

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Alex

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

Département : GENIE MECANIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDES

THEME

**BANC D'ESSAI DE MESURE
DE PRESSION SUR UN PROFIL
AERODYNAMIQUE**

4 PLANS

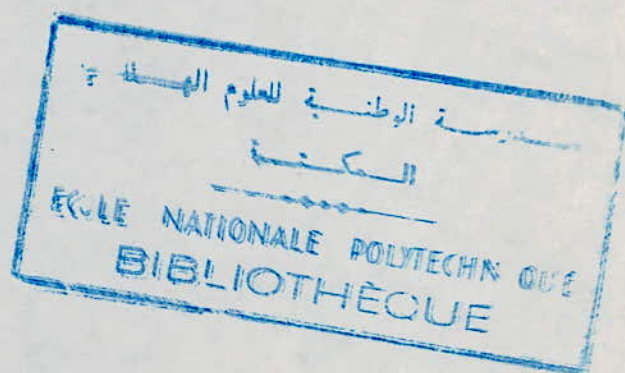
Proposé par :
Dr TODECHISCUS

Etudié par :
JAFFAL M.

PROMOTION : JANVIER 1985

Je dedie ce modeste travail

- au peuple arabe
- à mes parents
- à mes frères et Soeurs
- à ma femme samia
- à mes amis .



REMERCIEMENTS

Je remercie :

- Le Pouvoir ALgerien qui m'a donné une chance de poursuivre mes études
- Monsieur TODECHISCUS pour L'aide précieuse et les conseils qu'il m'a prodigués
- tous les professeurs qui m'ont formés
- Tout le Personnel de L'Atelier des métaux

CHAP : I

GÉNÉRALITÉS SUR L'AÉRODYNAMIQUE

1.1 But de L'Aérodynamique

L'Aérodynamique a pour but d'étudier les mouvements d'un corps par rapport à un fluide, où il est soumis à des forces élémentaires de pression et de frottement qui s'exercent sur chaque élément de surface élémentaire, effectuée par rapport à un point du corps arbitrairement choisi, conduit à une force résultante et à un moment résultant pour toute orientation du corps par rapport à la vitesse du mouvement.

L'Aérodynamique s'appuie sur un support théorique qui ne cesse de s'accroître par suite du progrès scientifique à de puissants moyens de calcul dont disposent les théoriciens, y compris les méthodes analogiques. Mais il est souvent indispensable de considérer des formes géométriques simples, et de recourir à des hypothèses simplificatrices concernant les propriétés du fluide. L'air est assimilé à un milieu continu dont le comportement thermodynamique et chimique est supposé obéir à certains modèles plus ou moins complexes, selon le problème à traiter.

La nécessité d'un très grand nombre d'expérience est indispensable afin de corriger la simplification des hypothèses et aboutir à des résultats bien précis. Donc l'Aérodynamique étudie les phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui le baigne. Le corps peut être fixe et l'air en

mouvement. C'est le cas de l'écoulement dans un tuyau, et aussi d'un bâtiment soumis au vent atmosphérique. Le Corps peut être en déplacement dans l'air immobile (projectile, véhicule, avion, ...)

1-2 - Coefficient de pression k_p .

$$\text{on a: } k_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot V_0^2}$$

Cette formule est valable pour un fluide non compressible, ou peu compressible. Les conditions à l'infini ou avant le point d'arrêt sont P_0 , V_0 , et ρ_0 .

P, V : sont la pression statique et la vitesse de l'écoulement à un point de la frontière de la couche limite.

L'équation de Bernoulli, si l'air est incompressible.

$$P_0 + \frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2} = P + \frac{\rho_0}{2} \cdot V^2 \Rightarrow P - P_0 = \frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2} - \frac{\rho_0}{2} \cdot V^2$$

$$k_p = \frac{\rho_0 \cdot \frac{V_0^2}{2} - \rho_0 \cdot \frac{V^2}{2}}{\rho_0 \cdot \frac{V_0^2}{2}} \Rightarrow k_p = 1 - \left(\frac{V}{V_0}\right)^2$$

en fluide compressible, le nombre de Mach amant noté: M_0
On doit connaître la valeur de k_p Critique pour que la vitesse locale soit égale à celle du son $\Rightarrow M = 1$

On introduit la relation d'impact P_i :

$$\Rightarrow \frac{P_i}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$M_0 = 1 \Rightarrow \frac{P_i}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\Rightarrow \frac{P}{P_0} = \left[\frac{1 + (\gamma-1)/2 \cdot M_0^2}{1 + (\gamma-1)/2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left[\frac{1 + (\gamma-1)/2 \cdot M_0^2}{(1+\gamma)/2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$K_p \text{ Critique} = \frac{P - P_0}{\frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2}} = \frac{P - P_0}{P_0} \cdot \frac{P_0}{\frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2}}$$

Le dernier facteur s'écrit $\gamma \cdot \frac{P_0}{\rho_0} \cdot \frac{2}{\gamma \cdot V_0^2} = \frac{2}{\gamma \cdot M_0^2}$

$$K_p \text{ critique} = \frac{2}{\gamma \cdot M_0^2} \left[\left(\frac{2}{(\gamma+1)} + \frac{(\gamma-1)}{(\gamma+1)} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right]$$

$$M_0 = 1 \Rightarrow K_p \text{ critique} = 0$$

si $v < v_0 \Rightarrow P > P_0$, K_p est positif; il y a surpression

locale. K_p est maximum au point d'impact \Rightarrow en fluide incompressible $K_p = 1$

$K_p < 0 \Rightarrow$ survitesse locale \Rightarrow dépression locale.

1-3; Corps géométrique simple

on étudie l'écoulement autour du corps dont l'axe de symétrie est dirigé dans la direction de la vitesse \vec{C}_0 . La résultante \vec{R} prend cet axe comme support pour qu'il n'existe pas des ondes de choc.

1-3.1 Disque plan normal à la vitesse C_0

Dans ce cas, on peut calculer le K_p sur chaque surface du disque.

si le disque est mince \Rightarrow la traînée de frottement est nulle

1-3-2 : Cylindre Circulaire à généralité perpendiculaire à C_0

L'écoulement sans circulation d'un fluide parfait autour du cylindre est donné par :

$$C = 2 C_0 |\sin \theta|$$

L'origine de θ étant pris au point d'arrêt

$$\text{Le } k_p \text{ local ; } k_p = 1 - \left(\frac{C}{C_0}\right)^2$$

Celui-ci est reparti autour du cylindre, suivant la relation :

$$k_p = 1 - 4 \sin^2 \theta$$

(la traînée est nulle) fluide parfait.

1-3.3 : Répartition de pression autour du cylindre.

Si on fait un petit orifice dans la paroi du cylindre qui facilite la communication entre le fluide qui s'écoule et un manomètre.

Puis on relève le k_p pour divers azimuts de l'orifice, puis on porte les valeurs de k_p sur la normale au cylindre, en chaque point, on a porté également la répartition théorique déduite de l'écoulement irrotationnel

$$k_p = 1 - 4 \sin^2 \theta$$

On remarque que k_p est plus petit en valeur absolue dans le sillage ; quand $R > R_2$, c'est la cause de la chute du coefficient de traînée au passage de nombres de Reynolds critique.

La répartition de pression pour l'écoulement irrotationnel est.

symétrique par rapport au centre du cylindre, ce qui explique la répartition de pression peut être étudiée par une simple étude de la ligne de courant.

$$\frac{\partial P}{\partial n} = \rho \frac{C^2}{R} > 0$$

P varie dans le même sens que \vec{r} , si on s'éloigne du centre de courbure en un point d'inflexion de rayon de courbure est infini, donc:

$$\frac{\partial P}{\partial n} = 0 \quad \text{et} \quad P = P_0$$

1.3.4 Influence du nombre de Reynolds R

L'Aspect de l'écoulement varie en fonction du nombre de Reynolds

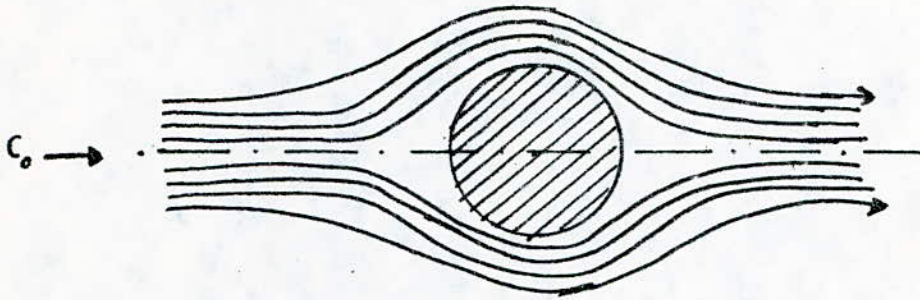
$$R = \frac{C_0 \cdot D}{\nu}$$

où D, est le diamètre du cylindre, on fera trois schémas pour trois écoulements au faible nombre de Reynolds, tel que le phénomène de tourbillon alterné provoque en particulier la vibration de Conducteur électrique aérien. Le Reynolds critique est compris entre $1,7 \cdot 10^5$ et $4 \cdot 10^5$. Cette intégrale est définie par la nature du fluide

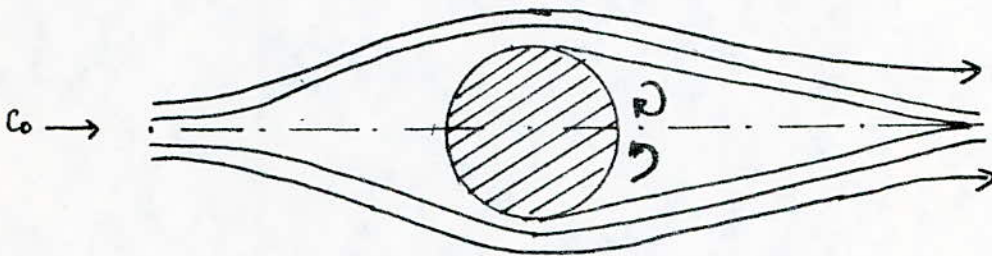
fluide homogène et très visqueux : $Re_{cr} = 4 \cdot 10^5$

fluide non homogène et moins visqueux : $Re_{cr} \approx 1,7 \cdot 10^5$

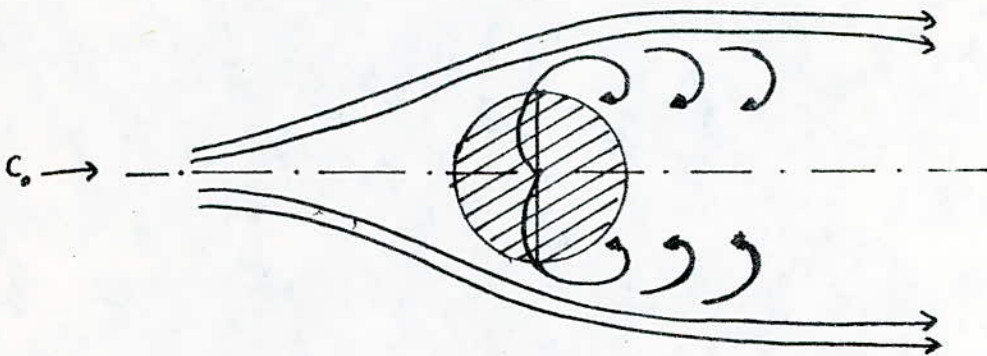
Le résultat de cette étude est la constatation de l'existence de la force de traînée.



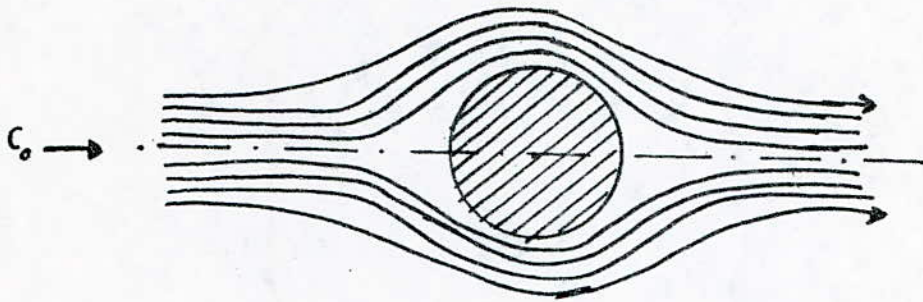
$R < 20$: écoulement de type visqueux sans décollement.



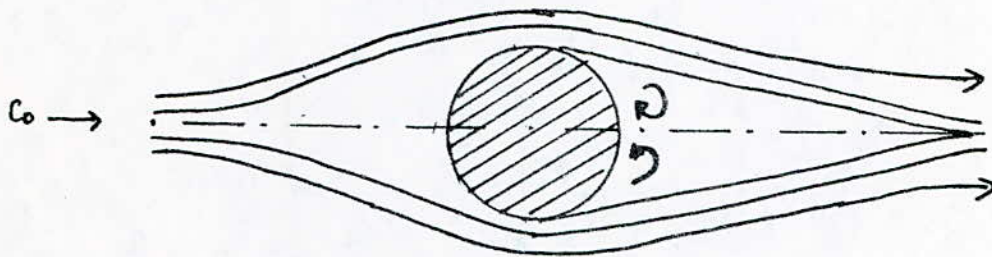
$20 < R < 50$: écoulement avec sillage en cœur et tourbillons symétriques.



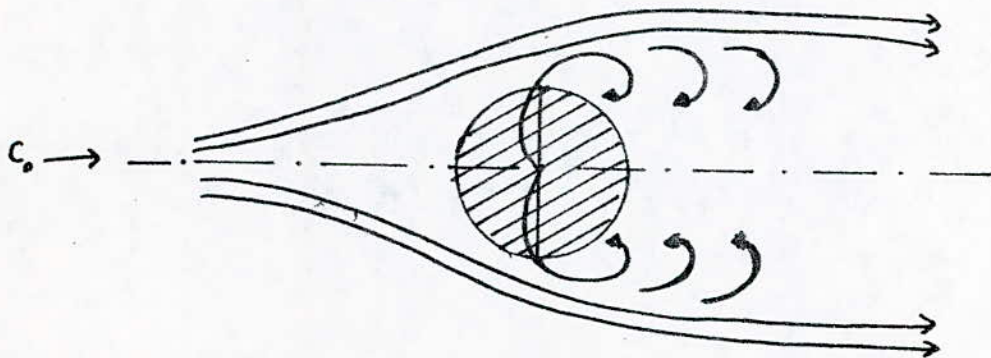
$50 < R < 2500$: Allée de tourbillon alterné



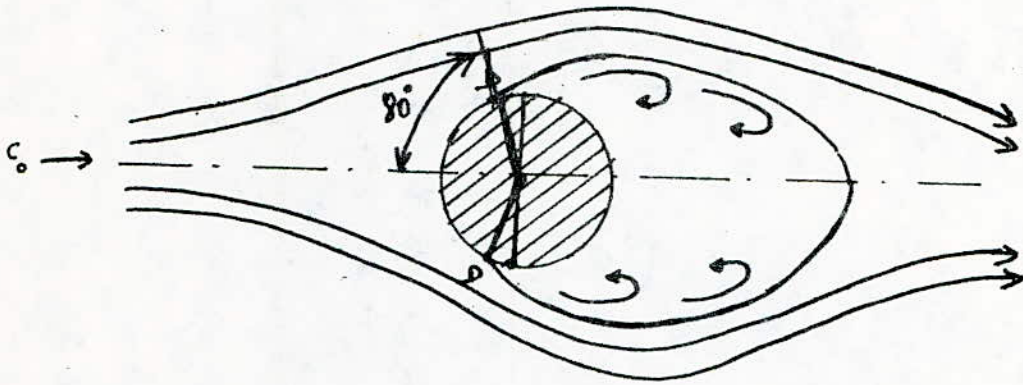
$R < 20$: écoulement de type visqueux sans décollements.



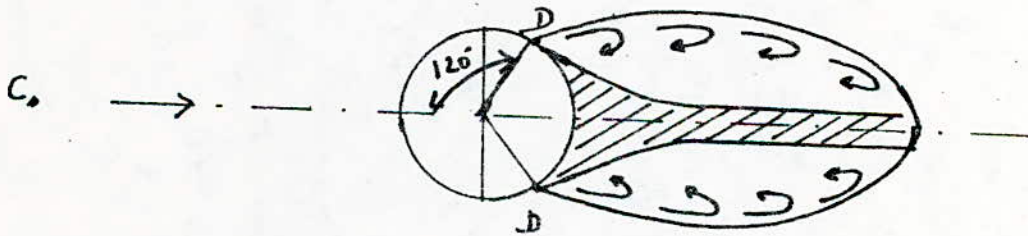
$20 < R < 50$: écoulement avec sillage en cœur et tourbillon Symétrique



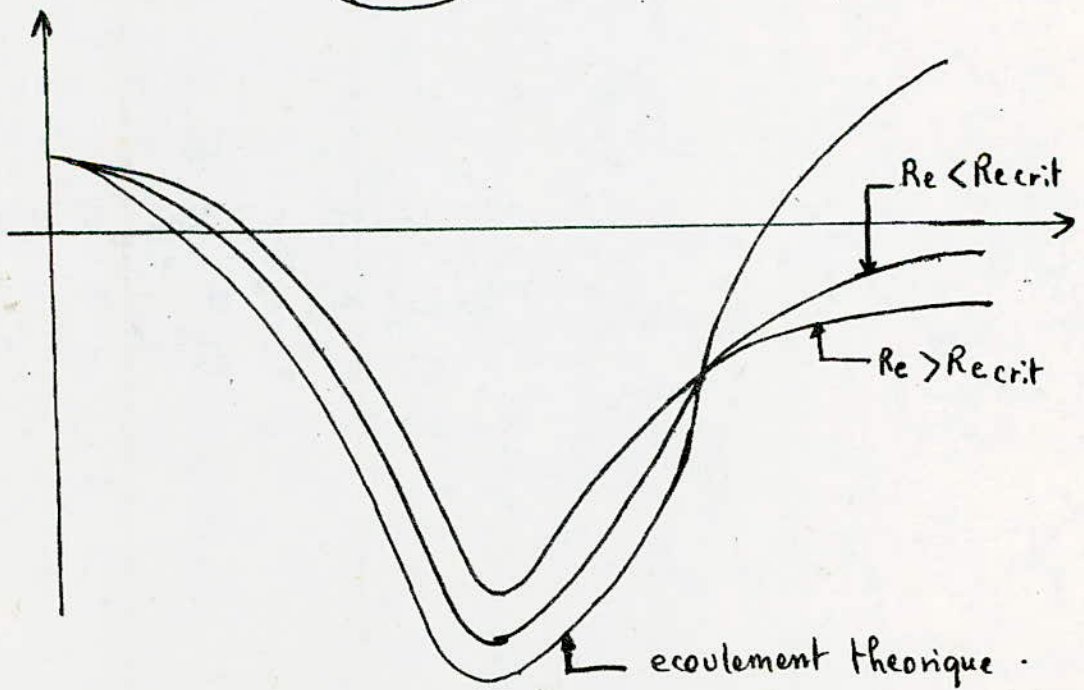
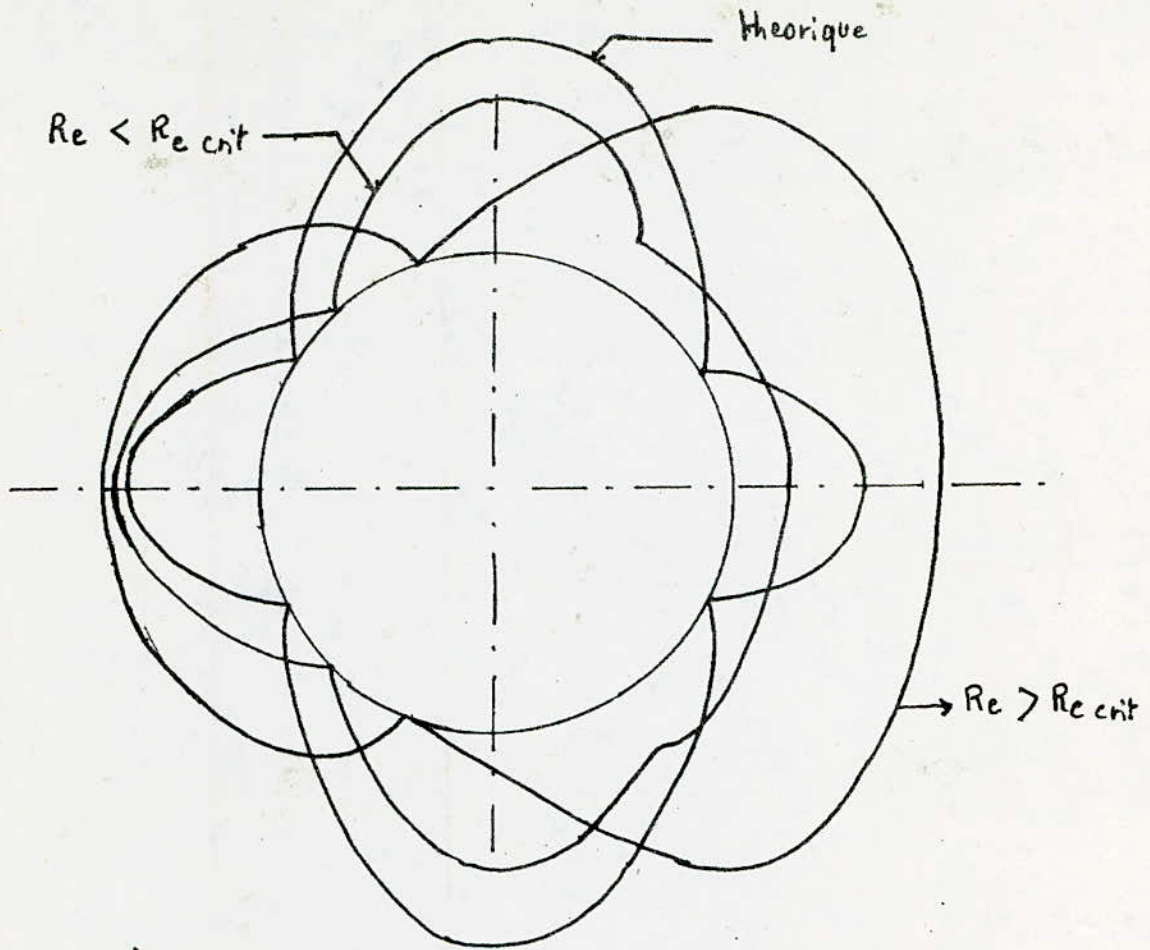
$50 < R < 2500$: Allée de tourbillon alterné

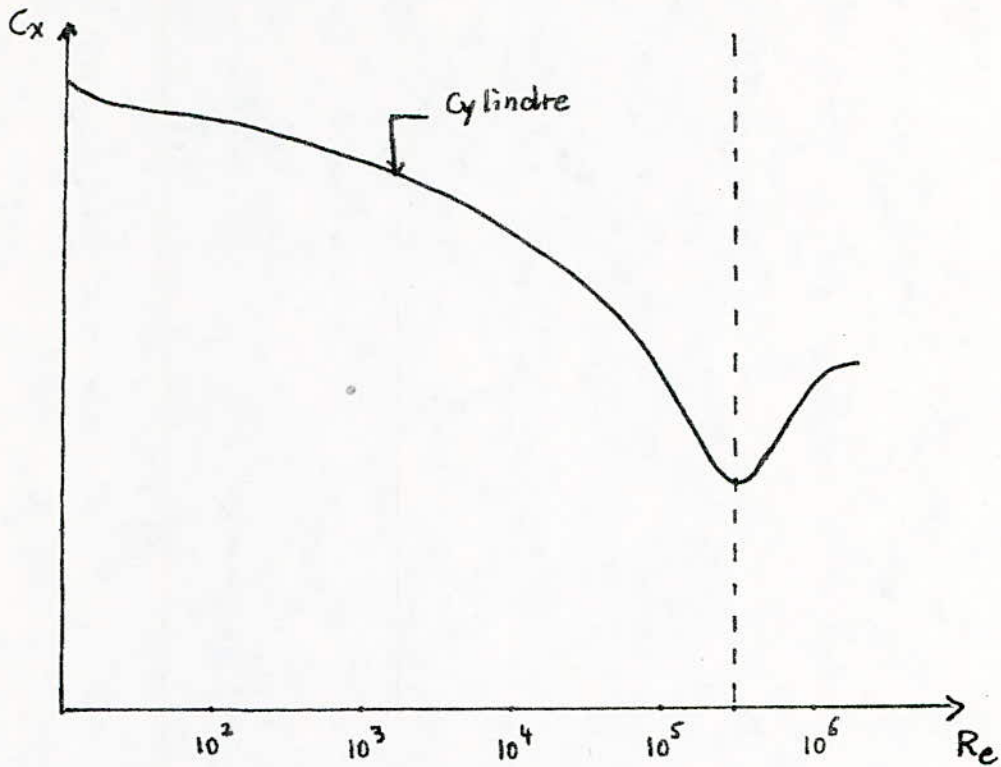


$2500 < R < R_0$, decollement à 90° .



$R > R_0$; decollement à 120° .





1.3.5 : Cas d'une plaque plane parallèle à la vitesse
 il ya uniquement traînée de frottement. La couche limite est
 d'abord laminaire, et si le nombre $R = \frac{e \cdot L}{\nu}$ où L , est la longueur
 de la plaque, avec L suffisamment petite, la couche limite reste
 laminaire tout le long de la plaque à partir d'un certain nombre
 de Reynolds (R) \Rightarrow une transition, et après, la couche limite est
 devenue turbulente, si on augmente (R), le point de transition
 se déplace vers l'avant, et à partir d'une certaine valeur \Rightarrow l'influence
 de la couche limite est négligeable. Si la plaque est rugueuse \Rightarrow la
 couche devient turbulente et C_x ne dépend plus de R , il est en
 fonction de la rugosité

1-4: Corps fuseles

Le Corps fusele est un corps dont la forme presente le minimum de Resistance à L'avancement. Cette forme a l'avantage de repondre aux conditions qui suivent:

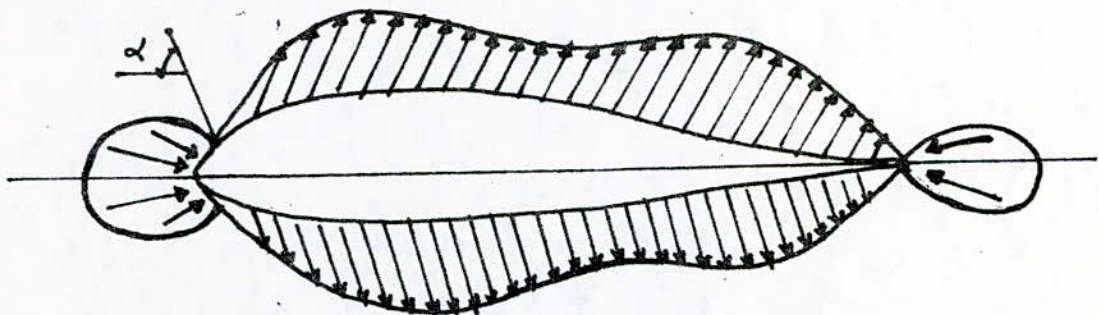
- en amont, le corps fusele diminue le choc des filets d'air c'est à dire, qu'il separe progressivement pour les rejeter reguliere-ment de chaque cote'

- en Avale, il diminue la depression et permet aux filets de se rejoindre sans heurts, ni chocs suivant une direction parallele à L'axe

- Le point de decollement est recole vers l'aval, d'autre part La zone de surpression amont est plus reduite.

- Le coefficient de traime de frottement C_x , rapporte à La surface laterale.

- Si L'axe du fusele est parallele à la vitesse $C_0 \Rightarrow$ permet de repartir le point de decollement au voisinage de la pointe avale et reduire la traime de pression.



On remarque sur la figure du corps fusé, l'apparition de trois zones de répartition de pression, deux zones de surpression en amont et en aval; séparées par une zone de dépression sur la plus grande partie de la surface latérale.

On détermine par l'intégration graphique le coefficient de traînée de la pression: C_{xh} où $S = \pi r_0^2$, la surface de référence.

on a:
$$dF_h = (P - P_0) 2\pi r ds$$

$$- dR_{xh} = dF_h \cdot \cos \alpha = (P - P_0) 2\pi r \cdot ds \cdot \cos \alpha$$

on pose: $ds \cos \alpha = dr$

$$\Rightarrow - dR_{xh} = \frac{1}{2} \rho C_0^2 \cdot S \cdot k_p \cdot d\left(\frac{r}{r_0}\right)^2 \quad (\text{avec } S = \pi r_0^2)$$

$$R_{xh} = \frac{1}{2} \rho C_0^2 \cdot S \int_{ABC} k_p d\left(\frac{r}{r_0}\right)^2$$

$$C_{xh} = \int_{ABC} k_p d\left(\frac{r}{r_0}\right)^2$$

sur le profil du corps fusé, on remarque que la traînée de pression diminue et la traînée de frottement est augmentée.

1-5 : Répartition de pression à la paroi d'une aile.

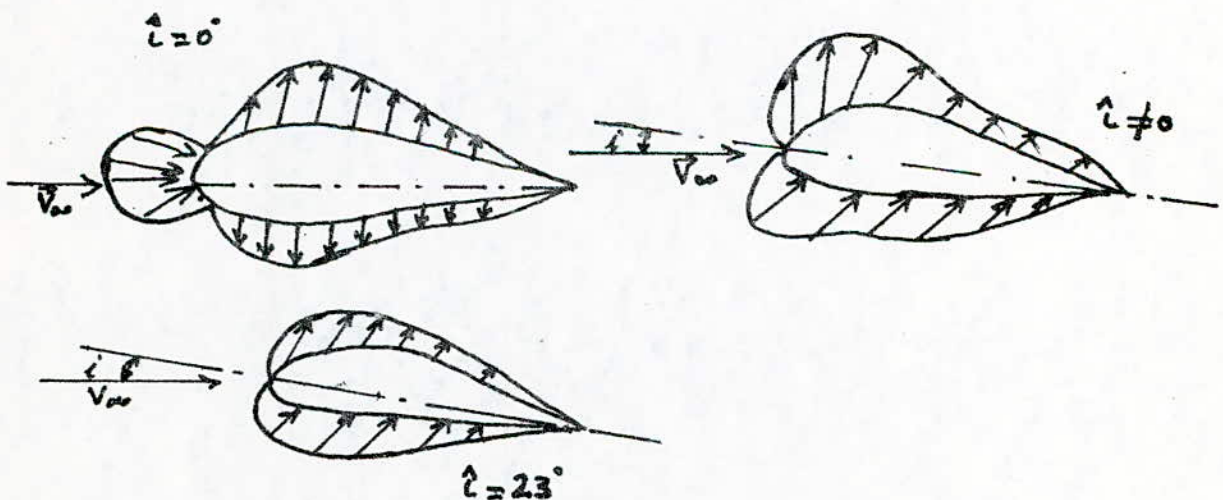
par la méthode expérimentale on détermine la répartition de pression sur la paroi d'une aile, si on a pas des ondes de choc. Ces pressions sont égales aux pressions qui règnent à la frontière de la couche limite et à l'absence des décollements. Ceux sont

celles de l'écoulement potentiel. On remarque qu'il y a toujours un écart entre la pression théorique et réelle, à cause de fuite où la couche limite modifie le profil.

La Répartition de pression montre bien les zones de surpression et celles de dépression, quand l'incidence varie.

- Si on prend K sur la normale au profil vers l'extérieur
- Si on prend le plan de symétrie d'une aile à C_{m_0} , on notera que $C_z = 0$ et $\hat{i} = 0$ sont réalisés par l'équilibre de deux zones de dépression.

Quand \hat{i} croît \Rightarrow La dépression se trouve sur l'extrados, et la surpression se trouve sur l'intrados

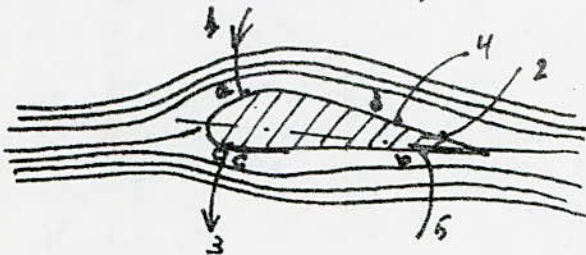


La dépression tombe lorsque $\hat{i} = 23^\circ$.

Alors, si \hat{i} croît encore \Rightarrow Le point d'impact se déplace vers l'intrados où $k_p = 1$

Le décollement de la couche limite lumineuse, en général est dû à la bord d'attaque; ce problème joue un rôle très important lorsqu'on a un système hyperseparation.

- La zone de surpression et de dépression sont liées à la forme de ligne de courant autour du profil. Si on prend le profil suivant pour $\hat{i} > 0$ c-à-d incident positif



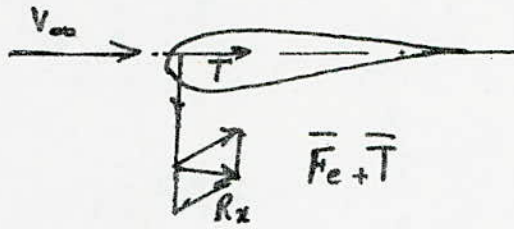
1 et 5 sont orthogonales aux différentes lignes de courant.

sur 1 et 3, on se rapproche du centre de courbure, on se déplace dans le sens de la flèche. La pression statique décroît ainsi au point (a), on a une dépression, et en (b, c), on a une surpression. Les points 4 et 5 sont les points d'inflexion \Rightarrow la pression reste constante et égale à P .

- Au point d, on a une surpression légère c-à-d, le point d est le bord de fuite d'un profil.

- Si on prend une aile à $C_{m_0} < 0 \Rightarrow \hat{i} = 0 \Rightarrow$ deux zones de dépression, l'une sur l'intrados, l'autre sur l'extrados, décollées l'une par rapport à l'autre. Le revêtement des ailes soumis à des forces qui tendent à l'arracher en même temps des

des forces normales et tangentielles de frottement au profil.



Soit F_e : résultante de dépression sur l'extrados

Soit F_i : " " " " l'intrados

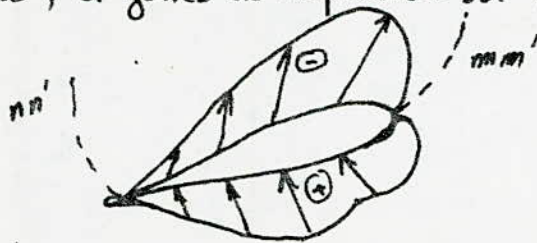
" T : " de forces de frottement au profil

Ce qui prouve qu'il y a un couple, il existe donc une résultante unique où on donne le bord d'attaque comme point d'application

\Rightarrow une traînée et un moment.

1-6 = Analyse de l'écoulement autour d'un profil

On peut avoir l'écoulement dans le tunnel hydrodynamique à l'aide des petites particules en bois qui dirigent les lignes de courant, et des fois on utilise des fillets colorés émis à partir d'une pompe. On remarque que si α où bien l'incidence est faible \Rightarrow les sillages ne sont pas importants, on peut remarquer les réseaux des lignes de courant où il y a des zones de surpression sur l'intrados, et zones de dépression sur l'extrados.



et la ligne de $m'm'$ et nn' , sont les points d'inflexion. La surpression sur le bord de fuite est provoquée par le décollement au point d'arrêt $k_p = 1$. On remarque l'apparition de forces sur l'aile, d'après le signe de k_p . Ce qui entraîne une force dirigée vers le haut qui a des composantes $-R_z$, sens inverse de Oz choisi, ainsi une force $-R_x$ dans le sens inverse de l'écoulement où $-R_z$ est la Portance et $-R_x$ est la traînée.

$$C_z = \frac{-R_z}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot C_0^2 \cdot S} \quad \text{et} \quad C_x = \frac{-R_x}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot C_0^2 \cdot S}$$

1-7: But du projet.

Ce sujet consiste à réaliser un banc d'essai type Capable de :

- mettre en évidence la répartition des pressions autour d'un profil aérodynamique placé dans un courant d'air à vitesse subsonique et pour des divers angles d'incidences.
- La détermination par la suite de cette répartition du coefficient de pression k_p , ainsi que de la fonction de celle-ci avec l'incidence.
- pour les coefficients aérodynamiques de portance C_z et de résistance C_x .

chapitre II

Appareillage de mesure et d'observation des écoulements

2-1 - Mesure de pression

On mesure la différence de pression entre les extrémités d'un manomètre, et non pas la pression absolue.

$$\left(\Delta P = \gamma_0 = \frac{\rho_0 \cdot V_0}{2} \right) \text{ où } V_0, \rho_0 \text{ sont la vitesse et masse volumique à l'infini.}$$

2-2 - Manomètre à liquide

2-2-1 Manomètre à bras - incliné

On peut alors, selon la précision désirée, négliger la variation du niveau dans le réservoir, ou en tenir compte dans l'étalonnage, ou prévoir un réglage de hauteur du réservoir permettant de ramener le niveau à sa position initiale avant de faire la mesure.

De même, on tiendra compte de la capillarité dans l'étalonnage du zéro, Pour augmenter la sensibilité, on pourra incliner le tube; ce qui, pour une même variation de pression, augmentera le déplacement du niveau.

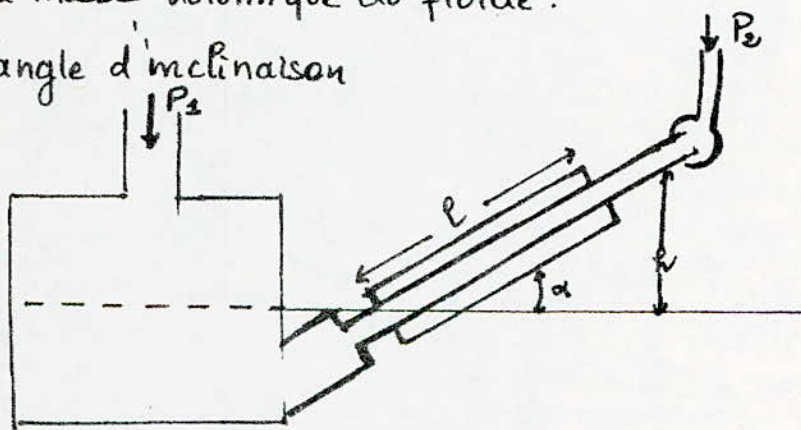
Signalons enfin que le même réservoir, choisi de section suffisamment importante, peut alimenter plusieurs dizaines de tubes. On obtient alors un multimanomètre surtout utilisé pour l'étude de la répartition des pressions dans un écoulement. Toutes les pressions

sont alors mesurés par rapport à la pression du réservoir qui peut être la pression atmosphérique, la pression statique de l'écoulement, ou une autre pression de référence.

En général, on réunit les deux tubes extrêmes à la même pression, le niveau dans ces tubes fournit alors le zéro de l'appareillage.

Le manométrie à tubes inclinés, simples ou multiples peuvent être à inclinaison variable, ce qui permet d'ajuster la sensibilité selon la gamme de pression à mesurer

- soit ρ_f la masse volumique du fluide.
- soit α l'angle d'inclinaison



$$h \cdot \rho_f \cdot g = \rho_f \cdot l \cdot \sin \alpha - \rho_f \cdot g = P_1 - P_2 = \Delta P$$

$$\Rightarrow \frac{\Delta P}{\rho_f \cdot g} = l \cdot \sin \alpha$$

L'augmentation de la sensibilité dépend de l'angle α et de la masse volumique du fluide à mesurer (si c'est un gaz

ou liquide)

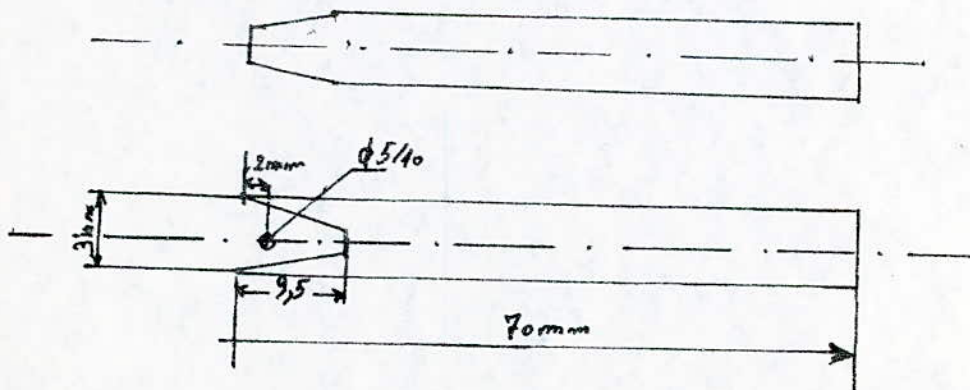
2-3: Mesure de la pression statique à la paroi d'un Corps :
pour déterminer la répartition de la pression dans une section droite d'une aile par exemple, il est nécessaire de disposer d'une vingtaine des orifices. Toutes les canalisations correspondantes conduisent à une installation onéreuse, mais usuelle dans les laboratoires et même en vol en régime subsonique et supersonique.

2-3-1: Prise Lecheuse - Gierds - Guienne

Soit une antenne de pression statique destinée à mesurer la pression statique à la paroi du Corps. Cette antenne est basée sur l'hypothèse suivante: $\left(\frac{\partial P}{\partial y} = 0\right)$: gradient de vitesse est égal à zéro

Dans la couche limite, l'interaction étant négligeable en subsonique entre antenne et couche limite.

2-3-2: Prise de Lecheuse

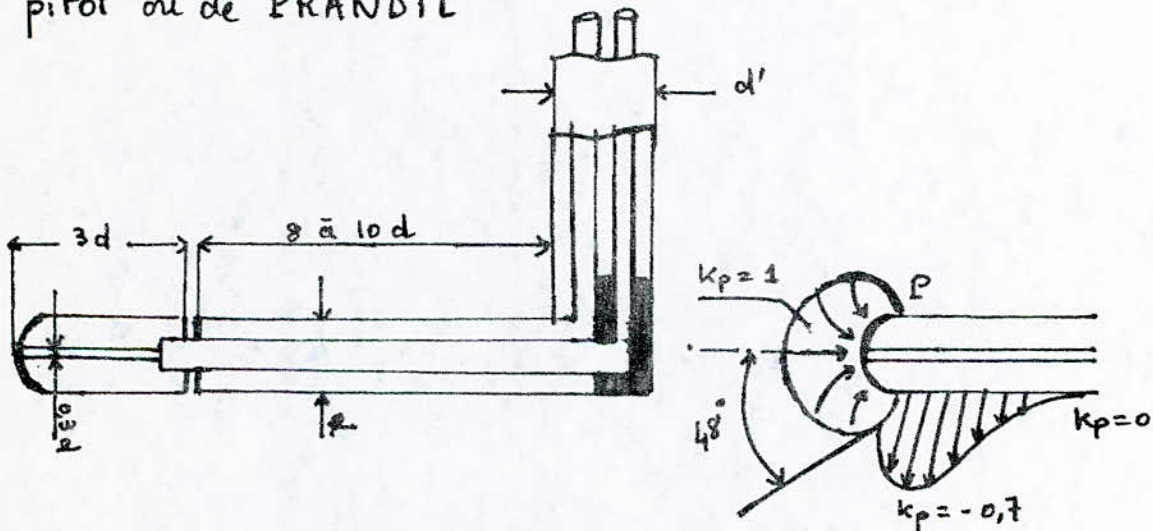


elle est constituée par un dièdre dont l'axe est perpendiculaire à la paroi du tube, celui-ci est constitué d'un trou très fin.

Si on fait une série de prises comme celle-ci sur la paroi d'une aile, on obtient la répartition de pression statique. On peut utiliser cette méthode dans l'écoulement bidimensionnel et tridimensionnel, pour cela, on doit connaître la direction de l'un des courants.

2-4: Sonde de pression Dynamique.

La sonde la plus usuelle est connue sous le nom de tube de pitot ou de PRANDTL



La figure ci dessus montre la coupe d'une telle sonde ainsi que la répartition du coefficient de pression k_p au voisinage de l'extrémité. Cette répartition montre la raison pour laquelle la prise de pression statique doit être rejetée au moins à $3d$, en aval de la prise de pression dynamique, pour que : $k_p = 0$ ($P = P_0$)

cette prise est constituée d'une fente circulaire ou d'une couronne de petits trous. Le diamètre varie entre 3 et 12 mm. le tube normal à l'axe doit avoir un diamètre extérieur aussi faible que possible pour ne pas perturber l'écoulement. La distance entre la prise de pression statique et ce tube à respecter ; Car la pression statique remonte au voisinage du tube support.

Pour diminuer la perturbation et éviter les vibrations, on emploie quelque fois un tube support profilé

2-5 : Indication de Pitot en régime permanent.

2-5-1 : fluide incompressible .

La différence de pression entre deux prises de l'antenne :

$$\Delta P = P_t - P_o = \frac{\rho_o \cdot V_o^2}{2}$$

on mesure ΔP , connaissant ρ_o (condition de température et de pression dans la veine), on pourra facilement calculer V_o

2-5-2 : fluide compressible subsonique .

$$\Delta P = P_o \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \cdot \frac{\rho_o}{P_o} \cdot V_o^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right]$$

on a trois inconnues : ρ_o , P_o , et V_o

on pourra lire simultanément deux lectures au Pitot pression statique P_o , et ΔP , on aura : $\frac{P_o}{\rho_o} = RT_o$ et on déduit alors T_o .
 mais il est préférable de faire l'hypothèse isentropique entre infini et Amont de la veine, T_o est alors obtenu par :

$$\frac{T_0}{T_i} = \left(\frac{P_0}{P_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

de la formule de ΔP , on tire: $V_0^2 = \frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_0 \left[\left(\frac{\Delta P}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$

On suppose $T_0 = T_i = 273^\circ \text{K}$

$$\Rightarrow V_{\infty}^2 = \frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot R \cdot 273 \left[\left(\frac{\Delta P}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

et on trace :

$$V_{\infty} = f \left(\frac{\Delta P}{P} \right) \Rightarrow V_0 = V_{\infty} \sqrt{\frac{T_0}{273}}$$

si V_0 devient voisine de la vitesse du son, on aura donc une onde de choc. La pression reste donnée par l'équation de Saint-Venant et la formule ci-dessus n'est plus applicable.

\Rightarrow le tube de Prandtl est valable jusqu'au $M = 0,85$.

2.5-3. Indication d'un Pitot en régime variable et incompressible.

Dans ce régime $V = f(T)$, mais $q = \Delta P$ est toujours égal à $\frac{\rho_0}{2} V^2$.

Si la fonction est périodique, de période T . Le manomètre ne peut suivre la variation de pression du fait de son inertie et de l'amortissement, introduit par la canalisation.

il indique en conséquence :

$$\frac{1}{T} \int_0^T \frac{\rho_0}{2} V^2 dt$$

\Rightarrow une vitesse efficace, si on fait varier V de $\pm 10\%$ par exemple

selon une loi sinusoïdale de période $T \Rightarrow$ la pression mesurée :

$$\begin{aligned}\Delta P_m &= \frac{1}{T} \cdot \frac{\rho_0}{2} \int_0^T (V_0 + v_0 \sin \omega t)^2 dt \\ &= \frac{\rho_0}{2} \left(V_0^2 + \frac{v_0^2}{2} \right) = \Delta P_m = \frac{\rho_0}{2} V_a^2\end{aligned}$$

$$\text{avec } V_a = \sqrt{V_0^2 + \frac{v_0^2}{2}}$$

2-5-4: Pression totale (ANTENNE PITOT SIMPLE).

La pression totale est mesurée à l'endroit où se trouve l'orifice. Le tube est disposé parallèlement à la vitesse, dont le diamètre varie de 0,5 mm à 3 mm. En régime subsonique l'indication est exacte jusqu'à l'incidence ($\hat{i} = 20^\circ$) de l'antenne par rapport à la vitesse V_0 . P_{t_0} est la pression totale variée, quand ($\hat{i} = 0$).

Le tube comporte une partie hémisphérique, le diamètre de trou a une influence quand $\hat{i} \neq 0$. Un gros trou permet de mesurer plus correctement la pression.

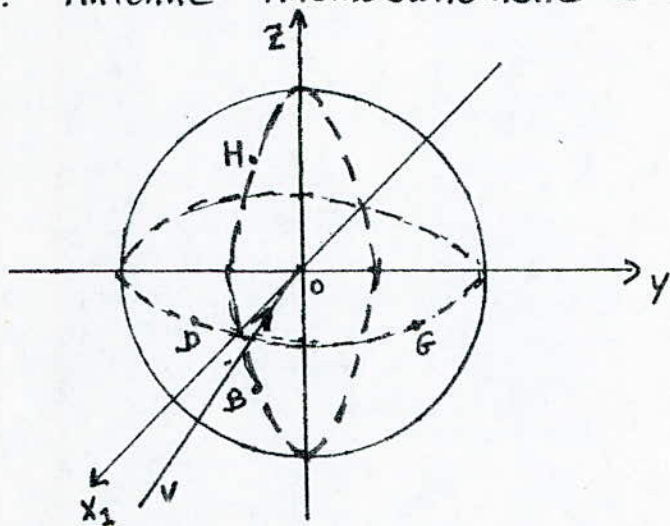
Si le tube Pitot a une extrémité conique \Rightarrow la prise de pression est moins sensible à l'inclinaison (\hat{i}).

En régime supersonique le Pitot a une onde de choc, si l'extrémité hémisphérique ou conique.

L'expérience montre que celui-ci est assimilable à une onde de choc normal, pour la partie voisine d'un point d'impact
 \Rightarrow dans ce cas l'antenne mesure la pression totale (P')
 les antennes de pression totale fonctionnent très bien en régime supersonique

les antennes les plus répandues sont : les "BROBEBEË" et "PRANDTL"

2-6. Antenne Anémométrique I. M. F. L



Soit une sphère de centre O , et $OXYZ$ les axes liés à la sphère ; u, v, w sont les projections des vitesses sur ces axes et soit P la pression à l'infini,

soit H un point dans le plan XOZ à la surface de la sphère.

On définit par l'angle ψ

Soit θ , l'angle entre V et OH .

En mécanique des fluides l'écoulement irrotationnel est incom-

-pressible.

V_H étant la vitesse au point H, tel que :

$$V_H = k \cdot V \cdot \sin \theta_1, \text{ d'où d'après Bernoulli :}$$

$$P + \frac{\rho}{2} V^2 = P_H + \frac{\rho}{2} k^2 \cdot V^2 \cdot \sin^2 \theta_1.$$

Le point B. symétrie par rapport à H suivant l'axe Ox et θ_2 , l'angle entre V et OB.

$$\text{d'où } P_B - P_H = \frac{1}{2} \rho k^2 \cdot V^2 (\sin^2 \theta_1 - \sin^2 \theta_2)$$

$$P_B - P_H = \frac{1}{2} \rho k^2 \cdot V^2 (\cos^2 \theta_2 - \cos^2 \theta_1)$$

on fixe, si $\varphi = 45^\circ \Rightarrow (P_B - P_H)$ est maximum.

$$\text{si } i, j > 0 \Rightarrow P_B - P_H = \frac{\rho}{2} k^2 \cdot V^2 \cos^2 j \cdot \sin 2i$$

Si on a, D et G dans le plan XOY, avec $\varphi = 45^\circ$

$$\Rightarrow P_G - P_D = \frac{\rho}{2} k^2 \cdot V^2 \cos i \cdot \sin 2j$$

Ce calcul est le même en écoulement réel et $R = 2000$ ou 200000 , et on a : $k^2 = 2$, théoriquement $k^2 = 2,25$.

L'expérience montre que V est incliné jusqu'à 40° par rapport à l'axe de la venterie, ce qui dépasse la valeur (i, j) simple.

Ce système est utilisé pour mesurer la vitesse en régime nettement subsonique.

Si la sphère est de diamètre 80 mm, le nombre de Reynolds si dessus nous donne :

$0,4 < V < 40 \text{ m/s}$. Ces appareillages sont utilisés dans le cas de turbulence atmosphérique.

2-7. choix de système nécessaire pour l'installation étudiée

D'après le choix du profil, il est nécessaire de prendre un système de mesure de pression. Pour cela on prend la méthode suivante: on effectue des trous de faible diamètre dans la paroi du profil choisi, ceux-ci donnent lieu à un écoulement avec fluide mort. La surface de discontinuité qui s'établit entre le fluide en mouvement et le fluide mort est trop petite, pour être instable la pression par suite est constante dans les trous, et égale à celle qui est de l'autre côté de la surface de discontinuité; donc sur une paroi courbe avec gradient de pression.

La pression mesurée n'est bien définie que si les trous ont un diamètre de l'ordre de 0,1 mm à 1 mm, et la longueur cylindrique des trous sera de préférence supérieure à $2d$, L'axe des trous ne devra pas s'écarter de plus de 10° de la normale à la paroi.

les trous ne doivent comporter ni bavures, ni saillies. Cette précaution est très importante.

En pratique un orifice, dans les conditions précisées ci dessus est valable en écoulement subsonique et supersonique; Alors pour déterminer la répartition de pression sur notre profil, on doit prendre un ensemble de trous de même propriétés citées déjà. Et toutes les canalisations correspondantes conduisent à une

installation honoreuse, mais usuelle dans les laboratoires et
même en vol.

Chapitre III

PRESENTATION DE L'INSTALLATION

3-1. Définition géométrique d'un profil d'aile.

Un profil d'aile présente une partie arrondie à l'avant et un point B à l'arrière, appelé bord de fuite. Le bord d'attaque A est le point de contact du profil avec le cercle de centre B et de rayon maximum. AB est la plus grande corde du profil ou corde de profondeur, désignée par l . (AMB) est l'extrados et (ANB) l'intrados.

Le milieu du segment $M'N'$ perpendiculaire à AB définit la ligne moyenne ou squelette du profil.

On appelle flèche maximale f , la plus grande ordonnée de la ligne moyenne, comptée perpendiculairement à AB. Sa position est définie par d/e ; f/e est la courbure relative. Le plus grand segment $M'N'$ définit l'épaisseur maximale e du profil sa position est définie en % de plus grande corde du profil. e/l est l'épaisseur relative.

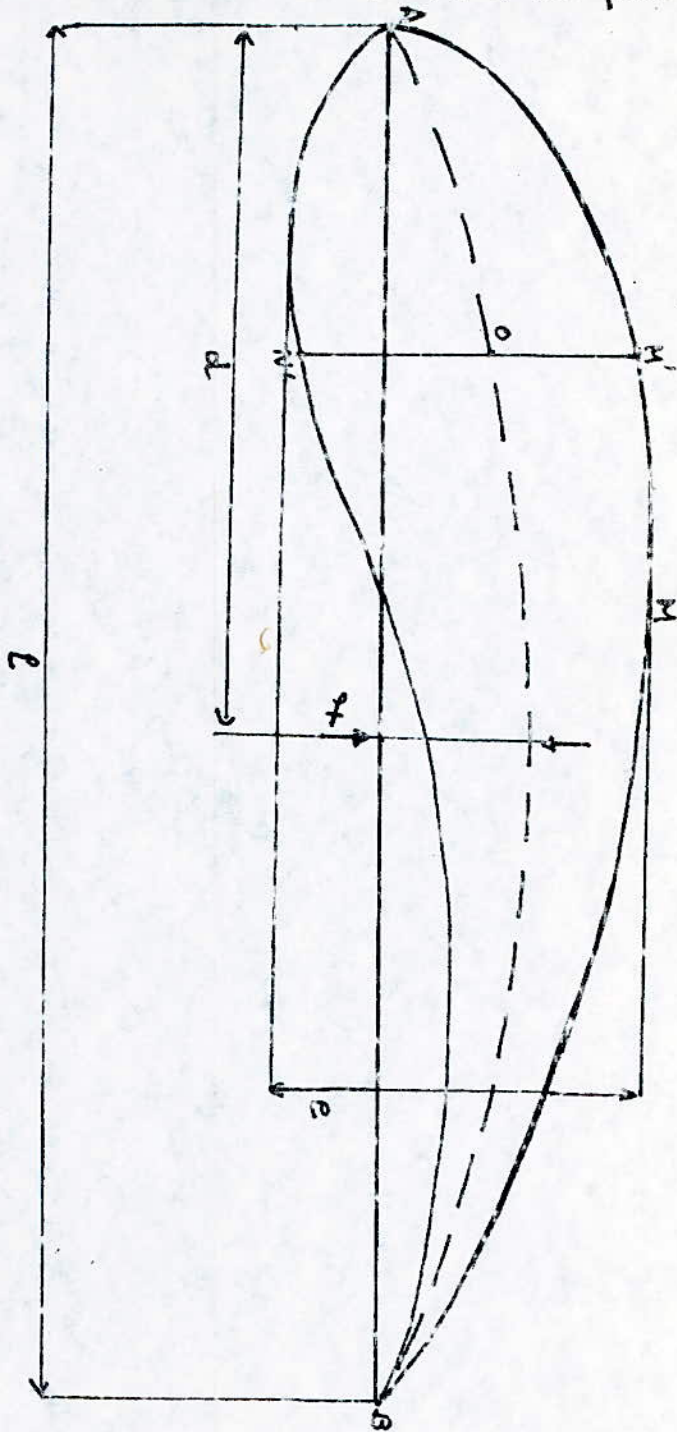
Une caractéristique importante du profil est le rayon de bord d'attaque r , rayon de cercle osculateur au bord d'attaque.

On appelle rayon réduit ρ , le quotient.

$$\rho = \frac{r/e}{(e/l)^2}$$

Signalons également l'influence de l'angle τ des tangentes

à l'intrados et à l'extrados au bord circulaire B.



3-2 caractéristiques usuelles

En aviation, les profils utilisés ont une épaisseur relative, e/c de 6 à 20%. L'épaisseur maximale était située habituellement au voisinage du tiers de la profondeur.

Les profils modernes sont caractérisés par un recul de l'épaisseur maximum à 40 à 50% environ de la profondeur

f/c ne dépasse pas 6 à 8%, d/c peut varier entre 15 à 50%

L'aile de vergure infinie dite encore l'allongement infini s'introduit en aérodynamique théorique

- L'allongement varie entre de grandes limites à 1,27 (ailes rondes), 6 à 10 (ailes usuelles d'avion), 20 (planeur performance)

La forme en plan est quelque fois elliptique ou rectangulaire, le plus souvent trapézoïdale avec extrémités plus ou moins arrondies

La flèche est de l'ordre de 30° à 45° pour les avions soniques elle peut atteindre 60° à 75° sur les engins supersoniques, le dièdre est nul aux limites de 10° maximum.

On distingue plusieurs sortes de profils d'ailes:

- profil symétrique
- profil asymétrique

- profil d'aile cylindrique.
- profil d'aile non cylindrique
- les profils utilisés en écoulement supersoniques sont caractérisés par des formes très effilées avec un bord d'attaque pointu ou du moins à très faible rayon de courbure.

3-3 - Définition du N.A.C.A.

De nombreux profils ont été obtenus par des méthodes empiriques, une expérimentation extrêmement vaste a été entreprise aux Etats Unis sur de profil N.A.C.A depuis 1932, et donnait naissance à d'excellents profils classiques.

N.A.C.A signifie un système de numérotation de profil qui met en évidence les principales grandeurs

- Le premier chiffre, est la courbure relative (f/e) du squelette, en pourcentage de la corde $AB = l$, ou bien le groupe de profil

- le second chiffre est le nombre de dizaine de l'abscisse relative d/e du point de flèche maximale en pourcentage de la corde $AB = l$

- le troisième et le quatrième chiffres désignent l'épaisseur relative e/e en pourcentage de la corde $AB = l$

Exemple N.A.C.A 23018

- la courbure relative est égale à 2% ou bien groupe 2
- l'abscisse relative $d/e = 30\%$

- L'épaisseur relative $e/e = 18\%$

3-4 . choix du profil d'Aile .

Le profil d'aile qui a été choisi pour ce sujet est un profil quelconque assimilable à celui du modèle N.A.C.A 23012

- Le squelette de ce profil est constitué par deux arcs de parabole se raccordant au point de flèche maximum .

- la courbure relative (f/e) du squelette est repérée par le premier chiffre (2)

- le nombre de dizaines de l'abscisse relative (d/e) au point de flèche maximum est repéré par le deuxième chiffre (30)

- L'épaisseur relative (e/e) de la corde est repérée par les deux derniers chiffres (12)

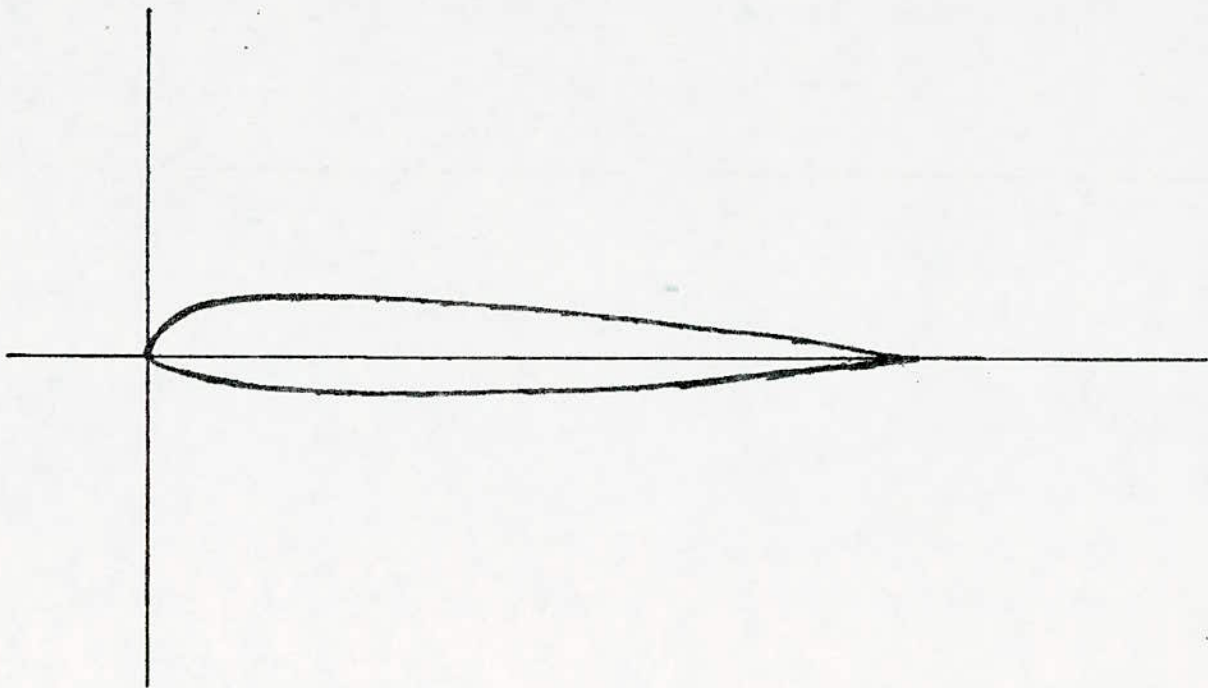
Le tracé de ce profil est donné par une fonction $y = f(x)$.
L'ordonnée y est portée de part et d'autre d'une ligne moyenne linéaire prise pour axe des x

Le schéma et le tableau de valeur ci dessous nous donnent le tracé du profil choisi .

L'Aile étant déterminée et disponible , le travail consiste à réaliser un appareillage de mesure de pression (multimanomètre) afin d'effectuer des mesures de la répartition de la pression sur ce profil .

Tableau de mesure du profil

X (mm)	0	1,25	2,5	5	7,50	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1 (mm)	0	2,67	3,61	4,91	5,8	6,43	7,19	8,5	7,65	7,55	7,14	6,41	5,47	4,36	3,08	1,68	0,92	0
Y_2 (mm)	0	-1,71	-1,71	-2,26	-2,61	-2,92	-3,50	-3,97	-4,28	-4,46	-4,48	-4,17	-3,67	-3,00	-2,16	-1,23	-0,90	0



3.5. qualité souhaitable de l'installation

le projet consiste à réaliser un banc d'essai pour mesurer la pression sur un profil aérodynamique, c'est à dire l'aile quelconque qui a été choisi auparavant

Cette manipulation exige des conditions suivantes :

- la fonction à laquelle est avoué
- les exigences du laboratoire.

étant destiné à des manipulations en travaux pratique, elle doit présenter :

- une robustesse importante
- une bonne stabilité
- une bonne sensibilité
- une bonne maniabilité
- une lecture aisée.

3-6. Réalisation pratique de la manipulation

La réalisation pratique de ce système aérodynamique a été effectuée à l'atelier. Plusieurs contraintes s'imposent par l'indisponibilité du matériel, qui nous a conduit à un choix du montage de qualité inférieure à celui qui aurait été souhaitable.

3.7 : Description du système réalisé

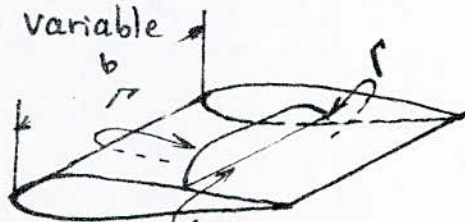
L'aile choisi, a été fabriqué à l'échelle (3). Ce choix a été imposé, et cela en vu des contraintes rencontrés dans le

système à réaliser :

- La soudure des aiguilles hypodermiques dans les trous percés sur la longueur de l'aile fabriquée
- Le fait de monter les tuyaux dans les aiguilles, est une opération très délicate à réaliser, pour cela, on était dans l'obligation d'agrandir l'échelle pour faciliter le montage.
- Afin de faciliter le pliage de la tôle et ainsi lui donner la forme de l'aile choisie ; à l'échelle bien précise citée auparavant.
- Avant de faire plier la tôle, il a fallu préciser un nombre de trous, en se basant sur la méthode déjà choisie pour la mesure de pression. Ensuite, on fait braser les aiguilles hypodermiques dans les trous percés, et on plie légèrement celles-ci, afin de faciliter le pliage de la tôle et garder les aiguilles fixés à leur place.

3.8 Support de L'Aile.

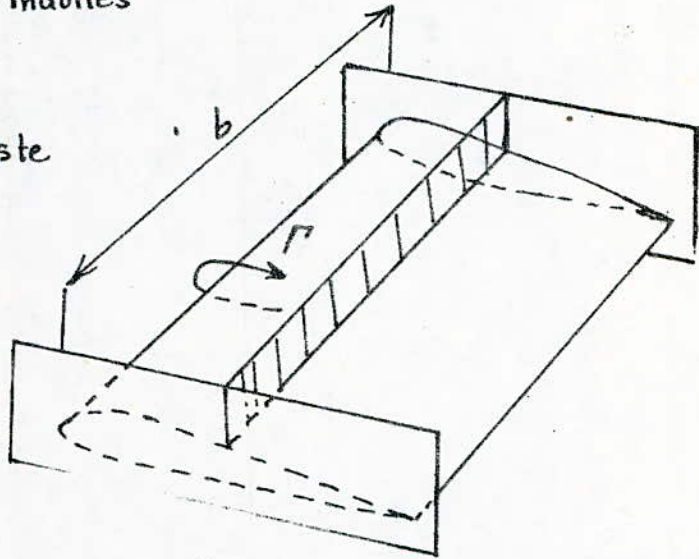
Si on laisse le profil fabriqué sans brises résistance, on aura la circulation $\Gamma = f(b) = \text{variable}$



on était donc obligé de fabriquer pour le système un dispositif (brises résistance) afin d'assurer les conditions demandées pour une circulation $\Gamma = \text{cste}$, qui placera le profil dans une situation similaire

à $b = \infty$ (envergure infinie), où emploi du dispositif 'brises -
résistances' induites

$$\Gamma = f(b) = \text{cste}$$



Profil avec brises résistances induites

Donc l'aile sera fixée dans la soufflerie à l'aide d'un support, celui-ci est formé par :

- les deux brises résistances induites rectangulaires, en acier fixées de deux côtés de l'aile, pour avoir une circulation $\Gamma = f(b) = \text{cste}$ (voir la fig ci-dessus)
- deux petites plaques en acier percées de deux trous chacune (voir fig 3,2)
- deux tiges fixées perpendiculairement dans le corps de la soufflerie à l'aide des vis (M5) et écrous (5), placées dans des petites plaques en acier utilisées comme appui (voir fig 4)
- deux quarts de cercle gradués, soudés aux deux extrémités des tiges décrites ci-dessus (voir fig 4)

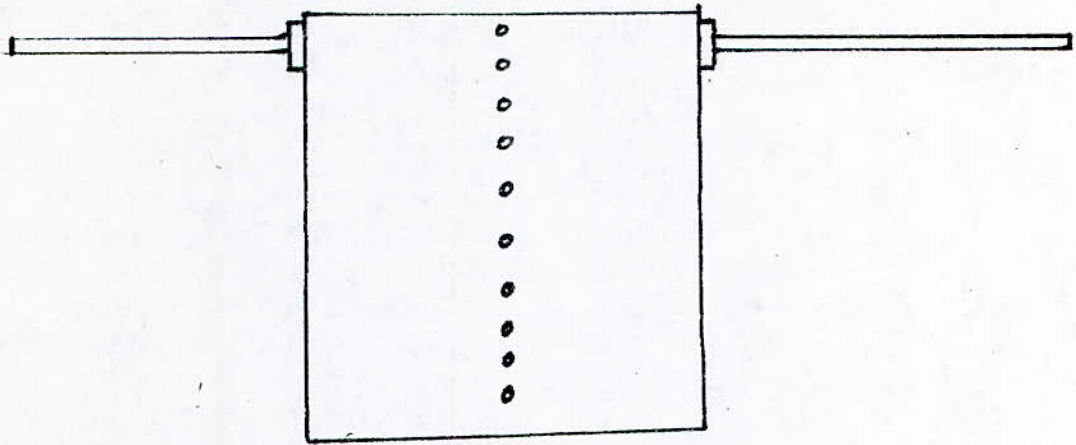


Fig 1

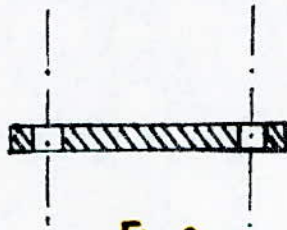
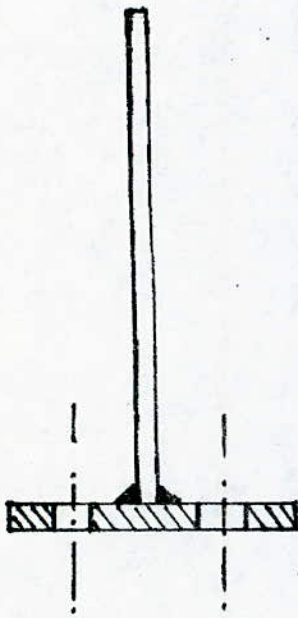


Fig 2

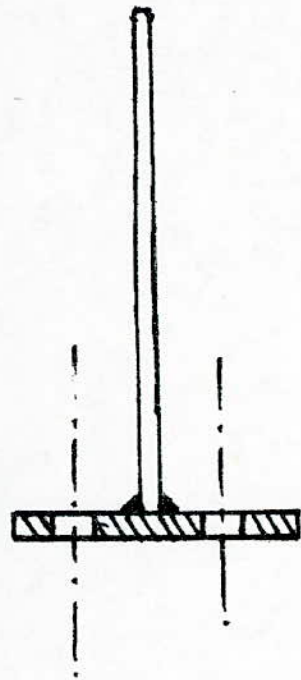


Fig 3

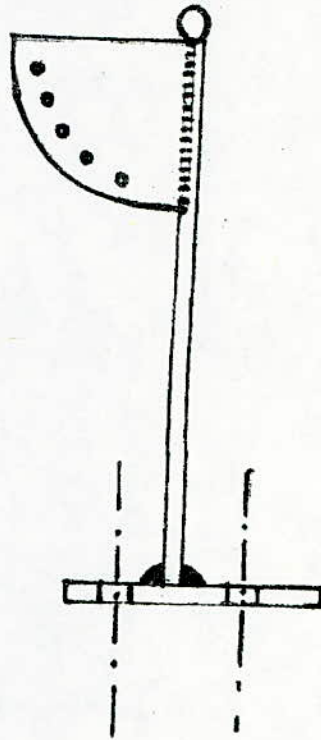
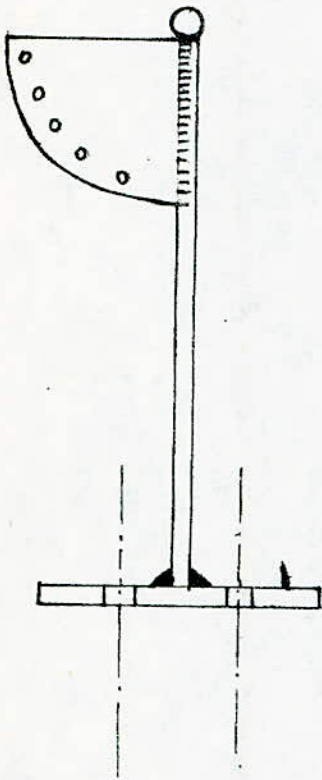
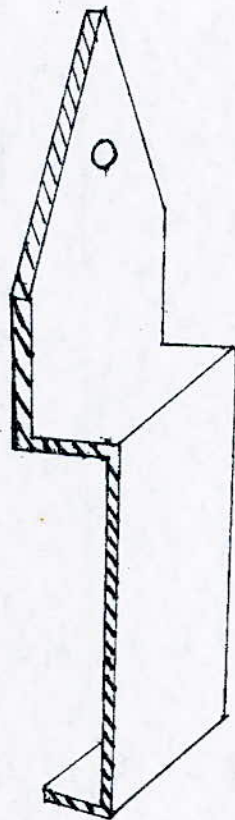


fig 4

Représentation de deux tiges fixées dans la soufflerie pour faire supporter l'aile, à l'aide de deux bracelets qui sont fixés au sommet de chaque tige.

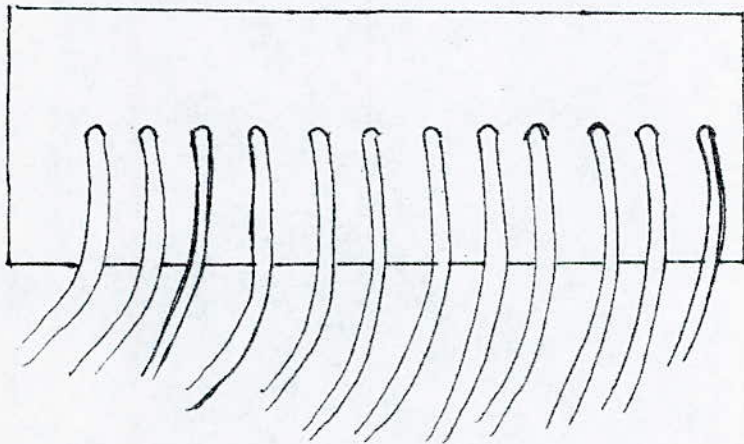
- deux bracelets fixés au sommet de chaque tige, pour maintenir l'aile (voir fig 4)

- une aiguille fixée dans la tige, celle-ci étant montée dans la brise résistance, afin de garder l'angle d'inclinaison du profil



3-9. Accessoires fixés dans l'aile.

L'aile est percée de petits trous, où on doit placer les aiguilles hypodermiques de diamètre (0,9 mm), et on utilise également des tuyaux élastiques de 3 mm de diamètre qui seront montés dans les aiguilles. Ces tuyaux doivent sortir de l'aile et plus précisément des trous percés dans la plaque, déjà mentionnée. Alors on aura le système suivant:



Ces tuyaux sortant de la plaque doivent être branchés directement au système de multimanomètre qui sera décrit ci-dessous.

Le Système en general par perspective

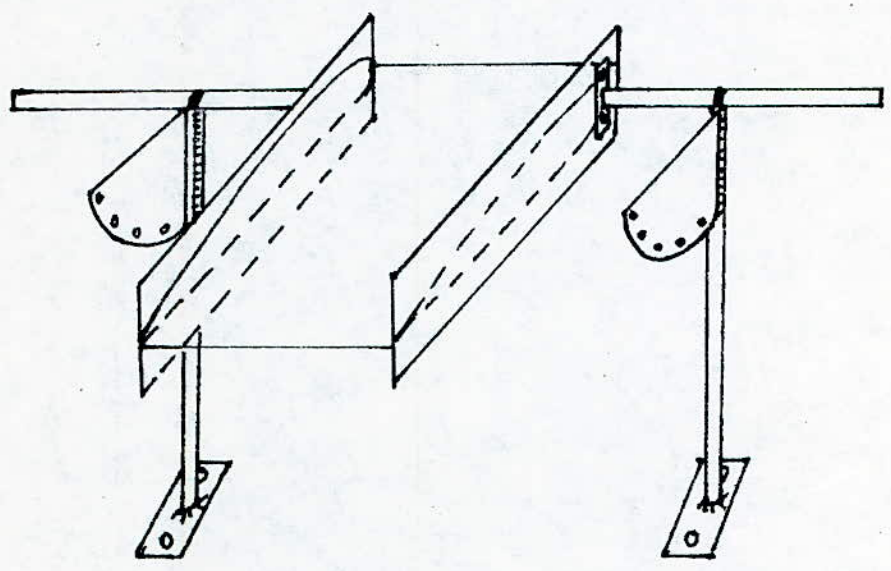


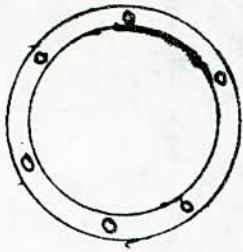
fig : Montage Complet de support de l'aile

3.10 Multimanomètre

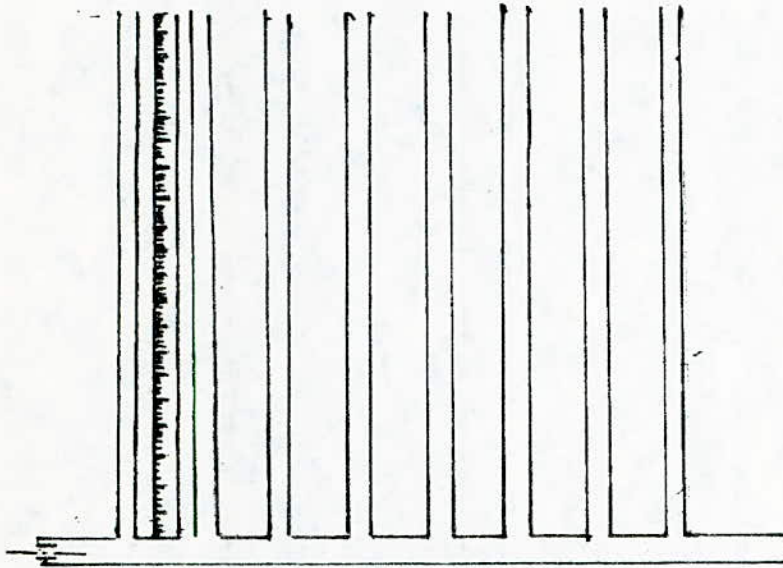
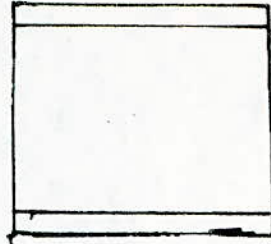
- Définition : c'est un ensemble de manomètre reliés entre eux par un tube, et utilisé pour mesurer la pression en plusieurs points

Pour ce travail, on a besoin d'un système de multimanomètre pour mesurer la pression sur le profil. Ce multimanomètre est formé de :

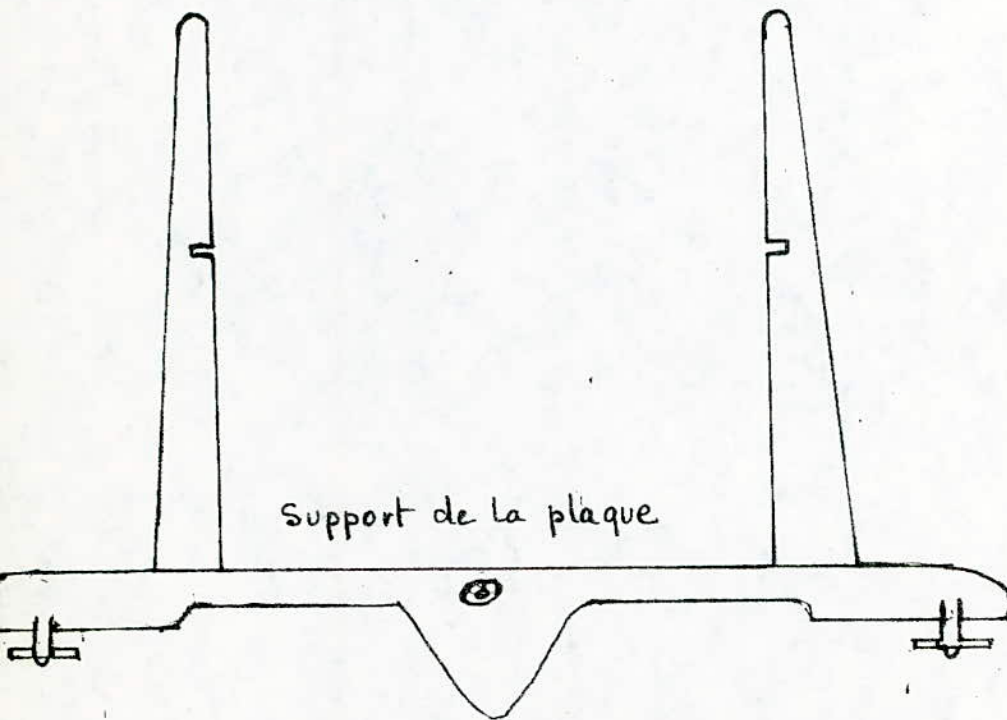
- deux ensembles de tubes constitués chacun par 8 éléments gradués à l'aide des règles fixées à côté de chaque tube.
- deux grands réservoirs circulaires fixés à l'aide de 6 vis, à la plaque qui supporte le système de multimanomètre. Ces réservoirs sont munis de deux robinets, l'un pour le remplissage, et l'autre pour relier les réservoirs aux deux ensembles de multimanomètre
- une grande plaque pour fixer les deux ensembles de tubes et les réservoirs.
- une grande base pour supporter le système et lui permettre de pivoter autour d'un axe relié au milieu du système. Cette base est reliée par une balance et deux grandes disques filtrés pour garder la position horizontale
- deux grandes barres en U fixées à la plaque qui porte l'ensemble de multimanomètre, afin de maintenir l'angle



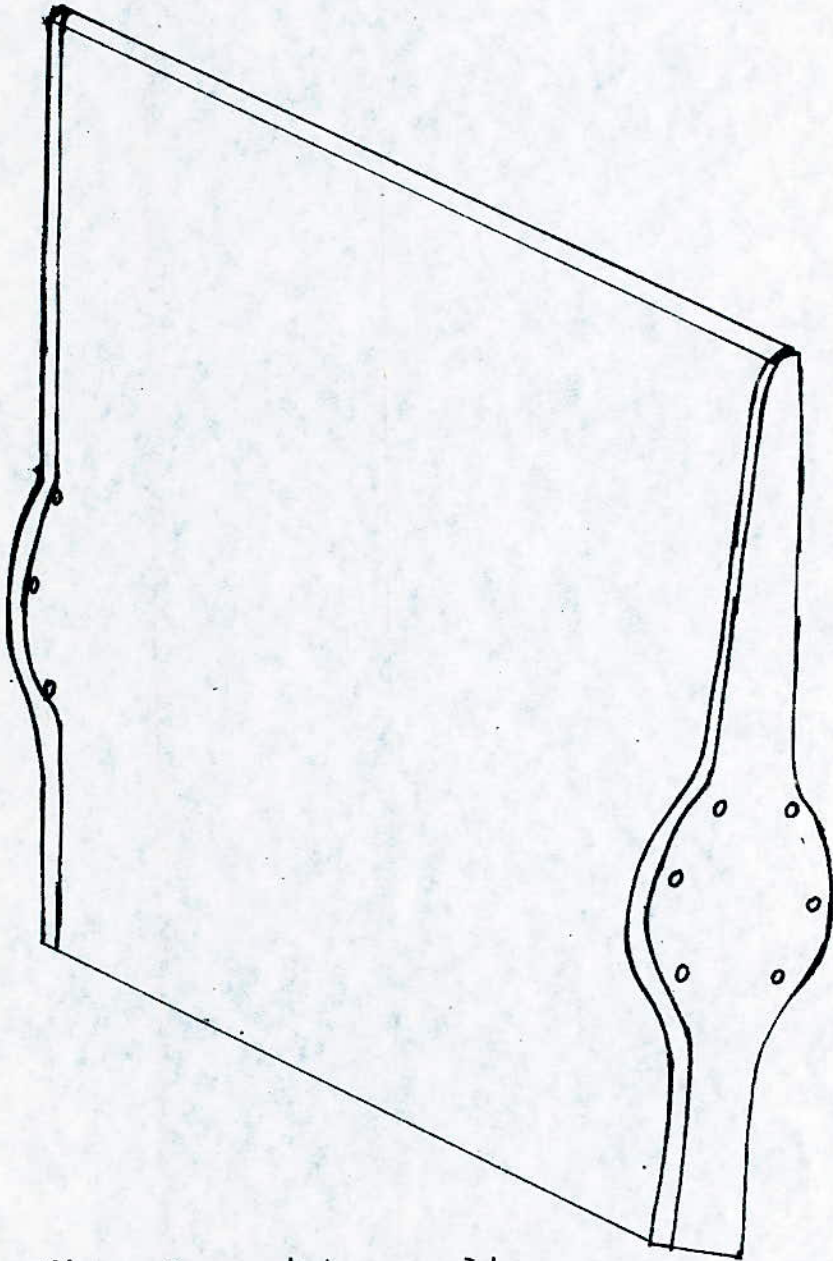
Reservoir



ensemble du manomètre



Support de la plaque



Plaque support du manomètre

d'inclinaison du multimanomètre de deux vis.

3.11 Définition de la soufflerie :

La soufflerie aérodynamique est une installation d'essai utilisée en aérodynamique pour étudier l'action sur un corps fixe ou semi-fixe d'un écoulement d'air en mouvement de vitesse et de caractéristiques connues.

La soufflerie utilisée pour ce travail au laboratoire énergétique est représentée sur le schéma ci-dessous, celle-ci a pour caractéristiques suivantes :

- parties utiles inférieures et supérieures ont une surface rectangulaire $S_i = 0,35 \text{ m}^2$; $S_s = 0,63 \text{ m}^2$
- le nombre de tours par minute : $n = 1146 \text{ tr/mn}$.
- La vitesse moyenne : $V_m = 8,44 \text{ m/s}$
- La température : $T = 322,08^\circ \text{ K}$
- $\rho = 1,104 \text{ kg/m}^3$
- $\mu = 1,94 \cdot 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{s/m}^2$
- $\nu = 1,75 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2\cdot\text{s}^{-1}$
- $R = 3,78 \cdot 10^5$

pour la veine utile inférieure :

$$\text{On a } \Phi = V_{\text{moy},i} \cdot S_i = V_{\text{moy},s} \cdot S_s \Rightarrow V_{i,\text{moy}} = \frac{S_s}{S_i} \cdot V_{s,\text{moy}}$$

d'où, $V_{i,\text{moy}} = \left(\frac{0,63}{0,35} \right) \cdot 8,44$.

$$\Rightarrow V_{i,\text{moy}} = 15,19 \text{ m/s}$$

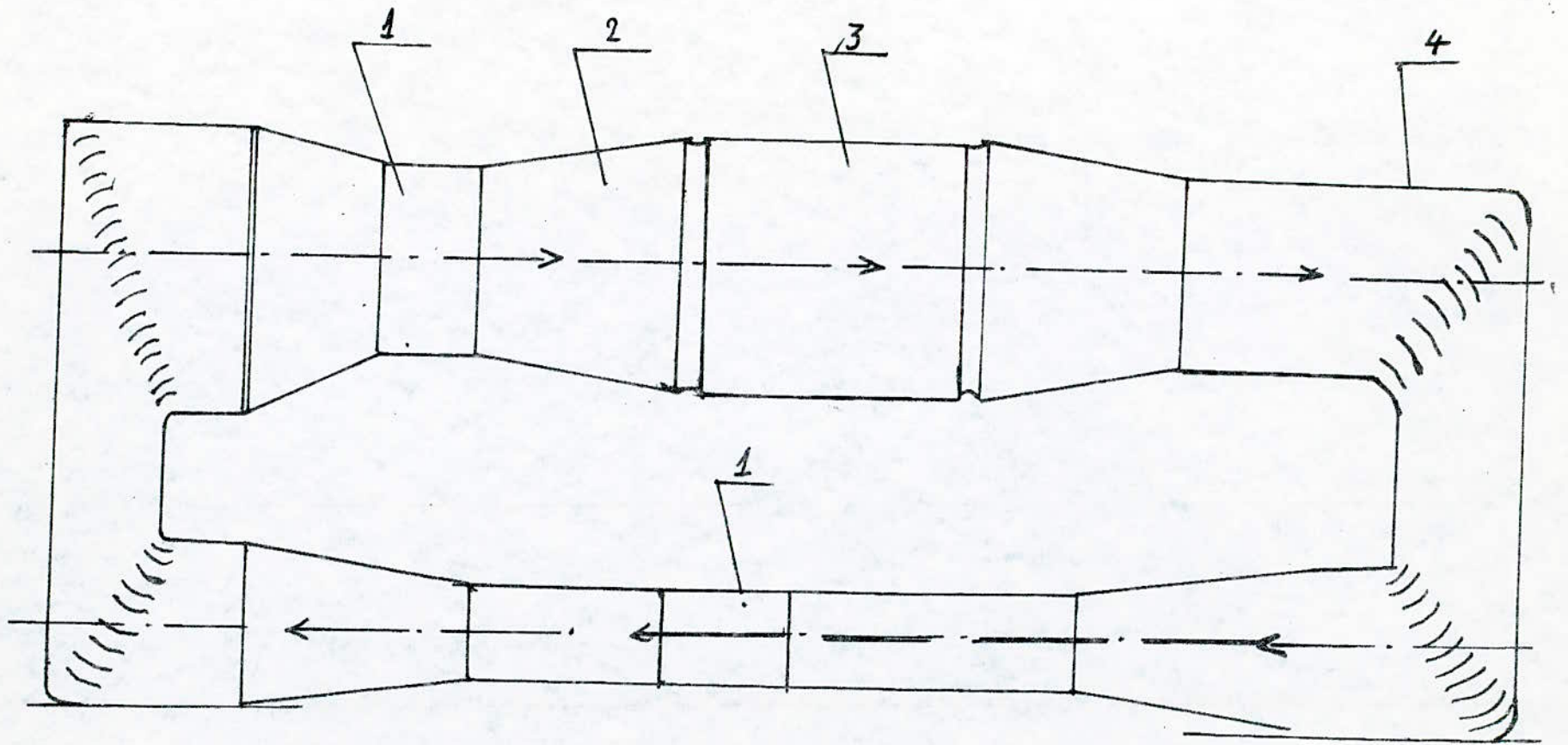


Fig : schéma de la soufflerie du Laboratoire .

1; partie utile supérieure et inférieure de la soufflerie , 2; diffuseur .

3; partie moteur à ventilateur ; 4 ; coude à cubage .

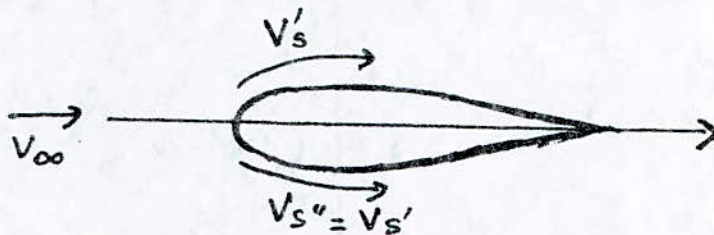
chapitre IV

MESURES EXPERIMENTALES DE L'INSTALLATION

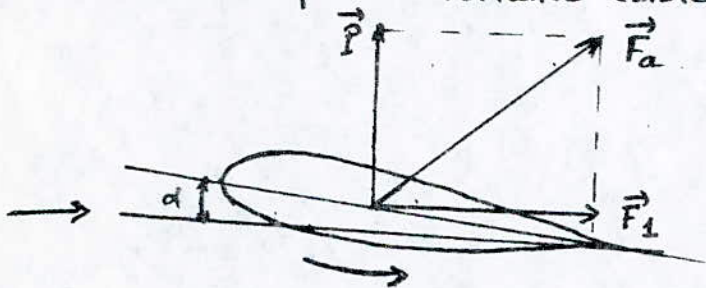
4-1: profil Aerodynamique .

il existe plusieurs sortes de profil aerodynamique :

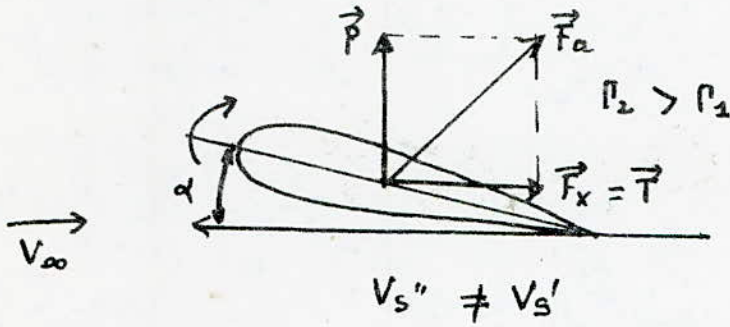
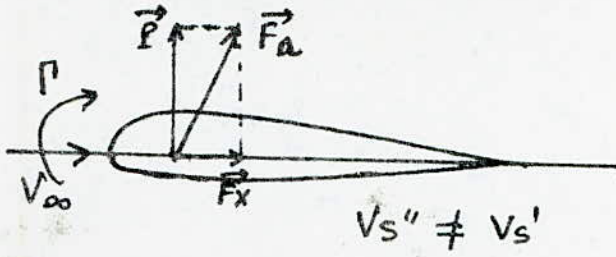
- Les profils symetriques qui sont attaqués dans le prolongement de leurs axes de Symetrie. $\Rightarrow \Gamma = 0$, c'est à dire que la circulation est égale à zéro, donc la portance n'existe pas.



- un profil symétrique attaqué asymétriquement \Rightarrow La circulation $\Gamma \neq 0$, donc, il y a différentes vitesses sur le profil. On constate donc que la Portance existe.



- un profil asymétrique attaqué de façon que l'angle d'incidence soit égal à zéro, c'est à dire que l'angle $\alpha = 0$, et la portance existe.

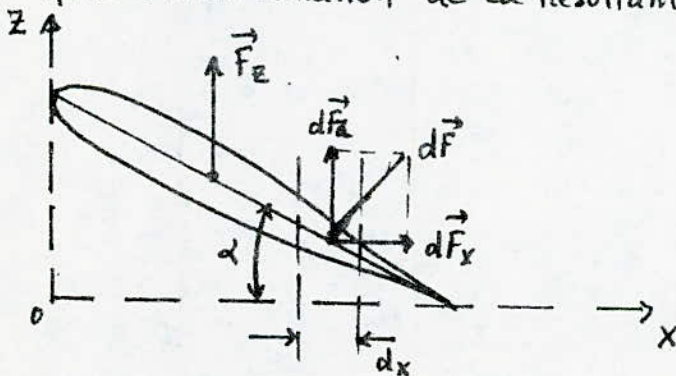


La force de traînée F_x est indépendante de P , F_a est la force aérodynamique ; la Portance P est perpendiculaire à V_∞ .

Ce profil est utilisé pour augmenter la Portance (P) et renforcer P , en augmentant l'angle d'incidence α .

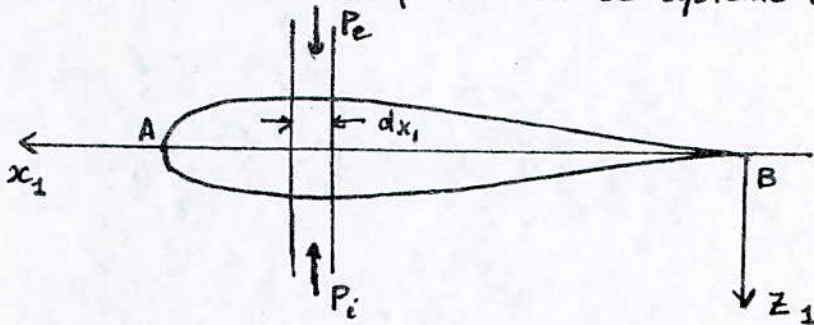
La Portance (P) est une force ascensionnelle, due à l'asymétrie $P \neq 0$

4-2 : Détermination de la Résultante de Forme.



A l'aide d'un orifice percé dans la paroi de l'aile. On détermine la répartition de pression dans une section droite pour un indice donné.

Les coordonnées de prise de pression sont définies par rapport au système d'axe Bx, z fixé par rapport au profil. On calcule la projection de la résultante de forme sur ce système d'axe.



Les composantes de \vec{R}_n sont : $\vec{R}_{z_1, n}$ et $\vec{R}_{x_1, n}$.

$(-R_{z_1, n})$ est la force normale de forme.

$(-R_{x_1, n})$ est la force tangentielle de forme.

Les deux coefficients correspondants sans dimension sont :

$$C_{z_1, n} = \frac{-R_{z_1, n}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot C_0^2 \cdot S} \quad \text{et} \quad C_{x_1, n} = \frac{-R_{x_1, n}}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot C_0^2 \cdot S}$$

On prend une tranche d'envergure unité et de largeur dx_1 . La force normale élémentaire est $dR_{z_1, n} = -P_i dx_1 + P_e dx_1$.

On peut donc écrire :

$$dR_{z_1, n} = -(P_i - P_0) dx_1 + (P_e - P_0) dx_1$$

pour l'ensemble de profil, on a :

$$R_{z_{in}} = - \int_{\widehat{B \rightarrow A}} (P_i - P_o) dx_1 + \int_{\widehat{B \rightarrow A}} (P_e - P_o) dx_1$$

d'après le signe (-)

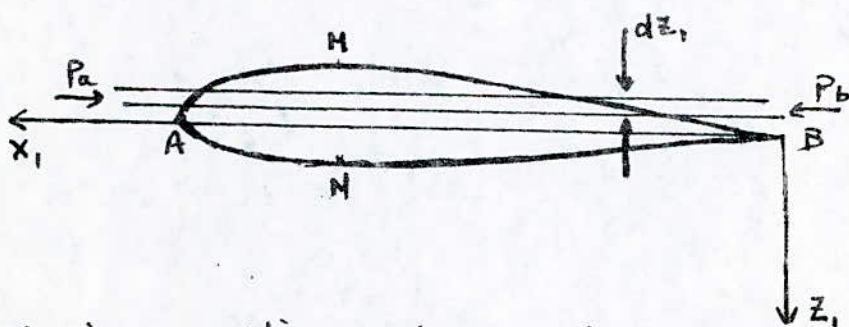
$$R_{z_{in}} = \int_{\widehat{A \rightarrow B}} (P_i - P_o) dx_1 + \int_{\widehat{B \rightarrow A}} (P_e - P_o) dx_1$$

$$R_{z_{in}} = \oint_C (P - P_o) dx_1$$

$$\text{d'où : } C_{z_{in}} = \frac{-R_{z_{in}}}{\frac{1}{2} \rho_o \cdot C_o^2 \cdot S} = - \oint_C (P - P_o) \cdot \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_o \cdot C_o^2 \cdot S} dx_1$$

$$C_{z_{in}} = \oint_C \frac{(P - P_o)}{\frac{1}{2} \rho_o \cdot C_o^2} \cdot \frac{dx_1}{L} = - \oint k_p \cdot d\left(\frac{x_1}{L}\right)$$

$$\text{avec } k_p = \frac{P - P_o}{\frac{1}{2} \rho_o \cdot C_o^2}$$

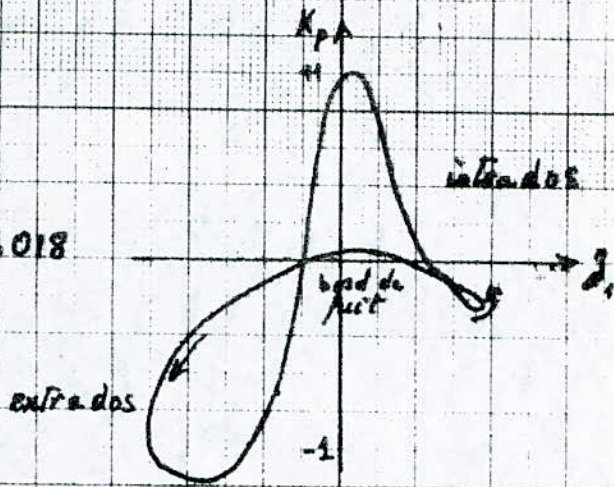


même si on considère une largeur dz_1 , on a :

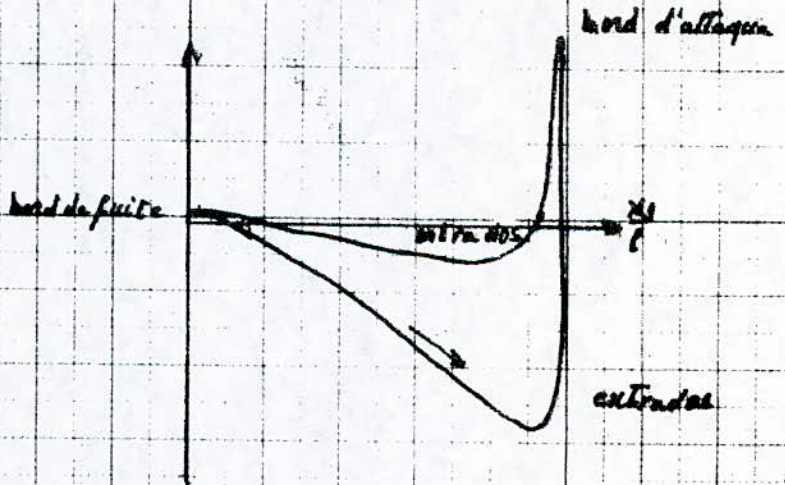
$$dR_{x_{in}} = - (P_a - P_o) dz_1 + (P_b - P_o) dz_1$$

$$R_{x_{in}} = - \int_{\widehat{M \rightarrow A \rightarrow N}} (P_a - P_o) dz_1 + \int_{\widehat{M \rightarrow B \rightarrow N}} (P_b - P_o) dz_1$$

N.A.C.A 23018



N.A.C.A 23018



$$R_{x_{in}} = - \oint_C (P - P_0) dz_1 \quad \text{et} \quad C_{x_{in}} = - \frac{R_{x_{in}}}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot S \cdot C_0^2}$$

$$C_{x_{in}} = \oint_C k_p \cdot d\left(\frac{z_1}{L}\right) \quad \text{avec} \quad k_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot C_0^2}$$

Pour déterminer ces coefficients, il faut donc tracer les courbes de k_p en fonction de $\frac{x_1}{L}$ et de $\frac{z_1}{L}$, soit A_x et A_z les aires algébriques limitées par ces courbes orientées d'après le sens de parcours sur le profil. On tire alors :

$$C_{z_{in}} = A_x \quad \text{et} \quad C_{x_{in}} = -A_z.$$

On trace les graphes expérimentaux de ces courbes pour un profil (N.A.GA 23018) tel que l'épaisseur relative est égale à 18%, une incidence ($\hat{i} = 5^\circ$) et un nombre de Reynolds de 140000, on a $\frac{e}{L} = 18\%$ (groupe 2). Le X_f/t , est la flèche maximum égale à 3%, et d'après le graphe, on constate que :

$$A_x = +0,469$$

$$A_z = 0,012$$

$$\Rightarrow C_{z_{in}} = 0,459 \quad \text{et} \quad C_{x_{in}} = 0,012$$

C_{r_n} est le coefficient résultant de forme qui a pour composantes : $C_{x_{in}}$ et $C_{z_{in}}$

$$C_{r_n} = \sqrt{C_{z_{in}}^2 + C_{x_{in}}^2} = \sqrt{(0,459)^2 + (0,012)^2}$$

$$\Rightarrow C_{r_n} = 0,459$$

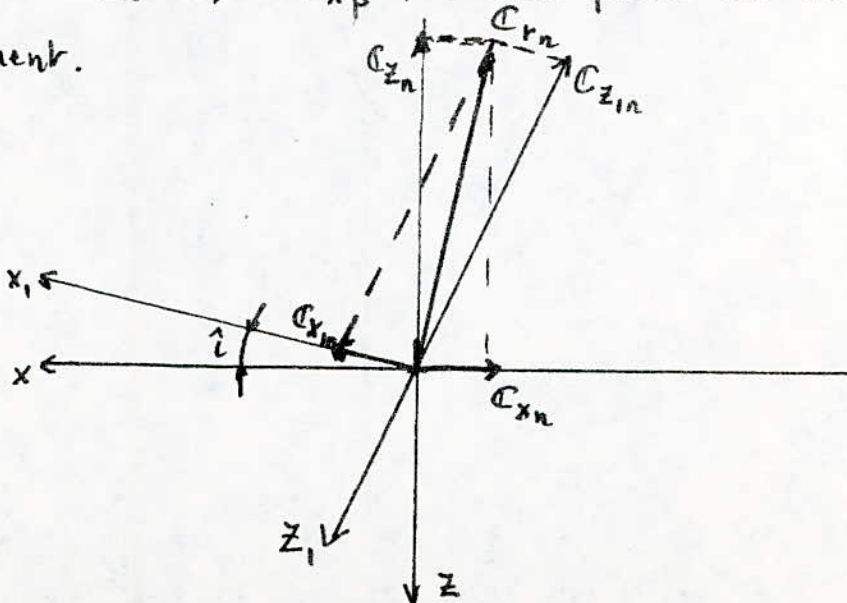
Les coefficients de sustentation de forme et de traînée de forme s'obtiennent par changement d'axe :

$$C_{z_n} = C_{x_{1n}} \cdot \sin i + C_{z_{1n}} \cdot \cos i$$

$$C_{x_n} = -C_{x_{1n}} \cdot \cos i + C_{z_{1n}} \cdot \sin i$$

Théoriquement, on peut obtenir directement C_{z_n} et C_{x_n} en projetant les forces de pression élémentaires sur les axes XBZ . Cependant comme les coordonnées des orifices de pression sont connues par rapport au profil, c'est à dire par rapport aux axes XBZ_1 , on emploie la méthode indiquée.

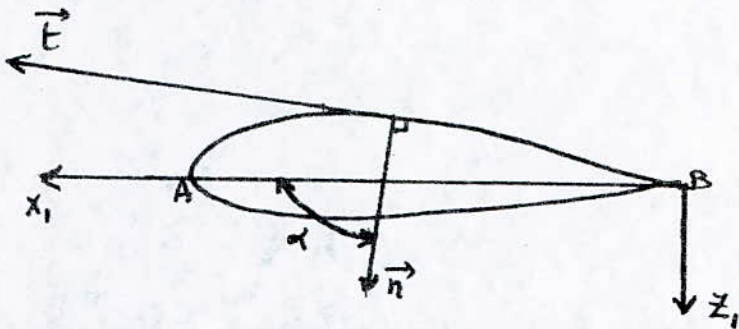
On constate expérimentalement que C_{z_n} est peu différent de C_z globale mesuré à la balance. Par contre C_{x_n}/C_{x_p} dépend de l'épaisseur relative du profil et de la position du point de transition. Sur une aile d'épaisseur relative 20% et dont le point de transition est à 40% de la profondeur, on a environ $C_{x_n} = 0,2 \cdot C_{x_p}$. L'autre partie est la traînée de frottement.



Autre methode de calcul pour $C_{x_{in}}$ et $C_{z_{in}}$. On a:

$$\vec{R}_n = \oint_C (P - P_0) \vec{n} \, ds$$

\vec{n} : etant le vecteur unitaire de la normale interieure au profil



Soit α l'angle que fait \vec{n} avec Bx_1 ,

les cosinus directeurs de \vec{n} sont : $\cos \alpha$ et $\sin \alpha$

Prenons comme vecteur unitaire de la tangente au profil, le vecteur \vec{E} dirigé dans le sens positif, ses cosinus directeurs sont:

$\sin \alpha$ et $-\cos \alpha$

Les projections de ds sont alors

$$dx_1 = ds \cdot \sin \alpha \quad ; \quad dz_1 = -ds \cdot \cos \alpha$$

$$\text{d'où: } R_{x_{in}} = \oint_{(C)} (P - P_0) \cdot \cos \alpha \cdot ds = - \oint_{(C)} (P - P_0) dz_1$$

$$C_{x_{in}} = \oint_{(C)} k_p \cdot d\left(\frac{z_1}{L}\right)$$

$$R_{z_{in}} = \oint_{(C)} (P - P_0) \sin \alpha \cdot ds = \oint (P - P_0) dx_1$$

$$C_{z_{1n}} = \oint_c k_p \cdot d\left(\frac{x_1}{L}\right)$$

Alors, même raisonnement pour déterminer ces coefficients il faut donc tracer les courbes de k_p en fonction de x_1/L et de z_1/L

4-3: Méthode du fonctionnement expérimentale de l'installation

- On fait monter le système (profil et ses accessoires) ainsi que deux tuyaux reliés au multi manomètre, et montés perpendiculairement aux lignes de courant, et cela dans le but de mesurer la pression statique à l'intérieur de la soufflerie.
- Le multi manométrie est rempli d'un liquide coloré afin de faciliter la lecture avec une bonne précision.
- On met la soufflerie en marche et on attend jusqu'à ce que la vitesse de l'écoulement à l'intérieur de cette soufflerie soit maximale.
- On vérifie, ensuite cette vitesse par la mesure de la pression dynamique à l'aide d'un tube Pitot monté à l'intérieur de la soufflerie

On trouve que ΔH dynamique est :

$$\Delta H_{dy} = 15,2 \text{ mm} \cdot c \cdot d'_{\text{eau}}$$

$$d'où : P_{(N/m)} = \Delta H \cdot \rho \cdot g = 15,2 \cdot 10^{-3} \cdot 9,81 \cdot 10^3$$

$$P_{dy} \approx 149,112 \text{ N/m}^2$$

d'où on peut calculer la vitesse d'écoulement:

$$P_{dy} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\infty}^2 \Rightarrow V_{\infty} = \sqrt{\frac{2 P_{dy}}{\rho}}$$

ρ , étant la masse volumique de l'air. On peut donc la calculer par:

$$\rho_{\text{air}} = 1,29 \cdot \frac{T_0}{T_1} \cdot \frac{P_1}{P_0}$$

avec $T_0 = 273^\circ \text{K}$

$$T_1 = 45^\circ \text{C} \Rightarrow T_1 = 273 + 45 = 318^\circ \text{K}$$

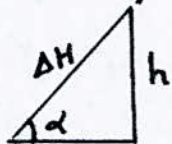
$$P_0 = 760 \text{ mm Hg}$$

$$P_1 = 757,4 \text{ mm Hg} : \text{pression mesurée au laboratoire.}$$

$$\Rightarrow \rho_{\text{air}} = 1,29 \cdot \frac{273}{318} = \frac{757,4}{760} = 1,10 \text{ kg/m}^3$$

$$\text{d'où } V_{\infty} = \sqrt{\frac{2 \cdot 149,112}{1,10}} = 16,46 \text{ m/s.}$$

et comme on a incliné le multi-manomètre d'un angle de 55° pour faciliter la lecture, donc on était obligé de chercher h , tel que $h = \Delta H \cdot \sin \alpha$. (avec $\alpha = 55^\circ$)
(h est donné en mm. c. d'eau)



Après avoir calculer h , on tire alors $(P_M - P_0) = P$

$$\begin{aligned} \text{d'où: } P = (P_M - P_0) &= \rho \cdot g \cdot h \\ &= 10^3 \cdot 9,81 \cdot h \cdot 10^{-3} \text{ N/m}^2 \end{aligned}$$

$P = (P_M - P_0)$ n'est autre que le numérateur de la fraction k_p

$$\text{tel que } k_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_{\infty}^2} = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_{\infty}^2}$$

On retrouve $P = (P_M - P_0)$ dans les tableaux ci dessous.

$(P - P_0)$, ρ , V_{∞} , étant connus, on peut facilement tirer la valeur de k_p . On pourra de même calculer k_p pour des différents angles d'incidence: $i = 0^\circ$; $i = 5^\circ$, $i = 15^\circ$

les tableaux ci dessous contiennent les valeurs trouvées pour les trois angles déjà cités.

D'après la méthode de calcul choisie, on trace les courbes de k_p en fonction de x et de z

La surface de ces diagrammes permet de calculer les coefficients de traîné et de la Portance: C_x , et C_z , tels que:

$$C_x = -\frac{A_z}{L} \quad \text{et} \quad C_z = \frac{A_x}{L}$$

L , étant la longueur d'aile utilisée dans cette installation

EXTRADOS

ΔH (mm. c. d'eau)	h (mm. c. d'eau)	P (N/m ²)	K_p
8	6,55	+64,26	0,431
-10	-8,191	-80,35	-0,538
-9	-7,379	-72,32	-0,485
-12	-9,820	-96,45	-0,646
-11	-9,019	-88,39	-0,592
-12	-9,829	-96,43	-0,646
-11	-9,01	-88,39	-0,592
-14	-11,46	-112,50	-0,754
-3	-2,458	-24,103	-0,161
-15	-12,288	-120,53	-0,808
-14	-11,468	-112,50	-0,754
-5	-4,095	-40,17	-0,269
-13	-10,649	-104,46	-0,700
-9	-7,372	-72,319	-0,484
-6	-4,91	-48,206	-0,323
-8	-6,55	-64,28	-0,431
-9	-7,37	-72,319	-0,484
-12	-9,82	-96,42	-0,646
-12	-9,82	-96,42	-0,646
-13	-10,64	-104,45	-0,700
-5	-4,09	-40,179	-0,269
-4	-3,27	-32,07	-0,215
+2	+1,63	+16,068	+0,107

$P_{st} = 118 \text{ N/m}^2$

$\hat{i} = 5^\circ$

$P_{dy} = 15,2 \cdot 9,81 = 149,11 \text{ N/m}^2$

$\hat{\alpha} = 55^\circ$

$h = \Delta H \cdot \sin \alpha$

P du tableau est: $P_M - P_0$

INTRADOS

4.4: Calcul des coefficients C_z et C_x

- pour $\hat{i} = 0^\circ$

On calcule d'après les diagrammes, les surfaces A_x et A_z

Soit $L = 300 \text{ mm}$.

$$\text{d'où : } C_{z_1} = \frac{A_x}{L} \quad ; \quad C_{x_1} = - \frac{A_z}{L}$$

D'après les diagrammes on trouve

$$A_x = 262,7 \text{ mm} \quad \text{et} \quad A_z = -61,2.$$

$$C_{z_1} = \frac{262,7}{300} = 0,875 \quad ; \quad C_{x_1} = 0,204$$

D'après les expressions des coefficients C_z et C_x déjà cités auparavant, on aura:

$$\begin{aligned} C_z &= C_{x_1} \cdot \sin \hat{i} + C_{z_1} \cdot \cos \hat{i} \\ &= 0,875 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_x &= - C_{x_1} \cdot \cos \hat{i} + C_{z_1} \cdot \sin \hat{i} \\ &= -0,204 \end{aligned}$$

- pour $\hat{i} = 5^\circ$

$$\Rightarrow A_x = 160,6 \quad \text{et} \quad A_z = +219,9$$

$$\text{d'où : } \begin{cases} C_{z_1} = 0,535 \\ C_{x_1} = -0,732 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} C_z = 0,469 \\ C_x = 0,7758 \end{cases}$$

- pour $\hat{i} = 15^\circ$

$$\Rightarrow A_x = 28,1 \quad \text{et} \quad A_z = 200,8$$

d'ou

$$\begin{cases} C_z = 0,093 \\ C_x = 0,669 \end{cases}$$

\Rightarrow

$$\begin{cases} C_z = 0,263 \\ C_x = 0,671 \end{cases}$$

CONCLUSION

D'après le but didactif de ce projet, on est arrivé à réaliser un banc d'essai capable de mettre en évidence une méthode facile, afin de mesurer la distribution de la pression autour d'un profil aérodynamique quelconque.

D'après cette méthode, on peut également obtenir les valeurs des coefficients de Portance et de Traînée réels, provoqués par le régime d'écoulement subsonique uniforme autour de ce profil. On a pu de même étudier la distribution de pression autour des profil quelconque réalisé d'après le modèle N.A.C.A, trous de plusieurs trous, c'est à dire sur l'intrados et l'extrados, afin de mettre en évidence la distribution de pression sur toute la longueur, grâce aux accessoires montés à l'intérieur du profil réalisé, (c'est à dire les aiguilles hypodermiques et les tuyaux)

On fait monter cette installation à l'intérieur d'un tunnel aérodynamique existant au Laboratoire énergétique, à l'aide d'un multimanomètre à bras-incliné. On a réussi à enregistrer des mesures de pression pour tous les points choisis sur le profil. On a fait l'expérience, à l'aide de cette installation pour

divers angles d'incidences

Le régime d'écoulement autour du profil est subsonique et uniforme et cela grâce aux deux brises de résistance fixés des deux côtés de l'aile.

On a bien fixé l'aile pour éviter les vibrations de celle-ci et lui garder bien la position d'inclinaison

Après avoir réalisé ce système et faire les essais expérimentaux, on a réussi à mesurer la distribution de K_p , ainsi que C_x et C_z réels pour trois angles d'incidences.

Toutes les mesures ont été prises pour le Reynolds :

$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot L}{\nu}$$

avec $V_{\infty} = 16,4$

$$L = 0,3 \text{ m}$$

$$\nu = 1,75 \cdot 10^{-5}$$

$$\text{d'où : } Re = \frac{16,4 \cdot 0,3}{1,75 \cdot 10^{-5}} = 2,8 \cdot 10^5$$

La répartition des essais dans cette installation conduit à une bonne reproduction des résultats obtenus.

BIBLIOGRAPHIE

- Aerodynamique Experimentale

Edition Beranger 1962

Rebuffet.

- Mecanique des Fluides Appliqués

Tome (2) . R OUZIAUX et J PERRIER

chapitre I : GENERALITÉS SUR L'AERODYNAMIQUE .	page
I-1 : But de L'Aerodynamique	-1-
I-2 : Coefficient de pression .	-2-
I-3 : Corps geometriques simples	-3-
I-4 : Corps fuseles	-10-
I-5 : Repartition de pression à la paroi d'une aile	-11-
I-6 : Analyse de L'écoulement autour d'un profil	-14-
I-7 : But du projet	-15-
chapitre II : Appareillage de Mesure et d'observation des etoulements	
II-1 : Mesure de pression	-16-
II-2 : Manometre à liquide	-16-
II-3 : Mesure de la pression statique à la paroi d'un corps	-18-
II-4 : Sonde de pression dynamique	-19-
II-5 : Indication du Pitot	-20-
II-6 : Antenne Anemoelinometre I-M.F.L	-23-
II-7 : choix de Systeme necessaire pour L'installation etudiee	-25-

chapitre III	: PRESENTATION DE L'INSTALLATION.	page
III-1	: Definition du profil d'aile	- 27 -
III-2	: Caracteristiques usuelles	- 29 -
III-3	: Definition de N.A.CA	- 30 -
III-4	: choix du profil d'aile	- 31 -
III-5	: qualite' souhaitable de l'installation	- 33 -
III-6	: Realisation pratique de la manipulation	- 33 -
III-7	: Description du systeme realise'	- 33 -
III-8	: support d'aile	- 34 -
III-9	: Accessoires fixes dans l'aile	- 39 -
III-10	: Multimanometre	- 41 -
III-11	: Definition de la Soufflerie	- 42 -

chapitre IV : MESURES EXPERIMENTALES DE
L'INSTALLATION

IV-1	: Profil Aerodynamique	- 46 -
IV-2	: Determination de la Resultante de forme	- 47 -
IV-3	: Methode de fonctionnement experimentale de l'installation.	- 54 -
IV-4	: Calcul de C_z et C_x	- 67 -

chapitre V : CONCLUSION

مدرسة الهندسة
 POLYTECHNIQUE
 BIBLIOTHEQUE

مدرسة الهندسة
 POLYTECHNIQUE
 BIBLIOTHEQUE



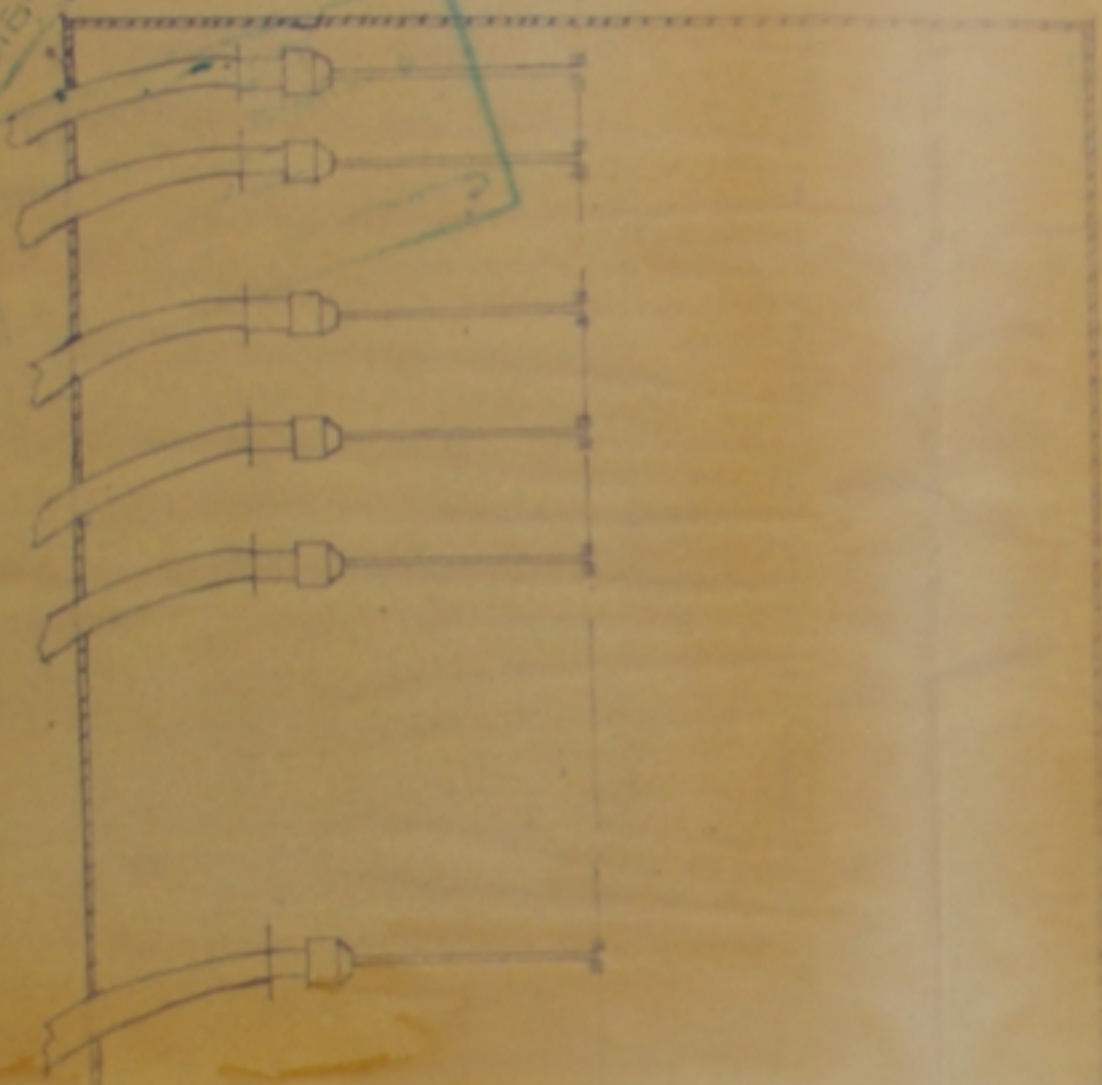
مدرسة الهندسة
 POLYTECHNIQUE
 BIBLIOTHEQUE

MO8885
 -A-

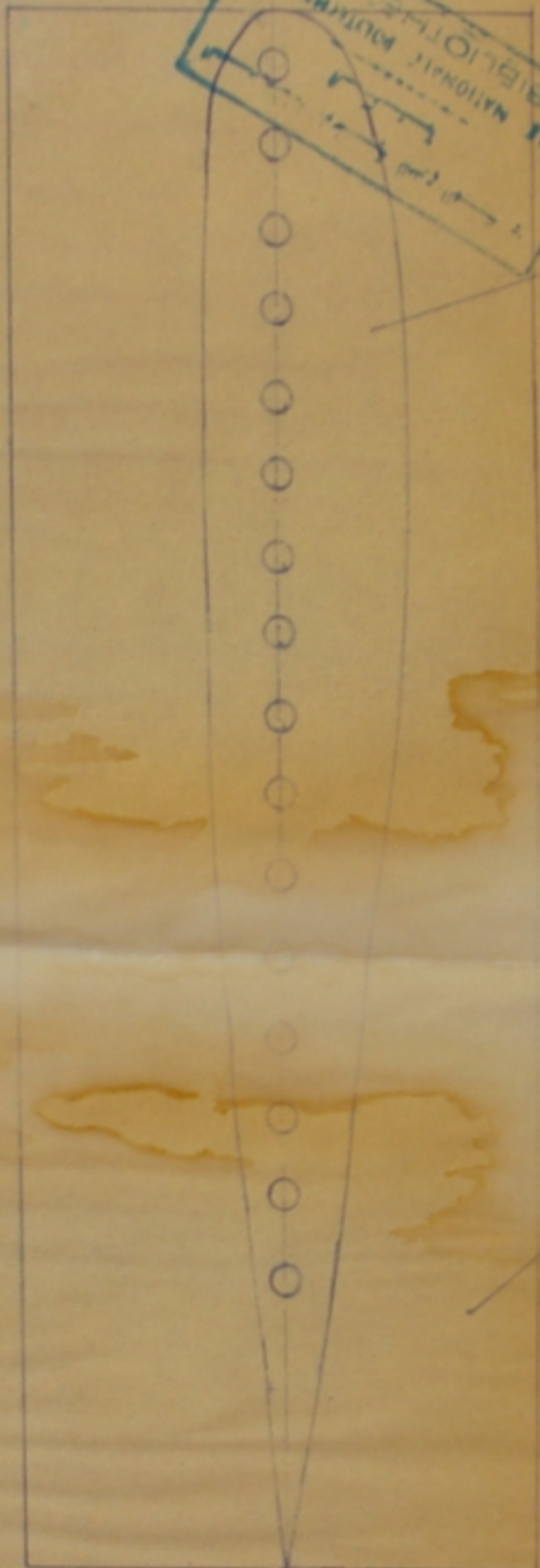
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
 VUE EN PERSPECTIVE
 D'UN SYSTEME

From Jan 25

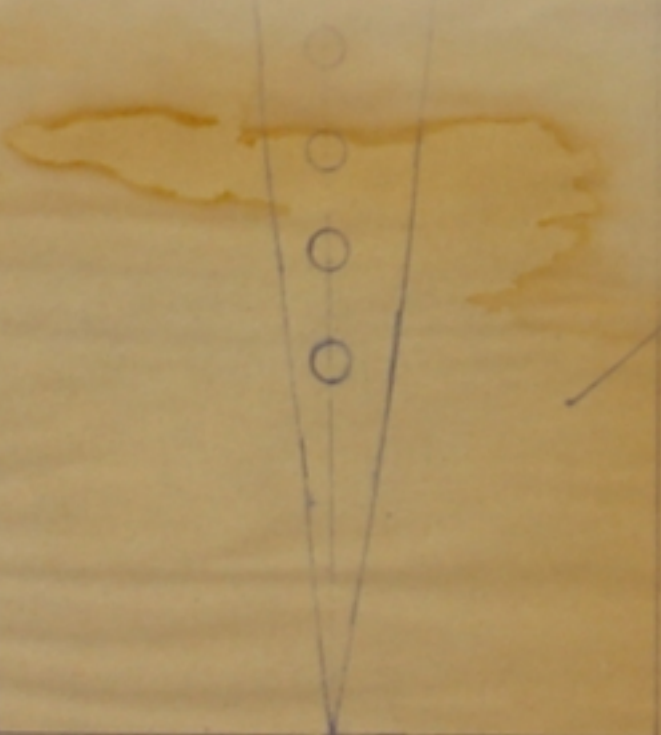
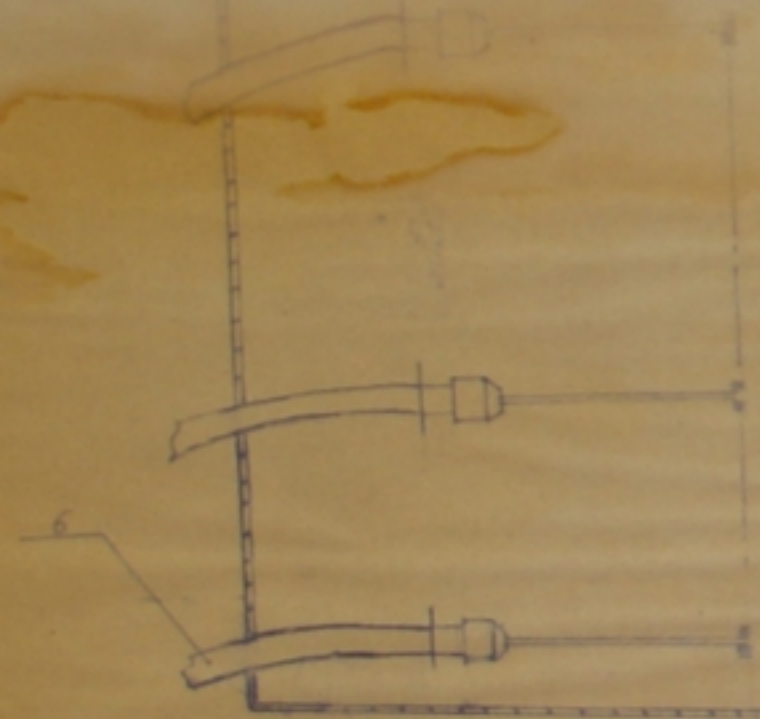
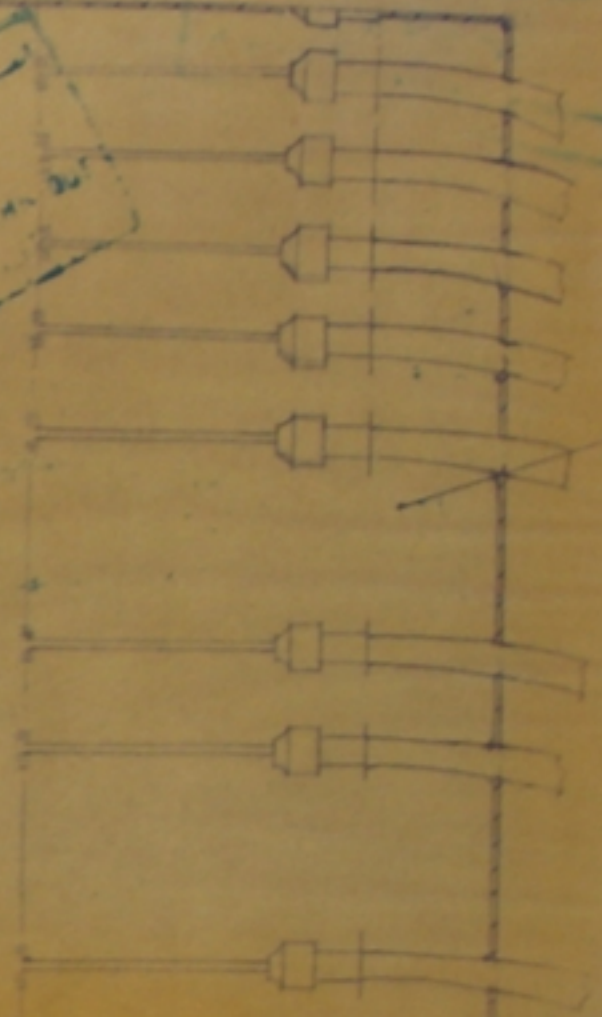
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE



ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE



ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE



ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

PM 2885

- 2 -

6	Tuyaux	23	
5	INTRADOS	1	Acier doux
4	base de résistance	1	Acier doux
3	Profil aérodynamique	1	profil dans
2	égale hypodermique	23	Acier doux
1	EXTRADOS	1	BOIS
		Nb	qualité

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

Echelle 1/20
 ACCESSOIRE
 PROFIL AERODYNAMIQUE
 2 NE
 Prof. J. 1908

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

$K_p 10$

Novelle - 1 -

band d'atténuation

1940

Centre des Recherches
a. G. B. G. G.

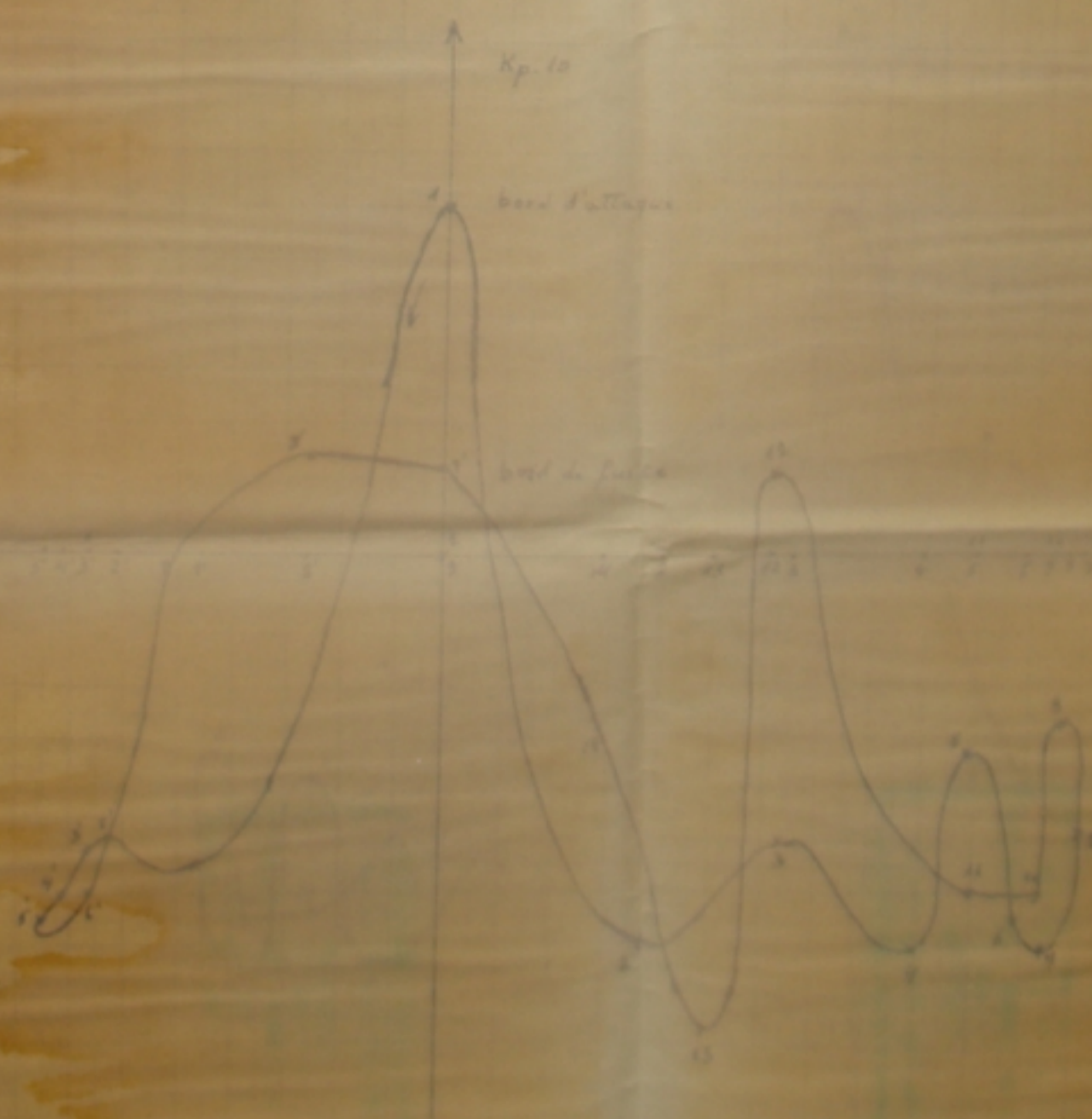


band de fait

$K_p 10$

band d'atténuation

band de fait



1
 2
 3
 4
 5
 6
 7
 8
 9
 10
 11
 12
 13
 14
 15
 16
 17
 18
 19
 20
 21
 22
 23
 24
 25
 26
 27
 28
 29
 30
 31
 32
 33
 34
 35
 36
 37
 38
 39
 40
 41
 42
 43
 44
 45
 46
 47
 48
 49
 50
 51
 52
 53
 54
 55
 56
 57
 58
 59
 60
 61
 62
 63
 64
 65
 66
 67
 68
 69
 70
 71
 72
 73
 74
 75
 76
 77
 78
 79
 80
 81
 82
 83
 84
 85
 86
 87
 88
 89
 90
 91
 92
 93
 94
 95
 96
 97
 98
 99
 100

