

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'enseignement Supérieur et de la Recherche scientifique



Université Mohamed Khider Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Mécanique
Filière : Génie Mécanique
Option: Systèmes Energétique et Développement Durable

Réf:.....

Mémoire de Fin d'Etudes

En vue de l'obtention du diplôme de:

MASTER

Thème

**Conception d'une
soufflerie subsonique**

Présenté par :

Salim HAMDIA

Proposé et dirigé par :

Dr. A. Hakim BENMACHICHE

Promotion : Juin 2012

Sommaire

Liste de figures	iv
Remerciements	vi
Nomenclature	vii
Introduction général	2
Chapitre I. Connaissances générales et recherche bibliographique sur les souffleries	3
I.1 Introduction	3
I.2. Définition de la soufflerie	3
I.3. Classification des souffleries aérodynamiques	4
I.4. Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile	4
I.4.1. Souffleries subsoniques ($M < 0.9$)	4
a) Laboratoire aérodynamique Eiffel, paris. France (1912)	4
b) Soufflerie Jules verne. France (1995)	5
I.4.2. Soufflerie transsoniques ($0.9 < M < 1.2$)	6
I.4.3. Soufflerie supersoniques ($1.2 < M < 5$)	7
I.4.4. Souffleries hypersoniques ($M > 5$)	7
a) Souffleries tièdes	8
b) Les souffleries à enthalpie élevée	8
I.5. Classification des souffleries suivant la nature des parois dans la zone d'essai	9
a) Souffleries à veine libre	9
b) Souffleries à veine guidée	9
c) Souffleries à veine semi guidée	9
I.6. Classification des souffleries suivant l'emplacement du ventilateur	10
a) Souffleries du type soufflant	10

Sommaire

b) Souffleries du type à aspiration	10
I.7. Classification d'après le mode de fonctionnement	11
a) Souffleries à fonctionnement continu	11
b) Soufflerie à fonctionnement discontinu	12
I.8. Définition générale d'une tuyère	14
I.7.1. Description des tuyères	15
a) Tuyère convergente	15
b) Tuyère divergente	15
c) Tuyère convergente-divergente	16
I.7.2. Régimes d'écoulement dans les tuyères	17
Chapitre II. Description et fonctionnement de la soufflerie subsonique Eiffel HM170	19
II.1. Introduction	19
II.2. La soufflerie subsonique Eiffel HM 170	20
II.2.1. Description technique	20
II.2.2. Fonctionnement du tunnel aérodynamique HM170	21
II.2.3. Montage du tunnel aérodynamique HM 170	21
II.2.4. Eléments de base de la soufflerie subsonique (Eiffel HM 170)	24
a) Le convergent	24
b) La veine d'essais	25
c) Le diffuseur (divergent)	27
d) Le ventilateur (l'exhausteur)	30
II.3. Dispositions anti - turbulentes	31
II.3.1. Ecrasa (grilles ou maille)	31
II.3.2. Nids d'abeilles (Filtres)	32
II.3.3. Rapport de contraction du convergent	33
II.4. Ouvrir et fermer la section de mesure	33
II.5. Principe de la mesure de force	34
II.6. Montage des modèles	35
II.7. Caractéristiques techniques	36

Sommaire

Chapitre III. Etude énergétique d'un écoulement d'air dans les éléments de base de la soufflerie	37
III.1. Introduction	37
III.2. Ecoulement compressible	37
III.3. Etat générateur	38
III.4. L'approximation unidimensionnelle et stationnaire	39
III.5. Ecoulement isentropique unidimensionnel de gaz parfait dans des conduits de section variable	40
III.6. Nombre de Mach et classification des écoulements	42
III.7. Types de pertes de charges	45
III.7.1. Pertes de charge avant veine d'essais	47
III.7.2. Application sur la soufflerie Eiffel HM170 ($M < 0.08$)	49
III.7.2.1. Dimensions des éléments principaux	49
a) Convergent	49
b) Veine d'essai	49
c) Diffuseur	49
III.7.2.2. Calcul des paramètres de l'écoulement	50
a) La veine d'essai	51
b) Entrée de convergent	53
c) Sortie de diffuseur	54
d) Etude aérodynamique du ventilateur	57
Chapitre IV. Adaptation de la soufflerie HM170 des nombre de Mach > 0, 1	59
IV.1. Introduction	59
IV.2. Changement du moteur entrainant le ventilateur	59
IV.3. Diminution de la section de la veine d'essai	63
IV.4. Discussion des résultats	68
IV.4.1. Effet de la puissance du ventilateur sur le nombre de Mach dans la veine d'essai	68
Conclusion	69
Bibliographie	70
Annexe	72

Nomenclature

- A_e** la section d'entrée (m^2).
- A_c** la section au col de tuyère (m^2).
- A_s** la section de sortie (m^2).
- A*** la section critique (m^2).
- C** la vitesse de son (m/s).
- D_{int}** diamètre intérieur (m).
- E** épaisseur de la paroi (m).
- h** la hauteur (m).
- g** accélération (m/s^2).
- K** coefficient de perte de charge.
- L** la longueur (m).
- l** largeur (m).
- M** nombre de Mach.
- M_v** nombre de Mach dans la veine.
- M_d** nombre de Mach dans le diffuseur.
- n** rapport de section.
- P_i** la pression totale (Pa).
- r** constante des gaz parfait ($J/Kg \cdot K$).
- S** la section (m^2).

Nomenclature

- T_i** la température totale (K).
- T_v** la température dans la veine (K).
- T_d** la température dans la diffuseur (K).
- V** la vitesse (m/s).
- V_v** la vitesse dans la veine (m/s).

Symboles

- la masse volumique (kg/m³).
- angle de diffuseur (°).
- γ** le rapport des chaleurs massiques.
- ṁ** débit massique (kg/s).

Introduction générale

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 soufflerie).

L'objectif de L'aérodynamique est de générer de la portance, de la trainée et des moments sur les profils.

Les recherche en aérodynamique sont basées à la fois aux simulations numérique et aux essais expérimentaux en soufflerie.

La soufflerie est un moyen de précision du comportement d'un véhicule réalisant une simulation expérimentale sur une maquette en général à échelle réduite. L'expérience fournira les performances transportables au véhicule réel si des règles de similitude sont acceptables. La soufflerie permet aussi de consulter des cas tests pour valider les calculs.

Il existe différents types de souffleries, on les distingue selon la vitesse d'écoulement (subsonique, supersonique.....). La soufflerie subsonique occupe une place importante pour mener des études expérimentales dans les applications aux écoulements externes et internes.

La soufflerie subsonique EIFFET HM170 installé au Département de Génie Mécanique, Université de Biskra s'adapte uniquement à des vitesses l'air limitées ($0 < M < 0.08$).

Le présent mémoire se situe dans le cadre de calcul énergétique d'un écoulement subsonique dans la soufflerie HM170. Cette étude à été aussi effectuée en analysant l'effet des dimensions de la veine d'essai sur le nombre de Mach dans celle-ci.

Une étude énergétique détaillée du ventilateur le la veine d'essais, nous a conduisis à proposer un moteur de puissance élevée pour obtenir des nombres de Mach dans la veine d'assai plus supérieures que $M=0.08$.

Ce mémoire est organisé dans quatre chapitres :

dans le premier chapitre, nous avons fait une étude approfondie des différents types de souffleries à travers le monde, et tout les modes de leurs classifications, et leurs composantes principales.

Introduction générale

Dans le deuxième chapitre, nous avons expliqué le rôle et le fonctionnement de chaque élément à part, à une manière bien précise de leurs conceptions d'une soufflerie HM170 subsonique à surcuit ouvert avec application,

I.1 Introduction

Tout ingénieur ou technicien, quelle que soit sa formation doit avoir des connaissances de la mécanique des fluides, et notamment autour des corps, des couches et des sillages, et des profils de vitesse.

La soufflerie permet d'effectuer un grand nombre d'expériences en mécanique des fluides et en aérodynamique.

I.2. Définition de la soufflerie

Une soufflerie est un dispositif expérimental utilisé en aérodynamique pour simuler les conditions rencontrées par tout corps se déplaçant dans l'air.

Le corps étudié dans une soufflerie, fixé (immobile), dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz.

Les paramètres à respecter sont :

- propriétés du fluide.
- forme géométrique.
- nombre de Mach.
- nombre de Reynolds.

La soufflerie permet aussi de constituer des cas tests pour valider les calculs.

Pour réaliser une étude expérimentale sur une soufflerie, on fait un changement de repère : le véhicule est fixé et l'air en mouvement [1].

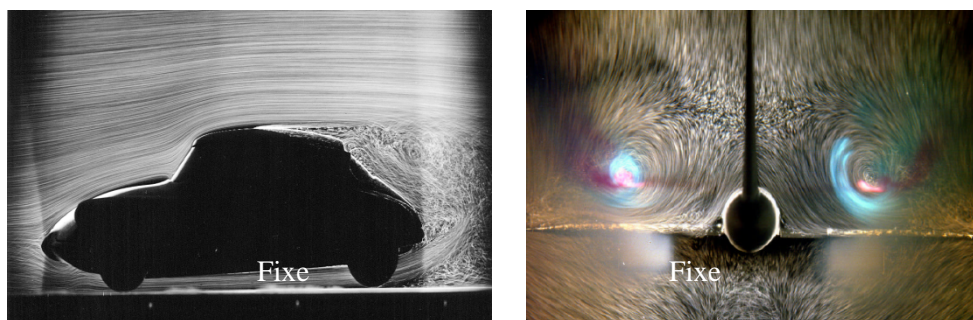


Figure (I.1) : Changement de repère [2].

I.3. Classification des souffleries aérodynamiques

Il existe trois types essentiels de classifications des souffleries :

- Soit en se basant sur la vitesse atteinte dans la veine d'essais.
- Soit en se basant sur le mode de fonctionnement.
- Soit en se basant sur la nature des parois dans la section de travail.

I.4. Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile

I.4.1. Souffleries subsoniques ($M < 0.9$)

La vitesse de fonctionnement dans ces souffleries varie (de 10 à 290 m/s), la limite supérieure est telle que les vitesses dans le champ aérodynamique soient toujours inférieures aux vitesses locales du son. On cite ici quelques souffleries.

a) Laboratoire aérodynamique Eiffel, paris. France (1912)

Cette soufflerie, la plus ancienne au monde, a été conçue, construite et utilisée par Gustave Eiffel, reconnu comme l'un des pionniers de l'aérodynamique. La veine, ouverte, mesure 2 m de diamètre et 2,37 m de long (vitesse de 0 à 40 m/s). Cet équipement est toujours en service pour des études de génie civil, de mécanique, ... etc.

Le bâtiment et la soufflerie sont classés monuments historique [2,3].



Figure (I.2) : Soufflerie de Gustave EIFFEL (rue Boileau, Auteuil, Paris) [3].

b) Soufflerie Jules verne. France (1995)

Ce grand équipement comprend 2 souffleries intégrées dans des bâtiments conçus pour résister aux dépressions :

- La soufflerie externe comporte un circuit dynamique à deux veines, permettant une vitesse de l'air de 83 m/s.

- La soufflerie interne comporte un circuit climatique avec une veine spécifique, soumise à une vitesse de l'air allant jusqu'à 38 m/s, avec des conditions d'environnement très sophistiquées :

Température $-25^{\circ}/+55^{\circ}\text{C}$, humidité 30% / 100%, brouillard, pluie, neige.

Elle est utilisée pour de nombreux types d'essais : projets de construction (effets de vent sur les ponts et les bâtiments), industries mécaniques (résistance de machines et d'équipements à des conditions mécaniques extrêmes), industrie automobile, environnement, ... etc.

Cette soufflerie est la propriété du centre scientifique et technique du bâtiment [1,4].



Figure (I.3) : Centre de Modane-Avrieux [4].

I.4.2. Soufflerie transsoniques ($0.9 < M < 1.2$)

Lorsqu'on parvient à atteindre des vitesses voisines à celle du son, on doit tenir compte de la compressibilité. Ces vitesses sont généralement comprises entre 260 et 400 m/s. des phénomènes aérodynamiques particuliers se manifestent dans ce type de soufflerie, la concentration des vibrations émises par la maquette provoque la formation d'onde de choc en aval de celle-ci.

Un problème, particulièrement en transsonique, est celui de la reproduction correcte des nombres de Reynolds de vol. Ce problème peut s'exprimer en termes des difficultés technologiques, tant sur le plan de leur conception que sur celui des moyens de mesure à mettre en œuvre. La solution idéale à cette question réside dans les grandes souffleries cryogéniques, dans lesquelles on crée un écoulement à très basse température (par injection d'azote liquide dans le circuit) et à pression modérée (quelques bars) ; on agit ainsi sur chacune des variables intervenant dans la définition du nombre de Reynolds.

La soufflerie transsonique européenne de Cologne, E.T.W. (Européen Transsonique Wind tunnel) construite conjointement par la France, l'Allemagne, la Grande-Bretagne et les Pays-Bas, a été conçue à cet effet [1].

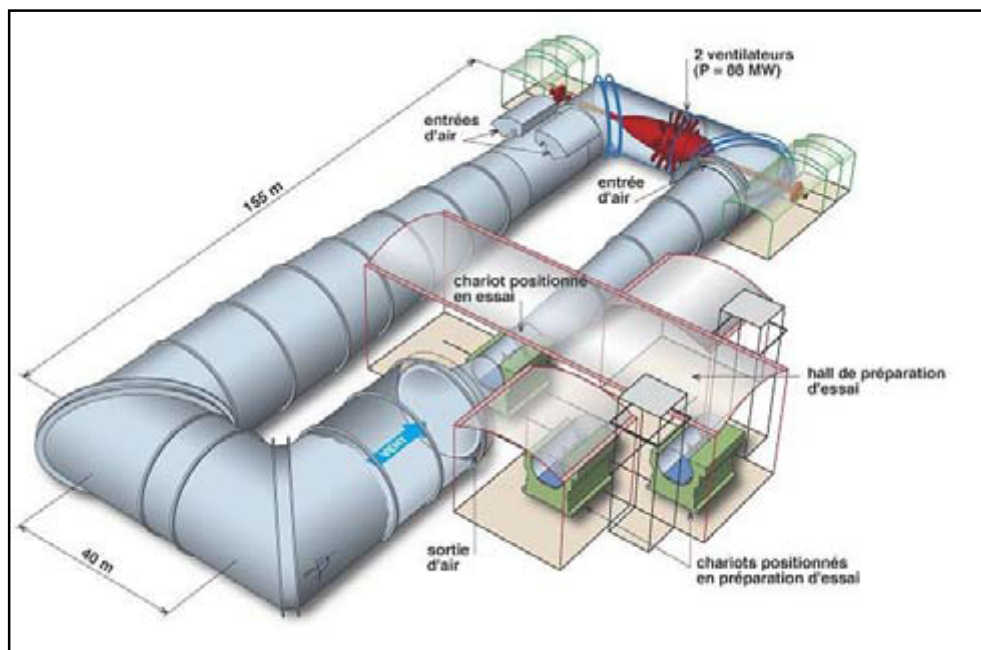


Figure (I.4) : La soufflerie transsonique S1MA du Centre Onera [2].

I.4.3. Soufflerie supersoniques ($1.2 < M < 5$)

L'accélération des gaz à vitesse supersonique est généralement réalisée à l'aide d'une tuyère convergente-divergente, les souffleries supersonique permettent d'obtenir des nombres de Mach modérés ($1.2 < M < 5$). Dès que l'on dépasse la vitesse du son, le régime devient supersonique et l'écoulement est plus stable.

Afin de réduire la consommation d'énergie et les coûts de réalisation des expériences, ces souffleries sont conçus selon des besoins strictement spécifiés et limitent quelque peu les possibilités dans les essais (veine de faibles dimensions donc marge de manœuvre réduite).

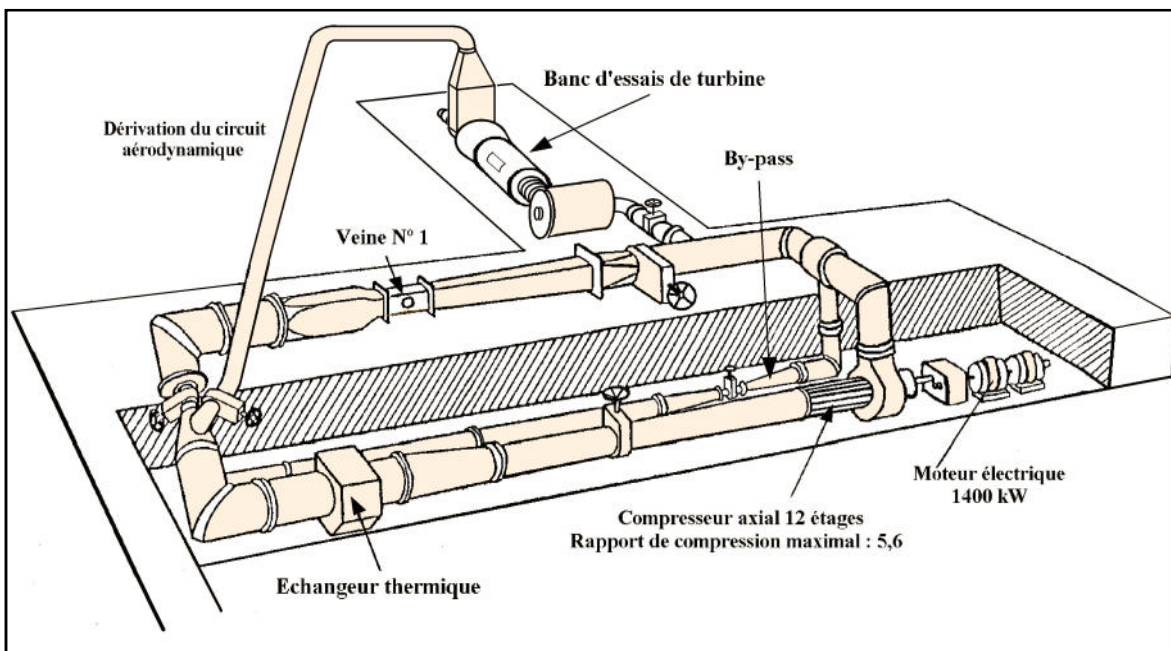


Figure (I.5) : La soufflerie supersonique S5Ch du Centre Onera de Meudon [2].

I.4.4. Souffleries hypersoniques ($M > 5$)

Les problèmes posés par le vol des planeurs hypersoniques, des engins balistique et des avions de transport à très grande vitesse justifient l'intérêt des essais aérodynamiques à des nombres de Mach et nombre de Reynolds, qu'on s'efforce à grand-peine de réaliser dans les essais à plus bas nombre de Mach n'est plus suffisante ; par exemple : la seule étude des échanges thermiques exige d'imposer une condition de similitude supplémentaire portant sur la température de la maquette et la température de l'écoulement.

Aux vitesses de plusieurs kilomètres par seconde considérées, les températures atteintes au voisinage des véhicules conduisent à un état physico-chimique de l'air caractérisé par des phénomènes de vibration moléculaire, de dissociation particulièrement difficiles à reproduire et étudier et les ondes de choc deviennent de plus en plus intenses et sont corrélativement de plus en plus couchées sur la surface de corps qu'elles enveloppent étroitement. Dans ce type d'écoulement l'air cesse d'obéir à la loi des gaz parfaits [2].

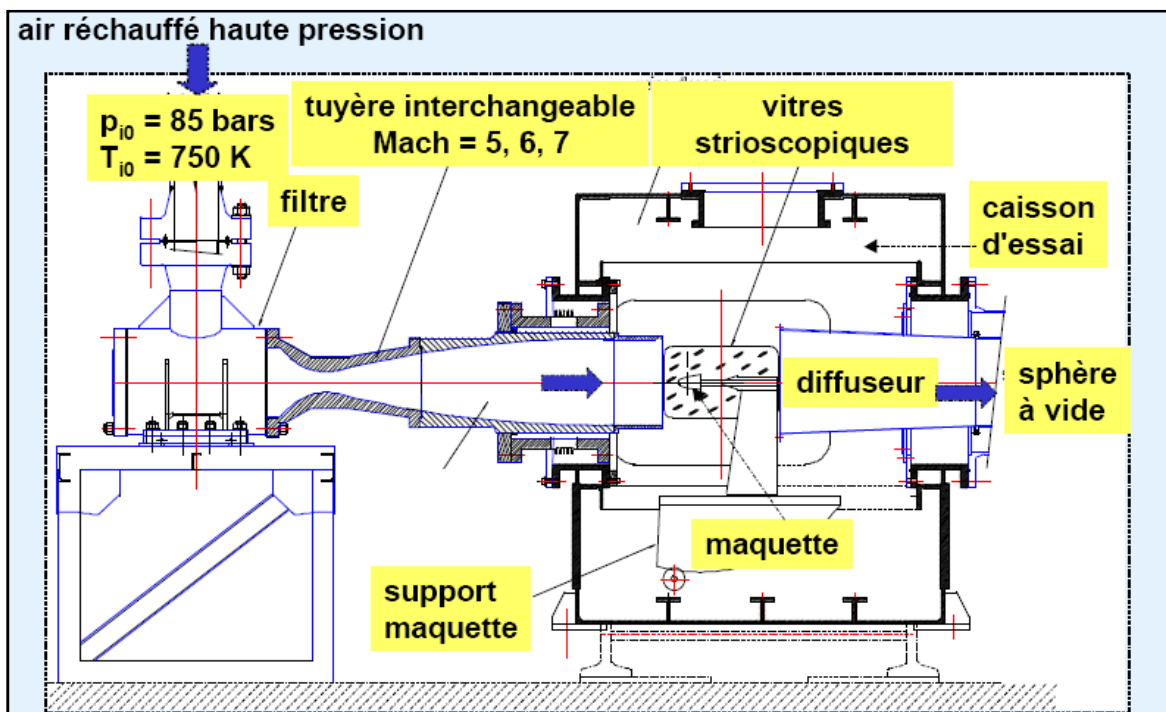


Figure (I.6) : La soufflerie R2Ch du Centre Onera de Meudon [2].

a) Souffleries tièdes

A des nombres de Mach élevés, l'air tend à se liquéfier, les souffleries tièdes permettent d'éviter cette transformation. Dans ces souffleries, du gaz chaud s'écoule sur la maquette, des instruments mesurent les mouvements du gaz et le dégagement de la chaleur. Les températures n'excèdent pas 1200 K (environ 930°C) [5].

b) Les souffleries à enthalpie élevée

Les températures dépassent ici 2500 K (environ 2230 °C). Les rafales sont donc extrêmement courtes et nécessitent une très grande quantité d'énergie.

D'autres souffleries sont spécialement conçues pour simuler les conditions des altitudes très élevées et étudier les performances des avions. On a ainsi reproduit les conditions d'altitude allant jusqu'à 145 Km. A Cleveland, l'une des souffleries du laboratoire de propulsion en vol de Lewis de la NASA peut tester des réacteurs en taille réelle, pour des vitesses maximales de 3860 Km/h, et des altitudes de 30.5 Km [5].

I.5. Classification des souffleries suivant la nature des parois dans la zone d'essai

On peut les classées en trois catégories:

a) Souffleries à veine libre

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

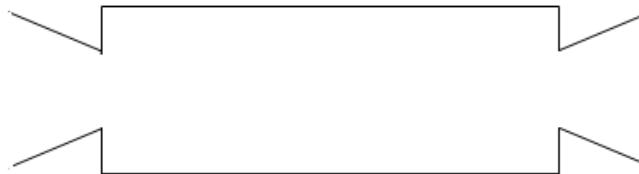


Figure (I.7) : Type jet à plan libre [5].

b) Souffleries à veine guidée

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

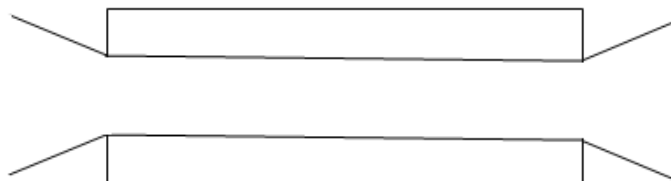


Figure (I.8) : Type à jet pariétal [5].

c) Souffleries à veine semi guidée

Parois sur une partie du périphérique.

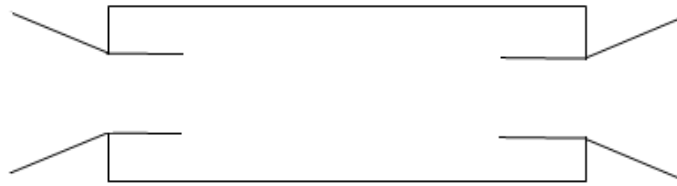


Figure (I.9) : Type à jet semi pariétal [5].

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 [5].

I.6. Classification des souffleries suivant l'emplacement du ventilateur

Selon se mode de classification, on distingue deux catégories de souffleries:

a) 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 [4].

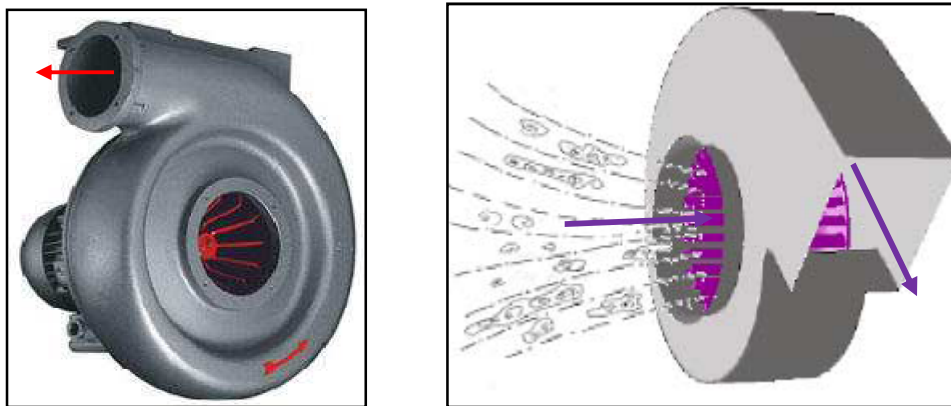


Figure (I.10) : Image ventilateur du type soufflant [6].

b) 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 [6].

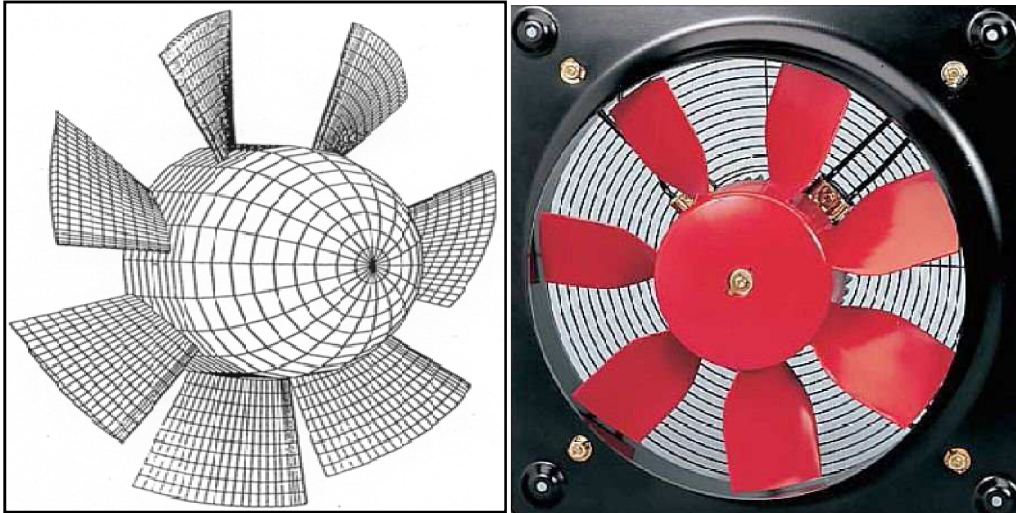


Figure (I.11) : Image ventilateur du type à aspiration [6,7].

I.7. Classification d'après le mode de fonctionnement

a) Souffleries à 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 (figure I.12) où l'air rentre par le collecteur, puis accélère par le ventilateur, passe dans la chambre d'expérience avant de ressortir ensuite par le diffuseur [7] :

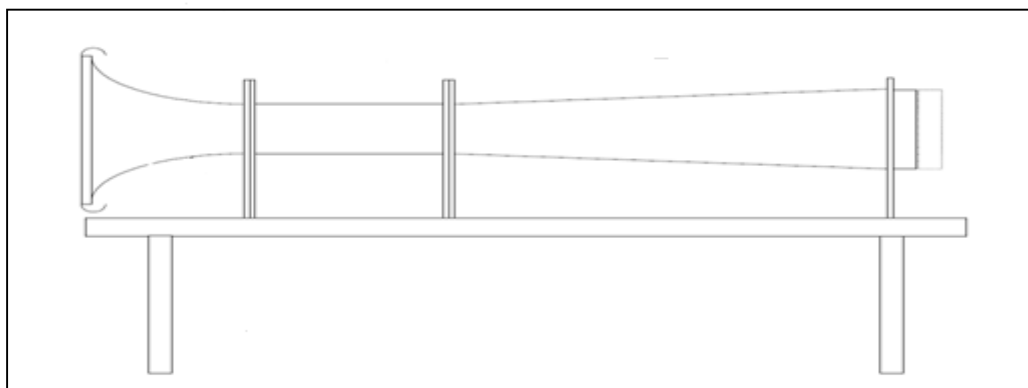


Figure (I.12) : Schéma de la soufflerie EOLIA [7].

Les souffleries de type à retour, comportent généralement deux cols et une boucle de retour des gaz (figure I.13). Le premier col, celui de la tuyère, permet l'accélération des gaz. Le second col appartient au diffuseur.

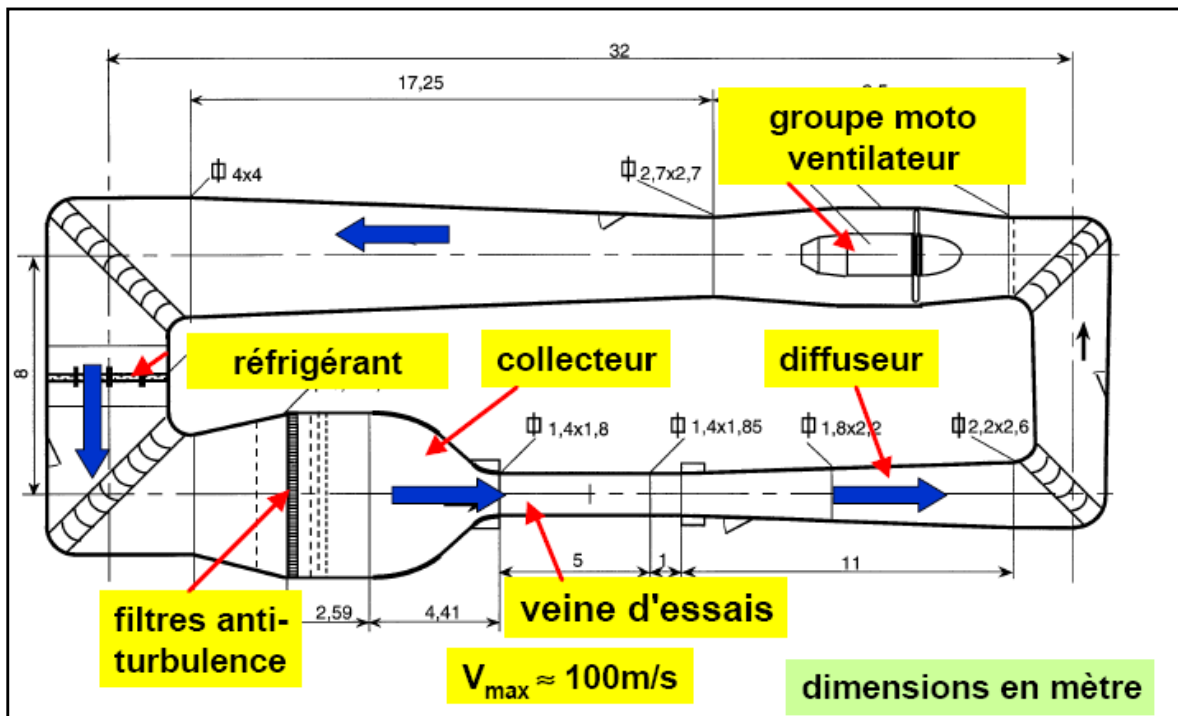


Figure (I.13) Circuit à retour de la soufflerie F2 du Centre Onera [2].

Le mouvement de l'air dans un circuit fermé, réduit le besoin en énergie par rapport à un circuit ouvert en plus l'avantage d'isoler la veine de l'air et des perturbations atmosphériques ; elle permet d'utiliser aussi un autre fluide que l'air.

Les souffleries continues en boucle fermée peuvent être pressurisées. Comme la densité des gaz est plus grande, on obtient ainsi des nombres de Reynolds plus élevés et donc plus proches de ceux de la configuration réelle. Le même objectif peut être atteint en abaissant la température. La viscosité diminue et le nombre de Reynolds augmente [1].

b) Soufflerie à 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 [8].

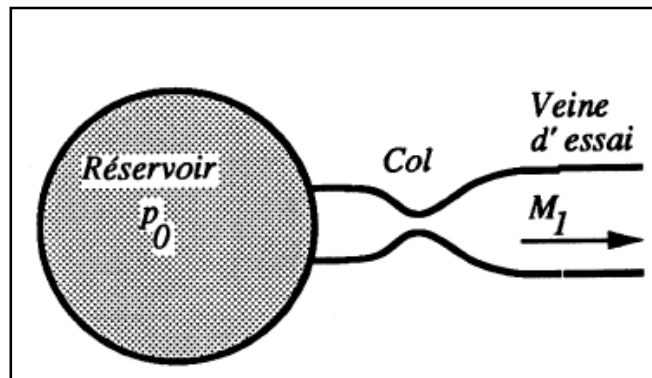


Figure (I.14) : L'installation est alimentée par un réservoir à haute pression [9].

Les souffleries à rafales sont réalisées entre deux réservoirs, l'un à pression élevées, l'autre vide. L'un des réservoirs peut être l'atmosphère. La durée de l'écoulement est liée aux volumes des réservoirs et au mode de chauffage du fluide [8].

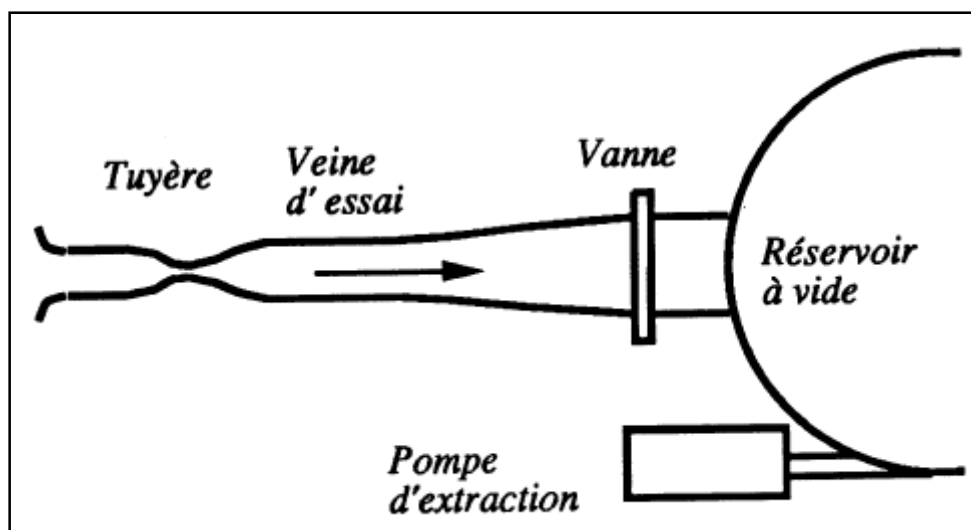


Figure (I.15) : L'installation fonctionne par aspiration de l'air ambiant [9].

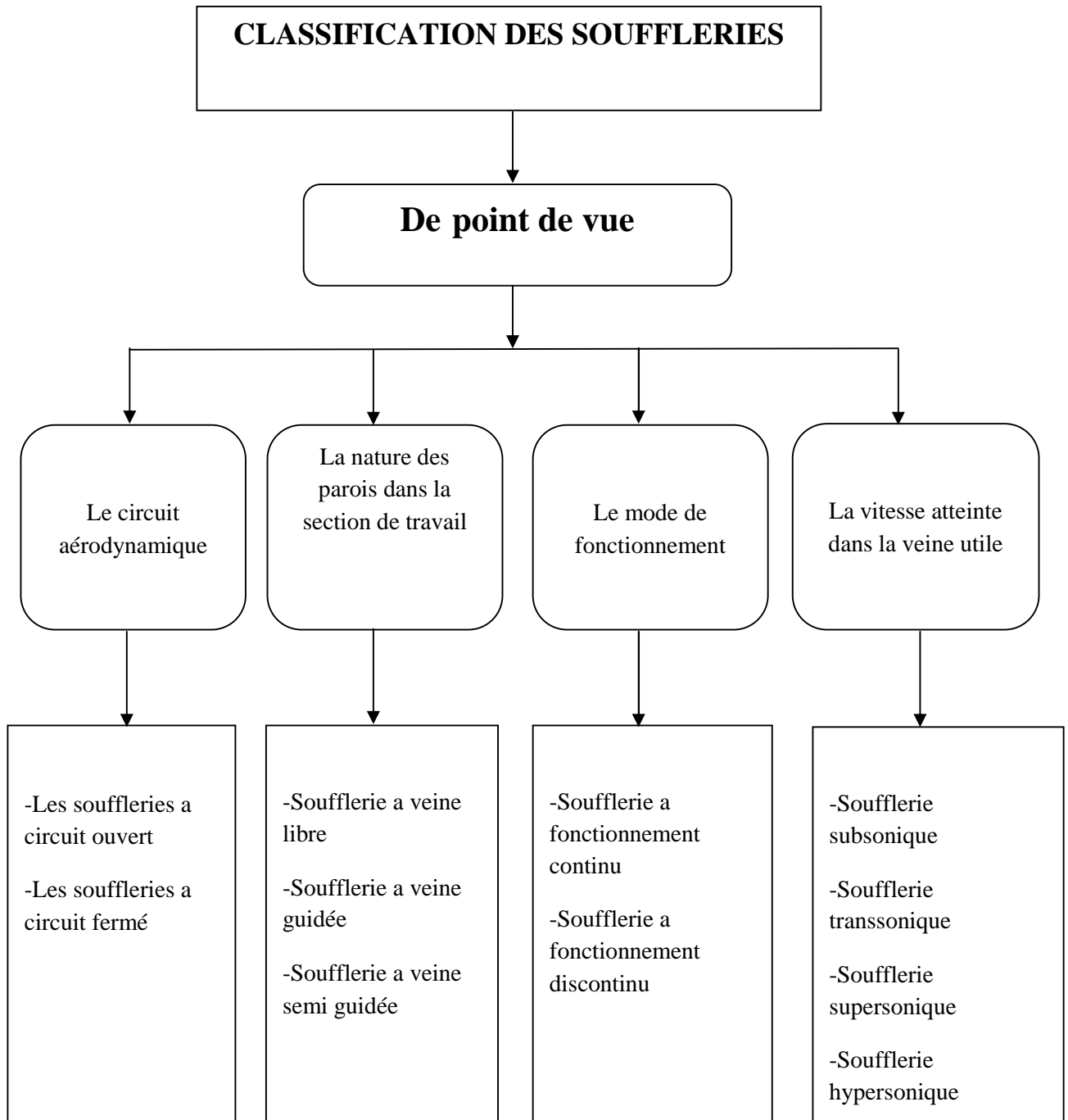


Figure (I.16) : Organigramme classification des souffleries [8].

I.8. Définition générale d'une tuyère

Considérons le système représenté par la figure (I.17). Il est convergent-divergent formé d'un tronçon convergent suivi d'un tronçon divergent cette tuyère est montée entre deux réservoirs.

Le réservoir amont qui contient l'air d'alimentation du system, puis le réservoir aval ou le réservoir récepteur qui reçoit l'air sortant de la tuyère un système de pompe aspirante et de veine de réglage servent à régler la pression P_e dans ce réservoir et la pression à sortie de la tuyère est montée P_s .

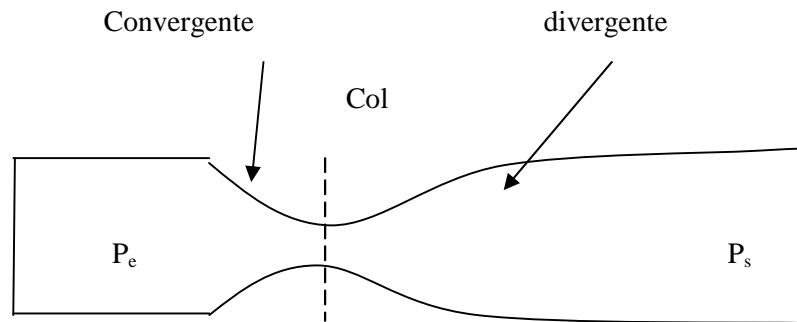


Figure (I.17) : Agencement d'une tuyère [8].

I.7.1. Description des tuyères

On peut classer les tuyères selon la variation de la section :

a) Tuyère convergente

Une tuyère dont la section va en diminuant dans le sens de l'écoulement est appelée tuyère **convergente**.

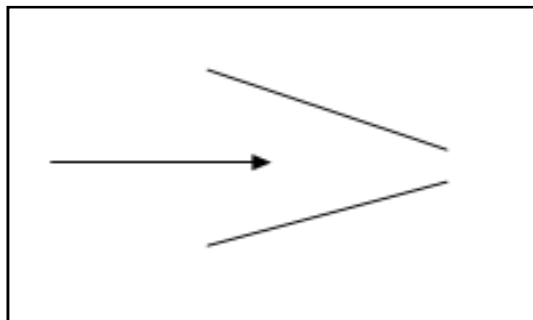


Figure (I.18): Tuyère convergente [10,11].

b) Tuyère divergente

Une tuyère dont la section va en augmentant dans le sens de l'écoulement est appelée tuyère **divergente**.

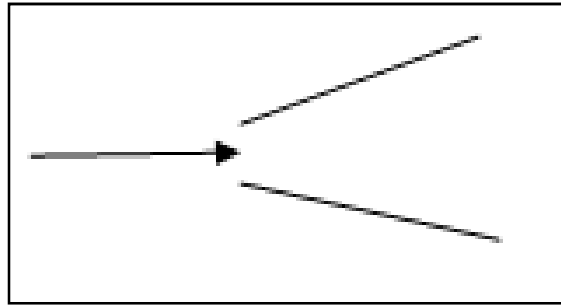


Figure (I.19): Tuyère divergente [11].

c) **Tuyère convergente-divergente**

Une tuyère composée dont la section diminue jusqu'à une valeur minimale puis augmente en suite est appelée tuyère convergente-divergente ou tuyère Laval et sa section minimale s'appelle le Col [8,9].

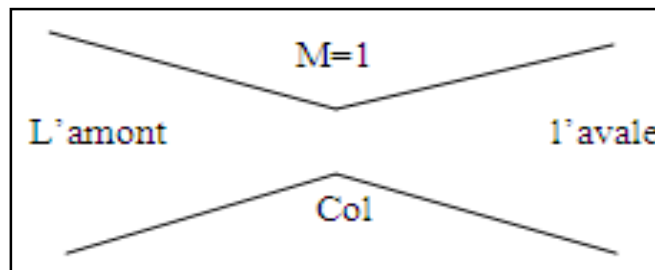


Figure (I.20): Tuyère convergente- divergente [11].

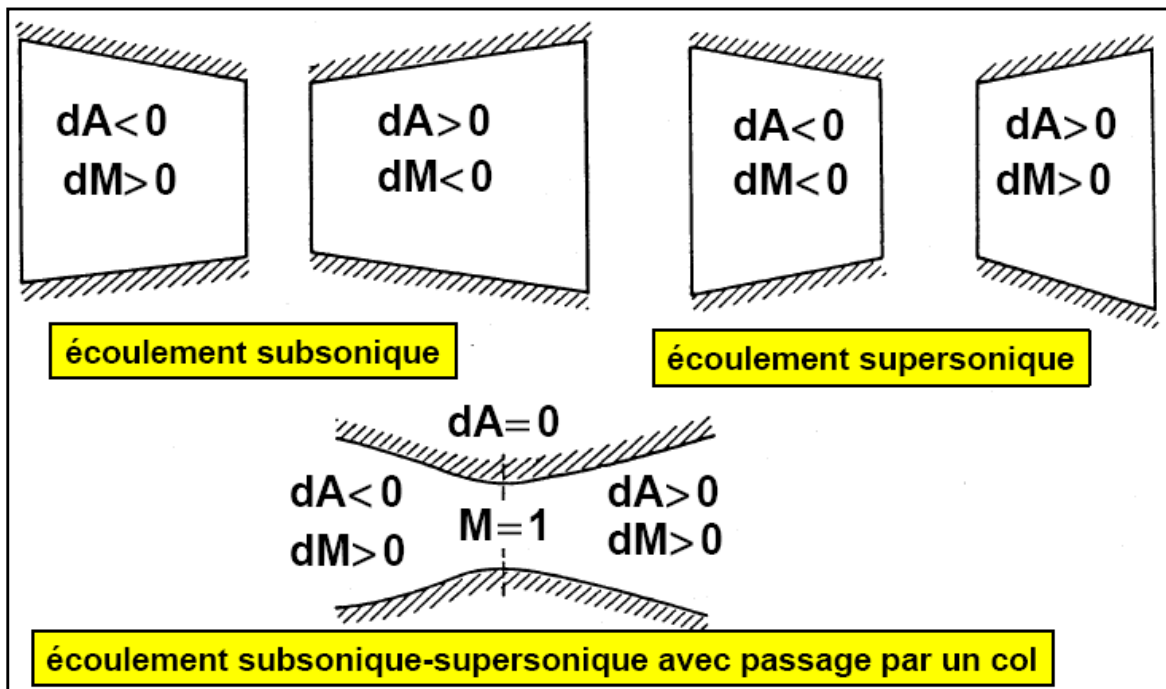


Figure (I.21) : Ecoulement subsonique-supersonique avec passage par un col [2].

I.7.2. Régimes d'écoulement dans les tuyères

On admet dans l'analyse suivante, l'écoulement dans la tuyère convergente-divergente est adiabatique et les forces de frottement sont négligeables. Les ondes de choc apparaissent dans l'écoulement.

Une tuyère convergente-divergente dite de Laval fait communiquer une région subsonique en amont, de conditions génératrices p^* , T^* (p^* n'est pas indépendant), avec une région en aval où la pression est P_a . On vient de voir que si P_a est abaissé modérément, l'écoulement est subsonique jusqu'au col où la vitesse est maximale mais avec $M < 1$.

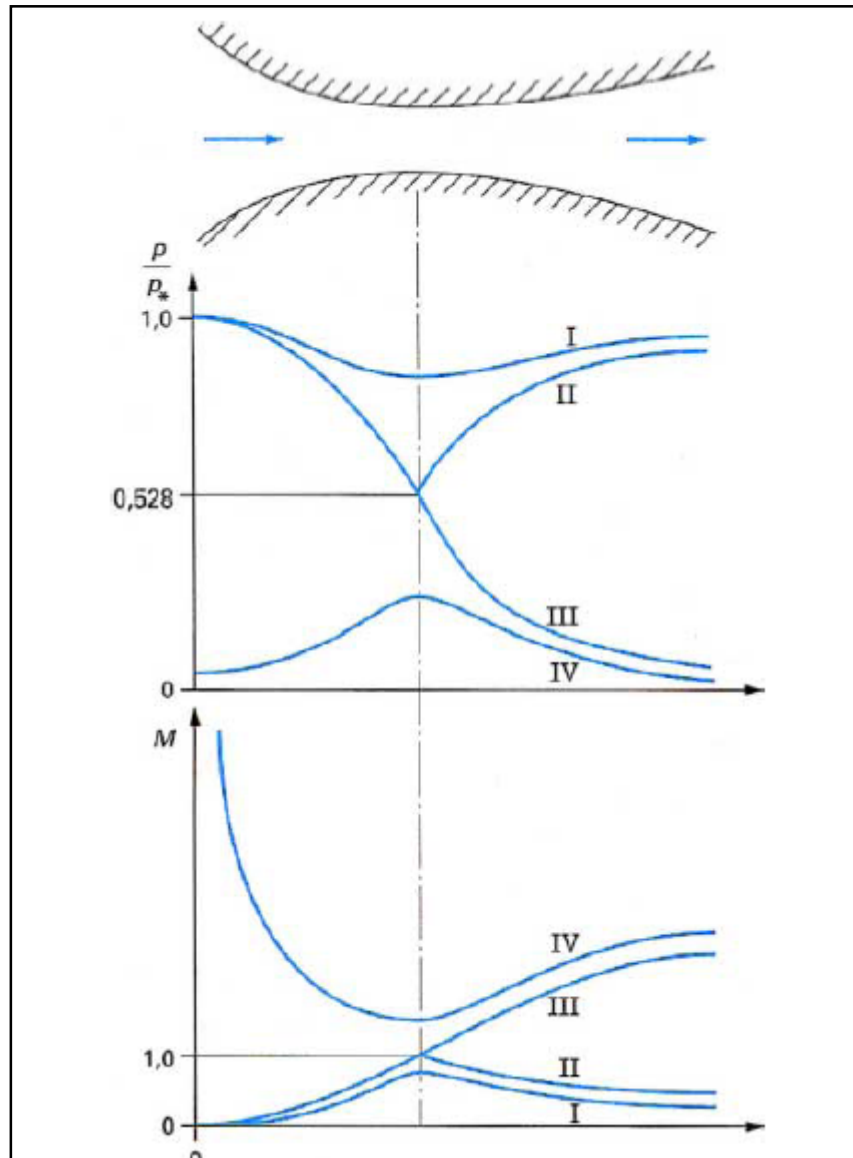
L'ensemble de l'écoulement est subsonique avec détente suivie d'une compression : courbes I de la figure 22.

Si la vitesse au col est sonique, il peut y avoir en aval retour à un régime subsonique de décompression (courbes II), mais si la pression P_a est suffisamment basse, un écoulement supersonique se développe au-delà du col (courbes III). La détente est alors monotone dans toute la tuyère avec passage du régime subsonique au régime supersonique.

La pression finale de sortie de la tuyère est P_{F2} pour la courbe II et P_{F3} pour la courbe III. Entre ces deux valeurs, il ne peut y avoir de pression finale de sortie obtenue par voie

isentropique ; on verra plus loin que cette circonstance $P_{F3} < P_F < P_{F2}$ s'accompagne de la formation d'une onde de choc phénomène irréversible [9].

Si les conditions génératrices en amont correspondent à un régime supersonique, l'écoulement est supersonique dans toute la tuyère (courbes IV).



II.1. Introduction

Le tunnel aérodynamique est l'appareil classique utilisé pour les essais réalisés sur les écoulements aérodynamiques. Le modèle à analyser reste au repos. Le fluide est mis en mouvement pour générer l'écoulement autour de corps désiré.

HM 170 est un tunnel aérodynamique ouvert de type "Eiffel". Il permet de présenter et de mesurer les propriétés aérodynamiques de différents modèles. Pour ce faire, l'air environnant est aspiré et accéléré. Sur un tronçon de mesure, l'air produit un écoulement autour de corps sur le modèle, par ex. une aile. Ensuite, l'air est décéléré dans un diffuseur, puis libéré dans l'environnement par un ventilateur.

Le contour de la buse spécialement mis au point et un redresseur d'écoulement assurent une distribution uniforme de la vitesse, avec de faibles turbulences dans le tronçon de mesure fermée. La coupe transversale d'écoulement généré dans le tronçon de mesure est carrée.

Le ventilateur axial intégré au système, avec redresseur et entraînement à vitesse variable, dispose d'une haute efficacité énergétique, alliée à un rendement élevé. Dans ce tunnel aérodynamique ouvert, l'air peut atteindre des vitesses allant jusqu'à 28m/s. Le tunnel aérodynamique est équipé d'un capteur de force à 2 composants électronique. Il enregistre la portance et la résistance et fournit un affichage numérique.

La vitesse de l'air atteinte dans le tronçon de mesure est affichée sur le manomètre à tube incliné. Pour mesurer les évolutions de pression sur les corps de résistance, nous recommandons le manomètre à tube *HM 170* [12].



Figure (II.1) : Soufflerie de type Eiffel HM170 [12].

II.2. La soufflerie subsonique Eiffel HM 170

II.2.1. Description technique

Un tunnel aérodynamique de forme *HM170*, appartient aux souffleries à circuit ouverte. Sa fonction est d'aspirer l'air de l'extérieur, puis, le rejette à l'autre côté à travers un ventilateur. L'espace environnant assure le retour de l'air vers l'entrée. L'appareil se compose essentiellement de parties suivantes :

- Préchambre avec stabilisateur d'écoulement (1).
- Tuyère (2).
- Section de mesure (3).
- Diffuseur (4).
- Ventilateur (5).

Ce type de soufflerie s'adapte uniquement à des vitesses de l'air limitées ($0 < Ma < 0.08$).

Etant donné que l'on peut observer la dépression dans la section de mesure des souffleries à circuit ouvert. La section de la mesure doit être fermée.

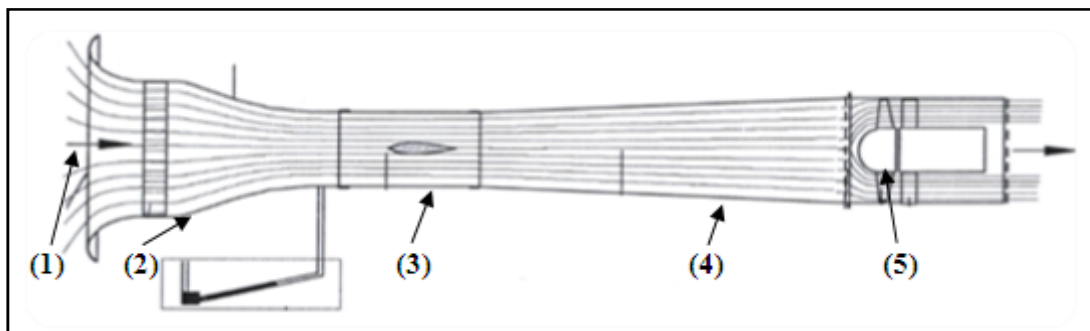


Figure (II.2) : Schéma descriptif de la soufflerie HM170 [1].

II.2.2. Fonctionnement du tunnel aérodynamique HM170

L'air est aspiré de l'espace environnant par le cône d'entrée (1) facilitant l'écoulement. D'éventuels composants transversaux de l'écoulement sont filtrés hors du filtre d'aspiration dans le stabilisateur d'écoulement (2). L'air quitte le stabilisateur d'écoulement sous forme d'écoulement parallèle et sa vitesse est augmentée dans la tuyère convergente (3).

Après avoir quitté la tuyère, la pression statique (4) est mesurée à l'entrée de la section de mesure. En partant de l'hypothèse d'un écoulement quasi sans perte, la vitesse d'écoulement peut être déterminée par la formation de la différence avec la pression ambiante (pression totale avec vitesse zéro). L'air traverse à présent la section constante de la section de mesure (5).

Après la section de mesure, l'écoulement est décéléré dans un diffuseur (6) et la chute de pression nécessaire à l'accélération de l'air dans la tuyère est partiellement récupérée. L'angle de diffuseur est proportionné de telle sorte qu'aucun décollement de courant n'apparaisse.

Un ventilateur axial (7) avec ailettes (8) appareil d'affichage et de commande. Une grille de protection devant le ventilateur (9) coffret de distribution. Une grille de protection après le ventilateur (10) empêche toute intervention dans le ventilateur tournant [12].

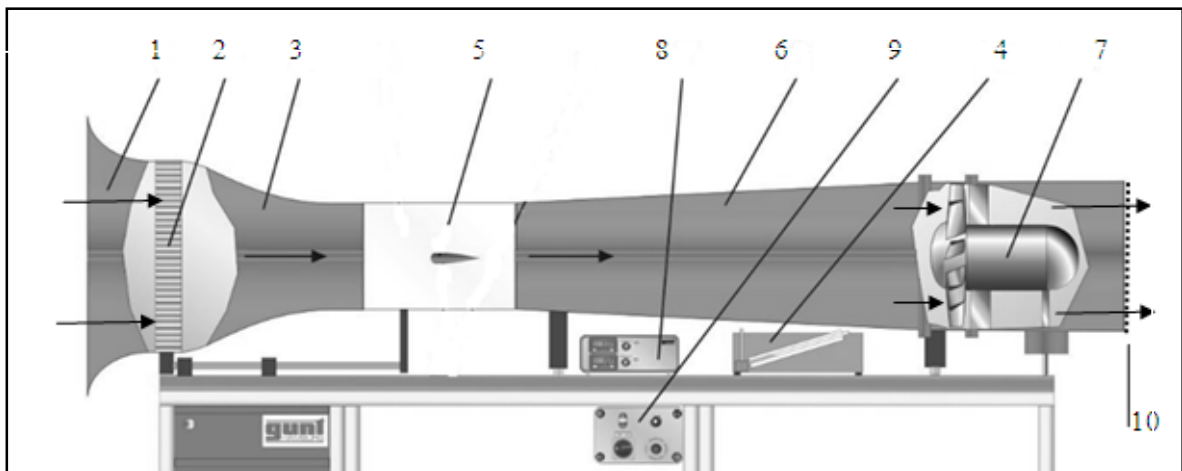


Figure (II.3) : Schéma de fonctionnement du tunnel aérodynamique [12].

II.2.3. Montage du tunnel aérodynamique HM 170

Le cône d'entrée (1). La tuyère (3) et le diffuseur (6) sont réalisés en matière plastique armée aux fibres de verre. Afin d'obtenir un accès à la section de mesure fermée,

la tuyère et le cône d'entrée (3,1) peuvent être translatés avec la section de mesure (2) sur le guide (12). Le stabilisateur d'écoulement (4) utilisé est une grille en nid d'abeille d'absorption. La section de mesure (2) est conçue en plexiglas.

Le ventilateur axial (7) est doté d'ailettes. Cette forme de construction présente un rendement supérieur, nettement plus silencieuse qu'un ventilateur sans ailettes.

Le ventilateur est actionné par un moteur triphasé. La vitesse de rotation, et par conséquent la vitesse de l'air, peuvent être réglées en continu à l'aide d'un changeur de fréquence (11) Le ventilateur est raccordé au diffuseur et fixé au chariot de laboratoire à l'aide d'éléments en caoutchouc. De cette façon, la transmission d'oscillations est efficacement jugulée et une marche extrêmement calme garantie.

L'interrupteur principal, le dispositif d'arrêt d'urgence, le bouton de réglage pour la vitesse de rotation et l'interrupteur de ventilateur sont intégrés dans le boîtier de commande (11) [12].

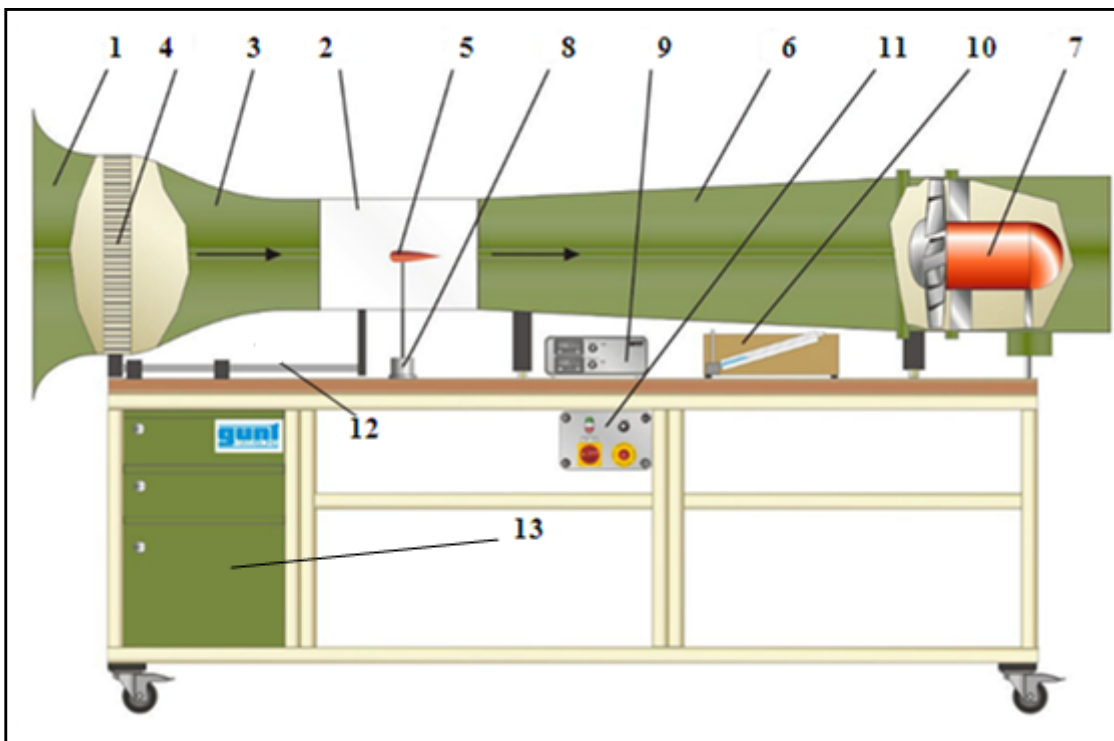


Figure (II.4) : Montage du tunnel soufflerie HM170 [12].

- (1) Cône d'entrée
- (2) Section de mesure
- (3) tuyère
- (4) Stabilisateur d'écoulement
- (5) Modèle
- (6) Diffuseur
- (7) Ventilateur
- (8) transducteur de force à deux composants électronique
- (9) Amplificateur de mesure avec affichage de la force
- (10) manomètre à tube incliné pour vitesse de l'air
- (11) Boîtier de commande avec réglage de la vitesse
- (12) Guide pour tuyère translatable
- (13) Chariot de laboratoire avec tiroirs

Les modèles (1) sont fixés au transducteur de force à deux composants (8) électronique. Les valeurs de résistance et de poussée sont affichées par voie numérique sur l'amplificateur de force (9). Il permet de régler deux sensibilités de mesurage. Le manomètre à tube incliné (10) sert à afficher la vitesse de l'air du moment à l'entrée de la section de mesure.

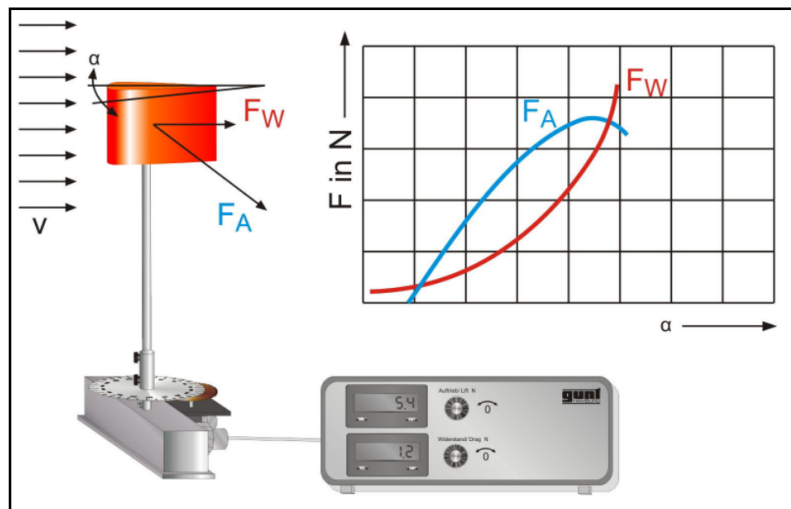


Figure (II.5) : Montage de mesure de force [12].

Le tunnel aérodynamique est monté sur un chariot de laboratoire (13). Ce qui permet de le déplacer facilement. Le chariot de laboratoire comprend des cloisons intermédiaires et des tiroirs qui peuvent être fermés à clé pour ranger les appareils de mesure, les modèles et autre matériel d'essai [12].

II.2.4. Eléments de base de la soufflerie subsonique (Eiffel HM 170)

Les organes fondamentaux sont :

- Le convergent (collecteur).
- La veine d'essais.
- Le divergent.
- Le ventilateur.

a) Le convergent

Un convergent (figure II.6) est un organe destiné principalement par sa forme pour accélérer l'écoulement en transformant l'énergie de pression du fluide en énergie cinétique, on dit alors qu'il met en vitesse le fluide.

Si l'écoulement est accéléré (le cas du convergent) La différence de pression est dirigée dans le sens de l'écoulement. Les forces de pression sont donc dirigées en sens inverse des forces de viscosité induites par la paroi et favorise par conséquent l'écoulement.

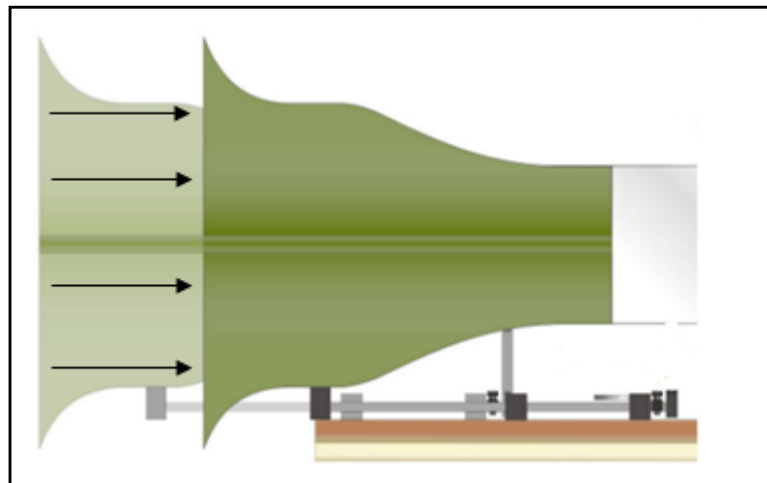


Figure (II.6) : Image de convergent [12].

La vitesse augmente à l'extérieur de la couche limite et reste nulle à la paroi, mais le temps de parcours du convergent est trop court pour que le profil définitif de la couche limite ait le temps de s'établir. Il y a donc augmentation du gradient de vitesse dans cette

couche, et par conséquent de la cession et de la perte de charge Cet effet est pris en compte globalement quand on définit le coefficient de perte de charge total du convergent on remarquera généralement qu'à la sortie du convergent la vitesse est répartie uniformément dans la plus grande partie de la section, on conclut ainsi que le convergent est un organe qui peut être utilisé pour homogénéiser les vitesses.

Donc l'objectif recherché dans l'utilisation de convergent est de :

- Le profil de vitesse est uniforme dans la plus grande section de sortie.
- les pertes de charges totales sont faibles.
- l'écoulement est Accéléré homogénéiser à la sortie.

Notons aussi que la propriété essentielle du convergent à savoir l'accélération de l'écoulement est utilisée dans les installations de ventilation (climatisation) avec des configurations différentes [10]. La forme du convergent est la clé de sa bonne conception. En plus d'une diminution de section qui permet l'accélération de l'écoulement, il doit la réaliser de façon monotone et qui perturbe le moins l'écoulement, mais cela n'exclut pas les pertes de charges au niveau des régions locales, telles que les parois de l'entrée et la sortie du celui –ci.

Le convergent est caractérisé par son rapport de contraction (n) ($n = A_e/A_s$) où l'indice (e) désigne la section d'entrée et l'indice (s) la section de sortie. Le collecteur réduit les perturbations longitudinales de la vitesse moyenne.

Des études faites sur quelques types de convergente montre que la longueur du convergent est grande, plus que le profil de vitesse. Ce linéaire avec moins de déformation (d'accélération) à la paroi, mais avec une augmentation de la couche limite, et ainsi les coûts de fabrication.

b) La veine d'essais

Le fluide qui sort du collecteur entre dans une chambre appelée : chambre d'expériences, veine d'essais, section de travail ou zone des tests, ou l'écoulement autour des maquettes est ainsi étudié. C'est la partie utile de la soufflerie où se font les expériences. La veine d'essai peut prendre plusieurs formes de section de passage, dans notre cas, la zone des tests aura la forme carrée. Elle est ménagée par deux parois planes et parallèles à la direction de l'écoulement.

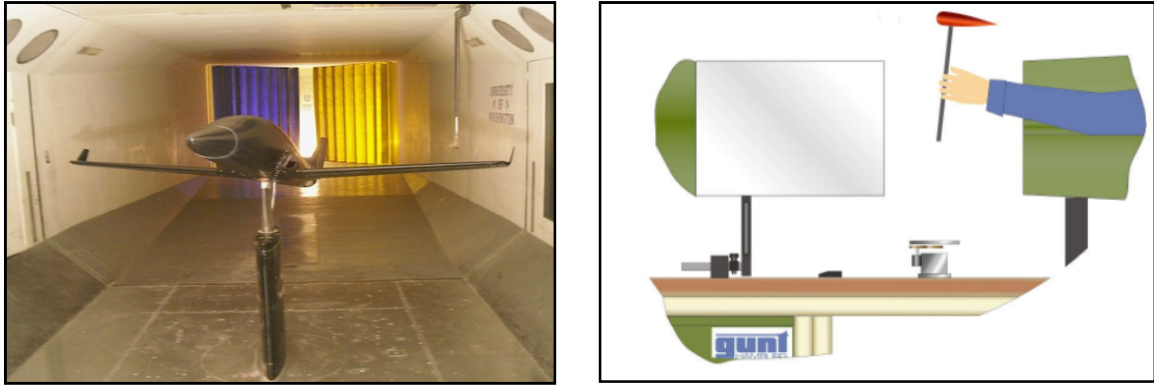


Figure (II.7) : Image de veine d'essais [7, 12].

La veine peut être libre, c'est à dire sans aucune paroi, autorisant un accès aisé pour des sondes, des faisceaux lumineux, des visualisations... etc. Cela au détriment du rendement et de la connaissance précise des frontières de la veine fluide. Cela pose des problèmes pour les corrections de parois et le contrôle du gradient de vitesse longitudinal.

Dans les veines guidées, la continuité de la buse améliore le rendement et les corrections de vitesse sont déterminées avec plus de certitude. L'épaississement des couches limites, plus particulièrement de leur épaisseur de déplacement est compensé par une légère divergence des parois, on réussit ainsi à annuler les gradients longitudinaux de vitesse et de pression qui en résulteraient.

La veine peut être enfermée dans une chambre d'expérience l'isolant de la pression du hall. Pour une veine guidée, cette disposition n'est pas obligatoire, mais simplifie tous les problèmes d'étanchéité à la traversée des sondes et supports de maquettes [1].

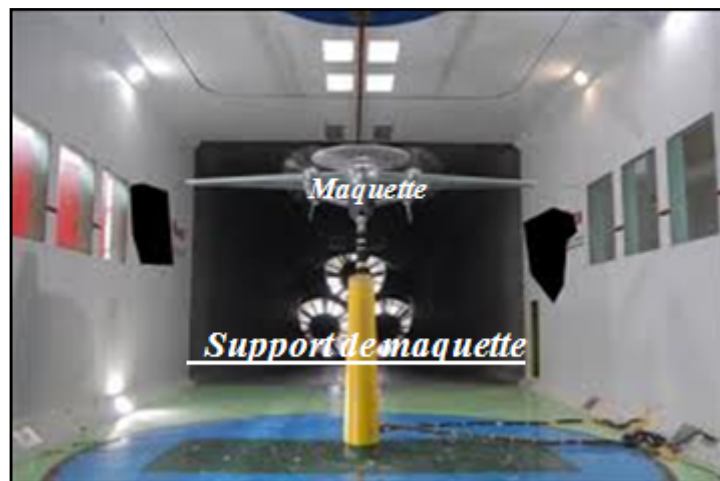


Figure (II.8) : Maquette [7].

La vitesse dans la veine utile et la pression, devient être uniformes dans l'espace et le temps, c'est une condition difficile, en particulier pour les chambres d'expériences longues (de l'ordre de 1.5 fois le diamètre pour les souffleries circulaires, et l'avantage encore pour les souffleries spéciales rectangulaires d'essais de profil). On réussit à réduire les gradients, en particulier loin des parois.

c) Le diffuseur (divergent)

L'objectif principal dans la conception du diffuseur 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 pression statique (recouvrement de pression) et de réduire la vitesse de l'écoulement. Cela est réalisé par des diffuseurs coniques dont l'angle n'excède pas 10° et 5° . Elle représente donc une meilleure disposition pour passer d'une section étroite de tube ou de canal à une autre plus grande (transformation de l'énergie cinétique de l'écoulement en énergie de pression).

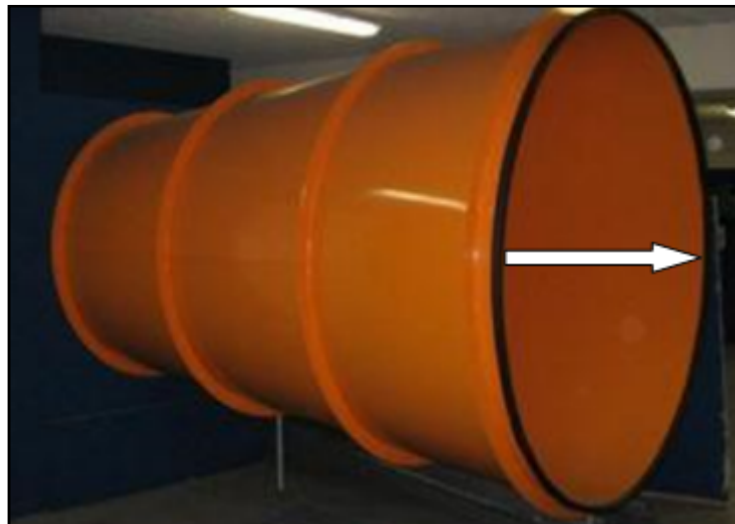


Figure (II.9) : Diffuseur [7].

Il se produit donc une transformation d'une portion de l'énergie cinétique de l'écoulement en énergie de potentielle. Selon la loi de Bernoulli (fluide incompressible) ou en variation d'enthalpie (fluide compressible), l'énergie cinétique perdue par le fluide n'est pas transformée avec un rendement unité, une partie de celle-ci est dissipée en travaux des forces de frottement, viscosité interne...et finalement dégradée en chaleur.

Un diffuseur est dit efficace s'il convertit le maximum possible de pourcentage d'énergie cinétique en pression, tout en respectant certaines contraintes liées à sa longueur et ou a son taux d'expansion (ou de divergence).

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 : $\eta = \frac{P_{sort} - P_{entrè}}{\frac{1}{2}\rho(U_{entè}^2 - U_{sortè}^2)}$ (II, 1)

Dans un diffuseur, le gradient de pression est opposé à l'écoulement (gradient de pression positif) La conséquence de l'apparition de ce gradient de pression positif est une décélération et un épaissement rapide de la couche limite dans le diffuseur, ce qui peut causer sa séparation (décollement) des parois du diffuseur Ce phénomène classique de séparation de l'écoulement des parois du diffuseur est appelé décollement dans le diffuseur.

Le phénomène de décollement signifie le retour de quelque ligne de courants du fluide en arrière Ainsi, les limites des performances du diffuseur sont largement gouvernées par la croissance de la couche limite et le début du décollement [1].

La vitesse de l'écoulement externe diminue et les particules fluides subissent une décélération, encore plus importante dans la couche limite du fait des transferts de quantité de mouvement par les forces visqueuses. Dans ces conditions, la quantité de mouvement des particules fluides qui se déplacent près de la paroi est diminuée et le fluide perd son inertie et sa capacité à avancer.

La quantité de mouvement du fluide diminue graduellement pour compenser le gradient de pression et les forces de frottement pariétales et, en un certain point la vitesse des particules fluides s'annulent en avale du point de décollement, le gradient de pression induit un écoulement à contre-courant, l'épaisseur de la couche limite augmente notablement et les filets fluides quittent la paroi.

L'expérience montre, que le décollement de toute couche limite se produit en dehors d un intervalle calculé par la formule suivante :

$$k_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho U^2} \dots\dots\dots (II, 2)$$

k_p : Est un coefficient de limitation de pression.

L'intervalle prévu est : $0.4 < k_p < 0.8$

Le type d'écoulement qui intéresse les bureaux d'études dépend directement de l'augmentation de la section de passage [13]. Les spécialistes tels que « Kline » ont établi une courbe mettant en évidence les limites du décrochage en fonction de l'angle de divergence (2θ) et du rapport L/l .

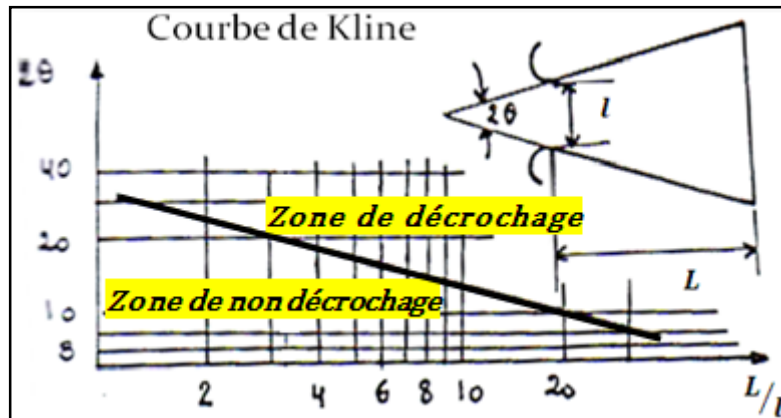


Figure (II.10) Les limites du décrochage dans un diffuseur [2].

Pour notre soufflerie $2\theta = 6,58^\circ$ et $\frac{L}{l} = 3,9$. Donc il n'y pas de décrochage.

La théorie classique du décollement définit le point de séparation comme le point où $\left(\frac{dU}{dy} = 0\right)$. En ce lieu, la contrainte pariétale $\tau_p = \mu \left(\frac{dU}{dy}\right)_{y=0}$ s'annule. La position du point de décollement, dépend essentiellement de la nature de la couche limite, laminaire ou turbulente.

On se rend compte par le raisonnement physique suivant :

- L'échange d'énergie cinétique entre la couche limite et le fluide de l'écoulement potentiel a lieu différemment dans les deux cas :
- L'échange d'énergie s'effectue à l'échelle moléculaire dans le cas d'une couche limite laminaire, donc faiblement ; si la couche limite est turbulente, l'échange se produit par des masses fluides animées de vitesses perpendiculaires à la paroi, donc d'une manière plus intense ; ces masses fluides accroissent en moyenne l'énergie cinétique des parties inférieures de la couche limite. Dans ces conditions, une couche limite turbulente résiste plus longtemps aux forces retardatrices de pression. Elle décolle plus en aval que la couche limite laminaire à égalité de $\left(\frac{dP}{dX}\right)$ Cette propriété est très importante [8].

d) Le ventilateur (l'exhausteur)

Le ventilateur axial est composé d'une grosse turbine et d'un corps en polyéthylène roto moulé haute densité garantissant un matériel de grande qualité, robuste, non corrosif et offrant une longue durée de vie.

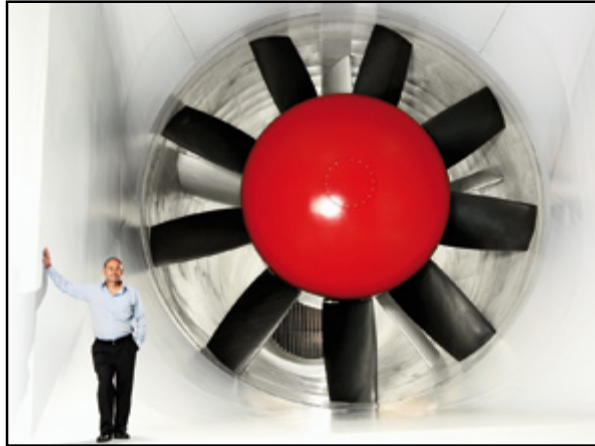


Figure (II.11) Image d'un ventilateur [7].

Suivant la forme géométrique on a deux types principales des ventilateurs :

- Les ventilateurs centrifuges dans lesquelles le fluide entre axialement dans la roue puis se répartit autour de cet axe dans une direction sensiblement perpendiculaire à celui-ci avant de sortir circonférentiellement en périphérie.
- Les ventilateurs axiaux dans lesquelles l'écoulement reste sensiblement équidistant de l'axe dans toute la traversée de la roue mobile.

Dans les souffleries subsoniques comme notre soufflerie, on utilise généralement des ventilateurs axiaux qui fonctionnent à la même manière d'une hélice d'avion. Ils assurent un grand débit avec un faible rapport de compression.

Les ventilateurs apparaissent comme les homologues des pompes en hydraulique :

Ce sont des générateurs, qui communiquent au fluide les traversant une certaine charge ou (pression), et qui transforment ainsi en énergie potentielle et cinétique du fluide l'énergie mécanique que leur fournit un moteur d'entraînement. L'ingénieur énergétique qui pénètre dans le domaine des machines tournantes productrices ou consommatrices d'énergie est tout d'abord frappé par la grande analogie qui existe entre les formes géométriques de matériels aussi divers [1,7].

II.3. Dispositions anti - turbulentes

Dans l'atmosphère, la turbulence existe à des taux très bas. On a donc cherché pour obtenir des résultats en expérience comparables à ceux du vol à réduire la turbulence des souffleries.

Des résultats remarquables ont été obtenus dans les souffleries subsoniques au moyen de dispositions anti-turbulentes faisant appel à des rapports de contraction élevés et la mise en place de chambre de tranquillisation avec grillages à mailles serrées.

II.3.1. Ecrasa (grilles ou maille)

L'objectif recherché dans l'utilisation des écrans (grilles) est de :

- Réduire le niveau de la turbulence.
- Réduire l'épaisseur de la couche limite.
- Augmenter l'uniformité du profil de la vitesse moyenne.

L'efficacité dans la réalisation de ces conditions dépend de la grandeur k du coefficient de perte de pression :

$$k = \frac{P_1 - P_2}{\frac{1}{2}\rho V^2} \dots\dots\dots (II, 3)$$

k est tabulé, mais à grand nombre de Reynolds. on l'approxime avec :

$$K = \frac{1 - \beta}{\beta^2} \dots\dots\dots (II, 4)$$

est le rapport des surfaces d'ouverture :

$$\beta = \left(1 - \frac{d}{l}\right)^2 \dots\dots\dots (II, 5)$$

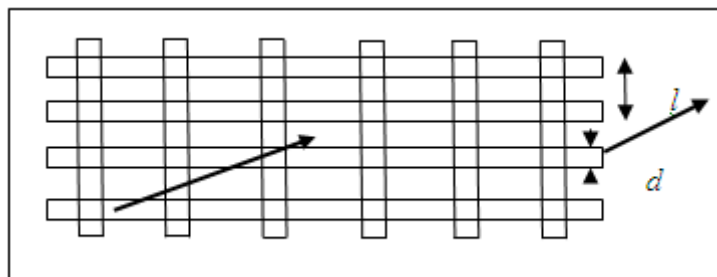


Figure (II.12) Ecrans ou grille de soufflerie [1].

Ces écrans sont obtenus à l'aide d'acier, de cuivre, de nylon et d'autres matériaux. Ces écrans réduisent l'intensité des tourbillons qui ont une échelle de longueur plus large que "l".

Le maillage détruit les gros tourbillons qui donnent naissance à des tourbillons plus petits. Ces petites structures de turbulence, dont l'intensité décroît plus rapidement, donnent alors un niveau de turbulence inférieur à l'aval. Une série d'écrans est souvent utilisée pour réduire le niveau de turbulence. Ces écrans doivent être séparés par une distance égale au moins à 500 d.

Avec cette distance, on a :

$$\frac{u_{final}^2}{u_{initial}^2} = \frac{1}{(1+k)^{\frac{1}{n}}} \dots\dots\dots (II, 6)$$

n : Est le nombre d'écrans identiques avec le coefficient *k*.

Une théorie due à Dryden montre qu'il est plus avantageux, à égalité de perte de charge, d'utiliser *n* écrans de coefficients *k* qu'un seul écran de coefficient *nk*.

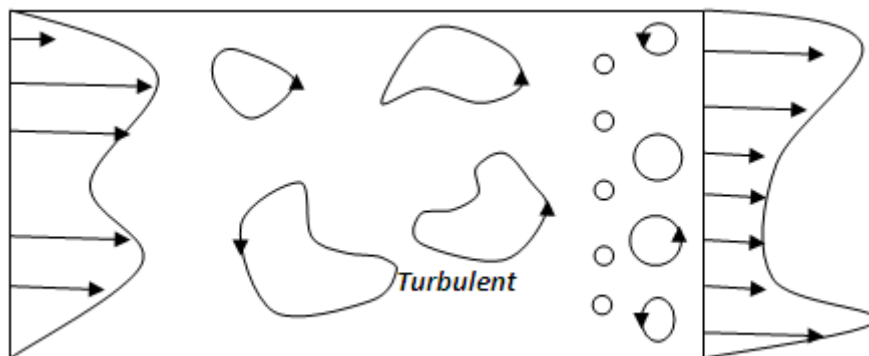


Figure (II.13) Réduction du niveau de turbulence [1].

II.3.2. Nids d'abeilles (Filtres)

Le nid d'abeilles a pour rôle :

De canaliser les filets fluides.

- D'enlever le tourbillonnement, l'échelle des tourbillons obtenue est d'autant plus petite que les mailles sont serrées.

Les souffleries modernes ont des filtres à mailles prismatiques, et le filtre est placé en amont du convergent. Le nid d'abeilles de la soufflerie Eiffel **HM170** est constitué des mailles circulaires avec un diamètre 3mm. Les nids d'abeilles sont en général conçus à partir de papier aluminium. Les valeurs de *k* sont considérablement plus faibles que dans le

cas des écrans. Cependant il faut noter qu'il y a une dépendance par rapport au nombre de Reynolds.



Figure (II.14) : Image de Nids d'abeilles [2,7].

II.3.3. Rapport de contraction du convergent

Un rapport de contraction n élevé conduit à réduire les fluctuations turbulentes ainsi comme la montre Prandtl cette dernière est divisée par (n). Le collecteur a un effet sélectif, mais l'ordre de grandeur de l'énergie cinétique du mouvement d'agitation n'est pas changé.

II.4. Ouvrir et fermer la section de mesure

Pour accéder à l'intérieur de la section de mesure, celle-ci est poussée vers l'avant avec la tuyère. La section de mesure est verrouillée en position fermée par une broche d'arrêt pour ouvrir la section de mesure on tire la broche d'arrêt (1) vers l' haut et on pousse la section de mesure (2) vers l'avant.

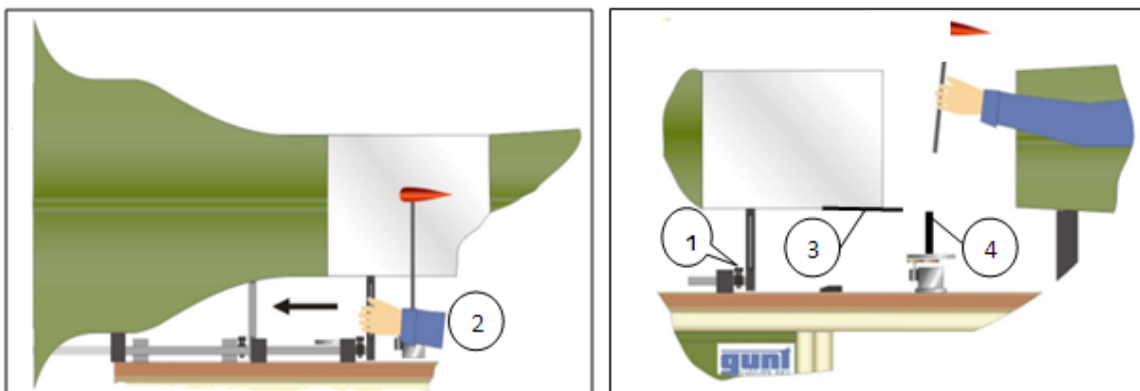


Figure (II.15) Ouverture et fermeture de section de mesure [12].

Lorsque le modèle est intégré, l'ergot de blocage inférieur (3) est tiré vers l'arrière par la fixation du modèle (4) et sort de la fente.

Pour fermer la section de mesure on enfonce l'ergot de blocage (3) dans la fente de la section de mesure (2) et tire celle-ci vers l'arrière jusqu'à ce que la broche d'arrêt (1) s'encliquette.

II.5. Principe de la mesure de force

Les forces sont converties en moments proportionnels via le bras de levier de la fixation de modèle. Ces moments déforment une barre de flexion et de torsion (2). La déformation est mesurée par un extensomètre à jauge (3) et affichée comme force dans un amplificateur de mesure à deux voies numérique.

La déformation est suffisamment limitée de sorte que la position du modèle dans l'écoulement soit à peine influencée. La position relative du modèle (angle d'incidence de la demi-voilure) dans l'écoulement est réglée via un cadran (6).

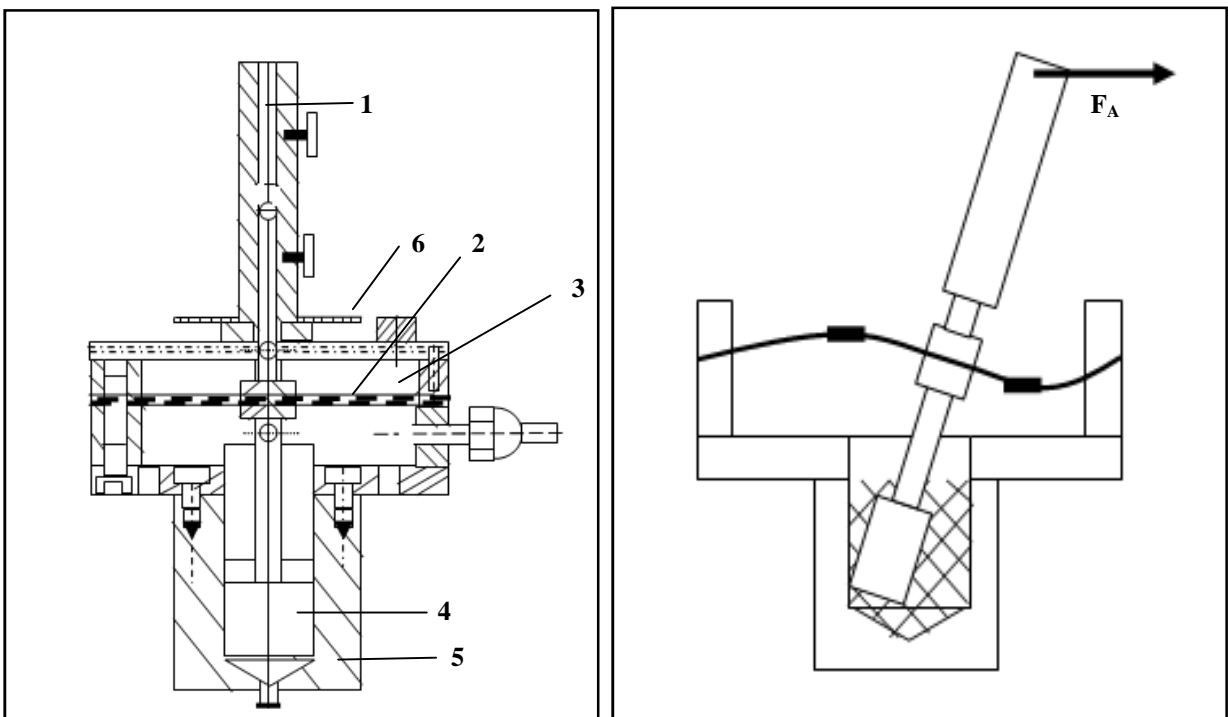


Figure (II.16) Principe de la mesure de force [1].

Afin d'amortir les oscillations indésirables du dispositif de mesure et d'éviter que le pied coulissant élastique et la masse du modèle tonnent un système vibrant. La fixation du modèle est dotée d'un embout en forme de piston (4) en dessous du pied à coulisse qui

s'enfonce dans une cuve d'atténuation (5) rempli d'huile à viscosité élevée. Les courants écrasés dans l'espace situé entre le piston et le récipient génèrent l'atténuation [1].

II.6. Montage des modèles

Les modèles aérodynamiques pour lesquels une mesure de la force doit être effectuée,

Doivent être pourvus d'un support de modèle d'un diamètre de queue de $\text{Ø}4\text{mm}$

Pour obtenir le bras de levier correct pour la mesure de force. La longueur du support mesurée depuis le milieu du modèle doit s'élever à 190 mm. De cette façon. Le modèle est simultanément positionné au milieu de la section de mesure.

Avant de placer le modèle dans le transducteur de force à deux composants, l'échelle angulaire doit être réglée sur zéro.

On insère le modèle et on bloquée soigneusement à l'aide de la vis moletée supérieure.

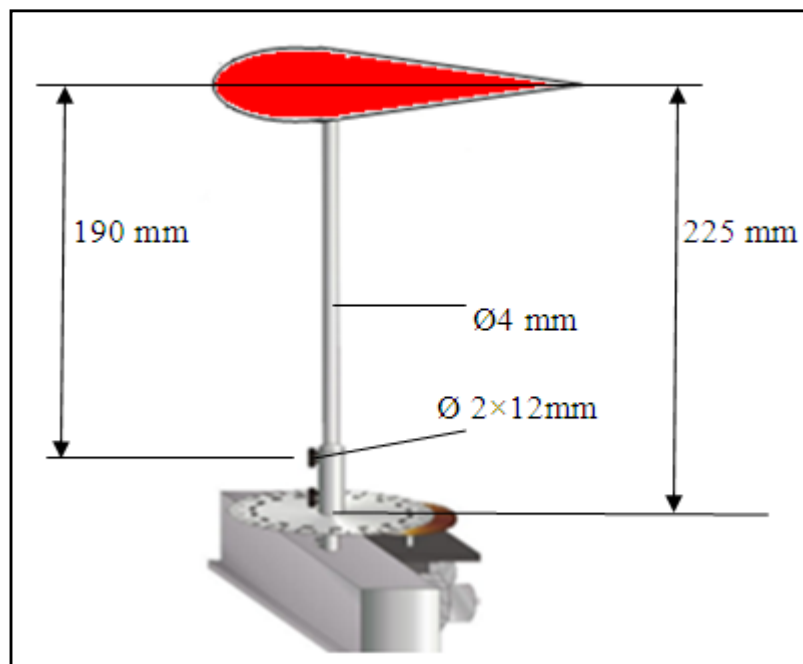


Figure (II.17) : Montage des modèles [12].

Pour ce la, on positionne le modèle précisément à une distance de 302 mm entre le milieu de la barre de flexion et le milieu du modèle. Le dispositif de mesure de force est étalonné sur ce bras de levier.

On règle l'angle d'incidence souhaité en desserrant la vis moletée inférieure et en tournant l'échelle angulaire [12].

II.7. Caractéristiques techniques

Zone de mesure :

Section de passage l×h : 292×292mm.

Longueur : 450 mm.

Vitesse d'air (réglable) : 3,1 à 28 m/s.

- Mesure de force :

Support de modèle, diamètre : 4 mm

Support de modèle, longueur 225 mm

Plages de mesure :

Poussée : 10 N

Résistance : 3 N

Incertitudes de mesure : 0.01 N

- Ventilateur :

Pression de refoulement : 500 Pa

Débit volumétrique max : 9000 m³/h

Diamètre du rotor : 400 mm

Moteur :

Puissance : 2.55 KW

Vitesse de rotation : N= 0 à 2800 t/min.

III.1. Introduction

Pour formuler un phénomène physique, on utilise souvent des équations mathématiques. Ces dernières représentent une modélisation de ce phénomène. Une formulation mathématique doit obligatoirement exprimer le comportement du phénomène dans l'espace et dans le temps.

Le présent chapitre traite la dynamique des gaz. Il s'agit d'une introduction à un domaine très vaste. Nous étudierons seulement des écoulements unidimensionnels et nous supposons l'absence d'échange de chaleur, de frottement aux parois, d'injection de masse ou de réaction chimique au sein du gaz en écoulement. L'analyse sera effectuée pour des écoulements permanents. Ce travail concerne la dynamique des écoulements isentropiques unidimensionnels stationnaires.

III.2. Ecoulement compressible

Un fluide est dit compressible lorsque le volume occupé par une masse donnée varie en fonction de la pression extérieure. L'air, l'hydrogène, le méthane à l'état gazeux, sont considérés comme des fluides compressibles.

Généralement, c'est le cas où le nombre de Mach en partie ou tous les écoulements excède 0,2. La valeur du Mach 0,2 est plutôt arbitraire, mais elle est employée parce que le gaz coule avec un nombre de Mach au-dessous de cette valeur démontrent des changements de densité en ce qui concerne le changement de la pression moins de 5%. En outre, ce changement maximum de densité de 5% se produit au point de stagnation d'un objet immergé dans l'écoulement de gaz et les changements de densité autour du reste de l'objet seront sensiblement inférieurs.

Ces définitions semblent contradictoires, mais le nombre de Mach de l'écoulement est assez haut de sorte que les effets de compressibilité ne soit pas négligé [1,7].

Ces écoulements jouent un rôle important dans de nombreux problèmes technologiques et en particulier lorsqu'on envisage:

- 1- des écoulements dans des conduits.
- 2- des écoulements externes dans des tubes de courant élémentaires.

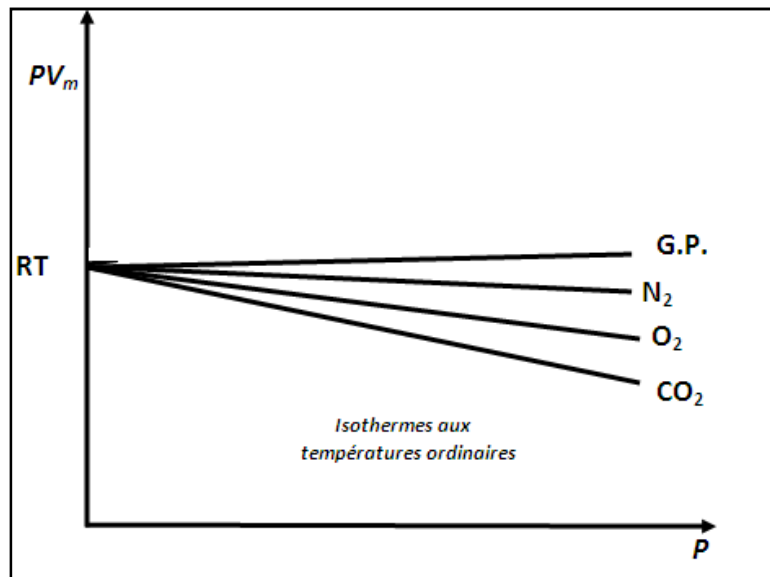


Figure (III.1) : Comportement de gaz réels température ambiante [2].

III.3. Etat générateur

On appelle l'état générateur du fluide un point de l'écoulement où la vitesse est supposée nulle. On le caractérise par l'indice i .

On peut en avoir une représentation physique approchée en supposant que l'écoulement est alimenté par un réservoir de grande section, dans lequel la vitesse est pratiquement nulle.

Les caractéristiques à l'intérieur de ce réservoir sont alors celles de l'état générateur. Cette représentation justifie l'appellation « état générateur » [1].

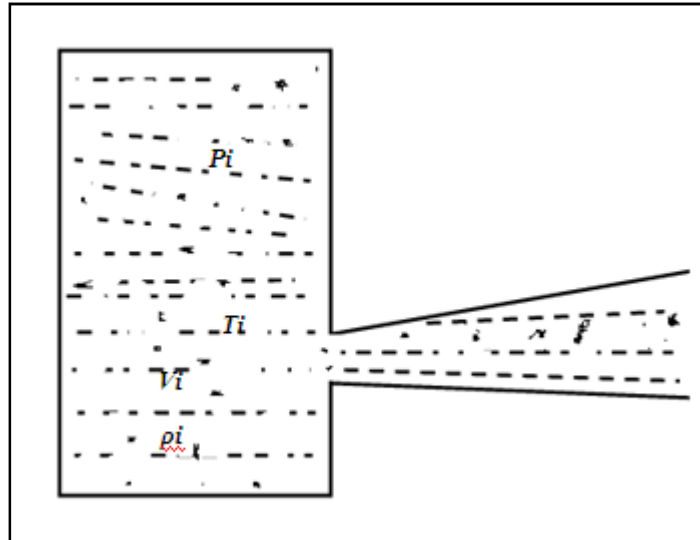


Figure (III.2) : Etat générateur [1].

III.4. L'approximation unidimensionnelle et stationnaire

Les équations qui décrivent les écoulements de fluides ont été écrites en générale sous forme différentielle locale et sous forme intégrale pour divers volumes de contrôle. Les équations obtenues sont non linéaires et indépendantes des coordonnées d'espace et du temps de ce fait, les solutions analytiques des équations du mouvement sont peu nombreuses et il faut utiliser des simplifications et des approximations pour obtenir des résultats pratiques :

- (1) Écoulement permanent.
- (2) Écoulement unidimensionnel.

La première hypothèse signifie que les propriétés du fluide ne varient pas dans le temps. Les écoulements rencontrés dans la réalité ne sont pas strictement stationnaires du fait des fluctuations turbulentes qui se manifestent dans la plupart des cas. On observe en effet, dans la plupart des applications technologiques, que toutes les propriétés du fluide fluctuent autour de leur valeur moyenne avec des amplitudes plus ou moins importantes. Très souvent cependant, le débit massique du fluide reste constant si la mesure est effectuée pendant une période suffisamment longue par rapport à la période des fluctuations turbulentes.

Dans cette situation, on pourra considérer que l'écoulement est constitué par mouvement stationnaire autour duquel se superposent des fluctuations turbulentes de la vitesse et des autres variables.

L'hypothèse (2) constitue l'approximation unidimensionnelle, elle signifie que dans les sections de passage du fluide à travers la surface de contrôle, les propriétés restent constantes ou changent graduellement sur la section. Les propriétés du fluide ne changent alors de façon appréciable que dans la direction de l'écoulement.

L'approximation unidimensionnelle permet l'analyse de nombreux problèmes pratiques et elle constitue un outil de base de l'ingénieur. Cette approximation est utilisée dans l'estimation de bilans macroscopiques ou dans l'étude d'écoulements internes [7].

III.5. Ecoulement isentropique unidimensionnel de gaz parfait dans des conduits de section variable

Dans le cas du gaz parfait qui est nettement plus simple, car on peut obtenir un ensemble d'expression algébrique qui permettent tous les calculs d'écoulement et évitent l'intégration numérique des relations d'évolution. Cette simplification considérable est obtenue en exprimant toutes les variables à l'aide du nombre de Mach local, des conditions d'arrêt et des conditions critiques. Les formules obtenues sont tabulées, ce qui facilite leur utilisation dans les calculs.

III.5.1. Modèle du gaz parfait

La théorie cinétique des gaz parfaits de Maxwell a été élaborée en 1859. elle s'appuie sur le modèle moléculaire de la représentation des gaz proposé par le chimiste italien Avogadro (1811) et sur des considérations statistiques.

Le gaz parfait est défini par trois hypothèses:

- Les molécules d'un gaz parfait sont assimilées à des sphères dures dont le diamètre est négligeable devant la distance moyenne qui les sépare ; il en résulte qu'un gaz réel se comporte comme un gaz parfait lorsqu'il est suffisamment dilué.
- Conformément au modèle des sphères dures, les interactions entre molécules sont uniquement de très courte portée, ce qui localise l'interaction comme dans les

collisions (énergie potentielle $E_p = 0$). Pour simplifier l'analyse, on suppose que les collisions sont élastiques.

Les composantes de vecteurs positions et quantité de mouvement des molécules, suivant trois directions orthogonales, sont distribuées au hasard : c'est le chaos moléculaire caractéristique de l'équilibre statistique [1].

III.5.2. Equations fondamentales

Les équations d'état d'un gaz parfait ont pour forme (voir le premier chapitre) :

$$P = \rho r T \dots\dots\dots (III, 1)$$

et :

$$h = Cp T \dots\dots\dots (III, 2)$$

Dans une évolution isentropique d'un gaz parfait, on a donc :

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = constante \dots\dots\dots (III, 3)$$

et en utilisant (III, 1):

$$\frac{p}{T^{\gamma/(1-\gamma)}} = constante \dots\dots\dots (III, 4)$$

La célérité sonore est dans ce cas :

$$c^2 = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s = \gamma / \rho^{\gamma-1} e^{s/c_v} \dots\dots\dots (III, 5)$$

Soit :

$$c^2 = \left(\frac{\gamma p}{\rho}\right) = \gamma r T \dots\dots\dots (III, 6)$$

Nous allons maintenant exprimer toutes les variables de l'écoulement en fonction du nombre de Mach local et des conditions d'arrêt isentropique. Considérons à présent l'équation de l'énergie pour les écoulements adiabatiques :

$$h_i = h + \frac{v^2}{2} \dots\dots\dots (III, 7)$$

On peut remplacer h_i et h par $c_p T_i$ et $c_p T$

$$c_p T_i = c_p T + \frac{v^2}{2} \dots \dots \dots (III, 8)$$

Puis, divisons les deux membres par $c_p T$. Cette opération donne :

$$\frac{T_i}{T} = 1 + \frac{v^2}{2c_p T} \dots \dots \dots (III, 9)$$

Le rapport $v^2/2c_p T$ peut être exprimé en fonction du nombre de Mach seul :

$$\frac{v^2}{2c_p T} = \frac{v^2}{2 \frac{\gamma}{\gamma-1} T} = \frac{-1}{2} \frac{v^2}{c^2} = \frac{-1}{2} M^2 \dots \dots \dots (III, 10)$$

Le rapport T_i/T prend alors la forme :

$$\frac{T_i}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \dots \dots \dots (III, 11)$$

On peut déduire des relations isentropiques (III, 2) et (III, 3) :

$$\frac{p_i}{p} = \left(\frac{T_i}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \dots \dots \dots (III, 12)$$

et

$$\frac{\rho_i}{\rho} = \left(\frac{T_i}{T}\right)^{1/(\gamma-1)} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{1/(\gamma-1)} \dots \dots \dots (III, 13)$$

III.6. Nombre de Mach et classification des écoulements

Le nombre de Mach est défini comme le rapport de la vitesse locale du fluide V et la vitesse locale des perturbations acoustique C (vitesse ou célérité du son) :

$$M = \frac{V}{C} \dots \dots \dots (III, 14)$$

$$C = \sqrt{\gamma r T} \dots \dots \dots (III, 15)$$

La vitesse acoustique est donnée par :

En rapportant l'expression du nombre de Mach au carré :

$$M^2 = \frac{v^2}{\gamma r T} \frac{\text{énergie cinétique par unité de masse}}{\text{énergie interne du gaz}} \dots \dots \dots (III, 16)$$

Les aérodynamiciens ont ainsi été amenés à distinguer plusieurs sortes d'écoulement :

- Ecoulement subsonique $M < 0,9$.
- Ecoulement transsonique $0,9 < M < 1,2$.
- Ecoulement supersonique $1,2 < M < 5$.
- Ecoulement hypersonique $M > 5$.

On appelle nombre de Mach critique M_c , la valeur du nombre de Mach à l'infini pour laquelle apparaît une vitesse maximale sonique sur le profil, c'est-à-dire un nombre de Mach local $M=1$, à l'incidence considérée [12].

On peut maintenant introduire le nombre de Mach local $M = v/c$ dans cette relation :

$$\frac{d\rho}{\rho} = -M^2 \frac{dv}{v} \dots \dots \dots (III, 17)$$

Cette expression met en évidence le rôle du nombre de Mach dans l'étude des effets de compressibilité. Aux faibles nombres de Mach, les variations relatives de densité sont petites par rapport aux variations relatives de vitesse et elles peuvent être négligées dans le calcul de l'écoulement. Dans la plupart des applications, on peut considérer que $p = \text{constante}$ lorsque le nombre de Mach ne dépasse pas 0,2. Lorsque le nombre de Mach prend des valeurs plus élevées, les variations de densité ne sont plus négligeables.

On peut maintenant substituer l'expression (III, 18) dans l'équation de continuité pour obtenir une relation entre la vitesse et la section :

$$\frac{dv}{v} = \frac{-1}{1-M^2} \frac{dA}{A} \dots \dots \dots (III, 18)$$

Il est aussi utile d'écrire une relation entre les changements de pression et de section. Pour cela, on peut reprendre l'équation de la quantité de mouvement sous la forme :

$$\frac{dp}{p} + \frac{\rho v^2}{p} \frac{dv}{v} = 0 \dots \dots \dots (III, 19)$$

et déduire de (III, 18) et (III, 19) l'expression suivante :

$$\frac{dp}{p} = \frac{1}{1-M^2} \left(\frac{\rho v^2}{p} \right) \frac{dA}{A} \dots \dots \dots (III, 20)$$

Les effets d'un changement de section sur la vitesse et la pression peuvent être décrits en distinguant trois cas :

- 1) Pour $M = 0$, une diminution de la section produit une augmentation proportionnelle de la vitesse. Cette situation est celle des écoulements incompressibles.
- 2) Pour $0 < M < 1$, c'est-à-dire aux vitesses d'écoulement **subsoniques**, le comportement est qualitativement le même, une diminution de section produit une augmentation de vitesse. La variation de vitesse est plus importante, car le dénominateur $1-M^2$ est inférieur à 1. La pression diminue avec la section dans ce cas.
- 3) Pour $M > 1$, c'est-à-dire aux vitesses supersoniques, le dénominateur $1-M^2$ devient négatif et une augmentation de vitesse est produite par une augmentation de section.

Lorsque l'écoulement est supersonique, l'évolution de la vitesse diffère de façon remarquable de celle que l'on trouve en écoulements incompressibles. Aux vitesses supersoniques, la masse volumique diminue plus vite que la vitesse $d\rho/\rho = -M^2 dv/v$, de telle sorte que la section doit augmenter pour assurer la conservation de la masse.

La figure (III. 3) et figure (III.4) illustre la discussion précédente. Lorsque l'écoulement décélère, on est en présence d'un diffuseur. Pour accélérer un gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique, il faut disposer d'un conduit comportant une section convergente suivie d'une section divergente. Pour décélérer un gaz en écoulement supersonique, le conduit doit d'abord être convergent [9].

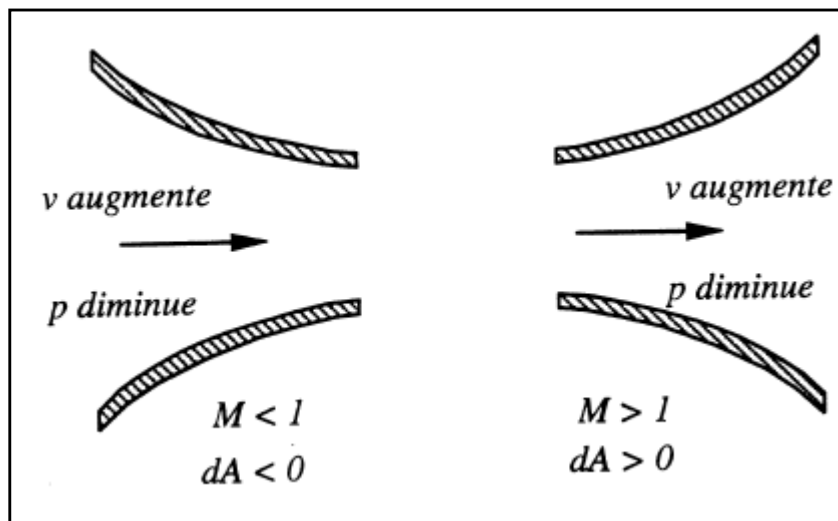
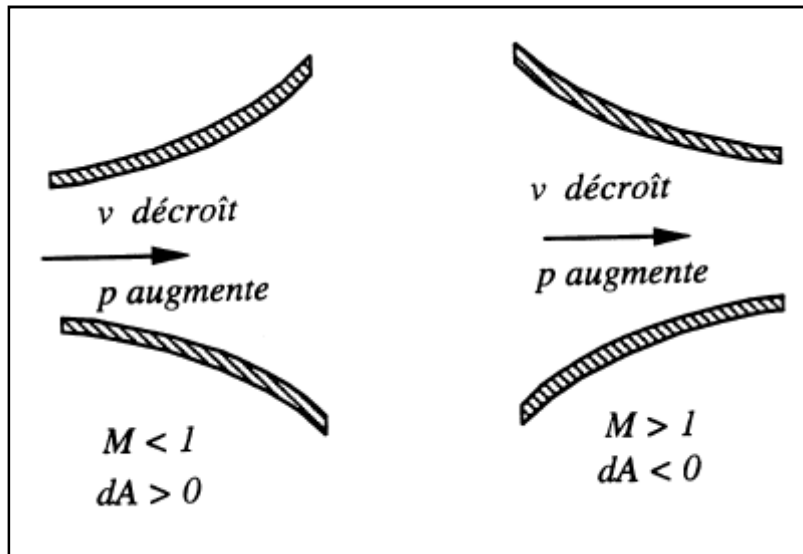


Figure (III.3) : Ecoulement isentropique accéléré [9].



Figure(III.4) : Ecoulement isentropique décéléré [9].

III.7. Types de pertes de charges

En général il existe deux types de pertes de charges qui sont:

- Les pertes de charge linéaires.
- Les pertes de charge singulières.

Dans notre cas, de la soufflerie de Biskra, nous relevons au niveau de chaque élément de la soufflerie, les types suivants :

1. Convergent d'entrée :

Ils existent trois types de pertes de charges qui sont :

- Pertes de charges par frottement.
- Pertes de charges par restriction.

2. Chambre de tranquillisation :

Ils existent deux types de perte de charges qui sont :

- Pertes de charges par frottement.
- Pertes de charges à travers le Nid d'abeilles.

3. Diffuseur de sortie :

Il existe deux types de pertes de charges qui sont :

- Perte de charge par frottement.
- Perte de charge par énergie cinétique à la sortie du diffuseur.

4. Le ventilateur :

Il n'y a que les pertes de charges par frottement.

Les pertes de charge par frottement sont provoquées par la viscosité (autant moléculaire que turbulente) des liquides et des gaz réels, elles prennent naissance lorsqu'il y a mouvement, et résultent d'un échange de quantité de mouvement entre les molécules (écoulement laminaire) ou entre les diverses particules (écoulement turbulent) des couches voisines du liquide ou du gaz, qui se déplacent avec des vitesses différentes. Ces pertes ont lieu sur toute la longueur de l'organe considéré (Convergent veine d'essais, divergent etc.) Les pertes de charge singulières se produisent quand il y a perturbation de l'écoulement normal, décollement des parois et formation de tourbillons aux endroits où il y a changement de section ou de direction de la conduite ou présence d'obstacles.

Le phénomène de décollement et de la création de tourbillons, est lié à la présence d'un obstacle négatif des vitesses dans la couche de limite, à travers la section du courant et à un obstacle positif de la pression à la longueur de l'écoulement.

Ce dernier facteur, se produit lors du ralentissement du mouvement, dans un canal divergent. Logiquement, l'augmentation des vitesses dans la section pour un obstacle positif (mouvement accéléré en canal convergent) ne produit pas un décollement. Le coefficient de perte de charge dépend, en premier lieu, à des paramètres géométriques de l'élément étudié de la soufflerie, et en deuxième lieu, à certains facteurs généraux du mouvement au nombre desquels on compte :

- La distribution des vitesses de l'écoulement, à l'entrée, de la conduite: Cette répartition des vitesses, à son tour, dépend du régime d'écoulement de la forme d'entrée, de la forme de l'éloignement des diverses pièces façonnées ou des obstacles disposés en amont de l'élément observé.

- Le nombre de Reynolds.

- Le nombre de Mach.

III.7.1. Pertes de charge avant veine d'essais

Pour commencer le calcul des pertes des charges il faut au moins connaître les caractéristiques de l'écoulement potentiel dans chaque section de l'élément étudié, on suppose que les pertes de charge avant la veine d'essais sont dues seulement à l'effet de la singularité.

Les pertes de charges singulières sont exprimées sous la forme suivante :

$$.P_c = k \frac{v^2}{2g} \dots\dots\dots (III, 21)$$

Où v est la vitesse lire sur appareil électronique et k est le coefficient de perte de charge singulière.

On essaye maintenant de déterminé expérimentalement le coefficient de perte de charge K du cône d'entrée (restriction) et de la tuyère convergent.

Pour ce la on mesure la différence entre la pression atmosphérique et la pression totale vrai dans la veine d'essais lire par le tube de Pitot en fonction du carré de la vitesse.

Les résultats obtenus sont présentés dans le tableau ci-dessous :

Tableau (III, 1) : variation de perte de charge en fonction de la vitesse.

P/ g	0,184	0,254	0,359	0,454	0,594	0,679	0,719	0,849	1,019
V ² /2g	0,899	1,274	1,834	2,497	3,261	4,128	5,096	7,339	9,989

La relation (III, 21) montre que le coefficient de perte de charge k est présent la pente de la courbe : $.P_c = f\left(\frac{v^2}{2g}\right)$

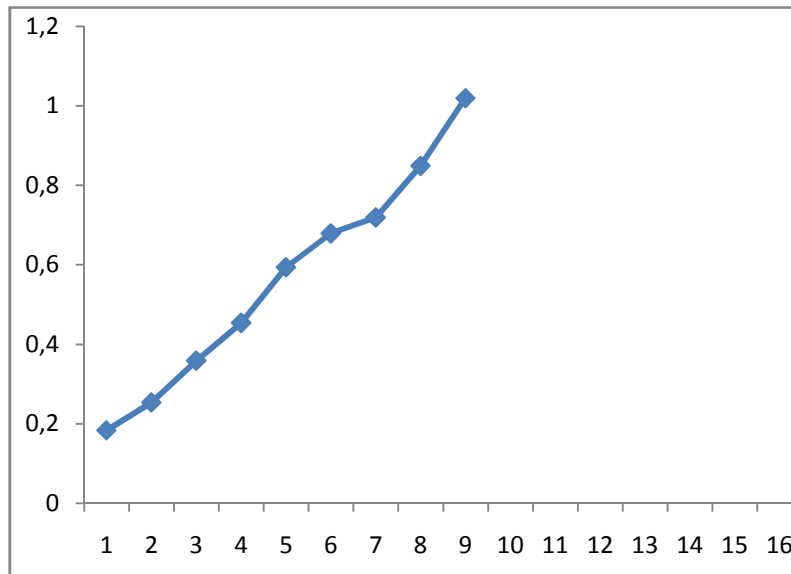


Figure (III.5) : Courbe présent la variation des pertes de charge en fonction de la vitesse.

On peut approximé la courbe ci-dessus comme une ligne droite de pente k,

Pour déterminer ce coefficient k, On utilise la méthode des moindres carrés :

$$P = k \frac{v^2}{2g} + b \dots \dots \dots (III, 22)$$

On peut déterminer k et b en résolvant le système suivant :

$$\begin{bmatrix} n + 1 & \sum_i^n x_i \\ \sum_i^n x_i & \sum_i^n x_i^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_i^n y_i \\ \sum_i^n x_i \cdot y_i \end{bmatrix} \dots \dots \dots (III, 23)$$

La résolution de ce système nous donne :

$$k = 0,064 \quad \text{et} \quad b = 0,008$$

$$\text{Donc : } P_c = 0,064 \frac{v^2}{2g}$$

Pour $V_v=10$ (m/s).

$$P_c = 0,064 \frac{10^2}{2 \times 9,81}$$

$$P_c = 0,326$$

En comparant notre résultat avec celui de la référence on peut dire que celui-ci est très concluant.

III.7.2. Application sur la soufflerie Eiffel HM170 ($M < 0.08$)

III.7.2.1. Dimensions des éléments principaux

Les mesures sont effectuées manuellement.

a) Convergent

La section d'entrée est carrée: $A_e = 0,50 \times 0,50 = 0,2500 \text{ m}^2$

La section de sortie est carrée : $A_s = 0,29 \times 0,29 = 0,0841 \text{ m}^2$

Rapport de contraction : $n = \frac{A_e}{A_s} = 2,9726$

b) Veine d'essai

Section de passage (carrée) : $A_v = 0,29 \times 0,29 = 0,0841 \text{ m}^2$

Epaisseur de la paroi : $E = 0.005 \text{ m}$

c) Diffuseur

La largeur : $l = 0,29 \text{ m}$

La longueur : $L = 1,15 \text{ m}$

Diamètre intérieure : $D_{int} = 0,4040 \text{ m}$

Section intérieure d'entrée (carrée) : $A_e = 0,29 \times 0,29 = 0,0841 \text{ m}^2$

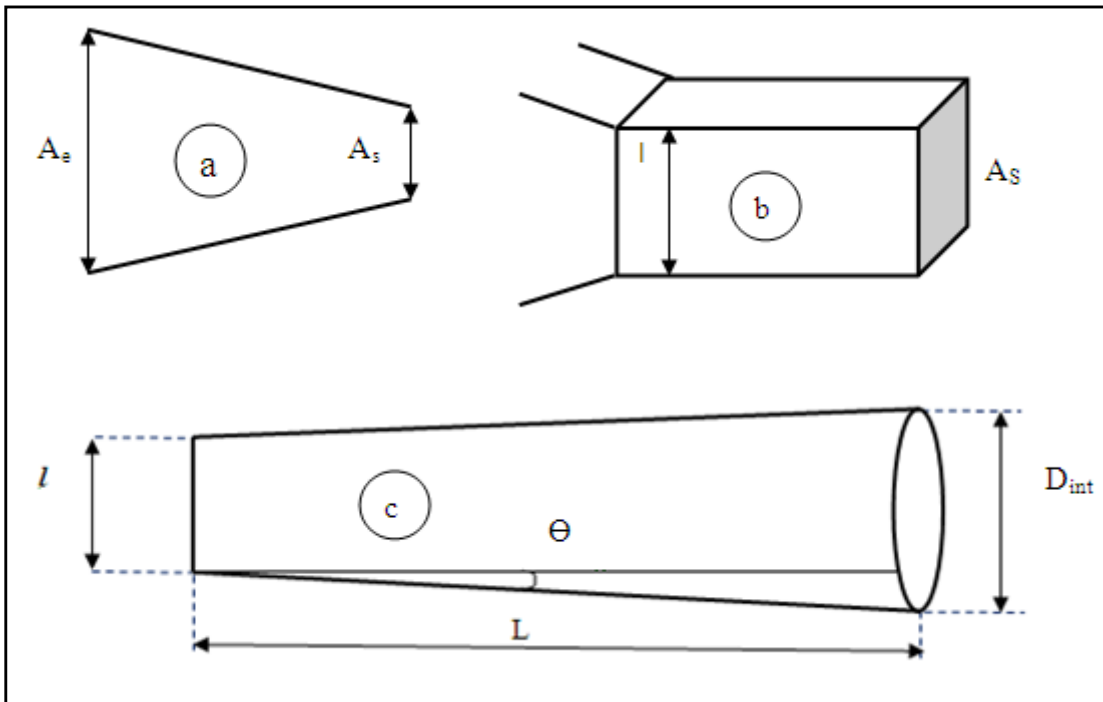
Section intérieur (circulaire) à la sortie : $A_s = \frac{D_{int}^2}{4}$

$$A_s = 3,14 \times \frac{0,1632^2}{4} = 0,1281$$

Angle de diffuseur :

$$tg\theta = \frac{D_{int} - l}{2L}$$

$$= 2,83^\circ$$



Figure(III.6) : Dimensions des éléments principaux

III.7.2.2. Calcul des paramètres de l'écoulement

Soit les paramètres de l'air aux conditions atmosphériques (état générateur) suivant :

$T_i = 290$ K (mesurer par un thermomètre).

Si la vitesse dans la veine d'essai est : $V_v = 4,08$ (m/s)

$P_i = 100010$ (Pa) (mesurer par un manomètre)

On a aussi : $r = 287$ (m^2/ks^2)

et pour l'air on a : $\gamma = 1,4$

$g = 9,81$ (m/s^2)

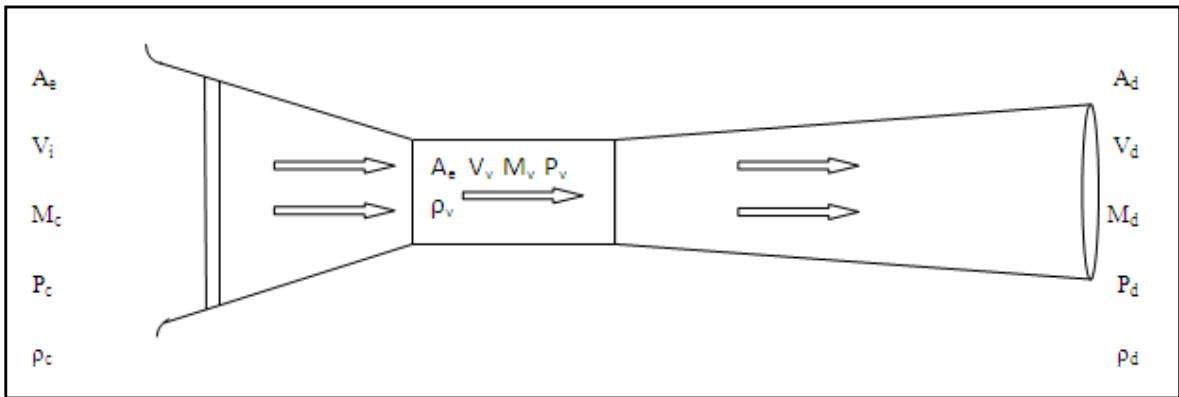


Figure (III.7) Schéma des paramètres à déterminer.



Figure(III.8) : Appareil de mesure de la vitesse.



Figure(III.9) : Un manomètre.

a) La veine d'essai

La température

On a l'équation (III.11) :

$$\frac{T_i}{T_v} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2\right)$$

$$T_{v_i} = T_i = T_v \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2\right)$$

$$M_v = \frac{V_v}{C_v} = \frac{V_v}{\sqrt{\gamma r T_v}}$$

$$T_{vi} = T_v \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)$$

$$T_{vi} = T_v \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V_v^2}{\gamma r T_v}\right)$$

$$T_{vi} = T_v + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V_v^2}{\gamma r}$$

$$T_v = T_{vi} - \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V_v^2}{\gamma r} \dots\dots\dots (III, 24)$$

$$T_v = 296 - \frac{1,4 - 1}{2} \frac{4^2}{1,4 \times 287} = 289,98376 \text{ (K)}$$

Calcule de la pression dans veine d'essai :

$$P_{vi} = P_i - K \frac{V_v^2}{2g} \dots\dots\dots (III, 25)$$

$$P_{vi} = 100010 - 0,064 \frac{4^2}{2 \times 9,81} = 100004,977 \text{ (Pa)}.$$

On a l'équation (III.12) :

$$\frac{P_{vi}}{P_v} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$P_v = \frac{P_{vi}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \dots\dots\dots (III, 26)$$

$$P_v = \frac{100004,774}{\left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,011830992^2\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}}$$

$$P_v = 99995,365 \text{ (Pa)}$$

Pour calculer la masse volumique on utilise la relation de gaz parfait :

On a :

$$P_v = \rho_v r T_v \dots\dots\dots (III, 27)$$

$$\rho_v = \frac{P_v}{r T_v}$$

$$\rho_v = \frac{0,01183099}{287 \times 295 \times 98376} = 1,20149883 \text{ (Kg/m}^3\text{)}$$

b) Entrée de convergent

On calcule le nombre de Mach M_c par la relation suivante :

$$\frac{A_c}{A_v} = \frac{M_v}{M_c} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \dots\dots\dots \text{(III, 28)}$$

$$\frac{(1+0,2M_c^2)^3}{M_c} = 253,695101$$

$$M_c = 0,0039418$$

Calcule de la température :

On a :

$$T_{di} = T_{vi} = T_i$$

$$\frac{T_i}{T_c} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)$$

$$T_c = \frac{T_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)} \dots\dots\dots \text{(III, 29)}$$

$$T_c = \frac{296}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0,00404^2 \right)} = 290,000901 \text{ (K)}$$

La vitesse dans l'entrée de convergent :

$$C_c = \sqrt{\gamma r T_c} \dots\dots\dots \text{(III, 30)}$$

$$C_c = \sqrt{1,4 \times 287 \times 295,999034}$$

$$C_c = 341,35372 \text{ (m/s)}$$

$$V_c = M_c C_c \dots\dots\dots \text{ (III, 31)}$$

$$V_c = 0,0039418 \times 341,35372$$

$$V_c = 1,34554809 \text{ (m/s)}$$

Calcule de la pression :

$$\frac{P_{vi}}{P_c} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots \text{ (III, 32)}$$

$$P_c = \frac{P_{vi}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \dots\dots\dots \text{ (III, 33)}$$

La masse volumique :

$$\rho_c = \frac{P_c}{rT_c} \dots\dots\dots \text{ (III, 34)}$$

c) Sortie de diffuseur

Calcule de nombre de Mach :

$$\frac{A_d}{A_v} = \frac{M_v}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_d^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\frac{(1+0,2M_d^2)^3}{M_d} = 129,99337$$

$$M_d = 0,007693$$

La température :

On a :

$$T_{di} = T_{vi} = T_i$$

$$\frac{T_i}{T_d} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_d^2\right)$$

$$T_d = \frac{T_i}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_d^2\right)}$$

$$T_d = 289,997469$$

La vitesse de son :

$$C_d = \sqrt{\gamma r T_d}$$

$$V_d = M_d C_d$$

$$V_d = 2,62601863 \text{ (m/s)}$$

Calcul de la pression :

$$\frac{P_{vi}}{P_d} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$P_d = \frac{P_{vi}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$P_d = 100001,426 \text{ (Pa)}$$

La masse volumique :

$$\rho_d = \frac{P_d}{r T_d}$$

$$\rho_d = 1,20151747 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

Le tableau suivant donne les paramètres de l'écoulement pour quelque autre valeur de vitesse :

Pour les valeurs constantes on a : $r = 287 \text{ (m}^2/\text{ks}^2\text{)}$, $\gamma = 1,4$, $T_i = 290 \text{ (K)}$:

V_v	4	10	14	25	28
P_i	100010	100064	100121	100380	100475
i	1,201609996	1,202258801	1,20294365	1,206055509	1,207196924
T_v	289,98376	289,902439	289,80878	289,390244	289,235122
C_v	341,343631	341,295766	341,240631	340,994135	340,902731
M_v	0,01171838	0,0293001	0,04102677	0,07331504	0,08213487
P_v	99995,365	99972,5169	99941,6672	99807,7617	99757,0096
v	1,20149883	1,20156387	1,201581283	1,20170684	1,20173994
M_c	0,0039418	0,0098521	0,013789	0,024593	0,027531
T_c	290,000901	290,00563	290,011028	290,035079	290,043961
C_c	341,35372	341,356503	341,35968	341,373834	341,379062
V_c	1,34554809	3,3630784	4,70700863	8,39540671	9,39850695
P_c	100003,89	100025,812	100046,155	100141,397	100175,726
c	1,20153285	1,20177664	1,20199869	1,20304319	1,20341876
M_d	0,007693	0,01923	0,026919	0,048044	0,053799
T_d	289,997469	289,984183	289,969004	289,90124	289,876162
C_d	341,3517	341,34388	341,334946	341,29506	341,280298
V_d	2,62601863	6,56404282	9,18839542	16,397180	18,3605388
P_d	100001,426	100010,416	100015,98	100045,18	100055,031
d	1,20151747	1,20168054	1,20181031	1,2024421	1,20266461

d) Etude aérodynamique du ventilateur

En utilisant un ventilateur de type axial qui assure un grand débit avec un faible rapport de compression.

Pour déterminer les valeurs des composantes de la vitesse après le ventilateur, on applique le théorème de Bernoulli entre les deux points (1) et (2) présentés dans la figure ci-dessus :

On a l'équation de Bernoulli :

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_2 v_2^2 \dots\dots\dots (III, 35)$$

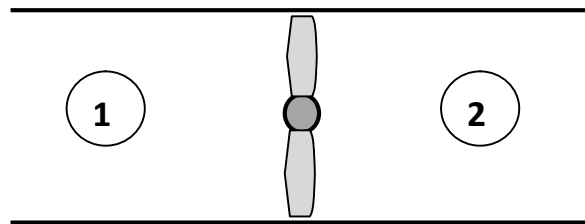


Figure (III.10) : Schéma d'un ventilateur axial.

On suppose que les paramètres avant le ventilateur P_1, V_1, M_1, ρ_1 , sont les mêmes paramètres de sortie de diffuseur P_d, V_d, M_d, ρ_d .

Quand la vitesse de ventilateur est maximale, la température de sortie $T_2 = 289.5$ K (mesure par le thermomètre).

Donc :

$$P_2 = \rho_2 r T_2$$

$$\rho_2 = 1.20$$

$$P_2 = 1.2015 \times 287 \times 289.5$$

$$P_2 = 99829,8814 \text{ (Pa)}.$$

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_2 v_2^2$$

$$V_2 = \frac{2 \left(P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 v_1^2 - P_2 \right)}{\rho_2}$$

$$V_2 = 17,1009643 \text{ (m/s)}$$

$$C_2 = \sqrt{\gamma r T_2}$$

$$C_2 = \sqrt{1.4 \times 287 \times 289.5}$$

$$C_2 = 341.0587 \text{ (m/s)}$$

$$M_2 = \frac{V_2}{C_2}$$

$$M_2 = 0,05014081$$

Triangle de vitesse :

On a: $\beta = 39^\circ$

$$\sin \beta = \frac{V_{2r}}{V_2}$$

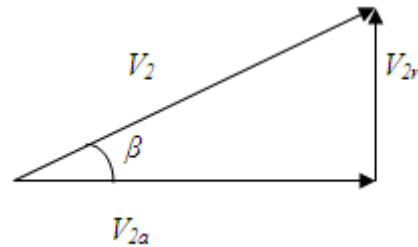
$$V_{2r} = \sin \beta \times V_2$$

$$V_{2r} = 10,76 \text{ (m/s)}$$

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{V_{2r}}{V_{2a}}$$

$$V_{2a} = \frac{V_{2r}}{\operatorname{tg} \beta}$$

$$V_{2a} = 13,28 \text{ (m/s)}$$



$$PU = \dot{m} \times U \times (V_{2r} - V_{r1}) \dots \dots \dots \text{ (III, 36)}$$

$$\dot{m} = \rho s v = 1,2015 \times 0,0841 \times 17,1$$

$$U = 2800 \times \frac{\pi \times D_{int}}{60} = 58,64 \text{ (m/s)}$$

$$PU = (1,2015 \times 0,0841 \times 17,1) \times 58,64 \times (10,76 - 0)$$

$$PU = 1,09 \times 10^3 \text{ (w)}$$

IV.1. Introduction

Au département du Génie Mécanique appartient l'Université de Biskra, on a disposé une soufflerie fournie un nombre de Mach, qui ne dépasse pas (0,08). A près une série de reformulation, d'amélioration et à l'aide des expériences appliquées théoriquement à cette soufflerie HM170, on peut réaliser un nombre de Mach plus avancé. Dans ce cadre d'étude on propose deux manières :

- En changeant le moteur qui entraine le ventilateur (augmentation de sa puissance).
- En diminuant la section de la veine d'essai.
- En diminuant la section de la veine d'essai.

IV.2. Changement du moteur entrainant le ventilateur

On propose un nombre de Mach dans la veine d'essai $M = 0,1$ et les deux sections de diffuseur sont constantes.

On a :

$$\frac{A_d}{A_v} = \frac{M_v}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_d^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \dots\dots\dots (IV, 1)$$

Donc :

$$\frac{0,1281}{0,0841} = \frac{0,1}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{1,4-1}{2} M_d^2}{1 + \frac{1,4-1}{2} 0,1^2} \right)^3$$

$$\frac{(1 + 0,2M_d^2)^3}{M_d} = 15,32344$$

$$M_d = 0,065427$$

$$C_2 = \sqrt{\gamma r T_2}$$

$$C_2 = \sqrt{1,4 \times 287 \times 289,9974}$$

$$C_2 = 341,351 \text{ (m/s)}$$

$$M_d = \frac{V_d}{C_2}$$

$$V_d = 22,3336 \text{ (m/s)}$$

La température de sortie $T_2 = 289.5 \text{ K}$ (mesure par le thermomètre).

Donc : $P_2 = \rho_2 r T_2$

$$\rho_2 = 1.20 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

$$P_2 = 1.2015 \times 287 \times 289.997469$$

$$P_2 = 99829,8814 \text{ (pa)}$$

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho_1 v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho_2 v_2^2$$

$$V_2 = \sqrt{\frac{2(P_1 + \frac{1}{2} \rho_1 v_1^2 - P_2)}{\rho_2}} \dots\dots\dots \text{(IV, 2)}$$

$$V_2 = 27,9907 \text{ (m/s)}$$

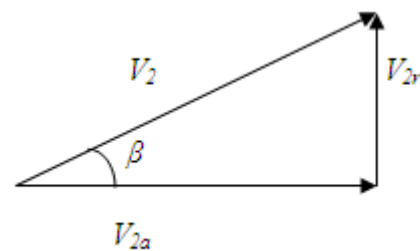
Triangle de vitesse :

On a : $\beta = 39^\circ$

$$\sin \beta = \frac{V_{2r}}{V_2}$$

$$V_{2r} = \sin \beta \times V_2$$

$$V_{2r} = 17,615 \text{ (m/s)}$$



$$PU = \dot{m} \times U \times (V_{2r} - V_{r1})$$

$$\dot{m} = \rho s v = 1,2015 \times 0,0841 \times 27,9907$$

$$U = 2800 \times \frac{\pi \times D_{int}}{60} = 58,64 \text{ (m/s)}$$

$$PU = (1,2015 \times 0,0841 \times 27,9907) \times 58,64 \times (17,615 - 0)$$

$$PU = 2,9221 \times 10^3 \text{ (w)}$$

On propose un nombre de Mach **M=0,15** et les deux sections de diffuseur sont constantes.

On a :

$$\frac{A_d}{A_v} = \frac{M_v}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_d^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Donc :

$$\frac{0,1281}{0,0841} = \frac{0,15}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{1,4-1}{2} M_d^2}{1 + \frac{1,4-1}{2} 0,15^2} \right)^3$$

$$\frac{(1 + 0,2M_d^2)^3}{M_d} = 10,2922$$

$$M_d = 0,097718$$

$$C_2 = 341,058793 \text{ (m/s)}$$

$$V_1 = 33,3275831 \text{ (m/s)}$$

$$V_2 = 37,3667606 \text{ (m/s)}$$

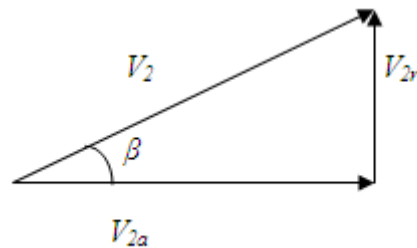
Triangle de vitesse :

On a $\beta = 39^\circ$

$$\sin \beta = \frac{V_{2r}}{V_2}$$

$$V_{2r} = \sin \beta \times V_2$$

$$V_{2r} = 23,515 \text{ (m/s)}$$



$$PU = \dot{m} \times U \times (V_{2r} - V_{r1})$$

$$\dot{m} = \rho s v = 1,2015 \times 0,0841 \times 37,3667$$

$$U = 2800 \times \frac{\pi \times D_{int}}{60} = 58,64 \text{ (m/s)}$$

$$PU = (1,2015 \times 0,0841 \times 37,3667) \times 58,64 \times (23,515 - 0)$$

$$PU = 5,2066 \times 10^3 \text{ (w)}$$

On propose un nombre de Mach $M = 0,2$ et les deux sections de diffuseur sont constantes.

On a :

$$\frac{A_d}{A_v} = \frac{M_v}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_d^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Donc :

$$\frac{0,1281}{0,0841} = \frac{0,2}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{1,4 - 1}{2} M_d^2}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,2^2} \right)^3$$

$$\frac{(1 + 0,2 M_d^2)^3}{M_d} = 7,80018$$

$$M_d = 0,1295$$

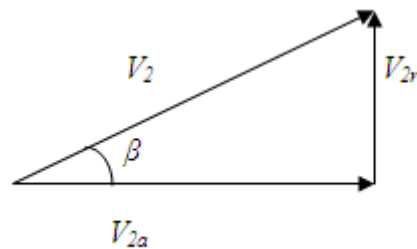
$$C_2 = 341,058793 \text{ (m/s)}$$

$$V_1 = 44,1671136 \text{ (m/s)}$$

$$V_2 = 47,2893321 \text{ (m/s)}$$

Triangle de vitesse :

$$\text{On a } \beta = 39^\circ$$



$$\sin \beta = \frac{V_{2r}}{V_2}$$

$$V_{2r} = \sin \beta \times V_2$$

$$V_{2r} = 29,760 \text{ (m/s)}$$

$$PU = \dot{m} \times U \times (V_{2r} - V_{r1})$$

$$U = 2800 \times \frac{\pi \times D_{int}}{60} = 58,64 \text{ (m/s)}$$

$$PU = (1,2015 \times 0,0841 \times 47,2893) \times 58,64 \times (29,67 - 0)$$

$$PU = 8,338 \times 10^3 \text{ (w)}$$

IV.3. Diminution de la section de la veine d'essai

$$\frac{A_d}{A_v} = \frac{M_v}{M_d} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_d^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \dots\dots\dots (IV, 3)$$

Pour le nombre de Mach dans la veine d'essai $M_v=0.08$ le nombre de Mach max dans le diffuseur est : $M_d=0,053799$

On propose la nouvelle section de la veine d'essai $S=0,04 \text{ (m}^2\text{)}$ (section carrée $l \times h : 0,2 \text{ m}$) on calcule le nouveau nombre de Mach dans la veine d'essai M_v :

$$\frac{0,1281}{0,04} = \frac{M_v}{0,053799} \left(\frac{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,053799^2}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{1,4 + 1}{2(1,4 - 1)}}$$

$$\frac{(1 + 0,2M_v^2)^3}{M_v} = 5,8142089556$$

$$M_v = 0,17518$$

On propose la nouvelle section de la veine d'essai $S=0,0289 \text{ (m}^2\text{)}$ (section carrée $l \times h : 0,17 \text{ m}$) on calcule le nouveau nombre de Mach dans la veine d'essai M_v :

$$\frac{0,1281}{0,0289} = \frac{M_v}{0,053799} \left(\frac{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,053799^2}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} M_v^2} \right)^{\frac{1,4 + 1}{2(1,4 - 1)}}$$

$$\frac{(1 + 0,2M_V^2)^3}{M_V} = 4,20076597$$

$$M_V = 0,24686$$

Le schéma suivant résume l'application de calcul expérimentale :

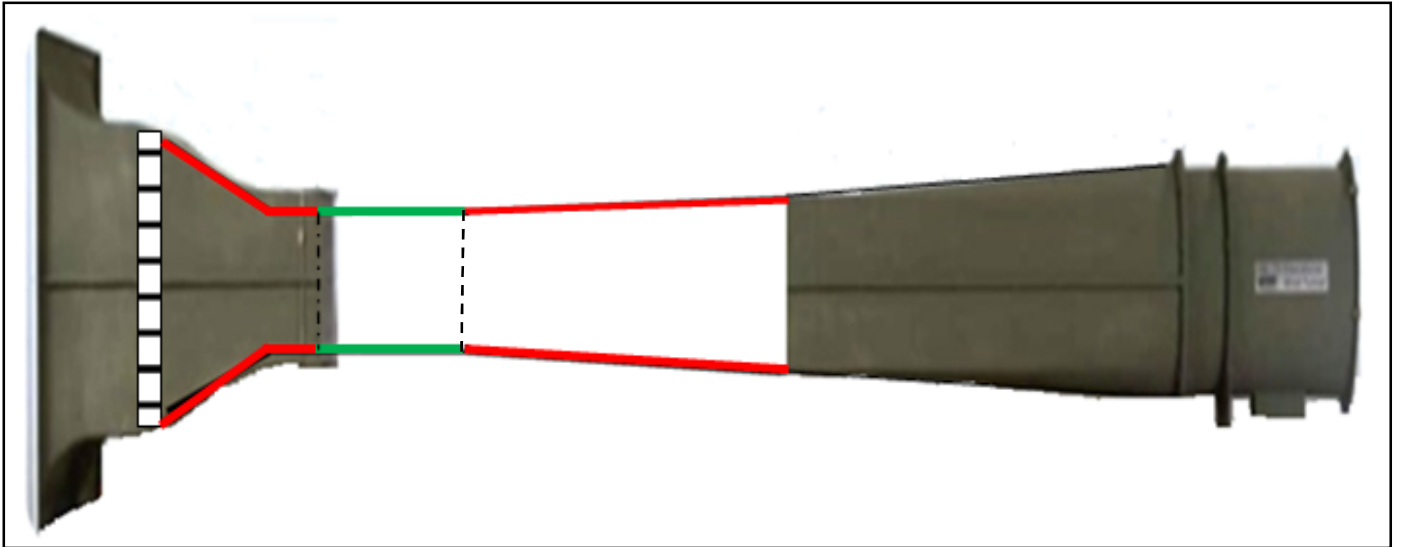
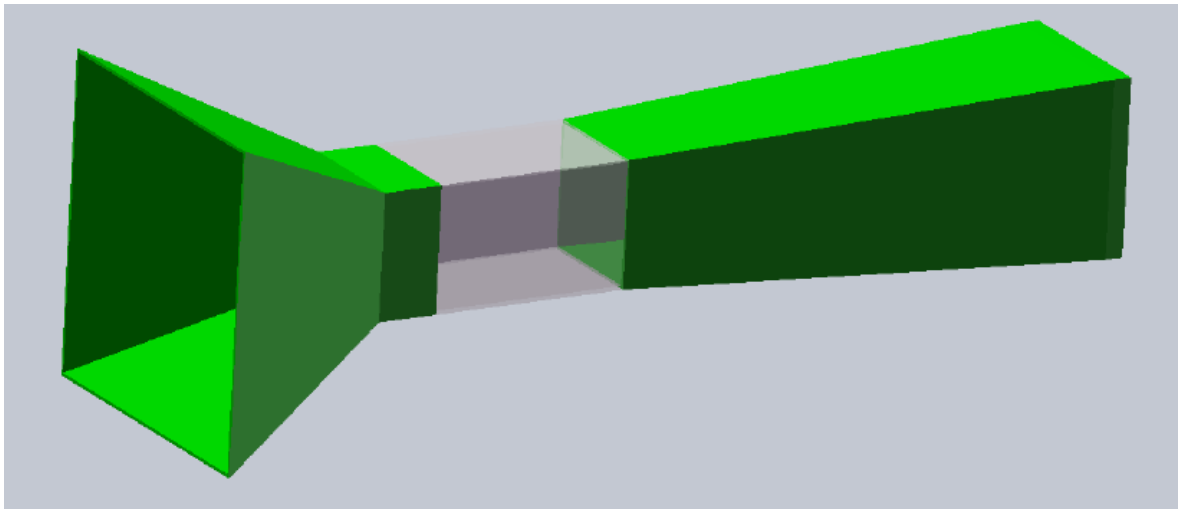


Figure (IV. 1) : La soufflerie HM170 après les modifications de dimensions.



Figure(IV.2) : Dissin rialisé par solid works montre une nouvelle forme de tuyère(la veine d'essai échongeable).

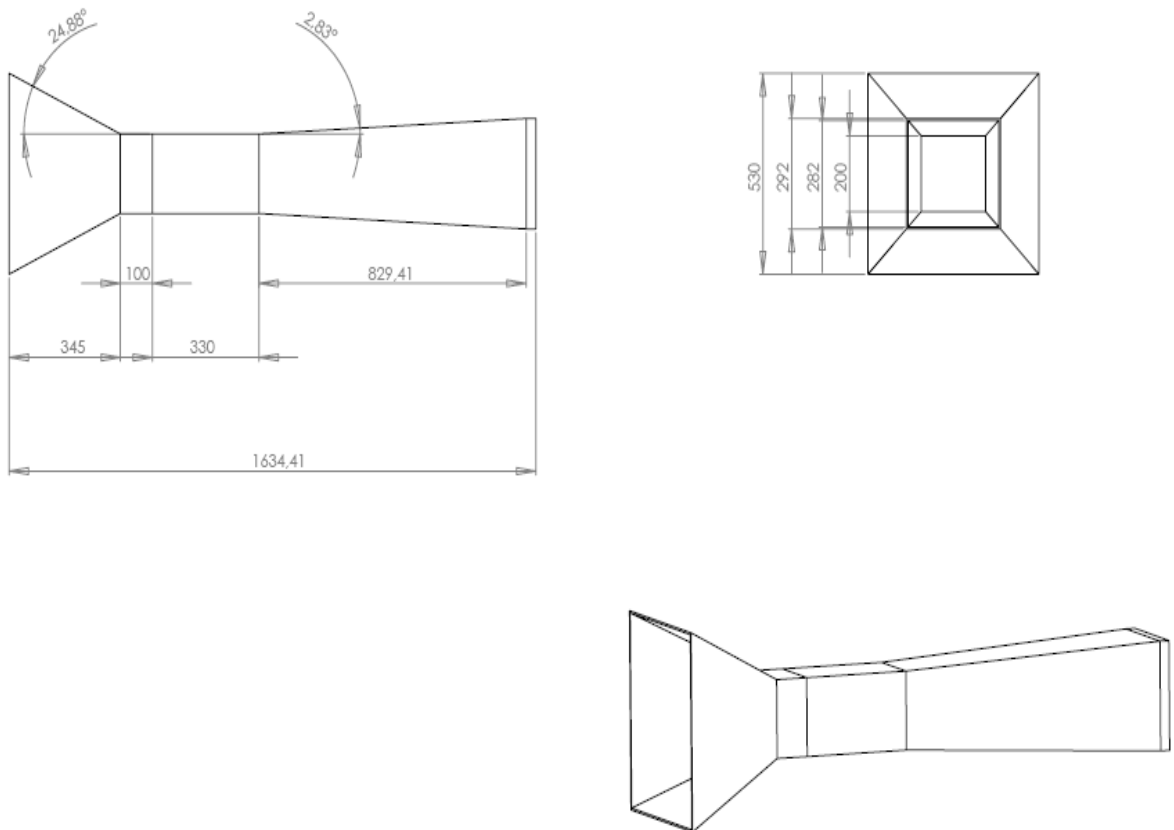
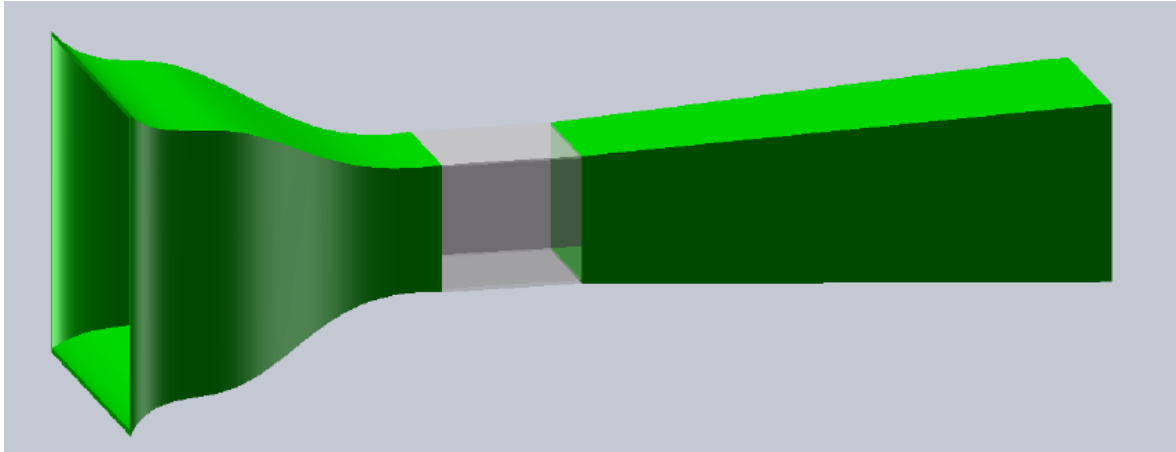


Figure (IV. 3) : projections en perspective de la tuyère.



Figure(IV.4) : Dissin rialisé par solid works montre une autre forme de tuyère(la veine d'essai échangeable).

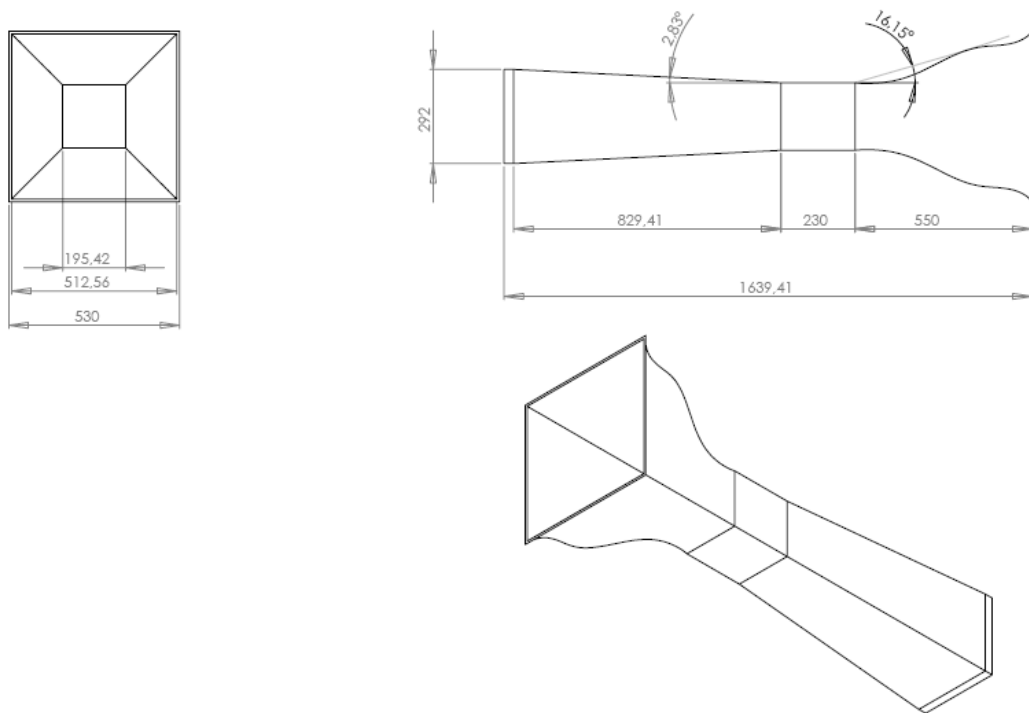


Figure (IV. 5) : projections en perspective de la tuyère.

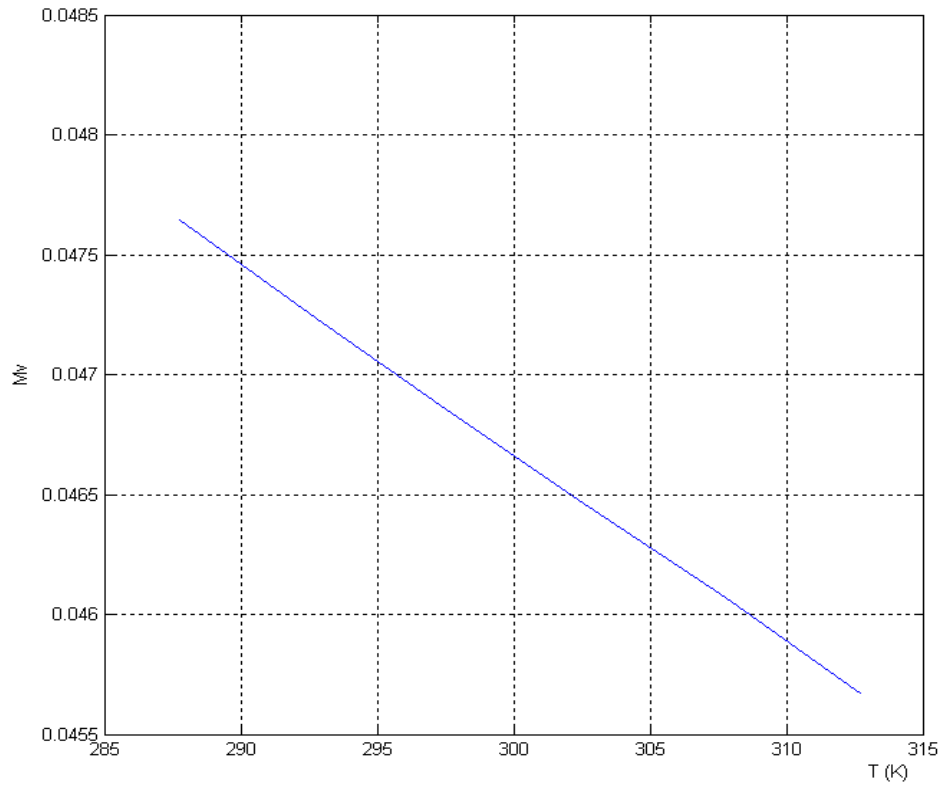


Figure (IV.6) : l'effet de la température ambiant sur le nombre de Mach.

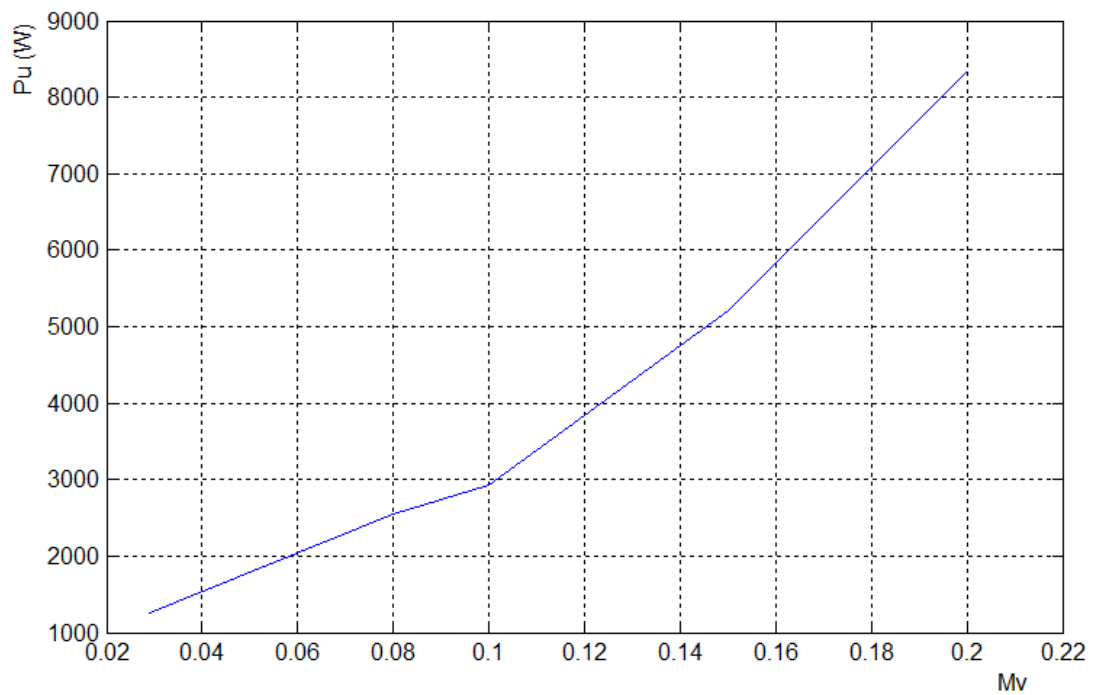


Figure (IV.7) : l'influence de nombre de Mach dans la veine d'essai sur la puissance de ventilateur.

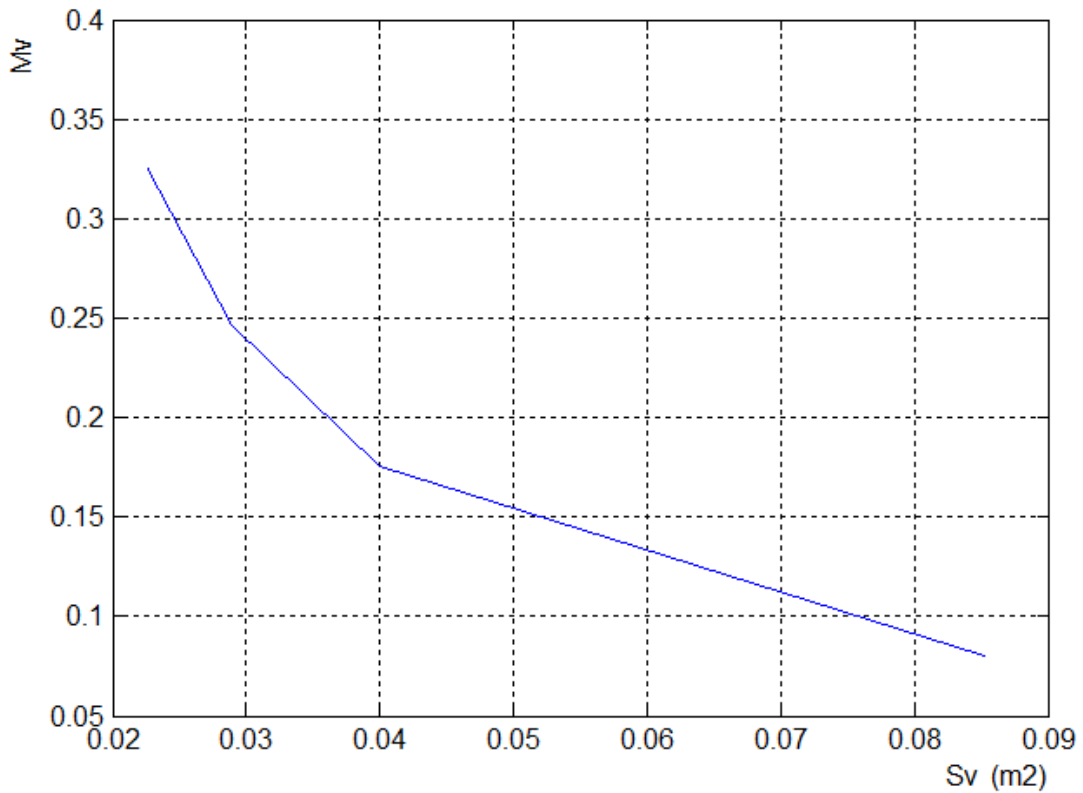


Figure (IV. 8) : l'influence de section de la veine sur le nombre de Mach dans la veine.

IV.4. Discussion des résultats

IV.4.1. Effet de la puissance du ventilateur sur le nombre de Mach dans la veine d'essai

La puissance du ventilateur influence sur le nombre de Mach dans la veine d'essai. ce qui on peut le constater sur la figure (IV. 5). Comme par exemple, pour avoir un nombre de Mach égale à 0.16, on doit utiliser un ventilateur qui peut fournir une puissance de 5990 W et on conserve, bien sur, les autres caractéristiques du ventilateur de notre soufflerie (vitesse de rotation, dimensions).

Conclusion

A la lumière de ce que nous avons vu, nous postulons que, le travail à été réalisé d'une manière satisfaisante, par rapport au but que nous avons souligné ; à obtenir ; à atteindre des résultats plus convenables à la conception de la futur soufflerie subsonique de **Biskra**.

Effectivement, on a traité la conception des différentes parties constitutives suivantes :

- Le convergent de l'entré.
- La veine d'essais.
- Le diffuseur de la sortie.
- Le ventilateur axial.

Le travail de la conception doit être significatif et qu'il propose les caractéristiques liées au profil de chaque élément, en prenant en compte le but souligné. La réalisation dans cette étude expérimentale exige d'abord, de prendre le traitement de chaque élément à part et de mettre en évidence, les évaluations des pertes de charge. Ainsi, les caractéristiques gazodynamiques de l'écoulement à la sortie de la soufflerie ont été mesuré et/ou calculé, à travers plusieurs façons (la vitesse, la vitesse du son, le nombre de mach, la pression, la masse volumique...). On a introduit pour chaque élément, des changements de température et de la vitesse aux variantes ; la température est mesurée par un thermomètre ; la vitesse est mesurée par un appareil électronique. Aussi, on calculé expérimentalement le coefficient de perte de charge $k=0,064$ et en le comparant avec les référence.

Enfin, on a proposé des solutions pour obtenir un nombre de Mach supérieur à (0,1), pardeux moyens différents ; le premier et de faire augmenter la puissance de ventilateur, en changeant le sa moteur ; le deuxième en amenuisant la section de la veine d'essai.

Bibliographie

- [1] F.Tahrour, "Etude énergétique d'un écoulement d'air dans la soufflerie Eiffel HM 170 ", Mémoire master en physique, Université Batna, pp. 89(juin 2011).
- [2] URL : <http://www.aaafasso.fr/>, consulté le 02/01/2012, 14 :15.
- [3] P. Hémon, "vibrations des structures couplées avec le vent", l'école polytechnique, Paris pp137, 2006.
- [4] G.Dorey, "l'Aéronautique et l'Astonautique", Salon du Bourget, pp203 (1991).
- [5] K.Djeddi, R, Gattal, "conception de la soufflerie M= 0.8 de Tébessa ", Mémoire d'ingénieur d'état, Université Tébessa, pp.93 (juin 2005).
- [6] T. Bouquet, " Etude du comportement aéraulique et acoustique des ventilateurs centrifuges à action", École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers Centre de Paris, pp 150 (juillet 2004).
- [7] URL : <http://www.google.com#q=soufflerie+subsonique+eiffel>, consulté le 02/01/2012, 15 :30.
- [8] E.Boudiar, S.Saighi, "Etude de l'écoulement monodimensionnel a travers le collecteur des souffleries aérodynamique tuyère de laval ", Mémoire d'ingénieur d'état, Université de Tébessa, pp. 86(juin 2004).
- [9] S.Candel, "Mécanique des fluides ", DUNOD, Paris, pp. 448, (1995).
- [10] J.Délery, "Traité d'aérodynamique compressible ", Lavoisier, paris, pp. 231 (2009).
- [11] M.G. Benhamza, " Simulation Numérique d'un écoulement supersonique dans une tuyère convergent divergent ", Mémoire Master, Université de Biskra, pp.97 (juin 2010).
- [12] URL : <http://www.gunt.de>, consulté le 12/03/2012, 09 :00.

Bibliographie

- [13] Y.Larouci, M.Y.Doghmane, "Etude de l'écoulement subsonique incompressible autour d'un profil d'aile de type NACA 0009 ", Mémoire d'ingénieur d'état, Université de Biskra, pp.123 (juin 2003)

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i)(A/A^*)$	(A/A^*)
0.00	0.0000 E+00	0.1000 E+01	0.1000 E+01	Inf	Inf
0.01	0.1000 E+01	0.9999 E+00	0.9999 E+00	0.5787 E+02	0.5787 E+02
0.02	0.9999 E+00	0.9997 E+00	0.9998 E+00	0.2893 E+02	0.2894 E+02
0.03	0.9998 E+00	0.9994 E+00	0.9995 E+00	0.1929 E+02	0.1930 E+02
0.04	0.9997 E+00	0.9989 E+00	0.9992 E+00	0.1447 E+02	0.1448 E+02
0.05	0.9995 E+00	0.9983 E+00	0.9988 E+00	0.1157 E+02	0.1159 E+02
0.06	0.9993 E+00	0.9975 E+00	0.9982 E+00	0.9642 E+01	0.9666 E+01
0.07	0.9990 E+00	0.9966 E+00	0.9976 E+00	0.8263 E+01	0.8292 E+01
0.08	0.9987 E+00	0.9955 E+00	0.9968 E+00	0.7229 E+01	0.7262 E+01
0.09	0.9984 E+00	0.9944 E+00	0.9960 E+00	0.6425 E+01	0.6461 E+01
0.10	0.9980 E+00	0.9930 E+00	0.9950 E+00	0.5781 E+01	0.5822 E+01
0.11	0.9976 E+00	0.9916 E+00	0.9940 E+00	0.5255 E+01	0.5299 E+01
0.12	0.9971 E+00	0.9900 E+00	0.9928 E+00	0.4816 E+01	0.4864 E+01
0.13	0.9966 E+00	0.9883 E+00	0.9916 E+00	0.4444 E+01	0.4497 E+01
0.14	0.9961 E+00	0.9864 E+00	0.9903 E+00	0.4126 E+01	0.4182 E+01
0.15	0.9955 E+00	0.9844 E+00	0.9888 E+00	0.3849 E+01	0.3910 E+01
0.16	0.9949 E+00	0.9823 E+00	0.9873 E+00	0.3608 E+01	0.3673 E+01
0.17	0.9943 E+00	0.9800 E+00	0.9857 E+00	0.3394 E+01	0.3464 E+01
0.18	0.9936 E+00	0.9776 E+00	0.9840 E+00	0.3205 E+01	0.3278 E+01
0.19	0.9928 E+00	0.9751 E+00	0.9822 E+00	0.3035E+01	0.2112 E+01
0.20	0.9921 E+00	0.9725 E+00	0.9803 E+00	0.2882 E+01	0.2964 E+01
0.21	0.9913 E+00	0.9697 E+00	0.9783 E+00	0.2744 E+01	0.2829 E+01
0.22	0.9904 E+00	0.9668 E+00	0.9762 E+00	0.2618 E+01	0.2708 E+01
0.23	0.9895 E+00	0.9638 E+00	0.9740 E+00	0.2503 E+01	0.2597 E+01
0.24	0.9886 E+00	0.9607 E+00	0.9718 E+00	0.2397 E+01	0.2496 E+01
0.25	0.9877 E+00	0.9575 E+00	0.9694 E+00	0.2300 E+01	0.2403 E+01
0.26	0.9867 E+00	0.9541 E+00	0.9670 E+00	0.2211 E+01	0.2317 E+01
0.27	0.9856 E+00	0.9506 E+00	0.9645 E+00	0.2128 E+01	0.2238 E+01
0.28	0.9846 E+00	0.9470 E+00	0.9619 E+00	0.2051 E+01	0.2166 E+01
0.29	0.9835 E+00	0.9433 E+00	0.9592 E+00	0.1979 E+01	0.2098 E+01
0.30	0.9823 E+00	0.9395 E+00	0.9564 E+00	0.1912 E+01	0.2035 E+01
0.31	0.9811 E+00	0.9355 E+00	0.9535 E+00	0.1849 E+01	0.1977 E+01
0.32	0.9799 E+00	0.9315 E+00	0.9506 E+00	0.1790 E+01	0.1922 E+01
0.33	0.9787 E+00	0.9274 E+00	0.9476 E+00	0.1735 E+01	0.1871 E+01
0.34	0.9774 E+00	0.9231 E+00	0.9445 E+00	0.1683 E+01	0.1823 E+01
0.35	0.9761 E+00	0.9188 E+00	0.9413 E+00	0.1634 E+01	0.1778 E+01
0.36	0.9747 E+00	0.9143 E+00	0.9380 E+00	0.1587 E+01	0.1736 E+01
0.37	0.9733 E+00	0.9098 E+00	0.9347 E+00	0.1543 E+01	0.1696 E+01
0.38	0.9719 E+00	0.9052 E+00	0.9313 E+00	0.1501 E+01	0.1659 E+01
0.39	0.9705 E+00	0.9004 E+00	0.9278 E+00	0.1462 E+01	0.1623 E+01
0.40	0.9690 E+00	0.8956 E+00	0.9243 E+00	0.1424 E+01	0.1590 E+01
0.41	0.9675 E+00	0.8907 E+00	0.9207 E+00	0.1388 E+01	0.1559 E+01
0.42	0.9659 E+00	0.8857 E+00	0.9170 E+00	0.1354 E+01	0.1529 E+01
0.43	0.9643 E+00	0.8807 E+00	0.9132 E+00	0.1322 E+01	0.1501 E+01
0.44	0.9627 E+00	0.8755 E+00	0.9094 E+00	0.1290 E+01	0.1474 E+01
0.45	0.9611 E+00	0.8703 E+00	0.9055 E+00	0.1261 E+01	0.1449 E+01
0.46	0.9594 E+00	0.8650 E+00	0.9016 E+00	0.1232 E+01	0.1425 E+01
0.47	0.9577 E+00	0.8596 E+00	0.8976 E+00	0.1205 E+01	0.1402 E+01
0.48	0.9559 E+00	0.8541 E+00	0.8935 E+00	0.1179 E+01	0.1380 E+01
0.49	0.9542 E+00	0.8486 E+00	0.8894 E+00	0.1154 E+01	0.1359 E+01
0.50	0.9524 E+00	0.8430 E+00	0.8852 E+00	0.1130 E+01	0.1340 E+01

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i) (A/A^*)$	(A/A^*)
0.51	0.9506 E+01	0.8374 E+00	0.8809 E+00	0.1106 E+01	0.1321 E+01
0.52	0.9487 E+00	0.8317 E+00	0.8766 E+00	0.1084 E+01	0.1303 E+01
0.53	0.9468 E+00	0.8259 E+00	0.8723 E+00	0.1062 E+01	0.1286 E+01
0.54	0.9449 E+00	0.8201 E+00	0.8679 E+00	0.1042 E+01	0.1270 E+01
0.55	0.9430 E+00	0.8142E+00	0.8634 E+00	0.1022 E+01	0.1255 E+01
0.56	0.9410 E+00	0.8082E+00	0.8589 E+00	0.1002 E+01	0.1240 E+01
0.57	0.9390 E+00	0.8022 E+00	0.8544 E+00	0.9838 E+00	0.1226 E+01
0.58	0.9370E+00	0.7962 E+00	0.8498 E+00	0.9658 E+00	0.1213 E+01
0.59	0.9349 E+00	0.7901 E+00	0.8451E+00	0.9484E+00	0.1200 E+01
0.60	0.9328E+00	0.7840 E+00	0.8405E+00	0.9316 E+00	0.1188 E+01
0.61	0.9307 E+00	0.7778E+00	0.8375E+00	0.9152 E+00	0.1177 E+01
0.62	0.9286 E+00	0.7716 E+00	0.8310E+00	0.8995 E+00	0.1166 E+01
0.63	0.9265E+00	0.7654 E+00	0.8262E+00	0.8842 E+00	0.1155 E+01
0.64	0.9243 E+00	0.7591 E+00	0.8213E+00	0.8693 E+00	0.1145 E+01
0.65	0.9221E+00	0.7528 E+00	0.8164 E+00	0.8549E+00	0.1136 E+01
0.66	0.9199 E+00	0.7465 E+00	0.8115E+00	0.8410E+00	0.1127 E+01
0.67	0.9176 E+00	0.7401E+00	0.8066E+00	0.8274 E+00	0.1118 E+01
0.68	0.9153 E+00	0.7338 E+00	0.8016E+00	0.8142 E+00	0.1110 E+01
0.69	0.9131 E+00	0.7274 E+00	0.7966 E+00	0.8014E+00	0.1102 E+01
0.70	0.9107 E+00	0.7209 E+00	0.7916 E+00	0.7890 E+00	0.1094 E+01
0.71	0.9084 E+00	0.7145 E+00	0.7865E+00	0.7769 E+00	0.1087 E+01
0.72	0.9061 E+00	0.7080 E+00	0.7814 E+00	0.7651 E+00	0.1081 E+01
0.73	0.9037E+00	0.7016E+00	0.7763E+00	0.7536 E+00	0.1074 E+01
0.74	0.9013E+00	0.6951E+00	0.7712 E+00	0.7424 E+00	0.1068 E+01
0.75	0.8989 E+00	0.6886E+00	0.7660 E+00	0.7316 E+00	0.1062 E+01
0.76	0.8946 E+00	0.6821 E+00	0.7609E+00	0.7209 E+00	0.1057E+01
0.77	0.8940 E+00	0.6756 E+00	0.7557E+00	0.7106E+00	0.1052 E+01
0.78	0.8915E+00	0.6691 E+00	0.7505 E+00	0.7005 E+00	0.1047 E+01
0.79	0.8890 E+00	0.6625E+00	0.4752 E+00	0.6907E+00	0.1043 E+01
0.80	0.8865E+00	0.6560 E+00	0.4700E+00	0.6811E+00	0.1038 E+01
0.81	0.8840 E+00	0.6495 E+00	0.7347 E+00	0.6717 E+00	0.1034 E+01
0.82	0.8815 E+00	0.6430E+00	0.7295 E+00	0.6626 E+00	0.1030 E+01
0.83	0.8789 E+00	0.6365E+00	0.7242 E+00	0.6537 E+00	0.1027E+01
0.84	0.8763 E+00	0.6300 E+00	0.7189 E+00	0.6449E+00	0.1024 E+01
0.85	0.8737 E+00	0.6235E+00	0.7136E+00	0.6364 E+00	0.1021 E+01
0.86	0.8711E+00	0.6170E+00	0.7083E+00	0.6281 E+00	0.1018 E+01
0.87	0.8685E+00	0.6106 E+00	0.7030 E+00	0.6199 E+00	0.1015 E+01
0.88	0.8659 E+00	0.6041 E+00	0.6977 E+00	0.6119 E+00	0.1013 E+01
0.89	0.8636 E+00	0.5977 E+00	0.6924E+00	0.6041 E+00	0.1011 E+01
0.90	0.8606 E+00	0.5913 E+00	0.6870 E+00	0.5965 E+00	0.1009 E+01
0.91	0.8579E+00	0.5849 E+00	0.6817E+00	0.5890 E+00	0.1007 E+01
0.92	0.8552E+00	0.5785 E+00	0.6764 E+00	0.5817 E+00	0.1006 E+01
0.93	0.8525E+00	0.5721E+00	0.6711 E+00	0.5746 E+00	0.1004 E+01
0.94	0.8498E+00	0.5658E+00	0.6685 E+00	0.5675 E+00	0.1003 E+01
0.95	0.8471E+00	0.5595 E+00	0.6604 E+00	0.5607 E+00	0.1002 E+01
0.96	0.8444 E+00	0.5432E+00	0.6551E+00	0.5539E+00	0.1001 E+01
0.97	0.8416 E+00	0.5469 E+00	0.6498 E+00	0.5473 E+00	0.1001 E+01
0.98	0.8389 E+00	0.5407 E+00	0.6445E+00	0.5409 E+00	0.1000 E+01
0.99	0.8362 E+00	0.5345 E+00	0.6361 E+00	0.5345E+00	0.1000 E+01
1.00	0.8333 E+00	0.5283E+00	0.6339 E+00	0.5283 E+00	0.1000 E+01

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i)(A/A_i)$	(A/A_i)
1.01	0.8306E+00	0.5221 E+00	0.6287 E+00	0.5222 E+00	0.1000 E+01
1.02	0.8278 E+00	0.5160 E+00	0.6234 E+00	0.5162 E+00	0.1001 E+01
1.03	0.8250 E+00	0.5099 E+00	0.6181 E+00	0.5103 E+00	0.1001 E+01
1.04	0.8222 E+00	0.5039 E+00	0.6129 E+00	0.5045E+00	0.1002 E+01
1.05	0.8193 E+00	0.4979 E+00	0.6077 E+00	0.4989 E+00	0.1003 E+01
1.06	0.8165 E+00	0.4919 E+00	0.5024 E+00	0.4933 E+00	0.1004 E+01
1.07	0.8137 E+00	0.4860 E+00	0.5972 E+00	0.4879 E+00	0.1005 E+01
1.08	0.8108 E+00	0.4800 E+00	0.5920 E+00	0.4825 E+00	0.1006 E+01
1.09	0.8080 E+00	0.4742 E+00	0.5869 E+00	0.4772 E+00	0.1008 E+01
1.10	0.8052 E+00	0.4684 E+00	0.5817 E+00	0.4721 E+00	0.1010 E+01
1.11	0.8023 E+00	0.4626 E+00	0.5766 E+00	0.4670 E+00	0.1011 E+01
1.12	0.7994 E+00	0.4568 E+00	0.5714 E+00	0.4620 E+00	0.1013 E+01
1.13	0.7966 E+00	0.4511 E+00	0.5663E+00	0.4571 E+00	0.1015 E+01
1.14	0.7937 E+00	0.4455 E+00	0.5612 E+00	0.4523 E+00	0.1017 E+01
1.15	0.7908 E+00	0.4398 E+00	0.5562 E+00	0.4475 E+00	0.1020 E+01
1.16	0.7879 E+00	0.4343 E+00	0.5511 E+00	0.4428 E+00	0.1022 E+01
1.17	0.7851 E+00	0.4287 E+00	0.5461 E+00	0.4383 E+00	0.1025 E+01
1.18	0.7822 E+00	0.4232 E+00	0.5411 E+00	0.4337 E+00	0.1028 E+01
1.19	0.7793 E+00	0.4178 E+00	0.5361 E+00	0.4293 E+00	0.1030 E+01
1.20	0.7764 E+00	0.4124 E+00	0.5311E+00	0.4249 E+00	0.1033 E+01
1.21	0.7735 E+00	0.4070 E+00	0.5262 E+00	0.4206 E+00	0.1037 E+01
1.22	0.7706 E+00	0.4017 E+00	0.5213 E+00	0.4164 E+00	0.1040 E+01
1.23	0.7677 E+00	0.3964 E+00	0.5164 E+00	0.4122 E+00	0.1043 E+01
1.24	0.7648 E+00	0.3912 E+00	0.5115 E+00	0.4081 E+00	0.1047 E+01
1.25	0.7619 E+00	0.3861 E+00	0.5067 E+00	0.4041 E+00	0.1050 E+01
1.26	0.7590 E+00	0.3809 E+00	0.5019 E+00	0.4001 E+00	0.1054 E+01
1.27	0.7561 E+00	0.3759 E+00	0.4971 E+00	0.3962 E+00	0.1058 E+01
1.28	0.7532 E+00	0.3708 E+00	0.4923 E+00	0.3924 E+00	0.1062 E+01
1.29	0.7503 E+00	0.3658 E+00	0.4876 E+00	0.3886 E+00	0.1066 E+01
1.30	0.7474 E+00	0.3609 E+00	0.4829 E+00	0.3848 E+00	0.1071 E+01
1.31	0.7445 E+00	0.3560 E+00	0.47 82 E+00	0.3812 E+00	0.1075 E+01
1.32	0.7416 E+00	0.3512 E+00	0.4 736 E+00	0.3775 E+00	0.1080 E+01
1.33	0.7387 E+00	0.3464 E+00	0.4690 E+00	0.3740 E+00	0.1084 E+01
1.34	0.7358 E+00	0.3417 E+00	0.4644 E+00	0.3704 E+00	0.1089 E+01
1.35	0.7329 E+00	0.3370 E+00	0.4598 E+00	0.3670 E+00	0.1094 E+01
1.36	0.7300 E+00	0.3323 E+00	0.4553 E+00	0.3636 E+00	0.1099 E+01
1.37	0.7271 E+00	0.3277 E+00	0.4508 E+00	0.3602 E+00	0.1004 E+01
1.38	0.7242 E+00	0.3232 E+00	0.4463 E+00	0.3 569E+00	0.1109 E+01
1.39	0.7213 E+00	0.3187 E+00	0.4418 E+00	0.3 536E+00	0.1115 E+01
1.40	0.7184 E+00	0.3142 E+00	0.4374 E+00	0.3504 E+00	0.1120 E+01
1.41	0.7155 E+00	0.3098 E+00	0.4330 E+00	0.3472E+00	0.1126 E+01
1.42	0.7126 E+00	0.3055 E+00	0.4287 E+00	0.3440 E+00	0.1132 E+01
1.43	0.7097 E+00	0.3012 E+00	0.4244 E+00	0.3 409E+00	0.1138 E+01
1.44	0.7069 E+00	0.2969 E+00	0.4201 E+00	0.3379 E+00	0.1144 E+01
1.45	0.7040 E+00	0.2927 E+00	0.4158 E+00	0.3 349E+00	0.1150 E+01
1.46	0.7011 E+00	0.2886 E+00	0.4116 E+00	0.3319 E+00	0.1156 E+01
1.47	0.6982 E+00	0.2845 E+00	0.4074 E+00	0.3 290E+00	0.1163 E+01
1.48	0.6954 E+00	0.2804 E+00	0.4032 E+00	0.3261 E+00	0.1169 E+01
1.49	0.6925 E+00	0.2764 E+00	0.3991 E+00	0.3232 E+00	0.1176 E+01
1.50	0.6897 E+00	0.2724 E+00	0.3950 E+00	0.3204 E+00	0.1161 E+01

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i)(A/A_*)$	(A/A_*)
1.51	0.6868E+00	0.2685 E+00	0.3909 E+00	0. 3176 E+00	0.1183 E+01
1.52	0.6840 E+00	0.2646 E+00	0.3869 E+00	0. 3149 E+00	0.1190 E+01
1.53	0.6811 E+00	0.2608 E+00	0.3829 E+00	0. 3122E+00	0.1197 E+01
1.54	0.6783 E+00	0.2670 E+00	0.8389 E+00	0.3095 E+00	0.1204 E+01
1.55	0.6754 E+00	0.2533 E+00	0.3850 E+00	0.3068E+00	0.1212 E+01
1.56	0.6726 E+00	0.2596 E+00	0.3710 E+00	0.3042E+00	0.1219 E+01
1.57	0.6698 E+00	0.2459 E+00	0.3772 E+00	0. 3017 E+00	0.1227 E+01
1.58	0.6670 E+00	0.2423 E+00	0.3633 E+00	0.2991 E+00	0.1234 E+01
1.59	0.6642 E+00	0.2388 E+00	0.3595 E+00	0. 2966E+00	0.1242 E+01
1.60	0.6614 E+00	0.2318 E+00	0.3537 E+00	0. 2941 E+00	0.1250 E+01
1.11	0.6586 E+00	0.2284 E+00	0.3520E+00	0. 2917 E+00	0.1258 E+01
1.62	0.6558E+00	0.2250 E+00	0.3583 E+00	0.2893 E+00	0.1267 E+01
1.63	0.6530 E+00	0.2217 E+00	0.3446E+00	0. 2869 E+00	0.1275 E+01
1.64	0.6502E+00	0.2152 E+00	0.3409 E+00	0. 2845 E+00	0.1284 E+01
1.65	0.6475 E+00	0.2119 E+00	0.3373E+00	0. 2822 E+00	0.1292 E+01
1.66	0.6447E+00	0.2088 E+00	0. 3337 E+00	0. 2799 E+00	0.1301 E+01
1.67	0.6419 E+00	0.2057 E+00	0. 3302 E+00	0. 2776 E+00	0.1310 E+01
1.68	0.6392 E+00	0.2026 E+00	0. 3266 E+00	0. 2754 E+00	0.1319 E+01
1.69	0.6364 E+00	0.1996 E+00	0.3232 E+00	0. 2732 E+00	0.1328 E+01
1.70	0.6337 E+00	0.1966E+00	0. 3197E+00	0. 2710 E+00	0.1333 E+01
1.71	0.6310 E+00	0.1936 E+00	0. 3163 E+00	0. 2688 E+00	0.1347 E+01
1.72	0.6283 E+00	0.1907E+00	0.3129 E+00	0. 2667 E+00	0.1457 E+01
1.73	0.6256E+00	0.1878 E+00	0. 3095 E+00	0. 2646 E+00	0.1386 E+01
1.74	0.6229 E+00	0.1850 E+00	0. 3062 E+00	0.2625 E+00	0.1367E+01
1.75	0.6202 E+00	0.1822E+00	0.3029 E+00	0.2604 E+00	0.1376 E+01
1.76	0.6175 E+00	0.1794 E+00	0. 2996 E+00	0. 2584 E+00	0.1486 E+01
1.77	0.6148 E+00	0.1767E+00	0. 2964 E+00	0. 2564 E+00	0.1497 E+01
1.78	0.6121 E+00	0.1822 E+00	0. 2931 E+00	0. 2544E+00	0.1418E+01
1.79	0. 6095 E+00	0.1794 E+00	0.2900 E+00	0.2524 E+00	0.1428 E+01
1.80	0. 6068E+00	0.1767E+00	0. 2868E+00	0.3804 E+00	0.1439 E+01
1.81	0. 6041 E+00	0.1740 E+00	0. 28 37 E+00	0. 2485 E+00	0.1450 E+01
1.82	0.6015 E+00	0.1714 E+00	0.2806 E+00	0. 2466 E+00	0.1461 E+01
1.83	0. 5989 E+00	0.1688 E+00	0. 2776E+00	0. 2447 E+00	0.1472 E+01
1.84	0. 5963 E+00	0.1662 E+00	0. 2745 E+00	0. 2429 E+00	0.1584 E+01
1.85	0. 5936 E+00	0.1637 E+00	0. 2715 E+00	0.2410E+00	0.1495 E+01
1.86	0.5910 E+00	0.1612 E+00	0. 2686 E+00	0. 2392 E+00	0.1507 E+01
1.87	0. 5885 E+00	0.1587 E+00	0. 2656 E+00	0. 2374 E+00	0.1519 E+01
1.88	0. 5859 E+00	0.1563 E+00	0.2627 E+00	0. 2356 E+00	0.1531 E+01
1.89	0. 5833 E+00	0.1516 E+00	0. 2598E+00	0. 2338E+00	0.1543 E+01
1.90	0.5807 E+00	0.1492E+00	0. 2570 E+00	0. 2321E+00	0.1555E+01
1.91	0. 5782 E+00	0.1470 E+00	0. 2542E+00	0.2304 E+00	0.1568E+01
1.92	0. 5756 E+00	0.1447 E+00	0.2514 E+00	0. 2287E+00	0.1580 E+01
1.93	0. 5731 E+00	0.1425E+00	0. 2486 E+00	0. 2270E+00	0.1593E+01
1.94	0.5705E+00	0.1403 E+00	0. 2459E+00	0. 2253 E+00	0.1606 E+01
1.95	0.5680 E+00	0.1381 E+00	0. 2432E+00	0. 2237E+00	0.1619 E+01
1.96	0.5655 E+00	0.1360E+00	0.2405E+00	0. 2220 E+00	0.1633E+01
1.97	0.5630 E+00	0.1339 E+00	0. 2378E+00	0.2204E+00	0.1646 E+01
1.98	0.5605 E+00	0.1318E+00	0. 2352 E+00	0. 2188 E+00	0.1660 E+01
1.99	0.5580 E+00	0.1298 E+00	0. 2326 E+00	0. 2172 E+00	0.1674 E+01
2.00	0.5556 E+00	0.1278 E+00	0.2300 E+00	0.2157 E+00	0.1687 E+01

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i)(A/A_*)$	(A/A_*)
2.02	0.5506E+00	0.1239E+00	0.2250E+00	0.2126E+00	0.1716E+01
2.04	0.5458E+00	0.1201E+00	0.2200E+00	0.2096E+00	0.1745E+01
2.06	0.5406E+00	0.1164E+00	0.2152E+00	0.2066E+00	0.1775E+01
2.08	0.5361E+00	0.1128E+00	0.2104E+00	0.2037E+00	0.1806E+01
2.10	0.5314E+00	0.1094E+00	0.2058E+00	0.2009E+00	0.1837E+01
2.12	0.5266E+00	0.1060E+00	0.2013E+00	0.1981E+00	0.1869E+01
2.14	0.5219E+00	0.1027E+00	0.1968E+00	0.1954E+00	0.1902E+01
2.16	0.5173E+00	0.9956E-01	0.1925E+00	0.1927E+00	0.1935E+01
2.18	0.5127E+00	0.9650E-01	0.1882E+00	0.1901E+00	0.1970E+01
2.20	0.5081E+00	0.9352E-01	0.1841E+00	0.1875E+00	0.2005E+01
2.22	0.5036E+00	0.9064E-01	0.1800E+00	0.1850E+00	0.2041E+01
2.24	0.4991E+00	0.8785E-01	0.1760E+00	0.1825E+00	0.2078E+01
2.26	0.4947E+00	0.8514E-01	0.1721E+00	0.1801E+00	0.2115E+01
2.28	0.4903E+00	0.8252E-01	0.1683E+00	0.1777E+00	0.2154E+01
2.30	0.4859E+00	0.7997E-01	0.1646E+00	0.1754E+00	0.2193E+01
2.32	0.4816E+00	0.7751E-01	0.1609E+00	0.1731E+00	0.2233E+01
2.34	0.4773E+00	0.7512E-01	0.1574E+00	0.1709E+00	0.2274E+01
2.36	0.4731E+00	0.7281E-01	0.1539E+00	0.1687E+00	0.2316E+01
2.38	0.4689E+00	0.7057E-01	0.1505E+00	0.1665E+00	0.2359E+01
2.40	0.4647E+00	0.6840E-01	0.1472E+00	0.1644E+00	0.2403E+01
2.42	0.4606E+00	0.6630E-01	0.1439E+00	0.1623E+00	0.2448E+01
2.44	0.4565E+00	0.6426E-01	0.1408E+00	0.1602E+00	0.2494E+01
2.46	0.4524E+00	0.6229E-01	0.1377E+00	0.1582E+00	0.2540E+01
2.48	0.4484E+00	0.6038E-01	0.1346E+00	0.1563E+00	0.2588E+01
2.50	0.4444E+00	0.5853E-01	0.1317E+00	0.1543E+00	0.2637E+01
2.52	0.4405E+00	0.5674E-01	0.1288E+00	0.1524E+00	0.2686E+01
2.54	0.4366E+00	0.5500E-01	0.1260E+00	0.1505E+00	0.2737E+01
2.56	0.4328E+00	0.5332E-01	0.1232E+00	0.1487E+00	0.2789E+01
2.58	0.4289E+00	0.5169E-01	0.1205E+00	0.1469E+00	0.2842E+01
2.60	0.4252E+00	0.5012E-01	0.1179E+00	0.1451E+00	0.2896E+01
2.62	0.4214E+00	0.4859E-01	0.1153E+00	0.1434E+00	0.2951E+01
2.64	0.4177E+00	0.4711E-01	0.1128E+00	0.1417E+00	0.3007E+01
2.66	0.4141E+00	0.4568E-01	0.1103E+00	0.1400E+00	0.3065E+01
2.68	0.4104E+00	0.4429E-01	0.1079E+00	0.1383E+00	0.3123E+01
2.70	0.4068E+00	0.4295E-01	0.1056E+00	0.1367E+00	0.3183E+01
2.72	0.4033E+00	0.4165E-01	0.1033E+00	0.1351E+00	0.3244E+01
2.74	0.3998E+00	0.4039E-01	0.1010E+00	0.1335E+00	0.3306E+01
2.76	0.3963E+00	0.3917E-01	0.9885E-01	0.1320E+00	0.3370E+01
2.78	0.3928E+00	0.3799E-01	0.9671E-01	0.1305E+00	0.3434E+01
2.80	0.3894E+00	0.3685E-01	0.9463E-01	0.1290E+00	0.3500E+01
2.82	0.3860E+00	0.3574E-01	0.9259E-01	0.1275E+00	0.3567E+01
2.84	0.3827E+00	0.3467E-01	0.9059E-01	0.1261E+00	0.3636E+01
2.86	0.3794E+00	0.3363E-01	0.8865E-01	0.1246E+00	0.3706E+01
2.88	0.3761E+00	0.3263E-01	0.8675E-01	0.1232E+00	0.3777E+01
2.90	0.3729E+00	0.3165E-01	0.8489E-01	0.1219E+00	0.3850E+01
2.92	0.3696E+00	0.3071E-01	0.8308E-01	0.1205E+00	0.3924E+01
2.94	0.3665E+00	0.2980E-01	0.8130E-01	0.1192E+00	0.3999E+01
2.96	0.3633E+00	0.2891E-01	0.7957E-01	0.1178E+00	0.4076E+01
2.98	0.3602E+00	0.2805E-01	0.7788E-01	0.1166E+00	0.4155E+01
3.00	0.3571E+00	0.2722E-01	0.7623E-01	0.1153E+00	0.4235E+01

Annexe

Écoulement isentropique avec changement de section, $\gamma=1,4$

M	T/T_i	P/P_i	ρ/ρ_i	$(P/P_i)(A/A_*)$	(A/A_*)
3.10	0.3422E+00	0.2345E-01	0.6852E-01	0.1092E-00	0.4657E+01
3.20	0.3281E+00	0.2023E-01	0.6165E-01	0.1036E-00	0.5121E+01
3.30	0.3147E+00	0.1748E-01	0.5554E-01	0.9837E-01	0.5629E+01
3.40	0.3019E+00	0.1512E-01	0.5009E-01	0.9353E-01	0.6184E+01
3.50	0.2899E+00	0.1311E-01	0.4523E-01	0.8902E-01	0.6790E+01
3.60	0.2784E+00	0.1138E-01	0.4089E-01	0.8482E-01	0.7450E+01
3.70	0.2675E+00	0.9903E-02	0.3702E-01	0.8090E-01	0.8169E+01
3.80	0.2572E+00	0.8629E-02	0.3355E-01	0.7723E-01	0.8951E+01
3.90	0.2474E+00	0.7532E-02	0.3044E-01	0.7381E-01	0.9799E+01
4.00	0.2381E+00	0.6586E-02	0.2766E-01	0.7059E-01	0.1072E+02
4.10	0.2293E+00	0.5769E-02	0.2516E-01	0.6758E-01	0.1171E+02
4.20	0.2208E+00	0.5062E-02	0.2292E-01	0.6475E-01	0.1279E+02
4.30	0.2129E+00	0.4449E-02	0.2090E-01	0.6209E-01	0.1395E+02
4.40	0.2053E+00	0.3918E-02	0.1909E-01	0.5959E-01	0.1521E+02
4.50	0.1980E+00	0.3455E-02	0.1745E-01	0.5723E-01	0.1656E+02
4.60	0.1911E+00	0.3053E-02	0.1597E-01	0.5500E-01	0.1802E+02
4.70	0.1846E+00	0.2701E-02	0.1464E-01	0.5290E-01	0.1958E+02
4.80	0.1783E+00	0.2394E-02	0.1343E-01	0.5091E-01	0.2126E+02
4.90	0.1724E+00	0.2126E-02	0.1233E-01	0.4903E-01	0.2307E+02
5.00	0.1667E+00	0.1890E-02	0.1134E-01	0.4725E-01	0.2500E+02
5.10	0.1612E+00	0.1683E-02	0.1044E-01	0.4556E-01	0.2707E+02
5.20	0.1561E+00	0.1501E-02	0.9620E-02	0.4396E-01	0.2928E+02
5.30	0.1511E+00	0.1341E-02	0.8875E-02	0.4244E-01	0.3165E+02
5.40	0.1464E+00	0.1200E-02	0.8197E-02	0.4100E-01	0.3417E+02
5.50	0.1418E+00	0.1075E-02	0.7578E-02	0.3963E-01	0.3687E+02
5.60	0.1375E+00	0.9643E-03	0.7012E-02	0.3832E-01	0.3974E+02
5.70	0.1334E+00	0.8664E-03	0.6496E-02	0.3708E-01	0.4280E+02
5.80	0.1294E+00	0.7794E-03	0.6023E-02	0.3589E-01	0.4605E+02
5.90	0.1256E+00	0.7021E-03	0.5590E-02	0.3476E-01	0.4951E+02
6.00	0.1220E+00	0.6334E-03	0.5194E-02	0.3368E-01	0.5318E+02
7.00	0.9259E-01	0.2416E-03	0.2609E-02	0.2516E-01	0.1041E+03
8.00	0.7246E-01	0.1024E-03	0.1414E-02	0.1947E-01	0.1901E+03
9.00	0.5814E-01	0.4739E-04	0.8150E-03	0.1550E-01	0.3271E+03
10.00	0.4762E-01	0.2356E-04	0.4948E-03	0.1263E-01	0.5359E+03