

Etude expérimentale d'une couche limite perturbée en amont d'une plaque

K. Hallek¹, M. Bouterra¹, A. El Cafsi^{1*}, A. Beghith¹, F. Lusseyran² et P. Gougat²

¹ Dpt de Physique, Faculté des Sciences, Campus Universitaire, 1060 Tunis, Tunisie

² LIMSI-CNRS, B.P. 133, 91403 Orsay Cedex, France

(reçu le 02 Septembre 2006 – accepté le 25 Mars 2007)

Résumé - On se propose d'étudier et de caractériser expérimentalement l'effet d'une perturbation sur le profil de la couche limite se développant le long d'une plaque mince. Cette perturbation a été provoquée par la présence d'un papier de verre placé sur le bord d'attaque sur le bord d'attaque d'une plaque mince. L'étude a porté sur deux valeurs différentes de rugosité. Les mesures expérimentales ont été réalisées à l'aide de la vélocimétrie par fil chaud. Les résultats obtenus montrent que la transition de l'écoulement s'effectue pour une rugosité $\varepsilon = 0.6 \text{ mm}$, à partir d'une vitesse débitante $U_\infty = 4.9 \text{ m/s}$.

Abstract - The purpose of this paper is to study and to characterize experimentally the effect of a perturbation on the profile of the boundary layer developing along a thin plate. This perturbation has been provoked by the presence of a glass paper placed on the side of attack of a thin plate. Two different values of roughness were considered. The experimental measurements have been achieved with a hot wire velocimeter. The results show that the lower limit of velocity of the transition is 4.9 m/s for a roughness $\varepsilon = 0.6 \text{ mm}$.

Mots clés: Couche limite - Perturbation - Transition.

1. INTRODUCTION

La dynamique de l'écoulement et ses caractéristiques thermiques et massiques sont directement affectées par la nature de la couche limite. Cette dernière dépend des états de surface et nécessite une étude approfondie en présence des surfaces rugueuses. La prise en compte de la transition provoquée par la rugosité des surfaces, pour beaucoup de configurations aérodynamiques, est souvent primordiale pour restituer correctement les caractéristiques essentielles des écoulements. Malgré les progrès réalisés en mécanique des fluides aussi bien expérimentalement que numériquement, le problème de transition n'est pas résolu de façon pleinement satisfaisante, en raison, d'une part, du manque de connaissance de la couche limite laminaire avant transition, d'autre part, de la complexité de la mise en œuvre des critères et des conditions relatives à la nature des surfaces.

Les études antérieures ont montré que la transition de la couche limite est provoquée par la naissance d'une onde d'instabilité. Ces travaux ont montré également qu'on peut distinguer deux types d'instabilité. Le premier type peut être déclenché par une inhomogénéité instationnaire harmonique de la paroi: soufflage / aspiration, vibration ou à l'intérieur même de la couche limite: ruban vibrant, force électromagnétique [1, 2]. Le second type est expliqué [3, 4] comme l'interaction entre une perturbation environnementale, de très grande longueur d'onde, telle qu'une onde acoustique ou de vorticité, et le bord d'attaque d'une aile ou une inhomogénéité de la paroi: élément de rugosité, aspiration stationnaire.

Alors, la transition peut résulter, soit d'une instabilité de la couche limite laminaire vis-à-vis des perturbations infiniment petites susceptibles de s'amplifier avec le temps conformément à la

* Afff.Elcafsi@fst.rnu.tn _ mourad.bouterra@fst.rnu.tn _ lusseyran@limsi.fr _ gougat@limsi.fr

théorie de Tollmien-Schlichting [5], soit de l'action de perturbation d'une grandeur finie étrangère à la couche limite.

Dans ce papier, on se propose d'étudier et de caractériser expérimentalement l'effet d'une perturbation sur la couche limite se développant le long d'une plaque mince. Cette perturbation a été provoquée par la présence d'un papier de verre placé sur le bord d'attaque.

2. DISPOSITIF EXPERIMENTAL

Le schéma de principe de l'installation expérimentale utilisée est représenté sur la figure 1. Ce dispositif se compose essentiellement d'un ventilateur, d'une chambre de tranquillisation, d'un filtre en nid d'abeilles et de la veine d'essai [6].

La soufflerie utilisée fonctionne en circuit ouvert. L'écoulement d'air produit par le ventilateur à vitesse réglable, passe à travers la chambre de tranquillisation, puis par le filtre en nid d'abeille. Cet écoulement à caractère uniforme, arrive parallèlement à une plaque plane mince, dont le bord d'attaque, de forme elliptique, est orthogonal à la vitesse. Ce dispositif nous permet d'avoir une couche limite laminaire.

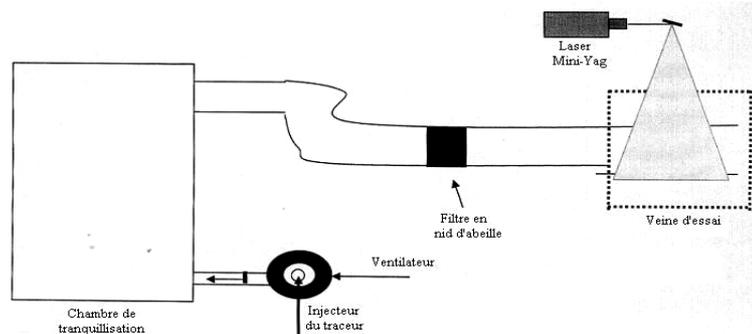


Fig. 1: Dispositif expérimental

3. TECHNIQUE DE MESURE UTILISEE: VELOCIMETRIE PAR FIL CHAUD

On se limitera dans ce paragraphe à la présentation de l'étalonnage de la sonde utilisée sachant que cette technique de mesure est largement décrite dans la bibliographie [7, 8].

L'étalonnage de la sonde est basé sur des mesures de vitesse effectuées par la technique de vélocimétrie laser à effet Doppler réalisées dans les mêmes conditions d'écoulement et les mêmes points de mesure.

La courbe d'étalonnage, représentée sur la figure 2, est linéaire. Le coefficient n , rentrant dans la loi de King, est déduit de la courbe d'étalonnage et vaut 0,41.

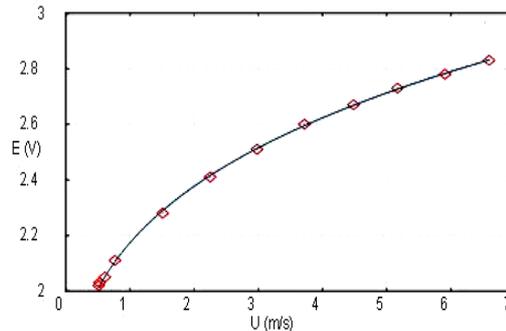


Fig. 2: Etalonnage de la sonde à fil chaud

4. RESULTATS

4.1 Etude et caractérisation de la couche limite laminaire

Pour trois valeurs de la vitesse débitante ($U_\infty = 1.68 \text{ m/s}$, 2.6 m/s et 4.9 m/s), nous avons tracé sur les figures 3, 4 et 5, les profils de la couche limite ($\eta = f(U/U_\infty)$) avec $\eta = y \sqrt{\frac{U_\infty}{\nu x}}$. Les mesures ont été réalisées par fil chaud et pour une distance du bord d'attaque de l'ordre de 260 mm .

Sur ces mêmes figures, nous avons tracé le profil de Blasius. Nous constatons que les profils expérimentaux sont en bonne concordance avec la solution de Blasius [9, 10].

Pour bien caractériser cette constatation, nous avons calculé l'épaisseur δ de la couche limite expérimentale et nous l'avons comparée avec la valeur théorique.

Les résultats sont donnés sur le tableau 1 et justifient bien l'aspect laminaire de la couche limite.

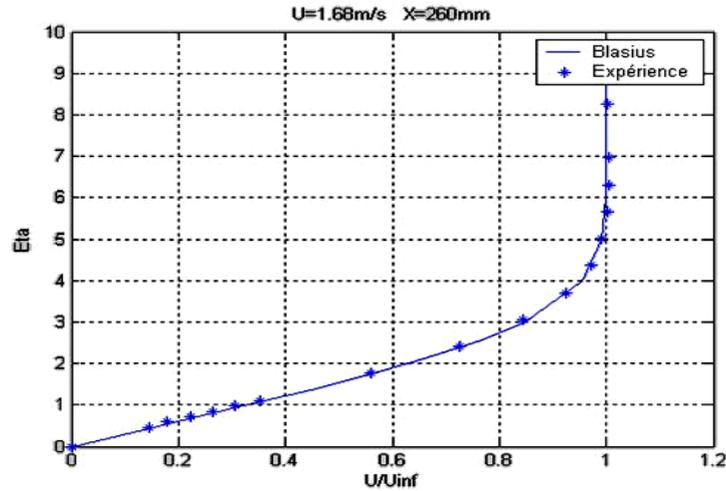


Fig. 3: Comparaison des profils de vitesses à $x = 260 \text{ mm}$ et pour $U_\infty = 1.68 \text{ m/s}$

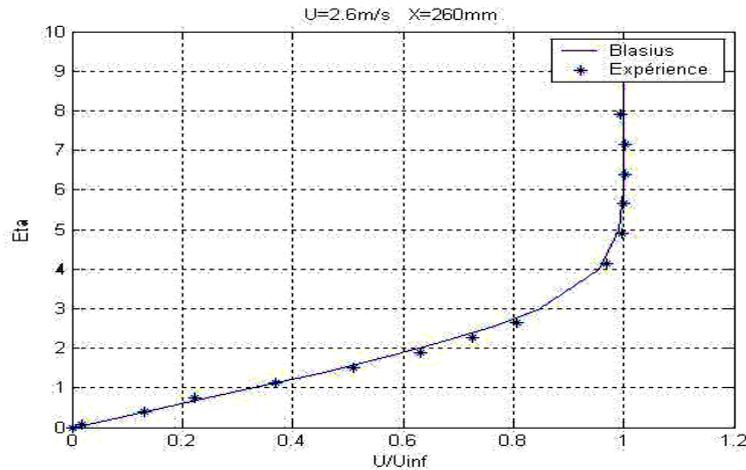


Fig. 4: Comparaison des profils de vitesses à $x = 260 \text{ mm}$ et pour $U_\infty = 2.6 \text{ m/s}$

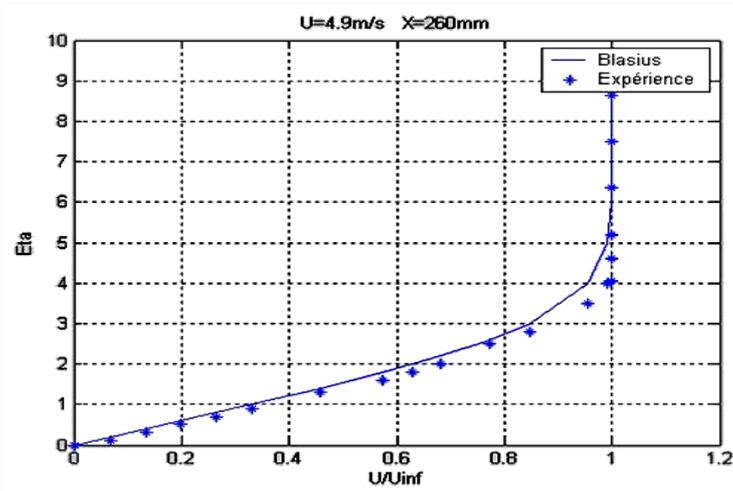


Fig. 5: Comparaison des profils de vitesses à $x = 260$ mm et pour $U_{\infty} = 4.9$ m/s

Tableau 1: Comparaison des valeurs théoriques et expérimentales

Paramètres caractéristiques	$Re_x = 2.91 \cdot 10^4$	$Re_x = 4.5 \cdot 10^4$	$Re_x = 8.49 \cdot 10^4$
$\delta(x)$ (m) théorique			
$\delta(x) = 4.92 x / \sqrt{Re_x}$	$8.62 \cdot 10^{-3}$	$5.54 \cdot 10^{-3}$	$4.38 \cdot 10^{-3}$
$\delta(x)$ (m) expérimentale			
$\delta(x) = y$ pour ($U / U_{\infty} = 0.99$)	$8.75 \cdot 10^{-3}$	$5.6 \cdot 10^{-3}$	$4.45 \cdot 10^{-3}$

4.2 Effet de la rugosité sur le profil de la couche limite

Pour caractériser l'écoulement en présence d'une rugosité homogène dont les aspérités sont de même forme et de même hauteur ε , on définit le nombre de Reynolds suivant $Re_{\varepsilon} = (U_{\infty} \varepsilon) / \nu$ avec ν la viscosité cinématique de l'air.

En introduisant δ_b l'épaisseur du film visqueux au voisinage de la paroi, définie par $\delta_b = (12\nu) / U_f$, on obtient : $Re_{\varepsilon} = (12\varepsilon) / \delta_b$.

La classification des parois donnée dans la bibliographie [11] est la suivante:

- Une paroi est aérodynamiquement lisse, si: $Re_{\varepsilon} < 4$ ou $\varepsilon < (1/3) \delta_b$
- Une paroi est semi-rugueuse, si: $4 < Re_{\varepsilon} < 70$ ou $(1/3) \delta_b < \varepsilon < 6 \delta_b$
- Une paroi est rugueuse, si: $Re_{\varepsilon} > 70$ ou $\varepsilon > 6 \delta_b$.

Dans notre étude, nous avons calculé le nombre de Reynolds Re_{ε} pour quatre valeurs de vitesse débitante et deux valeurs d'aspérité. Les résultats obtenus sont présentés sur le tableau 2.

Par comparaison aux valeurs données dans la bibliographie, nous constatons que pour le papier de verre d'aspérité $\varepsilon = 0.6$ mm et une vitesse débitante supérieure à 1.68 m/s, nous obtenons une paroi de type rugueux.

4.3 Comparaison des profils de vitesse pour $\varepsilon = 0.6$ mm

Pour les quatre vitesses débitantes indiquées sur le tableau 2, nous avons tracé sur les figures 6, 7, 8 et 9, les variations de η en fonction de U/U_∞ (pour une distance du bord d'attaque $x = 260$ mm). Sur les mêmes courbes, nous avons porté également le profil de Blasius.

Nous constatons, pour les deux premières vitesses, une similarité avec le profil d'une couche limite laminaire.

A partir de la vitesse $U_\infty = 2.6$ m/s, l'écart avec la solution de Blasius devient appréciable. Cette observation est bien confirmée pour le profil correspondant à une vitesse débitante de 4.9 m/s. Ces derniers résultats sont conformes avec ceux données dans le tableau 2.

Tableau 2: Valeurs théoriques de Re_ε en fonction de ε

U_∞	$U_\infty = 0.69$ m/s	$U_\infty = 1.68$ m/s	$U_\infty = 2.6$ m/s	$U_\infty = 4.9$ m/s
Re_ε pour $\varepsilon = 0.2$ mm	9.2	22.4	34.6	77.3
Re_ε pour $\varepsilon = 0.6$ mm	27.6	67.2	104	232

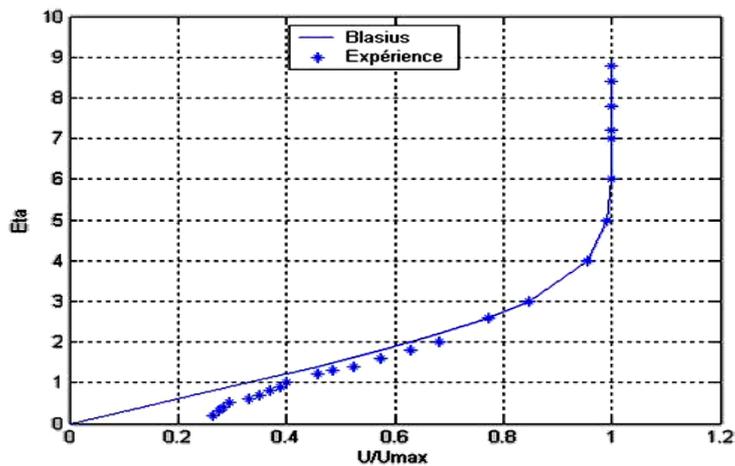


Fig. 6: Superposition du profil de Blasius avec le profil expérimental pour $U_\infty = 0.69$ m/s

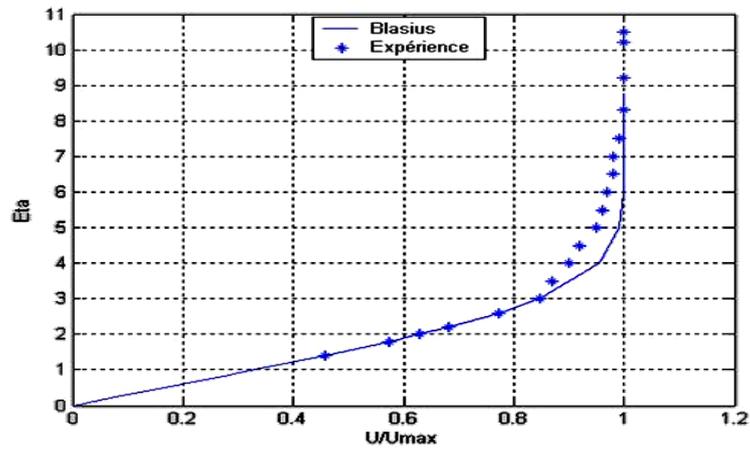


Fig. 7: Superposition du profil de Blasius avec le profil expérimental pour $U_\infty = 1.68$ m/s

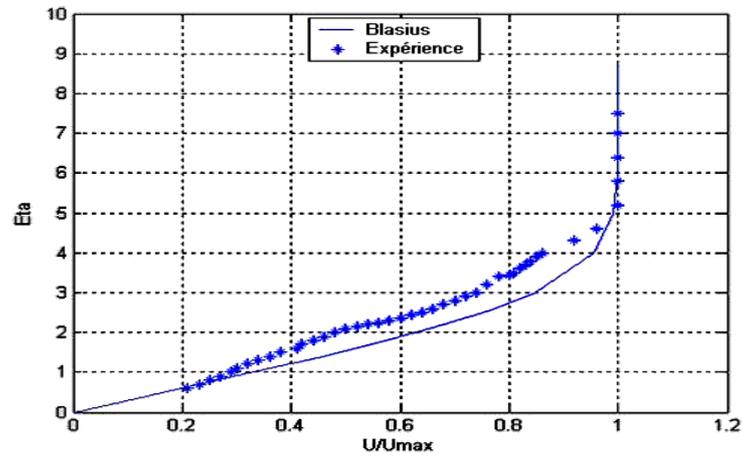


Fig. 8: Superposition du profil de Blasius avec le profil expérimental pour $U_\infty = 2.6$ m/s

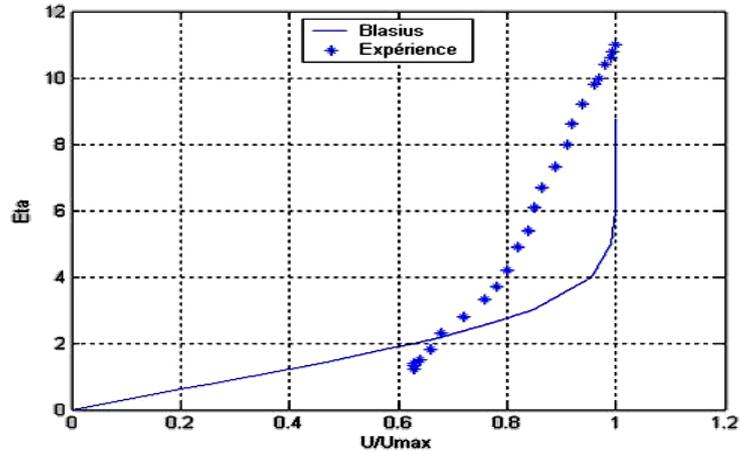


Fig. 9: Superposition du profil de Blasius avec le profil expérimental pour $U_\infty = 4.9$ m/s

Sur la figure 10, nous avons tracé le profil expérimental correspondant à la vitesse $U_\infty = 4.9 \text{ m/s}$, ainsi que le profil relatif au régime turbulent. Nous observons une bonne concordance entre les deux profils.

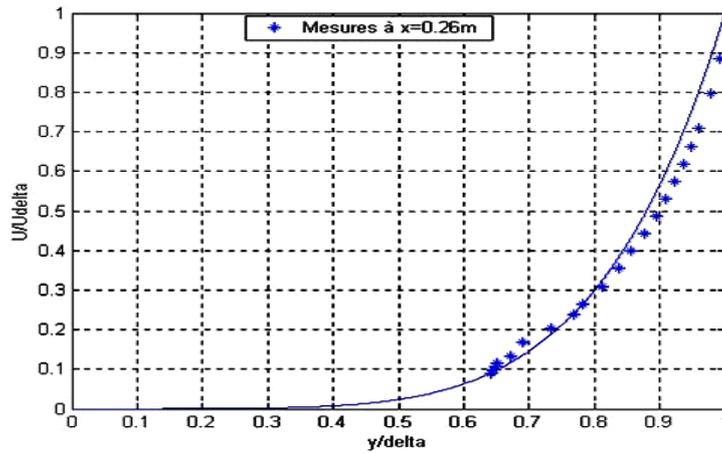


Fig. 10: Superposition du profil théorique caractéristique du régime turbulent avec le profil expérimental pour $U_\infty = 4.9 \text{ m/s}$

Pour confirmer ce dernier résultat, nous avons calculé l'épaisseur de la couche limite expérimentale et nous l'avons comparé à celle déduite du profil théorique laminaire et turbulent. Les résultats sont portés sur le tableau 3. Les données numériques de ce tableau confirment bien que pour $U_\infty = 4.9 \text{ m/s}$ le régime est turbulent.

Tableau 3: Comparaison des valeurs théoriques et expérimentales

Paramètres caractéristiques	$Re_x = 1.19 \cdot 10^3$	$Re_x = 2.91 \cdot 10^4$	$Re_x = 4.51 \cdot 10^4$	$Re_x = 8.49 \cdot 10^4$
$\delta(x)$ (m) théorique la min aire				
$\delta(x) = 4.92 x / \sqrt{Re_x}$	$1.16 \cdot 10^{-2}$	$7.49 \cdot 10^{-3}$	$6.02 \cdot 10^{-3}$	$4.03 \cdot 10^{-3}$
$\delta(x)$ (m) théorique turbulente				
$\delta(x) = 0.38 x / Re_x^{0.2}$	$2.39 \cdot 10^{-2}$	$12.64 \cdot 10^{-3}$	$11.59 \cdot 10^{-3}$	$1.02 \cdot 10^{-2}$
$\delta(x)$ (m) expérimentale				
$\delta(x) = y$ pour ($U / U_\infty = 0.99$)	$1.11 \cdot 10^{-2}$	$8 \cdot 10^{-3}$	$9 \cdot 10^{-3}$	$1.1 \cdot 10^{-2}$

5. CONCLUSION

Ce travail a permis de caractériser la couche limite se développant le long d'une plaque plane mince. La transition du régime laminaire au régime turbulent a été étudiée par l'introduction d'un élément perturbateur (papier de verre). L'expérience a été réalisée pour deux valeurs de rugosité et pour quatre valeurs de vitesse débitante. Les résultats ont montré que la transition du régime est observée pour une rugosité $\epsilon = 0.6 \text{ mm}$ et pour une vitesse débitante $U_\infty = 4.9 \text{ m/s}$. Ce résultat

a été confirmé par une comparaison effectuée sur la valeur de l'épaisseur de la couche limite théorique. L'interaction de la couche limite turbulente avec une cavité constitue la perspective de cette étude.

NOMENCLATURE

δ_b	: épaisseur (m)
U_∞	: vitesse (m/s)
ν	: viscosité cinématique (m ² /s)
R_e	: Nombre de Reynolds

REFERENCES

- [1] C. Airiau, '*Non-parallel Acoustic Receptivity of a Blasius Boundary Layer Using an Adjoint Approach*', Flow, Turb. Comb., Vol. 65, N°3/4, pp. 347 – 367, 2000.
- [2] D.C. Crouch, '*Localized Receptivity of a Boundary Layer*', Phys. Fluid. Mech., Vol. 292, pp. 183 – 204, 1995.
- [3] M.V. Morkovin, '*Recent Insights into Instability and Transition to Turbulence in Open-Flow Systems*', Technical Report, ICASE, pp. 88 - 44, August 1988.
- [4] M.E. Goldstein and L.S. Hultgren, '*Boundary-Layer Receptivity to Long – Wave Free Stream Disturbances*', Annual Rev. Fluid Mech. Vol. 21, pp. 137 – 166, 1989.
- [5] R. Comolet, '*Mécanique Expérimentale des Fluides*', Tome II, Dynamique des Fluides Réels, Turbomachines, Masson, 1976.
- [6] A. El Cafsi, '*Caractérisation Expérimentale et Etude Fréquentielle des Echappements Tourbillonnaires Issus de l'Interaction Couche Limite-Cavité*', Thèse d'Etat, 2003.
- [7] Document Technique, '*L'Anémométrie Thermique et l'Anémométrie Doppler à Laser*', DISA, Danemark, 1980.
- [8] A. Rambert, '*Etude de l'Interaction Particules - Ecoulements: Application à l'Analyse de la Contamination Aérienne en Bioclimatologie et en Pollution Urbaine*', Thèse de Doctorat. Université Paris XI, 1998.
- [9] A. El Cafsi, A. Rambert et P. Gougat, '*Caractérisation d'un Ecoulement Tourbillonnaire à l'Intérieur d'une Cavité Entraînée*', Colloque Structure et Dynamique du Vortex, Rouen, France, Avril 1999.
- [10] A. Rambert, A. Chabni, P. Gougat et C. Tenaud, '*Caractérisation de l'Interaction entre une Couche Limite et une Encoche: Calcul et Expérience*', 6^{ème} Congrès Francophone de Vélocimétrie Laser, Saint Louis, Septembre 1998.
- [11] E.A. Brun, A. Martinot Lagarde et J. Mathieu, '*Mécanique des Fluides, Exemples de Phénomènes Instationnaires, Couches Limites et Ecoulements Visqueux*', Tome III, Dunod (1970).