

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

FACULTE DE TECHNOLOGIE

INSTITUT DE L'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

DEPARTEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

**Mémoire pour l'obtention du diplôme de master en structures
aéronautiques**

Option : Structures aéronautiques

THEME

***Conception et réalisation d'une soufflerie aérodynamique
subsonique à faible vitesse***

Présenté par :

BENTOUATI SID-AHMED

Promoteur : Monsieur A.CHEGRANI

Encadreur : Monsieur R.RENANE

2014/2015

Remerciements

Je remercie en premier lieu mes parents pour leur soutien sans faille durant tout mon cursus scolaire.

Je tiens à remercier très vivement mon promoteur Monsieur CHEGRANI pour son soutien et la grande confiance qu'il m'a accordée pour mener à bien mon travail. Je remercie également mon encadreur Monsieur RENANE, pour son aide ainsi que pour ces conseils et ces encouragements.

Je tiens à remercier les membres du jury qui me font l'honneur d'assister à ma soutenance.

Je remercie ma chère fiancée « Amel » pour m'avoir encouragé et soutenu pendant toutes ces années.

J'adresse un remerciement particulier à Mohammed pour son aide précieuse dans la réalisation de mon travail.

Un grand merci à mon ami Djallel ainsi que tout mes amis de la promo (mohamed, sif, ramy, amir, yacine, walid, nasro, liyes) pour leurs aimable compagnie, leur sympathie et pour les échanges toujours intéressants que nous avons pu avoir.

Un grand merci à mes frères : Cherif, Mouh, Sifou et à mes sœurs Latifa et Nouha pour leurs sympathie, leurs aides et leurs encouragements.

Merci à ma grande mère, ainsi qu'à tous mes oncles et tantes qui ont toujours su me soutenir et encourager dans les moments difficiles.

Conception et réalisation d'une soufflerie subsonique à faible vitesse

Sid-Ahmed BENTOUATI

Résumé

L'objectif de ce mémoire est de réaliser une soufflerie aérodynamique subsonique à faible vitesse pour des applications pédagogiques qui soit conforme à toutes les normes de similitudes afin de se rapprocher le plus possible aux conditions réels.

Après la réalisation, des tests de performances seront appliqués pour évaluer l'efficacité de ce produit, pour cela des profils et des maquettes à échelles réduits sont confectionnées à partir des principes de dimensionnement adapté à ceux de la soufflerie afin de faire l'objet de ces tests d'une part et donner une vision globale et simplifiée des phénomènes aérodynamique d'une autre part. Les résultats obtenus sont comparés avec les résultats du logiciel XFLR5 ainsi de la littérature scientifique spécialisé, une bonne concordance est observée.

Abstract

The objective of this work is to realize a pedagogical subsonic wind tunnel which is conform to the standards of similitude and dimensions in order to get closer; as possible; to the real conditions.

After the realization, performance tests will be applied to evaluate the efficiency of this product, for this; airfoils and thumbnail models were prepared from dimension laws; accommodated with those used in the wind tunnel in order to prove those tests and giving a global simplified vision of aerodynamics phenomenon. The results are compared with results from XFLR5 software and the specialized scientific literature, good agreement is observed.

ملخص

إن هدف هذه المذكرة هو تصميم وإنجاز جسيم النفق الهوائي تحت سرعة الصوت أي في سرعات طيران منخفضة وتكون مطابقة لقواعد القياس والتماثل من أجل الاقتراب من الواقع.

بعد عملية الإنجاز ستجرى الاختبارات التطبيقية في النفق الهوائي بهدف تقدير مدى فعاليته وذلك عبر هيكله مجسمات مصغرة وفق أسس الإبعاد المطبقة في النفق الهوائي من جهة من أجل التحقق من □ حة التجارب المطبقة سابقا ومن جهة أخرى من أجل إعطاء نظرة شاملة ومبسطة للظواهر الديناميكية الهوائية.

Table des matières

Résumé.....	I
Table des matières.....	II
Liste des figures.....	IV
Liste des tableaux.....	VIII
Liste des symboles.....	IX
Introduction générale.....	1

CHAPITRE I : Généralité sur les souffleries aérodynamiques

I.1 Introduction.....	4
I.2 Historique.....	5
I.3 Objectifs de la soufflerie.....	7
I.4 Les utilisateurs de la soufflerie.....	7
I.5 Les tests en soufflerie.....	7
I.6 Critères de Classification des Souffleries Aérodynamique.....	10
I.7 Description des éléments constituant une soufflerie subsonique.....	18
I.7.1 Les éléments de la soufflerie.....	18
I.7.2 Instruments de mesure et accessoires de la soufflerie.....	21

CHAPITRE II : Etude aérodynamique

II.1 Introduction.....	27
II.2 Définition d'un profil.....	28
II.3 Géométrie et Référence des profils.....	28
II.4 Caractéristiques géométriques de profils.....	29
II.5 Les profils utilisés dans cette étude.....	29
II.6 Les Equations Principale de l'Aérodynamique.....	30

II.6.1	Equation fondamentales de l'écoulement permanent d'un fluide parfait.....	30
II.6.2	loi de Bernoulli (fluide parfait incompressible).....	31
II.7	Caractéristiques aérodynamiques de profils.....	33
II.7.1	Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil.....	33
II.7.2	Force Aérodynamique.....	35

CHAPITRE III : Conception et Réalisation

III.1	Introduction.....	42
III.2	Cahier de charges.....	43
III.2.1	Le besoin.....	43
III.2.2	Les critères du cahier de charge.....	43
III.2.3	Solutions retenues	43
III.3	Dimensionnement, calculs et Réalisation des pièces de la soufflerie.....	44
III.3.1	La Veine d'essais (Chambre d'expérience).....	45
III.3.2	Le Convergent (cône de contraction).....	47
III.3.3	Chambre de Tranquillisation (nid d'abeille).....	50
III.3.4	Le Divergent (Diffuseur).....	52
III.3.5	Les Profils (maquette).....	55
III.3.6	Mécanisme et support du profil/balance.....	56
III.3.7	Assemblage.....	58

CHAPITRE IV : Applications et Résultats

IV.1	Applications et Résultats.....	62
IV.2	Interprétation.....	67
	Conclusion générale.....	68
	Liste des Références.....	69

Liste des figures

CHAPITRE I : Généralité sur les souffleries aérodynamiques

<i>Fig I.1</i>	Exemples teste en soufflerie	8
<i>Fig I.2</i>	Exemples teste en soufflerie	8
<i>Fig I.3</i>	Exemples teste en soufflerie.....	9
<i>Fig I.4</i>	La maquette de Mirage IV en soufflerie Supersonique	9
<i>Fig I.5</i>	Les souffleries de l'ONERA ont permis d'explorer tout le domaine de vol du Concorde dans S1Ch, on simule une configuration d'atterrissage	9
<i>Fig I.6</i>	Organigramme classification des souffleries	10
<i>Fig I.7</i>	Schéma représentatif des différentes vitesses du son	11
<i>Fig I.8</i>	VOL SUBSONIQUE	12
<i>Fig I.9</i>	Les ondes sonique.....	12
<i>Fig I.10</i>	Les ondes supersonique.....	13
<i>Fig I.11</i>	Open-Return Type Wind-Tunnel.....	14
<i>Fig I.12</i>	Closed-Return Type Wind-Tunnel.....	15
<i>Fig I.13</i>	L'installation est alimentée par un réservoir à haute pression	16
<i>Fig I.14</i>	Type jet à plan libre.....	16
<i>Fig I.15</i>	Type à jet pariétal.....	16
<i>Fig I.16</i>	Type à jet semi pariétal.....	17
<i>Fig I.17</i>	Image ventilateur du type soufflant	17
<i>Fig I.18</i>	Image ventilateur du type a aspiration	18
<i>Fig I.19</i>	Schéma de principe de la soufflerie Eiffel.....	18
<i>Fig I.20</i>	Le système de mesure de la portance et de la trainée.....	21
<i>Fig I.21</i>	Système de pesée utilisé.....	22
<i>Fig I.22</i>	force équivalente agissante sur la balance	22

Fig I.23	Tableaux Multi Manomètre(ARMFILDE).....	23
Fig I.24	Principe de fonctionnement de tube de Pitot.....	24
Fig I.25	Manomètre hydraulique en U	25
Fig I.26	Visualisation de l'écoulement	26

CHAPITRE II : Etude aérodynamique

Fig II.1	Exemples forme Aérodynamique profilé	27
Fig II.2	Profil d'aile	28
Fig II.3	Profil biconvexe symétrique	30
Fig II.4	Profil Biconvexe dissymétrique.....	30
Fig II.5	Effet de venturi	32
Fig II.6	Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil	33
Fig II.7	Distribution de pression autour d'un profil.....	33
Fig II.8	La résultante aérodynamique	35
Fig II.9	Les effets de la traînée sur l'aile.....	36
Fig II.10	Courbe de : $Cz = f(\alpha)$	37
Fig II.11	Courbe de : $Cx = f(\alpha)$	38
Fig II.12	Courbe de Cz en fonction de Cx.....	39
Fig II.13	Les régimes d'écoulements	40
Fig II.14	Les effets de couche limite sur la vitesse d'écoulement.....	41
Fig II.15	Le phénomène de décrochage.	41

CHAPITRE III :

Fig III.1	Vue de la chambre d'essai développé en utilisant Solid-Works.....	46
Fig III.2	Vue du tiroir de la veine d'essai développé en utilisant Solid-Works.....	46

Fig III.3	Etapas de la construction de la veine.....	47
Fig III.4	Cinquième ordonné ligne polynôme utilisé pour décrire la forme de la section de contraction Excel.....	48
Fig III.5	Schéma explicative du calcul de la hauteur du convergent.....	48
Fig III.6	Schéma explicative du calcul de la largeur du convergent.....	49
Fig III.7	Vue isométrique de la contraction Cône développé en utilisant Solid-Works.....	50
Fig III. 8	Etapas de la construction du convergent.....	50
Fig III.9	Vue isométrique de la chambre de décantation développé en utilisant Solid-Works.....	51
Fig III.10	Le nid d'abeille.....	51
Fig III.11	Éléments de la chambre de tranquillisation.....	52
Fig III.12	Schéma explicative du calcul de la hauteur du divergent.....	52
Fig III.13	Schéma explicative du calcul de la largeur du divergent.....	53
Fig II.14	Le divergent dessiné avec le Solid Work.....	54
Fig III.15	Le divergent construit.....	54
Fig III.16	Le moteur et le variateur utilisés.....	55
Fig III.17	Profil symétrique.....	55
Fig III.18	Profil cambré.....	55
Fig III.19	Mécanisme de la balance conçu avec Solid Work.....	56
Fig III.20	Mécanisme de la balance.....	56
Fig III.21	Tableaux multi manomètres.....	57
Fig III.22	Profil NACA 0012 avec capteur.....	57
Fig III.23	Profil NACA 4412 avec capteur.....	57

Fig III.24	Assemblage finale de la Soufflerie par Solid works.....	58
Fig III.25	Les éléments de la soufflerie.....	59
Fig III.26	La soufflerie construite.....	60

CHAPITRE IV :

Fig. IV.1	Résultats de la portance expérimental et XFLR5.....	62
Fig. IV.2	Résultats de la comparaison de la portance expérimentale et XFLR5.....	63
Fig. IV.3	Résultats de la trainée expérimental et XFLR5.....	63
Fig. IV.4	Résultats de la comparaison de la trainée expérimental et XFLR5.....	63
Fig. IV.5	Résultats de la comparaison de la polaire expérimental et XFLR5.....	64
Fig. IV.6	Résultats de la portance expérimental et XFLR5.....	65
Fig. IV.7	Résultats de la comparaison de la portance expérimental et XFLR5.....	65
Fig. IV.8	Résultats de la trainée expérimental et XFLR5.....	65
Fig. IV.9	Résultats de la comparaison de la trainée expérimental et XFLR5.....	66
Fig. IV.10	Résultats de la comparaison de la polaire expérimental et XFLR5.....	66

LISTE DES SYMBOLES

BF : Bord de fuite.

BA : Bord d'attaque.

C : La corde du profil.

α : Angle d'incidence.

α_0 : Angle d'incidence de portance nulle.

L: longueur de la corde

S : Surface portante.

m : La masse.

e : Epaisseur maximale du profil.

$\left(\frac{e}{c}\right)$: Epaisseur relative maximale.

$\left(\frac{x_e}{c}\right)$: Position de l'épaisseur maximale.

f : La flèche maximale.

$\left(\frac{f}{c}\right)$: La cambrure relative maximale.

$\left(\frac{x_f}{c}\right)$: Position de la flèche maximale.

Ra : Résultante aérodynamique.

Fz : La portance.

Fx : La trainée

C_z : Coefficient de portance.

C_x : Coefficient de trainée.

f : La finesse

C_p : Coefficient de pression.

P_s : La pression statique.

P_d : La pression dynamique.

P_t : La pression totale.

p_0 : La pression statique à l'infini amont.

q_0 : La pression dynamique de l'écoulement.

ρ_0 : La masse volumique de l'écoulement.

v_0 : La vitesse de l'écoulement.

V : La vitesse.

r : Constante des gaz parfait.

T_0 : La température de l'écoulement.

M : Nombre de mach.

C : La vitesse du son.

C_m : Coefficient de moment.

Q_v : Débit volumique.

Q_m : Débit massique

(u, w) : Les composantes de la vitesse.

U_∞ : Vitesse du fluide libre.

Re : Nombre de Reynolds.

g : Accélération de la pesanteur.

ρ : Masse volumique.

ρ_m : Masse volumique liquide.

ρ_{air} : Masse volumique de l'air.

μ : viscosité dynamique.

ν : viscosité cinématique.

ξ : Coefficient de perte de charge.

L_T : Longueur de la veine.

H_T : Hauteur de la veine.

W_T : Largueur de la veine.

V_T : Vitesse max attendue dans la veine.

A_T : La section de la veine.

D_T : Diamètre hydraulique.

n : Taux de contraction.

$\alpha / 2$: Semi angle de contraction du cône.

$\theta / 2$ Semi angle du diffuseur.

H_{Ce} : Hauteur d'entrée du convergent

H_{Cs} : Hauteur de sortie du convergent

W_{Ce} : Largueur d'entrée du convergent

W_{Cs} : Largueur de sortie du convergent

L_C : Longueur du convergent.

A_{Cs} : La section de sortie du convergent.

A_{Ce} : La section d'entrée du convergent.

V_{ce} : Vitesse d'entrée du covergent.

H_S : Hauteur de la chambre de tranquillisation.

W_S : Largeur de la chambre de tranquillisation.

l_S : Longueur non dimensionnelle de la préchambre.

L_S : Longueur de la préchambre.

A_S : La section d'entrée de la préchambre.

H_{De} : La hauteur d'entrée du divergent.

W_{De} : La largeur d'entrée du divergent.

A_{De} : La section d'entrée du divergent.

H_{Ds} : La hauteur de sortie du divergent.

W_{Ds} : La largeur de sortie du divergent.

L_D : Longueur du diffuseur.

l_D : Longueur non dimensionnelle du diffuseur.

V_{Ds} : Vitesse de sortie du divergent.

m_z : La masse de la balance de la portance.

m_x : La masse de la portance de la trainée.

Liste des tableaux

<i>Tableau III.1</i> Les principaux est secondaire paramètre utilisé pour la conception de la soufflerie.....	45
<i>Tableau III.2</i> : caractéristiques de la veine d'essai.....	45
<i>Tableau III.3</i> : les dimensions du convergent	48
<i>Tableau III.4</i> : les dimensions de la chambre de tranquillisation.....	50
<i>Tableau III .5</i> : les dimensions de divergent	53
<i>Tableau III.6</i> Les principales dimensions de la soufflerie.....	58
<i>Tableau IV.1:</i> calcul de la portance et de la trainée en fonction de l'incidence	
NACA 0012.....	62
<i>Tableau IV.2:</i> calcul de la portance et de la trainée en fonction de l'incidence	
NACA 4412.....	63

Introduction

Le monde d'aujourd'hui a approuvé de nouveaux véhicules allant toujours plus vite, de nouveaux avions légers et beaucoup plus grand, tous les objets techniques ayant à composer avec le vent sont de plus en plus performants, Ces nouvelles performances sont bien sûr dues aux nouvelles connaissances données par le progrès des technologies mais sont également possibles grâce à une étude approfondie de l'objet en question, un des moyens pour effectuer l'étude des rapports qu'entretient l'objet avec le vent ou l'air, c'est la soufflerie.

Aujourd'hui, la soufflerie est un élément indispensable du développement des avions modernes, automobile etc. La soufflerie est bien connue pour son énorme potentiel en matière civile, l'environnement, l'automobile et les applications aéronautiques. Dans le monde d'aujourd'hui, le principal objectif de chacun est de gagner du temps, du matériel et de l'argent qui nous ont contraints à opter pour des essais expérimentaux sur des modèles réduits, avant que le produit final soit élaboré, on outre, elle fournit les conditions environnementales appropriées autour du modèle réduit aux dimensions compatibles.

Les aérodynamiciens utilisent des souffleries pour tester les modèles d'avions, ils peuvent contrôler attentivement les conditions d'écoulement qui affectent les forces appliquées sur l'aéronef. En faisant minutieuses mesures des forces sur le modèle, il peut prédire celles qui sont appliquées sur l'avion à l'échelle réelle et peut mieux comprendre et améliorer les performances de l'avion.

La soufflerie permet tout de même une simplification en permettant l'essai de maquettes à échelle réduite. Il existe des règles de similitudes lorsque l'on change les dimensions, c'est-à-dire que deux écoulements à échelle différente donneront des résultats équivalents si :

- la maquette a la même forme géométrique que l'original,
- le fluide dans laquelle elle sera essayée a les mêmes propriétés,
- des coefficients d'échelle, en particulier le nombre de Reynolds, sont respectés.

Lors de la conception de la soufflerie, il est difficile de dimensionner les éléments de la soufflerie afin de les rassembler ensemble en garantissant un écoulement d'air parfait à travers tout le tunnel, aussi la nécessité de trouver la relation entre la quantité d'air qui entre et la puissance du moteur.

Le but de ce mémoire est premièrement de concevoir et ensuite de réaliser une soufflerie pédagogique subsonique afin de :

Mesurer la vitesse d'écoulement dans la veine d'essai et les forces de portance et de trainée à travers une balance aérodynamique ensuite dessiner la polaire à partir de ces résultats. Déterminer la distribution de pression en chaque point du profil à l'aide des tubes manométriques.

Visualiser les filés d'air sur le profil par l'utilisation du diffuseur de fumé pour prévoir le décollement de la couche limite et se familiariser avec les techniques de mesure et connaître le fonctionnement des instruments de mesures expérimentales en aérodynamique.

Ce travail va tenter d'apporter une explication détaillée de la conception, la réalisation, l'assemblage et les travaux pratiques d'aérodynamique à travers les quatre chapitres.

Le premier chapitre décrit les différents types de souffleries et leurs objectifs ainsi que les avantages et les inconvénients de chaque type ; la suite de ce chapitre se consacre aux critères de classification et la description de ses différentes parties.

Le deuxième chapitre s'intéresse à l'étude aérodynamique des profils afin de pouvoir construire des maquettes qui soit conforme aux caractéristiques géométriques et aérodynamiques, ensuite des lois fondamentales de la mécanique des fluides seront appliquées pour définir les performances souhaitées.

Le troisième chapitre illustre les différentes phases de conception de construction et d'assemblage de la soufflerie en se basant sur des lois empiriques et des conditions obtenues expérimentalement.

Le quatrième chapitre est celui des résultats des expériences faites en soufflerie, et comparaison avec le logiciel XFLR5.

1.1 Introduction

Une soufflerie est un dispositif expérimental qui permet d'effectuer un grand nombre d'expériences, évaluer et enrichir les connaissances de tout ingénieur ou technicien dans le domaine de la mécanique des fluides. Utilisé en aérodynamique pour visualiser et simuler les conditions rencontrées par tout corps se déplaçant dans l'air, réalisant une simulation expérimentale sur une maquette, en général à échelle réduite en respectant les paramètres de similitude.

Le corps étudié dans une soufflerie et fixé dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz, C'est l'équivalent des conditions réelles. On effectue des mesures très précises souvent impossibles en vol, de façon plus rapide et moins onéreuse, La soufflerie permet aussi de constituer des cas de tests pour valider les calculs.

L'avantage est une instrumentation et une expérimentation en toute sécurité, avec possibilité de faire des modifications à l'envie. Pour que les conditions de travail soient optimales, l'écoulement doit être maîtrisé dans la veine d'essais : en tout point d'une section, la vitesse doit être la même en module et en direction; et doit par ailleurs rester constante au cours de l'essai.

Une soufflerie est une installation d'essais dans laquelle le vent est produit par un ventilateur, conçu soit en circuit d'air ouvert ou fermé, comprend différentes parties essentielles :

- Le dispositif de mise en mouvement du fluide (par exemple un ventilateur).
- Une chambre de tranquillisation, contenant des dispositifs permettant de casser les turbulences qui ont pu apparaître. Ces dispositifs sont du type nid d'abeille
- En amont de la veine d'expérience, le collecteur où convergent, dans lequel l'air subit une accélération du fait de la diminution de section de passage. Cette accélération est accompagnée d'un amortissant des fluctuations de vitesse appelé taux de turbulence. Le convergent en amont peut être court et la contraction va être brusque, sous la condition que son profil longitudinal soit d'une forme étudiée de manière à ne pas faire apparaître des tourbillons dus aux gradients de pression.
- Une chambre d'essai, de section constante ou très légèrement divergente, dans laquelle est installée la maquette à tester.
- En aval de la veine d'expérience, un diffuseur ou divergent, qui réduit la vitesse de l'air à la sortie et diminue ainsi l'énergie cinétique perdue par perte de charge, et, par la suite, la puissance consommée. Le diffuseur ne peut avoir qu'un très faible angle de divergence (angle total maximal de 3.5°), faute de quoi des perturbations vont apparaître sur les

parois et risquent de perturber l'écoulement. Ce faible angle de divergence engendre la grande longueur des conduites d'une soufflerie.

1.2 Historique

Les premiers constructeurs s'attachaient à faire décoller des engins plus lourds que l'air et à les maintenir en vol. Mais rapidement, la recherche d'altitude, de vitesse, de qualité de vol rend les progrès de l'aéronautique indissociables de ceux de l'aérodynamique. Le besoin de disposer de moyens d'essai pour étudier l'action d'un écoulement d'air, de vitesse et de caractéristiques connues, sur une maquette, s'impose alors. L'idée est venue de créer un mouvement d'air sur un corps immobile, en créant artificiellement les conditions rencontrées en vol, les souffleries répondent à ce besoin [11].

La première soufflerie a été inventée et réalisée en Angleterre par Francis Herbert Wenham en 1871, C'est un tunnel de 4m de long, son ventilateur est muni d'une machine à vapeur [12], par la suite :

- Le colonel Charles Renard en 1896, construit une installation rudimentaire : un ventilateur souffle de l'air dans une conduite, fonde l'établissement central de l'aérostation militaire en 1877 à Meudon. [12]
- Constantin Tsiolkovsky construit et expérimente la première soufflerie russe en 1897. [12]
- Les Frères Wright, cherchant à analyser et améliorer les performances de leurs planeurs, ont également fabriqué une petite soufflerie en 1901; ils testent une maquette de leur merveilleux engin dans une soufflerie et ils décolleront deux ans plus tard. [12]
- **Aux Etats Unis**, c'est Albert Zahm qui fait construire à Washington dès 1901 une soufflerie grâce aux fonds d'un industriel. Il réalise de nombreux travaux sur les ailes mais il est mort en 1908 entraînant l'arrêt de ses travaux. Ce n'est qu'en 1913 que ses travaux ont été repris avec l'appui de la Navy. [12]
- **En Russie**, Joukovski et Riabouchinski construisent en 1902 leur première soufflerie à Koutchino près de Moscou et fondent en 1904 l'institut de recherches aérodynamique russe qui deviendra l'institut central d'aérodynamique. [12]
- **En Angleterre** c'est au National Physical Laboratory que se déroulent les expériences. Thomas Stanton construit en 1903 une soufflerie de 60 cm de diamètre. Une nouvelle soufflerie de 1,2m x 1,2m est mise en service en 1910 puis une plus grande de 2,1 m x 2,1m en 1912. [12]
- En 1909 et 1912, au pied de sa Tour, Gustave Eiffel réalise une soufflerie et pose les fondements des premières souffleries subsoniques, Pour aller plus loin Eiffel fait construire

- en 1905, toujours à ses frais, une soufflerie au Champ de Mars pour la quel il déposera un brevet seulement en 1917. C'est « Un ventilateur d'une puissance de 70 chevaux. [11]
- **L'Allemagne**, La première soufflerie à circuit fermé est celle de Ludwig Prandtl au Centre de Recherche Aérodynamique de Göttingen en 1909. [12]
 - Avec le développement de l'aéronautique militaire à partir de 1910, et suivant la première guerre mondiale, les grandes nations ont construit des souffleries de plus en plus grandes; celle de Chalais-Meudon était la plus grande en 1929. [10]
 - En 1921 le National Advisory Committee for Aeronautics (**NACA**) aboutira à la construction de la première soufflerie pressurisée opérationnelle en 1923. Augmenter la pression de l'air, et la densité et permet une très bonne similitude entre une maquette et un avion réel. [12]
 - La construction en France d'une soufflerie aérodynamique pour l'essai d'avions en grandeur réelle, est envisagée dès 1929 par Albert Caquot, en se rapprochant le plus possible de la réalité, conduit à réaliser une grande soufflerie à pression atmosphérique, à Meudon pour l'ONERA. Elle y est construite de 1932 à 1934, S1Ch permet d'expérimenter des avions réels de 12 m d'envergure, avec moteur allumé et pilote à bord. [12]
 - Ensuite la France prendra avec retard le virage vers le supersonique que l'Allemagne réussit avec la mise en service en 1939 de la soufflerie de Peenemünde qui atteint Mach 4,4 durant ... 15 secondes. Après la guerre c'est d'ailleurs une équipe Allemande « récupérée » et fixée à Emmendingen, en zone d'occupation française, qui concevra partiellement la grande soufflerie supersonique de Vernon. Celle ci essayera la maquette de la première fusée française: Véronique (Vernon électronique). [12]
 - Si après la seconde guerre mondiale les souffleries pour l'aviation évolueront vers les grandes vitesses, les souffleries« classiques » trouveront de nouvelles applications, C'est d'abord tous les constructeurs automobiles qui concevront leurs modèles avec des souffleries. Avant la guerre la soufflerie était surtout employée pour les voitures de sport, elle va devenir l'outil indispensable non seulement pour la forme de la carrosserie mais pour tous les composants [12].
 - Jusque dans les années 1970, ce sont surtout des avions (dont la Caravelle et le Concorde) mais aussi des voitures (la 4 CV et la Coccinelle), des trains, des éléments architecturaux, qui sont passés par la chambre d'expérimentation de S1Ch, pour être mis au point ou améliorés [11].

1.3 Objectifs de la soufflerie

- Reproduire au mieux les conditions de vol de l'avion avec une maquette, pour affiner et valider l'optimisation aérodynamique aux points critiques du domaine de vol.
- Comparaison de formes et de positions différentes.
- Les souffleries modèles, les champs de pressions (en aval du modèle), les forces aérodynamiques de portance (verticale et latérale) et de traînée, les moments aérodynamiques sur les trois axes : tangage, roulis, lacet.
- Analyse de l'écoulement et détection de phénomènes difficiles à calculer (décollement, tremblement, etc.)
- Et pour élaborer les modèles aérodynamiques prédictifs pour tout le domaine de vol (performances, qualités de vol, charges) [3].

1.4 Les utilisateurs de la soufflerie

Pourquoi tester dans les tunnels de vent?

Le but ultime: Pour comprendre la mécanique des fluides ou d'un Aérodynamique

On se sert des souffleries pour étudier les avions civils et militaires, ainsi que les missiles, les hélicoptères, les équipements spatiaux, les sondes mais également des dispositifs plus courants comme les voitures par exemple. Outre dans le domaine de la propulsion, elles trouvent aussi une application dans l'étude des bâtiments de toutes sortes (la soufflerie Eiffel a testé de nombreux bâtiments de la Défense par exemple). Elles sont également utilisées dans le domaine domestique avec les extracteurs d'air statiques.

- Aéronef en vol
- Sous-marin dans l'eau
- Automobile sur la route
- Nouvelle structure (bâtiment, pont) dans la ville

1.5 Les tests en soufflerie

Les tests en soufflerie permettent d'effectuer différentes analyses telles que l'aérodynamisme de l'objet étudié (vitesse et écoulement de l'air par exemple) ou encore les efforts subits par l'objet dus à la force qu'exerce l'air avec la vitesse. Ce sont les deux instruments de mesure essentiels nécessaires lorsqu'on utilise une soufflerie. [25]

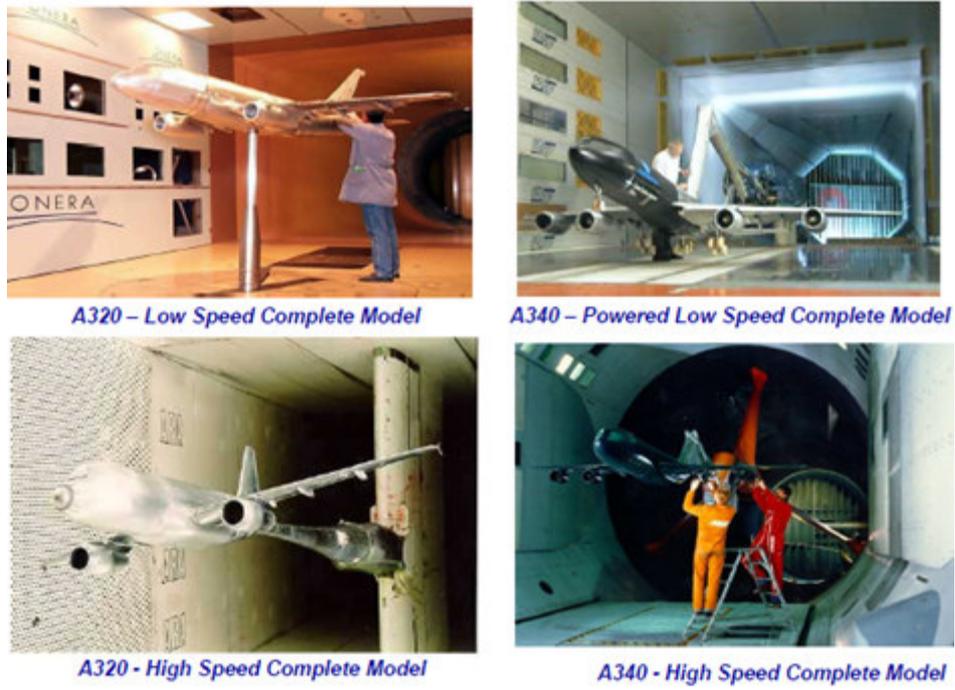


Fig. I.1 Exemples teste en soufflerie [3]

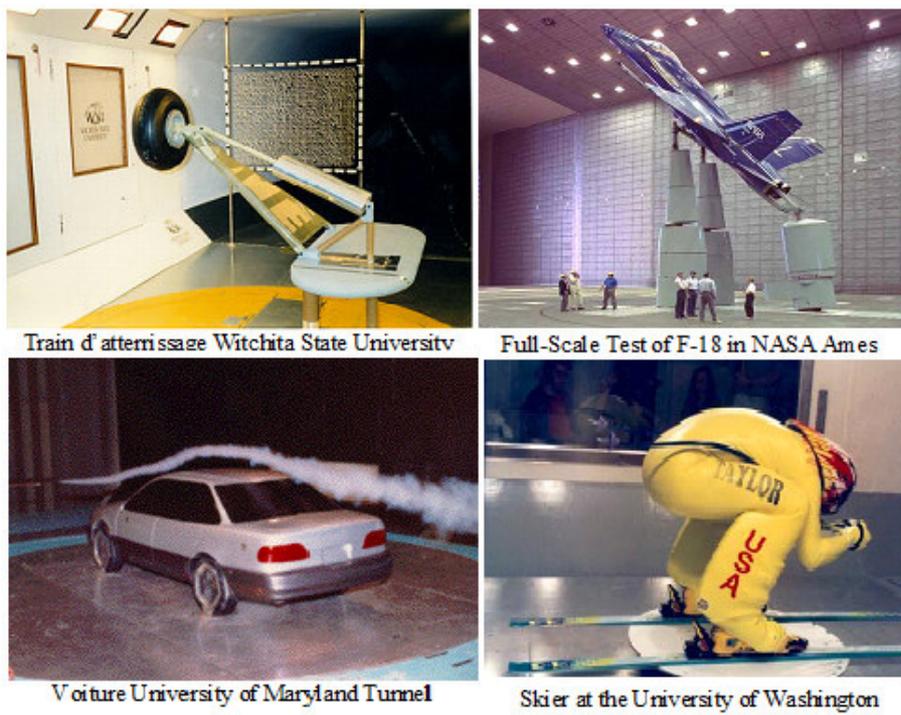


Fig. I.2 Exemples teste en soufflerie [9]

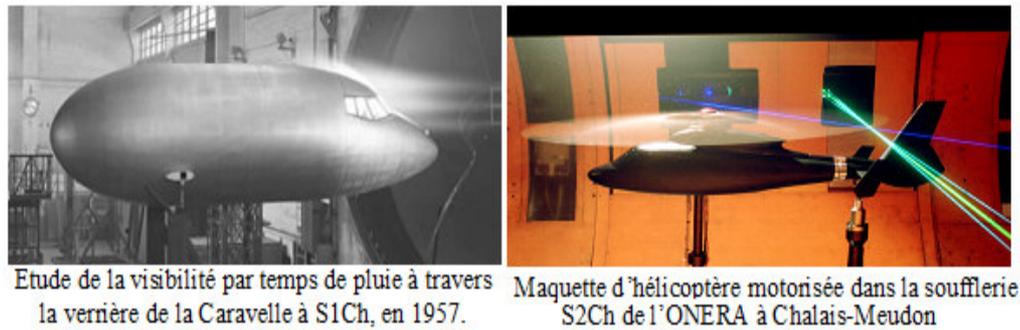


Fig I.3 Exemples teste en soufflerie[26]

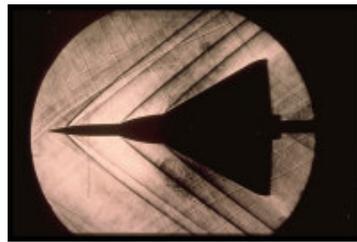


Fig. I.4 La maquette de Mirage IV en soufflerie Supersonique (technique de La strioscopie)[11]

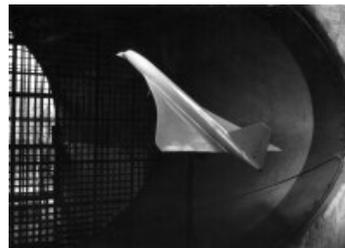


Fig. I.5 Les souffleries de l'ONERA ont permis d'explorer tout le domaine de vol du Concorde dans S1Ch, on simule une configuration d'atterrissage [11]

1.5.1 Avantages et inconvénients des tests en soufflerie

➤ Avantages :

- « Véritable » physique de l'écoulement
- Grand savoir-faire
- Plusieurs souffleries pour recoupement des essais
- Simulation exacte des phénomènes (décollement, tremblement, etc.)
- Mesure réelle des performances et qualités de vol

➤ Inconvénients :

- Très coûteux, longs et éventuellement risqués, mais ils sont toujours indispensables pour la qualification et la certification de l'avion.
- Nombre de Reynolds (ETW résout en partie le problème).
- Supports / parois (corrections).
- Contraignants pour avoir de l'instrumentation.

I.5.2 Les conditions de l'essai en soufflerie

L'essai en soufflerie doit tenir compte :

- Du support de la maquette qui risque de perturber l'essai.
- d'un effet des paroi de la soufflerie qui interdit de réaliser des essais de maquettes de grandes dimensions par rapport à celle de la veine d'essai.
- De la qualité de l'écoulement arrivant sur la maquette qui doit être exempt de perturbations.
- Du réalisme de certains essais. Par exemple si on veut mesurer l'effet de sol d'une voiture, il suffit de poser la maquette sur une plaque fixe ? Si on fait cela, la « route » ne bouge pas et l'essai est différent de la réalité [12].

I.6 Critères de Classification des Souffleries Aérodynamique

I.6.1 schéma générale

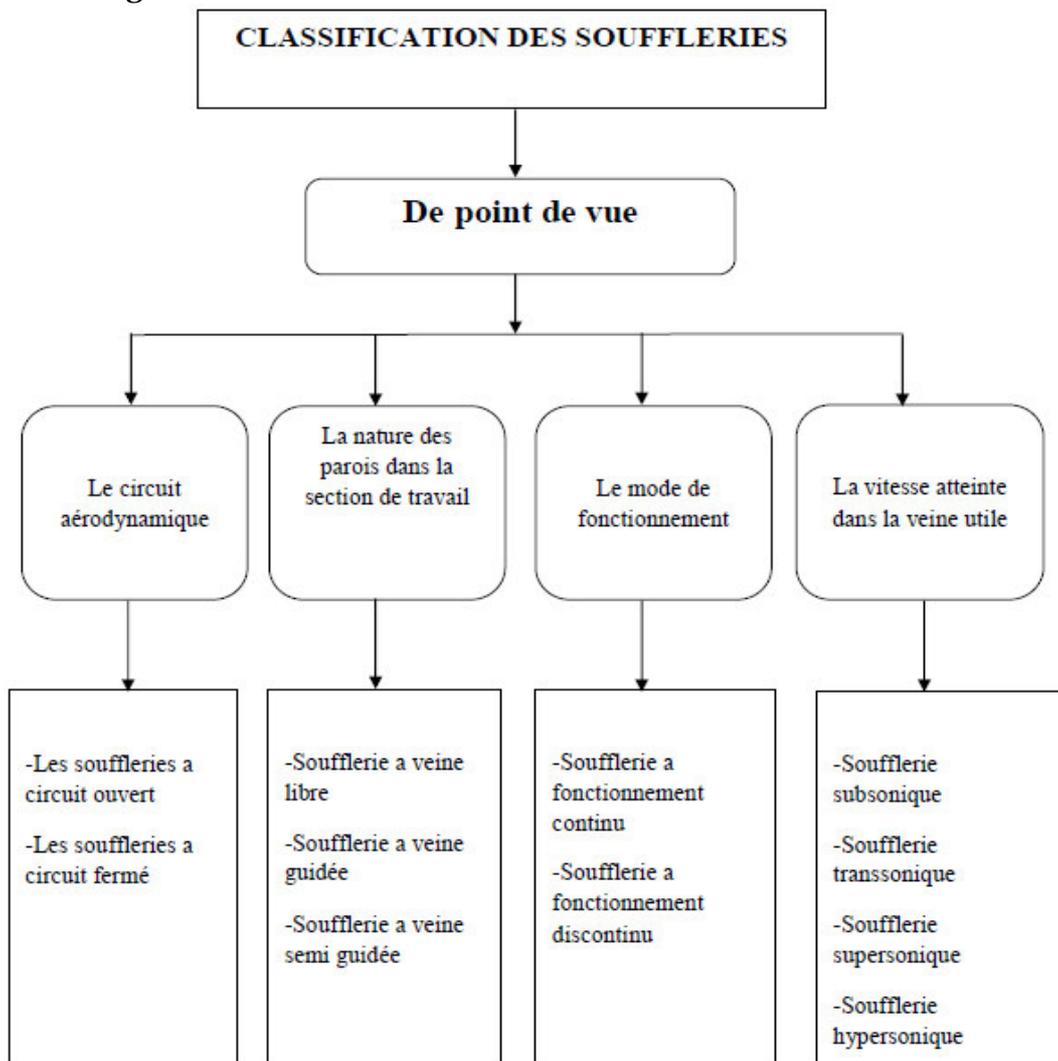


Fig. I.6 Organigramme classification des souffleries [16]

❖ *Classification selon la vitesse atteinte dans la veine d'essais*

1) *Vitesse du son*

Voyons comment s'introduit la vitesse du son en aérodynamique, ce qui nous permettra de classer les écoulements :

$$c = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}}$$

Cette variation est appelée vitesse du son; c'est la vitesse de propagation des ondes sonores qui sont essentiellement des variations de pression. [1]

2) *Nombre de Mach* [1]

Rapport sans dimension : $M = \frac{v}{c}$

v : Vitesse propre

C : Vitesse du son dans les mêmes conditions de température.

- Evidement : si $v < C$ $M < 1$ l'écoulement est subsonique.
- $v > C$ $M > 1$ l'écoulement est supersonique.
- $v = C$ $M = 1$ l'écoulement est sonique.

L'aérodynamique couvre différents régimes d'écoulement, en fonction du nombre de Mach M, caractéristique des effets de compressibilité du fluide

- Incompressible ($M < 0,3$) où $d\rho=0$
- Compressible ($M > 0,3$) où $d\rho \neq 0$

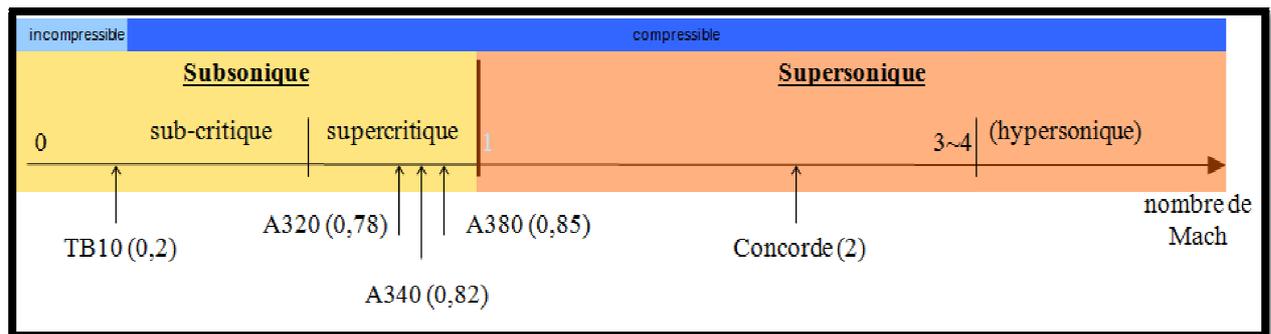


Fig. I.7 Schéma représentatif des différentes vitesses du son [8]

2.1) *Soufflerie à faible vitesse $M < 0.3$*

$\rho = Cte$ Désignera alors un fluide dit incompressible, les calculs en seront simplifiés. Ce sera le cas des liquides (hydrodynamique) et, comme on le verra, de l'air pour les faibles vitesses (jusqu'à 300 Km/h environ). [2]

2.2) Soufflerie subsonique $0.3 < M < 0.8$ (écoulement subsonique $v < C$ $M < 1$)

Ces souffleries ont une vitesse d'air jusqu'à 100 m/s (360 km/h ou M 0.3). On peut y tester les véhicules routiers et les avions en phase de décollage ou d'atterrissage. Où les perturbations de l'écoulement se propagent aussi bien en amont qu'en aval. [1]

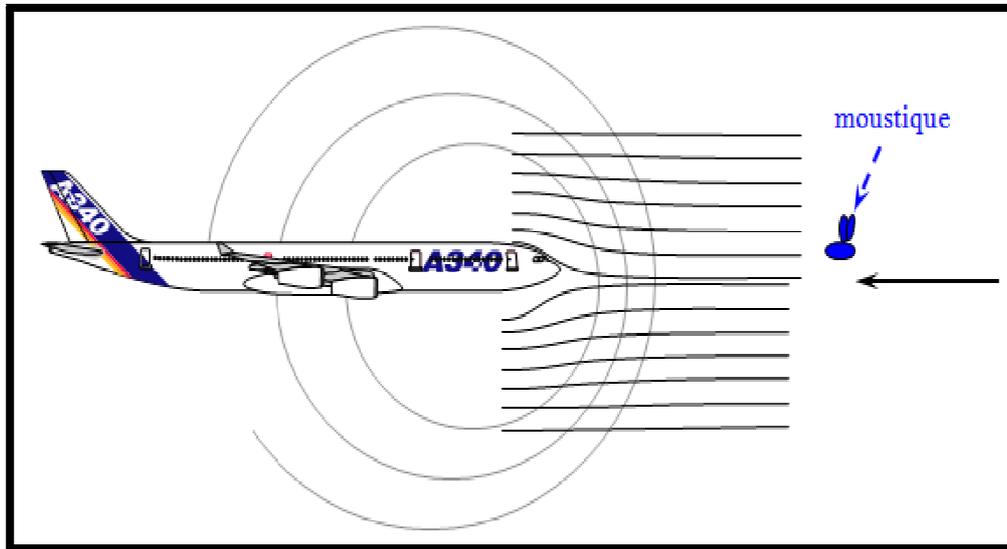


Fig. I.8 VOL SUBSONIQUE.[8]

- Les lignes de courant sont déviées avant leur arrivée sur l'avion
- Le moustique est repoussé
- L'avion prévient toujours l'amont de son arrivée [8]

2.3) Soufflerie Sonique $M=1$ (l'écoulement est Sonique $v = C$ $M = 1$)

Si la vitesse du point mobile est égale à la vitesse du son, le cône se réduit à un plan π qui contient le point P. Nous retrouverons des plans d'accumulation dans l'étude des ondes de choc [1].

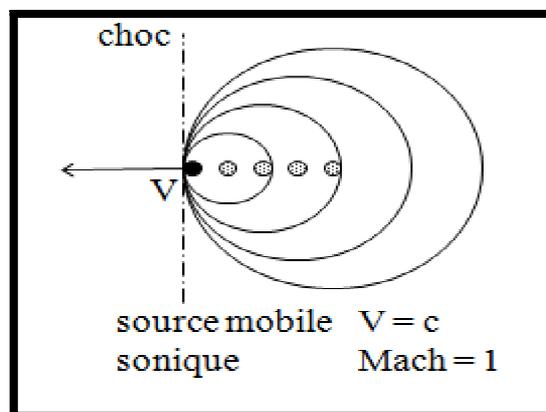


Fig. I.9 Les ondes sonique [8]

2.4) soufflerie transsonique $0.8 < M < 1.2$

Qui présente des zones d'écoulement subsonique et des zones d'écoulement supersonique. Elle a une vitesse d'air allant de $M 0.5$ à $M 1.3$ permettant de tester les avions à réaction de transport civil volant généralement autour de $M 0.80-0.85$. [10]

2.5) soufflerie supersonique $1.2 < M < 5$ (l'écoulement est Supersonique $v > C$ $M > 1$)

Où les perturbations de l'écoulement ne peuvent pas se propager en amont, cet écoulement est aussi marqué par des zones de discontinuité (ondes de choc).

Fonctionnant de $M 1.5$ à 5 , elles permettent de tester les avions de combat et les missiles.

Si le mobile va plus vite que le son, une onde sonore est excentrée par rapport à l'onde émise à l'instant précédent d'une distance plus grande que son rayon, chaque onde crève donc la précédente et le mobile les précède toutes. [1]

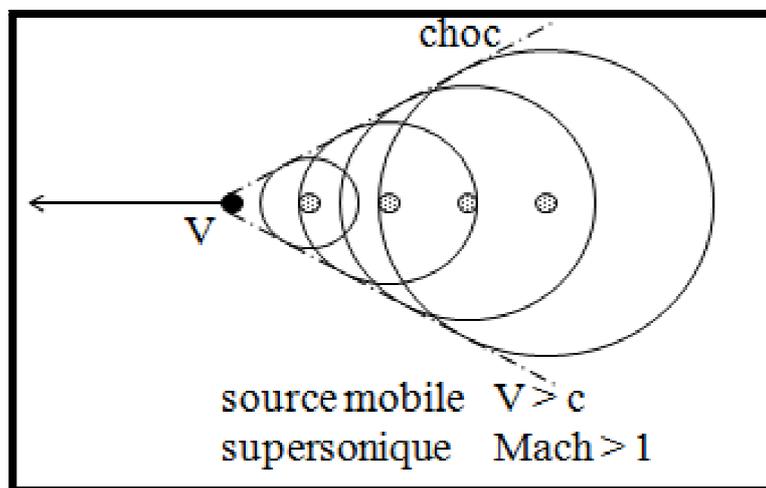


Fig. I.10 Les ondes supersonique [8]

- Le moustique s'écrase sur l'avion. Il ne l'a pas entendu arriver
- L'avion ne peut pas prévenir l'amont de son arrivée

2.6) soufflerie hypersonique $M > 5$

Avec des ondes de choc très intenses et de très hautes températures près des parois, ce qui entraîne des réactions chimiques (dissociation des molécules) et la création d'un plasma.

Les souffleries à rafales, soufflant un air stocké sous haute pression dans des cuves, permettent d'atteindre de très grandes vitesses, jusqu'à 25 Mach pour tester les véhicules hypersoniques et la rentrée dans l'atmosphère. [10]

❖ Classification selon le circuit aérodynamique

Une soufflerie se compose d'un circuit aérodynamique comportant une veine d'essais. Le circuit d'air peut être **ouvert** ou **fermé** :

1) Soufflerie à circuit d'air ouvert

Soufflerie à aspiration qui est ouverte aux deux extrémités, type Eiffel; le convergent et le diffuseur ne sont pas reliés; l'air est aspiré de l'atmosphère.

La veine d'essais peut être ouverte ou "libre" comme dans les souffleries Eiffel guidée (par exemple par un plancher pour tester des automobiles) ou fermée. [10]

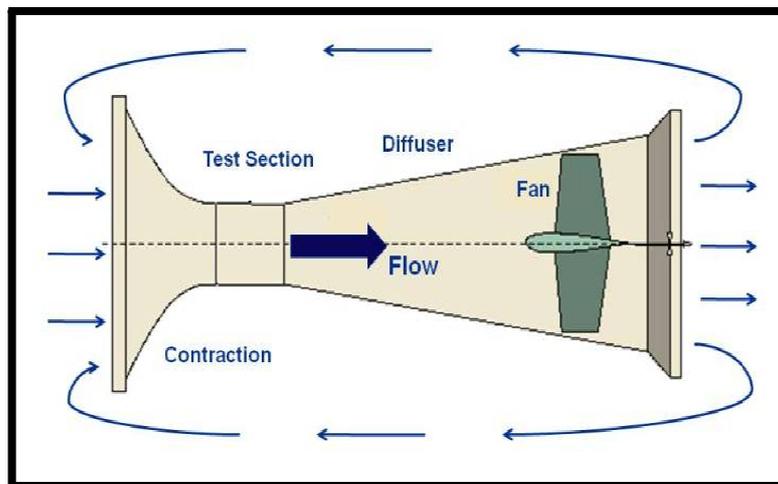


Fig I.11 Open-Return Type Wind-Tunnel [9]

1.1) Avantages du retour Tunnel Ouvert :

- Faible coût de la construction.
- La conception supérieure pour la propulsion et de la fumée visualisation. Il n'y a pas d'accumulation de produits d'échappement dans un tunnel ouvert. [13]

1.2) Inconvénients du retour Tunnel Ouvert :

- Mauvaise qualité possible dans la section d'essai de débit. Le tunnel devrait également être tenu éloigné des objets dans la pièce (murs, bureaux, personnes ...) qui produisent des asymétries à l'évasement. Tunnels ouverts à l'atmosphère sont également touchés par les vents et les conditions météorologiques.
- Coûts d'exploitation élevés. Le ventilateur doit continuellement accélérer les flux à travers le tunnel.
- Fonctionnement bruyant. Bruit du ventilateur peut limiter les temps de fonctionnement.

[13]

2) Soufflerie à circuit d'air fermé

Si on relie l'entrée du collecteur et la sortie du diffuseur par une conduite, on réalise une Soufflerie à retour guidé du type PRANDLT.

Dans la plupart des souffleries à retour, la veine d'essais est fermée, ce qui permet de contrôler (et de modifier) la température et la pression de l'air. [10]

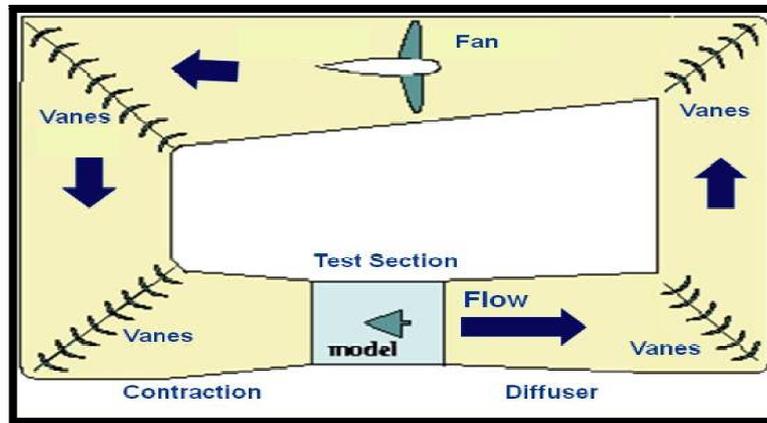


Fig I.12 Closed-Return Type Wind-Tunnel [9]

2.1) Avantages du retour tunnel fermé :

- La qualité de l'écoulement supérieure dans la section de test. Déflecteurs de débit dans le coin et flux redresseurs près de la section d'essai assurent un écoulement relativement uniforme dans la section de test.
- Faibles coûts d'exploitation. Une fois que l'air circule dans le tunnel, le ventilateur et le moteur ne doivent pas compenser les pertes le long du mur et à travers les ailettes de retournement. Le ventilateur ne doit pas accélérer constamment l'air.
- Fonctionnement silencieux par rapport à un tunnel de retour ouvert.

2.2) Inconvénients du retour tunnel fermé :

- La hausse des coûts de la construction en raison des aubes ajoutées et des conduites.
- Conception inférieure pour la propulsion et de la fumée visualisation. Le tunnel doit être conçu pour purger les produits d'échappement qui s'accumulent dans le tunnel.
- Conditions de fonctionnement plus chaudes que d'un tunnel de retour ouvert. Le tunnel peut être amené à utiliser des échangeurs de chaleur ou de refroidissement actif.

❖ Classification d'après le mode de fonctionnement

1) Fonctionnement continu

Les souffleries continues permettent des essais plus longs; le circuit est ouvert (type Eiffel) ou à retour (type Prandtl). Les souffleries de type Eiffel ou L'air rentre par le collecteur, puis accélère par le ventilateur, passe dans la chambre d'expérience avant de ressortir ensuite par le diffuseur.

2) *Fonctionnement discontinu*

Entre deux réservoirs ayant deux niveaux de pression différents, un écoulement de durée limitée peut être obtenu, L'énergie nécessaire au fonctionnement est accumulée préalablement, à partir de puissances faibles. Ce mode de fonctionnement s'impose le plus souvent lorsqu'il s'agit de souffleries hypersoniques nécessitant un rapport de compression et une température génératrice élevées

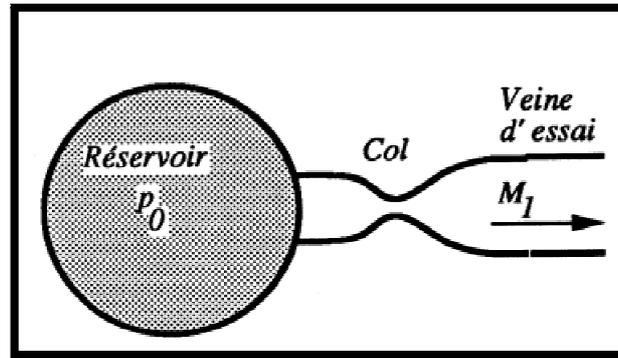


Fig. I.13 L'installation est alimentée par un réservoir a haute pression [16]

❖ *Classification des souffleries suivant la nature des parois de la veine d'essai*

On peut les classées en trois catégories:

1) *Souffleries à veine libre*

Où la chambre d'essai n'a pas de parois matérielles.

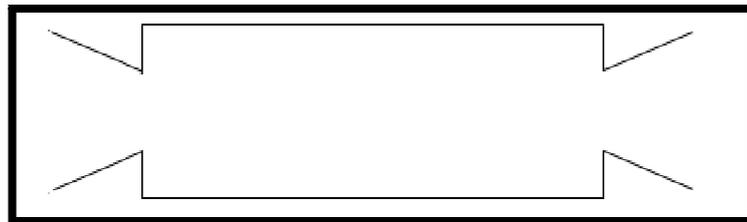


Fig. I.14 Type jet à plan libre

2) *Souffleries à veine guidée :*

La veine d'essai est constituée d'une gaine étanche aux dimensions relativement réduites.

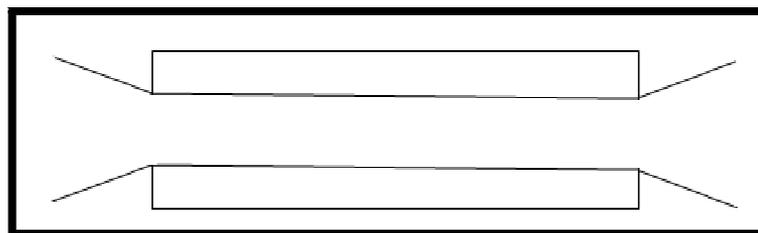


Fig. I.15 Type à jet pariétal

3) *Souffleries à veine semi guidée :*
Parois sur une partie du périphérique.

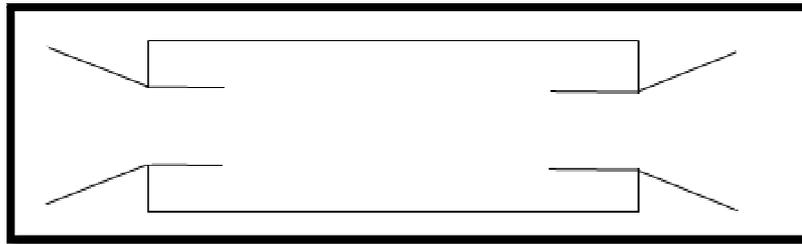


Fig. I.16 Type à jet semi pariétal

Ces distributions sont nécessaires pour la correction à apporter à certains résultats (correction des parois). Les premières souffleries étaient des souffleries à veine libre (grande accessibilité). Cependant les souffleries modernes ont une veine guidée De même, elles ont le plus souvent un circuit à retour [16].

❖ *Classification des souffleries suivant l'emplacement du ventilateur*

1) *Souffleries du type soufflant*

Où l'air est fourni à la soufflerie par un ventilateur (centrifuge) entraîné par un moteur électrique; ce ventilateur, peut être placé, soit au début (c'est-à-dire avant le premier diffuseur), soit dans la zone de tranquillisation - où on peut mettre plusieurs ventilateurs centrifuges de petite taille.

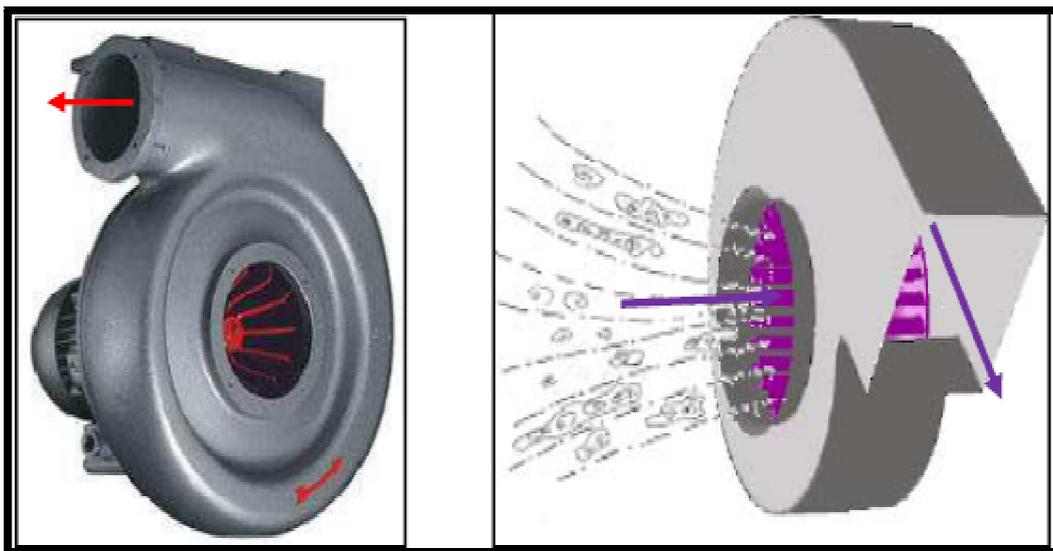


Fig. I.17 Image ventilateur du type soufflant .

2) Souffleries du type à aspiration

Le ventilateur sera donc placé après le diffuseur de sortie soit axial, soit centrifuge. Ce genre de ventilateur s'utilise généralement dans les souffleries à circuit fermé.

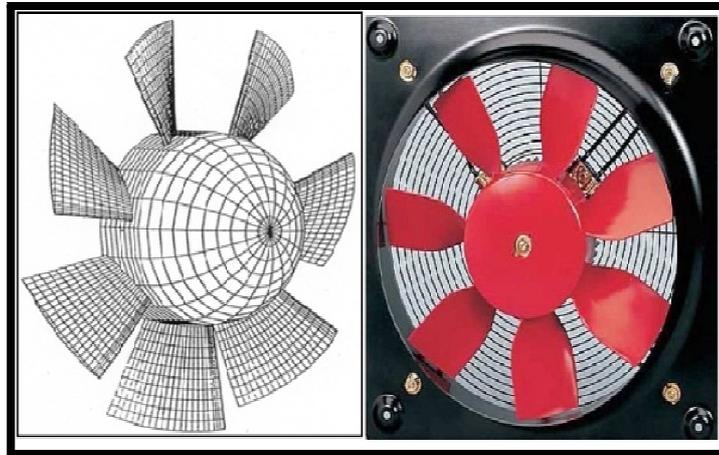


Fig. I.18 Image ventilateur du type à aspiration[16]

I.7 Description des éléments constituant une soufflerie subsonique

I.7.1 Les éléments de la soufflerie :

La soufflerie comporte cinq parties principales, le cône de contraction à l'avant du tunnel, la section de mesure dans le milieu du tunnel, le diffuseur et le ventilateur à l'arrière du tunnel.

Type Eiffel :

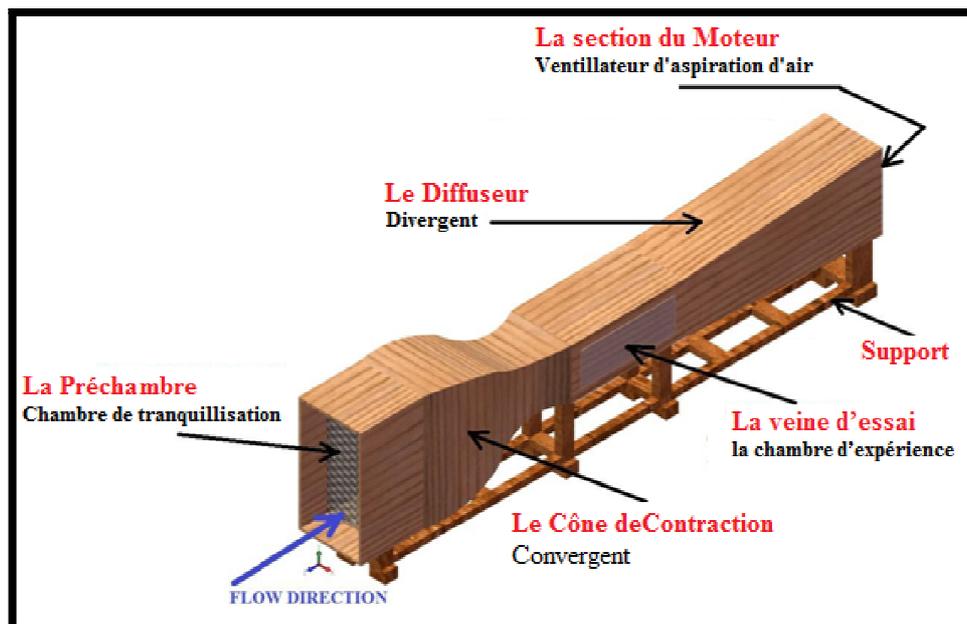


Fig. I.19 Schéma de principe de la soufflerie Eiffel. [28]

D'une façon générale la Soufflerie se compose de :

❖ **Chambre de tranquillisation (chambre de décantation)**

Son rôle est d'amener l'air dans le tunnel sous forme de flux laminaire (filets d'air parallèles permettant à l'aile testée de ne pas subir de perturbations aérodynamiques qui fausseraient nos mesures). Pour développer le flux de haute qualité des dispositifs comme des écrans et des nids d'abeilles, etc. sont installés pour accroître l'uniformité de l'écoulement et de réduire le niveau de turbulence à l'entrée du cône de contraction. Ils produisent une perte de pression totale relativement élevée. Le nid d'abeille est très efficace pour réduire la turbulence latérale, lorsque le flux passe à travers des tuyaux longs et étroits. [28]

Nid d'abeille:

Le Filtre en nid d'abeilles est Installé à l'entée destiné à régulariser et à tranquilliser le courant d'air, afin d'envoyer sur la maquette un écoulement le moins turbulent possible. [1]

❖ **Le Convergent (Cône de Contraction)**

Le cône de contraction, également appelé l'entrée, est la partie la plus importante dans la conception d'un tunnel de vent car il a le plus d'impact sur la qualité de l'écoulement dans la chambre d'essai, il est aussi la partie la plus complexe a fabriqué, en raison de sa forme, Chargé d'amener l'air extérieur dans la soufflerie, Il accélère le débit de la chambre de décantation à la Chambre de test Il contribue aussi à la réduction de la turbulence de l'écoulement et des non-uniformités dans la chambre d'essai. Sa forme de pavillon largement épandu dont la section va en diminuant. En effet en (MDF) on démontre que pour un écoulement d'air dont la vitesse est inférieure à celle du son, la vitesse est inversement proportionnelle à la section. Si la section diminue la vitesse augmente. [28]

Le convergent permet ainsi d'obtenir des vitesses élevée dans sa section réduite, en accélèrent l'air vers la veine d'essai, cette accélération du flux et non-uniformité des atténuations dépendent principalement du rapport entre la section transversale de la zone d'entrée à celui de sortie, appelé aussi taux de contraction (n). [28]

$$n(\text{contraction}) = \frac{\text{Sectin d'entré du C.C}}{\text{Sectin de sortie du C.C}}$$

Théoriquement, la valeur de (n) devrait être aussi large que possible, mais il a une limite supérieure, car il influence fortement les dimensions de la soufflerie globaux et donc son coût. Pour les tunnels à vent utilisés dans des applications civiles ou industrielles, un rapport de contraction comprise entre 4,0 et 6,0 peut être suffisant réduire les niveaux de turbulence d'écoulement et des non-uniformités de l'ordre de 2,0%, ce qui est acceptable pour de nombreuses

applications. En outre avec le nid d'abeille placé dans la chambre de décantation, il se réduit à 0,5%. Même cela est une valeur très raisonnable pour certaines fins aéronautiques. [28]

La deuxième caractéristique de la contraction Cône est sa forme courbée, en tenant compte du fait que la contraction est plutôt lisse. Pour éviter le gradient de pression adverse dans quelque région, il peut produire une séparation locale de la couche limite qui peut augmenter le niveau de turbulence considérablement, entraînant une mauvaise qualité de l'écoulement dans la chambre de test. [28]

❖ *veine d'essai (la chambre d'expérience)*

La chambre d'essai est la partie utile et la plus délicate du tunnel et est aussi appelée le cœur de la soufflerie, comme elle est la région où se font les expériences pour l'étude expérimentale, elle est transparente fabriquée en plexiglace généralement afin d'observer et visualiser l'écoulement et les filets d'air et étanche pour avoir des conditions réelles, portant la maquette qui est suspendue à un support qui transmettent les efforts à des balances aérodynamiques placées en dessous, des capteurs, etc. ainsi que le débit contrôlé.

La taille de la maquette installée dans la veine doit être définie selon les principales spécifications en soufflerie, qui incluent également la vitesse de fonctionnement et la qualité de débit souhaité.

❖ *le diffuseur (divergent)*

Le diffuseur a la forme d'un tronc de cône dont la section va en augmentant. Situé après la veine d'essai à la sortie, l'air le traverse et sort en direction du ventilateur qui l'aspire et le rejette ensuite à l'extérieur. Ainsi l'air y est progressivement ralenti en élargissant la section avec une conicité faible. [1]

Le diffuseur joue un rôle important dans le contrôle de la qualité de l'écoulement à l'intérieur de la chambre d'essai. Son objectif principal dans la conception est d'éviter le décollement de la couche limite (le décrochage signifie le retour de quelque ligne de courants du fluide en arrière). Ainsi, elle permet d'augmenter la pulsation de pression est transmise en amont vers la chambre de test. Ce qui entraîne des pressions et de vitesse non-uniformités (recouvrement de pression) et de réduire la vitesse de l'écoulement. Cela est réalisé par des diffuseurs dont l'angle n'excède pas $3,5^\circ$ à 5° (dépend du type de soufflerie) qui représente donc une meilleure disposition pour passer d'une section étroite à une autre plus grande (transformation de l'énergie cinétique de l'écoulement en énergie de pression).[16] [28]

Lorsqu'on utilise des sections rectangulaires (plus simples et moins chères à réaliser) : on utilise le concept du cône équivalent avec les mêmes restrictions sur l'angle du cône.

On définit une efficacité du diffuseur η : [16]

$$\eta = \frac{P_{\text{sort}} - P_{\text{entré}}}{\frac{1}{2} \rho (U^2_{\text{entré}} - U^2_{\text{sort}})}$$

❖ *aspirateur (avec moteur électrique)*

Le ventilateur aspire l'air et le rejette ensuite à l'extérieur.

Le flux d'air est généralement aspiré et non soufflé sur le modèle, le ventilateur (ou compresseur) étant disposé en aval de la veine d'essais, derrière le diffuseur [1].

I.7.2 Instruments de mesure et accessoires de la soufflerie

❖ *Les Balances de Mesure d'effort*

1. *Le système de mesure de la portance et de la trainée*

La balance-avion installée au-dessous de la veine d'essais est utilisée pour mesurer les forces de trainée et de portance et le moment de tangage sur un objet suspendu.

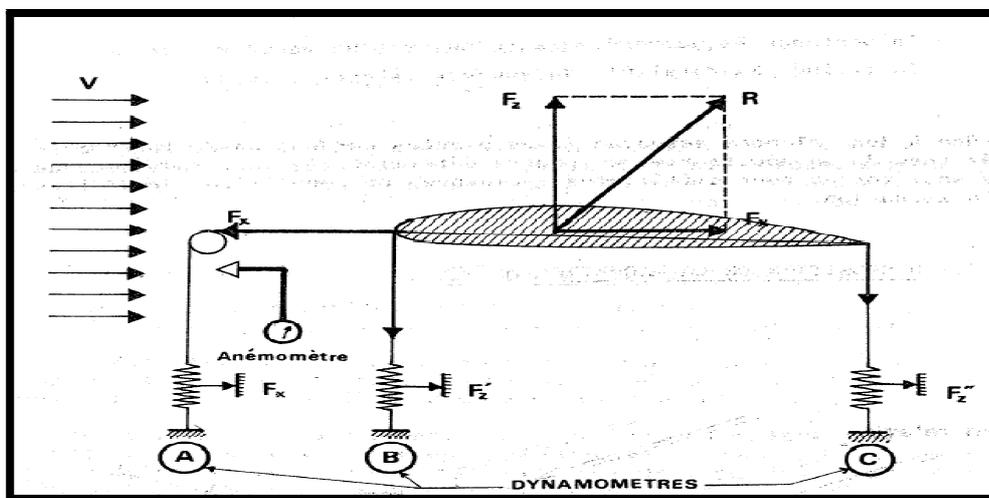


Fig. I.20 Le système de mesure de la portance et de la trainée

Grace à des balances aérodynamiques placées en dessous de la chambre d'expérience de la soufflerie, on pourra déterminer la valeur de chacune des deux forces de portance F_z et de trainée F_x , pour différentes incidences, et pour différentes vitesses d'utilisation. [1]

2. Notre système de pesée :

Voici un schéma explicatif du système de mesure des forces de la portance et de la traînée :

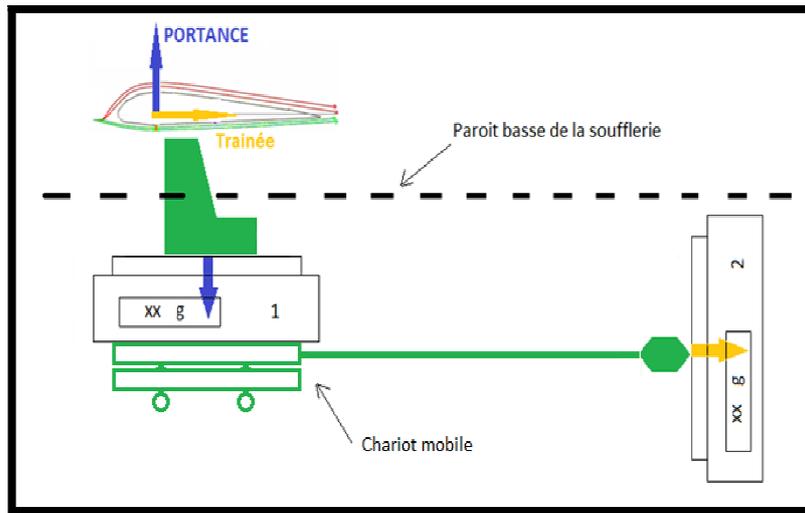


Fig. I.21 Système de pesée utilisé

2.1 La portance

Principe de mesure :

- L'aile est au repos et aucun flux ne circule dans la soufflerie : on lit sur la balance une masse m .
- On crée un flux d'air horizontal au voisinage proche de l'aile. Celui-ci crée une force verticale orientée vers le haut : la portance, On lit alors sur la balance une différence de masse, de signe moins si la balance a été tarée à 0 avant mesure.

Déduction de la valeur de la portance :

- Hors aspiration : la balance mesure le poids de l'ensemble étrier+profil et la converti en masse, d'après la relation $P = mg$. ainsi, $m = P/g$
- En aspiration : la balance ne mesure plus le poids, mais une force F équivalente au poids c'est la portance (car la portance est de sens contraire au poids).

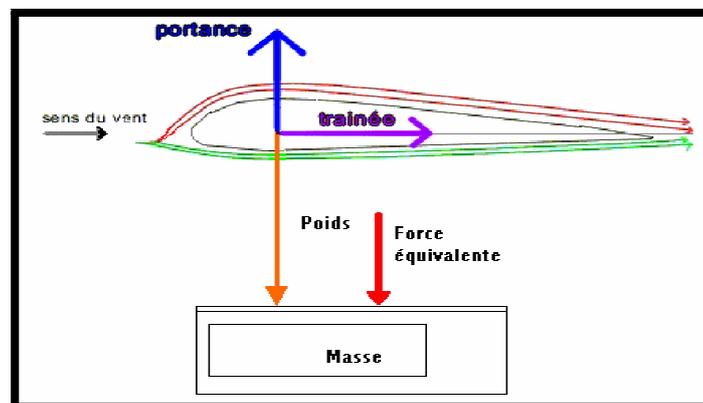


Fig. I.22 force équivalente agissant sur la balance.

La masse obtenue vaut donc [24] :

$$\mathbf{m = F/g} \quad \text{soit, } \mathbf{m = (P - Rz)/g} \quad \text{d'ou, } \mathbf{m = P/g - Rz/g}$$

Or, si l'on a pris la peine de tarer la balance, $\mathbf{P/g = 0}$.

On obtient donc une masse $\mathbf{m = - Rz/g}$ donc, $\mathbf{Rz = -mg}$

C'est ainsi que nous déduisons la valeur de la portance.

2.2 La trainée

La trainée est obtenue. Par la partie mobile du système en vert, lorsque le vent souffle sur la maquette il va faire bouger le chariot mobile qui est lié à une planche qui répercute ainsi cette force sur la seconde balance.

D'où $\mathbf{Rx = mg}$

❖ Tableaux multi Mano (inclinable)

Il permet de déterminer la distribution de pression sur des points précis de la maquette, grâce à la différence de la hauteur du liquide entre chaque deux tuyau en peut déduire la différence de pression.

$$\Delta P = \rho_m g \Delta h = \rho_m (d/k) \quad / k = 2 \quad \text{quand, } \theta = 30^\circ \quad \text{donc, } \Delta P = \Delta P/2$$

$$\text{Dou : on peut calculer aussi la vitesse : } V = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_{air}}} \quad V = \sqrt{\frac{2\rho_m g \Delta h}{\rho_{air}}}$$

k : dépend de l'inclinaison d : la distance

$$\rho_m : 0.784 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_{air} : 1.293 \text{ kg/m}^3$$

$$g : 9.81 \text{ m/s}^2$$



Fig. I.23 Tableaux Multi Manomètre (ARMFILDE)

❖ Tube de Pitot (mesure de vitesse)

En aéronautique, du point de vue technologique, le tube de Pitot est l'élément constitutif du système anémobarométrique.

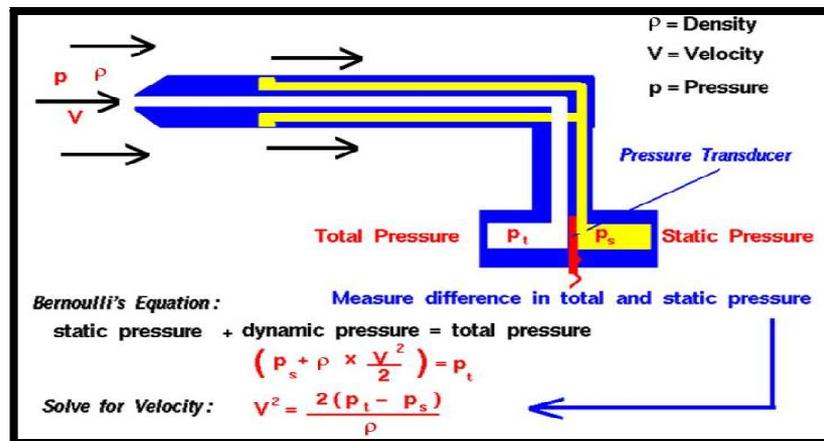


Fig. I.24 Principe de fonctionnement de tube de Pitot [13]

Un tube de Pitot-statique ou tube de Prandtl est constitué de deux tubes coudés concentriques dont les orifices, en communication avec le fluide dont on veut mesurer la vitesse, sont disposés de façon particulière :

- Le tube extérieur s'ouvre perpendiculairement à l'écoulement du fluide. La pression à l'intérieur de ce tube est donc égale à la pression ambiante ou pression statique.
- Le tube intérieur est parallèle à l'écoulement du fluide, et est ouvert en son bout, face au flux. La pression à l'intérieur de celui-ci est donc la pression totale, somme de la pression statique et de la pression dynamique.

Principe :

C'est un manomètre qui mesure la différence de pression entre les deux tubes, c'est-à-dire la pression dynamique, et permet donc de calculer la vitesse d'écoulement du fluide autour du tube. Cette vitesse correspond au vent relatif et est, en aéronautique, une des informations primordiales pour le pilote qui doit toujours maintenir son appareil au-dessus de sa vitesse de décrochage.

Dans le cas d'un écoulement incompressible (c'est-à-dire en régime subsonique pour un nombre de Mach inférieur à 0,3), le calcul de la vitesse est effectué par application du théorème de Bernoulli. On néglige alors le terme z pour avoir une relation directe entre la vitesse et la pression dynamique $p_t - p_s$ que l'on mesure avec un capteur de pression ou un simple manomètre [18].

Afin de mesurer la pression à l'intérieur de la veine, nous avons à notre disposition un tube de Pitot lié à un manomètre hydraulique en U fig. I.25.

Le tube est donc placé sur un support en bois vertical fixe à l'aide de clous et muni d'une règle graduée placée entre les deux parties du tube afin de mesurer au millimètre la hauteur h , différences des niveaux d'eau due à la différence des pressions de l'air qui s'exercent sur chaque cote du tube.

La relation de Bernoulli (relation fondamentale dans la mécanique des fluides) nous donne :

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 + \rho_{air}gZ_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 + \rho_{air}gZ_2$$

P_1 : La pression au point n°1 (P Totale)

P_2 : la pression au point n°2 (P Statique)

V_1 : La vitesse de l'air au point n°1

V_2 : la vitesse de l'air au point n°2

Z_1 : L'altitude au point n°1

Z_2 : l'altitude au point n°2

ρ_{air} : La masse volumique de l'air.

Or, comme nous l'avons dit, $V_1 = 0$ (point d'arrêt) et $z_1 = z_2$ (même altitude)

On a donc : $P_1 - P_2 = \frac{1}{2}\rho V_2^2 \dots\dots\dots(1)$

La différence de pression $P_1 - P_2$ est directement mesurée, à l'autre extrémité des tubes, grâce au tube en U.

On a la relation suivante, dans le tube en U : $P_1 + \frac{1}{2}\rho V_A^2 + \rho_{eau}gZ_A = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_B^2 + \rho_{eau}gZ_B$

Or $V_A = V_B = 0$ (les niveaux d'eau sont fixes) donc, $P_1 - P_2 = \rho_{eau}g (z_B - z_A)$

On a donc : $P_1 - P_2 = \rho_{eau} \cdot g \cdot h \dots\dots\dots(2)$

La vitesse au point n° 2 peut donc s'écrire : $\frac{1}{2}\rho_{air}V_2^2 = \rho_{eau} \cdot g \cdot h$ Soit : $V_2 = \sqrt{\frac{\rho_{eau}}{\rho_{air}} 2gh}$

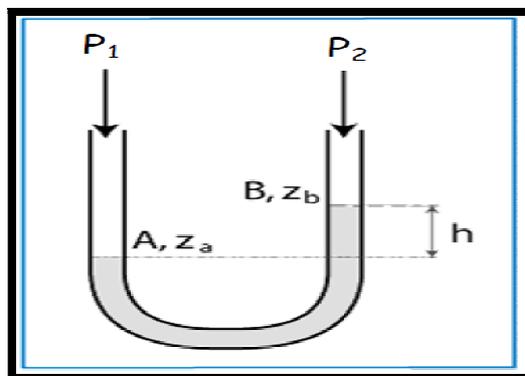


Fig. I.25 manomètre hydraulique en U

❖ Anémomètre

Un anémomètre est un appareil permettant de mesurer la vitesse ou la pression du vent. C'est également l'appareil qui permet de mesurer le vent relatif dans un avion.

Dans notre cas l'Anémomètre est toujours lié au tube de Pitot.

❖ Diffuseur de fumée

La fumée permet de visualiser les filets d'air qui circulent autour de la maquette dans la chambre d'expérience.



Fig. I.26 visualisation de l'écoulement

II.1 Introduction

L'aérodynamique est la science qui étudie les phénomènes qui apparaissent lorsqu'il existe un mouvement relatif entre le corps et l'air qui le baigne. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol). Il peut aussi être fixe dans le fluide en mouvement (maquette d'avion dans le vent de la soufflerie).

Le premier objectif de l'aérodynamique est de déterminer les forces et les moments, sur un corps se déplaçant dans un fluide, généralement de l'air, par exemple, la génération de la portance, de la traînée, des moments, et la distribution de pressions sur les profils, les ailes d'avion, le fuselage, les nacelles et les hélices. On peut également calculer les forces qui s'exercent sur les pales d'hélicoptère ou sur les éoliennes (machine à vent) à axe horizontal ou à axe vertical.

Le second objectif se résume à la détermination des écoulements internes des gaz dans les tuyaux, les moteurs, les turbines, les compresseurs et les ventilateurs. L'aérodynamique doit permettre de calculer et de mesurer les propriétés de l'écoulement dans un propulseur de missiles (ou de fusées) [17].



Fig. II.1 Exemples forme Aérodynamique profilé [9]

II.2 Définition d'un profil

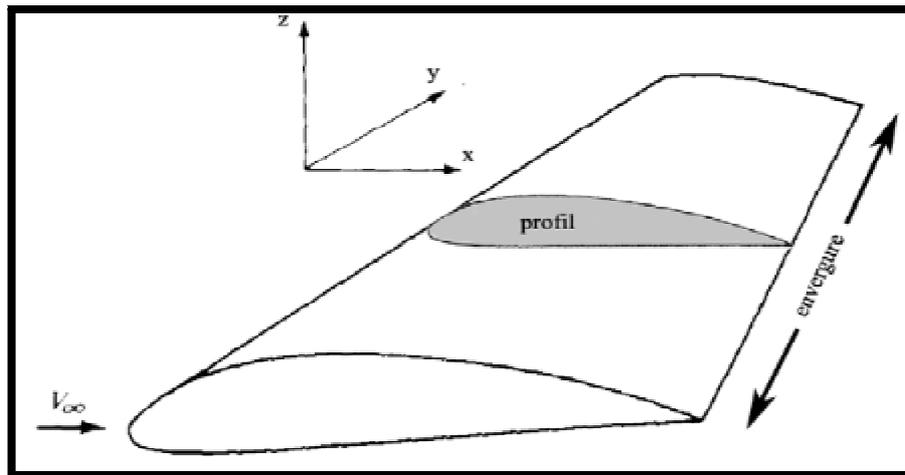


Fig. II.2 Profil d'aile

On définit un profil aérodynamique comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion, C'est une section verticale de l'aile par un plan parallèle au plan de Symétrie de l'avion.

La forme du profil est une caractéristique essentielle d'une aile et influe grandement sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances de l'avion, d'où l'aile est la partie la plus importante de l'avion. [17]

II.3 Géométrie et Référence des profils

Les profils d'ailes destinés à produire une portance à des vitesses subsoniques ont généralement un bord d'attaque arrondi, une épaisseur maximale placée vers le tiers avant, et un bord de fuite fin sur l'arrière. La distance du bord d'attaque au bord de fuite s'appelle la corde.

- **Profil d'aile:** C'est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion.
- **Extrados :** Partie du dessus du profil.
- **Intrados :** Partie du dessous du profil.
- **Bord de fuite (BF):** Le point le plus éloigné en arrière du profil.
- **Bord d'attaque (BA):** Le point le plus en avant du profil.
- **Corde de profil :** C'est la droite joignant le bord de fuite (BF) et le bord d'attaque (BA), sa longueur est (C) encore appelé profondeur de l'aile. Si le profil est symétrique la ligne moyenne est confondue avec la corde.
- **Ligne moyenne :** lieu des milieux des segments de droite normaux à la corde et limités par l'extrados et l'intrados du profil.

- **Angle d'incidence**(α) : C'est l'angle formé par la corde de profil et la direction du vent relatif.
- **Angle de portance nulle** (α_0) : C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle.
- **Angle de calage**(β) : C'est l'angle formé par la corde et l'axe longitudinal de l'avion. [1]

II.4 Caractéristiques géométriques de profils

La connaissance de ces paramètres permet de classer et de donner une indication précieuse sur les profils. Permet aussi de configurer et choisir les paramètres géométriques idéales des profils à utiliser selon le type d'écoulement.

L'épaisseur maximale (e) : C'est la distance maximale entre l'extrados et l'intrados du profil suivant une normale à la corde.

L'épaisseur relative maximale ($\frac{e}{c}$) : C'est Le rapport de l'épaisseur maximale du profil à sa corde.

La position de l'épaisseur maximale est l'abscisse de l'épaisseur relative maximale. Elle est comptée en pourcentage par rapport au bord d'attaque ($\frac{x_e}{c}$).

Flèche maximale (cambrure maximale)(f) : C'est la distance entre la corde et le sommet de la ligne moyenne.

La cambrure relative maximale ($\frac{f}{c}$) : C'est le rapport de la flèche à la corde du profil

La position du point de flèche maximale est comptée en pourcentage par rapport au bord d'attaque ($\frac{x_f}{c}$).

Rayon de bord d'attaque ($\frac{r_{BA}}{c}$) : C'est le rayon du cercle au bord d'attaque rapporté à la corde et la position de son centre.

II.5 Les profils utilisés dans cette étude

II. 5.1 profil biconvexe symétrique

L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde AF.

La ligne moyenne et la corde de référence sont confondues, la flèche est nulle ainsi que la courbure relative.

Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

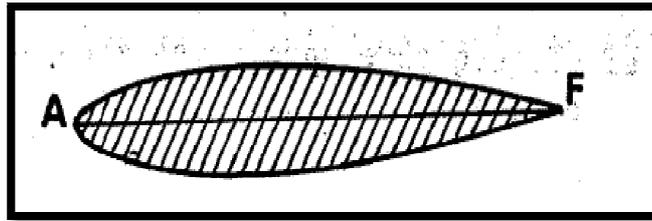


Fig. II.3 profil biconvexe symétrique [1]

II.5.2 Profil Biconvexe dissymétrique (cambré)

La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados.

Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion.

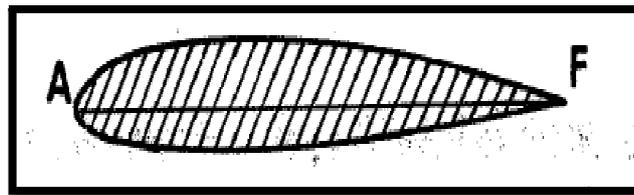


Fig. II.4 Profil Biconvexe dissymétrique [1]

II.6 Les Equations principales de l'aérodynamique

II.6.1 Equation fondamentales de l'écoulement permanent d'un fluide parfait

- **Fluide parfait :**

Fluide non visqueux. Les filets fluides n'exercent aucun frottement entre eux ni sur les parois ou obstacles fixes. Absence de forces de frottement. Aucun volume de fluide, quelle que soit sa taille n'est affecté dans ses mouvements par les volumes voisins. [2]

- **Loi des gaz parfaits :**

Cette loi relie les trois grandeurs (P, ρ) ou (V et T) on peut l'écrire sous forme :

$$PV = rT \quad \text{ou} \quad \frac{P}{\rho} = rT$$

$r = 287$ Unités M.K.S.A pour l'air (supposé gaz parfait). [1]

Fluide parfait (non visqueux et non conducteur de chaleur) :

Equation d'état : $P = \rho R T$

Equation de continuité En coordonné cartésienne :

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \operatorname{div} \vec{V} = 0$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v_y) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho v_z) = 0$$

Équation de conservation de quantité de MVT :

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \text{grad } \vec{P}$$

Équation de conservation d'énergies :

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = \frac{dP}{dt}$$

Avec $\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$ pour l'air.

Fluide isovolume (incompressible et indilatable) :

Equation d'état : $\rho = \text{cst}$

Equation de continuité :

$$\text{div } \vec{V} = 0$$

Équation de conservation de quantité de MVT :

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{f} - \text{grad } \frac{P}{\rho} + \nu \Delta \vec{V}$$

Équation de conservation d'énergies [23] :

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = r + \text{div} (K \text{grad } T) + \varphi_1$$

Avec : K : conductivité thermique

φ_1 : tenseur taux de déformation

C_p : capacité calorifique

$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$ pour l'air.

II.6.2 loi de Bernoulli (fluide parfait incompressible)

Le principe de Bernoulli se base sur le fait que la pression d'un fluide diminue lorsque sa vitesse augmente pour que l'équation soit respectée et vice-versa. Ceci a un rapport direct avec le vol de l'avion une fois mis en relation avec l'effet Venturi.

- **L'équation de Bernoulli généralisée :**

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{cte} \quad / \quad \rho = \text{cte}$$

[Pression statique + pression dynamique = pression totale = cte]. [1]

Pression statique :

Pression ou force élastique du fluide au repos, mesurée par un baromètre (atmosphère), manomètre (gaz dans un espace clos). Si l'appareil enregistreur est lui-même au repos, l'indication est indépendante de l'orifice de prise de pression.

Si l'appareil est lié au corps en mouvement, la connaissance de la pression du fluide au repos dans lequel on se déplace est plus délicate puisque elle dépendra de l'orientation de la prise. Manomètre et baromètre s'avèrent inutilisables. Nous verrons qu'il est néanmoins possible d'accéder en vol à la pression statique. [2]

Pression dynamique

Traduit l'effet de vitesse. Un vent de vitesse V produit sur une surface S une force F d'autant plus grande que la vitesse croit. D'où une nouvelle pression F/S qui, nous le verrons s'écrit

$$P_d = \frac{\rho V^2}{2} . [2]$$

Pression total :

$$P_{\text{statique}} + P_{\text{cinétique}} = P_{\text{totale}} = \text{Cte} . [2]$$

• **L'effet Venturi :**

Giovanni Batista Venturi est un physicien italien célèbre pour ses recherches en dynamique des fluides à Paris des 1796. Il est le premier à utiliser le tube qui porte aujourd'hui son nom, le tube Venturi, qui lui a permis d'affirmer que le produit entre la surface de la section où passe l'air et la vitesse de l'air sont constants lors de la circulation du fluide dans le tube.

D'où, cette équation de conservation de la masse pour un fluide incompressible :

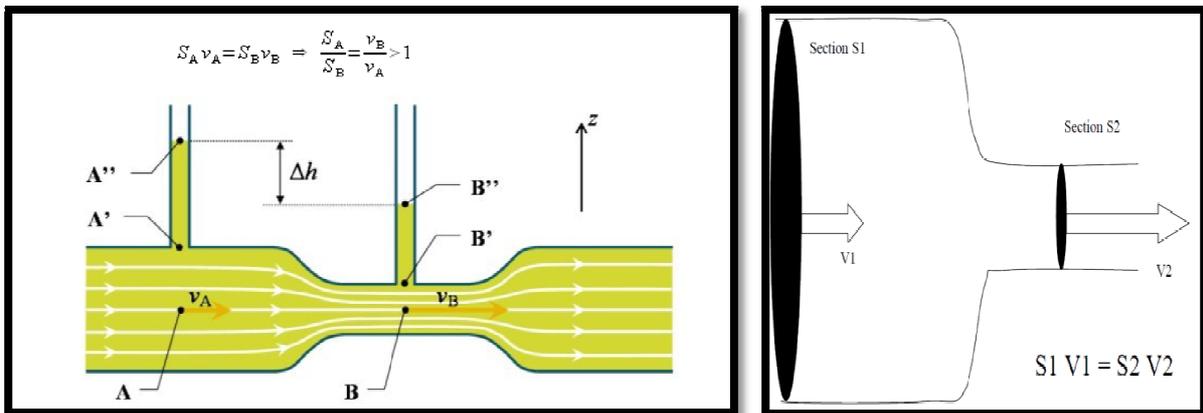


Fig II.5 effet de venturi [6]

Avec : ρ constant, S en m^2 , v en m/s

Conservation du débit:

$v_b > v_a$ car $S_b < S_a$ (rétrécissement). D'où $Z_{a'} > Z_{b'}$ et $P_b < P_a$

Si la vitesse du fluide augmente, la pression diminue et vice versa. [8]

II.7 Caractéristiques aérodynamiques des profils

II.7.1 Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil

L'écoulement de l'air autour d'un profil peut être assimilé à l'écoulement de l'air dans une tuyère.

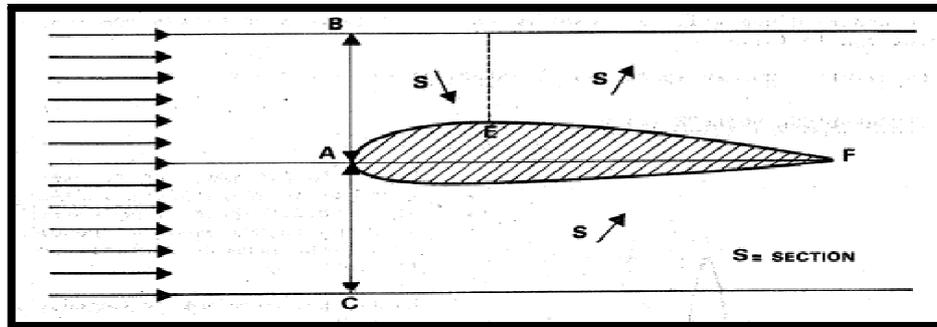


Fig. II.6 Répartition des pressions et des vitesses autour d'un profil [1]

Il s'ensuit que l'écoulement d'air se fait :

A l'extrados : de A a E dans un convergent.
de E a F dans un divergent.

A l'intrados : pratiquement dans un divergent.

Les variations de pression et de vitesse seront alors régies, en incompressible par :

La loi de conservation du débit ($SV = cte$).

La loi de conservation de l'énergie (th de Bernoulli $P + \frac{1}{2} \rho V^2 = cte$). [1]

Ce qui donne :

A l'extrados : de (A a E) $S \searrow V \nearrow$, $V \nearrow P \searrow$
de (E a F) $S \nearrow V \searrow$, $V \searrow P \nearrow$

Cette accélération des filets d'air à l'extrados de l'aile crée donc une zone de dépression qui sera maximum en E

A l'intrados : de (A a F) $S \nearrow V \searrow$, $V \searrow P \nearrow$

Cette accélération des filets d'air à l'intrados de l'aile crée donc une zone de pression. [1]

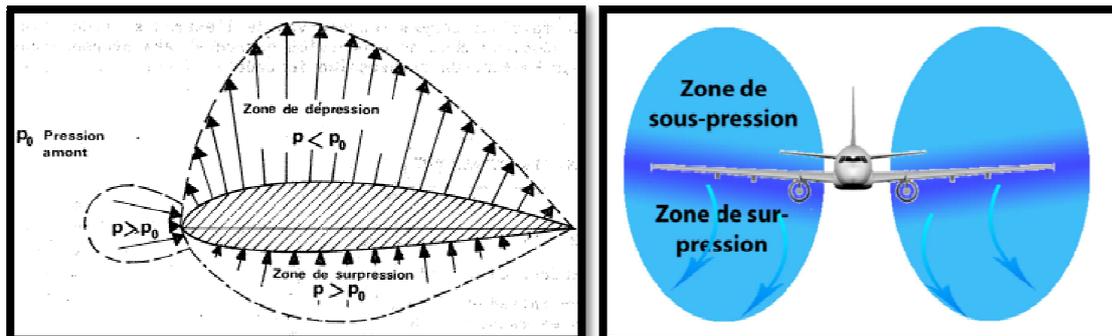


Fig. II.7 Distribution de pression autour d'un profil[1]

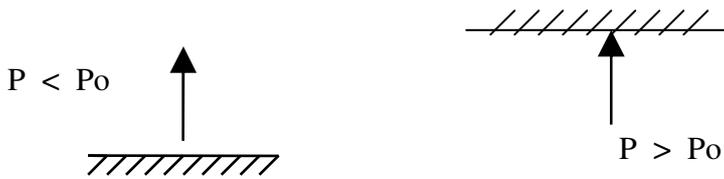
Les variations de pression et de vitesse dépendent de :

La forme du profil et L'incidence. [1]

Coefficients de pression : $C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$ $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2$

La pression P_0 (infini amont) a été transformée localement en pression P . Si :

- $P > P_0$, apparaît une force à pousser ;
- $P < P_0$, apparaît une force à aspirer.



Convention du sens des pressions

$$\Delta F = \Delta S (P - P_0) = \Delta S \Delta P$$

En un point quelconque du profil, n par exemple, P_0 est devenue P_n et V_0 , V_n . Nous avons donc avec Bernoulli :

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 = P_n + \frac{1}{2} \rho_0 V_n^2 = P_i \quad (\rho_0 = \text{cte})$$

La force à pousser ou à aspirer étant proportionnelle à la variation de pression. Pour représenter un diagramme du champ des pressions, définissons un coefficient de pression K_p au droit de chaque point du profil.

En écoulement incompressible K_p ne peut jamais être supérieur à 1.

En introduisant le nombre de Mach M_0 : $\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 = \frac{1}{2} \gamma P_0 M_0^2$ $K_p = \frac{P_n - P_0}{\frac{1}{2} \gamma P_0 M_0^2}$

$K_p > 0 \rightarrow$ surpression locale

$K_p < 0 \rightarrow$ dépression locale

$K_p = 0 \rightarrow$ localement, conditions de l'infini amont retrouvées

Aux incidences d'exploitation [2] :

L'extrados d'une voilure sera « aspiré » et L'intrados sera « poussé ».

II.7.2 Force Aérodynamique

Représente les forces suivantes :

- surpression intrados
- dépression d'extrados
- frottement sur le profil, dû à la viscosité de l'air.

L'ensemble de ces forces constitue la résultante aérodynamique.

La résultante aérodynamique est une force qui s'applique au *centre aérodynamique*, ou *centre de poussée* (E). [1]

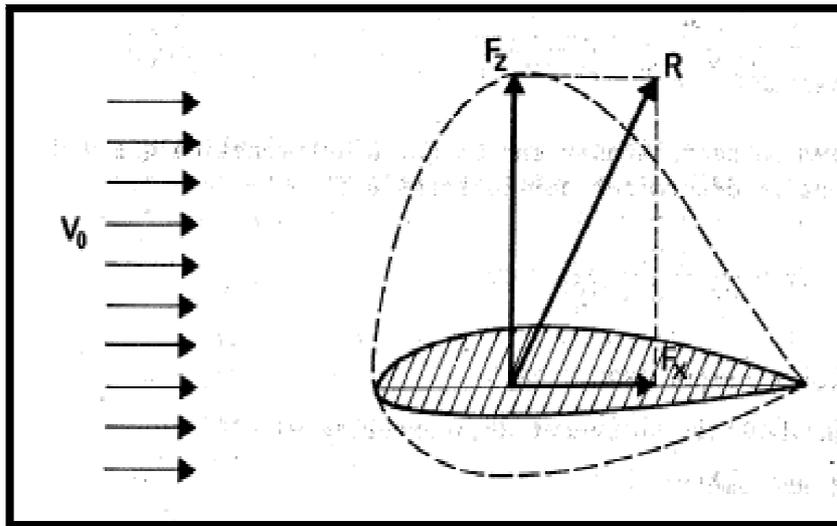


Fig. II.8 la résultante aérodynamique [1]

Son intensité : $R_a = \frac{1}{2} \rho V_v^2 S C_R$ obtenue en soufflerie pour différents α . [1]

La Portance :

La portance est la partie utile de la résultante. Dès que celle-ci est égale ou supérieure au poids de l'avion, celui-ci peut se maintenir en équilibre dans l'air. La portance est la combinaison d'une surpression (sur l'intrados) et d'une dépression (sur l'extrados)

La portance est la composante de la résultante aérodynamique perpendiculaire à la vitesse.

- Point d'application : centre de poussé E
- Direction : perpendiculaire à l'écoulement de l'air, pris en amont du profil.
- Sens : du centre de poussé vers l'extrados
- Intensité : $F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$ [1]

La portance est générée autour d'un profil par l'apparition d'une force due à la dissymétrie de l'écoulement de part et d'autre du profil. [8]

➤ Paramètres de fonction de la portance

La portance fonction de plusieurs paramètres :

- La courbure du profil : La portance maximale d'un profil est d'autant plus grande que la courbure de sa ligne moyenne est plus importante.
- L'épaisseur du profil : Un profil épais est plus porteur qu'un profil mince.
- L'angle d'incidence du profil : On remarque que pour chacun des profils, la valeur de la portance est fonction de l'incidence, de telle sorte que cette force est d'autant plus importante que l'incidence est grande.

La traînée :

La traînée par contre, est la partie nuisible de cette résultante. Il faut savoir que plus cette traînée est importante, plus l'avion avancera difficilement.

Cette traînée est composée de :

- La traînée de forme : elle est due à l'épaisseur du profil, elle est plus importante pour l'avion complet que l'aile.
- La traînée de frottement : elle est due à la couche limite, aux écoulements turbulents et tourbillonnaires sur l'extrados ainsi que les frottements de visqueux sur la surface de l'aile.
- La traînée induite : elle est le résultat de l'écoulement, en bout d'aile, de la surpression (intrados) vers la dépression (extrados).. Ce déplacement d'air forme alors une traînée tourbillonnaire que l'on voit aux extrémités des ailes, et que l'on appelle « Vortex ».

À l'extrémité de chaque aile, l'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés: Tourbillons marginaux.

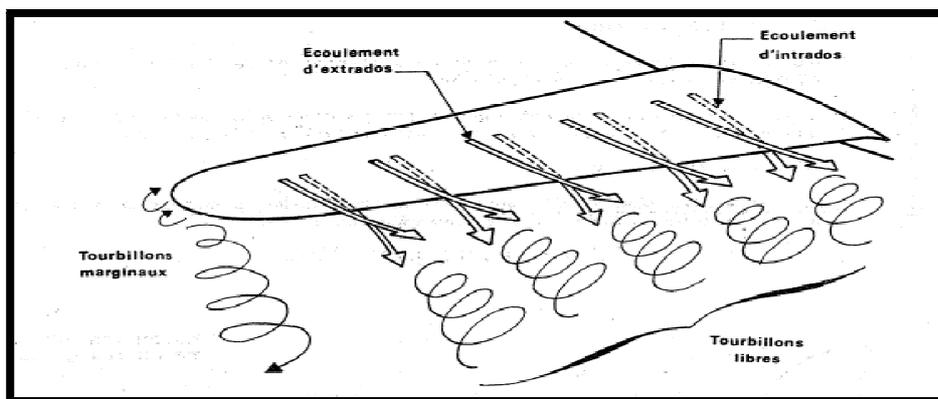


Fig. II.9 Les effets de la traînée sur l'aile

Au bord de fuite, les filets d'air d'intrados et d'extrados se présentent suivant des directions différentes. Ceci donne naissance à des tourbillons tout le long du bord de fuite.

Ces tourbillons sont appelés : Tourbillons libres. [1]

La traînée F_x est la composante, parallèle à la vitesse, de la résultante aérodynamique.

- Point d'application : centre de poussé E
- Direction : parallèle à l'écoulement de l'air pris en amont du profil.
- Sens : du centre de poussé vers le bord de fuite.
- Intensité : $F_x = \frac{1}{2} \rho V_2^2 S c_x$

➤ **Paramètres de fonction pour la traînée :**

La Trainée fonction de plusieurs paramètres [24]:

- La courbure du profil : la traînée d'un profil est d'autant plus grande que sa courbure est importante.
- L'épaisseur du profil : la traînée d'un profil est d'autant plus grande que son épaisseur est importante
- L'angle d'incidence du profil : constate que la traînée augmente avec l'angle d'incidence.

Coefficient de portance C_z :

A partir de la valeur de la portance F_z obtenue en soufflerie, le coefficient de portance C_z est donc expérimentalement déterminé, pour un profil donné, en faisant varier α . D'où :

$$C_z = \frac{2 F_z}{\rho S V^2} \quad \text{ce coefficient dépend, entre autres paramètres, de :}$$

- l'incidence α (essentiellement en incompressible)
- la forme du profil (courbure et épaisseur) et la forme de l'aile (allongement, flèche et géométrie)
- l'état de la surface du profil et Nombre de Reynolds

l'incidence est le plus variable au cours des différentes phases du vol. En soufflerie la valeur de C_z est déterminée pour chaque valeur de α .

La courbe obtenue pour les incidences usuelles est de la forme : $C_z = a + b \alpha$

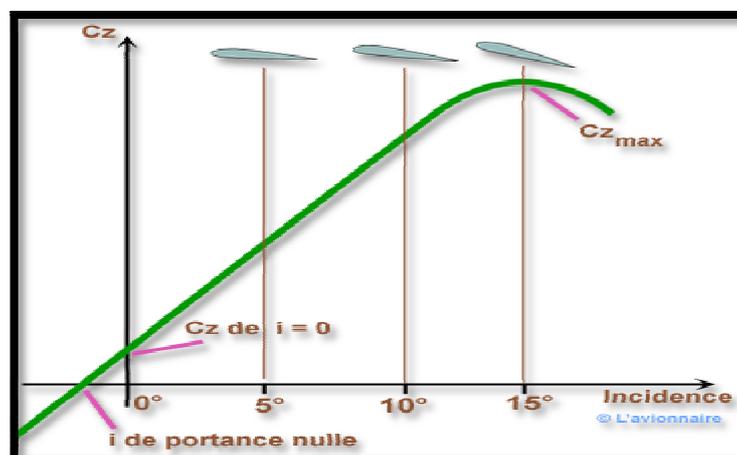


Fig. II.10 Courbe de : $C_z = f(\alpha)$ [1]

Coefficient de traînée Cx :

Comme pour la portance, il est plus commode de raisonner sur Cx qui est fonction, pour un profil donné, essentiellement, d'une variable α . Expérimentalement nous avons : $Cx = \frac{2 Fx}{\rho S V^2}$

Nous étudierons deux types de coefficients de traînée :

- $CXp = CXr + CXf$: coefficients de traînée de profil
- CXi : coefficients de traînée induite

- Le CX total, en incompressible : $CX = CXi + CXp$ Avec : $Cx i = \frac{Cz^2}{\pi\lambda}$ [1]

En résumé : $Cx_{total} = Cx_{forme} + Cx_{frottement} + Cx_{induit}$ [1]

Cependant Cx dépend de [1]:

- l'incidence (essentiellement).
- la forme du profil : courbure et épaisseur relatives.
- l'état de la surface du profil et nombre de Reynolds.

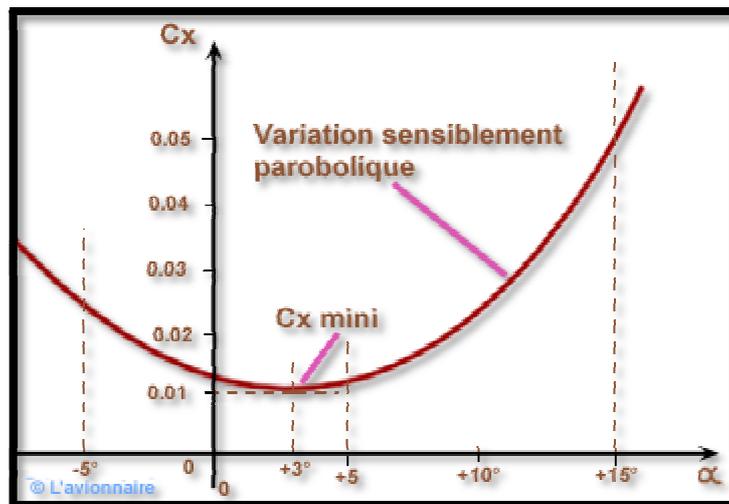


Fig. II.11 Courbe de : $Cx = f(\alpha)$ [1]

La polaire :

Le physicien EIFFEL a appelé POLAIRE la courbe donnant les variations de Cz en fonction de Cx. Cette représentation graphique résume en une seule courbe les deux courbes vues précédemment : $Cz = f(\alpha)$, $Cx = f(\alpha)$

Pour le profil NACA 23012 allongement=6, on obtient :

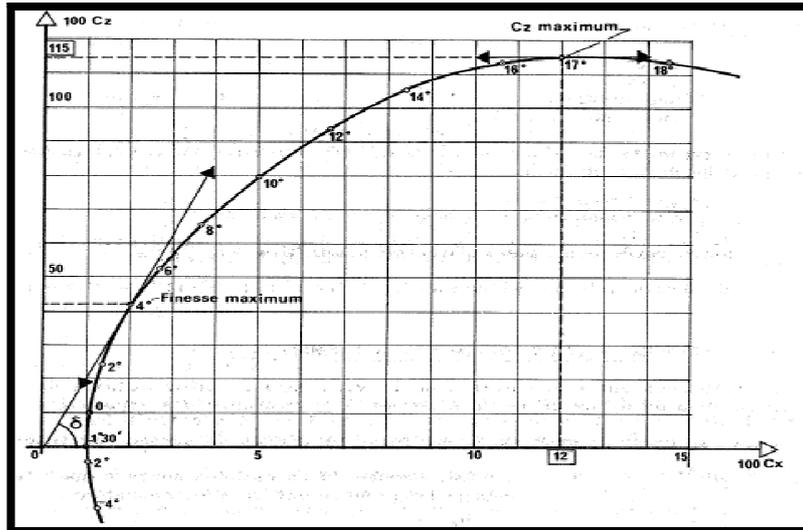


Fig. II.12 Courbe de Cz en fonction de Cx

Points de fonctionnement remarquable :

- ✓ incidence de Cz maximum que nous appellerons α_4
- ✓ incidence de Cz =0 que nous appellerons α_0
- ✓ incidence de finesse maximum que nous appellerons α_2

Par définition la finesse (f) est le rapport de la portance sur la trainée, soit : $f = \frac{Cz}{Cx}$ [1]

Nombre de Reynolds, Viscosité, Couche Limite:

➤ **Nombre de Reynolds :**

Le nombre de Reynolds est un nombre sans dimension qui rend compte du rapport existant entre les forces de pression dynamique et les forces de viscosité d'un écoulement, permet de classifier les Régime d'écoulement :

$$Re = \frac{\text{forces de pression dynamique}}{\text{force de viscosité}}$$

$$Re = \frac{V L}{\nu} = \frac{\rho V L}{\mu}$$

V : vitesse de l'avion en m /s

L : Longueur de la corde de référence en m

ν : Coefficient de viscosité en m²/s

ρ : Masse volumique de l'air en kg/m³

μ : Coefficient de viscosité dynamique ne dépend que de la température

T : Température en Kelvin

Reynolds a démontré que la réduction géométrique à l'échelle de l'avion (maquette) était nécessaire mais insuffisante. Les écoulements (et leurs effets) sont comparables si la relation

$$\mathcal{R}e = \frac{V\ell}{\nu} \text{ est conservée.}$$

Il faut donc que $\mathcal{R}e_{\text{avion}} = \mathcal{R}e_{\text{maquette}}$; $\ell_{\text{maquette}} < \ell_{\text{avion}}$ étant une évidence, il faut trouver une solution pour accroître le $\mathcal{R}e$ en soufflerie ou le paramètre de similitude utilisé est le nombre de Reynolds, sa connaissance lors de l'expérimentation est donc indispensable pour justifier les résultats obtenus en soufflerie et les transposer au vol.

Les résultats de soufflerie ne peuvent être significatifs qu'à condition que les écoulements en vol et autour de la maquette soient semblables. [1]

Par exemple, il sera possible de montrer, grâce à notre soufflerie, les différents régimes d'écoulements autour d'un profil d'aile particulier :

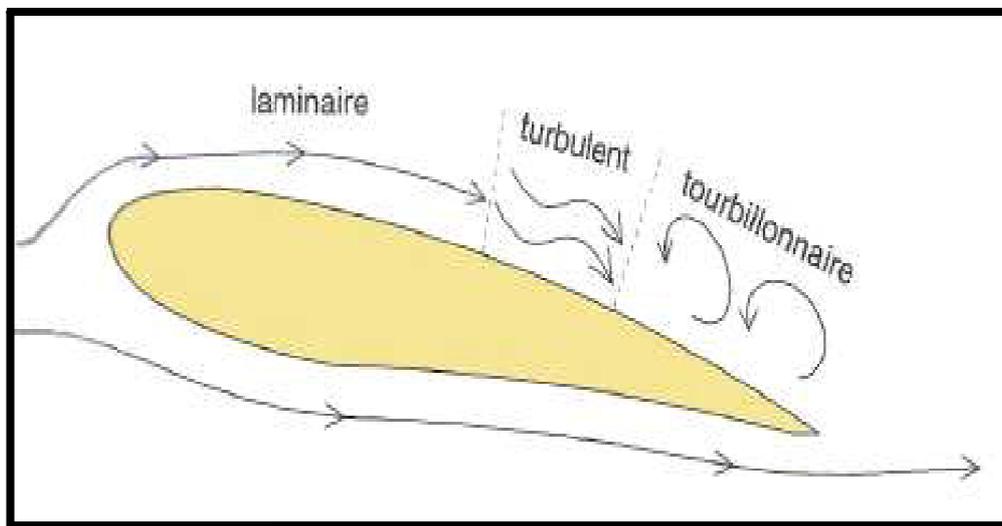


Fig. II.13 Les régimes d'écoulements [25]

➤ **Viscosité d'un fluide (μ) :**

Il existe donc dans un fluide réel des forces tangentielles de viscosité s'intensifiant avec la vitesse.

Ces forces de viscosité sont utilisées dans l'étude de la couche limite, où elles sont prépondérantes et engendrent la traînée de frottement.

A noter que, nous avons considéré l'air comme un gaz parfait où [1]:

- les forces de viscosité sont nulles.
- les forces de pression sont seules à s'exercer.

➤ **La Couche Limite :**

La couche limite est la mince pellicule entourant un corps en mouvement dans un fluide (air). Dans cette mince pellicule les forces de viscosité sont importantes et l'on note des variations importantes de vitesse lorsqu'on s'éloigne perpendiculairement de la paroi.

Lorsqu'un mobile se déplace dans un fluide, les plus grandes variations de vitesses se produisent au voisinage immédiat de la paroi du mobile à cause de la condition d'adhérence => existence de la couche limite.

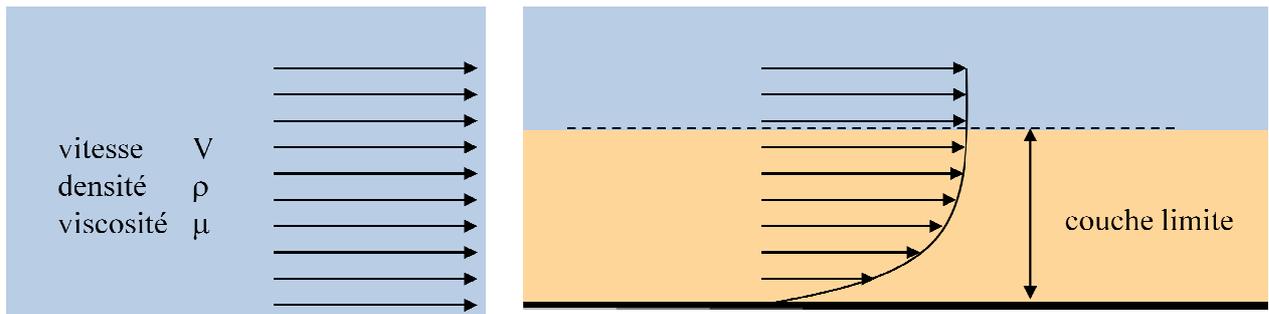


Fig. II.14 Les effets de couche limite sur la vitesse d'écoulement

Les effets de la viscosité ne se font « sentir » que dans la couche limite elle conditionne directement la résistance de frottement du corps en mouvement dans le fluide

Décollement:

Si le gradient de pression est suffisamment fort, il va diminuer la quantité de mouvement des particules fluides qui se déplacent au voisinage de la paroi dans une proportion telle que la vitesse de ces particules va finir par s'annuler puis par devenir négative : on dit alors que la couche limite décolle. [17]

Décrochage:

le décrochage se traduit par une perte brutale de portance due à l'incidence de l'aile trop grande, lors du décrochage, les filets d'air laminaires, deviennent turbulents sur l'extrados de l'aile la couche limite décolle à l'extrados du profil du bord de fuite jusqu'au bord d'attaque[17].

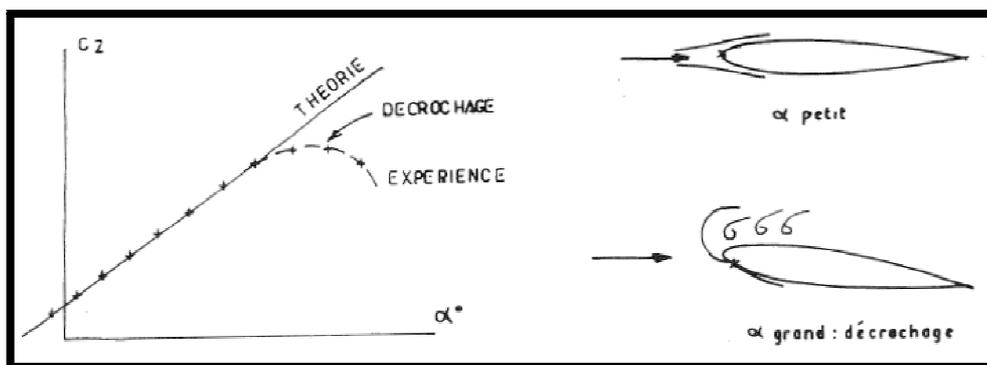


fig. II.15 Le phénomène de décrochage [3]

II.1 Introduction

Un projet de soufflerie nécessite la mise en œuvre de compétences techniques, aéronautique et scientifiques. Par ailleurs, la réussite d'un projet est conditionnée par des compétences plus générales : esprit d'initiative, capacités d'organisation, sens pratique, qualités de communication et aptitude au travail en équipe, en minimisant les risques d'échec, et en respectant le cahier des charges.

Lors du calcul des dimensions des éléments de la soufflerie tel que les longueurs, largeurs, hauteurs, les sections d'entrées et de sorties et les angles d'inclinaisons, on doit d'abord fixer les dimensions de la veine d'essai dans les normes et connaître le type de motorisation pour pouvoir calculer le débit d'entrée et la vitesse d'entrée ou de sortie dans chaque section, ensuite à partir des relations empiriques déduire les dimensions d'autres éléments.

Le concepteur d'un avion cherche à maximiser C_z et minimiser C_x . C_z et C_x sont fonction de l'angle d'attaque. Généralement, C_z diminue fortement et C_x augmente fortement avec l'incidence.

Il existe trois principaux critères dont on doit tenir compte durant la conception de la soufflerie : la vitesse maximale réalisable, l'uniformité et le niveau de turbulence d'écoulement. Par conséquent, le but de la conception d'un tunnel est d'obtenir un débit contrôlé dans la chambre de test. Les principales spécifications pour un tunnel de test sont les dimensions de la section d'essai, la vitesse maximale souhaitée d'exploitation. En outre, il est essentiel d'éviter la séparation d'écoulement près des parois de la zone de contraction. Dans les sections suivantes, la conception de chacune des composantes de la soufflerie est développée par une conception de la chambre de tests jusqu'au diffuseur.

III.2 Cahier de charges

III.2.1 Le besoin

Dans notre cas, il s'agit de réaliser une soufflerie pédagogique de taille réduite pour notre institut, Cette soufflerie doit permettre la réalisation de quelques expériences physiques quantifiables et la mise en évidence des phénomènes aérodynamiques comme la portance, traînée, la polaire ainsi que la détermination des vitesses et pressions avec des mécanismes de calculs appropriés construits avec de simple instruments de mesures.

III.2.2 Les critères du cahier de charge

Il ne faut pas perdre de vue que cette soufflerie va être majoritairement construite par un étudiant, donc l'étude pour sa réalisation doit être principalement axée sur le cout, qui doit être plutôt faible, la facilité de la conception et l'encombrement qui doit être minimal.

Il faut que la soufflerie soit portable et démontable pour pouvoir la transporter facilement, donc chaque élément doit être construit séparément.

L'intérieur de la veine doit être visible lors du fonctionnement de la soufflerie pour pouvoir observer les comportements des objets et les phénomènes qui se produisent. Elle doit en plus être accessible pour y placer les différents objets à étudier.

Le débit d'air doit être assez important pour que l'écoulement de l'air soit le plus fluide possible.

La motorisation doit être bien fixée, et ne doit pas occuper un espace important par rapport au reste de la structure.

La soufflerie doit être équipée d'appareils permettant la mesure de Phénomènes physiques.

III.2.3 Solutions retenues

La soufflerie sera majoritairement construite en bois, l'assemblage des différentes pièces se fera par vissage avec joint et en aucun cas par collage.

Le haut et les deux cotés de la veine seront réalisés en verre, le bas de la veine est un tiroir démontable pour faciliter l'accès facilement à l'intérieur de la veine.

Pour la motorisation, un moteur électrique couplé à un ventilateur centrifuge (soufflante) sera utilisé pour fournir une puissance suffisante. Ce moteur occupe moins de place qu'un ventilateur axial.

Pour les mesures physiques des efforts, nous utiliserons deux balances, l'une pour mesurer la portance et l'autre pour la mesure de la traînée. Pour la vitesse et pression de l'air, nous utiliserons un manomètre en U ou un tube de Pitot.

III.3 Dimensionnement, calculs et Réalisation des pièces de la soufflerie

Les premiers paramètres de conception de la soufflerie comprennent les dimensions de la chambre d'essai et le type de moteur pour calculer la vitesse :

- Les dimensions prises pour la chambre d'essai sont les suivantes:

Longueur (LT) = 45cm	Hauteur (HT) = 18cm	largeur (WT) = 24cm
----------------------	---------------------	---------------------

Le Ventilateur utilisé a une Puissance de 1.3 Kw, il aspire un débit de 170000 Kg/h, la Vitesse maximal atteinte dans la soufflerie peut être déterminé par la loi de conservation du débit :

$Q_m = 170000 \text{ Kg/h}$ soit: $Q_m = 45 \text{ kg/s}$

$Q_m = \rho A_T V_T$ donc: $V_T = 8.5 \text{ m/s}$

On a une vitesse d'exploitation maximale à 8.5m/s(30Km/h)soit : $M = 0.02 \text{ Mach}$

Le diamètre hydraulique est donné par la relation : $D_T = \frac{2W_T H_T}{(W_T + H_T)}$ (1) [28]. (Utile dans le calcul de perte de charge de la veine d'essai).

Les dimensions pour la section d'essai sont :

WT=24cm	HT =18cm	LT= 45 cm
---------	----------	-----------

Ainsi, la conception de toutes les autres parties est faite sur la base de ces dimensions avec le taux de contraction (n) est pris en = 5.

Le demi angle dans le cône de contraction ($\alpha / 2$) est pris comme 12° et le demi angle dans le Diffuseur ($\theta / 2$) est pris comme 3.5° .

Les longueurs non dimensionnelles sont pour la chambre de décantation (LS = 0.5) et pour le diffuseur (LD = 3.2).

Ces variables de conception peuvent être résumés dans le tableau III.1. [28]

Tableau III.1 Les principaux est secondaire paramètre utilisé pour la conception de la soufflerie [28]

Paramètre de conception primaire	Paramètre de conception secondaire
Largueur de la chambre d'expérience (W_T)	Semi angle de contraction du cône ($\alpha / 2$)
Hauteur de la chambre d'expérience (H_T)	Semi angle du diffuseur ($\theta / 2$)
Longueur de la chambre d'expérience (L_T)	Longueur non dimensionnelle de la préchambre (IS)
Rapport de contraction (n)	Longueur non dimensionnelle du diffuseur (ID)
La vitesse max attendue (V_T)	Longueur de la préchambre (L_S)
Nombre de Mach	Longueur du convergent (L_C)
	Longueur du diffuseur (L_D)

La chambre de tranquillisation, le convergent, le diffuseur, et La Veine d'essai sont réalisés en bois, la veine d'essais et construite en bois avec trois face en verre ; fixées avec la silicone ; cette veine est doté d'un tiroir démontable pour avoir une section de mesure fermée et accéder a la veine, Le ventilateur est raccordé au diffuseur et fixé a la table à l'aide d'un matériau en caoutchouc pour diminué les vibration.

Les calculs sont effectués manuellement en ordre :

III.3.1 La Veine d'essais (Chambre d'expérience)

Tableau III.2 : caractéristiques de la veine d'essai

Hauteur	$H_T = 18 \text{ cm}$
Largeur	$W_T = 24 \text{ cm}$
Section de passage rectangulaire	$A_T = H_T W_T \quad A_T = 432 \text{ cm}^2$
Longueur	$L_T = 45 \text{ cm}$
Vitesse attendue dans la veine	$V_T = 8.5 \text{ m/s}$ soit : $M = 0.02 \text{ Re} = 100000$
Débit massique est	$Q_m = \rho A_T V_T \quad Q_m = 1.225 * 4.32 * 8.5 \quad Q_m = 45 \text{ Kg/s}$
Le diamètre hydraulique	$D_T = \frac{2W_T H_T}{(W_T + H_T)}$

Perte de charge :

Le coefficient de perte de pression, lié à la pression dynamique dans la section de mesure, qui est considéré comme la pression dynamique de référence pour tous les calculs, est donnée par l'expression : $\zeta = \lambda \cdot L / D_H \dots \dots \dots (2)$ [29] .

- Où L est la longueur de la chambre de test, D_H le diamètre hydraulique et λ un coefficient donné par l'expression : $\lambda = 1 / (1,8 \cdot \log \text{Re} - 1,64)^2 \dots \dots \dots (3)$

- Où $Re = \frac{cV}{\mu} = \frac{0.25 \cdot 6.93}{1.78 \cdot 10^{-5}} = 100000$

$$\zeta = 0.35$$

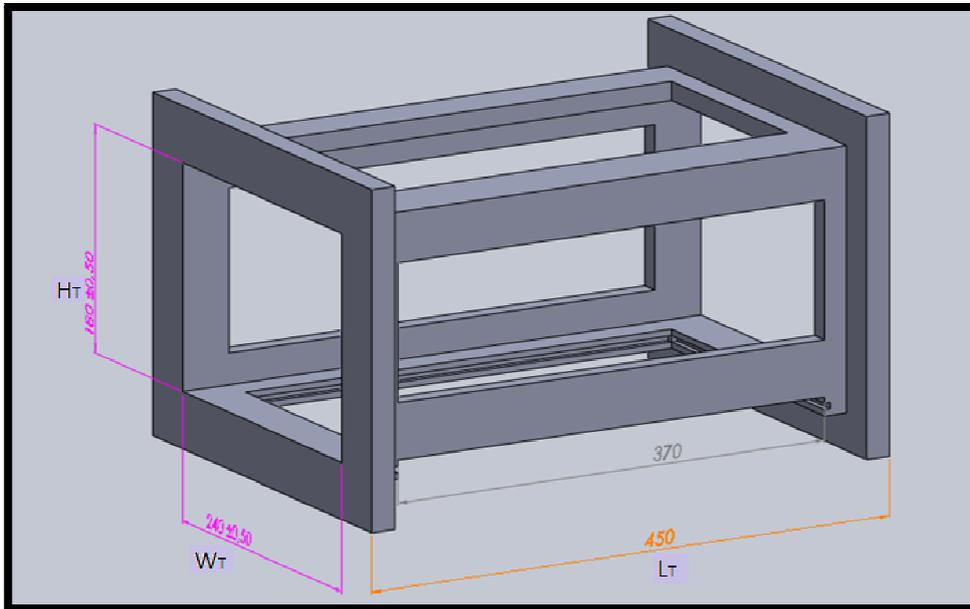


Fig. III.1 Vue de la chambre d'essai développée en utilisant Solid-Works.

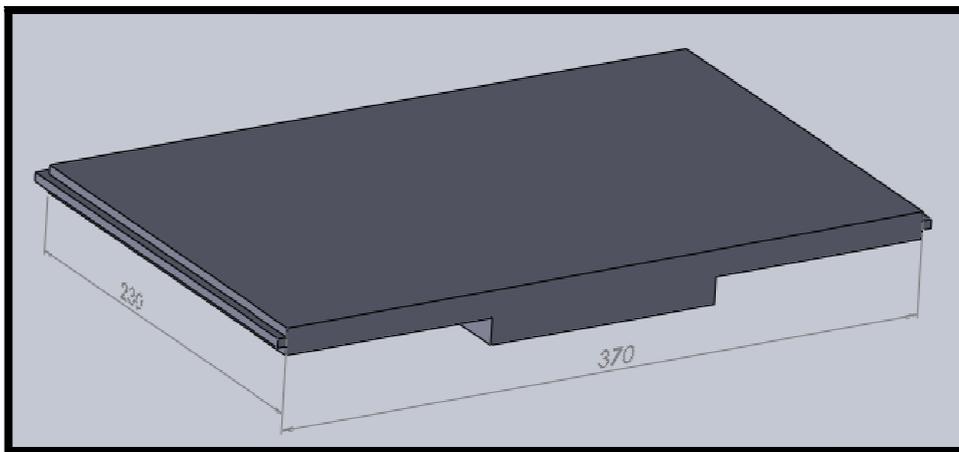


Fig. III.2 Vue du tiroir de la veine d'essai développée en utilisant Solid-Works.

La construction de la veine :

Fig. III.3 Etapes de la construction de la veine

III.3.2 Le Convergent (cône de contraction)

Le taux de contraction (N) est pris 5 pour la soufflerie avec un nombre de Mach de ($M = 0,02$)

La contraction demi-angles: $\alpha / 2$ et $\beta / 2$ sont prises pour être de l'ordre de 12° . [28]

Bradshaw Mehta avait pour objectif de rester dans l'extrémité inférieure du rapport des lignes directrices.

Ainsi, le rapport de contraction de la soufflerie est de 5, La forme de cette section a été définie par un polynôme à cinq degrés de liberté traité ci-dessous, cette forme a été choisie pour éviter le décollement de la couche limite. [30]

Le polynôme (le Model) :

$$y(x) = -0.0029x^5 + 0.0367x^4 - 0.1229x^3 + 0.0035x^2 + 0.0004x + 2.4993 \dots \dots \dots (4)$$

Le polynôme a été créé par l'attribution des premier et dernier points d'extrémité de la ligne, des ajustements ont été faits au cours des procédés de fabrication pour créer un ajustement précis [30].

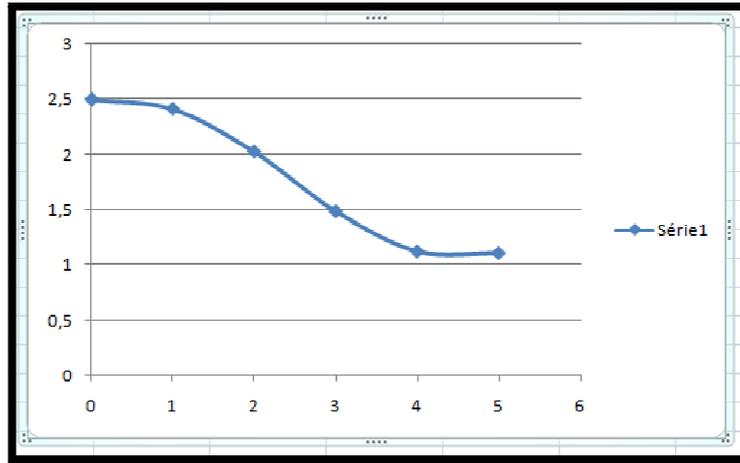


Fig. III.4 Cinquième ordonné ligne polynôme utilisé pour décrire la forme de la section de contraction.

Cette figure nous montre la présence d'un point d'inflexion à environ sa demi-longueur, les coordonnées de ce point sont $[x_M, y_M] = [(x_W + x_N)/2, (y_W + y_N)/2]$ (5)[29].

Dimension du convergent :

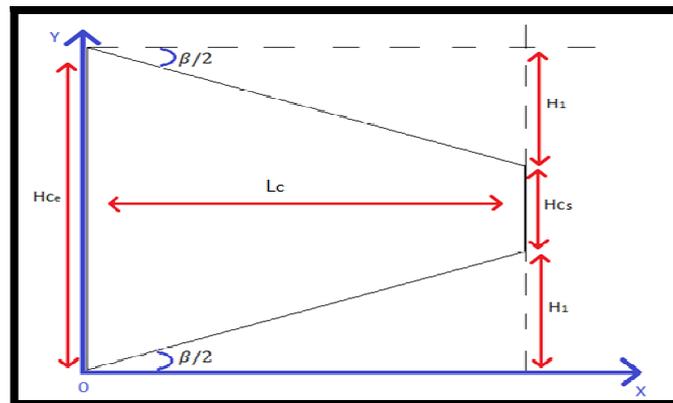


Fig. III.5 Schéma explicative du calcul de la hauteur du convergent

$$\tan(\beta) = \frac{H_1}{L_c} \text{ ou } : H_1 = \tan(12) \cdot 69.78 = 14.83 \text{ cm}$$

$$\text{Donc } : H_{ce} = (2 \cdot H_1) + H_{cs} = 47.66 \text{ cm}$$

➤ *Largueur* : W_{Ce}

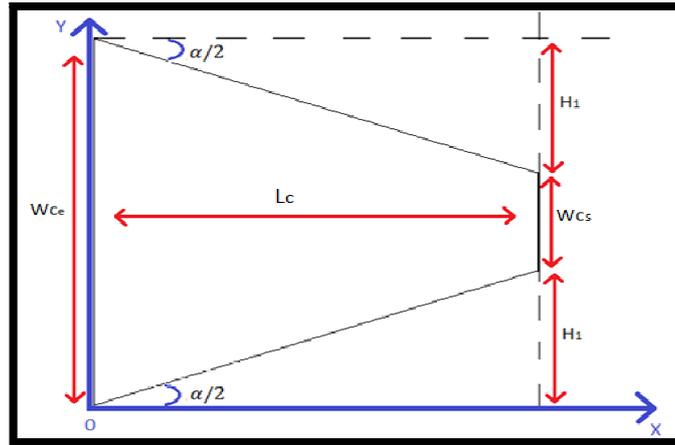


Fig III.6 Schéma explicatif du calcul de la largeur du convergent

$$\tan(\alpha) = \frac{H_1}{L_c} \text{ ou } H_1 = \tan(12) \cdot 69.78 = 14.83 \text{ cm}$$

Donc : $W_{Ce} = (2 \cdot H_1) + W_{Cs} = 53.66 \text{ cm}$

Tableau III.3 : les dimensions du convergent

Longueur du Convergent	$L_c = \frac{(\sqrt{n}-1)W_T}{2 \tan(\alpha/2)} \dots (6) \quad L_c = \frac{(\sqrt{5}-1)24}{2 \tan(12)} \quad L_c = 69.78 \text{ cm}$
Hauteur de la sortie	$H_{Cs} = H_T = 18 \text{ cm}$
Largeur de la sortie	$W_{Cs} = W_T = 24 \text{ cm}$
La section de sortie	$A_{Cs} = A_T = 432 \text{ cm}^2$
Hauteur d'entrée	$H_{Ce} = 47.66 \text{ cm}$
Largeur d'entrée	$W_{Ce} = 53.66 \text{ cm}$
La section d'entrée	$A_{Ce} = W_{Ce} H_{Ce} = 2557.43 \text{ cm}^2$

Rapport de contraction : $n = A_{Ce}/A_{Cs} \quad n = 2557.43/432 = 5.9$

Lavitesse d'entrée : $Q_m = \rho A_{Ce} V_{ce} \quad Q_m = 45 \text{ Kg/s}$

$Q_m = 1.225 \cdot 25.5743 \cdot V_{ce} \quad V_{ce} = 1.5 \text{ m/s}$

Perte de charge :

Selon Idel'cik (1969), le coefficient de perte de pression liée à la pression dynamique dans la section étroite, est donnée par l'expression [29]:

$$\zeta = \left\{ \frac{\lambda}{16 \sin(\frac{\alpha}{2})} \right\} \left(1 - \frac{1}{n^2} \right) + \left\{ \frac{\lambda}{16 \sin(\frac{\beta}{2})} \right\} \left(1 - \frac{1}{n^2} \right) \dots (7)$$

$\lambda = 1 / (1,8 \cdot \log Re - 1,64)^2 \quad \text{Avec } : Re = 100000 \zeta = 2.02$

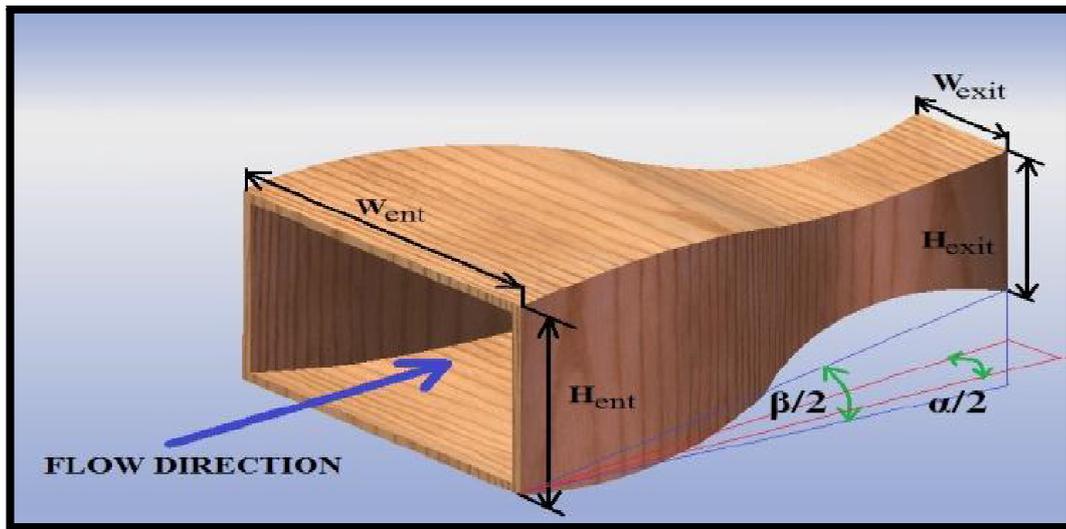


Fig. III.7 Vue isométrique de la contraction Cône développé en utilisant Solid-Works

Construction du convergent :



Fig. III. 8 Etapes de la construction du convergent

III.3.3 Chambre de Tranquillisation (nid d'abeille)

Sa longueur est obtenue par la relation suivante : $L_S = \sqrt{N}W_T l_S \dots\dots\dots (8)$ [28]

La longueur non dimensionnelle est fixée à 0.5 [28]

Tableau III.4 : les dimensions de la chambre de tranquillisation

Longueur	$L_S = \sqrt{N}W_T l_S \quad L_S = \sqrt{5} 24 \cdot 0.5 = 26.83 \text{ cm}$
Hauteur	$H_S = H_{Ce} = 47.66 \text{ cm}$
Largeur	$W_S = W_{Ce} = 53.66 \text{ cm}$

La section de passage de la préchambre et similaire a celle du convergent :

$$A_S = H_S W_S A_S = 2557.43 \text{ cm}^2$$

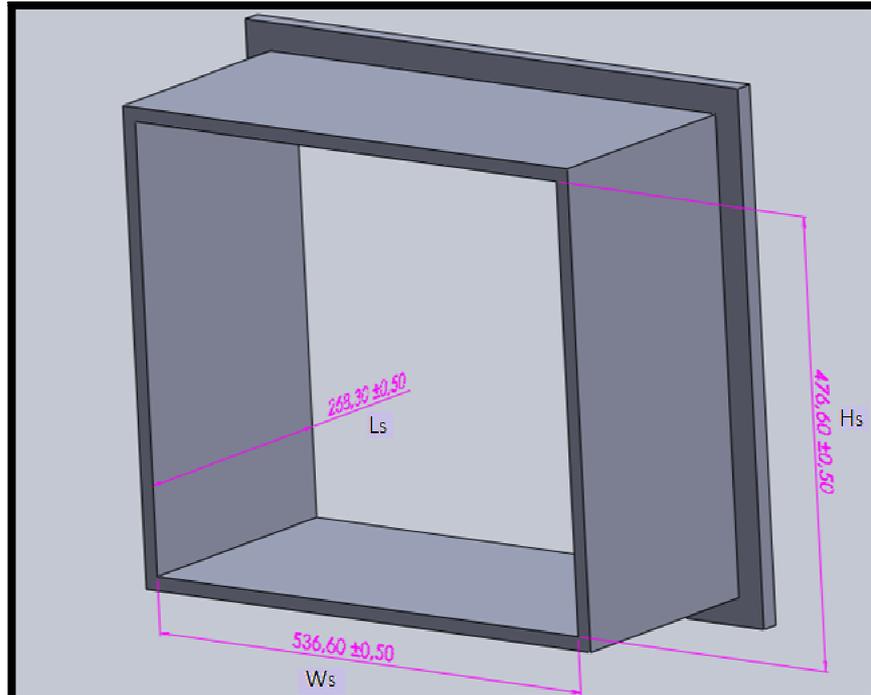


Fig. III.9 Vue isométrique de la chambre de décantation développée en utilisant Solid-Works

Calcul du nombre des Tyouy du nid d'abeille :

$$A_S = H_S W_S = 2557.43 \text{ cm}^2 \quad \text{et} \quad S_T = \frac{\pi d^2}{4} = 12.56 \text{ cm}^2 \quad \text{avec} \quad d = 4 \text{ cm}$$

$$\text{Donc : } S = n S_T \quad \text{d'où} \quad n = \frac{S}{S_T} - \text{épaisseur}_{\text{total}} \quad \text{avec} \quad e = 0.25 \text{ cm} \quad \text{et} \quad e_t = 40.6$$

$$n = 203.6 - 40.6 = 163$$

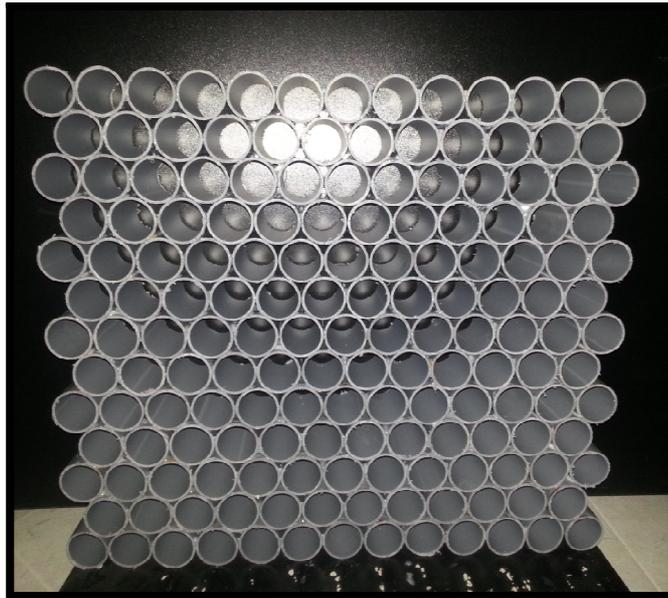


Fig. III.10 Le nid d'abeille

La forme circulaire rend l'écoulement du fluide plus uniforme qu'une forme carré ou pointu.

Construction de la chambre de tranquillisation :

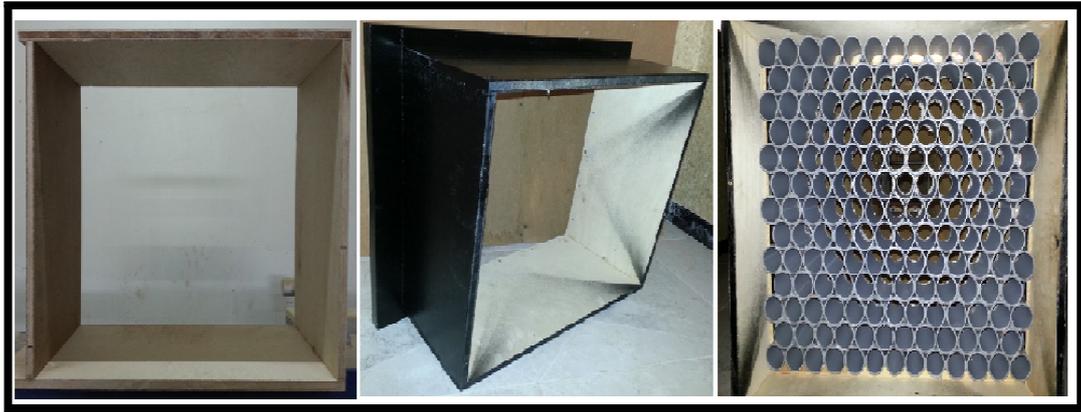


Fig. III.11 Élément de la chambre de tranquillisation

III.3.4 Le Divergent (Diffuseur)

Pour éviter le détachement de l'écoulement, le demi angle de l'ouverture dans le diffuseur pour cette soufflerie est pris $3,5^\circ$. [28]

La longueur non dimensionnelle pour le diffuseur (L_D) est fixée à 3.2 [28]

➤ **Hauteur : H_{De}**

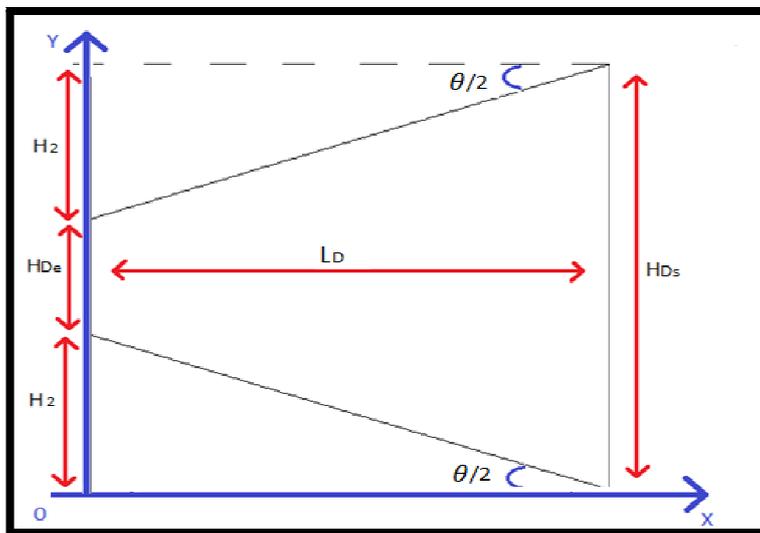


Fig. III.12 Schéma explicative du calcul de la hauteur

$$\tan(\theta) = \frac{H_2}{L_c} \text{ donc : } H_2 = \tan(3.5) \cdot 76.8 = 4.69 \text{ cm}$$

$$\text{donc : } H_{Ds} = (2 \cdot H_2) + H_{De} = 27.39 \text{ cm}$$

➤ *Largueur : W_{De}*

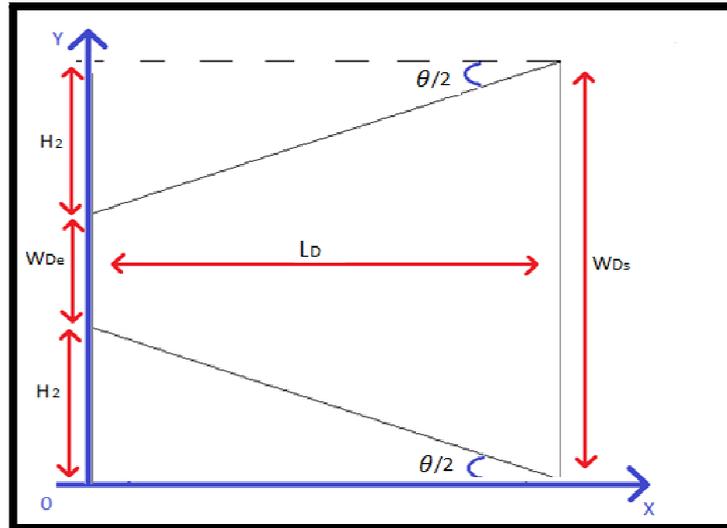


Fig. III.13 Schéma explicative du calcul de la largeur

$$\tan(\theta) = \frac{H_2}{L_c} \text{ ou } : H_2 = \tan(12) \cdot 69.78 = 14.83 \text{ cm}$$

Donc : $W_{Ds} = (2 \cdot H_2) + W_{Ce} W_{Ds} = 33.39 \text{ cm}$

Tableau III .5 : les dimensions de divergent

Longueur	$L_D = W_T l_D \dots (9) \quad L_D = 24 * 3.2 \quad L_D = 76.8 \text{ cm}$
Hauteur d'entrée	$H_{De} = H_T = 18 \text{ cm}$
Largueur d'entrée	$W_{De} = W_T = 24 \text{ cm}$
La section d'entrée	$A_{De} = A_T = 432 \text{ cm}^2$
Hauteur de sortie	$H_{Ds} = 27.39 \text{ cm}$
Largueur de sortie	$W_{Ds} = 33.39 \text{ cm}$
La section de sortie	$A_{Ds} = W_{Ds} H_{Ds} = 914.55 \text{ cm}^2$

La vitesse de sortie : $Q_m = \rho A_{Ds} V_{Ds} \quad / \quad Q_m = 45$

$$Q_m = 1.225 \cdot 914.55 \cdot V_{Ds} \quad V_{Ds} = 0.04 \text{ m/s}$$

Perte de charge :

A la sortie du Diffuseur est donné par la relation :

$$\zeta_f = \frac{0.02}{8 \sin^2 \frac{\theta}{2}} \left[1 - \left(\frac{A_{De}}{A_{Ds}} \right)^2 \right] \dots \dots \dots (10) [29] \quad \zeta_f = 0.0312$$

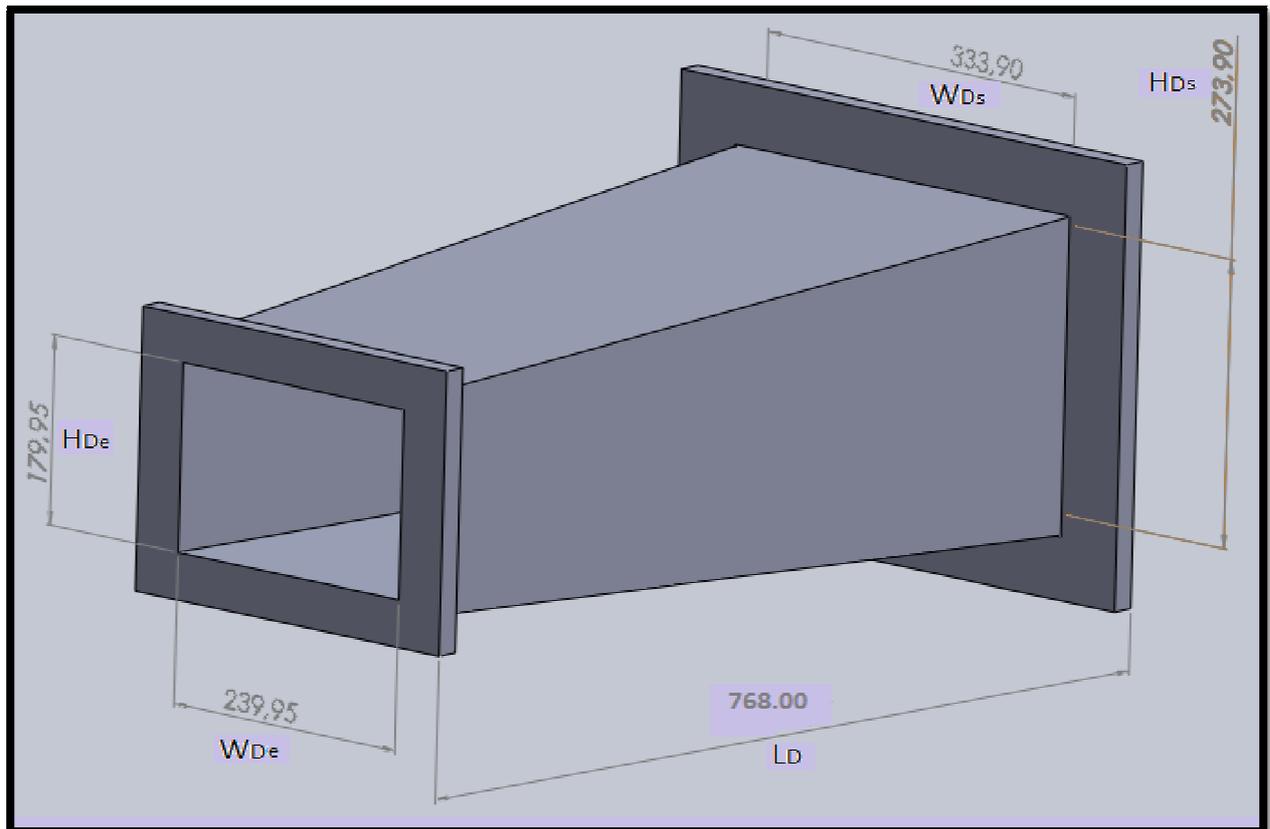


Fig. II.14 Le divergent dessiné avec le Solid Works

Construction du divergent :

Fig. III.15 Le divergent construit

Motorisation :

Nous avons utilisé un Moteur de type SIEMENS qui fournit une puissance de 1.3Kw (presque deux chevaux), couplé a un ventilateur centrifuge en courant alternative 380 volt, doté d'un variateur de vitesse de qui atteint une vitesse maximale de 7m/s.



Fig. III.16 Le moteur et le variateur utilisés

Fiche technique du Moteur :

SIEMENS EN 60034 Triphasé

NOM 0324689 97 IP 55 IM B14

Fréquence : 50 Hz a 60 Hz en configuration Y (380 V)/Triangle (220V) 4.3 A

Puissance : 1.3 Kw

Vitesse : 0.84 de : 2840tr/min jusque a : 3430 tr/min

III .3.5 Les Profiles (maquette)

L'étude va se faire par **deux profils du type NACA série 4 :**

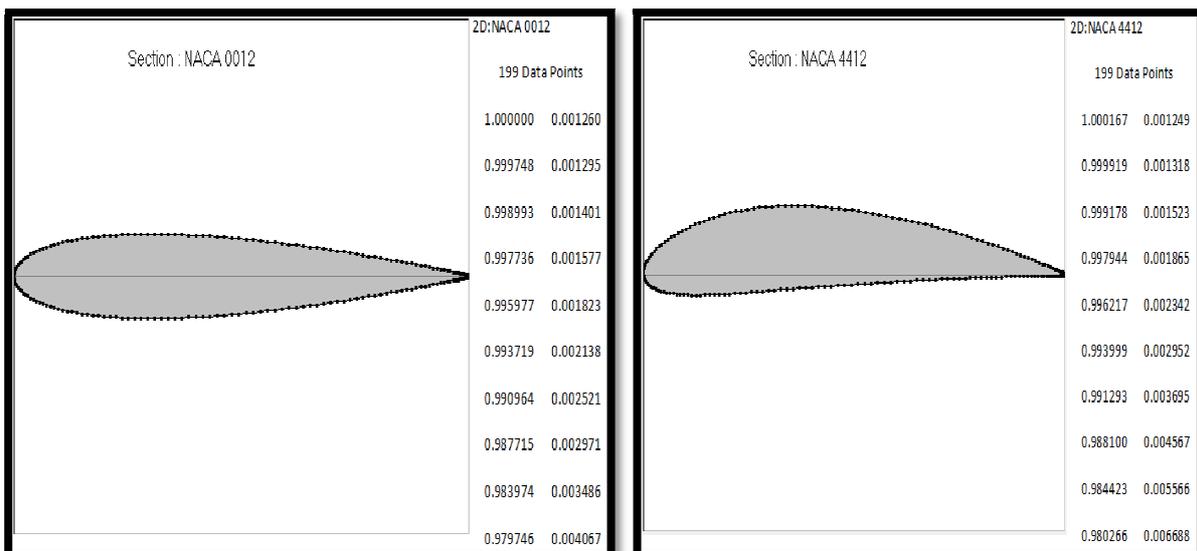


Fig. III.17 Profil symétrique Fig. III.18 Profil cambré

III.3.6 Mécanisme de calcul des forces aérodynamique :

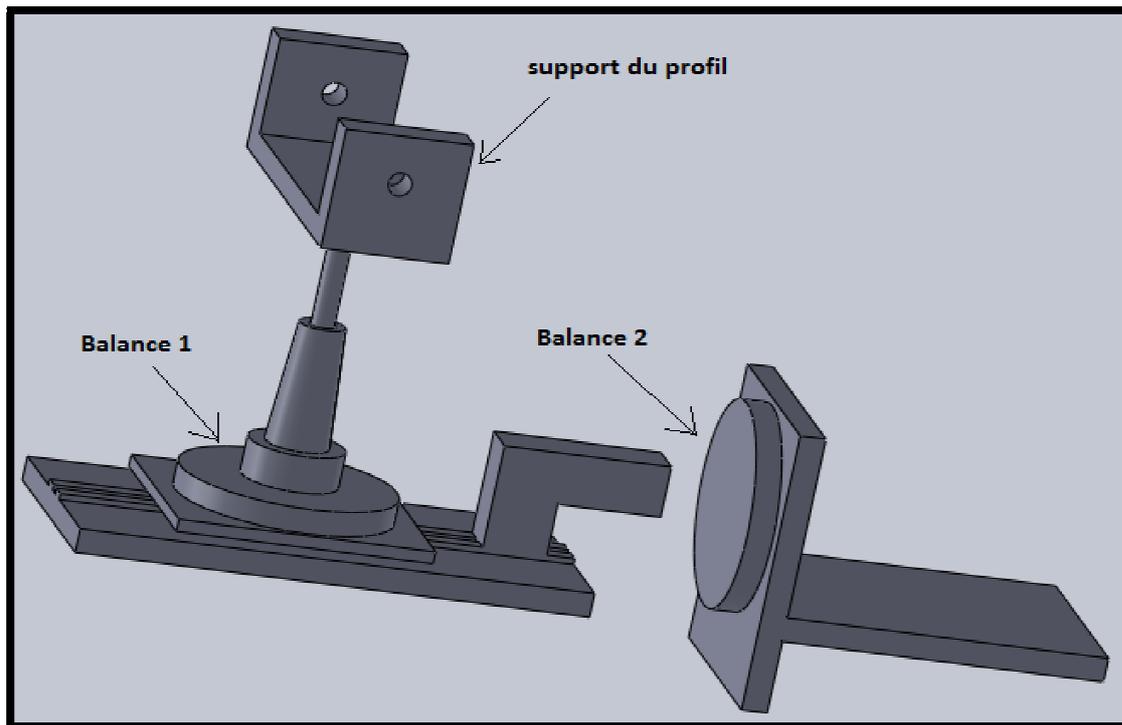


Fig. III.19 Mécanisme de la balance conçu avec Solid Works



Fig. III.20 Mécanisme de la balance



Fig. III.21 Tableaux multi manomètres



Fig. III.22 Profil NACA 0012 avec capteur



Fig. III.23 Profil NACA 4412 avec capteur

III.3.7 Assemblage

Les paramètres calculés sont affichés en Tableau. 2

Tableau III.6 : les principales dimensions de la soufflerie

Paramètres	Expression	Valeurs
Section de la veine d'essai	$A_T = H_T W_T$	432 cm ²
Diamètre hydraulique	$D_T = \frac{2 W_T H_T}{(W_T + H_T)}$	20.57cm
Longueur de la préchambre	$L_S = \sqrt{N} W_T l_S$	26.83 cm
Longueur du convergent	$L_C = \frac{(\sqrt{n} - 1) W_T}{2 \tan(\alpha/2)}$	69.78 cm
Longueur du diffuseur	$L_D = W_T l_D$	76.8 cm

La longueur totale de la Soufflerie est:

LWT = LS + LC + LT + LD LWT = 26.83+ 69.78 +45 +76.80 = 218cm

Et la conception finale pour cette analyse analytique est représentée par la figure III.24

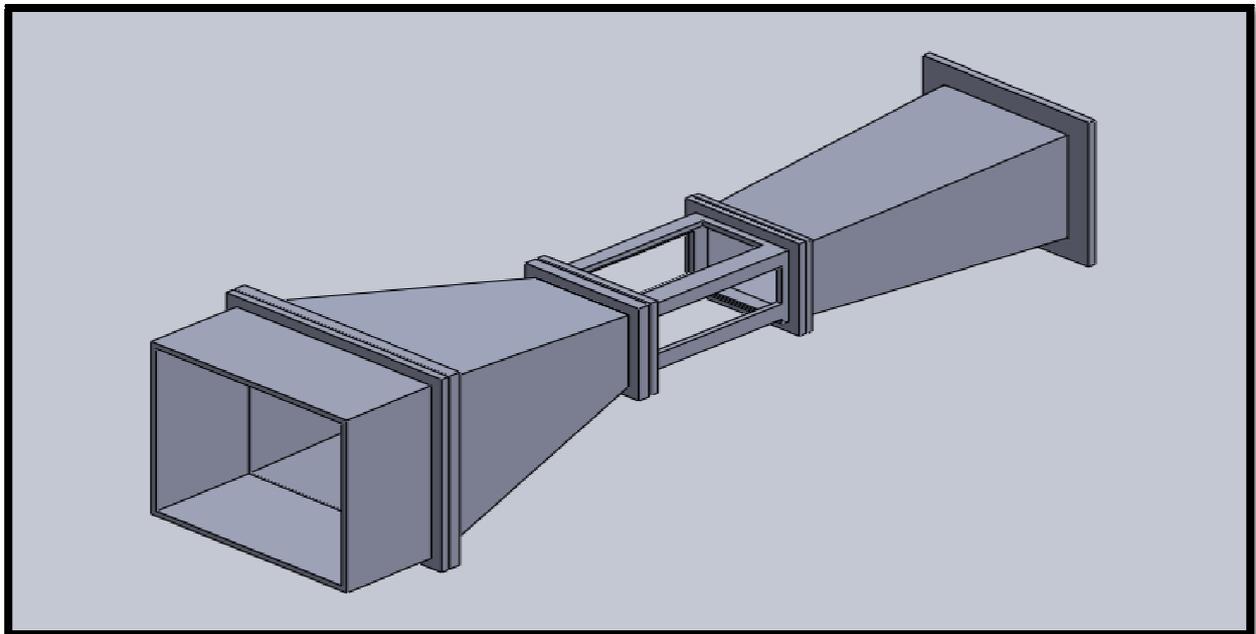


Fig. III.24 Assemblage finale de la Soufflerie par Solid works

Montage du tunnel aérodynamique :

Tous les éléments cités précédemment sont liés entre eux par cirage avec des joints.



Fig. III.25 Les éléments de la soufflerie

Présentation de la soufflerie :

Cette soufflerie est un tunnel aérodynamique de vent ouvert de type "Eiffel". Il permet de présenter, simuler et de mesurer les propriétés aérodynamiques de différents modèles. Pour ce faire, l'air environnant est aspiré par un ventilateur centrifuge et accéléré par le convergent après passage par la chambre de tranquillisation, l'air produit un écoulement d'air qui suit la forme de la maquette dans la veine d'essais, par ex. une aile. Ensuite, l'air est décéléré dans un diffuseur, puis libéré par un ventilateur.

Cette soufflerie génère un écoulement d'air dans une veine d'essai transparente dans laquelle différents accessoires (profils d'ailes, tube de Pitot...) peuvent être intégrés pour vérifier les lois de l'aérodynamique subsonique.

Le ventilateur est muni d'un variateur de vitesse à haute efficacité énergétique.

Dans ce tunnel aérodynamique ouvert, l'air peut atteindre des vitesses allant jusqu'à 7 m/s.



Fig. III.26 La soufflerie construite

Équipements

- Dispositif hydraulique avec tube de Pitot.
- Profil d'aile NACA 0012 et NACA 4412 simple pour mesure d'effort
- Profil d'aile NACA 0012 et NACA 4412 équipé de 6 et 10 prises de pression sur intrados et extrados
- Multi manomètre, 20 tubes.
- 2 Balances aérodynamique
- Diffuseur de fumée : visualisation d'écoulement
- Moteur 1.3 Kw

Conclusion et Perspective:

L'objectif de ce travail était la conception et la réalisation d'une soufflerie subsonique à circuit ouvert, initialement cette conception a débuté par la fixation des dimensions de la veine d'essai (15cm * 18cm * 23cm) ; suite à une étude expérimentale qui avait pour but d'obtenir un écoulement laminaire lors des tests d'admission. Cette occurrence dépend éventuellement de la structure globale de la soufflerie car, les dimensions de la veine d'essai ont été prises comme fondement pour le calcul des paramètres des autres composants.

Cette étude accorde une attention particulière à la veine d'essai ainsi qu'au convergent du fait de leur influence directe sur les essais de maquette construite selon des principes fondamentaux de l'aérodynamique adaptés à la soufflerie.

Les expériences sont réalisées à travers un système de mesure et de visualisation des écoulements. Ce système a pour objectif de mesurer les efforts aérodynamiques notamment la traînée et la portance du profil de sorte à pouvoir déterminer la portance ainsi que la traînée grâce à deux balances, de même un système des tubes multimanométriques qui permet la détermination de la mesure distribution de pression sur la surface de cette maquette.

Les résultats des expériences réalisées nous ont permis de valider le modèle, qui est donc soumis à un écoulement d'angle d'attaque et de vitesse variables dont le but est d'en tirer les caractéristiques aérodynamiques des profils, ailes et maquettes d'avion, un test de visualisation d'écoulement est effectué à l'aide d'un diffuseur de vapeur d'eau (brumisateur d'eau) qui nous a permis de voir les filets d'air (lignes de courant) aux alentours des différentes géométries (profils, cylindre,...), ainsi il nous a permis de localiser les points de décollement de la couche limite sur le profil en fonction de l'angle d'incidence à cause de la traînée induit.

Les résultats obtenus de la traînée, de la portance, et de la portance sur les profils de test (NACA4412 et NACA0012) corroborent avec les résultats du logiciel XFLR5 et avec la littérature scientifique spécialisée.

Une légère différence est observée sur les résultats et cela est dû aux effets de paroi, frottement, viscosité, rugosité du profil et de l'instrumentation.

Parmi les perspectives suggérées en terme de matériel, il faut prévoir un moteur plus puissant et installer une instrumentation de mesure adéquate pour avoir des résultats plus précis, d'autre part en terme de mesure aérodynamique on prévoit la mesure des efforts et des moments aérodynamiques en utilisant une balance à six degrés de liberté.

- [1] - **Cauvin, D.(1983).** *Aérodynamique, Mécanique du Vol.* Institut aéronautique Jean Mermoz. France. 287 pages.
- [2] - **RIPOLL, J-C.(1991).** *Aérodynamique, Mécanique du Vol.* 4e édition. Ecole nationale de l'aviation civile, Département Transport aérien. France.
- [3] - **Bedoin, S.(2012).** *Cours SUPAERO/Aérodynamique, Conception d'un Avion de Transport Subsonique.* Airbus. France.
- [4]- **ROUSSEL, J.(2005)** . Fluides parfaits incompressibles In : *Cours de Mécanique des fluides.* Université d'Angers .France
- [5] - **Archives et Collection Society.** *Bernoulli, Daniel (29 January 1700 - 17 March 1782)* [En ligne] **2002**, <http://www.aandc.org/research/bernoulli.html> (consultée le 01-12-2014)
- [6] - **CHAUSSEMENT,S.** *Statique et dynamique des fluides.* [En ligne] **2011**, http://res-nlp.univ-lemans.fr/NLP_C_M01_G02/co/NLP_C_M01_G02_web.html (consultée le 25-12-2014)
- [7] - **NASA.** *Wind Tunnels at NASA Langley Research Center.* [En ligne] **2014**, <http://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/windtunnels.html> (consultée le 15-02-2015)
- [8] - **AIRBUS France S.A.S,** Version 2008, EDGA Toulouse, Cours de Physique Générale AVION Aérodynamique.
- [9] - **Trefny,C. (2002)** . NASA Wind-Tunnels Aérodynamics. USA.
- [10] - <http://www.wikipedia.fr/Historique>.
- [11] -**ONERA.** *Histoire et patrimoine, Les débuts de l'aviation.* [En ligne] 2014 [http://www.ONERA.fr/Histoire et patrimoine, Les débuts de l'aviation](http://www.ONERA.fr/Histoire-et-patrimoine,-Les-débuts-de-l'aviation) (consultée le 15-02-2015)
- [12] - **Anonyme.** *Histoire des souffleries.* [En ligne] **2013.** <http://pw1949.blogspot.com/2013/08/histoire-des-souffleries.html> (consultée le 15-02-2015)

- [13] - **NASA**. *Wind Tunnel* . [En ligne] **2015**.
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/shortt.html> (consultée le 22-02-2015)
- [14] - **ROUSSEL, J.(2005)** . Analyse dimensionnelle & Similitudes In : *Cours de Mécanique des fluides*. Université d'Angers .France
- [15] - **Foss Van, J.** (1999). *Wind Tunnel Experiments for Grades 8-12*. NASA Glenn Research Center Icing Branch.USA.
- [16] - **Hamdia, S. (2012)**. *Conception d'une Soufflerie Subsonique* . Mémoire de Fin d'études Master .Université Med Khider Biskra. Algérie
- [17] – **Rachach, M et Benazouz, M-A (2011)**. *Réalisation d'un logiciel pédagogique D'analyse D'écoulement Potentiel Subsonique Autour Du Profil Avec Couche Limite*. Mémoire fin d'étude, Université SAAD DEHLEB BLIDA. Algérie.
- [18] - **Anonyme**. *Anémomètre, tube de Pitot*. [En ligne] **2015**.
<http://www.wikipédia.fr/Anémomètre, Tube de Pitot> (consultée le 23-02-2015)
- [19] : **Anonyme**. *Instruments de bord anémomètre* . [En ligne] **2015**.
<http://coursdubia.pagesperso-orange.fr,instruments de bord anémomètre, FFVV>. (consultée le 23-02-2015)
- [20] - **Aéroclub de l'Oise, Université de Technologie de Compiègne**. *Aérodynamique*. [En ligne] **2015**. http://ffa-jeunes.ens-cachan.fr/BIA-P%C3%A9dago_files/B.pdf:
- [21] - **PARIS, A. (2014)**. *Cours Théorique BIA : Aérodynamique et MDV, Performances Avion*. Université de Technologie de Compiègne. France
- [22] - **Association Aéronautique Astronautique de France, 3AF**. *Exemple d'action éducative de la 3AF, la Soufflerie de Référence EOLIA de Gustave Eiffel*. [En ligne] **12 février 2014**.
http://www.3af.fr/sites/default/files/presentation_2014.pdf (consultée le 26-02-2015)
- [23] - **SINI, J-F**. *Cours de Mécanique des Fluides*. [En ligne] **2008**.
https://hal.inria.fr/file/index/docid/356205/filename/Mecanique_des_Fluides_CN_2008.pdf (consultée le 26-02-2015).
- [24] – **CHAFFARDON, C . LE COLLETER, Q et POYET, A**. *L'aile d'avion*. [En ligne] **2003**.
http://www.odpf.org/images/archives_docs/11eme/memoires/gr-10/memoire.pdf (consultée le 03-03-2015).

- [25] - **CORSAT, B. LEGRAND, T et VIRETTO-CIT, R.** *Comment Construire une Véritable Soufflerie au Lycée.* [En ligne] **2007.** http://www.odpf.org/images/archives_docs/14eme/memoires/gr-21/memoire.pdf (consultée le 03-03-2015).
- [26] - **BREUX, J-M.** *Le monde des souffleries .* [En ligne] **2012.** <http://wind-tunnels.tumblr.com/> (consultée le 03-03-2015).
- [27] - **SCIENCE BUDDIES .** *How to Build and Use a Subsonic Wind Tunnel.* [En ligne] **2015.** <http://www.sciencebuddies.org/science-fair-projects/wind-tunnel-toc.shtm> (consultée le 03-03-2015).
- [28] - **Tomar, V- S.** *Design Analytical Analysis Instrumentation and Flow Simulation of Sub-Sonic Open Circuit Wind Tunnel Model in : International Journal of Modern Engineering Research (IJMER)* [En ligne] **Janvier 2014 .** www.ijmer.com (consultée le 05-04-2015).
- [30] - **Craig A. Zehring.** *Comparative Analysis of a Low-Speed Wind Tunnel Designed for Renewable Energy Applications* [En ligne] **2011** <http://docs.lib.purdue.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1050&context=techmasters> (consultée le 05-04-2015).