

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministre de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Saad Dahleb
Institut d'Aéronautique de Blida

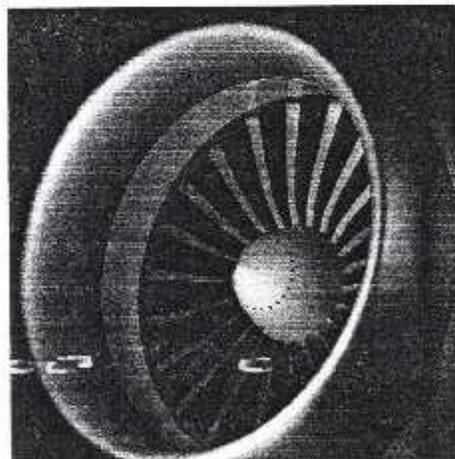


**Mémoire de fin d'étude de
D.E.U.A**

THEME

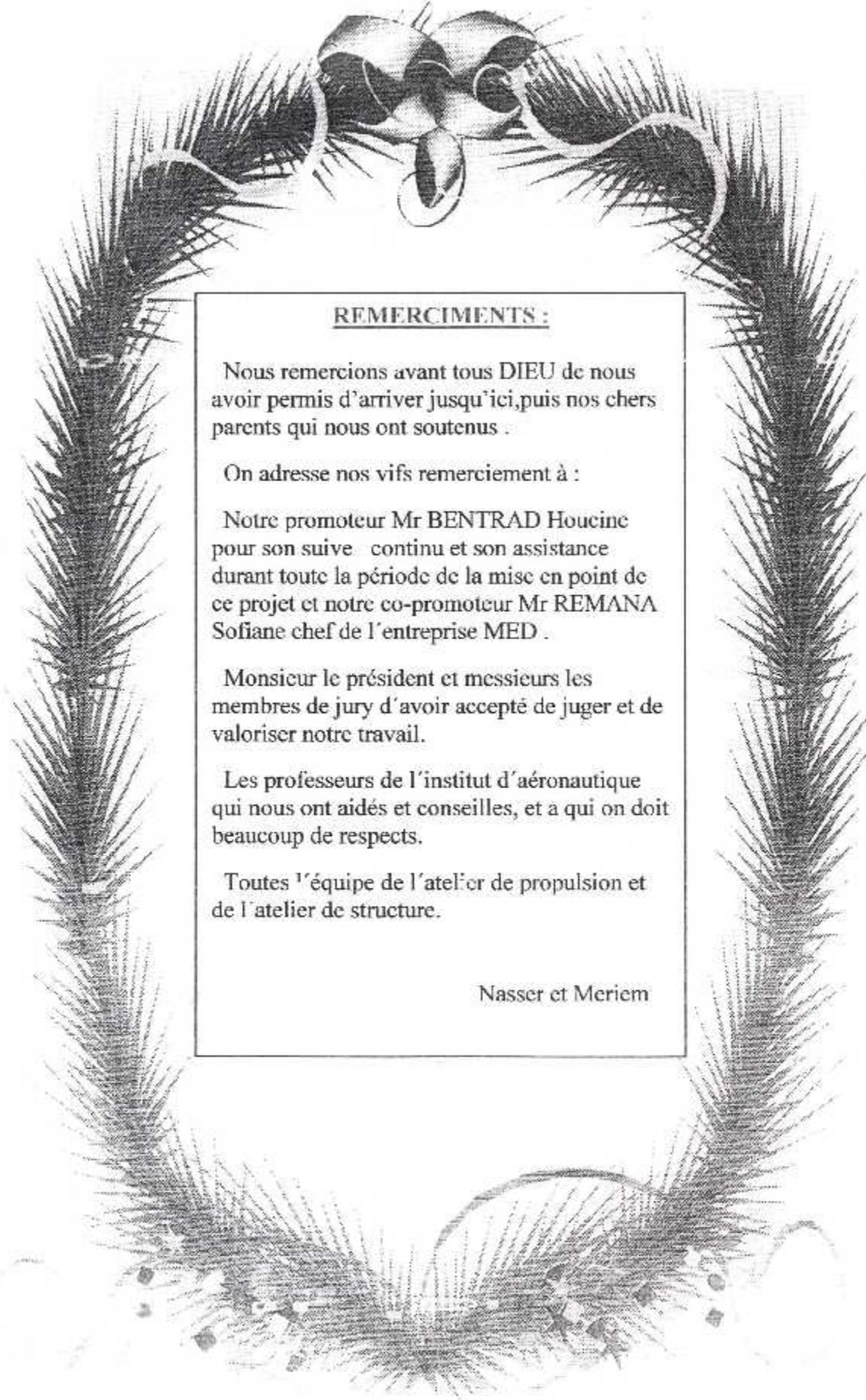
***REMISE EN ETAT D'UNE SOUFFLERIE
SUBSONIQUE***

Encadré par :
M^r BENTRAD
Houcine



Présenté par :
AREZKI Nasser
BELALTA Meriem

Année : 2003
Option : Propulsion



REMERCIEMENTS :

Nous remercions avant tous DIEU de nous avoir permis d'arriver jusqu'ici, puis nos chers parents qui nous ont soutenus :

On adresse nos vifs remerciement à :

Notre promoteur Mr BENTRAD Houcine pour son suivi continu et son assistance durant toute la période de la mise en point de ce projet et notre co-promoteur Mr REMANA Sofiane chef de l'entreprise MED .

Monsieur le président et messieurs les membres de jury d'avoir accepté de juger et de valoriser notre travail.

Les professeurs de l'institut d'aéronautique qui nous ont aidés et conseillés, et à qui on doit beaucoup de respects.

Toutes l'équipe de l'atelier de propulsion et de l'atelier de structure.

Nasser et Meriem

TABLE DES MATIERES

NOMENCLATURE

INTRODUCTION GENERALE.

Chapitre I : SOUFFLERIES AERODINAMIQUES

I-1/ Introduction	01
I-2/ Types d'essais en souffleries	01
I-3/ Classification des souffleries aérodynamique	02
I-3-1/ D'après la vitesse atteinte dans la veine d'essai	02
I-3-2/ D'après leur mode de fonctionnement	02
I-3-3/ D'après la nature des parois de la veine utile	04
I-3-4/ souffleries spéciales	04
I-4/ Les souffleries subsoniques types EIFFEL	05
I-4-1/ Variantes du type EIFFEL	05
I-4-1-1/ souffleries a hall carene	05
I-4-1-2/ Souffleries a air libre	05
I-4-2/ description des constituants d'une soufflerie subsonique	06
I-4-3/ fonctionnement de la soufflerie subsonique	10
I-4-4/ Caractéristiques d'une soufflerie subsonique	11
I-4-5/ Quelques application des souffleries subsonique type EIFFEL	11

Chapitre II : ETUDE AERODINAMIQUE ✕

II-1/ Introduction	15
II-2/ Notions fondamentales	15
II-3/ Aérodynamique des corps géométriquement simples	16
II-3-1/ Origine des forces de résistances	16
II-3-2/ Les coefficients sans dimension utilisés dans les calculs aérodynamique	17
II-4/ phénomène de la couche limite	18
II-4-1/ Le décollement	18
II-4-2/ position du point de décollement	19
II-4-3/ suppression des points de décollements	19
II-5/ Aérodynamique des profils d'ailes	20
II-5-1/ Les profils d'ailes	20
II-5-1-1/ Caractéristique des profils d'ailes	20
II-5-1-2/ différentes formes de profils	22
II-5-1-3/ les profils utilisés	23
II-5-2/ Etude de l'aile en écoulement	24
II-5-2-1/ Répartition des pressions et des vitesses	25
II-5-2-2/ Résultante aérodynamique	26
II-5-2-3/ Naissance de la portance	26
II-5-2-4/ L'influence de l'angle d'incidence sur la forme de l'écoulement	26
II-5-2-5/ La polaire d'une aile	27

II-5-2-6/ Le phénomène de décrochage	28
II-5-2-7/ La traîne	28

Chapitre III : INSTRUMENTATION ET MESURES

III-1/ Introduction	30
III-2/ Mesure de pression	30
III-2-1/ Classification des manomètres	30
III-2-2/ Les manomètres à liquide	30
III-2-2-1/ Les manomètres à tube en 'U'	31
III-2-2-2/ Les manomètres à réservoir	31
III-2-2-3/ Les micro manomètres	32
III-2-3/ Les manomètres métalliques	33
III-2-4/ Prise de pression statique	35
III-2-4-1/ prise de pression statique à la paroi 1	35
III-2-4-2/ Prise de pression statique dans la veine fluide	36
III-2-5/ Pression totale	36
III-3/ Mesure de la vitesse	37
III-3-1/ les sondes de pression dynamique	37
III-3-1-1/ Tube de PITOT double	37
III-3-1-2/ Tube PITOT VENTURI	39
III-3-1-3/ Autres types de sondes	40
III-3-2/ Les anémomètres mécaniques	41
III-3-3/ Les anémomètres à fil chaud	42
III-4/ Les mesures d'efforts	43
III-4-1/ Les mesures directes	43
III-4-2/ Détermination indirecte des efforts	44
III-5/ La visualisation des écoulements	44

Chapitre IV : LA REMISE EN ETAT DE LA SOUFFLERIE

IV-1/ Etat initial	46
IV-2/ Identification et constat des éléments de la soufflerie	47
IV-2-1/ La veine d'essai	47
IV-2-2/ Convergent(collecteur)	48
IV-2-3/ Chambre de tranquillisation	48
IV-2-4/ Aspirateur (Ventilateur)	49
IV-2-5 / Le mécanisme d'entraînement	49
IV-2-6/ Le moteur électrique	50
IV-3/ Travail effectué	50
IV-3-1/ le ventilateur	50
IV-3-2/ Chambre de tranquillisation	51
IV-3-3/ Le Convergent	51
IV-3-4/ Mécanisme d'entraînement	52
IV-3-5/ La veine d'essai	53
IV-3-6/ Réalisation des profils d'ailes	54

IV-3-7/ Le multi manomètre	55
IV-4/ caractéristique de la soufflerie	55
IV-5/ fonctionnement	56
IV-6/ Spécimen de manipulation	
IV-6-1/ Spécimen N° 01 (calculé expérimental du coefficient aérodynamique c_z)	
IV-6-2/ Spécimen N° 03 (visualisation de l'écoulement)	
IV-6-2 manipulation N° 02 (voir dx. " Cr)	

CONCLUSION

BIBLIOGRAPHIE

ANNEXES

- Annexe 01 → Dessin technique (description technique)
- Annexe 02 → Dimensionnement de la partie.
- Annexe 03 → la mise en marche de la soufflerie
- pour chaque application

NOMENCLATURE

Minuscules :

- u** : Composante de la vitesse selon l'axe x.
- v** : Composante de la vitesse selon l'axe y.
- w** : Composante de la vitesse selon l'axe z.
- l** : La corde de profil.
- e** : Epaisseur relative
- ds** : Elément de surface.
- h** : Epaisseur max.
- g** : Gravité.
- d** : Diamètre.
- dt** : Elément du temps.

Majuscules :

- V** : Vitesse du corps.
- F** : Force.
- P** : Pression.
- Re** : Nombre de REYNOLDS.
- M** : Nombre de MACH.
- T** : Température.
- R_x ; F_x** : Force traînée.
- R_z ; F_z** : Force portance.
- R ; F** : Résultante aérodynamique.
- M_r** : Moment résultant.
- C_x** : Coefficient de traînée.
- C_z** : Coefficient de portance.
- C_m** : Coefficient de moment résultant.
- L** : L'envergure.
- U** : Vitesse d'écoulement.
- P₀** : Pression statique à l'infini.
- P₁** : Pression statique dans le sillage.
- P_{ti}** : Pression totale au sillage.
- C_p** : Coefficient de pression.
- C_{pi}** : Coefficient de pression sur l'intrados.
- C_{pe}** : Coefficient de pression sur l'extrados.
- AH ; h** : Dénivellation.
- W** : Travail.

Lettres grecques :

- ρ** : La masse volumique du fluide.
- α** : L'incidence du fluide.
- ρ_c** : La masse volumique de l'air dans le sillage.
- ϵ** : L'écart relatif aux vitesses en dehors du sillage.
- θ** : Inclinaison du tube des manomètres.

INTRODUCTION GENERALE :

L'aérodynamique est une branche de la mécanique des fluides qui s'intéresse aux phénomènes résultants des mouvements relatifs des corps par rapport à l'air. L'étude du déplacement d'un avion en vol constitue un exemple d'application de l'aérodynamique.

Le problème posé en aérodynamique est celui de la détermination des caractéristiques de l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle. Et afin de résoudre ce problème, l'aérodynamique s'appuie sur un support théorique de plus en plus puissant par suite du progrès scientifique qui doit néanmoins faire appel à l'expérience pour valider les résultats théoriques, vérifier les prévisions et critiquer les hypothèses de base.

Le travail effectué dans le cadre de ce projet de fin d'étude se rapporte à la remise en état de la soufflerie subsonique disponible dans l'institut d'aéronautique de Blida, et à la réalisation et la caractérisation de quelques maquettes dans le but de permettre aux étudiants de l'institut d'effectuer des TP de mécanique des fluides.

CHAPITRE I:

Souffleries subsoniques



1/ INTRODUCTION :

Une soufflerie est un dispositif expérimental, utilisé pour simuler le comportement aérodynamique de l'écoulement d'un fluide, autour d'un corps placé dans un courant artificiel continu d'air ou de gaz.

En réalité, c'est à LEONARD DE VINCI, que revient le privilège d'attribuer l'invention des souffleries aérodynamiques en l'an 1484 ; Cependant, il nous faudra attendre jusqu'au XVIème siècle pour que les premières mesures relatives à la résistance de l'air soit effectuées.

Il nous convient de citer aussi LILIENTHAL, qui mesura pour la première fois, en 1866 la composante de sustentation d'éléments plans disposés sur un manège ; En 1889, il étudia aussi l'évolution d'une aile en forme d'aile d'oiseau placée dans le vent naturel, et il détermine sa sustentation, sa traînée et son moment. Simultanément à ces travaux, on assiste à l'apparition en 1884 d'un nouveau système de mesure présentant un corps à l'action d'un courant d'air artificiel venant d'un réservoir d'air comprimé. C'est la naissance de la soufflerie aérodynamique, à titre d'exemple celle créée par PHILIPS.

Après 1890, on verra l'apparition du ventilateur qui permet de produire un écoulement d'air continu, soit par soufflage type « RATEAU » ou par aspiration type « RIABOUSCHINSKY » sur un corps à étudier. Le procédé de mesure par aspiration est préférable au soufflage, car en effet, la veine soufflée est animée d'un mouvement tourbillonnant qui génère un écoulement moins régulier. A ce moment, la soufflerie est composée d'un ventilateur, un collecteur, un diffuseur et une veine d'essais.

De nos jours, il existe quelques centaines de souffleries aérodynamiques de par le monde, d'une puissance qui varie de plusieurs dizaines de Watts à plus de 100 KW. Et d'une section de ces veines d'essais qui ne cesse de croître, de quelques décimètres carré à plus de 100 m².

2/ TYPES D'ESSAIS EN SOUFFLERIES :

La réalisation d'essais sur maquettes nécessite de satisfaire un certain nombre de conditions de similitude qui permettent, d'une part, de garantir l'équivalence des phénomènes simulés et des phénomènes réels. Et d'autre part, de remonter à partir des résultats de soufflerie aux grandeurs physique réelles, qui revient souvent en aérodynamique, de garantir l'égalité du nombre de REYNOLDS et du nombre de Mach.

Il existe deux principaux types d'essais ; Le premier s'effectue dans les grandes souffleries industrielles, dont la section d'essai atteint plusieurs mètres de diamètre. Il s'agit donc d'essais de synthèses effectués sur des maquettes de grandes tailles, géométriquement proches de la réalité. Par exemple, la soufflerie gigantesque du centre de recherche de la NASA (national aeronautics and space administration) peut accueillir un avion de 22m d'envergure. Aussi, en France, des organismes tels que l'ONERA (office national d'études aéronautiques) ou le CEAT (centre d'études aéronautiques de Toulouse) disposent de souffleries de tailles importantes.

Le second type d'essai se réalise dans les souffleries de laboratoires dont la section de veine est de de quelques décimètres carrés. Ces essais nous permettent d'établir des banques de données caractérisants le champ aérodynamique des corps à étudiés. Ils sont utilisées dans ce cas pour créer et contrôler des modèles théoriques servant aux calculs numériques.

D'autres types d'expériences, situées entre ces deux extrêmes, sont réalisées dans les souffleries de tailles intermédiaires.



3/ CLASSIFICATION DES SOUFFLERIES AERODYNAMIQUE :

3-1/ D'APRES LA VITESSE ATTEINTE DANS LA VEINE D'ESSAIS :

On peut classer les souffleries d'après les vitesses atteintes dans leurs veines utiles , comme suit :

a) Souffleries à faibles vitesses ($M < 0.3$) :

Dans les souffleries à faibles vitesses , on peut utiliser l'air ambiant ; Car on néglige les évolutions de pression et de température .

b) Souffleries subsoniques ($0.3 \leq M \leq 0.8$) :

la vitesse de fonctionnement dans ces souffleries varie de 10 à 50 m/s , et peut atteindre les 70 m/s . Grâce à leurs faibles vitesses , leurs veines d'essais peuvent avoir de grandes dimensions , permettant ainsi une large étendue d'expériences .

c) Souffleries transsoniques ($0.8 \leq M \leq 1.2$) :

Apparus en 1939 ; Atteignant des vitesses allant de 260 à 400 m/s , qui sont voisines de celles du son . Dans ce cas , on doit prendre en considération la compressibilité du fluide à $M=1$.

d) Souffleries supersoniques ($1.2 \leq M \leq 5$) :

Les souffleries supersoniques permettent d'obtenir des nombres de mach modérés . Lorsqu'on dépasse la vitesse du son l'écoulement a tendance à devenir stable mais dans ce cas , on doit prendre en considération les effets de la chaleur .

e) Souffleries hypersoniques ($M \geq 5$) :

Elles n'existent que depuis 1950 ; Ce type de souffleries est utilisé pour l'étude de la balistique , des avions à grandes vitesses et des véhicules spatiaux . Les conditions extrêmes de température et de pression dans un vol hypersonique , sont très difficiles à reproduire , du fait que dans ce régime , l'air cesse d'obéir aux lois des gaz parfait .

Il existe actuellement un grand nombre de souffleries de ce types , arrivant même à une vitesse de $M=20$. Cependant ce sont des souffleries opérationnelles que dans une courte durée , c'est pourquoi on les qualifie de souffleries à rafales .

3-2/ D'APRES LEURS MODES DE FONCTIONNEMENT :

a) Souffleries à fonctionnement continu :

Une machine tournante appelée le plus souvent extracteur « exhausteur » , qui développe une différence de pression , qui assure l'écoulement du fluide dans le circuit aérodynamique . Elle est soit de type ventilateur à faible taux de compression (1.05 environ) ou bien de type compresseur à grand rapport de compression .Cependant , le circuit peut être ouvert type « EIFFEL » ou fermé type « PRANDTL » .



Dans les souffleries type « EIFFEL » ; L'air est aspiré (ou refoulé) à très faible vitesse de son extrémité, et refoulé (ou aspiré) par l'extracteur à l'autre extrémité ramenant l'air graduellement au repos .

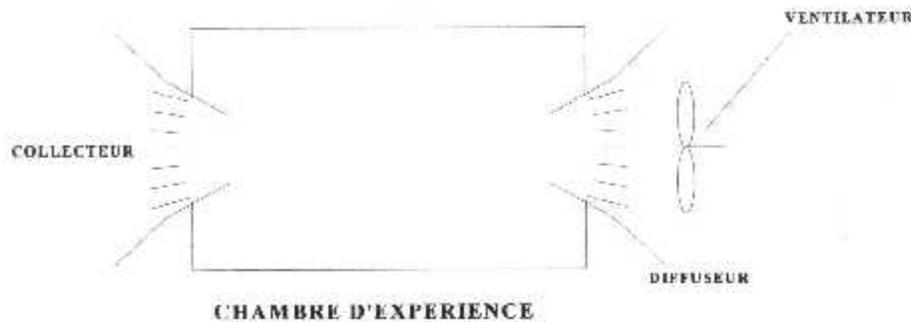


Figure (I-1) : Soufflerie type EIFFEL à circuit ouvert

Quand aux souffleries type « PRANDTL » ; L'assure une circulation de l'air dans tout un circuit fermé . Cette disposition permet d'agir sur le fluide en conditionnant ces grandeurs physiques et aussi d'utiliser un autre fluide que l'air .

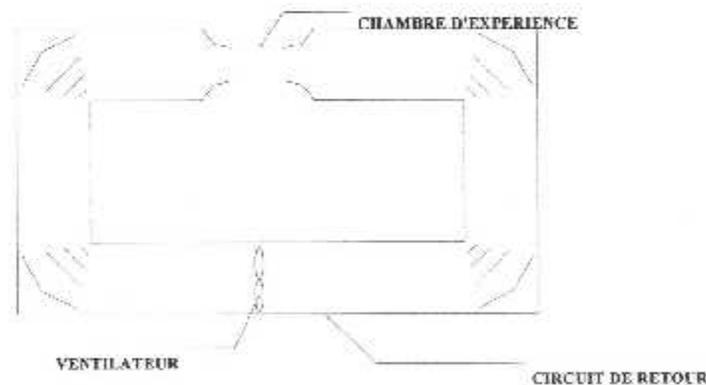


Figure (I-2) : Soufflerie type PRANDTL à circuit fermé

b) Souffleries à fonctionnement discontinu :

Entre deux réservoirs à des niveaux de pressions différents , un écoulement de durée limitée peut être obtenu . L'énergie nécessaire au fonctionnement est accumulée à partir de faibles puissances .

Ce mode de fonctionnement s'impose le plus souvent , lorsqu'il s'agit de souffleries hypersoniques nécessitant un rapport de compression et une température très élevés . Les souffleries à rafales sont réalisées entre deux réservoirs , l'un plein à pression élevé , et l'autre vide . La durée de l'écoulement est liée donc au volume des réservoirs , et au mode de chauffage du fluide .

c) Souffleries à induction :

Dans ce cas ; L'énergie est fournie par un fluide moteur , qui entraîne à son tour l'écoulement principal par effet de trompe . La trompe est généralement aménagée dans le diffuseur , en aval de la veine utile , et le fonctionnement peut être continu ou à rafale . Ce type de souffleries est peut fréquent , et ne se rencontre que dans des cas bien particuliers .

3-3/ D'APRES LA NATURE DES PAROIS DE LA VEINE UTILE :

La veine ; Etant la partie ou la maquette est disposée . On trouve trois types :

a) Veine guidée :

Dite à parois matérielles , car elle est limitée par une paroi démontable et transparente qui améliore le rendement de notre soufflerie ,

b) Veine libre :

Caractérisée par l'absence de toutes frontières matérielles entre , l'air en mouvement et l'air au repos dans la chambre d'expériences ; qu'on peut appelée aussi à parois immatérielles .

c) Veine semi guidée :

Cette veine est fermée sur deux sections disposées à son contour . Le choix de ces sections permet d'annuler certaines corrections que l'on doit faire ; Dans un sens pour une veine libre , et en sens opposé pour une veine guidée .

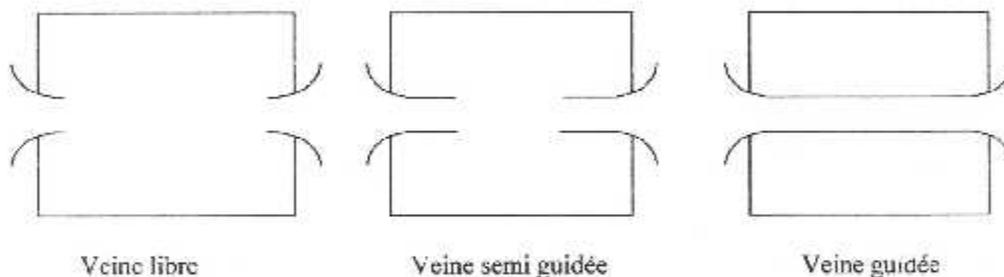


Figure (I-3) : Différents types de veines d'essais

Remarque :

Il faut noter que les souffleries transsoniques ont des parois perméables pour permettre une expansion transversale de l'écoulement . Aussi , il existe des souffleries supersoniques à parois démontable .

3-4/ SOUFFLERIES SPECIALES :

Il existe plusieurs types de souffleries consacrées à un usage bien particulier , on citera par exemple :

- Les souffleries de vrille .
- Les souffleries pour essais en vol .
- Les souffleries de visualisation .
- Les souffleries de givrage .
- Les souffleries à enthalpie élevée .

4/ LES SOUFFLERIES SUBSONIQUES TYPES EIFFEL :

Il existe une gamme étendue de souffleries aérodynamiques ; Mais nous , on va se baser essentiellement sur les souffleries subsoniques type EIFFEL .

4-1/ VARIANTES DU TYPE EIFFEL :

4-1-1/ SOUFFLERIES A HALL CARENE :

C'est une soufflerie placée à l'intérieur d'un hall muni d'une carène donnant une forme aérodynamique à l'écoulement . On citera par exemple la soufflerie de l'institut de mécanique des fluides de LILLE qui a été transformé en soufflerie à veine guidée , d'un diamètre de 2.4 m , une vitesse max de 60 m/s et une puissance de 150KW .

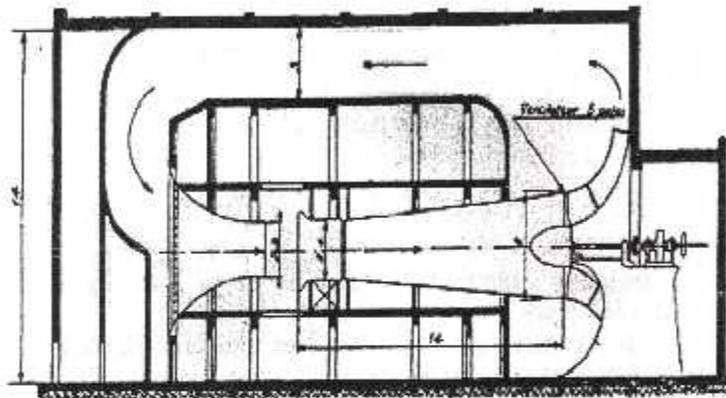


Figure (I-4): Soufflerie de l'institut de mécanique des fluides de LILLE

Quand on veut réduire les dimensions du hall , la vitesse dans celui-ci croit ; on est alors amené à caréner le hall pour guider le courant de retour , principalement aux deux changements de directions . Les parois de ce hall doivent être lisses et sans saillies . Mais cette disposition est peut généralisée , à cause d'une turbulence plus élevée que la solution originale d'EIFFEL .

4-1-2/ SOUFFLERIES A AIR LIBRE :

Comme il est difficile d'édifier un hall pour des souffleries de très grandes dimensions , on les laisse à air libre ,ou elles aspirent à partir de l'air atmosphérique et elles reffoulent dans l'air libre . Cette disposition soumet la soufflerie aux perturbations atmosphériques . Comme pour la grande soufflerie de CHALAIS MEUDON qui a une veine elliptique de 16mx 8m , d'une vitesse max de 50 m/s et de 4400 KW de puissance.

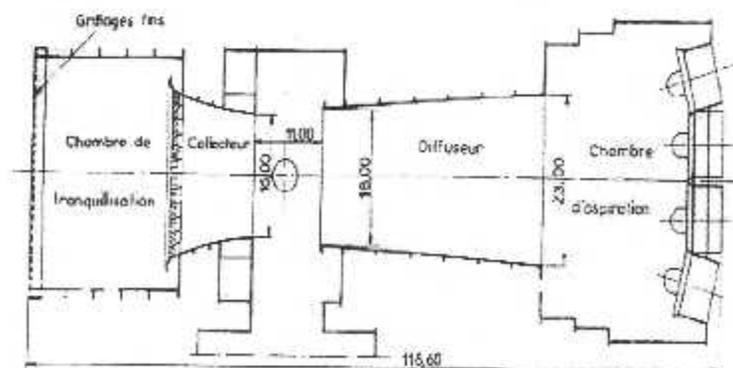


Figure (I-5) : La grande soufflerie de CHALAIS MEUDON

4-2/ DESCRIPTION DES CONSTITUANTS D'UNE SOUFFLERIE SUBSONIQUE :

Comme c'est montré ci-dessus , la soufflerie subsonique à circuit ouvert est constituée principalement par :

- Le collecteur , le filtre et la chambre de tranquillisation .
- La veine d'essai .
- Le diffuseur .
- L'exhausteur (ventilateur) .

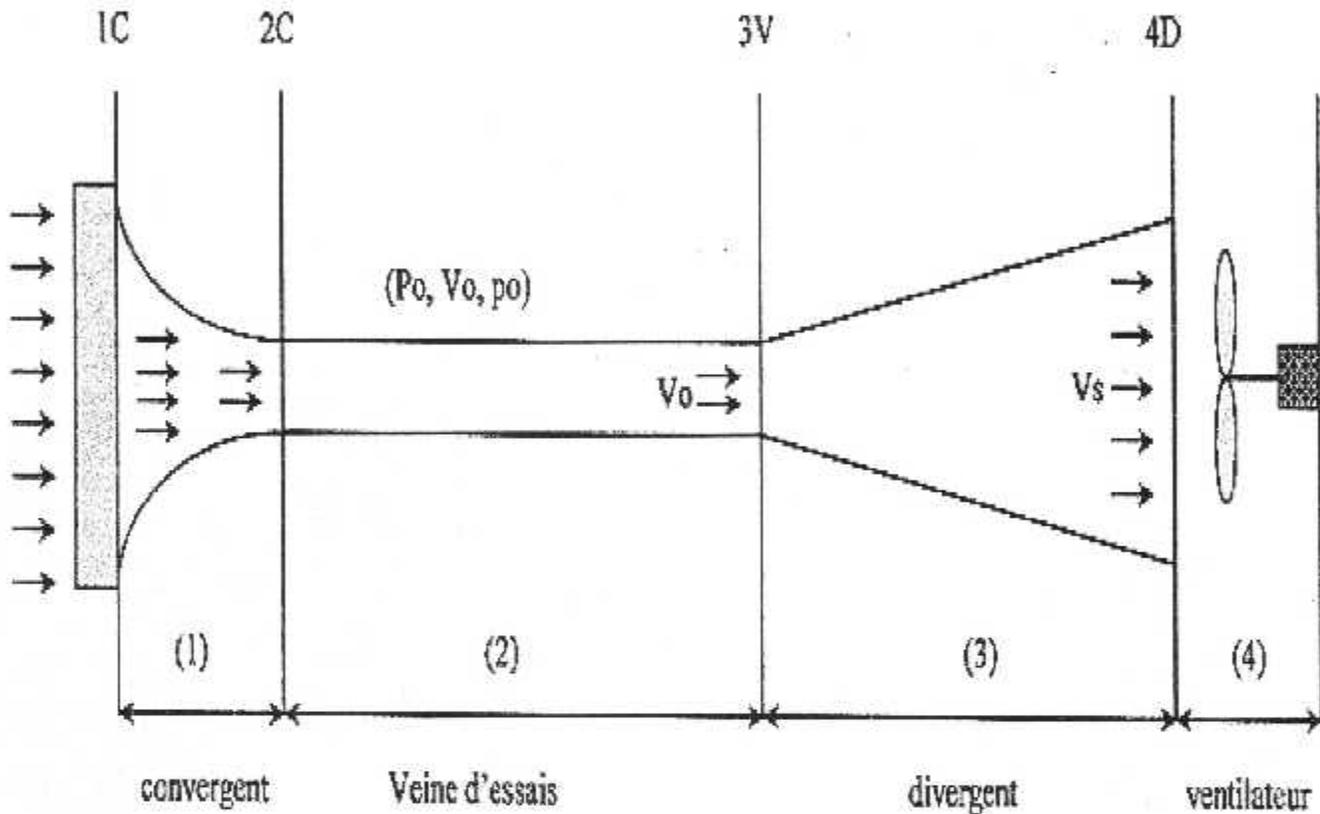


Figure (I-6) : Schéma simplifié d'une soufflerie subsonique à circuit ouvert (EIFFEL)

a) Collecteur :

Un collecteur est une conduite à section variable convergente destiné principalement de par sa forme , à accélérer l'écoulement de l'entrée à la sortie en transformant l'énergie de pression du fluide en énergie cinétique .

Le collecteur est caractérisé par son *rapport de contraction* représentant le rapport de la section d'entrée à la section de sortie . Ce rapport est généralement de l'ordre de 8 à 10 et peut atteindre 15 à 20 quand il s'agit de réaliser une soufflerie à très faible turbulence .



Les collecteurs à double courbures doivent être tracés en choisissant une courbe analytique qui assure la continuité des pentes et des courbures. Cependant, la perte de charge dans un collecteur (filtre exclu) peut être négligeable.

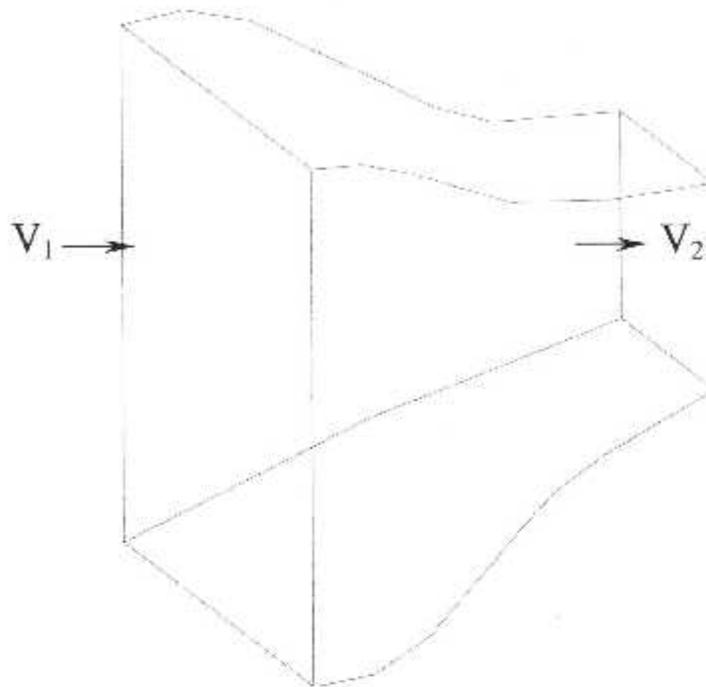


Figure (I-7) : Le collecteur

b) Chambre de tranquillisation :

La chambre de tranquillisation est constituée de filtres et de grillages disposés en série pour uniformiser et régulariser l'écoulement.

Le filtre a pour rôle de canaliser et de tranquilliser les filets du fluide en imposant une direction uniforme à l'écoulement. Il est généralement constitué de mailles de dimensions uniformes. On constatera que, d'autant que les mailles sont plus serrées, l'échelle des tourbillons est plus petite. Les mailles des filtres sont de nature pyramidale en nid d'abeille, et dans certains cas elles sont de forme prismatique. La position du filtre est très importante. Dans les anciennes souffleries circulaires démunies de chambres de tranquillisations le filtre était situé à l'entrée du collecteur ; Et dans les souffleries modernes, des filtres à mailles prismatiques sont situés dans la chambre de tranquillisation, les lames de ces mailles engendrent des sillages qui s'amortissent en aval d'où la nécessité d'éloigner suffisamment le filtre de la veine utile.

Si on s'attache à une faible turbulence, on obtient de bons résultats en interposant en amont du collecteur des grillages à mailles serrées (1 à 2mm) et même des toiles métalliques qui détruisent

la turbulence à grande échelle, et créent une turbulence fine beaucoup plus rapidement amortie. Et pour réduire la puissance perdue, il faut évidemment une grande section de passage. Le montage des grillages doit être particulièrement étudié pour ne pas occasionner des perturbations locales. Les grillages peuvent être serrés entre les cadres qui ne font pas saillie dans la chambre de tranquillisation, et ils doivent être suffisamment tendus. Donc, deux conditions s'imposent : d'avoir des grillages fins et qu'ils soient disposés en séries.

c) Veine d'essais :

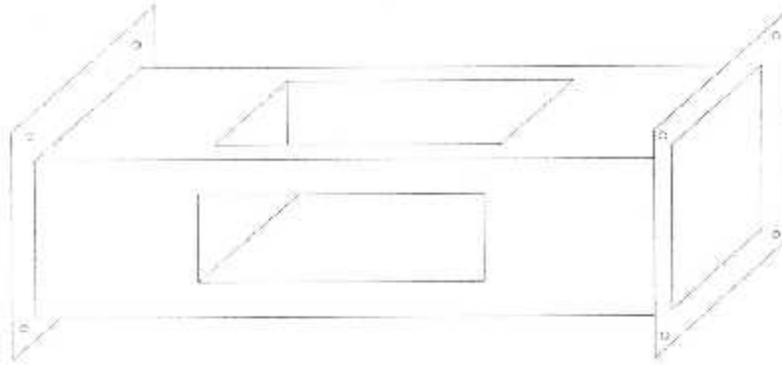


Figure (I-8) : La veine d'essai

La section de travail, la chambre d'expériences ou la veine d'essais, tous ces noms désignent là où on place la maquette d'essai. Elle peut être de formes variables, circulaire, orthogonale ou bien rectangulaire. Pour la forme rectangulaire, la veine est aménagée par deux parois planes et parallèles à la direction de l'écoulement. Elle facilite la réalisation de panneaux amovibles permettant les visualisations, ou encore de faire des essais avec des maquettes occupant toute la largeur de la veine. Et c'est pour toutes ces raisons, qu'on adopte le plus souvent des sections droites rectangulaires, sauf que dans ce cas, les raccordements avec le collecteur et le diffuseur sont difficiles à réaliser. La vitesse et la pression dans la veine utile, doit être uniforme dans l'espace et le temps; Mais c'est une condition difficile, en particulier pour les chambres d'expériences très longues. Comme déjà cité; la veine peut être libre, guidée ou semi guidée.

c) Le diffuseur :

Appelé aussi *divergent*; Dans la traversée d'un diffuseur subsonique, la vitesse diminue alors que la pression statique augmente. Il se produit donc une transformation d'énergie cinétique en énergie potentielle, selon la loi de *BERNOULLI* (fluide incompressible), ou bien une variation d'enthalpie (fluide compressible).

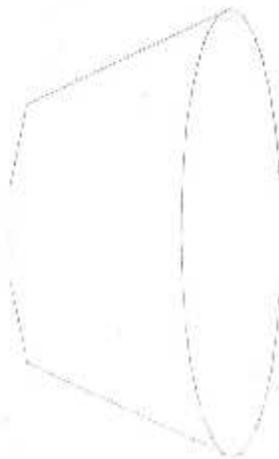


Figure (I-9) : Divergent

d) L'aspirateur (ventilateur) :

Les ventilateurs ou l'extracteurs sont des organes machine qui assurent un écoulement continu de l'air , soit par aspiration soit par refoulement . En réalité , le ventilateur est une turbomachine entrainant l'air qui reçoit une énergie mécanique qui est équivalente à une augmentation de la pression .

Dans la pratique , la plus part des ventilateurs utilises en soufflerie subsonique répondent à des formes de pales type hélicoidale fonctionnant à la manière d'une hélice assurant un grands débit avec un taux de compression faible d'une valeur n'excédant pas 1.2 pour l'air .

Le rendement énergitique des ventilateurs peut atteindre 90 % pour des vitesses périphériques d'une valeur de 150 à 180 m/s atteintes en bout des pales , d'une part . Et d'une valeur de surprrsion équivalente à 500 mm d'eau , d'autre part . Cependant , si cette dernière est plus élevée on utilise deux ventilateurs en serie .

❖ Fonctionnement d'un ventilateur :

Suivant leurs mode d'application les ventilateurs aspirent l'air d'un coté et refoulent de l'autre en passant par la roue mobile qui est entrainée par un moteur électrique développant une grande puissance .

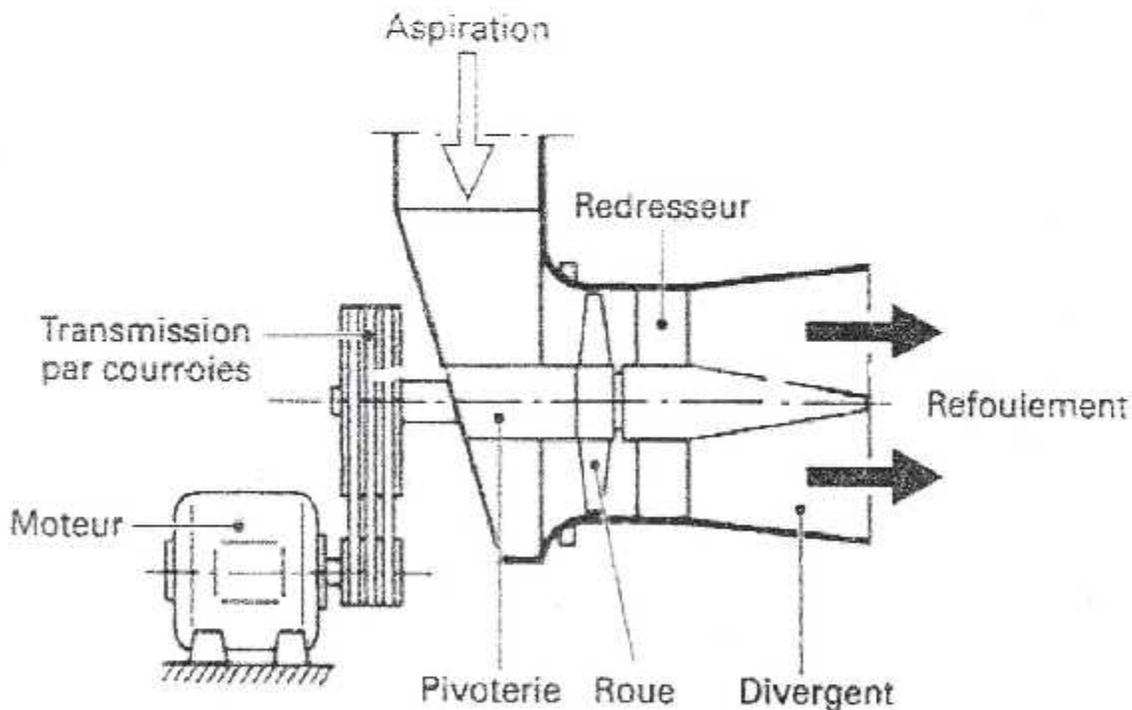


Figure (I-10) : Ventilateur à transmission par courroie

La pression ou la charge d'un ventilateur est définie par la difference algébrique entre la pression totale moyenne du reffoulement et celle de l'aspiration :

$$\Delta p = p_{t_{m1}} - p_{t_{m2}} \quad [Pa] \quad \text{---} \quad [I - 10]$$



C'est l'équivalent du travail donné à un volume d'air cheminée dans le ventilateur .
 La puissance du ventilateur est exprimée par :

$$W_u = \Delta p \cdot q_{vm} \quad [I - 2]$$

Le rendement du ventilateur est exprimé par le rapport de puissance utile à celle fournie par le moteur d'entraînement :

$$\eta = (\Delta p \cdot q_{vm}) / W \quad [I - 3]$$

❖ **Courbes caractéristiques d'un ventilateur :**

Pour chaque catégorie de ventilateurs on peut obtenir un ensemble de courbes représentatives de la variation de la puissance et du débit de soufflage pour chaque vitesse de rotation . Dans le cas pratique , on adjoint toujours à ces courbes les courbes de la puissance du moteur et le rendement

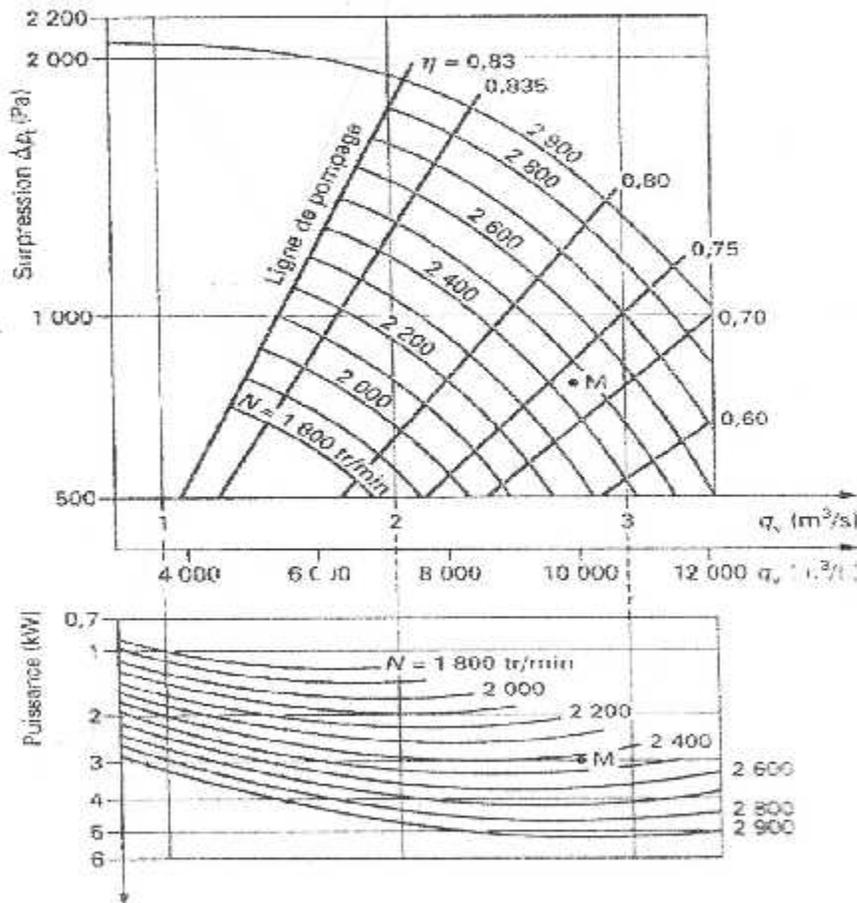


Figure (I-11) : Exemple de courbes de surpression , de rendement et de puissance en fonction du débit.

4-3/ FONCTIONNEMENT DE LA SOUFFLERIE SUBSONIQUE :

Pour montrer le fonctionnement, nous allons imposer ce qui suit :

1. L'air en amont du convergent est celui en aval du ventilateur.



2. Le ventilateur est soumis à :

- P_a = Pression atmosphérique.
- $V = 0$ (L'air en repos).
- ρ de l'air prise dans les conditions normales de l'expérience.

Sous ces conditions l'air est mis en mouvement par le ventilateur qui l'aspire depuis l'atmosphère à travers le convergent qui le met en vitesse. Cet air traverse la veine d'essai ou la maquette est placée , pour se retrouver dans le divergent qui ralentit l'écoulement jusqu'à son éjection dans l'atmosphère à faible vitesse. Le convergent assure une homogénéité de l'écoulement dans l'entrée de la veine d'essai qui a une vitesse pratiquement uniforme.

Le divergent a en général un angle de divergence qui varie entre 5° et 8° afin d'éviter tout décollement de l'air. Ce dernier étant générateur de tourbillons et d'une forte perte de charge, il ralentie aussi l'écoulement entre V_0 et V_s et ramène la pression P_s au voisinage de la pression atmosphérique P_a .

La puissance du ventilateur compense les pertes de charge tout au long de la soufflerie , l'hélice tend à entraîner l'air en mouvement hélicoïdal et elle donne naissance à des tourbillons et instabilités qui remonte l'écoulement dans la veine d'essai, le remède à ce problème réside dans l'étouffement de ces perturbations en plaçant dans des sections des grilles dites « nids d'abeilles » .

4-4/ CARACTÉRISTIQUES D'UNE SOUFFLERIE SUBSONIQUE :

Les caractéristiques principales d'une soufflerie sont :

- La puissance du moteur d'entraînement et sa vitesse .
- L'alimentation de notre moteur.
- La vitesse dans la veine d'essai.
- La dimension de la veine d'essai (hauteur x largeur x longueur) .
- Le rapport de contraction du convergent.
- La section de la chambre de tranquillisation.
- Concernant le nid d'abeille (épaisseur , dimension de maille) .
- Dimension des du maillage des grillage
- Encombrement de la soufflerie (long x haut x largeur) .
- Son poids .
- Aussi, la variation de pression totale et aussi l'intensité de a turbulence sur les composants U.

En plus de tous cela, il nous faut avoir tous les renseignements concernant les accessoires standards fournis avec la soufflerie , et aussi le matériel optionnel qui peut être adaptable à celle-ci .

4-5/ QUELQUES APPLICATIONS DES SOUFFLERIES SUBSONIQUE TYPE EIFFEL :

Les souffleries ont de très grandes étendues d'utilisations car celles-ci nous permettent de faire beaucoup d'expérimentations aérodynamiques telles que :

- Relevé des profils de vitesse .
- Étude de la couche limite .
- Étude de l'écoulement autour d'un corps .
- Et aussi la visualisation de l'écoulement .

Dans ce qui va suivre , on donne quelques exemples de souffleries subsonique et leurs différentes fonctions :

a) Soufflerie d'étalonnage à circuit ouvert « EV280 » :

Elle est destinée à l'étalonnage des sondes d'anémomètres à fil chaud par comparaison avec une sonde de référence (tube de pilot). Elle est du type à jet de plan libre . Le ventilateur est installé à l'intérieur de la chambre de tranquillisation de 0.25 m² de section , celle-ci est équipée d'un filtre rechargeable , d'un nid d'abeille en aluminium anodisé pour redresser l'écoulement , et d'une grille en bronze pour diminuer la turbulence résiduelle. Un convergent bidimensionnel d'un rapport de contraction de 30. assure une bonne homogénéité de vitesse à la sortie du jet de 0 à 25m /s.

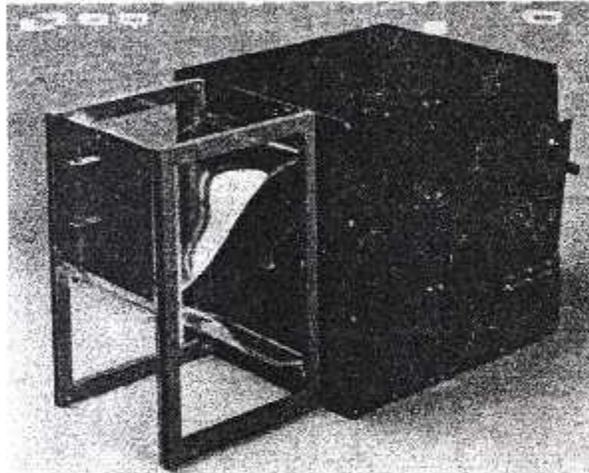


Figure (I-12) : La soufflerie d'étalonnage DELTALAB EV280

b) Soufflerie d'étude de la couche limite à circuit ouvert « EA102 » :

Cette soufflerie permet l'étude du développement de la couche limite sur une plaque plane : la plaque pouvant être enlevée , on peut donc étudier l'écoulement d'un jet plan libre .

Le jet de 0 à 25 m/s est canalisé par deux parois verticales en plexiglas transparent .Une des deux parois ,montée sur charnière , munie d'un dispositif de blocage en position ,facilite les interventions à l'intérieur de la veine utile .

Un autre dispositif permet le déplacement verticale des sondes dans le plan médian de la veine d'essai ,le positionnement de ces sondes est réalisé par un vernier gradué de 0.05mm .

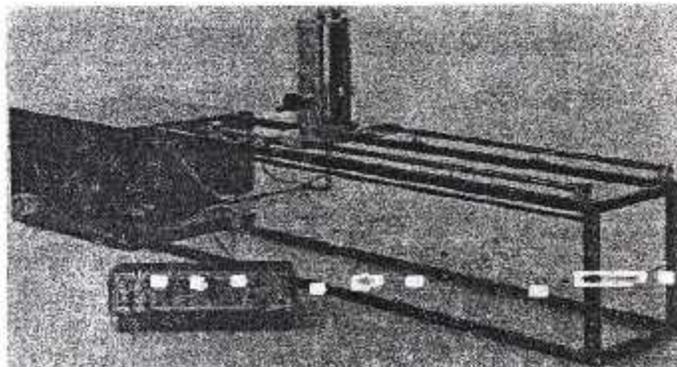


Figure (I-13) : La soufflerie d'étude de la couche limite DELTALAB EA102

c) Soufflerie à aspiration « EA103 » :

Elle nous permet de :

- Effectuer des relevés de vitesse .
- Le développement de la couche limite sur une plaque plane .
- Etude de l'écoulement avec la répartition de pression autour d'une aile ou bien un cylindre .
- Visualiser l'écoulement si on l'équipe d'un générateur de fumée .

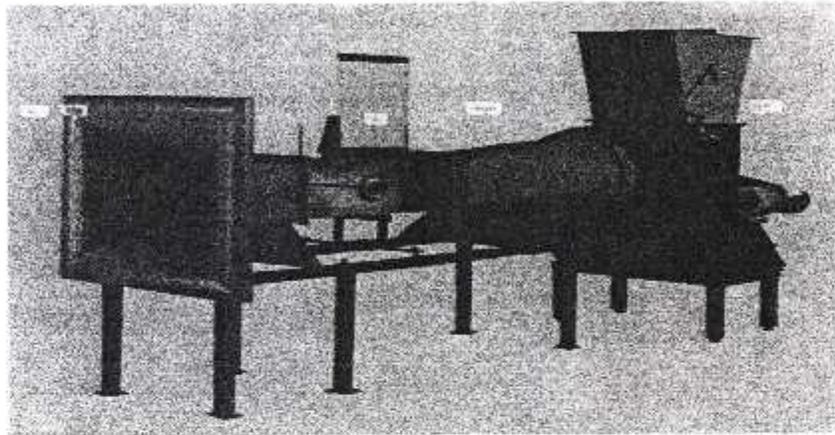


Figure (I-14) : La soufflerie à aspiration DELTALAB EA103

d) Soufflerie subsonique expérimentale pour étude et recherche « EA130 » :

Cette soufflerie est à circuit ouvert , les excellentes qualités aérodynamique et la grande veine d'essai autorise de nombreuses études expérimentales en aérodynamique et en mécanique des fluides. Le filtrage très fin sur l'entrée de l'air permet l'utilisation d'un anémomètre à fils chaud, les parois en vers de la veine d'essai facilitent les mesures par procédés optiques , telles que l'anémomètre laser, ainsi que les visualisations d'écoulement .

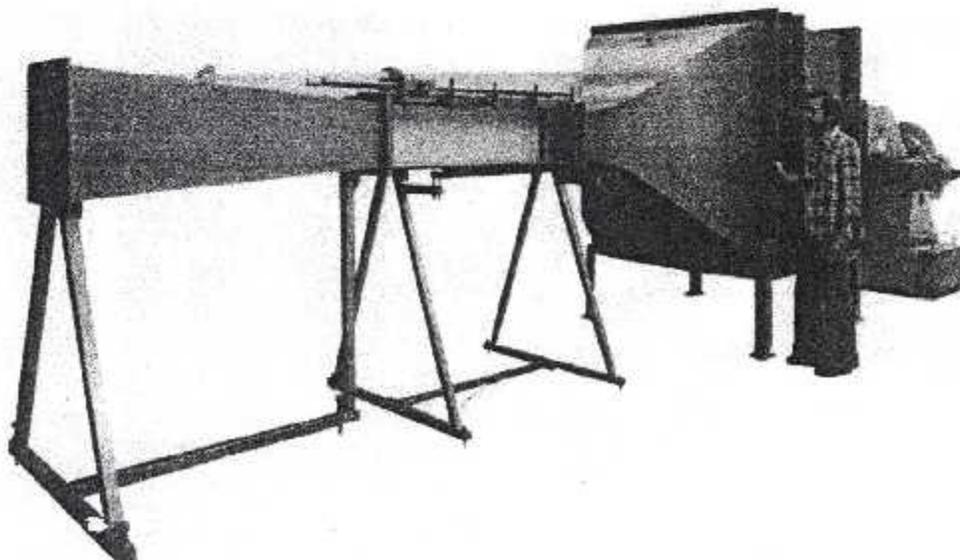


Figure (I-15) : La soufflerie expérimentale pour étude et recherche DELTALAB EA130

c) Soufflerie de visualisation des écoulements « FVWT/T » :

Munie d'un générateur de fumé intégré FVSP/E , elle permet de visualiser l'écoulement autour des cylindres et aussi autour de profils d'ail à différente incidence .

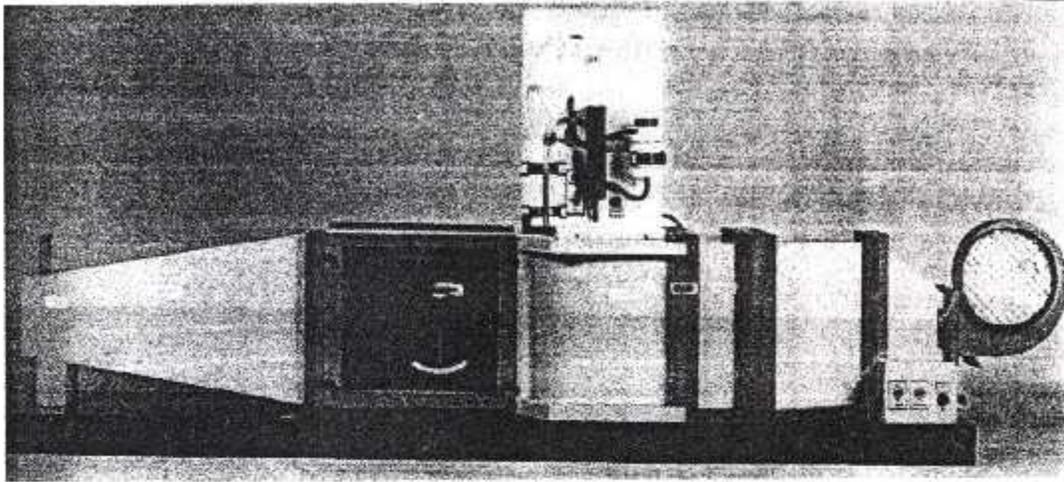


Figure (I-15) : La soufflerie de visualisation des écoulements « FVWT/T »

CHAPITRE II :

Etude aérodynamique

1/ INTRODUCTION :

L'aérodynamique étudie les phénomènes mis en jeu à chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et un fluide, ou il est soumis à des forces de pression et de frottement. Dans ce qui va suivre, nous allons donner les principales notions de l'aérodynamique, dans le but de pouvoir étudier l'écoulement.

2/ NOTIONS FONDAMENTALES :

La connaissance de la vitesse $V(u,v,w)$, de la température T , de la masse volumique ρ (densité), ainsi que de la pression P en chaque point $M(x,y,z)$ est primordial pour l'étude de l'écoulement. Ces paramètres se déterminent par des équations fondamentales de la mécanique des fluides dont l'équation de continuité et l'équation de quantité de mouvement.

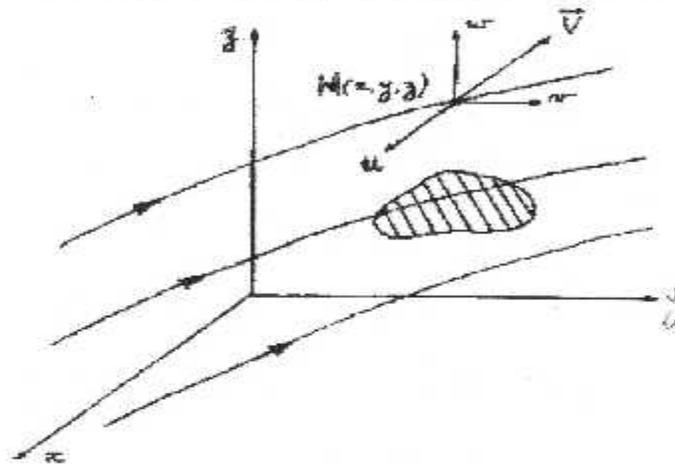


Figure (II-1) : Particule fluide dans un repère orthonormé.

- Equation de continuité :

Traduit le principe de conservation de la masse. Dans le cas d'un écoulement conservateur d'un fluide incompressible, l'équation est :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad \text{--- [II-1]}$$

- Equation de quantité de mouvement :

L'équation de quantité de mouvement est tenue de la deuxième loi de « NEWTON » qui s'exprime comme suit.

$$\frac{d(M.V)}{dt} = \sum \vec{F}_{\text{appliquées}} \quad \text{--- [II-2]}$$

Si le fluide est incompressible, l'écoulement obéit aux équations de « NAVIER STOKES ».

- **Equation des gaz parfaits :**

L'équation des gaz parfait s'exprime comme suit :

$$PV = nRT \quad \text{--- [II - 3]}$$

- **Fluide parfait, fluide visqueux :**

Un fluide est considéré comme parfait si on peut négliger sa viscosité, il s'écoule donc sans frottement. Et dans le cas contraire, on dira que ce fluide est visqueux

3/ AERODYNAMIQUE DES CORPS GEOMETRIQUEMENT SIMPLES :

On va étudier les forces qui s'exercent sur un obstacle de géométrie simple avant de passer aux ailes.

3-1/ ORIGINE DES FORCES DE RESISTANCE :

Pour un élément dS du corps baignant dans un fluide, l'action de contact peut être décomposée en une composante normale qui est une force de pression, et une autre tangentielle qui est une force de frottement.

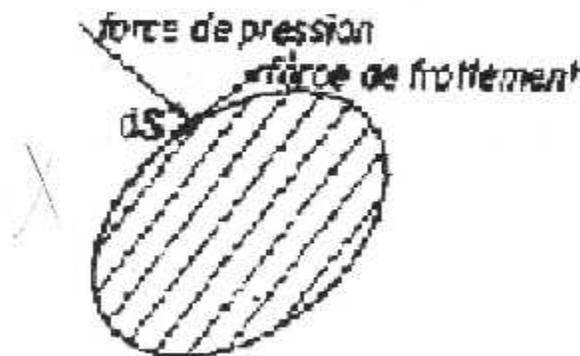


Figure (II-2) : Forces aérodynamique s'exerçant sur un élément de surface.

La résistance de pression est la composante de la résultante des forces de pression dans la direction de V . Et la résistance de frottement est la composante de la résultante des forces de frottement dans la même direction. La somme des deux résistances est la résistance totale. Les composantes de la force résultante aérodynamique ne sont pas calculées directement à partir d'une loi élémentaire donnée. Le problème doit être posé pour chaque obstacle, car il dépend de la forme de l'obstacle. Nous verrons par la suite comment ces composantes peuvent être calculées.

3-2/LES COEFFICIENTS SANS DIMENSION UTILISES DANS LES CALCULES AERODYNAMIQUES :

Le système de forces défini précédemment et qui s'applique sur l'obstacle peut être réduit à une force F et un couple C . F peut être décomposée en une composante parallèle à V_{∞} , c'est la résistance ou la traînée R_x ; Et une composante perpendiculaire à V_{∞} , c'est la portance R_z .

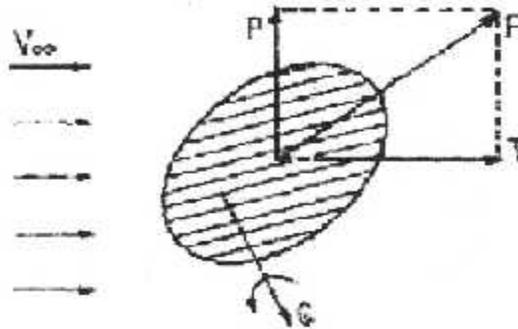


Figure (II-3) : Système de forces aérodynamiques s'exerçants sur un obstacle.

Pour des obstacles semblables géométriquement, l'analyse dimensionnelle conduit à écrire que toute force F doit être de la forme :

$$F = \rho V_{\infty}^2 I^2 f(\text{Re}) \quad \text{--- [II-4]}$$

Re est le nombre de REYNOLDS de l'écoulement qui dépend de la vitesse, il s'exprime comme suit :

$$\text{Re} = \frac{VI}{\gamma} \quad \text{--- [II-5]}$$

Traînée et portance peuvent être exprimées de la façon suivante :

$$R_x = \frac{1}{2} C_x \rho S V_{\infty}^2 \quad \text{--- [II-6]}$$

$$R_z = \frac{1}{2} C_z \rho S V_{\infty}^2 \quad \text{--- [II-7]}$$

Aussi le moment résultant M_r , s'écrit :

$$M_r = \frac{1}{2} C_m \rho S V_{\infty}^2 \quad \text{--- [II-8]}$$

Pour les fluides incompressibles, les coefficients C_x , C_z et C_m sont en fonction de :

- Géométrie du corps.
- Rugosité des parois.
- Viscosité du fluide.

Pour les fluides compressibles C_x , C_z et C_m dépendent en outre de :

- Nombre de mach.
- Nombre de REYNOLDS.
- Rapport des chaleurs massiques.

4/ PHENOMENE DE LA COUCHE LIMITE :

Dans tout écoulement autour d'un corps quelconques les effets de la viscosité se manifestent dans une mince couche adjacente à la paroi appelée couche limite. Cette dernière correspond à la zone où l'écoulement est retardé.

Dans la couche limite, la vitesse du fluide est nulle d'après la condition de non glissement, elle augmente très rapidement avec la distance normale à la paroi. En s'éloignant du corps, elle tend vers un état où la variation devient plus lente. Même si la viscosité du fluide est faible, les variations normales de la vitesse dans la couche limite sont suffisamment rapides pour conduire à des vitesses de déformation du fluide très importantes et corrélativement, les tensions de viscosité ne s'annulent pas, car c'est une propriété du fluide. Mais les variations de vitesses étant faibles, les forces de viscosité sont pratiquement négligeables (Devant les forces de pression et d'inertie), de telle sorte que le fluide est assimilable à un fluide parfait. Dans cette zone l'écoulement obéit aux équations de NAVIER STOCKES (Equation de la couche limite).

Remarque :

Etant donné que se sont les forces de frottement dues à la viscosité qui influent sur la couche limite, l'analyse de cette dernière permettra une évaluation des forces de frottement.

4-1/ LE DECOLLEMENT :

Dans un écoulement à potentiel, les filets fluides épousent la surface du corps et ils collent à la paroi. Dans les fluides réels, les filets peuvent dans certaines circonstances se détacher (se décoller de la paroi), et c'est dû aux différences de pressions et de vitesses au voisinage de la couche limite le long du corps.

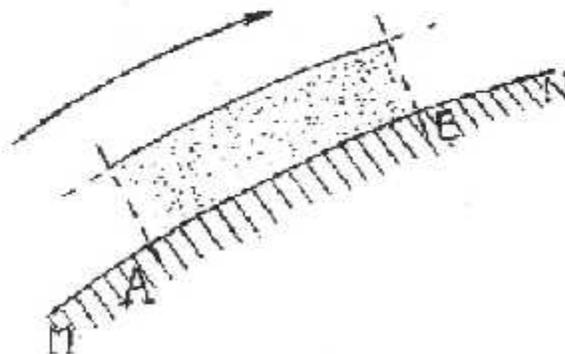


Figure (II-4) : Couche limite tangente à une paroi.

Si l'écoulement extérieur est accéléré, il existe selon la loi de BERNOULLI une pression plus élevée à l'amont qu'à l'aval. En effet, à la frontière de la couche limite on a :

$$P + \rho \frac{U^2}{2} = cte$$

D'où :

$$\frac{dP}{dx} = -\rho U \left(\frac{dU}{dx} \right) \quad [1.9]$$

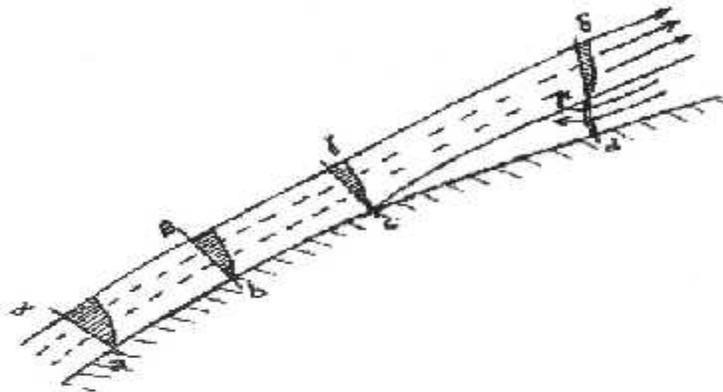


Figure (II-5) : Inversement et déformation des profils de vitesses.

Le phénomène de décollement apparaît lorsque le fluide s'écoule à l'intérieur d'un canal, soit qu'il y a une augmentation brusque de section ; Soit que la section croît progressivement, trop rapidement dans le sens de l'écoulement (tuyère divergente), dans les deux cas, on a $(dP/dx) > 0$. Par contre dans un convergent on a $(dP/dx) < 0$, le décollement n'est pas à craindre.

4-2- / POSITION DU POINT DE DECOLLEMENT :

POHLHENSEN a établie une théorie donnant la position du point de décollement pour des plaques planes où la couche limite est laminaire (non turbulente), avec un gradient de pression. La position du point de décollement dépend donc essentiellement de la nature de la couche limite ; Laminaire ou turbulente.

Remarque :

Selon JONES, une couche limite laminaire qui décolle peut, après être devenue turbulente, recoller sur la paroi, et ça dans certaines conditions géométriques.

4-3/ SUPPRESSION DES POINTS DE DECOLLEMENT :

Pour supprimer le décollement qui a de graves conséquences de point de vue technique (augmentation de la résistance, et diminution de la sustentation des ailes d'avions). Il faut en premier lieu, faire en sorte que les gradients de pression positifs qui s'établissent autour d'un corps soient assez faibles. D'autre part, on peut supprimer ou retarder le décollement en agissant sur sa première cause qui est le frottement, par l'utilisation de paroi mobiles animées d'une vitesse convenable dans le sens du mouvement.



5/ AERODYNAMIQUE DES PROFILS D'AILES :

5-1/ LES PROFILS D'AILES :

On désigne par profil la section obtenue en coupant l'aile par un plan parallèle au vecteur vitesse et perpendiculaire aux plans de référence du corps. La cambrure supérieure du profil est appelée extrados E, et la cambrure inférieure est dite intrados I. L points A étant le bord d'attaque et F le bord de fuite du profil.

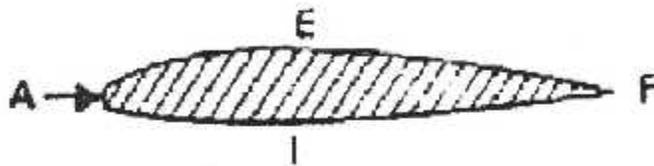


Figure (II-6) : Différentes zones d'un profil d'aile.

5-1-1/ CARACTERISTIQUES DES PROFILS D'AILES :

a) Caractéristiques géométriques :

Les premiers essais en soufflerie ont démontré que les bonnes qualités aérodynamiques nécessitent des formes arrondies à l'avant et affilées à l'arrière. Les différentes caractéristiques géométriques sont :

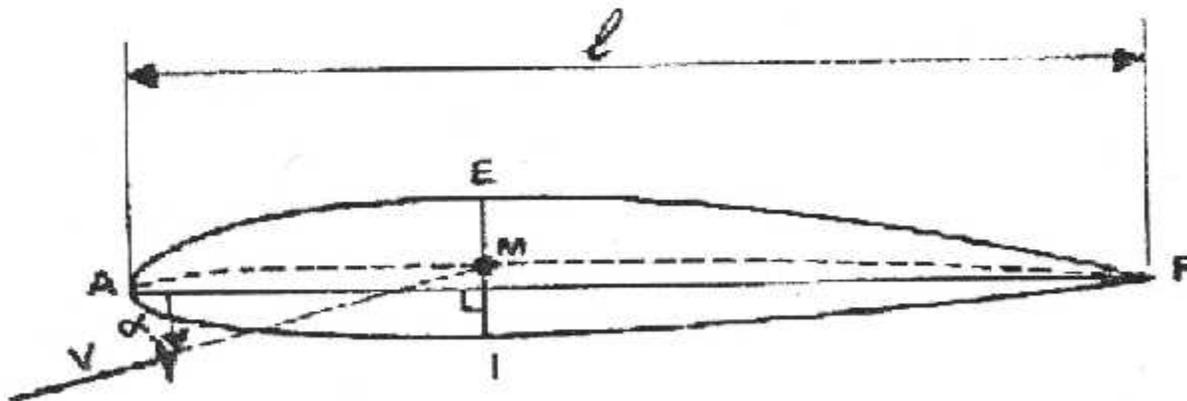


Figure (II-7): Caractéristiques géométriques d'un profil.

- Corde du profil :

C'est la droite de référence servant à la définition de la forme du profil. Dans la figure ci-dessous, elle est représentée par la droite AF qui lie les extrémités de la ligne moyenne .



- **Ligne moyenne ou ossature :**

C'est le lieu des points équidistants de l'intrados et l'extrados. Ou encore lieu des points milieu des segments perpendiculaires en chaque points de la corde AF.

- **Angle d'incidence α :**

C'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur vitesse. Il est orienté de la corde AB vers le vecteur vitesse. On le désigne par α .

- **Angle de portance nulle α_0 :**

C'est l'incidence pour la quelle la portance du profil est nulle. C'est-à-dire, le coefficient de portance C_x est nul. Si la vitesse est portée par l'axe de portance nulle, alors la force exercée par le vent lui est parallèle. Cet angle est habituellement négatif pour les profils usuels. Pour un profil biconvexe symétrique $\alpha_0 = 0$. Pour un profil biconvexe dissymétrique, il est généralement négatif et de l'ordre de -2 à -3° .

- **Angle de calage :**

C'est l'angle formé par la corde du profil et l'axe longitudinal de l'avion. Il est généralement de l'ordre de 2 à 3° .

b) Caractéristiques de forme :

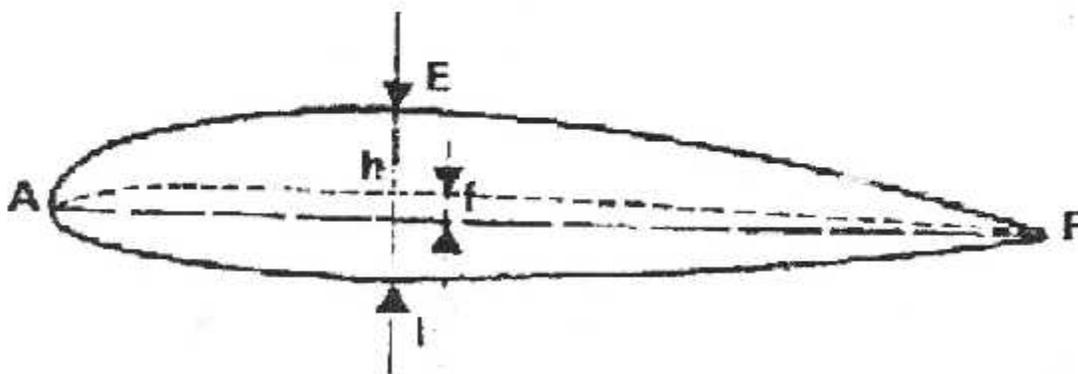


Figure (II-8) : Caractéristiques de forme d'un profil.

- **Epaisseur maximale h :**

C'est la distance entre deux tangentes parallèles les plus éloignées à la corde AF (c'est le segment maximum EI et qui est perpendiculaire à la corde AF). On la désigne par la lettre h , son abscisse est comptée en pourcentage de la corde.

- **Flèche maximal f :**

C'est la plus grande distance entre la ligne moyenne (l'ossature) et la corde AF, et par la suite la courbure ou la cambrure relative définie par f / l en pourcentage de la corde :



- Pour les profils symétriques : $f/l = 0 \%$.
- Pour les ailes courantes : $f/l = 2 \%$ environ.
- Pour les ailettes de turbines : $f/l = 10 \%$.

- **Épaisseur relative en pourcentage de la corde e :**

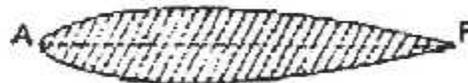
C'est le rapport de l'épaisseur maximale à la corde du profil soit, $e = h / l$. Ce rapport permet de classer les profils car :

- Si $e < 6 \%$, le profil est dit mince.
- Si $6 \% < e < 12 \%$, le profil est dit semi- épais.
- Si $e > 12 \%$, le profil est dit épais.

5-1-2/ DIFFÉRENTS FORMES DE PROFILS :

- **Profil biconvexe symétrique :**

Dans ce type, de profil, la ligne moyenne et la corde sont confondues, la flèche est nulle ainsi que la cambrure relative. L'intrados et l'extrados sont convexes symétriques par rapport à la corde AF. Ils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.



- **Profil biconvexe dissymétrique :**

Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avions, la courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados



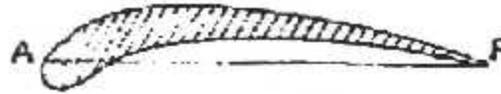
- **Profil à plan convexe :**

C'est le cas où l'extrados est convexe et l'intrados plan.



- **Profil creux :**

Il est généralement utilisé pour les planeurs, son extrados est convexe et son intrados est concave.



- **Profil laminaire :**

C'est un profil mince biconvexe symétrique, avec un bord d'attaque à lame de couteau. Il est utilisé en grande vitesse.



- **Profil à double courbure :**

Ce type de profil est aussi dit profil auto stable. Sa ligne moyenne coupe la corde du profil.



5-1-3/ LES PROFILS UTILISES :

L'origine de la conception des premiers modèles fus initiée en 1799 par « Lord CAYLEY », qui introduit pour la première fois l'idée d'aile fixe et des profils avec cambrure afin de générer une portance capable de maintenir l'appareil en l'air, cependant, il faudra attendre jusqu'à 1884 que « HORATIO PHILIPS » améliore le profil en utilisant des profils à double surface et cambrés. Durant la période 1920-1930, apparaissent divers types de profils, et en 1932, on trouve les premiers profils de la série NACA. Les profils les plus utilisés actuellement sont :

- Les profils CLARK, qui sont simple de construction, de pilotage et de réglage.
- Les profils EPPLER, qui sont les plus utilisés car ils ont été étudiés spécialement pour les modèles réduits et ils ont un bon rendement à faible nombre de REYNOLDS.
- Les profils RITZ, qui sont principalement utilisés pour l'acro et les 4 mm.
- Les profils WORTMANN, BERTIN, NACA ..., se sont les profils dits laminaires étudiés en tant que tels en grandeur ne le sont pas en modèle réduit, mais semble s'adapter aux écoulements turbulents.
- Les profils NACA non laminaires, ils sont utilisés pour l'acro et les 4 mm et unanimement employés pour les stabs.



Pour chaque type de profil on a une désignation spécifique données par des chiffres. Voici ce que ces chiffres désignent :

- RITZ 2.30.12 : 2 signifie creux (ou flèche de 2%).
30 signifie que l'épaisseur max se trouve à 30% de la corde à partir du bord d'attaque.
12 représente l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.
- FX 62 K 131 17 : FX signifie WORTMANN.
62 est l'année de création du profil.
K signifie volet, c'est-à-dire que le profil a été étudié pour être équipé de volet de courbure.
131 est l'épaisseur relative : 13,1 % de la corde.
17 est, lorsqu'il y a K, la corde du volet de courbure en pourcentage de la corde de l'aile.
- E 174: E signifie EPPLER.
174 est un numéro d'ordre ne donnant aucune indication.
- NACA 2409 : série à 4 chiffres.
2 est la flèche maximale 2 %.
4 est la position de cette flèche de la corde en dixième 40%.
09 est l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.
- NACA 23012 : série à 5 chiffres.
2 implique que $C_z \max = 3/2 \times 2$.
30 est le double de la position de la flèche en pourcentage de la corde (15 %).
12 est l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.
- NACA 633618 : série à 6 chiffres.
6 est le numéro de la série.
3 est la position du point de pression maximale en dixième de la corde.
3 est l'étendue en dixième de C_z de part et d'autre du C_{zi} de la bosse laminaire.
6 valeur du C_z maxi en dixième (0.6).
18 est l'épaisseur relative exprimée en pourcentage de la corde.

5-2/ ETUDE DE L'AILE EN ECOULEMENT :

Le théorème de l'aile est fondamentale non seulement dans l'étude de l'avion mais aussi dans celle des turbomachines (pompes, turbines, hélices...) .Dans ce qui va suivre nous allons étudier l'aile en écoulement incompressible.

5-2-1/ REPARTITION DES PRESSONS ET DES VITESSES :

Prenons un exemple simple ; Un profil plan convexe, placé à une incidence nulle dans un écoulement d'air :

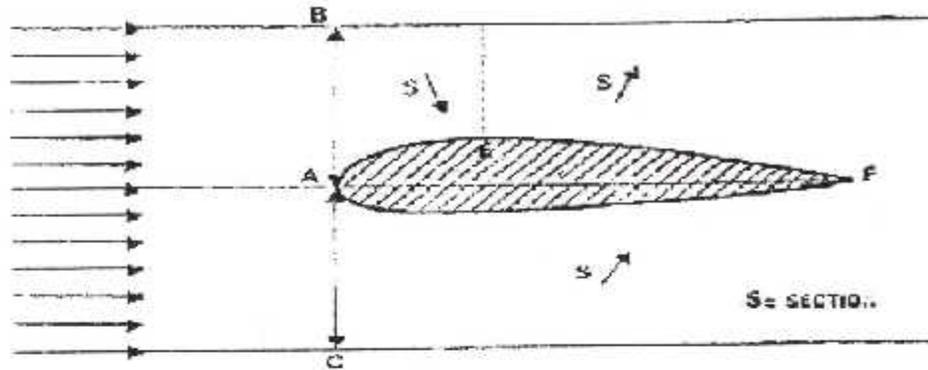


Figure (II-9) : Ecoulement de l'air autour d'un profil immobile.

A une certaines distances du profil (F pour l'extrados, C pour l'intrados), les filets d'air ne sont pas perturbés ; En conséquences :

- A l'extrados ; De A à E, l'écoulement est dans un convergent.
De E à F, l'écoulement est dans un divergent.
- A l'intrados : C'est pratiquement dans un divergent seulement que se produit l'écoulement.

La variation de la pression est régie par la loi de la conservation de l'énergie (théorème de BERNOULLI, $P_s + \frac{1}{2} \rho V^2 = Cst$). La variation de la vitesse se fait selon la loi de conservation du débit ($S V = Cst$). On a donc :

- A l'extrados : De A à E ; La vitesse augmente et la pression diminue.
De E à F ; La vitesse diminue et la pression augmente.

Ces conditions entraînent la création d'une zone de dépression qui sera maximum dans E.

- A l'extrados : De A à F ; La vitesse diminue et la pression augmente.
Une zone de surpression est créée.

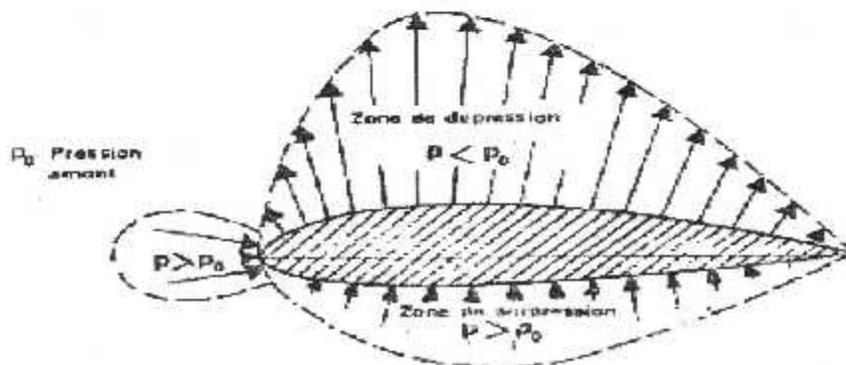


Figure (II-10) : Répartition de pressions autour d'un profil.

5-2-2/ RESULTANTE AERODYNAMIQUE :

L'origine de la résultante aérodynamique est la somme des forces de :

- Suppression de l'intrados.
- Dépression de l'extrados.
- Frottement sur le profil (la viscosité de l'air).

Les caractéristiques de cette résultante sont :

- Point d'application qui est le centre de la poussée.
- Directions oblique par rapport aux filets d'air.
- Sens, qui est vers l'arrière de l'intrados vers l'extrados.
- Intensité : $R = \frac{1}{2} \rho z Vp^2 S C_r$. Ou C_r est le coefficient aérodynamique qui tient compte de tout ce qui est difficile à chiffrer :
 - La forme.
 - L'état de surface.
 - L'incidence.

La résultante aérodynamique se décompose en deux forces :

1. F_x , parallèle à l'écoulement de l'air ; C' est la traînée.
2. F_z , perpendiculaire à l'écoulement de l'air ; C' est la portance.

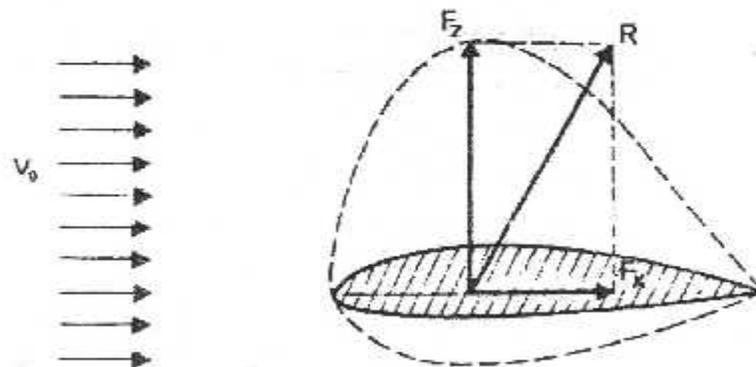


Figure (II-11) : Présentation de la résultante aérodynamique.

5-2-3/ NAISSANCE DE LA PORTANCE :

Comme nous l'avons vu précédemment la portance est une composante de la résultante aérodynamique. C' est une force dirigée vers le haut et elle assure une sustentation de l'aile dans l'air. La force de la portance est due aux différences de pression sur les deux faces du profil.

5-2-4/ L'INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE SUR LA FORME DE L'ÉCOULEMENT :

L'expérience montre que l'écoulement de l'air autour du profil est susceptible de revêtir des formes très diverses selon que son angle d'incidence est plus au moins grand. Le décollement apparaît

Toujours même sur les ailes les mieux profilées ; Mais aux faibles incidences, la région intéressée est assez restreinte et se situe au voisinage immédiat du bord de fuite .Lorsque l'incidence croît, un courant de retour partant du bord de fuite s'établit le long de l'extrados et le point de décollement remonte peu à peu.

5-2-5/ LA POLAIRE D'UNE AILE :

A partir des courbes de traînée et de portance en fonction de l'incidence, on établit ce que l'on appelle la polaire de l'aile qui est différente pour chaque profil et représente quelques unes de ces caractéristiques.

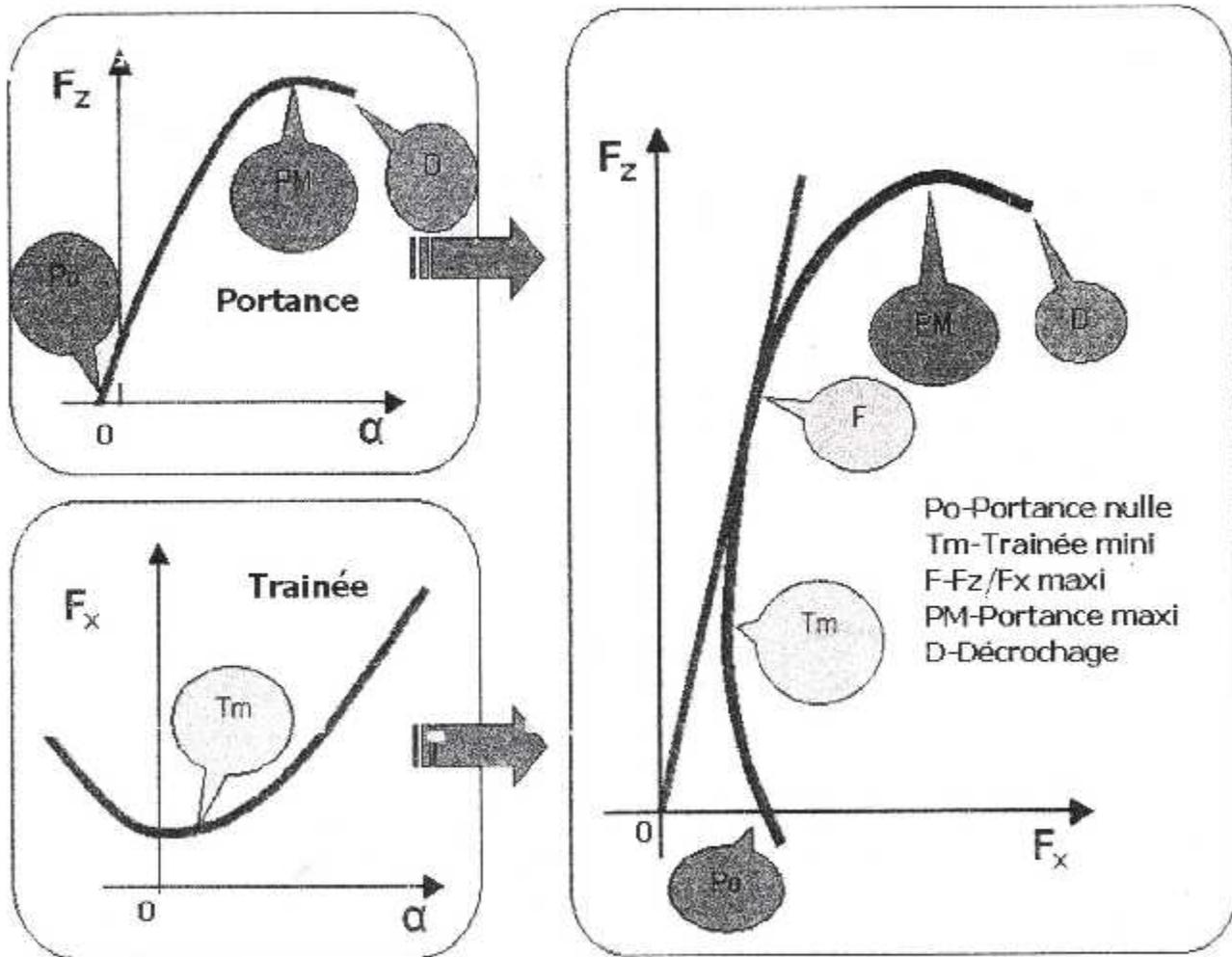


Figure (II-14) : Polaire d'une aile

On peut lire pour une même incidence la portance (verticale) et la traînée de l'aile. On voit bien que la portance augmente progressivement jusqu'au décrochage. Elle est nulle à P_0 , maximale à P_m . et lorsque la traînée (verticale) qui décroît puis croît devient trop importante pour une incidence positive, on observe le décrochage D . La traînée est minimale à T_m . On relève un point intéressant, F qui est la finesse maximale. La finesse est le rapport de la portance sur la traînée. Plus la portance est grande et la traînée petite, plus l'avion parcourra une distance importante en vol avant de toucher le sol. Le point F est donc le point où l'on obtient la plus petite traînée pour la plus grande portance. Ce point peut être trouvé en traçant la tangente à la polaire passant par l'origine. F est le point d'intersection de cette tangente avec la polaire.

5-2-6/ LE PHENOMENE DE DECROCHAGE :

Toute fois si l'incidence continue à augmenter jusqu'à atteindre une certaine valeur critique, l'épaisseur de la couche du courant de retour augmente brusquement et un nouveau type d'écoulement dans lequel le courant extérieur à la couche limite ne reste plus solidaire à la courbure de l'extrados mais tend à reprendre une direction voisine de celle du courant non perturbée par la présence de l'air, s'établit. Par la suite la portance chute brutalement, c'est ce qu'on appelle un Décrochage.

5-2-7/ LA TRAINÉ :

La traînée du profil est très importante pour l'étude du vol à grandes vitesses. La valeur de la traînée peut être déterminée par des calculs théoriques relatives à la couche limite, du moins en fluide incompressible, et aussi à l'aide d'essais (par exploration de sillage). Le principe du calcul de la traînée par l'exploitation du sillage est dû à BETZ (1925), mais la méthode n'est entrée en application qu'à la suite des travaux de JONES qui a obtenu, par un raisonnement une formule conduisant à des calculs plus courts.

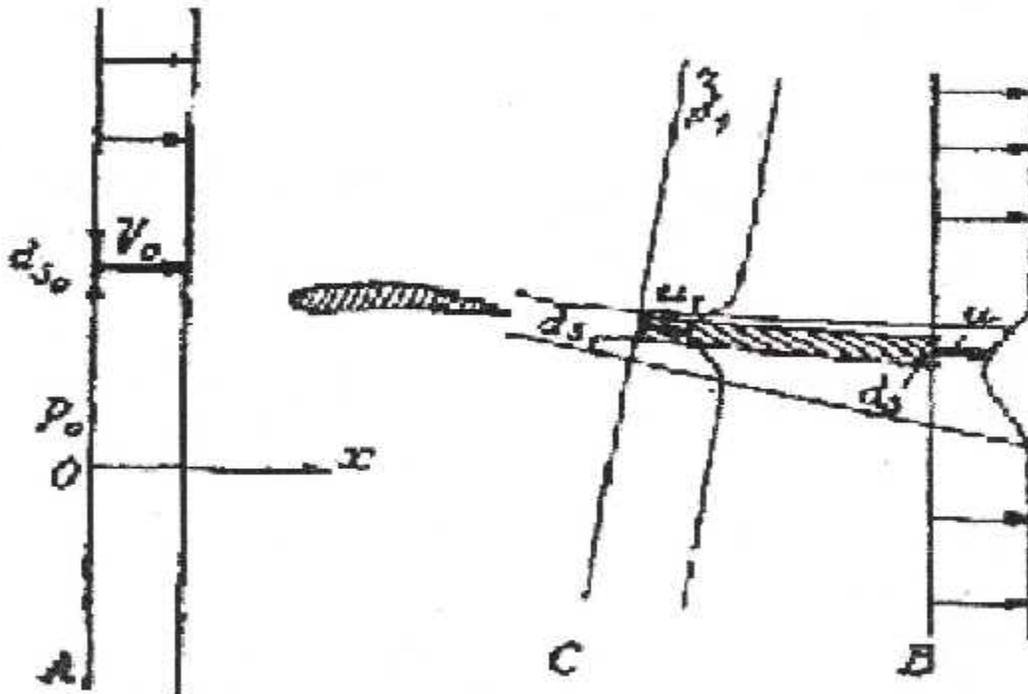


Figure (II-13) : Exploration du sillage en aval d'un profil.

Le principe de cette méthode est expliqué ci dessous :

Soit une section droite de l'aile d'avion et deux plans infinis A et B normaux à la vitesse V_0 prise comme axe OX. Dans le plan A à l'infini amont, V_0 et p_0 sont uniformes. En un point de B, on désigne par u la vitesse et par p la pression statique (fig II-15).

En soufflerie comme en vol, il est difficile d'explorer le plan B qui est situé beaucoup trop loin en aval. C'est pour cela que les mesure sont effectuées dans un plan C perpendiculaire à la direction moyenne du sillage, situé à une distance d comprise entre 0.5 à 3l.

CHA P T R E III :

Instrumentation et mesures



On peut trouver la traînée par des calculs théoriques, d'où ;

$$C_x = 2 \int_{\text{Sillage}} \sqrt{\frac{P_{r1} - P_1}{P_{r0} - P_0}} \left(1 - \sqrt{\frac{P_{r1} - P_0}{P_{r0} - P_0}} \right) d\left(\frac{z_1}{l}\right) \quad \text{--- [B-10]}$$

z_1 étant la coordonnée qui définit, à partir d'une origine arbitraire, la position de dS_1 dans le plan C.

Remarque :

Pour de bon profils la traînée F_x est sensiblement constante pour des valeurs modérées de la portance de ce même profil F_z .

1/ INTRODUCTION :

Un essai en soufflerie doit être concrétiser par des calculs, qui nous permettrons par la suite de déterminer les performances aérodynamiques de notre maquette d'étude . Et c'est pour ceux qu'il nous faut recueillir des données pour effectuer les calculs souhaités. Les paramètres les plus importants à mesurer pour sont : les pressions, les efforts (Portance, traînée, et le moment de tangage) et même que la visualisation de l'écoulement peut se révéler très important pour bien comprendre les phénomènes .

2/ MSURE DE PRESSION :

On mesure généralement une différence de pression , et cela , soit par rapport à la pression ambiante ou bien à une autre de référence, l'instrument utilisé est le manomètre .

2-1/ CLASSIFICATION DES MANOMETRES :

Cette classification peut se de vues car et si on considère le genre de pression à mesurer , on distinguera :

- Les manomètres à pression absolu dont le type classique est le baromètre .
- Les manomètres indiquant des pressions effectives , qui sont la majorité des manomètres industriels .
- Les manomètres donnant une pression différentielle , utilisée surtout pour la mesure du débit et des vitesses .

Mais la classification la plus importante , est par rapport à leurs principes de fonctionnement ; d'où on peut les rattacher à deux grandes familles :

1. Les manomètres à liquide dont le principe fait toujours appel aux lois de la statique des fluides .
2. Les manomètres métalliques qui ramènes la mesure à des forces de pression , et à celle de la déformation d'un système élastique (capsules manomètre , membranc métallique ...) .

2-2/ LES MANOMETRES A LIQUIDE:

Pour mesurer une variation de pression ΔP , on dispose celle-ci entre deux extrémités d'un manomètre ; Qui est le plus souvent à liquide .

Dans ce cas ; La différence de pression est équilibrée par la dénivellation Δh d'un liquide de poids volumique ω dans un tube faisant un angle réglable θ avec l'horizontal, d'où :

$$\Delta P = \omega \Delta h \sin\theta \quad \text{Avec} \quad \omega = \rho g \quad \text{--- [III - 1]}$$

Le Δh est lu sur une graduation dont, le zéro coïncide avec le niveau du liquide dans le cas ou $\Delta P=0$ (fluide au repos) . Et en variant θ , on peut ajuster la sensibilité selon la gamme de pression à mesurer .

En général ; on emploie comme liquide de l'alcool coloré (ou tout simplement de l'eau) pour les faibles pressions , ou du mercure dans le cas contraire . Mais il y a cependant , quelques liquides de densités intermédiaires .

Il existe tout de même ,une large variante de manomètres à liquide , dont :

2-2-1/ LES MANOMETRES A TUBE EN U :

C'est un tube en forme de U ,soit d'un seul bloc ou bien constitué de deux tubes transparents (en verre ou en plastique) , gradués et dressés en parallèle et reliés entre eux . Ce type de manomètre , dont le principe de fonctionnement reste toujours celui de la pression différentielle , nécessite en général deux lectures et un calcul pour obtenir les pressions effectives .

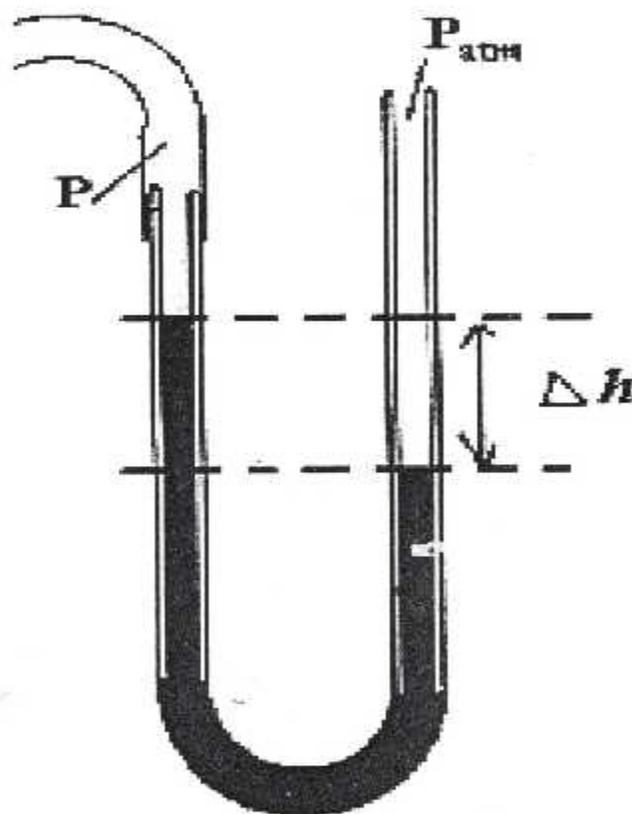


Figure (III-1) : Tube en U

2-2-2/ LES MANOMETRES A RESERVOIR :

Pour remédier partiellement aux défauts du tube en U , et surtout à la nécessité de faire deux lectures ; On a remplacé l'une des deux branches par un réservoir . Ce dernier doit être de section suffisamment large pour qu'il puisse alimenter n tubes montés sur un parallélogramme . qui est déformable dans un plan vertical et qu'on appelle mulimanomètre .

Ces derniers sont moins utilisés qu'autrefois, car ils sont encombrants, et on a un temps de lecture assez long. Cependant, ils permettent d'obtenir une vue générale d'un phénomène, ce qui facilite la compréhension d'une expérience et sa conduite, et cela grâce à leur précision.

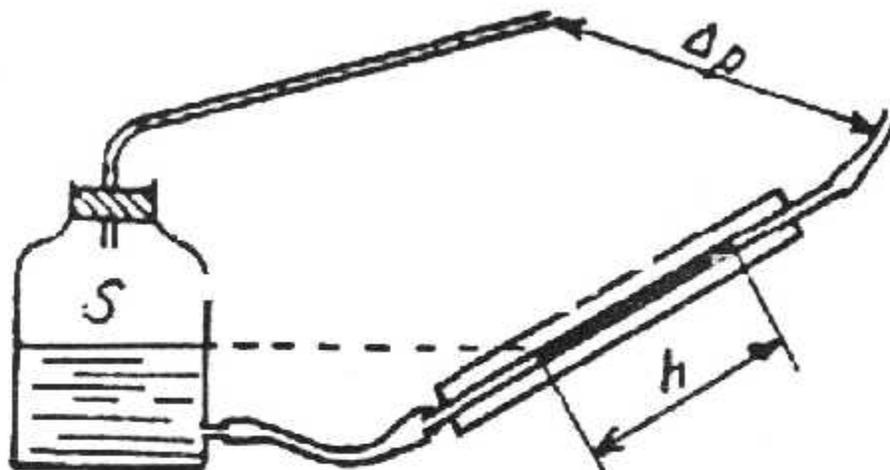


Figure (III-2) : Tube à réservoir

2-2-3/ LES MICROMANOMÈTRES :

On désigne ainsi des manomètres à liquide de très grande précision, celle-ci pouvant atteindre le 1/100 mm eau.

- Manomètres à deux liquides :

Un tube en U surmonté de deux réservoirs larges, remplis de deux liquides de masses volumiques différentes. Ces manomètres d'un emploi assez délicat, permettent de mesurer le 1/10 de mm d'eau.

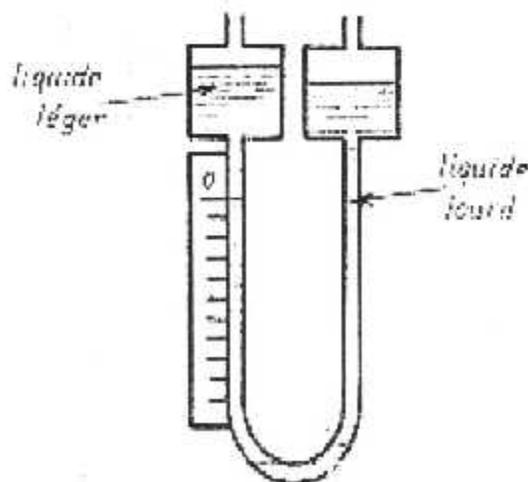


Figure (III-3) : Manomètre à deux liquides

- **Micro manomètre BETZ :**

Dans ce cas ; Le tube est concentrique au réservoir , et porte un flotteur auquel est suspendue une échelle graduée transparente immergée . cette échelle est projetée sur un verre dépoli , sur lequel on lit directement l'indication . La précision atteint le 1/100 de mm cau .

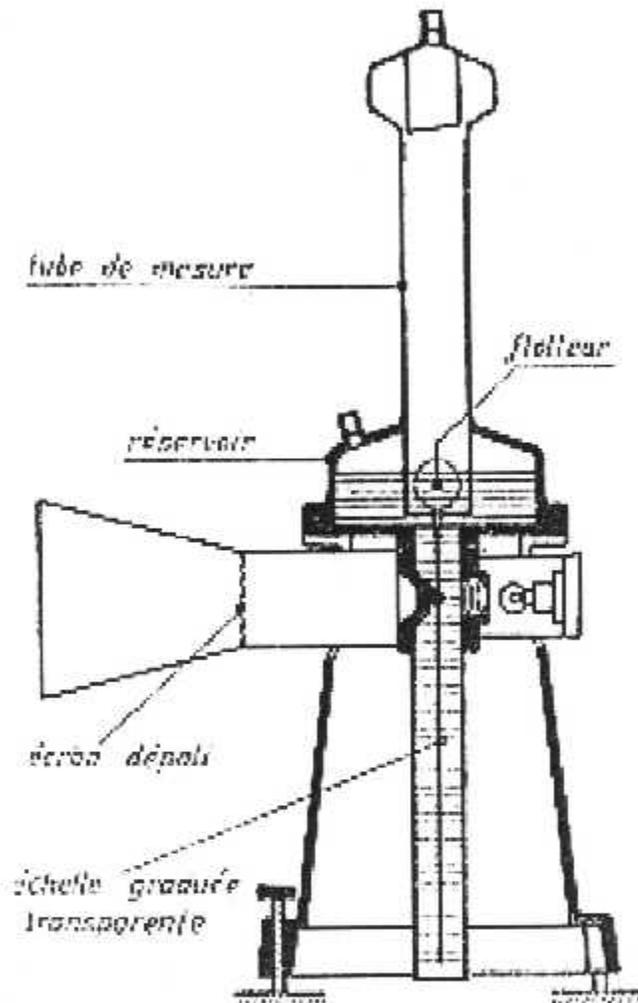


Figure (III-4) : Micro manomètre BETZ

2-3/ MANOMETRES METALLIQUES :

Ils travaillent d'une façon mécanique , et les utilisés sont :

- **Avec capsules manométriques :**

Pour les plus faibles pressions , on utilise ces capsules dans lesquelles on mesure la déformation d'une membrane circulaire encastrée , ou de l'ensemble d'une boîte cylindrique , dont toutes les parois participent à la cette déformation . La différence de pression est appliquée entre l'intérieur et l'extérieur de la capsule , c'est pour cela qu'il faut l'enfermée dans une enveloppe étanche .

On améliore la fidélité en ajoutant à la capsule un ressort intérieur ou extérieur , beaucoup plus rigide que la capsule , et absorbe la plus grande partie des forces de pressions .

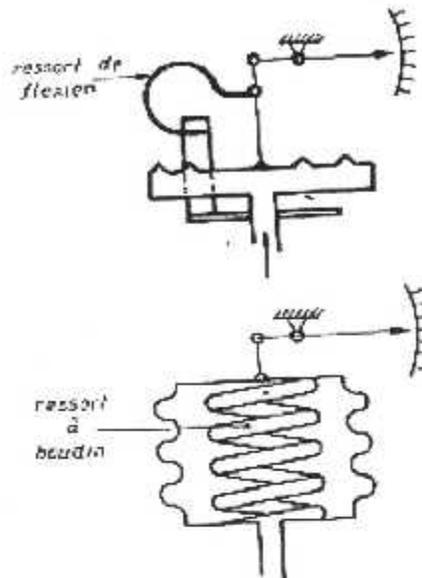


Fig III-5 : Capsules manométriques

- **Manomètres de BOURDON :**

Dans lequel la pression effective à mesurer , agit à l'intérieur du tube aplati enroulé en forme de spirale . sous l'action de la pression , la section tend à devenir circulaire et le tube se déroule . Le déplacement est amplifié mécaniquement .

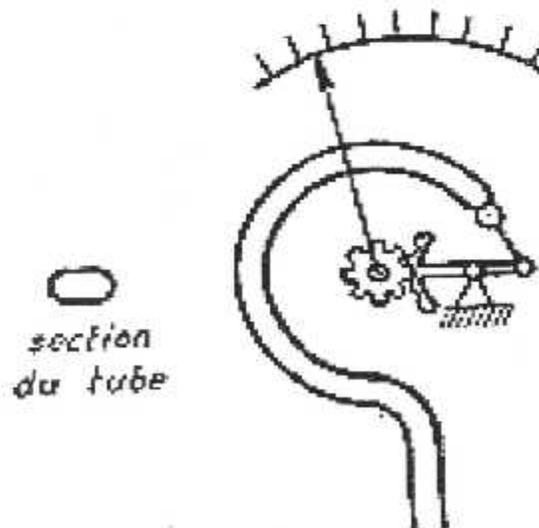


Figure (III-6) : Manomètre à BOURDON

Remarque :

Rappelons que l'étalonnage de ces manomètres est indispensable ,et cela se fait soit par un manomètre étalon , ou bien par une presse à étalonner .

2-4/ PRISE DE PRESSION STATIQUE :

Pour avoir la valeur d'une pression statique on doit percer des trous de faible dimension , dont la longueur cylindrique du sera de préférence à $2d$, et l'axe du trou ne doit pas s'écarter de plus de 10° de la normale de la paroi . Le trou ne doit comporter ni bavures, ni saillies , cette précaution est très importante .

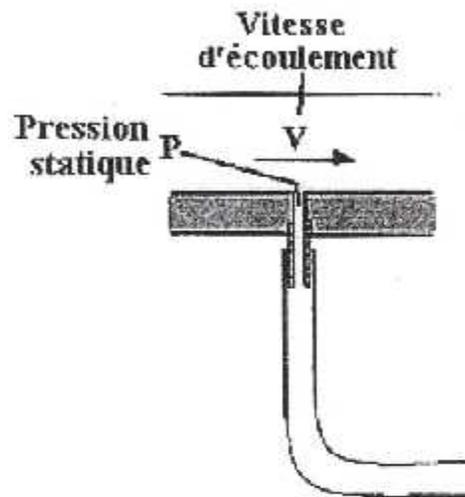


Figure (III-7) : Prise de pression statique

2-4-1/ PRISE DE PRESSION STATIQUE A LA PAROI :

On pratique des orifices dans les conditions précisées ci-dessus. Et pour déterminer la répartition de la pression dans une section droite d'une aile par exemple ; il est nécessaire de disposer d'une vingtaine de ces orifices .Toutes les canalisations correspondantes conduisent à une installation onéreuse, mais usuelle, dans les laboratoires.

Il y a une autre façon pour mesurer la pression statique c'est la prise lécheuse (GIRERD GUIENNE) , qui est basée sur le principe , que l'interaction du gradient est négligeable entre la couche limite et l'antenne , dans le cas du subsonique .

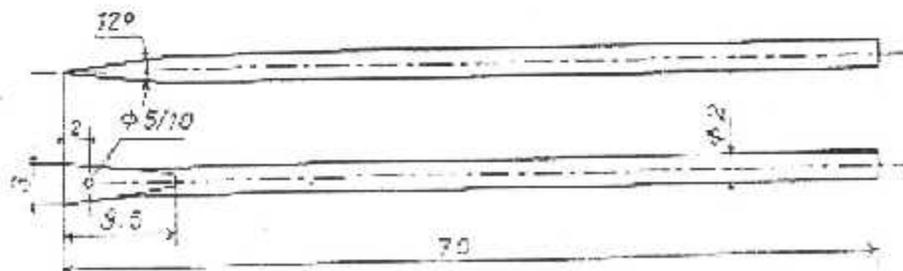


Figure (III-8) : Prise lécheuse GIRERD GUIENNE

2-4-2/ PRISE DE PRESSION STATIQUE DANS LA VEINE FLUIDE :

Des prises statiques sont aménagées sur un tube cylindrique d'axe parallèle à la vitesse V_0 à l'infini. La partie intérieure du tube est le plus souvent hémisphérique. Une canne support d'axe [ab] est perpendiculaire au tube, la prise de pression statique est constituée par un ou plusieurs trous aménagés dans une même section droite. Cette prise ne doit être ni trop près de l'extrémité hémisphérique car elle indiquerait une dépression ; Et ni trop près de la canne car il existe en aval de celle-ci décompression.

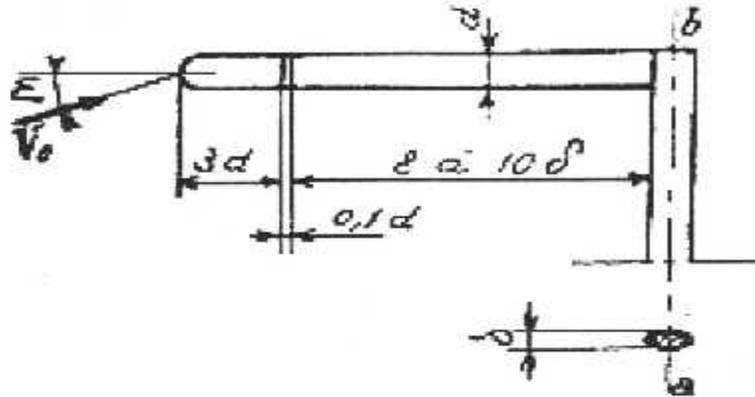


Figure (III-9) : Antenne pour mesurer la pression statique dans une veine fluide

2-5/ PRESSION TOTALE (PRESSION D'ARRET) :

La pression totale est mesurée par une antenne type PITOT simple ; Un tube recourbé dont la partie intérieure est disposée parallèlement à la vitesse, cette disposition a été utilisée par PITOT en 1732 ce qui a donné son nom à ce type d'antenne.

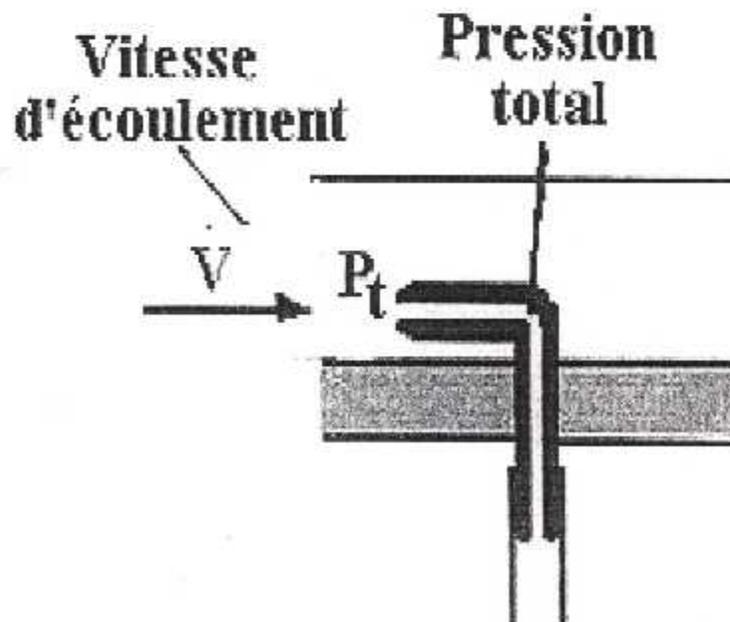


Figure (III-10) : prise de pression totale (PITOT SIMPLE)

Le diamètre du tube varie de 0.5 à 3 mm environ (aiguille hypodermique) dans un régime subsonique. L'indication est exacte jusqu'à une inclinaison de $\epsilon = 20^\circ$ de l'antenne sur la vitesse. Le diamètre du trou de la prise de pression a une grande influence quand ϵ est différente de 0. Nous noterons qu'un trou relativement grand (0.46 d) permet des mesures correctes jusqu'à $\epsilon = 13^\circ$.

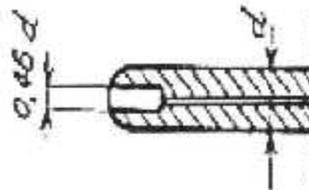


Figure (III-11) : Une prise de pression totale avec un grand trou

3/ MESURE DE LA VITESSE :

La vitesse d'un écoulement d'un fluide peut être mesurée par plusieurs appareils faisant appel à des principes très différents :

- Les sondes de pression.
- Anémomètre mécanique.
- Les anémomètres à fil chaud.

3-1/ LES SONDES DE PRESSION DYNAMIQUE :

Des prises de pression judicieusement réparties permettent d'obtenir une pression différentielle dite pression dynamique (P_d) entre une pression totale (P_t), et une autre statique (P_s). En générale, P_d est proportionnelle à la vitesse au point considéré.

3-1-1/ TUBE DE PITOT DOUBLE (PRANDTL) :

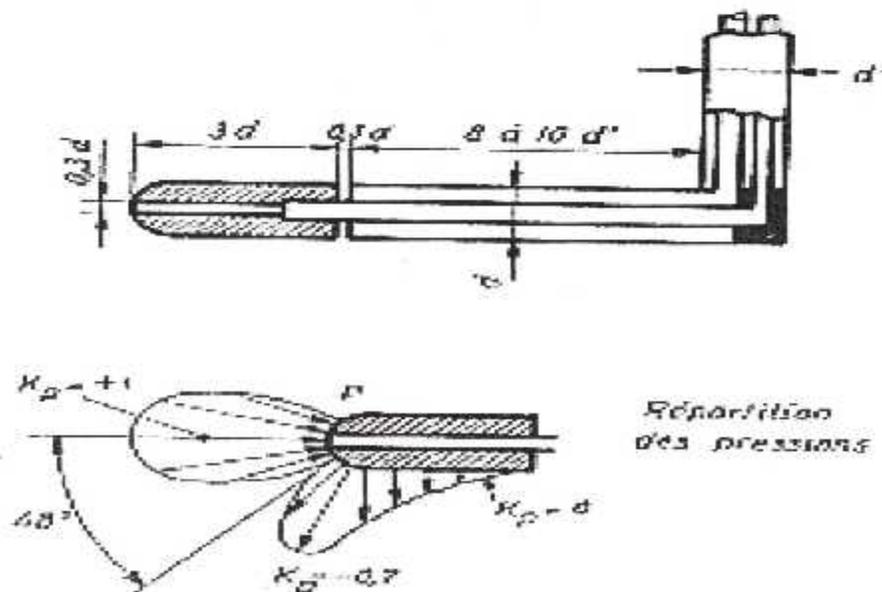


Figure (III-12) : Tube de PITOT double

C'est une sonde qui peut mesurer les pressions statiques et totales dans un même point. La figure (III-12) nous montre la coupe d'une telle sonde ; Et aussi, la répartition du coefficient de pression K_p au voisinage de son extrémité. Cette répartition nous montre, pour quoi la pression statique doit être rejeter au moins de $3d$ en aval de l'autre prise. Le diamètre d varie de 3 à 12 mm, et le tube normal à l'axe doit avoir un diamètre extérieur aussi faible que possible, pour ne pas perturber l'écoulement.

Le principe de fonctionnement de cette sonde a déjà été expliqué ; Celui de la pression dynamique $P_d = P_t - P_s$, qu'on peut lire soit sur un tube en U ou bien sur un manomètre différentiel.

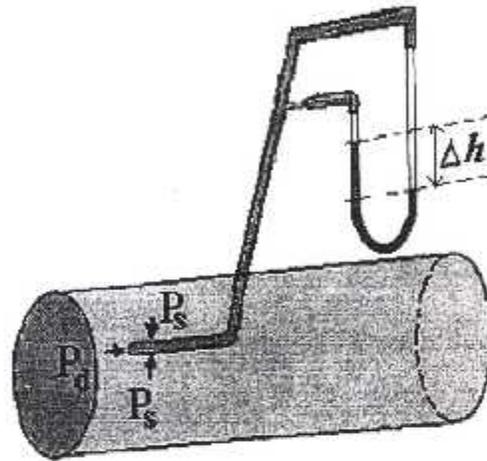


Fig III-13 : Mesure de la pression dynamique avec une antenne PITOT PRANDTL

Dans un écoulement permanent, on ajoute on ajoute le tube disposée en parallèle et opposé aux lignes de courant (comme sur la figure). La dénivellation Δh exprime la pression différentielle P_d , avec :

$$P_d = P_t - P_s = \rho g \Delta h \quad \dots(1)$$

On peut aussi l'exprimer de la sorte :

$$P_t = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2$$

Qui implique que :

$$\Delta P = P_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad \dots(2)$$

Et de (1) et (2) on obtient :

$$V = \sqrt{2 g \Delta h}$$

3-1-2/ TUBE PITOT VENTURI :

Le principe est de mesurer la différence de pression entre un convergent et son col . Le tube de VENTURI n'est utilisé que pour les mesures des vitesses lentes .

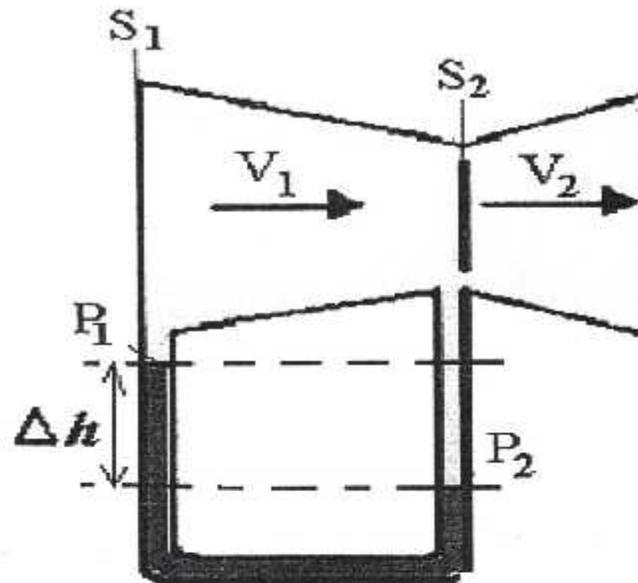


Figure (III-14) : Mesure de la vitesse avec tube de VENTURI

D'une part , nous savons de par la loi de continuité que $V S = \text{Constante}$, d'où :

$$V_1 S_1 = V_2 S_2$$

Qui nous donne :

$$V_1 = (S_1/S_2) V_2 \quad \dots(1)$$

Et d' une autre part , d'après la loi de BERNOULLI :

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

D'où :

$$P_1 - P_2 = \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_1^2) \quad \dots(2)$$

En remplaçant (1) dans (2) , et après le développement de notre équation , on obtient :

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho \left(\left(\frac{S_1}{S_2} \right)^2 - 1 \right)}}$$

3-1-3/ AUTRES TYPES DE SONDES :

Les autres sondes sont classées selon le résultat , que l'on a cherché à atteindre De par leurs construction . On citera donc les plus courantes , dont :

- Les sondes destinées à fournir une différence de pression plus importante Que le tube de PITOT ; dont on prendra comme exemple le tube VENTURI , ou bien le PITOT VENTURI .

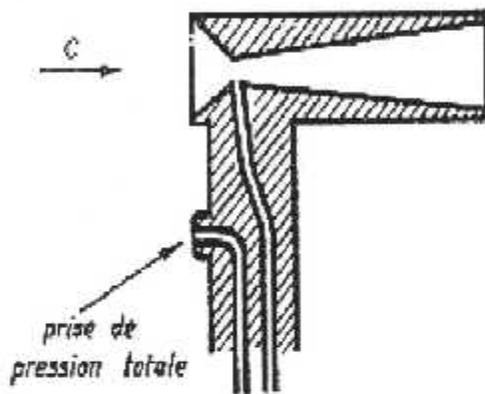


Figure (III-14) : Un tube PITOT VENTURI

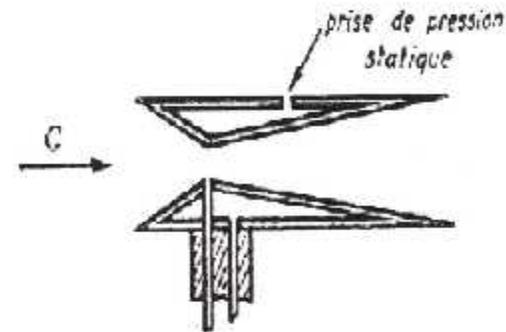


Figure (III-15) : Tube de VENTURI

- Les sondes destinées à peut sensibilité à la direction de la vitesse, comme la sonde de KIEL ,

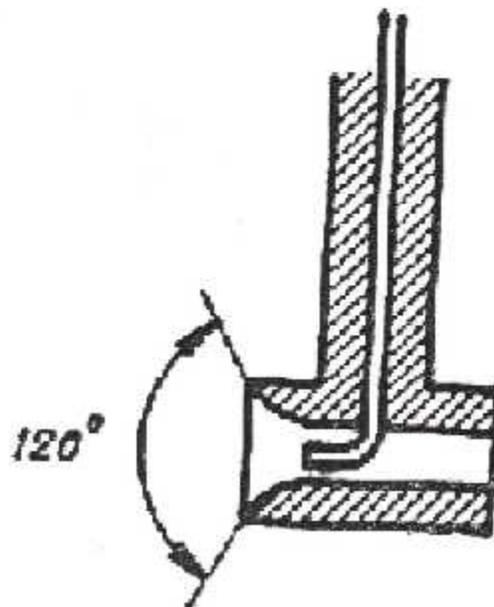


Figure (III-16) : Sonde de KIEL

Les sondes mesurant destinées à mesurer la direction de la vitesse, dit clinomètre. Aussi, il existe d'autres sondes servant à mesurer la vitesse en grandeur et en direction, comme c'est le cas des sondes I.M.F.L.

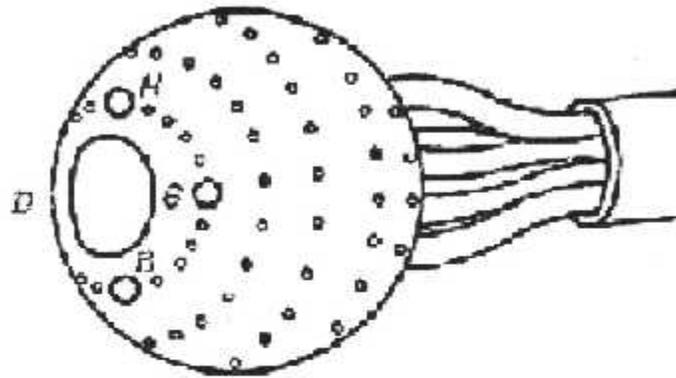


Figure (III-17) : Anémoclinomètre I.M.F.L

3-2/ LES ANEMOMETRES MECANINIQUE :

les appareils sont constitués par un moulinet extrêmement léger, mis en rotation par la vitesse de l'air dans une veine de dimension suffisante on aérodynamique, il existe deux types :

1. Avec axe de rotation parallèle à la vitesse (RICHARD) constitué par des palettes .

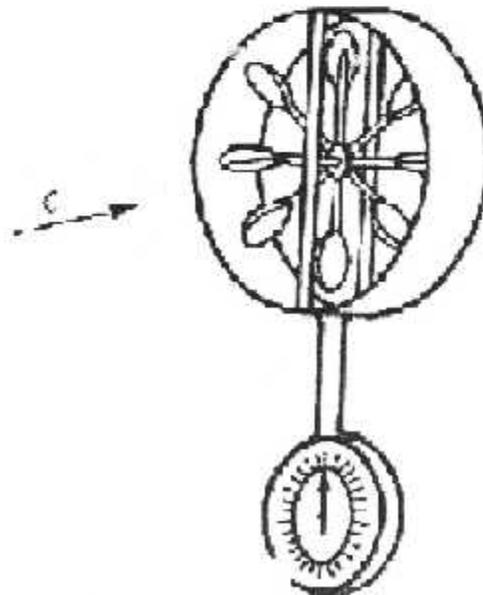


Figure (III-18) : Anémomètre RICHARD

2. Avec axe de rotation perpendiculaire au fluide à coupelles hémisphérique de (ROBINSON).

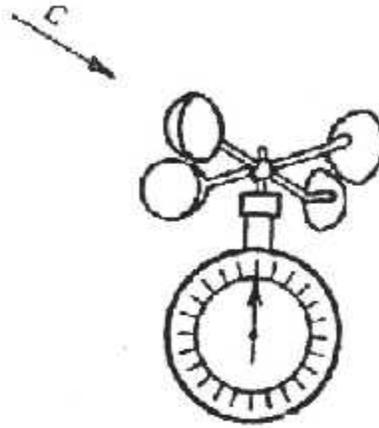


Figure (III-19) : Anémomètre ROBINSON

ces appareils ,sont associés un compte- tour et un chronomètre un tarage permet de calculer vitesse.

3-3/ LES ANEMOMETRES A FIL CHAUD :

Utilisés par HUGUENARD , magnan et PLATINIOL en 1923. Il est constitué par un fil conducteur inoxydable (platine) chauffé par un courant électrique et placé dans l'écoulement du fluide. D'une part, il y a un refroidissement du fil par convection , d'autre part , échauffement du fil par frottement avec le fluide en mouvement . la température du conducteur dépend donc de la vitesse ainsi que sa résistance . pour mesurer celle-ci , on intercale le conducteur dans un pont de WINSTONE .

Plusieurs montages électriques peuvent être réalisé ,utilisés surtout pour l'étude de la couche limite et aussi celle des perturbation .

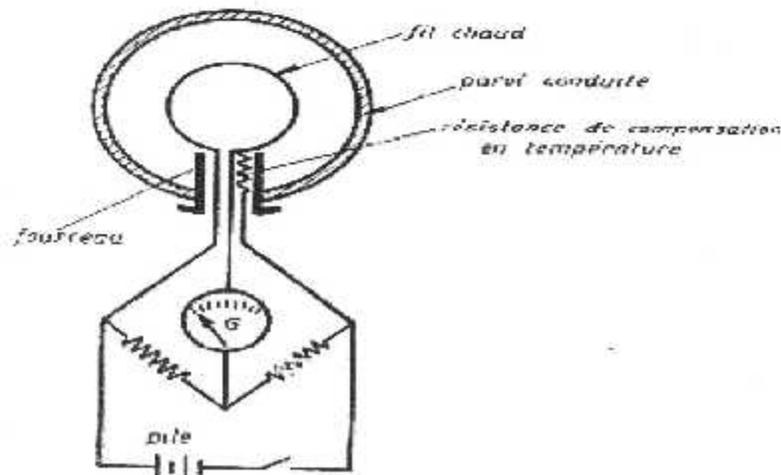


Figure (III-20) : Exemple d'un montage électrique pour anémomètre à fil chaud

4/ LES MESURES D'EFFORTS (PORTANCE , TRAINEE ET MOMENT) :

4-1/ LES MESURES DIRECTES (LES BALANCES AERODYNAMIQUES) :

Pour déterminer la résultante aérodynamique ,et le moment résultant sur un corps en essai , on utilise un ensemble plus ou moins complexe appelé « balance aérodynamique » .

Les premières balances étaient de type mécanique , mais cela suscite une cinématique très complexe , et conduisant à des véritables pesées . mais de nos jours , cette pesée a été substituée par la déformation d'une lame extensométrique ou remplacé par des balances en dard . Et dans ce cas , la maquette est fixée par l'arrière sur un bureau métallique dont on mesure la déformation ; Ou bien cette maquette montée sur un dard dynamométrique est mise en oscillation forcée successive autour de chacun de ses axes principaux . les informations du dynamomètre et celle d'un détecteur de position sont enregistrées . Des exemples de différents types de balances aérodynamiques sont données ci-dessous , en vue d'illustrer quelques dispositions principales .

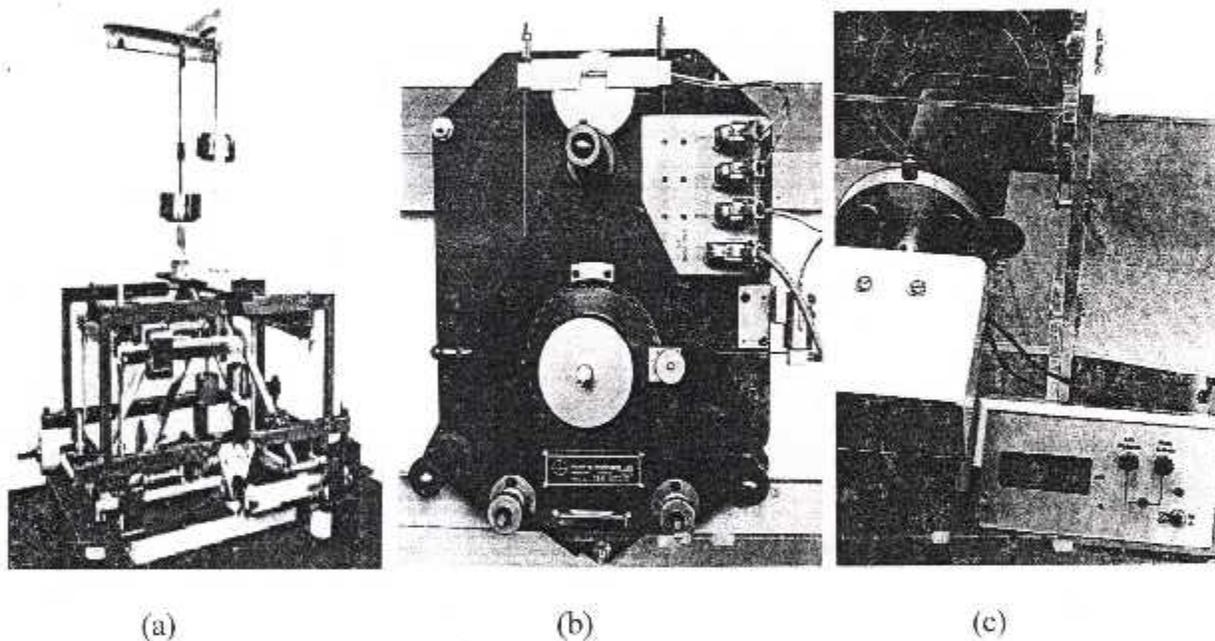


Fig III-21 : Balances aérodynamiques

- (a) Balance mécanique (DELTALAB 528) . (b) Balances avec dynamomètres (TE 81)
 (c) Balance électronique à jauges (EI 400)

Toutes les souffleries modernes possèdent actuellement de balances sont entièrement automatique . les signaux délivrés par les capteurs sont traduits électroniquement et numérisés avec sortie codées permettant l'utilisation d'ordinateur .

Remarque:

Une des principales difficultés des balances aérodynamiques réside dans le fait que les organes qui la constituent sont usinés avec une très grande précision , et leur déformation causeront des mesures incorrectes, ces déformations seront causées principalement par l'allongement , et aussi aux courses de dynamomètre sous l'application des efforts qu'il mesure .

4-2/ DETERMINATION INDIRECTE DES EFFORTS :

Dans bien des cas , on détermine la sustentation ,la traînée par des méthode indirecte , et cela à partir de mesure de pressions locales . C'est ainsi , que dans les souffleries à section rectangulaire , veine guidé ,avec une maquette dont l'envergure est égale à un coté du rectangle . on calcule la sustentation par l'intégration des pression sur les parois inférieures est supérieur de la veine (théorème des quantités du mouvement). Les expériences , mettent en évidence un excellent accords avec la sustentation mesurée directe à balance.

Une autre méthode est fréquemment utilisé ,mais cette fois , mesurer la résistance du profil (traînée, c'est l'exploration de son sillage en utilisant un tube de PITOT disposé , à une distance d'au moins deux fois la corde de notre profil .

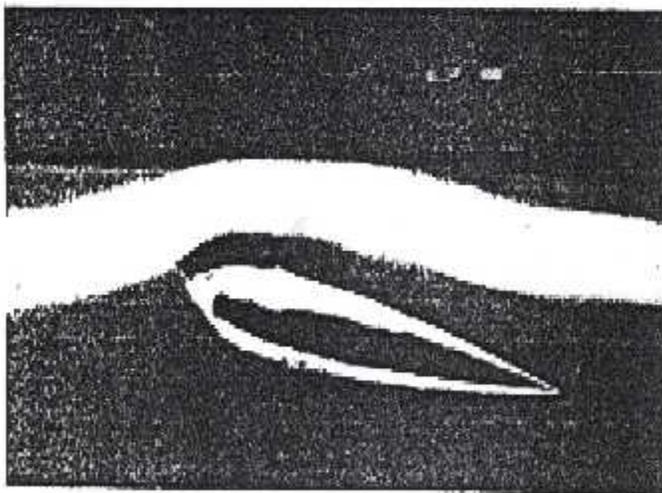
5/ LA VISUALISATION DES ECOULEMENTS :

A pour but de faciliter la compréhension des phénomènes qui peuvent se produire dans le champ aérodynamique que comme les décollement , les tourbillons ,les choc et autres .

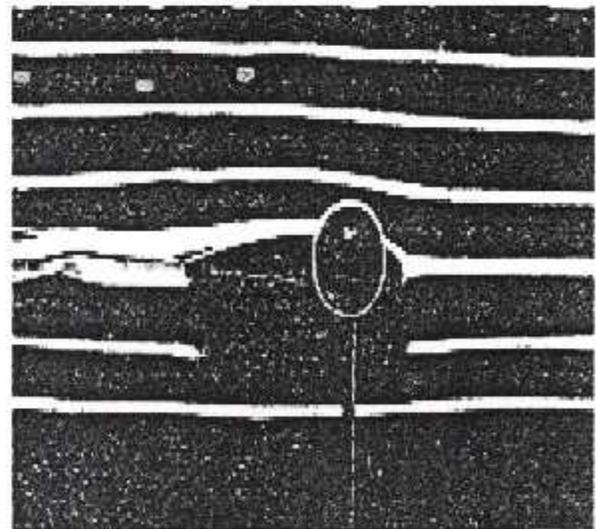
Dans le domaine subsonique, on a surtout chercher à caractérisé l'écoulement à la paroi des maquette , et cela grâce à diverses techniques : brins de soie (ou de laine fine) volés à la paroi ,enduis ou peinture déposé à la surface de la maquette ou encore émis par des orifice ménagés dans la paroi.

Dans le cas de faible vitesse , on a pu visualiser les lignes de courant d'air grâce à des filets de fumée émis dans la soufflerie un amont de la maquette . Maintenant ,il existe beaucoup de techniques , plus moderne , tel que l'utilisation de la lumière , du laser ,ou bien des souffleries spécialement conçues pour la visualisation ; Et même , on peut traiter les écoulement avec une très grande précision avec un support numérique (visualisation assistée par ordinateur) .

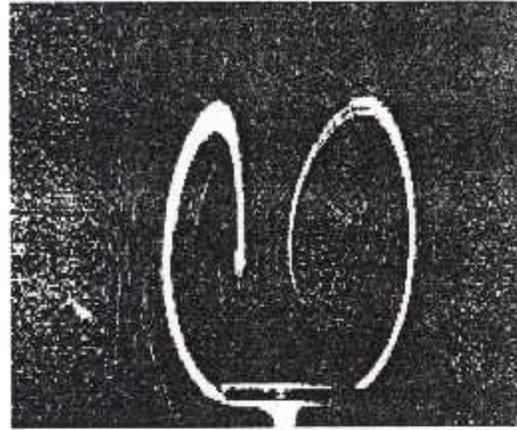
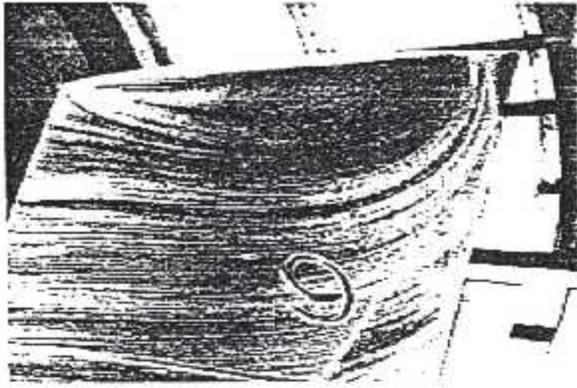
Dans ce qui va suivre , nous verrons les procédés les plus utilisées ; Des plus simples aux plus complexes d'entre eux .



1. Visualisation avec la soufflerie
FVSP (générateur de fumée incorporé)

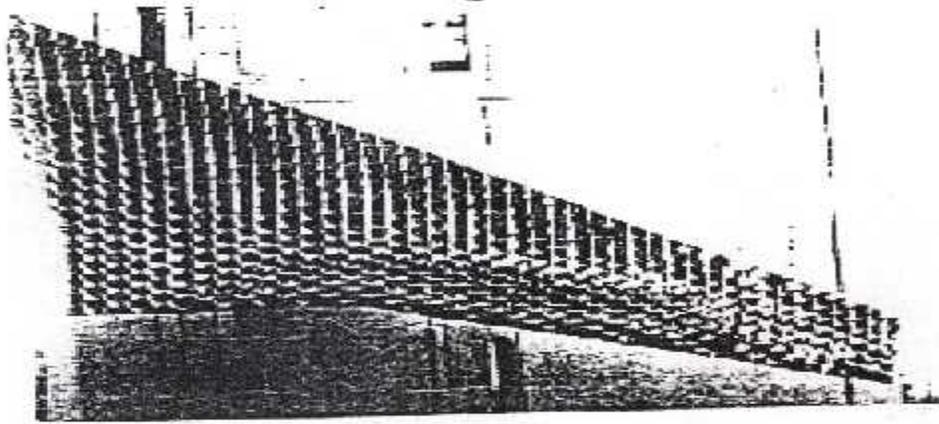


2. Visualisation par fumée (l'ONERA)



3. Visualisation avec lumière laser
(générateur de nappe plane EI 810)

4. Visualisation à l'oxyde titane.



5. Visualisation à l'aide de brins de soie (étude du décollement d'une aile par l'ONERA)

Figure (III-22) : Procédés de Visualisations

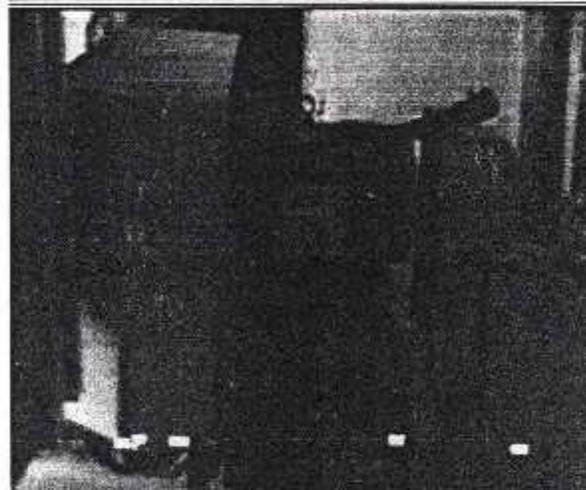
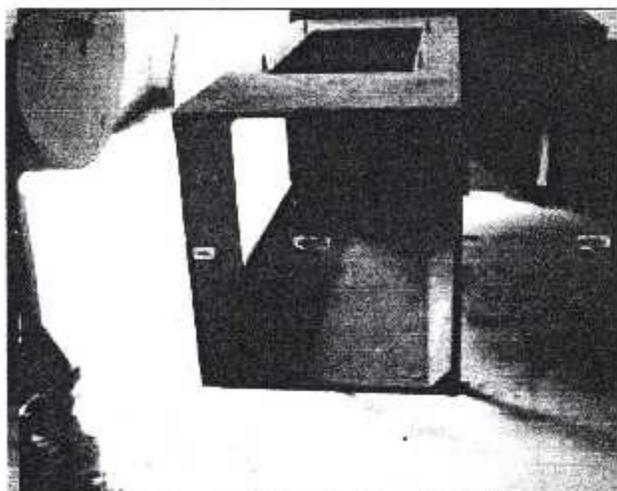
CHAPITRE IV :

Remise en état de la soufflerie



1/ ETAT INITIAL :

Chaque équipement laissé à l'abandon durant longtemps se détériore (saleté, corrosion, cassure...) comme c'est le cas dans notre soufflerie. Les photos qui vont suivre, donnerons un aperçu de sont état.



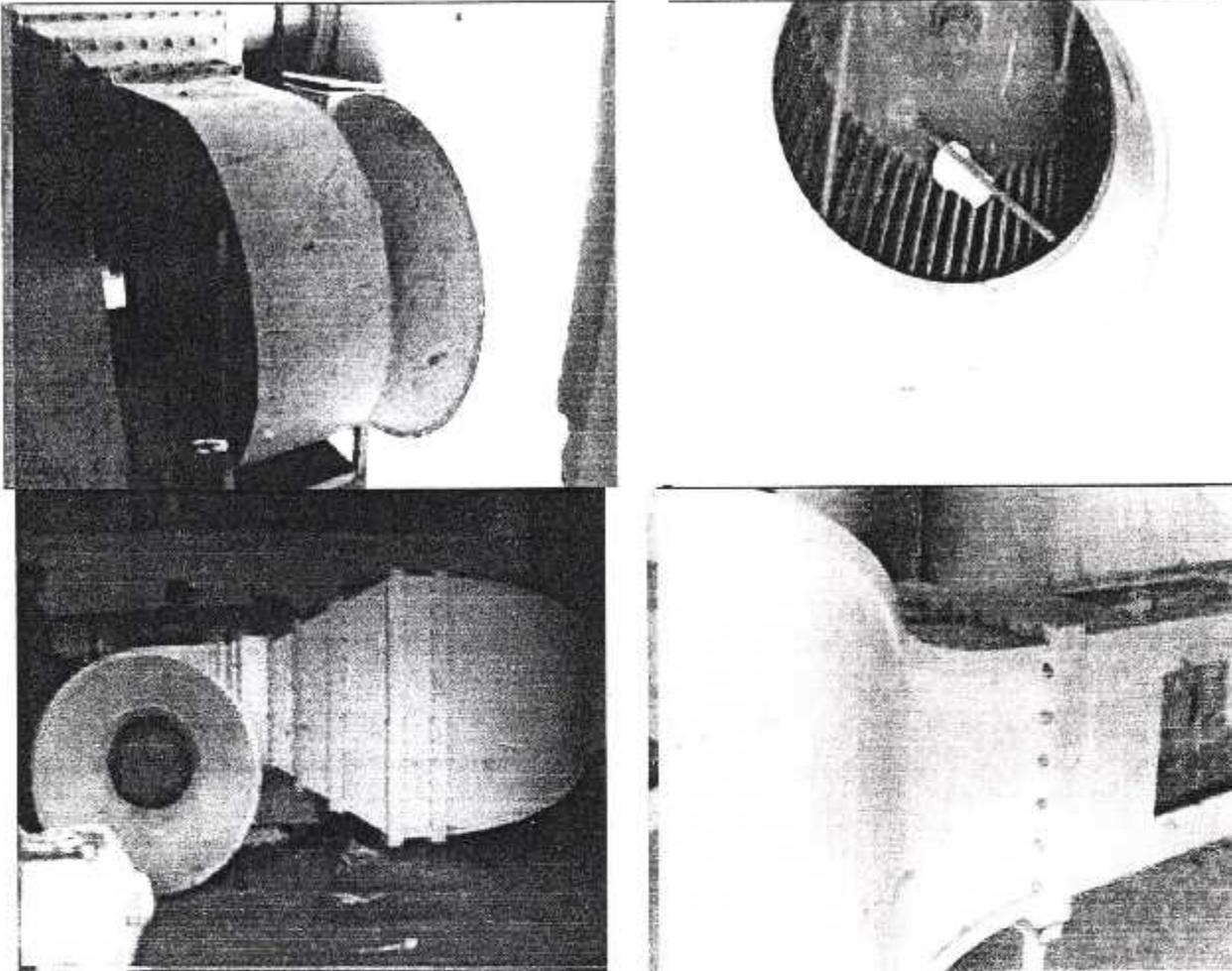


Figure (IV-1) : Etat initial global

2/ IDENTIFICATION ET CONSTAT :

Comme vous avez pu le voir, la soufflerie a été trouvée dans un état lamentable. Après une première approche, on a pu constater que :

2-1/ LAVEINE D'ESSAI :

Faite en bois, totalement détérioré dont les parois internes étaient vraiment dans un sale état. Notre veine est de type (veine libre) ; Dépourvue de tout équipement, tel que balance et existence de l'emplacement et des essais des procédés de visualisation.

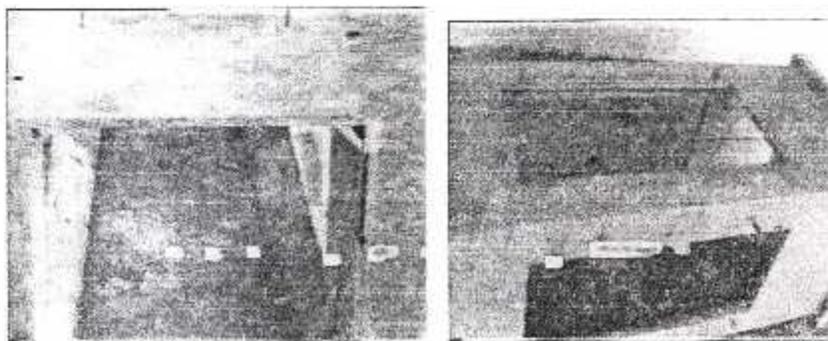


Figure (IV-1) : Etat de la veine d'essai

2-2/ CONVERGENT (COLLECTEUR) :

Le convergent est aussi fait en bois, de forme soigneusement étudiée. On distinguera deux prises de pression statique 1 et 2, l'une dans sa section de sortie et l'autre dans sa section d'entrée. On a constaté que ces prises étaient bouchées et sans aucune tuyauterie de raccordement.

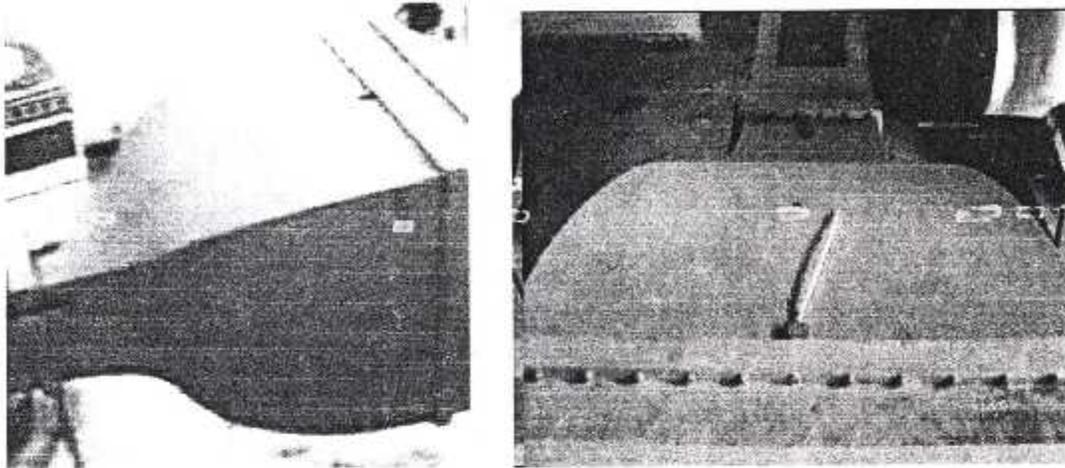


Figure (IV-3) : Le collecteur

2-3/ CHAMBRE DE TRANQUILISATION :

Situer entre le collecteur et l'extracteur, elle se compose de plusieurs élément :

1. Habitacle à section constante fait en bois.
2. Convergeant en bois.
3. Convergeant en bois.
4. Convergeant en acier.
5. Habitacle en aciers à section constants.

Entres ces éléments, on trouvera un filtre en nid d'abeille en bon état si on peut le dire mais aussi des grillages déchirés, on remarquera des joints séparant les différentes parties de la chambre de tranquillisation.

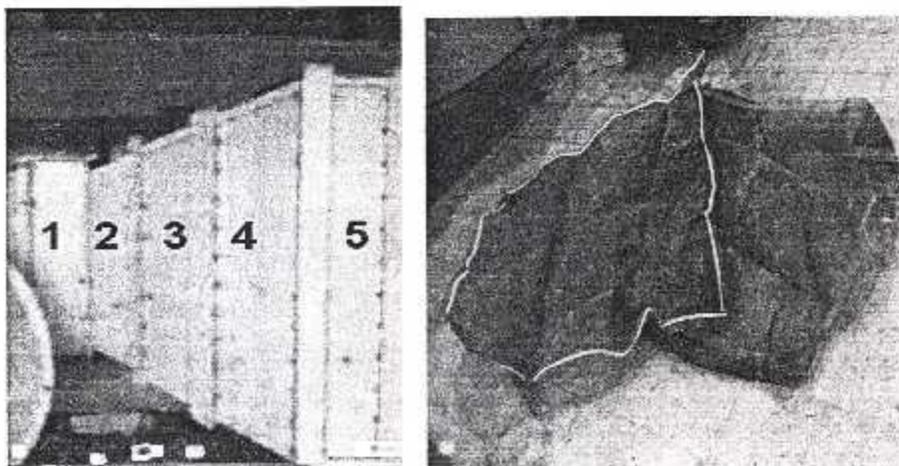


Figure (IV-4) : La chambre de tranquillisation et grillages

2-4/ ASPIRATEUR (VENTILATEUR) :

L'aspirateur est constitué d'un convergent d'aspiration relié à un diffuseur par un autre convergent plus petit et d'une roue équipée de pales. Cette dernière est une roue centrifuge reliée à l'arbre de transmission de la poulie qui manque, la roue est logée dans un diffuseur .

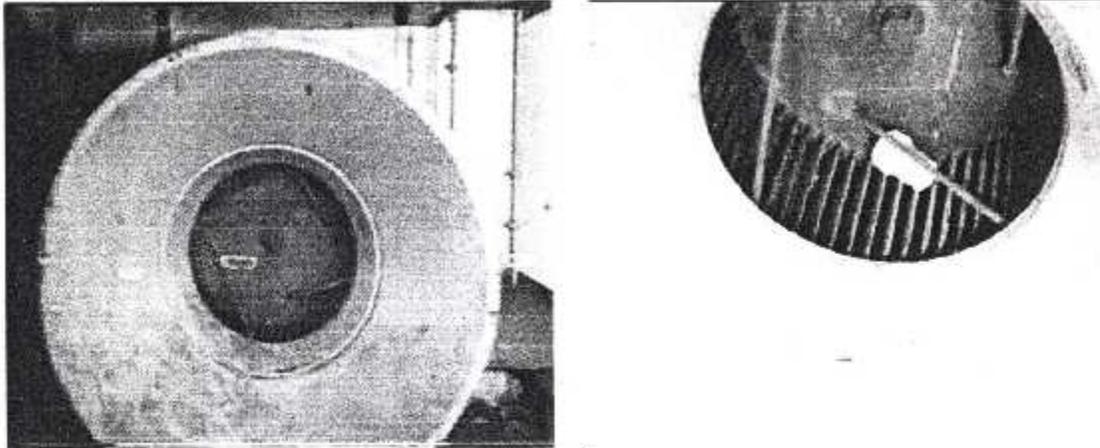


Figure (IV-5) : Le ventilateur

Remarque :

L'ensemble des éléments de la soufflerie est assemblé par boulons.

2-5/ MECANISME D'ENTRAINEMENT :

La roue du ventilateur est entraînée par un moteur électrique de puissance 22 KW muni d'une armoire de commande, l'entraînement se fait par corroie caoutchouté, trapézoïdal cranté (pour le refroidissement) et une poulie menante coté moteur, nous remarquons donc l'absence de la poulie menées. Le moteur électrique est monté sur un plateau coulissant sur rails.

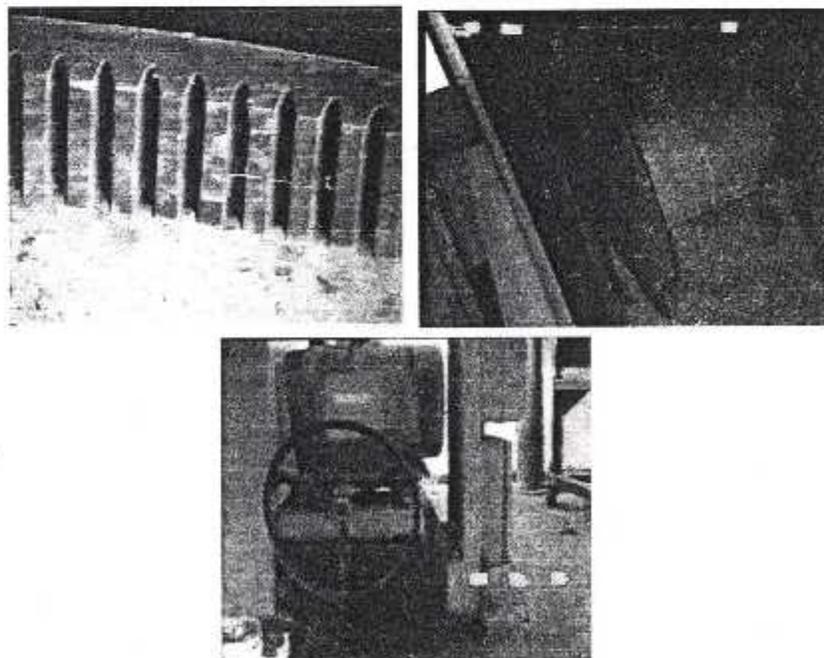


Figure (IV-6) : le mécanisme d'entraînement

2-5/ LE MOTEUR ELECTRIQUE :

C'est un moteur qu'on a trouvé en piteuse état, car, orme la crasse, il n'y avait même pas une alimentation adéquate, les caractéristiques de se dernier sont :

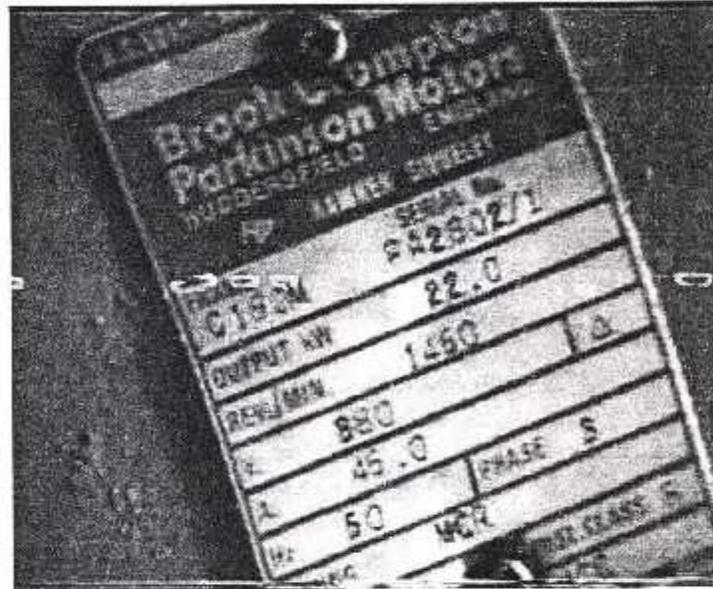


Figure (IV-7) : les caractéristiques du moteur électrique

3/ TRAVAUX EFFECTUES :

Après une familiarisation avec la soufflerie on a du passer à la phase de démontage pour avoir plus de détail technique la concernant.

3-1/ L'EXTRACTEUR : (Voir annexe 1,2 et 3)

Les travaux effectués sont :

- Nettoyage et peinture (avec addition d'une anti-corrosion).
- Vérification de la roue, ainsi que l'état de l'aubage.

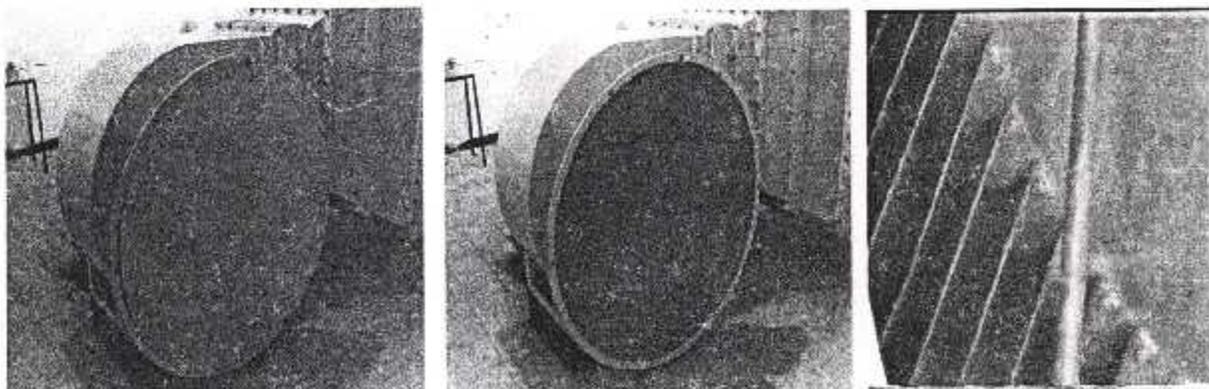


Figure (IV-8) : Le ventilateur après maintenance

3-2/ CHAMBRE DE TRANQUILLISATION : (Voir annexe 4,5,6,7,8 et 9)

Lors du démontage, on a trouvé un filtre (type nid d'abeille) loger à l'intérieur de l'habitacle en acier, et maintenue par une grille métallique (voir annexe), et 4 grillages métalliques 3mm de maille séparent les différentes partie de la chambre de tranquillisation.

Les travaux effectués pour la chambre sont :

- Nettoyage et peinture.
- Remplacement des grillages.
- Nettoyage du nid d'abeille par soufflage.

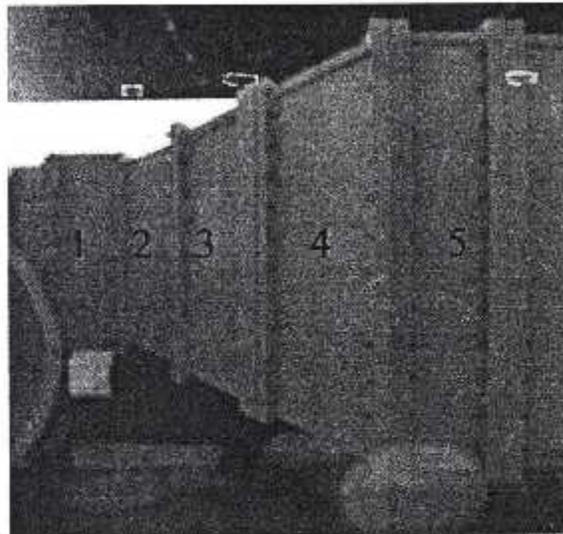


Figure (IV-9) : Chambre de tranquillisation après maintenance

3-3/ LE CONVERGENT : (Voir annexe10)

Pour le convergent on a effectué :

- Nettoyage et peinture.
- › Entretien des deux prises pression statique et leur raccordement.
- Réalisation d'un manomètre, pour le calcul de la vitesse (relié aux prises de pression).

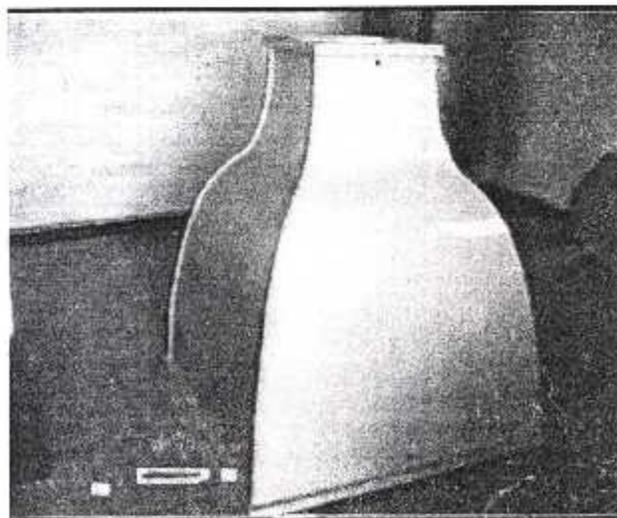


Figure (IV-10) : Le collecteur après maintenance



3-4/ MECANISME D'ENTRAINEMENT :

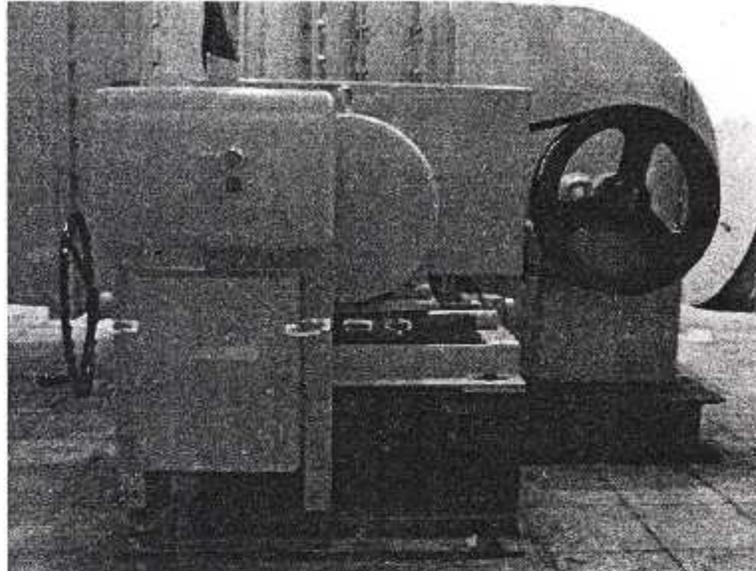
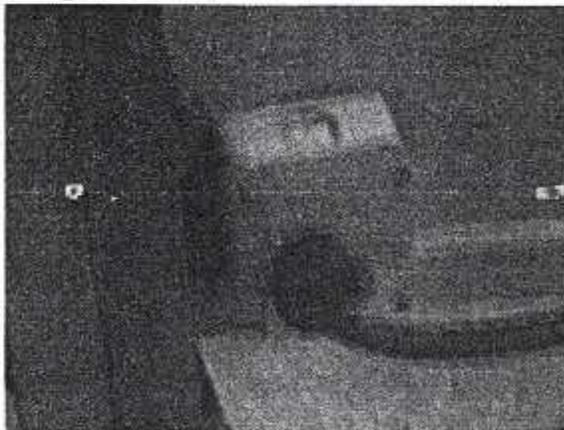
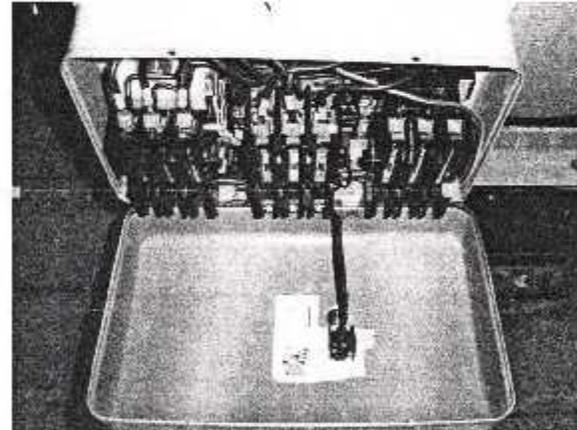


Figure (IV-11) : Le mécanisme d'entraînement

Après essai, on a constaté que le moteur était en bon état, mais il y avait un problème au niveau de l'armoire de commande, précisément le module du boutons arrêt, qui a été remplacé. Ce moteur est relié à un variateur mécanique. Aussi , pour une mesure de sécurité , un bouton d'arrêt d'urgence y a été aménagé .



Bouton d'arrêt d'urgence



Armoire de commande

Figure (IV-12) : Réparation de l'armoire de commande

Après démontage, on a vu que le variateur mécanique (*Voir annexe 11*) se compose d'une poulie montée en porte à faux sur l'arbre moteur, cette poulie compte une partie fixes, et une autre mobile fixé à un fût, et serrer par un système de ressort qui se compose de 17 galets concaves disposés en paire pour permettre la contraction de ces dernier. Ces galets sont logés à l'intérieure du fût et maintenant grâce à un cerclipe.

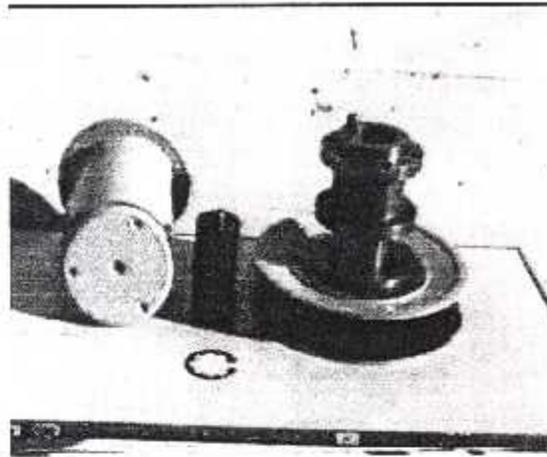


Figure (IV-13) : le variateur mécanique après démontage (constituants)

En connaissant les éléments du composant, on a pu comprendre l'utilité du plateau coulissant portant le moteur qui se traduit par :

Lorsque la distance est minimale entre l'arbre moteur et l'arbre du ventilateur, la distance entre les deux parties de la poulie du variateur, mais quand on éloigne les deux arbres, la courroie se rapproche de l'axe de rotation du variateur en appliquant une force sur la partie mobile qui s'éloigne de la partie fixe, la résistance opposée au ressort est surmontée par la poulie, se traduit par une variation de la vitesse de rotation.

En ce qui concerne les travaux effectués :

- Graissage du variateur mécanique et aussi des rails de la table coulissante.
- Nettoyage et peinture.
- Réalisation de la poulie menée et son montage.
- Montage de la courroie menée.

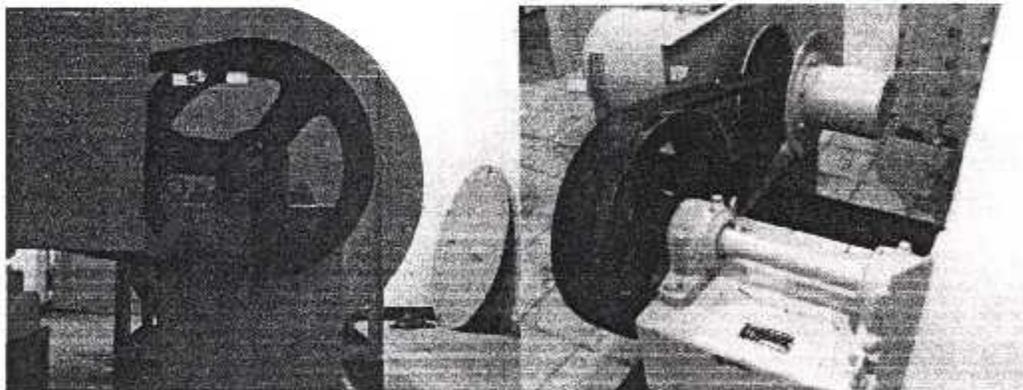


Figure (IV-14) : la poulie menée

Remarque :

La poulie a été modélisée, puis moulée à la fonderie d'EL HARRACH et ensuite usinée chez un tourneur fraiseur ; Cependant, cela nécessite un calcul afin de la dimensionner. Et pour plus de détail (Voir annexe 12, 13 et 14).



3-5/ LA VEINE D'ESSAI: (Voir annexe 15)

Comme il a été déjà cité, notre veine d'essai a dépourvu de tout équipement, et donc son aménagement a été indispensable pour établir un banc d'essai.

On a équipé ces proies latérales ainsi que sa paroi supérieure par des plaques en plexiglas. Ces derniers supportent les modèles, avec possibilité de changement d'incidence.

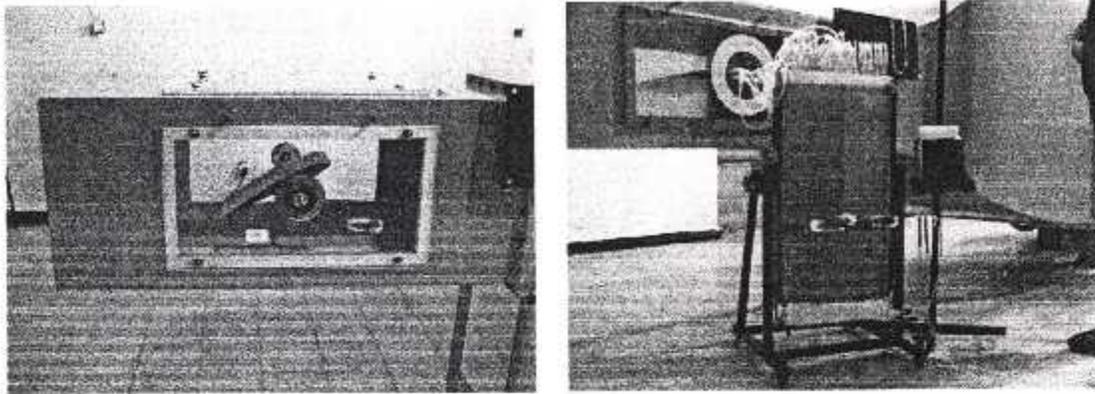
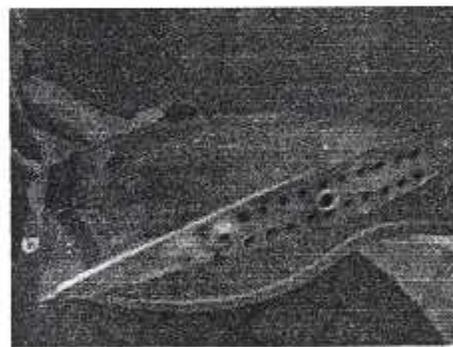


Figure (IV-15) : Entretien et aménagement de la veine utile

3-6/ REALISATION DES PROFILS D'AILES : (Voir annexe 16)

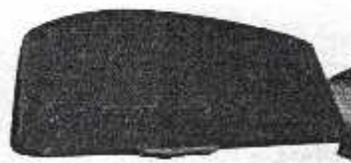
Nos profils sont réalisés en bois selon la normalisation NACA. Le premier est symétrique, notre NACA 0012 a une corde de 31 cm et une largeur de 45 cm (prend toute la largeur disponible la veine).



Pour la visualisation nous avons réalisé trois autres profils un NACA 4418, un NACA 2315 et une structure d'avion en delta.



A/C en delta



NACA 4418



NACA 2315

Figure (IV-16) : Les différents modèles de maquettes réalisées

3-7/ LE MULTIMANOMÈTRE :

Comme on a rien trouvé pour effectuer des mesures, Nous avons pensés qu'un multimanometre était de rigueur , c'est pour ceux ,qu'on la réalisé .

Comme le montre la figure ci-dessous, notre multimanomètre est constitué de 36 tubes en verre, placé sur un parallélogramme inclinable par rapport à un plan horizontal. Ces tubes ont un diamètre intérieur de 5 mm, et son réservoir peut contenir 2.5 L.

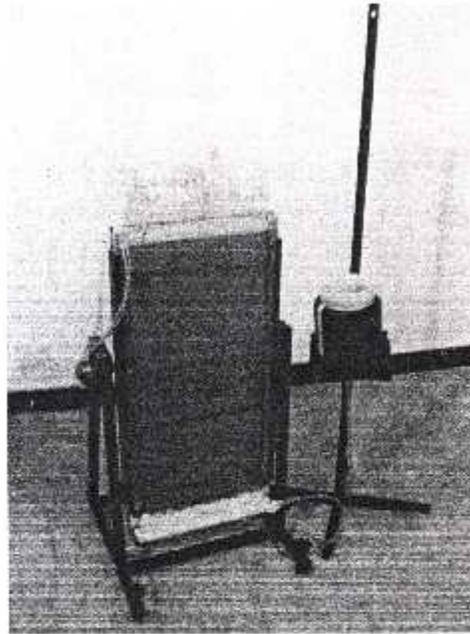


Figure (IV-17) : Le multimanometre réalisé

4/ CARACTERISTIQUE DE LA SOUFFLERIE :

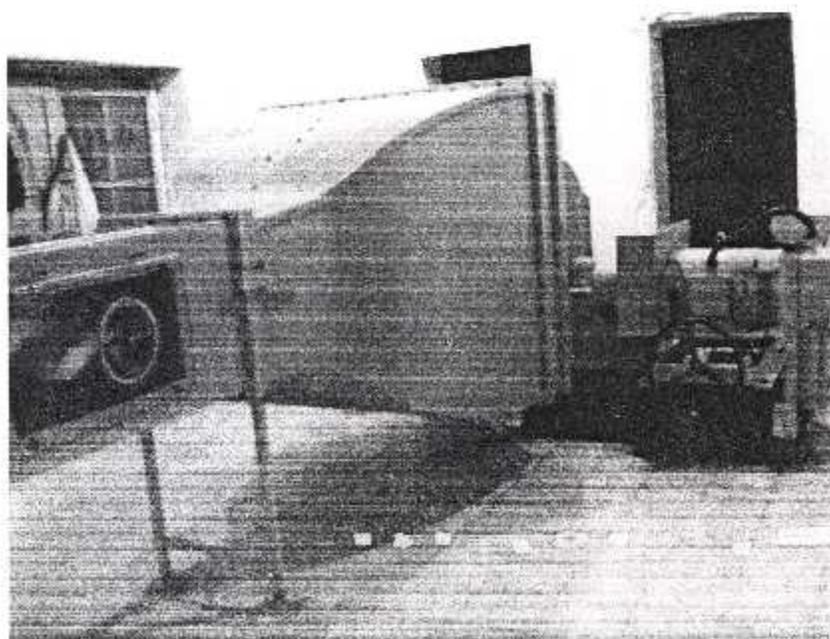


Figure (IV-18) : Vue d'ensemble de la soufflerie

Notre soufflerie est caractérisée par :

- Puissance du moteur d'entraînement : 22 kW
- Alimentation par un courant alternatif de 380 v
- La vitesse atteinte dans la veine d'essai :
- Dimension de la veine :
- Le rapport de contraction du convergent est de $y_2 = 7.6$
- Dimension des mailles du nid d'abeille : section : 0.79 cm² pour une épaisseur de 13 cm
- Grillage d'1 mm de diamètre.
- Encombrement de la soufflerie (h x long x large) (1.60 x 2.25 x 4.75) m³.

5/ FONCTIONNEMENT : (Voir annexe 17)

A première vue, on constate que la soufflerie est de type EFFEL (à circuit ouvert), entraîné à l'aide d'un moteur électrique de 22kW de puissance, on a pu constater qu'elle était à refoulement (type RATEAU), d'où le fonctionnement est à suivre :

Après la mise du moteur, le mouvement de rotation est transmis par une courroie, au ventilateur. Ce dernier aspire l'air à travers le convergent d'aspiration pour le faire passer dans la roue (ventilateur) qui accélère son écoulement. L'air ensuite projeté dans la chambre de tranquillisation grâce au diffuseur qui l'oriente de façon maximale, se trouve freiné, dirigé en séparant les courant en filets d'air parallèle et uniforme.

Juste après, l'écoulement est accéléré grâce au convergent, la vitesse est obtenue grâce à un manomètre en U placé entre les deux prise de pression statique.

Notre soufflerie est munie d'un variateur mécanique, qui a été déjà expliqué au paravent, et grâce à qui on peut obtenir une gamme de vitesses, qui à leurs tours nous laisserons une diversité d'expériences pour bien comprendre la mécanique des fluides et aussi l'aérodynamique par l'observation (Etudes expérimentales .

Remarque :

Comme vous avez pu le voir, la soufflerie est démunie de diffuseur (divergent), le rôle est assuré par la veine qui est convergente.

MANIPULATION

MANIPULATION :

1/ APPLICATION N° 01 :

CALCULE EXPERIMENTAL DU COEFFICIENTS AERODYNAMIQUE C_z :

L'expérience qui va suivre consiste à faire des prises de pressions statiques sur l'intrados et sur l'extrados du profil d'aile (le profil NACA 0012), et ça grâce au dispositif représenté dans la figure suivante :



Le banc d'essai

Comme le montre la figure notre profil est mis dans la veine utile où il est maintenu par les parois latérales de la veine grâce à un boulonnage. Il est aussi connecté au multi-manomètre qui nous permet de relever les valeurs des pressions statiques prises sur l'extrados et l'intrados du profil.

Une des parois qui maintient le profil est équipée d'une graduation permettant la variation de l'angle d'incidence, dans le but de déterminer la variation des pressions statiques pour des différents angles d'incidence.

- **Rappel :**

Lorsque un profil d'aile est mis dans un fluide en mouvement avec une vitesse V_0 , la réaction du profil se manifeste par une force résultante R qui a pour origine la surpression dans l'intrados et la dépression dans l'extrados ainsi que la viscosité de l'air.

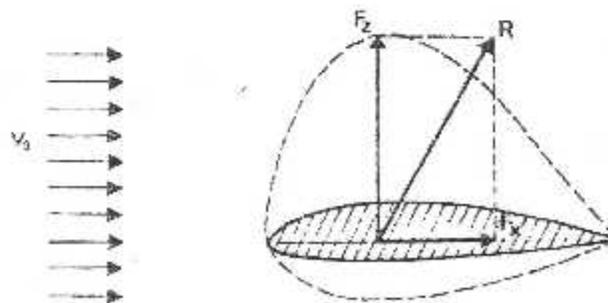
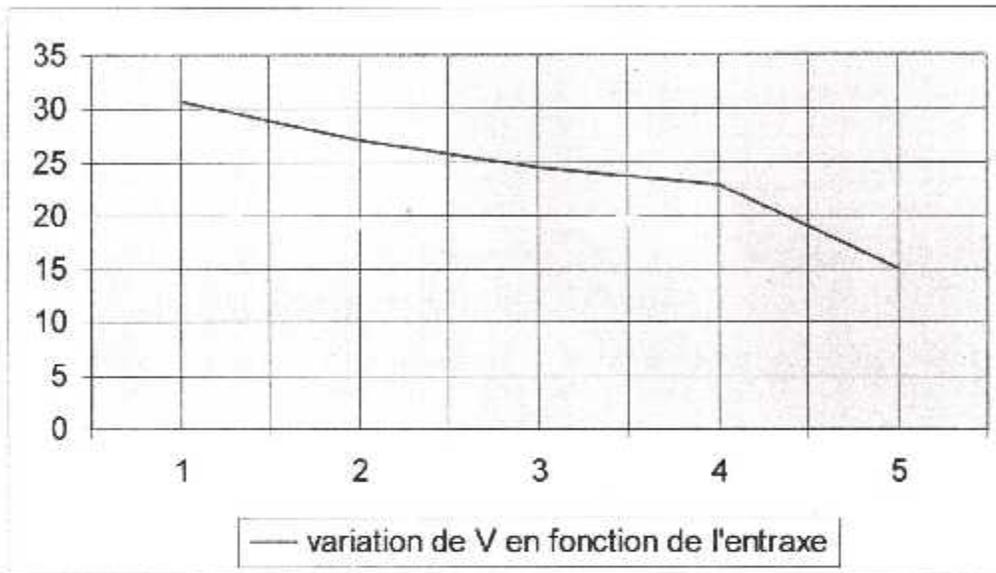


Figure (1): composantes de la force résultante

suivre indiquent la variation de cette dernière en fonction de la distance entre l'arbre du ventilateur et celui du moteur .

Distance entre les deux arbres , d_a (cm) :	Valeur de la dénivellation , ΔH (cm) :	Valeur de la vitesse V_0 (m/s) :
55,95	5,8	30,68
58,45	4,5	27,03
60,65	3,7	24,51
62,95	3,2	22,79
69,95	1,4	15,07



b) Calcul du nombre de mach :

Le nombre de mach est donné par l'expression suivante :

$$M = \frac{V_0}{a}$$

La vitesse du son a est donnée par :

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

c) Calcul du nombre de « REYNOLDS » :

En pratique le nombre de « REYNOLDS », est donné par :

$$R_e = \frac{V_0 \cdot l}{\gamma}$$

Pour l'atmosphère standard , on prendra : $\gamma = 14,6 \cdot 10^{-6}$ SI.

d) Calcul du coefficient aérodynamique C_z :

Pour le calcul du coefficient aérodynamique C_z , il est primordial de déterminer la distribution des pressions .

• **Mesure du coefficient de pression :**

Si P est la pression statique en un point de la paroi du profil d'aile (en un point de l'extrados ou de l'intrados) , on définit le coefficient de pression par l'expression ;

$$C_p = \frac{P - P_0}{\rho V_0^2}$$

Donc :

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{AIR} \cdot V_0^2}$$

• **Calcul du coefficient C_z :**

Le coefficient de pression C_p permet de déterminer la distribution des pressions autour du profil d'aile (le coefficient de pression sur l'extrados C_{pe} et le coefficient de pression sur l'intrados C_{pi}).

Le coefficient de portance C_z est calculé par l'intégrale des coefficients C_{pi} et C_{pe} sur le profil d'aile, d'où C_z est donné par l'expression :

$$C_z = \int_0^1 (C_{pi} - C_{pe}) dx = \int_0^1 (C_{pi} - C_{pe}) d\left(\frac{x}{l}\right)$$

Donc il faut tracer les courbes de la variation des coefficients de pression C_p en fonction de l'abscisse réduite $\frac{x}{l}$ (en pourcentage de la corde), et le C_z est l'aire comprise entre les deux courbes. Cette aire peut être calculé par la méthode du trapèze par l'expression suivante :

$$C_z = \frac{x_n - x_0}{2 \cdot n} \left(y_0 + 2 \cdot \sum_{i=1}^{n-1} y_i + y_n \right)$$

Résultats obtenus :

• **Les paramètres de l'écoulement :**

Corde m	dh cm	h mm	P0 Pa	T0	V0 m/s	M0	Re
0,31							

• **Variation de P_c :**

Les tableaux qui vont suivre donnent les valeurs des coefficients de pression en fonction de l'abscisse réduite $\frac{x}{l}$, pour différents angles :

- Remplissez les tableaux si-dessus et dessinez les courbes représentant la variation du coefficient de pression en fonction de l'abscisse réduite.
- Interprétez les courbes et comparez celle de l'angle d'incidence de 9° avec celle faite par TEA-HWAN CHO. Qu'est ce que vous en déduisez ?
- Calculez la valeur du coefficient de portance pour chaque angle d'incidence, puis représentez cette variation.
- Déterminez l'angle de décrochage.

Remarque :

D'après les expériences de TAE-HWAN CHO, menées sur le profil NACA 0012, la distribution du coefficient de pression C_p à un angle d'incidence de 9° est représentée par la courbe suivante :

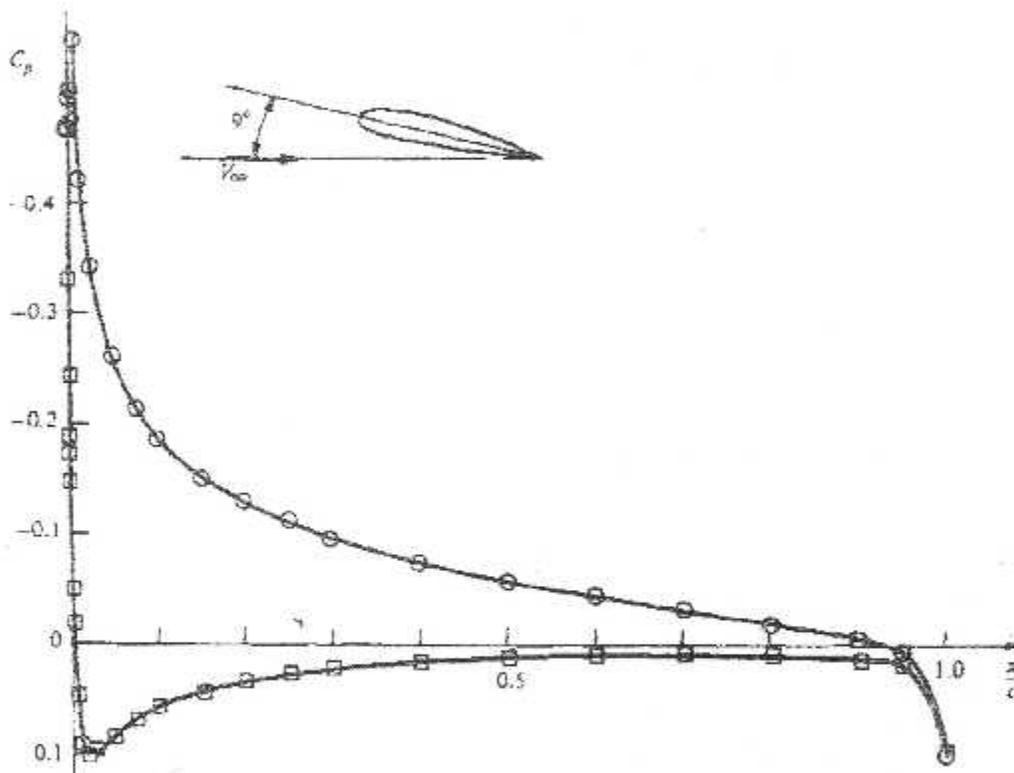


Figure (2) : courbe de variation de C_p en fonction de l'abscisse réduite .

2/ APPLICATION N° 02 :

CALCULE EXPERIMENTAL DU COEFFICIENTS AERODYNAMIQUE C_z :

L'expérience qui va suivre consiste à faire des prises de pressions statiques sur l'intrados et sur l'extrados du profil d'aile (le profil NACA 0012).et ça grâce au dispositif représenté dans la figure suivante :



Le banc d'essai

Comme le montre la figure notre profil est mis dans la veine utile où il est maintenu par les parois latérales de la veine grâce à un boulonnage. Il est aussi connecté au multi-manomètre qui nous permet de relever les valeurs des pressions statiques prises sur l'extrados et l'intrados du profil.

Une des parois qui maintient le profil est équipée d'une graduation permettant la variation de l'angle d'incidence, dans le but de déterminer la variation des pressions statiques pour des différents angles d'incidence.

- **Rappel :**

Lorsque un profil d'aile est mis dans un fluide en mouvement avec une vitesse V_0 , la réaction du profil se manifeste par une force résultante R qui a pour origine la surpression dans l'intrados et la dépression dans l'extrados ainsi que la viscosité de l'air.

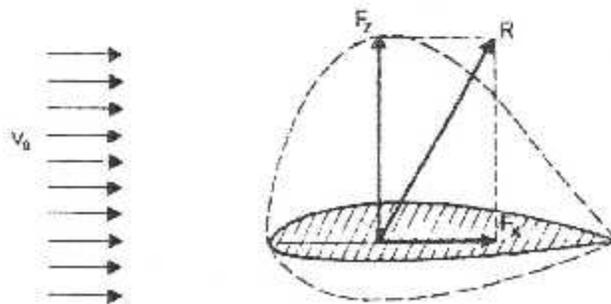


Figure (1): composantes de la force résultante

La force résultante se décompose en deux :

-La force parallèle à l'écoulement, qui est la force de traînée R_x :

$$R_x = 1/2 \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$

- La force perpendiculaire à l'écoulement, qui est la force de portance R_z :

$$R_z = 1/2 \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$$

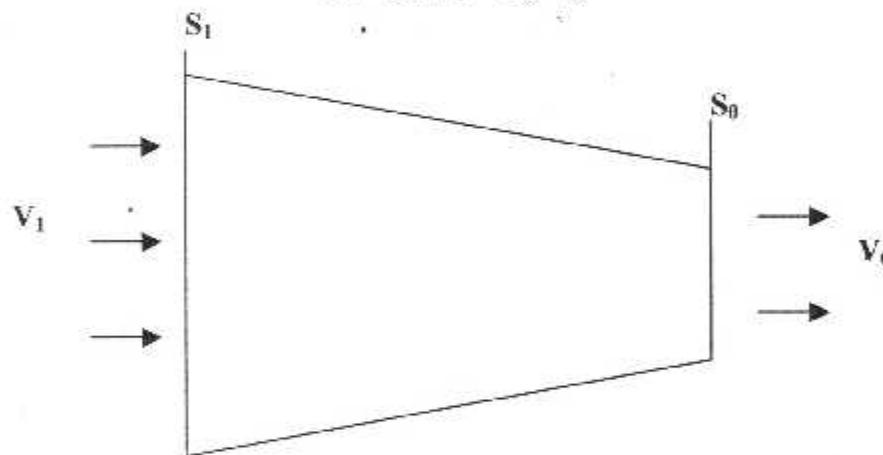
a) Calcul de la vitesse d'écoulement :

Selon la loi de « BERNOLLI », le manomètre nous donne la valeur de la vitesse par l'expression suivante :

$$\frac{1}{2} \rho_{\text{air}} (V_0^2 - V_1^2) = \rho_{\text{eau}} g \Delta H$$

Aussi la conservation du débit dans le collecteur implique que :

$$m = S_1 V_1 = S_0 V_0$$



Conservation du débit dans le convergent .

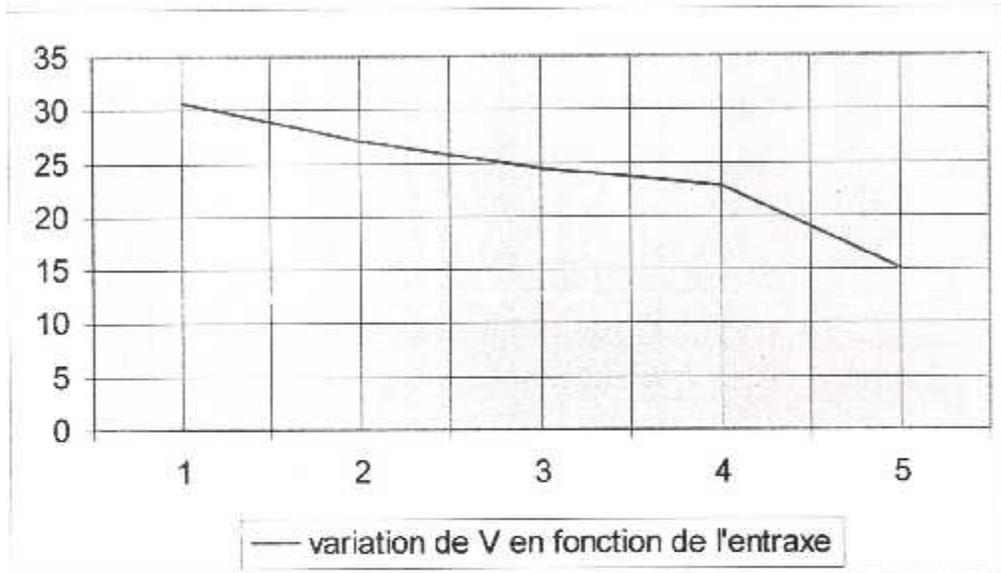
Donc la vitesse en pratique est donnée par :

$$V_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot \rho_{\text{eau}} \cdot g \cdot \Delta H}{\rho_{\text{air}} \left(1 - \left(\frac{1}{\eta}\right)^2\right)}}$$

La masse volumique de l'air est de 1,23 Kg / m³, la vitesse est donc de :

Aussi la présence du variateur mécanique dans le système d'entraînement du ventilateur, permet d'avoir une variation de vitesse dans la veine utile .Le tableau et la courbe qui vont suivre indiquent la variation de cette dernière en fonction de la distance entre l'arbre du ventilateur et celui du moteur .

Distance entre les deux arbres , d_0 (cm) :	Valeur de la dénivellation , ΔH (cm) :	Valeur de la vitesse V_0 (m/s) :
55,95	5,8	30,68
58,45	4,5	27,03
60,65	3,7	24,51
62,95	3,2	22,79
69,95	1,4	15,07



b) Calcul du nombre de mach :

Le nombre de mach est donné par l'expression suivante :

$$M = \frac{V_0}{a}$$

La vitesse du son a est donnée par :

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

c) Calcul du nombre de « REYNOLDS » :

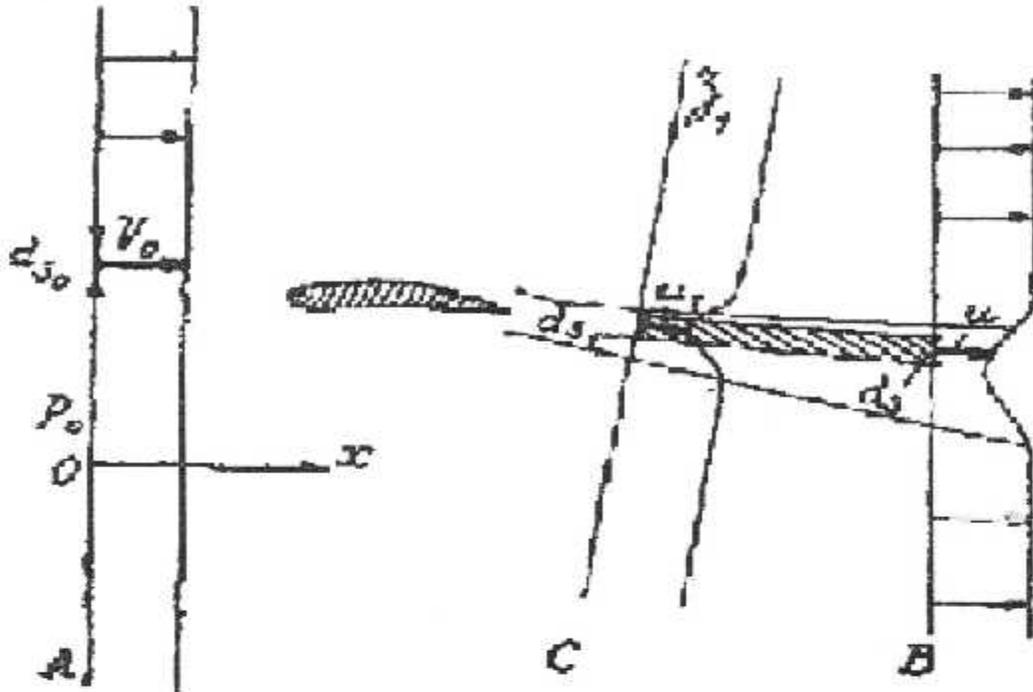
En pratique le nombre de « REYNOLDS », est donné par :

$$R_e = \frac{V_0 \cdot l}{\gamma}$$

Pour l'atmosphère standard , on prendra : $\gamma = 14,6 \cdot 10^{-6}$ SI.

d) Calcul de C_x :

Le calcul de la valeur du coefficient de traînée se fait en utilisant un tube de Pitot placé en aval du profil d'aile à une distance C de 0.5 à $3 \cdot l$ (l étant la corde du profil).



On peut trouver la traînée par le calcul théorique suivant :

$$C_x = 2 \int_{\text{Sillage}} \sqrt{\frac{P_{r1} - P_1}{P_{r0} - P_0}} \left(1 - \sqrt{\frac{P_{r1} - P_1}{P_{r0} - P_0}} \right) d \left(\frac{z_1}{l} \right)$$

z_1 étant la coordonnée qui définit, à partir d'une origine arbitraire, la position de dS_1 dans le plan C.

Résultats obtenus :

- Les paramètres de l'écoulement :

Corde m	dh cm	h mm	P0 Pa	T0	V0 m/s	M0	Re
0,31							

- Variation de P :

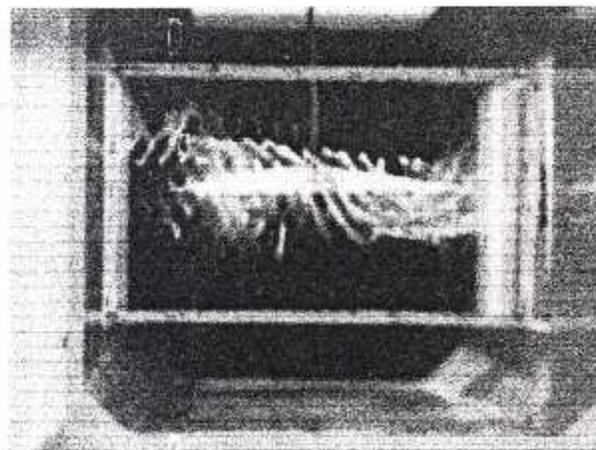
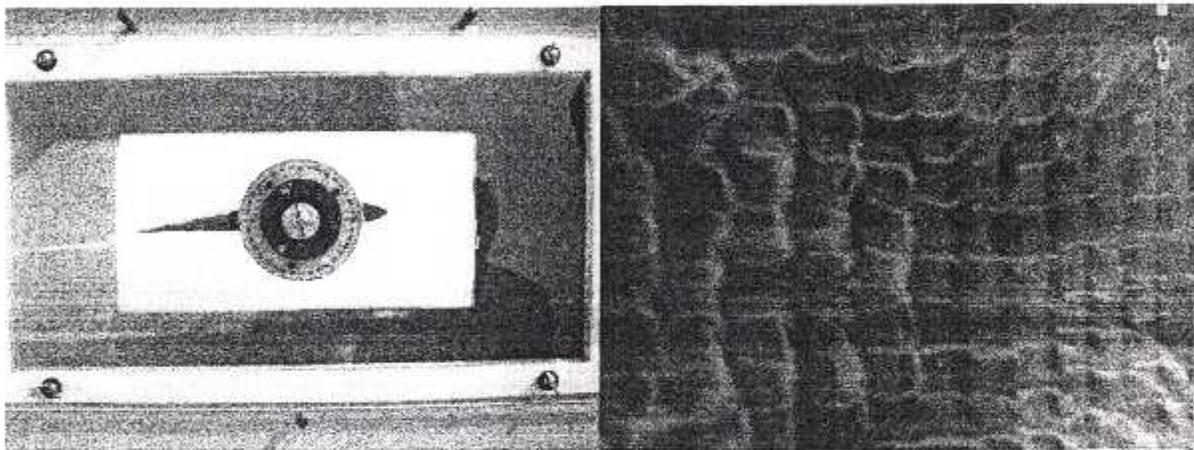
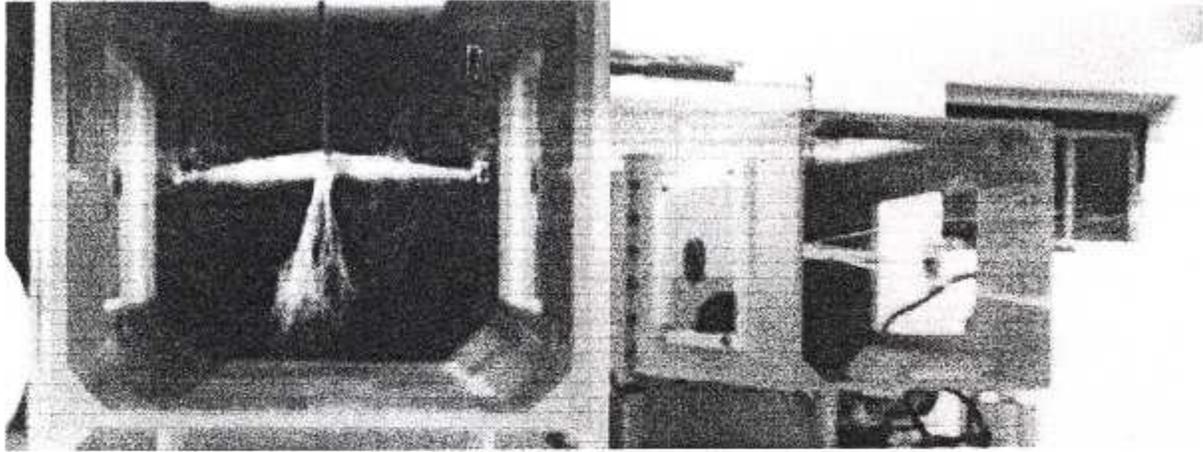
Les tableaux qui vont suivre donnent les valeurs de pression en fonction de z_1 , pour différents angles :

- Remplissez les tableaux si-dessus .
- Calculez la valeur du coefficient de traînée pour chaque angle d'incidence, puis représentez cette variation.

3/ APPLICATION N° 03 :

Visualisation des écoulements :

Après mise en marche de la soufflerie et installation des maquettes de visualisation dans la veine, vous pourriez voir ce qui suit :



- Expliquez les phénomènes pour chaque maquette .
- Qu'est ce que vous en déduisez ?

CONCLUSION

CONCLUSION :

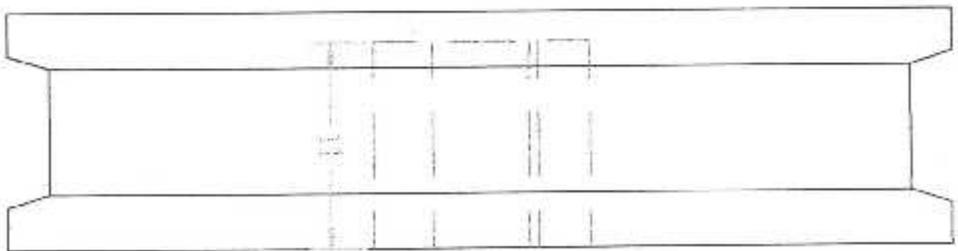
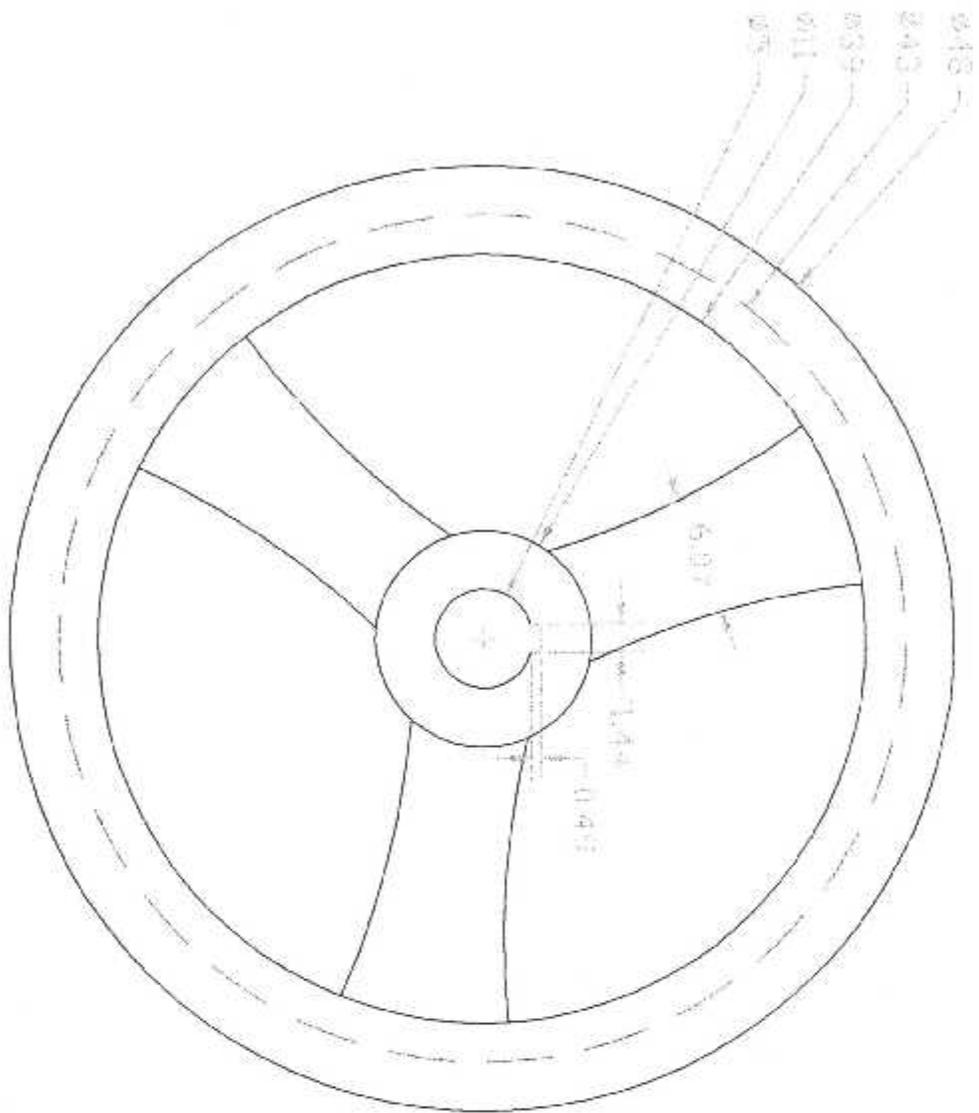
Le travail réalisé dans le cadre de ce projet, nous semble être d'un apport évident pour l'institut, en remettant la soufflerie subsonique en état et en réalisant des maquettes qui sont conformes aux norme internationales, pour l'obtention de résultats fiables à l'aide de la soufflerie.

Concernant l'obtention de résultats précis et fiables et pour permettre une meilleure approche, nous suggérons de changer les moyens utilisés pour le calcul du coefficient de portance (installation d'une balance).

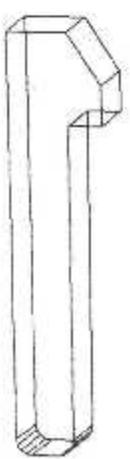
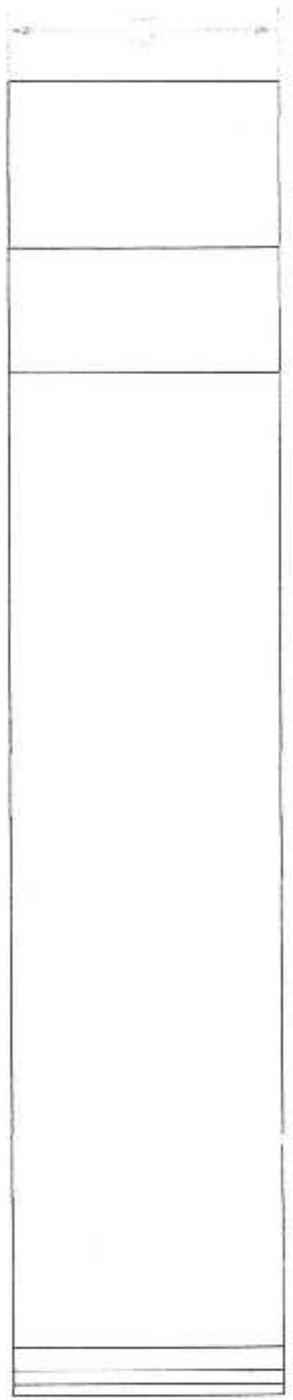
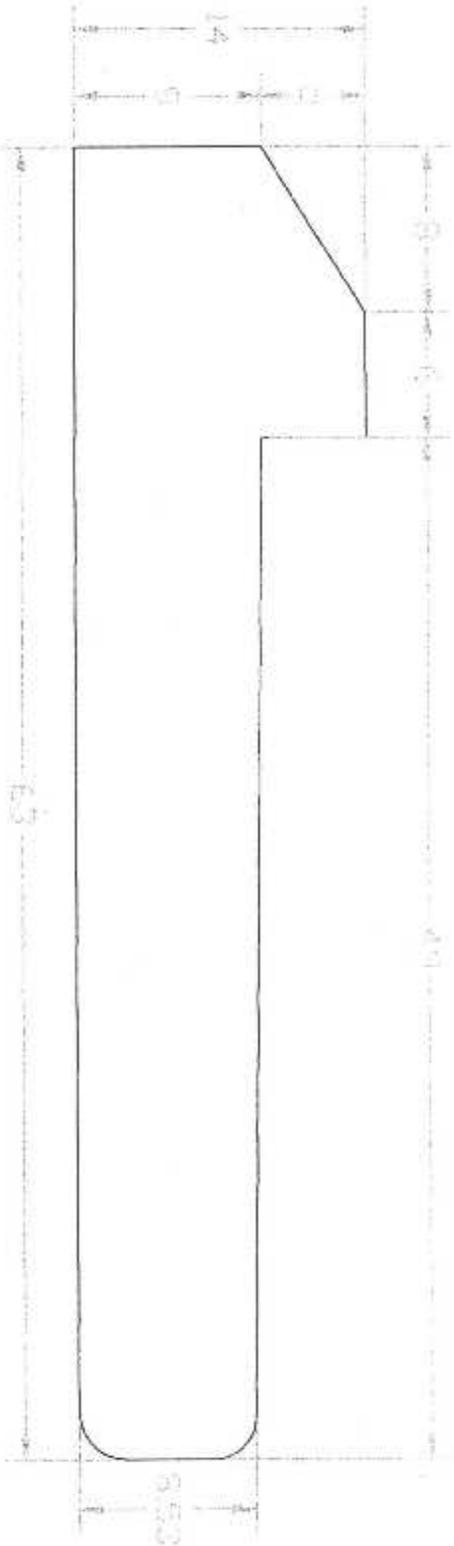
Aussi pour le calcul du coefficient de traînée des maquettes, la soufflerie ne répond pas à l'expérimentation de la méthode du sillage. Alors il y a lieu d'installer un tube de Pitot en aval de bord de fuite.

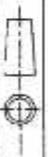
Nous espérons que ce modeste travail ouvre des perspectives d'améliorations et de développement du matériel existant.

ANNEXES



UNIVERSITE DE SAAD DAHLER INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BULDA	
Echelle : 1/10	Pouille menée
Annexe : A2	
	
AREZKI NASSER / BELAL TA MERIEM	
	Date : PROPLA 10/10/2003
	P.F.E



UNIVERSITE DE SAAD DAH-LE INSTITUT D'APPRENDISSAGE DE HAUT NIVEAU	
Echelle : 1/10	Clovette
Annexe : 1/3	
	AREZKI NASSER / BELALTA MERIEV
	Option : PROPULS
	10/10/2003
	P.F.E

BIBLIOGRAPHIE :

1. R.Comolet .(1963) , Mécanique Expérimentale des fluides , Dynamique des fluides , T2 édition Masson .
2. Abbott H , and Von Denhoff AE .(1959) , Théorie of Wing sections, Douer , New-York .
3. Pière Rebuffet (1981) Aérodynamique Expérimentale .ENSICA , TOULOUSE .EMP .
4. Mémoire : Réalisation et caractérisation des profils d'ailes en écoulement subsonique.Présenté par Djedid et Mekadem .Dirigé par Cdt Bouaraba .2000.
5. Mémoire : Elaboration d'un banc d'essai pour pulsoréacteur et statoréacteur .Présenté par : Hamidi et Mansouri .Proposé par : Bentrada .2002
6. B.Guelberg , G.Pékélis (1981) .Réparation de l'équipement industriel .Edition Mir Moscou.
7. SITE INTERNET .