

Etude expérimentale du contrôle de la couche limite par soufflage continu dans le cas d'un profil aérodynamique

Hocine TEBBICHE

Laboratoire d'Energétique, Mécanique et Matériaux –LEMM
Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou
15 000 Tizi-Ouzou, Algérie
tebbichehocine@yahoo.fr

Mohammed Said BOUTOUDJ

Laboratoire d'Energétique, Mécanique et Matériaux –LEMM
Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou
15 000 Tizi-Ouzou, Algérie
boutoudj_ms@yahoo.fr

Résumé— Dans les écoulements autour de profils, le décollement de la couche limite se traduit par une dissipation d'énergie et une génération de nuisances sonores. Les techniques de contrôle de la couche limite permettent de diminuer, voire d'éliminer, la zone décollée et par conséquent de réduire la consommation énergétique.

Le travail effectué dans cette étude concerne le contrôle actif, par soufflage, de l'écoulement à l'extrados d'un profil NACA 0015. L'étude expérimentale réalisée en soufflerie a permis de mettre en évidence l'effet de la variation du débit de soufflage sur les coefficients aérodynamiques à différentes incidences du profil et de la vitesse de l'écoulement.

Les résultats obtenus montrent une amélioration de la portance de l'ordre de 49%, une diminution significative de la traînée de 62 % et un retard au décrochage de 4 degrés.

Mots Clefs— Profil, Couche limite, Soufflage, Portance, Traînée.

I. INTRODUCTION

Le contrôle des écoulements [1], particulièrement le contrôle du décollement de la couche limite [2] dans le domaine de l'aérodynamique, suscite de nombreux intérêts, car il répond à des exigences industrielles comme par exemple l'amélioration de la sécurité des vols et leur confort, la réduction des effets sonores et des vibrations. Il est aussi question de réduction de la consommation du carburant, donc d'économie d'énergie et de diminution des émissions de gaz à effet de serre.

Les enjeux sont donc considérables et de nombreuses études ont été menées sur le plan expérimental pour trouver des moyens efficaces capables de contrôler la couche limite. La classification de ces différents moyens de contrôle est donnée par Gad-el-Hak [1] qui distingue deux principales familles de contrôle : passives et actives. Les techniques passives incluent

l'implantation de formes géométriques pour manœuvrer le gradient de pression, l'utilisation de générateurs de tourbillons [3-8] pour réduire ou même éliminer le décollement, ou le placement de petites rainures [9] sur une surface pour réduire la traînée.

Les solutions liées aux contrôles impliquant l'apport d'une énergie auxiliaire externe à l'écoulement (contrôle actif) se résument non exhaustivement au soufflage [10] ou aspiration [11], jet synthétique [12] ou pulsé [13] et à la mise en mouvement d'une paroi [14].

Le contrôle actif par soufflage à l'aide de micro-orifices, constitue une solution de substitution très efficace comparativement aux solutions de soufflage classiques, car il permet une pénétration beaucoup plus importante du jet dans l'écoulement et une consommation moindre en termes du débit d'air de soufflage. De nombreuses études expérimentales s'attachent actuellement à l'étude de cette stratégie de contrôle [11, 15]. Favier et al [16] ont effectué une étude du contrôle du décollement naissant à l'extrados d'un profil de type ONERA D par le soufflage à travers une série de micro-jets d'inclinaison égale à 90° par rapport à la corde. Une légère augmentation de portance est enregistrée avec cette configuration ; ce qui nous laisse des pistes d'exploration assez vastes afin de définir de nouvelles tendances en matière d'optimisation.

Le travail effectué dans cette étude concerne le contrôle du décollement à l'extrados d'un profil de type NACA 0015, à l'aide d'une stratégie de contrôle actif par soufflage à travers une série d'orifices de 0,6 mm de diamètre. L'étude expérimentale réalisée est scindée en deux principaux volets. Le premier est réservé à l'étude, en soufflerie, du comportement du profil vis-à-vis du décollement par la pesée des efforts aérodynamiques de l'écoulement non contrôlé.

Le second volet traite quant à lui de l'effet de la variation du débit de soufflage, des incidences du profil et de la vitesse de

l'écoulement à l'infini amont tout en gardant en ligne de mire l'efficacité du contrôle sur le phénomène de décrochage aérodynamique. Les autres paramètres géométriques tels que le diamètre, l'espacement, la position par rapport à la corde des orifices ainsi que leur angle d'inclinaison sont maintenus constants. Cependant, l'efficacité du contrôle peut changer en variant ces paramètres géométriques, ce qui fait que l'étude d'optimisation de l'efficacité du contrôle apparait en quelque sorte d'une manière simplifiée.

II. DISPOSITIF EXPERIMENTAL

A. Soufflerie et chaîne d'acquisition

Le profil étudié est le NACA 0015 ; la longueur de la corde est de 150 mm avec une envergure de 200 mm. Les forces de portance et de traînée ont été mesurées au moyen d'une balance aérodynamique reliée à une chaîne d'acquisition. Chaque essai réalisé est répété trois fois puis la moyenne considérée. Le temps d'acquisition est de 60 s avec une fréquence de 500 Hz. Toutes les expériences réalisées ont été effectuées dans une soufflerie de type *Deltalab*TM. La vitesse maximale mesurable est supérieure à 45 m/s. Le taux de turbulence est fixé par une grille à l'entrée de 5x5 mm². La longueur et la section de la veine d'essai sont respectivement 100 cm et 30x30 cm² (Figure 1).

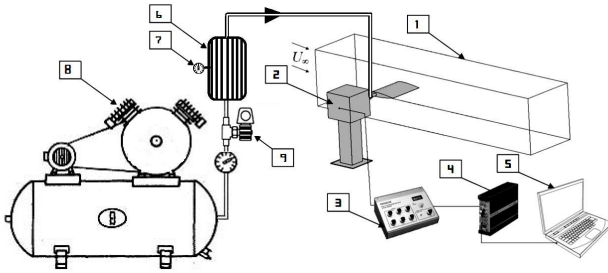


Fig. 1. Soufflerie et dispositif de soufflage (1 : Veine d'essais, 2 : Balance aérodynamique, 3 : Indicateur de contraintes, 4 : Convertisseur, 5 : Acquisition et traitement de données sur ordinateur, 6 : Chambre de tranquillisation, 7 : Manomètre, 8 : Compresseur d'air, 9 : Vanne).

B. Dispositif de soufflage

Le dispositif de soufflage est composé principalement d'un compresseur d'air et d'une chambre de tranquillisation (Figure 1). L'air comprimé s'écoule à travers une vanne utilisée pour réguler la pression à l'état générateur ainsi que le débit, il est ensuite conduit dans la chambre de tranquillisation. Le soufflage est effectué tangentiellement à l'extrados avec un angle de 45° par rapport à la corde (Figure 2), à travers une série de micro-orifices disposés à 10% à compter du bord d'attaque. Le débit d'air injecté est calculé à l'aide de la relation (3) en tenant compte des valeurs de la pression et de la température mesurées à l'état générateur et au niveau des orifices de soufflage.

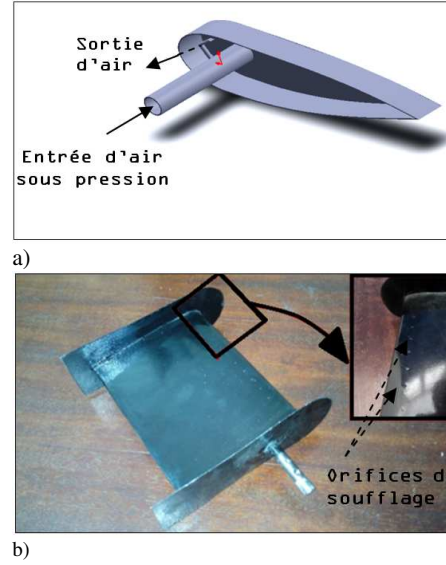


Fig. 2. Position des orifices du soufflage sur la maquette. a) Image 3D montrant les détails internes de la maquette, b) Profil NACA 0015 muni d'orifices de soufflage.

C. Mesure de pression et de température

À l'état générateur, la pression est relevée par le moyen d'un manomètre à aiguille. Ce dernier donne la valeur de la pression relative de l'air. La valeur de la pression totale est donnée donc par ($P_t = P_r + P_{atm}$). Par ailleurs, la distribution de la pression statique le long de la corde du profil est donnée au moyen de tubes capillaires conçus à cet effet et reliés à un multi-manomètre différentiel rempli d'huile.

Les températures de l'air, relatives aux différentes conditions expérimentales, sont mesurées à l'aide d'un système d'acquisition composé d'une carte *Arduino*TM et d'un capteur de type *lm 335* étalonné à l'usine. Ce capteur est placé au milieu de la chambre de tranquillisation.

D. Paramètres globaux

a) *Coefficients aérodynamiques*: Les coefficients de la portance et de la traînée sont mesurés en utilisant la balance aérodynamique reliée au profil. Ces coefficients aérodynamiques sont communément définis comme suit:

$$C_{D,L} = \frac{F_{x,y}}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S_\infty} \quad (1)$$

Avec : $F_{x,y}$: Efforts aérodynamiques de portance et de traînée, ρ : Masse volumique de l'air, S_∞ : Surface alaire, U_∞ : Vitesse de l'écoulement à l'infini amont.

b) *Coefficient de soufflage*: Plusieurs définitions de ce coefficient existent dans la littérature ; nous nous contenterons dans ce qui suit de donner la relation faisant intervenir l'énergie apportée par le contrôle et l'énergie de l'écoulement à l'infini amont. Cette définition est donnée par [16]:

$$C_\mu = \frac{U_j^2 S_j}{U_\infty^2 S_\infty} \quad (2)$$

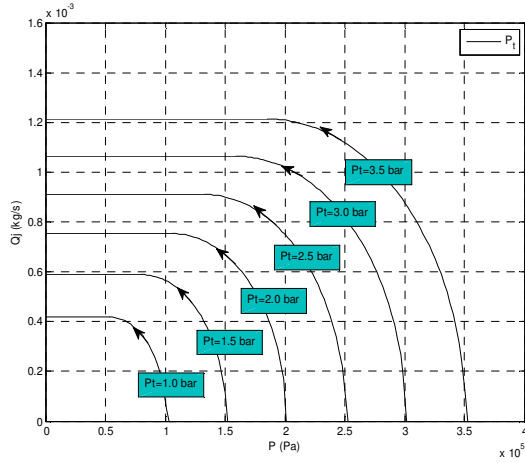
Avec : U_j : Vitesse du jet, S_j : Surface totale des micro-orifices.

c) *Débit de soufflage*: Notre cas de figure peut être assimilé à une tuyère convergente, le col de la tuyère représente l'orifice cylindrique des tubes capillaires utilisés pour le soufflage. Pour mieux caractériser l'écoulement au niveau des orifices de soufflage ; il est nécessaire d'établir une relation liant les pressions d'air, mesurées à l'état générateur et au voisinage immédiat des micro-orifices, avec le débit d'air éjecté. Ce dernier est donné par l'équation suivante :

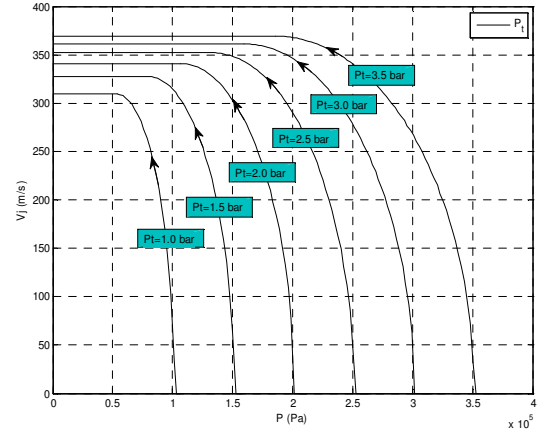
$$Q_j = S_j \sqrt{\frac{2k}{(k-1)} \frac{P_t}{v_t} \left(\left(\frac{P}{P_t} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P}{P_t} \right)^{\frac{(k+1)}{k}} \right)} \quad (3)$$

Avec : k : Constante adiabatique, P_t : Pression totale à l'état générateur, v_t : Volume massique de l'air à l'état générateur.

A partir des résultats de calcul obtenus par le biais de l'équation (3) (Figure 3.a), on peut facilement déduire l'évolution de la vitesse du jet au niveau des trous de soufflage. La figure 3.b montre le tracé des courbes théoriques de fonctionnement obtenues pour différentes pressions à l'état générateur. On observe clairement que l'évolution de la vitesse est caractérisée par la présence d'un palier constant, la vitesse dans ce cas est sonique et constante. Différentes vitesses soniques sont mises en évidence, car la température au niveau des orifices varie en manipulant la valeur de la pression totale.



a)



b)

Fig. 3. Courbes théoriques de fonctionnement pour différentes P_t : a) Evolution du débit de soufflage en fonction de P statique, b) Evolution de la vitesse du jet en fonction de P statique.

III. RESULTATS ET DISCUSSIONS

A. Efforts aérodynamiques de l'écoulement non contrôlé

La mesure des efforts aérodynamiques est effectuée pour divers angles d'incidence par le biais du dispositif décrit sur la figure 1. Les courbes des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'incidence du profil (*non corrigées de l'effet de blocage*) sont représentées sur la figure 4, pour deux nombres de Reynolds. On peut remarquer sur cette figure que les angles de décrochage sont de 12° pour $Re=1.6 \cdot 10^5$ et 14° pour $Re=2.5 \cdot 10^5$. A compter de ces angles, on observe une amplification sensible des valeurs de la traînée due au décrochage aérodynamique du profil NACA 0015.

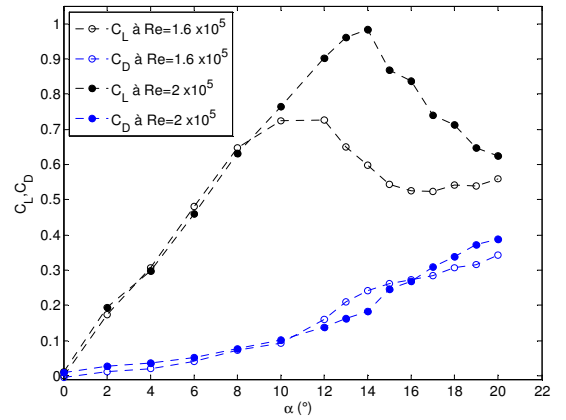


Fig. 4. Evolution des coefficients de portance et de la traînée en fonction de l'incidence, cas sans contrôle, $Re=1.6 \cdot 10^5$ et $Re=2.5 \cdot 10^5$.

B. Efforts aérodynamiques de l'écoulement contrôlé par soufflage de la couche limite

a) *Effet du soufflage tangentiel sur l'efficacité du contrôle* : Le contrôle est réalisé par jet continu via une série d'orifices de 0.6 mm de diamètre, tangents à l'extrados du profil NACA 0015 d'un angle de 45°, situés à 10% à compter du bord d'attaque.

La figure 5 représente l'évolution du coefficient de portance C_L et de traînée C_D du profil, en fonction de α du cas contrôlé comparé au cas de référence (sans contrôle). L'efficacité du contrôle se manifeste nettement dès l'application du soufflage à $C_{\mu}=0.0333$. Le gain de portance maximal obtenu atteint 49% avec un retard au décrochage de 4° (de $\alpha=12^\circ$ à $\alpha=16^\circ$). Sur la même figure sont tracées les variations de C_D en fonction de l'incidence. On remarque avec le contrôle une réduction significative de la traînée sur l'ensemble des incidences testées, atteignant un maximum de 62% à 14° .

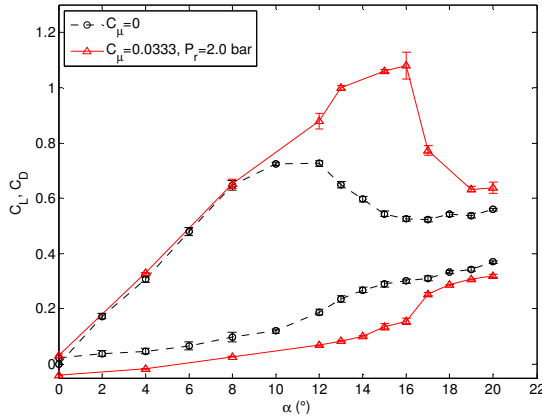


Fig. 5. Evolution des coefficients de portance et de la traînée en fonction de l'incidence, avec et sans contrôle, $Re=1.6 \cdot 10^5$, $C_{\mu}=0.0333$, $P_r=2.0$ bar.

b) *Effet du débit de soufflage* : De fortes hausses du coefficient de portance et un retard au décrochage sont recensés avec le contrôle (Figure 6). L'augmentation du coefficient de portance est étroitement liée à l'augmentation du débit de soufflage. En l'absence de soufflage ($C_{\mu}=0$), le profil décroche à 12° . L'effet du contrôle s'amorce dès $C_{\mu}=0.0297$, une augmentation progressive de la portance est observée et que l'on peut déceler jusqu'à $C_{\mu}=0.0333$ pour $\alpha=16^\circ$.

La comparaison des courbes du contrôle montre que celles-ci sont relativement rapprochées à fortes incidences pour $C_{\mu} > 0.0316$; une saturation du coefficient de portance s'installe, l'effet du contrôle est fixé par le phénomène de blocage sonique au niveau des orifices de soufflage.

Il est également intéressant d'analyser l'effet du contrôle sur le coefficient de traînée. Les évolutions du coefficient C_D données sur la figure 7 montrent que la traînée du cas contrôlé évolue approximativement de la même manière et marquent une réduction avoisinant 60% sur l'ensemble des incidences.

Une saturation de la traînée est aussi observée à fortes incidences et à forts débits de soufflage ($C_{\mu} > 0.0316$).

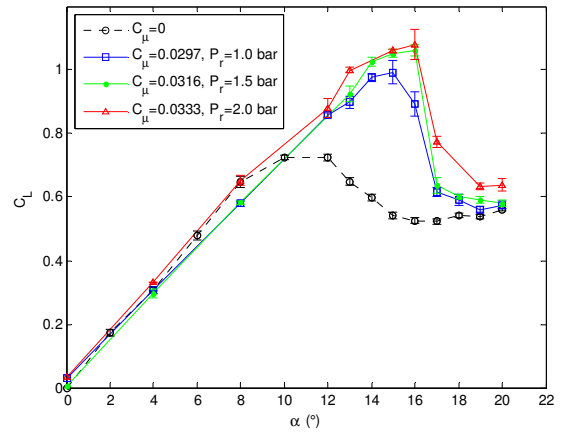


Fig. 6. Coefficient de portance en fonction de l'incidence, avec et sans contrôle, $Re=1.6 \cdot 10^5$.

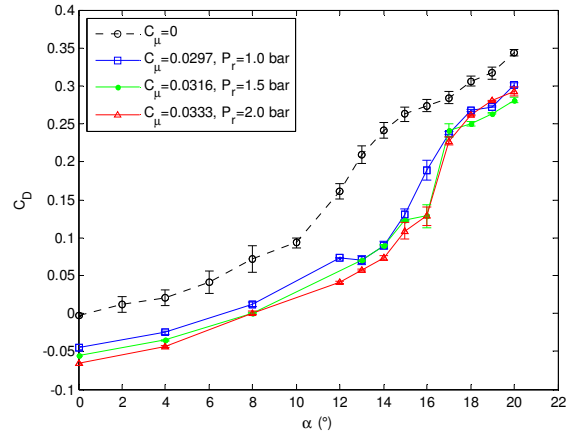


Fig. 7. Coefficient de traînée en fonction de l'incidence, avec et sans contrôle, $Re=1.6 \cdot 10^5$.

c) *Effet du nombre de Reynolds sur les coefficients aérodynamiques* : Les figures 8 et 9 montrent la superposition des courbes du coefficient de portance et de la traînée correspondant au cas de référence et avec contrôle à l'aide des micro-orifices. Pour les deux nombres de Reynolds étudiés, une amélioration de la portance est observée. A un nombre de Reynolds égal à $2 \cdot 10^5$, l'effet du contrôle sur le coefficient de portance est légèrement moins efficace que dans le cas avec $Re = 1.6 \cdot 10^5$. En effet, seulement 8% de l'augmentation de portance relative est observée pour le deuxième cas ($Re = 2 \cdot 10^5$) comparé à $C_{L,max}$. Les résultats montrent également une amélioration de l'angle de décrochage de trois degrés pour ce cas d'étude.

L'analyse de la traînée révèle une plus grande efficacité du soufflage sur la réduction de la traînée aux écoulements à faible nombre de Reynolds aux fortes incidences. La diminution de la traînée est de l'ordre 40% sur l'ensemble des incidences pour ce nombre de Reynolds. Cependant, la finesse

est augmentée de 75% pour $Re = 1.6 \cdot 10^5$ et 20% pour $Re = 2 \cdot 10^5$, respectivement à 16° et 17° .

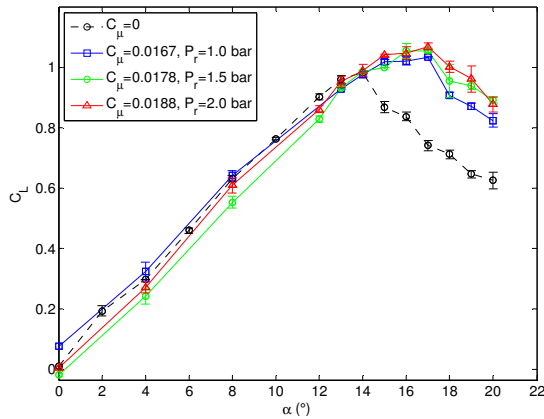


Fig. 8. Coefficient de portance en fonction de l'incidence, avec et sans contrôle, $Re=2 \cdot 10^5$.

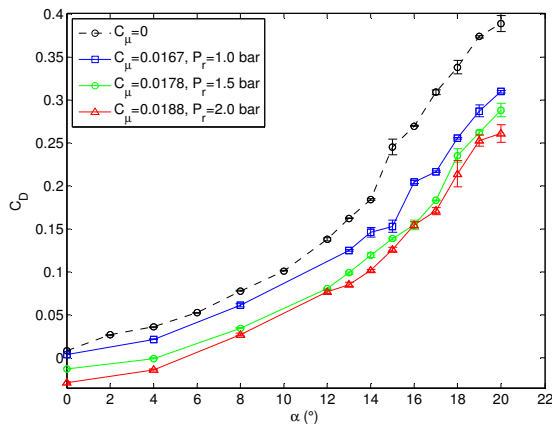


Fig. 9. Coefficient de traînée en fonction de l'incidence, avec et sans contrôle, $Re=2 \cdot 10^5$.

IV. CONCLUSION

L'injection de fluide à différentes vitesses a montré une augmentation très sensible de la portance maximale, une diminution de la traînée ainsi qu'un retard dans le décrochage allant jusqu'à 4 degrés. Ces gains de portance et de traînée

sont à la fois tributaires du nombre de Reynolds et du coefficient de soufflage.

Il est intéressant d'évaluer l'impact de l'amélioration des performances aérodynamiques du profil étudié sur la facture énergétique et les conséquences sur les émissions des gaz à effet de serre.

REFERENCES

- [1] Gad-el-Hak, M. (2001). Flow control: The future. *Journal of aircraft*, 38(3), 402-418.
- [2] Schlichting, H., Gersten, K., Krause, E., Oertel, H., & Mayes, K. (1955). *Boundary-layer theory* (Vol. 7). New York: McGraw-hill.
- [3] Taylor, H. D. (1947). The elimination of diffuser separation by vortex generators. *United Aircraft Corporation, East Hartford, CT, Technical Report No, 4012*, 3.
- [4] Lin, J. (1999). Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators. In *30th Fluid Dynamics Conference* (p. 3404).
- [5] Godard, G., & Stanislas, M. (2006). Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 10(3), 181-191.
- [6] Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., & Maines, B. (2008). Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. *Computers & fluids*, 37(8), 975-992.
- [7] Tebbiche, H., & Boutoudj, M. S. (2015). Passive Control on the NACA 4412 Airfoil and Effects on the Lift. In *Design and Modeling of Mechanical Systems-II* (pp. 775-781). Springer, Cham.
- [8] Tebbiche, H., & Boutoudj, M. S. (2014). Vortex Generators Contribution to the enhancement of the Aerodynamic Performances. *Advanced Materials Research*, 950.
- [9] Walsh, M. J. (1983). Riblets as a viscous drag reduction technique. *AIAA journal*, 21(4), 485-486.
- [10] Comolet, R., & Bonnin, J. (1964). *Mécanique expérimentale des fluides*.
- [11] Bourgois, S. (2006). *Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile: analyse et contrôle* (Doctoral dissertation, Université de Poitiers).
- [12] Smith, B. L., & Glezer, A. (1998). The formation and evolution of synthetic jets. *Physics of fluids*, 10(9), 2281-2297.
- [13] Wu, J. M., Vakili, A. D., & Yu, F. M. (1988). Investigation of the interacting flow of nonsymmetric jets in crossflow. *AIAA journal*, 26(8), 940-947.
- [14] Steele, B. N., & Harding, M. H. (1970). The application of rotating cylinders to ship manoeuvring. *National Physical Laboratory*.
- [15] Roumeas, M. (2006). *Contribution à l'analyse et au contrôle des sillages de corps épais par aspiration ou soufflage continu* (Doctoral dissertation, Institut National Polytechnique de Toulouse).
- [16] Favier, J., Bourgois, S., Sommier, E., Tensi, J., & Kourta, A. (2005). Contrôle fluïdique du décollement sur un profil d'aile. In *17ème Congrès Français de Mécanique, Troyes, France, 29 Août-2 Septembre 2005*.