POLYPUBLIE

Amélioration de l'aérodynamisme des ailes d'avion par actionnement plasma

Francis Demers

Document en libre accès dans PolyPublie
Open Access document in PolyPublie

Date	2015
Type	Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis Mémoire de maîtrise/Master's thesis
URL de PolyPublie PolyPublie URL	https://publications.polymtl.ca/1727/
Conditions d'utilisation Terms of use	© Tous droits réservés / All rights reserved
Référence Citation	Demers, F. (2015). Amélioration de l'aérodynamisme des ailes d'avion par actionnement plasma [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie. https://publications.polymtl.ca/1727/

Détails de la thèse
Thesis details

Directeurs de recherche Advisors	Huu Duc Vo, & Éric Laurendeau
Programme Program	Génie aérospatial

Ce fichier a été téléchargé à partir de PolyPublie, le dépôt institutionnel de Polytechnique Montréal
This file has been downloaded from PolyPublie, the institutional repository of Polytechnique Montréal
https://publications.polymtl.ca

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

AMÉLIORATION DE L'AÉRODYNAMISME DES AILES D'AVION PAR ACTIONNEMENT PLASMA

FRANCIS DEMERS

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION

DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES

(GÉNIE AÉROSPATIAL)

AVRIL 2015

© Francis Demers, 2015.

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

AMÉLIORATION DE L'AÉRODYNAMISME DES AILES D'AVION PAR ACTIONNEMENT PLASMA

présenté par : DEMERS Francis

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. VÉTEL Jérôme, Doctorat, président

M. VO Huu Duc, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. LAURENDEAU Éric, Ph. D., membre et codirecteur de recherche

M. SADRI Reza, Ph. D., membre

REMERCIEMENTS

J'aimerais remercier Huu-Duc Vo, le directeur de recherche pour son temps, son aide, sa confiance et pour tous les moments qu'on a partagés ensemble. Depuis la dernière année de Baccalauréat, Professeur Vo a cru en mes capacités et c'est dans une ambiance amicale que le projet s'est mené à terme. Travailler sous la direction de professeur Vo signifie dépasser ses limites et terminer avec un travail qui nous rend fiers. J'aimerais également remercier Éric Laurendeau, le codirecteur de recherche pour tous ses judicieux conseils et ses encouragements à nous dépasser. Il a su contextualiser la recherche et son expérience de l'industrie a permis de conserver le projet dans la bonne voie. Merci également à Tapan K. Sengupta de IIT-K de m'avoir accepté dans son laboratoire de recherche durant 3 mois. Ce stage de recherche a grandement approfondi mes connaissances en mécanique des fluides grâce aux simulations réalisées et aux nombreux échanges. Cette expérience m'a permis de connaitre le travail en aérodynamique numérique

Merci à Petro Jr. Milan pour m'avoir fourni une aide précieuse lors de son stage en recherche. Il est allé bien au-delà des ententes et a continué tous au long du projet à m'assister. Merci à Philipe Massé pour ses nombreux conseils lors de la phase expérimentale. Merci Eddy Petro pour son aide en CFD, nos échanges m'ont permis de mener à terme la phase numérique du projet. Merci à Matthieu Parenteau pour ton support à l'incorporation du plasma dans le code NSCODE et pour les résultats RANS.

Merci aux membres du laboratoire de recherche pour votre aide durant les tests et pour nos nombreuses discussions. Xin Gu, Jaque Xin, Xiofei Xu, Farzad Ashrafi et Matias Michaud.

Finalement un merci tout spécial à Marie-Pier, ma conjointe et mes parents qui m'ont toujours encouragé, supporté, cru en moi.

RÉSUMÉ

Ce projet présente une étude expérimentale et numérique sur l'amélioration des propriétés aérodynamiques d'un profil 2D extrudé par actionnement plasma. Le but de la recherche est de développer trois concepts prometteurs de contrôle des écoulements utilisant l'actionnement plasma pour réduire la trainée et pour contrôler le point de décollement de la couche limite pour des conditions de décollage et d'atterrissage. L'actionneur le plus commun, le DBD pour dielectric barrier discharge, consiste essentiellement en deux électrodes décalées et séparées par un corps diélectrique auxquels un signal électrique haute tension, mais à faible courant est appliqué. L'actionneur plasma est un dispositif simple et mince qui permet de convertir l'électricité directement en accélération de l'écoulement via une ionisation partielle de l'air. Les particules d'air ionisé accélèrent dans le champ électrique et transferent leurs quantités de mouvement aux particules neutres par collation. Ce phénomène entraine une accélération d'une mince couche d'air près de la surface. Cette technologie est prometteuse puisque l'actionneur n'a aucune pièce mobile et peut être encastré dans un profil aérodynamique, n'affectant ainsi pas l'écoulement lorsque l'actionneur est inopérant. De plus, étant simple et purement électrique, le coût de fabrication et d'intégration est faible.

Les trois concepts de contrôle d'écoulement impliquent de positionner l'actionneur plasma sur la surface de l'extrados d'une aile. Le premier concept consiste à retarder la transition laminaire turbulente et ainsi réduire la trainée, le second à retarder le point de décollement afin d'augmenter l'angle d'attaque maximal, d'augmenter la portance et diminuer la trainée dans le but de remplacer les becs et volets. Le dernier concept consiste à accélérer le décollement afin de diminuer la portance et augmenter la trainée afin de remplacer les aérofreins sur les ailes. Dû à la limitation de la force des actionneurs plasma, les études précédentes se limitaient aux études empiriques à petite échelle et pour de faibles vitesses d'écoulement. Cette recherche vise à tester expérimentalement ces trois concepts à des vitesses d'écoulement surpassent les recherches antérieures (jusqu'à 30 m/s) grâce à l'utilisation des actionneurs DBD de dernière génération permettant des forces d'actionnement supérieures. Les résultats expérimentaux serviront à valider deux codes CFD qui pourront être utilisés pour évaluer les trois concepts à l'échelle d'un avion pour des conditions réalistes de vol.

Les expériences en soufflerie ont été faites sur le profil Aérospatiale-A avec une corde de 29,65 cm et un actionneur plasma DBD positionné sur l'extrados. Les vitesses d'écoulement étaient de 15, 20 et 30 m/s pour un nombre de Reynolds de $2{,}8 \times 10^5$, $3{,}8 \times 10^5$et $5{,}7 \times 10^5$, respectivement, et un angle d'attaque de 3º pour le concept 1 et 13,3º pour les concepts 2 et 3. Les tests ont été réalisés dans la soufflerie à circuit fermé de l'École Polytechnique de Montréal avec une section d'essai carrée de 2 pieds par 2 pieds. L'aile 2D extrudée était montée verticalement mur à mur à une corde en aval de l'entrée de la section d'essai de 8 pieds de long. La portance était calculée par intégration des 48 trous de pression statique positionnée sur la surface de l'aile et la trainée par différence de quantité de mouvement mesurée à l'aide de deux tubes de Pitot-statique montés sur des systèmes de traverses positionnés à une demi-corde en amont du profil et à une corde en aval. Toutes les pressions étaient acquises simultanément par quatre capteurs de pression piézo-électrique à 16 canaux. L'intrados de l'aile est fait d'aluminium tandis que l'extrados est fait de plastique photopolymère de 5 mm d'épais qui sert à la fois de matériel diélectrique pour l'actionneur, le rendant ainsi non intrusif à l'écoulement.

Des simulations RANS CFD sur le code commercial FLUENT ont été faites pour la conception de l'aile expérimentale, pour déterminer les lieux optimaux d'actionnement plasma pour chaque concept et pour évaluer l'effet du plasma afin de choisir et positionner l'instrumentation pour mesurer leur effet. Le plasma a été modélisé comme une moyenne temporelle des champs de forces volumiques obtenues avec le modèle de Lemire et Vo et implémenté dans le code FLUENT comme des termes sources dans les équations de conservation de la quantité de mouvement. À partir des simulations, l'actionneur plasma était positionné à 26 % de la corde pour le concept 1, ce qui était à l'intérieur de la bulle de séparation laminaire responsable de la transition de l'aile à l'angle d'attaque de 3º à la vitesse nominale de 30 m/s sans actionneur plasma. Pour le deuxième et troisième concept, les positions optimales sont à 65 % et 54 % de la corde respectivement. Ces lieux sont près du point de décollement de la couche limite turbulente qui est à 70 % de la corde à 13,3º pour un écoulement à 30 m/s sans plasma. La caractérisation de l'actionneur plasma sur plaque plane de même matériau que l'extrados sur une balance haute précision a permis de trouver le signal électrique qui sera utilisé pour les tests qui est de 2,5 kHz et 35 kV crête à crête en rampe positive (dent de scie) pour une force d'actionnement de 100 mN/m.

Les distributions de pression statique et les profils de vitesse dans le sillage de l'aile avec et sans plasma indiquent que l'actionnement plasma permet de retarder la transition laminaire turbulente en modifiant la position et l'étendue de la bulle de séparation laminaire pour l'angle d'attaque de 3º. De plus, l'amélioration des propriétés aérodynamiques en retardant le point de décollement de la couche limite fut obtenue numériquement et expérimentalement à un angle d'attaque de 13,3º par actionnement plasma. Le contraire fut également observé en actionnement contre l'écoulement près du lieu de décollement, mais seulement pour les vitesses d'écoulement de 15 et 20 m/s. En somme, les résultats en soufflerie confirment la possibilité des trois concepts à être utilisés à des vitesses légèrement supérieures aux études antérieures grâce aux actionneurs plasma plus forts et la diminution de l'efficacité du transfert de quantité de mouvement en augmentant la vitesse de l'écoulement. Les prédictions CFD surévaluent l'efficacité de l'actionnement plasma pour tous les cas.

ABSTRACT

The paper will present experimental and numerical investigation of improved aerodynamics performance of a 2D extruded airfoil by plasma actuation. The aim of the research is to develop three promising flow control concepts using solid-state electro-fluidic (plasma) actuators to achieve reduced drag as well as lift control at take-off/landing. Aerodynamic plasma actuators are solid-state devices that convert electricity directly into flow acceleration through partial air ionization. The most common plasma actuator, the dielectric barrier discharge (DBD) actuator, essentially consists of two offset electrodes separated by a dielectric across which a high-voltage low-amperage AC input is applied. The ions in the air created by the high electric field between the two electrodes are accelerated by this field and transfer their momentum to the inert air particles through collisions, resulting in an acceleration of a very thin layer of air adjacent to the surface. This thin, simple, high bandwidth actuator is easy to integrate and thus offer the most practical yet solution for widespread use of flow control to revolutionize aircraft aerodynamics.

The three flow control concepts studied involve placing the actuator on the suction surface of a wing to delay boundary layer transition and thus reduced viscous drag and to control boundary layer separation to control lift at take-off and landing without the need for slats, flaps and spoilers. While these concepts had been previously explored, they were only tested empirically at small-scale and very low-speed due to limitations in plasma actuator strength. The current research aimed to test these concepts at higher speeds (up to 30 m/s) using more recent DBD actuators with higher actuator strength and perform more detailed measurements so that these data can be used to validate CFD codes that can be used for assessing the concept at realistic aircraft scales and flight conditions.

Wind tunnel experiments were carried out on a 11.67 inch-chord Aerospatiale-A airfoil with a DBD actuator placed on the suction side at a 15, 20 and 30 m/s incoming flow velocity for a Reynolds number of $2{,}8 \times 10^5$, $3{,}8 \times 10^5$ and $5{,}7 \times 10^5$, respectively, and an angle of attack (AOA) of 3º for concept one and 13.3° for concept two and three. The experiments were performed in a closed-loop wind tunnel with a square 24 inch × 24 inch test section. The 2D extruded wing was mounted vertically wall to wall at one chord downstream the entrance of the 96 inch long test section. Lift was calculated by pressure integration from 48 static pressure holes placed on the wing surface. Drag was obtained by wake survey with two Pitot-static tubes mounted on 2-D traverse systems placed half a chord upstream and one chord downstream of the

wing. All the pressures were acquired simultaneously by four 16-channel piezo electric pressure scanners. The pressure side of the wing is made of aluminium while the suction side consist of 5 mm thick photopolymer panels made by stereolithography. The photopolymer panels also served as the dielectric material for the plasma actuator making the actuator non-intrusive to the flow.

Prior 2-D simulations using the commercial RANS CFD code FLUENT solver had been carried out to design the test wing and determine the best placement of the DBD actuator. The plasma actuator was modeled as a time-averaged spatial body force distribution obtained from the DBD actuator model of Lemire and Vo (2011) and implemented in the CFD solver as a source term in the momentum equations. From the results of these simulations the DBD actuator was placed on the test wing at 26 % chord for concept 1, which is inside the laminar separation bubble responsible for bypass transition of the test wing at 3° AOA at nominal upstream flow velocity of 30 m/s without actuation. For the second and third concept, the optimum locations was found to be at 65 % and 54 % chord, which is near the separation of the boundary layer of the wing located at 70 % at 13.3° AOA at nominal upstream flow velocity of 30 m/s without plasma. The characterization of the DBD actuator was performed by thrust measurements on a flat plate with a high precision scale. From these characterization measurements, the plasma actuator used in the experiments were operated with the two electrodes under tension at a frequency of 2.5 kHz, peak-to-peak voltage of 35 kV and a positive ramp saw-tooth shaped signal providing an actuator strength of 100 mN/m.

The surface pressure distributions and the measurements in the wake without and with plasma actuation indicate that plasma actuation successfully delays bypass boundary layer transition by changing the location and length of the laminar separation bubble at 3° of AOA. Furthermore, Enhancement of the aerodynamics properties by delaying the separation point of the boundary layer was obtained numerically and experimentally at AOA of 13.3° by plasma actuation. Deterioration of the aerodynamics properties was achieved by using a plasma actuator acting against the flow near the nominal separation point of the boundary layer but only for the upcoming flow velocity of 15 and 20 m/s. Overall, the wind tunnel experiments confirm the effectiveness of the three concepts of delaying bypass transition and separation controle with suction side plasma actuation and the trends predicred in term of decreasing actuation effectiveness versus flow velocity and Reynolds number. However, the results also show that the CFD simulations tend to over predict this effectiveness for all cases.

TABLE DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS III

RÉSUMÉ IV

ABSTRACT VII

TABLE DES MATIÈRES IX

LISTE DES TABLEAUX XI

LISTE DES FIGURES XII

LISTE DES ANNEXES XVI

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS XVII

CHAPITRE 1 INTRODUCTION 1

1.1 Contexte 1

1.2 Actionneur plasma et les trois concepts 3

1.3 Objectifs 6

1.4 Structure du mémoire 6

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE 7

2.1 Transition laminaire turbulente 7

2.2 Contrôle du décollement de la couche limite 12

2.3 Actionnement plasma 16

CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE 21

3.1 Sélection des paramètres de l'expérience 21

3.2 Outil de simulations CFD 24

3.2.1 Modélisation de l'actionneur plasma dans Fluent 25

3.2.2 Soufflerie numérique 28

3.3 Montage expérimental 33

3.3.1 Aile 33
3.3.2 Actionneur plasma 34
3.3.3 Supports 36
3.3.4 Instrumentation 36
3.3.5 Procédure expérimentale 39
3.3.6 Traitement des données 40
CHAPITRE 4 RÉSULTATS 44
4.1 Délai de la transition laminaire turbulente (concept 1) 44
4.1.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD 44
4.1.2 Étude expérimentale 47
4.2 Délai du décollement de la couche limite (concept 2) 55
4.2.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD 55
4.2.2 Étude expérimentale 56
4.3 Accélération du décollement de la couche limite (concept 3) 63
4.3.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD 63
4.3.2 Étude expérimentale 64
CONCLUSIONS 71
Travaux futurs 73
BIBLIOGRAPHIE 74
ANNEXES 82

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1 : Résumé des conditions pour les tests 24

Tableau 2 : Analyse de l'incertitude en fonction de la discrétisation 32

Tableau 3 : Coefficients aérodynamiques en fonction de la fréquence d'actionnement.....46

Tableau 4 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 1.....47

Tableau 5 : Coefficient aérodynamique en fonction de la fréquence d'actionnement, concept 2 .55

Tableau 6 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 2.....56

Tableau 7 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 3.....64

Tableau 8 : Condition du test de validation Fluent 82

Tableau 9 : Résultat comparatif entre Fluent et les références 84

Tableau 10 : Propriété de la turbulence en fonction de la vitesse.....91

Tableau 11 : Effet tuyère de la soufflerie.....93

Tableau 12 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 1.....105

Tableau 13 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 1 105

Tableau 14 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 1 105

Tableau 15 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 2.....106

Tableau 16 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 2 106

Tableau 17 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 2 106

Tableau 18 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 3.....106

Tableau 19 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 3 106

Tableau 20 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 3 106

LISTE DES FIGURES

Figure 1 : Dispositif hypersustentateur des ailes d'avions (Anderson, 2011).....1

Figure 2 : Schéma d'un actionneur plasma (Versailles, Gingras-Gosselin, et Vo, 2010).....3

Figure 3 : Concept d'aile lisse avec actionneur plasma.....5

Figure 4 : Schéma de la transition (Kachanov, 1994) et (White, 2006).....7

Figure 5 : Bulle de séparation laminaire (O'Meara et Mueller, 1987) et effet sur la pression (Lee *et al.* 2006).....8

Figure 6 : Montage expérimental (Shahinfar, Sattarzadeh, Fransson, et Talamelli, 2012).....9

Figure 7 : Principe de contrôle actif des ondes de TS (Erdmann *et al.*, 2011).....11

Figure 8 : (a) Effet du gradient de pression sur la couche limite (White, 2006) (b) Décollement de la couche limite (Touchard, 2008).....12

Figure 9 : Lignes de courant sur aile avec dispositifs hypersustentateurs (Dick Kita, 1985) 13

Figure 10 : Force d'actionnement en fonction du signal.....16

Figure 11 : Schéma, équation et condition frontière du modèle de Suzen et Huang (2006).....18

Figure 12 : Sous division du domaine et circuit électrique modèle d'Orlov (Orlov *et al.*, 2007)..19

Figure 13 : Comparaison du champs de force volumique du modèle macroscopique de Lemire et Vo (2011) (a) avec le modèle microscopique (Gaitonde, Visbal, et Roy, 2006) (b) 20

Figure 14 : Soufflerie de l'École Polytechnique de Montréal.....21

Figure 15 : Profil Aérospatiale-A de l'ONERA.....22

Figure 16 : Effet des murs en fonction de la corde 23

Figure 17 : Champs de force volumique du maillage plasma sur le maillage CFD.....25

Figure 18 : Schéma du plasma pulsatif 26

Figure 19 : Validation de l'implémentation plasma avec expériences plaque plane. 27

Figure 20 : Champs de vorticité pour actionnement pulsatif 27

Figure 21 : Schéma du domaine de calcul (soufflerie numérique) 28

Figure 22 : Maillage de la soufflerie numérique avec agrandi au bord de fuite 29

Figure 23 : Dissipation de la turbulence écoulement libre et soufflerie numérique 30

Figure 24 : Courbes de convergence 31

Figure 25 : Étude convergence maillage soufflerie à 3° d'angle d'attaque et nombre de Reynolds $5{,}78 \times 105$ 32

Figure 26 : Aile expérimentale avec canaux de pressions statiques 33

Figure 27 : Répartition des trous de pression sur la corde 34

Figure 28 : Schéma de la configuration de l'actionneur plasma.....35

Figure 29 : Signal électrique de 30 kV et 2.5 kHz 35

Figure 30 : Montage de l'aile dans la soufflerie.....36

Figure 31 : Position relative des tubes Pitot-statique 37

Figure 32 : System d'acquisition pression.....37

Figure 33 : Diagramme de Bode d'un tube de 8' de long avec diamètre interne de 1/16'' (Whitmore, Lindsey, Curry, et Gilyard, 1990).....38

Figure 34 : Spectre du bruit pour le capteur 3.....38

Figure 35 : Validation des deux méthodes de mesure du sillage 40

Figure 36 : Mesure des effets de bord.....41

Figure 37 : Spline cubique à travers les CP expérimentaux.....41

Figure 38 : Volume de contrôle (Anderson, 2011) 42

Figure 39 : Schéma du profil équivalent en amont 43

Figure 40 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 1 ..44

Figure 41 : Bulle de séparation laminaire en fonction de la position du plasma 45

Figure 42 : Énergie cinétique de la turbulence et ligne de courant à 30 m/s, concept 1 46

Figure 43 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 1.....48

Figure 44 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 1 49

Figure 45 : Profils de vitesses et de pressions statiques en aval, concept 1 50

Figure 46 : Distributions prédites par CFD du coefficient de friction avec et sans actionneur plasma sur l'extrados, concept 1 51

Figure 47 : Contour de pression et lignes de courant prédites par CFD à 15 m/s, concept 1 52

Figure 48 : Coefficients de portance (de pression) et de trainée avec et sans plasma, concept 1 ..53

Figure 49 : Décollement de la couche limite en fonction de la position du plasma, concept 2 55

Figure 50 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 2 ..56

Figure 51 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 2.....57

Figure 52 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 2 58

Figure 53 : Profils de vitesses et de pressions statiques en aval, concept 2 59

Figure 54 : Contour de pression et lignes de courant prédites par CFD pour 15 m/s, concept 2 ...60

Figure 55 : Coefficients de portance (de pression) et de trainée avec et sans plasma, concept 2 ..61

Figure 56 : Décollement de la couche limite en fonction de la position du plasma, concept 3 63

Figure 57 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 3 ..64

Figure 58 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 3.....65

Figure 59 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 3 66

Figure 60 : Profils de vitesses et pressions statiques en aval, concept 3.....67

Figure 61 : Contour de pression et lignes de courant 15 m/s, concept 3.....68

Figure 62 : Coefficient de portance de pression et de trainée avec et sans plasma, concept 3 69

Figure 63 : Zone à l'étude.....83

Figure 64 : CP a) et CF b) ONERA et simulations RANS 85

Figure 65 : Profils de vitesse normale à la paroi à 30% de la corde. 86

Figure 66 : Profils de vitesse normale à la paroi à 96 % de la corde 86

Figure 67 : Montage expérimental caractérisation de la soufflerie.....88

Figure 68 : Calibration et plage de mesure anémomètre à fils chaud 88

Figure 69 : Variation de la vitesse à 29.96 m/s 90

Figure 70 : Variation de la vitesse dans la section d'essai à 91,44 cm de l'entrée 91

Figure 71 : Temps de réponse de la soufflerie 92

Figure 72 : Schéma du générateur de signal 94

Figure 73 : Assemblage du générateur de signal haute tension 95

Figure 74 : Montage expérimental plaque plane 95

Figure 75 : Distribution du cisaillement sur une plaque plane avec actionneur plasma 96

Figure 76: Force d'actionnement en fonction de la tension et de l'électrode cachée.....97

Figure 77 : Force d'actionnement en fonction de la tension et de la fréquence 98

Figure 78: Effet de l'humidité sur la force d'actionnement 99

Figure 79 : Effet de la contamination sur la force d'actionnement 100

Figure 80 : Force d'actionnement configuration final 101

Figure 81 : Montage et résultat caractérisation du plasma sur l'extrados 102

LISTE DES ANNEXES

ANNEXE A –VALIDATION DE FLUENT PAR L'EXPÉRIENCE DE L'ONERA 82

ANNEXE B – CARACTÉRISATION DE LA SOUFFLERIE 87

ANNEXE C – CARACTÉRISATION DU PLASMA SUR PLAQUE PLANE 94

ANNEXE D – DÉTAIL DES CALCULS 103

ANNEXE E – COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES 105

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

A^*	Aire efficace
α	Angle d'attaque
AC	Courant alternatif
BF	Bord de fuite
c	Corde
C_D	Coefficient de trainée
C_L	Coefficient de portance
C_p	Coefficient de pression
CFD	Computational Fluid Dynamics
DBD	Dielectric Barrier Discharge
δ^*	Épaisseur de déplacement de la couche limite
DES	Detached Eddy Simulation
$\vec{E}$	Champ électrique
ϵ	Permittivité de l'air
f	Fréquence d'actionnement
F^+	Fréquence adimensionnelle
$\overrightarrow{f_B}$	Force électrofluidique
HR	Humidité relative
IITK	Indian Institute of Technology Kanpur
J_f	Flux de masse à travers la face f
Ku	Coefficient d'aplatissement
LES	Large Eddy simulation
M	Masse molaire

μ	Viscosité
NLF	Natural laminar flow Airfoil
P_{sat}	Pression de saturation
PIV	Particle image velocimetry
R	Constante des gaz parfaits
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
Re_x	Nombre de Reynolds
ρ	Densité de l'air
ρ_c	Densité de charge
S	Terme source de l'équation de conservation de quantité de mouvement
Sk	Coefficient de dissymétrie
S.P.	Sans actionneur plasma
t	Temps
T	Température de l'air
T_0	Température de calibration
T_u	Intensité de la turbulence
T_w	Température du fil de l'anémomètre
θ	Angle du panneau
TS	Tollmien-Schilichting
u	Vitesse de l'écoulement selon x
U_∞	Vitesse de l'écoulement libre
v	Vitesse de l'écoulement selon y
V_{cell}	Volume d'une cellule
w	Vitesse de l'écoulement selon z

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

1.1 Contexte

L'augmentation du prix du pétrole, la forte concurrence et les pressions environnementales poussent les avionneurs à développer des avions plus légers, moins bruyants, plus économiques avec des frais d'exploitation réduits. Afin de surpasser les performances des prochains avions commerciaux tels que le Boeing 787, Airbus A350 et Bombardier C-Series, il est nécessaire d'introduire de nouvelles technologies qui produiront un changement majeur de l'industrie de l'aéronautique comme ce fut le cas lors de l'arrivée des matériaux composites.

Les ailes d'avions utilisées aujourd'hui comportent des dispositifs hypersustentateurs afin d'améliorer les caractéristiques aérodynamiques des ailes à basse vitesse. Dans le but de réduire la distance de piste nécessaire au décollage, il est nécessaire d'avoir un coefficient de portance maximal et un coefficient de trainée minimal. Pour ce faire, l'arrière des ailes est équipé de volets qui se déploient vers l'arrière et vers le bas de façon à augmenter la cambrure et l'aire de l'aile, voir Figure 1 b). Le bord d'attaque des ailes est également équipé de becs qui se déploient dans le but d'accroitre la sécurité en augmentant l'angle d'attaque maximale. Pour réduire la vitesse à l'atterrissage, les dispositifs hypersustentateurs sont déployés, mais de manière à avoir un coefficient de portance maximal et un coefficient de trainée maximal tel que présenté à la Figure 1 c). Une fois l'avion posé sur la piste, les aérofreins sont déployés d) pour tuer la portance afin d'aider l'avion à freiner. En configuration de croisière a), les volets et becs sont rétractés afin d'avoir de bonnes propriétés aérodynamiques à haute vitesse. Les quatre configurations typiques pour un avion commercial sont présentées en Figure 1.

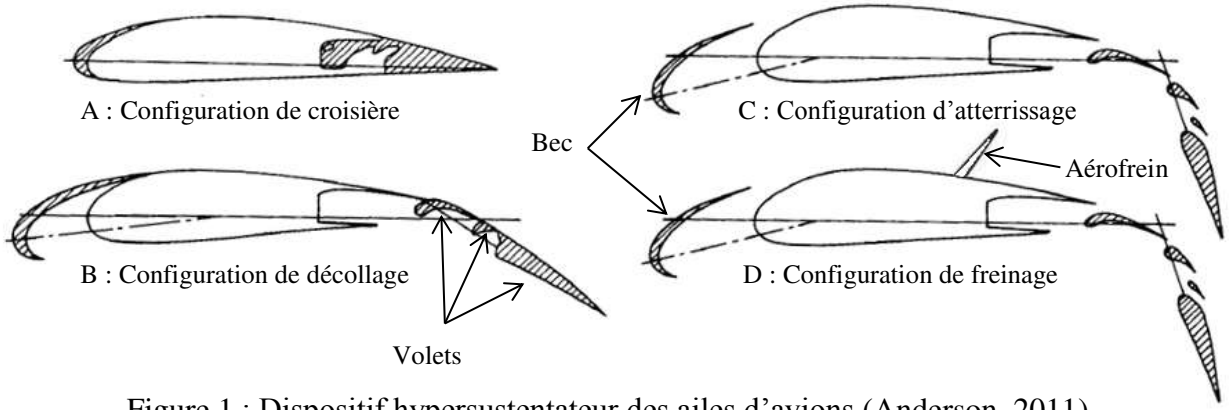


Figure 1 : Dispositif hypersustentateur des ailes d'avions (Anderson, 2011)

Bien que les dispositifs hypersustentateurs et aérofreins soient rangés en configuration de croisière, il reste un joint entre les pièces mobiles. Ce joint génère du bruit aérodynamique et augmente la trainée. De plus, les dispositifs hypersustentateurs sont actionnés par vérin hydraulique. Ces derniers sont lourds et occupent un volume dans les ailes qui ne peuvent pas être utilisées pour stocker du carburant. Ensuite, le coût de fabrication et d'entretien des ailes avec bec, volet et aérofrein est augmenté à cause de la complexité de l'intégration et de l'entretien.

De plus, la trainée peut être réduite encore davantage par un délai de la transition laminaire-turbulente de la couche limite puisque le cisaillement du fluide sur la surface de l'aile est plus faible en régime laminaire que turbulent. Plusieurs concepts, dont l'aile morphée (Coutu *et al.*, 2011) et la succion de la couche limite (Masad et Nayfeh, 1992), avaient été testés mais la complexité mécanique associée à leurs implémentations a jusqu'à maintenant empêché leurs applications commerciales.

L'actionnement plasma est une nouvelle technologie qui a le potentiel de surmonter ces obstacles pour permettre l'application plus répandue du contrôle actif de l'écoulement afin d'obtenir une augmentation significative de la performance des avions.

1.2 Actionneur plasma et les trois concepts

La Figure 2 montre un actionneur plasma typique de type DBD (Dielectric Barrier Discharge), le type le plus commun, qui est composé de deux électrodes placées asymétriquement sur un corps diélectrique. L'électrode exposée est en contact avec l'écoulement et est positionnée sur la surface du diélectrique, tandis que l'électrode cachée est à l'intérieur du diélectrique. L'accélération du fluide est possible grâce au champ électrique qui est obtenu en soumettant les deux électrodes à un courant alternatif de quelques kilos volts et kilos hertz. La référence pour le positionnement de l'actionneur est définie au bord de l'électrode exposée où il y a formation de plasma.

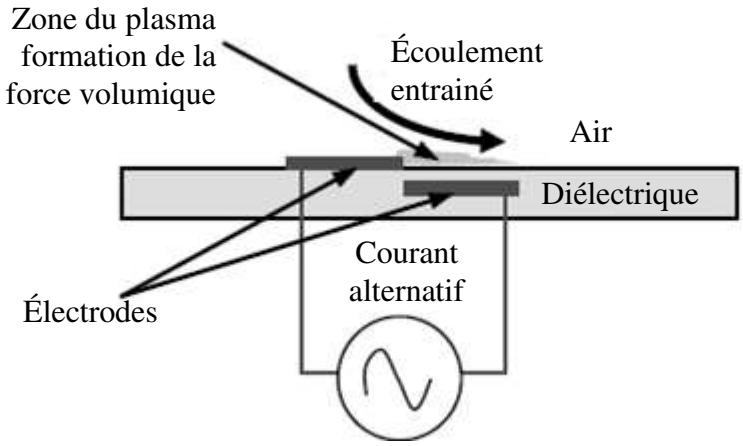


Figure 2 : Schéma d'un actionneur plasma (Versailles, Gingras-Gosselin, et Vo, 2010)

On l'appelle actionneur plasma, car l'air au-dessus de l'électrode cachée est partiellement ionisé en présence du champ électrique (Cavalieri, 1995). Durant une partie du cycle AC, les électrons sont transférés de l'électrode exposée vers la surface du diélectrique où ils sont accumulés. Les électrons retournent par la suite à l'électrode exposée durant la phase inverse du cycle AC (Corke, Post, et Orlov, 2009). La portion du cycle où les électrons sont transférés dépend du signal, du diélectrique et de la nature du gaz. Les particules chargées accélèrent en présence du champ électrique et transfèrent leur quantité de mouvement au fluide environnant par collision avec les particules neutres. Les collisions entrainent une augmentation de la quantité de mouvement de l'écoulement près de la surface. Cet effet peut être représenté par une distribution spatiale de force volumique. Dans l'air stagnant, l'actionnement plasma crée un jet d'air près de la surface qui est dirigé vers la surface telle que présenté à la Figure 2. Le plasma formé au-

dessus de l'électrode exposée est dit froid puisqu'il est à peu près à la température ambiante. Plus d'information sur la physique derrière l'actionnement plasma peut être obtenue via Corke *et al.* (2009) et Enloe *et al.* (2004).

L'une des premières utilisations de l'actionneur plasma a été faite en 1990 par Kosinov, Maslov, et Shevelkov (1990) pour exciter les modes de Tollmien-Schilichting (TS) pour un écoulement à Mach 2.0 sur une plaque plane. Cavalieri (1995) a fait une expérience similaire à Mach 3.5 sur un cône. Les premières applications des actionneurs plasma à bases vitesses ont été étudiées sur une plaque plane par Roth *et al.* (1998) et (2000) pour des vitesses d'écoulement de 4 m/s à 26 m/s. En plus des applications énumérées précédemment, cette technologie a été utilisée par Thomas, Kozlov, et Corke (2005) et Lemire et Vo (2011) afin de réduire le bruit aérodynamique. Jayaraman et Shyy (2003) ont obtenu expérimentalement une augmentation du transfert de chaleur sur un circuit imprimé et Benard *et al.* (2007) ont étudié le contrôle d'un jet d'air axisymétrique afin d'améliorer le mélange à des vitesses entre 20 m/s et 40 m/s.

L'actionnement plasma a également été proposé pour des applications dans les turbomachines. Huang, Corke, et Thomas (2006) ont démonté que cette technologie était équivalente au générateur de vortex pour retarder le décollement sur une aube de turbine à basse pression et List, Byerley, McLaughlin, et Van Dyken (2003) ont réussi à éliminer la bulle de séparation laminaire turbulente réduisant de 14 % les pertes de profil pour un nombre de Reynolds de 30 000. Xu (2011) a utilisé l'actionnement plasma afin de réduire le décollement de la couche limite dans les conduits entre les turbines.

L'idée étudiée dans ce projet est de remplacer les dispositifs hypersustentateurs par des actionneurs plasma afin d'avoir une aile complètement lisse et d'utiliser ce même type d'actionneur pour retarder la transition laminaire turbulente de la couche limite. Un actionneur plasma est un dispositif simple et mince qui permet de convertir l'électricité directement en accélération de l'écoulement via une ionisation partielle de l'air. Cette technologie est prometteuse puisque l'actionneur n'a aucune pièce mobile et peut être encastré dans un profil aérodynamique, n'affectant ainsi pas l'écoulement lorsque l'actionneur est inopérant. De plus, étant simple et purement électrique, le coût de fabrication et d'intégration est faible. L'objectif poursuivi est de réduire la consommation de carburant des avions en diminuant le coefficient de trainée en remplaçant les dispositifs hypersustentateurs et les aérofreins par des actionneurs

plasma. Le concept d'aile lisse est présenté à la Figure 3. L'actionnement plasma est une avenue prometteuse puisqu'il permet grâce à des petites perturbations introduites à des endroits stratégiques de produire des effets disproportionnés sur le champ d'écoulement.

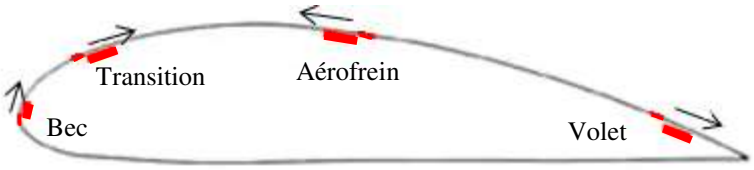


Figure 3 : Concept d'aile lisse avec actionneur plasma

La présente étude tentera d'évaluer expérimentalement trois concepts d'actionnement plasma à des vitesses plus grandes que ce qui a été fait auparavant et d'utiliser ces données pour valider des outils de simulations numériques de contrôle d'écoulement par actionnement plasma. Le premier concept consiste à utiliser un actionneur plasma pour retarder la transition laminaire turbulent afin de diminuer la trainée. Le deuxième concept consiste à démontrer que l'actionneur plasma peut être utilisé pour retarder le décollement de la couche limite et augmenter la portance tout comme le ferait les dispositifs hypersustentateurs. Le troisième concept consiste à utiliser l'actionneur plasma contre l'écoulement afin d'aggraver le décollement dans le but de remplacer les aérofreins. Bien que ces trois concepts avaient été proposés et testés antérieurement, les expériences ont été faites à de très faibles vitesses dues aux forces d'actionnements limités des actionneurs plasma qui sont encore en développement et dont la force est encore bien en dessous de ce qui serait requis pour une application réelle. Les résultats expérimentaux serviront à évaluer nos simulations avec un code de simulation de l'écoulement (CFD) commercial avec un modèle plus conventionnel (opérant en régime permanent) de l'actionneur plasma, mais surtout pour valider un nouveau modèle de l'actionneur plasma (régime transitoire) incorporé dans un code de simulation avancé de type DNS de notre partenaire de recherche en Inde au High Performance Computing Laboratory du Indian Institute of Technology- Kanpur (IIT-K). Une fois validé, ce code DNS sera utilisé par IIT-K pour simuler les trois concepts à des échelles et conditions de vol réelles et pour définir les requis de la prochaine génération d'actionneur plasma pour une utilisation dans des vrais avions.

1.3 Objectifs

Le premier objectif de ce projet de maîtrise est de démontrer expérimentalement, sur un profil d'aile subsonique 2D extrudée et à des plus grandes vitesses que dans les travaux antérieurs, trois concepts de contrôle de l'écoulement par actionnement plasma afin d'en améliorer les caractéristiques aérodynamiques. Le second objectif est d'évaluer la fiabilité de la prédiction d'un code de simulation numérique commercial avec un modèle d'actionneur plasma conventionnel (en régime permanent) et de fournir des données expérimentales nécessaires pour valider un outil de simulation plus avancé (code DNS avec modèle transitoire d'actionneur plasma).

1.4 Structure du mémoire

Le chapitre 2 présente une revue de littérature sur trois sujets. La première section traite de la transition laminaire turbulente et des techniques pour la retarder. La seconde présente une revue sur la nature et le contrôle du décollement de la couche limite et la dernière section porte sur l'actionneur plasma DBD.

Le chapitre 3 présente la méthodologie adoptée pour cette recherche. Il couvre la sélection des paramètres des expériences, l'implémentation du modèle plasma dans le logiciel commercial de CFD Fluent, la validation des outils numériques et la soufflerie numérique. La dernière partie du chapitre présente en détail le montage et la procédure expérimentale avec le traitement des données. Le chapitre 3 est structuré de façon à présenter directement les résultats correspondant au chapitre suivant.

Le chapitre 4 contient tous les résultats numériques et expérimentaux sur les trois concepts ainsi qu'une discussion des résultats.

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

2.1 Transition laminaire turbulente

Un écoulement parallèle à une plaque plane sans gradient de pression développera une couche limite commençant au bord d'attaque à cause de la viscosité et de la condition de non-glissement à la paroi. L'accroissement de la turbulence sur plaque plane est représenté à la Figure 4. Au début (1), l'écoulement laminaire est ordonné et le gradient de vitesse $\partial u/\partial y$ est faible. La transition commence par de très faibles ondes de TS qui se forment dans la couche limite (2). Ces ondes d'instabilités se développent pour former des vorticités qui entrainent des variations de vitesse le long de l'envergure de la plaque plane (3). Les vorticités instables en forme de V grossissent jusqu'à l'éclatement (4) formant des lieux de turbulence (5). Par la suite, ces zones de turbulence grossissent jusqu'à occuper tout l'espace de la couche limite (6), ce dernier état est appelé écoulement turbulent complètement développé (Kachanov, 1994). L'écoulement turbulent est caractérisé par un fort gradient de vitesse $\partial u/\partial y$. Conséquemment, un écoulement turbulent a plus de cisaillement à la paroi qu'un écoulement laminaire à vitesse égale. De là l'intérêt d'avoir un écoulement laminaire sur un profil d'aile le plus longtemps possible. Une définition plus exhaustive est disponible dans White (2006). En absence de gradient de pression, la transition survient à un nombre de Reynolds entre 3×10^5 et 1×10^6. Le nombre de Reynolds est définit à l'équation (1), où L est la longueur caractéristique, U la vitesse de l'écoulement et υ la viscosité cinématique

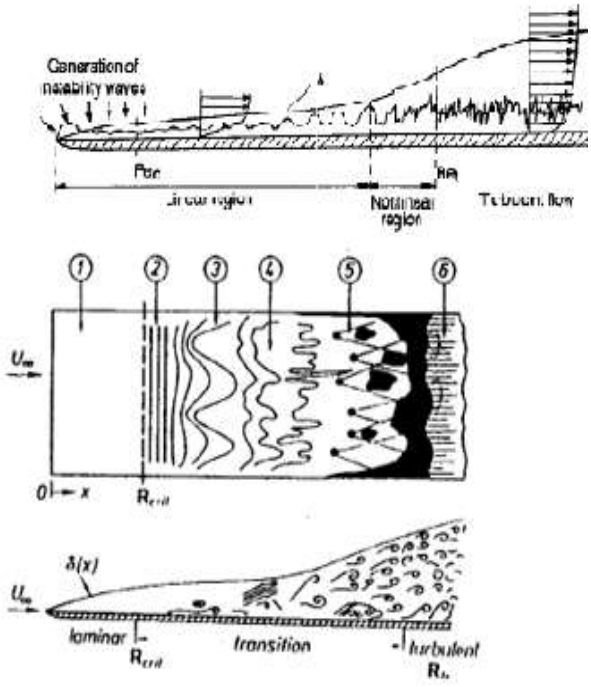


Figure 4 : Schéma de la transition (Kachanov, 1994) et (White, 2006)

$$Re = \frac{U * L}{\upsilon} \qquad (1)$$

La transition sur un profil d'aile est différente de la transition sur une plaque plane. Dans le cas à l'étude, la transition est induite par le décollement de la couche limite à cause du gradient de pression. Lorsqu'un écoulement à nombre de Reynolds moyen laminaire traverse un gradient adverse de pression suffisamment fort, il décolle (S), voir Figure 5 a). Ce phénomène est aussi connu sous le nom de décollement de la couche limite, où il y a refoulement de fluide près de la surface, tel que discuté plus en détail dans la section 2.2. Le décollement de la couche limite engendre la formation d'une couche de cisaillement au-dessus de la bulle de séparation. Cette couche de cisaillement devient instable et est caractérisée par un refoulement d'écoulement près de la surface. Au point (T), la couche de cisaillement fait une transition à un écoulement turbulent. Suite à la transition, l'intensité du refoulement augmente et des tourbillons sont présents dans la bulle de séparation. Il s'en suit une augmentation rapide de la pression près du point de recollement. L'augmentation du transfert d'énergie avec l'écoulement externe grâce à l'écoulement turbulent rend possible le retour en pression et l'écoulement recolle au point (R) (Lee *et al.,* 2006). Ce phénomène hautement instationnaire est également caractérisé par une forte variation de pression à haute fréquence depuis le début de la transition. Lorsqu'on regarde la moyenne temporelle du champ de vitesse, le phénomène est vu comme une bulle de séparation telle que présentée à la Figure 5 a). La longueur de la bulle de séparation où la distance entre S et R dépend du gradient de pression, du nombre de Reynolds, de la rugosité de surface et du niveau de turbulence de l'écoulement. La Figure 5 b) présente l'effet de la bulle de séparation sur le coefficient de pression (C_p) temporellement moyenné pour un écoulement à moyen nombre de Reynolds. Le coefficient de pression est défini à l'équation (2).

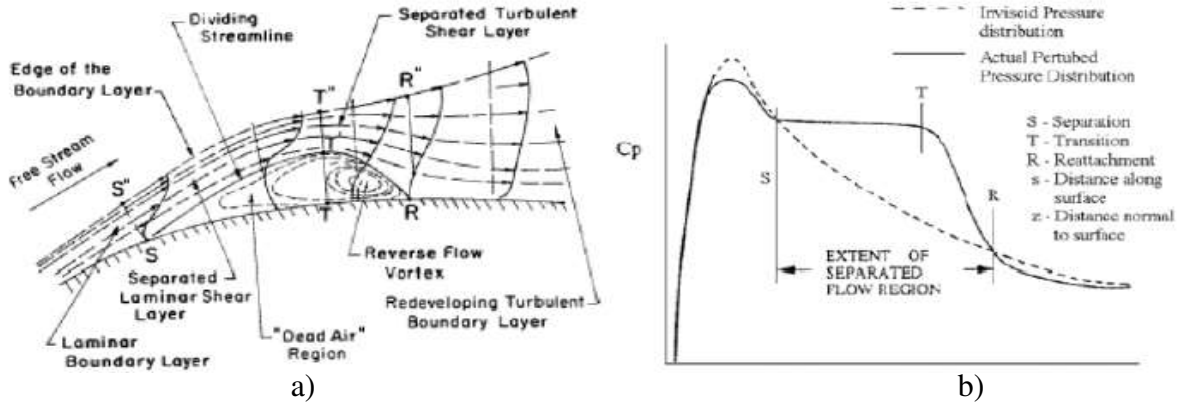


Figure 5 : Bulle de séparation laminaire (O'Meara et Mueller, 1987) et effet sur la pression (Lee *et al.* 2006)

$$CP = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \tag{2}$$

L'étendue du décollement de la couche limite est indiquée par le plateau sur la courbe de C_p, car la pression statique à travers la bulle de séparation avant le point de transition est pratiquement constante. Le point de décollement est indiqué par le point de courbure maximale au début de ce plateau et le recollement de la couche limite par la re-convergence de courbe de C_p à celle de la solution non visqueuse. Le décollement ne déclenchera pas toujours la transition, pour un écoulement à faible nombre de Reynolds (< 50 000) par exemple le décollement de la couche limite laminaire ne résultera normalement pas par une transition turbulente (Lee *et al.,* 2006). Une définition plus complète du phénomène de la transition sur profil d'aile à bas et moyen nombre Reynolds peut être consultée au besoin dans Tani (1964).

La transition de la couche limite peut être retardée à l'aide de contrôle passif ou actif de l'écoulement. Les techniques passives consistent à atténuer les ondes de TS sans apport d'énergie en génèrant un terme supplémentaire dans l'équation de perturbation de l'énergie qui s'oppose au terme de génération normale au mur et par conséquent, stabilise l'écoulement. En choisissant la bonne rugosité de surface, la transition laminaire turbulente peut être retardée en atténuant l'accroissement exponentiel des ondes TS dans la couche limite. Fransson *et al.* (2006) ont démontré ce mécanisme passif sur plaque plane à une vitesse d'écoulement de 5 m/s. Les générateurs de vortex sont également une technique passive. Bien que leurs utilisations soient généralement pour retarder le décollement, il est démontré que l'utilisation de générateurs de vortex miniatures peut stabiliser les ondes de TS (Shahinfar *et al.*, 2012). Le montage expérimental est présenté en Figure 6. À une vitesse d'écoulement de 7,7 m/s et avec des générateurs de vortex de 1,3 mm de haut, la transition originalement à un nombre de Reynolds de $6{,}2 \times 10^5$ a été repoussée jusqu'à $8{,}7 \times 10^5$ pour une réduction du coefficient de friction de 22 %. Le talon d'Achille de cette méthode de contrôle d'écoulement est que pour les conditions hors design, les mécanismes accéléreront la transition de la couche limite.

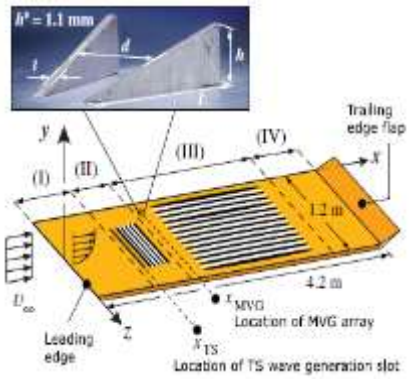


Figure 6 : Montage expérimental (Shahinfar, Sattarzadeh, Fransson, et Talamelli, 2012)

Il est également possible d'optimiser la géométrie du profil afin de minimiser le gradient adverse de pression sur l'extrados dans le but d'avoir l'écoulement laminaire le plus longtemps possible. Les profils « *Natural laminar flow Airfoil* » (NLF) sont des profils spécialement conçus pour avoir la transition à environ la moitié de la corde (Selig, Maughmer, et Somers, 1995). Par contre, un profil NLF est optimisé pour une seule condition de vol. Pour répondre à cette problématique, la technologie d'aile morphée permet de modifier la forme du profil afin de toujours être à la forme optimale en fonction des conditions de vol. Cette technologie a permis de repousser la transition de 25 % à 57 % de la corde à un nombre de Mach de 0.275 (Coutu *et al.*, 2011). La portion morphable de l'aile couvrait de 3 % à 74 % de l'extrados et était modifiée par deux actionneurs. Cependant, ce concept comporte des défis mécaniques dans son implémentation qui rend son implémentation commerciale difficile.

Il est connu depuis longtemps que l'aspiration d'air dans la couche limite peut retarder la transition. Ce contrôle actif peut se faire à travers un milieu poreux, par l'entremise de trous ou de fentes. Cette action permet de réduire l'épaisseur de la couche limite et ainsi augmente sa stabilité. De plus, cette technique permet de modifier la forme du profil de vitesse ce qui permet de réduire le taux d'amplification des instabilités. Cette technologie a déjà fait ses preuves, mais sa complexité d'intégration, les contraintes structurelles et les coûts d'entretien la rendent peu attrayante pour l'aviation commerciale. Masad et Nayfeh (1992) ont fait une étude sur l'efficacité de l'aspiration de la couche limite par des fentes et ils ont obtenu une stabilisation des ondes TS de 10.5 % pour leurs meilleures configurations. De plus, ils ont démontré dans la même étude que le transfert de chaleur par la surface peut stabiliser les ondes TS.

Ensuite, la transition peut être retardée en générant par actionnement des petites perturbations normales à la surface qui viennent par addition atténuer les ondes de TS. La génération d'onde se fait à même la surface à l'aide d'un actionneur acoustique qui force des petites perturbations tel que présenté à la Figure 7 a). L'actionneur est généralement utilisé dans une boucle de contrôle à l'aide de plusieurs capteurs. La Figure 7 b) présente l'effet de l'actionnement à deux emplacements sur l'aile. Cette technique a permis de retarder la transition de 5 % de la corde sur un profil NACA 0004 à un Mach de 0.35 et de 11 % de la corde pour un écoulement à 24,5 m/s (Erdmann *et al.*, 2011). Les mêmes désavantages de l'aile morphée sont présents.

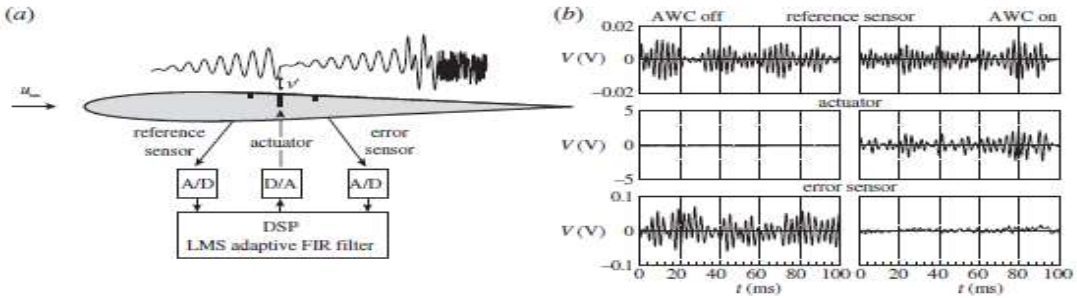


Figure 7 : Principe de contrôle actif des ondes de TS (Erdmann *et al.*, 2011)

L'utilisation de l'actionnement plasma pour retarder la transition laminaire turbulente a été étudiée sur une plaque plane sans gradient de pression par Hanson, Lavoie, et Naguib (2010) et Belson *et al.* (2012). Ces deux études ont démontré que l'actionnement plasma pouvait influencer l'accroissement des instabilités à l'intérieur de la couche limite. Ensuite, Grundmann et Tropea (2007) ainsi que Duchmann, A, Grundmann, et Tropea (2013) ont étudié le retard de la transition sur une plaque plane avec un gradient adverse de pression. Cette dernière étude a démontré qu'à une vitesse d'écoulement de 20 m/s, une force d'actionnement de 0,015 N/m pouvait repousser la transition de 60 mm. L'effet de stabilisation du plasma a permis d'augmenter de 10 % le nombre de Reynolds à la transition.

Le retard de la transition par actionnement plasma a également été entrepris sur des profils aérodynamiques. Seraudie, Vermeersch, et Arnal (2011) ont réussi à retarder la transition de 35 % de la corde pour un écoulement à 7 m/s et de 16 % à 12 m/s. L'actionneur était positionné à 10 % de la corde sur le profil ONERA-D. Ensuite, des tests en vol faits par Duchmann *et al.* (2013) sur un planeur a démontré qu'un actionneur plasma positionné sur l'intrados d'un NLF pouvait retarder la transition de 3 % de la corde. Ce retard a permis de réduire la friction de 1,9 %, ce qui est un bon pas vers les applications en conditions de vol. Séraudie et Pailhas (2013) présentent les résultats du projet européen DLR-ONERA SIMCOS sur le contrôle du décollement statique et dynamique par actionnent plasma DBD. Dans ce projet, l'utilisation de l'actionnement plasma a permis de réduire la bulle de séparation laminaire sur un profil 2D.

Voyant ce qui a été accompli à ce jour, l'étude présentée dans ce mémoire tentera de retarder la transition laminaire turbulente de la couche limite sur un profil cambré par actionnement plasma. L'actionnement plasma peut modifier le profil de vitesse en actionnement continu et peut également affecter l'accroissement des ondes de TS en actionnement pulsatif. On tentera de

valider à des vitesses d'écoulement légèrement supérieur à la littérature, soit 30 m/s, la capacité de l'actionneur plasma à affecter la bulle de séparation et ainsi la transition.

2.2 Contrôle du décollement de la couche limite

Un second décollement peut se produire en aval de la bulle de séparation laminaire. Lorsque l'écoulement traverse un gradient de pression, le profil de vitesse à l'intérieur de la couche limite se fait modifier en fonction de l'intensité et du signe du gradient de pression. Le profil de vitesse se fait renforcer lorsque l'écoulement accélère dans un gradient favorable. Tandis que le profil de vitesse s'affaiblit lorsque l'écoulement ralentit à travers un gradient adverse de pression. La Figure 8 a) présente l'effet de la variation de la pression sur le profil de vitesse dans la couche limite. La viscosité de l'écoulement fait en sorte que près de la surface, l'écoulement a moins de quantité de mouvement que l'écoulement libre. Conséquemment, c'est près de la surface dans la couche visqueuse que l'écoulement se fait le plus affecter par le gradient de pression. Le point de décollement est défini à l'endroit où le gradient de vitesse $\partial u/\partial n$ est nul, n étant le vecteur normal à la surface. Si le gradient adverse de pression persiste, le profil de vitesse s'inversera et créera des zones de recirculation tel que présenté à la Figure 8 b).

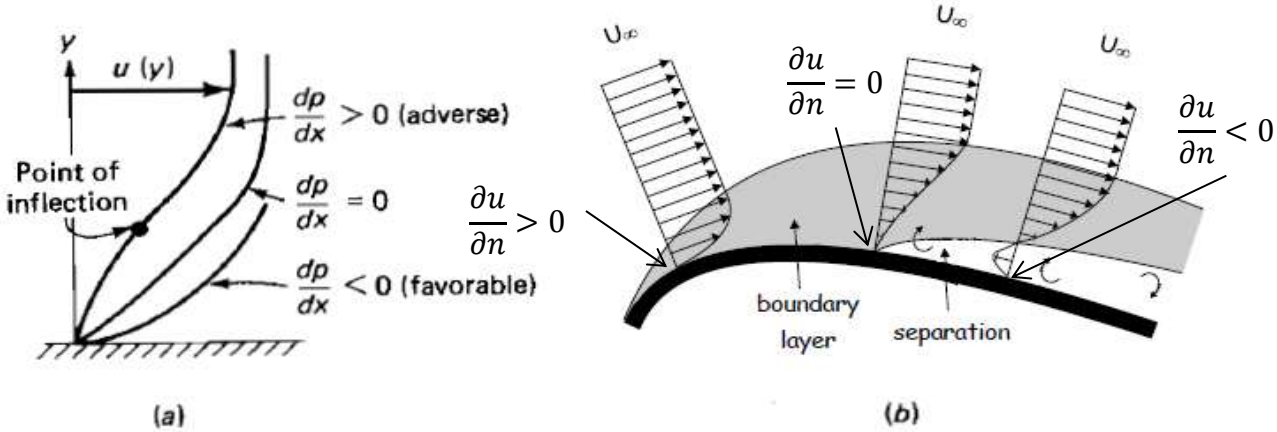


Figure 8 : (a) Effet du gradient de pression sur la couche limite (White, 2006) (b) Décollement de la couche limite (Touchard, 2008)

Un écoulement laminaire est plus sujet au décollement qu'un écoulement turbulent en traversant un gradient adverse de pression, car $\partial u/\partial n$ est plus faible près de la surface, conséquemment la couche limite a moins de quantité de mouvement pour affronter le gradient adverse de pression. Un écoulement turbulent peut également se décoller, mais le profil de vitesse est plus robuste

grâce à l'échange d'énergie avec les couches supérieures dues aux tourbillons qui rendent $\partial u/\partial n$ près de la surface beaucoup plus élevé comparativement à un écoulement laminaire. Le décollement de la couche limite engendre dans presque tous les cas une diminution de la portance et une augmentation de la trainée due à la perte de la courbure des lignes de courant au-dessus de l'extrados. Cette perte est visible sur le graphique de C_p par un plateau depuis le point de décollement.

La suppression ou le délai du décollement de la couche limite peut se faire en modifiant le profil de vitesse près de la paroi afin d'éviter le point d'inflexion. Cette modification peut être accomplie de plusieurs façons. Une première méthode est d'avoir une couche limite turbulente pour lequel le profil de vitesse est plus résistant et moins susceptible au décollement. La transition peut être devancée en employant les technologies mentionnées à la section 2.1, mais de façon à amplifier les ondes de TS. Cependant, cette stratégie est accompagnée d'une augmentation de la trainée visqueuse, ce qui est moins désirable.

Une autre méthode communément utilisée est l'utilisation des générateurs de vortex (Gad-el-Hak et Bushnell, 1991) qui sont des géométries placées sur l'aile pour générer des tourbillons hélicoïdaux qui transportent les particules de fluide entre les couches à écoulement basse vitesse près de la surface et celle à écoulement haute vitesse des couches supérieures, permettant un transfert de quantité de mouvement au fluide près de la surface de la même façon qu'une couche limite turbulente. Similairement, cette stratégie entraine aussi une augmentation de trainée visqueuse.

Une troisième stratégie est l'utilisation des dispositifs hypersustentateurs. Tel qu'illustré par les lignes de courant sur la Figure 9, de l'air à haute vitesse provenant de l'intrados est introduit par les ouvertures associées au bec et à l'aileron sur l'extrados pour y être mélangé avec la couche

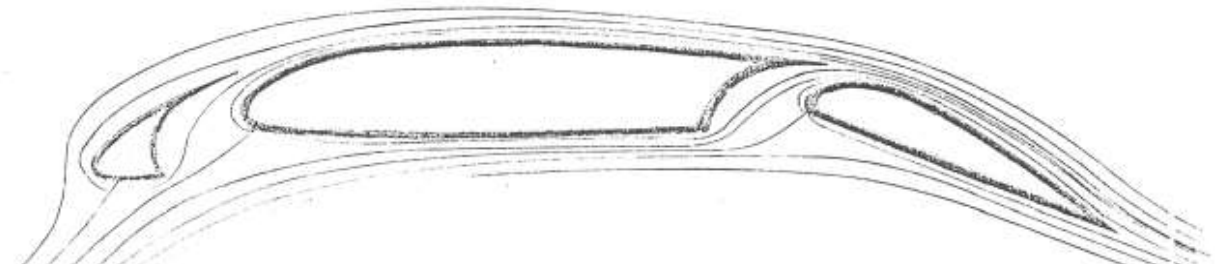


Figure 9 : Lignes de courant sur aile avec dispositifs hypersustentateurs (Dick Kita, 1985)

limite sur ce dernier pour augmenter la vitesse du fluide près de la surface. Cependant, ce choix est accompagné des désavantages des dispositifs hypersustentateurs mentionnés au chapitre 1.

D'autres technologies déjà explorées, mais rarement utilisées au niveau commercial dû aux défis d'implémentation mécanique sont parmi celles revues dans la liste exhaustive de Gad-el-Hak et Bushnell (1991) et Greenblatt et Wygnanski (2000). Ces technologies incluent l'aspiration de la couche limite, le transfert de chaleur à la couche limite et les jets d'air parallèles à la surface.

L'utilisation d'actionneurs plasma est une approche plus récente pour contrôler le décollement de la couche limite, et ce en répliquant les effets des méthodes listées précédemment tout en évitant beaucoup de leurs désavantages. En effet, l'actionneur plasma peut injecter de la quantité de mouvement directement dans la couche limite dans le sens de l'écoulement en mode d'opération continue (Roupassov *et al.*, 2006), exciter les ondes de TS par l'actionnement pulsatif (Asada *et al.*, 2009) et en générant des vortex avec un actionnement normal à l'écoulement tel des générateurs de vortex (Santhanakrishnan, Jacob, et Suzen, 2006). L'actionneur plasma peut accomplir ces tâches lorsque le besoin se présente et être éteint sans pénalité aérodynamique dans le cas contraire en plus d'être facile à implémenter. Parmi les utilisations de l'actionneur plasma pour contrôler le décollement de la couche limite sur les profils d'aile, l'injection de la quantité de mouvement sur l'extrados, surtout près du bord d'attaque, dans la direction de l'écoulement est la plus répandue. Les études de Kosinov *et al.* (1990) et de Roth *et al.* (1998), ont démontré l'augmentation de l'angle d'attaque critique sur des profils symétriques et à des nombres de Reynolds inférieures à 350 000. Sosa *et al.* (2007) ont augmenté l'angle d'attaque critique de 6° sur le profil NACA 0015 pour un nombre de Reynolds de 10^5. Toujours sur des profils symétriques, *Patel et al.* (2008) ont démontré que cette technologie pouvait également être utilisée à des nombres de Reynolds moyens, pour des vitesses d'écoulement entre 30 et 100 m/s. Ensuite, Kelley *et al.* (2012) ont réussi à améliorer le coefficient de portance post décrochage sur le profil NASA EET pour un nombre de Mach de 0,4. Cette dernière étude est très pertinente, car contrairement aux précédentes études sur les profils symétriques, le profil NASA EET n'a pas de décrochage soudain. Les précédentes études prouvent le potentiel des actionneurs plasma à remplacer les becs.

Parallèlement, l'actionnement plasma sur l'extrados d'un profil d'aile permet aussi de retarder ou supprimer le décollement de la couche limite au bord de fuite. Potočar *et al.* (2012) ont

positionné quatre actionneurs plasma sur l'extrados du profil NACA4421 afin d'étudier si cette technologie pouvait être applicable aux aubes d'éolienne. Aux nombres de Reynolds de 7 600 et 10 500, leur étude expérimentale a démontré que l'actionnement sur l'extrados pouvait contrôler le point de décollement de la couche limite. Des mesures faites par « *Particle image velocimetry* » PIV fait par Berendt, Podliński, et Mizeraczyk (2012) démontrent que l'actionnement plasma peut contrôler le décollement de la couche limite sur l'extrados au bord d'attaque et au bord de fuite pour les profils NACA 0012 et 0015 à un nombre de Reynolds de $1{,}3 \times 10^5$. Vorobiev, Rennie, et Jumper (2013) ont étudié la capacité d'un actionneur plasma positionné à 75 % de la corde à augmenter la portance d'un profil NACA 0009 pour plusieurs nombres de Reynolds. Ils ont trouvé que l'effet de l'actionnement sur l'écoulement était dépendant de l'état de l'écoulement. L'actionnement plasma entrainait une diminution de la portance lorsque l'écoulement formait une bulle de séparation au-dessus de l'actionneur et une augmentation pour un écoulement attaché laminaire ou turbulent. Ces trois dernières études réussissent à augmenter la circulation autour d'un profil à l'aide d'un actionneur plasma.

Par ailleurs, en injectant de la quantité de mouvement dans la direction inverse de l'écoulement sur l'extrados d'un profil d'aile, l'actionneur plasma peut potentiellement forcer le décollement de la couche limite et ainsi agir comme un aérofrein. Ce concept fut proposé et testé à basse vitesse par Versailles, Ghosh et Vo (2011) et plus tard par Ghosh (2012) des nombres de Reynolds plus importants pour limiter la portance sur les pâles d'éoliennes lors des conditions de vents forts afin d'éviter d'endommager la génératrice. Ces études ont démontré l'aggravation du décollement de la couche limite sur l'extrados d'un profil DU 96-W-180. Elles indiquent aussi que la meilleure position d'actionnement pour réduire la portance est le plus en aval possible tout en ayant le point de décollement en amont de l'électrode exposée. Le meilleur résultat obtenu est une réduction de portance de 29 % à une vitesse d'écoulement de 16 m/s.

Vu le grand nombre d'études publiées sur la capacité du plasma à retarder le décollement au bord d'attaque pour augmenter l'angle d'attaque critique, surtout à bas nombres de Reynolds sur des profils symétriques, le présent projet tentera de repousser le décollement au bord de fuite sur un profil cambré pour des nombres de Reynolds d'un demi-million. Ensuite, on tentera de réduire la portance et augmenter la trainée en forçant le décollement afin de reproduire l'effet des aérofreins, mais avec un nombre de Reynolds et une vitesse supérieurs aux deux études précédentes.

2.3 Actionnement plasma

Un problème majeur avec l'application de l'actionnement plasma en aéronautique est la force limitée des actionneurs actuels qui sont encore au mode de développement et loin des valeurs requises pour des applications des conditions de vol réelles. Par conséquent, une des branches de recherche dans ce domaine porte sur l'augmentation de la force d'actionnement.

Une étude sur l'optimisation de l'actionnement plasma fait par Thomas *et al.* (2009) de l'Université Notre Dame sur une plaque plane avec mesure de poussée a permis de caractériser la force d'actionnement en fonction de plusieurs paramètres. On y apprend entre autres que plus la constante diélectrique est élevée et plus la force d'actionnement est élevée. Ensuite, aux mêmes conditions, un signal en dent de scie positif produira une force d'actionnement plus grande comparativement à un signal sinusoïdal. De plus, la force d'actionnement maximale augmente lorsque la fréquence diminue telle que présentée à la Figure 10. L'étude informe également que l'électrode cachée doit être suffisamment large pour ne pas contraindre la formation du plasma. Des mesures de profils de vitesse ont révélé que la vitesse maximale du jet d'air engendré par l'actionnement plasma est à environ 1,4 mm de la surface. Une seconde étude faite à l'Université du Tennessee par Roth, J. R. et Dai (2006) sur l'optimisation du plasma donne de l'information sur les pertes lors de l'actionnement. Les pertes sont répertoriées en quatre catégories qui sont généralement de même ordre de grandeur; 1) La perte de puissance réactive due au mauvais couplage entre l'impédance du générateur de courant et l'actionneur; 2) L'échauffement du diélectrique; 3) La puissance nécessaire pour maintenir le plasma; 4) La puissance couplée à l'écoulement du gaz neutre par collision avec les ions neutres.

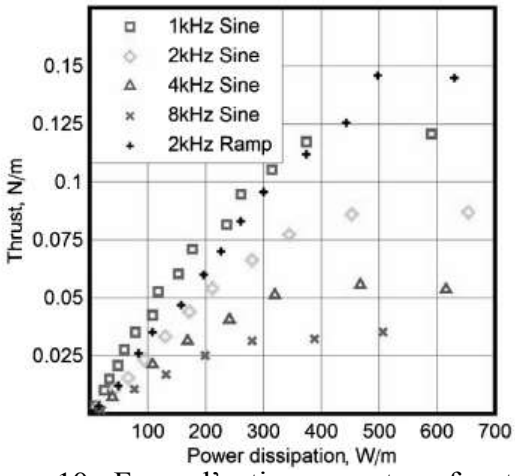


Figure 10 : Force d'actionnement en fonction du signal

Afin d'étudier la possibilité d'utiliser l'actionnement plasma dans un environnement de turbomachine, Versailles *et al.* (2010) ont pris des mesures de force d'actionnement en fonction de la température et pression. Ils ont trouvé que la force d'actionnement augmente presque linéairement avec l'augmentation de température du moins jusqu'à 200 degrés Celsius et qu'elle

diminue lorsque la pression augmente. Ensuite, Bénard, Balcon, et Moreau (2009) de l'Université de Poitiers ont observé que l'efficacité de l'actionneur plasma diminue avec l'augmentation de l'humidité relative. Par conséquent, au-delà de l'augmentation de la force d'actionnement, il serait aussi nécessaire d'étudier l'effet de la pression, de la température et de l'humidité sur l'actionneur plasma avant de pouvoir les utiliser à des conditions de vol.

L'efficacité du transfert de la quantité de mouvement de l'actionneur plasma diminue avec la vitesse de l'écoulement. C'est pour cette raison que les études antérieures se limitent aux faibles vitesses d'écoulements (inférieures à 12 m/s). À une force d'actionnement constante de 150 mN/m, Ghosh (2011) a obtenu expérimentalement une diminution de l'efficacité de l'actionnement plasma en variant le nombre de Reynolds de 360 000 à 7000.

En l'absence d'actionneur plasma assez fort pour des applications réelles, une autre branche de recherche utile est la modélisation de ces actionneurs. Des modèles d'actionneurs plasma permettraient de: 1) faire des études paramétriques sur les actionneurs rapidement et à bas coûts pour essayer d'optimiser la force d'actionnement; 2) faire des simulations CFD pour prédire et optimiser l'efficacité des concepts de contrôle de l'écoulement avant de monter des expériences; et 3) simuler ces concepts à des conditions réelles de vol pour évaluer les forces d'actionnement requis.

La modélisation de l'actionneur plasma peut être divisée en deux types d'approche. La première traite le plasma de façon microscopique en couplant les équations de mouvement des ions et électrons aux équations de Navier-Stokes. Roy *et al.* (2006), Jayaraman, Cho, et Shyy (2008) et Gaitonde *et al.* (2006) ont développé ce type de modèle. Par contre, cette approche directe est beaucoup trop coûteuse au niveau des ressources et du temps de calcul pour être utilisé dans un contexte d'ingénierie.

La deuxième approche consiste à traiter le phénomène de façon macroscopique en modélisant l'effet de plasma par un champ de force volumique qui s'introduit dans les équations de fluide par le terme source des équations de conservation de quantité de mouvement. Shyy, Jayaraman, et Andersson (2002) étaient les premiers à proposer un tel modèle, représentant l'effet du plasma comme une moyenne temporelle de la force volumique en 2D. Ce modèle simple ne prenait pas en compte les propriétés du diélectrique et le champ électrique variait linéairement ce qui faisait en sorte que la force d'actionnement, obtenu par la somme intégrale dans la direction axiale du

champ de force, différait beaucoup des mesures pour les mêmes entrées électriques. Suzen et Huang (2005) avaient par la suite proposé un modèle plus sophistiqué qui consistait à calculer la distribution spatiale du champ électrique $\vec{E}$ avec l'équation (3) par la distribution du potentiel obtenue en fonction des propriétés de l'air, du diélectrique et de la position des électrodes. Une distribution empirique de la densité de charge sur la surface au-dessus de l'électrode cachée est utilisée comme condition frontière pour calculer la distribution spatiale de densité de charge ρ_c avec l'équation (4). La force volumique temporellement moyennée est ensuite calculée à partir des deux précédents champs avec l'équation (5) en supposant une force magnétique négligeable. Le schéma du modèle avec les équations est présent en Figure 11. Une grande faiblesse est le fait que ce modèle ne prend pas compte de l'aspect transitoire du fonctionnement de l'actionneur. En effet, la force volumique dans ce modèle était simplement modulée par l'amplitude du signal AC, ce qui veut dire que la force nette serait zéro pour un signal AC symétrique, ce qui ne reflète pas la réalité. Par conséquent, les vecteurs de la distribution de la force volumique doivent être multiplié par un facteur pour obtenir la force d'actionnement désirée.

$$\nabla(\epsilon\nabla\phi) = 0 \tag{3}$$

$$\nabla(\epsilon\nabla\rho_c) = \rho_c/\lambda_d^2 \tag{4}$$

$$\overrightarrow{f_B} = \rho_c\vec{E} \tag{5}$$

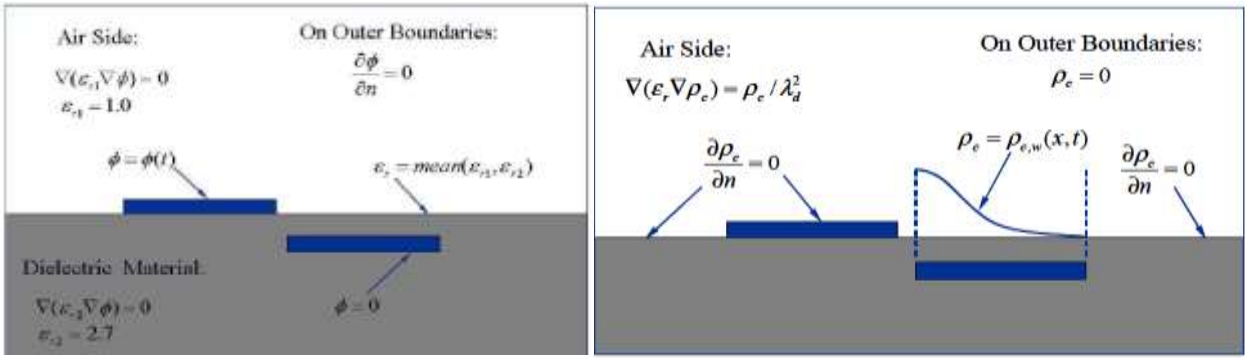


Figure 11 : Schéma, équation et condition frontière du modèle de Suzen et Huang (2006)

Plus tard, Orlov *et al.* (2007) proposait un modèle pour capturer la dynamique de formation du plasma observée au-dessus de l'électrode cachée. Ce modèle représente l'air et le diélectrique en N circuits électriques parallèles, chacun constitué de condensateurs, résistances et diodes afin de représenter la physique de la décharge du plasma. La discrétisation du volume ainsi que le circuit électrique est présenté à la Figure 12. Cependant, ce modèle n'adressait pas adéquatement le calcul de la distribution de force volumique.

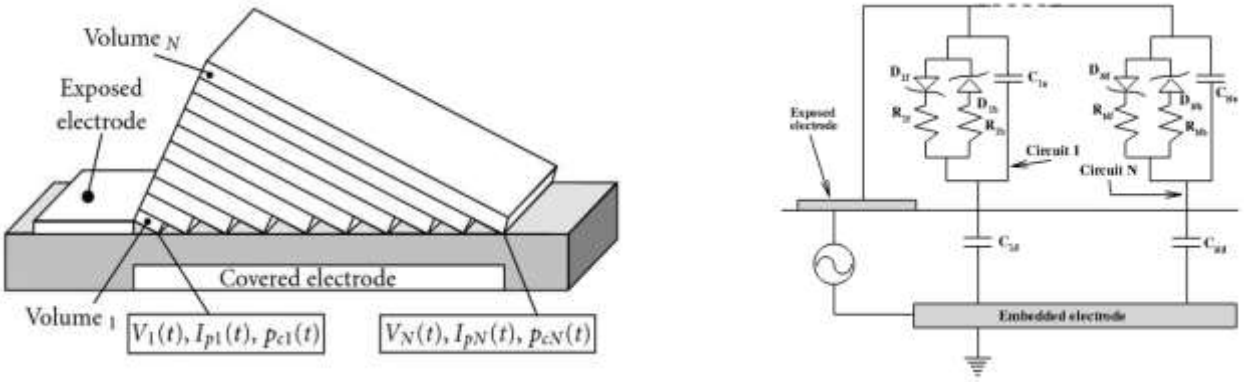
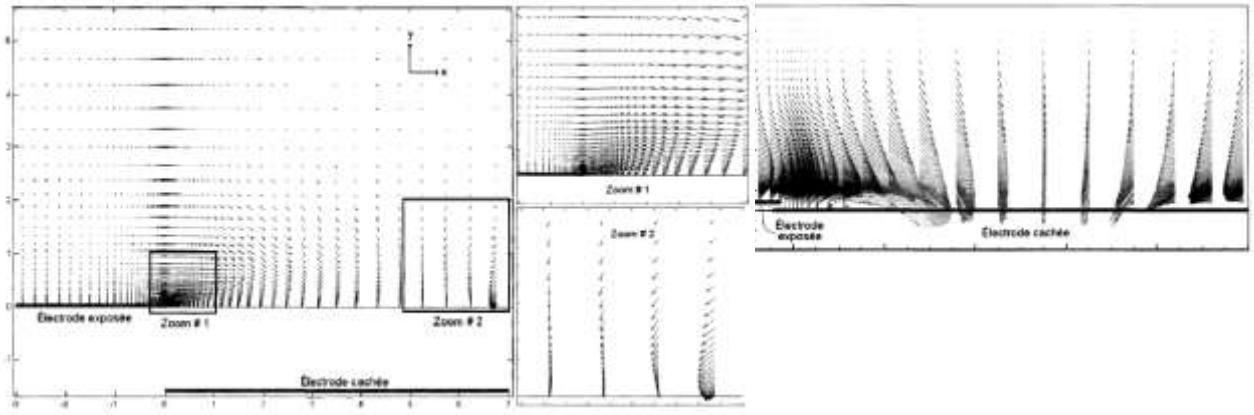


Figure 12 : Sous division du domaine et circuit électrique modèle d'Orlov (Orlov *et al.*, 2007)

Finalement, Lemire et Vo (2011) présentèrent un modèle hybride afin d'obtenir la répartition spatiale et temporelle de la force volumique. Dans ce dernier modèle, le modèle d'Orlov est utilisé afin d'obtenir la densité de charge sur le diélectrique qui est par la suite utilisé comme condition frontière dans le modèle de Suzen et Huang (2006) pour calculer le champ de force volumique, mais en remplaçant la distribution empirique de densité de charge sur la surface du diélectrique avec celle calculée via le modèle d'Orlov. Ce dernier modèle est celui qui sera utilisé pour cette recherche, car il est démontré par Palmeiro et Lavoie (2011) que ce modèle donne une répartition de force très similaire à ceux obtenus par les modèles de premier type et que c'est le meilleur modèle à ce jour pour les applications d'ingénierie. La Figure 13 présente la répartition de la force volumique pour le modèle de Lemire et Vo a) et celui du modèle scientifique de Gaitonde b).



a) b)

Figure 13 : Comparaison du champs de force volumique du modèle macroscopique de Lemire et Vo (2011) (a) avec le modèle microscopique (Gaitonde, Visbal, et Roy, 2006) (b)

CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE

L'approche choisie pour accomplir les objectifs de ce projet peut se résumer en trois étapes. La première est la sélection des paramètres de l'expérience à monter pour tester les trois concepts de contrôle de l'écoulement par actionnement plasma. L'étape suivante consiste à choisir/établir un outil de simulation numérique de l'écoulement (CFD) et l'utiliser pour prédire les performances des concepts testés et raffiner la conception de l'expérience. Finalement, la dernière étape est de monter l'expérience, faire les tests et comparer les données avec les prédictions CFD. Suivant cette méthodologie, ce chapitre commence par la description de la sélection des paramètres de l'expérience, suivie de celle de l'outil CFD et finalement du montage expérimental et de la procédure de test et d'analyses des données.

3.1 Sélection des paramètres de l'expérience

Cette étape est en principe la conception préliminaire de l'expérience et consiste à choisir les paramètres aérodynamiques pour les tests en soufflerie ainsi que le profil à tester. Les expériences doivent être faites dans la soufflerie en circuit fermé de l'École Polytechnique de Montréal, qui est le modèle 407-B de la compagnie Engineering Laboratory Design Inc. de type Gottingen (Rae et Pope, 1984). La Figure 14 illustre les éléments principaux de la soufflerie.

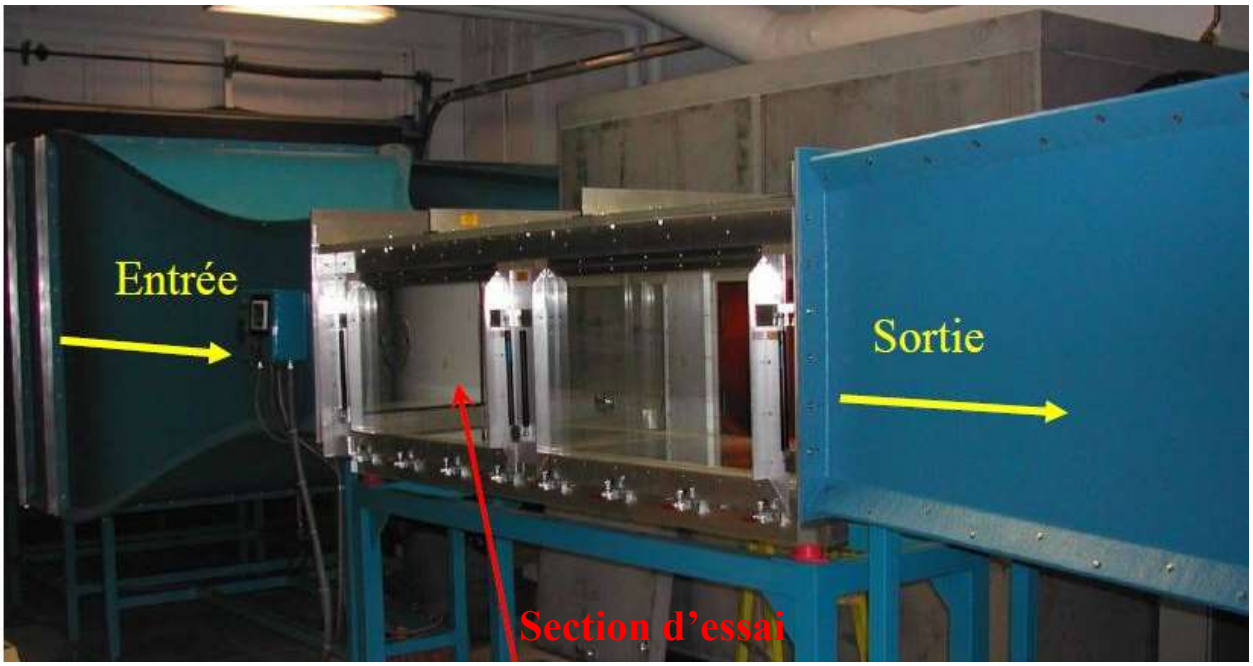


Figure 14 : Soufflerie de l'École Polytechnique de Montréal

La section d'essai a une section carrée de deux pieds de hauteur et de largeur et fait huit pieds de long. La soufflerie à une gamme de vitesse de 3,0 à 91,4 m/s. L'écoulement est entrainé par un moteur électrique de 149,2 kW avec une alimentation électrique trois phases de 600 V et 60 Hz. Une série de grillage et de nid d'abeille est présente avant la contraction en amont de la section d'essai afin de rectifier l'écoulement. Une caractérisation détaillée de la soufflerie a été faite dans ce projet. Ce processus a montré que l'intensité de turbulence une corde en aval de l'entrée est de 0,21 %, que la vitesse de l'écoulement varie de 0.2 m/s en régime permanent et que les couches limites dans la section d'essai suivent l'équation de Blasius. Le montage, la procédure et les résultats de cette caractérisation sont présentés en Annexe B.

Les critères de sélection sont énumérés comme suit :

- Disponibilité des résultats expérimentaux.
- Profil cambré
- Point de transition à environ 30 % de la corde
- Avoir un nombre de Reynolds le plus élevé possible
- Minimiser les effets de mur de la soufflerie
- Effet de l'actionnement plasma mesurable
- Valider à un angle d'attaque de croisière et de décollement

Le logiciel de simulation XFOIL (Drela, 1989) est utilisé pour cette étape pour faire les calculs préliminaires. Ce programme permet d'obtenir la répartition de pression et de cisaillement sur un profil aérodynamique. Il utilise la méthode des panneaux avec une correction des effets de compressibilité. La couche limite laminaire et turbulente sont traitées avec le point de transition déterminé par une formulation d'amplification de type-e^n. XFOIL a permis de choisir les conditions d'opération et un profil avec un point de transition à 30 % de la corde. Il a également servi pour déterminer le nombre et la position des canaux de pression afin de minimiser l'erreur de mesure du coefficient de portance.

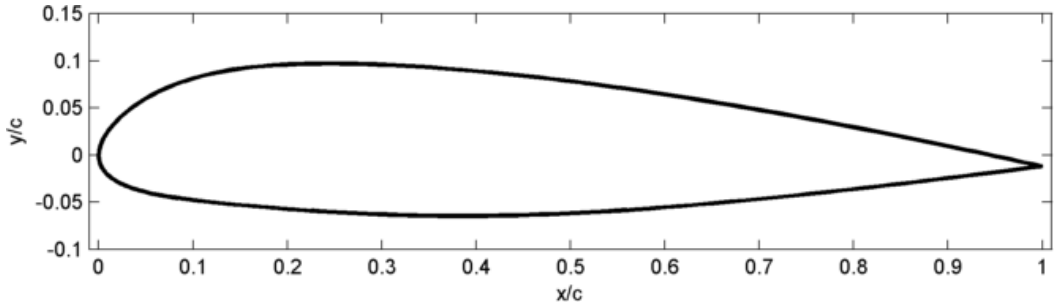


Figure 15 : Profil Aérospatiale-A de l'ONERA

Le profil sélectionné est l'Aérospatiale-A de l'ONERA présenté en Figure 15 conçu en 1986 afin d'étudier la performance de plusieurs algorithmes CFD à prédire la transition et le décollement et pour lequel une multitude de données expérimentales et numériques existent permettant de valider les outils de simulations de ce projet. L'ONERA a fait les expériences en soufflerie afin d'obtenir polaires, profils de vitesses, cisaillement à la paroi, coefficient de pression, point de transition et décollement. De plus, beaucoup de résultats CFD sont disponibles dans la littérature. ONERA compare six modèles différents de turbulence (Haase *et al.*, 1997), Schmidt et Thiele (2003) ont fait du RANS et de la DES, Haase *et al.* (2006) du RANS et Mellen *et al.* (2003) de la LES.

La vitesse d'écoulement sélectionné est 30 m/s, car c'est légèrement supérieur aux vitesses précédemment utilisées. De plus, cette vitesse est un bon compromis entre nombre de Reynolds élevé et efficacité de l'actionnement. De plus, les expériences du passé sur ces concepts étaient en général faites avec des forces d'actionnement autour de 10-40 mN/m, alors que les derniers développements basés sur le travail de Tomas *et al.* (2009) a permis de faire des actionneurs allant au-delà de 100 mN/m, ce qui permet d'escompter des tests à 30 m/s pour ce projet.

La longueur de corde est choisie avec un compromis entre haut nombre de Reynolds et bas blocage de la soufflerie. La Figure 16 présente le coefficient de trainée en fonction de la longueur de la corde pour le profil WTEA (Coutu *et al.*, 2011) avec et sans mur de la soufflerie. L'étude numérique a été faite avec un écoulement à 30 m/s et un angle d'attaque de 3°. La corde choisie est de 30 cm pour un nombre de Reynolds de $5{,}74 \times 10^5$ qui est supérieur aux travaux antérieurs présentés à la section 2.1.

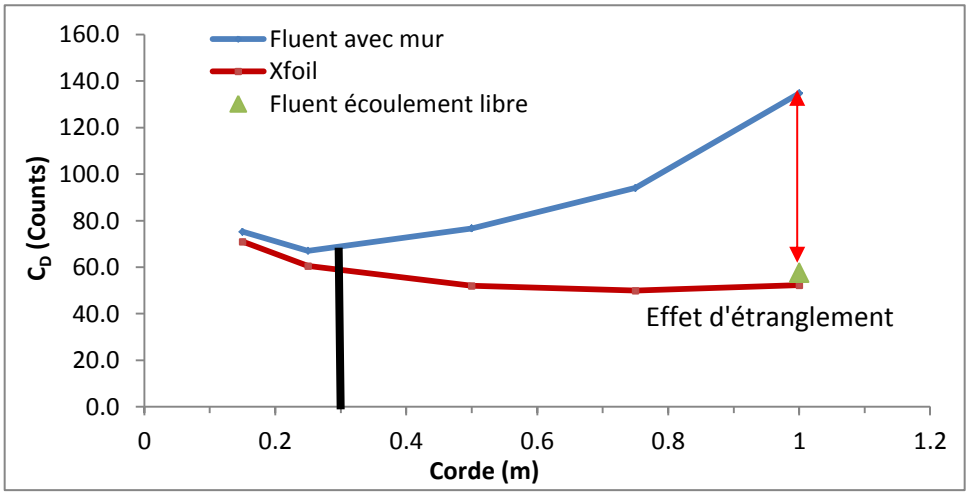


Figure 16 : Effet des murs en fonction de la corde

L'angle d'attaque pour les tests de laminarisation est choisi à 3°, car à cet angle, la transition laminaire turbulente est à 30 % de la corde. Les tests pour le contrôle du décollement seront effectués à 13.3°, car c'est l'angle d'attaque le plus populaire dans la littérature. Le résumé des conditions des tests est présenté au Tableau 1.

Tableau 1 : Résumé des conditions pour les tests

Profil	Aérospatiale-A avec bord de fuite de 1,2 mm
Corde	29.65 cm
Angle d'attaque	3° et 13.3°
Température	25°C
Écoulement	30 m/s, 20 m/s et 15 m/s

3.2 Outil de simulations CFD

Des simulations CFD furent utilisées pour raffiner la conception de l'expérience en simulant l'aile sans et avec actionnement plasma avec les conditions de tests en soufflerie afin de déterminer à l'avance les meilleures positions pour placer les actionneurs ainsi que de quantifier leurs effets afin de choisir et placer adéquatement l'instrumentation pour les mesurer. Le code commercial ANSYS FLUENT fut sélectionné pour cette tâche, car c'est un code RANS qui est bien adapté aux écoulements externes et il contient le modèle de turbulence Transition SST qui est le modèle de turbulence utilisé pour les simulations RANS. Ce modèle est basé sur le couplage entre les équations SST $k-\omega$ et deux autres équations de transport. Une pour l'intermittence et l'autre pour le critère de transition basé sur l'épaisseur de déplacement de la couche limite. Le modèle Transition SST implémenté dans FLUENT contient également les corrélations empiriques de Langtry et Menter (2005) pour résoudre la transition naturelle et par décollement. Le schéma SIMPLE basé sur la pression avec discrétisation au deuxième ordre est utilisé. Il faut noter que FLUENT utilise des maillages non structurés et qu'il conserve toutes ses variables au centre des cellules. La validation de FLUENT par les données expérimentales d'ONERA est présentée en Annexe A. Une fois le code CFD sélectionné, il faut choisir un modèle d'actionneur plasma et l'implémenter dans ce code.

3.2.1 Modélisation de l'actionneur plasma dans Fluent

Modèle d'actionneur plasma

L'effet du plasma est prédit à l'aide du modèle de Lemire et Vo (2011) mentionné précédemment à la section 2.3. La variation temporelle est moyennée sur plusieurs cycles afin d'obtenir une répartition uniquement spatiale des forces volumiques sur une plaque plane avec un maillage suffisamment fin pour résoudre les phénomènes associés avec l'actionnement plasma. Le maillage plasma comporte 4 900 éléments et fait 1 cm par 1 cm. À l'électrode exposée, les

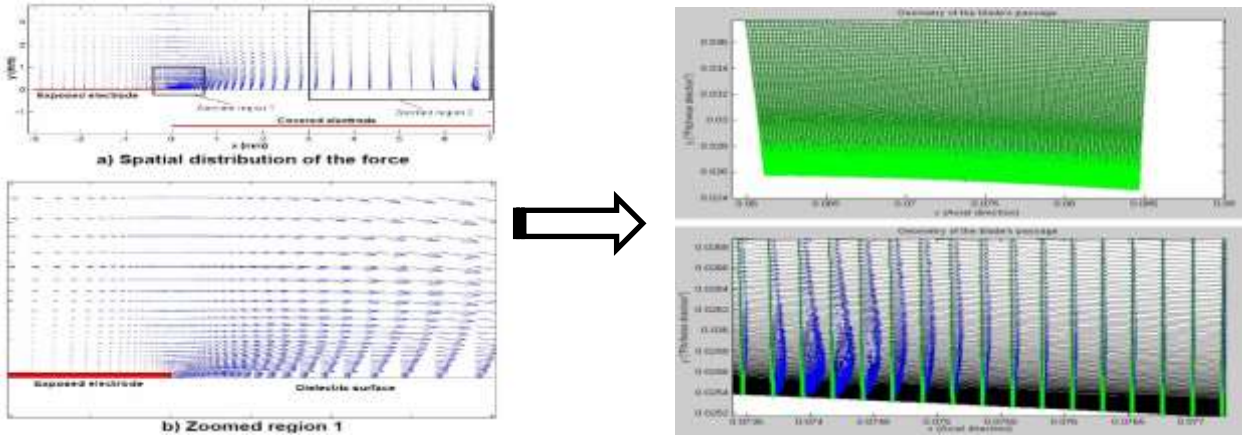


Figure 17 : Champs de force volumique du maillage plasma sur le maillage CFD

cellules ont une dimension de 10^{-6} m en x et en y. La distribution des forces volumiques sur le maillage plasma est pour une force d'actionnement de 30 mN/m. Ce champ de force volumique est simplement multiplié par un facteur afin d'obtenir la force d'actionnement désirée. Par la suite, la répartition spatiale de la force volumique sur le maillage CFD est obtenue en cartographiant le maillage plasma sur le maillage CFD selon la méthode décrite par Lemire et Vo (2011). Cette technique est représentée graphiquement à la Figure 17. Dans la zone du plasma, le maillage CFD a une discrétisation de 0,3 mm.

Implémentation dans FLUENT

Les forces volumiques sont introduites dans FLUENT par un terme source de l'équation de conservation de quantité de mouvement. Les valeurs du terme source selon les directions X et Y sont enregistrées dans chaque cellule du domaine dans une « *User Define Memory* » à l'aide d'une « *User Define Fonction* ». Le terme source est défini selon l'équation (6), où A est le terme

source dans l'équation de conservation de quantité de mouvement en N/m^3. Le terme B peut être utilisé pour linéariser le terme source afin d'améliorer la stabilité du calcul. Dans notre cas, B est fixé à zéro afin de forcer la résolution explicite. Ce terme source interagit avec l'équation de conservation de la quantité de mouvement (7) où *S* est en Newton et définie à l'équation (8) (Ansys, 2014). La force d'actionnement total est la sommation des valeurs de *S* sur tout le maillage.

$$\overline{S_cell_\phi} = A + B\phi \tag{6}$$

$$a_p u = \sum_{nb} a_{nb} u_{nb} + \sum p_f A \cdot \hat{\imath} + S \tag{7}$$

$$S = \overline{S_{cell}} * V_{cell} \tag{8}$$

Pour un actionnement plasma continu, le terme source de l'équation de conservation de quantité de mouvement est toujours égal au « *User Define Memories* » qui contient la valeur de A, tandis que pour un actionnement pulsatif, le terme source est mis à zéro lorsque le signal électrique est coupé. Le schéma du plasma pulsatif est présenté en Figure 18 et le « *Duty Cycle* » est définie comment étant le temps actif sur le temps de la période correspondante au cycle de pulsation.

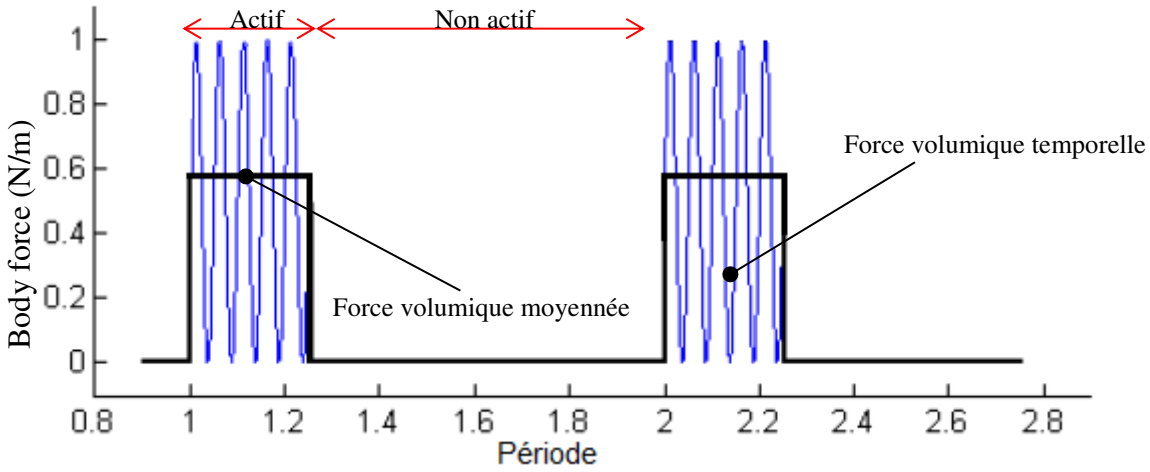


Figure 18 : Schéma du plasma pulsatif

Validation de l'implémentation du modèle plasma

La validation de l'implémentation du plasma dans FLUENT se fait à l'aide des données expérimentales de Versailles *et al.* (2010) réalisées sur une plaque plane avec une force d'actionnement de 18,8 ±1,7 mN/m en opération continue. La Figure 19 présente les profils de vitesses expérimentales à trois distances de l'électrode exposée mesurés par PIV. Les profils de vitesses numériques obtenus avec des simulations stationnaires à une même force d'actionnement montrent que les simulations CFD prédisent un profil de vitesse assez proche de celle mesurée avec une vitesse maximale un peu plus faible que la valeur expérimentale.

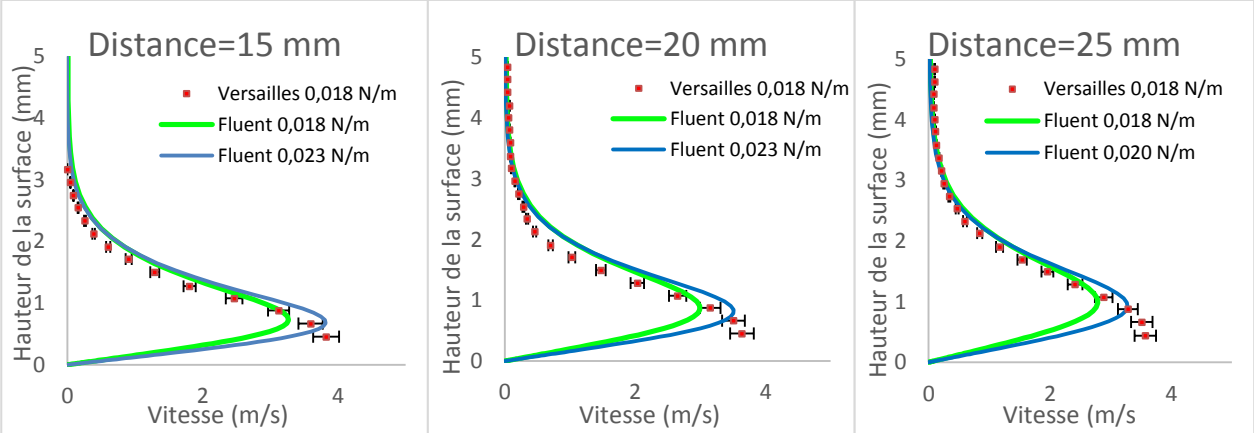


Figure 19 : Validation de l'implémentation plasma avec expériences plaque plane.

Finalement, l'implémentation est validée pour le plasma pulsatif avec une force d'actionnement de 30 mN/m à une fréquence pulsative de 5 Hz et un « *Duty Cycle* » de 50 % sur une plaque plane dans l'air au repos. La Figure 20 compare qualitativement la vorticité expérimentale obtenue à partir du champ de vitesse mesurée par PIV et la vorticité obtenue avec FLUENT en simulation instationnaire pour un actionnement pulsatif. Les résultats obtenus avec FLUENT concordent aussi avec ceux observés par Xu (2011) via leur simulation avec le code CFD ANSYS CFX.

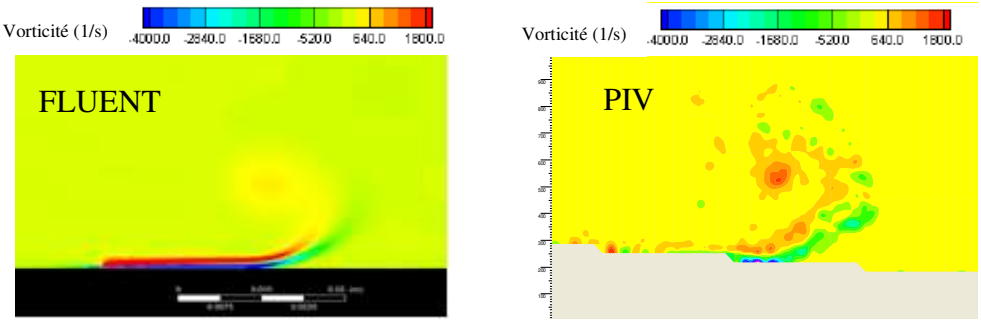


Figure 20 : Champs de vorticité pour actionnement pulsatif

3.2.2 Soufflerie numérique

Les simulations CFD ont été faites avec un écoulement 2D confiné entre deux murs (représentant les murs inférieur et supérieur de la section d'essai de la soufflerie) afin de tenir compte de leur effet sur l'écoulement autour du profil d'aile dont l'épaisseur ne peut pas être considérée comme négligeable par rapport à la hauteur de la section d'essai. Le domaine de résolution est présenté à la Figure 21.

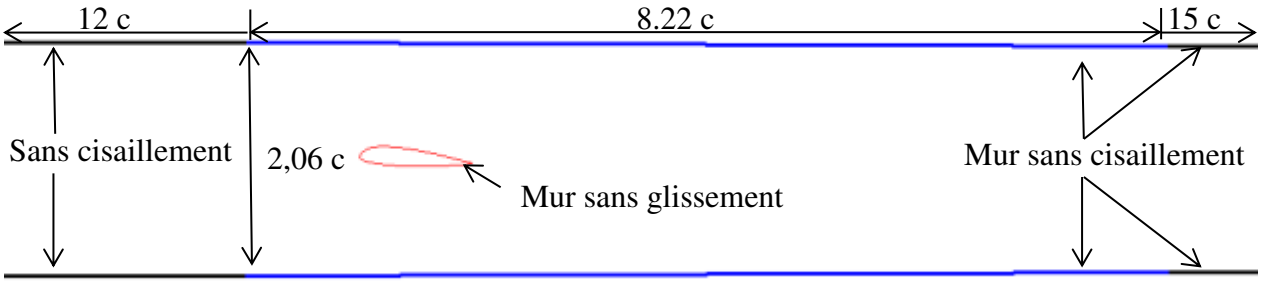


Figure 21 : Schéma du domaine de calcul (soufflerie numérique)

La portion en bleu représente la section d'essai de deux par deux par huit pieds. Les murs supérieurs et inférieurs sont sans cisaillement et convergent vers l'intérieur à un taux égal à deux fois celui de l'épaisseur de déplacement de la couche limite sur une plaque plane. Cette modélisation permet de simuler dans une simulation 2-D l'effet de blocage aérodynamique des couches limites sur les quatre murs dans une section carrée sans avoir besoin de maillage fin sur les murs pour capter la couche limite. L'épaisseur de déplacement de la couche limite est obtenue à partir de l'équation de Blasius (9), où l'équation (10) (Anderson, 2011) est pour l'écoulement laminaire et (11) (White, 2006) pour un écoulement turbulent avec la transition fixée au nombre de Reynolds d'un demi-million. Les sections convergente et divergente de la soufflerie sont modélisées par des murs horizontaux de section constante sans cisaillement comme indiqués par les lignes noires sur la Figure 21.

$$2f''' + ff'' = 0 \text{ où } f' = u/u_e \tag{9}$$

$$\delta^*_{lam} = \frac{1.72x}{\sqrt{Re}_x} \tag{10}$$

$$\delta^*_{turb} \approx \frac{1}{8} * \frac{0.16x}{Re_x^{1/7}} \tag{11}$$

L'entrée du domaine de calcul sur la Figure 21 est simulée comme un « *Vélocité Inlet* » avec un profil de vitesse uniforme. Cette approche nécessite une longue section en amont de la section d'essai tel que montré dans la Figure 21, car l'aile est trop proche de l'entrée de la section d'essai et la vitesse n'y est par conséquent pas uniforme due aux effets potentiels de l'aile. La vitesse à l'entrée du domaine de calcul est ajustée afin d'avoir le même profil de vitesse à une demi-corde en amont du profil que les mesures en soufflerie. La sortie du domaine est définie comme un « *Pressure Outlet* » sans refoulement de fluide.

Les mêmes paramètres du solveur sont utilisés que ceux définis en annexe A pour la validation de FLUENT. Les simulations nécessitant le mode instationnaire sont faites avec une formulation implicite du deuxième ordre avec un « *Iterative Time-Advancement Scheme* ». Sengupta (2004) affirme que la solution aux équations de Navier-Stokes est dépendante des conditions initiales et du processus de démarrage. Conséquemment, les simulations numériques avec plasma se font avec le solveur instationnaire à partir d'une solution convergée sans plasma afin de représenter la procédure expérimentale, soit le démarrage de la soufflerie puis le démarrage du plasma suite à l'atteinte de l'état équilibré de l'écoulement sans plasma.

La stratégie de maillage est un O-Grid dans un H-grid. Le bord de fuite du profil de 1,2 mm d'épais est arrondi afin d'améliorer l'orthogonalité du maillage et pour utiliser le même profil que celui utilisé dans les simulations DNS. La Figure 22 présente le maillage utilisé pour simuler 3° d'angle d'attaque avec un agrandi au bord de fuite. Le raffinement du maillage sur l'extrados est nécessaire pour avoir une bonne résolution de la distribution de la force volumique de l'actionneur plasma et ce raffinement de maille se propage également du côté de l'intrados par la stratégie H-grid utilisée.

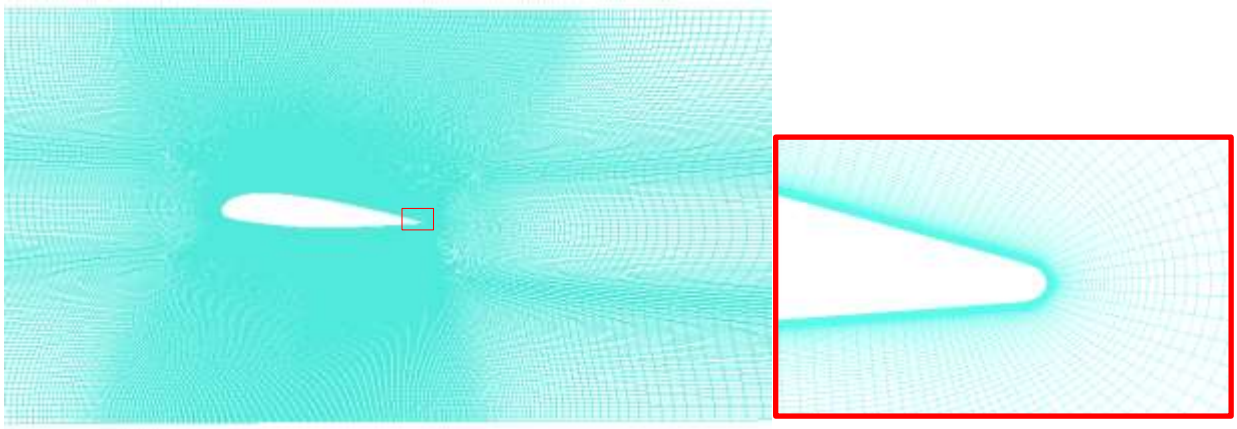


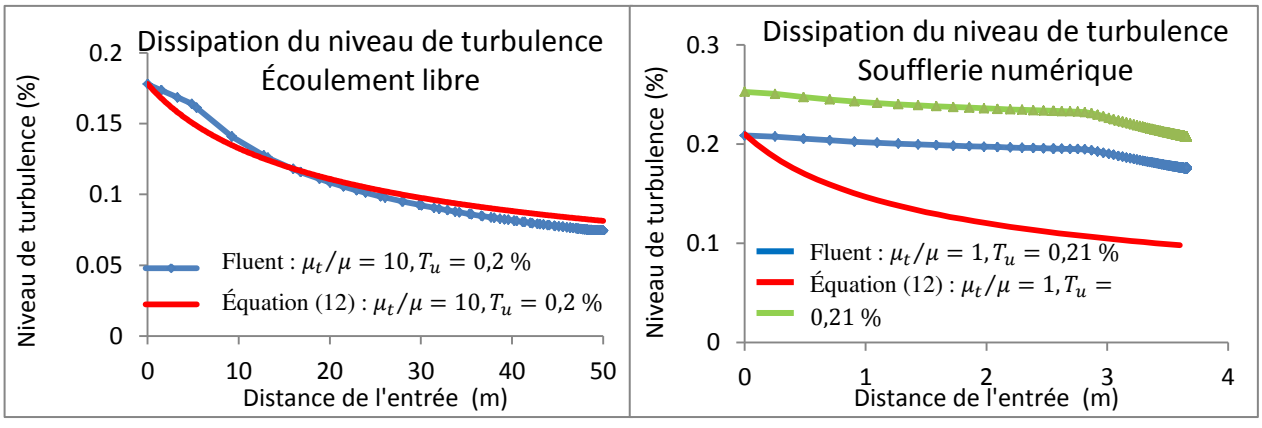
Figure 22 : Maillage de la soufflerie numérique avec agrandi au bord de fuite

Le maillage O-Grid autour du profil a une discrétisation de 608 par 138. La première cellule à la paroi a une épaisseur de 10^{-6} m et un taux d'expansion de 1,07. La taille du maillage est de 180 760 cellules et est suffisamment dense pour avoir un $y^+ < 1$ sur toute la corde.

La pratique courante en CFD est de prescrire une valeur pour l'intensité de turbulence à l'entrée du domaine de calcul afin d'avoir un niveau de turbulence désiré à la position de la géométrie testée (Spalart et Rumsey, 2007). Dans ce cas, l'intensité de turbulence au bord d'attaque désirée est de 0,21 %, mesurée expérimentalement et présentée en détail en annexe B. Ensuite, le guide théorique de FLUENT (Ansys, 2014) recommande d'éviter un grand ratio de viscosité turbulent (>100), car le coefficient de friction aux parois pourrait dévier de la valeur théorique pour un écoulement laminaire, et préconise un ratio entre un et dix. Toujours selon ce guide, l'évolution de l'intensité de turbulence varie selon l'équation (12) pour le modèle Transition-SST (Langtry et Menter, 2005). La Figure 23 a) présente la dissipation de la turbulence pour le cas de validation de FLUENT présenté en Annexe A, tandis que la Figure 23 b) est pour la soufflerie numérique.

$$T_u = \left(T_{u_{inlet}}^2 \left[1 + \frac{3\rho U_\infty x \beta T_{u_{inlet}}^2}{2\mu\left(\mu_t/\mu\right)_{inlet}} \right]^{\frac{-\beta^*}{\beta}} \right)^{0.5} \qquad (12)$$

$T_{u_{inlet}}$: Intensité turbulence à l'entrée
ρ : Densité (kg/s)
U_∞ : Vitesse moyenne (m/s)
x : Distance de l'entrée (m)
β : 0.09
β^* : 0.0828
μ : Viscosité (kg/ms)
μ_t/μ : Rapport de viscosité turbulent



a) b)

Figure 23 : Dissipation de la turbulence écoulement libre et soufflerie numérique

Les résultats sur la Figure 23 indiquent que l'équation (12) est valide pour un écoulement libre, mais ne fonctionne pas pour un écoulement confiné. Les changements de pente des graphiques correspondent à des changements de densité de maillages. Un rapport de viscosité de turbulence de 1 et une intensité de 0,255 % trouvé par itération permet d'obtenir une intensité de 0,21 % au bord d'attaque du profil.

En régime permanent, la solution est jugée convergée lorsque la variation du coefficient de portance (C_L) et de trainée (C_D) est inférieure à 0,01 % entre deux itérations et lorsque les résidus sont inférieurs à 10^{-7}. Environ 30 000 itérations sont nécessaires pour les cas à 3° d'angle d'attaque. Les simulations en régime transitoire sont convergées lorsque la réponse temporelle du C_L et du C_D est périodique et que les résidus de chaque sous-itération sont inférieurs à 10^{-6}. Par la suite, le signal du C_L et C_D est moyenné. Les courbes de convergences pour le cas à 3° d'angle d'attaque avec vitesse d'écoulement à 30 m/s sont présentées à la Figure 24. La solution est d'abord calculée en régime permanent. Puis voyant que les résidus de l'équation de continuité ne descendaient pas plus bas que 10^{-5}, la solution est démarrée en régime transitoire à partir de la dernière solution stationnaire afin de résoudre les phénomènes instationnaires.

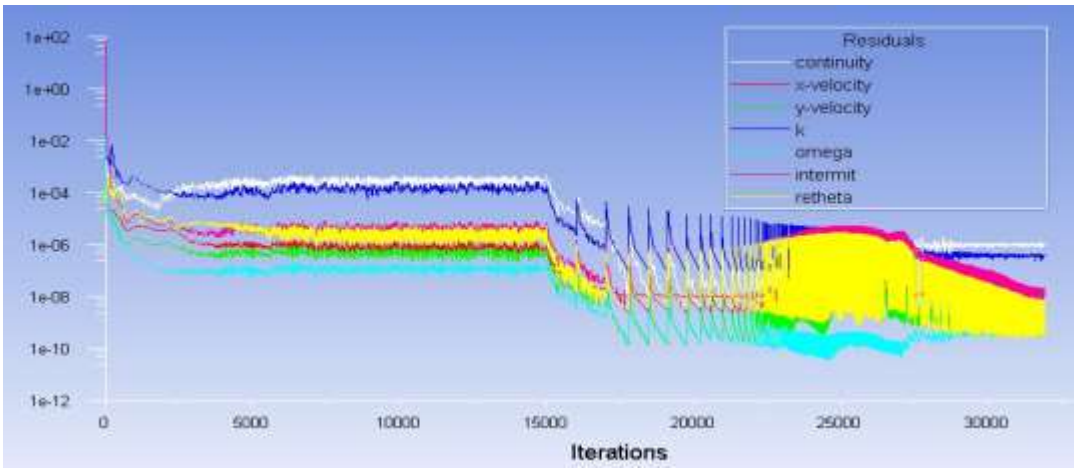


Figure 24 : Courbes de convergence

Le critère de convergence du maillage est basé sur la variation du coefficient de portance et de trainée. Bien que ce critère n'est pas directement basé sur le point de transition, mais les coefficients aérodynamiques sont dépendants de la position de la transition. L'incertitude due à la discrétisation des simulations numériques est obtenue à l'aide d'une technique de raffinement de maillage en cinq étapes décrite par Celik, Ghia, et Roache (2008). Quatre différents maillages

sont utilisés pour le cas à l'angle d'attaque 3° et nombre de Reynolds de $5{,}78 \times 10^5$, soit un maillage à 7 984, 14 920, 31 936 et 180 760 éléments. Le dernier maillage est celui utilisé pour tous les comparatifs. La Figure 25 présente les coefficients aérodynamiques en fonction du nombre d'éléments du maillage et le Tableau 2 présente l'analyse d'incertitude due à la discrétisation. Bien que le maillage N_2 donne pratiquement les mêmes résultats que le maillage N_1, le modèle plasma nécessite cette finesse pour modéliser les phénomènes liés à l'actionneur. Puisque maillages N_1 et N_2 donnent quasiment les mêmes coefficients aérodynamiques, l'erreur de discrétisation est très faible.

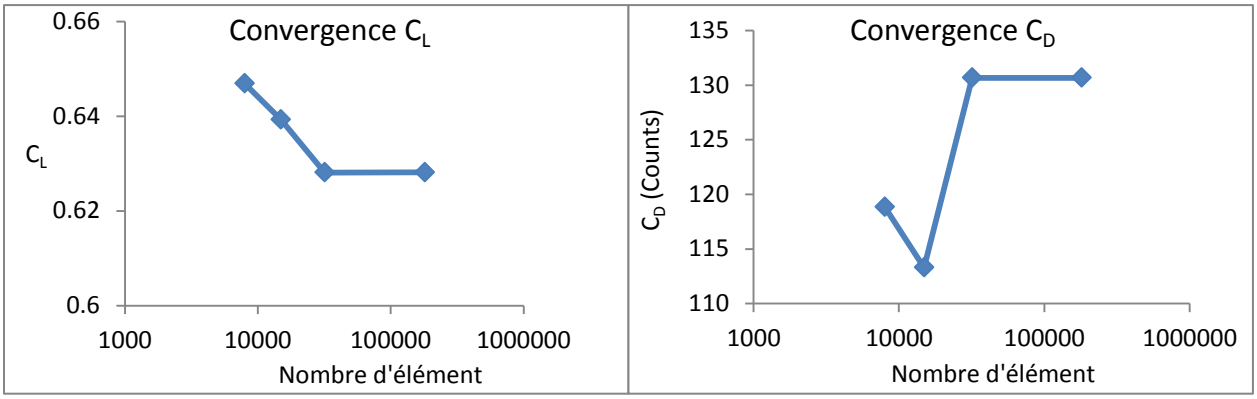


Figure 25 : Étude convergence maillage soufflerie à 3° d'angle d'attaque et nombre de Reynolds $5{,}78 \times 10^5$

Tableau 2 : Analyse de l'incertitude en fonction de la discrétisation

	$\boldsymbol{\phi = C_L}$	$\boldsymbol{\phi = C_D}$ **(counts)**
$\mathbf{N_1, N_2, N_3, N_4}$	180 760, 31 936, 14 920, 7 984	
$\mathbf{r_{21}}$	2.379090	
$\mathbf{r_{32}}$	2.000000	
$\boldsymbol{\phi_1}$	0,62813	130,67
$\boldsymbol{\phi_2}$	0,62810	130,68
$\boldsymbol{\phi_3}$	0,63930	118,85
$\boldsymbol{p}$	8,530000	10,21
$\boldsymbol{\phi_{ext}^{21}}$	0,628130	130,67
$\boldsymbol{e_a^{21}}$	0,004827 %	0,007653 %
$\boldsymbol{e_{ext}^{21}}$	0,000003 %	0,000001 %
$\boldsymbol{GCI_{fine}^{21}}$	0,000004 %	0,000001 %

3.3 Montage expérimental

Cette section décrit le montage expérimental conçu, fabriqué et installé dans la section d'essai de la soufflerie de l'École Polytechnique de Montréal pour les tests faits dans le cadre de ce projet, principalement l'aile, l'actionneur plasma, les supports et l'instrumentation. Elle décrit ensuite la procédure expérimentale et résume les méthodes de traitement des données pour calculer les paramètres pertinents.

3.3.1 Aile

L'aile est construite à partir du profil Aérospatiale-A dimensionné sur une corde de 30 cm, puis coupé verticalement afin d'avoir un bord de fuite de 1,2 mm d'épais, ainsi on retrouve une corde de 29,65 cm. L'aile extrudée est fabriquée en sept pièces avec un facteur de sécurité de 2,4 basé sur le critère de Von Mises avec les six panneaux comme pièces critiques. L'intrados, représenté en gris à la Figure 26 est fabriqué en aluminium. Tandis que les six autres pièces sont faites par stéréolithographie

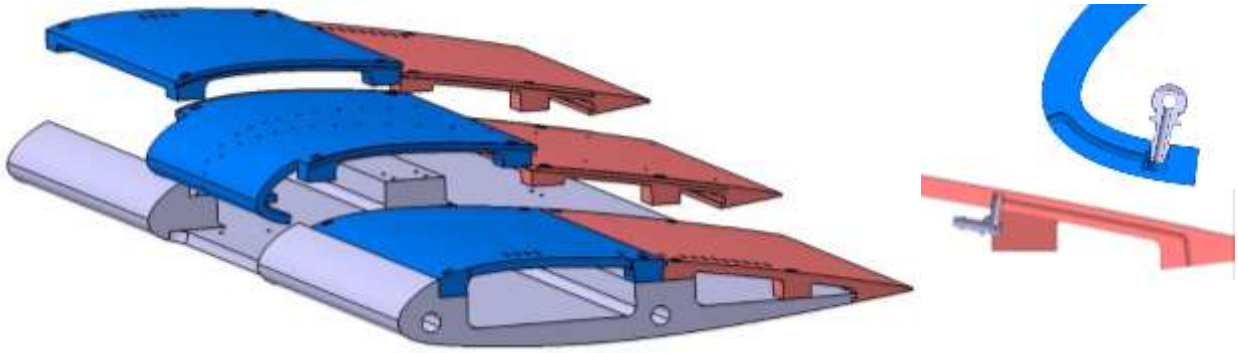


Figure 26 : Aile expérimentale avec canaux de pressions statiques

Les six panneaux qui constituent l'extrados sont faits en photopolymère DSM Somos XC 11122 de la compagnie Axis Prototypes avec une épaisseur de cinq millimètres. Six panneaux furent choisis à cause de la limitation des dimensions de fabrication et pour réduire les frais de remplacement en cas d'endommagement par décharge électrique à travers le diélectrique. Ces panneaux servent de diélectrique principal pour l'actionneur plasma. Ce matériau et l'épaisseur ont été choisis basés sur un projet antérieur (Ashrafi, 2014) pour donner au moins 100 mN/m de force d'actionnement sur une période d'opération prolongée sans dégrader ou détruire

l'actionneur. Cette aile permet de positionner l'actionneur plasma de 15 % à 85 % de la corde. De plus, la fabrication par stéréolithographie permet d'acheminer les canaux de pression statique à l'intérieur de l'extrados pour éviter les interférences. La même séquence d'empilement est utilisée que celle présentée à la section 3.3.2 pour construire l'actionneur plasma sur l'aile. Une fois l'assemblage complété, l'aile est recouverte d'une membrane plastique transparente de 0,003 pouce d'épais. Cette membrane vient recouvrir entièrement l'aile, sauf la surface de l'électrode exposée, voir Figure 28 de la section 3.3.2. Elle permet de cacher toute discontinuité sur la surface qui peut affecter la transition et le décollement de la couche limite. Ainsi, les jeux d'assemblages des panneaux, les 24 trous de fixation des panneaux sont recouverts et le changement de géométrie dû à l'électrode exposée est réduit afin d'éviter d'avoir une transition forcée (Slangen, 2009). Les 48 trous de pression statique sont refaits sur la membrane plastique à l'aide d'une aiguille. Ces 48 trous de pression sont dispersés sur l'envergure sur un V à 30° afin que la présence du trou de pression statique en amont n'affecte pas celui en aval (Coutu *et al.*, 2011). Les trous de pression sont répartis sur la corde de sorte à minimiser l'erreur de lecture de la portance entre 0 et 17° et pour capter localement les variations de pression dues à l'actionneur plasma. La Figure 27 présente la répartition des trous de pression le long de la corde.

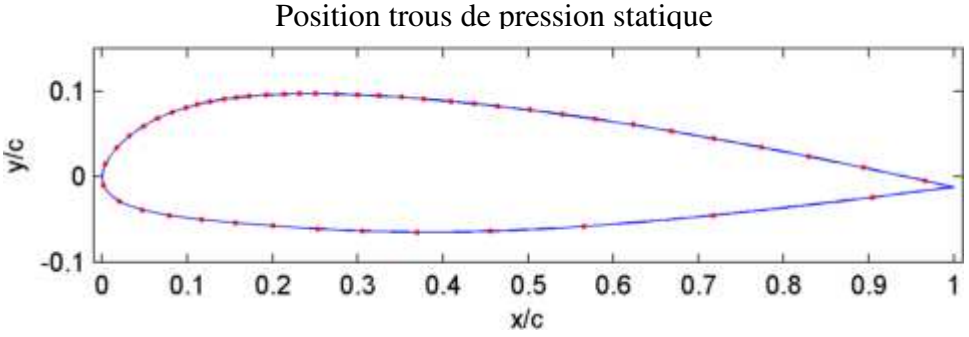


Figure 27 : Répartition des trous de pression sur la corde

3.3.2 Actionneur plasma

Le matériau du diélectrique principal, la largeur et la position des électrodes sont basées sur une étude antérieure (Ashrafi, 2014). La configuration finale devait être adaptée pour empêcher une protrusion de l'électrode exposée qui peut affecter la couche limite. L'actionneur est illustré à la Figure 28. L'épaisseur de l'électrode versus celle de la membrane plastique couvrant l'aile et la séquence d'empilement avec une mince couche de Kapton permet de minimiser la perturbation

de la couche limite tout en protégeant le diélectrique principal contre la dégradation due au plasma. Cet actionneur a été caractérisé de façon détaillée et les détails et résultats de ce processus sont présentés en Annexe C. Cet exercice a permis de trouver qu'un signal en rampe de 35 kV crête à crête à 2,5 kHz appliqué aux deux électrodes est le meilleur signal pour obtenir une force d'actionnement de 100 mN/m. Les signaux électriques aux électrodes sont présentés à la Figure 29. Bien que cet actionneur est capable de donner des forces d'actionnement plus élevées, la valeur de 100 mN/m a été déterminée par des expériences passées (Ashrafi, 2014) comme une limite prudente pour des opérations sur plusieurs minutes (temps requis pour prendre des mesures) sans risquer de dégrader ou de détruire l'actionneur via une décharge à travers le diélectrique.

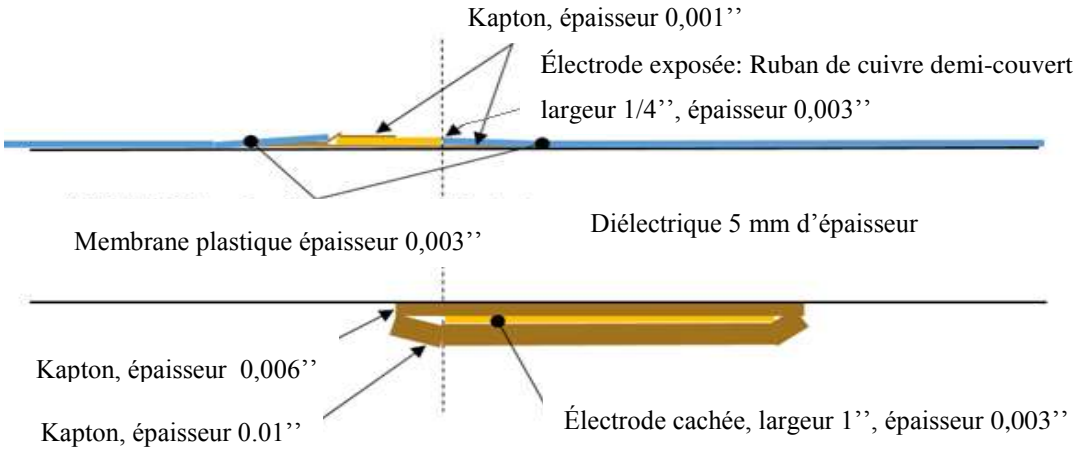


Figure 28 : Schéma de la configuration de l'actionneur plasma

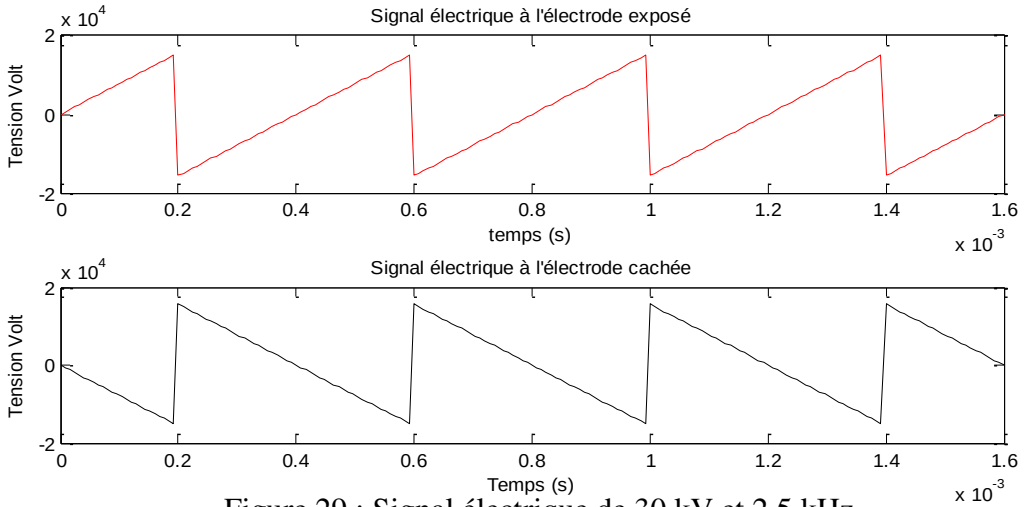


Figure 29 : Signal électrique de 30 kV et 2.5 kHz

3.3.3 Supports

L'aile est montée à la verticale, mur à mur et avec le centre du profil au centre de la section d'essai à 45,48 cm de l'entrée telle que présenté à la Figure 30. Le montage du haut (1) a un jeu d'assemblage Acnor H7 et le montage du bas a un jeu d'assemblage de 1,58 mm (2). De plus, le bas de la soufflerie a un scellant circulaire en Néoprène (3) pour ne pas dépressuriser la soufflerie. Les 48 tubes de pression sortent par le haut et le bas de la soufflerie à travers l'aile et il y a une connexion d'électrode de part et d'autre de l'aile. L'aile a son centre de rotation au centre de son profil. Le montage du haut tourne à l'intérieur d'un anneau en angle d'aluminium de 6,35 mm d'épais et l'aile et le montage du haut sont maintenus en place par deux serres de 883 N de force.

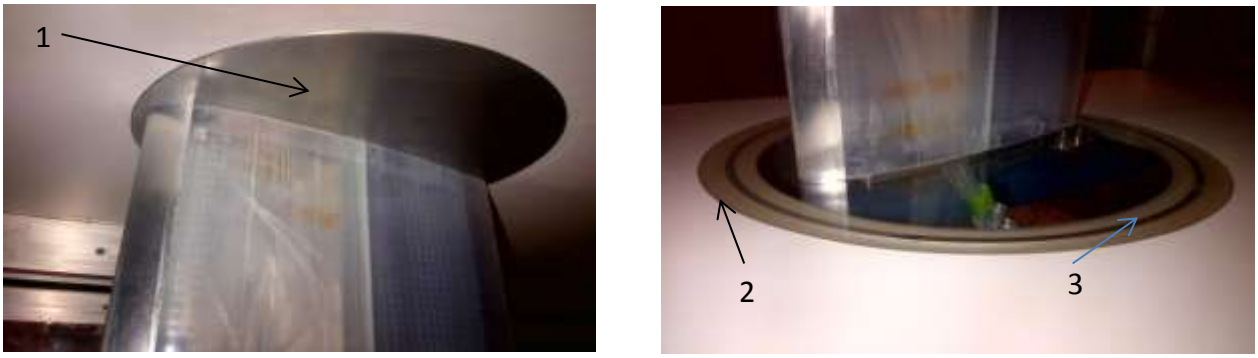


Figure 30 : Montage de l'aile dans la soufflerie

3.3.4 Instrumentation

L'angle d'attaque du profil est changé manuellement et mesuré à l'aide d'une graduation millimétrique positionnée sur la périphérie de l'anneau en angle. L'angle d'attaque du profil a une incertitude de ± 0,15°. La température de la soufflerie est mesurée avec une incertitude de ± 0,25°C à l'aide d'un thermocouple positionné à l'intérieur de la contraction juste en amont de la section d'essai. La densité a une incertitude de ± 0,002 kg/m3 et est calculée à partir de l'humidité relative initiale à l'intérieur de la section d'essai, de la température et de la pression. Le développement du calcul est présent en Annexe D.

Les profils de vitesse en amont et en aval de l'aile sont mesurés à l'aide de deux tubes Pitot-statique positionnés respectivement à une demi-corde en amont du bord d'attaque et à une corde en aval du bord de fuite. Celui en amont est monté sur un système de traverse manuelle avec une plage de déplacement de 200 mm par 300 mm et celui en aval sur un système de traverse électrique de la compagnie Aeroprobe Corporation avec une plage de déplacement de 350 mm par 350 mm. La position relative des tubes Pitot-statique est présentée en Figure 31. Les pressions des tubes Pitot-statique sont mesurées avec une incertitude de 1,2 Pa. Les incertitudes des vitesses sont de ± 0,075 m/s à 30 m/s, ± 0,10 à 20 m/s et ± 0,14 m/s à 15 m/s. Le détail du calcul de la vitesse et de l'incertitude est présent en annexe D.

Figure 31 : Position relative des tubes Pitot-statique

Les 48 pressions statiques de l'aile ainsi que les quatre pressions des deux tubes Pitot-statique sont acquises à l'aide de quatre NetScanner modèles 9116 de la compagnie Measurement Specialities™ avec 16 canaux indépendants. Selon la calibration associée au canal, l'incertitude est de ± 1,2 Pa, ± 2,4 Pa, ± 3,4 Pa ou ± 17,2 Pa pour une mesure maximale de 2 000 fois l'incertitude du canal respectif. Les canaux ont été couplés aux trous de pression pour maximiser la précision de la mesure de portance et pour ne pas dépasser les intervalles de mesures des canaux. Les capteurs de pression sont équipés de filtre passe-bas afin d'éviter l'effet de repliement. La pression de référence des capteurs est la pression statique moyennée aux quatre murs à l'entrée de la section d'essai.

Figure 32 : System d'acquisition pression

Les capteurs sont montés sur une planche et isolés à l'aide d'un caoutchouc de 2,54 cm d'épais tel que présenté à la Figure 32. Les capteurs de pression sont reliés avec 243,84 cm de tube plastique avec diamètre interne de 1,588 mm. L'amortissement par friction et la réflexion d'onde

à l'intérieur de ces tubes déforment le signal tel que présenté à la Figure 33 (Whitmore *et al.*, 1990). La fréquence de coupure est à 30 Hz et à 100 Hz, l'atténuation est de -20 dB. Conséquemment, la fréquence d'acquisition des expériences est fixée à 100 Hz.

Le bruit est mesuré à 100 Hz sur 10 secondes avec la soufflerie éteinte. L'analyse spectrale des 52 canaux révèle un pic à 30 Hz qui est causé par les pompes hydrauliques qui fonctionnaient dans le laboratoire. La transformation de Fourrier pour le troisième capteur est présentée à la Figure 34. L'amplitude d'oscillation du bruit est inférieure à l'incertitude des canaux.

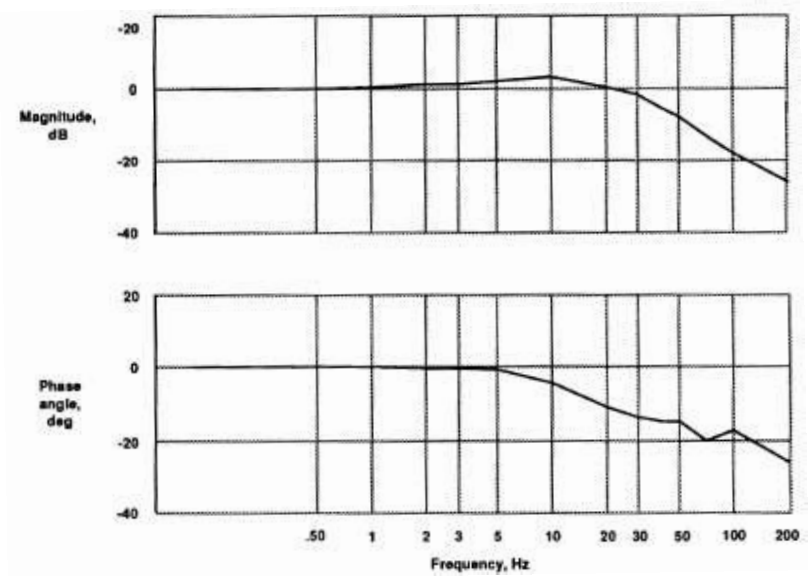


Figure 33 : Diagramme de Bode d'un tube de 8'de long avec diamètre interne de 1/16'' (Whitmore, Lindsey, Curry, et Gilyard, 1990)

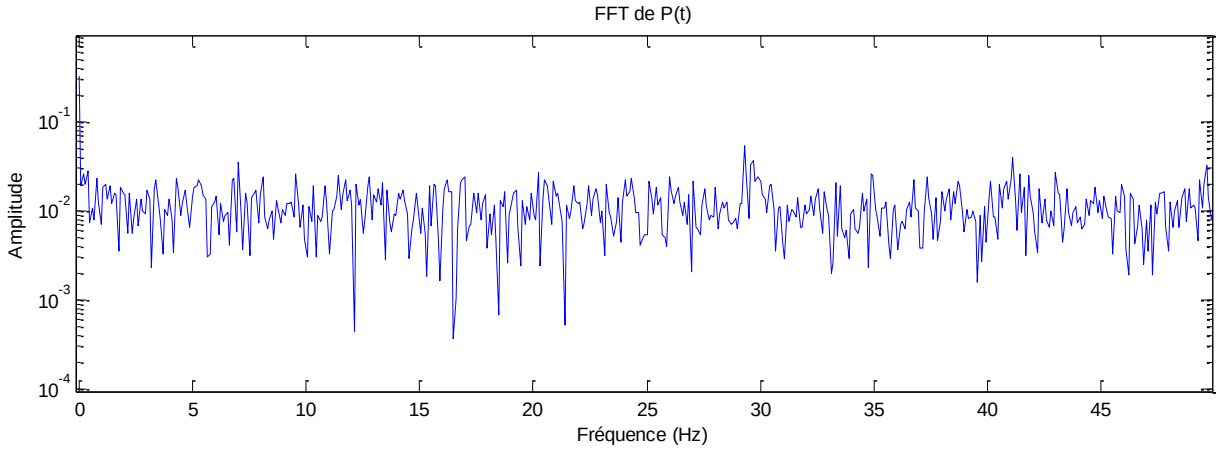


Figure 34 : Spectre du bruit pour le capteur 3

3.3.5 Procédure expérimentale

Avant chaque test, l'humidité relative du laboratoire est enregistrée afin de connaitre l'humidité absolue dans la soufflerie qui demeurera constante tout au long des tests, les capteurs de pression sont remis à zéro et les positions des tubes Pitot statique sont enregistrées. Ensuite, la soufflerie est mise en route durant environ 15 minutes ou jusqu'à l'obtention d'une température constante de 25°C à vitesse désirée. Par la suite, la mesure du sillage en amont est prise et la vitesse est ajustée afin d'obtenir la même vitesse que les calculs CFD. Les pressions statiques sont ensuite enregistré avec une fréquence d'échantillonnage de 100 Hz pendant trois secondes et le sillage en aval est mesuré à l'aide d'une acquisition d'une seconde à 100 Hz tous les millimètres. Le temps d'acquisition est fixé à une seconde, car les fluctuations captées par les capteurs avaient toutes les périodes inférieures à une seconde.

Une fois les mesures sans plasma complétées, une tension de 35 kV est appliquée aux électrodes et la répartition des pressions statiques est enregistrée 5 secondes plus tard. Le sillage est par la suite acquis en déplaçant le tube Pitot statique en aval à vitesse constante de 3 mm/s. Une fois complétée, la tension électrique est coupée pour un actionnement d'une durée totale d'environ une minute en continu. Afin de laisser à l'ozone le temps de se dissiper, la soufflerie demeure en marche durant 10 minutes avant l'arrêt et l'ouverture de la section d'essai.

À cause des interférences électromagnétiques engendrées par l'actionneur, le sillage devait être acquis sans arrêt du système de traverse, car lorsque le tube Pitot-statique s'arrêtait dans le sillage pour acquérir, il restait figé. La vitesse de déplacement du tube Pitot sélectionnée est la plus rapide sans engendrer des déformations de la mesure. Les vitesses d'acquisition entre 1 mm/s et 6 mm/s furent comparées avec la première méthode afin de sélectionner la vitesse de déplacement la plus rapide sans déformer la lecture. La Figure 35 présente l'étude comparative entre les deux méthodes de prise de mesure faite à 30 m/s afin de confirmer la validité de l'acquisition en continu, où l'épaisseur de la ligne correspond à l'incertitude de 0,075 m/s. Seulement la vitesse de déplacement de 3 mm/s est présentée.

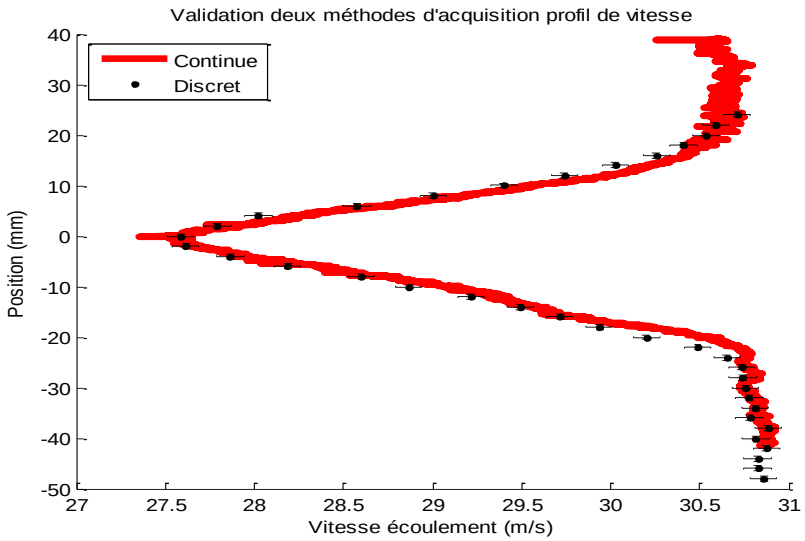


Figure 35 : Validation des deux méthodes de mesure du sillage

3.3.6 Traitement des données

Les paramètres principaux à calculer avec les mesures brutes pour chaque cas testé sont la distribution du coefficient de pression (C_P) sur la surface de l'aile, le coefficient de portance de pression (C_L) et le coefficient de trainée (C_D).

Pour la distribution de C_P, les pressions sont adimentionnalisées selon l'équation (13) avec P_∞ la pression statique à l'entrée de la section d'essai moyennée sur les quatre murs, ρ la densité et U_∞ la vitesse à l'entrée de la section d'essai où le profil de vitesse est constant. L'incertitude de C_P est présentée en annexe D.

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \tag{13}$$

Le point de transition est obtenu par le point de courbure maximale de la distribution des coefficients de pression dans la bulle de séparation telle que présentée à la Figure 37 (Popov, Botez, et Labib, 2008). La validation de Fluent par l'expérience de l'ONERA à un nombre de Reynolds de $2{,}1 \times 10^6$ confirme que la transition survient suite à un décollement laminaire et on suppose le même phénomène aux moyens nombres de Reynolds. Cette supposition est confirmée par XFOIL et FLUENT.

L'utilisation d'une balance aérodynamique n'a pas été retenue pour mesurer la portance, car une balance mesure tous les effets aérodynamiques, dont les effets de bord, tandis qu'en utilisant des capteurs de pression statique et des tubes Pitot-statique situé dans la partie centrale de l'écoulement, on mesure majoritairement la portion 2-D de l'écoulement. Une vérification par mesure de plusieurs hauteurs de sillage présenté à la Figure 36 confirme que l'instrumentation se situait dans la portion 2-D de l'écoulement.

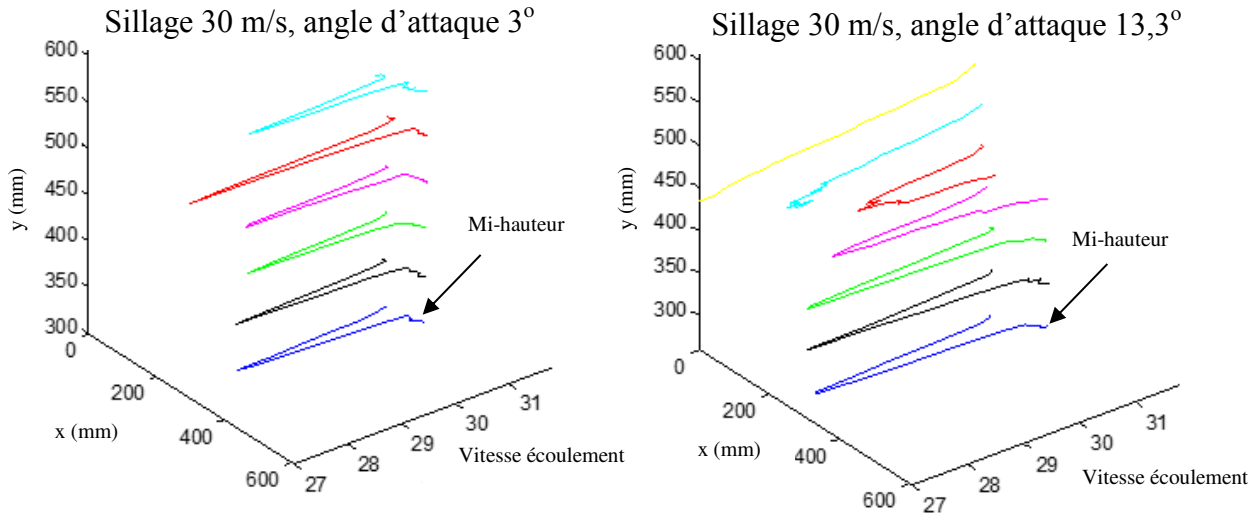


Figure 36 : Mesure des effets de bord

Le coefficient de portance de pression est calculé à l'aide d'une spline cubique passée par la moyenne des C_P sur trois secondes. Deux points sont ajoutés à partir des simulations RANS afin de ne pas manquer le pic de pression et la pression au bord de fuite. Également, le 28^{e} capteur n'est pas utilisé, car un défaut de fabrication causait une lecture systématiquement supérieure. La spline ainsi que les traitements des points est présentée en Figure 37.

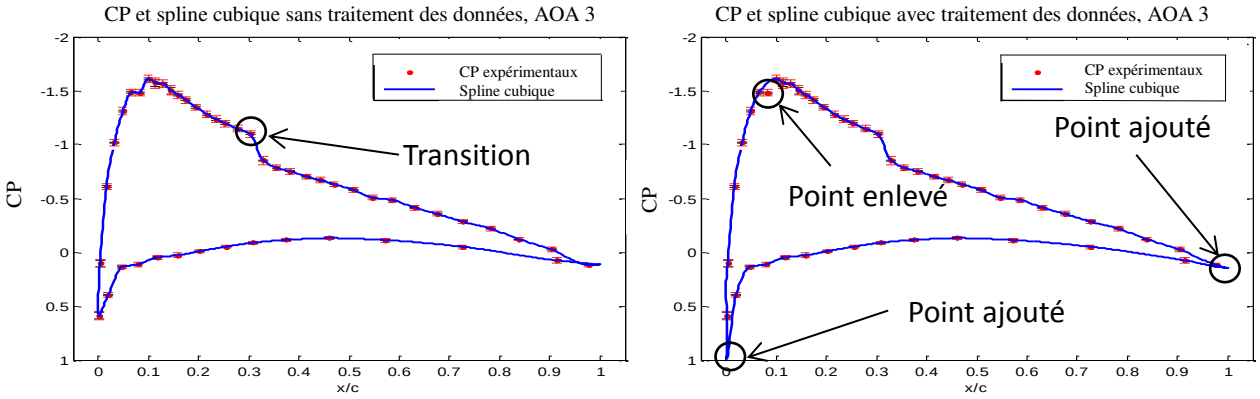


Figure 37 : Spline cubique à travers les CP expérimentaux

Par la suite, le coefficient de portance de pression est calculé en intégrant les forces élémentaires sur le profil selon les équations (14) à (16).

$$F_N = \int_{BA}^{BF} (-P_e cos\theta) dA_e + \int_{BA}^{BF} (P_i cos\theta) dA_i \tag{14}$$

$$F_a = \int_{BA}^{BF} (P_e sin\theta) dA_e + \int_{BA}^{BF} (-P_i sin\theta) dA_i \tag{15}$$

$$C_L = \frac{F_N cos\alpha - F_A sin\alpha}{\frac{1}{2}\rho c U_\infty^2} \tag{16}$$

Le coefficient de trainée est calculé à partir des profils de vitesse et de pression statique en amont et en aval de l'aile. La trainée totale est obtenue à l'aide de l'équation de la conservation de la quantité de mouvement (17) à (19) sur le volume de contrôle de la Figure 38. Les couches limites dans la section d'essai rendent le volume de contrôle convergent.

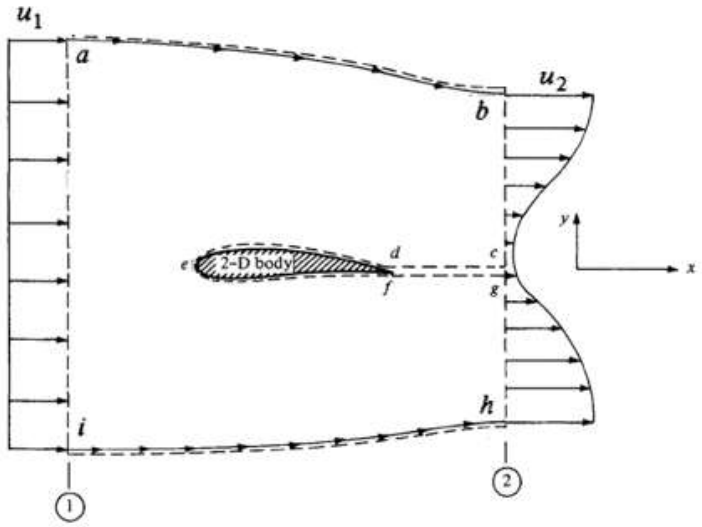


Figure 38 : Volume de contrôle (Anderson, 2011)

$$D' = -\oiint_S (\rho V \cdot dS) u - \oiint_{abhi} (p dS)_x \tag{17}$$

$$D' = \int_b^h \rho u_2 (u_1 - u_2) dy + \int_b^h (P_{s_{out}} - P_{s_{in}})\, dy \tag{18}$$

$$C_D = \frac{D'}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c} \tag{19}$$

Pour passer de l'équation (17) à (18), il faut une vitesse et une pression constante à l'entrée et le volume de contrôle doit suivre les lignes de courant. De plus, l'effet de la pression statique sur les lignes a-b et h-i sont supposé négligeable sur la trainée. Le tube Pitot-statique en amont était trop près de l'aile pour avoir un profil de vitesse constant. Ne connaissant pas la trajectoire des lignes de courant, le volume de contrôle a été allongé en amont jusqu'à l'obtention d'un profil de vitesse constant. Ce profil n'existe pas dans la soufflerie à cause de la proximité de l'entrée de la section d'essai et de l'aile. La vitesse constante u_1 est trouvée par simulation RANS en ajustant la vitesse à l'entrée afin d'obtenir le même profil de vitesse à la position du tube Pitot-statique en amont. Par la suite, la pression à l'entrée du volume de contrôle P_{Sin} est calculée avec l'équation de Bernoulli à partir des vitesses et pressions statique expérimentales et de la vitesse constante u_1. Le calcul de la trainée est fait seulement à l'intérieur du sillage. L'erreur des approximations précédentes est estimée à 0,7 % à 3° et 1,1 % à 13.3° d'angle d'attaque. Néanmoins, cette erreur systématique s'annule lorsqu'on compare la différence de trainée avec et sans actionneur plasma.

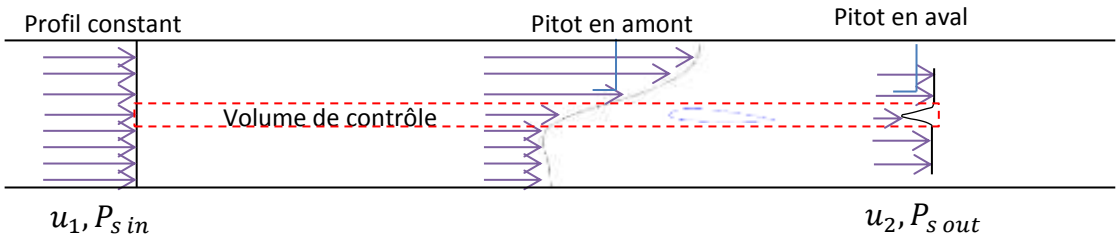


Figure 39 : Schéma du profil équivalent en amont

CHAPITRE 4 RÉSULTATS

Ce chapitre présente et discute des résultats expérimentaux et numériques pour chacun des trois concepts étudiés d'actionnement plasma sur la couche limite sur l'extrados du profil d'aile Aérospatiale-A, soient le délai de la transition laminaire turbulente (concept 1), le délai du décollement (concept 2) et l'accélération du décollement (concept 3). L'angle d'attaque a été de 3° pour le premier concept (transition) et 13,3° pour les deux autres concepts (décollement). Pour chaque concept, les résultats de simulations CFD préliminaires à une vitesse de 30 m/s pour prédire l'effet de l'actionneur plasma afin d'optimiser sa position sont présentés en premier. Ensuite, les résultats expérimentaux sont confrontés aux prédictions des simulations CFD finales correspondantes pour trois nombres de Reynolds (obtenus en variant la vitesse d'entrée) suivi d'une discussion.

4.1 Délai de la transition laminaire turbulente (concept 1)

4.1.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD

Cette première étude numérique a permis de trouver la position optimale d'actionnement pour affecter la transition sur le profil Aérospatiale-A pour un écoulement à 30 m/s. Les simulations ont été effectuées avec une force d'actionnement de 100 mN/m en mode d'opération continu. Les coefficients aérodynamiques obtenus pour cette étude seront seulement présentés en valeur relative au cas sans actionnement plasma, car la géométrie et le maillage étaient légèrement différents des simulations finales. La Figure 40 présente les coefficients aérodynamiques divisés par leur valeur sans plasma (dénoté par l'indice *S.P.*) en fonction de la position de l'actionneur.

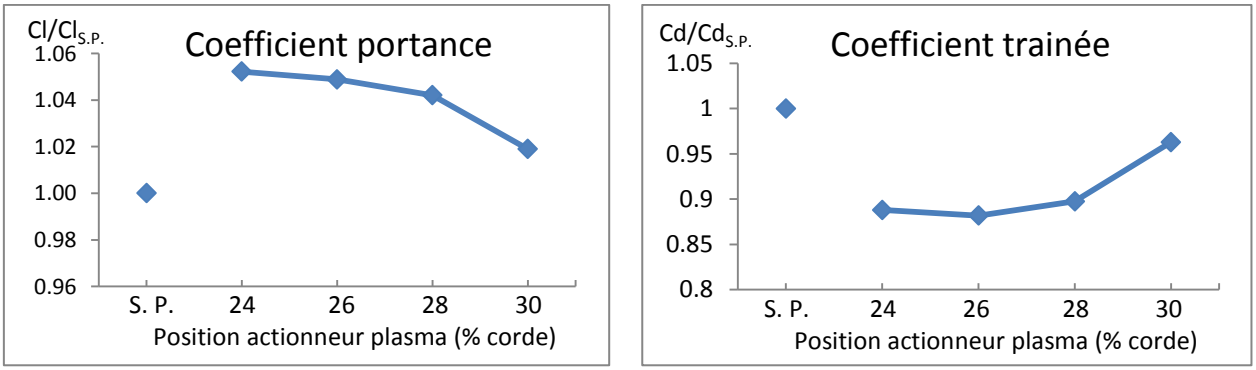


Figure 40 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 1

On observe graphiquement que la position la plus favorable pour retarder la transition est à 26 % de la corde. Pour cette position, le rapport de la portance sur la trainée (la finesse) est amélioré de 19 %. Les positions associées au décollement, à la transition et au collement de la couche limite qui forment la bulle de séparation laminaire sont rapportées à la Figure 41. Les points de décollement et recollement sont obtenus par le cisaillement à la paroi pour un décollement stationnaire. Le point de transition est obtenu par l'intensité de turbulence qui correspond à la fin du plateau du C_P de la bulle de séparation comme observé à la figure 5 de la section 2.1. À la position optimale, l'actionnement plasma permettrait de retarder le point de transition de 15 % de la corde, soit de 30 % à 45 %. Le lieu d'actionnement optimal se situe à 4 % de corde en amont du point de transition sans actionneur.

La Figure 42 présente l'énergie cinétique de la turbulence (k) en m^2/s^2 à 30 m/s sans et avec actionneur plasma à 26 % de la corde. L'augmentation de k avant le recollement de la couche limite confirme que le décollement engendre la transition comme pour le cas de validation présenté en Annexe A. Conséquemment, le retard du décollement permet de retarder la transition.

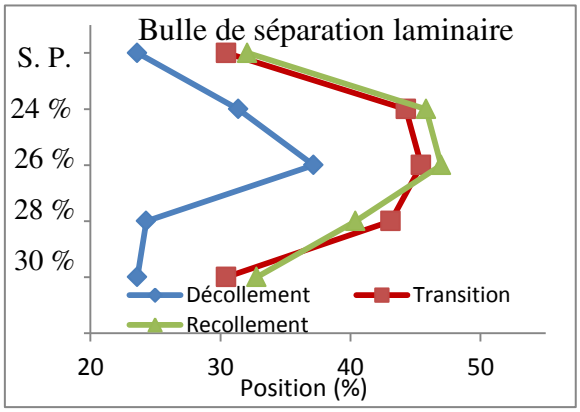
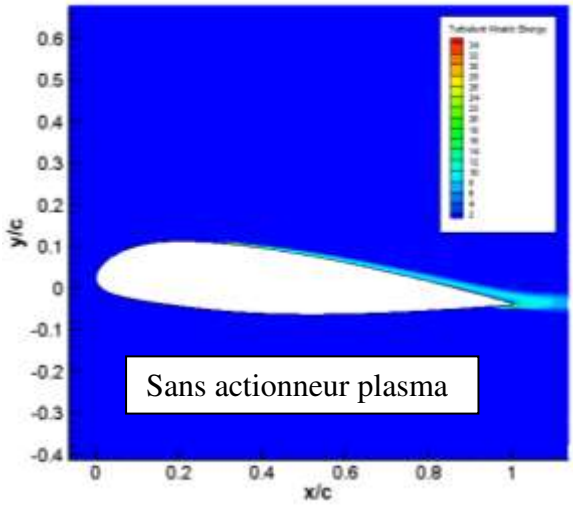
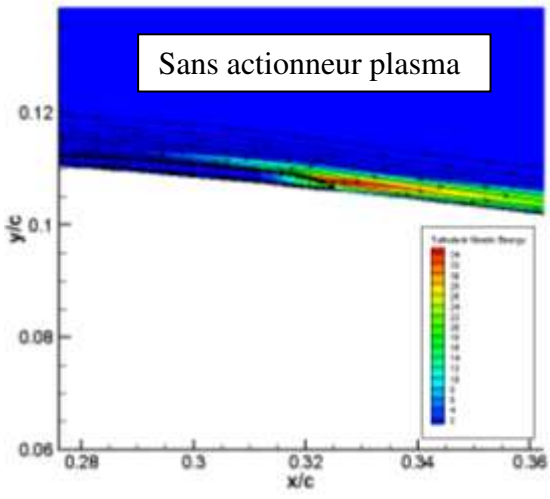


Figure 41 : Bulle de séparation laminaire en fonction de la position du plasma





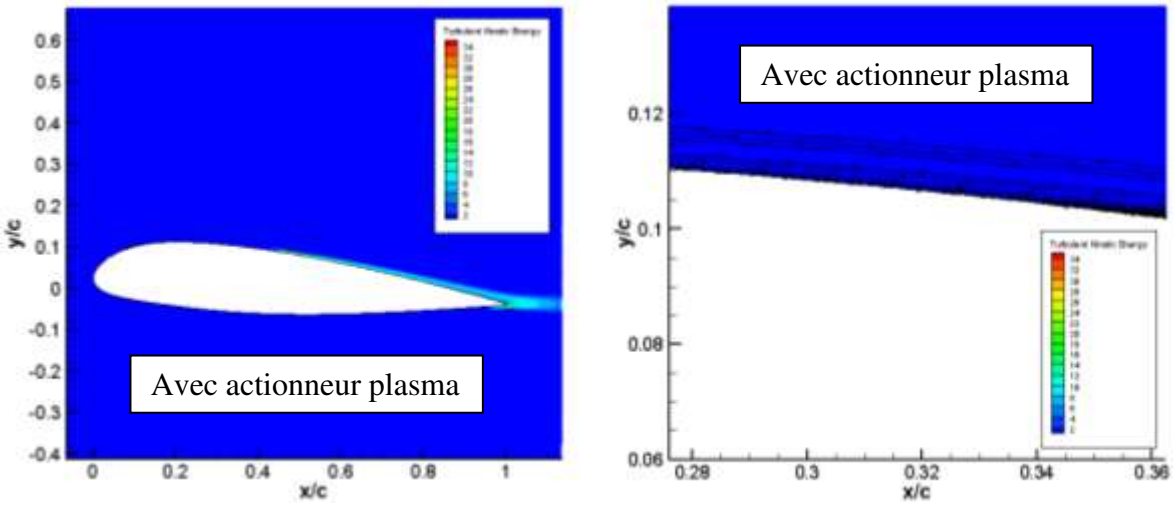


Figure 42 : Énergie cinétique de la turbulence et ligne de courant à 30 m/s, concept 1

Par la suite, l'actionneur plasma a été simulé à la position optimale en mode pulsatif avec un « *Duty Cycle* » de 0,3. Selon les travaux de Kiya, Shimizu, et Mochizuki (1997) sur jet d'air sinusoïdal, le meilleur effet sur la bulle de séparation est obtenu avec une fréquence adimensionnelle de 0,5 telle que définie à l'équation (20), où *f*, u_e et *L* sont respectivement la fréquence d'actionnement en *Hertz*, la vitesse de l'écoulement au-dessus de la bulle en *m/s* et la longueur de la bulle de séparation en mètre. Les résultats des simulations RANS reportés au Tableau 3 montrent que l'actionnement pulsatif devance la transition laminaire turbulente comparativement à l'actionnement continu (0 Hz) et que le modèle de turbulence de Langtry et Menter (2005) ne favorise aucune fréquence d'actionnement pour retarder la transition.

$$F^+ = \frac{fL}{u_e} = \frac{0{,}5 * 42}{0{,}0254} \cong 830Hz \qquad (20)$$

Tableau 3 : Coefficients aérodynamiques en fonction de la fréquence d'actionnement

Fréquence (Hz)	$\overline{Cl}/\overline{Cl}_{0Hz}$	$\overline{Cd}/\overline{Cd}_{0Hz}$
0	1	1
40	1,02	1.06
420	0,96	1.12
830	0,95	1,14
1660	0,95	1,08

4.1.2 Étude expérimentale

Les tests en soufflerie ont été réalisés le 29 août 2014 à une pression atmosphérique de 753 mm Hg, une humidité relative de 44 % et une température dans la section d'essai de 25 degrés Celcius. Les électrodes de l'actionneur plasma étaient positionnées à 26 % de la corde et couvraient 83 % de l'envergure. Pour tous les résultats présentés avec plasma, un signal en rampe de 35 kV crête à crête de 2,5 kHz en mode continu fut utilisé afin d'avoir une force d'actionnement de 100 mN/m. Les conditions exactes des expériences réalisées en soufflerie sont présentées au Tableau 4.

Tableau 4 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 1

$U_\infty\ (m/s)$	$\rho\ (Kg/m^3)$	Re
14,85	1,1665	282 608
20,00	1,1560	380 616
30,36	1,1540	577 775

Les profils de vitesse et de pression statique à une demi-corde en amont du bord d'attaque sont montrés à la Figure 43 avec l'origine de l'abscisse (hauteur 0) placée au centre de la section d'essai. Les profils en amont sont les mêmes avec et sans actionnement plasma. Les mesures des coefficients de pression moyennée sur une seconde sont rapportées à la Figure 44 avec les résultats des simulations CFD correspondantes superposés. Les barres d'erreurs correspondent à l'incertitude des coefficients de pression calculée selon la procédure présentée en détail dans l'annexe D. Les profils de vitesse et de pression statique mesurés une corde en aval du bord de fuite avec et sans plasma sont présentés à la Figure 45. Les coefficients de friction sur l'extrados obtenue numériquement avec et sans actionneur plasma sont présentés à la Figure 46. Les lignes de courant ainsi que les contours de pression statique avec et sans actionneur plasma pour l'écoulement à 15 m/s sont présentés à la Figure 47. Finalement, les coefficients de portance de pression et de trainée pour les trois vitesses d'écoulement sont présentés à la Figure 48.

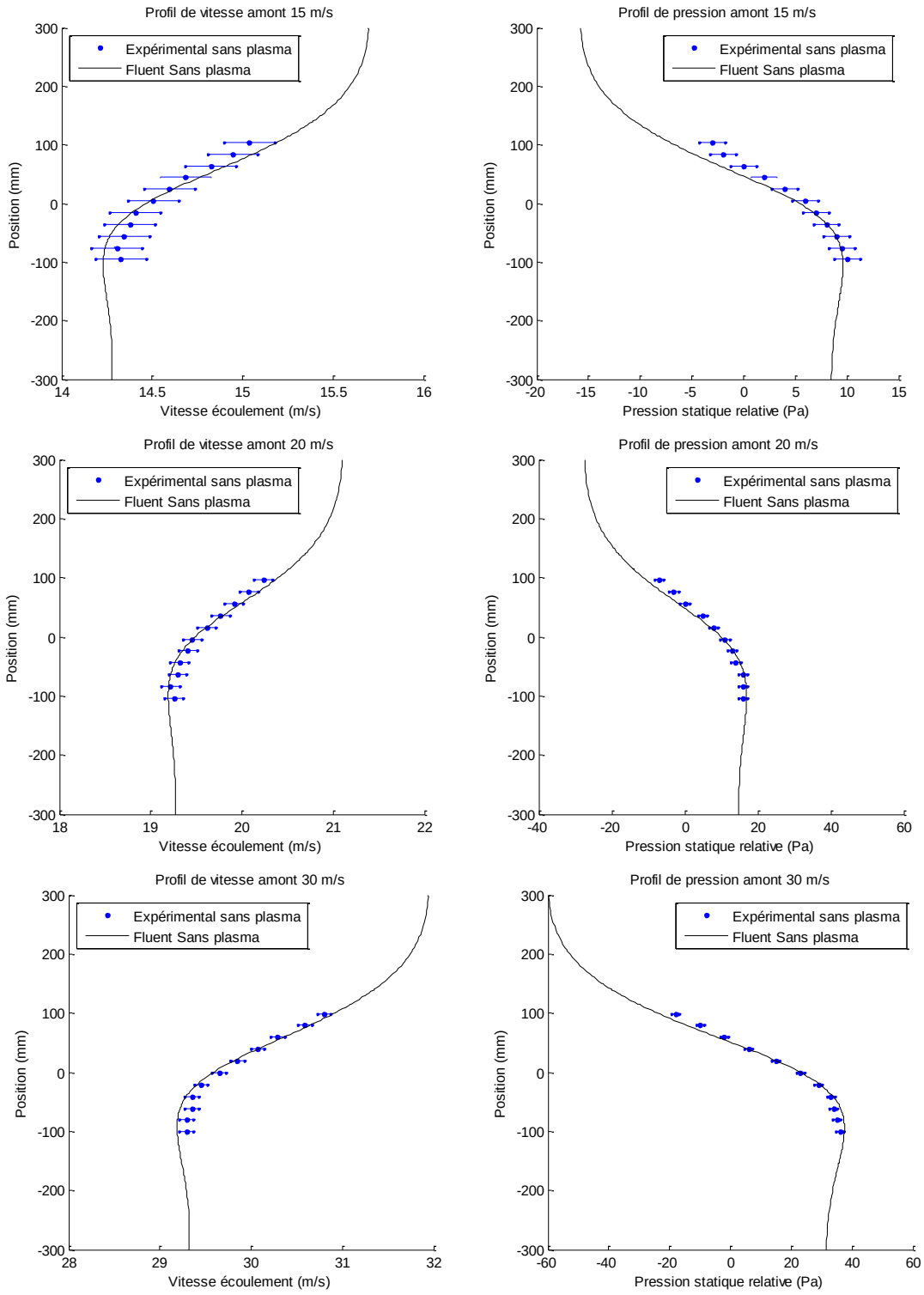


Figure 43 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 1

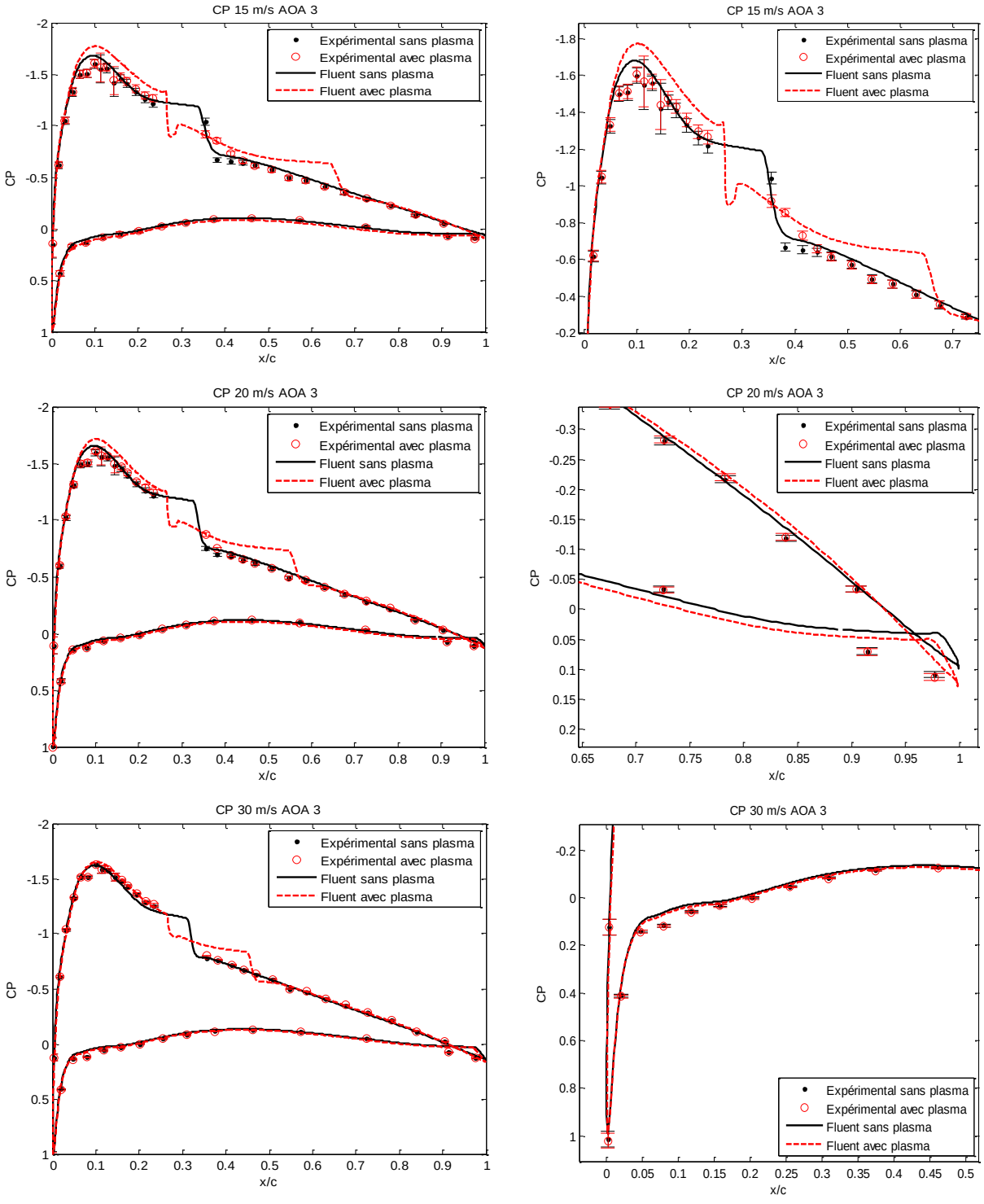


Figure 44 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 1

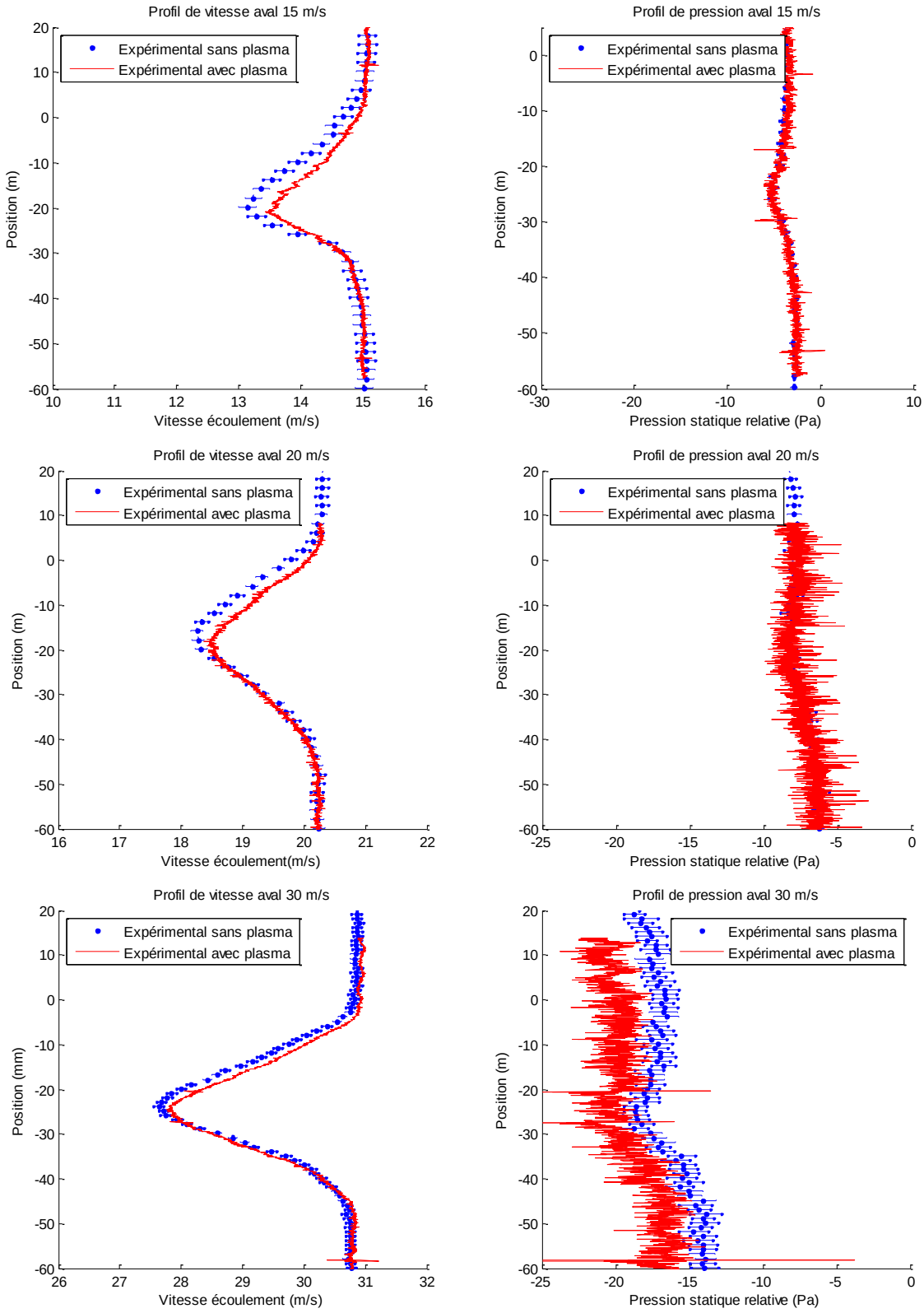


Figure 45 : Profils de vitesses et de pressions statiques en aval, concept 1

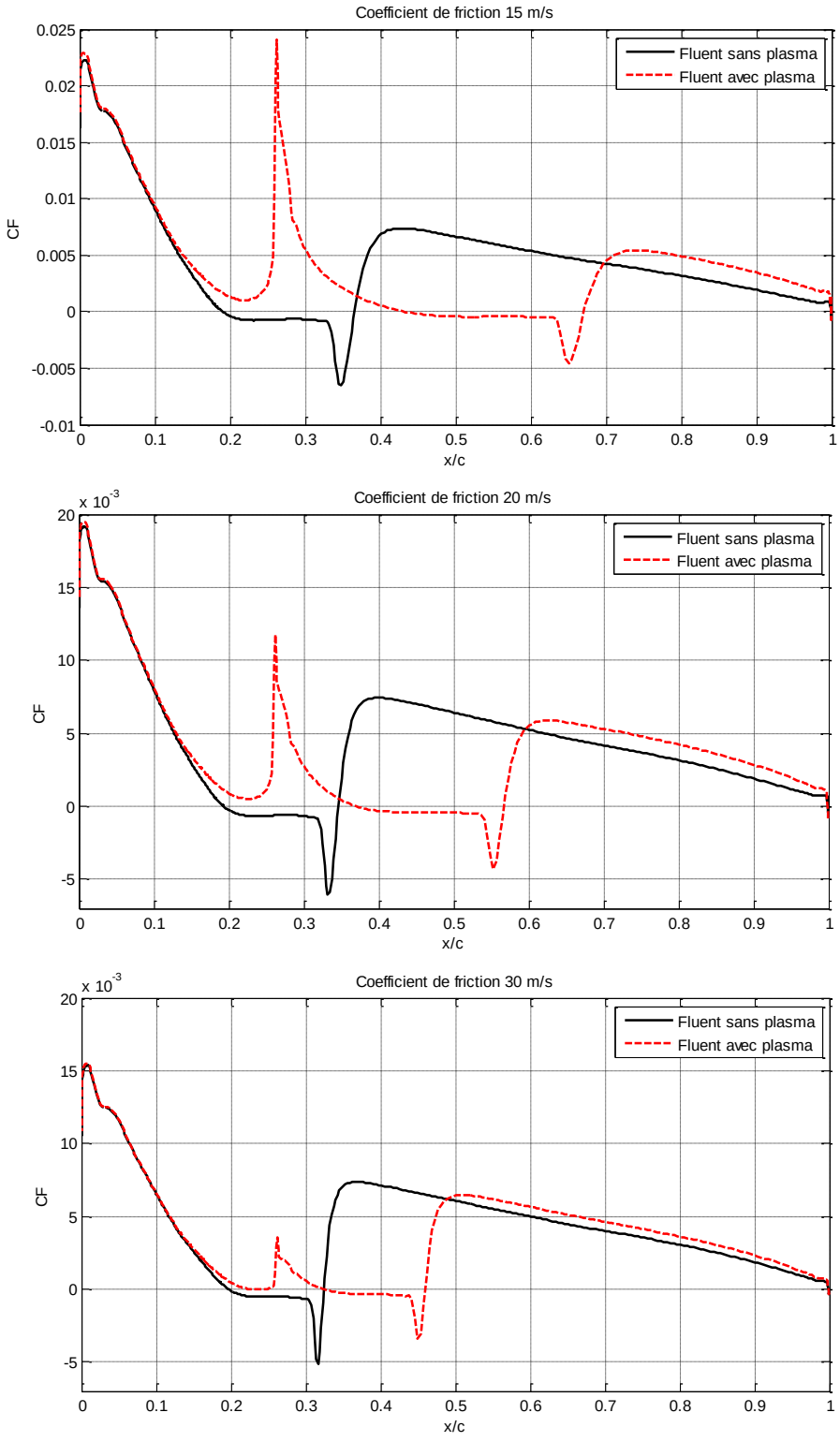


Figure 46 : Distributions prédites par CFD du coefficient de friction avec et sans actionneur plasma sur l'extrados, concept 1

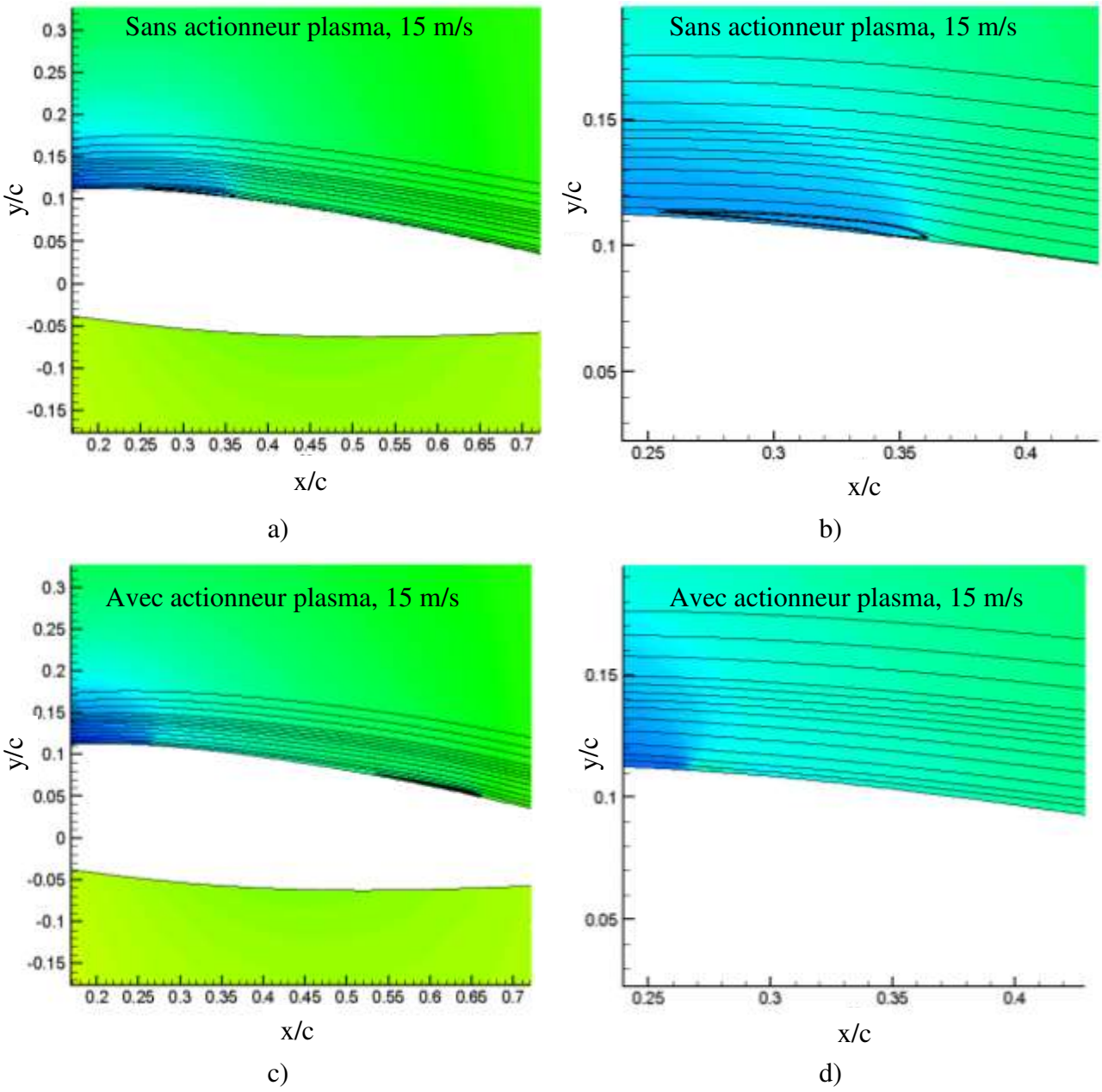


Figure 47 : Contour de pression et lignes de courant prédites par CFD à 15 m/s, concept 1

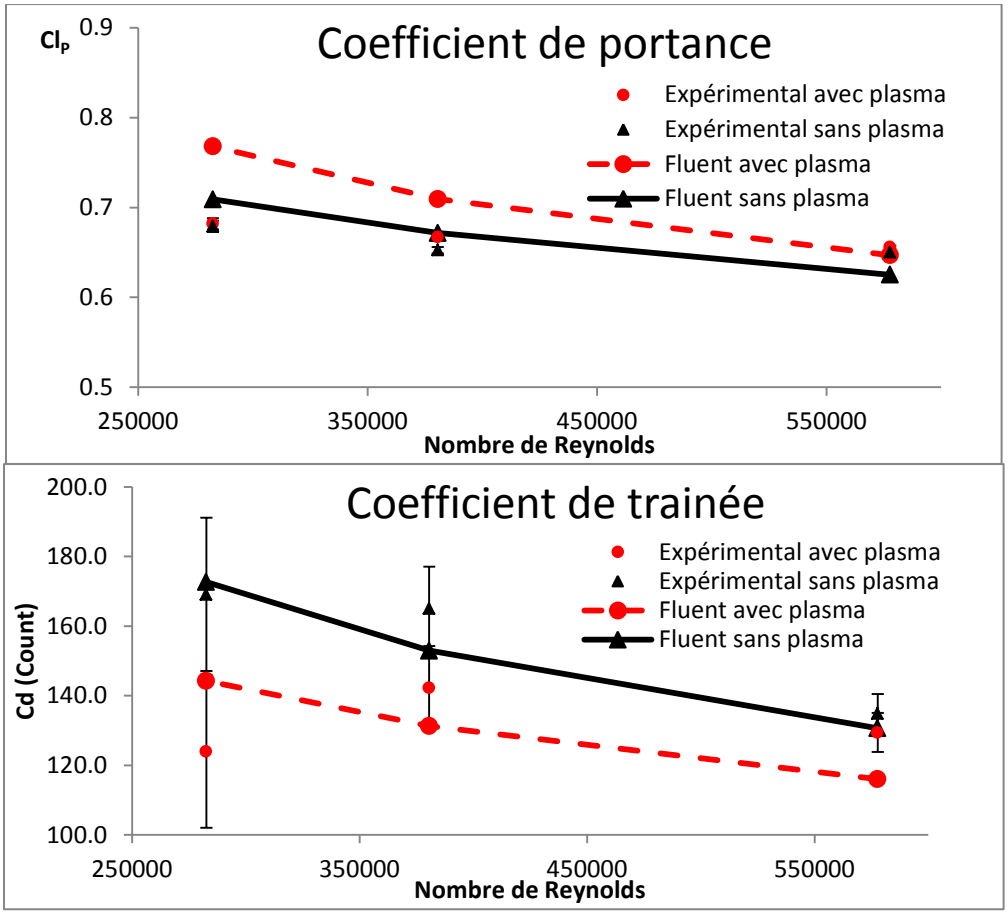


Figure 48 : Coefficients de portance (de pression) et de trainée avec et sans plasma, concept 1

Les courbes de vitesses et de pressions statiques présentées en Figure 43 montrent bien que la présence de l'aile dans la soufflerie cause une variation de vitesse et de pression à l'entrée de la soufflerie et que les prédictions numériques concordent avec les mesures en soufflerie. Ensuite, la Figure 44 montre que les calculs CFD sans actionneur plasma concordent avec les expériences, car ils permettent de bien capturer la bulle de séparation et les pics de pression. Par contre, l'effet de l'actionneur plasma est surévalué par les simulations CFD et ce pour tous les nombres de Reynolds. Néanmoins, bien que les différences avec et sans plasma sont pour la majorité à l'intérieur des incertitudes expérimentales, on observe que la tendance prédite par les calculs CFD est consistante avec les résultats des tests en soufflerie et que l'actionnement plasma permet de modifier l'étendue et la position de la bulle de séparation laminaire.

Les profils de vitesse et de pression numérique ne sont pas présentés à la Figure 45, car le maillage de type « *O-grid* » autour du profil rendait la maille un peu grossière à cette distance du bord de fuite, avec seulement cinq cellules couvrant le sillage. Sur cette Figure, la superposition

des deux courbes (avec et sans plasma) sur la portion inférieure du sillage et à l'extérieur du sillage indique que l'actionnent plasma ne perturbe pas l'écoulement sur l'intrados et à l'extérieur de la couche limite. Le décalage entre les deux courbes de vitesse dans la partie supérieure du sillage montre que l'actionnement plasma permet de réduire la trainée du profil dans la soufflerie, et ce pour toutes les vitesses.

La Figure 48 montre une concordance entre les résultats expérimentaux et numériques dans la tendance de décroissance du changement due au plasma de C_L et de C_D avec l'augmentation de vitesse. Cette diminution de l'effet de l'actionneur peut être expliquée par la Figure 46 qui montre la distribution du coefficient de friction de surface sur l'extrados sans et avec plasma selon les simulations numériques. Ces courbes démontrent bien que l'efficacité du plasma diminue en augmentant la vitesse de l'écoulement, car le point de transition (indiqué par l'augmentation soudaine du coefficient de friction) se déplace vers l'amont lorsque la vitesse augmente. Le point de transition devait originalement être détecté par les courbes de Cp, mais la présence des électrodes couvre quatre capteurs de pression et la transition est moins en aval que prévu par les prédictions. Le léger décalage des C_P sur la Figure 44 fait en sorte que les coefficients de portance de pression expérimentaux présentés sont légèrement différents de ceux prédits par CFD. La grande incertitude du C_d qui est en majeure partie attribuable à l'incertitude de la vitesse à l'entrée fait que les mesures concordent avec les calculs CFD, car ils sont à l'intérieur des barres d'incertitudes. Les valeurs des coefficients aérodynamiques présentés à la Figure 48, se retrouvent en Annexe E avec les écarts relatifs avec et sans plasma et entre expérimentaux et CFD. La Figure 47 montre qu'à 15 m/s, la bulle de séparation originalement de 20 % à 35 % de la corde se fait déplacer de 50 % à 67 % et qu'au lieu d'actionnement, les lignes de courants se font rapprocher de la surface.

Dans l'ensemble, l'actionnement plasma permet de retarder la transition laminaire turbulente. À une vitesse d'écoulement de 30 m/s, les résultats numériques prédisent une diminution de la trainée de 11 %, tandis que les résultats en soufflerie donnent 4 % de diminution. Ensuite, les calculs numériques et les tests en soufflerie confirment que l'efficacité du plasma diminue en augmentant la vitesse de l'écoulement, mais la surévaluation de l'effet sur l'écoulement de l'actionneur plasma dans les simulations numériques pointe vers des améliorations nécessaires à appliquer au modèle utilisé pour simuler l'actionneur plasma.

4.2 Délai du décollement de la couche limite (concept 2)

4.2.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD

Cette étude numérique vise à trouver la position optimale d'actionnement pour affecter le décollement sur le profil Aérospatiale-A à 13,3° d'angle d'attaque et 30 m/s. Aux trois nombres de Reynolds, il y a une bulle de séparation laminaire avec transition près du bord d'attaque suivi d'un décollement turbulent plus loin et ce dernier. Les simulations ont été effectuées avec une force d'actionnement de 100 mN/m en mode d'opération continu. Les résultats sont présentés de façon similaire à la section 4.1.1. Sans actionnement plasma, la couche limite se sépare à 70 % de la corde détecté par la distribution du coefficient de friction à la paroi. Ainsi, l'étude numérique s'est fait pour un actionneur positionné de 58 % à 74 % de la corde. La position optimale de l'actionneur pour améliorer la finesse est à 64 % de la corde. Pour cette configuration, le décollement est retardé de 6 % de corde et la finesse est améliorée de 12 %. Les résultats sont présentés à la Figure 49 et à la Figure 50. En actionnement pulsatif avec un « *Duty Cycle* » de 0,3, les résultats numériques montrent une détérioration relativement à l'actionnement continu à la position optimale. Les résultats sont reportés au Tableau 5.

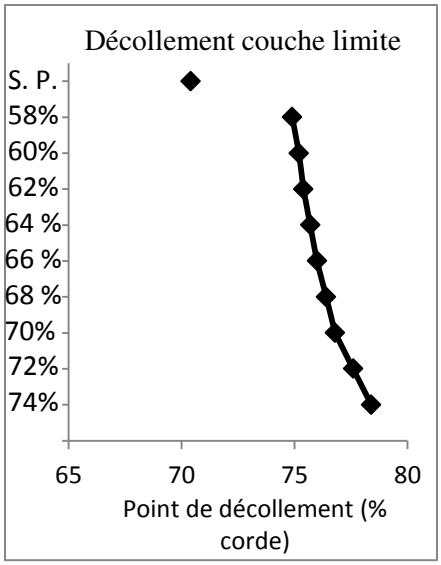


Figure 49 : Décollement de la couche limite en fonction de la position du plasma, concept 2

Tableau 5 : Coefficient aérodynamique en fonction de la fréquence d'actionnement, concept 2

Fréquence (Hz)	$\overline{Cl}/\overline{Cl}_{0Hz}$	$\overline{Cd}/\overline{Cd}_{0Hz}$
0	1	1
100	0,983	1,051
200	0,982	1,053
300	0,982	1,054
400	0,981	1,055
500	0,983	1,048

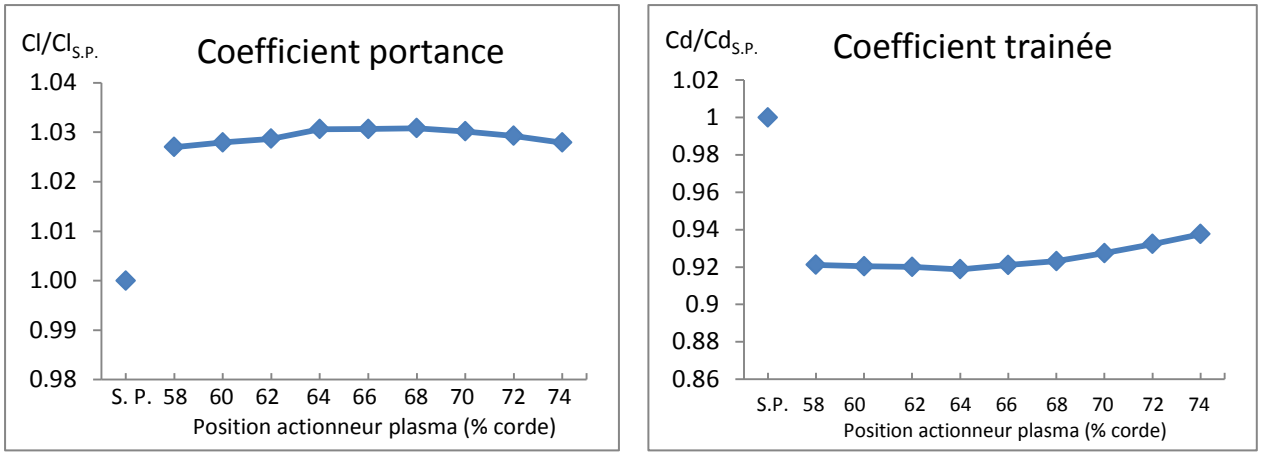


Figure 50 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 2

4.2.2 Étude expérimentale

Les tests en soufflerie ont été réalisés le 11 septembre 2014 à une pression atmosphérique de 737 mm Hg, une humidité relative de 47 % et une température dans la section d'essai de 25 degrés Celcius. Afin d'éviter l'obstruction d'un trou de pression statique, les électrodes de l'actionneur plasma furent positionnées à 65 % de la corde au lieu de 64 % et couvraient 60 % de l'envergure. Le même signal électrique que la section 4.1.2 fut utilisé pour l'actionnement plasma. Les conditions exactes des expériences réalisées en soufflerie sont présentées au Tableau 6. Les résultats sont présentés de la Figure 51 à la Figure 55 dans le même ordre que ceux de la section 4.1.2.

Tableau 6 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 2

$U_\infty\ (m/s)$	$\rho\ (Kg/m^3)$	Re
14,66	1,1446	278 992
19.77	1,1443	376 239
30,16	1,1400	573 969

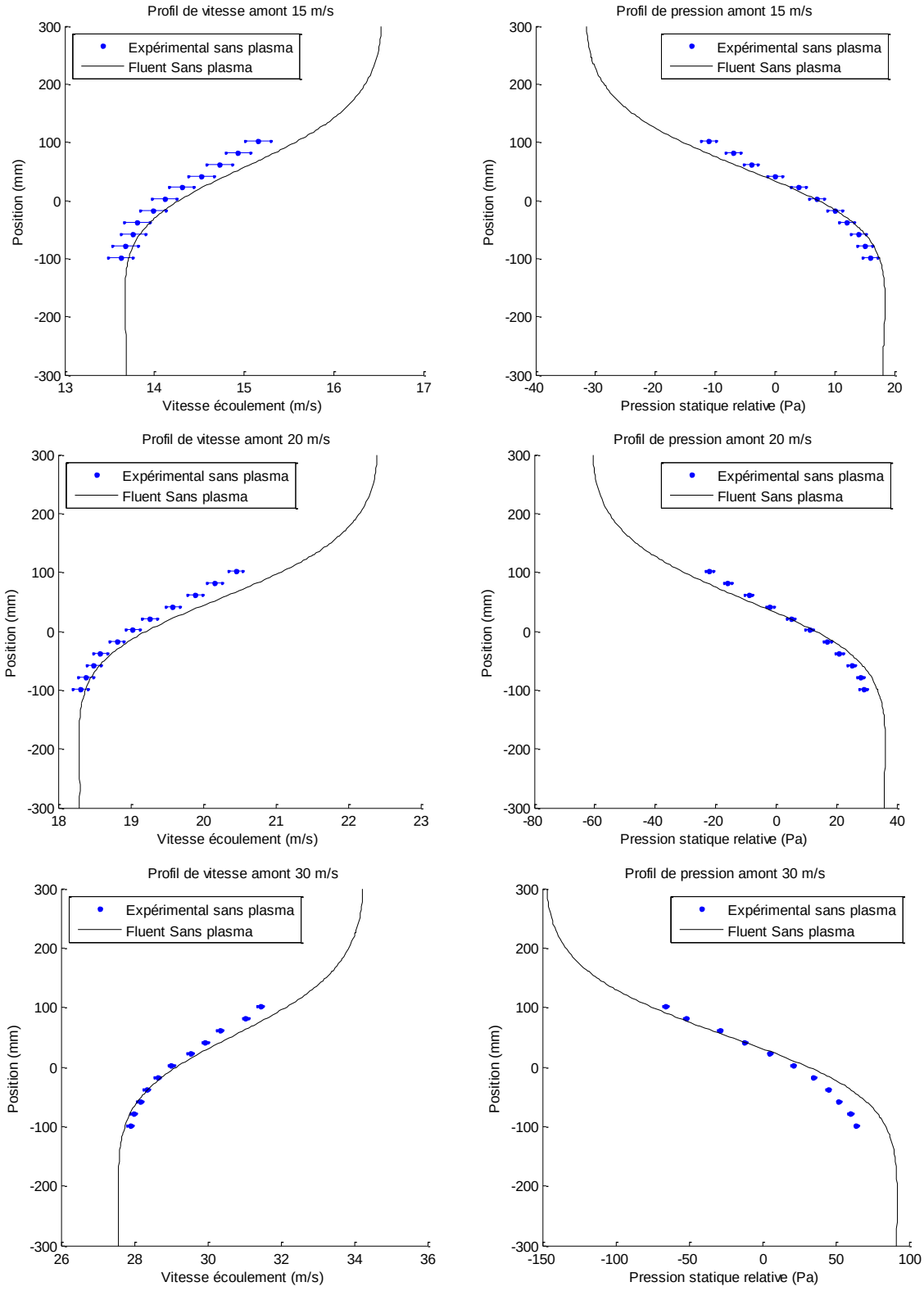


Figure 51 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 2

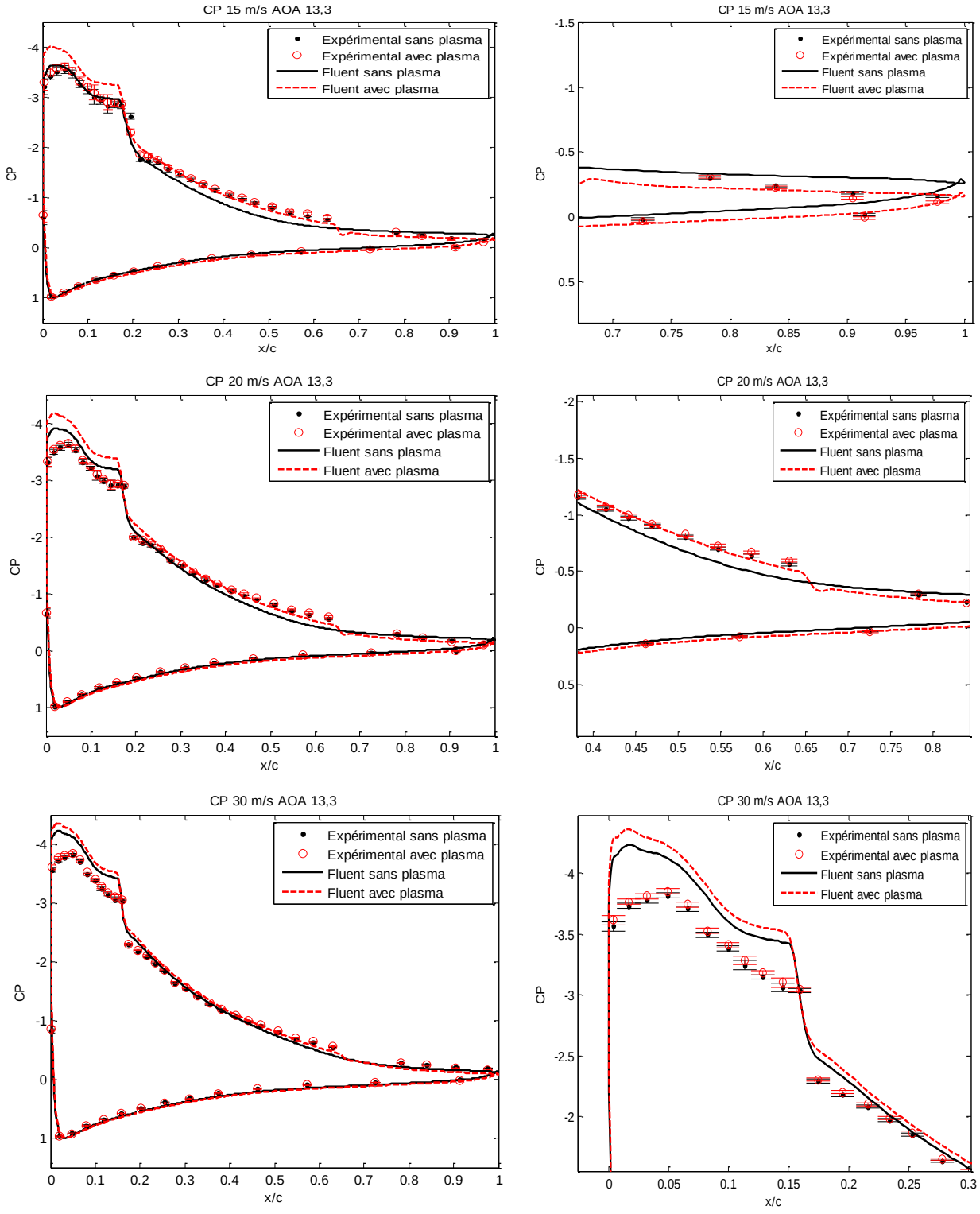


Figure 52 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 2

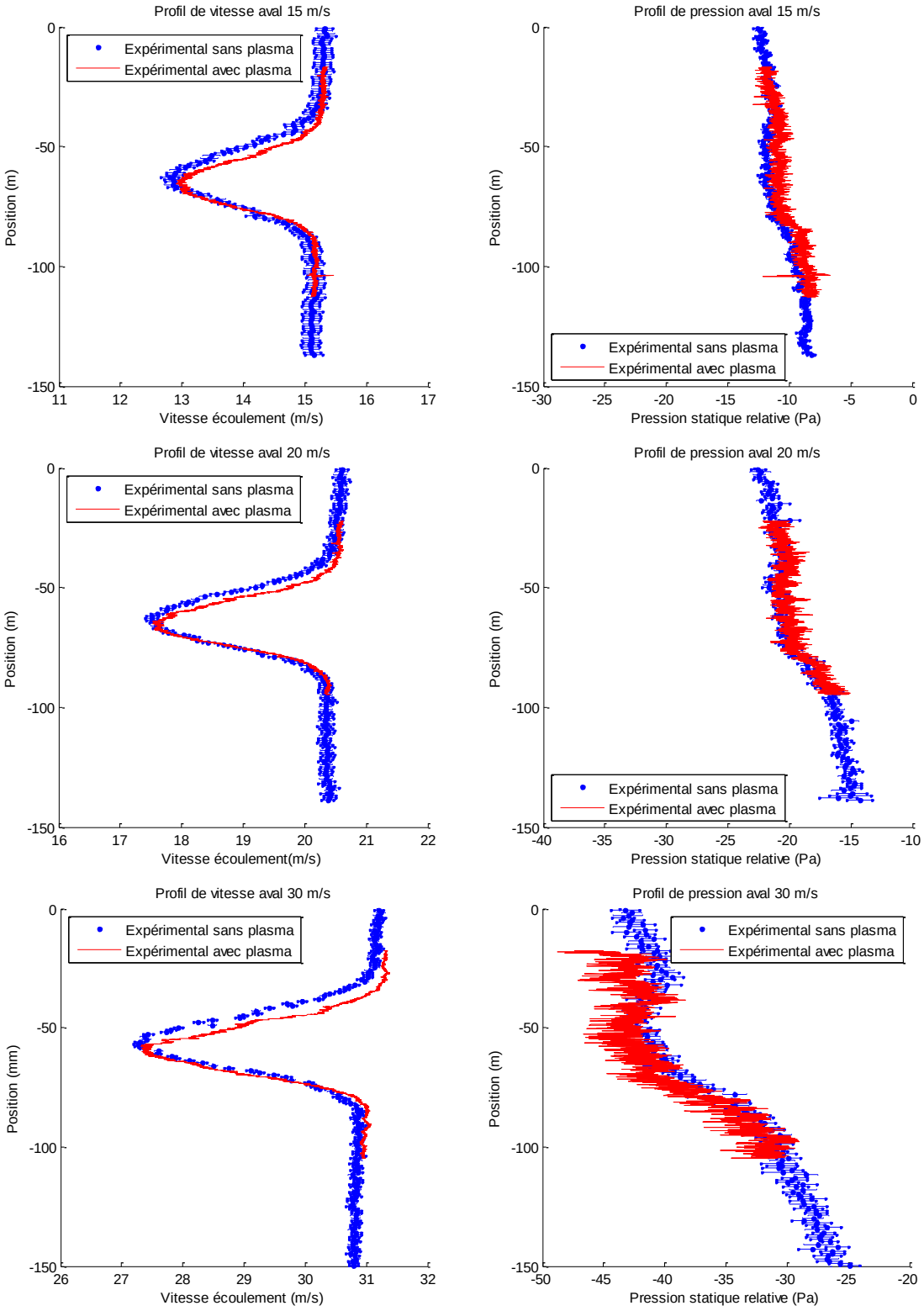


Figure 53 : Profils de vitesses et de pressions statiques en aval, concept 2

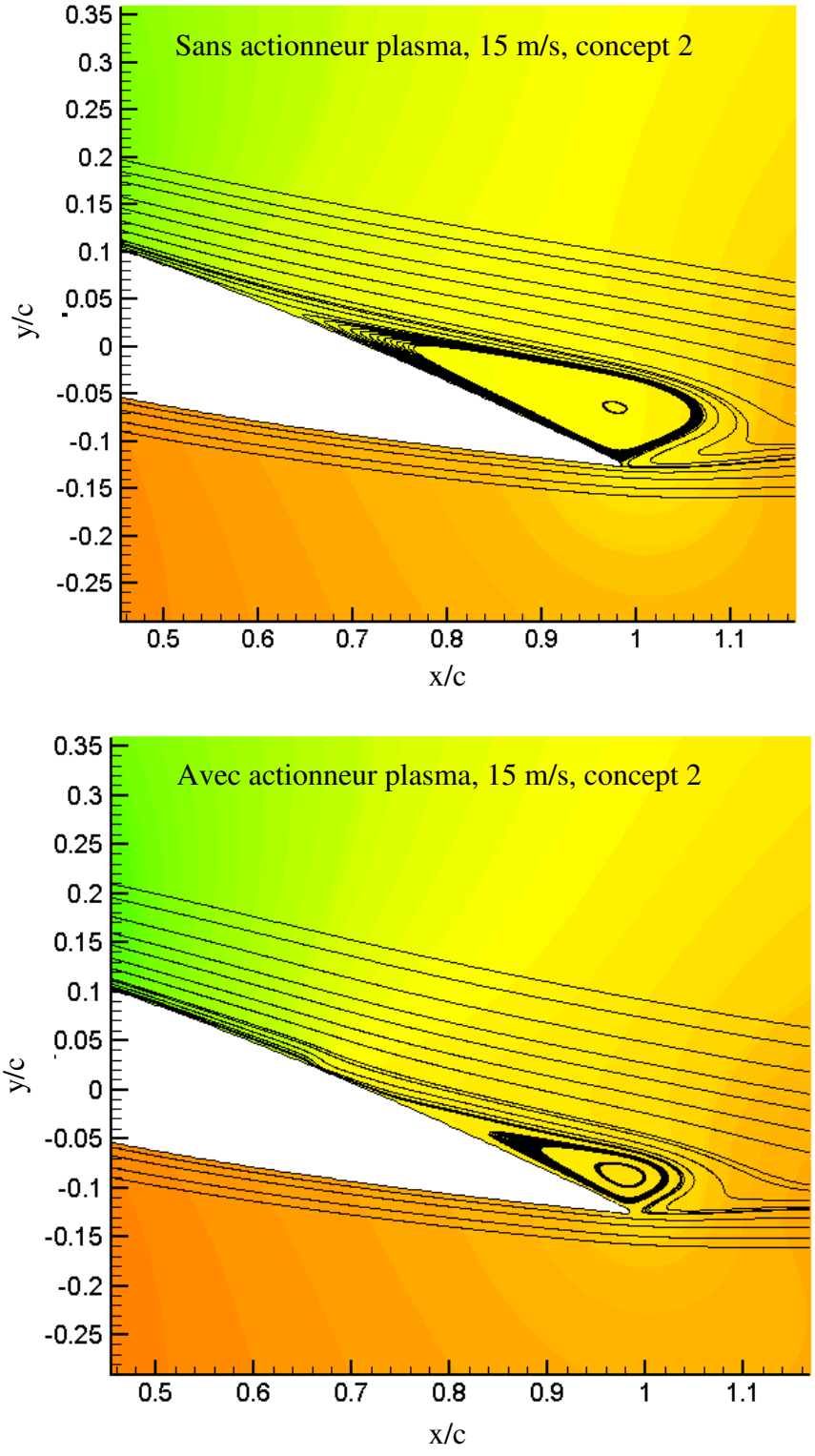


Figure 54 : Contour de pression et lignes de courant prédites par CFD pour 15 m/s, concept 2

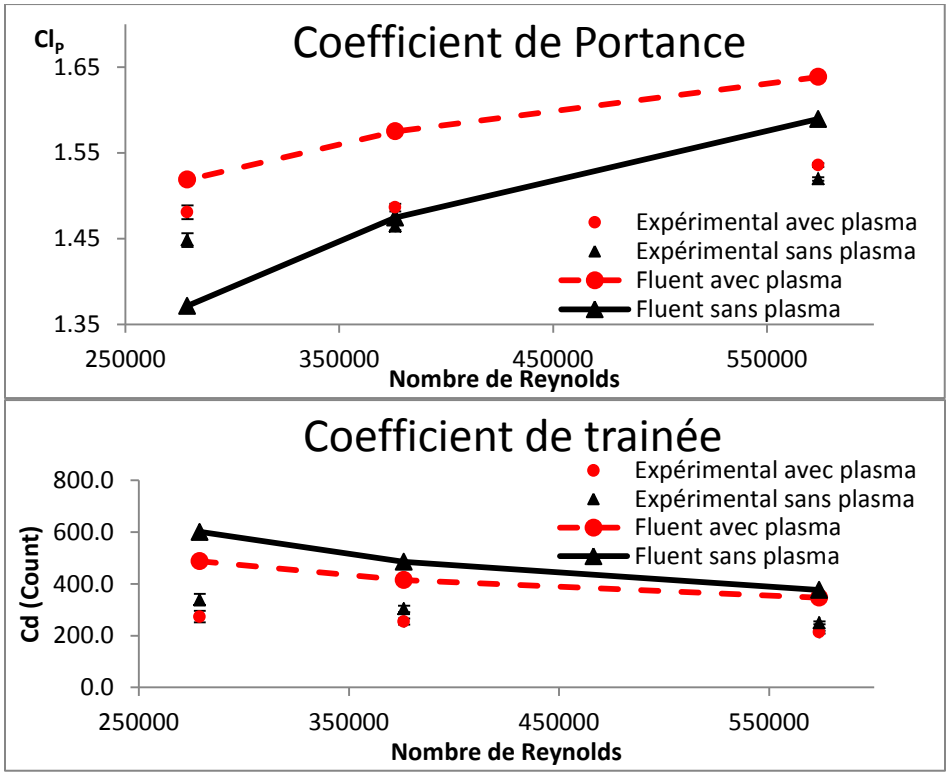


Figure 55 : Coefficients de portance (de pression) et de trainée avec et sans plasma, concept 2

La première observation est que contrairement au concept 1 qui fut testé à un angle d'attaque de 3°, le grand angle d'attaque de 13,3° semble causer un peu plus de problèmes aux simulations CFD pour bien capturer le profil de vitesse et de pression juste en amont de bord d'attaque comme l'indique la concordance moins bonne entre les données expérimentales et CFD de la Figure 51 versus celle de la Figure 43. Ces résultats indiquent que l'effet potentiel du blocage aérodynamique plus important de l'aile s'étendrait plus loin et que, par conséquent, l'entrée du domaine de calcul pour lequel une vitesse d'entrée uniforme est appliquée devrait se trouver plus en amont.

Pareillement, la comparaison de distributions expérimentales et CFD de C_P sans actionnement plasma présenté à la Figure 52 montrent que la position de la bulle de séparation laminaire est bien captée par les simulations numériques, mais que le pic de pression associée sur l'extrados est surévalué par les simulations du moins pour les cas à 20 et 30 m/s. Ceci indique que l'écoulement turbulent en aval de la bulle de séparation est moins sévèrement séparé au bord de fuite pour l'écoulement simulé que l'écoulement actuel. Par contre, tout l'écoulement sur l'intrados est correctement représenté.

Pour l'effet de l'actionnement plasma, les données de la Figure 52 montrent que même à 30 m/s, l'actionnement plasma a un effet encore visible au niveau expérimental sur la distribution de C_p sur l'extrados qui s'étend en amont jusqu'au bord d'attaque, ce qui se traduit en une augmentation du C_L de pression de 1,1 % (comparé à 3,1 % en CFD). Comme attendu, l'effet de l'actionneur s'accroît avec une diminution de la vitesse. Encore une fois, l'effet d'actionnement plasma est surévalué par les simulations CFD comme dans l'étude du concept 1. Comme pour le concept 1, les mesures dans le sillage montrées sur la Figure 53 confirme l'effet de l'actionneur sur la couche limite de l'extrados qui diminue l'épaisseur et l'intensité de la partie supérieure du sillage qui y en résulte pour donner une diminution de 15 % en C_D à 30 m/s.

Les profils de vitesse dans le sillage et les répartitions de C_P montrent que dans l'ensemble, l'actionnement plasma permet de retarder le décollement de la couche limite et réduit la zone de recirculation en rapprochant les lignes de courant du profil tel que présenté à la Figure 54. La Figure 55 quantifie l'effet de l'actionnement plasma sur C_L et C_D tel que mesuré et prédit en CFD pour les trois vitesses testées. Les données confirment que l'efficacité du plasma diminue avec l'augmentation de la vitesse de l'écoulement et que les résultats CFD surévaluent l'efficacité du plasma pour l'amélioration du C_L de pression. Les valeurs des coefficients aérodynamiques se retrouvent en Annexe E avec les écarts relatifs avec et sans plasma et entre expérimentaux et CFD.

4.3 Accélération du décollement de la couche limite (concept 3)

4.3.1 Optimisation de la position de l'actionneur par CFD

Les simulations ont été effectuées avec une force d'actionnement de 100 N/m en opération continue. Les résultats sont présentés de façon similaire aux sections précédentes. L'étude numérique s'est faite avec l'actionneur placé à différentes positions entre 46 % à 74 % de la corde. Les résultats CFD indiquent que pour aggraver les propriétés aérodynamiques, il faut positionner l'actionneur plasma le plus en amont possible tout en ayant le décollement de la couche limite turbulente en amont de l'actionneur. Plusieurs essais furent nécessaires pour trouver le lieu optimal, car lorsqu'on recule l'actionneur, le point de décollement recule également et le lieu optimal est obtenu lorsque le point de décollement et l'actionneur sont le plus près.

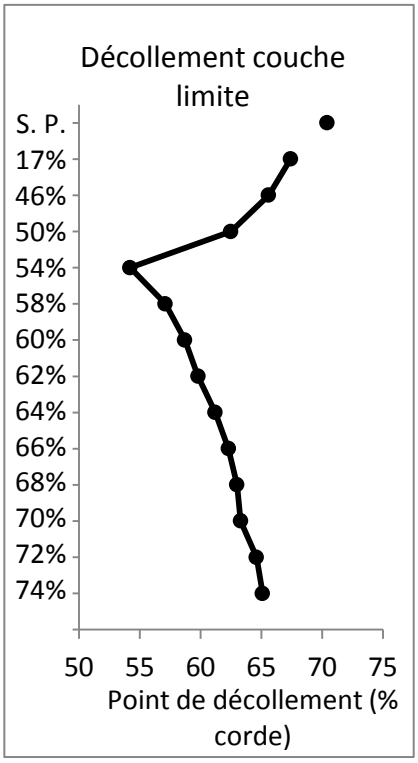


Figure 56 : Décollement de la couche limite en fonction de la position du plasma, concept 3

Les résultats sont présentés à la Figure 56 et la Figure 57, qui indiquent que pour ce cas, la position optimale se situe à 54 % de la corde basée sur la réduction du coefficient de portance. Avec cette position de l'actionneur, le décollement est devancé de 16 % de corde et la finesse diminuée de 26 %. L'actionneur n'a pas été étudié en mode pulsatif, car il n'y a aucune raison physique, puisque cela ne fait qu'augmenter l'échange de quantité de mouvement et favoriser le recollement de la couche limite.

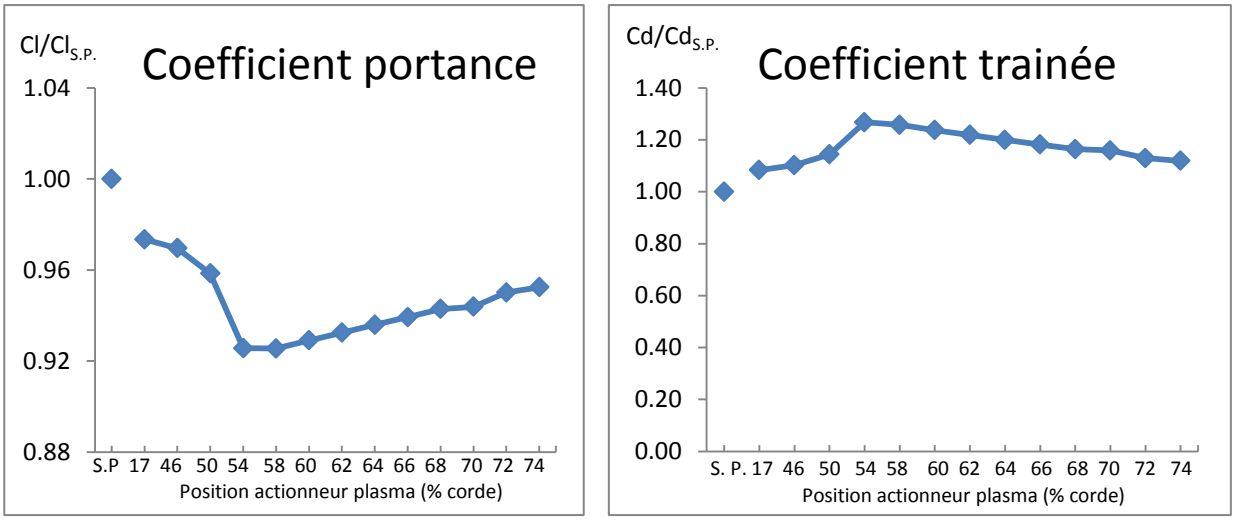


Figure 57 : Effet de la position de l'actionneur sur les coefficients aérodynamiques, concept 3

4.3.2 Étude expérimentale

Les tests en soufflerie ont été réalisés le 19 septembre 2014 à une pression atmosphérique de 758 mm Hg, une humidité relative de 31 % et une température dans la section d'essai de 25 degrés Celsius. L'actionneur plasma était pointé en amont (agissait contre l'écoulement) et était positionné à 54 % de la corde. À cause d'un problème d'isolation électrique entre l'électrode cachée et l'intrados en aluminium, l'actionneur plasma couvrait seulement 26,7 % de l'envergure, mais couvrait toute la partie instrumentée. Le même signal électrique que les sections précédentes fut utilisé pour l'actionnement plasma. Les conditions exactes des expériences réalisées en soufflerie sont présentées au Tableau 7. Les résultats sont présentés de la Figure 58 à la Figure 62 dans le même ordre que ceux des sections précédentes.

Tableau 7 : Conditions de tests en soufflerie pour le concept 3

$U_\infty\ (m/s)$	$\rho\ (Kg/m^3)$	Re
14,72	1,1766	280 134
19,88	1,1758	378 332
30,36	1,1746	577 775

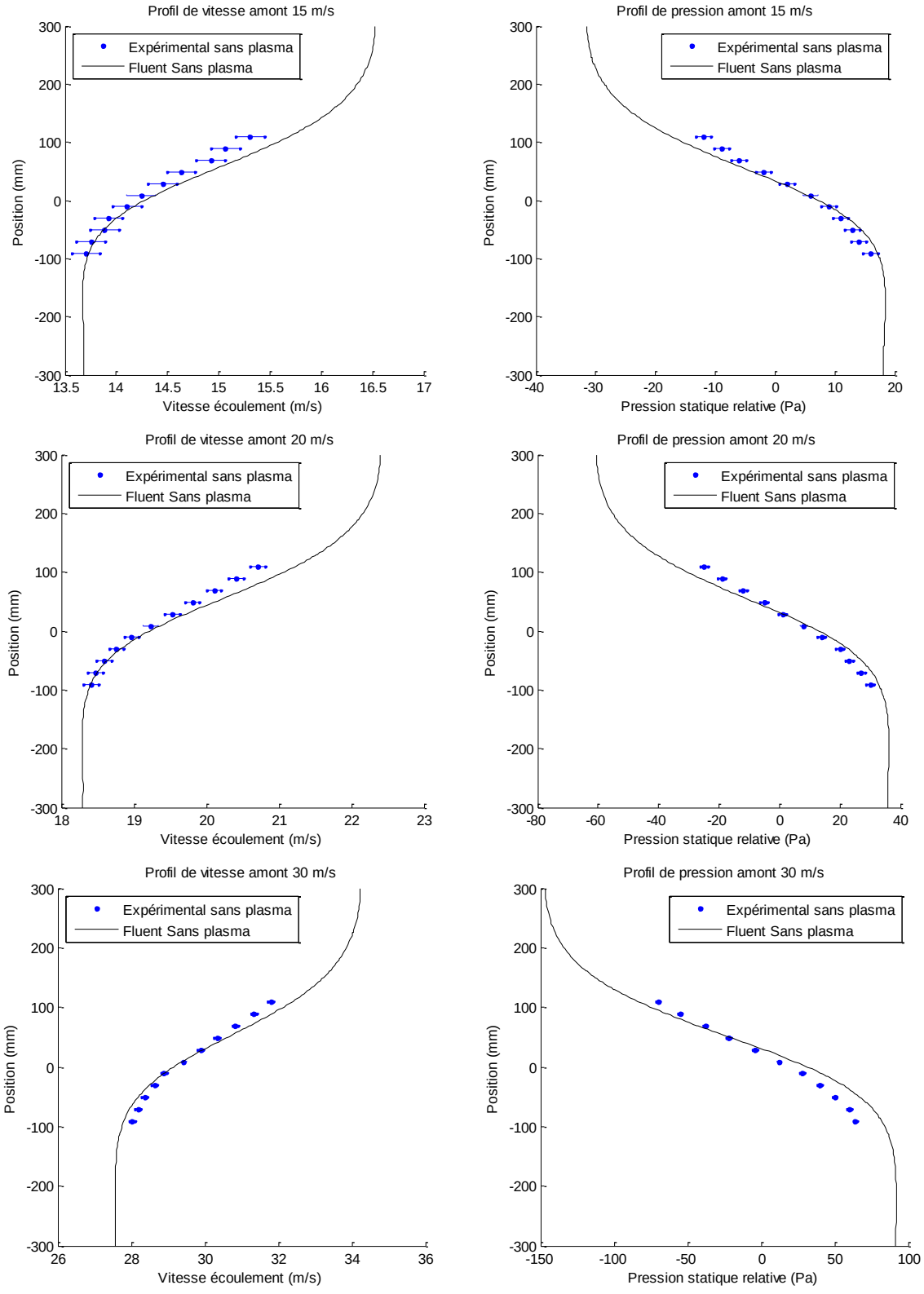


Figure 58 : Profils de vitesses et de pressions statiques en amont, concept 3

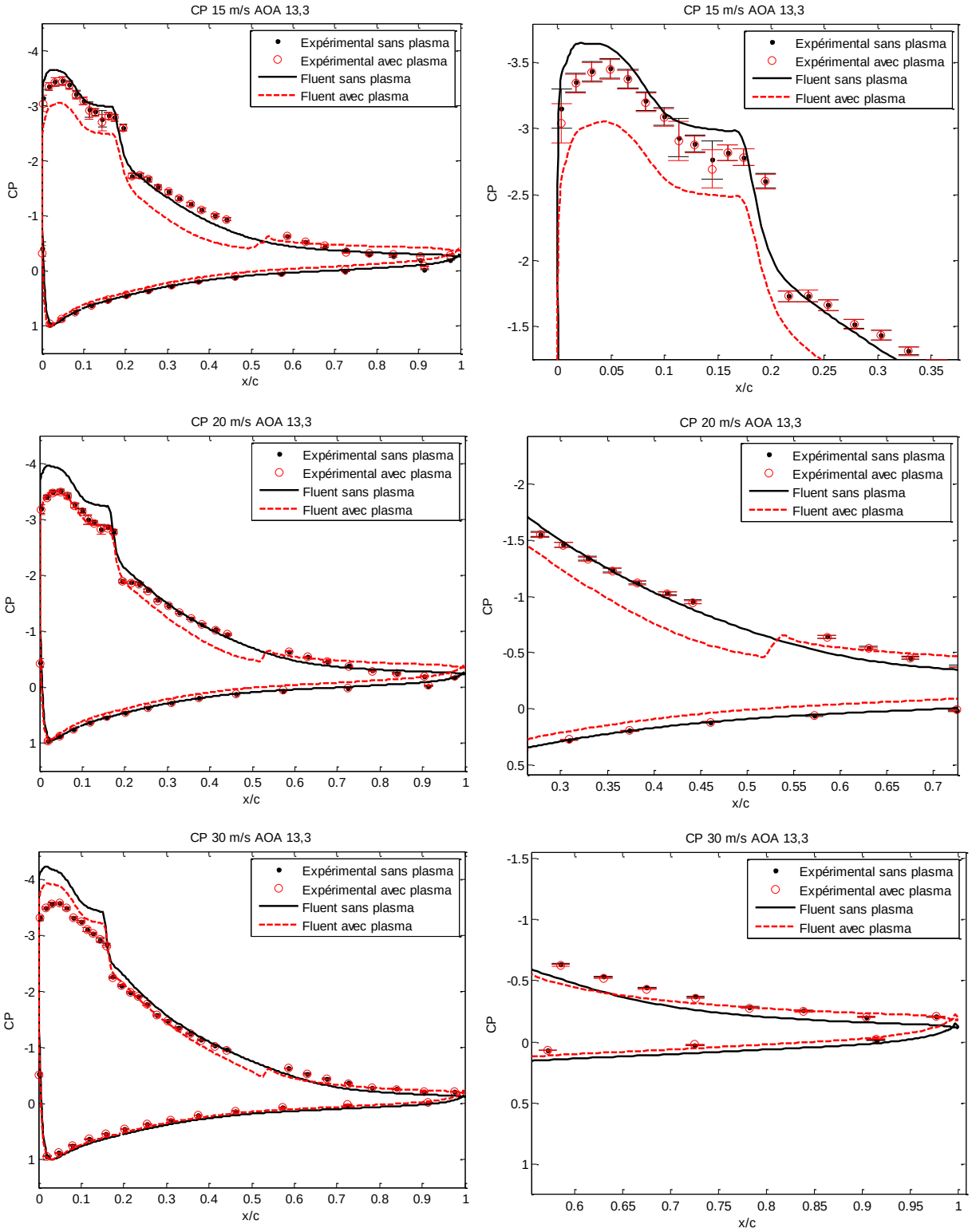


Figure 59 : Coefficients de pressions avec et sans actionneur plasma, concept 3

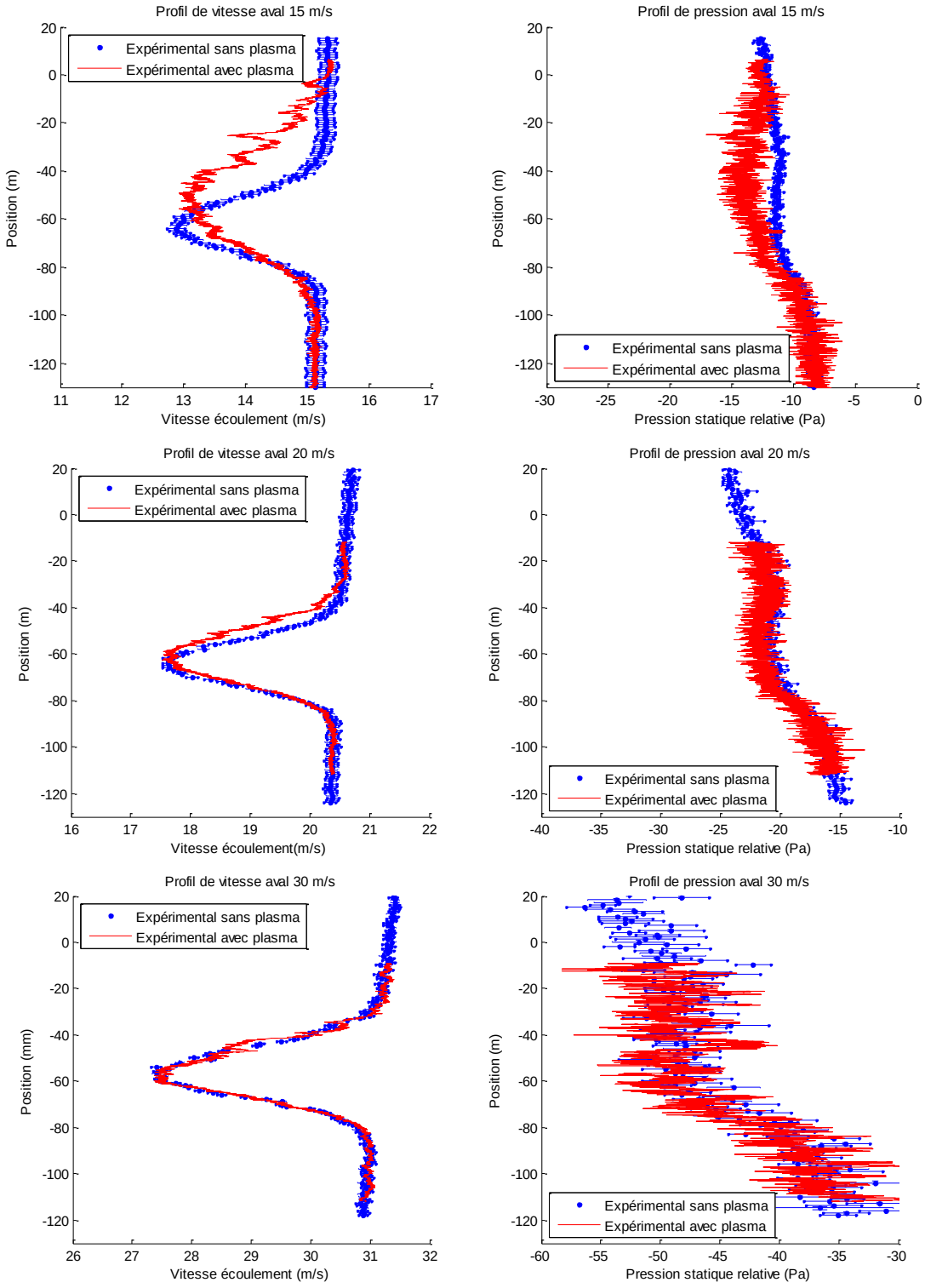


Figure 60 : Profils de vitesses et pressions statiques en aval, concept 3

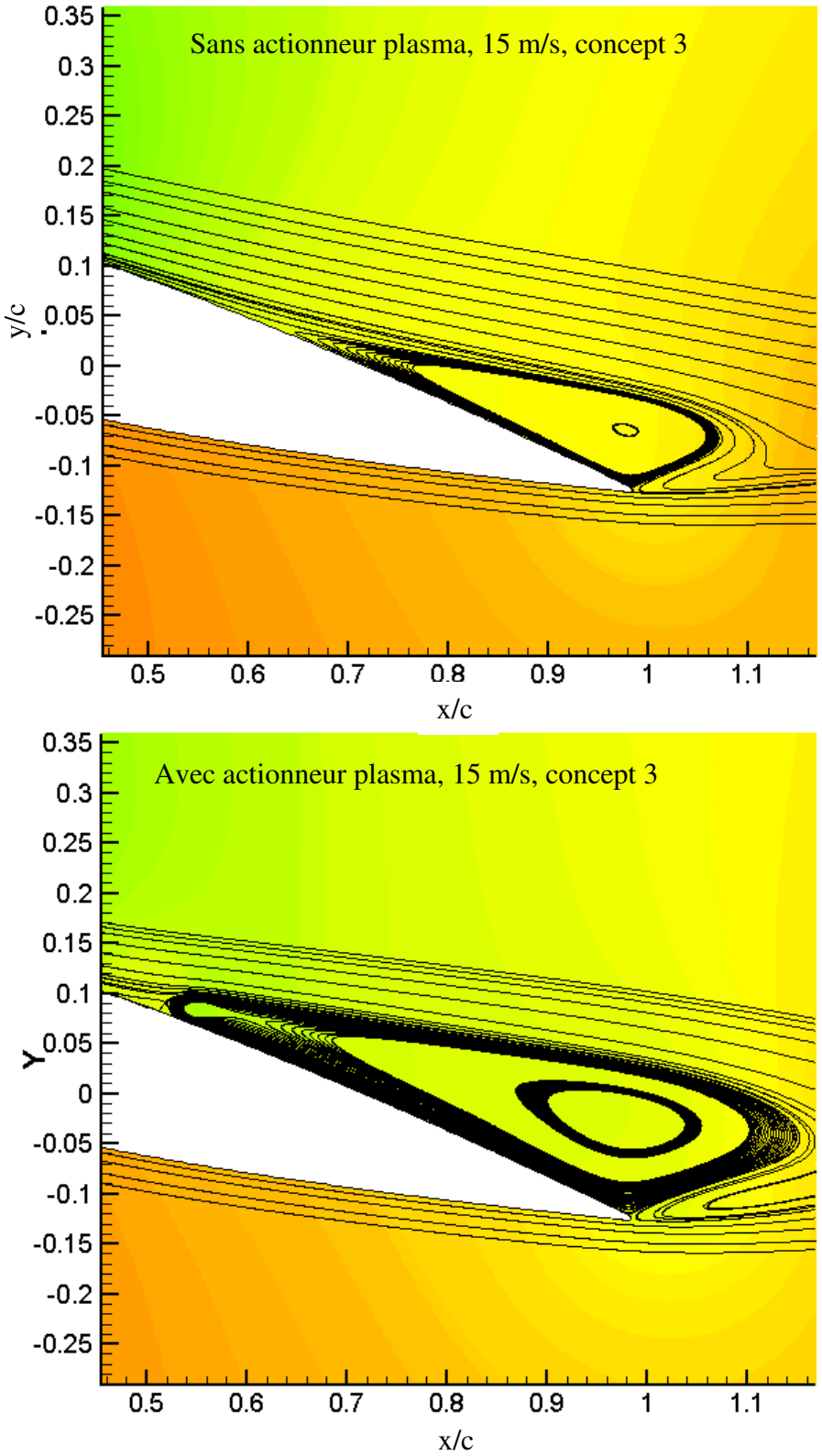


Figure 61 : Contour de pression et lignes de courant 15 m/s, concept 3

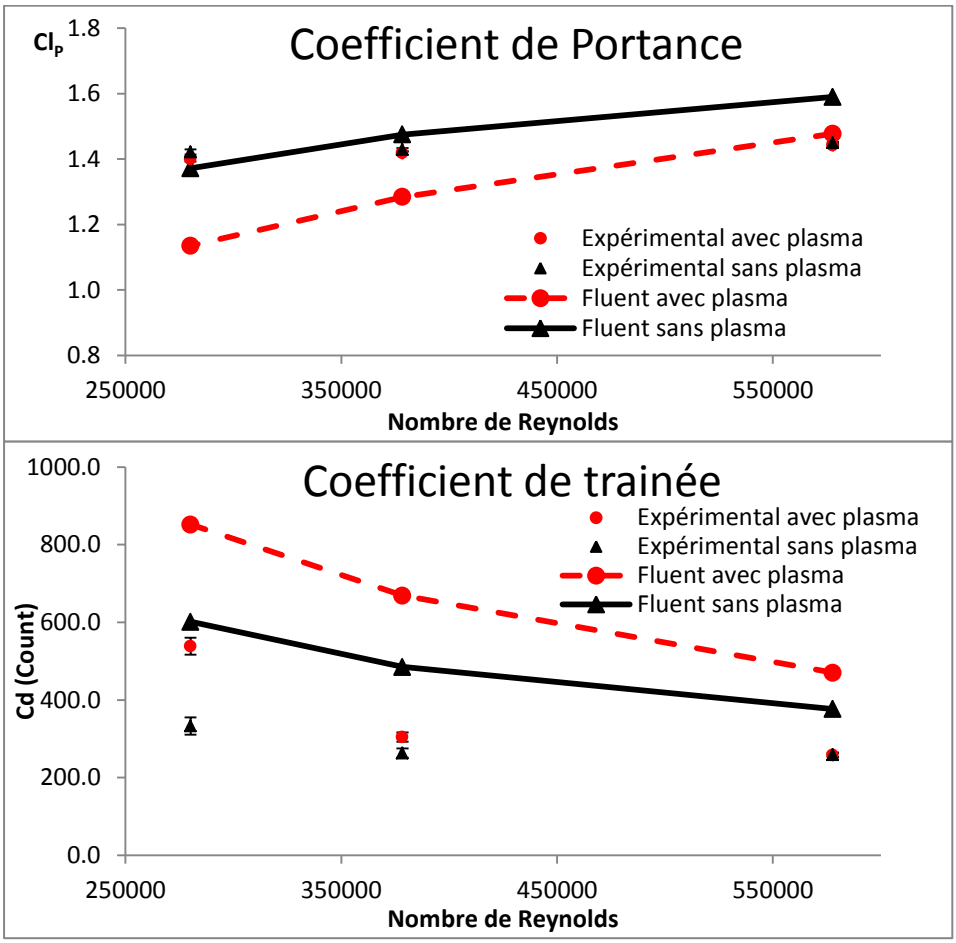


Figure 62 : Coefficient de portance de pression et de trainée avec et sans plasma, concept 3

La Figure 58 pointe au même problème de capture des profils de vitesse et pression en amont du bord d'attaque que pour le concept 2, ce qui est attendu puisque les tests se font avec le même angle d'attaque de 13,3°. Similairement au concept 2, la Figure 59 montre que l'effet de l'actionnement plasma sur C_P est surévalué par les simulations. Les différences expérimentales avec et sans plasma sur les C_P suivent la tendance CFD, mais sont très petites comparativement aux incertitudes expérimentales. À 30 m/s, l'effet de l'actionnement plasma est négligeable, tandis qu'à 20 m/s, il permet de diminuer le C_L de pression de 12,9 % pour les simulations RANS et de 0,8 % pour les expériences en soufflerie et le C_D augmente de 37,9 % pour les simulations et de 16 % pour les expériences.

Pour la Figure 60, l'augmentation par l'actionnement plasma de la taille de la partie supérieure du sillage, un effet très significatif pour le cas à 15 m/s, indique que dans l'ensemble l'actionnement

plasma contre l'écoulement permet de devancer le décollement de la couche limite. Ce qui est consistant avec une augmentation de la zone de recirculation comme démontré par les lignes de courant des résultats simulés par CFD tel que présenté à la Figure 61. Finalement, la Figure 62 quantifie les effets de l'actionneur plasma du concept 3 sur la réduction de C_L et l'augmentation de $C_{D.}$ De plus, ces données confirment que cet effet diminue avec la croissance de la vitesse de l'écoulement jusqu'à un effet pratiquement nul à 30 m/s et que, encore une fois, les résultats des simulations RANS surévaluent davantage l'effet de l'actionneur plasma, surtout pour le C_L de pression. Les valeurs des coefficients aérodynamiques se retrouvent en Annexe E avec les écarts relatifs avec et sans plasma et entre expérimentaux et CFD.

CONCLUSIONS

L'objectif du projet de maîtrise était de démontrer expérimentalement et numériquement trois concepts de contrôle d'écoulement par actionnement plasma sur un profil 2D cambré à des vitesses supérieures aux études antérieures. Le premier concept consistait à retarder la transition laminaire turbulente à faible angle d'attaque afin de réduire la trainée visqueuse. Le deuxième consistait à retarder le décollement de la couche limite à haut angle d'attaque afin d'augmenter l'angle d'attaque maximal, la portance et réduire la trainée. Le dernier concept était d'accélérer le décollement de la couche limite à haut angle d'attaque afin de réduire la portance et augmenter la trainée.

Pour ce faire, une étude complète en RANS CFD sur le logiciel commercial FLUENT a permis de trouver la position optimale d'actionnement pour chaque concept. L'étude numérique a également permis d'avoir les intervalles de valeurs des paramètres à mesurer sur le montage afin de concevoir le montage expérimental.

L'étude expérimentale réalisée dans la soufflerie de l'École Polytechnique de Montréal a permis de produire une base de données détaillée qui peut être utilisée pour valider des codes CFD dont le code DNS prévu qui sera utilisé pour évaluer les concepts étudiés aux conditions de vol réelles. En analysant ces données et en les confrontant aux prédictions des simulations correspondantes avec le code CFD FLUENT, les conclusions suivantes peuvent être tirées :

- Les trois concepts peuvent fonctionner à plus haute vitesse d'écoulement avec une force d'actionnement adéquate. Comme pour les études antérieures sur ces concepts, l'effet de l'actionneur diminue avec l'augmentation de la vitesse d'écoulement de telle sorte que, dans ce cas-ci, la force d'actionnement de 100 mN/m était en général juste suffisante pour avoir un effet à 30 m/s.
- Le modèle de turbulence de Langtry et Menter (2005) performe très bien aux trois nombres de Reynolds testés à l'angle d'attaque de 3°, mais sous-évalue la sévérité de la séparation pour les trois nombres de Reynolds à l'angle d'attaque de 13,3°.
- Le modèle d'actionnement plasma de Lemire et Vo (2011) couplé aux équations de Navier-Stokes dans le logiciel FLUENT surévalue l'efficacité de l'actionnement plasma. Cette surévaluation est surtout présente pour les coefficients de portance.

- Il faut faire attention à la position de l'entrée du domaine de calcul par rapport à l'aile dans une simulation CFD en écoulement confiné si la condition de vitesse uniforme est appliquée à l'entrée,

Suite à ce projet, plusieurs recommandations peuvent êtes formulées pour améliorer les futures études en actionnement plasma sur les ailes. Elles incluent les suivantes:

1) Utiliser un modèle plasma de type transitoire : le modèle d'actionneur plasma, sous forme de champs de force temporellement moyennée, utilisée pour les simulations CFD est valide que lorsque le temps de convection de l'air au-dessus de l'actionneur est beaucoup plus faible que la période correspondant au signal AC de l'actionneur. Pour l'actionneur en question avec une électrode cachée d'un pouce de large opérant dans un écoulement à 30 m/s avec une fréquence de 2,5 kHz, ce ratio n'est que de 2,1, présenté à l'équation (21), ce qui pourrait expliquer la surévaluation de l'effet des actionneurs dans les simulations. Par conséquent, il serait nécessaire d'utiliser un modèle qui fait varier le champ de force dans le temps selon le cycle AC, tel que celui prévu pour le code DNS.

$$\frac{t_{convection}}{t_{période}} = \frac{W_{électrode}/U_{convection}}{f^{-1}} = \frac{0{,}0254/30}{2500^{-1}} = \frac{8{,}47e-4}{4e-4} = 2{,}1 \qquad (21)$$

2) Positionnement de l'entrée du domaine de calcul: la comparaison des profils de vitesses et de pression statique en amont mesurés et prédits par CFD indique un problème lorsque le blocage aérodynamique de l'aile par rapport à la hauteur de la soufflerie est important, et lorsqu'une condition de vitesse uniforme est appliquée à l'entrée du domaine de calcul. Pour utiliser cette condition limite, il faut positionner l'entrée du domaine de calcul assez loin en amont de l'aile pour éviter tout effet potentiel de cette dernière.

3) Trouver une méthode de mesure plus rapide du sillage: durant la minute d'acquisition du sillage avec le système de traverse, la vitesse d'écoulement à l'entrée variait environ de 0,2 m/s, ce qui peut ajouter des fluctuations aux mesures. De plus, l'actionneur plasma ne peut pas être en fonction durant une longue période, car le diélectrique utilisé se détériore. Par conséquent, il serait recommandé d'avoir une méthode plus rapide de mesure du sillage, par exemple en utilisant un *rake* avec plusieurs mesures de pression totale simultanées.

4) Éviter ou minimiser les pièces métalliques dans le montage expérimental: beaucoup de problèmes d'isolation électrique sont survenus durant la phase expérimentale. Le système de traverse bloquait lorsque le plasma fonctionnait et des problèmes d'étincelles sont survenus. Tous ces problèmes ont été résolus en augmentant l'isolation, mais au coût de beaucoup de perte de temps.

5) Trouver un moyen reproductible et fiable pour construire l'actionneur plasma: la méthode actuelle de fabrication par découpage et positionnement manuel des électrodes rend impossible la reproductibilité exacte des actionneurs.

Travaux futurs

Les résultats expérimentaux serviront à la validation d'un nouveau modèle plasma implémenté dans un code DNS. Les simulations sont présentement en cours à IIT-Kanpur et les comparaisons devraient débuter en mai. Une fois le code DNS validé, des simulations aux conditions réelles de vol serviront à énoncer les requis pour la prochaine génération d'actionneur plasma.

L'étude numérique réalisée sur FLUENT a servi de référence pour la validation de l'incorporation du modèle d'actionneur plasma de Lemire et Vo (2011) sur le code CFD RANS de recherche NSCODE du professeur Éric Laurendeau. Une fois cette validation terminée, des simulations sur NSCODE permettront de faire une optimisation complète de la position et de la fréquence de l'actionnement plasma. L'avantage avec NSCODE par rapport à FLUENT est qu'il converge beaucoup plus rapidement et qu'il n'a pas de limitation de licence.

BIBLIOGRAPHIE

Anderson, J. D. (2011). *Fundamentals of aerodynamics* (5e éd.). Boston, Massachusetts: McGraw-Hill.

Ansys, Inc."Realease 14, FLUENT-"ANSYS FLUENT Theory Guide"," Rapport technique, Ansys 2014

Ansys, Inc."Realease 14, FLUENT-"ANSYS FLUENT UDF Manuel"," Rapport technique, Ansys 2014

Asada, K., Ninomiya, Y., Oyama, A., & Fujii, K. (2009). *Airfoil flow experiment on the duty cycle of DBD plasma actuator*. Communication présentée à 7th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida.

Ashrafi, F. (2014). *Delay of Rotating Stall in Compressors Using Plasma Actuation.* (Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal, Montréal, QC).

Belson, B. A., Meidell, K., Hanson, R. E., Palmeiro, D., Lavoie, P., & Rowley, C. (2012). *Comparison of plasma actuators in simulations and experiments for control of bypass transition*. Communication présentée à 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, Tennessee.

Bénard, N., Balcon, N., & Moreau, E. (2009). *Electric wind produced by a surface dielectric barrier discharge operating over a wide range of relative humidity*. Communication présentée à 47th AIAA Aerospace Science Meeting Including The New Horizons Forum And Aerospace Exposition, Orlando, Florida.

Bénard, N., Jolibois, J., Forte, M., Touchard, G., & Moreau, E. (2007). Control of an axisymmetric subsonic air jet by plasma actuator. *Experiments in Fluids, 43*(4), 603-616.

Berendt, A., Podliński, J., & Mizeraczyk, J. (2012). Multi-DBD plasma actuator for flow separation control around NACA 0012 and NACA 0015 airfoil models. *Przegląd Elektrotechniczny, 88,* 18-21.

Cavalieri, D. A. (1995). *On the experimental design for instability analysis on a cone at Mach 3.5 and 6.0 using a corona discharge perturbation method.* (Thèse de doctorat, Illinois Institute of Technology, Chicago, IL).

Celik, I. B., Ghia, U., & Roache, P. J. (2008). Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications. *Journal of fluids Engineering, 130*(7).

Chi Seng, L., Wang, D.-B., Hsiao, F.-B., Yen Hock, L., & Srigrarom, S. (2006). *Classification of Airfoils by Abnormal Behavior of Lift Curves at Low Reynolds Number*. Communication présentée à 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, Californie.

Corke, T. C., Post, M. L., & Orlov, D. M. (2009). Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications. *Experiments in Fluids, 46*(1), 1-26.

Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., Mamou, M., Mébarki, Y., & Laurendeau, É. (2011). Lift-to-drag ratio and laminar flow control of a morphing laminar wing in a wind tunnel. *Smart Materials and Structures, 20*(3),

Drela, M. (1989). XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. Dans *Low Reynolds number aerodynamics* (p 1-12). Berlin, Allemagne: Springer.

Duchmann, A., Grundmann, S., & Tropea, C. (2013). Delay of natural transition with dielectric barrier discharges. *Experiments in fluids, 54*(3), 1-12.

Duchmann, A., Simon, B., Magin, P., Tropea, C., & Grundmann, S. (2013). *In-flight transition delay with DBD plasma actuators.* Communication présentée à 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas.

Enloe, C., McLaughlin, T. E., Van Dyken, R. D., Kachner, K., Jumper, E. J., & Corke, T. C. (2004). Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: plasma morphology. *AIAA journal, 42*(3), 589-594.

Erdmann, R., Pätzold, A., Engert, M., Peltzer, I., & Nitsche, W. (2011). On active control of laminar–turbulent transition on two-dimensional wings. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 369*, 1382-1395.

Fransson, J. H., Talamelli, A., Brandt, L., & Cossu, C. (2006). Delaying transition to turbulence by a passive mechanism. *Physical review letters, 96*(6), 06450.

Frisch, U. (1995). *Turbulence: the legacy of AN Kolmogorov*: Cambridge, Angleterre: Cambridge university press.

Gad-el-Hak, M., & Bushnell, D. M. (1991). Separation control: review. *Journal of Fluids Engineering, 113*(1), 5-30.

Gaitonde, D. V., Visbal, M. R., & Roy, S. (2006). *A coupled approach for plasma-based flow control simulations of wing sections*. Communication présentée à 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Ghosh, S. (2012). *Plasma actuation for active control of wind turbine power.* (Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal, Montréal, QC).

Greenblatt, D., & Wygnanski, I. J. (2000). The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences, 36*(7), 487-545.

Grundmann, S., & Tropea, C. (2007). Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators. *Experiments in Fluids, 42*(4), 653-657.

Haase, W., Aupoix, B., Bunge, U., & Schwamborn, D. (2006). *FLOMANIA-a European initiative on flow physics modelling: results of the European-Union funded project,*Berlin, Allemagne: Springer.

Haase, W., Chaput, E., Elsholz, E., Leschziner, M., & Miller, U. (1997). *Notes on Numerical Fluid Mechanics*. (Vol 58). Berlin, Allemagne: Vieweg

Hanson, R. E., Lavoie, P., & Naguib, A. M. (2010). *Effect of plasma actuator excitation for controlling bypass transition in boundary layers.* Communication présentée à 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida.

Huang, J., Corke, T. C., & Thomas, F. O. (2006). Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades. *AIAA journal, 44*(1), 51-57.

Jayaraman, B., Cho, Y.-C., & Shyy, W. (2008). Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator. *Journal of Applied Physics, 103*(5), 053304

Jayaraman, B., & Shyy, W. (2003). *Flow control and thermal management using dielectric glow discharge concepts.* Communication présentée à 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando, Florida (p. 23-26).

Kachanov, Y. S. (1994). Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition. *Annual review of fluid mechanics, 26*(1), 411-482.

Kelley, C., Bowles, P., Cooney, J., He, C., Corke, T., Osborne, B., Zehnle, J. (2012). *High Mach number leading-edge flow separation control using AC DBD plasma actuators.* Communication présentée à 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, Tennessee.

Kiya, M., Shimizu, M., & Mochizuki, O. (1997). Sinusoidal forcing of a turbulent separation bubble. *Journal of Fluid Mechanics, 342,* 119-139.

Kosinov, A., Maslov, A., & Shevelkov, S. (1990). Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics, 219*, 621-633.

Langtry, R., & Menter, F. (2005). Transition modeling for general CFD applications in aeronautics. *AIAA journal, 522*.

Lemire, S., & Vo, H. D. (2011). Reduction of fan and compressor wake defect using plasma actuation for tonal noise reduction. *Journal of Turbomachinery, 133*(1), 011017.

List, J., Byerley, A. R., McLaughlin, T. E., & Van Dyken, R. (2003). *Using a plasma actuator to control laminar separation on a linear cascade turbine blade.* Communication présentée à 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Masad, J., & Nayfeh, A. (1992). Laminar flow control of subsonic boundary layers by suction and heat-transfer strips. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics, 4*(6), 1259-1272.

Mellen, C. P., Fr-ograve, J., hlich, & Rodi, W. (2003). Lessons from LESFOIL project on large-eddy simulation of flow around an airfoil. *AIAA journal, 41*(4), 573-581.

O'Meara, M., & Mueller, T. (1987). Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers. *AIAA journal, 25*(8), 1033-1041.

Orlov, D. M., Apker, T., He, C., Othman, H., & Corke, T. C. (2007). *Modeling and experiment of leading edge separation control using SDBD plasma actuators*. Communication présentée à 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Palmeiro, D., & Lavoie, P. (2011). *Comparative analysis on single dielectric barrier discharge plasma actuator models.* Communication présentée à 7th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Ottawa, Canada.

Patel, M. P., Ng, T. T., Vasudevan, S., Corke, T. C., Post, M., McLaughlin, T. E., & Suchomel, C. F. (2008). Scaling effects of an aerodynamic plasma actuator. *Journal of Aircraft, 45*(1), 223-236.

Perry, A., & Morrison, G. (1971). A study of the constant-temperature hot-wire anemometer. *Journal of Fluid Mechanics, 47*(03), 577-599.

Popov, A. V., Botez, R. M., & Labib, M. (2008). Transition point detection from the surface pressure distribution for controller design. *Journal of Aircraft, 45*(1), 23-28.

Potočar, E., Širok, B., Hočevar, M., & Eberlinc, M. (2012). Control of separation flow over a wind turbine blade with plasma actuators. *Journal of Mechanical Engineering, 58*(1), 37-45.

Rae, W. H., & Pope, A. (1984). *Low-speed wind tunnel testing*. New York, NY:Wiley.

Roth, J. R., & Dai, X. (2006). *Optimization of the aerodynamic plasma actuator as an electrohydrodynamic (EHD) electrical device.* Communication présentée à 44st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Roth, J. R., Sherman, D. M., & Wilkinson, S. P. (1998). *Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma*. Communication présentée à 36th Aerospace Science Meeting & Exhibit, Reno, Nevada.

Roth, J. R., Sherman, D. M., & Wilkinson, S. P. (2000). Electrohydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma. *AIAA journal, 38*(7), 1166-1172.

Roupassov, D., Zavyalov, I., Starikovskii, A. Y., & Saddoughi, S. (2006). *Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge.* Communication présentée à 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada (p. 9-12).

Roy, S., Singh, K., Kumar, H., Gaitonde, D. V., & Visbal, M. (2006). *Effective discharge dynamics for plasma actuators*. Communication présentée à 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Santhanakrishnan, A., Jacob, J. D., & Suzen, Y. B. (2006). *Flow control using plasma actuators and linear/annular plasma synthetic jet actuators.* Communication présentée à 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, Californie.

Schlichting, H., Gersten, K., & Gersten, K. (2000). *Boundary-layer theory*. Berlin, Allemagne: Springer Science & Business Media.

Schmidt, S., & Thiele, F. (2003). Detached eddy simulation of flow around A-airfoil. *Flow, turbulence and combustion, 71*(1-4), 261-278.

Selig, M. S., Maughmer, M. D., & Somers, D. M. (1995). Natural-laminar-flow airfoil for general-aviation applications. *Journal of aircraft, 32*(4), 710-715.

Sengupta, T. K. (2004). *Fundamentals of computational fluid dynamics*: Hyderabad, Inde: Universities Press Hyderabad.

Séraudie, A., & Pailhas, G. (2013). Implementation of DBD plasma actuators to control boundary layers in subsonic flow. *International Journal of Aerodynamics, 3*(1), 3-25.

Séraudie, A., Vermeersch, O., & Arnal, D. (2011). *DBD plasma actuator effect on a 2D model laminar boundary layer. Transition delay under ionic wind effect.* Communication présentée à 29th AIAA applied aerodynamics conference, Honolulu, Hawaii (p. 27-30).

Shahinfar, S., Sattarzadeh, S. S., Fransson, J. H., & Talamelli, A. (2012). Revival of classical vortex generators now for transition delay. *Physical review letters, 109*(7), 074501.

Shyy, W., Jayaraman, B., & Andersson, A. (2002). Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics. *Journal of applied physics, 92*(11), 6434-6443.

Slangen, R. (2009). *Experimental investigation of artificial boundary layer transition.* (Mémoire de maîtrise, Delft University of Technology, Delft, Pays-Bas).

Sosa, R., Artana, G., Moreau, E., & Touchard, G. (2007). Stall control at high angle of attack with plasma sheet actuators. *Experiments in fluids, 42*(1), 143-167.

Spalart, P. R., & Rumsey, C. L. (2007). Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations. *AIAA journal, 45*(10), 2544-2553.

Suzen, Y., & Huang, P. (2006). *Simulations of flow separation control using plasma actuators*. Communication présentée à 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Tani, I. (1964). Low-speed flows involving bubble separations. *Progress in Aerospace Sciences, 5,* 70-103.

Thomas, F. O., Corke, T. C., Iqbal, M., Kozlov, A., & Schatzman, D. (2009). Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control. *AIAA journal, 47*(9), 2169-2178.

Thomas, F. O., Kozlov, A., & Corke, T. C. (2005). *Plasma actuators for landing gear noise reduction.* Communication présentée à 26th AIAA Aeroacoustics Conference, Monterey, Californie.

Touchard, G. (2008). Plasma actuators for aeronautics applications-State of art review. *IJ PEST, 2*(1).

Varmaghani, A. (2012). An analytical formula for potential water vapor in an atmosphere of constant lapse rate. *Terr. Atmos. Ocean. Sci, 23*(4). 17-24.

Versailles, P., Ghosh, S., Vo, H. D., & Masson, C. (2011). Preliminary Assessment of Wind Turbine Blade Lift Control via Plasma Actuation. *Wind Engineering, 35*(3), 339-356.

Versailles, P., Gingras-Gosselin, V., & Vo, H. D. (2010). Impact of pressure and temperature on the performance of plasma actuators. *AIAA journal, 48*(4), 859-863.

Vorobiev, A., Rennie, R. M., & Jumper, E. J. (2013). Lift enhancement by plasma actuators at low Reynolds numbers. *Journal of Aircraft, 50*(1), 12-19.

White, F. (2006). *Viscous fluid flow* (3^{e} éd.). Boston, Massachusetts: McGraw-Hill.

Whitmore, S. A., Lindsey, W. T., Curry, R. E., & Gilyard, G. B. (1990). Experimental characterization of the effects of pneumatic tubing on unsteady pressure measurements. *(*Tachnical Memorandum n^{o}4171). Edwards, Californie: NASA.

Xu, X. (2011). *Plasma Actuation for Boundary Layer Separation Control in Engine Ducts.* (Thèse de doctorat, École Polytechnique de Montréal, Montréal, QC).

ANNEXE A –VALIDATION DE FLUENT PAR L'EXPÉRIENCE DE L'ONERA

L'objet de cette étude est de vérifier les performances du logiciel de CFD FLUENT de la suite ANSYS V13 pour la prédiction du point de transition, décrochage, répartition de pression et les coefficients aérodynamiques du profil Aérospatiale-A. Cette étude servira également à valider la stratégie de maillage « *O-Grid* » adoptée pour mailler le profil.

L'opération décrochage était en 1986 un groupe de recherche constitué de l'ONERA, du CERT/ONERA et de l'IMFT (Haase, W. *et al.*, 1997) qui ont fait à l'ONERA une étude expérimentale complète sur le profil Aerospatiale-A qui a été spécialement conçu pour avoir une transition dans une bulle de séparation laminaire et un décrochage progressif. Cette étude a été motivée par la difficulté des modèles algébriques et k-ε à prédire correctement le décollement de l'écoulement à de grands angles d'attaque. Deux souffleries de l'ONERA ont été utilisées pour caractériser le profil Aérospatiale-A. La soufflerie F1 d'ONERA avec une section d'essai de 1,5 par 3,5 m servira de référence pour les coefficients aérodynamiques. Les profils de vitesse, la répartition de pression et de cisaillement à la paroi proviendront de la soufflerie F2 avec une section d'essai de 1,4 par 1,8 m puisqu'ils sont jugés plus appropriés par la communauté (Haase, W. *et al.*, 1997). Une transition libre sur l'extrados et forcée à 30 % de la corde sur l'intrados est utilisée pour toutes les expériences en soufflerie. Les conditions de l'expérience qui seront utilisées pour comparer les prédictions numériques sont reportées au Tableau 8.

Tableau 8 : Condition du test de validation Fluent

Profil	Aérospatiale-A
Corde	0,6 m
Angle d'attaque	13,3°
Nombre de Reynolds	$2{,}1 \times 10^6$
Mach	0,15

Maillage

Le maillage est réalisé à l'aide du logiciel ICEM de la suite d'ANSYS. La Figure 63 présente la zone maillée correspondant au profil Aérospatiale-A dans un écoulement libre. La stratégie de « blocking » utilisé est un O-Grid à l'intérieur d'un H-Grid. Le maillage O-Grid autour du profil a une discrétisation de 644 par 220. La première cellule à la paroi a une épaisseur de 10^{-6} m et un taux d'expansion de 1,04. La taille du maillage est de 194 720 cellules et il est suffisamment dense pour avoir un y+ < 1 sur toute la corde.

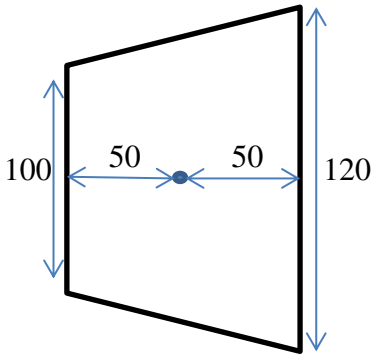


Figure 63 : Zone à l'étude

Solveur

Le solveur pressure-base en 2D et en régime permanent est utilisé. Selon le guide théorique de Fluent (Ansys, 2014), la discrétisation de l'équation de continuité est faite selon les équations (22) et (23) et la quantité de mouvement selon l'équation (24). Le schéma SIMPLE est utilisé pour découpler la pression et la vitesse. La discrétisation spatiale se fait avec le schéma Upwind du deuxième ordre selon l'équation (25), où $\vec{\boldsymbol{r}}$ est le vecteur de déplacement entre le centre de la cellule en amont à la face de la cellule. Fluent conserve les vitesses, pressions et termes sources au centre des cellules, les valeurs aux faces sont obtenues par la moyenne arithmétique des valeurs aux nœuds par l'algorithme de « *Green-Gauss Node Based* » présenté à l'équation (26).

$$\sum_{f}^{N_{faces}} J_f A_f = 0 \tag{22}$$

$$J_f = \rho_f \frac{a_{p,c_0} V_{n,c_0} + a_{p,c_1} V_{n,c_1}}{a_{p,c_0} + a_{p,c_1}} + d_f \left(\left(p_{c_0} + \nabla p_{c_0} \cdot \overrightarrow{r_0} \right) - \left(p_{c_1} + \nabla p_{c_1} \cdot \overrightarrow{r_1} \right) \right) \tag{23}$$

$$a_p u = \sum_{nb} a_{nb} u_{nb} + \sum p_f A \cdot \hat{\imath} + S \tag{24}$$

$$\phi_{f,SOU} = \phi + \nabla \phi \cdot \vec{r} \tag{25}$$

$$\overline{\phi_f} = \frac{1}{N_f} \sum_{n}^{N_f} \overline{\phi_n} \tag{26}$$

Modèle de turbulence

Le modèle de turbulence Transition-SST est utilisé pour le cas de validation. Ce modèle est basé sur le couplage entre les équations SST $k-\omega$ et deux autres équations de transport.

Résultats

Les résultats obtenus avec FLUENT sont comparés aux résultats expérimentaux réalisés à l'ONERA (Haase, W. *et al.*, 1997). À titre comparatif, les résultats sont également comparés avec une étude CFD faite sur CFX par Haase, Werner *et al.* (2006). Il est important de noter qu'aucune correction d'angle n'a été apportée pour corriger les effets de mur de la soufflerie, puisqu'aucune information à ce sujet n'est disponible.

Les coefficients aérodynamiques ainsi que le point de transition sont reportés au Tableau 9. Le point de transition est obtenu de quatre façons différentes : à l'aide du point de courbure maximale sur la courbe de CP vs x/c (Popov, Botez, et Labib, 2008), l'intensité de turbulence, l'intermittence et le coefficient de friction le long de la corde. Ces quatre méthodes d'identifications confirment tous le même point de transition pour le cas à l'étude. La première méthode énumérée est celle utilisée pour les expériences en soufflerie. Dans ce cas, la transition se produit suite au décollement de la couche limite laminaire comme présenté à la section 2.1 pour la transition dans la bulle de séparation laminaire.

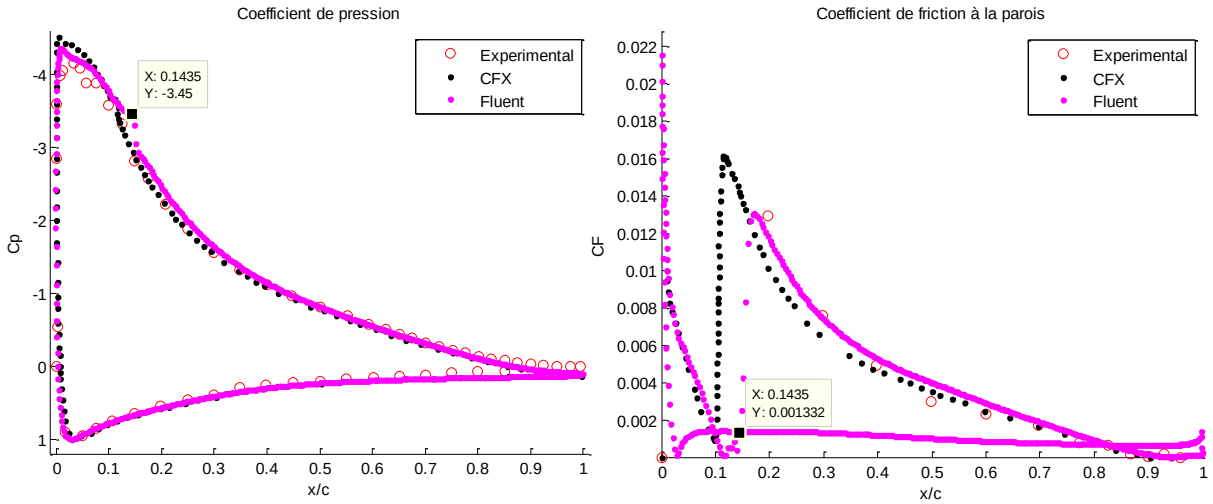
Tableau 9 : Résultat comparatif entre Fluent et les références

	Expérimental	**Fluent**	**CFX**	**Xfoil**	**Écart (%) Exp-Fluent**	**Écart (%) Exp-CFX**
Cl	1.562	1.581	1.571	1.566	1.19	0.55
Cd ***(count)***	208.0	187.1	185.6	158.8	10.1	10.8
$\mathbf{X_{transition}}$ ***(%)***	12	14	11.5	11.3	-	-

Le calcul du coefficient de portance est à 1,19 % d'écart relatif avec le Cl expérimental. Ensuite, la prédiction par Fluent du point de transition est de 2 % de corde retardée comparativement à l'expérience menée par l'ONERA. Le point de transition est très sensible au niveau de turbulence initiale. Le niveau de turbulence à l'entrée du domaine est défini avec un rapport de viscosité turbulent de 10 et une intensité de turbulence de 0,2 % pour CFX et Fluent. Par contre, le domaine de Fluent est 32 cordes plus longues, conséquemment l'intensité de turbulence décroît

davantage pour la simulation de Fluent. Afin d'augmenter la précision du point de transition, il faudrait connaitre exactement le niveau de turbulence de la soufflerie de l'ONERA lors des tests.

La Figure 64 présente la répartition de pression et de cisaillement le long du profil. Le point mis en évidence correspond au point de transition identifiable grâce à la bulle de séparation laminaire turbulente. À la Figure 64, la gravité du décollement au bord de fuite est également sous-évaluée par Fluent et CFX, car la courbe de CP au bord de fuite est beaucoup plus plate pour la courbe expérimentale.



a) b)

Figure 64 : CP a) et CF b) ONERA et simulations RANS

Deux profils de vitesses adimensionnelles sont finalement comparés en Figure 65 et Figure 66. Les abscisses sont les composantes de l'écoulement divisées par la vitesse à l'entrée et l'ordonnée, la distance normale au profil divisé par la longueur de la corde. Les Figure 65 et Figure 66 sont respectivement prisent à 30 % et 96 % de la corde sur l'extrados selon une direction normale à la surface.

On remarque que Fluent est aussi peu valable que CFX pour calculer les profils de vitesse. À la Figure 66, le profil de vitesse est dans une zone où l'écoulement est séparé du profil. On y remarque que les deux solveurs RANS sous-évaluent la gravité du décollement.

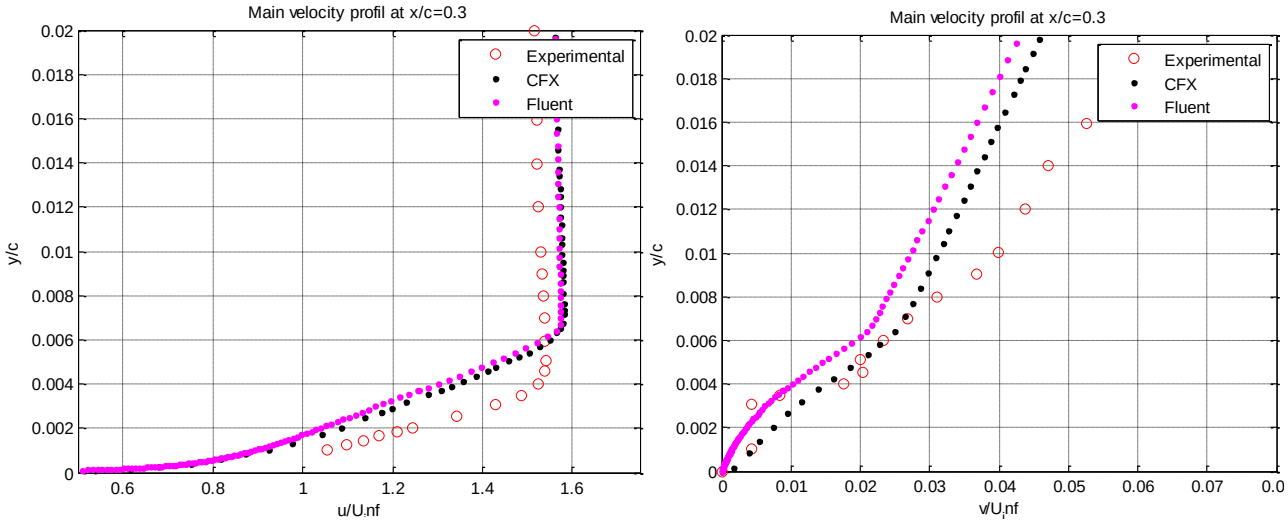


Figure 65 : Profils de vitesse normale à la paroi à 30% de la corde.

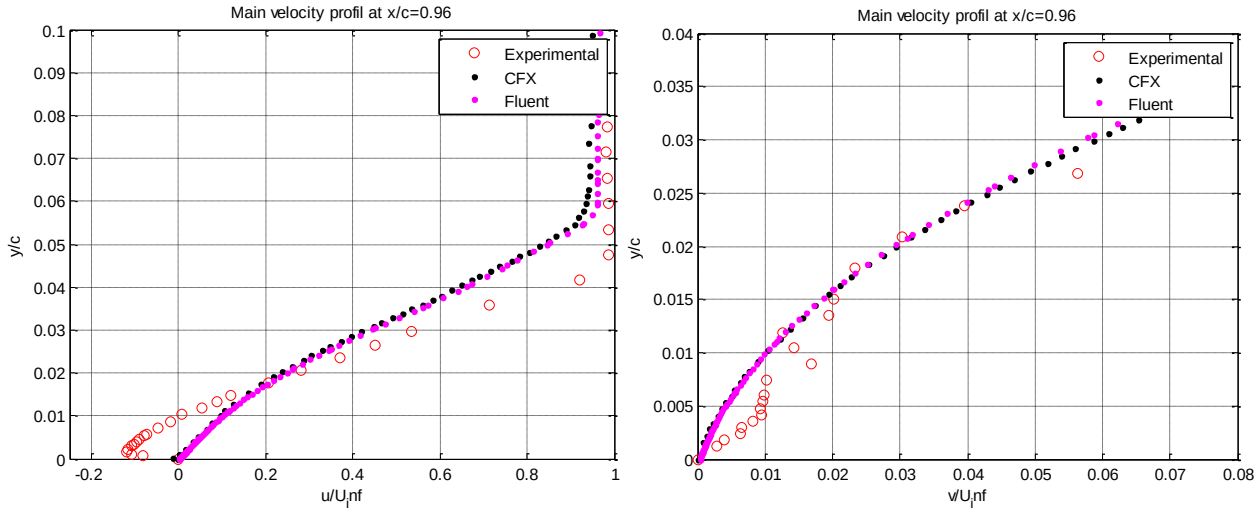


Figure 66 : Profils de vitesse normale à la paroi à 96 % de la corde

ANNEXE B – CARACTÉRISATION DE LA SOUFFLERIE

Des tests faits en juillet 2012 par Shubhankat Gosh et Jérôme Vétel avec un anémomètre à fils chaud avaient indiqué que la vitesse de la soufflerie a une dérive de 2 m/s sur 50 minutes. Cette étude a été réalisée afin de connaitre le comportement de la soufflerie et pour caractériser la turbulence pour les simulations RANS et DNS.

Montage expérimental

Les mesures sont faites avec la section d'essai à vide. Trois distances de l'entrée sont à l'étude, soit la position du bord d'attaque de l'aile à 30,48 cm de l'entrée et les positions des deux tubes Pitot pour la caractérisation de l'aile qui sont à 15.24 cm et à 914,4 cm de l'entrée. Le montage expérimental avec le système d'acquisition est présenté à la Figure 67.

Instrument

A. Tube Pitot-statique
B. Quatre trous de pression statique à l'entrée de la section d'essai.
C. Thermocouple installé sur le tube Pitot-statique à 10,16 cm du plancher. Incertitude de ± 0,1°C.
D. Anémomètre à fils chaud, installé au centre de la section d'essai.
E. System de traverse
F. Station météorologique avec incertitude de ± 1 % pour l'humidité relation et ± 0,1 mmHg pour la pression atmosphérique. (Non représentée à la Figure 67)

Système d'acquisition

a) Deux indicateurs de pression de 0 à 7 poH2O avec incertitude de ± 0,01 poH2O
b) Multichannel CTA 54N82 de DANTEC Dynamics
c) National Instruments PXI-1042Q 8 ports 3U PXI.
d) National Instruments PXI-4495 24 bits avec 16 capteurs simultanés. Fréquence d'échantillonnage maximale 204,8 kHz
e) National Instruments PXI-8331.

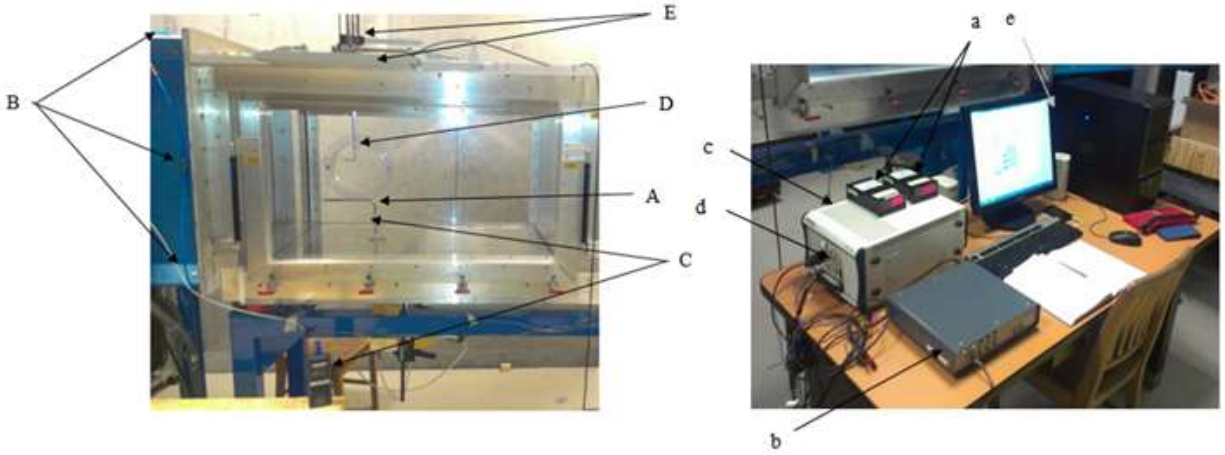


Figure 67 : Montage expérimental caractérisation de la soufflerie

Le calcul de la densité et de la vitesse à partir du tube Pitot-statique, du thermocouple et de la station météorologique est expliqué en détail en Annexe D. Avant chaque série de mesure, le signal de sortie de l'anémomètre à fils chaud est calibré à l'aide de la vitesse et la température de la soufflerie prises avec le tube Pitot-statique et le thermocouple. La calibration est faite à une fréquence d'échantillonnage de 100 kHz avec 10^5 données par point de calibration. 34 points sont utilisés pour produire un polynôme du 5^e ordre qui est présenté à la Figure 68. L'équation est par la suite implémentée dans Labview pour convertir le signal électrique en vitesse. La plage de mesure est déterminée en respectant la loi de King (Perry et Morrison, 1971). La régression linéaire avec le coefficient de corrélation est également présentée à la Figure 68.

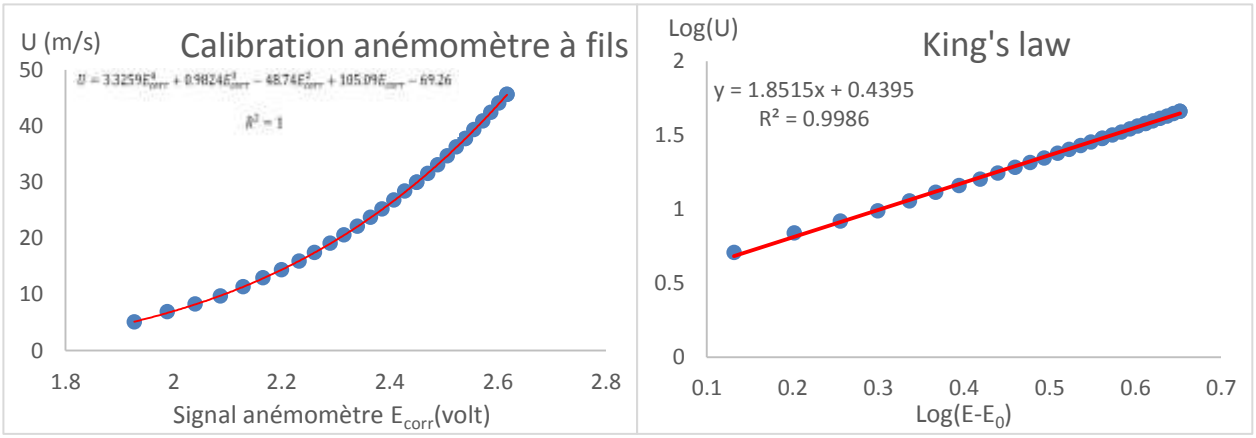


Figure 68 : Calibration et plage de mesure anémomètre à fils chaud

Le signal de sortie d'un anémomètre à fils chaud est très sensible aux variations de température, conséquemment la tension de sortie du CTA (E) est corrigé avec les valeurs connues de la température du fils (T_w), de calibration (T_0) et la température durant l'acquisition (T) afin d'obtenir une tension corrigée (E_{corr}) à l'aide de l'équation (27).

$$E_{corr} = \left(\frac{T_w - T_0}{T_w - T}\right)^{0.5} * E \tag{27}$$

Turbulence

Une première acquisition à 204,8 kHz a permis de déterminer avec une analyse spectrale qu'au-dessus de 2 000 Hz, les fluctuations sont dues uniquement au bruit. Conséquemment, la fréquence d'échantillonnage pour les tests est fixée à 4 000 Hz afin d'éviter l'effet de repliement et l'acquisition est faite sur 60 secondes. La turbulence au centre de la soufflerie à 30,48 cm de l'entrée a été faite pour les vitesses allant de 20 m/s à 45 m/s par incrément de cinq m/s. À une certaine distance du grillage et du nid d'abeille de la soufflerie, la turbulence supposée isotopique et les fluctuations des trois composantes de la vitesse respectent l'équation (28) (Schlichting, Gersten, et Gersten, 2000), conséquemment la caractérisation de la turbulence peut se faire uniquement avec la composante axiale de l'écoulement. La caractérisation de la turbulence se base sur les propriétés prévisibles de la turbulence (Frisch, 1995). L'utilisation d'un histogramme permet de calculer les quatre moments de la distribution statistique de la vitesse. Le signal temporel, l'histogramme et le spectre de la perturbation sont présentés à la Figure 69 pour la vitesse moyenne de 29,96 m/s.

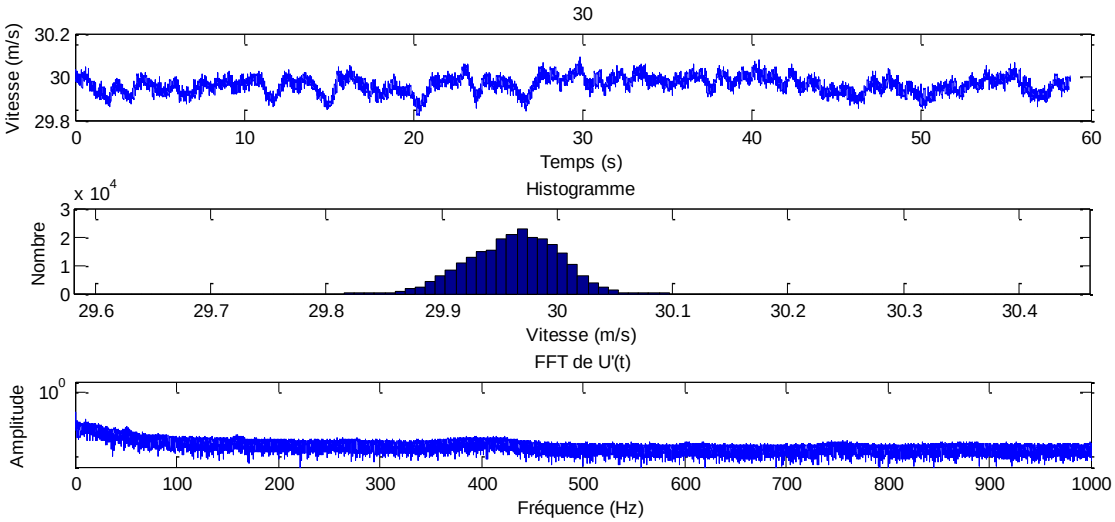


Figure 69 : Variation de la vitesse à 29.96 m/s

La perturbation u' est définie comme étant la vitesse moins la moyenne des vitesses telle qu'énoncé à l'équation (29). u(t) est le signal temporel, u'(t) la perturbation et $\bar{u}$ la moyenne du signal obtenue par l'équation (30). L'intensité de la turbulence est définie par l'équation (31). L'asymétrie de la distribution est mesurée à l'aide du 3^{e} moment de la distribution et quantifiée à l'aide du coefficient de dissymétrie défini à l'équation (32). Finalement, la forme de la distribution est mesurée à l'aide du 4^{e} moment et quantifiée à l'aide du coefficient d'aplatissement défini à l'équation (33). Les résultats sont reportés au Tableau 10.

$$\overline{u'^2} = \overline{v'^2} = \overline{w'^2} \tag{28}$$

$$u'(t) = u(t) - \bar{u} \tag{29}$$

$$\bar{u} = \frac{1}{t_2 - t_1}\int_{t_1}^{t_1+t_2} u(t)dt \tag{30}$$

$$Tu = \frac{\sqrt{\overline{u'^2}}}{\bar{u}} \tag{31}$$

$$Sk = \frac{\sum_{i=1}^{N}(u(i) - \bar{u})^3}{(N-1)\sigma^3} \tag{32}$$

$$Ku = \frac{\sum_{i=1}^{N}(u(i) - \bar{u})^4}{\sigma^4} - 3 \tag{33}$$

Tableau 10 : Propriété de la turbulence en fonction de la vitesse

$\bar{u}$	Tu (%)	Sk	Ku
19,84	0,12	-0,032	2,558
25,02	0,14	-0,411	2,889
29,96	0,13	-0,230	2,730
35,01	0,14	0,009	2,512
40,05	0,13	0,050	2,655
45,09	0,12	-0,019	2,771

Afin de définir un niveau de turbulence pour les simulations RANS, 30 intensités de turbulences ont été mesurées sur un plan situé à 30,48 cm de l'entrée. Ce plan de mesure couvrait ¼ de la section d'essai. La moyenne arithmétique des intensités de turbulence au plan de mesure donne 0,21 %.

Uniformité de l'écoulement

L'uniformité de l'écoulement à travers la section d'essai a été mesurée à l'aide d'un Tube Pitot-statique situé à 91,44 cm de l'entrée. Les vitesses reportées à la Figure 70 sont moyennées sur une seconde où L, H et d son respectivement la largeur, la hauteur de la section d'essai et la distance relative. Ce test a révélé qu'à mi-hauteur, la vitesse varie de 0,18 m/s le long de la largeur. Ce profil de vitesse mi-hauteur correspond au lieu où sera mesuré le sillage de l'aile. Il est à noter que le temps d'acquisition d'une seconde était insuffisant pour obtenir une convergence statistique et qu'un temps d'une minute par point de mesure aurait été nécessaire. Ainsi, on s'attend à avoir un profil de vitesse plus constant dans la soufflerie lors des tests.

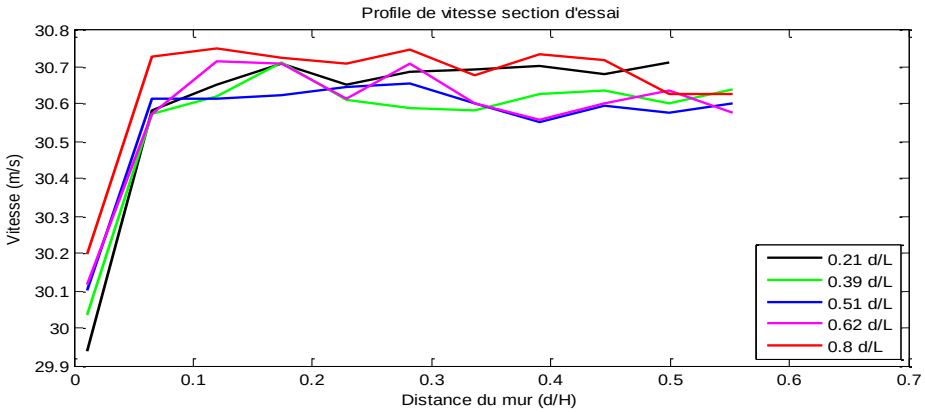
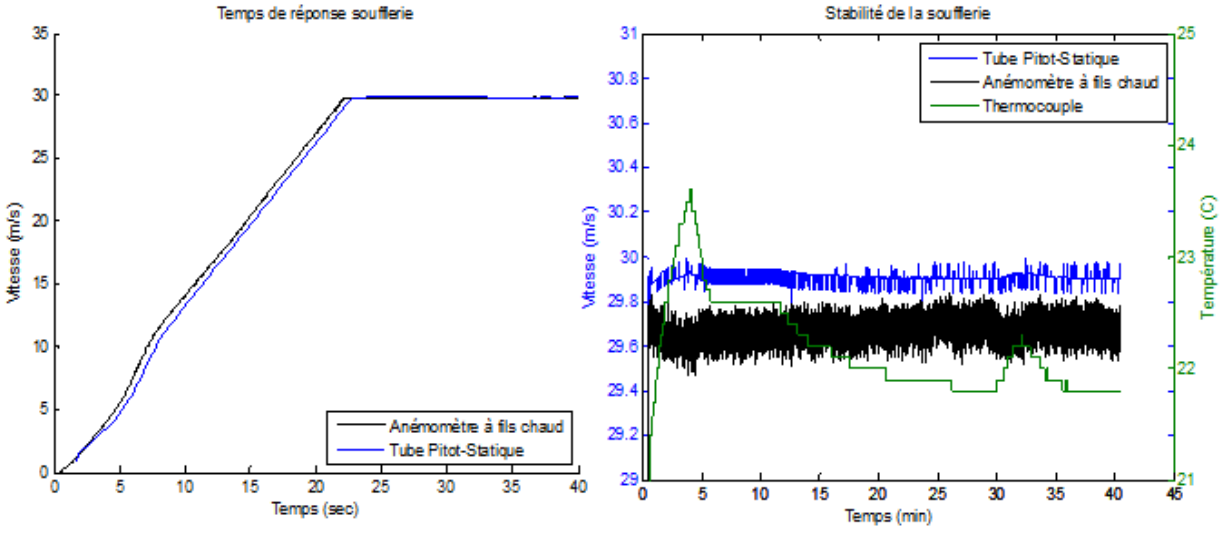


Figure 70 : Variation de la vitesse dans la section d'essai à 91,44 cm de l'entrée

Temps de réponse et stabilité

Avant chaque test, la soufflerie était éteinte durant au moins 2 heures. Par la suite, l'évolution de la température et de la vitesse sont enregistrées à 4 000 Hz pour 40 minutes. La Figure 71 présente la réponse temporelle de la soufflerie lors d'une accélération de 0 m/s à 30 m/s.



a) b)

Figure 71 : Temps de réponse de la soufflerie

On remarque à la Figure 71 a) que le temps de réponse du tube Pitot-statique est 0,5 seconde plus lent que l'anémomètre et que la soufflerie met 22 secondes pour accélérer jusqu'à 29,88 m/s. Par la suite, la vitesse fluctue constamment de 0,2 m/s crête à crête. Au graphique b), la température met 35 minutes à se stabiliser et fluctue par la suite de 0.2 °C. Ce test a été reproduit à trois reprises et les résultats sont tous semblables. De plus, les amplitudes de fluctuation de la vitesse et de la température mesurées sur 40 minutes sont les mêmes que celles mesurées après quatre heures d'opération en continu.

Le temps de réponse de la température peut être amélioré en sélectionnant une température d'opération égale à celle de la pièce. Néanmoins, l'échangeur de chaleur prend du temps à réagir, ainsi après un essai, la température de la soufflerie peut être beaucoup plus basse que la température de commande. On a mesuré des températures de 18 °C au début d'un test succédant un précédent, alors que la température de la pièce était de 25 °C. La dérive de vitesse mesurée par Shubhankat Gosh et Jérôme Vétel en 2012 est explicable par cette variation de température au

début des tests. Selon l'équation (27), un anémomètre à fils chaud sans correction en température percevra une variation de vitesse de 22.5 m/s à 20 m/s pour une évolution de 14 °C à 20 °C.

Couche limite

À la section 3.2.2, on a vu que les murs de la soufflerie numérique suivaient deux fois l'épaisseur de déplacement de la couche limite sur une plaque plane. Cette expérience sert de validation à cette pratique pour simuler l'effet convergent de la soufflerie. Deux tubes Pitot-statique furent positionnés dans la soufflerie, l'un à 15,24 cm de l'entrée et l'autre à 91,44 cm de l'entrée. Les valeurs moyennes de la vitesse sur 1 seconde sont reportées au Tableau 11. Le rapport d'aire expérimental est obtenu à partir des vitesses mesurées et par l'équation de conservation de la masse (34) avec la densité constante. Tandis que le rapport d'aire théorique est celui obtenu par la méthode énoncée en section 3.2.2 (35). Le très faible écart relatif entre le rapport d'air expérimental et théorique confirme que les couches limites dans la soufflerie peuvent être approximées par la couche limite sur quatre plaques planes.

$$\frac{u_{aval}}{u_{amont}} = \frac{A_1^*}{A_2^*} \tag{34}$$

$$\frac{A_1^*}{A_2^*} = \frac{(W - 2\delta_1^*)^2}{(W - 2\delta_2^*)^2} \tag{35}$$

Tableau 11 : Effet tuyère de la soufflerie

u_{amont} (m/s)	u_{aval} (m/s)	A_1^*/A_2^* expérimental	A_1^*/A_2^* théorique	Écart relatif (%)
10,08	10,18	1,01	1,0100	0
20,07	20,32	1,012	1,0111	0,09
30,08	30,58	1,016	1,0114	0,45
45,11	45,76	1,014	1,0111	0,29

ANNEXE C – CARACTÉRISATION DU PLASMA SUR PLAQUE PLANE

Système de génération de signal haute tension

Le schéma du générateur de signal haute tension est présenté en Figure 72. Il est constitué d'un générateur de signal avec une carte PCI-6110 de National Instruments. Ce générateur de signal peut générer des signaux sinusoïdaux, carrés, triangles et en rampe positive ou négative. Le signal en rampe positive a été utilisé pour tous les tests, car il est démontré par les études précédentes portant sur l'optimisation des actionneurs plasma qu'un signal positif en dent de scie augmente la portion du cycle alternatif où les électrons sont transférés entre l'électrode exposée et la surface du diélectrique (Thomas *et al.*, 2009), (Enloe *et al*., 2004).

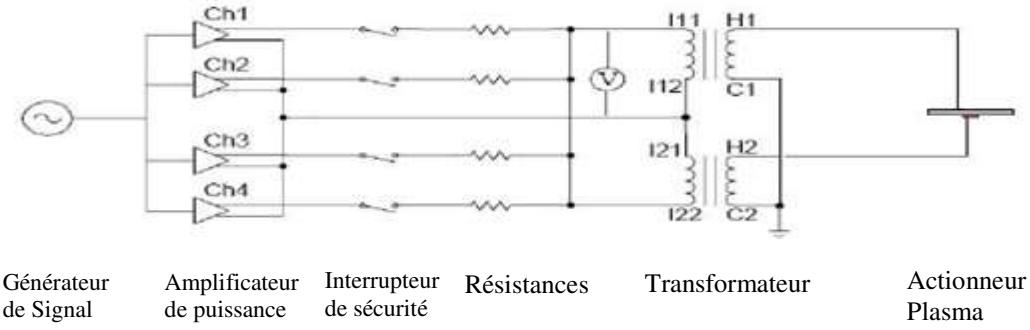


Figure 72 : Schéma du générateur de signal

Le signal est amplifié à l'aide de quatre amplificateurs de puissance Crown XTi-400 connectés en pont afin d'avoir le même ratio d'amplification. Les quatre résistances de 2 ohms servent de charge minimale aux amplificateurs. Les transformateurs de courant ont été fabriqués sur mesure par la compagnie Corona Magnetics avec un rapport de transformation de 360:1, une bande passante de 0,9 à 5 kHz et une tension maximale de 25 kV_{rms}. Afin d'avoir un rapport total de 720 :1, les deux transformateurs sont connectés en parallèle et les deux électrodes sont sous tentions. Le voltage appliqué aux électrodes est mesuré entre le com des amplificateurs et la moyenne des deux entrées des transformateurs, soit les positions l11 et l12 selon la Figure 72. La tension aux électrodes est par la suite calculée selon le rapport de transformation des

transformateurs. Cette méthode évite l'utilisation d'une sonde haute tension qui était hors d'état de service lors des tests. L'assemblage du générateur de courant est présent en Figure 73.

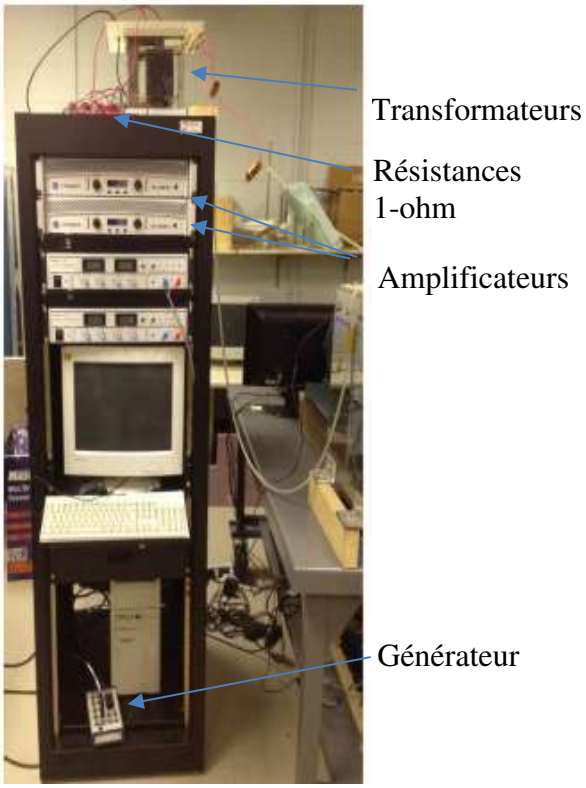


Figure 73 : Assemblage du générateur de signal haute tension

Mesure de la force d'actionnement

La caractérisation du plasma est faite à l'aide d'une plaque plane de 15 cm par 20 cm par 5 mm d'épaisseur fabriquée avec le même matériau et épaisseur que l'extrados de l'aile expérimentale soit le DSM Somos 11122 de la compagnie Axis Prototypes fabriqué par stéréolithographie. Ce plastique a une constante diélectrique entre 3,9 et 4,1 à 60 Hz et une force diélectrique entre 15,4 et 16,3 kV/mm. Cette plaque plane est positionnée sur une balance électronique de haute précision avec une capacité de 8 Kg et une résolution de 0,01 g. Avec cette technique, la force résultante (poussée) est produite par l'écoulement induit du plasma et mesurée à l'aide de la balance. Cet arrangement est présenté à la Figure 74.

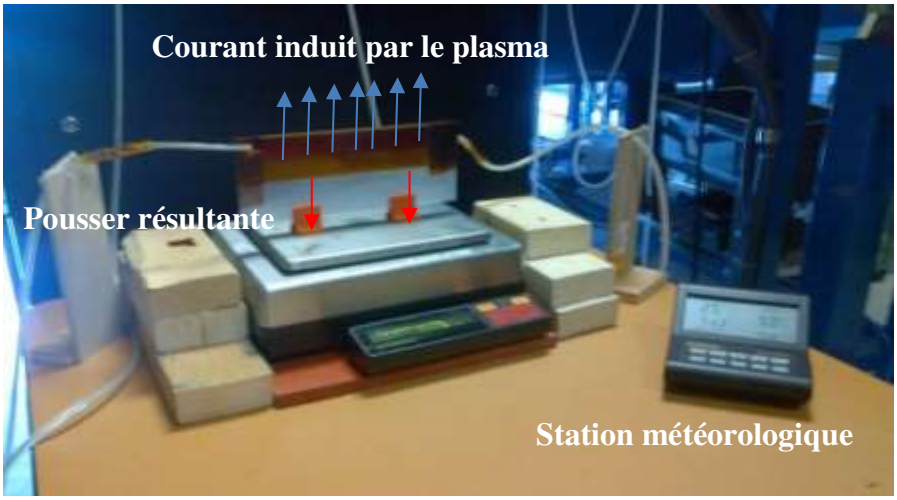


Figure 74 : Montage expérimental plaque plane

Avec l'équilibre des forces en y, on obtient que la force volumique totale est égale à la force de poussée mesurée par la balance plus la force de cisaillement sur la plaque plane tel que défini par l'équation (36). La force de cisaillement sur la plaque plane est obtenue par CFD à l'aide de simulation similaire à celle présentée en section 3.2.1. Entre 28 % et 32 % de la force volumique est reprise en cisaillement selon la distance entre l'électrode exposée et la fin de la plaque plane. La distribution du cisaillement obtenue par CFD pour une force d'actionnement de 0,1 N/m est présentée en Figure 75.

$$F_{Volmique} - \int \mu \frac{dv}{dx} dy = F_{poussée} \tag{36}$$

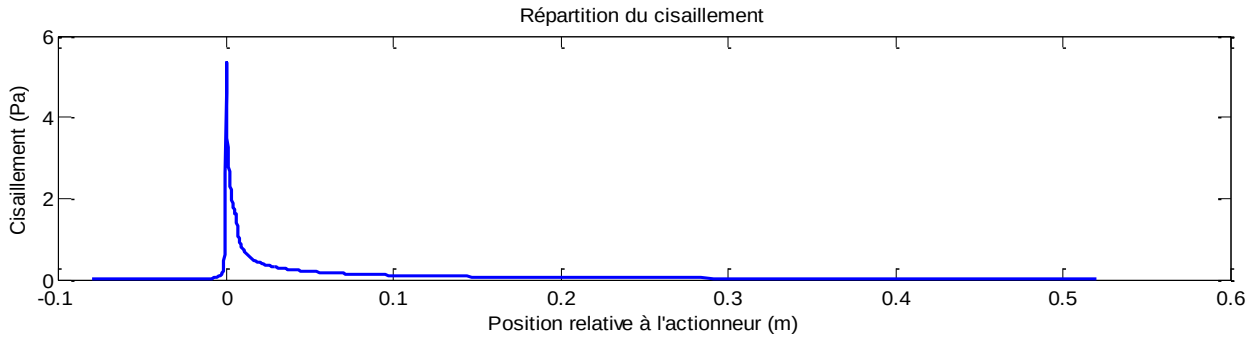


Figure 75 : Distribution du cisaillement sur une plaque plane avec actionneur plasma

Pour tous les tests, l'humidité, la pression atmosphérique et la température sont mesurées à l'aide d'une station météorologique. Le signal AC sans distorsions pour un voltage crête à crête de 30 kV et 2,5 kHz est présenté à la Figure 29. Ce signal n'est pas mesuré aux électrodes, mais calculé à partir du signal généré par la carte PCI-6110.

Largeur de l'électrode cachée

Cette étude est motivée par le fait que plus l'électrode cachée est large et plus il y a des trous de pression bloqués par la présence de cette électrode. Pour toutes les positions d'électrodes à l'étude, un actionneur plasma avec une électrode cachée de 0,5 pouce obstruera en moyenne un trou de moins qu'une électrode de 1 pouce. Pour ce test, la même séquence d'empilement que celle présentée à la Figure 28 est utilisée, mais sans la membrane plastique. Trois actionneurs avec des électrodes cachées de 0,5, 0,75 et 1 pouce ont été testés à fréquence de 2,5 kHz. Le résultat est reporté à la Figure 76. La température et la pression atmosphérique sont respectivement de 24 °C et 742 mmHg durant les trois tests. L'humidité relative est reportée sur la Figure 76. Le diamètre des points discrets de la Figure 76 ainsi que tous ceux présentés pour la caractérisation du plasma correspond à l'incertitude de la force d'actionnement et de la tension qui sont respectivement de 0,002 N/m et 0,3 kV.

Comme observé par Thomas *et al.* (2009), la force d'actionnement diminue lorsque l'électrode cachée diminue, car la zone de formation est seulement au-dessus de l'électrode cachée. Malheureusement, seule l'électrode de un pouce permet d'obtenir une force d'actionnement suffisamment élevée, conséquemment tous les tests subséquents se feront avec une électrode cachée d'un pouce.

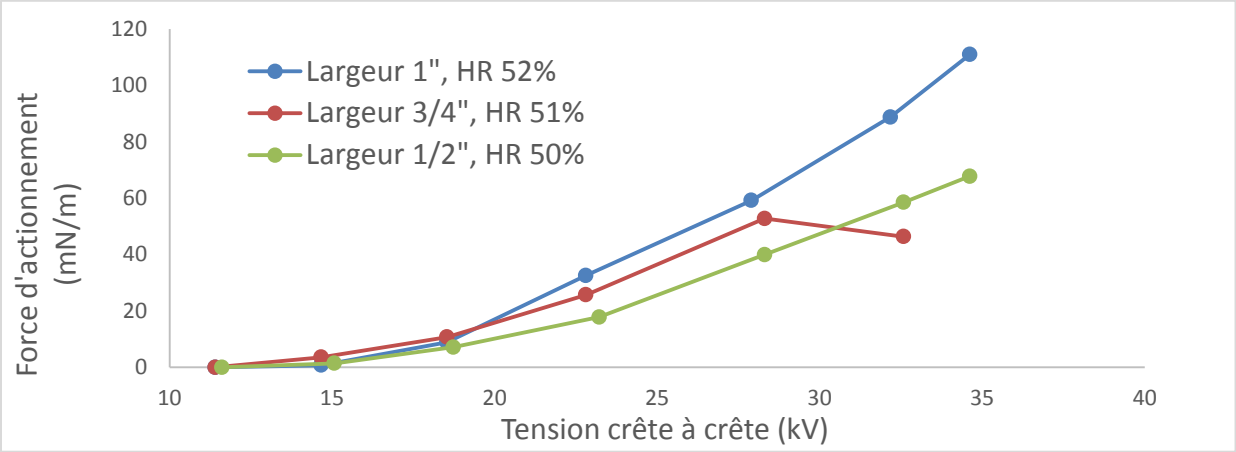


Figure 76: Force d'actionnement en fonction de la tension et de l'électrode cachée

Fréquence du signal rampe

Tous les tests ont été effectués à température ambiante de 25 °C et à pression atmosphérique de 741 mmHg. La configuration de l'actionneur plasma suit la même séquence d'empilement que

celle présentée à la Figure 28, mais sans la membrane plastique. À cause de la ventilation nécessaire pour évacuer l'ozone produit par l'actionneur plasma, l'humidité de la pièce variait entre 50 % et 52 %. Les résultats sont présentés à la Figure 77. Cette étude montre que la fréquence optimale pour cet actionneur plasma est de 2,5 kHz, car c'est la fréquence qui nécessite le moins de tension pour une force d'actionnement donnée. Corke *et al.* (2009) mentionnent que l'émission lumineuse du plasma est liée à l'intensité du plasma. Or, qualitativement, la fréquence de 2,5 kHz est celle qui produit le son d'actionnement le plus stable et la luminosité la plus constante et élevée.

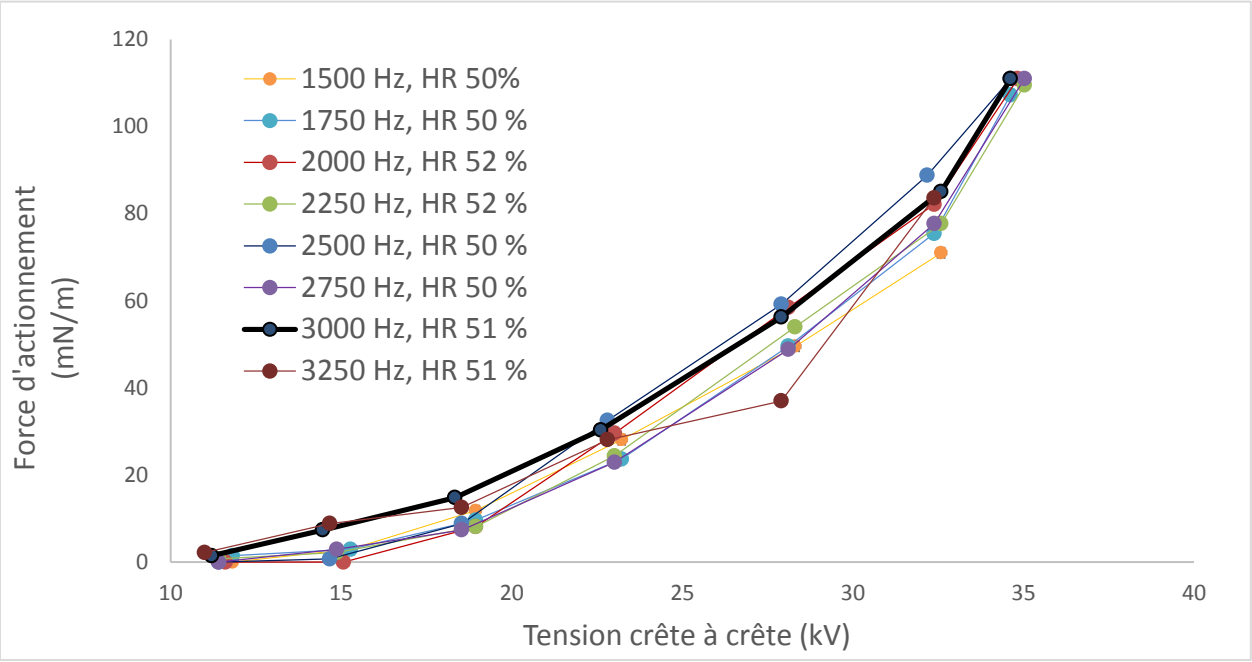


Figure 77 : Force d'actionnement en fonction de la tension et de la

Humidité

La variation d'humidité était une conséquence de la ventilation, de l'humidité à l'intérieur et à l'extérieur du laboratoire. Deux tests identiques ont pu être réalisés aux taux d'humidité de 45 % et 49 % pour une fréquence de 2.5 kHz avec la même séquence d'empilement que celle présentée à la Figure 28, mais sans la membrane plastique. L'effet de l'humidité est présent en Figure 78.

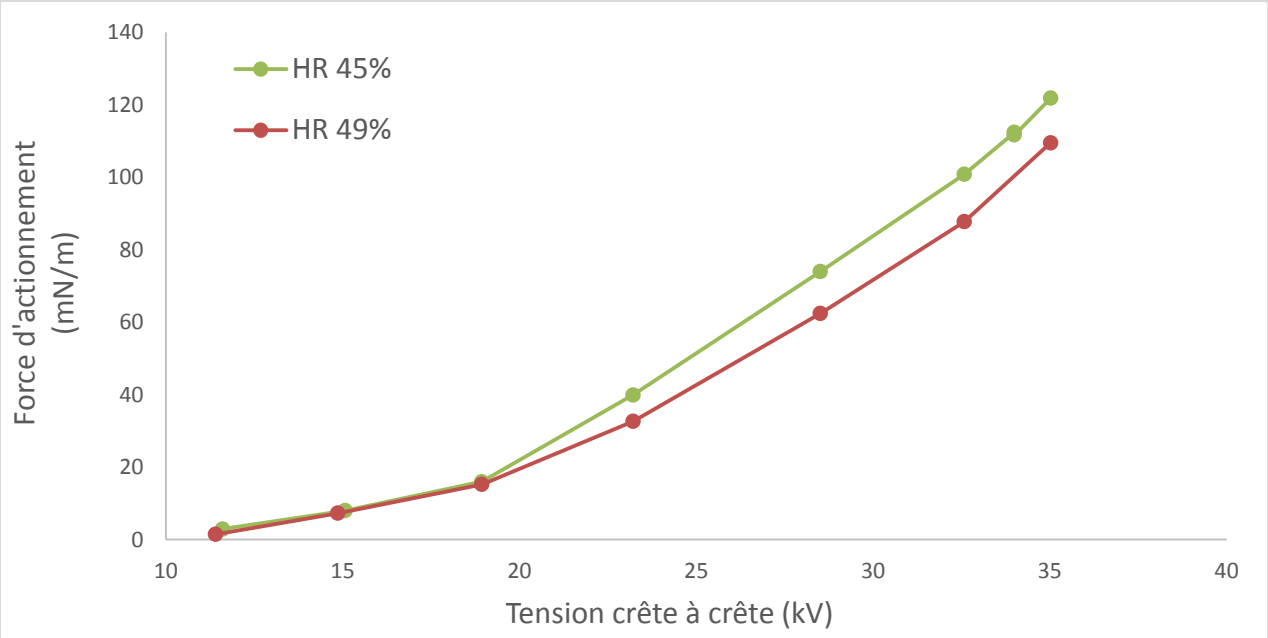


Figure 78: Effet de l'humidité sur la force d'actionnement

Cette étude montre une grande sensibilité de la force d'actionnement à l'humidité relative. Pour une même tension appliquée de 33 kV, une simple différence d'humidité de 4 % entraine une diminution de force d'actionnement de 14,6 %. Bénard *et al.*,(2009) de l'Université Poitiers ont observé la même tendance. Ils mentionnent : "Measurements of the induced electric wind clearly indicate a reduction of the momentum transfer effectiveness for increasing RH levels." Conséquemment, l'interprétation des résultats précédents doit se faire avec précaution, car l'humidité variait d'environ 2 %.

Contamination à l'huile

La bulle de séparation laminaire turbulente présente sur l'extrados devait originalement être détectée par visualisation d'écoulement par film d'huile. Cette partie des tests a permis de mesurer expérimentalement l'effet de la présence de l'huile sur la force d'actionnement.

L'actionneur plasma complètement recouvert par un film d'huile, partiellement recouvert et sans présence d'huile sont les trois cas à l'étude. La température, pression atmosphérique et humidité relative sont respectivement de 25 °C, 751 mm Hg et 46 % pour tous les tests. L'huile d'olive extra-vierge a servi d'huile et l'acétone de nettoyant pour la surface. L'actionneur plasma a la même configuration que celui du test précédent. Les résultats sont reportés à la Figure 79.

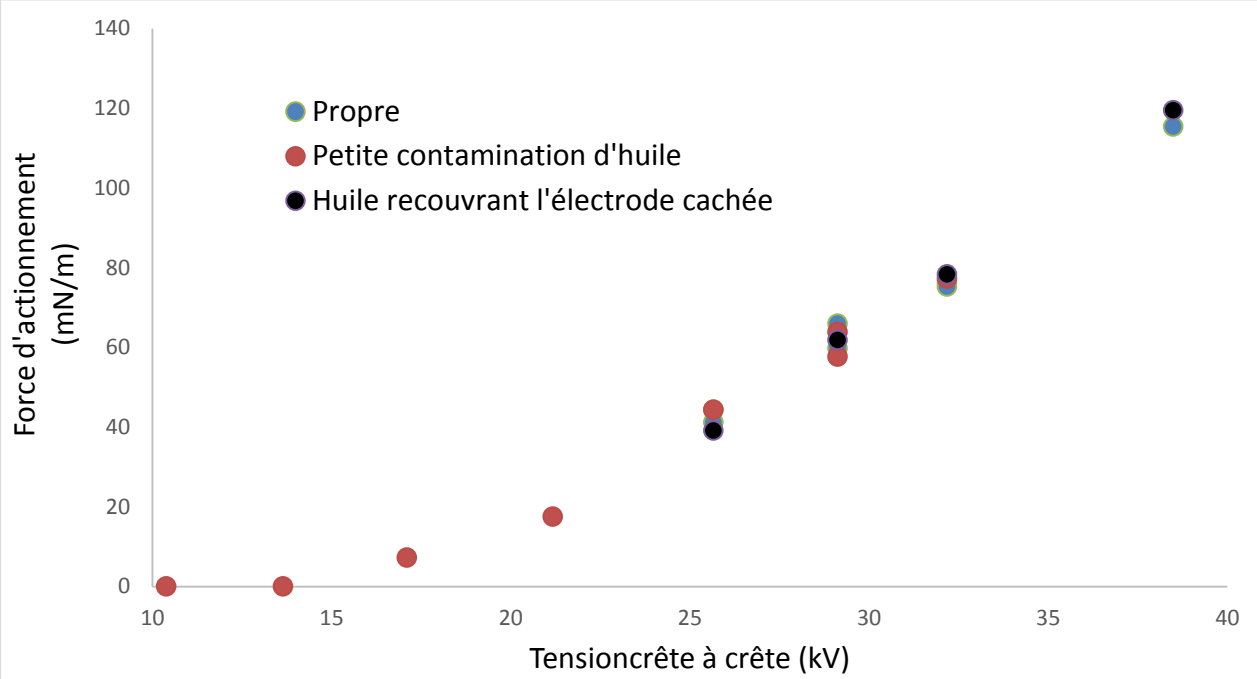


Figure 79 : Effet de la contamination sur la force d'actionnement

Les résultats de la Figure 79 montrent que l'actionneur plasma est très peu affecté par l'huile. En effet, les points des trois différentes configurations sont tous à l'intérieur de leurs incertitudes expérimentales.

Configuration finale de l'actionneur plasma

Pour les tests en soufflerie, une membrane plastique transparente de 0,003 pouce d'épais était positionnée avant et après l'électrode exposée telle que montrée au schéma de la Figure 28. Cette membrane permet de minimiser les perturbations de l'écoulement dû à la présence de l'électrode. La caractérisation de l'actionneur avec membrane a été faite à une fréquence de 2.5 kHz, une température de 24 °C, une pression de 743 mm Hg et à une humidité relative de 44 %. Les résultats présentés à la Figure 80 ne peuvent pas directement signifier que l'utilisation de la membrane plastique améliore l'actionneur, car il y avait une différence d'humidité relative de

5 %. Néanmoins, l'actionneur avec membrane plastique permet d'obtenir une force d'actionnement de 0.1 N/m.

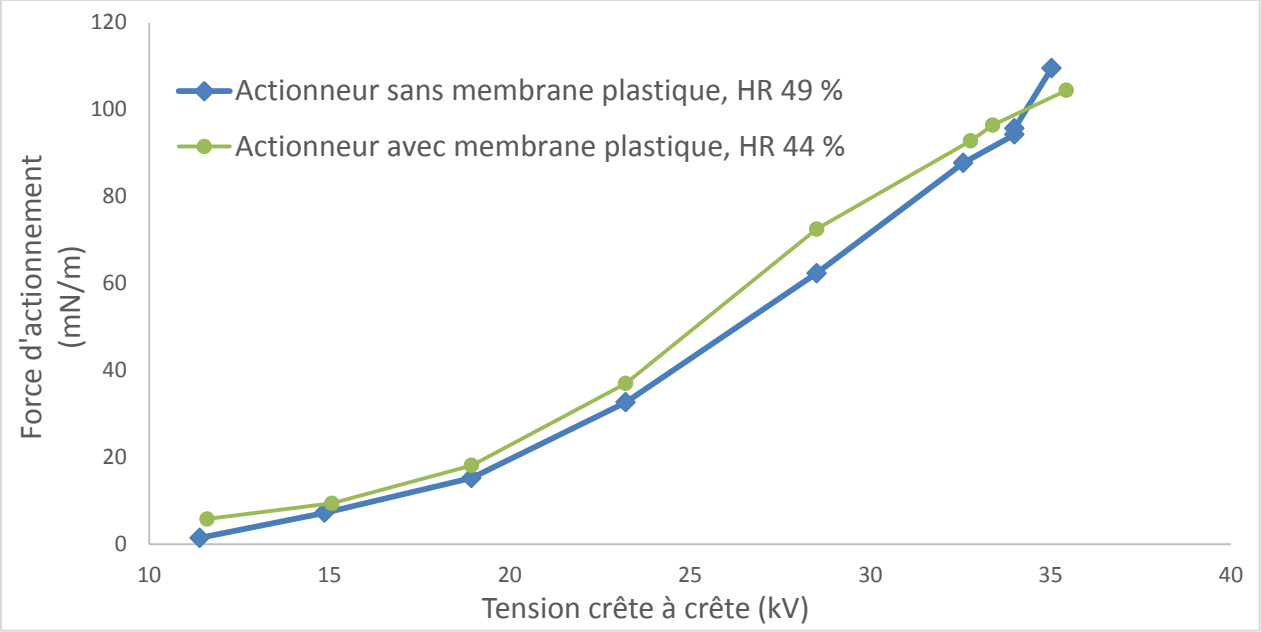
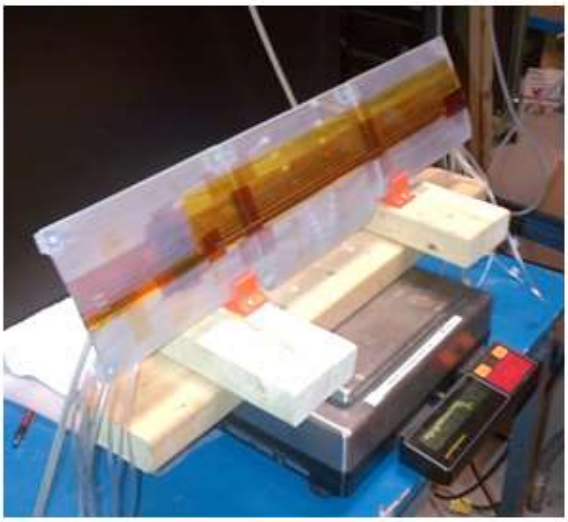
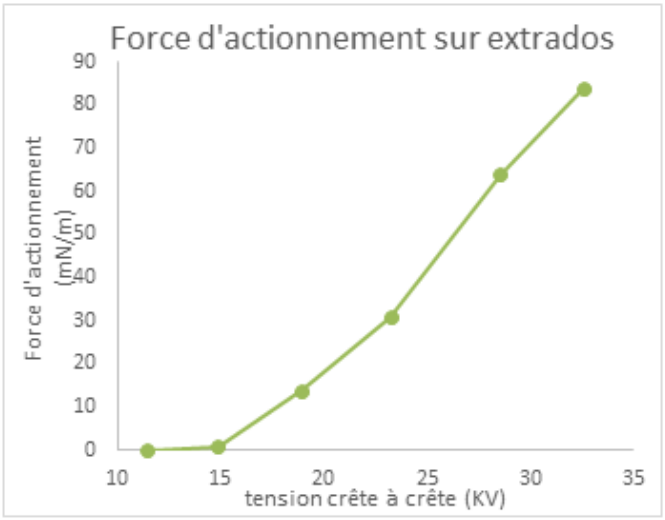


Figure 80 : Force d'actionnement configuration final

La mesure de la force d'actionnement sur l'extrados a été faite suite aux premiers tests en soufflerie avec actionneur plasma, car l'effet du plasma sur l'écoulement était moindre que les prédictions CFD. Ce test a servi de valider l'hypothèse qu'un actionneur sur plaque plane est représentatif d'un actionneur sur l'extrados courbé. Le montage est présenté à la Figure 81 a). Ce test est effectué sans membrane plastique à une température de 25 °C, pression de 751 mm Hg et une humidité relative de 46 %. Pour ce test, la tension maximale est de 33 kV pour ne pas endommager l'extrados, mais les résultats reportés à la Figure 81 b) montre qu'il est nécessaire d'aller jusqu'à 35 kV pour avoir la force d'actionnement désirer de 0,1 N/m.





a) b)

Figure 81 : Montage et résultat caractérisation du plasma sur l'extrados

ANNEXE D – DÉTAIL DES CALCULS

Densité

En premier lieu, la pression de saturation de l'air est approximée à l'aide de l'équation (37), (Varmaghani, 2012), où T est en degré Celsius et P_{sat} en Pascal. Par la suite, la pression partielle est calculée à l'aide de l'équation (38) et (39).

$$P_{sat} = 610.78 * 10^{\left(\frac{7.5T}{T+237.3}\right)} \quad (37)$$

$$P_{vap} = P_{sat} * HR \quad (38)$$

$$P_{dry} = P_{sat} - P_{vap} \quad (39)$$

À 20°C, la densité de l'air humide peut être approximée comme un mélange de deux gaz parfaits à partir de l'équation (40)

$$\rho = \frac{P_{dry}M_{dry} + P_{vap}M_{vap}}{RT} \quad (40)$$

Les incertitudes sont indépendantes et aléatoires, alors l'incertitude absolue de la densité sera obtenue par la somme quadratique de la dérivée partielle de la fonction pour chaque paramètre multiplié par l'incertitude absolue de chaque paramètre tel que présenté à l'équation (41), où δT=0,5°C, δHR=0,5 % et δP_{atm}=0,5 mm Hg. En résolvant numériquement l'équation (41), $\delta\rho$=0,002 kg/m^3.

$$\delta\rho = \sqrt{\left(\frac{\partial\rho}{\partial T}\delta T\right)^2 + \left(\frac{\partial\rho}{\partial HR}\delta HR\right)^2 + \left(\frac{\partial\rho}{\partial P_{atm}}\delta P_{atm}\right)^2} \quad (41)$$

Vitesse

La vitesse locale aux tubes Pitot-statique est obtenue avec l'équation de Bernoulli (42), où P_d est la pression dynamique obtenue en soustrayant la pression statique à la pression totale.

$$u = \sqrt{\frac{2(P_d)}{\rho}} \quad (42)$$

L'incertitude de la vitesse est calculée à partir des équations (43) et (44) où δP_d=2,48 Pa, $\delta\rho$=0,002 Kg/m^3. On obtient δu= 0,075 m/s à 30 m/s, δu= 0,10 m/s à 20 m/s et δu= 0,14 m/s à 15 m/s

$$\delta u = \sqrt{\left(\frac{\partial u}{\partial P_d}\delta P_d\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial \rho}\delta \rho\right)^2} \tag{43}$$

$$\delta u = \sqrt{\left(\frac{1}{\rho}\left(\frac{2P_d}{\rho}\right)^{-\frac{1}{2}}\delta P_d\right)^2 + \left(-\frac{P_d}{\rho^2}\left(\frac{2P_d}{\rho}\right)^{-\frac{1}{2}}\delta \rho\right)^2} \tag{44}$$

Incertitude des coefficients de pression

L'incertitude de C_P est calculée pour chaque capteur et pour chaque mesure avec les équations (45) à (47), où P est $P_S - P_\infty$.

$$CP = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \tag{45}$$

$$\delta CP = \sqrt{\left(\frac{\partial CP}{\partial P}\delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial CP}{\partial \rho}\delta \rho\right)^2 + \left(\frac{\partial CP}{\partial U_\infty}\delta U_\infty\right)^2} \tag{46}$$

$$\delta CP = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho U_\infty^2}\delta P\right)^2 + \left(\frac{-2P}{\rho^2 U_\infty^2}\delta \rho\right)^2 + \left(\frac{-4P_s}{\rho U_\infty^3}\delta U_\infty\right)^2} \tag{47}$$

Incertitude des coefficients de portance et trainée

Les incertitudes des coefficients aérodynamiques sont obtenues numériquement en calculant les dérivées partielles du coefficient en fonction de chacun des paramètres d'influences, équation (48) et (49). n correspond au nombre de points de mesure dans le sillage. Pour l'incertitude du coefficient de trainée, la majorité de l'incertitude provient de l'incertitude de la pression et vitesse en aval. Sans tenir compte de ces deux derniers, L'incertitude du coefficient de trainée est seulement de 1,39 counts pour le concept 1 avec un écoulement de 30 m/s.

$$\delta C_L = \sqrt{\sum_{i=1}^{48}\left(\frac{\partial C_L}{\partial CP_i}\delta CP_i\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\delta \alpha\right)^2} \tag{48}$$

$$\delta C_D = \sqrt{\sum_{i=1}^{n}\left(\frac{\partial C_D}{\partial u_{i\,2}}\delta u_{i\,2}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial P_{s_{in}}}\delta P_{s_{in}}\right)^2 + \sum_{i=1}^{n}\left(\frac{\partial C_D}{\partial P_{i\,s_{out}}}\delta P_{i\,s_{out}}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial \rho}\delta \rho\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial U_\infty}\delta U_\infty\right)^2} \tag{49}$$

ANNEXE E – COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES

L'Annexe E présente les valeurs numériques des C_L et C_D. Les Tableau 12, Tableau 15 et Tableau 18 contiennent respectivement les coefficients pour les concepts 1, 2 et 3. Les Tableau 13, Tableau 16 et Tableau 19 contiennent les écarts relatifs des coefficients aérodynamiques avec et sans actionneur plasma. Une valeur négative signifie qu'il y a une diminution du coefficient par l'actionneur plasma. Les Tableau 14, Tableau 17 et Tableau 20 contiennent les écarts relatifs entre les expériences en soufflerie et les prédictions numériques avec les valeurs expérimentales comment référence. Conséquemment, une valeur négative signifie que la valeur CFD est inférieure à ce qui a été mesuré en soufflerie.

Tableau 12 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 1

	C_L				C_D (counts)			
	Expérimental		Numérique		Expérimental		Numérique	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	0,6790±0,0063	0,6818±0,0063	0,7090	0,7679	169,1±27	124,0±27	172,7	144,3
20	0,6526±0,0036	0,6669±0,0063	0,6716	0,7093	165,1±14	142,3±14	152,9	131,3
30	0,6503±0,0016	0,6557±0,0016	0,6251	0,6469	134,9±4,1	129,4±4,1	130,7	116,0

Tableau 13 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 1

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Expérimental	Numérique	Expérimental	Numérique
15	0,41	8,3	-27	-16
20	2,2	5,6	-14	-14
30	0,83	3,5	-4,1	-11

Tableau 14 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 1

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	4,4	12,6	2,1	16.3
20	2,9	6,4	-7,4	-7,7
30	-3,9	-1,4	-3,1	-10.3

Tableau 15 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 2

U_∞	C_L				C_D (counts)			
	Expérimental		Numérique		Expérimental		Numérique	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	1,4483±0,0080	1,4808±0,0080	1,3715	1,5188	338,9±22	273,5±22	601,2	488,0
20	1,4645±0,0045	1,4862±0,0045	1,4745	1,5752	303,3±12	254,2±12	485,1	415,0
30	1,5197±0,0021	1,5358±0,0021	1,5895	1,6386	249,3±5,6	213,1±5,6	376,6	346,7

Tableau 16 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 2

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Expérimental	Numérique	Expérimental	Numérique
15	2,2	11	-19	-19
20	1,5	6,8	-16	-15
30	1,1	3,1	-15	-7,9

Tableau 17 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 2

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	-5,3	2,6	77	78
20	0,7	6,0	60	63
30	4,6	6,7	51	63

Tableau 18 : Coefficients aérodynamiques expérimentaux et simulations CFD, concept 3

U_∞	C_L				C_D (counts)			
	Expérimental		Numérique		Expérimental		Numérique	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	1,4214±0,0080	1,3998±0,0080	1,3715	1,1351	332,9±22	538,5±22	601,2	851,9
20	1,4287±0,0045	1,4177±0,0045	1,4745	1,2841	263.4±12	304,4±12	485,1	669,1
30	1,4498±0,0021	1,4415±0,0021	1,5895	1,4769	259,0±5,6	257,9±5,6	376,6	470,4

Tableau 19 : Écarts relatifs avec et sans actionneur plasma, concept 3

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Expérimental	Numérique	Expérimental	Numérique
15	-1,5	-17	62	42
20	-0,8	-13	16	38
30	-0,6	-7,1	-0,4	25

Tableau 20 : Écarts relatifs entre expérimentales et CFD, concept 3

U_∞	ΔC_L (%)		ΔC_D (%)	
(m/s)	Sans plasma	Avec plasma	Sans plasma	Avec plasma
15	-3,5	-19	81	58
20	3,2	-9,4	84	120
30	9,6	2,5	45	82