



Année universitaire 2017 - 2018

TP d'aérodynamique  
*Département Énergie & Fluides*  
24 janvier, 01 et 05 février 2018

Mathieu Jenny



## Département « Énergie &amp; Fluides »

24 janvier, 01 et 05 février 2018

Mathieu Jenny

Version du 16 janvier 2018

**Programme et objectifs**

Ces *travaux pratiques* (TPs) d'aérodynamique auront lieu à l'école nationale supérieure d'électricité et de mécanique (ENSEM), *cf.* ci-après. **Vous mènerez à bien un TP parmi les quatre sujets proposés.** À l'aide du délégué, la promotion se répartit en trois groupes A, B et C de 6 élèves, eux-même divisés chacun en 3 binômes. Chaque binôme choisit un sujet de TP parmi les quatre présentés ci-dessous. Chaque sujet ne peut concerner qu'un binôme par après-midi.

Le TP sera évalué sur la base de **comptes-rendus succincts** (6 pages maximum), remis sous forme électronique **au plus tard le lendemain de chaque séance**. Tout dépassement de ces deadlines impliquera *de facto* un zéro au binôme de TP impliqué car la date de rendu des notes imposée par la fin du semestre ne permet pas de délai de grâce. La note de TP comptera pour l'évaluation du module de Mécanique des Fluides.

**Emploi du temps**

- **Mercredi 24 janvier** 14h00 - 18h : Groupe A.
- **Jeudi 01 février** 14h00 - 18h : Groupe B.
- **Lundi 05 février** 14h00 - 18h : Groupe C.

**Liste des sujets**

<b>Sujet de TP</b>	<b>Encadrant</b>
TP n°1 : Aile d'avion - Mesure de pression	M. Jenny
TP n°2 : Aile d'avion - Vélocimétrie à fil chaud	M. Jenny
TP n°3 : Aile d'avion - Mesure de la portance et de la traînée	M. Jenny
TP n°4 : Étude d'une couche limite par vélocimétrie laser	M. Jenny

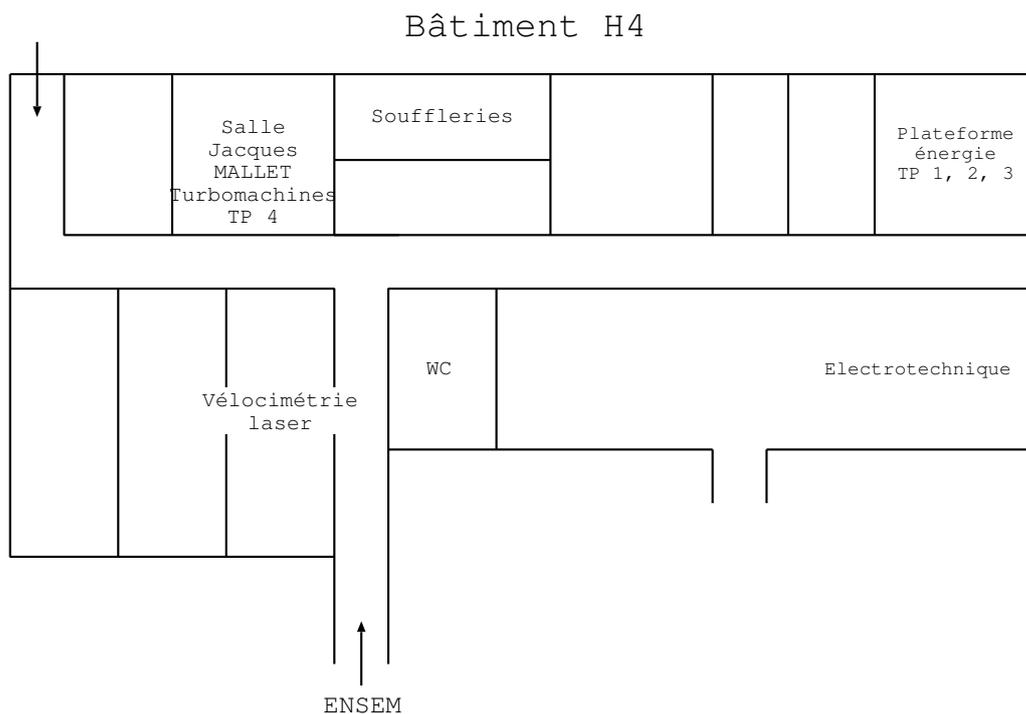
**Lieux des TPs**

**Vigipirate : Vos cartes étudiants devraient vous permettre l'accès au hall bâtiment H4.**

Les TPs auront lieu dans la halle technique de l'école nationale supérieure d'électricité et de mécanique (ENSEM), située sur le campus Lorraine-INP à Brabois. La halle technique de l'ENSEM est le bâtiment parallèle à l'avenue de Bourgogne indiqué ci-dessous avec une flèche noire (cette vue a été obtenue grâce à Google Map) :



Cette flèche noire indique plus précisément l'entrée piétons, en haut d'un petit escalier, que vous pourrez éventuellement utiliser. Vous pouvez aussi accéder à la halle technique en passant par le bâtiment principal de l'ENSEM. Des plans d'accès intérieurs suivent :



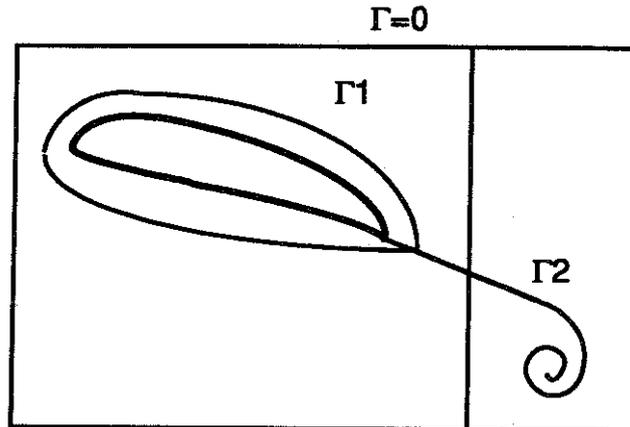
## Remerciements

Nous remercions Ophélie Caballina, maître de conférences à l'ENSEM, pour les sujets de TP et leur encadrement.

## 1 TP 1 : Aile d'avion - Mesure de pression

Dans ce TP, seule la détermination de la résultante de forme (effet de la pression) sera traitée. La partie concernant les efforts globaux ne sera pas effectuée en TP mais la méthode de mesure pourra être discutée.

Un tourbillon se forme alors dans cette zone puis se détache. L'écoulement extérieur (loin du profil) peut être considéré comme l'écoulement potentiel d'un fluide parfait, donc irrotationnel. La circulation  $\Gamma$  sur un contour très large entourant l'obstacle est donc nulle. Si  $\Gamma_2$  est la circulation liée au tourbillon lâché par l'aile, une circulation  $\Gamma_1 = -\Gamma_2$  s'établit autour de l'aile. Le phénomène se renouvelle et le point  $P_2$  atteint le bord de fuite B. La circulation autour de l'aile atteint alors sa valeur maximale. Dans cette situation, une ligne de courant prend naissance à partir du bord de fuite, dans le prolongement du contour. Ceci constitue la condition de Joukowski.



L'établissement de la circulation autour du profil conduit à des vitesses d'extrados supérieures à celles d'intrados. L'application du théorème de Bernoulli permet donc de mettre en évidence une zone de surpression sur l'intrados et de dépression sur l'extrados. L'intégrale des forces de pression constitue la résultante de forme  $\vec{R}_n$ . Elle se divise en deux composantes :

- une composante perpendiculaire à la vitesse amont (portance), notée  $P$ ,
- une composante dans le sens de la vitesse amont, appelée résistance de forme, notée  $T_n$ .

L'analyse dimensionnelle permet d'établir des coefficients sans dimension relatifs aux différents efforts :

$$\text{Portance : } C_z = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

$$\text{Traînée : } C_x = \frac{T_n + T_f}{\frac{1}{2} \rho S V^2} = C_{x_f} + C_{x_n}$$

$$\text{Moment de tangage : } C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho l V^2}$$

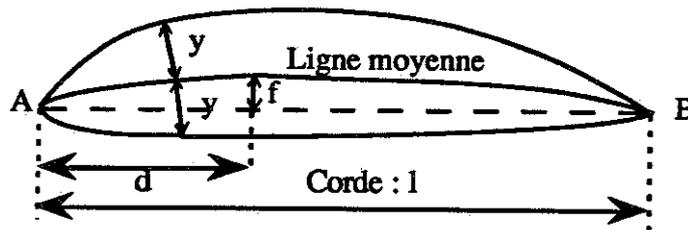
La surface de référence  $S$  est la surface alaire :  $S=2bl$  où  $2b$  est l'envergure de l'aile et  $l$  la corde.

### 3- Détermination expérimentale des différents efforts

#### *Étude du profil 23012*

La détermination des différents efforts aérodynamique pourra, dans un premier temps être effectuée sur le profil NACA 23012. Il s'agit d'un profil asymétrique dont le point de flèche maximum est situé à 15 % de la corde et l'épaisseur relative est de 12%.

La courbure relative est définie par le rapport  $f/l$  mesuré au point de flèche maximum et l'épaisseur relative  $e/l = 2y_{\max}/l$  est mesurée au maximum d'épaisseur.



$y$  : épaisseur mesurée à partir de la ligne moyenne

$e=2y_{\max}$  : épaisseur maximum,

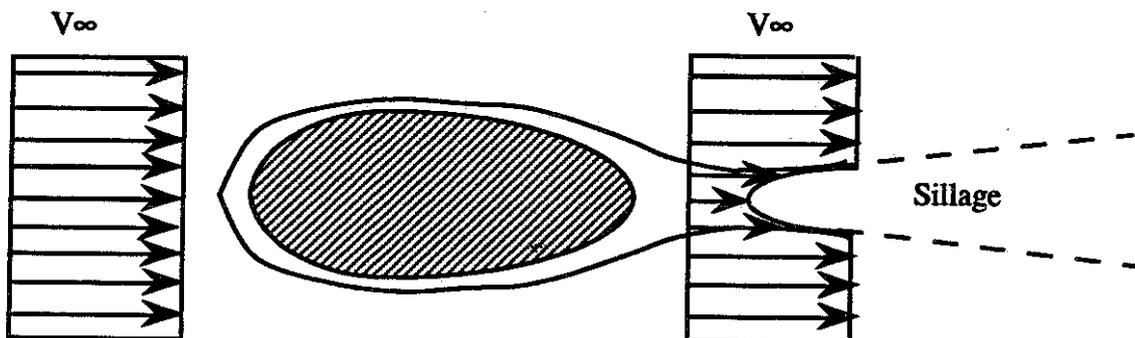
$l$  : corde

$d$  : distance entre le bord d'attaque et le point de flèche maximum

$f$  : flèche maximum

#### *Résistance de frottement*

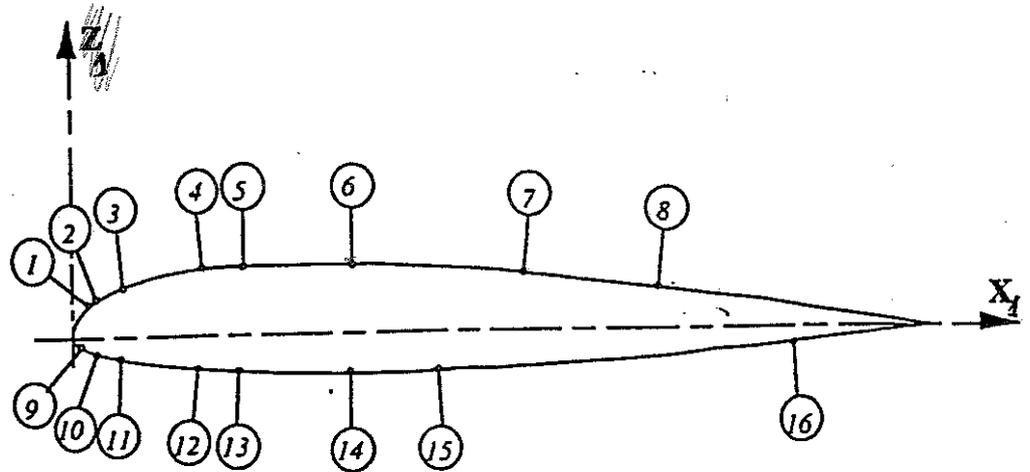
A incidence nulle, la résistance de forme est négligeable. On peut alors déterminer la résistance de frottement  $T_f$  par exploration du sillage à l'aide d'un anémomètre à fil chaud et par application convenable du théorème de la quantité de mouvement (voir TP de 1ère année).



#### *Résultante de forme*

Il est relativement aisé de déterminer la résultante de forme en utilisant des prises de pressions réparties sur le profil. Une série de 16 prises de pression, reliées à des tubes

manométriques permet la détermination du champ de pression. Son intégration conduit directement à la résultante de forme.



Profil NACA 23012 instrumenté de seize prises de pression

	9	10	11	12	13	14	15	16
$x_1$	1,0	2,8	5,8	14,7	19,6	32,6	42,7	83,7
$z_1$	-1,0	-1,7	-2,3	-3,3	-3,8	-4,4	-4,3	-1,3

Emplacement des huit prises de pression sur l'intrados

	1	2	3	4	5	6	7	8
$x_1$	2,2	3,1	6,2	15,5	20,1	33,0	53,0	68,1
$z_1$	3,4	4,0	5,3	7,1	7,5	7,7	6,3	4,7

Emplacement des huit prises de pression sur l'extrados

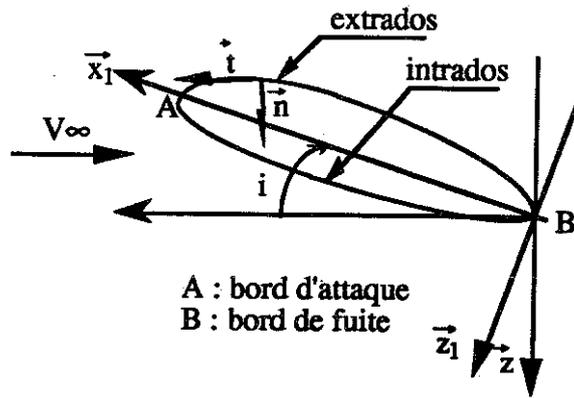
On définit le coefficient de pression par :  $K_p = \frac{(p - p_\infty)}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2}$ .

On pourra représenter le champ de pression autour du profil à l'aide de segments normaux au contour, dont la longueur est proportionnelle à  $K_p$ .

On passera ensuite aux calculs des efforts. Pour des raisons de simplicité, les calculs seront dans un premier temps effectués dans le repère lié au profil  $(B, \vec{x}_1, \vec{z}_1)$ .

Considérons une tranche d'aile d'envergure unité. La surface de référence est alors  $S=1$ .

Soit  $(\vec{t}, \vec{n})$  le trièdre de Frenet lié au contour, avec  $\vec{n}$  dirigé vers l'intérieur du profil et l'angle  $\alpha$  tel que :  $\alpha = \widehat{(\vec{n}, Bx_1)}$ .



On a alors :  $\vec{i} \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \end{pmatrix}$  et  $\vec{n} \begin{pmatrix} \sin \alpha \\ -\cos \alpha \end{pmatrix}$ .

L'effort élémentaire sur un élément de longueur  $ds$  ( $ds$ , abscisse curviligne) est :

$$d\vec{R}_n = (p - p_\infty) \vec{n} ds \quad \text{soit} \quad \vec{R}_n = \oint (p - p_\infty) \vec{n} ds$$

En utilisant les projections de  $\vec{n}$  sur les axes  $(\vec{x}_1, \vec{z}_1)$ , les composantes de  $\vec{R}_n$  dans cette même base sont alors :

$$R_{x_1n} = \oint (p - p_\infty) \cos \alpha ds \quad \text{et} \quad R_{z_1n} = \oint (p - p_\infty) \sin \alpha ds$$

$$\text{soit :} \quad R_{x_1} = \oint (p - p_\infty) dz_1 \quad \text{et} \quad R_{z_1} = \oint (p - p_\infty) dx_1$$

On en déduit alors les coefficients sans dimension :

$$C_{x_1} = \oint \frac{(p - p_\infty)}{\frac{1}{2} \rho l V_\infty^2} dz_1 = \oint Kp d\left(\frac{z_1}{l}\right)$$

$$C_{z_1} = \oint \frac{(p - p_\infty)}{\frac{1}{2} \rho l V_\infty^2} dx_1 = \oint Kp d\left(\frac{x_1}{l}\right)$$

Il faut ensuite projeter dans la base  $(\vec{x}, \vec{y})$  :

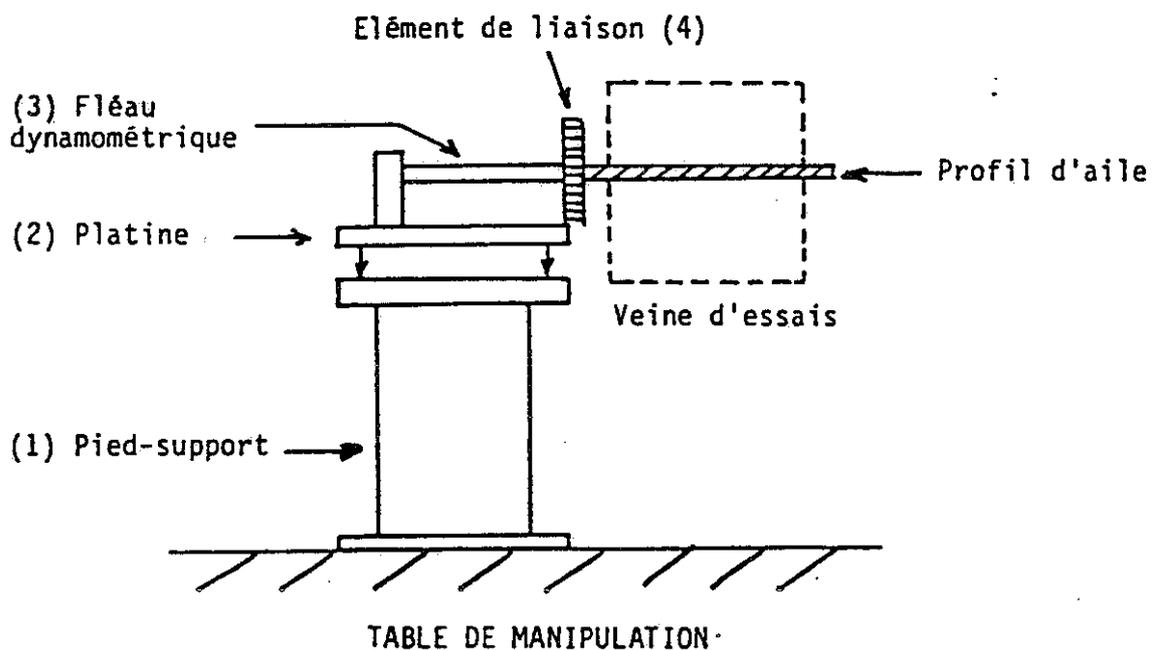
$$\begin{aligned} C_x &= C_{x_1} \cos i + C_{z_1} \sin i \\ C_z &= -C_{x_1} \sin i + C_{z_1} \cos i \end{aligned}$$

#### 4- Efforts globaux

La mesure directe des efforts globaux, portance, traînée (englobant résistance de forme et de frottement), et moment de tangage, peuvent être directement déterminés à l'aide d'une balance aérodynamique, par une mesure dynamométrique. Le support de la balance est

complètement indépendant de la veine d'essais. Les efforts aérodynamiques sont transmis, par l'intermédiaire du fléau dynamométrique à la table de manipulation sur laquelle le support de la balance est rigidement lié. La platine permet d'orienter le fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

Le fléau dynamométrique est équipé de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion. La balance n'est sujette à aucune hystérésis de frottement. On pourra ainsi installer sur la balance l'un des profils NACA mis à votre disposition et effectuer la mesure des efforts globaux en fonction de l'incidence. On pourra tracer  $C_z$  en fonction de l'incidence  $i$  et ainsi déterminer la polaire du profil.



## 2 TP 2 : Aile d'avion - Vélocimétrie à fil chaud

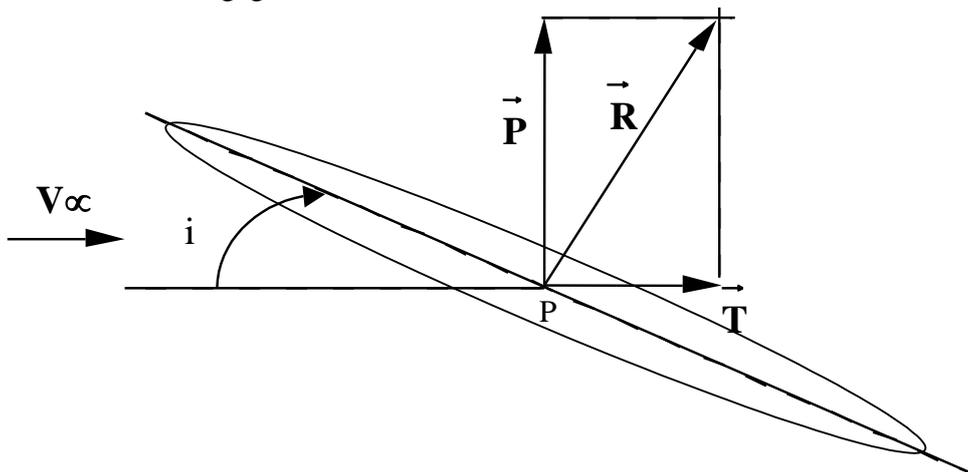
# ETUDE AÉRODYNAMIQUE D'UNE AILE D'AVION

## I- NOTIONS D'AÉRODYNAMIQUE

Lorsqu'une aile est placée dans un écoulement unidirectionnel, et que celle-ci présente une incidence  $i$  par rapport à la vitesse amont  $V_\infty$  de l'écoulement, il se développe une résultante aérodynamique appliquée au centre de poussée  $P$ . Deux composantes de cette résultante peuvent être mises en évidence :

- la traînée  $T$ , dirigée dans la direction de l'écoulement, relative à la résistance à l'écoulement,
- la portance  $P$ , ou force de sustentation, perpendiculaire à la direction de l'écoulement.

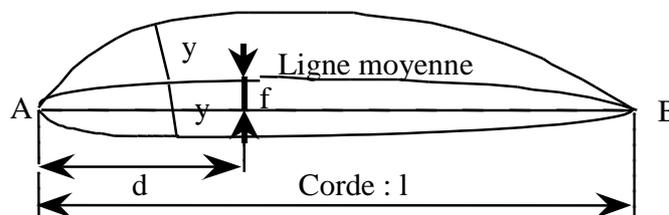
La position relative du centre de poussée  $P$  par rapport au centre de gravité permet de définir le moment de tangage.



### *Le profil d'aile*

Les profils aérodynamiques sont définis par le code NACA, comportant quatre chiffres.

La courbure relative est définie par le rapport  $f/l$  mesuré au point de flèche maximum et l'épaisseur relative  $e/l = 2y_{\max}/l$  est mesurée au maximum d'épaisseur.



$y$  : épaisseur mesurée à partir de la ligne moyenne

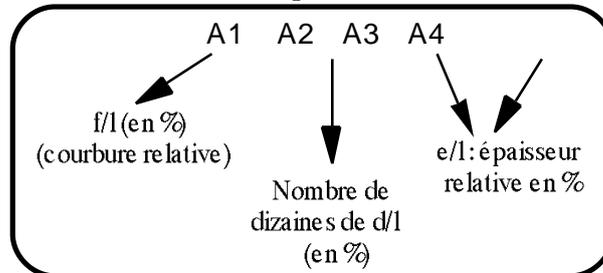
$e=2y_{\max}$  : épaisseur maximum,

l : corde

d : distance entre le bord d'attaque et le point de flèche maximum

f : flèche maximum

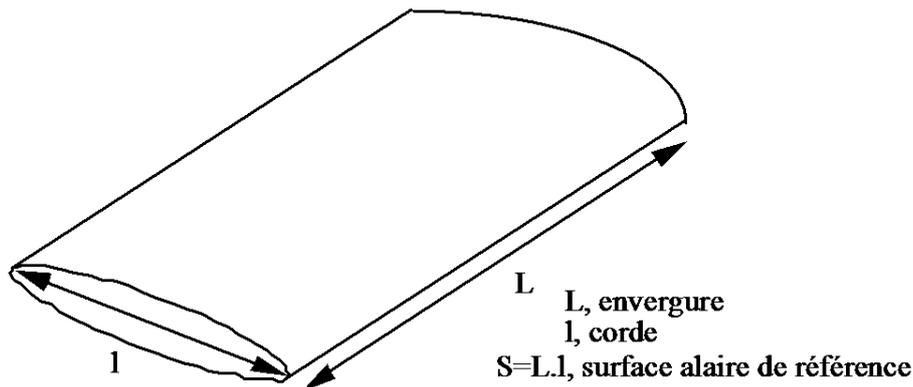
Le code NACA à quatre chiffres est défini par :



Exemple : profil 2412

f/l=0,02 ; d/l=0,4 ; e/l=0,12

### L'aile complète



L'analyse dimensionnelle permet d'établir des coefficients sans dimension relatifs à la traînée, à la portance et au moment de tangage :

$$C_x = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho S V_\infty^2} \quad C_z = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V_\infty^2} \quad C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho S l V_\infty^2}$$

Ces coefficients dépendent du nombre de Reynolds défini par :  $Re = \frac{\rho V_\infty l}{\mu}$

$\mu$  est la viscosité dynamique de l'air qui dépend de la température absolue T selon la loi de Sutherland :

$$\mu = \mu_0 \sqrt{\frac{T}{273}} \frac{1+S/273}{1+S/T}$$

avec,  $\mu_0=1,711.10^{-5}$  Poiseuilles (USI) et  $S=110,4K$ .

La masse volumique de l'air évolue avec la température selon la loi des gaz parfaits :

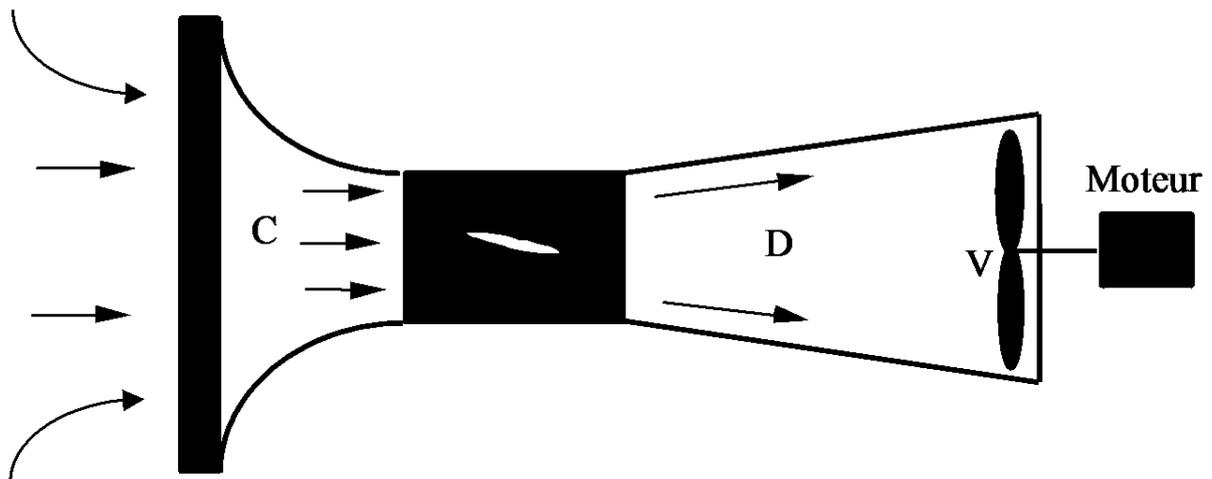
Pour  $T_0=15^\circ C$  et  $P_0=1,013.10^5$  Pa,  $\rho_0=1,225$  kg/m<sup>3</sup>.

## II- SOUFFLERIE D'ESSAIS ET INSTALLATIONS EXPÉRIMENTALES

### *La soufflerie*

La soufflerie utilisée est subsonique de type Eiffel. Elle est constituée de trois parties : un collecteur convergent C, une chambre d'expérience E et un diffuseur divergent D. L'ensemble est placé dans un hall de grandes dimensions à la pression atmosphérique.

Un ventilateur V, placé en aval du diffuseur permet de créer une dépression en aval et ainsi de générer l'écoulement. L'air est aspiré au niveau du collecteur ; la vitesse croît graduellement dans le convergent jusqu'à devenir maximum dans la section la plus contractée. L'air traverse la chambre d'expérience, où est installé l'obstacle à étudier, sous forme d'un écoulement uniforme, puis pénètre dans le diffuseur, où il subit une décélération, avant d'être rejeté dans le hall. Le filtre F placé à l'entrée du collecteur permet de contrarier les mouvements tourbillonnaires.



### *Instrumentation de la soufflerie*

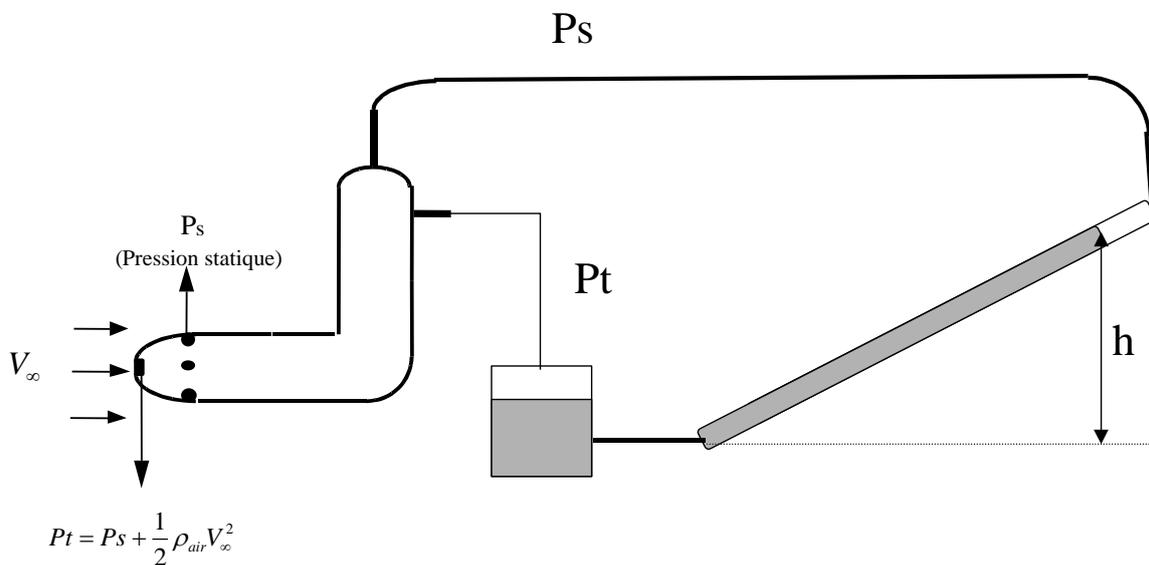
La soufflerie aérodynamique comporte :

- une balance trois composantes (Plint and Partner), sur laquelle est montée l'aile et qui permet la mesure des efforts aérodynamiques globaux,
- un tube de Pitot,

- une sonde à fil chaud, reliée à un dispositif anémométrique.

### **Le tube de Pitot**

Il permet la mesure de la vitesse de l'écoulement. Le tube de Pitot possède deux dispositifs de prise de pression reliée à un manomètre incliné, afin d'accroître le déplacement du fluide manométrique (eau). Une première prise de pression, située face à l'écoulement, permet la mesure de la pression totale  $P_t$  où pression d'arrêt. La pression d'arrêt correspond à la pression statique  $P_s$  additionnée de l'énergie cinétique du fluide, transformée en énergie de pression au point d'arrêt. Une seconde prise de pression située sur le côté du tube permet la mesure de la pression statique  $P_s$ .



Montrer que dans des conditions normales de température, on a  $V_\infty = 4\sqrt{h}$ , avec h exprimé en mm et  $V_\infty$  en m/s.

On donne :

$$\rho_{eau} : 1000 \text{ kg/m}^3$$

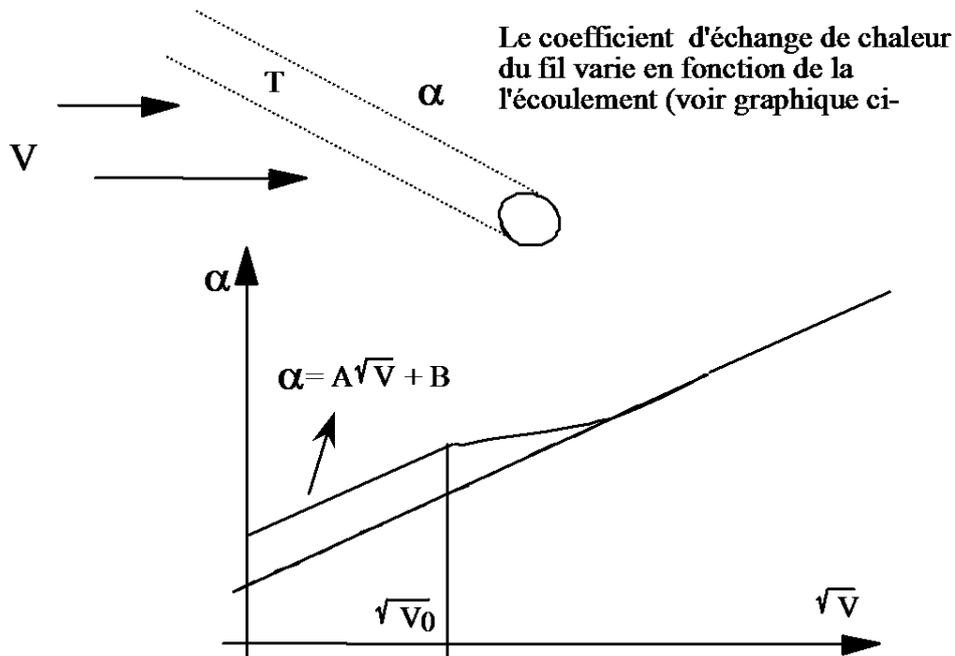
$$\rho_{air} : 1,225 \text{ kg/m}^3 \text{ à } 15^\circ\text{C}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

### **L'anémomètre à fil chaud**

Ce dispositif expérimental permet d'obtenir une mesure de la vitesse locale, avec une très bonne résolution temporelle.

Son principe consiste à exploiter le transfert de chaleur par convection forcée entre un fil très fin ( $5\mu\text{m}$  de diamètre), chauffé électriquement ( $300^\circ\text{C}$ ), et un fluide animé d'une vitesse  $V_\infty$  par rapport au fil.



Pour des vitesses inférieures à une vitesse \$V\_0\$, la variation de \$\alpha\$ en fonction de la vitesse peut s'écrire :  $\alpha = A\sqrt{V} + B$ .

La quantité de chaleur dissipée par le fil par unité de temps est :  $Q = ei = \alpha(T - T_0)$  où \$T\$ est la température du fil, \$T\_0\$ la température de l'air, \$e\$ la tension aux bornes du fil et \$i\$ l'intensité du courant.

La résistance du fil varie linéairement avec la température :  $R = R_0[1 + \beta(T - T_0)]$

La quantité de chaleur dissipée est alors :  $Q = \frac{e^2}{R} = \alpha(T - T_0)$

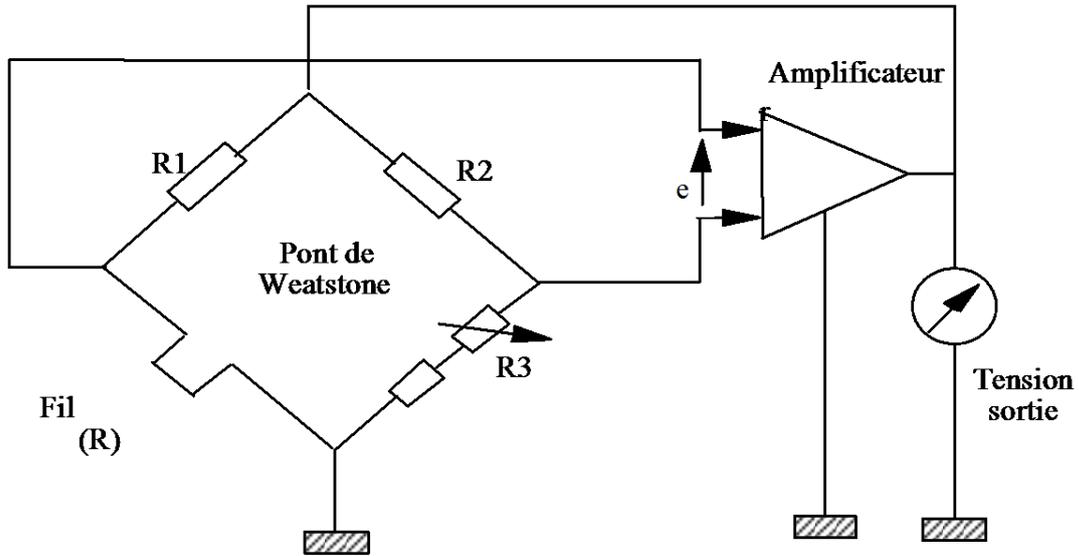
$$\text{soit : } e^2 = \alpha R (T - T_0) = \alpha R_0 (T - T_0) (1 + \beta(T - T_0))$$

On utilisera ici un montage dit "à température constante" : la température du fil est maintenue à une température préalablement fixée par un dispositif d'asservissement électronique (voir schéma).

La température étant maintenue constante, la tension aux bornes du fil évolue en fonction de la vitesse sous la forme :

$$e^2 = A' \sqrt{V} + B'$$

\$A'\$ et \$B'\$ sont à déterminer par un étalonnage préalable.



### III- DÉTERMINATION DE LA TRAÎNÉE DE L'AILE

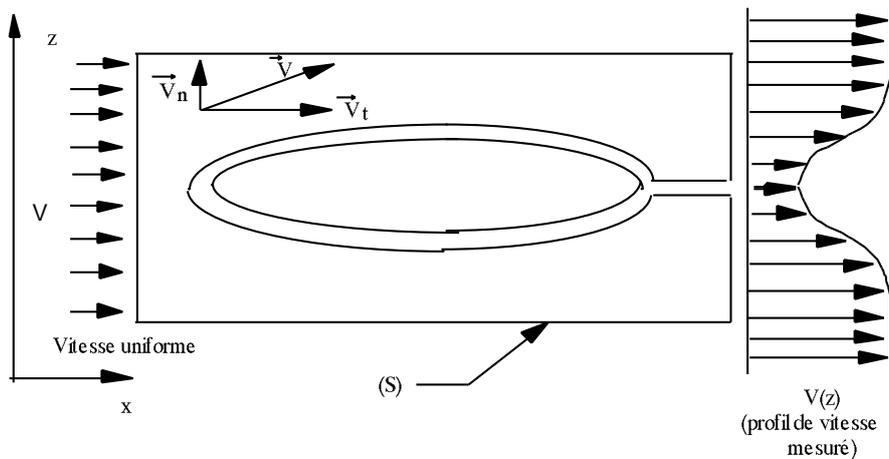
#### *Application du théorème de la quantité de mouvement*

On applique le théorème de la quantité de mouvement sur un contour fermé (S), entourant le profil :

$$\int_S \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) dS = \vec{F}_{\text{ext}}$$

↓
↓

Somme des débits de quantité de mouvement      Somme des efforts extérieurs appliqués au fluide contenu dans (S)



- on considérera que la courbure du profil est suffisamment faible pour que :  $V_n \ll V_t$
- on appliquera la conservation du débit sur le contour (S)

- on montrera ensuite que la traînée de l'aile peut s'écrire :

$$T = \rho L \int V_{\infty} V(z) - V^2(z) dz$$

#### IV- MANIPULATIONS

##### *Étalonnage du fil chaud*

On procédera comme suit :

- loin de l'obstacle, placer le tube de Pitot au voisinage du fil chaud,
- faire varier progressivement la vitesse de l'écoulement dans la soufflerie et mesurer
  - la vitesse à l'aide du tube de Pitot
  - la tension  $e$  aux bornes de l'anémomètre à fil chaud

On effectuera ces mesures pour une dizaine de vitesses.

Tracer la courbe  $e^2$  en fonction de  $\sqrt{V}$ , à l'aide du logiciel EXCEL et déterminer les coefficients caractéristiques de la droite de régression.

##### *Mesure du profil de vitesse en aval de l'aile*

On dispose d'un profil de type NACA 0012. Donner les caractéristiques de ce profil.

- vérifier que l'aile est réglée à l'incidence 0,
- placer la sonde à fil chaud environ 0,5 cm au delà du bord de fuite de l'aile,
- mesurer la vitesse sur environ 15 mm de part et d'autre de l'aile, pour deux vitesses de l'écoulement amont (15 et 30 m/s par exemple)

Le pas de mesure pourra être relativement important au départ, mais il conviendra de serrer les mesures (pas de 0,2 mm) dès l'apparition du creux de vitesse.

#### V- EXPLOITATION DES MESURES

On calculera :

- la traînée de l'aile pour les deux vitesses amont par intégration numérique (pour cela on utilisera le logiciel EXCEL),
- le nombre de Reynolds défini précédemment, ainsi que le coefficient de traînée  $C_x$  de l'aile, pour chacune des vitesses amonts.

On donne :  $l$  : 15 cm ;  $L$ : 30,5 cm

Conclusion ?

\*\*\*\*\*  
\*\*\*\*  
\*\*

### 3 TP 3 : Aile d'avion - Mesure de la portance et de la traînée

# TP n°1

## AÉRODYNAMIQUE

Ce thème permet d'approfondir et d'utiliser différentes techniques (expérimentales, analogiques, théoriques) afin d'approcher quelques grandeurs aérodynamiques fondamentales telles que : traînée, portance, moment de tangage, répartition de pression et écoulement extérieur.

### 1- Résultante aérodynamique sur un profil

L'écoulement est supposé bidimensionnel et permanent. L'aile est supposée en allongement infini. L'étude se réduit donc à celle d'un profil, placé à une incidence  $i$  par rapport à l'écoulement amont. Un profil est destiné à optimiser les forces de sustentation (portance) tout en minimisant celles de résistance au mouvement (traînée).

Différentes forces aérodynamiques s'établissent ainsi autour du profil :

- **une résultante aérodynamique, dite résultante de forme**, notée  $\vec{R}_n$ . Elle est due à la répartition de pression particulière qui s'établit sur l'aile. Elle peut être décomposée en deux efforts :

- un effort de sustentation, perpendiculaire à la vitesse amont, appelé portance,
- un effort de résistance au mouvement, dans le sens de la vitesse amont.

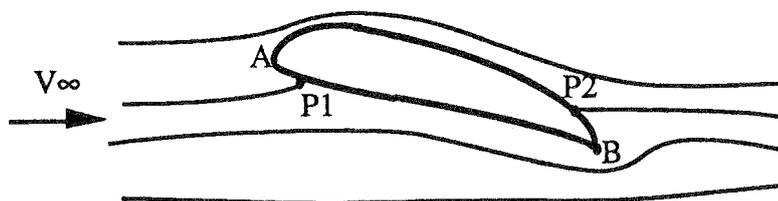
- **une résistance de frottement**. Cette dernière est attribuée au développement de la couche limite sur le contour du profil, due à la viscosité du fluide. Elle sera notée  $T_f$ .

### 2- Résultante de forme

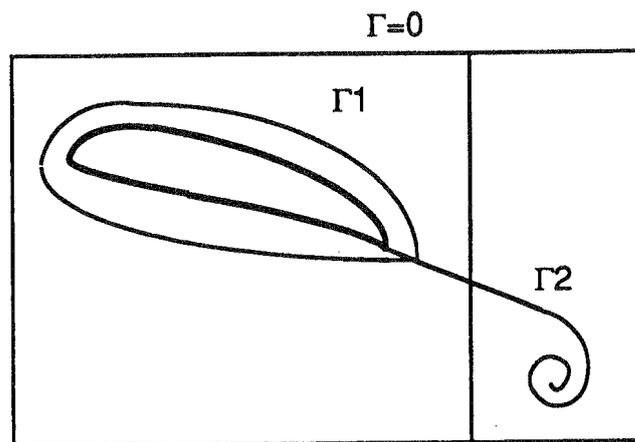
Si le contour profilé est symétrique et placé à incidence nulle, les lignes de courant contourment l'obstacle sans se décoller. Les couches limites qui se développent le long des parois se rejoignent au bord de fuite pour former un sillage.

Les pressions à l'intrados et à l'extrados du profil s'équilibrent : il n'y a pas de résultante de forme. Le seul effort aérodynamique agissant alors sur le profil est la résistance de frottement.

Le profil est alors placé à une incidence  $i$  fixée. Il y a alors deux points d'arrêt  $P_1$  et  $P_2$  sur le contour qui peuvent se déplacer lorsque l'on augmente progressivement la vitesse  $V_\infty$ . Il existe ainsi de forts gradients de pression et de vitesse entre  $B$  et  $P_2$ .



Un tourbillon se forme alors dans cette zone puis se détache. L'écoulement extérieur (loin du profil) peut être considéré comme l'écoulement potentiel d'un fluide parfait, donc irrotationnel. La circulation  $\Gamma$  sur un contour très large entourant l'obstacle est donc nulle. Si  $\Gamma_2$  est la circulation liée au tourbillon lâché par l'aile, une circulation  $\Gamma_1 = -\Gamma_2$  s'établit autour de l'aile. Le phénomène se renouvelle et le point  $P_2$  atteint le bord de fuite B. La circulation autour de l'aile atteint alors sa valeur maximale. Dans cette situation, une ligne de courant prend naissance à partir du bord de fuite, dans le prolongement du contour. Ceci constitue la condition de Joukowski.



L'établissement de la circulation autour du profil conduit à des vitesses d'extrados supérieures à celles d'intrados. L'application du théorème de Bernoulli permet donc de mettre en évidence une zone de surpression sur l'intrados et de dépression sur l'extrados. L'intégrale des forces de pression constitue la résultante de forme  $\vec{R}_n$ . Elle se divise en deux composantes :

- une composante perpendiculaire à la vitesse amont (portance), notée  $P$ ,
- une composante dans le sens de la vitesse amont, appelée résistance de forme, notée  $T_n$ .

L'analyse dimensionnelle permet d'établir des coefficients sans dimension relatifs aux différents efforts :

$$\text{Portance : } C_z = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

$$\text{Traînée : } C_x = \frac{T_n + T_f}{\frac{1}{2} \rho S V^2} = C_{x_f} + C_{x_n}$$

$$\text{Moment de tangage : } C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho l V^2}$$

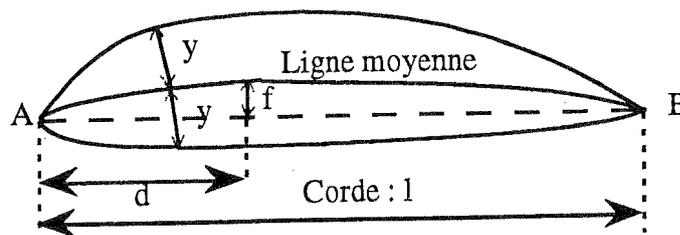
La surface de référence  $S$  est la surface alaire :  $S = 2bl$  où  $2b$  est l'envergure de l'aile et  $l$  la corde.

### 3- Détermination expérimentale des différents efforts

#### Étude du profil 23012

La détermination des différents efforts aérodynamique pourra, dans un premier temps être effectuée sur le profil NACA 23012. Il s'agit d'un profil asymétrique dont le point de flèche maximum est situé à 15 % de la corde et l'épaisseur relative est de 12%.

La courbure relative est définie par le rapport  $f/l$  mesuré au point de flèche maximum et l'épaisseur relative  $e/l = 2y_{\max}/l$  est mesurée au maximum d'épaisseur.



$y$  : épaisseur mesurée à partir de la ligne moyenne

$e=2y_{\max}$  : épaisseur maximum,

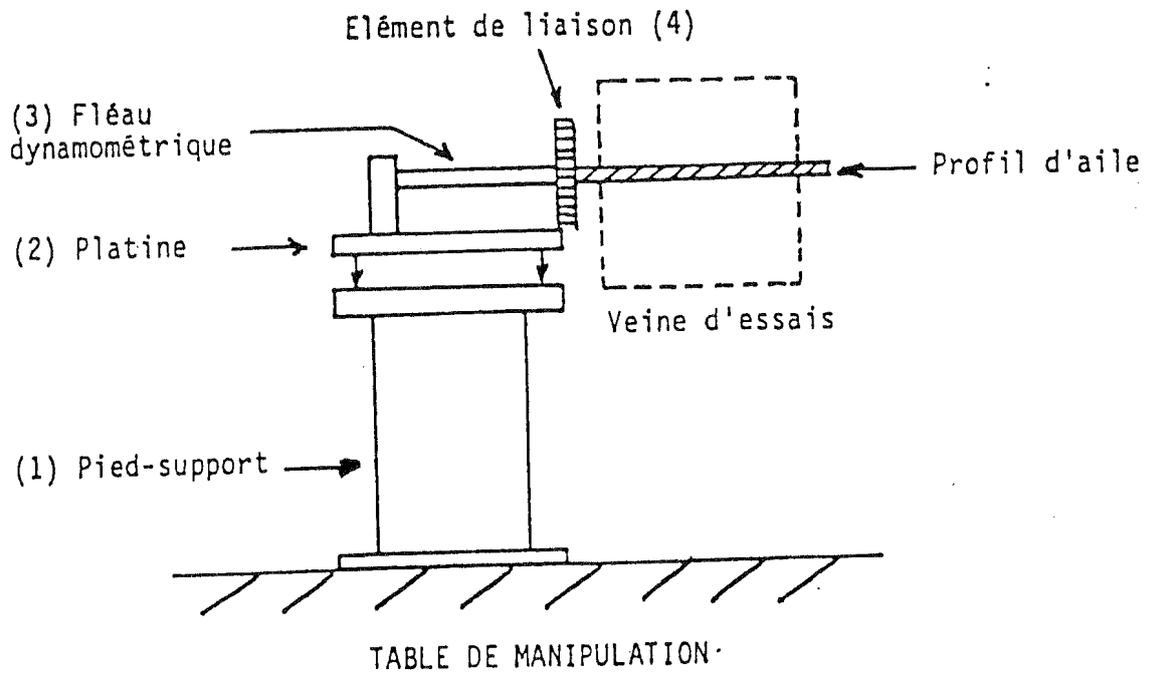
$l$  : corde

$d$  : distance entre le bord d'attaque et le point de flèche maximum

$f$  : flèche maximum

La mesure directe des efforts globaux, portance, traînée (englobant résistance de forme et de frottement), et moment de tangage, peuvent être directement déterminés à l'aide d'une balance aérodynamique, par une mesure dynamométrique. Le support de la balance est complètement indépendant de la veine d'essais. Les efforts aérodynamiques sont transmis, par l'intermédiaire du fléau dynamométrique à la table de manipulation sur laquelle le support de la balance est rigidement lié. La platine permet d'orienter le fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

Le fléau dynamométrique est équipé de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion. La balance n'est sujette à aucune hystérésis de frottement. On pourra ainsi installer sur la balance l'un des profils NACA mis à votre disposition et effectuer la mesure des efforts globaux en fonction de l'incidence. On pourra tracer  $C_z$  en fonction de l'incidence  $i$  et ainsi déterminer la polaire du profil.



## 4 TP 4 : Étude d'une couche limite par vélocimétrie laser

## ETUDE DE LA COUCHE LIMITE

## SUR UNE PLAQUE PLANE

Le but recherché est, outre la familiarisation avec une métrologie élaborée, de vérifier, à partir de mesures de vitesses, les hypothèses de la couche limite dynamique sans gradient de pression longitudinal.

### I. DISPOSITIF EXPERIMENTAL

On dispose essentiellement :

- d'un canal hydraulique
- d'une plaque plane, disposée horizontalement
- d'une chaîne anémométrique à Laser (LDA , " Laser Doppler Anemometry). Voir principe de fonctionnement en annexe "Anémométrie Doppler à Laser".
- d'un banc de déplacement tri-axes permettant le positionnement du point de mesure.
- la vitesse moyenne de l'écoulement est donnée par un déversoir sans contraction latérale.

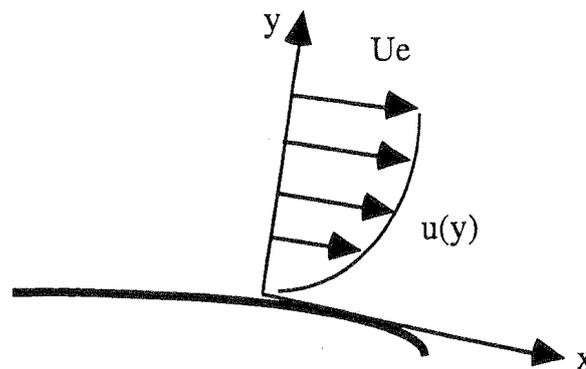
### II. MANIPULATION

- On relèvera en différentes abscisses et éventuellement pour différentes vitesses  $U_e$ , le profil des vitesses (on restera dans la couche limite laminaire) et l'on mesurera le taux de turbulence.
- On tracera ces profils de vitesses et l'on en déduira les courbes correspondant à 25%, 50%, 75%, 90% de  $U_e$ . Peut-on tracer la courbe correspondant à 99% de  $U_e$ , c'est à dire la courbe schématisant l'épaisseur de la couche limite ?
- Comparer ces courbes avec celles données par la théorie.
- Peut-on dire que la couche limite est laminaire ?
- Conclusion.

## Quelques rappels sur les couches limites

On rappelle les hypothèses de travail suivantes :

- écoulement 2D
- écoulement irrotationnel
- faible courbure des parois
- fluide isovolume



Sous les hypothèses précédentes, le comportement de la couche limite est régi par les équations de Prandtl :

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

Les conditions aux limites étant :

$$y = 0 \Rightarrow u = v = 0$$

$$y \rightarrow \infty \Rightarrow u \rightarrow U_e$$

où  $U_e$  est la vitesse loin de la paroi.

## Épaisseurs caractéristiques

L'épaisseur de la couche limite  $\delta$  est fixée de manière asymptotique, par exemple tel que :

$$\frac{u(\delta)}{u_e} = 0,99$$

On définit en outre un certain nombre d'autres paramètres caractéristiques tels que :

- l'épaisseur de déplacement  $\delta_1$  qui représente l'épaisseur dont il faudrait déplacer la paroi pour conserver le débit volumique constant si la couche limite était inexistente :

$$\delta_1 = \delta \int_0^1 (1 - \bar{u}(y)) d\bar{y}$$

avec :  $\bar{y} = y / \delta$  et  $\bar{u}(y) = u(y) / U_e$

Le même raisonnement est effectué pour le débit de quantité de mouvement, ce qui permet d'effectuer des corrections pour les efforts calculés.

- l'épaisseur de quantité de mouvement  $\delta_2$  est définie par :

$$\delta_2 = \delta \int_0^1 \bar{u}(y)(1 - \bar{u}(y)) d\bar{y}$$

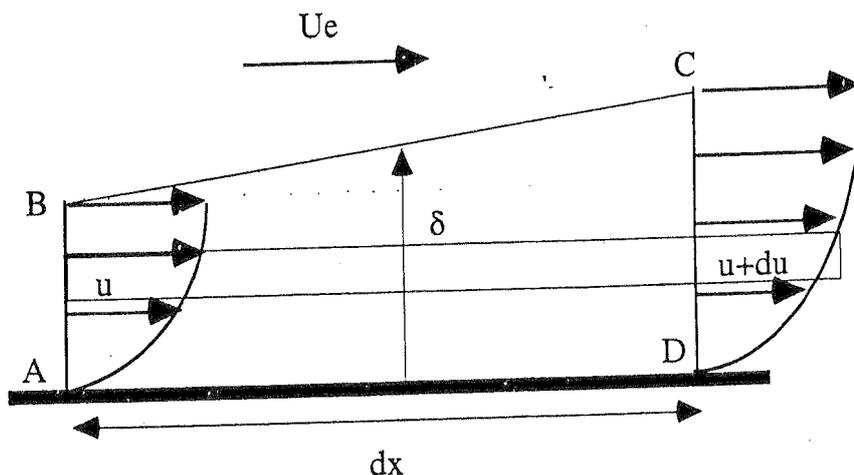
## Evaluation de l'effort visqueux s'exerçant sur une plaque plane à incidence nulle

On considérera dans ce calcul que la plaque plane est de largeur unité.

Soit  $\tau_0$  la contrainte tangentielle visqueuse s'exerçant sur la paroi. A l'aide du théorème de la quantité de mouvement (bilan sur le volume A, B, C, D), évaluer cette contrainte  $\tau_0$  sur une longueur de plaque  $dx$ , en considérant une largeur unité et en utilisant les variables réduites  $\bar{u}$  et  $\bar{y}$ .

Montrer que :

$$\tau_0 = \rho U_e^2 \frac{d}{dx} \left\{ \delta \int_0^1 \bar{u}(1 - \bar{u}) d\bar{y} \right\}$$



Soit  $C_f$ , le coefficient de frottement local sans dimension :  $C_f = \frac{\tau_0}{\frac{1}{2}\rho U_e^2}$

Montrer que  $C_f = 2 \frac{\partial \delta_2}{\partial x}$ .

## Solution exacte de BLASIUS

On rappelle que la solution exacte de BLASIUS pour la couche limite laminaire sur une plaque plane conduit à une épaisseur de couche limite telle que :

$$\frac{\delta}{x} = \frac{4,949}{\sqrt{Re_x}} \quad \text{avec} \quad Re_x = \frac{U_e x}{\nu}$$

On rappelle que dans la théorie de BLASIUS, la fonction de courant  $\Psi$  s'écrit :

$$\Psi = \nu \sqrt{Re_x} f(\eta) \quad \text{et} \quad \eta = \frac{y}{x} \sqrt{Re_x}$$

Soit  $\tau_0 = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}$  la contrainte visqueuse à la paroi. Montrer que le coefficient de frottement local peut se mettre sous la forme :

$$C_f = \frac{2}{\sqrt{Re_x}} (f''')_{(\eta=0)}, \quad \text{soit} \quad C_f = \frac{0,664}{\sqrt{Re_x}}$$

On rappelle que dans la théorie de BLASIUS, la fonction de courant  $\Psi$  s'écrit :

$$\Psi = \nu \sqrt{Re_x} f(\eta) \quad \text{et} \quad \eta = \frac{y}{x} \sqrt{Re_x}$$

Calculer l'effort total (traînée visqueuse  $T$ ) appliqué sur une longueur  $l(x)$  de la plaque de largeur  $L$  et montrer que :

$$T = \int_0^l \tau_0 dx = \frac{1}{2} \rho U_e^2 \frac{1,328}{\sqrt{Re_l}}$$

La théorie montre que :  $\frac{\delta_1}{x} = \frac{1,72}{\sqrt{Re_x}}$ .

Montrer également que :  $\frac{\delta_2}{x} = \frac{0,664}{\sqrt{Re_x}}$ .

$\eta$	$f$	$f' = \frac{u}{U}$	$f''$
0	0	0	0,33206
0,2	0,00664	0,06641	0,33199
0,4	0,02656	0,13277	0,33147
0,6	0,05974	0,19894	0,33008
0,8	0,10611	0,26471	0,32739
1,0	0,16557	0,32979	0,32301
1,4	0,32298	0,45627	0,30787
1,8	0,52952	0,57477	0,28293
2,2	0,78120	0,68132	0,24835
2,6	1,07252	0,77246	0,20646
3,0	1,39682	0,84605	0,16136
4,0	2,30576	0,95552	0,06424
5,0	3,23329	0,99155	0,01591
6,0	4,27964	0,99898	0,00240
7,0	5,27926	0,99992	0,00022
8,0	6,27923	1,00000	0,00001
8,8	7,07923	1,00000	0,00000

Tableau des valeurs de  $\eta$ ,  $f$ ,  $f''$ .

## Exploitation des mesures

Après avoir mesuré en diverses positions  $x$  de la plaque le profil de vitesse dans la couche limite, déterminer l'épaisseur  $\delta$  de la couche limite à 50%, 75 %, 90%. Peut-on obtenir l'épaisseur à 99% ?

Calculer  $\delta_1(x)$  et  $\delta_2(x)$  et comparer avec la solution exacte de BLASIUS.

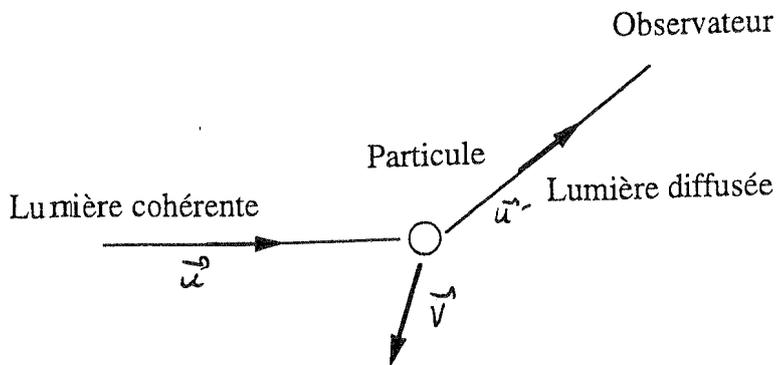
Calculer la traînée totale  $T$ . Comparer aux résultats obtenus par la solution de BLASIUS.

La couche limite est-elle laminaire ?

Situer vos résultats par rapport à une couche limite turbulente.

## Vélocimétrie laser Doppler

Principe : effet Doppler

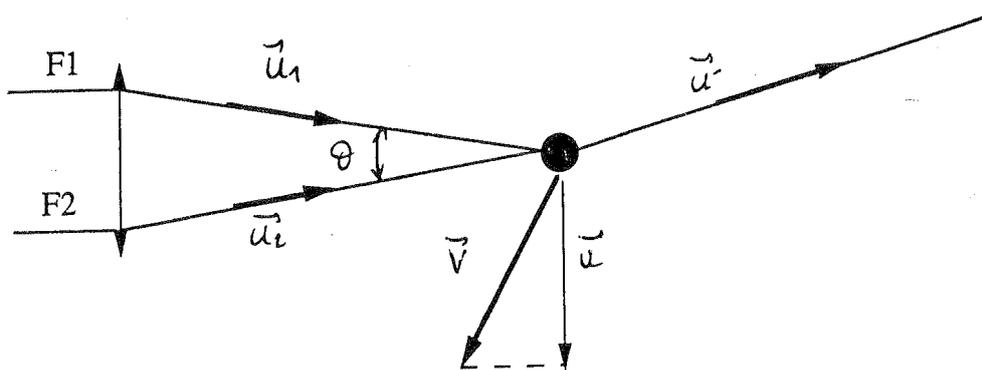


$$f' - f = \frac{1}{\lambda} (\vec{u}' - \vec{u}) \cdot \vec{v}$$

Hypothèse : vitesse de la particule = vitesse du fluide

Problème :  $f' - f$  très faible

## Mode différentiel



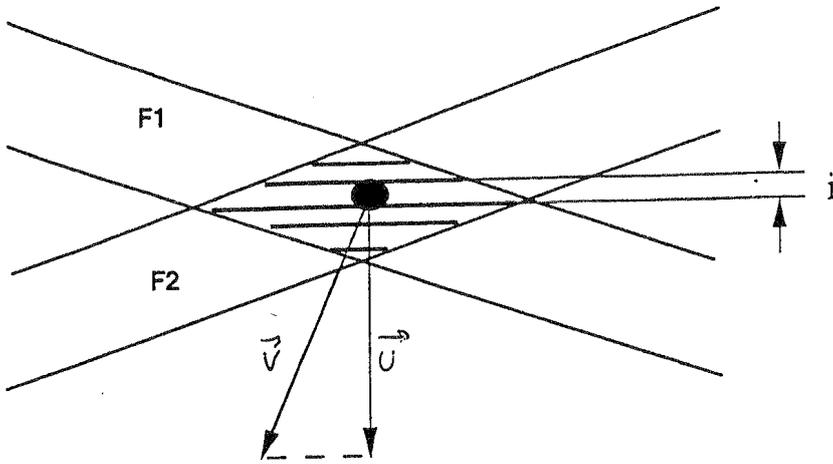
$$f_1 = f + \frac{1}{\lambda} (\vec{u}' - \vec{u}_1) \cdot \vec{v}$$

$$f_2 = f + \frac{1}{\lambda} (\vec{u}' - \vec{u}_2) \cdot \vec{v}$$

Fréquence Doppler  $f_1 - f_2 = f_D = \frac{1}{\lambda} (\vec{u}_2 - \vec{u}_1) \cdot \vec{v}$

$$f_D = \frac{1}{\lambda} 2 \sin \frac{\theta}{2} U$$

# Franges d'interférence



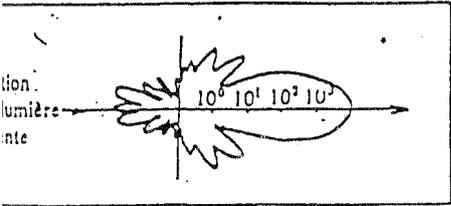
Interfrange

$$i = \frac{\lambda}{2 \sin \frac{\theta}{2}}$$

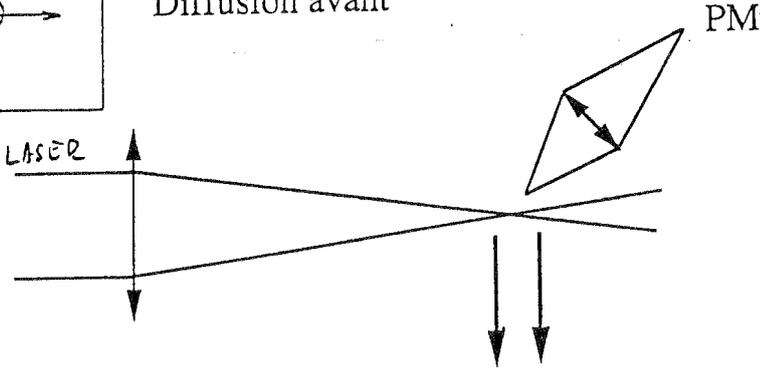
Fréquence Doppler

$$f_D = \frac{1}{\lambda} 2 \sin \frac{\theta}{2} U$$

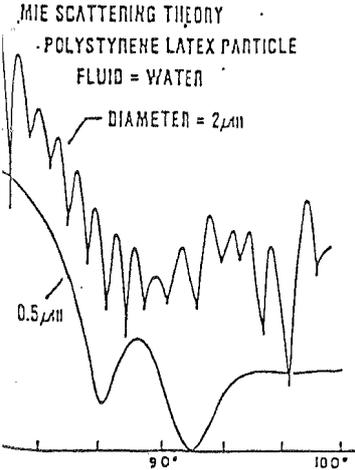
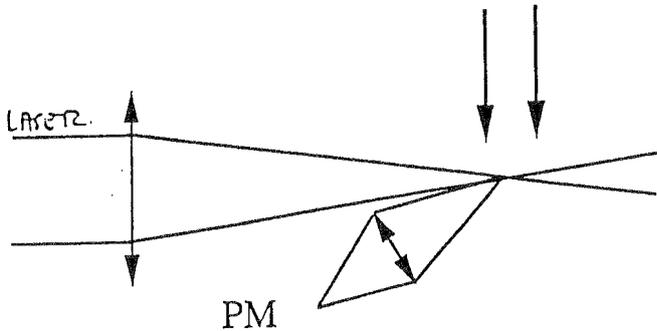
# Configurations



Diffusion avant



Rétro-diffusion



## Signe de la vitesse

- la détermination du sens de la vitesse est nécessaire dans les zones décollées, les recirculations ou les écoulements turbulents

*Principe* : on fait défiler les franges avec une vitesse  $Ud$

Le défilement est obtenu en modifiant légèrement la fréquence optique de l'un des faisceaux (cellule de Bragg)

$$f' = f + f_b \quad (f_b, \text{ fréquence de décallage})$$

$$u_d = f_b \cdot i$$

$$u_r = v + u_d > 0$$

## Généralisation aux écoulements 2D

Il faut mesurer deux composantes du vecteur vitesse

On utilise deux raies du laser à argon ionisé afin de créer deux réseaux de frange de couleur et d'orientation différentes

La séparation des signaux est faite par un jeu de filtres optiques

# Difficultés et erreurs en vélocimétrie laser

## 1- Qualité du signal

La qualité du signal dépend de

- la taille des particules par rapport à l'interfrange
- la trajectoire de la particule dans le volume de mesure
- de la lumière parasite

## 2- Erreurs

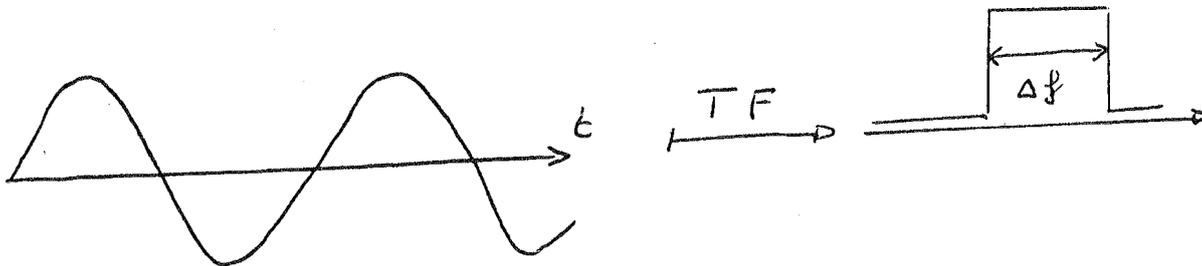
- trop de particules : bruit de fond important
- pas assez de particules : difficultés pour utiliser un suiveur, nombreuses coupures : grosses erreurs sur la moyenne et sur la répartition en fréquence.  
Longs temps d'acquisition nécessaires pour les autres dispositifs
- diffusion de la lumière en amont et en aval du volume de mesure : bruit --->  
nécessité d'un filtrage électronique

## 3- Qualité des particules

diamètre des particules < interfrange sinon mauvaise visibilité des franges

#### 4. Ambiguïté intrinsèque Doppler

Durée finie des bursts Doppler due au nombre fini de franges

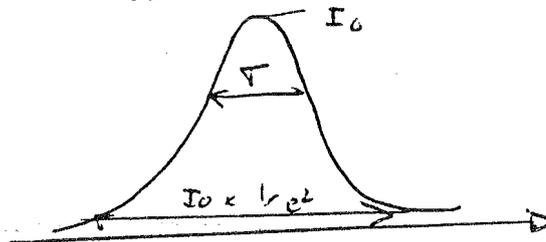


Temps de transit fini d'une particule dans le réseau de franges

Incertitude sur la fréquence Doppler :

$$\Delta f = \frac{u}{2 \sqrt{2} \sigma \pi}$$

$\sigma$  : écart type du faisceau laser gaussien



Exemple

$$u = 1 \text{ m/s}$$

$$\sigma = 100 \mu \quad \Delta f = 0,11 \text{ kHz}$$

$$\text{Erreur relative : } f_D = \frac{2 u \sin(\theta/2)}{\lambda}$$

$$\theta = 10^\circ; \lambda = 514,5 \text{ nm} \rightarrow f_D = 338 \text{ kHz} \rightarrow \frac{\Delta f}{f_D} = 0,33 \%$$