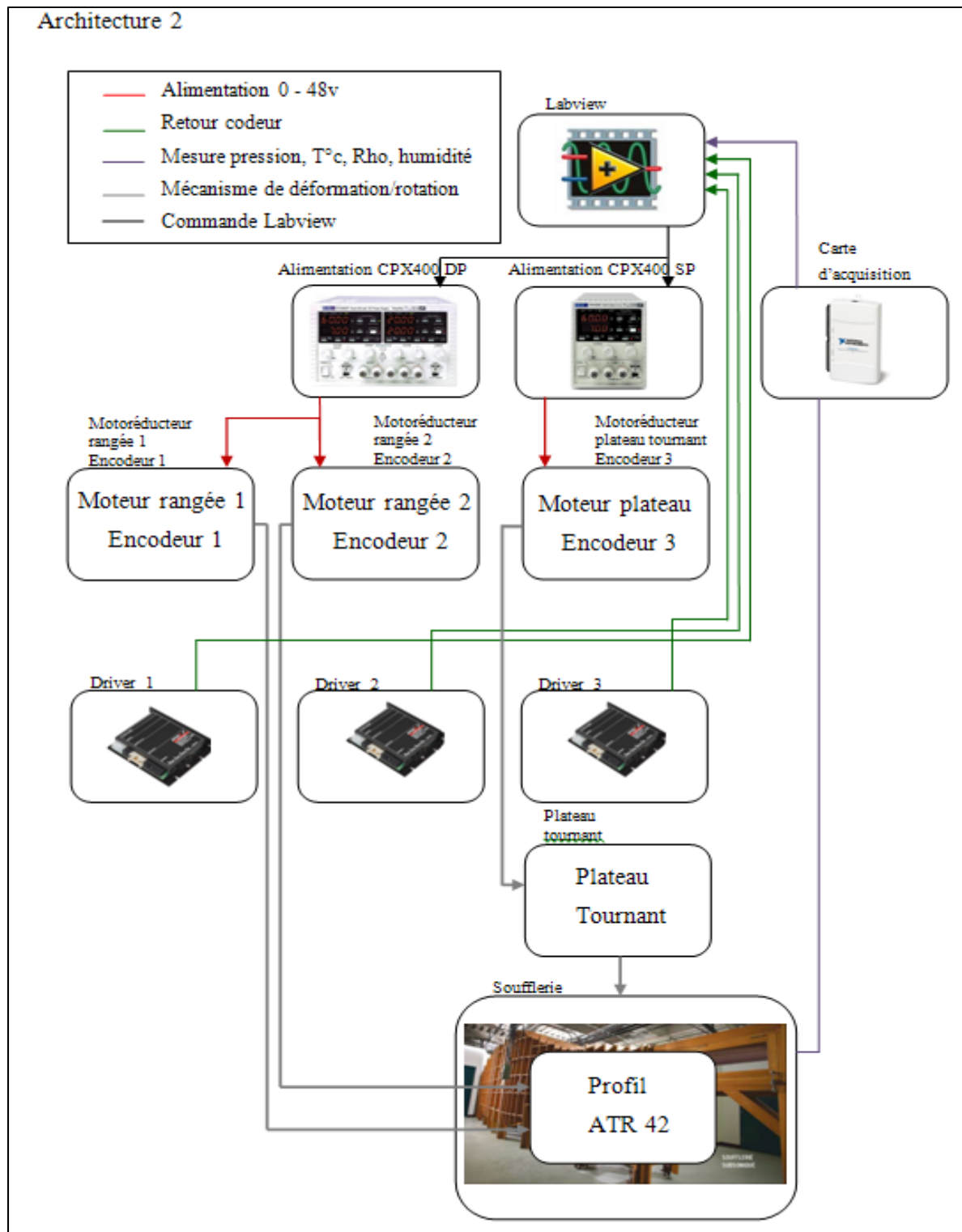


Figure 2.25 Architecture avec les régulateurs dimensionnés avec LABview

Dans la seconde architecture montrée dans la Figure 2.25, les alimentations fournissent aux moteurs les consignes d'alimentations transmises par USB depuis le programme LABview. Les retours de positions angulaires des moteurs sont renvoyés par les codeurs en direction des régulateurs qui les transfère alors vers l'ordinateur. Comme dans le cas précédent, la carte d'acquisition NI USB 6210 permet d'obtenir dans le programme de régulation les données provenant de la chambre d'essais telles que les pressions, la température, l'humidité, la densité de l'air. Cette solution présente l'avantage de pouvoir tester nos propres boucles de commande. Cependant elle est plus risquée car en cas de mauvais dimensionnement de notre mode de régulation, le matériel pourrait se retrouver alimenté au-delà de ses limites de fonctionnement et être détérioré. Pour utiliser cette architecture, des sécurités, que l'on verra dans les chapitres suivants, ont été insérées pour ne pas détruire les appareils.

Le mécanisme de déformation choisi ci-dessus convient pour des tests en soufflerie. Cependant, dimensionné tel quel dans un profil d'aile d'avion celui-ci ne serait pas apte à répondre aux contraintes en vol. En effet, il faudrait prendre en compte de nombreuses contraintes supplémentaires propres à l'aéronautique. Par exemple, la présence d'axe excentrique sur tout le long de l'envergure empêcherait la structure interne qui traverse l'envergure de l'aile de se déformer comme elle le fait naturellement lors d'un vol, voir la Figure 2.26.

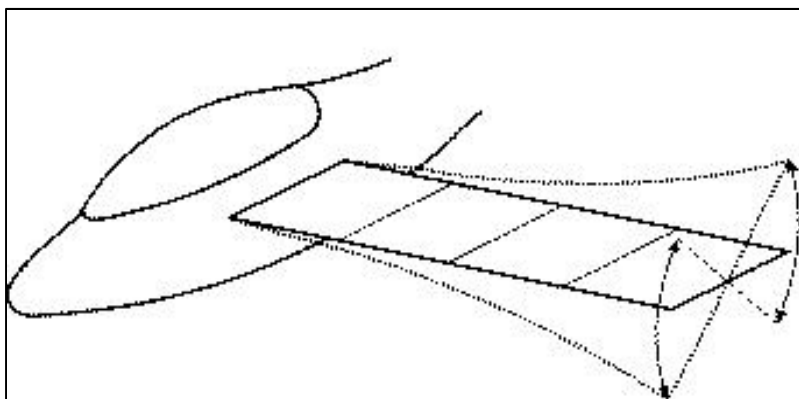


Figure 2.26 Schéma de la flexion que peut subir en vol l'envergure d'une aile d'avion
Tirée de (Blogglosmos, 2009)

De plus il faut éviter tout risque d'étincelles. Or les moteurs choisis sont des MCC et possèdent des balais qui sont des sources potentielles d'étincelles. Il existe effectivement des moteurs directement certifiés en aéronautique, mais, le coût était trop dispendieux pour pouvoir en faire l'acquisition. Les tests n'étant pas réalisés sur un avion réel ce type de motorisation pouvait convenir pour les essais en soufflerie.

CHAPITRE 3

SIMULATION DE LA MACHINE À COURANT CONTINU

3.1 La Machine à Courant Continu, un moteur particulier

Il existe trois grandes familles de motorisation. Les moteurs synchrones et asynchrones sont alimentés par des tensions alternatives triphasées. Ils se distinguent par une constitution et un mode de commande différent. La troisième catégorie est la Machine à Courant Continu. Son alimentation continue monophasée lui confère un mode de commande plus simple et plus robuste que les deux premières catégories de motorisation. Elle est aussi généralement moins onéreuse et moins lourde. C'est pourquoi elle a été choisie pour réaliser ce projet.

La MCC représentée Figure 3.1, est une machine électrique constituée :

- d'une partie statique appelée inducteur, qui est à l'origine du flux constant magnétique B_s , créé par des enroulements en cuivre ou par des aimants permanents;
- d'une partie tournante appelée induit, qui est relié à un collecteur en rotation dont le rôle est d'inverser la polarité (au niveau de la ligne de neutre) de chaque enroulement de l'inducteur au moins une fois par tour afin de faire circuler le flux magnétique F_l en quadrature avec le flux inducteur B_s .

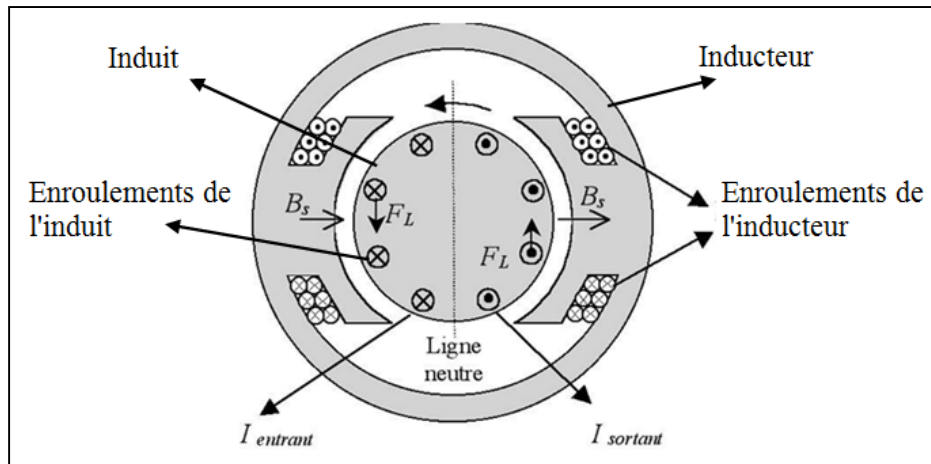


Figure 3.1 Schéma de la constitution mécanique d'une MCC composé de l'inducteur, de l'induit et des enroulements
Tirée et adaptée de (P.Loos, 2013)

3.2 Fonctionnement du régulateur Maxon

Suite au choix de la Machine à Courant Continu (MCC) de la compagnie Maxon en décembre 2012 et après avoir reçu le régulateur, nous avons consulté le document "*Application Notes Collection EPOS2 Position Controller*". Ce document sur l'utilisation du régulateur a permis de comprendre les différents modes de fonctionnement pour la MCC de Maxon associé.

Trois modes de fonctionnement interne au régulateur (Figure 3.2) existent en fonction du paramètre à commander : l'intensité du courant, la position ou la vitesse.

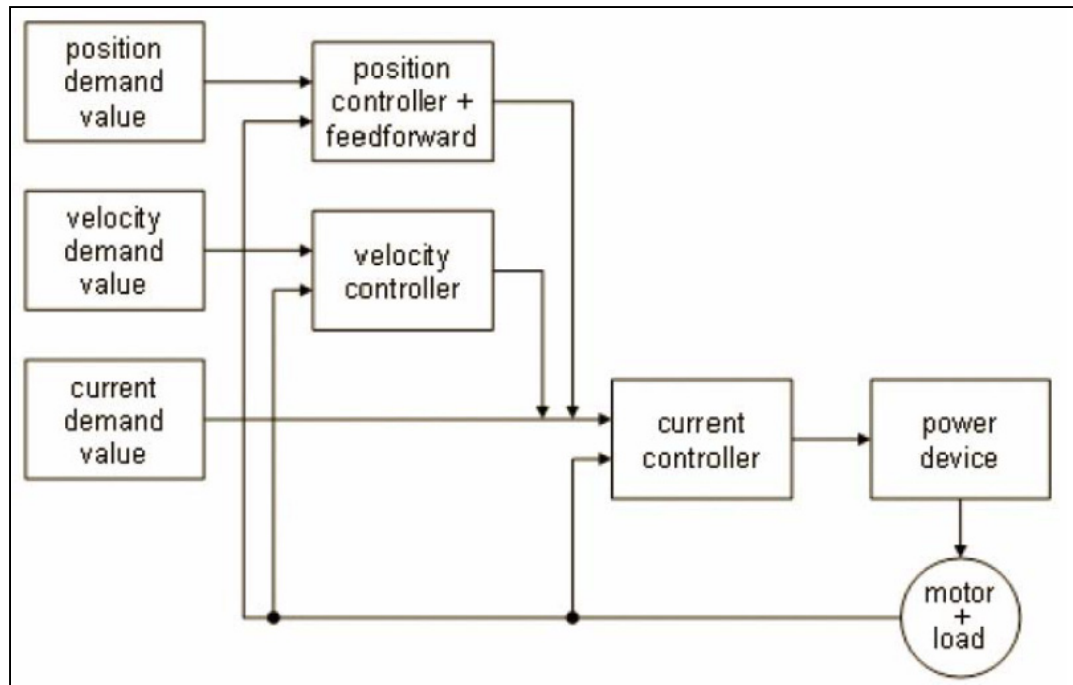


Figure 3.2 Schéma interne du régulateur du moteur de la compagnie Maxon
Tirée de Application notes collection Maxon

Même si seul le mode régulation en position était utile pour déformer l'extrados de l'aile, les trois modes de commandes ont été simulés avec Simulink. En effet, la comparaison entre les résultats obtenus sous Simulink et ceux extraits de la fiche technique permettaient de valider la modélisation du moteur. Il était alors possible de tester avec un peu plus de légitimité d'autres types de régulation non prévus par le fonctionnement du régulateur de la compagnie Maxon.

3.3 Modélisation Simulink

Avant d'implémenter les différents modes de régulation, il fallait modéliser sous Simulink la MCC à partir des données disponibles dans la fiche technique (résistance de l'induit, inductance de l'induit, inertie du moteur, couple résistant, frottement visqueux, constante de couple électromagnétique). Il fallait vérifier que la modélisation Simulink donnait les mêmes résultats en termes de vitesse, courant, tension que ceux mentionnés dans la fiche technique.

Par la suite, le réducteur associé au moteur a été intégré dans le modèle de simulation Simulink.

Tout d'abord, cette partie présente la mise en équation correspondant à la MCC de la compagnie Maxon choisi dans le sous chapitre 2.1 et dont la fiche technique est visible en Annexe 1. Cette mise en équation a permis de déduire les schémas blocs de la simulation Simulink correspondants à la modélisation de la MCC et de son réducteur. Enfin, les résultats de ces simulations Simulink devaient permettre de valider le modèle de la MCC en les comparant avec la fiche technique du moteur.

3.3.1 Étude de la stabilité d'une boucle de régulation par la modélisation sous forme de schémas blocs

La mise sous forme de schéma bloc est un moyen visuel tel que montré dans la Figure 3.3 pour modéliser des équations mathématiques, comme celle en (3.1).

$$b = a.C \quad (3.1)$$

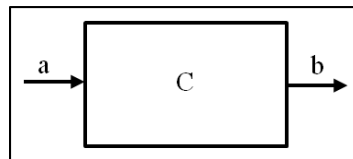


Figure 3.3 Schéma bloc d'une équation mathématique de base

Une association de bloc tel que dans la Figure 3.4 est appelée boucle de régulation et permet de représenter un système réel (moteur, ressort, circuit électrique...) nommé processus. Son correcteur a pour but de faire concorder l'entrée "a" et la sortie "m". L'erreur entre l'entrée et la sortie est noté "e" tandis que l'alimentation fourni par le correcteur ou processus est noté "u".

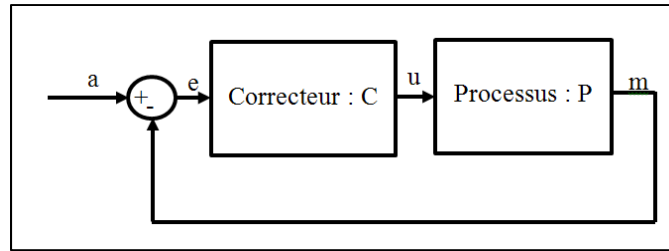


Figure 3.4 Exemple d'association de bloc permettant de modéliser un système réel et son correcteur

L'objectif de ce type de représentation est l'étude de la stabilité de la boucle de régulation. Pour cela il faut étudier l'équation (3.4) de la Fonction de Transfert en Boucle Fermée (*FTBF*) reliant la sortie du système "*m*" et son entrée "*a*".

$$a - m = e \quad (3.2)$$

$$a - m = \frac{m}{C.P} \quad (3.3)$$

$$FTBF = \frac{m}{a} = \frac{CP}{1 + CP} \quad (3.4)$$

La Fonction de Transfert en Boucle Ouvert (*FTBO*) définie à l'équation (3.5) est présente à deux reprises dans l'équation (3.4).

$$FTBO = CP \quad (3.5)$$

Mathématiquement la *FTBF* est stable si la *FTBO* ne tend pas vers -1.

Pour l'étude de la stabilité d'un système physique, la *FTBO* est généralement mesurée par les marges de phase $\Delta\varphi$ et de module ΔM représenté à l'aide des diagrammes de Bode (Figure 3.5). La marge phase est la distance entre la phase φ et -180° au passage à 0dB du gain et la marge de module est la distance entre le gain G et 0dB au passage à -180° de la

phase. Usuellement, pour avoir un bon compromis entre vitesse et stabilité $\Delta\varphi$ est fixée entre 30° et 60° (Plestran, 2009) et ΔM doit être inférieur à 0.5dB (Retif, 2008).

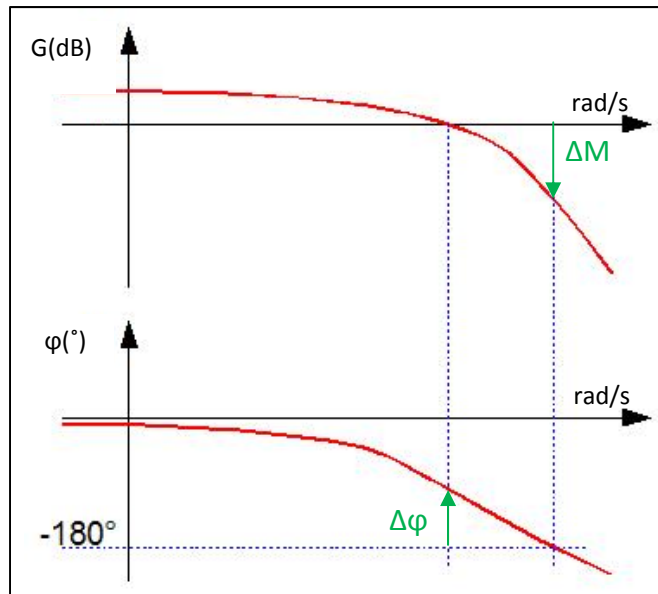


Figure 3.5 Diagramme de Bode représentant les marges de phase et de module de la Fonction de Transfert en Boucle Ouverte (FTBO), pour l'étude de la stabilité d'une boucle de régulation
Tirée et adaptée de (Saulin, 2009)

3.3.2 Modélisation de la MCC

La modélisation de la MCC peut se faire grâce aux équations connues en génie électrique, électromécanique et mécanique. Les relations liant les grandeurs électriques permettent de modéliser le circuit de l'induit de la MCC (celle de l'inducteur n'étant pas indispensable à sa modélisation). Il peut être représenté par une résistance R_a suivie d'une inductance L_a et d'une force électromotrice E_m proportionnelle à la vitesse W_m . Le fonctionnement mécanique de la MCC est représenté comme dans la Figure 3.6 par l'inertie de l'induit et de la charge J_a .

La représentation du circuit de l'induit de la MCC peut être réalisée de la manière suivante :

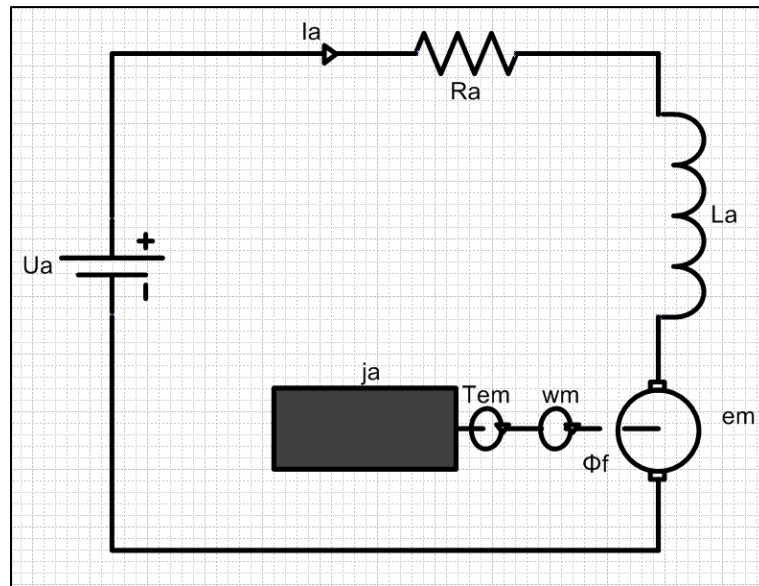


Figure 3.6 Représentation du circuit électrique d'induit (partie fixe) de la MCC

La définition des grandeurs présentes dans le schéma ci-dessus est la suivante :

- U_a	:	Tension d'alimentation aux bornes de l'induit	[V]
- I_a	:	Intensité du courant circulant dans l'induit	[A]
- R_a	:	Résistance du circuit d'induit	[Ω]
- L_a	:	Inductance du circuit d'induit	[H]
- E_m	:	Force contre-électromotrice	[V]
- Φ_f	:	Flux magnétique d'excitation	[Wb]
- T_{em}	:	Couple électromagnétique	[N]
- J_a	:	Inertie du moteur	[kg.m ²]
- W_m	:	Vitesse de rotation du moteur	[rad/s]

Nous supposons que la résistance R_a et l'inductance L_a sont constantes (il n'y a pas de variation due à l'échauffement ou à la saturation magnétique), on peut alors écrire l'équation suivante :

$$U_a = R_a \cdot I_a + L_a \cdot \frac{dI_a}{dt} + E_m \quad (3.6)$$

La force contre-électromotrice E_m varie proportionnellement en fonction flux inducteur Φ_f et à la vitesse angulaire W_m comme suit (V.Richardson, 1998):

$$E_m = k. \Phi_f. W_m \quad (3.7)$$

Où k est une constante spécifique à la fabrication du moteur. Les fiches techniques donnent généralement la valeur de la constante de couple k_t égale à $k. \Phi_f$.

Le couple électromagnétique T_{em} peut s'exprimer comme suit :

$$T_{em} = k. \Phi_f. I_a \quad (3.8)$$

L'équation reliant le couple moteur et les couples résistants est définie de la manière suivante:

$$J_t. \frac{d\omega_m}{dt} = T_{em} - B_m. W_m - T_r - T_f \quad (3.9)$$

Les définitions des termes utilisés ci-dessus sont les suivantes :

- J_t	: Inertie totale du moteur (J_a) additionnée à celle de la charge (J_{ch})	[kg.m ²]
- B_m	: Coefficient de frottement visqueux	[Nm/rd.s ⁻¹]
- T_r	: Couple résistant	[N]
- T_f	: Couple de frottement de Coulomb	[N]

Pour étudier la stabilité d'un système réel telle qu'une MCC, une méthode souvent utilisée repose sur sa représentation fréquentielle à l'aide du diagramme de Bode telle que développée au sous-chapitre 3.3.1. Il faut alors, appliquer la transformée de Laplace aux équations ci-dessus pour passer du domaine temporel au domaine fréquentielle. Les résultats obtenus sont les suivants :

$$U_a - E_m = R_a \cdot I_a + L_a \cdot s \cdot I_a \quad (3.10)$$

$$E_m = k \cdot \Phi_f \cdot W_m = k_t \cdot W_m \quad (3.11)$$

$$T_{em} = k \cdot \Phi_f \cdot I_a \quad (3.12)$$

$$T_{em} - T_r - T_f = B_m \cdot W_m + s \cdot J_t \cdot W_m \quad (3.13)$$

Où s est l'opérateur de Laplace et k_t égal à $k \cdot \Phi_f$.

Les équations (3.10) à (3.13) peuvent se réécrire par les équations (3.14) et (3.15) pour représenter le schéma bloc dans la Figure 3.7:

$$I_a = \frac{U_a - E_m}{R_a + L_a \cdot s} \quad (3.14)$$

Et

$$W_m = \frac{k \cdot \Phi_f}{J_a \cdot s + B_m} \cdot I_a - \frac{T_r + T_f}{J_a \cdot s + B_m} \quad (3.15)$$

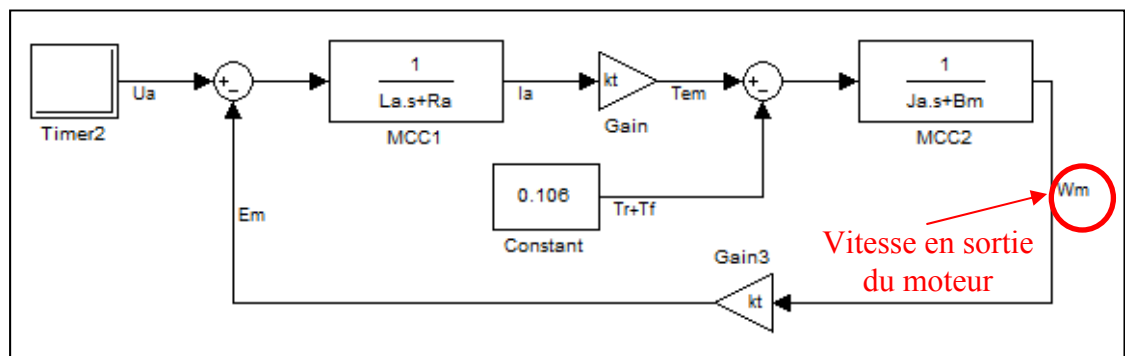


Figure 3.7 Modélisation de la MCC avec Simulink

La fiche technique du moteur Maxon nous a permis de calculer les paramètres de modélisation de notre moteur (voir Tableau 3.1).

Tableau 3.1 Caractéristiques internes de la MCC issues de la fiche technique

R_a [Ω]	L_a [H]	$k. \Phi_f$ [Nm/A]	J_a [kg.m ²]	B_m [Pa.s]
11.4	0.0316	0.119	65.9e-7	1.01738e-5

Où $B_m = \frac{k.I_o}{n_o}$ avec I_o l'intensité du courant à vide, soit 34 mA et n_o la vitesse de rotation à vide égale à 3820tr/min, selon la fiche technique

Selon la fiche technique, pour un fonctionnement à vide sous la tension nominal de 48V, le moteur devrait tourner à 3820tr/min pour un courant de 34.2mA. Sous la charge nominale pour la tension de 48V, le couple nominal devrait être de 109mN et le courant nominal circulant dans le moteur devrait avoir l'intensité de 928mA tandis que la vitesse de rotation nominale devrait être de 2990tr/min. C'est les résultats qui doivent être obtenu en simulation pour valider la modélisation Simulink de la MCC.

Le Tableau 3.2 présente les résultats de simulation obtenus à vide et en charge comparés à ceux se trouvant sur la fiche technique. Les résultats à vide montre des erreurs relatives I_a et W_m nulles, les résultats sont donc corrects et la modélisation de la MCC à vide validés.

Tableau 3.2 Résultats de simulation pour le moteur sans charge, consigne $U_a = 48V$

À vide $U_a = 48V$	I_a [mA]	T_{em} [mN]	W_m [tr/min]
Valeur fiche technique	34.2	N/A	3820
Valeur mesuré	34.2	4.07	3820
Erreur relative [%]	0	N/A	0

Le Tableau 3.3 présente les résultats de simulation obtenus en charge comparés à ceux se trouvant dans la fiche technique. Le couple de frottement de Coulomb T_f , généralement très

petit devant le couple résistant T_r a été négligé. Approximation faite à juste titre, comme l'atteste la faible valeur de l'erreur relative pour le courant, le couple et la vitesse qui ne dépasse pas 1.1%, ce qui est acceptable, permettant de valider la modélisation avec Simulink de la MCC en charge nominale.

Tableau 3.3 Résultats de simulation pour le moteur avec charge, consigne $U_a = 48V$

En charge $U_a = 48V$	I_a [mA]	T_{em} [mN]	W_m [tr/min]
Valeur fiche technique	0.928	0.109	2990
Valeur mesuré	0.9177	0.1092	3012
Erreur relative [%]	1.1	0.18	0.73

3.3.3 Modélisation de la MCC et de son réducteur

Pour modéliser la MCC et le réducteur associé choisi au chapitre 3 et dont la fiche technique est montré en Annexe 3, il faut ajouter l'inertie du réducteur J_r et le couple résistant T_{rr} introduit par le réducteur au schéma de la Figure 3.7. Le schéma de la simulation Simulink de la MCC et de son réducteur est montré à la Figure 3.8.

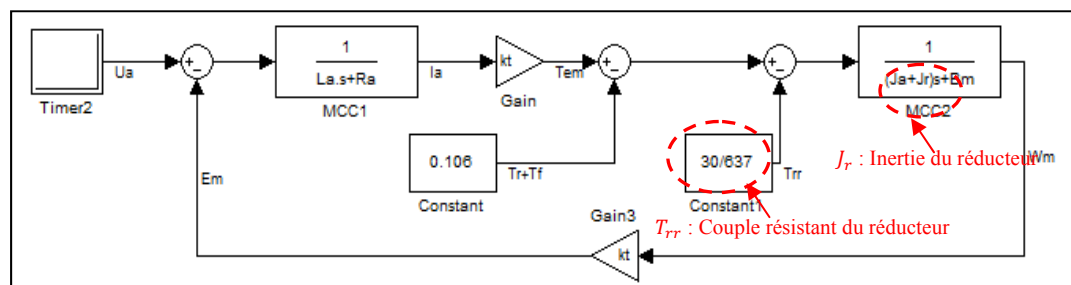


Figure 3.8 Modélisation de la MCC et du réducteur avec Simulink

Où w_r est la vitesse en sortie réducteur en rad/s

Les valeurs de T_{rr} et de J_r sont extraites de la fiche technique et sont respectivement 0.0471Nm et $15 \cdot 10^{-7} \text{kg.m}^2$.

Une nouvelle simulation été réalisée en utilisant une tension d'alimentation U_a nominale de 48V. Les résultats sont visibles dans le Tableau 3.4 :

Tableau 3.4 Résultats de la simulation pour le moteur et son réducteur en charge,
consigne $U_a = 48V$

U_a [V]	k_r	I_a [A]	T_{em} [N]	T_{rr} [N]	w_m [tr/min]	w_r [tr/min]
48	2/637	1.31	0.156	0.047	2653	8.33

Le Tableau 3.4 montre que la vitesse de rotation nominale w_m diminue sensiblement lorsque le moteur est couplé à son réducteur et sa charge. Ce qui est cohérent puisque le réducteur ajoute un couple résistant supplémentaire qui se traduit par l'augmentation du courant I_a .

Les Figure 3.9 et 3.8, montrent les réponses du courant I_a et de la vitesse W_m pour une consigne U_a égale à 48V.

À partir de la Figure 3.9, le courant maximal mesuré de 3.93A reste inférieur à la valeur maximale de 5A que peut fournir l'alimentation. De plus I_a reste sous la valeur du courant de démarrage de 4.2A admissible par le moteur (Voir la fiche technique du moteur en annexe 1).

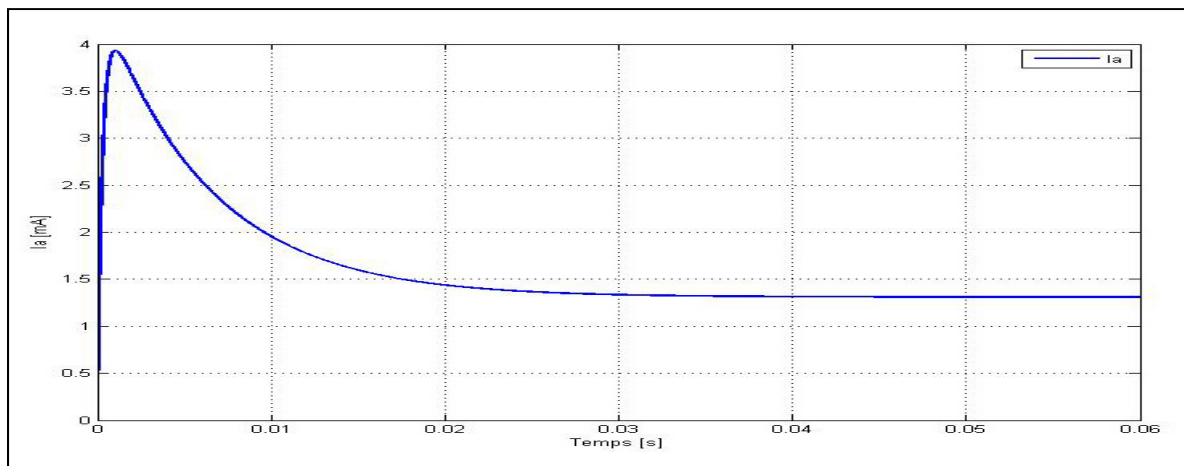


Figure 3.9 Variation du courant I_a en fonction du temps pour une consigne en tension de 48V

La variation de la vitesse dans la Figure 3.10 montre une montée progressive de la vitesse pour se stabiliser à une valeur de 2653 tr/min.

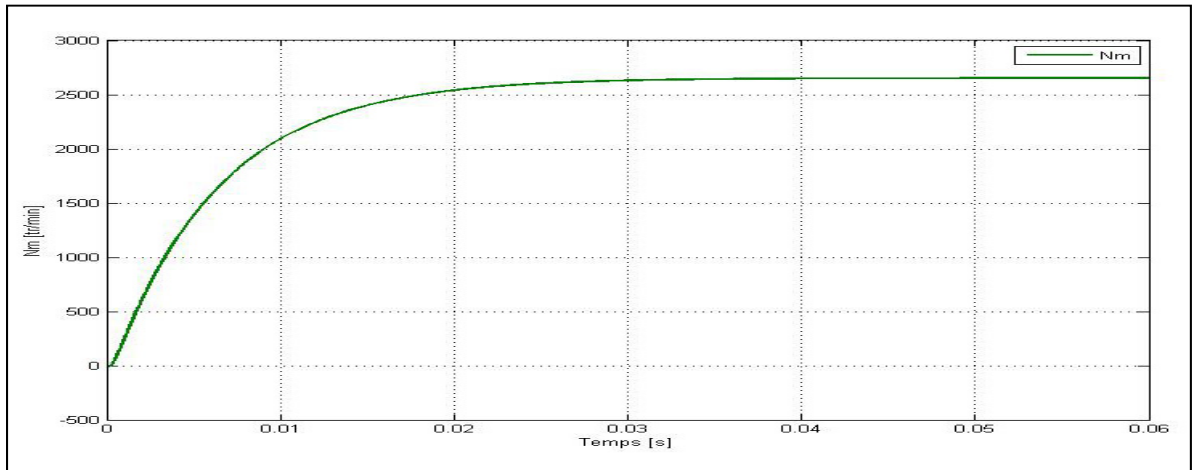


Figure 3.10 Variation de la vitesse w_m en fonction du temps pour une consigne en tension de 48V

Les modélisations de la MCC seule, puis avec le réducteur et la charge montre des valeurs de courant I_a , de couple T_{em} et de vitesse w_m proches de celles issues des fiches techniques. La modélisation de la MCC étant validée, la prochaine étape développée dans la partie qui va suivre, consiste à concevoir un correcteur de courant pour commander la tension d'alimentation du moteur.

3.4 Régulation du courant d'alimentation

Le but de cette section est d'obtenir un courant I_a dans le moteur identique à la valeur du courant I_c donnée en consigne. Pour ce faire deux étapes étaient nécessaires, tout d'abord il fallait calculer sous forme fréquentielle la fonction de transfert du processus vu depuis la tension d'alimentation, soit $\frac{I_a}{U_a}$. Sa représentation sur le diagramme de Bode a alors permis d'évaluer, dans un second temps, les paramètres du correcteur de courant à lui associer, pour obtenir une réponse du courant I_a suffisamment stable et rapide. La représentation de la $FTBO$ a alors permis d'évaluer la stabilité du correcteur associé à sa charge. Simulink ne permettant pas ce type d'étude fréquentielle cette partie a été réalisée sous l'éditeur Matlab.

Enfin, afin de visualiser la réponse du courant en fonction du temps une troisième partie, utilisant les résultats obtenus avec l'éditeur Matlab, développé sous Simulink a été réalisée.

3.4.1 Modélisation du processus à réguler

Dans un premier temps, l'allure du diagramme de Bode de la MCC à commander a été étudiée sous l'éditeur Matlab, permettant alors de choisir par la suite, le type de correcteur qui lui a été associé.

Tout d'abord, il est nécessaire de trouver la fonction de transfert $\frac{I_a}{U_a}$. La valeur des couples résistants T_r et T_f étant très faible, ils seront considérés égaux à zéro. L'équation (3.15) devient :

$$w_m = \frac{k_t}{j_a s + B_m} I_a \quad (3.16)$$

Où $k_t = k \cdot \Phi_f$

En remplaçant E_m dans l'équation (3.14) par son expression de l'équation (3.11), on obtient l'équation suivante :

$$I_a = \frac{U_a - k_t \cdot w_m}{L_a s + R_a} \quad (3.17)$$

En remplaçant l'expression w_m de (3.16) dans (3.17), on obtient la fonction de transfert suivante pour la MCC G_{mcc} :

$$G_{mcc}(s) = \frac{I_a}{U_a} = \frac{\frac{J_a}{R_a B_m + k_t^2} s + \frac{B_m}{R_a B_m + k_t^2}}{\frac{L_a J_a}{R_a B_m + k_t^2} s^2 + \frac{L_a B_m + J_a R_a}{R_a B_m + k_t^2} s + 1} \quad (3.18)$$

Les valeurs de J_a, R_a, B_m, L_a et k_t extraites de la fiche technique sont visibles dans le Tableau 3.1. En les remplaçant dans l'équation (3.18), on obtient :

$$G_{mcc}(s) = \frac{4.616e^{-4}s + 7.12e^{-4}}{1.459e^{-6}s^2 + 5.264s + 1} \quad (3.19)$$

Un programme écrit sous l'éditeur de Matlab visible en Annexe 9 a permis de tracer le diagramme de Bode de la MCC montré à la Figure 3.11.

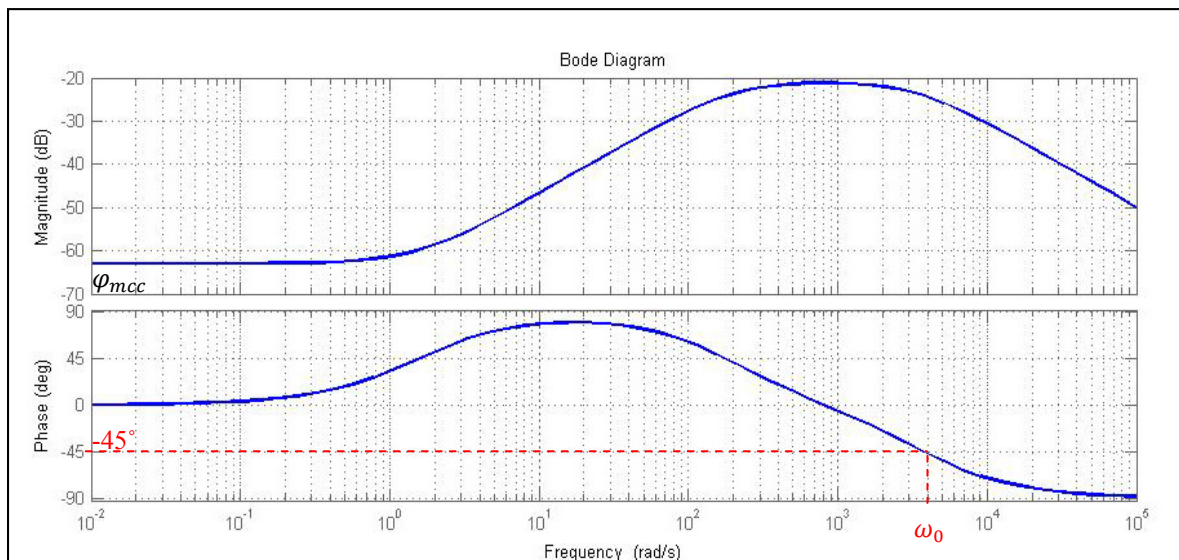


Figure 3.11 Diagramme de Bode de la fonction de transfert de la MCC

Comme expliqué à la section 3.3.1, la marge de phase d'un système en boucle ouverte composé du correcteur et de son processus associé (ici la MCC) influe directement sur la stabilité de la boucle fermée de régulation. Plus cette marge de phase est faible, plus la réponse du système en boucle ouverte sera rapide puisqu'il se rapproche de l'instabilité. Mais si la marge de phase est trop grande la boucle de régulation ne fournira pas suffisamment de puissance pour atteindre la valeur de la consigne. Usuellement un bon compromis entre vitesse et stabilité est atteint pour une marge de phase comprise entre 30° et 60° (Plestran, 2009).

Le gain de la MCC est toujours faible et ne dépasse jamais -20dB De plus sa phase n'est jamais inférieur à -90° et reste très éloigné de la zone d'instabilité située à une phase égale à -180°. La dynamique du système peut alors être améliorée et c'est le rôle du correcteur qui lui a été associé. Il devait relever le gain, tout en restant dans les conditions de stabilité, pour obtenir une marge de phase $\Delta\varphi_{io}$ de la fonction de transfert du correcteur et de la MCC G_{io} comprise entre 30° et 60°.

3.4.2 Dimensionnement du correcteur

Les correcteurs PD et PID ont été écartés à cause du gain dérivé qu'ils utilisent. En effet la dérivée d'un signal aléatoire tel que le bruit est susceptible de prendre des grandes valeurs déstabilisant ainsi la boucle de commande. Le correcteur qui a été choisi pour faire la régulation de l'intensité du courant I_a est de type Proportionnel Intégral (PI).

L'équation du correcteur PI (Retif, 2010) est visible à l'équation (3.20) et ses deux gains (K_{pi} et K_{ii}) sont définis ci-dessous et permettront de corriger l'erreur entre la consigne de courant et sa mesure:

$$G_i(j\omega) = K_{pi} \frac{1 + j\omega K_{ii}}{j\omega K_{ii}} \quad (3.20)$$

Où $j\omega = s$

- le gain proportionnel (K_{pi}) permet d'agir sur la rapidité de réponse du processus et de vaincre son inertie. Cependant la stabilité du processus limitera la valeur maximale à lui accorder;
- la présence d'un intégrateur et de son gain (K_{ii}) dans le régulateur corrige l'erreur statique du processus, c'est à dire l'écart entre la consigne et la mesure lorsque le temps tend vers l'infini. Néanmoins l'augmentation du gain intégral ralentira la dynamique du processus. Il conviendra donc de ne pas lui donner une valeur trop grande.

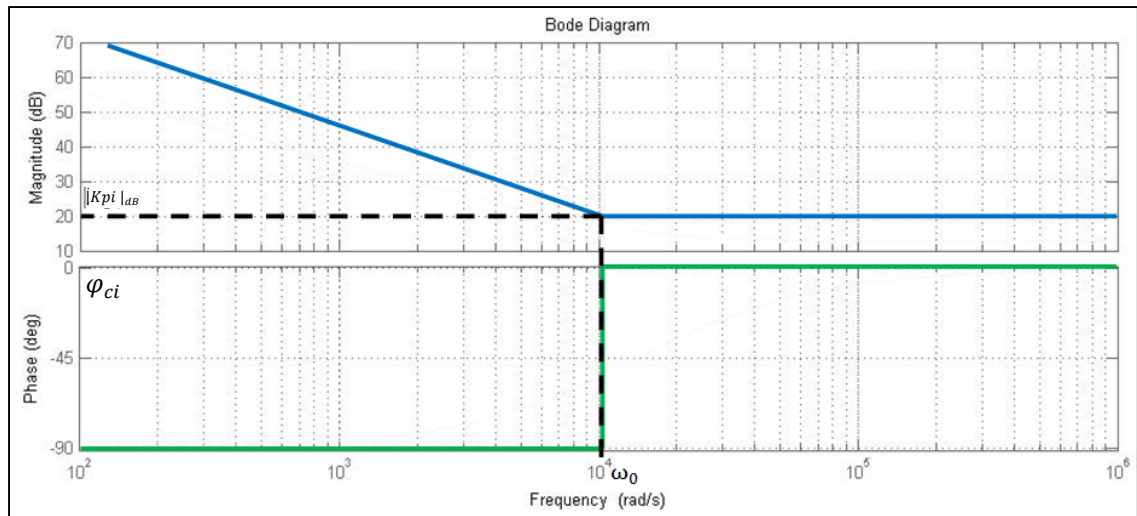


Figure 3.12 Diagramme de Bode du correcteur Proportionnel Intégral (PI) utilisé pour réguler le courant. L'allure des tangentes de la magnitude (en bleu) et de la phase (en vert)

Où ω_0 est la fréquence de coupure du correcteur de courant

La Figure 3.12 montre une phase φ_{ci} du correcteur évoluant entre -90° et 0° et un gain K_{pi} d'une magnitude positive sur toute la gamme de fréquences (sous condition que K_{pi} soit supérieur à 0dB) ce qui rend la MCC plus rapide.

La Figure 3.2 montre que pour faire une régulation en position, le correcteur de courant est monté en cascade à l'intérieur du correcteur de position. Il sera nécessaire de garantir une boucle de régulation de position plus lente que la boucle de régulation de courant, pour que la seconde ne ralentisse pas la première. Par conséquent, la valeur de la marge de phase $\Delta\varphi_{io}$ définie par la somme de la phase φ_{ci} du correcteur de courant et de la phase φ_{mcc} du processus sera grande et fixée à 60° .

À partir de la Figure 3.11 on relève une phase φ_{mcc} de la MCC est égale à -45° , correspondant à fréquence de coupure ω_0 égale à 3790 rad/s.

La somme des phases φ_{mcc} , φ_{ci} et $\Delta\varphi_{io}$ valant -180° il est possible de déduire φ_{ci} par l'équation suivante :

$$\varphi_{ci} = -180 - \varphi_{mcc} + \Delta\varphi_{io} = -180 + 45 + 60 = -75^\circ \quad (3.21)$$

On a donc pour ω_0 $\varphi_{mcc} = -45^\circ$, $\varphi_{ci} = -75^\circ$ et $\Delta\varphi_{io} = 60^\circ$

Connaissant φ_{ci} il est alors possible d'obtenir la valeur du gain Intégral K_{ii} par le calcul de l'argument de la fonction de transfert du correcteur de courant G_i :

$$\arg(G_i(j\omega_0)) = -75^\circ \quad (3.22)$$

$$\arg(K_{pi} \frac{1+j\omega_0 K_{ii}}{j\omega_0 K_{ii}}) = -75^\circ \quad (3.23)$$

$$\arg(1 + j\omega_0 K_{ii}) - \arg(j\omega_0 K_{ii}) = -75^\circ \quad (3.24)$$

$$\arctan(\omega_0 K_{ii}) = 15^\circ \quad (3.25)$$

$$\omega_0 K_{ii} = \tan(15^\circ) \quad (3.26)$$

$$K_{ii} = \frac{\tan(15^\circ)}{\omega_0} = \frac{\tan(15^\circ)}{3790} = 7.07e-5 \quad (3.27)$$

Le gain du système en boucle ouverte G_{io} est défini par la multiplication de la fonction de transfert du moteur G_{mcc} définie à l'équation (3.19) et celle du correcteur de courant G_i définie à l'équation (3.20). Ce gain G_{io} doit passer par 0° pour la fréquence de coupure ω_0 . Avec cette condition et connaissant K_{ii} de l'équation (3.27) on obtient l'équation suivante:

$$20\log(|G_i(j\omega_0) * G_{mcc}(j\omega_0)|) = 0 \quad (3.28)$$

$$|K_{pi} \frac{1+j\omega_0 K_{ii}}{j\omega_0 K_{ii}}| = |K_{pi} \frac{4.616e^{-4}j\omega_0 + 7.12e^{-4}}{1.459e^{-6}(j\omega_0)^2 + 5.264j\omega_0 + 1}| = 1 \quad (3.29)$$

$$K_{pi} = 4.3 \quad (3.30)$$

En remplaçant les valeurs obtenues aux équations (3.27) et (3.30) dans l'équation (3.20) on obtient l'expression de la fonction du régulateur de courant PI comme suit :

$$G_i(j\omega) = 4.3 \frac{1 + 7.07e^{-5}j\omega}{7.07e^{-5}j\omega} \quad (3.31)$$

3.4.3 Association du correcteur de courant et de son processus

Comme expliqué dans le sous chapitre 3.3.1 l'étude de la $FTBO$ permet d'évaluer la stabilité du système (correcteur plus processus) que l'on veut réguler. L'expression numérique de la $FTBO$ G_{io} du correcteur de courant et de son processus, est égale à la multiplication des gains G_i et G_{mcc} obtenus dans les équations (3.19) et (3.31) comme suit :

$$G_{io}(j\omega) = G_i(j\omega) \cdot G_{mcc}(j\omega) = \frac{1.396e^{-7}(j\omega)^2 + 1.982e^{-3}j\omega + 3.059e^{-3}}{1.028e^{-10}(j\omega)^3 + 3.709e^{-7}(j\omega)^2 + 7.048e^{-5}j\omega} \quad (3.32)$$

La Figure 3.10 montre le diagramme de Bode du système en boucle ouverte G_{io} exprimé par la variation du gain et de la phase en fonction de la fréquence.

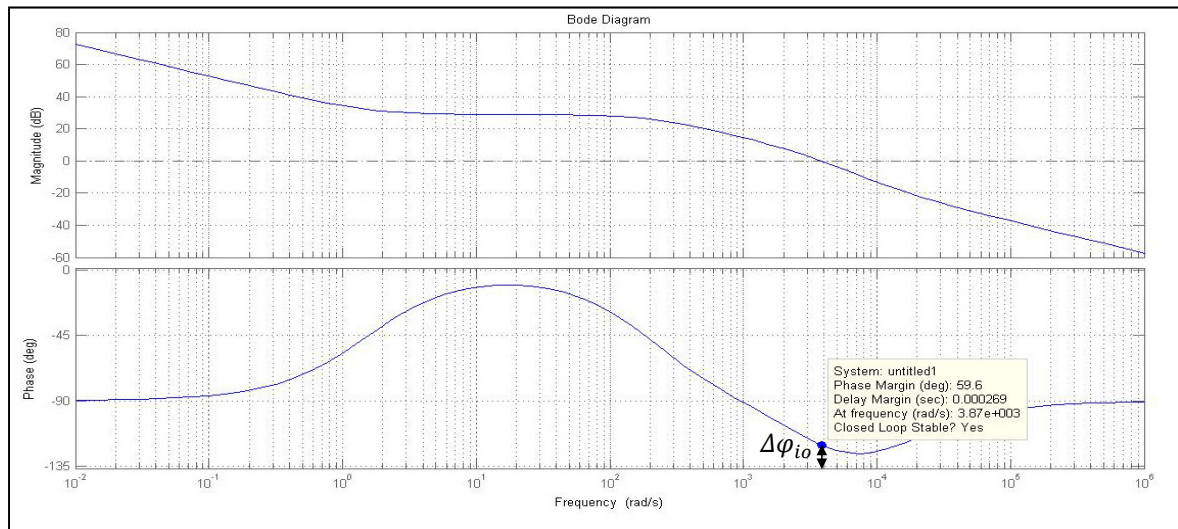


Figure 3.13 Diagramme de Bode du processus et du correcteur de courant en boucle ouverte. Matlab/Simulink calcule une marge de phase $\Delta\varphi_{io}$ égale à 59.9°

La Figure 3.13 montre que la stabilité de la boucle ouverte du correcteur de courant G_{io} est réalisée avec une marge de phase $\Delta\varphi_{io}$ de 59.9° . De plus le gain est supérieure à 0dB pour une fréquence de fonctionnement de la boucle ouverte ω inférieure à la fréquence de coupure ω_0 , la rapidité du système est obtenue.

3.4.4 Résultats de simulations

Pour rester le plus proche possible des futures conditions d'utilisation de la MCC, les couples résistants T_r et T_{rr} visibles sur la Figure 3.14 ont été pris en compte pour les simulations Simulink présentées dans cette partie. Comme indiqué dans le Tableau 3.4, le courant I_a nécessaire pour vaincre les couples résistants T_r et T_{rr} est de 1.31A. C'est la valeur que doit prendre la consigne de courant I_c appliquée à l'entrée du système en boucle fermée composé du correcteur de courant PI et de la MCC .

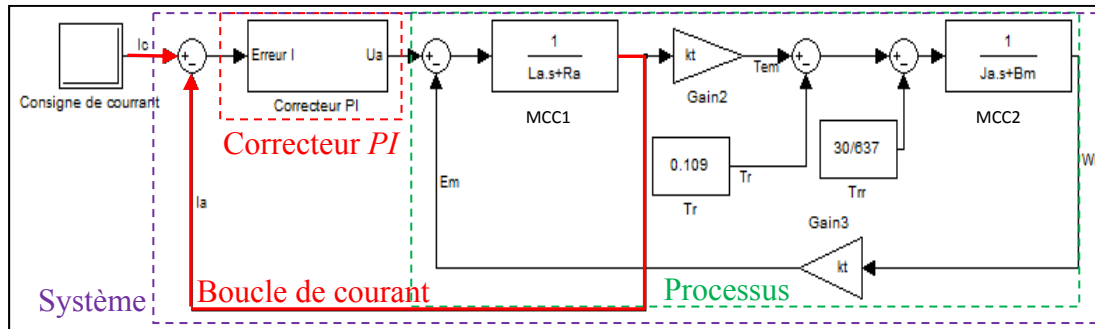


Figure 3.14 Schéma Simulink de la boucle de régulation de courant et de la MCC

La réponse du courant I_a pour une consigne I_c de 1.31A est visible sur la Figure 3.15.

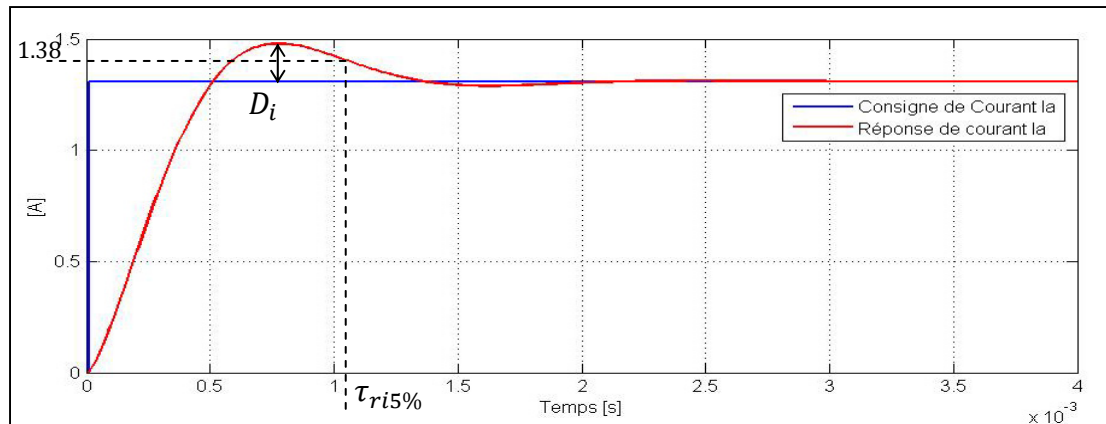


Figure 3.15 Réponse en fonction du temps du courant I_a pour une consigne nominale de courant I_c de 1.31A

La Figure 3.15 montre que le temps de réponse à 5% $\tau_{ri5\%}$ mesuré vaut 1.06ms tandis que le dépassement mesuré D_i vaut environs 0.17A. La rapidité du système est satisfaisante, et le dépassement maximum du courant I_a est de 1.48A. Selon la fiche technique de la MCC, le courant I_a de démarrage peut augmenter jusqu'à une valeur maximum de 4.2A. La simulation Simulink montre donc un courant I_a circulant dans le système dans une gamme d'intensité admissible par le moteur. Le réglage des gains proportionnel K_{pi} et intégral K_{ii} du correcteur de courant G_i de l'équation (3.31) sont validés pour I_a .

L'allure de la tension de commande U_a du moteur avec le temps, pour la consigne de courant I_c de 1.31A est visible à la Figure 3.16.

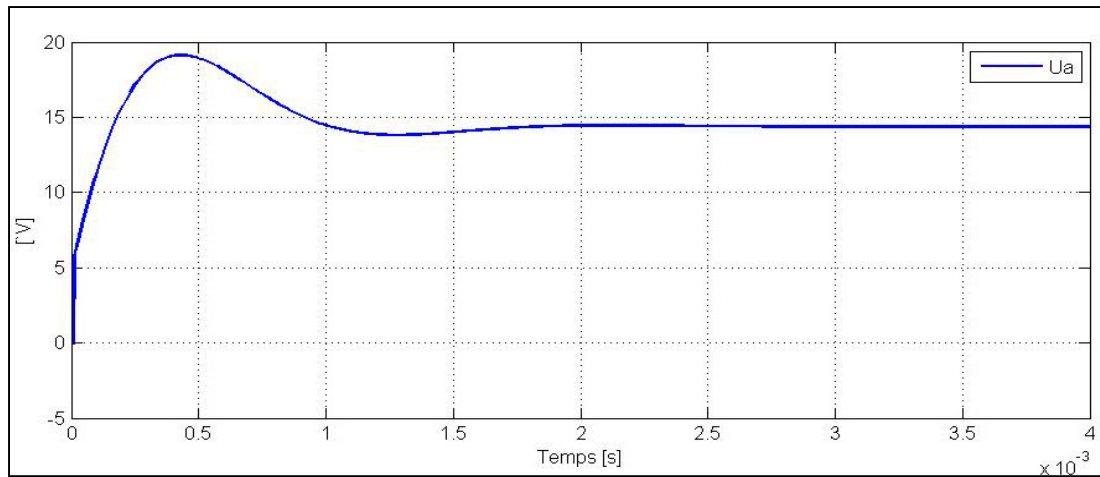


Figure 3.16 Réponse de la tension U_a en fonction du temps pour une consigne de courant nominale I_c de 1.31A

La Figure 3.16 montre que la tension d'alimentation U_a reste dans la gamme des tensions de $\pm 48V$ admissible par le moteur selon la fiche technique.

Le correcteur de courant est suffisamment stable et rapide, il impose à la *MCC* de fonctionner dans un domaine valide de tension U_a et de courant I_a , la régulation en courant peut être validée.

3.5 Régulation de la vitesse de rotation

Cette partie vise à dimensionner le correcteur de la boucle de régulation de vitesse montrée à la Figure 3.2. Celui-ci se rajoute en cascade avec la boucle de régulation de courant dimensionnée dans la partie 3.3. À partir du tracé du lieu des racines réalisé sous l'éditeur Matlab, la dynamique du correcteur de courant et de son processus a été évalué et les paramètres du correcteur de vitesse déduit par la méthode de Ziegler et Nichols. Puis l'implantation avec Simulink a permis de simuler la réponse de la vitesse en fonction du temps.

3.5.1 Dimensionnement du régulateur

Le dimensionnement d'une boucle de régulation, doit être suffisamment rapide pour permettre à la sortie de suivre les variations de la consigne en entrée afin de ne pas ralentir son fonctionnement. Lorsque deux boucles de régulation sont mises en séries, celle qui est à l'intérieur doit être plus rapide pour ne pas freiner le fonctionnement de la boucle extérieure. Ainsi, dans la Figure 3.17, la boucle de courant (en rouge) dimensionné en 3.4, devait être plus rapide que la boucle de vitesse (en verte).

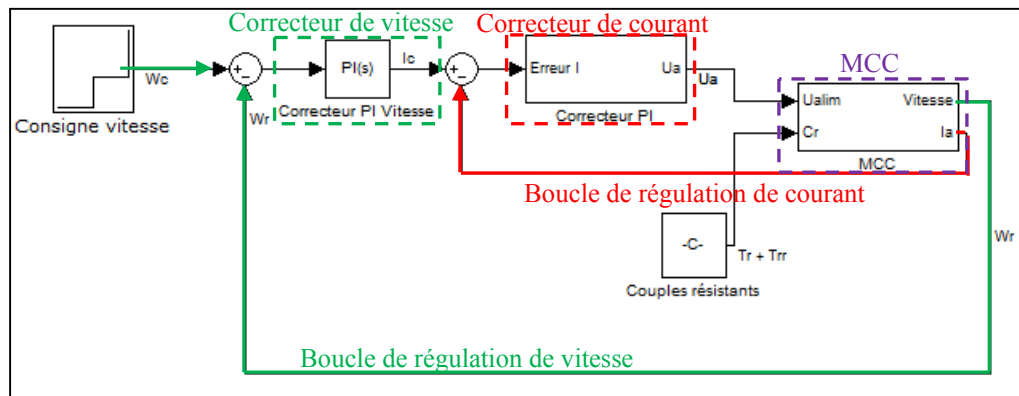


Figure 3.17 Schéma de la boucle de régulation de vitesse W_r en boucle fermée

Où W_c est la consigne de régulation en vitesse

Pour les mêmes raisons qu'énoncées en 3.4.2, le correcteur choisi pour faire la régulation de vitesse est de type PI. Sa fonction de transfert est définie comme suit (Retif, 2010):

$$G_v(j\omega) = K_{pv} \frac{1 + K_{iv} \cdot j\omega}{K_{iv} \cdot j\omega} \quad (3.33)$$

Où K_{pv} est le gain proportionnel du correcteur de vitesse et K_{iv} est le gain intégral du correcteur de vitesse.

La méthode utilisée pour faire le réglage de ces paramètres est celle de Ziegler et Nichols (ZN) (Retif, 2010). Elle a été choisie car elle est simple et rapide tout en garantissant des résultats convenables.

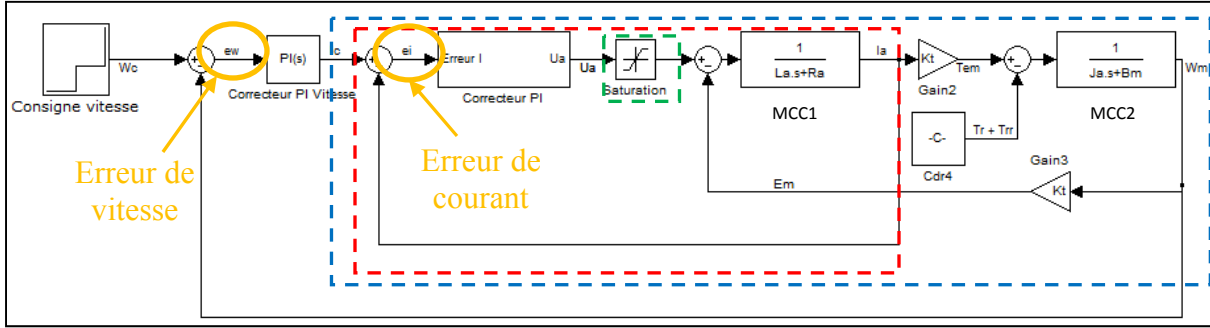


Figure 3.18 Schéma de la boucle de régulation de vitesse W_r en boucle fermée. Un bloc de saturation a été inséré pour modéliser les limites acceptables d'entrées en tension du moteur

Où e_w représente l'erreur entre la consigne vitesse W_c et la vitesse mesurée en sortie du moteur W_m puis e_i représente l'erreur entre la consigne de courant I_c et le courant I_a circulant dans le moteur.

Le bloc entouré en pointillé vert dans la Figure 3.18 modélise les limites acceptables d'alimentation du moteur, comprise entre 0V et 48V, pour ne pas le brûler. La fonction de transfert entourée en rouge, représente la fonction de transfert en boucle fermée de la boucle ouverte de régulation du courant G_{io} décrite à l'équation (3.32). La fonction de transfert en boucle fermée G_{ibf} du courant I_a s'exprime comme suit :

$$G_{ibf}(j\omega) = \frac{I_a}{I_c} = \frac{G_i(j\omega) * G_{mcc}(j\omega)}{1 + G_i(j\omega) * G_{mcc}(j\omega)}$$

$$= \frac{1.403e^{-7}j\omega^2 + 0.001985j\omega + 0.003064}{1.031e^{-10}s^3 + 5.125e^{-7}j\omega^2 + 0.002056j\omega + 0.003064} \quad (3.34)$$

3.5.2 Association du correcteur de vitesse, de courant et de son processus

La fonction de transfert en boucle ouverte G_{vbo} de la régulation de vitesse est représentée par la partie entourée en pointillés bleu sur le schéma Figure 3.18. En multipliant $G_{ibf}(j\omega)$ de l'équation (3.34) par l'équation (3.16) l'expression de G_{vbo} s'obtient comme suit :

$$G_{vbo}(j\omega) = \frac{W_m}{I_c} = \frac{I_a}{I_c} * \frac{k_t}{J_a \cdot j\omega + B_m} \quad (3.35)$$

$$= \frac{1.67e^{-8}j\omega^2 + 0.0002362 \cdot j\omega + 0.0003646}{6.796e^{-16}j\omega^4 + 3.378e^{-12}j\omega^3 + 1.355e^{-8}j\omega^2 + 4.111e^{-8}j\omega + 3.118e^{-8}}$$

La fonction *rlocus* de Matlab permet de tracer le lieu des racines de $G_{vbo}(s)$ visible à la Figure 3.19, permettant d'acquérir le gain critique $k_{cv} = 0.454$ et la période d'oscillation pure

$T_c = \frac{2\pi}{\omega_c} = \frac{2\pi}{5620} = 0.0011s$ nécessaire au dimensionnement des paramètres du régulateur de vitesse.

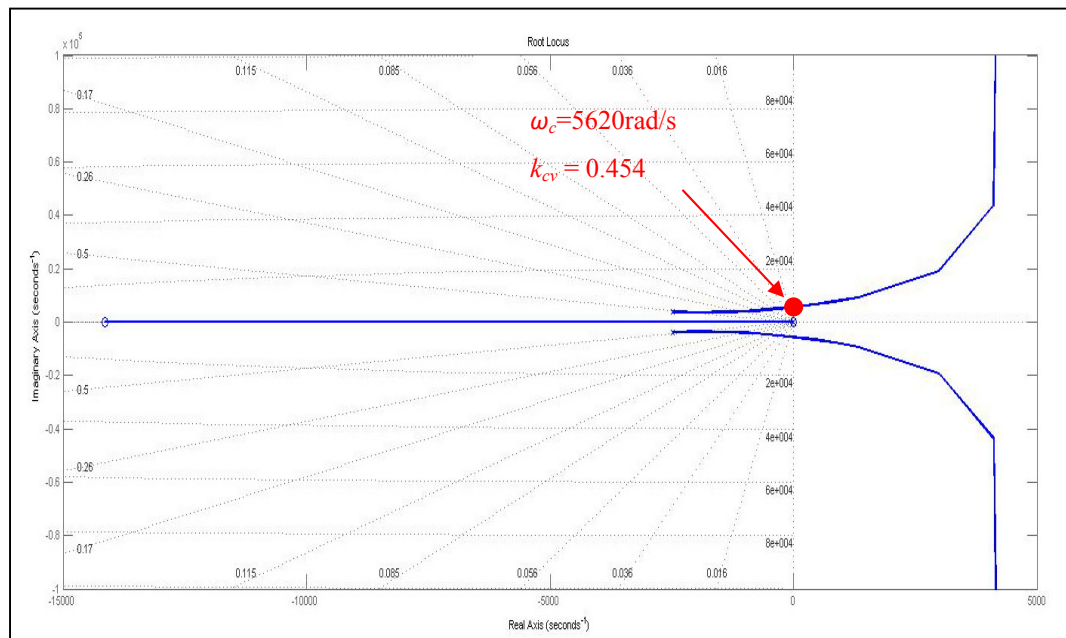


Figure 3.19 Lieu des racines pour la fonction de transfert en boucle ouverte de la régulation en vitesse. Il permet d'évaluer les paramètres de réglage du correcteur ZN

Par la méthode ZN (Retif, 2010), on obtient les valeurs à donner aux gains du correcteur de vitesse comme suit :

$$K_{pv} = 0.5 * k_c = 0.2270 \quad (3.36)$$

$$K_{iv} = 0.85 * T_c = 9.35e-4 \quad (3.37)$$

3.5.3 Résultats de simulations

La Figure 3.20 montre que la réponse en vitesse des consignes de 100rad/s, 160rad/s et 280rad/s, présente des dépassements importants. C'est le bloc de saturation de l'alimentation en tension U_a entouré en pointillés vert dans la Figure 3.18 qui provoque ce dépassement. La présence d'erreur statique pourrait être corrigée en augmentant la valeur du gain intégral K_{iv} du correcteur de vitesse. Mais l'augmentation de K_{iv} accentue les dépassements et les oscillations déjà visibles.

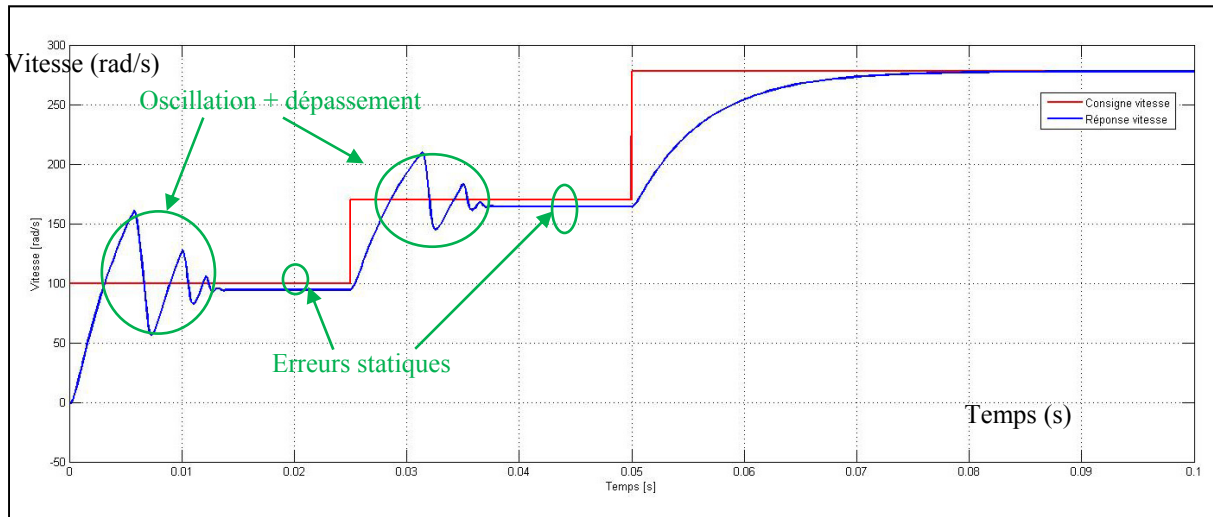


Figure 3.20 Réponse en vitesse du moteur avec un correcteur de de type PI pour les trois consignes de 100rad/s, 160rad/s et 280rad/s

Comme le montre la Figure 3.21, la présence du bloc de saturation force l'erreur e_i (en jaune) à rester de même signe pendant une plus longue durée. Sans le bloc de saturation l'erreur e_i (en violet) change de signe plus fréquemment, mais la tension d'alimentation du moteur

dépasse les 300V à plusieurs reprise, il est donc nécessaire de le conserver pour reste dans la gamme d'alimentation de $\pm 48V$ prévue pour le moteur dans la fiche technique.

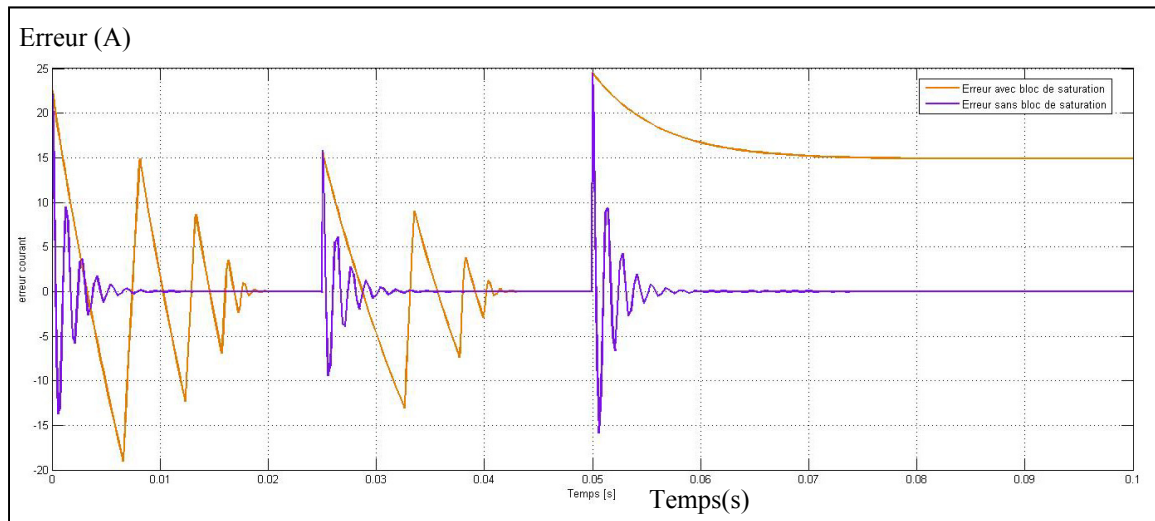


Figure 3.21 Variation de l'erreur en courant (pour plusieurs consignes de vitesses) avec (en jaune) et sans (en violet) le bloc de saturation de la tension U_a

À cause d'une erreur de même signe pendant un temps prolongé, la valeur de l'intégrateur situé dans le régulateur de courant ne cesse de croître prolongeant alors l'état de saturation (car le contenu d'un intégrateur est par nature lent à modifier, notamment à vider) (Etique, 2003). D'importants dépassements de consigne sont prolongés, il y a alors risque d'emballement. Ce qui explique l'origine des oscillations observées à la Figure 3.20.

Pour forcer le changement de signe de la valeur entrant dans l'intégrateur (Etique, 2003), un dispositif anti wind-up (en rouge dans la Figure 3.22) a été intégré dans le correcteur de courant. Ce dispositif a permis de réduire la valeur de l'erreur, tel que montré dans la Figure 3.23.

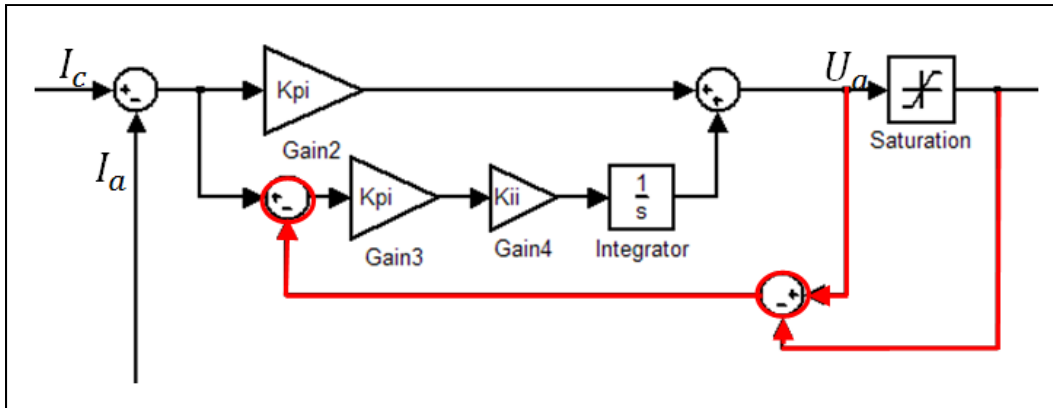


Figure 3.22 Schéma bloc du régulateur de courant PI avec ajout du dispositif anti wind-up (en rouge)

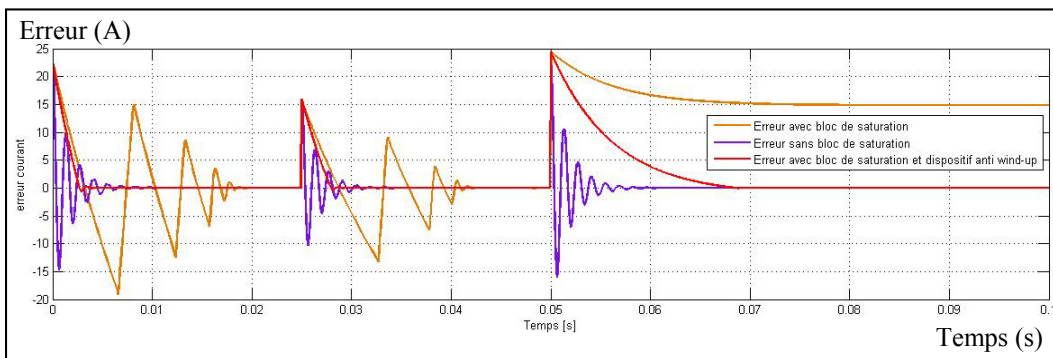


Figure 3.23 Variation de l'erreur en courant (pour plusieurs consignes de vitesses) avec le bloc de saturation tension U_a et dispositif anti wind-up (en rouge)

Les conditions de simulation de la Figure 3.20 sont reprises dans la Figure 3.24, avec l'ajout en noir de la réponse en vitesse W_c avec le dispositif anti wind-up.

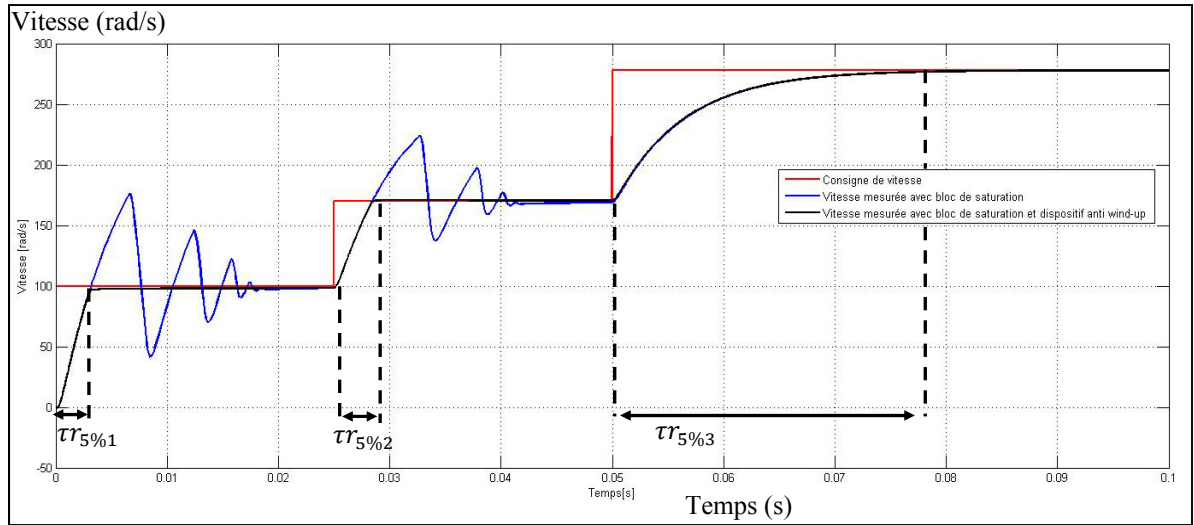


Figure 3.24 Comparaison des réponses en vitesse sans le bloc de saturation de la tension d'alimentation puis avec le bloc de saturation et le dispositif anti wind-up

La Figure 3.24 montre qu'avec le dispositif anti wind-up, il n'y a plus de dépassement, et l'erreur statique est nulle. Le correcteur de vitesse est validé pour ces deux aspects.

La Figure 3.24 montre qu'avec un dispositif anti-wind up les dépassements de vitesse sont nuls. De plus, les temps de réponse mesurés pour chacune des trois consignes visibles dans le Tableau 3.5 sont entre 2 et 4 fois supérieures au temps de réponse $\tau_{ri5\%}$ du courant I_a . Assurant alors que la boucle de régulation en vitesse ne soit pas ralentie par la boucle de régulation en courant.

Tableau 3.5 Temps de réponse en vitesse pour chacune des trois consignes de 100 rad/s, 160 rad/s et 280 rad/s.

$\tau_{r5\%1}$ [s]	$\tau_{r5\%2}$ [s]	$\tau_{r5\%3}$ [s]
0.0025	0.0035	0.028

Les résultats de la simulation Simulink montre une boucle de régulation en vitesse suffisamment stable et rapide, le correcteur de vitesse est validé.

3.6 Régulation de la position angulaire

Dans ce sous chapitre la boucle de régulation du courant et de son processus sont mises en série avec la boucle de régulation de position du système d'actionnement. Après une présentation de deux parties rajoutées, le dimensionnement du correcteur de position avec l'éditeur Matlab est expliqué. Puis les résultats de l'évolution de la position en fonction du temps ont été tracés avec Simulink.

Pour valider la commande en position du système d'actionnement, il fallait garantir un temps de réponse à cinq pourcent entre deux consignes de position inférieur à 2s. De plus, la précision en position requise est de $\pm 5\%$. La consigne de position est donnée par le bloc "Look Up Table" entouré en pointillés verts dans la Figure 3.25. Sur cette même figure, le correcteur G_{vbo} de vitesse de la Figure 3.18 a été remplacé par un correcteur à avance de phase (ADP) de fonction de transfert appelée G_{adp} entouré en pointillés bleus. En pointillés rouges est représenté le modèle Simulink du processus. Il est composé du correcteur de courant G_i associé à la MCC, de son réducteur et d'un gain intégral pour obtenir le retour de position P_m . La fonction de transfert en boucle fermée de la régulation de position est entourée en pointillés orange.

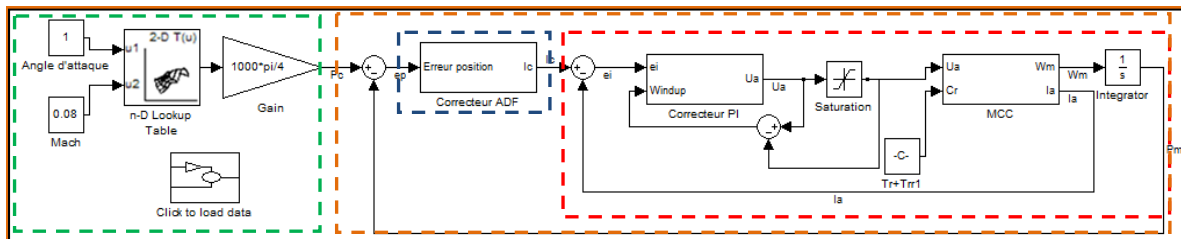


Figure 3.25 Architecture de la boucle de régulation de la position P_m

3.6.1 Look Up Table

Le bloc "look up table" de Simulink encadré en pointillés verts sur la Figure 3.25 permet, grâce à un code développé sous l'éditeur Matlab, de charger les coordonnées des

déplacements de l'actionneur en fonction de l'angle d'attaque et du nombre de Mach. Le gain ajouté en sortie fait la correspondance entre la consigne de déplacement de la peau en "mm" et la position angulaire du moteur P_c en "rad".

3.6.2 Rôle de l'intégrateur

Le bloc "*Integrator*" visible dans l'encadré en pointillé rouge de la Figure 3.22 est disponible avec Matlab/Simulink et permet de réaliser une intégration. Dans le cas considéré il permet d'intégrer la vitesse du moteur W_m et d'obtenir le retour de position P_m nécessaire à la régulation.

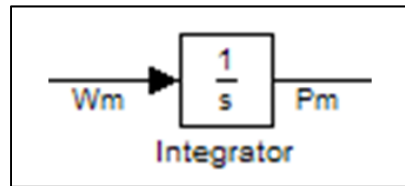


Figure 3.26 Schéma Simulink d'un intégrateur (permet de convertir la vitesse en position)

3.6.3 Modélisation du régulateur de courant, de la MCC et de l'intégrateur

Le bloc, encadrée en pointillés rouges sur la Figure 3.25 représente le processus à réguler. Sa fonction de transfert en boucle ouverte G_{pbo} est la fonction de transfert G_{vbo} de l'équation (3.35) multipliée par $\frac{1}{s}$:

$$G_{pbo} = G_{vbo} * \frac{1}{s} \quad (3.38)$$

$$= \frac{1.67e^{-8}s^2 + 0.0002362s + 0.0003646}{6.796e^{-16}s^5 + 3.378e^{-12}s^4 + 1.355e^{-8}s^3 + 4.111e^{-8}s^2 + 3.118e^{-8}s}$$

L'insertion du pôle $\frac{1}{s}$ dans la boucle de régulation tend à rendre le système moins stable. Comme le montre le diagramme de Bode dans la Figure 3.27, la marge de phase du processus

$\Delta\varphi_{cpbo}$ et la marge de gain ΔM_{cpbo} sont très faibles, risquant alors d'obtenir un dépassement P_m trop supérieur la consigne P_c .

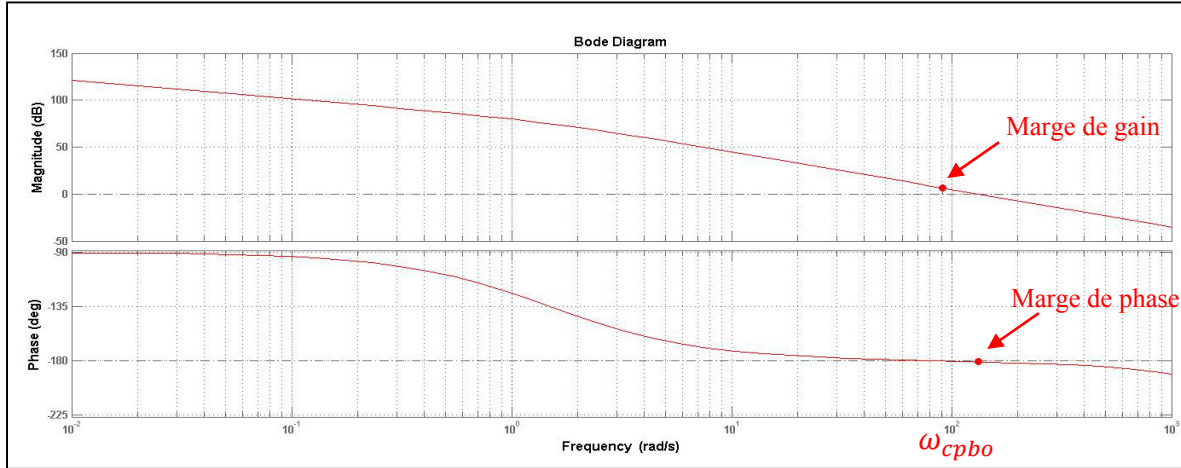


Figure 3.27 Diagramme de Bode de la boucle ouverte en position. Les marges de phase et de gain permettent d'évaluer la stabilité de la boucle

Sur la Figure 3.27, pour la fréquence de coupure $\omega_{cpbo} = 132\text{rad/s}$, la marge phase φ_{pbo} pour la fonction de transfert G_{pbo} est égale à 0.

La mise en place d'un correcteur *PI* ou *PID* n'est pas concevable, car ceux-ci rajouteraient une instabilité supplémentaire du second pôle instable dû à leur intégrateur. En modifiant un correcteur de type *PI*, il est possible de rendre ce correcteur plus stable. Il porte le nom de correcteur à avance de phase et est décrit dans la sous-section suivante.

3.6.4 Dimensionnement du régulateur à avance de phase

Le principe du correcteur à Avance De Phase (ADP) consiste à ajouter une phase positive de 90° maximum pour la fréquence ω_{adpmax} comme dans la Figure 3.28. Associé au processus G_{pbo} , la marge de phase de la boucle de régulation en position peut ainsi être augmentée, apportant ainsi la stabilité au système de régulation de position. La fonction de transfert G_{adp} du correcteur ADP s'exprime comme suit :

$$G_{adp} = k_c \cdot \frac{1+T.s}{1+T.a.s} \quad \text{avec } a < 1 \quad (3.39)$$

Où k_c est le gain proportionnel du correcteur ADP. T et a sont des constantes adimensionnelles permettant de régler les fréquences de coupure du correcteur ADP ω_{adp1} et ω_{adp2} visible dans la Figure 3.28 qui montre l'allure du diagramme de Bode du correcteur ADP.

On choisira par approximation successive le gain k_c supérieur à 1 pour augmenter la rapidité de réponse de la boucle de régulation en position P_m sur l'intervalle $\{\frac{1}{T} ; \frac{1}{aT}\}$. Le coefficient " T " sera fixe et on utilisera le coefficient " a " pour choisir la largeur de l'intervalle. La valeur maximale de la phase φ_{adf} du correcteur ADP notée φ_{adpmax} dépend de la taille de l'intervalle. À cette phase φ_{adpmax} correspond la fréquence ω_{adpmax} .

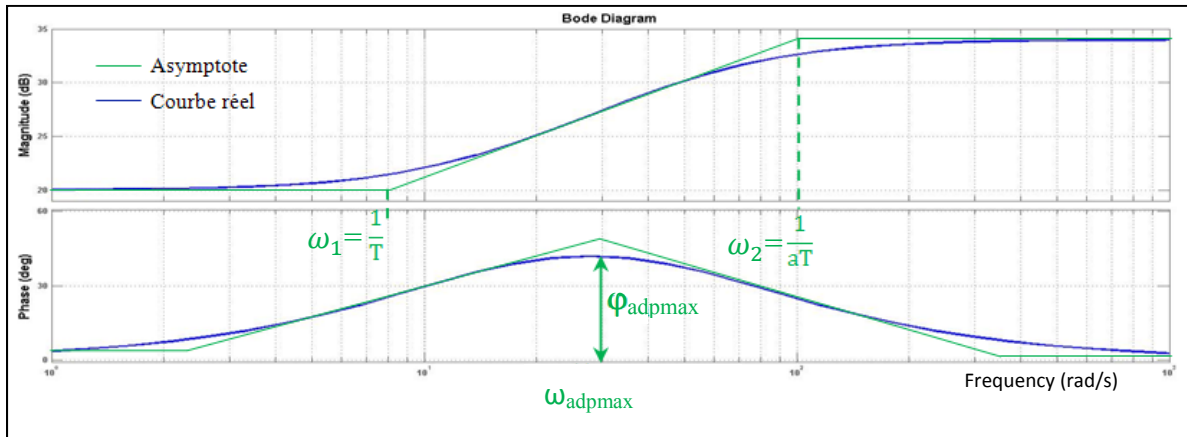


Figure 3.28 Diagramme de Bode du correcteur de position
(de type à Avance De Phase (ADP))

L'expression de la *FTBO* G_{ppbo} du régulateur de position s'obtient à partir des équations (3.39) et (3.38) comme suit :

$$G_{ppbo} = G_{adp} \cdot G_{pbo} \quad (3.40)$$

La marge de phase $\Delta\varphi_{ppbo}$ de la fonction de transfert en boucle ouverte en régulation de position s'obtient comme suit :

$$\Delta\varphi_{ppbo} = \varphi_{adp} + \varphi_{pbo} \quad (3.41)$$

À la fréquence ω_{cpbo} égale 132 rad/s, la marge de phase φ_{pbo} de la fonction de transfert G_{pbo} dans la Figure 3.27 est nulle. Pour avoir une fonction de transfert G_{ppbo} stable, on impose pour la fréquence ω_{adpmax} égale ω_{cpbo} , une phase $\Delta\varphi_{ppbo}$ égale à une valeur utilisée usuellement, soit de 50° (Plestan, 2010). Dans ces conditions, la valeur φ_{adpmax} est obtenue de l'équation (3.41) comme suit :

Pour $\omega_{adpmax} = \omega_{cpbo} = \omega_{ppbo} = 132$ rad/s,

$$\varphi_{adpmax} = \Delta\varphi_{ppbo} - \varphi_{pbo} = 50 - 0 = 50^\circ \quad (3.42)$$

La relation entre le coefficient a et la phase φ_{adpmax} est définie comme suit (Plestan, 2010):

$$\tan(\varphi_{adpmax}) = \frac{1-a}{2\sqrt{a}} \quad (3.43)$$

De l'équation (3.43), on obtient un coefficient a égal à 0.1325.

La relation entre le coefficient T et ω_{adpmax} est définie comme suit (Plestan, 2010):

$$T = \frac{1}{\omega_{adpmax}\sqrt{a}} \quad (3.44)$$

La valeur de ω_{adpmax} a été fixée à 132 rad/s, on en déduit que la valeur de T égale à 0.0169s.

L'expression numérique du correcteur ADP décrit à l'équation (3.39) est alors la suivante :

$$G_{adp} = k_c \frac{1+T.s}{1+T.a.s} = 35 \frac{1+0.0169.s}{1+0.0022.s} \quad (3.45)$$

La fonction de transfert en boucle ouvert G_{ppb0} de la boucle de régulation en position s'obtient à partir des équations (3.45) et (3.36) comme suit :

$$G_{ppb0} = G_{adp} \cdot G_{pbo} \quad (3.46)$$

$$= \frac{9.878e^{-9}.s^3 + 0.0001403.s^2 + 0.008483.s + 0.01276}{1.495e^{-18}.s^6 + 8.111e^{-15}.s^5 + 3.319e^{-11}.s^4 + 1.364e^{-8}.s^3 + 4.118e^{-8}.s^2 + 3.118e^{-8}.s}$$

Dans la Figure 3.29, la courbe bleue représente l'allure de la fonction de transfert du correcteur à avance de phase G_{adp} . La fonction de transfert en boucle ouvert G_{ppb0} (en verte) a une marge phase $\Delta\varphi_{ppb0}$ de 44.6° , ce résultat est satisfaisant puisqu'il garantit la stabilité à la boucle fermée G_{ppb0} de régulation de la position P_m

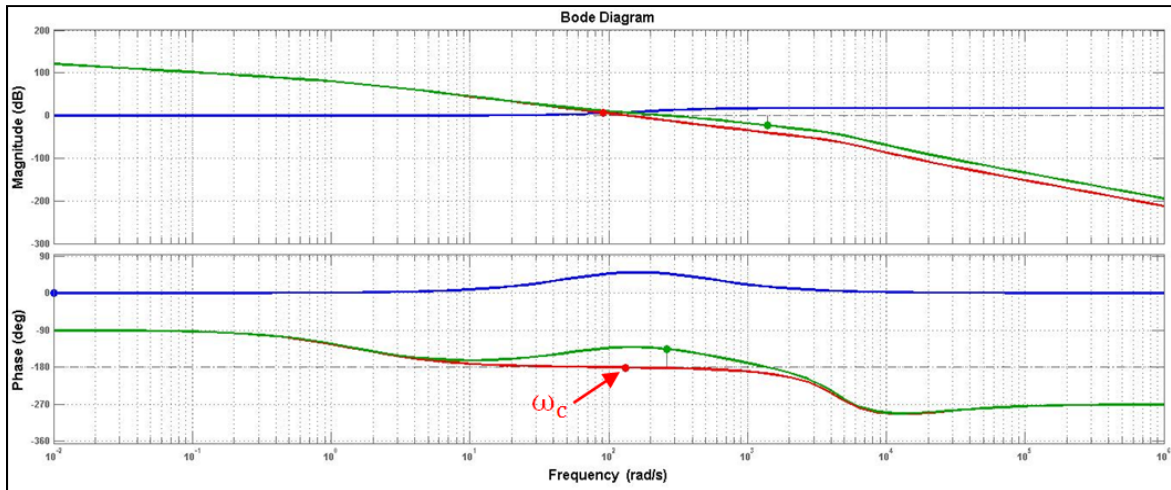


Figure 3.29 Diagrammes de Bode de l'ADP (en bleu), du processus en boucle ouverte (en rouge) et de la chaîne de régulation de position en boucle ouverte G_{ppb0} (en vert). La stabilité du processus est désormais assurée par le correcteur ADP

3.6.5 Résultats de simulations

À l'entrée de la boucle de régulation, la consigne de position $P_c = [2.35 \ 3.93 \ 5.5 \ 7.05]$ radians a été appliquée. Cette consigne a été évaluée de manière à simuler approximativement la gamme de déplacement vertical de la peau. La Figure 3.30 montre la réponse en position P_m de la fonction de transfert G_{ppbf} , pour un gain k_c de la fonction de transfert G_{adp} égale à 1 (en vert). Le gain k_c n'était pas suffisamment important pour permettre à la boucle de régulation en position de suivre la consigne P_c (en rouge). Il a été augmenté jusqu'à 35 pour réduire l'erreur statique de la réponse P_m à zéro (en bleu).

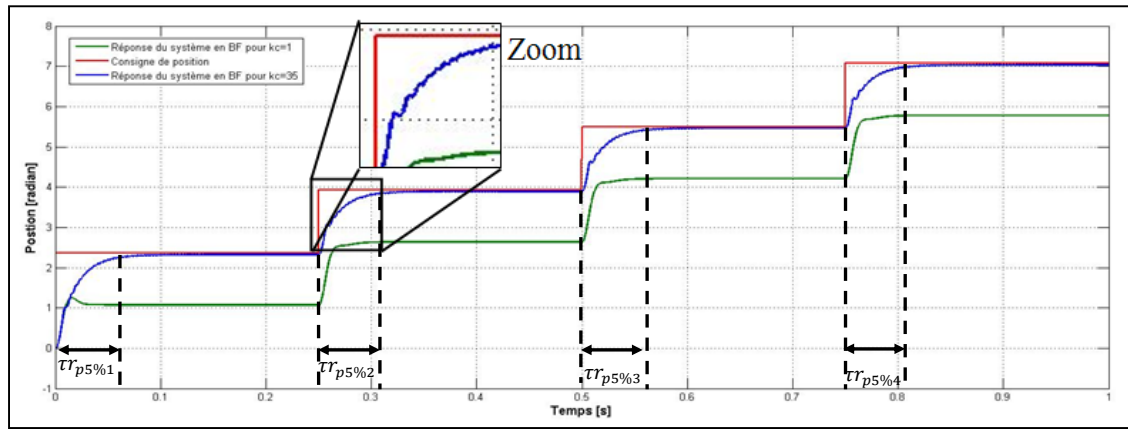


Figure 3.30 Réponse de la position mesurée P_m pour la consigne P_c (en rouge), pour un gain $k_c = 1$ (en vert) et pour un gain $k_c = 35$ (en bleu)

Pour un gain k_c égal à 35 l'apparition d'oscillations visibles dans le zoom de la Figure 3.30, indique que le système tend vers l'instabilité si k_c augmente d'avantage. Il sera préférable de garder ce gain inférieur à 35.

Les temps de réponses $\tau_{p5\%1}$, $\tau_{p5\%2}$, $\tau_{p5\%3}$ et $\tau_{p5\%4}$ visibles dans le Tableau 3.6, représentent les temps nécessaires au profil d'aile pour atteindre la déformation souhaitée. La boucle de courant est alors plus rapide que la boucle de position, lui permettant alors de ne pas être ralentie pour déformer la position de la peau.

Tableau 3.6 Temps mis par la position P_m pour atteindre une valeur égale à $\pm 5\%$ de la consigne P_c

$\tau_{p5\%1}$ [s]	$\tau_{p5\%2}$ [s]	$\tau_{p5\%3}$ [s]	$\tau_{p5\%4}$ [s]
0.0649	0.0595	0.0622	0.0592

La rapidité et la stabilité de la boucle de régulation de position G_{ppbo} permet de répondre aux contraintes fixées en début de ce sous chapitre. Le correcteur de position ADP est validé.

3.7 Conclusion intermédiaire

Un régulateur de courant PI garantit une réponse suffisamment rapide et dans les limites de fonctionnement d'alimentation de la MCC lors des simulations. Pour corriger le déplacement des actionneurs, une boucle de régulation en position a été rajoutée à la boucle de courant. La correction de position est assurée par un correcteur ADP qui a montré des résultats satisfaisant en termes de rapidité et de précision. Cependant seule la validation expérimentale permettra de pleinement confirmer la validité des résultats obtenus lors des simulations. En effet, jusqu'à présent les boucles de régulation développées prenaient pour référence la charge nominale issue de la fiche technique. Cependant notre système d'actionnement pourrait présenter des non linéarités. Effectivement, la force appliquée par la peau flexible sur le système d'axe excentrique fera sans doute varier le couple résistant du moteur en fonction de sa position angulaire. Une étude plus approfondie afin de caractériser la charge est alors nécessaire et c'est l'objet de la partie qui va suivre.

CHAPITRE 4

VALIDATION EXPÉRIMENTALE

4.1 Évaluation du déplacement de la peau en composite

Une CMM (Coordinate-Measuring Machine) est un appareil pour mesurer les caractéristiques géométriques d'un objet physique. Cette machine peut être contrôlée manuellement par un opérateur ou par un ordinateur. Les mesures sont effectuées par une sonde qui vient palper la pièce et affiche ses mesures sous forme numériques. Ces coordonnées permettent de vérifier la validité dimensionnelle de la pièce et que les cotes et tolérances sont respectées.

La base de données calculée donnait les déplacements des moteurs en fonction des nombres de Mach et des angles d'attaques. La CMM a permis d'obtenir expérimentalement les déplacements maximums de la peau en composites et donc les déplacements angulaires des moteurs correspondants. Ces déformations obtenues en pratique comparés à la base de données calculées ont permis d'extraire la gamme de condition de vols (nombre de mach et angle d'attaque) exploitables en soufflerie.

La Figure 4.1 montre la maquette d'aile déformable disposée dans la CMM, prête à être sondée.

L'essai préliminaire qui avait eu lieu avant l'essai sur la CMM consistait à évaluer à l'aide d'indicateurs à cadran, les gammes de déplacements qu'il était possible d'obtenir aux deux points montré sur la Figure 4.1. Leurs localisations se trouvent à l'intersection de la ligne de prise des pressions et des deux lignes d'actionnements, permettant ainsi de connaître avec précision les déplacements réalisés aux proximités des futures prises des mesures des pressions.

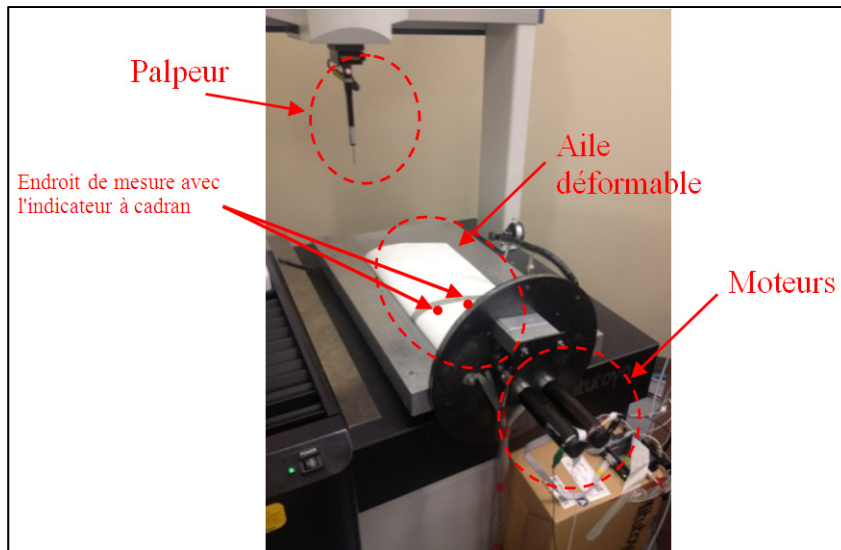


Figure 4.1 Photo de la maquette en composite dans la machine de mesures de coordonnées (Coordinate-Measuring Machine - CMM)

Lorsque les axes excentriques ne sont pas en contact avec l'extrados (Figure 4.2.a), le profil d'aile ATR_I de la maquette coïncide alors au profil optimisé de l' $ATR-42$ pour un nombre de Mach, $M = 0.08$ et un angle d'attaque, $\alpha = -1$ degré. Le déplacement maximal est atteint pour la position de l'axe excentrique représentée à la Figure 4.2.b.

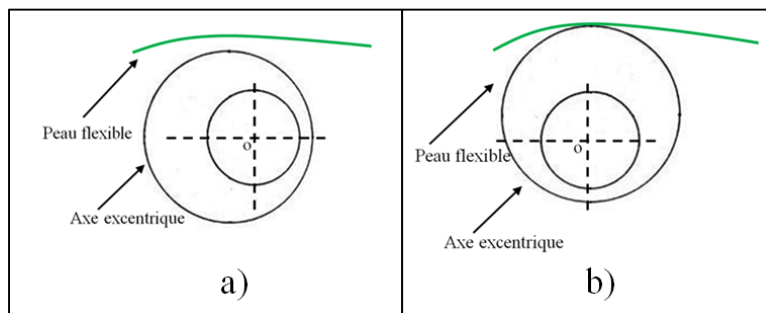


Figure 4.2 Représentation du déplacement de la peau flexible en fonction de la position de l'axe excentrique. a) aucun déplacement de la peau et b) déplacement maximal de la peau

Le Tableau 4.1 montre les déplacements de la peau mesurés en fonction du déplacement angulaire des moteurs. Les parties indiquées "N/A" (Non/Applicable) signifie que le déplacement maximum des axes a déjà été atteint.

Tableau 4.1 Évolution du déplacement vertical de la peau en fonction du déplacement angulaire des moteurs, au niveau des prises de pression situées à 30% et 50% de la corde

Déplacement du moteur situé à 30% de la corde [°]	Déplacement vertical mesuré à 30% de la corde [mm]	Déplacement du moteur situé à 50% de la corde [°]	Déplacement vertical mesuré à 50% de la corde [mm]
0	0	0	0
20	0.245	20	0.049
40	0.637	40	0.245
60	0.9555	60	0.539
80	1.1515	80	0.833
N/A	N/A	100	1.0535
N/A	N/A	120	1.1515
N/A	N/A	140	1.176

Les Figure 4.3 et Figure 4.4 montrent que le déplacement vertical en fonction du déplacement angulaire du moteur n'est pas linéaire.

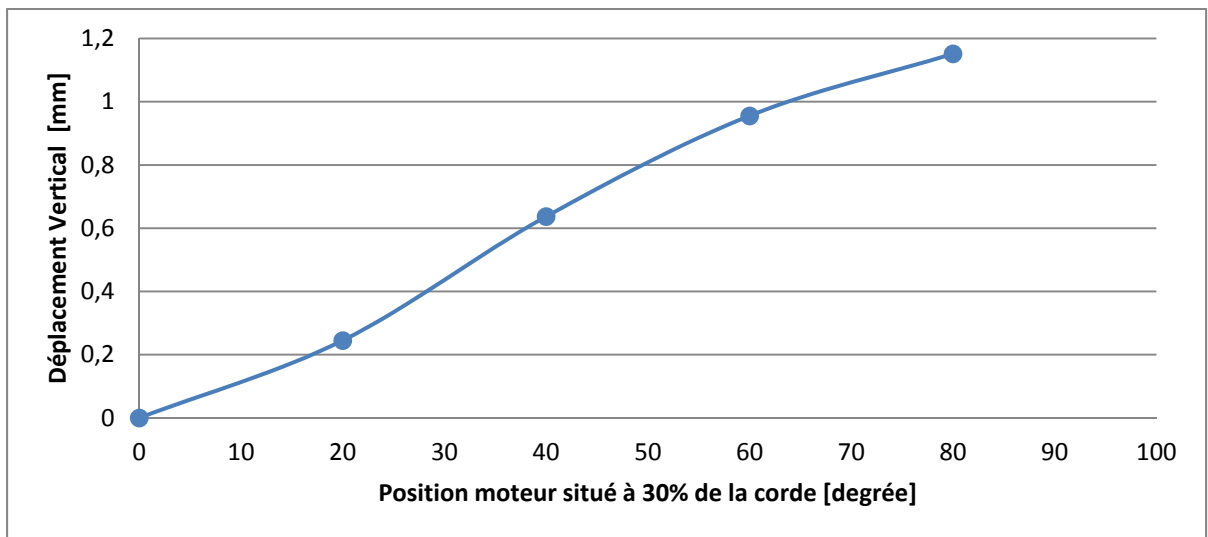


Figure 4.3 Allure du déplacement vertical de la peau (en fonction de la position angulaire du moteur) pour la ligne d'actionnement située à 30% de la corde

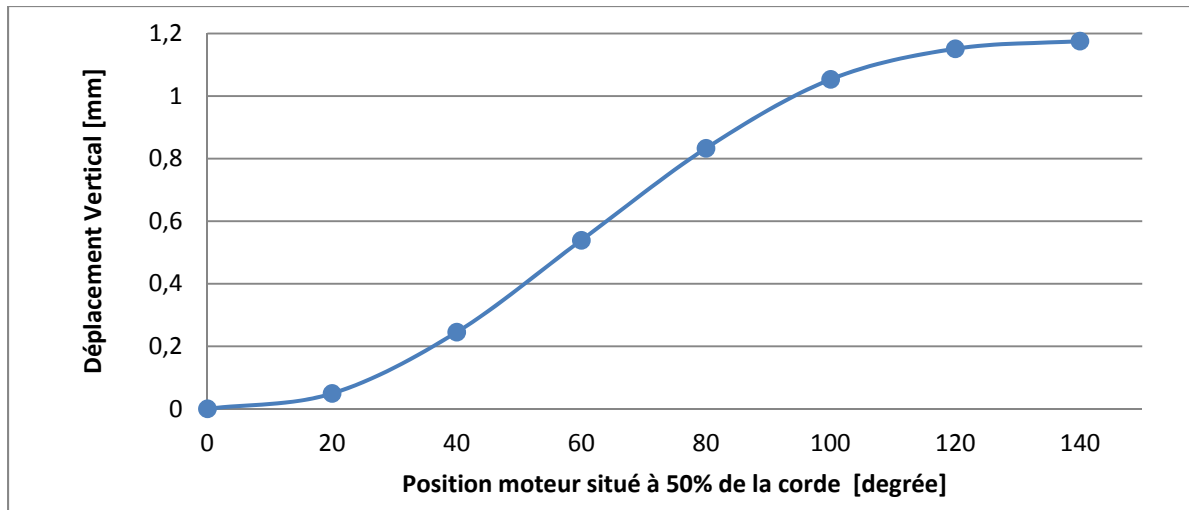


Figure 4.4 Allure du déplacement vertical de la peau (en fonction de la position angulaire du moteur) pour la ligne d'actionnement située à 50% de la corde

Le Tableau 4.1 montre que le système d'axes excentriques conçus permettait des déplacements maximum compris entre 0 et 1.15mm pour le moteur situé à 30% de la corde et entre 0 et 1.18mm pour le moteur situé à 50% de la corde. À partir du Tableau 4.2 qui montre les déplacements calculés avec HyperMesh pour plusieurs conditions de vol, on peut assumer que seulement les déplacements correspondants aux angles d'attaques compris entre -1 et 1 degré sont exploitables en soufflerie à cause des limites de déplacements du système évoquées ci-dessus.

Tableau 4.2 Correspondance entre le déplacement angulaire de chaque moteur et le déplacement vertical de la peau en fonction de l'angle d'attaque pour le nombre de Mach fixé à 0.08

Angle D'attaque [°]	Déplacement de la peau à 30% de la corde [mm]	Déplacement de la peau à 50% de la corde [mm]
-2	-0.3	0.16
-1	0	0
0	1.03	0.5
1	0.99	1.08
2	1.41	1.48
3	2.44	1.53

Dans le Tableau 4.3, se trouve la gamme de déplacement angulaire des moteurs calculés à partir du Tableau 4.1, qui ont servi de consigne de position P_c , pour obtenir expérimentalement les angles d'attaques -1, 0 et 1 degré.

Tableau 4.3 Correspondance des consignes des déplacements angulaires des moteurs en fonction de la gamme d'angle d'attaque considérés pour les tests

Angle D'attaque [°]	Rotation du moteur situé à 30% de la corde [°]	Rotation du moteur situé à 50% de la corde [°]
-1	0	0
0	65	56
1	62	102

En utilisant le palpeur entouré en rouge dans la Figure 4.1, la CMM a permis d'acquérir les coordonnées des points de l'extrados du profil de la maquette déformable de l'*ATR-42* pour les angles d'attaques -1°, 0°, 1° et Mach = 0.08 visible dans la Figure 4.5. D'avantage de profils ont été relevés mais seul ceux correspondants aux conditions de vols testés en soufflerie ont été représentés ici.

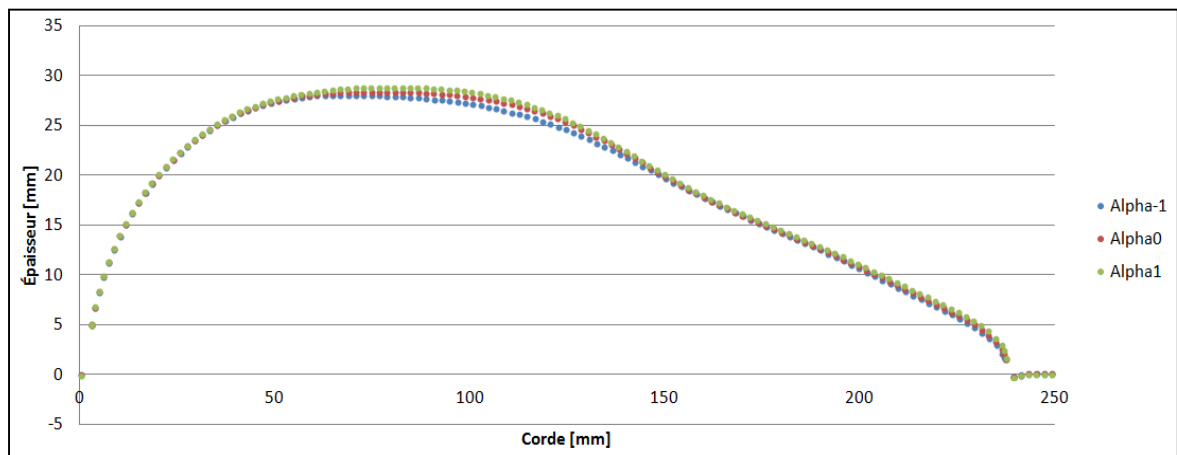


Figure 4.5 Coordonnées de l'extrados mesurées avec la CMM pour les angles d'attaques égaux à -1, 0, 1 degré et le nombre de Mach égal à 0.08

Les coordonnées relevées dans la Figure 4.5 ont permis de tracer avec le logiciel Xfoil, la répartition des pressions pour chacun des profils. Ces résultats présentés plus loin dans la

sous-section 4.2.3 ont été comparés avec ceux relevés en soufflerie pour valider l'aspect aérodynamique de la maquette déformable.

La CMM a permis d'acquérir les données nécessaires pour valider les profils de la maquette déformable de l'ATR-42 en soufflerie, ainsi que les consignes de déplacement P_c à transmettre à la boucle de régulation de vitesse pour obtenir les déformations souhaitées de l'aile déformable. La CMM a montré les limites des déplacements du système d'actionnement qui permettait de réaliser des déformations correspondants à une certaine gamme de condition de vol.

4.2 Validation expérimentale de la boucle de régulation en position

4.2.1 Adaptation de la modélisation Simulink vers LABview

Au début de ce chapitre l'évaluation du déplacement de la peau en composite a permis d'extraire la gamme de déplacement de l'extrados qu'il était possible d'exploiter. Pour la validation de la boucle de régulation en position P_m , seul le moteur situé à 50% a été considéré, la méthodologie utilisée pour le moteur situé à 30% étant la même. Pour le moteur situé à 50% de la corde, les consignes de déplacement P_c de la boucle de commande en position sont extraites du Tableau 4.3, auxquelles a été rajouté le déplacement maximum de la peau obtenu dans le Tableau 4.1, soit $P_c = 140$ degré, ce qui donne $P_c = [56 \ 102 \ 140]$ degré.

Les études aérodynamiques ont montrées, que pour réagir suffisamment rapidement aux changements de conditions de vol, il était nécessaire que le temps de réponse à 5% de la boucle de régulation en position ne dépasse pas $t_{r5\%max} = 2s$. Ainsi, la précision des déplacements P_m devaient être comprise entre $\pm 5\%$ de la consigne P_c pour permettre à la peau d'avoir la forme souhaitée.

Dans le Tableau 4.4 se trouve l'erreur statique $e_{statiquemax}$ maximale assurant une précision de la mesure P_m à $\pm 5\%$ des consignes $P_c = [56 \ 102 \ 140]$.

Tableau 4.4 Calcul de l'erreur statique maximale acceptable pour assurer à la mesure de position angulaire du moteur P_m une précision de $\pm 5\%$ des consignes P_c

P_c [mm]	$e_{\text{statiquemax}} = 5\% \text{ de } P_c$ [mm]
56	2.8
102	5.1
140	7

L'architecture utilisée pour tester le programme de régulation en position est celle représentée dans la Figure 2.25. La consigne de position est donnée par l'alimentation CPX et le retour de position est assuré par le codeur du régulateur. Les différents appareils communiquent par ports USB grâce au logiciel LABview. Son utilisation est imposée par le régulateur et l'alimentation CPX qui fonctionnent uniquement avec ce logiciel.

La structure de régulation en position P_m développée sous Simulink dans la Figure 3.25 a dû être réadaptée pour le logiciel LABview. Les principales parties composant le régulateur de position sont entourées en pointillés rouge dans la Figure 4.6.

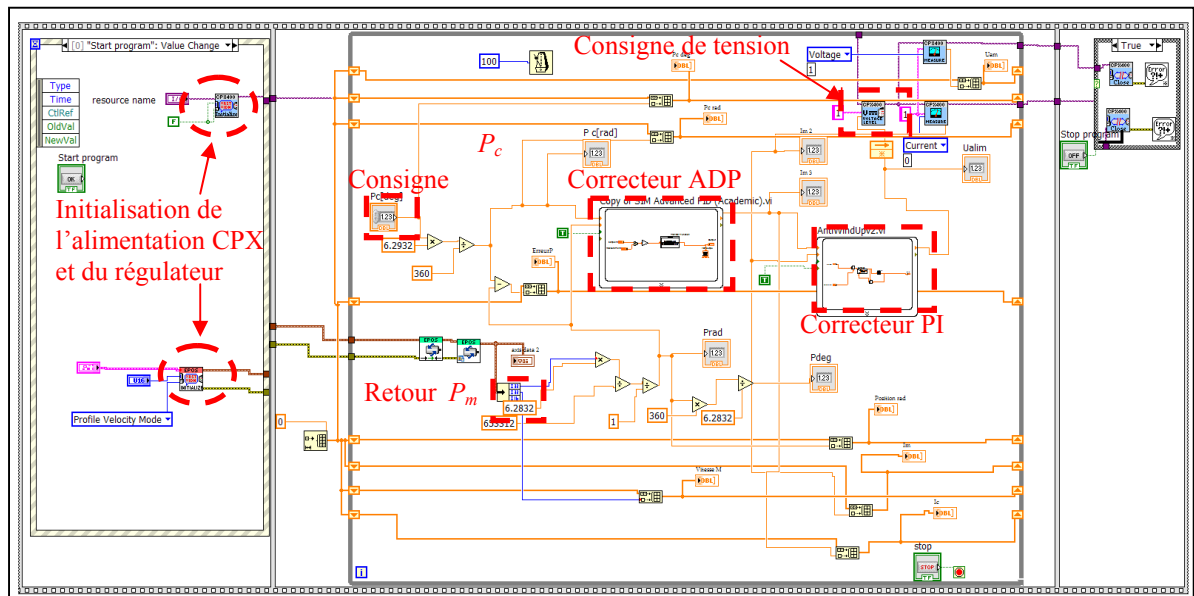


Figure 4.6 Schéma LABview de la régulation de position du moteur, converti à partir du schéma Simulink de la Figure 3.25

Le correcteur de position ADP est dans montré dans la Figure 4.7, pour comparer les résultats les réglages des constantes sont dans un premier temps identiques à ceux effectués lors de la simulation Simulink dans l'équation (3.40), soit $K_c = 35$, $a = 0.1325$ et $T = 0.0169$

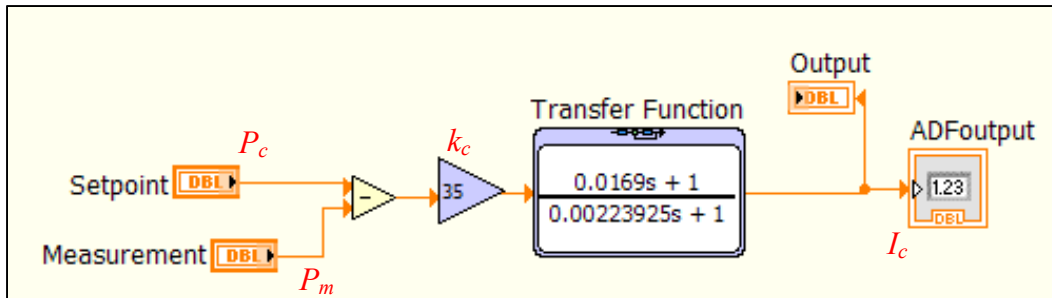


Figure 4.7 Schéma LABview du correcteur à avance de phase, converti à partir du schéma Simulink

Dans la Figure 4.8 est montrée l'implantation du correcteur du courant PI développé en simulation Simulink. Les réglages des constantes sont dans un premier temps identique à ceux effectués dans l'équation (3.26) au chapitre 3, soit $K_{pi} = 4.3$ et $K_{ii} = 7.07e^{-5}$.

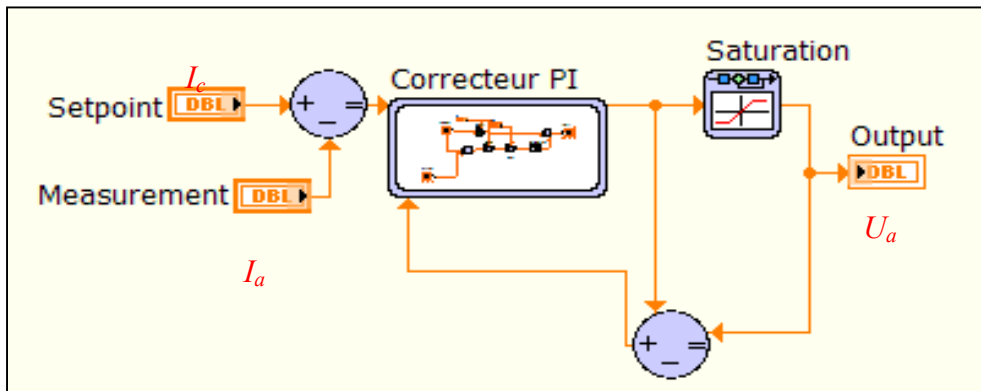


Figure 4.8 Schéma LABview du correcteur PI avec filtre anti wind up, converti à partir du schéma Simulink

L'utilisation des modules "Control Design and simulation" de LABview permettaient de transcrire le programme Simulink sous LABview en conservant le même type d'architecture.

La Figure 4.9 montre pour les consignes P_c , la réponse P_m du système de régulation en boucle fermée relevée expérimentalement.

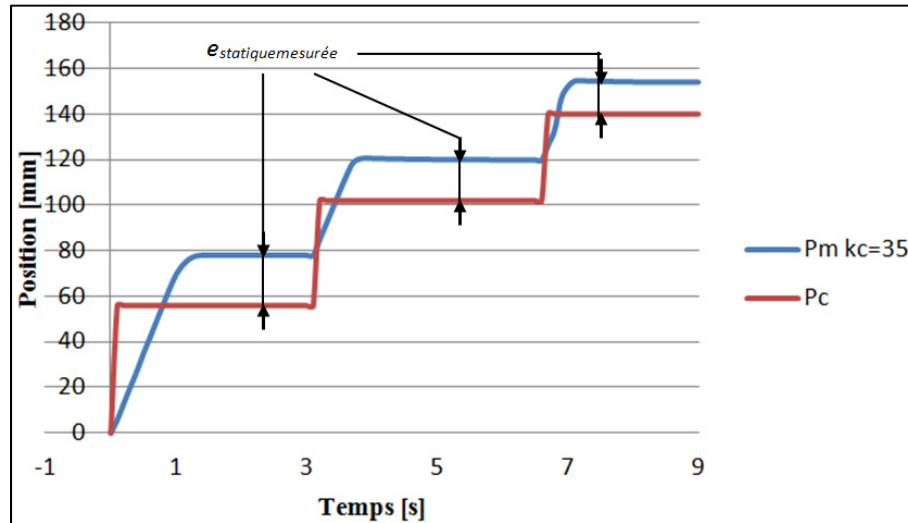


Figure 4.9 Représentation graphique de la réponse en position P_m relevée expérimentalement avec un gain $k_c = 35$

Le Tableau 4.5 montre que les erreurs statiques en positions P_m sont supérieures aux limites $e_{statiquemax}$ tolérables prévues au Tableau 4.4 pour $k_c=35$. De plus les temps de réponse à $\pm 5\%$ sont infinies, la boucle de correction de position ne peut pas être validée dans un premier temps.

Tableau 4.5 Erreur statique mesurée en fonction de la consigne de position P_c et de l'erreur statique maximum tolérée, pour un gain $k_c = 35$.

P_c [°]	$e_{statiquemax}$ [°]	$e_{statiquemesuré}$ [°]
56	2.8	22.11
102	5.1	17.9
140	7	14.03

Pour diminuer ces dépassements de position P_m , le gain k_c du correcteur ADP a été diminué jusqu'à obtenir des erreurs statiques convenables. La Figure 4.10 montre la réponse P_m pour un gain k_c égal à 1.

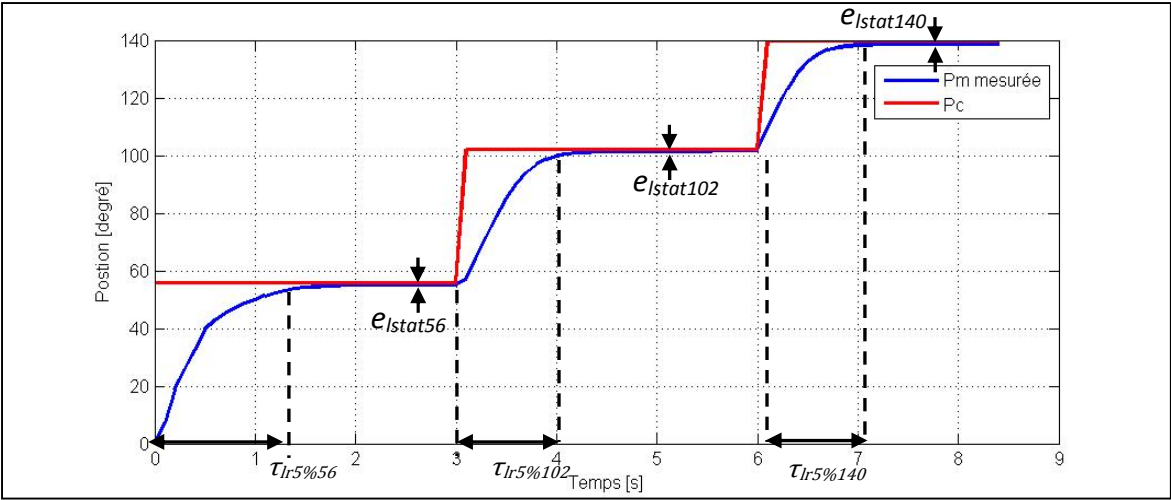


Figure 4.10 Représentation graphique de la réponse en position P_m relevée expérimentalement avec un gain $k_c = 1$

Le Tableau 4.6 montre que les temps de réponses à 5% visibles dans la Figure 4.11 pour chacune des consignes $P_c = [56 \ 102 \ 140]$, ne dépasse pas le temps maximal acceptable $t_{r5\%max}$ de 2s. La rapidité de la boucle de régulation en position est validée.

Tableau 4.6 Temps de réponse pour la régulation de position avec un gain $k_c = 1$

$\tau_{lr5\%56}$ [s]	$\tau_{lr5\%102}$ [s]	$\tau_{lr5\%140}$ [s]
1.3	1	0.95

Le Tableau 4.7 montre que les erreurs statiques en position pour chacune des consignes $P_c = [56 \ 102 \ 140]$ sont inférieures aux erreurs statiques maximum acceptables définies dans le Tableau 4.4. La précision de la boucle de régulation en position est validée expérimentalement.

Tableau 4.7 Mesure de l’erreur statique de position pour chacune des consignes de positions P_c avec un gain $k_c = 1$

$e_{lstat56}$ [mm]	$e_{lstat102}$ [mm]	$e_{lstat140}$ [mm]
0.83	0.1	1.53

Les temps de réponses et les erreurs statiques reportés aux tableaux 4.6 et 4.7 montrent que la boucle de régulation en position est suffisamment stable et rapide pour respecter les contraintes $t_{r5\%max}$ et $e_{statiquemax}$. Les correcteurs ADP et de courant PI fonctionnent correctement d'un point de vue expérimental. Mais les erreurs statiques importantes des réponses en position P_m observées à la Figure 4.9, alors que les correcteurs ADP et de courant PI étaient dimensionnées tel que ceux validés dans les sous-sections 3.4.4 et 3.6.5 suscitent une étude plus approfondi pour déterminer l'origine de cette différence.

En vol, l'avion est exposé aux intempéries et est souvent soumis à des changements de température, des variations d'humidité et des efforts importants sont exercés sur la voilure. Tous ces paramètres influencent, à plus ou moins grande échelle, les caractéristiques physiques du système d'actionnement et de déformation de la peau. C'est pourquoi il est indispensable de développer un modèle numérique de la boucle de régulation capable de s'adapter aux variations que va subir la charge en vol et au cours du temps. Ainsi la partie qui va suivre a pour but de concevoir un modèle Simulink de la charge, pour faire concorder les simulations de position avec les mesures expérimentales.

4.2.2 Validation entre les boucles de régulations en position développées expérimentalement et en simulation Simulink

Lorsque le modèle de la boucle de régulation de position a été développé sous Simulink au chapitre 3, la charge était considérée linéaire. En réalité la force F montrée dans la Figure 4.11 appliquée par la peau sur l'axe de rotation du moteur évolue en fonction de la position angulaire de l'axe excentrique. Partant de zéro (Figure 4.11.a) lorsque l'axe excentrique ne touche pas l'extrados de l'aile, elle atteint son maximum (Figure 4.11.b) pour un déplacement maximal de la peau. Cette partie vise à faire concorder les relevés expérimentaux et théoriques de la boucle de régulation en position faite dans les sections 4.2.2 et 3.6.5 Pour ce faire, il fallait affiner la modélisation du couple résistant T_{rot} de l'inertie J_a et du frottement B_m réalisé dans le chapitre 3 sous simulation Simulink.

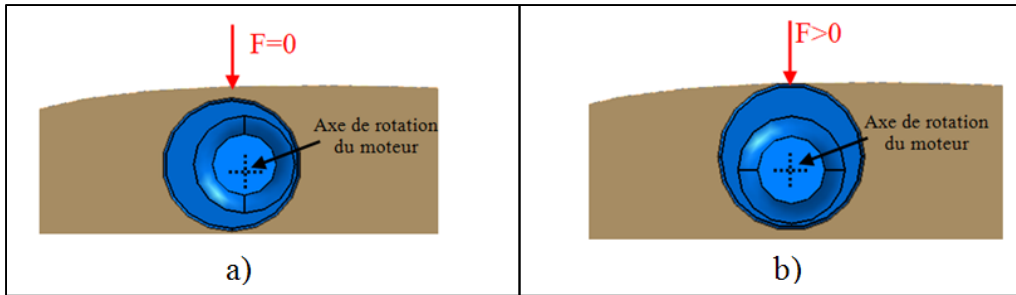


Figure 4.11 Représentation de la force F de la peau flexible sur l'axe excentrique. Cette force varie en fonction de la position de l'axe excentrique

Cette variation non linéaire de la charge influe sur l'évolution du couple résistant T_{rtot} et de l'inertie J_a en fonction de la position angulaire du moteur définie dans la modélisation de la MCC dans la section 3.3.3 Cette variation va se traduire par une évolution du courant I_a en fonction de la position angulaire du moteur. Le relevé expérimental montré dans la Figure 4.12 donne l'allure du courant I_a en fonction de la position. Cette acquisition montre que pour plusieurs révolutions de l'arbre excentrique, la variation du courant I_a en fonction de la position angulaire P_m du moteur évolue de manière identique. Lorsque I_a est à sa valeur minimum I_{amin} , la peau n'est pas en contact avec l'axe excentrique, alors F égal 0. Lorsque I_a est égal à sa valeur maximum I_{amax} la peau est déplacée au maximum par l'axe excentrique, alors F est à son maximum F_{max} .

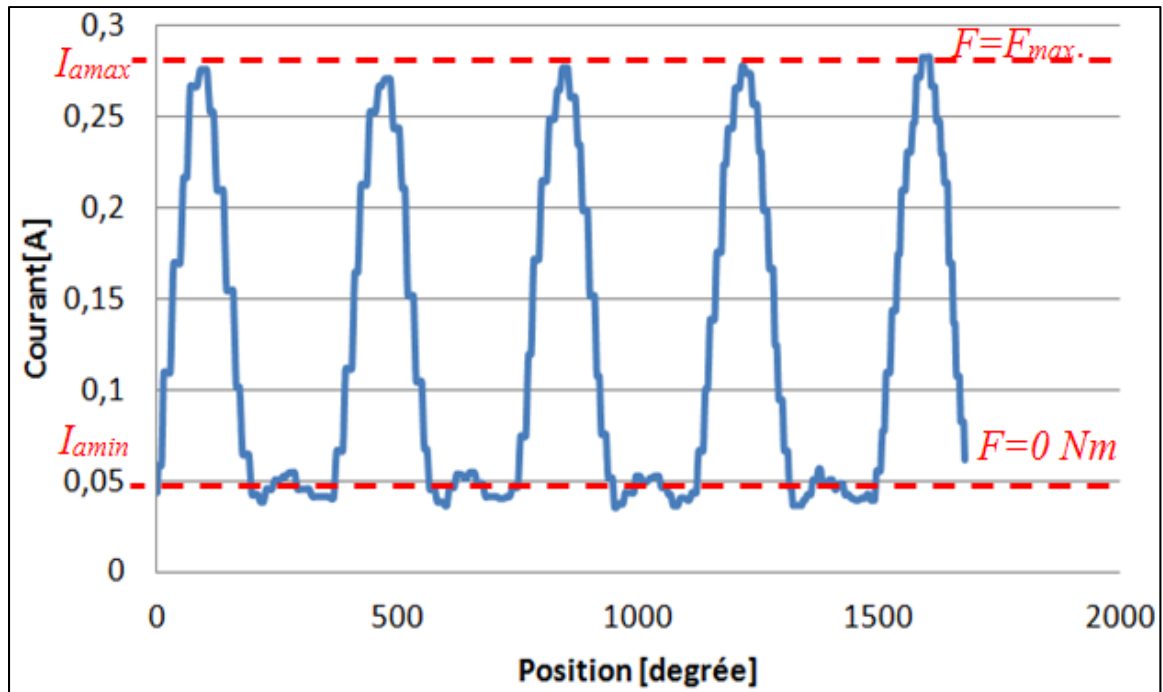


Figure 4.12 Mesure de la variation du courant I_a (proportionnel au couple résistant, voir équation (4.1)) en fonction de la position angulaire P_m du moteur

Dans le cas d'une charge linéaire, le courant I_a resterait constant en fonction de la position car le couple résistant appliqué au moteur resterait le même quel que soit la position. Dans le cas des axes excentriques la charge n'est pas linéaire car le couple résistant T_{rtot} change en fonction de la position angulaire de la charge, ce qui explique la variation du courant I_a Figure 4.13.

En régime permanent, le couple moteur d'une MCC défini à l'équation (4.1) est égal à son couple résistant (V.Richardson, 1998). Sous cette condition le couple résistant T_{rtot} peut-être approximé par l'équation suivante :

$$T_{rtot} = T_{em} = k_t \cdot I_a \quad (4.1)$$

Où k_t est une constante extraite de la fiche technique du moteur Maxon égale à 0.119.

À partir de la variation du courant I_a visible à la Figure 4.13 et de l'équation (4.1) l'allure du couple résistant T_{rtot} en fonction de la position mesurée P_m a été tracée dans la Figure 4.14.

La plage de variation P_m s'étend entre 0 et 140 degrés car la consigne P_c évolue elle aussi entre ces valeurs (Tableau 4.5).

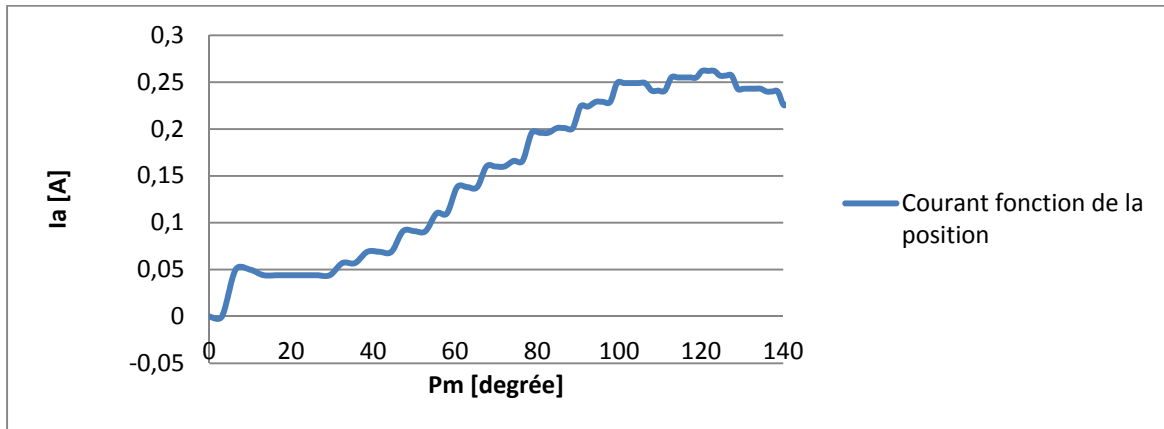


Figure 4.13 Mesure de la variation du courant I_a en fonction de la position angulaire P_m du moteur

La Figure 4.15 montre l'insertion du bloc *LookUp Table* sous Simulink qui a permis d'implanter la variation du couple T_{rtot} . L'entrée de ce bloc est la mesure de position P_m , la sortie est le couple résistant. Les coordonnées des points utilisées dans la *LookUp Table* ont été extraites à partir de la courbe montrée dans la Figure 4.14 et sont visibles dans le Tableau 4.8.

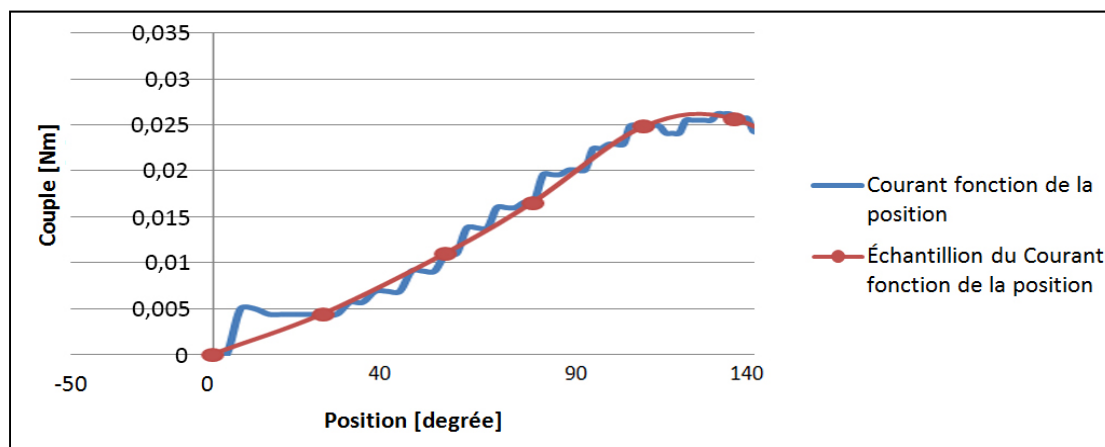


Figure 4.14 Représentation du couple résistant en fonction de la position du moteur. L'interpolation est en rouge et le couple mesuré en bleu

La courbe rouge de la Figure 4.14 montre l'interpolation effectuée par la *Look Up Table* pour obtenir le couple résistance T_{rtot} en fonction de la position P_m . Cette interpolation superpose convenablement la courbe originale en bleu sur la figure, alors l'approximation est acceptable.

Tableau 4.8 Coordonnées des points calculés insérés dans la Look Up Table pour représenter le couple résistant en fonction de la position

P_m [degré]	T_{rtot} [N]
0	0
26.24273	0,005236
55.43017	0,01309
76.41653	0,019754
102.968	0,029631
124.5771	0,030583
150.9807	0,022729

La Figure 4.15 reprend la structure de régulation en boucle fermée de position de la Figure 3.22, avec désormais la variation du couple résistant T_{rtot} par la *LookUp Table* entourée en pointillé rouge.

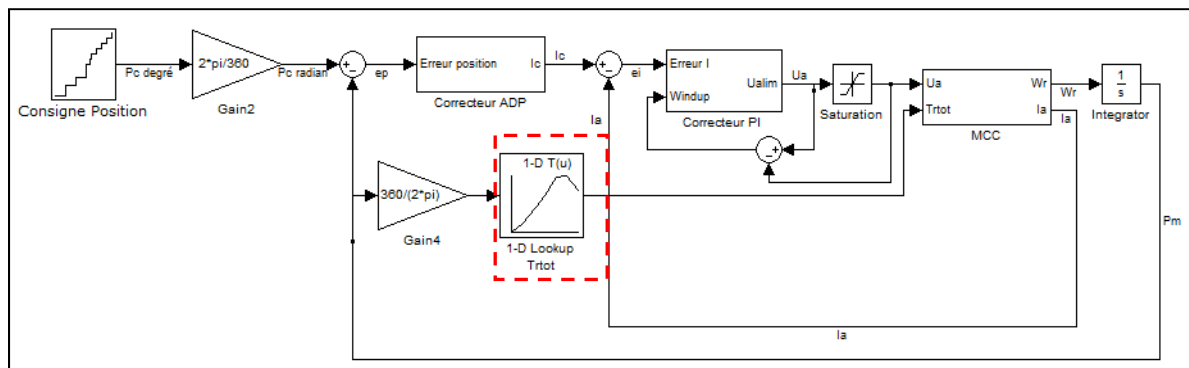


Figure 4.15 Boucle de régulation de position développée à la Figure 3.25 avec l'ajout du couple résistant T_{rtot} variable en fonction de la position P_m

Faire varier sous Simulink uniquement la variation du couple résistant T_{rtot} en fonction de la position, ne suffit pas pour modéliser correctement la charge non linéaire. C'est ce que

montre la Figure 4.16 où les erreurs statiques de la consigne P_c mesurées et reportées dans le Tableau 4.9 sont importantes. Ceci démontre la nécessité d'adapter les valeurs de l'inertie J_a et du frottement B_m extraits de la fiche technique du Tableau 3.1.

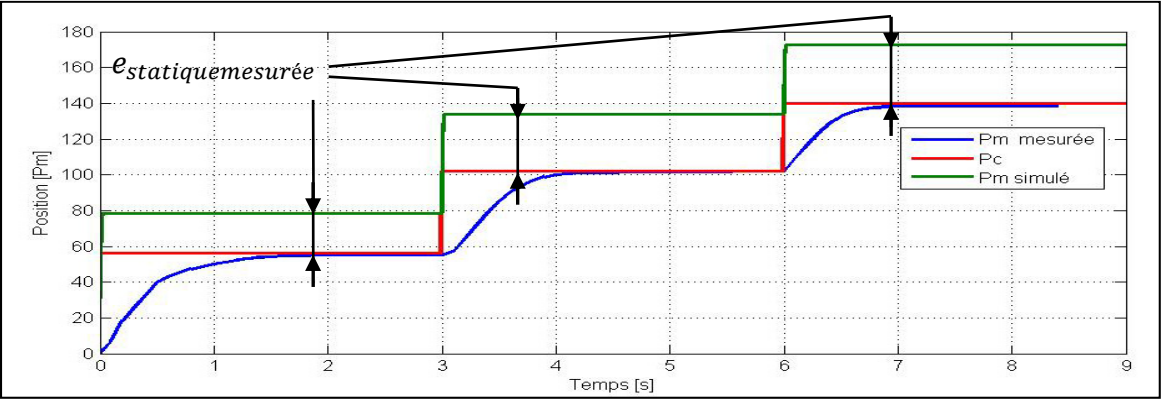


Figure 4.16 Erreur statique mesurée entre la position simulée et la consigne

Tableau 4.9 Erreurs statiques mesurées extraites de la Figure 4.16 entre les positions P_m mesurée et les consignes P_c

P_m [degré]	$e_{statique\ mesuré}$ [degré]
56	22.3
102	32
140	32.5

Le but est de faire concorder la réponse en position P_m en bleu mesurée expérimentalement avec la réponse simulée P_m en vert sur la Figure 4.16. Pour atteindre cet objectif, il faut obtenir les valeurs adéquates de l'inertie J_a et du frottement B_m de la fonction de transfert de la modélisation Simulink de la MCC extraite du chapitre 3, entourée en pointillés rouge dans la Figure 4.17.

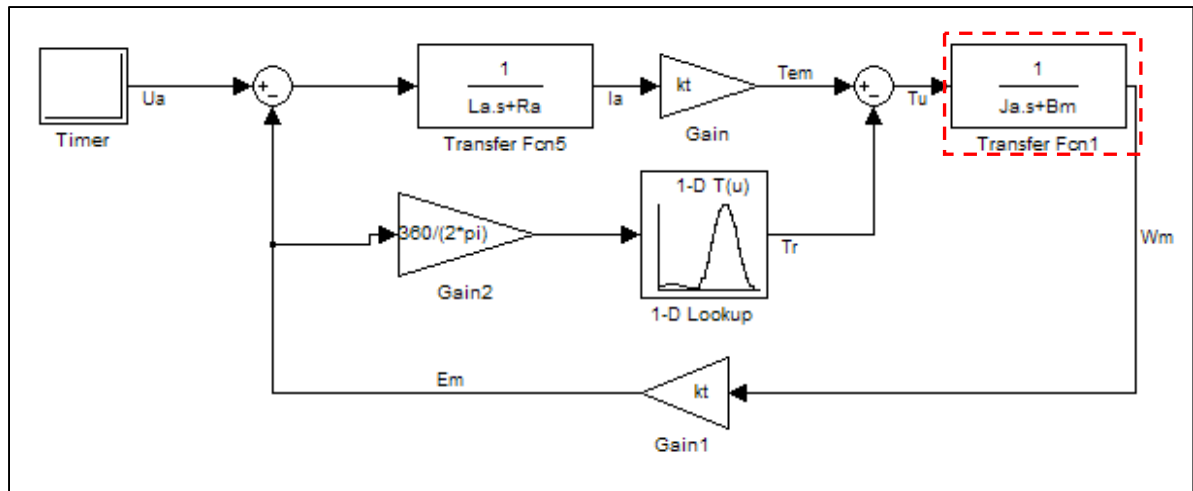


Figure 4.17 Schéma de la modélisation de la MCC issu de la Figure 3.7, avec la fonction de transfert (entourée en pointillés rouge) avec les paramètres J_a et B_m à modifier

Pour modifier J_a et B_m en temps réel, il n'était pas possible d'utiliser le bloc *Transfer Fcn*, habituellement utilisé pour modéliser les fonctions de transfert avec Simulink, car il ne permet pas d'intervenir en temps réel sur les valeurs de J_a et B_m .

Pour contourner ce problème, la solution trouvée consiste à ajuster l'équation de la fonction de transfert entourée en pointillés rouge dans la Figure 4.17, isolée dans la Figure 4.18, puis de la modéliser sous forme de schéma bloc.

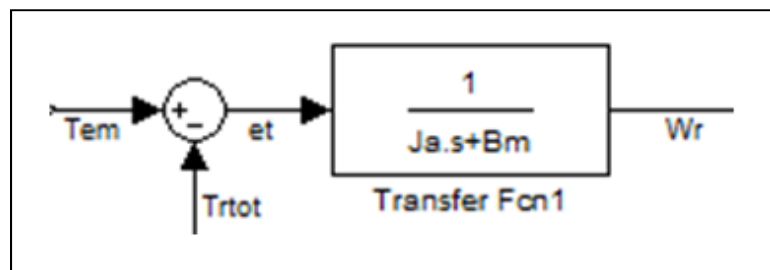


Figure 4.18 Fonction de transfert de la différence e_t entre les couples moteur et résistant divisée par la vitesse W_r en sortie du réducteur, avec J_a et B_m à modifier en temps réel

Où e_t correspond au couple moteur T_{em} moins le couple résistant T_{rtot}

L'équation (4.4) est déduite à partir de la Figure 4.19 comme suit :

$$W_r = \frac{1}{J_a \cdot s + B_m} \cdot e_t \quad (4.2)$$

$$W_r \cdot J_a \cdot s + W_r \cdot B_m = e_t \quad (4.3)$$

$$W_r = \frac{1}{J_a \cdot s} (e_t - W_r \cdot B_m) \quad (4.4)$$

L'équation (4.3) est l'étape intermédiaire pour obtenir l'équation (4.4) qui a servi pour la modélisation sous forme de schéma bloc de la Figure 4.19. La modification des variables J_a et B_m est alors possible.

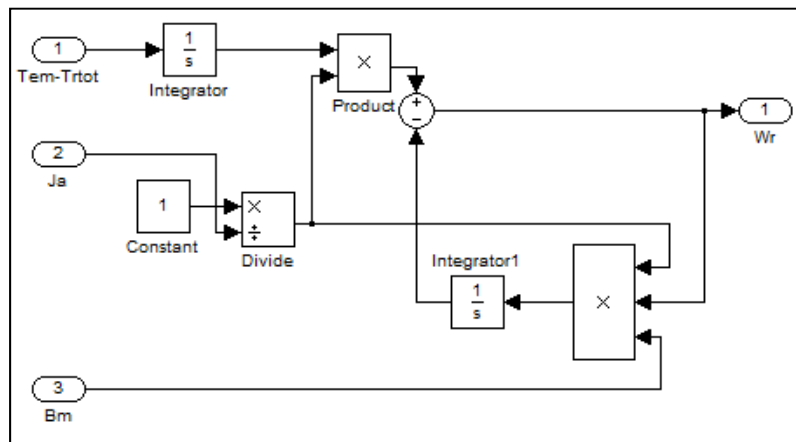


Figure 4.19 Mise sous forme de schéma bloc de la fonction de transfert $\frac{e_t}{w_r}$

La mise sous forme de schéma bloc de la fonction de transfert $\frac{e_t}{w_r}$ entourée en pointillés rouges dans la Figure 4.20 a été intégrée dans la modélisation de la MCC.

À partir des valeurs B_m et J_a extraites de la fiche technique, le couple de frottement a été augmenté comme montré à la Figure 4.22 jusqu'à avoir un temps de réponse de P_m sous Simulink approchant celui de la réponse P_m mesurée avec LABview. J_a restant fixe à sa valeur d'origine. La valeur de B_m retenue est celle correspondant à la courbe verte en trait plein, soit $5.88\text{e-}2 \text{ Nm/rd/s}$.

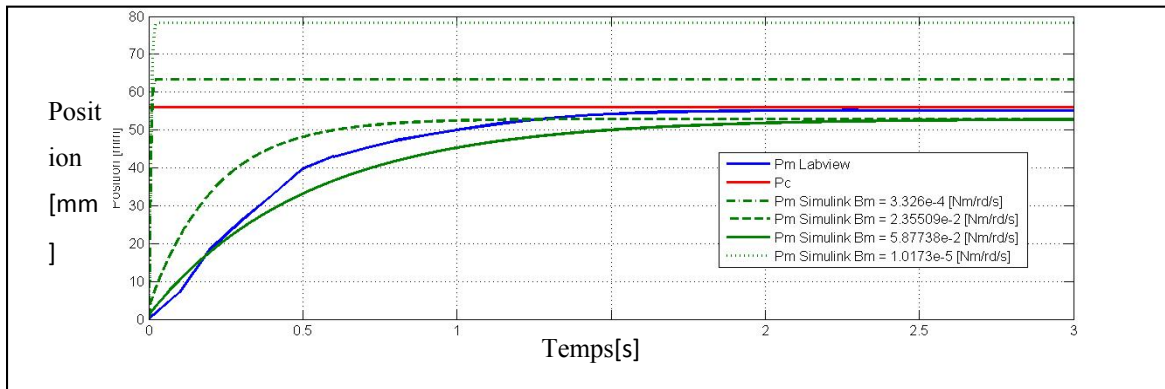


Figure 4.22 Variation de la réponse en position P_m en fonction de la variation du coefficient de frottement B_m , J_a étant fixées

La deuxième étape consistait à partir de B_m maintenu fixe à $5.88\text{e-}2 [\text{Nm/rd/s}]$, à faire évoluer J_a jusqu'à obtenir une réponse finale P_m sous Simulink proche de celle mesurée visible à la Figure 4.23. L'allure finale qui a été retenue est la courbe tracé en vert pour $J_a = 0.0155 \text{ kg.m}^2$

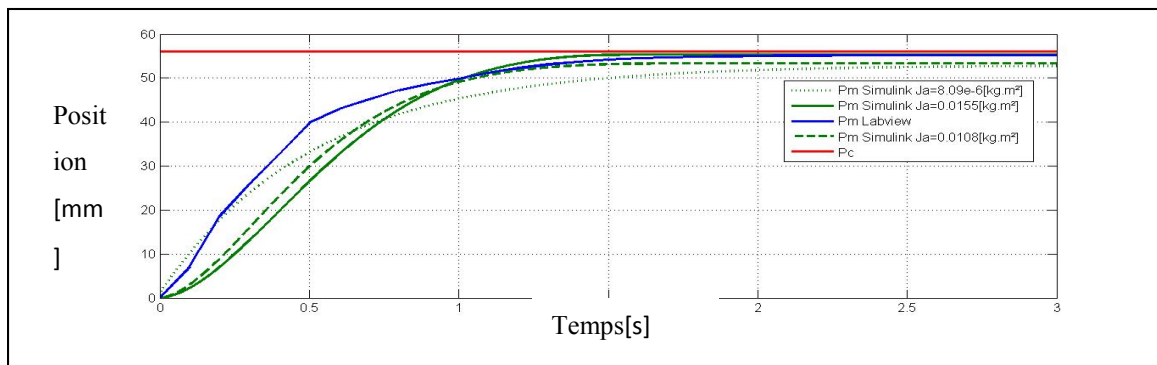


Figure 4.23 Évolution de la réponse en position P_m en fonction de la variation de l'inertie J_a , le frottement B_m étant fixé

Cette méthodologie a été répétée pour les deux autres consignes de position P_c de 102 et 140 degrés. L'allure de la réponse P_m obtenue sous Simulink est tracée en vert sur la Figure 4.24. Il s'est révélé lors des simulations que conserver B_m fixé à 0.0587738 [Nm/rd/s] et faire varier uniquement J_a était suffisant pour avoir des réponses en positions suffisamment précises.

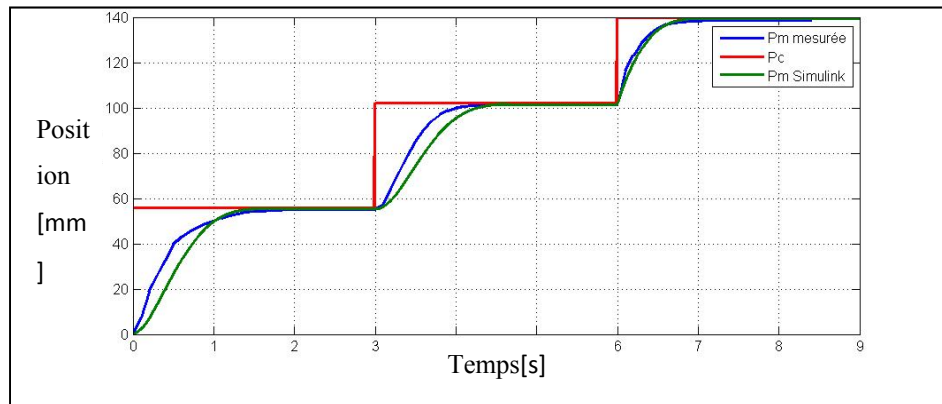


Figure 4.24 Comparaison de la variation de la position mesurée P_m (en bleu) et de la position simulée P_m (en vert) avec une charge non linéaire pour la consigne de position P_c (en rouge)

Les réglages par la méthode essais-erreur de J_a permettant d'obtenir les réponses des positions P_m montrées dans la Figure 4.24 sont visible dans le Tableau 4.10.

Tableau 4.10 Synthèse des valeurs de l'inertie J_a déterminées en fonction de la consigne P_c

P_c [degré]	J_a [kg. m ²]
56	0.0127
102	0.0143
140	0.0155

Le Tableau 4.11 montre que les erreurs relatives entre les valeurs finales P_m mesurées et simulées ne dépassent pas 1%. Les erreurs sont donc très faibles et ainsi la modélisation de la charge non linéaire peut être validée pour la précision concernant les valeurs de consignes P_c de 56, 102 et 140 degrés.

Tableau 4.11 Calculs des erreurs relatives entre les valeurs finales P_m mesurées et simulées sous Simulink, pour les valeurs de consignes P_c

P_c [°]	Valeurs finales de P_m mesurées [°]	Valeurs finales de P_m Simulink [°]	Erreurs relatives des valeurs finales P_m [%]
56	55.17	55.33	0.29
102	101.9	101.56	0.33
140	138.47	139.43	0.69

Le Tableau 4.12 montre les erreurs relatives entre les temps de réponses P_m mesurées et P_m simulées. Les résultats sont insatisfaisants puisque les erreurs relatives des temps de réponses sont importantes. Cependant, il est difficile, par la méthode proposée, de trouver une bonne combinaison des paramètres J_a et B_m permettant de faire concorder les courbes P_m mesurées et simulés. De plus, ces temps de réponses restent inférieurs à la limite $t_{r5\%max}$ de 2 secondes fixées au début, les résultats étaient donc convenables.

Tableau 4.12 Temps de réponses entre les valeurs finales P_m mesurées et simulées sous Simulink, pour les valeurs de consignes P_c

P_c [degré]	Temps de réponses P_m mesurés [s]	Temps de réponses P_m Simulink [s]	Erreurs relatives des temps de réponses P_m [%]
56	1.19	1.3	8.46
102	1.25	1	20
140	0.71	0.95	40

La différence d'erreur statique entre les réponses P_m mesurées et simulées est très faible et les temps de réponses pour P_m simulée sont inférieurs à la limite $t_{r5\%max}$. Malgré une différence non négligeable entre les temps de réponses pour P_m simulés et mesurés, c'est surtout la précision de déplacement qui est primordiale dans ce projet. En effet c'est grâce à elle que la bonne forme de l'extrados, permettant de valider l'aspect aérodynamique, sera atteinte. Le modèle de la charge non linéaire peut donc être validé.

Néanmoins, ce modèle peut être amélioré. Tout d'abord, l'évolution dynamique de la réponse P_m simulée amène un régime transitoire proche mais pas identique à la réponse P_m obtenue expérimentalement. Une première solution proposée consisterait à augmenter le nombre de points $[J_a \ P_m]$ à ajuster dans la *look up table* permettant de faire varier l'inertie en fonction de la position. Cependant cette solution serait longue, fastidieuse et ne garantit pas une précision suffisante.

Une seconde solution proposée consisterait à utiliser un estimateur de paramètres qui, en fonction de l'entrée et de la sortie mesurée sur la charge, permettrait de connaître, en temps réel, l'évolution de ces paramètres J_a , B_m et T_{rtot} . Il faudrait alors s'assurer, que contrairement au système d'acquisition actuel, celui-ci soit bien dimensionné pour acquérir toutes les grandeurs nécessaires avec une fréquence d'échantillonnage suffisante pour relever précisément leur variation.

4.3 Validation aérodynamique

La maquette de l'ATR-42 sans déformation correspond au profil ATR_{-1} optimisé pour le nombre de Mach, $M = 0.08$ et un angle d'attaque, $\alpha = -1$ degré. Les profils déformés, dont les déplacements des lignes d'actionnements sont résumés dans le Tableau 4.2, correspondent aux profils optimisés au nombre de Mach $M = 0.08$ pour l'angle d'attaque $\alpha = 0$ degré (ATR_0) et 1 degré (ATR_1).

Le profil de l'ATR-42 a été conçu pour obtenir des bonnes performances aérodynamiques pour sa gamme de conditions de vol généralement utilisées par l'aéronef. Cependant, pour chacune de ces conditions de vol correspond un profil optimisé, permettant les meilleures performances possibles en termes de laminarité de l'écoulement de l'air à la surface de l'aile. C'est ce que montre les Figures 4.25 à 4.27, où sont comparées les tracées obtenues en simulation des répartitions des pressions entre le profil de l'ATR42 et ceux optimisés pour des conditions de vols exploitable en soufflerie à Mach 0.08. En effet, une augmentation de

la portance et un éloignement du point de transition sont observés du profil original vers les profils optimisés.

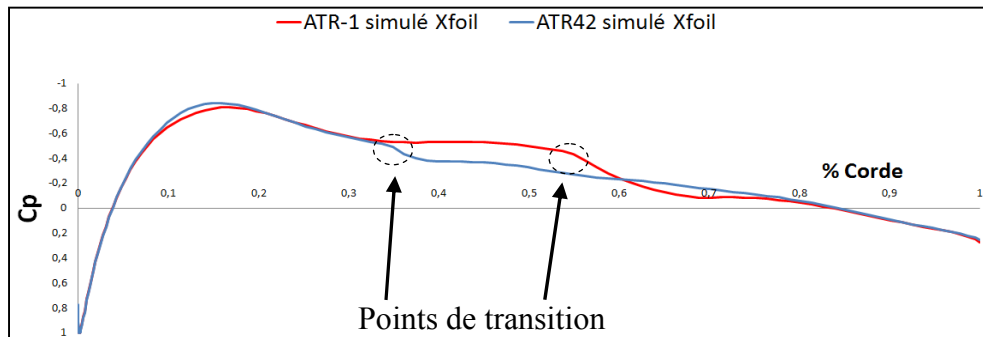


Figure 4.25 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = -1$ degré

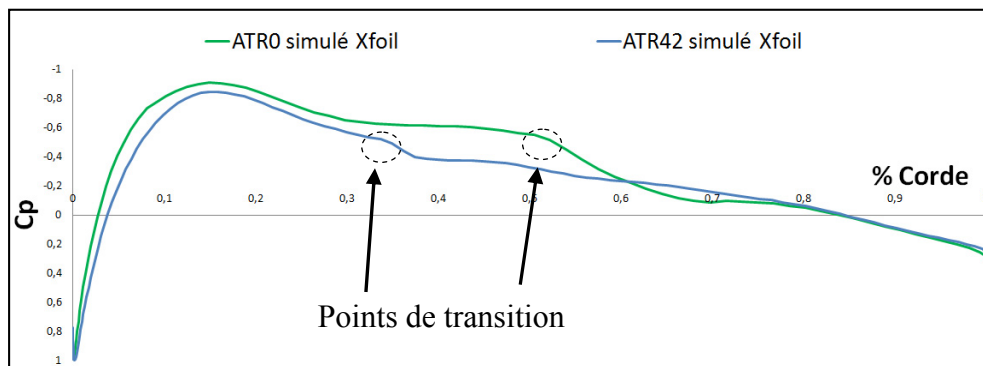


Figure 4.26 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré

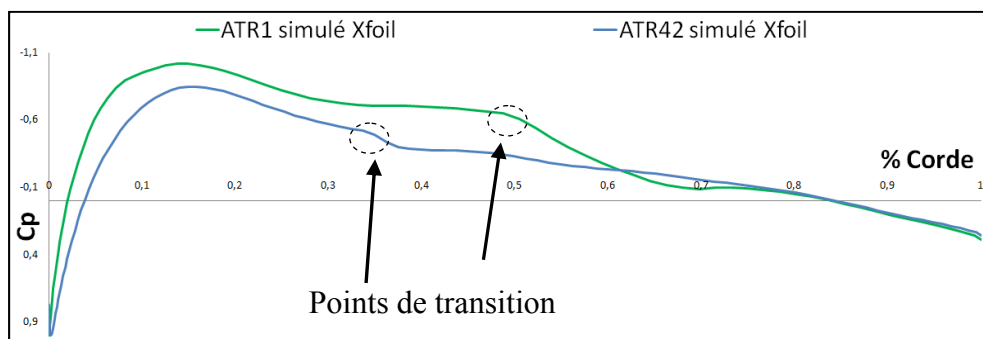


Figure 4.27 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions simulées entre le profil original de l'ATR42 et le profil optimisé, pour $M = 0.08$ et $\alpha = 1$ degré

Trois séries de tests ont été réalisés expérimentalement au nombre de Mach égal à 0.08 pour les angles de -1, 0 et 1 degré. Ces limites étaient définies d'après les résultats obtenues à la CMM, avec la gamme de déplacements exploitable des lignes d'actionnement de la maquette. Les essais en soufflerie visent à confirmer les résultats de simulation montrant l'amélioration de la laminarité entre les profils optimisés. Le profil ATR_{-1} non déformé a servi de référence à améliorer pour les angles d'attaques considérés. Ensuite, dans leurs conditions de vols spécifiques, l' ATR_0 et l' ATR_1 ont été testés et les mesures de pressions ont été comparées avec celles obtenues pour l' ATR_{-1} . Les tracés Xfoil des pressions à partir des profils simulés étaient utilisés comme références de simulation pour les mesures.

Le Tableau 4.13 montre le placement des prises de pression sur l'extrados de la maquette de l'ATR-42 en fonction de la corde. La Figure 4.28 montre la maquette prête à être testée dans la soufflerie.

Tableau 4.13 Localisation des prises de pressions le long de la corde de la maquette

Numéro de la prise de pression	1	2	3	4	5	6	7
Position [% de la corde]	2	8	15	17.4	20.5	23.5	33.5
Position [mm]	4.9	19.5	36.6	42.6	49.9	57.4	81.8
Numéro de la prise de pression	8	9	10	11	12	13	14
Position [% de la corde]	36.7	39	43	53.8	58.2	61.2	65
Position [mm]	89.5	95.3	104.9	131.2	142	149.2	158.6



Figure 4.28 Photo de la maquette dans la soufflerie

La méthode d'acquisition des coefficients de pression C_p utilisée en 2.3.2. a été réemployée dans cette partie. Les Tableaux 4.14, 4.15 et 4.16 donnent les conditions pour lesquelles chacun des trois tests a été réalisé.

Tableau 4.14 Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = -1$ degré et un nombre de Mach $M = 0.08$

Angle d'attaque [°]	Mach	Reynolds	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
-1	0.0807	436856	5.5	24.3	100.45	100.16	1.17

Comme le montre la Figure 4.29, les mesures effectuées en soufflerie sur l'*ATR₁* sont satisfaisantes puisqu'elles sont proches des résultats simulés avec Xfoil, même si le capteur numéro six a donné des mauvais résultats, car la prise de pression a été abîmée lors de l'ajustement des axes excentriques.

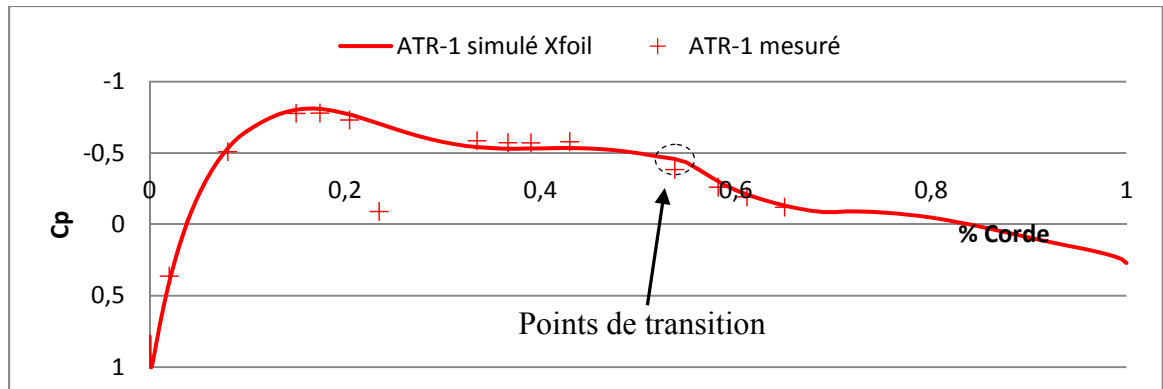


Figure 4.29 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées pour le profil optimisé ATR_{-1} , pour $M = 0.08$ et $\alpha = -1$ degré

Les Figure 4.30 et Figure 4.31 montrent pour les résultats simulés, une amélioration de la laminarité entre le profil ATR_{-1} et les profils ATR_0 puis ATR_1 , avec un déplacement du point de transition vers le bord de fuite.

Tableau 4.15 Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = 0$ degré et un nombre de Mach $M = 0.08$

Angle d'attaque [°]	Mach	Reynolds	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0	0.0796	431586	5.5	24.7	99.78	99.95	1.17

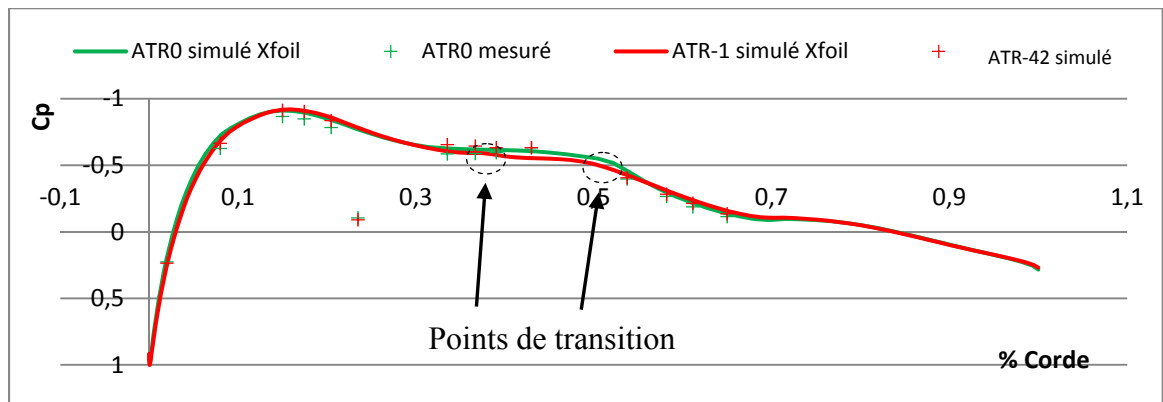


Figure 4.30 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées entre les profils optimisés ATR_{-1} et ATR_0 , pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré

Les pressions mesurées à la Figure 4.30 montrent peu d'améliorations de l'écoulement de l'air entre les profils ATR_{-I} et ATR_0 . Les différences de pression entre les profils simulés et mesurés sont faibles. Des variations de pression entre les profils optimisés (croix rouges et vertes) sont observées mais des améliorations de leurs répartitions ne peut pas être constatées. Ces remarques sont aussi valables entre les profils ATR_{-I} et ATR_I concernant les mesures obtenues à la Figure 4.31.

Tableau 4.16 Paramètres utilisés lors du test en soufflerie pour un angle d'attaque $\alpha = 1$ et un nombre de Mach $M = 0.08$

Angle d'attaque [°]	Mach	Reynolds	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
1	0.0804	435290	5.5	24.3	100.45	100.16	1.17

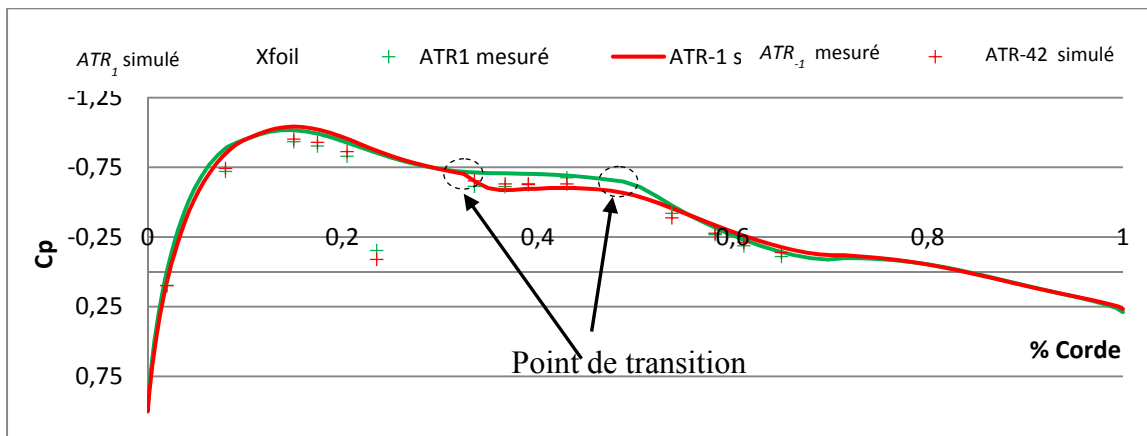


Figure 4.31 Comparaison de la répartition des coefficients de pressions mesurées et simulées entre les profils optimisés ATR_{-I} et ATR_I , pour $M = 0.08$ et $\alpha = 0$ degré

L'emplacement des prises de pressions ne permet pas de visualiser avec précision l'allure et les transitions des courbes de pression pour la gamme d'essais réalisés. En effet l'espace entre les capteurs 6 et 7 puis, 10 et 11 est important à cause de la présence de l'axe excentrique, ce qui engendre une faible précision. De plus l'espace minimum entre chaque capteur est limité à cause des contraintes d'encombres engendrées par leur socles de fixation dans la peau flexible.

Les tests en soufflerie ont permis de valider l'amélioration aérodynamique prévue par le profil sans déformation optimisé ATR_I à Mach 0.08 et l'angle d'attaque de -1 degré. Mais les améliorations attendues pour les profils déformés ATR_0 et ATR_I ne sont pas aussi performantes qu'espérées. Un plus grand nombre de prises de pressions aurait probablement permis de mieux visualiser les améliorations escomptées. Mais l'encombrement dû aux fixations des prises de pression et la présence des axes excentriques ne permettaient pas d'accroître le nombre des retours de pression.

4.4 Conclusion intermédiaire

Les conditions de vols qu'il était possible d'exploiter avec la maquette dans la soufflerie ont été obtenues grâce à la CMM. La mise en pratique de la boucle de commande en position a révélé la nécessité de modéliser une charge non-linéaire, pour faire correspondre la simulation et la partie expérimentale. La méthode essais-erreurs a été utilisée pour caractériser la charge, puis une nouvelle série de tests a permis de valider les boucles de commande développées avec Simulink et LABview. Malgré les limites physiques de la maquette pour la détection du point de transition, les essais en soufflerie ont confirmé une amélioration de la portance entre les profils optimisés et l'original.

CONCLUSION

Le projet de l'ATR-42 avait pour objectif de concevoir et tester en soufflerie une maquette déformable mettant en évidence l'intérêt aérodynamique du concept d'aile déformable. Une calibration a été nécessaire pour évaluer la précision des mesures qu'il était possible d'obtenir à l'intérieur de la chambre d'essai. Un système mécanique devait être conçu pour réaliser le déplacement de la peau flexible en composite. La commande des actionneurs devait être assurée par une boucle de régulation en position, qui avait aussi pour rôle de garantir le fonctionnement des moteurs dans leurs limites d'alimentations. Enfin, des tests en soufflerie devaient valider l'amélioration de la qualité de l'écoulement d'air sur les profils optimisés, par rapport au profil original.

La calibration de la soufflerie a mis en évidence un écoulement de l'air non uniforme et non constante dans le temps dans la chambre d'essai. La visualisation de la transition en soufflerie, suivant les mesures de pression relevées n'aurait alors pas été suffisamment précise à cause du nombre limité de capteurs. Néanmoins la précision des mesures en soufflerie étaient suffisante pour acquérir les coefficients des répartitions des pressions, permettant, aux tests sur la maquette, de valider les améliorations aérodynamiques des profils optimisés. Une aile réelle est parcourue par une structure mécanique composée de longerons, raidisseurs et de nervure assurant la rigidité du profil. C'est pourquoi, elle ne permettrait pas, comme sur la maquette, à des axes excentriques de traverser l'aile sur tout le long l'envergure. La motorisation utilisée n'est pas certifiée aéronautique car elle aurait été trop onéreuse pour un projet développé en soufflerie. En effet les MCC utilisées ne répondaient pas aux contraintes de poids et risquait de provoquer des étincelles dans un milieu inflammable. De plus leur localisation sous la maquette n'était pas réalisable sur un avion réel, à cause de la présence des réservoirs de carburant à cet endroit. Tous les appareils électriques tels que les alimentations, le système d'acquisition Kinetics, les régulateurs et l'ordinateur utilisés étaient trop lourds et pas adaptés pour être embarqués à bord d'un avion. Il était possible de négliger autant de contraintes car la maquette fabriquée devait uniquement être testée en soufflerie, mais il faudra en tenir compte dans le prochain projet du laboratoire dont le but sera de

déformer une aile réelle. Une boucle de régulation en position a été conçue avec Simulink puis testée expérimentalement sur la maquette. Ce fait a mis en exergue les carences des premières séries de simulations qui ne prenaient pas en compte l'aspect non linéaire de la charge. À partir d'essais expérimentaux une seconde modélisation de la charge, désormais non linéaire a été mise en place. La méthode utilisée a fonctionné pour les conditions de vols considérées et présente des réponses en position suffisamment stables et rapides. Cependant notre étude était limitée dans sa plage d'utilisation pour les consignes de position P_c . Le réglage des paramètres J_a et B_m en fonction de la position de la charge a été faite pour des cas précis avec la méthode essais erreur et n'est pas nécessairement valable pour d'autres conditions considérées.

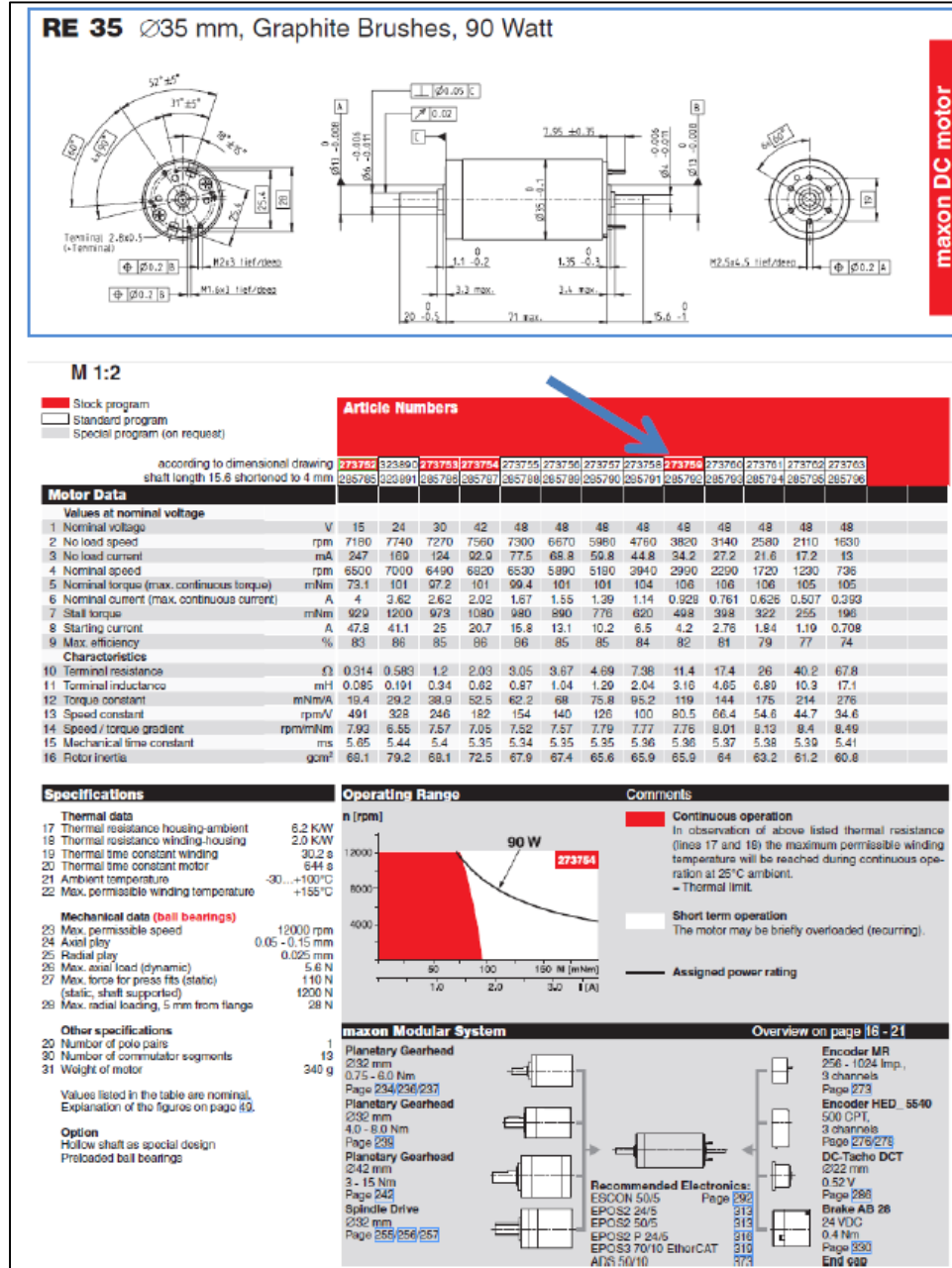
Pour améliorer la qualité des résultats dans la soufflerie plusieurs possibilités sont envisageables, comme changer le moteur qui génère le flux d'air pour stabiliser la vitesse et la température. Améliorer la laminarité du flux d'air en amont de la chambre d'essai en modifiant les filtres et/ou le convergent. De plus il faudrait s'assurer qu'il n'y ait pas de retour d'air dans la chambre à l'aide de mesure et si besoin créer un nouveau divergent pour les éviter. La réduction du poids du matériel de commande et d'acquisition pourrait se faire avec l'utilisation des réseaux électriques et informatique déjà embarqués dans les avions. Enfin, pour améliorer la modélisation de la charge non-linéaire à tous les cas envisageables, une autre méthode, celle de l'estimateur de paramètres, a été proposée. Elle permettrait aussi d'augmenter la robustesse des boucles de régulation en tenant compte des perturbations extérieures (rafales de vent, variations de température, présence de glace sur l'extrados). Enfin la précision des boucles de commande pourrait être accrue davantage en ajustant les gains du régulateur ADP en temps réel, en fonction de l'erreur et de sa dérivée, ou de la position de l'actionneur. La méthode Fuzzy pourrait être employée dans ce but.

L'aboutissement de ce projet a montré de nombreuses perspectives d'améliorations en termes aérodynamique, mécanique, électrique et de régulation. Tous ces résultats pourront servir lors du projet MDO505, développé actuellement par le LARCASE, qui vise à déformer une aile réelle d'avion.

ANNEXE I

FICHE TECHNIQUE DU MOTEUR

Moteur Maxon : Code 273759



ANNEXE II

FICHE TECHNIQUE DU RÉDUCTEUR

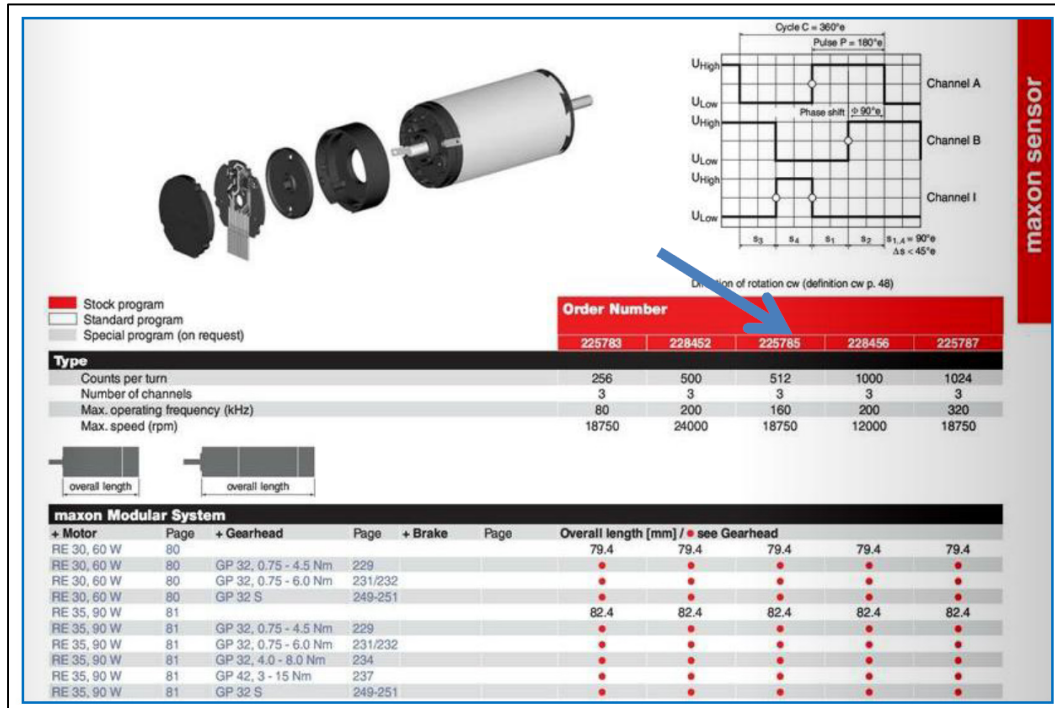
Code 203134

[illegible]

ANNEXE III

FICHE TECHNIQUE DU CODEUR

Code 225785



ANNEXE IV

FICHE TECHNIQUE DU RÉGULATEUR

Code 367676

	EPOS2 24/5 - DC and EC motors up to 120 W - Point to point control unit (1 axis) - Interpolated Position Mode (PVT) - Combination of several drives via CAN Bus - CANopen - 6 digital inputs (TTL and PLC level) - 4 digital outputs - 2 analog inputs (12-bit ADC) - Compact module design	Slave version (online commanding) using CAN Master (EPOS2 P, PC, PLC, SoftPLC, etc.) or PC via USB or RS232 interface Typical applications: - Tool building - Production equipment - System automation tasks Order Number EPOS2 24/5 367676
---	---	---

ANNEXE V

FICHES TECHNIQUES DES CABLES ÉLECTRIQUES MAXON

Câble d'alimentation du moteur

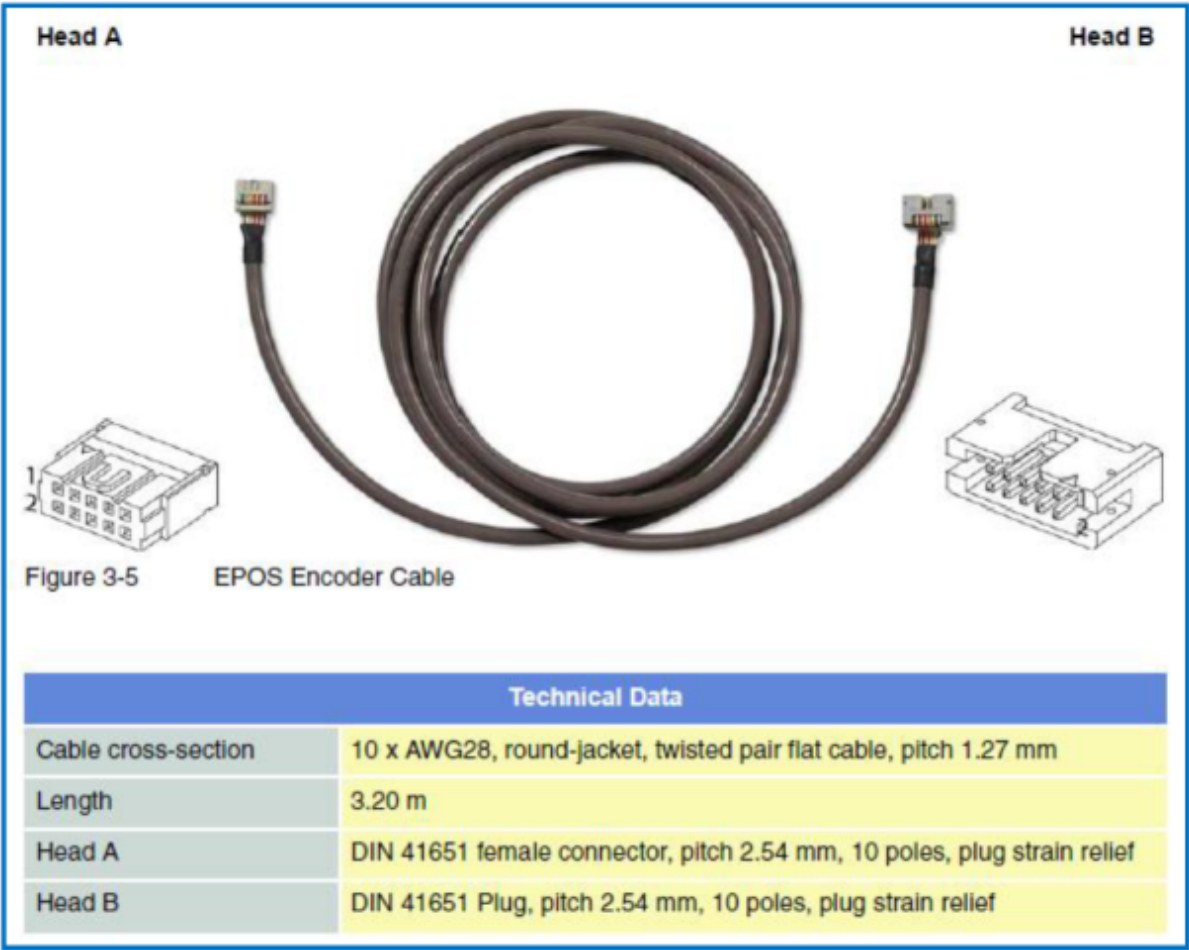
Code 275829

Head A **Head B**

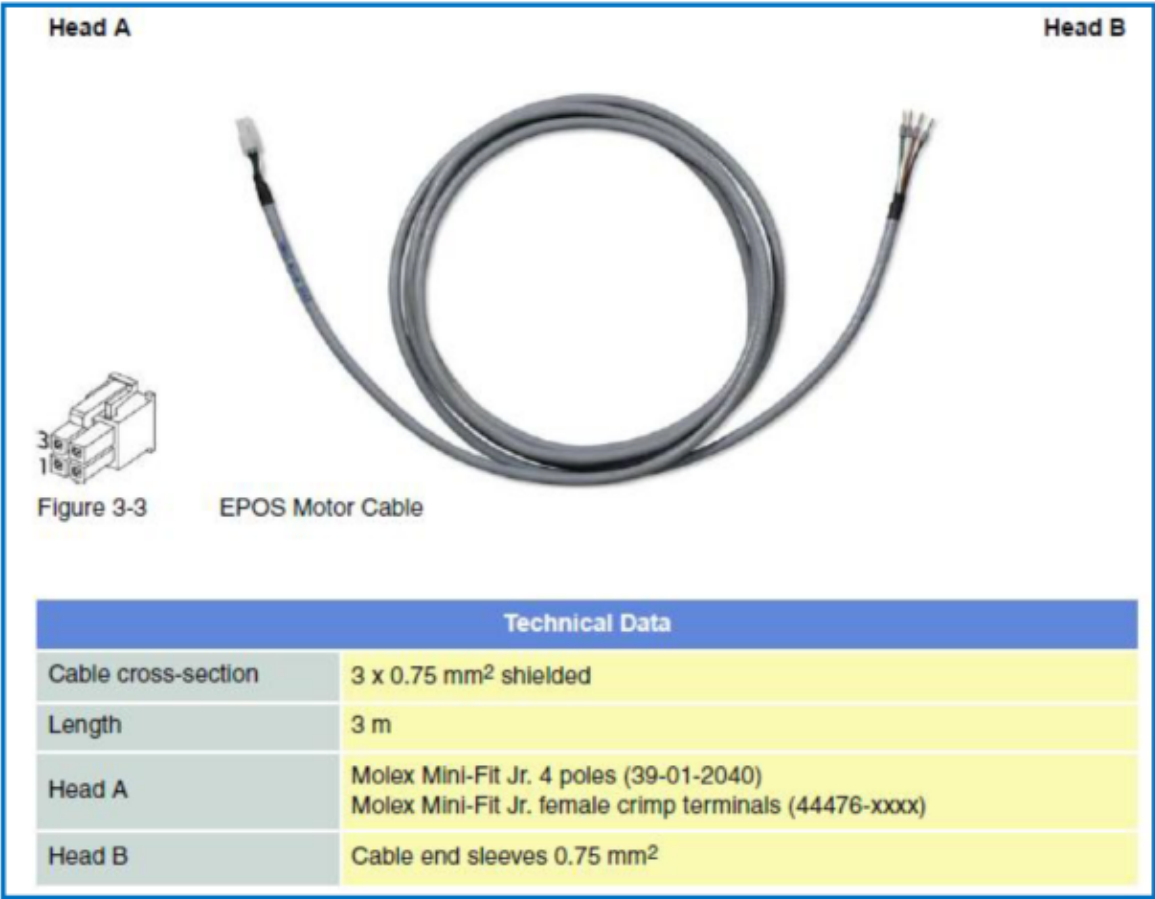
Figure 3-2 EPOS Power Cable

Technical Data	
Cable cross-section	2 x 0.75 mm ²
Length	3 m
Head A	Molex Mini-Fit Jr. 2 poles (39-01-2020) Molex Mini-Fit Jr. female crimp terminals (44476-xxxx)
Head B	Cable end sleeves 0.75 mm ²

Câble de communication du moteur
Code 275934



Câble d'alimentation du régulateur
Code 275851



ANNEXE VI

DEVIS DU SYSTÈME D'ACTIONNEMENT ELECTROMATE

		Electromate Industrial Sales Quote		Quote No. EISQ11671-02	
www.electromate.com		4300 Steeles Ave West, Unit #39 - Woodbridge, Ontario - L4L 4C2 Toll Free Tel: 1-877-737-8698 Fax: 1-877-737-8699 Tel: 905-850-7447 Fax: 905-850-7451		Date: 2012/10/29	
				Currency: CAD	

Attention: Simon Joncas Company: École de technologie supérieure (ETS) Address: 1100 rue Notre Dame Ouest, Montréal, Québec H3C 1K3 Canad Canada	Phone: (514) 396-8800 x7545 Fax: (514) 396-8595 Email: Simon.Joncas@etsmtl.ca;mjktchatchueng@yahoo.ca
---	--

Qty	Supplier	Part Number and Description	Unit Price CAD
3	Maxon	203134 + 273759 + 225785 <i>#203134, Planetary Gearhead, GP42C 15NM 4ST, Ball Bearings, 319: 1 + #273759, RE35, Graphite Brushes Motor, 90W, Ball Bearings, 2 Shaft, + #225785, ENC MR 512IMP 3K 64P ASIC, 0</i>	\$1,005.00
Drive Option			
3	Maxon	367676 <i>EPOS2 24/5 Positioning control</i>	\$625.00
Cable options			
3	Maxon	275829 <i>EPOS power cable (L 3m) (1-4pc price)</i>	\$20.00
3	Maxon	275851 <i>EPOS motor cable (L 3m) (1-4pc price)</i>	\$35.00
3	Maxon	275934 <i>EPOS encoder cable (L 3m) (Price 1-4pcs)</i>	\$70.00
1	Maxon	275926	\$30.00
<i>EPOS CAN-CAN cable (L 3m) To Connect Drive#1 and Drive#2 (Price 1-4pcs)</i>			

QT 001 04/2012 Rev0	Nicolas Cartin	EISQ11671-02 Page 1 of 2
---------------------	----------------	--------------------------

Qty	Supplier	Part Number and Description	Unit Price CAD
1	Maxon	370513	\$30.00
<i>EPOS2 USB type A - mini B cable To Connect to drive#1</i> <i>(Price 1-4pcs)</i>			
Maxon quotes are valid for 14 days and prices are subject to change without prior notice. Expediting options are available for extra charge. Some Conditions Apply. Please contact us for details. PO should reference the Quote Number. ***All multiple line orders ship in partials according to Confirmation's indicated ship date, unless otherwise advised or stated on your PO*** Delivery: is approximately (2-3 weeks) FOB: Woodbridge, Ontario Terms: http://www.electromate.com/db_support/downloads/TermsConditionsofSaleJune2011version.pdf Taxes and Shipping Extra if applicable. Minimum shipping&handling charges apply for prepaid&charge shipment option. Quote valid for 30 days unless otherwise noted. Unit availability is subject to prior sale. Errors and omissions excepted. Minimum order value is \$150. Volume pricing is based on a single shipment, unless otherwise noted. Electromate reserves the right to adjust the pricing of any open order should the originally scheduled release date or release quantity be changed by the customer, or should the fulfillment of payment obligations not be met by the customer. Best Regards, Nicolas Cantin 418-554-9949 / nicolas@electromate.com			

ANNEXE VII

DEVIS DES ALIMENTATIONS DE PUISSANCES TMETRIX

 Test and Measurement A Subsidiary of Allen Crawford Associates Ltd.		Quotation/Soumission: QT28927.00																	
Mississauga Tel: (905) 890 2010	Montreal Tel: (514) 697 3333	Ottawa Tel: (613) 596 9300	Calgary Tel: (800) 665 7301	Vancouver Tel: (604) 988 2195															
Toll Free: (800) 665 7301 Fax: (905) 890 1959 Head office: 5805 Kennedy Rd, Mississauga, Ontario. L4Z 2G3																			
Merci pour votre demande pour une soumission d'ACA TMetrix. Il nous fait plaisir de faire affaire avec vous. S'il y a moyen de mieux vous servir ou pour des questions concernant cette soumission, s'il vous plait, contactez-nous comme mentionné précédemment. Les commandes d'achats peuvent être placés via e-mail à: tmatrix.clientservice@aca.ca Lors d'une soumission de commande par fax, veuillez s'il vous plait nous faire parvenir un courriel à: tmatrix.clientservice@aca.ca afin d'assurer le reçu de commande. Nous confirmerons la réception des ordres sur demande via e-mail. Safety Certification (CSA ou équivalent) tels que requis par la loi en l'accord avec le Code Electrique Canadien seront inclus sur demande. Les prix soumissionnés sont applicables seulement pour les quantités démontrées. Les prix sont sujets à variation pour autres quantités. Les prix sont FOB usine. Le fret, courtage, assurance, et des charges de maintenance de \$90 pour les ordres de moins de \$2,000, \$150 pour les ordres allant de \$2,000 à \$25,000 et \$280 pour les commandes de plus de \$25,000 devrait être ajouté pour chacune des commandes. Ces frais couvrent tous les coûts de livraison jusqu'à votre destination au Canada. S'il vous plait, veuillez ajouter le montant approprié à votre commande. Toutes les expéditions seront fait par transport routier. Pour les frais via le transport aérien, s'il vous plait contactez-nous pour une révision de soumission. Les prix sont en dollars canadien et n'incluent pas les taxes. Les frais douaniers sont inclus. Une quelconque commande à la suite de cette soumission est sujet à une approbation de crédit par by ACA TMetrix Inc. ACA TMetrix Inc. fera tout son possible afin de livrer les produits et services tel que soumissionné. Par contre, nous n'assumons pas la responsabilité pour ne pas être capable de rencontrer les termes et demandes formulées par le client. Cette soumission est valide pour 15 jours de la journée qu'elle est issue. ACA TMetrix se réserve le droit de re-soumissionner cette proposition à fin de s'ajuster aux fluctuations sur le tour de change. Le terme de paiement est de 30 jours à partir de la date d'expédition. <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse; margin-top: 10px;"><thead><tr><th style="width: 5%;">No.</th><th style="width: 60%;">Part/Modèle - Description</th><th style="width: 10%;">Qty/Qté</th><th style="width: 15%;">Price/Prix</th><th style="width: 10%;">Amount/Montant</th></tr></thead><tbody><tr><td colspan="5"><u>CXP400DP</u></td></tr><tr><td style="text-align: center;">1. 1</td><td>- CXP400DP Twin 420W 'PowerFlex' Max 60V or 20A USB/RS232/LAN/GPIB</td><td style="text-align: center;">1</td><td style="text-align: right;">\$2,335.00</td><td style="text-align: right;">\$2,335.00 (CAN)</td></tr></tbody></table>					No.	Part/Modèle - Description	Qty/Qté	Price/Prix	Amount/Montant	<u>CXP400DP</u>					1. 1	- CXP400DP Twin 420W 'PowerFlex' Max 60V or 20A USB/RS232/LAN/GPIB	1	\$2,335.00	\$2,335.00 (CAN)
No.	Part/Modèle - Description	Qty/Qté	Price/Prix	Amount/Montant															
<u>CXP400DP</u>																			
1. 1	- CXP400DP Twin 420W 'PowerFlex' Max 60V or 20A USB/RS232/LAN/GPIB	1	\$2,335.00	\$2,335.00 (CAN)															
Page 2 Of 3																			

		Quotation/Soumission: QT28927.00
Test and Measurement A Subsidiary of Allan Crawford Associates Ltd.		
Mississauga Tel: (905) 890 2010	Montreal Tel: (514) 697 3333	Ottawa Tel: (613) 596 9300
		Calgary Tel: (800) 665 7301
		Vancouver Tel: (604) 988 2195
Toll Free: (800) 665 7301 Fax: (905) 890 1959		
Head office: 5805 Kennedy Rd, Mississauga, Ontario. L4Z 2G3		

No.	Part/Modèle - Description	Qty/Qté	Price/Prix	Amount/Montant
1.2	ACA Tmetrix Inc - DISC Educational Discount	1	-\$467.00	-\$467.00 (CAN)
Section Total:				\$1,868.00
<u>CPX400SP</u>				
2.1	- CPX400SP Single 420W 'PowerFlex' Max 60V or 20A USB/RS232/LAN(LXI)/GPIB	1	\$1,584.00	\$1,584.00 (CAN)
2.2	ACA Tmetrix Inc - DISC Educational Discount	1	-\$316.00	-\$316.00 (CAN)
Section Total:				\$1,268.00
<u>Freight</u>				
3.1	Miscellaneous - FREIGHT-1 Prices are FOB the factory. A freight, brokerage, insurance and handling charge of \$90 for orders less than \$2,000, \$150 for orders between \$2,000 and \$25,000 and \$280 for orders over \$25,000 should be added to each purchase order. This charge covers all costs to deliver the product to your facility in Canada. Please add the appropriate amount to your purchase order. All shipments will be made using ground transportation. For Air Freight service please contact us for a revised quotation.	1	\$90.00	\$90.00 (CAN)
Section Total:				\$90.00
Total:				\$3,226.00

QUOTES ON LINE - For on-line quotes, please try our Web Site <http://www.acaprices.com>

SOUSSIONS SUR INTERNET: Vous pouvez obtenir une soumission par Internet sur notre site Web <http://www.acaprices.com>

Myriam Loignon-Toussaint
Representative/Représentant

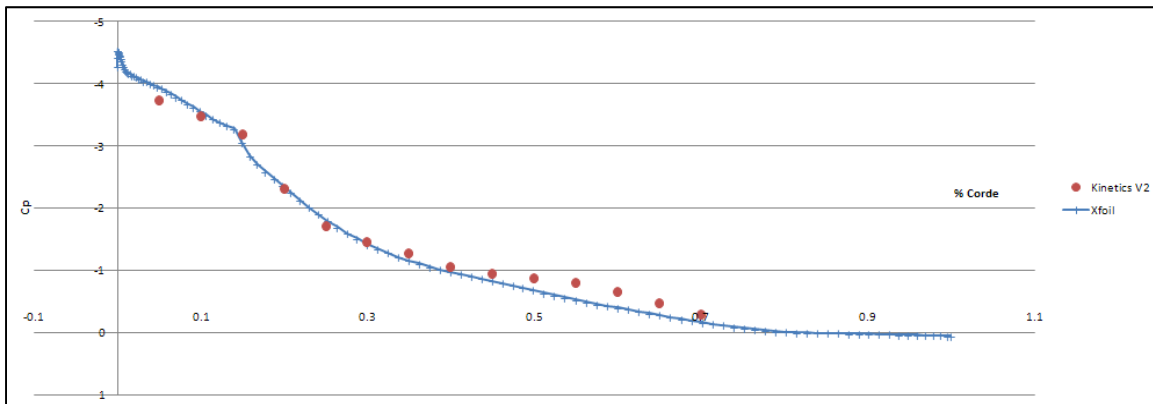
Page 3 Of 3

ANNEXE VIII

COMPARAISON ENTRE LES TESTS EXPERIMENTAUX EN SOUFFLERIE ET LES RÉSULTATS SIMULÉS AVEC XFOIL

Profil d'aile original. Essais à 40 m/s. Angle d'attaque de 14.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1226	660138	42.5	5.5	25.7	100.12	100.89	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.92379	-3.50209	-3.06082	-2.24774	-1.90327	-1.42802	-1.28265
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.72874	-3.47795	-3.18457	-2.31863	-1.71674	-1.46405	-1.2691
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.16115	-1.061	-0.9773	-0.83464	-0.68351	-0.40262	-0.16912
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-1.05427	-0.95301	-0.87351	-0.80348	-0.64827	-0.47508	-0.29527

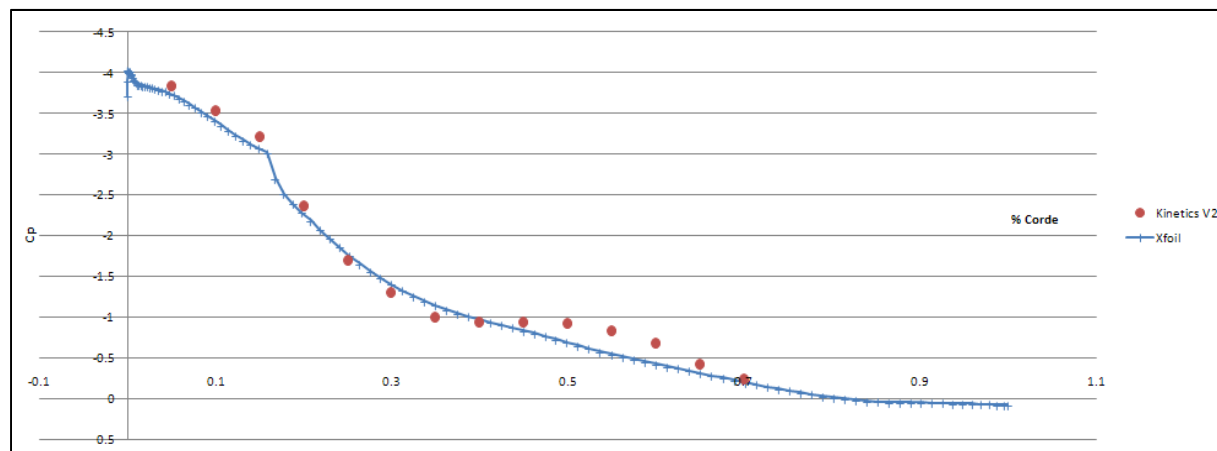
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 13.5°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1160	624770	40.2	5.5	25.6	99.63	100.35	1.18



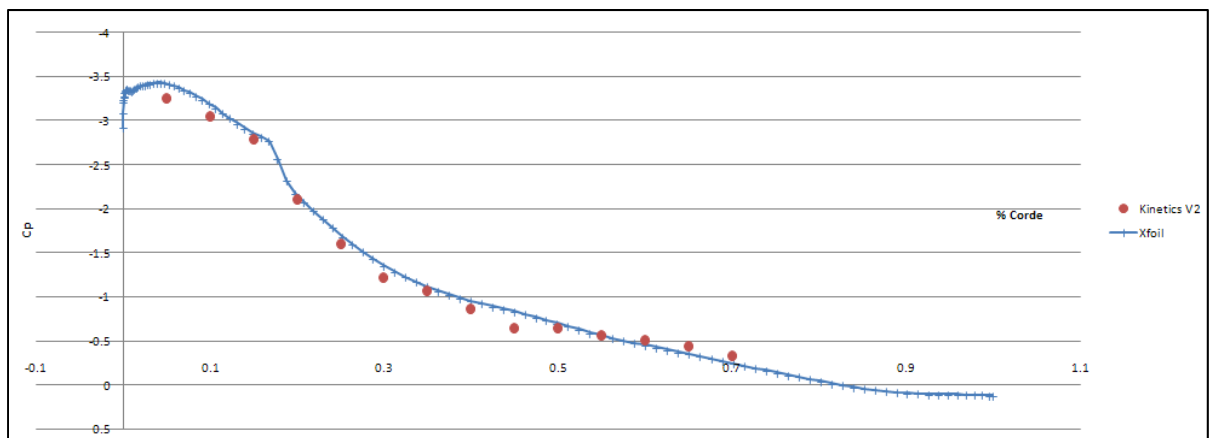
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.72641	-3.35428	-3.0722	-2.18278	-1.85838	-1.40264	-1.26379
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.84231	-3.52609	-3.21879	-2.36611	-1.70221	-1.29633	-1.00266
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.14728	-1.0523	-0.97323	-0.83914	-0.69518	-0.4279	-0.20168
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.94707	-0.93239	-0.91771	-0.84009	-0.68382	-0.42267	-0.24332

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 12.2°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1174	634981	40.6	5.5	24.5	98.48	99.67	1.17



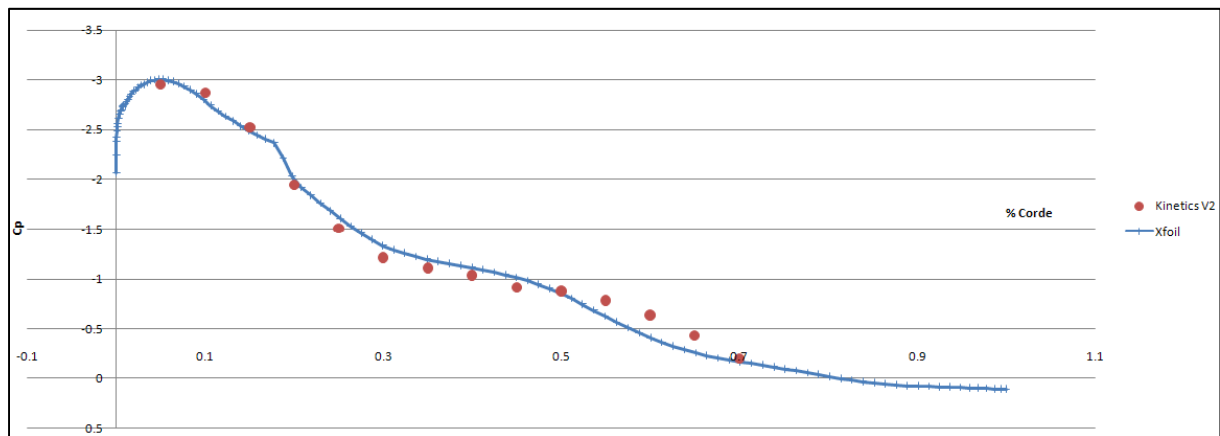
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.41531	-3.14428	-2.86077	-2.07717	-1.78581	-1.35967	-1.22996
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.25628	-3.04887	-2.78962	-2.10517	-1.59703	-1.2237	-1.07229
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.12086	-1.03212	-0.95903	-0.8369	-0.70335	-0.45475	-0.24544
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.86696	-0.64607	-0.65126	-0.56207	-0.51022	-0.44178	-0.33704

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 11.11°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1188	642432	41.1	5.5	24.6	99.63	99.94	1.17



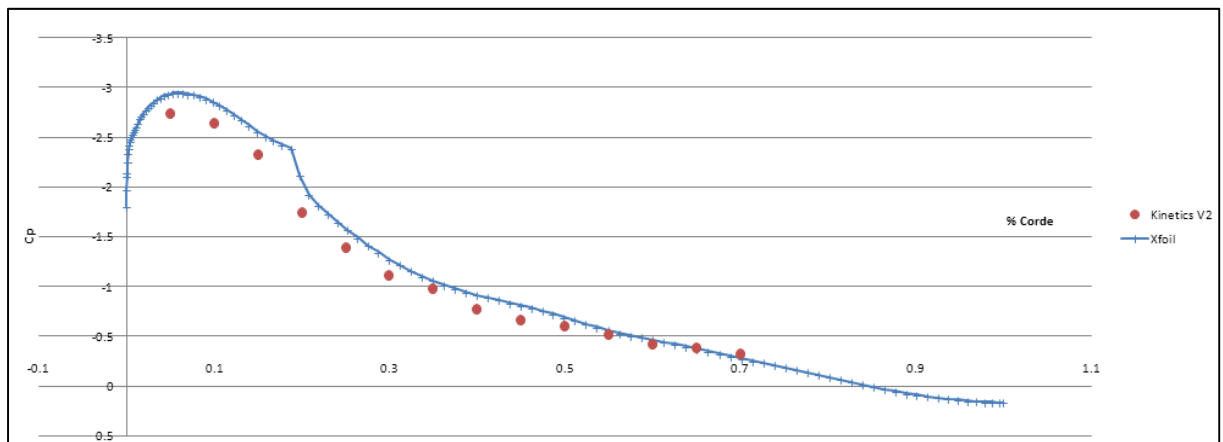
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.00629	-2.74672	-2.4962	-1.92587	-1.68879	-1.33501	-1.25787
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.94883	-2.86889	-2.52988	-1.95307	-1.51085	-1.21536	-1.1091
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.20148	-1.15528	-1.11424	-1.01411	-0.86098	-0.40891	-0.17016
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-1.03624	-0.91278	-0.87939	-0.78325	-0.63753	-0.43514	-0.20441

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 10.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.118	638843	40.8	5.5	24.3	99.74	100.38	1.17



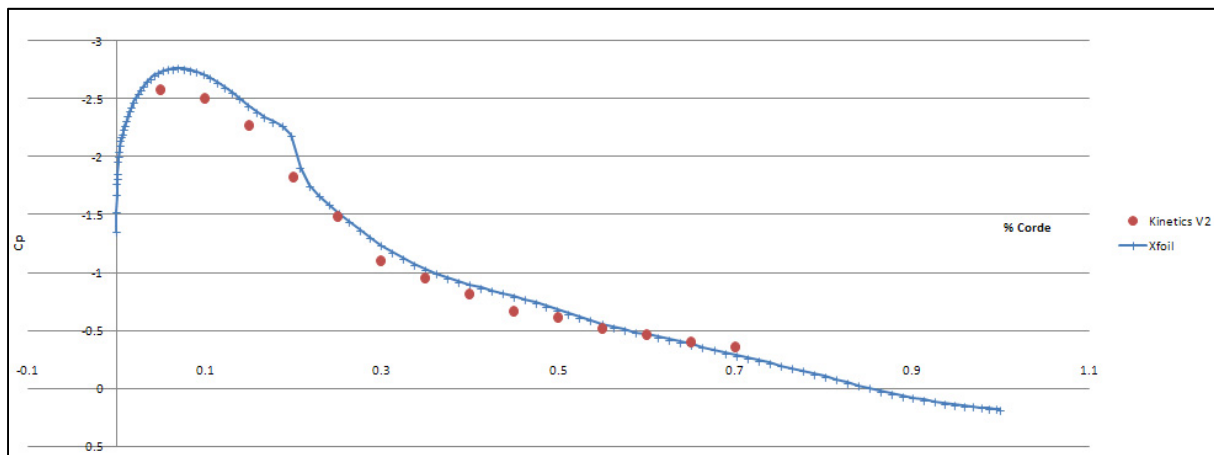
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.94807	-2.82207	-2.56199	-1.92255	-1.65132	-1.276	-1.15973
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.58088	-2.50156	-2.27276	-1.81923	-1.4806	-1.09825	-0.94978
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.06103	-0.9824	-0.9176	-0.81186	-0.69234	-0.46654	-0.28009
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.81555	-0.66403	-0.61319	-0.52065	-0.46574	-0.40167	-0.36303

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 9.5°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1184	638299	41	5.5	25.3	99.89	100.58	1.17



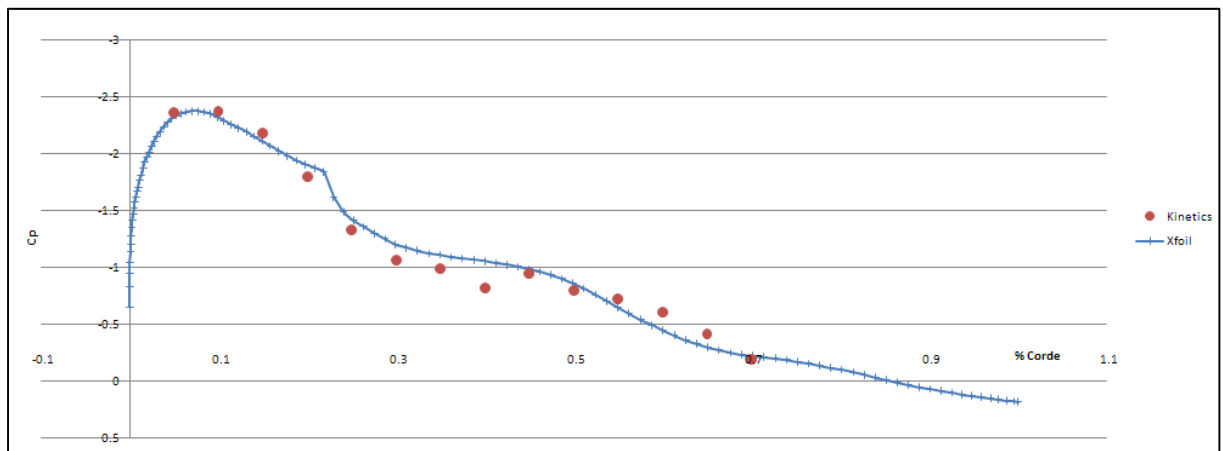
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.7472	-2.68245	-2.4419	-1.90466	-1.58846	-1.23564	-1.12394
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.58088	-2.50156	-2.27276	-1.81923	-1.4806	-1.09825	-0.94978
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.03086	-0.95625	-0.89541	-0.79654	-0.68194	-0.46549	-0.28764
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.81555	-0.66403	-0.61319	-0.52065	-0.46574	-0.40167	-0.36303

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 8.08°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1173	633160	40.6	5.5	25	100.28	100.28	1.17



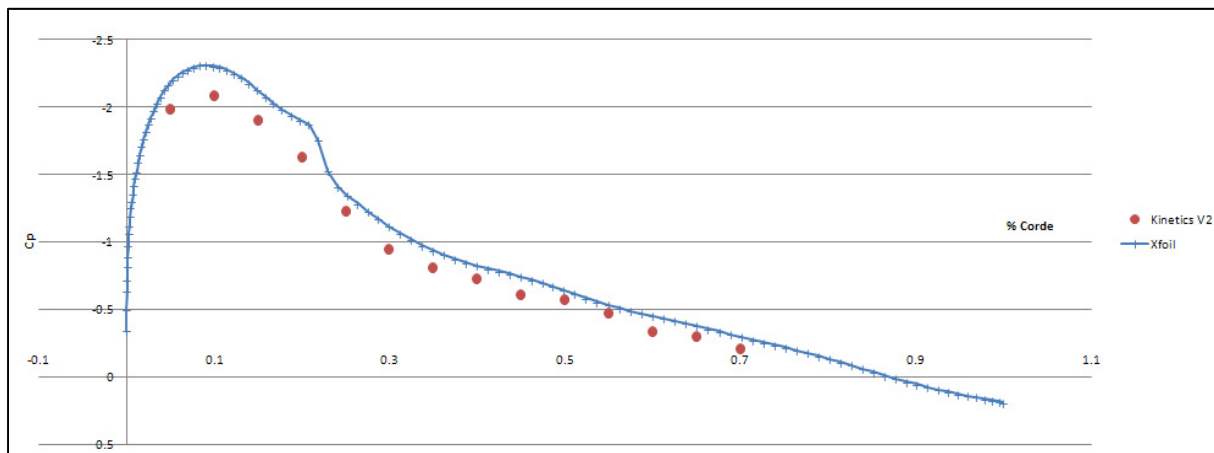
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.336	-2.28776	-2.11258	-1.87329	-1.48706	-1.19986	-1.14634
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.35303	-2.36858	-2.17362	-1.7951	-1.33259	-1.06192	-0.99555
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.1099	-1.07958	-1.05333	-0.98391	-0.86051	-0.44363	-0.22223
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.82133	-0.95096	-0.80474	-0.72489	-0.61081	-0.41896	-0.196

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 7.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1199	646454	41.5	5.5	26.2	100.04	100.52	1.18



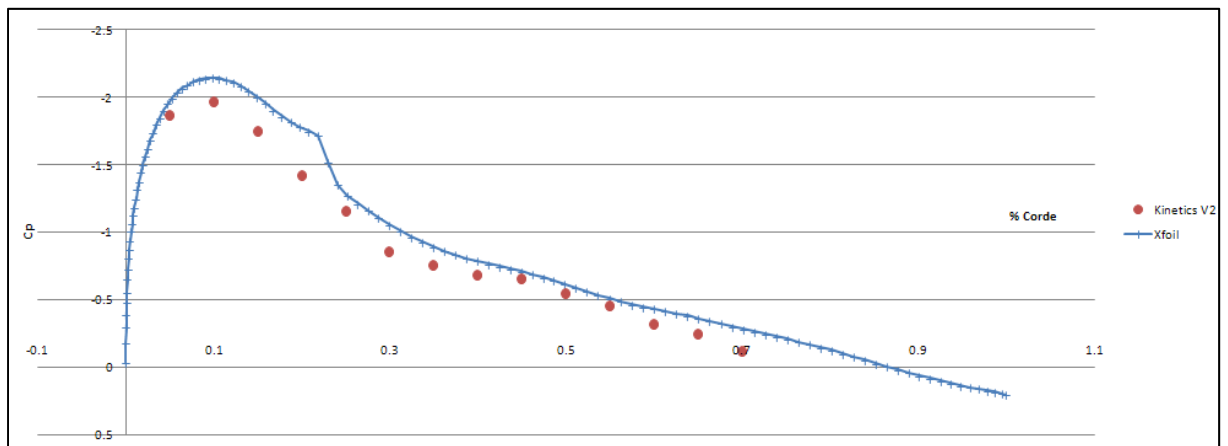
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.20355	-2.29552	-2.12806	-1.87244	-1.41165	-1.11469	-1.02
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.98203	-2.08635	-1.89937	-1.62676	-1.23016	-0.9487	-0.80994
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.93922	-0.87591	-0.82536	-0.74389	-0.6437	-0.45208	-0.29684
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.73022	-0.61311	-0.57473	-0.47041	-0.33952	-0.30016	-0.21159

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 6.6°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1191	643255	41.2	5.5	24.8	100.12	100.69	1.18



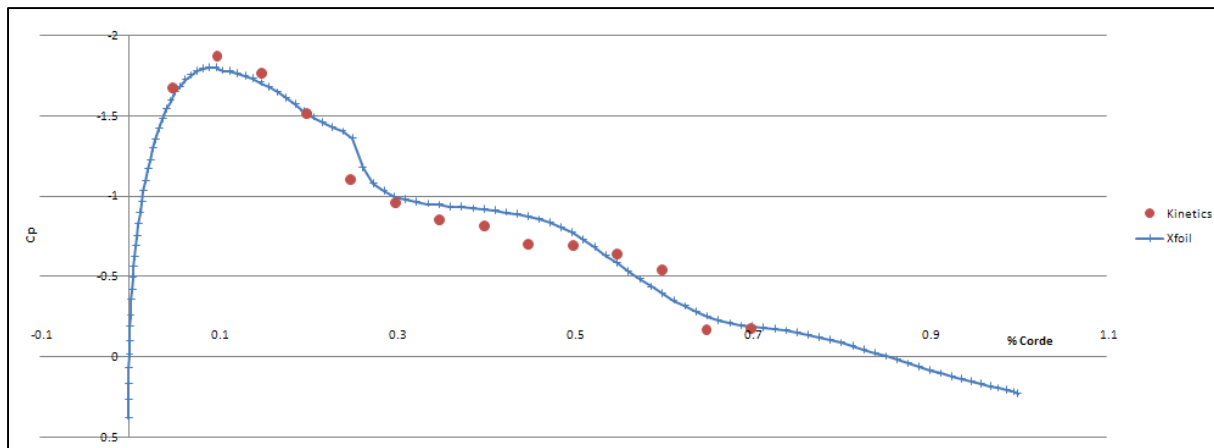
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.99605	-2.14069	-2.00266	-1.74756	-1.35186	-1.05836	-0.96842
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.86722	-1.96507	-1.7424	-1.42288	-1.15428	-0.85473	-0.75488
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.8937	-0.83423	-0.78702	-0.71133	-0.61643	-0.43296	-0.28424
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.68598	-0.65203	-0.54718	-0.45632	-0.32052	-0.24464	-0.11782

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 5.5°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1251	67219343	43.4	5.5	26.2	100.69	101.06	1.18



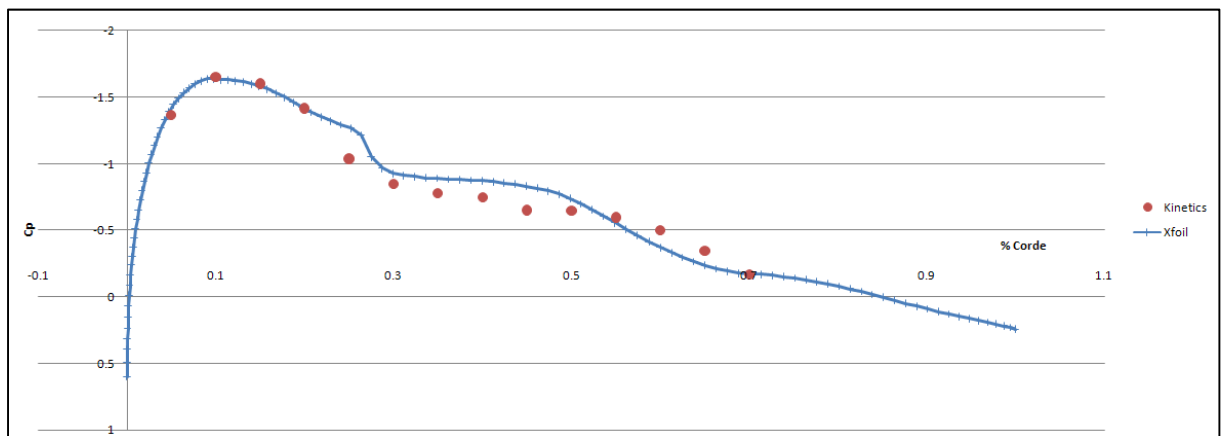
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.64379	-1.77681	-1.70262	-1.49029	-1.40003	-0.99494	-0.96416
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.67076	-1.866	-1.75618	-1.50907	-1.10231	-0.95893	-0.84911
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.94543	-0.93092	-0.91776	-0.87237	-0.77301	-0.39323	-0.19044
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.81453	-0.70166	-0.69149	-0.63454	-0.53794	-0.16779	-0.17287

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 4.8°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1193	644077	41.3	5.5	25	101.12	101.46	1.18



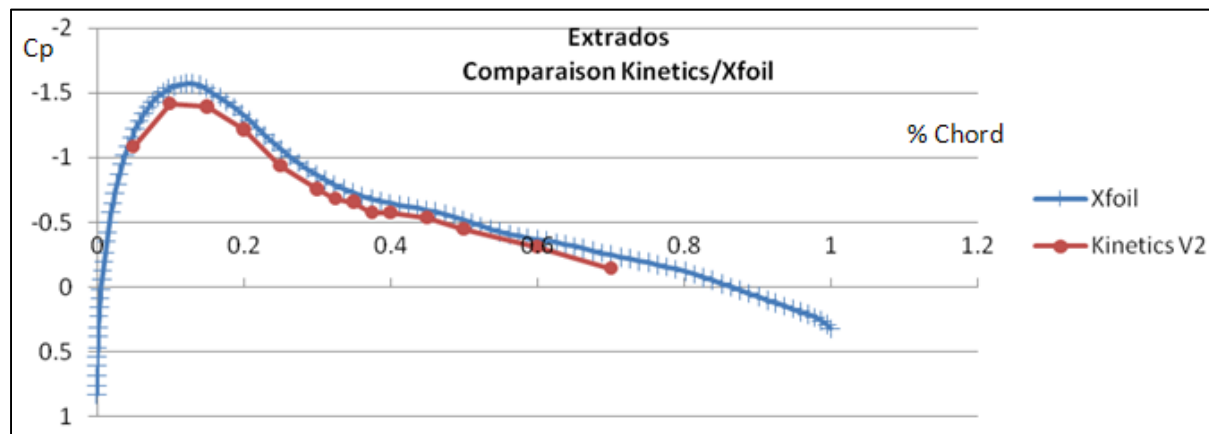
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.44563	-1.63219	-1.58439	-1.38746	-1.29494	-0.92909	-0.90504
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.35638	-1.63958	-1.59089	-1.40706	-1.03045	-0.84165	-0.7701
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.89179	-0.88157	-0.87223	-0.83304	-0.74035	-0.37179	-0.17463
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.7393	-0.64689	-0.63993	-0.59323	-0.49485	-0.34183	-0.16694

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 3.44°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1251	67219343	43.4	5.5	26.2	100.69	101.06	1.18



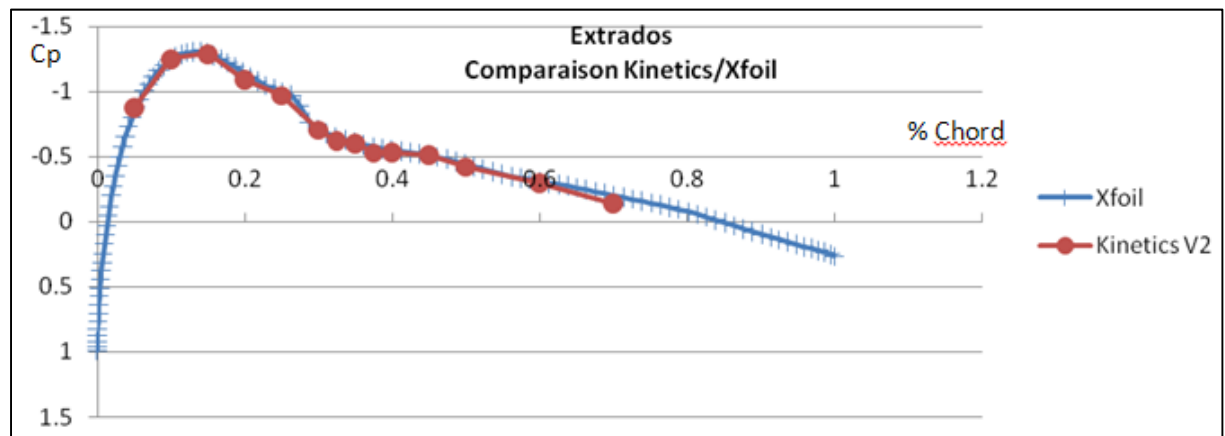
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.22385	-1.55337	-1.53598	-1.28523	-1.11611	-0.86639	-0.79075
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.08252	-1.41276	-1.39116	-1.21479	-0.93584	-0.75587	-0.67938
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.72958	-0.68366	-0.64864	-0.59644	-0.52135	-0.36943	-0.24993
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.65689	-0.5714	-0.5741	-0.53631	-0.44812	-0.30955	-0.14578

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 2.2997°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1167	62513408	40.5	5.5	26.8	100.21	100.54	1.19



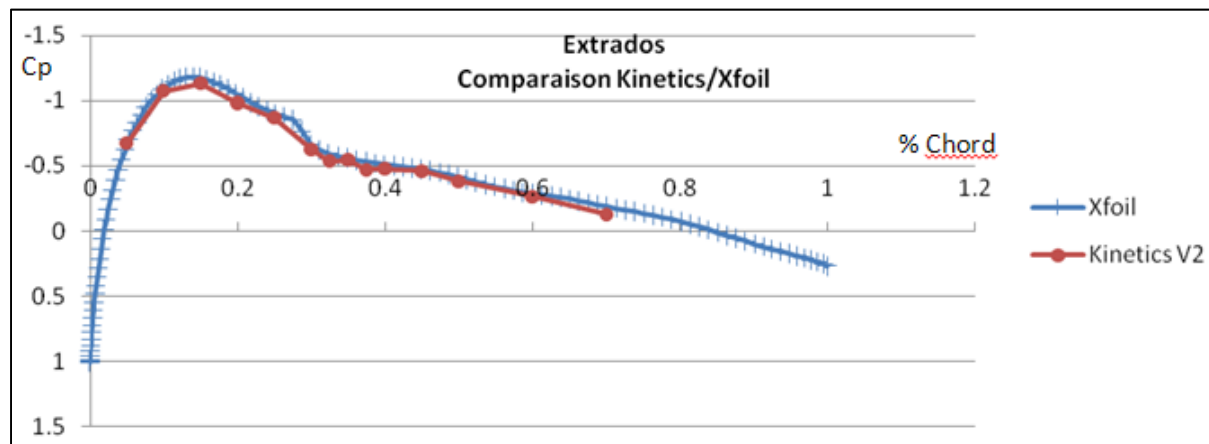
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.87475	-1.2646	-1.29097	-1.11124	-1.01714	-0.70391	-0.65064
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.87402	-1.24802	-1.29208	-1.09125	-0.96829	-0.70598	-0.61991
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.60897	-0.57588	-0.54936	-0.50863	-0.44421	-0.31014	-0.20038
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.60352	-0.52872	-0.53077	-0.51027	-0.41805	-0.2951	-0.13628

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 1.46°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1174	63217922	40.7	5.5	25.7	100.76	101.19	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.70094	-1.12195	-1.17537	-1.01976	-0.9243	-0.66513	-0.59521
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.66964	-1.07142	-1.12823	-0.97807	-0.86444	-0.62499	-0.53469
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.56008	-0.53208	-0.50963	-0.47523	-0.41627	-0.29131	-0.1889
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.54281	-0.46976	-0.47483	-0.45657	-0.38149	-0.26481	-0.12784

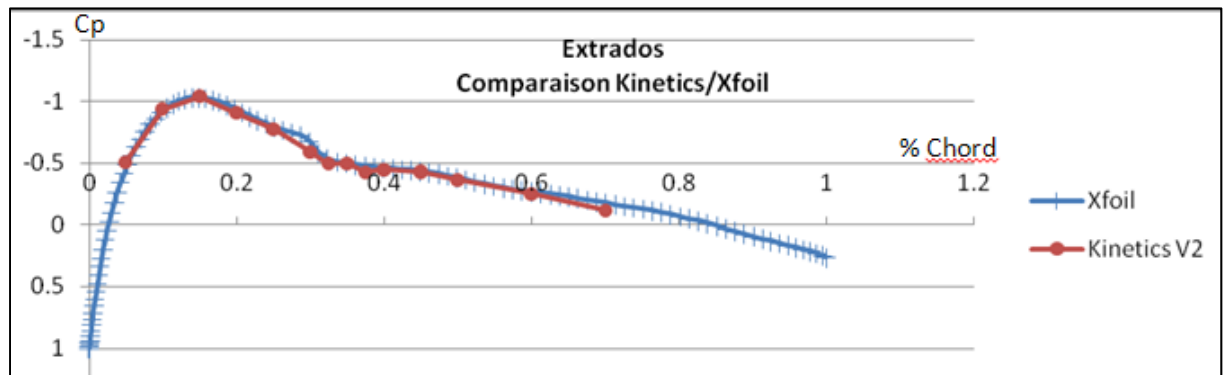
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de 0.3896°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1175	64440775	40.4	5.5	21.1	100.18	101.16	1.19



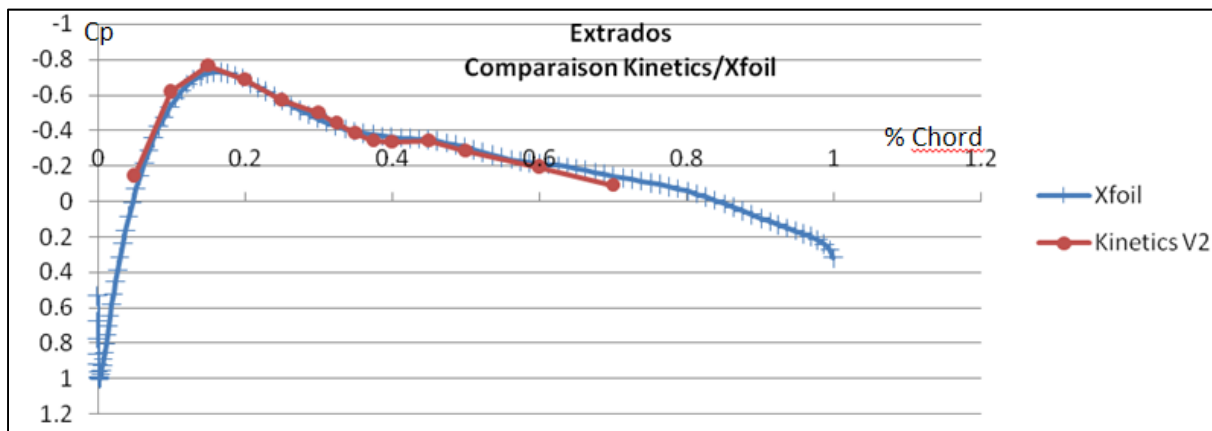
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.49415	-0.95104	-1.03314	-0.91109	-0.81812	-0.67521	-0.53405
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.50971	-0.94014	-1.04105	-0.90719	-0.77744	-0.59209	-0.49427
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.49816	-0.47685	-0.46003	-0.43356	-0.38225	-0.2684	-0.17552
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.49942	-0.42733	-0.44484	-0.42939	-0.36452	-0.24816	-0.11739

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de -2.07°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1188	6384370	41.2	5.5	26.1	100.38	100.72	1.17



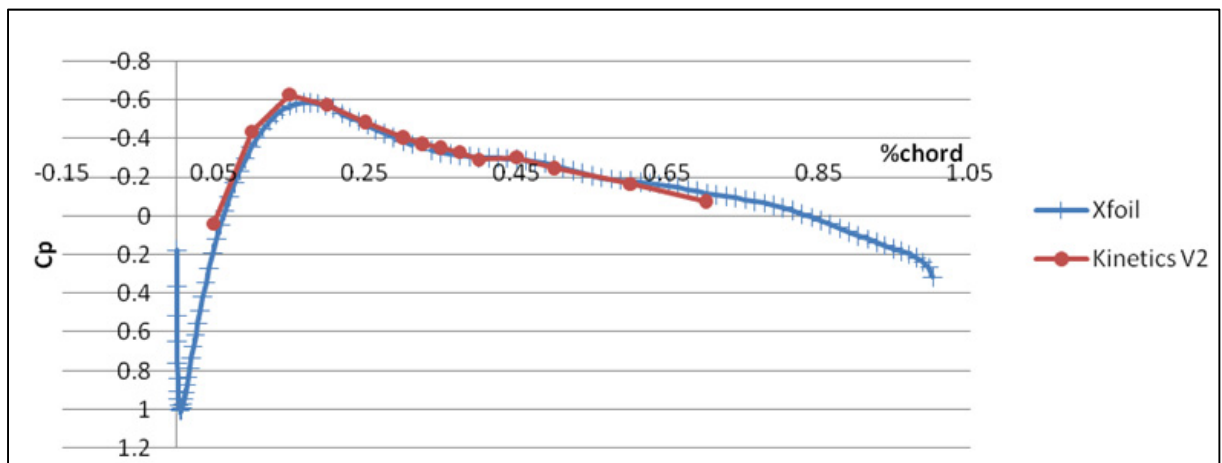
Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.07003	-0.58033	-0.7217	-0.66223	-0.59328	-0.46567	-0.42607
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.14376	-0.61921	-0.76606	-0.68802	-0.57403	-0.50112	-0.44362
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.39518	-0.37461	-0.36043	-0.34563	-0.30519	-0.21393	-0.14171
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.38406	-0.34401	-0.33785	-0.34298	-0.28445	-0.19511	-0.09242

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de -3.22°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1183	63574743	41	5.5	26	100.19	100.53	1.17



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.11802	-0.40336	-0.56751	-0.55569	-0.489	-0.38474	-0.35111
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	0.037625	-0.43727	-0.62539	-0.57455	-0.48404	-0.40676	-0.3732
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.32661	-0.31081	-0.30118	-0.29284	-0.25957	-0.17989	-0.11711
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.35185	-0.32947	-0.29083	-0.30303	-0.24711	-0.16575	-0.07728

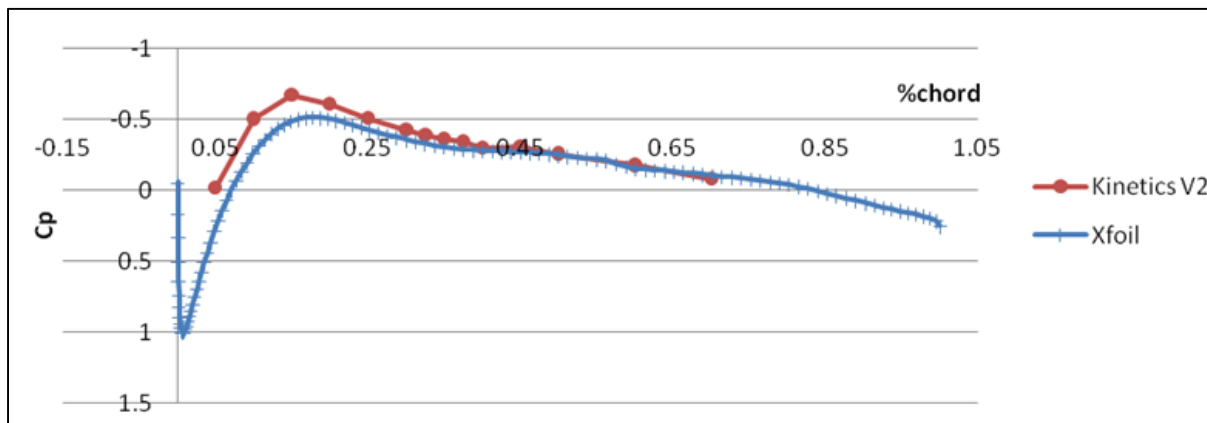
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Essais à 40 m/s

Angle d'attaque de -4.44°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1174	63109562	40.7	5.5	26	100.18	100.51	1.17



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

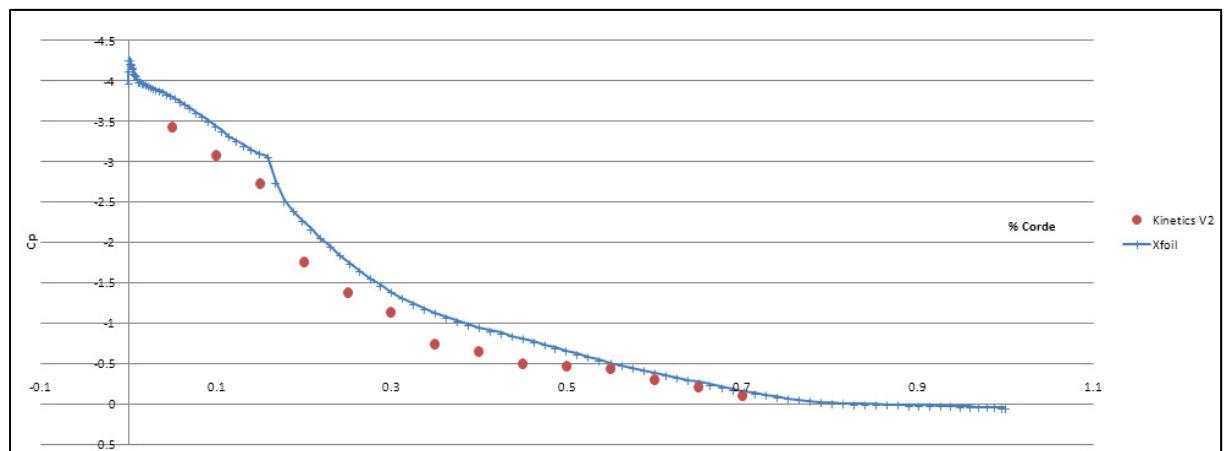
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 14.1°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0898	484173	31.1	5.5	25.3	100.85	101.21	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.7892	-3.38416	-3.10617	-2.17211	-1.84806	-1.39091	-1.24992
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.42835	-3.07367	-2.72494	-1.76114	-1.37386	-1.1443	-0.74476
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.13181	-1.03481	-0.95304	-0.81346	-0.66471	-0.38841	-0.16197
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

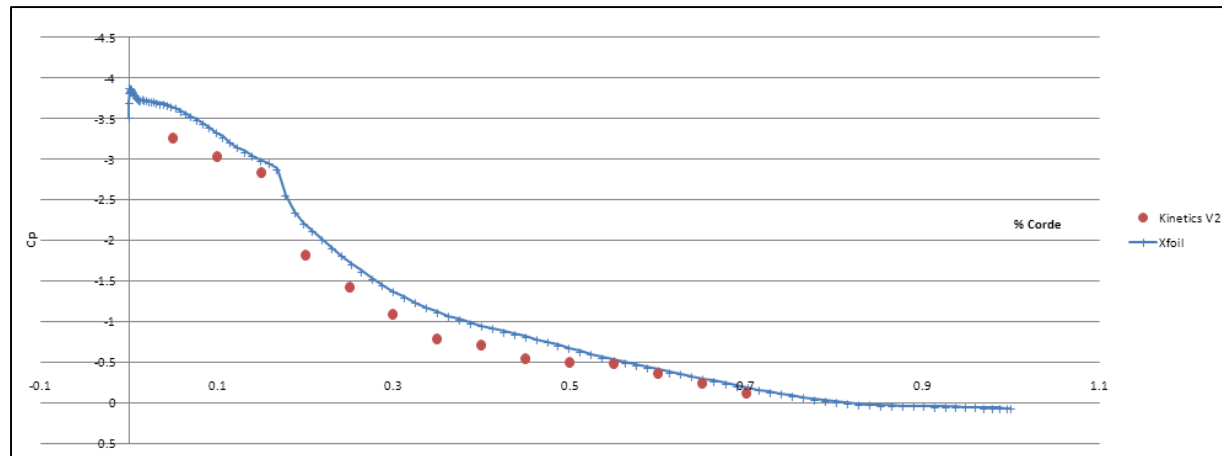
Cp extrados	-0.65714	-0.50644	-0.46964	-0.44335	-0.30842	-0.21729	-0.09813
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 13.4°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0882	477567	30.5	5.5	24.3	100.74	101.01	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.63224	-3.27519	-2.99322	-2.1216	-1.81497	-1.37418	-1.23793
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.25956	-3.03363	-2.82774	-1.82382	-1.43209	-1.09502	-0.79075
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.12435	-1.0307	-0.9532	-0.82037	-0.67804	-0.41328	-0.19074
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

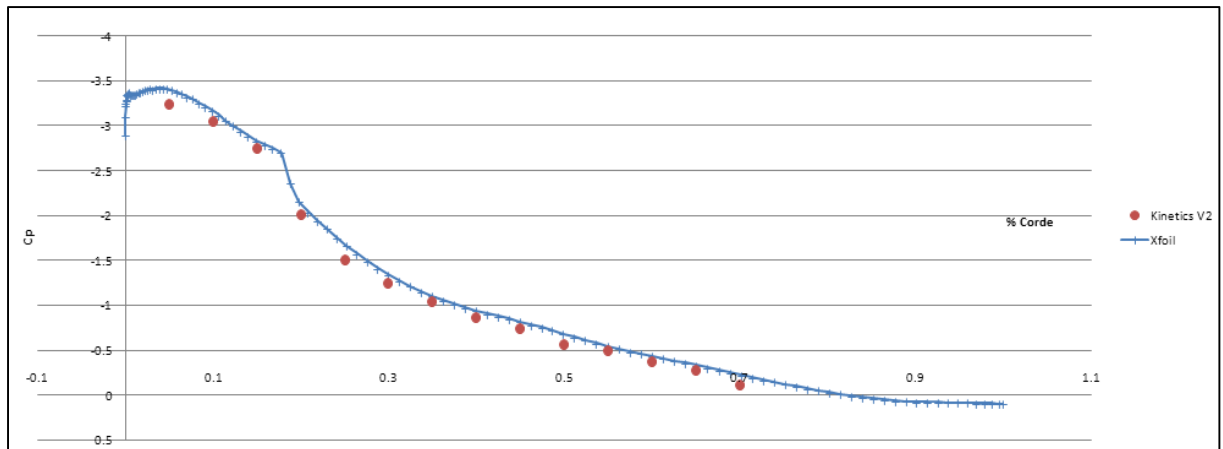
Cp extrados	-0.70511	-0.55024	-0.50287	-0.48101	-0.35711	-0.24597	-0.12572
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 12.4°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0887	478494	30.7	5.5	25.1	101.64	101.82	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.39868	-3.11891	-2.83369	-2.04154	-1.75613	-1.34311	-1.21321
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-3.25628	-3.04887	-2.78962	-2.10517	-1.59703	-1.2237	-1.07229
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.10401	-1.01694	-0.94276	-0.82023	-0.68609	-0.43604	-0.22465
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

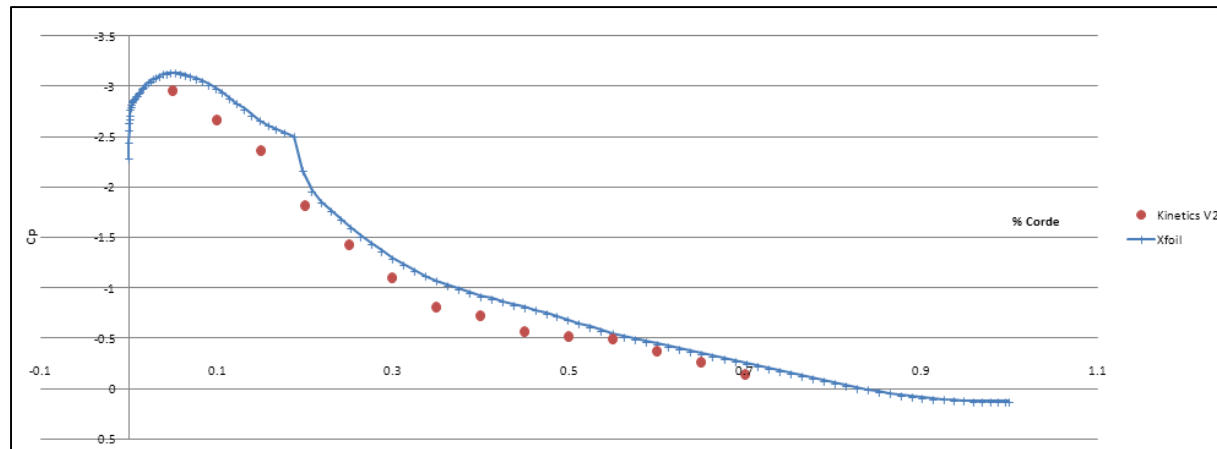
Cp extrados	-0.86696	-0.64607	-0.65126	-0.56207	-0.51022	-0.44178	-0.33704
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 11.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0898	484173	31.3	5.5	25.3	100.52	100.85	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-3.13819	-2.93982	-2.66345	-1.96675	-1.68586	-1.29758	-1.17784
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.951	-2.66887	-2.35695	-1.81371	-1.42643	-1.09523	-0.8096
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.07517	-0.99301	-0.92429	-0.8116	-0.6857	-0.44955	-0.25172
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

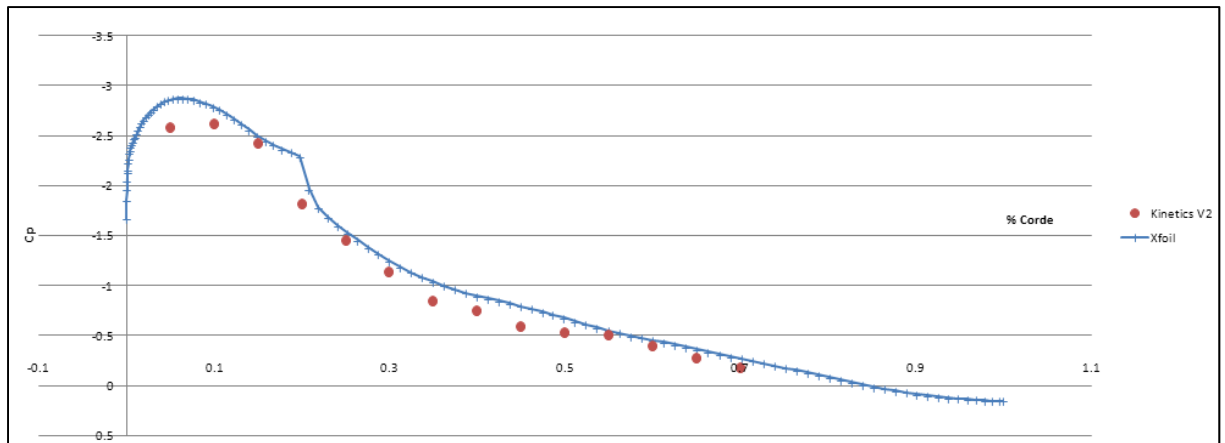
Cp extrados	-0.72198	-0.56952	-0.51695	-0.49242	-0.37676	-0.2576	-0.14194
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	---------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 10.2°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0893	482165	30.9	5.5	24.9	100.45	100.76	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.86954	-2.759	-2.50066	-1.96268	-1.60316	-1.24933	-1.1352
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.58459	-2.6201	-2.42661	-1.81241	-1.44673	-1.13431	-0.84319
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.04011	-0.96306	-0.90039	-0.79624	-0.67775	-0.45495	-0.26992
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.74378	-0.58934	-0.53609	-0.50946	-0.39585	-0.28047	-0.17396

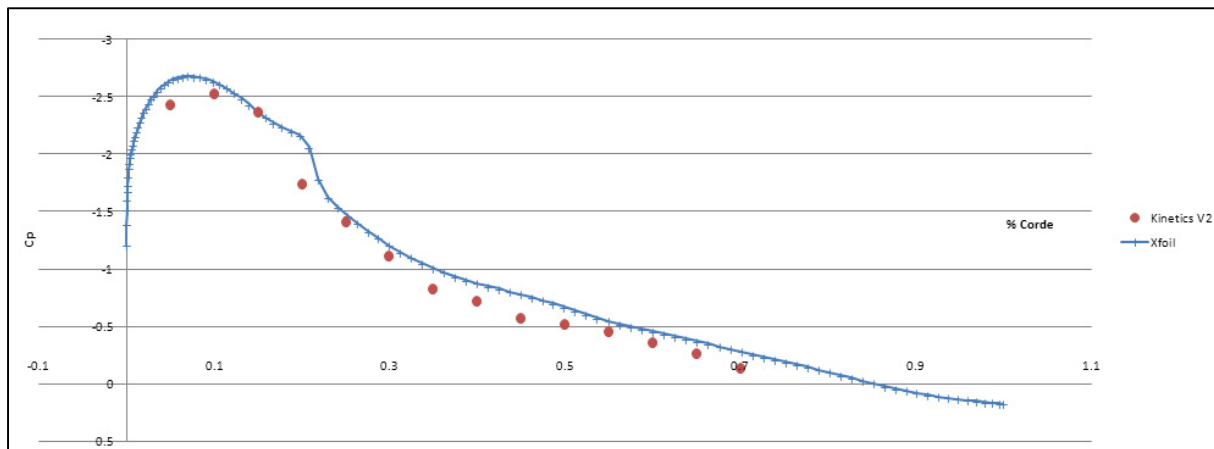
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 9.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0910	490963	31.5	5.5	25.1	100.36	100.75	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.65474	-2.60709	-2.37344	-2.05749	-1.53859	-1.20468	-1.09918
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.08138	-2.22634	-2.06466	-1.59077	-1.21352	-1.02768	-0.78981
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-1.0082	-0.93577	-0.87731	-0.78056	-0.6679	-0.45557	-0.28031
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

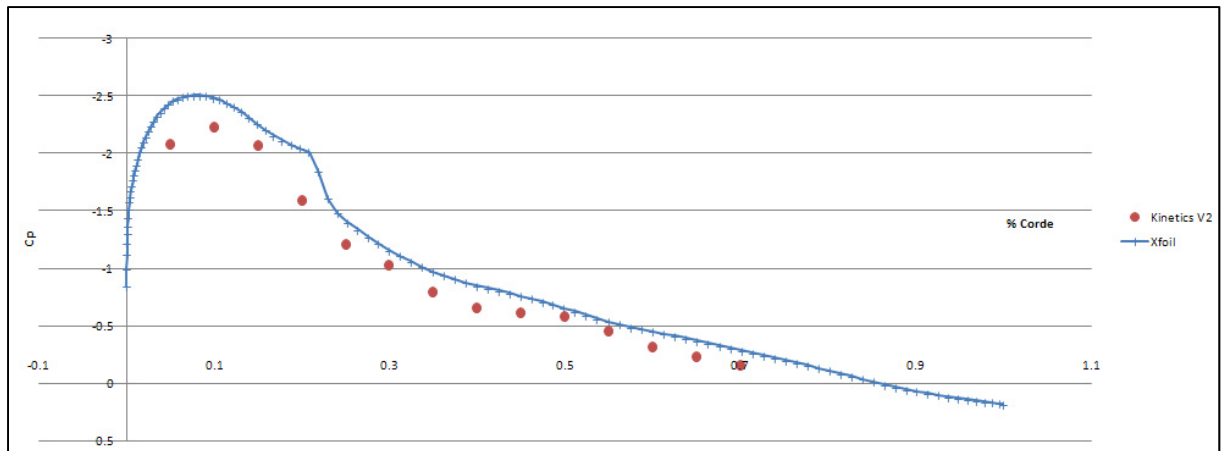
Cp extrados	-0.66158	-0.61698	-0.58353	-0.4553	-0.31407	-0.23416	-0.15796
------------------------	----------	----------	----------	---------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 8.5°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0873	472326	30.2	5.5	24.5	100.48	100.86	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.45787	-2.46711	-2.25762	-2.01335	-1.48025	-1.15932	-1.05954
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-2.08138	-2.22634	-2.06466	-1.59077	-1.21352	-1.02768	-0.78981
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.97408	-0.90684	-0.85178	-0.76149	-0.65463	-0.45175	-0.28493
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

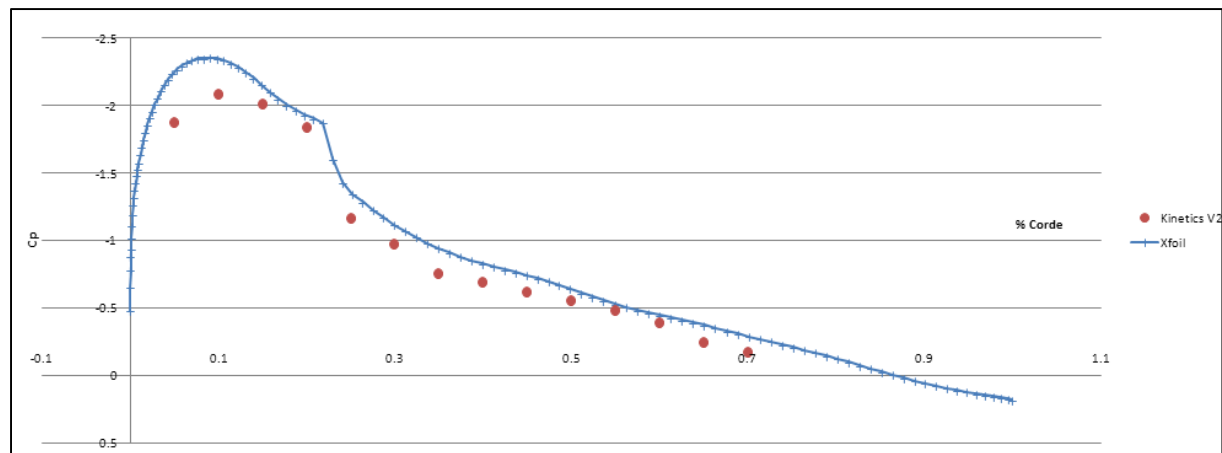
Cp extrados	-0.66158	-0.61698	-0.58353	-0.4553	-0.31407	-0.23416	-0.15796
------------------------	----------	----------	----------	---------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 7.7°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0878	473276	30.4	5.5	25.3	99.89	100.23	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-2.26877	-2.33479	-2.1519	-1.90167	-1.43087	-1.11816	-1.02358
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.87619	-2.0816	-2.01007	-1.83584	-1.16276	-0.97569	-0.75561
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.94291	-0.87965	-0.82787	-0.74459	-0.64309	-0.44863	-0.28999
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

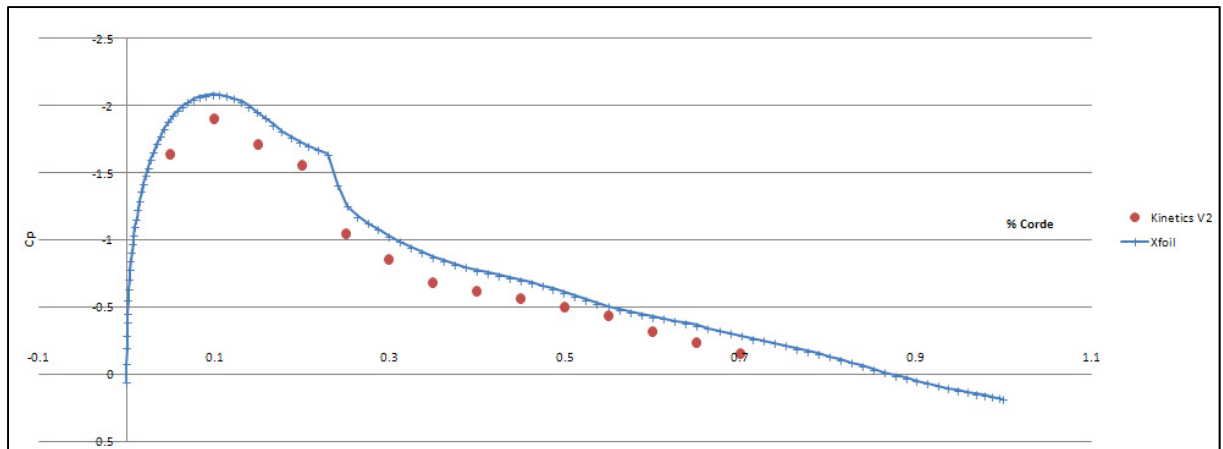
Cp extrados	-0.68775	-0.61623	-0.55204	-0.47868	-0.39064	-0.24942	-0.17606
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 6.3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0910	490401	31.5	5.5	25.3	100.87	101.11	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.92496	-2.08254	-1.95302	-1.69855	-1.41449	-1.02961	-0.9483
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.64154	-1.89947	-1.71328	-1.55442	-1.0471	-0.85749	-0.68497
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.87631	-0.82067	-0.77461	-0.70238	-0.61046	-0.43147	-0.28657
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

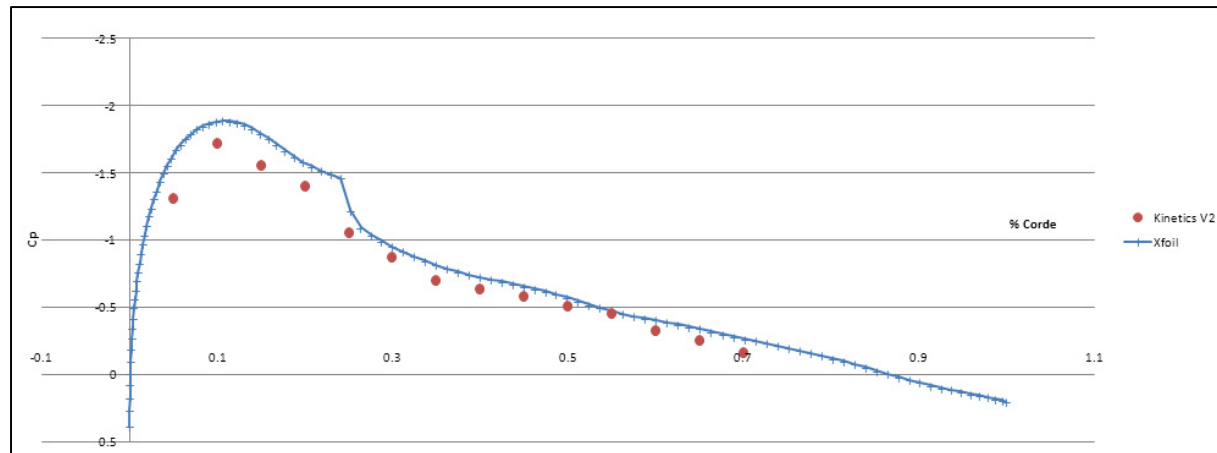
Cp extrados	-0.62177	-0.56027	-0.49707	-0.4407	-0.31601	-0.24085	-0.15203
------------------------	----------	----------	----------	---------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 5.4°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0901	486287	31.2	5.5	25.1	100.54	100.92	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.67079	-1.89	-1.79622	-1.54782	-1.46368	-0.95349	-0.87963
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.31283	-1.71504	-1.55486	-1.40163	-1.05688	-0.87232	-0.70169
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.81473	-0.76468	-0.72361	-0.65854	-0.57317	-0.40489	-0.26827
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

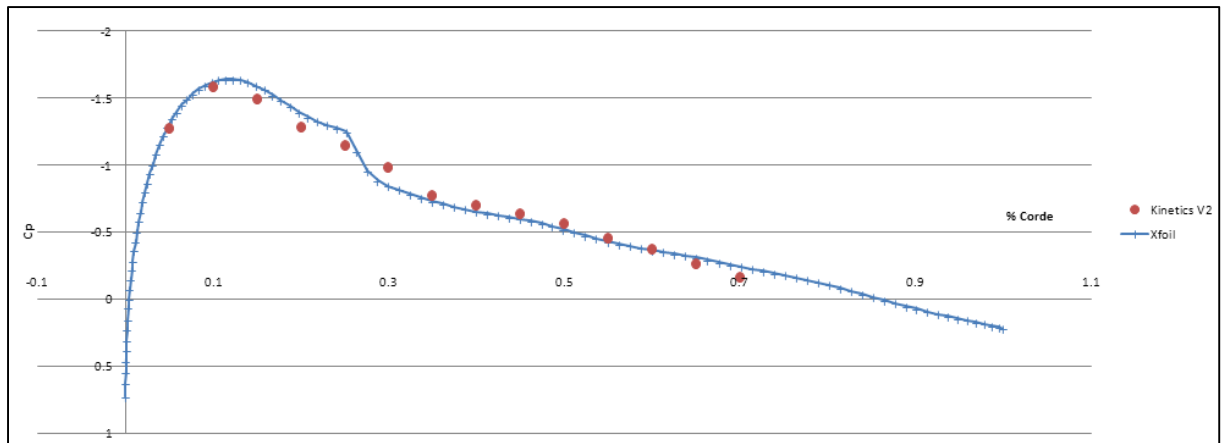
Cp extrados	-0.63552	-0.58503	-0.5119	-0.45793	-0.32908	-0.25769	-0.16715
------------------------	----------	----------	---------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 4.2°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0870	469681	30.1	5.5	24.9	100.96	101.31	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.34399	-1.63505	-1.591	-1.36016	-1.27487	-0.84603	-0.78499
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-1.27772	-1.58452	-1.48911	-1.2852	-1.1449	-0.9784	-0.77449
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.73094	-0.68734	-0.65407	-0.59873	-0.5223	-0.36824	-0.24223
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.69966	-0.64167	-0.56497	-0.45833	-0.37602	-0.26752	-0.16088

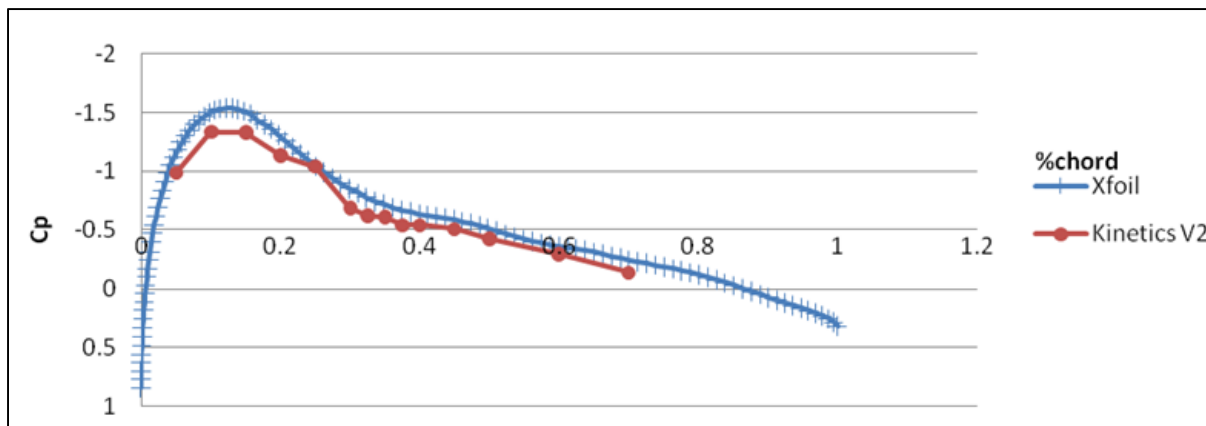
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0887	47849443	30.7	5.5	25.1	101.64	101.82	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-1.19055	-1.52329	-1.5119	-1.26194	-1.09793	-0.85294	-0.77951
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.98434	-1.33207	-1.32672	-1.13235	-1.03962	-0.68654	-0.62235
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.71893	-0.67321	-0.63937	-0.58848	-0.51419	-0.36461	-0.24644
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

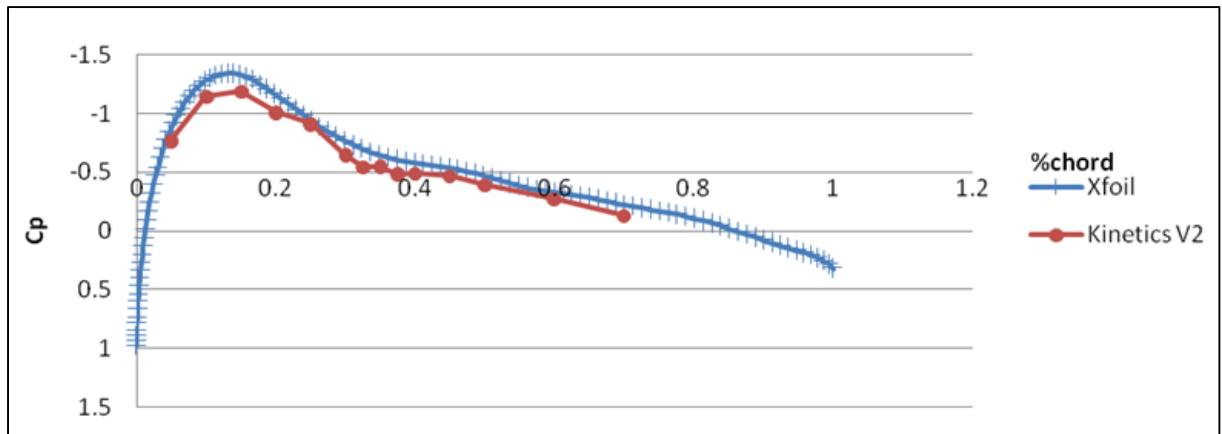
Cp extrados	-0.60986	-0.5421	-0.54032	-0.50822	-0.42797	-0.2978	-0.14087
------------------------	----------	---------	----------	----------	----------	---------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 2.18°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0888	47986983	30.7	5.5	24.6	101.4	101.58	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.91936	-1.30592	-1.33157	-1.13057	-0.98633	-0.76919	-0.70289
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.76679	-1.14126	-1.18585	-1.00931	-0.90945	-0.64553	-0.54388
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.6491	-0.60951	-0.5799	-0.5368	-0.47014	-0.33354	-0.22577
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.54567	-0.48147	-0.4886	-0.46721	-0.38874	-0.26748	-0.12839

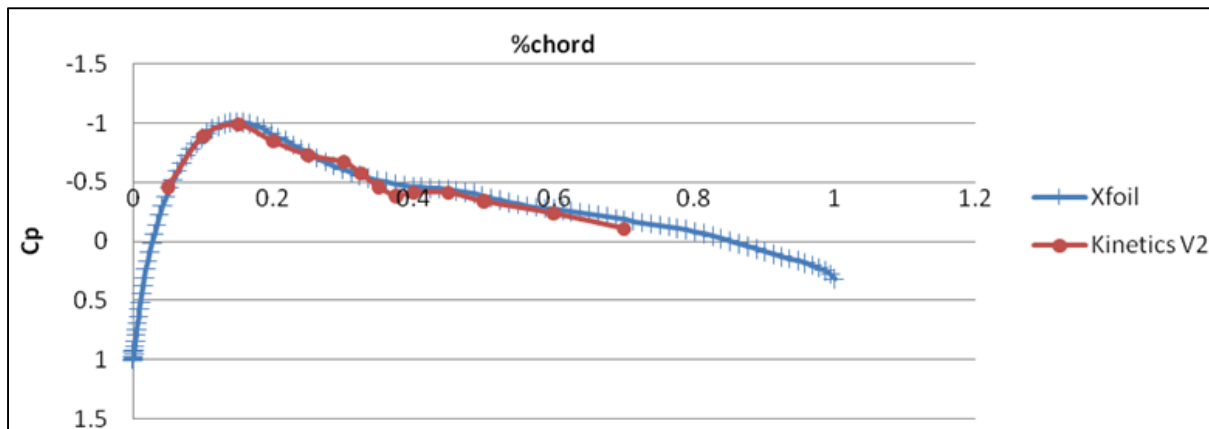
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 1.26°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0905	48952966	31.3	5.5	24.5	101.4	101.24	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.71687	-1.13992	-1.19323	-1.02591	-0.89914	-0.70221	-0.6423
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.79755	-1.17125	-1.20585	-1.02592	-0.93769	-0.64877	-0.56054
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.59388	-0.55816	-0.5322	-0.49573	-0.43517	-0.30859	-0.20865
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.55535	-0.4948	-0.49999	-0.47403	-0.40137	-0.27335	-0.12975

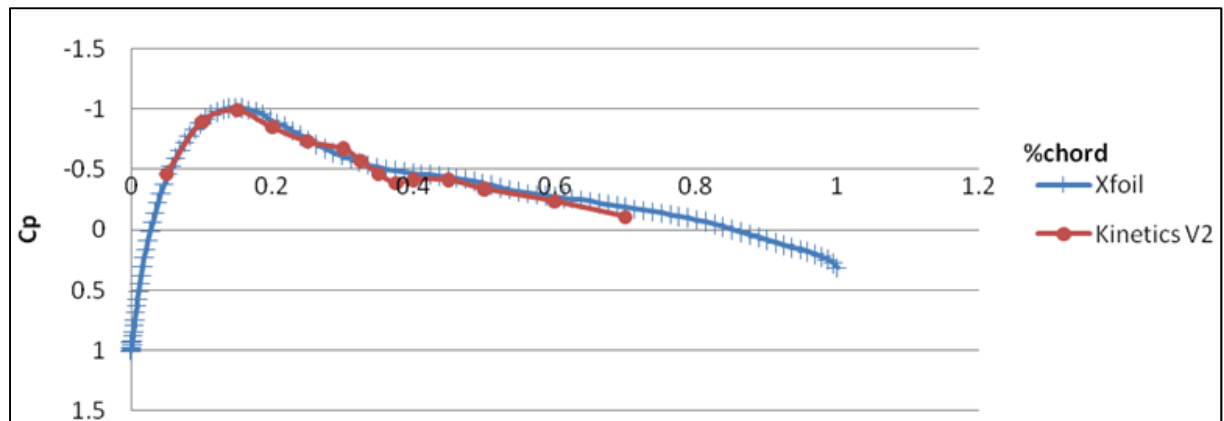
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de 0 °

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0867	46919776	30	5.5	24.5	100.98	101.16	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.4566	-0.91874	-1.0082	-0.88254	-0.78031	-0.61097	-0.5588
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.45951	-0.89077	-0.9887	-0.84746	-0.7307	-0.67043	-0.5725
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.51727	-0.48759	-0.46677	-0.43842	-0.38572	-0.27297	-0.18381
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.46139	-0.38606	-0.41431	-0.41243	-0.33898	-0.2354	-0.10734

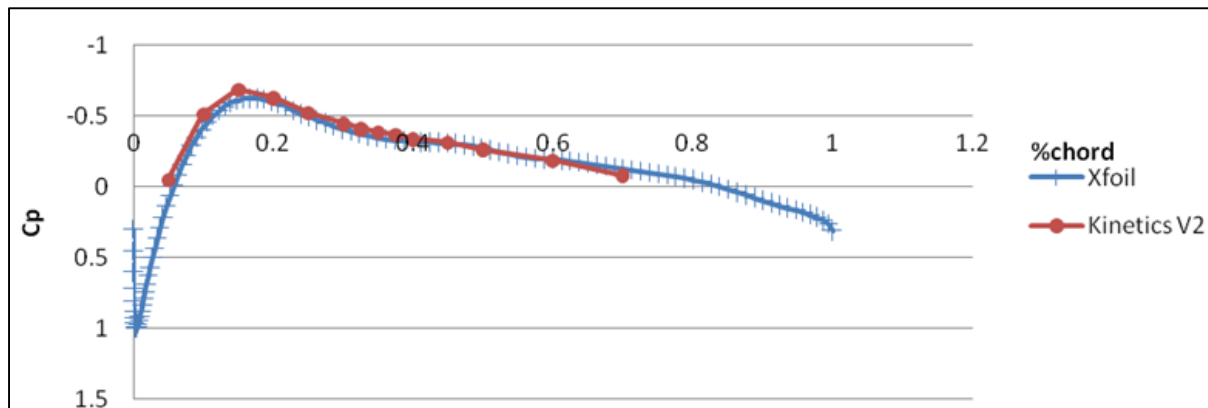
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de -1°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0879	47855896	30.3	5.5	22.8	101.81	102.01	1.17



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.26413	-0.75034	-0.86587	-0.77181	-0.68703	-0.53891	-0.49331
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.25778	-0.71162	-0.84414	-0.74974	-0.62085	-0.54279	-0.51193
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.45719	-0.43205	-0.41458	-0.39293	-0.34632	-0.24434	-0.16355
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp	-0.43206	-0.36852	-0.354	-0.36307	-0.30135	-0.21058	-0.0944

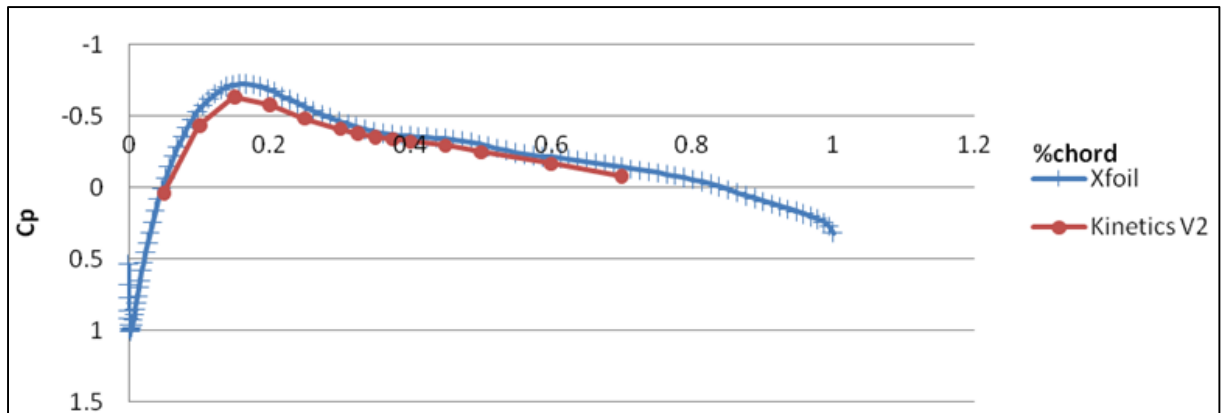
extrados							
-----------------	--	--	--	--	--	--	--

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de -2.07°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.0882	476469983	30.5	5.5	24.7	100.41	100.96	1.17



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	-0.07004	-0.57829	-0.7217	-0.6703	-0.58949	-0.46375	-0.42439
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	0.038589	-0.43183	-0.63212	-0.577	-0.48144	-0.40978	-0.37854
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.39368	-0.37323	-0.35913	-0.34442	-0.30416	-0.21327	-0.14134
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

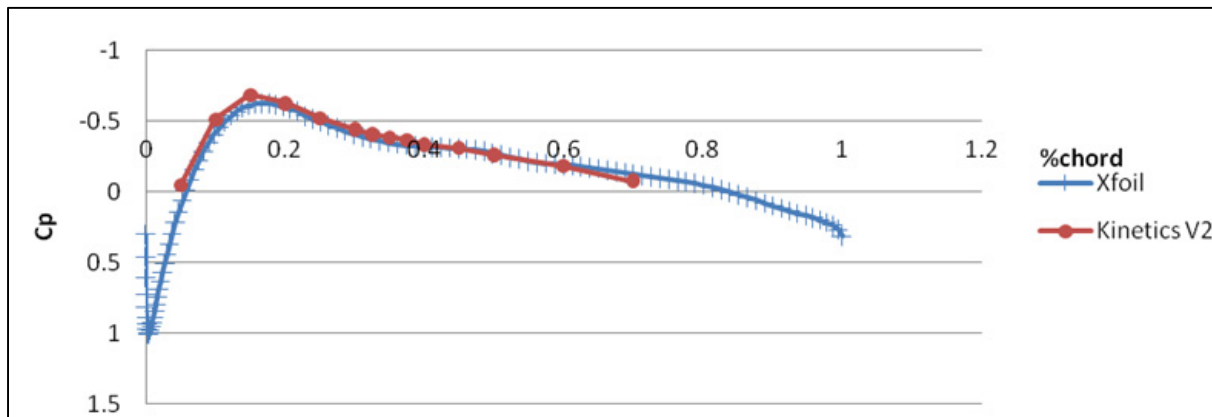
Cp extrados	-0.34914	-0.33811	-0.31974	-0.29401	-0.24807	-0.16538	-0.07902
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil d'aile original

Test à 30m/s

Angle d'attaque de -2.88°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.0885	46214458	29.6	5.5	24.8	101.5	101.68	1.19



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.06381	-0.45464	-0.60989	-0.58825	-0.51413	-0.40639	-0.37205
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.04604	-0.51025	-0.68481	-0.62726	-0.51984	-0.44311	-0.40666
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.34553	-0.32847	-0.31795	-0.30754	-0.272	-0.18935	-0.12421
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

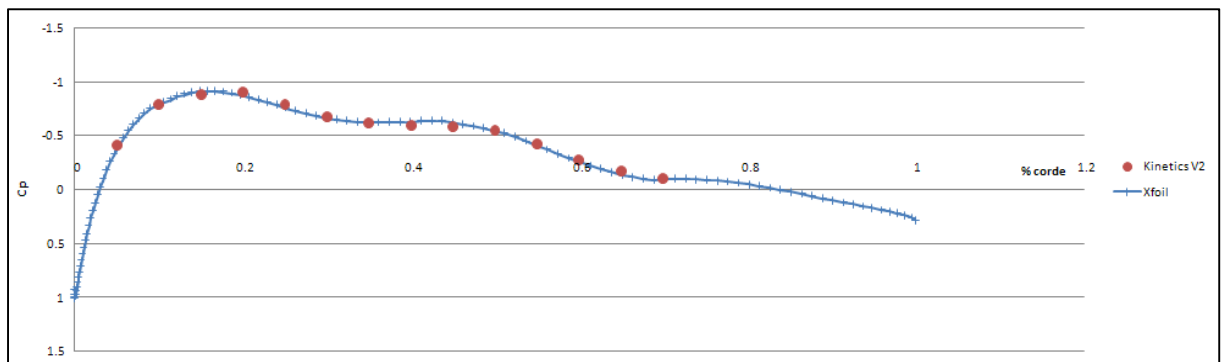
Cp extrados	-0.38556	-0.36638	-0.33377	-0.30883	-0.25896	-0.18031	-0.07673
------------------------	----------	----------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 0°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1156	624161	40	5.5	24.9	100.6	100.93	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

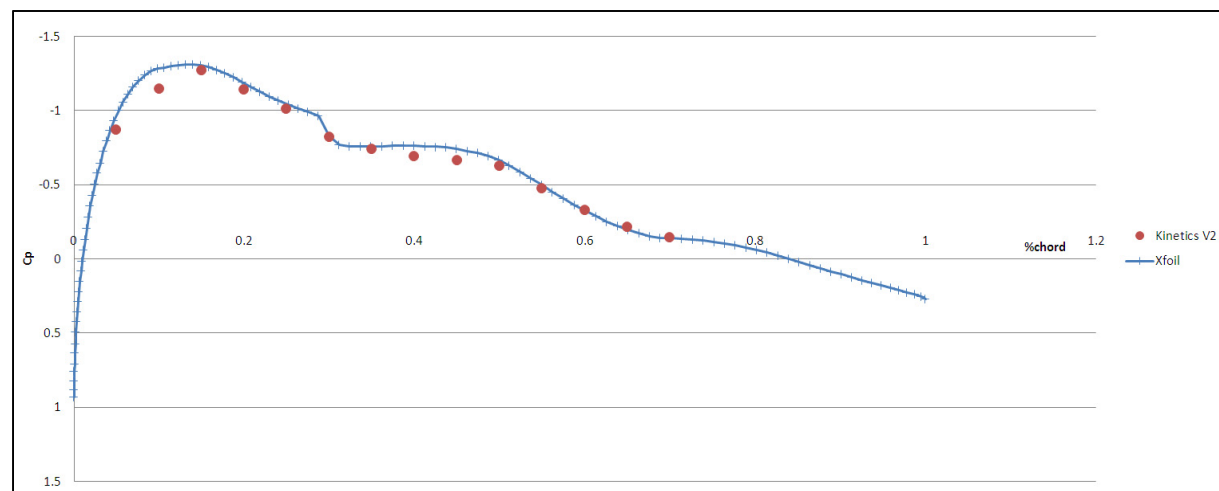
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256
------------------------	----------	---------	----------	----------	----------	----------	----------

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 3°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1177	633370	40.8	5.5	25.8	100.61	101.26	1.17



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144

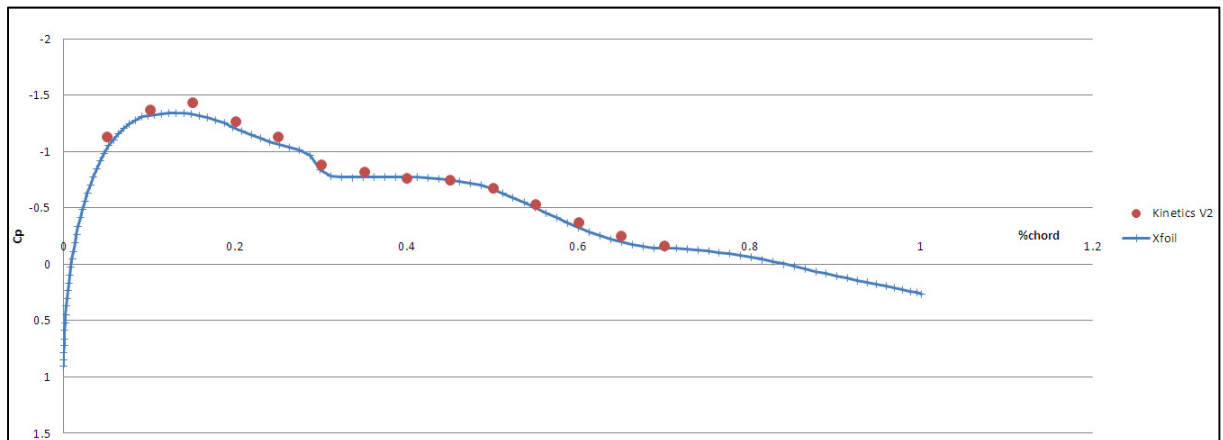
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 4.2°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1158	623930	40.1	5.5	25.4	101.13	102.1	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419

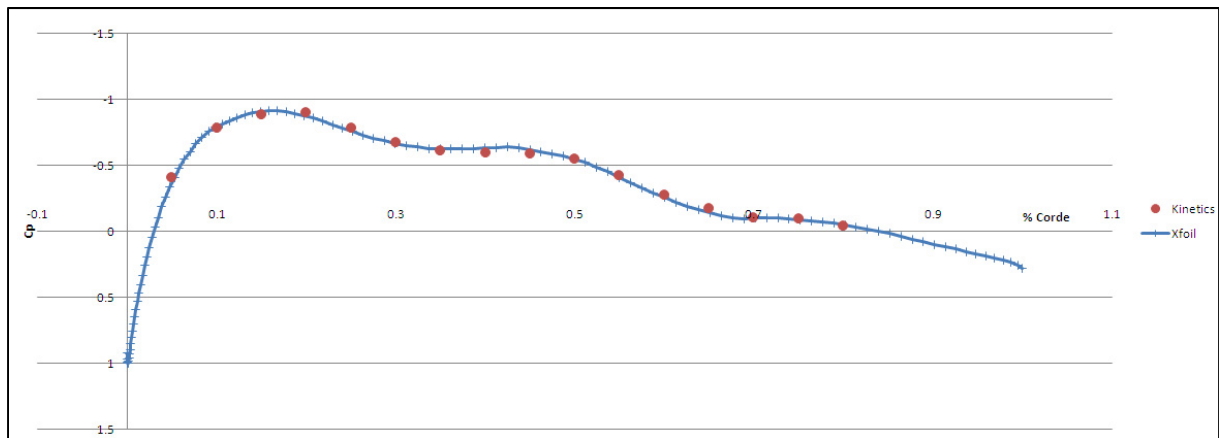
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 7.38°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1156	624161	40	5.5	24.9	100.6	100.93	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419
%chord	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7

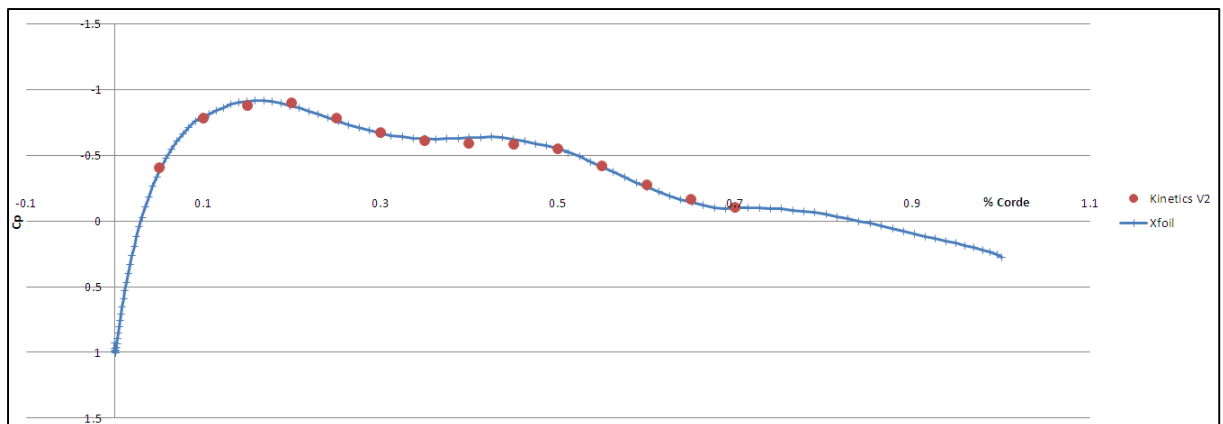
extrados							
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 9.5°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m³]
0.1156	624161	40	5.5	24.9	100.6	100.93	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144
Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419

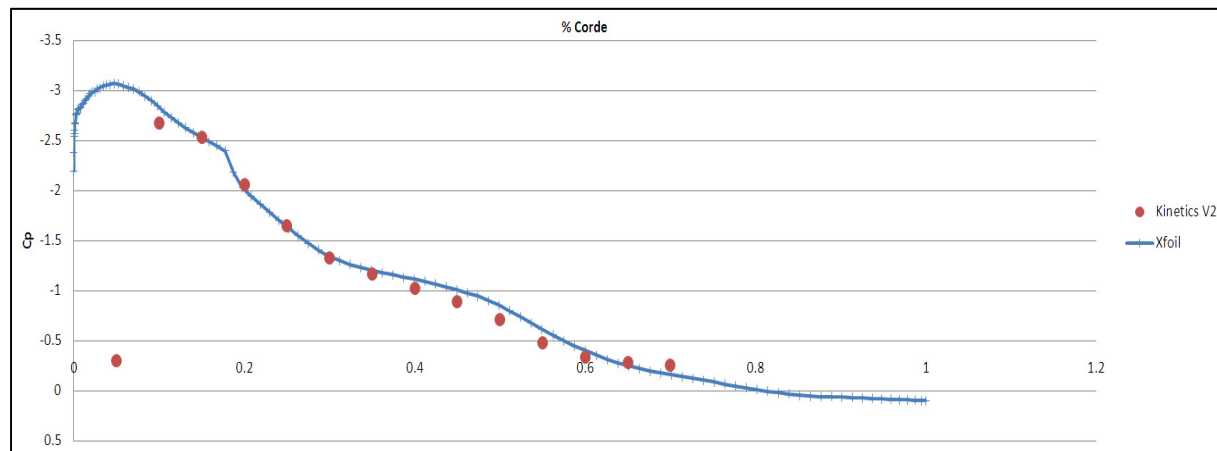
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

Profil déformé

40 m/s

Angle d'attaque de 11.38°

Mach	Reynolds	V [m/s]	Ncr	T [°]	Pstatique [kPa]	Patmosphérique [kPa]	Rho [kg/m ³]
0.1240	682280	42.6	5.5	24.4	100.6	100.93	1.18



Numéro capteur	1	2	3	4	5	6	7
%chord Xfoil	0.05251	0.10604	0.14899	0.20794	0.24055	0.29934	0.32405
Cp Xfoil	0.21647	-0.31045	-0.48599	-0.49239	-0.44435	-0.35625	-0.3279
%chord extrados	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25	0.3	0.325
Cp extrados	-0.01961	-0.50359	-0.67076	-0.60781	-0.51081	-0.42929	-0.39111
Numéro capteur	8	9	10	11	12	13	14
%chord Xfoil	0.34917	0.37447	0.39975	0.44965	0.49901	0.6005	0.70144

Cp Xfoil	-0.30509	-0.28887	-0.27865	-0.26876	-0.24657	-0.15371	-0.10419
%chord extrados	0.35	0.375	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7
Cp extrados	-0.36118	-0.3457	-0.30133	-0.30752	-0.25695	-0.17853	-0.08256

ANNEXE IX

CODE MATLAB DU CORRECTEUR DE COURANT PI

```
Ra=11.4;
Ja=65.9e-7;
La=3.16e-3;
Bm=1.0174e-5;
kt=0.119;
ke=0.119;
Tr = 0.109;
Trr = 30/637;

s=tf('s');

OLic=(Ja*s+Ra)/((La*s+Ra)*(Ja*s+Bm)+kt*kt)
OLic2=((Ja/(Ra*Bm+kt*kt))*s+Bm/(Ra*Bm+kt*kt))/((La*Ja/(Ra*Bm+kt*kt))*s*s+((Ja*Ra+La*Bm)/(Ra*Bm+kt*kt))*s+1)
figure (2)
rlocus(OLic2)
grid on
bode(OLic2);
grid on;
```


LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Baciu. 2012. « Projet d'application, Modélisation et tests d'une aile morphable dans la soufflerie de LARCASE ». École de Technologie Supérieure.
- Barbarino, Silvestro, Onur Bilgen, Rafic M Ajaj, Michael I Friswell et Daniel J Inman. 2011. « A review of morphing aircraft ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, n° 9, p. 823-877.
- Blogglosmos. 2009. « Mode de flexion ». *MJ Modèles numériques*
- Bowman, Jason, Terrence Weisshaar et Brian Sanders. 2002. « Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance ». In *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, CO*.
- Braukus, Michael. 2003. « NASA Engineers Test Wright Stuff ».
- Calestreme, Michaud. 2012. « Étude aéroserveoélastique afin d'améliorer la voilure laminaire d'une aile déformable ». p. 1.
- Chopra, Inderjit. 2001. « Recent progress on the development of a smart rotor system ». In *Proceed. of the 11th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, Technomic, Lancaster*. p. 455-500.
- Chopra, Inderjit. 2012. « Review of state of art of smart structures and integrated systems ». *AIAA journal*, vol. 40, n° 11.
- Coutu, Daniel. 2010. « Conception et exploitation d'une structure active pour une aile laminaire adaptative expérimentale ». École de technologie supérieure.
- Eigeldinger, Marc. 1973. « Le mythe d'Icare dans la poésie française du XVI^e siècle ». *Cahiers de l'Association internationale des études francaises*, vol. 25, n° 1, p. 261-280.
- Etique, Michel. 2003. *REGULATION NUMERIQUE*. Yverdon-les-bain: eivd.
- Gifas. 2011. *Brochure Aéronautique, Espace et Environnement*
www.gifas.asso.fr/fichiersPDF/Actualites/ActualitesGIFAS/.
- GoodPlanet. 2012. « La soif de pétrole de la planète va continuer à augmenter ».

- Hallion, Richard P. 2003. « The Wright brothers: How they flew ». *American heritage of invention & technology*, vol. 19, n° 2, p. 18-40.
- History, Westland. « Aircraft Data Sheet: Pterodactyl IV (1931) ».
- Jee, Soo-Chan. 2010. *Development of Morphing Aircraft Structure Using SMP*. DTIC Document.
- Labib, Michel. 2008. « Contrôle actif de l'écoulement autour d'une aile flexible ». École de Technologie Supérieure.
- Martins, Andre Luiz, et FM Catalano. 2003. « Drag optimization for transport aircraft Mission Adaptive Wing ». *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 25, n° 1, p. 1-8.
- Noetinger, Jacques. 2005. *L'aviation, une révolution du XXe siècle*. Nouvelles éditions latines.
- P.Loos. 2013. « Machine à courant continu ».
- Pernot, Gilbert. 2003. « Calcul et construction d'un avion ».
- Plestran. 2009. « Commande cours ».
- Popov, Andrei V, Lucian T Grigorie, Ruxandra Botez, Mahmoud Mamou et Youssef Mebarki. 2010a. « Closed-loop control validation of a morphing wing using wind tunnel tests ». *Journal of Aircraft*, vol. 47, n° 4, p. 1309-1317.
- Popov, Andrei V, Lucian T Grigorie, Ruxandra Botez, Mahmoud Mamou et Youssef Mebarki. 2010b. « REAL TIME MORPHING WING OPTIMIZATION IN A SUBSONIC WIND TUNNEL ». *BOARD OF EXAMINERS (THESIS PH. D.)*, p. 219.
- Popov, Andrei Vladimir. 2010. « Design of an active controller for delaying the transition from laminar flow to turbulent flow over a morphing wing in wind tunnel ». École de technologie supérieure.
- Retif, J.M. 2008. « Automatique Régulation ». INSA Lyon
- Saulin, Frédéric. 2009. « TD : Étude graphique de la stabilité avec PSIM ».
- Sofla, AYN, SA Meguid, KT Tan et WK Yeo. 2010. « Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges ». *Materials & Design*, vol. 31, n° 3, p. 1284-1292.

- Song, G, V Chaudhry et C Batur. 2003. « A neural network inverse model for a shape memory alloy wire actuator ». *Journal of intelligent material systems and structures*, vol. 14, n° 6, p. 371-377.
- Terriault, P, F Viens et V Brailovski. 2006. « Non-isothermal finite element modeling of a shape memory alloy actuator using ANSYS ». *Computational materials science*, vol. 36, n° 4, p. 397-410.
- V.Richardson, Donald. 1998. « Machines Tournantes ».
- Weisshaar, Terrence A. 2006. *Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design*. DTIC Document.

