



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche Scientifique
Université de Tissemsilt



Faculté des Sciences et de la Technologie
Département des Sciences et de la Technologie

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme
de Master académique en
Filière : **Génie Mécaniques**
Spécialité : **Installation énergétique et turbomachine**

Présentée par : **TACHOUR Youcef**

Thème

**Etudes numériques d'une souffleries à basse vitesse en circuit
ouvert**

Soutenu le, 16.09.2021

Devant le Jury :

Dr.Benlakkam M.	Encadreur	M.C.B.	Univ-Tissemsilt
Dr.Hamdi A.	Examineur	M.C.A.	Univ-Tissemsilt
Dr.Kahil Y.	Examineur	M.C.B.	Univ-Tissemsilt

Année universitaire : 2020-2021

Remerciements

Nous remercies Dieu le tout puissant, pour m'avoir donné la santé, le courage et la volonté d'étudier et pour m'avoir permis de réaliser ce modeste travail dans les meilleures conditions au terme de cette modeste étude, nous tiens à exprimer nous profonde gratitude et mes vifs remerciements à Dr : Benlekkam mohamed lamine (promoteur pour le soutien, l'aide et les conseils qu'il m'a dispensé pour l'élaboration de cette présente thèse et à la formation durant les années de spécialités. Nous remercies le président et les membres du jury qui me feront l'honneur de juger le travail.

Un grand merci pour toutes les personnes qui ont contribuées de près ou de loin pour la réalisation de ce mémoire.

Dédicace

Je dédie ce travail :

A toute ma famille,

Particulièrement mes chers parents,

A tous mes amis et mes collègues,

A tous mes enseignants

sommaire

Introduction générale	11
Chapitre 1 : étude bibliographique sur les soufflerie	
Introduction	13
1.1.terminologie de la mécanique des fluides	13
1.2.Quoi une soufflerie	14
1.3Type des souffleries	14
1.4.Classification des souffleries aérodynamiques	16
1.4.1. Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile	16
1.4.1.1. Souffleries subsoniques ($M < 0.9$)	16
1.4.1.2. Soufflerie transsoniques ($0.9 < M < 1.2$)	16
1.4.1.3. Soufflerie supersoniques ($1.2 < M < 5$)	17
1.4.1.4. Souffleries hypersoniques ($M > 5$)	17
1.4.2.Classification des souffleries suivant la nature des parois dans la zoned'essai.....	18
1.4.2.1. Souffleries a veine libre.....	18
1.4.2.2. Souffleries a veine guidée	18
1.4.2.3. Souffleries a veine semi guidée	18
1.4.3.Classification des souffleries suivant l'emplacement du ventilateur	19
1.4.3.1.Souffleries du type soufflant.....	19
1.4.3.2.Souffleries du type a aspiration	19
1.4.4. Classification d'apres le mode de fonctionnement	19
1.4.4.1.Souffleries a fonctionnement continu	19
1.4.4.2.Soufflerie a fonctionnement discontinu	20
1.5.Les compositions d'une soufflerie	21
Conclusion.....	21
chapitre II : Présentation d'une soufflerie subsonique à veine ouverte	
2.1.Historique des souffleries subsoniques	23
2.2.Introduction	24
2.3.Soufflerie subsonique à veine ouverte(Eiffel HM 170)	24
2.3.1.Description technique	24
2.4. Fonctionnement du tunnel aérodynamique HM170	25
2.5.Application de soufflerie.....	26
2.6.Avantage	26
2.7.Inconvénients.....	26
2.8.Techniques de mesures	26
2.8.1.Mesure de pression.....	27

2.8.2.Mesure de la vitesse	28
2.9.Mesure de force aérodynamique	28
2.9.1.La balance aérodynamique	28
2.10. Techniques de visualisations	29
2.10.1.Visualisation du flux de fumée	29
2.10.2. Visualisation par colorant	30
2.10.3. Visualisation par différentes petites particules	30
2.10.4. La visualisation des bulles de gaz	30
Conclusion.....	31

chapitre III : (Présentation du code de calcul)

Introduction	33
3.1. La mécanique des fluides numérique (CFD)	33
3.2. Conduction d'une simulation numérique	33
3.3. Présentation des logiciels du calcul	34
3.3.1. Présentation du <i>Gmsh</i>	34
3.3.2. Présentation du code de calcul Code_Saturne	35
3.3.2.1 Procédure sous Code Saturne	36
3.3.3. Logiciel de post-traitement EnSight	39
3.4. Equations de Navier-Stokes	39
Equation de continuité	40
Equation de quantité de mouvement	40
Equation d'énergie	40
Conclusion.....	41

chapitre IV : Etude numérique d'un plaque plane

4.1. Profil d'aile	43
4.2. Efforts aérodynamiques	44
4.3. La résultat aérodynamique	44
La portance	44
La trainée.....	45
4.4. Différents types de profils	45
4.5. Bibliographie des écoulements autour des plaque plane	48
4.6. résultats et discussions	49
4.6.1. Description du cas et détails des calculs	49
4.6.2. La génération du maillage	49
4.6.3. Cas1 :maillage de plaque plan horizontal	50
4.6.4. Cas 2 : maillage de plaque plan vertical	51

4.6.5. Cas 3 :maillage de plaque plan incliné 45°	52
4.7. Discussion des résultats	53
4.7.1. Cas d'une plaque verticale	53
4.7.2. Cas d'une plaque inclinée 45°	54
4.7.3. Cas plaque horizontale	55
Conclusion générale	
Bibliographie	
Résumé	

Listes des figures

Fig. 1.1 - Soufflerie à veine ouverte.....	14
Fig. 1.2 - Soufflerie à retour	15
Fig. 1.3 - Soufflerie à retour à choc	16
Fig. 1.4 - La soufflerie transsonique S1MA du Centre Onera	16
Fig. 1.5 - La soufflerie supersonique S5Ch du Centre Onera de Meudon	17
Fig. 1.6 - La soufflerie R2Ch du Centre Onera de Meudon.....	17
Fig. 1.7 - Type jet a plan libre	18
Fig. 1.8 - Type a jet parietal	18
Fig. 1.9 - Type a jet semi pariétal	18
Fig. 1.10 - ventilateur du type soufflant.....	19
Fig. 1.11 - ventilateur du type a aspiration.....	19
Fig. 1.12 - Schéma de la soufflerie EOLIA	20
Fig. 1.13 - L'installation est alimentée par un réservoir a haute pression	20
Fig. 1.14 - L'installation fonctionne par aspiration de l'air ambiant	20
Fig. 1.15 - Soufflerie subsonique	21
Fig. 2.1 - Schéma descriptive de la soufflerie HM170.....	25
Fig. 2.2 - Schéma de fonctionnement du tunnel aérodynamique	25
Fig. 2.3 - Schéma simplifié d'un manomètre à tube en U	27
Fig. 2.4 - schéma simplifié d'un tube pitot-statique.....	28
Fig. 2.5 - Balance aérodynamique	29
Fig. 3.1 - Processus de la CFD	34
Fig. 3.2 - Interface graphique de <i>Gmsh</i>	35
Fig. 3.3 - Interface graphique de <i>Code_Satunre</i>	36
Fig. 3.4 - boundary region	37
Fig. 3.5 - pas de temps	37
Fig. 3.6 - Moyennes en temps.....	38
Fig. 3.7 - préparation du calcule	38
Fig. 3.8 - Logiciel de post-traitement EnSight	39
Fig. 4.1 - Schéma du profil d'un d' aile.....	43
Fig. 4.2 - Efforts appliques sur le profil d'aile	44
Fig.4.3 - profile Biconvexe symétrique.....	45
Fig. 4.4 - profile Biconvexe dissymétrique	45
Fig. 4.5 - profile Plan convexe	46
Fig. 4.6 - profile Plan creux	46

Fig. 4.7 - profile Double courbure.....	46
Fig. 4.8 - profile Supercritique	47
Fig. 4.9 - profile Laminaire	47
Fig. 4.10 - Configuration d'écoulement pour plaque plane , XY (vue latérale)	49
Fig. 4.11 - Zoom du maillage grossier d'un plaque plan horizontal dans le plan XY	50
Fig. 4.12 - Zoome du maillage fin d'un plaque plan horizontal dans le plan XY	50
Fig. 4.13 - Zoome du maillage grossier d'un plaque plan vertical dans le plan XY.....	51
Fig. 4.14 - Zoome du maillage fin d'un plaque plan vertical dans le plan XY	51
Fig. 4.15 - Zoome du maillage grossier d'un plaque plan incliné dans le plan XY.....	52
Fig. 4.16 - Zoome du maillage fin d'un plaque plan incliné dans le plan XY	52
Fig. 4.17 - Champ de vitesse vitesse $\alpha = 90^\circ$	53
Fig. 4.18 - Champ de pression $\alpha = 90^\circ$	53
Fig. 4.19 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 90^\circ$	53
Fig. 4.20 - Champ de vitesse vitesse $\alpha = 45^\circ$	54
Fig. 4.21 - Champ de pression $\alpha = 45^\circ$	54
Fig. 4.22 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 45^\circ$	54
Fig. 4.23 - Champ de vitesse vitesse $\alpha = 0^\circ$	55
Fig. 4.24 - Champ de pression $\alpha = 0^\circ$	55
Fig. 4.25 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 0^\circ$	55

NOMENCLATURE :

R_x	l'équation de traînée
R_z	L équation de portance
C_x	coefficient de traînée
C_z	coefficient de portance
M_a	Le nombre de Mach
Re	nombre de Reynolds
ρ_a	la densité du fluide dans la soufflerie
ρ_f	densité du liquide dans les tubes
Δh	la différence de hauteur du liquide dans les colonnes
β	l'angle entre l'horizontale et le plan fait par les deux colonnes
g	accélération de la pesanteur en (m/s ²)
g	l'accélération due à la gravité
m	La masse en (kg)
p	Le point en (N)
u	La vitesse [m.s ⁻¹]
ρ	la masse volumique du fluide (en kg/m ³)

INTRODUCTION

GÉNÉRALE

Introduction générale :

L'aérodynamique est la science qui étudie les phénomènes qui se produisent autour d'un objet (Avion, Missile, Navire...etc.) lors d'un mouvement relatif entre le corps et le fluide qui le baigne. Le corps peut se déplacer dans le fluide statique (maquette objet en vol). Il peut aussi être fixe dans le fluide en mouvement (maquette de profil dans le vent de soufflerie). L'aérodynamique a pour but d'étudier les paramètres qui influent sur les écoulements des fluides autour ou à travers un objet a savoir, la portance, de la trainée et les moments sur les profils.

En effet, les recherches en aérodynamique sont basées sur les essais expérimentaux en soufflerie et beaucoup plus sur la simulation numérique en raison du développement technologique ce qui permet aux chercheurs d'évaluer des géométries plus compliquées en minimisant le temps relatif du calcul.

Une soufflerie est une installation expérimentale qui nous permet de réaliser des essais aérodynamiques, dans laquelle de l'air est soufflé ou aspiré à travers une conduite de différentes surfaces afin de simuler différentes conditions d'écoulement d'air. La soufflerie permet aussi de consulter des cas tests pour valider les calculs.

Les souffleries se sont avérées être les équipements les plus avantageux et les plus exigeants dans le domaine de la science et de la technologie. Elles ont été largement utilisées pour comprendre les effets de la résistance de l'air sur les objets automobiles et aéronautiques.

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 recherches expérimentales dans les applications aux écoulements externes et internes.

L'objectif principal de notre mémoire est d'étudier avec une simulation numérique d'une soufflerie subsonique en circuit ouvert

Ce mémoire est organisé dans quatre chapitres :

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

Le deuxième chapitre est consacré à la Présentation d'une soufflerie subsonique à veine ouverte ainsi qu'un aperçu sur les Techniques de mesures et les Techniques de visualisations utilisées.

dans le troisième chapitre Présentation du code de calcul et une description des étapes de notre simulation par code_saturne.

Le dernier chapitre est dédié à une description des cas étudiés, la présentation des résultats obtenus et leurs discussions.

CHAPITRE I :

ETUDE

BIBLIOGRAPHIQUE

D'UNE SOUFFLERIE

Introduction :

Le monde d'aujourd'hui a vu l'arrivée de nouveaux véhicules voyager plus vite que jamais, et de nouveaux bâtiments ont atteint le sommet (gratte-ciel). Bref, tous les éléments techniques devant faire face au vent sont devenus plus efficaces. Ces nouvelles offres sont bien entendu dues aux nouvelles connaissances introduites par les avancées technologiques mais sont également possibles grâce à une étude approfondie de l'objet en question. Vent ou air, c'est une soufflerie. Cet appareil technique permet d'étudier l'aérodynamique et les vitesses d'écoulement de l'air, les forces exercées sur le corps sont encore de nombreux autres paramètres. Pour étudier, une soufflerie est nécessaire. Tout ingénieur ou technicien, quelle que soit sa formation, doit avoir des connaissances en mécanique des fluides, en particulier sur les objets, les couches, les moules et le profil de vitesse.

La soufflerie permet un grand nombre d'expériences en mécanique des fluides et en aérodynamique [1].

1.1.terminologie de la mécanique des fluides :

La traînée est la composante de la force agissant sur un corps qui est projetée le long de la direction du mouvement. Les forces de cisaillement et la pression induisent toutes deux une traînée sur un corps en mouvement. Les forces de cisaillement, connues sous le nom de traînée de frottement de la peau, sont plus importantes dans les objets profilés, tandis que la résistance à la pression est plus importante dans les objets contondants[2].

La force de traînée est souvent non-dimensionnée en fonction du nombre de Reynolds. On parle alors de coefficient de traînée équation (1).

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (1)$$

De même, la pression agissant sur chaque élément différentiel d'un objet peut être normalisée par la pression dynamique du flux libre pour obtenir le coefficient de pression. pour obtenir le coefficient de pression équation (2).

$$C_p = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (2)$$

Cette quantité peut également être réécrite comme le coefficient de pression réduite équation(3).[2]

$$C_P = \frac{q}{q_\infty} \quad (3)$$

1.2. Quoi une soufflerie :

Une soufflerie est une installation de test utilisée en aérodynamique pour étudier les effets d'un écoulement d'air sur un corps, et c'est un modèle avec un volume globalement réduit par rapport à la taille réelle. Des mesures peuvent être effectuées en soufflerie, par exemple des forces, et des visualisations d'écoulement en soufflerie qui sont souvent impossibles à réaliser dans des conditions réelles de déplacement.[3]

En aérodynamique, les équations de Navier - Stokes - ordinateurs donnent beaucoup plus de difficultés. Sa solution est insaisissable, sans simplification, pour les formes complexes, la modélisation des turbulences est nécessaire et cela conduit à un tel manque de précision. Il n'y a donc pas d'autre moyen pour l'aérodynamique que d'essayer "vraiment" une fois que la situation se complique un peu. La soufflerie permet encore une simplification en permettant de tester des modèles à plus petite échelle. Il existe des règles de similitude lors du changement de dimensions, c'est-à-dire que deux écoulements à échelle différente donneront des résultats équivalents si[4] :

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

En aérodynamique la similitude n'est jamais parfaite mais on trouve des conditions donnant une bonne approximation pour un type d'essai [4].

1.3. Type des souffleries :

- Soufflerie à veine ouverte « système Eiffel » :

La soufflerie est un tunnel droit avec au centre une chambre d'essai. L'air qui y entre est celui contenu dans le bâtiment qui abrite la soufflerie, il est éjecté dans ce même bâtiment. On distingue le collecteur qui va s'amincissant vers la chambre d'essai pour augmenter la vitesse de l'air et le diffuseur qui reprend l'air en sortie de chambre d'essai pour s'élargir vers le ventilateur (dans une soufflerie le ventilateur est situé en sortie et aspire). Une grille en nid d'abeille disposée à l'entrée du collecteur améliore la qualité du flux (fig 1).[5]

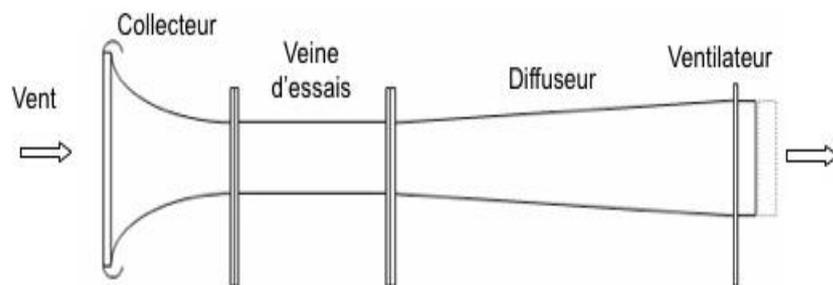


Fig. 1.1 - Soufflerie à veine ouverte[5].

➤ Soufflerie à retour :

Après avoir traversé la chambre d'essai, l'air est dirigé à travers un tunnel en boucle et réinjecté. On dispose des déflecteurs dans les angles afin d'améliorer la qualité du flux (fig).[5]

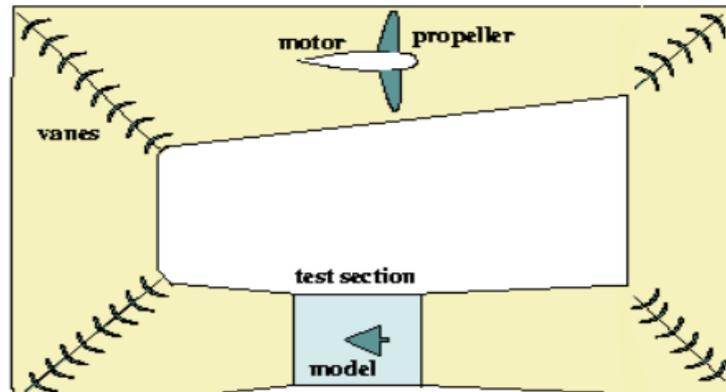


Fig. 1.2 - Soufflerie à retour[5].

➤ Soufflerie climatique :

En plus du vent la soufflerie reproduit des conditions climatiques telles que la pluie, la neige ou le sable par exemple de Canada.

➤ Soufflerie pressurisée :

Les conditions de pression y sont supérieures à la normale. Cela permet une bonne similitude d'écoulement avec les petits modèles en augmentant par la pression, la masse volumique de l'air. L'inconvénient est que la pression dynamique sur la maquette augmente et donc que la maquette est soumise à de plus grands efforts et risque de se déformer.[5]

➤ Soufflerie cryogénique :

Un autre méthode d'augmenter la masse volumique de l'air est de diminuer la température, ce qui diminue aussi la viscosité de l'air et ne change pas les forces sur la maquette.

➤ Soufflerie à rafale :

Les vitesses hypersoniques ne peuvent pas être atteintes en continu (Mach 5 et plus) dans une soufflerie: on génère des rafales par détente du gaz issu d'une tuyère vers une sphère à vide.

➤ Soufflerie à arc :

Il s'agit d'une réalisation possible d'une soufflerie à rafale par déclenchement d'arc électrique dans un gaz qui est chauffé et comprimé. On obtient ainsi de très hautes températures et pressions durant moins d'une seconde.

➤ Soufflerie à choc :

un autre type des souffleries à rafale consiste à utiliser un long tube divisé en deux enceintes séparées par un diaphragme, l'une à haute pression et l'autre à basse pression. La rupture du diaphragme provoque une onde de choc[5].

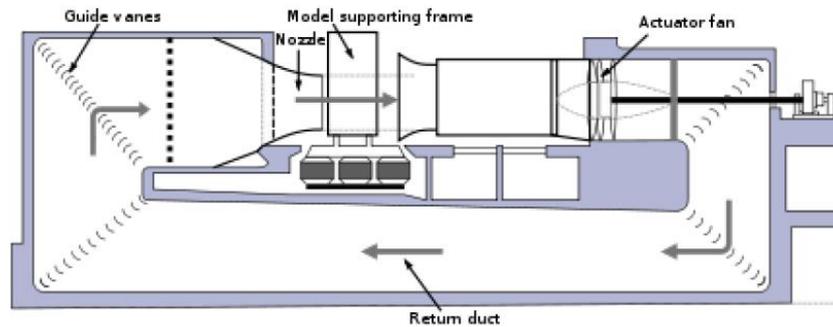


Fig. 1.3 - Soufflerie à retour à choc[5].

1.4. Classification des souffleries aérodynamiques :

Il existe trois types de base de classifications en soufflerie :

1.4.1. Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile :

1.4.1.1. 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 sont toujours dans le champ aérodynamique des vitesses du son inférieures aux vitesses locales du son.[6]

1.4.1.2. Soufflerie transsoniques ($0.9 < M < 1.2$) :

Quand on parvient à atteindre des vitesses voisines à celle du son, on doit tenir compte de la compressibilité. Ces vitesses se situent généralement entre 260 et 400 m/s. Certains phénomènes aérodynamiques 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.[6]

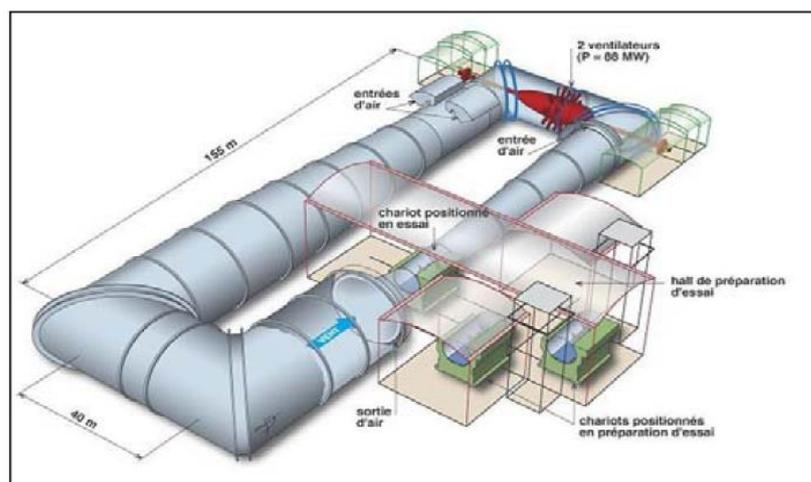


Fig.1.4_ La soufflerie transsonique S1MA du Centre Onera.[6]

1.4.1.3. Soufflerie supersonique ($1.2 < M < 5$) :

L'accélération des gaz à vitesse supersonique est généralement réalisée à l'aide d'une tuyère convergente-divergente, les souffleries supersonique permettent d'obtenir les 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.[6]

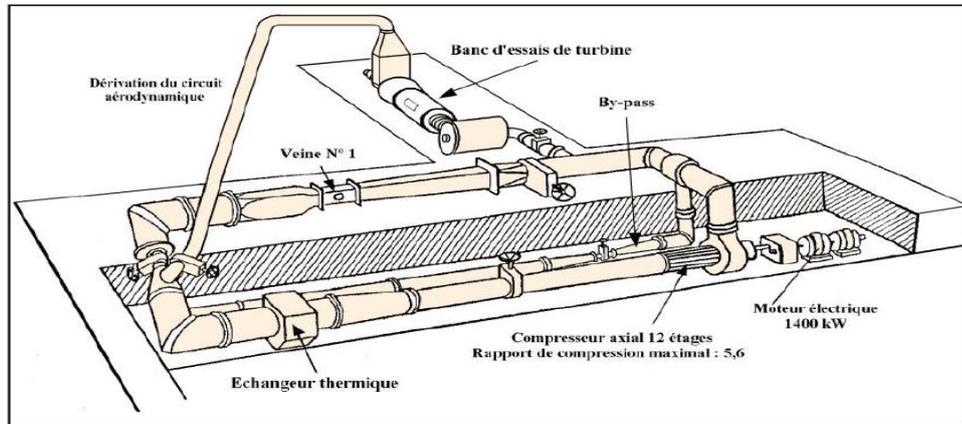


Fig. 1.5 - La soufflerie supersonique S5Ch du Centre Onera de Meudon .[6]

1.4.1.4. 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.

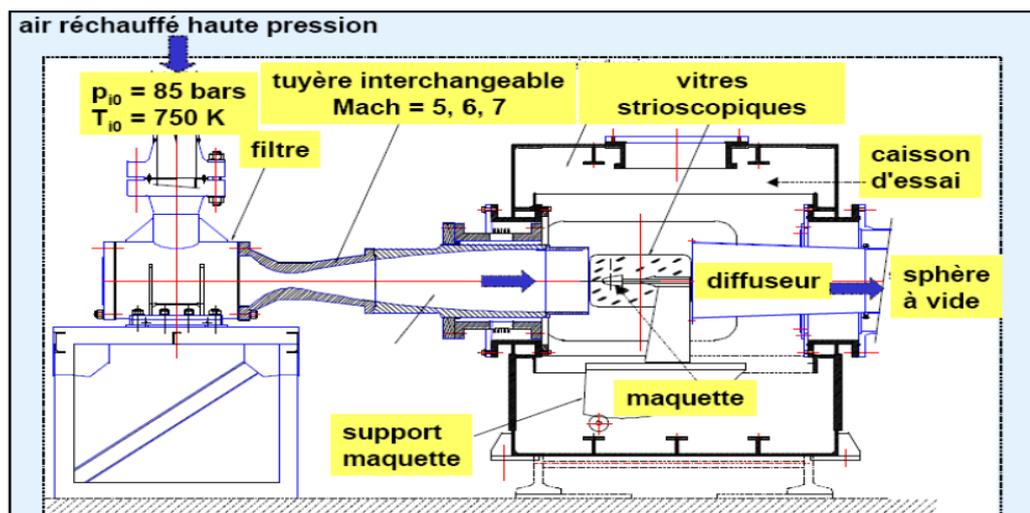


Fig. 1.6 - La soufflerie R2Ch du Centre Onera de Meudon.[6]

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

Ils peuvent être classés en trois catégories:

1.4.2.1. Souffleries à veine libre

La chambre d'essai n'a pas de parois physiques .



Fig. 1.7 - Type jet à plan libre[6].

1.4.2.2. Souffleries à veine guidée :

Le courant d'essai consiste en une gaine fermée de dimensions relativement petites

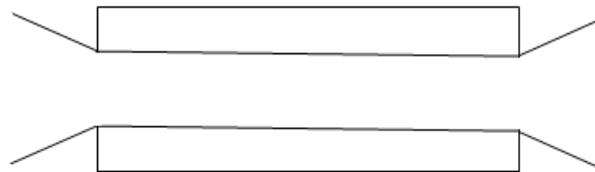


Fig. 1.8 - Type à jet pariétal[6].

1.4.2.3. Souffleries à veine semi guidée :

Parois sur une partie du périphérique



Fig. 1.9 - Type à jet semi pariétal[6].

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 .[6]

1.4.3. Classification des souffleries suivant l'emplacement du ventilateur :

Selon la méthode de classification, il existe deux classes de souffleries:

1.4.3.1. Souffleries du type soufflant

comme 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 .[6]

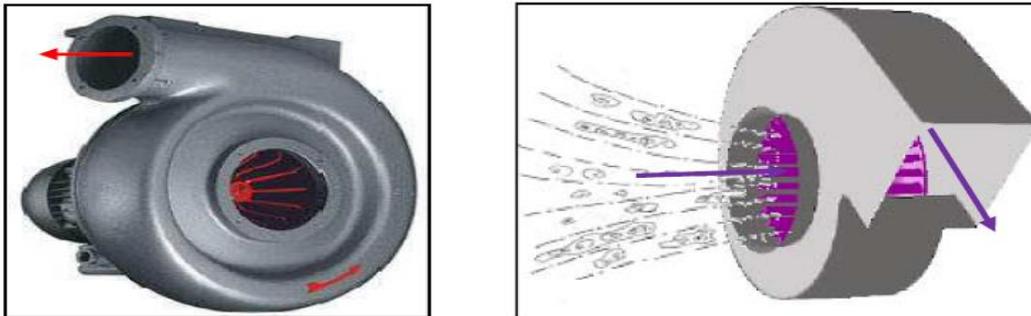


Fig. 1.10 - ventilateur du type soufflant[6].

1.4.3.2. Souffleries du type a 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]

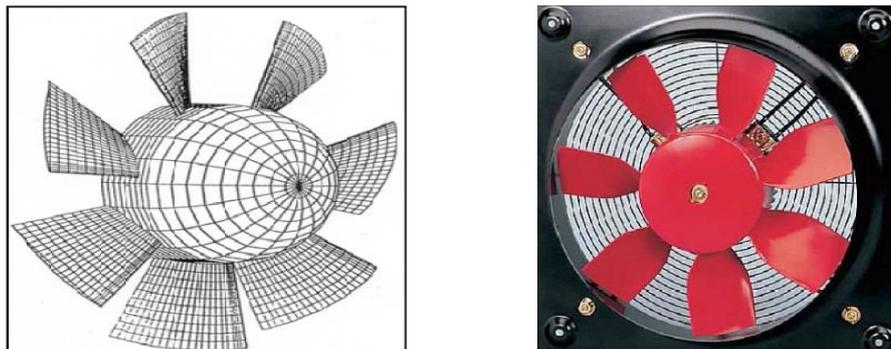


Fig. 1.11 - ventilateur du type a aspiration[6].

1.4.4. Classification d'après le mode de fonctionnement :

1.4.4.1. Souffleries a fonctionnement continu :

Les souffleries continues permettent des essais plus longs, le circuit est ouvert (typeEiffel) .

Les souffleries de type Eiffel (figure) ou L'air rentre par le collecteur, puis accélère par le ventilateur, passe dans la chambre d'expériences avant de ressortir ensuite par le diffuseur[6].

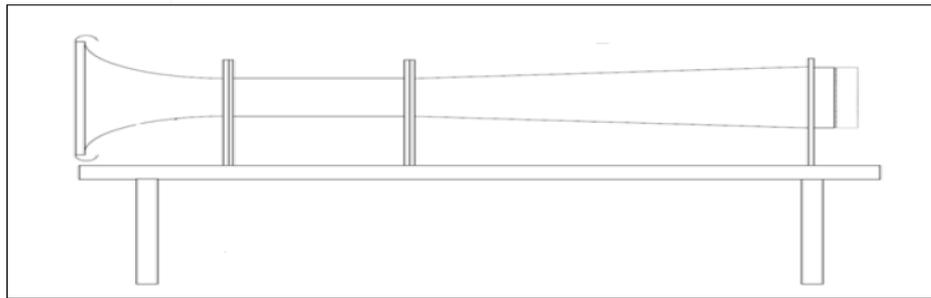


Fig. 1.12 - Schéma de la soufflerie EOLIA [6].

1.4.4.2. Soufflerie a fonctionnement discontinu :

Entre deux réservoirs à différents niveaux de pression, 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 .[6]

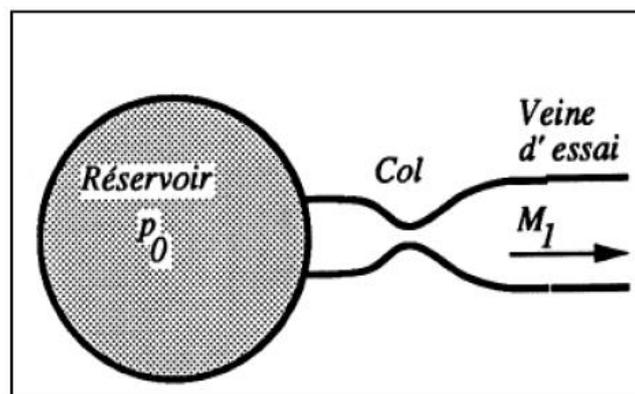


Fig. 1.13 - L'installation est alimentée par un réservoir à haute pression [6].

Les souffleries à rafales sont réalisées entre deux réservoirs, l'un à pression élevée, 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]

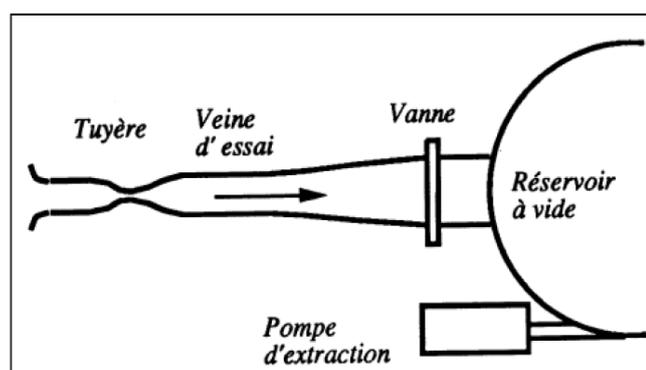


Fig. 1.14 - L'installation fonctionne par aspiration de l'air ambiant[6].

1.5. Les compositions d'une soufflerie :

La soufflerie se compose d'un circuit aérodynamique qui comprend les éléments de base suivant:

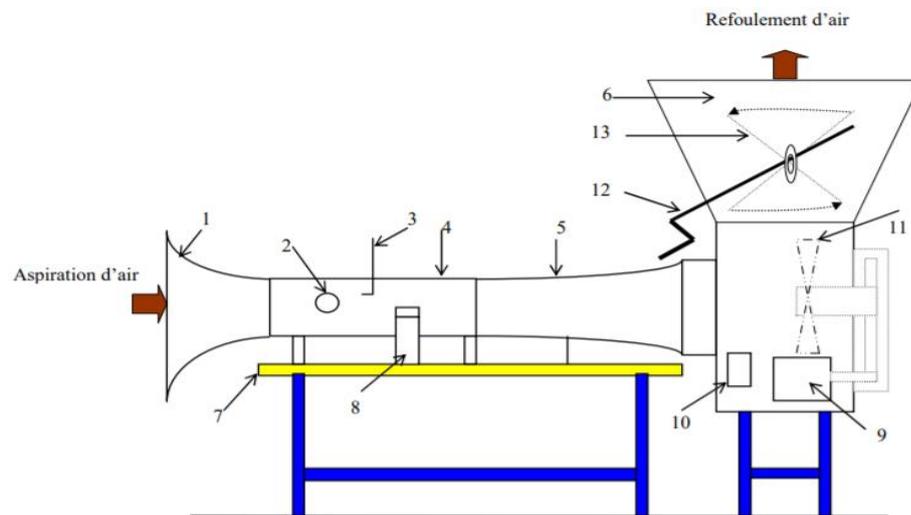


Figure. 1.15 - Soufflerie subsonique[7].

- | | |
|------------------|-------------------------|
| 1-Convergent | 8-Balance aérodynamique |
| 2-Hublot | 9-Moteur électrique |
| 3- Tube de Pitot | 10-Interrupteur |
| 4-Veine d'essai | 11-Turbine |
| 5-Divergent | 12-Variateur de vitesse |
| 6-Diffuseur | 13-Vanne papillon |
| 7-Table | |

conclusion :

Ce chapitre a été consacré sur une présentation théorique des souffleries subsoniques, la classification, ainsi les composantes qui les forme.

CHAPITRE II :
PRESENTATION D'UNE
SOUFFLERIE
SUBSONIQUE A VEINE
OUVERTE

chapitre II : (Présentation d'une soufflerie subsonique à veine ouverte)

2.1. Historique des souffleries subsoniques :

Le premier à avoir effectué des tests aéronautiques était l'ingénieur britannique Francis H. Wenham (1824-1908). Wenham faisait des tests en vol d'un planeur, à l'extérieur, dans un environnement non contrôlé avec des variations de pression, de température et d'humidité importantes; ce qui rendait très difficile toute répétitivité dans ces tests. Un autre scientifique britannique John Smeaton (1724-1792) utilisait une méthode plus sophistiquée pour effectuer des tests aérodynamiques. Il se servait d'un bras rotatif construit à l'intérieur d'un édifice pour minimiser les variations des propriétés de l'air, ce qui permettait la répétitivité des tests. Le plus grand inconvénient du bras rotatif était intrinsèque à sa nature. Ce bras rotatif, qui avait à son extrémité l'objet à étudier, parcourait toujours le même chemin et par conséquent, après le premier tour, l'écoulement de l'air n'était plus le même qu'initialement puisque tout objet qui se déplace dans un fluide crée des turbulences dans ce dernier.

La première soufflerie en Amérique du Nord a été construite par Albert J. Wells, le 29 avril 1896, dans les laboratoires du Massachusetts Institute of Technology (MIT). Wells avait utilisé le système de ventilation de l'université, un tuyau vertical de pieds de longueur et un autre tuyau horizontal de 13 pieds de longueur. À la sortie de sa soufflerie, Wells a placé une balance aérodynamique qui lui permettait de mesurer les forces verticales et horizontales sur les maquettes. À 500 miles de Cambridge, Massachusetts et quarante ans plus tard, dans les laboratoires du National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) dans l'état de Virginie, les deux ingénieurs David J. Biermann et Lindsey I. Turner Jr venaient de mettre au point une soufflerie de 16 pieds, capable d'atteindre des vitesses de 80 % de la vitesse du son, soit le nombre de Mach égal à 0,8. Mise en service en 1941.

À la fin des années 1901, les frères Wright avaient accumulé la plus grande base de données aérodynamiques au monde. La soufflerie développée par les fameux frères , elle était de type circuit ouvert avec un ventilateur axial à vitesse de rotation unique (une seule vitesse développée par le moteur). Le ventilateur était placé à l'entrée de la soufflerie et très près de la chambre d'essai, ce qui produisait un écoulement variable et avec des tourbillons dus aux pales du ventilateur. Les frères avaient construit deux balances aérodynamiques et une centaine de modèles d'ailes miniatures. Les résultats expérimentaux étaient obtenus en regardant la variation des forces sur la balance par la fenêtre au-dessus de la chambre de test.

Les frères Wright pouvaient mesurer la force de portance et la force de traînée de leurs modèles pour divers angles d'attaque. Durant l'année 1902, les résultats expérimentaux en soufflerie ont permis d'améliorer les performances de leur avion précédent et en 1903 leur premier avion à propulsion (moteur de 12 HP) avec une gouverne de profondeur (pour contrôler l'axe de tangage en vol) leur a permis d'obtenir une place dans l'histoire comme les

inventeurs du premier avion et les premiers à réaliser un vol contrôlé[8].

.2.2. Introduction :

La soufflerie est un outil crucial en ingénierie à la fois pour les tests de modèles et la recherche. La soufflerie utilise largement pour tester le modèle d'avion proposé par les aérodynamiciens. En utilisant la soufflerie, le chercheur apprendra et saura comment l'avion volera. Grâce à l'étude de la soufflerie, le chercheur peut contrôler les conditions d'écoulement qui affectent les forces sur l'avion. La soufflerie aide le chercheur à mieux comprendre le principe aérodynamique et à améliorer les performances de l'avion[9].

La soufflerie à basse vitesse est utilisée pour circuler à l'intérieur de la chambre d'essai et a aidé à surveiller l'ensemble des performances. L'objectif principal de cette recherche est la performance d'écoulement de la soufflerie, comment l'air débit contrôlé dans la chambre d'essai et qualité paramètres. Les résultats des expériences réalisées sont aidés à résoudre des problèmes aérodynamiques .Dans ce monde contemporain, le développement dépend des simulations numériques par ordinateur vers de nouvelles technologies, mais l'utilisation de l'éolienne pour résoudre des problèmes de base à complexes est encore nécessaire pour le secteur de l'aérodynamique [10].

2.3. Soufflerie subsonique à veine ouverte(Eiffel HM 170):

2.3.1.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 a l'autre cote a travers un ventilateur. L'espace environnant assure le retour de l'air vers l'entree. L'appareil secompose essentiellement à des parties suivantes :[6]

- Préchambre avec stabilisateur d'écoulement .
- Tuyère .
- Section de mesure .
- Diffuseur .
- Ventilateur .

Ce type de soufflerie s'adapte uniquement à des vitesses de l'air limites($0 < \text{Ma} < 0.08$).

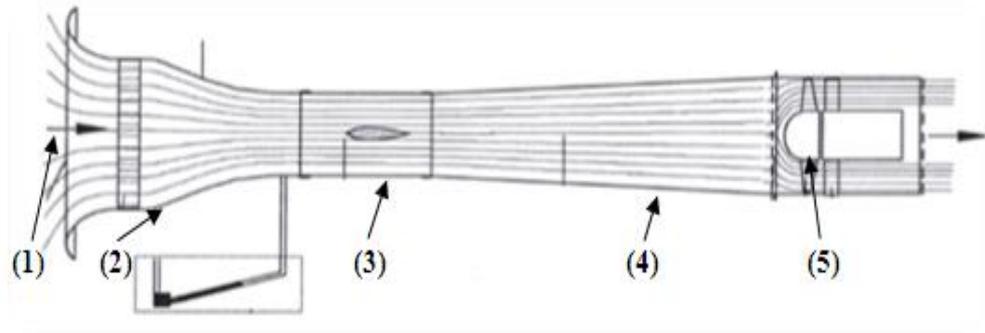


Fig.2.1_ : Schema descriptive de la soufflerie HM170[6].

2.4. Fonctionnement du tunnel aérodynamique HM170 :

L'air est aspiré de l'espace environnant par le cône d'admission (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 nulle). 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 perte de pression nécessaire à l'accélération de l'air dans la tuyère est partiellement récupérée. L'angle de diffuseur est proportionnel 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 .[6]

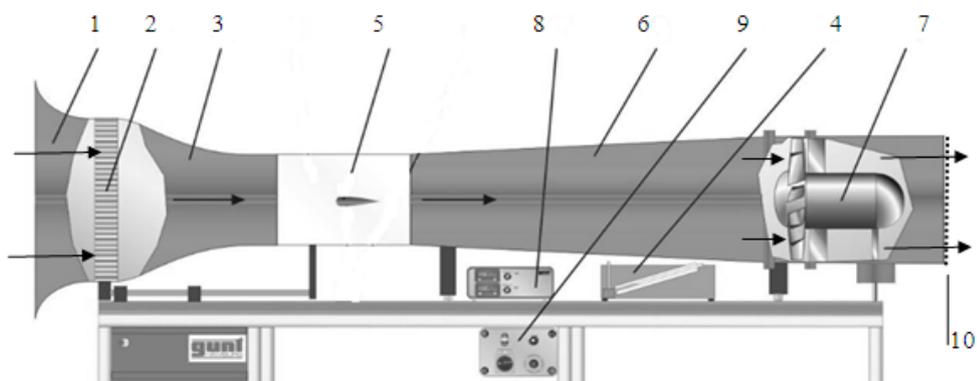


Fig. 2.2 - Schéma de fonctionnement du tunnel aérodynamique[6].

2.5. Application de soufflerie :

La soufflerie est principalement utilisée dans la technologie aérospatiale et les applications militaires. Les souffleries industrielles sont également utilisées pour d'autres domaines tels que les voitures, les éoliennes, la protection de l'environnement, etc. Les utilisateurs tels que les constructeurs automobiles utilisent des souffleries pour explorer la ligne de conduite la plus efficace pour leurs nouvelles voitures. Il ne fait aucun doute que la soufflerie continuera d'aider nos scientifiques à nous offrir une expérience de conduite plus rapide, plus fiable et plus respectueuse de l'environnement au cours des prochaines décennies.[11]

2.6. Avantage :

- Coûts de construction bas
- Refroidissement naturel (les souffleries à boucle fermée réutilisant le même air doivent disposer d'échangeurs ou d'un système de refroidissement pour un fonctionnement à des vitesses élevées) .
- Adaptées à l'étude des moteurs ou de la visualisation de la fumée puisqu'il n'y a pas d'accumulation de résidus dans l'air de la veine .[1]

2.7. Inconvénients :

- L'espace autour de la soufflerie doit être important afin d'éviter des dissymétries dues aux objets proches du collecteur. La qualité du flux des souffleries en boucle fermée est supérieure
- Si la prise d'air est externe, le vent et les conditions météo influencent le fonctionnement de la soufflerie
- Le coût d'exploitation est important puisque l'air doit être constamment accéléré.
- Le fonctionnement est bruyant .

La chambre d'expérimentation peut avoir plusieurs dispositions. Elle peut être rectangulaire, ce qui facilite la manipulation (le diffuseur et le collecteur apparaissent comme deux orifices circulaires de même diamètre sur deux murs opposés de la chambre) ou au contraire être une simple portion du tunnel. Suivant le cas la veine est dite libre ou guidée .[1]

2.8. Techniques de mesures :

L'objectif principal des essais aérodynamiques est de comprendre le champ d'écoulement autour d'un objet. Le champ d'écoulement fait référence au vecteur vitesse, à la température, à la pression, à la viscosité et à la densité en fonction de la position et du temps. Cela signifie que des résultats précis ne dépendent pas seulement de la conception du tunnel lui-même, mais aussi des techniques utilisées pour mesurer le champ d'écoulement. L'un des défis associés à la mesure du champ d'écoulement autour d'un objet est que l'insertion d'un instrument dans le champ d'écoulement va presque inévitablement le perturber. Concevoir et la mise en œuvre de techniques de mesure peu invasives peuvent s'avérer être un défi.

En outre, l'obtention de mesures exactes et précises du champ d'écoulement avec une haute résolution temporelle nécessite une conception et une planification minutieuses. résolution temporelle élevée nécessite une conception et une planification minutieuses. Cette section présente quelques-unes des techniques utilisées pour obtenir des mesures.[12]

2.8.1. Mesure de pression :

La mesure de la pression est un élément essentiel des essais en soufflerie. La pression est définie comme la force normale par unité de surface. Dans le contexte de l'aérodynamique, cette force est exercée sur un élément de surface en raison d'un taux de changement de quantité de mouvement des molécules de gaz impactant cette surface. La pression est fonction à la fois du temps et de la position.

L'une des techniques de mesure de la pression est le manomètre. Le manomètre est l'un des plus anciens dispositifs de mesure de la pression différentielle, ou de la différence de pression entre deux points, et l'un des plus faciles à construire. Il existe de nombreux types de manomètres différents, mais un manomètre simple peut être fabriqué en mesurant les différences de hauteur d'un liquide placé dans un tube en verre en forme de U dont les deux extrémités sont reliées aux points de référence et de test. C'est ce qu'on appelle un manomètre à tube en U. La différence de pression est liée à la différence de hauteur dans le liquide par :[12]

$$\Delta P = P_1 - P_2 = \Delta h \sin(\beta) g (\rho_f - \rho_a)$$

Où

Δh est la différence de hauteur du liquide dans les colonnes

β est l'angle entre l'horizontale et le plan fait par les deux colonnes

g est l'accélération due à la gravité

ρ_f est la densité du liquide dans les tubes

ρ_a est la densité du fluide dans la soufflerie

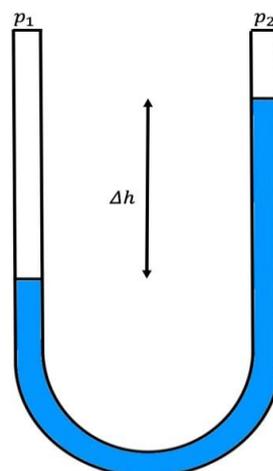


Fig. 2.3 - Schéma simplifié d'un manomètre à tube en U[12].

2.8.2. Mesure de la vitesse :

L'une des façons les plus courantes de mesurer la vitesse d'un fluide est d'utiliser un tube de Pitot-statique. Le tube de Pitot-statique est un instrument qui permet de mesurer la différence entre la pression totale et la pression statique d'un fluide en mouvement. la pression statique d'un fluide en mouvement. La densité du fluide peut être déterminée à l'aide de l'équation d'état en fonction de la mesure de la pression. l'équation d'état basée sur une température et une pression statique mesurées. Cela permet de calculer la vitesse. Le principe d'un tube de Pitot-statique repose sur l'équation de Bernoulli, qui est une déclaration de conservation de l'énergie.[12]

En résolvant l'équation pour la vitesse, les effets gravitationnels peuvent être négligés, ce qui donne :

$$u = \sqrt{\frac{2(P_0 - P)}{\rho}}$$

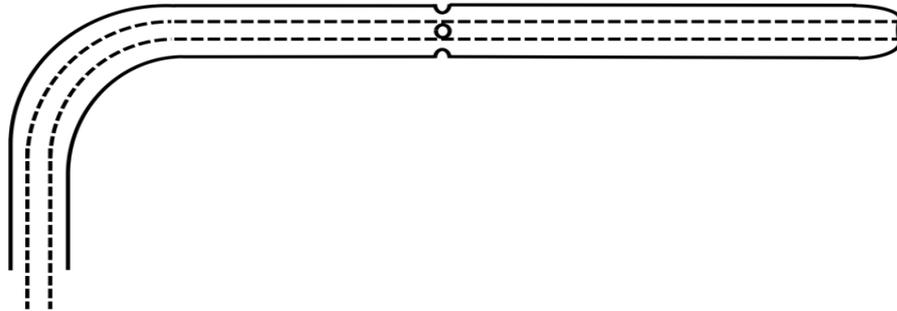


Fig. 2.4 - schéma simplifié d'un tube pitot-statique[12].

2.9. Mesure de force aérodynamique :

2.9.1. La balance aérodynamique :

La balance aérodynamique est conçue pour être utilisée dans les souffleries. Elle devra Fourni sur un support monté sur un support réglable en hauteur pour tester les modèles Aérodynamique utilisée dans les souffleries ; elle permettre de mesurer la portance, la traînée et le moment de tangage exercés sur un modèle, alors elle est constituée essentiellement par un pied, support, platine, fléau, élément de liaison.

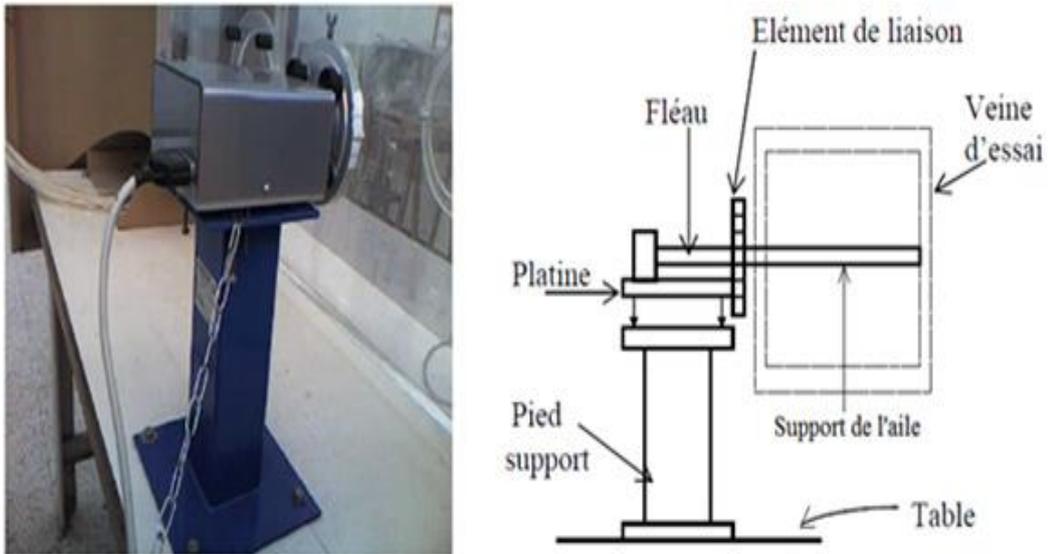


Fig. 2.5 - Balance aérodynamique[7].

_ Pied-support :

Ce pied support permet d'avoir une balance autoporteuse indépendante de la veine. Il transmet des efforts aérodynamiques à la table de manipulation à laquelle il est lié rigidement.

_ Platine :

La platine permet d'orienter le fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

_ Fléau dynamométrique :

Cette pièce maîtresse de la balance est équipée d'une jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion par les actions dynamométriques. Le découplage des actions la portance et la traînée sont réalisées par câblage des jauges. La balance ne comporte aucune liaison partielle et n'est donc sujette à aucune hystérésis de frottement.

_ Élément de liaison :

Cet élément permet de monter la maquette sur la balance, et de l'orienter en incidence[7].

2.10. Techniques de visualisations :

2.10.1. Visualisation du flux de fumée :

Des développements récents indiquent que la visualisation de la fumée dans les souffleries, l'une des techniques les plus anciennes de visualisation des flux techniques de visualisation de l'écoulement, restera un outil expérimental important dans l'étude des phénomènes dynamiques complexes de l'écoulement. Les améliorations apportées à la génération et à l'injection de fumée ainsi qu'à ainsi que dans l'éclairage (laser comme source de lumière), dans les techniques d'acquisition et de calcul ont continué à augmenter la valeur scientifique de cette méthode. Des résultats similaires sont obtenus par des visualisations de flux avec du brouillard et de la vapeur.

La fumée peut être très utile dans une soufflerie à faibles turbulences. Il n'existe pas de limite supérieure de vitesse pour la fumée la visualisation des lignes de fumée (il a été possible d'étendre la portée de la visualisation de la ligne de fumée jusqu'à des vitesses d'écoulement supersoniques.) Une ligne de fumée peut être générée dans une soufflerie (smoke tunnel de fumée) en introduisant de la fumée (produite par des dispositifs de production de fumée) par de petits tuyaux placés devant un tunnel de fumée. modèle d'essai, ou par des trous sur la surface du modèle. Le site Le choix d'utiliser de la fumée dans une soufflerie dépend de plusieurs aspects. La fumée doit être dense et blanche pour être visible, non toxique et non corrosive. La qualité de la ligne de fumée observée ou photographiée dépend également du choix du système d'éclairage. système d'illumination[13].

2.10.2. Visualisation par colorant :

La visualisation des schémas d'écoulement du liquide par l'éjection d'un colorant est analogue à la technique de visualisation de la fumée. Le mélange de la fumée et de l'air est plus intense que celui du colorant et de l'eau. Un colorant pour la visualisation du flux de la ligne filamentaire doit répondre à plusieurs exigences : stabilité par rapport à la diffusion, même poids spécifique que le fluide de travail et haute résistance à l'usure. poids spécifique que le fluide de travail et un contraste élevé. Le colorant peut être injecté dans un flux testé soit à partir d'un petit tube éjecteur placé à l'endroit désiré, soit à partir de petits orifices. d'un petit tube éjecteur placé à l'endroit souhaité, soit par de petits orifices, qui sont prévus dans la paroi, sans que le composante perpendiculaire à la surface du modèle. Le colorant peut également être généré dans l'écoulement, sans perturber ce dernier[13].

2.10.3. Visualisation par différentes petites particules :

L'ajout de petites particules dans l'écoulement (eau ou air) peut permettre la visualisation et la mesure de la vitesse de l'écoulement. L'hypothèse fondamentale est que la vitesse des particules et du fluide est identique. La particule traceuse peut être solide, liquide ou gazeux et le fluide liquide ou gazeux, par exemple : poussière, magnésium (Mg), Al_2O_3 , TiO_2 , aluminium[13].

2.10.4. La visualisation des bulles de gaz :

La visualisation des bulles de gaz est une méthode de traceur où le traceur les particules ont une densité inférieure (dans l'eau) ou similaire (dans l'air) au débit. L'observation de tels traceurs gazeux dans un flux gazeux nécessite l'utilisation d'une visualisation optique méthodes. Les bulles de gaz changent de forme au cours de leur mouvement et, par conséquent, le coefficient de traînée de ces particules traceuses gazeuses n'est pas seulement fonction de la différence de vitesse entre le fluide et la particule, mais aussi une fonction des forces de déformation agissant sur la particule. Les bulles de gaz peuvent être injectées dans le flux ou générées par électrolyse[13].

Conclusion:

Dans ce chapitre, nous avons vu présentation détaillée d'une soufflerie subsonique à veine ouverte à savoir les technique de mesure des déférentes paramètres aérodynamiques de l'écoulement et les techniques de visualisation des ligne de courant.

CHAPITRE III :
PRESENTATION DU CODE
DE CALCULE

chapitre III : (Présentation du code de calcul)

Introduction :

Ce chapitre est consacré une présentation des outils numérique utilisés dans ce travail est donnée tel-que GMSH, code de calcul Code_Saturne et ensight. Ainsi que la manipulation des logiciels open sources et gratuits de la CFD.

3.1. La mécanique des fluides numérique (CFD) :

La mécanique des fluides numérique (M.F.N.), plus souvent désignée par le terme anglais "computational fluid dynamics" or (C.F.D.)est l'analyse des systèmes impliquant l'écoulement des fluides, le transfert de chaleur et les phénomènes associés tels que les réactions chimiques. au moyen de la simulation sur ordinateur. Cette technique est très puissante et couvre un large éventail de domaines d'application industriels et non industriels. Quelques exemples sont:

- aérodynamique des aéronefs et des véhicules : portance et traînée
- l'hydrodynamique des navires .
- centrale électrique : combustion dans les moteurs à combustion interne et les turbines à gaz
- turbomachines : écoulements à l'intérieur de passages rotatifs, de diffuseurs, etc.

Les codes CFD sont structurés autour d'algorithmes numériques capables de résoudre les problèmes d'écoulement de fluide. Afin de fournir un accès facile à leur pouvoir de résolution, tous les packages CFD incluent des interfaces utilisateur sophistiquées permettant de saisir les paramètres du problème et d'en examiner les résultats. Tous les codes contiennent donc trois éléments principaux: (i) un pré-processeur, (ii) un solveur et (iii) un post-processeur[14].

3.2. Conduction d'une simulation numérique :

Une simulation numérique passe par trois étapes principal :

Pré processing :

Préparation des données du problème(Définir la géométrie du domaine de calcul,génération du maillage de discrétisation, Sélection des phénomènes physiques et chimiques dans le processus,détermination des propriétés du fluide ,Spécification des conditions aux limites appropriéespour les cellules).

Simulation proprement dite :

Différences finis, volumes finis, Eléments finis,méthodes spectrales.

Post processing :

Visualisation du domaine de calcul et du maillage, tracé des vecteurs de vitesse et des lignes de courant, contours, extractions de surfaces bien définis, manipulation des graphes (translation, Rotation, et redimensionnement), exportation des figures sous différents formats.

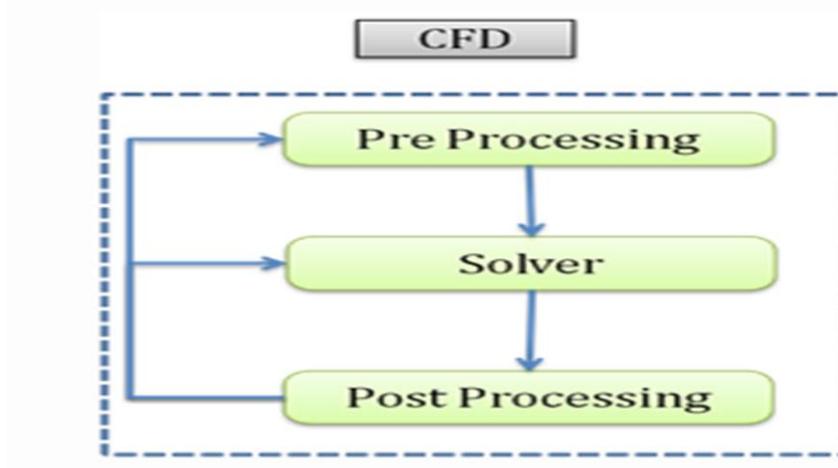


Fig. 3.1 - Processus de la CFD [15].

3.3. Présentation des logiciels du calcul :

Nous avons utilisé plusieurs logiciels pour notre étude et sont les suivants :

3.3.1. Présentation du *Gmsh* :

Gmsh est un logiciel libre créé par *Christophe Geuzaine* et *Jean François Remacle*, permettant de générer des maillages 2D et 3D de type éléments finis avec des outils de pré/post-traitement. C'est un logiciel multiplateforme (*Windows, Linux et Mac OS X*) téléchargeable sur <http://geuz.org/gmsh> [16].

Gmsh est construit autour de quatre modules :

- un module de géométrie
- un module de maillage
- un module solveur
- un module de post-traitement



Fig. 3.2 - Interface graphique de *Gmsh*.

3.3.2. Présentation du code de calcul *Code_Saturne* :

code_saturne est un logiciel de simulation numérique en mécanique des fluides. (CFD : Computational Fluids Dynamics) développé depuis 2007 par EDF.

Le code de calcul *Code_Saturne* est un logiciel qui a été rendu libre. Il peut être utilisé avec les systèmes d'exploitation UNIX ou Linux. C'est donc un système de résolution des équations Navier-Stokes pour les écoulements *2D* (*axisymétriques ou non*), *3D*, stationnaires ou instationnaires, laminaires ou turbulents, incompressibles ou compressibles, isothermes ou non, et pouvant prendre en compte des scalaires ainsi que leurs possibles fluctuations.

Code_Saturne est notamment basé sur une approche des volumes finis co-localisé, pouvant prendre en compte des maillages de tous types (*structuré, structuré par bloc, nonstructuré, hybride, ...*). Notons toutefois qu'il faut fournir un domaine de calcul en 3D, même si on souhaite résoudre un problème bidimensionnel. Enfin, *Code_Saturne* peut également prendre en compte des phénomènes magnétiques ou les rayonnements solaires[17].

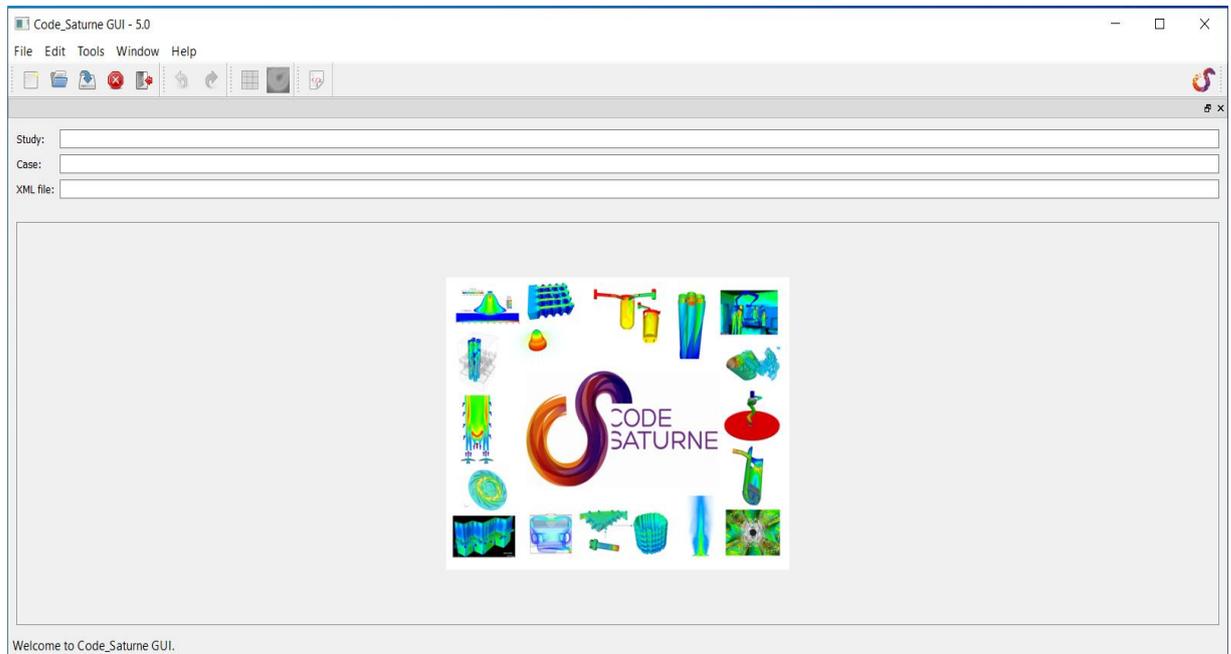


Fig. 3.3 - Interface graphique de *Code_Saturne*.

3.3.2.1 Procédure sous Code Saturne :

- ❖ on importe un fichier maillage situé dans le répertoire MESH, cliquer à gauche sur le répertoire « *Calculation environment* » et choisir le fichier maillage
- ❖ Ensuite, en cliquant sur le répertoire « *Thermophysical models* » et sélectionner le fichier « *Calculation features* ». L'écoulement instationnaire.
- ❖ Sélectionner le fichier « *Turbulence model* », choisissez « *k-omega SST* ».
- ❖ Cliquer sur le répertoire « *Physical properties* » et sélectionner le fichier « *Fluid properties* ». On prend $\rho = 1\text{kg/m}^3$ et $\mu = 1/\text{Re}$ avec $\text{Re} = 400$
- ❖ on passe aux étapes suivantes « *Boundary conditions* ». Cliquer sur le fichier « *Definition of boundary regions* » puis faire correspondre chaque référence à partir d'une liste de préprocesseur.

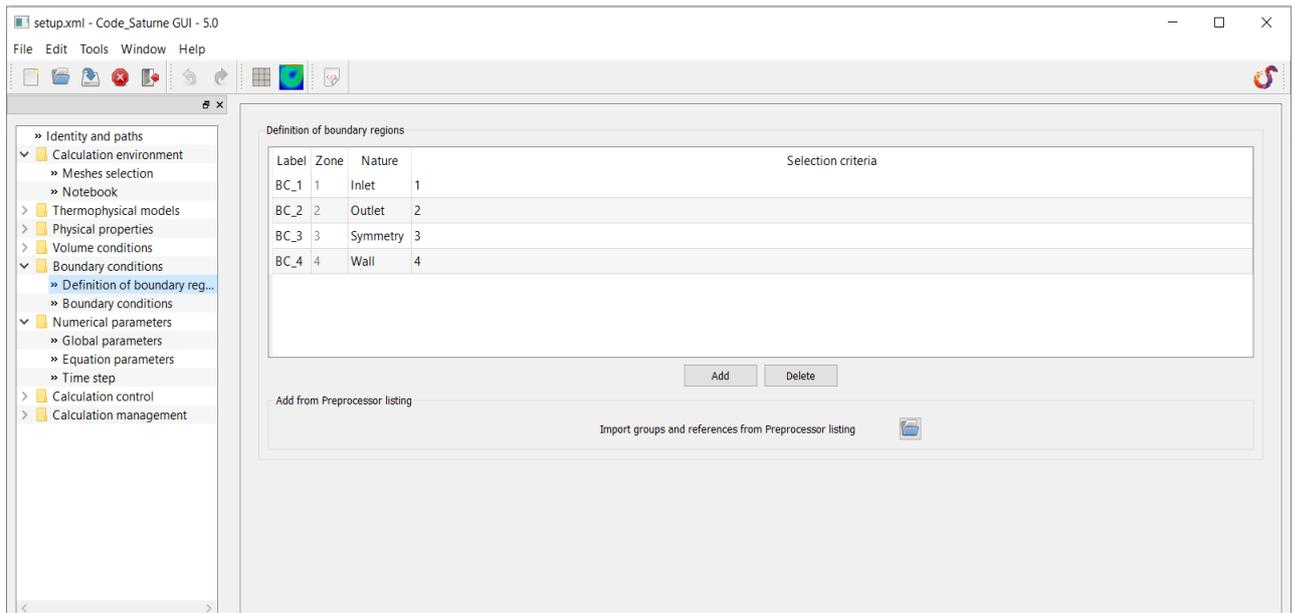


Fig. 3.4 - boundary region.

- ❖ Passer au répertoire « *Numerical parameters* » et cliquer sur « *Time step* ». On définit le pas de temps $\Delta t = 0.1$ s et on choisit le nombre d'itérations 10000

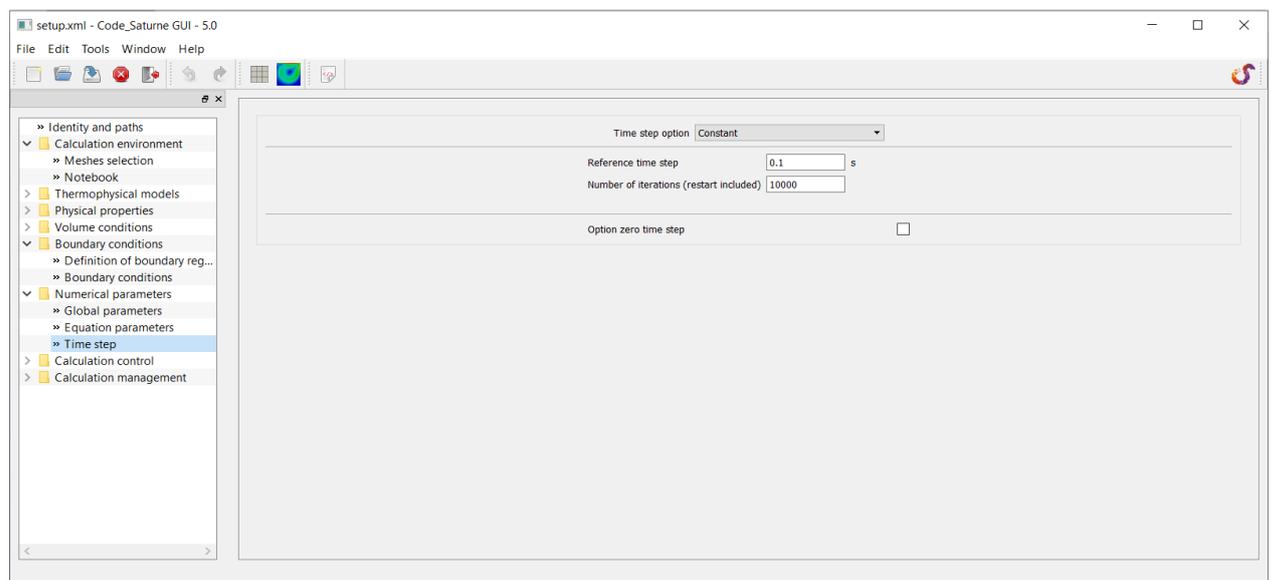


Fig. 3.5 - pas de temps

- ❖ Cliquer ensuite sur le fichier « *Calculation control* » et sélectionner le fichier « *Time averages* ». C'est ici qu'il définit les paramètres à moyennés pour éviter les perturbations au début de développement de l'écoulement et réduire le temps de calcul.

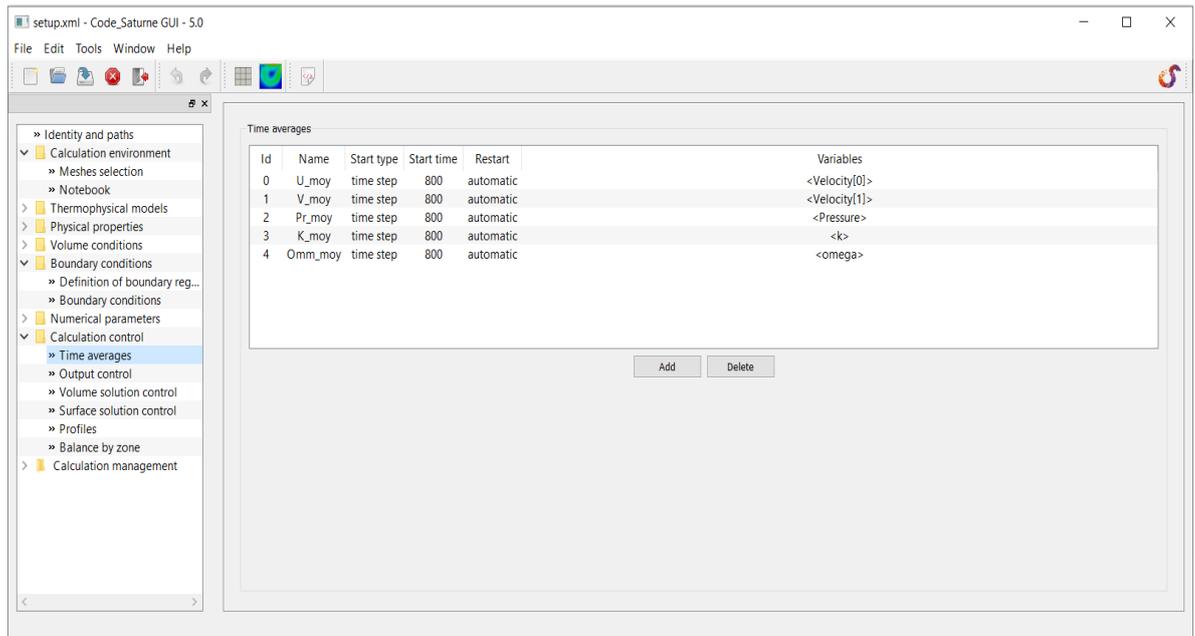


Fig. 3.6 - Moyennes en temps.

- ❖ Finalement passer au répertoire « *Calculation control* » et sélectionner le fichier « *Prepare batch calculation* ». Choisir le nombre de processeurs et cliquer sur la disquette pour sauvegarder finalement lancer le calcul.

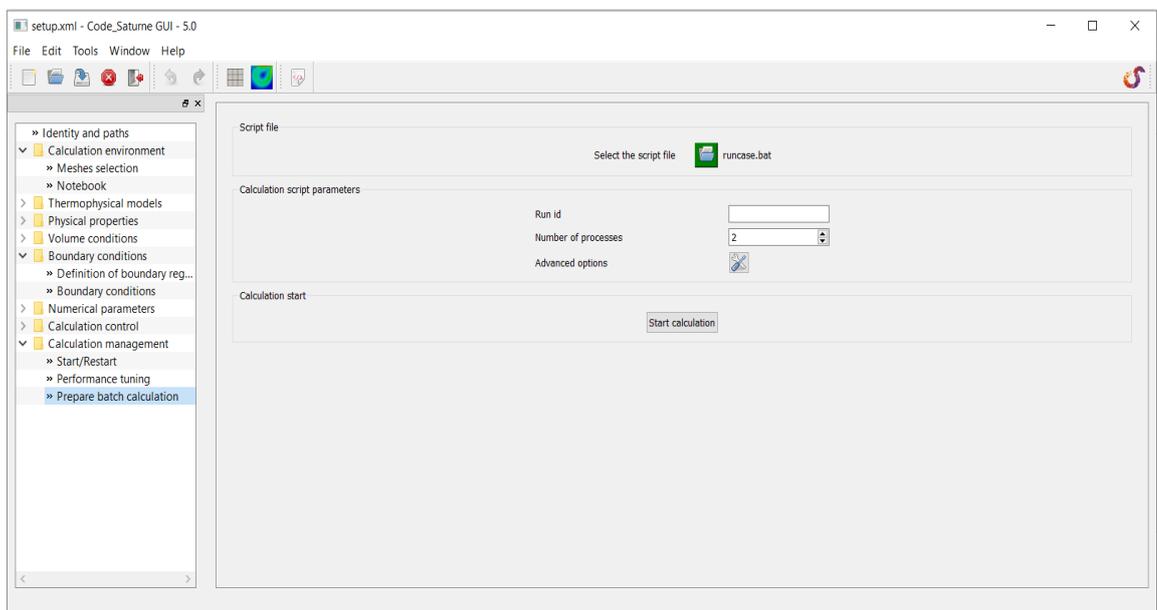


Fig. 3.7 - préparation du calcul

Lorsque le calcul est terminé des répertoires de résultats sont créés dans RESU. Ces répertoires sont nommés par :

- ✓ postprocessing: les fichiers à visualiser avec EnSight
- ✓ Check point: contient les fichiers nécessaires pour redémarrer un calcul en suite.
- ✓ preprocessor.log et liste des fichiers pour le préprocesseur et exécutions du noyau.
- ✓ copie du fichier *.xml utilisé.

3.3.3. Logiciel de post-traitement EnSight :

EnSight est un logiciel de visualisation, l'analyse et la communication des données à partir de simulations numériques et/ou d'expériences. Les principaux marchés d'EnSight sont l'automobile, l'aérospatiale, la défense, la combustion, la production d'énergie, la fabrication de haute technologie et d'autres marchés qui nécessitent une très grande précision dans la modélisation numérique. Il est le plus souvent utilisé pour la dynamique des fluides numériques (CFD) et d'autres processus. [18]

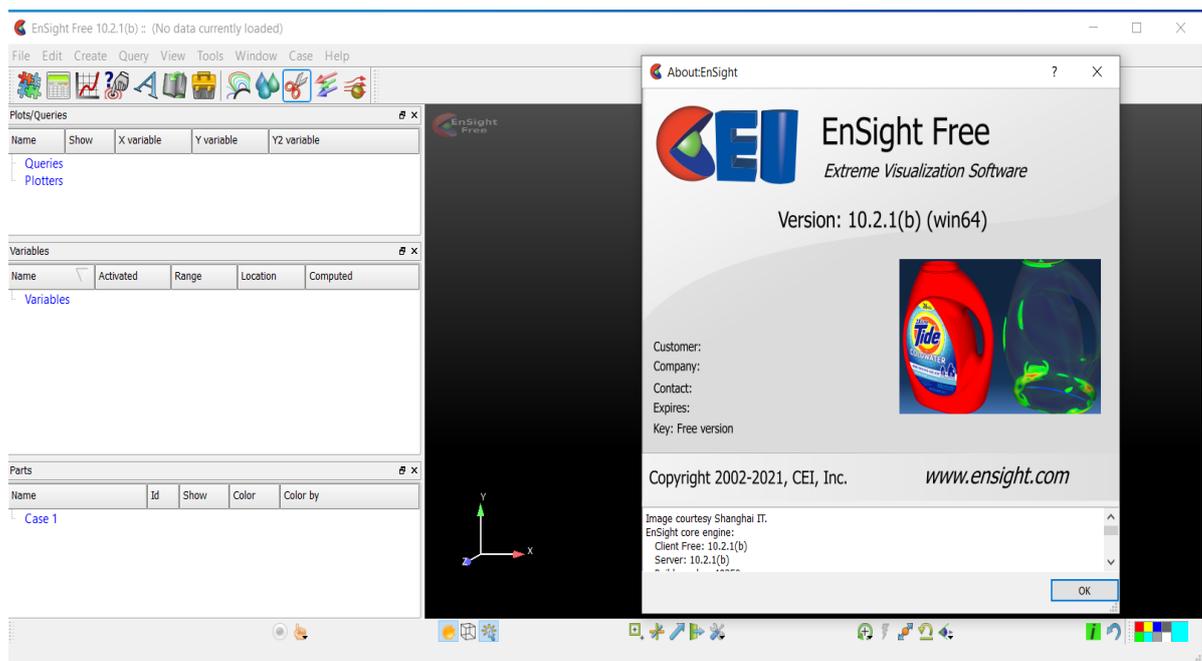


Fig. 3.8 - Logiciel de post-traitement EnSight.

3.4. Equations de Navier-Stokes :

Les équations de Navier-Stokes sont les équations directrices de la dynamique des fluides numérique. Elles sont basées sur la loi de conservation des propriétés physiques du fluide. Le principe de la loi de conservation est que le changement des propriétés, par exemple la masse, l'énergie et la quantité de mouvement, dans un objet est décidé par l'entrée et la sortie.

En appliquant la conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie, nous pouvons dériver l'équation de continuité, l'équation de quantité de mouvement et l'équation d'énergie comme suit[19].

Equation de continuité :

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0$$

Equation de quantité de mouvement :

$$\underbrace{\rho \frac{\partial U_i}{\partial X_i}}_1 + \underbrace{\rho U_i \frac{\partial U_j}{\partial X_j}}_2 = - \underbrace{\frac{\partial P}{\partial X_j}}_3 - \underbrace{\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i}}_4 + \underbrace{\rho g_j}_5$$

1 : Changement local avec le temps

2 : Convection

3 : Force de la surface

4 : Échange de quantité de mouvement dépendant de la molécule (diffusion)

5 : Force de la masse

Equation d'énergie :

L'équation de l'énergies est la suivante :

$$\rho c_\mu \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_\mu U_i \frac{\partial T}{\partial X_i} = -P \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x_i^2} - \tau_{ij} \frac{\partial U_j}{\partial x_i}$$

- $\rho c_\mu \frac{\partial T}{\partial t}$:Variation de l'énergie locale en fonction du temps
- $\rho c_\mu U_i \frac{\partial T}{\partial X_i}$:Le terme de convection
- $P \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$:Travail de pression
- $\lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x_i^2}$:Flux thermique (diffusion)
- $\tau_{ij} \frac{\partial U_j}{\partial x_i}$:Transfert irréversible de l'énergie mécanique en chaleur

Si le fluide est compressible, nous pouvons simplifier l'équation de continuité et l'équation de quantité de mouvement de la manière suivante :[19].

-Equation de continuité :

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0$$

-Equation de mouvement :

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho U_i \frac{\partial U_j}{\partial X_i} = -\frac{\partial P}{\partial X_j} - \mu \frac{\partial^2 U_j}{\partial X_i^2} + \rho g_j$$

Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présenté les logiciels utilisés pour la simulation du cas étudié, en passant par l'explication des différentes étapes d'un calcul numérique (CFD).

CHAPITRE IV :
ETUDE NUMERIQUE
D'UN PLAQUE PLANE

4.1. Profil d'aile :

le profil est la section de l'aile qui se trouve dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion. Le profil d'aile d'un avion de plaisance est différent de celui d'un avion de transport ou d'un avion de chasse[20].

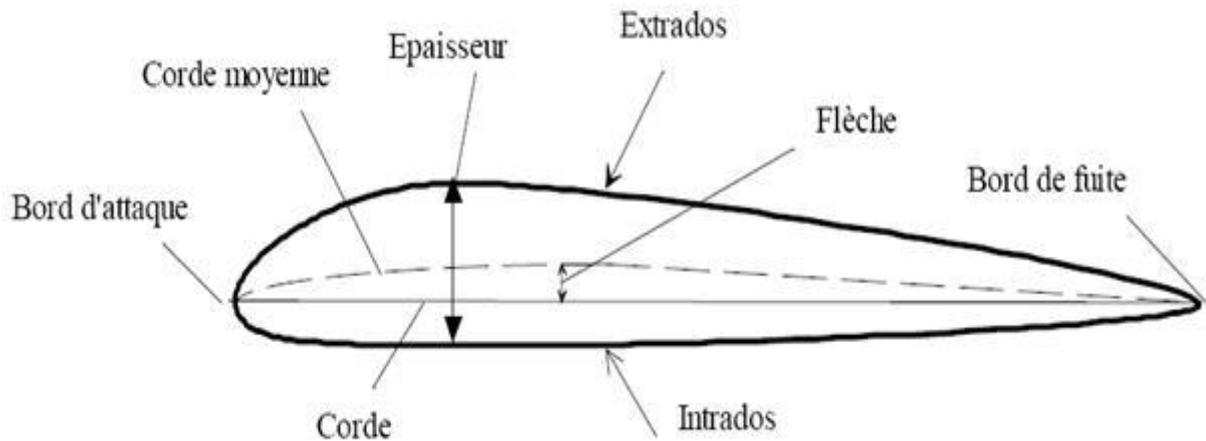


Fig. 4.1 - Schéma du profil d'un aile.

Bord d'attaque : c'est la partie avant du profil

Bord de fuite : c'est la partie arrière du profil

Extradados: surface supérieure de l'aile

Intrados : surface inférieure de l'aile.

Corde: segment de droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite notée ℓ , également appelée profondeur du profil

Corde moyenne : ligne formée par tous les points équidistants de l'extrados et de l'intrados.

Epaisseur : distance maximale entre l'intrados et l'extrados, mesurée perpendiculairement à la corde.

Flèche du profil : La flèche est la distance maximale entre la corde et la corde moyenne du profil.

4.2. Efforts aérodynamiques :

Il y a 4 grandes forces qui s'exercent sur l'avion :

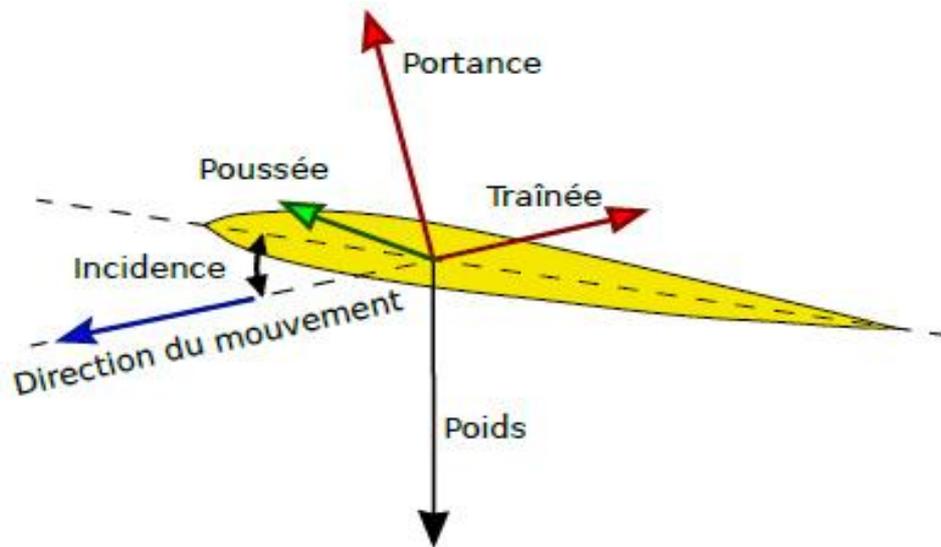


Fig. 4.2 - Efforts appliqués sur le profil d'aile[21].

Le poids:

force verticale dirigée de haut en bas, il est lié à la masse et à la gravité :

$$P = m \cdot g$$

P : poids en (N)

m : masse en (kg)

g : accélération de la pesanteur en (m/s²), (g = 9,81 m/s²)

La poussée :

c'est la force horizontale qui fait avancer l'avion dans l'air.

4.3. La résultante aérodynamique :

La portance :

C'est la force qui fait décoller l'avion et le maintient en hauteur. Elle est liée à l'effet de l'écoulement sur l'aile (pression sur l'intrados et dépression à l'extrados),

La portance sera donnée par l'équation suivante :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$$

Avec :

ρ : masse volumique de l'air en kg/m^3

V : vitesse en m/s

S : surface en m^2

C_z : coefficient de portance

La traînée :

C' est la force orientée dans la direction de l'écoulement (appelée aussi force de frottement).

La traînée sera donnée par l'équation suivante :

$$R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

Avec :

C_x : coefficient de traînée

4.4. Différents types de profils :

Il existe de très nombreux profils qui sont classés suivants leurs formes par familles[20].

4.4.1. Biconvexe symétrique

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

La ligne moyenne est rectiligne et est confondue avec la corde.

Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

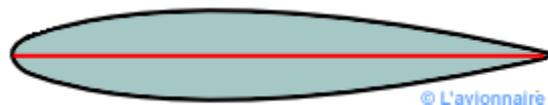


Fig. 4.3 - profile Biconvexe symétrique.

4.4.2. Biconvexe dissymétrique

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

La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes)

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

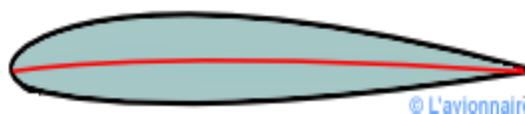


Fig. 4.4 - profile Biconvexe dissymétrique

4.4.3. Plan convexe

Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados cambé (convexe).
La ligne moyenne est à simple courbure.

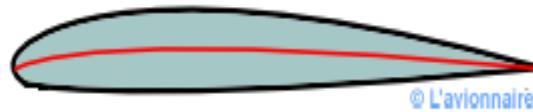


Fig. 4.5 - profil Plan convexe.

4.4.4. Plan creux

L'extrados est convexe et l'intrados concave.
Ces profils sont très porteurs mais génèrent une trainée importante.
Ce type de profil était très utilisé autrefois pour les planeurs.
La ligne moyenne est à simple courbure.

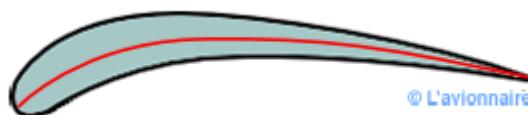


Fig. 4.6 - profil Plan creux.

4.4.5. Double courbure

La ligne moyenne est à double courbure
La seconde courbure de la ligne moyenne confère des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'AUTOSTABLE.
Ce profil peu répandu est surtout utilisé pour les ailes volantes.

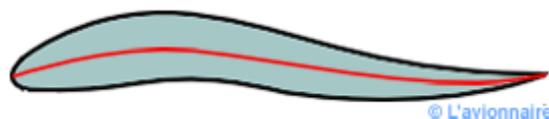


Fig. 4.7 - profil Double courbure.

4.4.6. Supercritique

Double courbure inversée. Extradados très tendu (grand rayon de courbure).

Dans la zone du bord d'attaque de l'extrados rayon de courbure mini.

Forte épaisseur relative de l'ordre de 17 %.

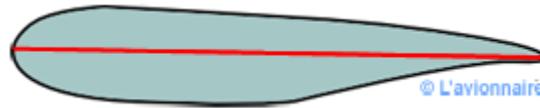


Fig. 4.8 - profile Supercritique.

4.4.7. Laminaire

D'abord il faut savoir qu'il n'existe pas plus de profils laminaires que de profils turbulents. Ces expressions sont trompeuses car on pourrait croire que certains profils sont laminaires jusqu'au bord de fuite.

Les ailes à profil dit "laminaire" ont été développées à l'origine pour faire voler un avion plus vite. L'épaisseur h d'une aile à profil laminaire est généralement plus faible qu'une aile à profil aérodynamique conventionnel, le bord d'attaque est plus "pointu" et ses surfaces supérieures et inférieures sont presque symétriques par rapport à la corde. La partie la plus épaisse h d'une aile laminaire se produit à environ 50 % de la corde, alors que pour une aile classique, la partie la plus épaisse se trouve à environ entre 20 et 30 % [20].

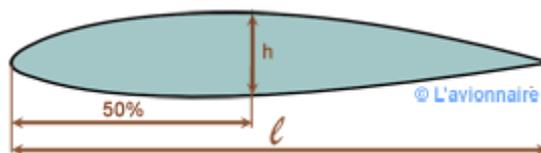


Fig. 4.9 - profile Laminaire.

4.5. Bibliographie des écoulements autour des plaque plane :

Les résultats de l'étude expérimentale de Perry et Steiner[21]. sur une plaque plane, pour un angle d'attaque de 45° , ont révélé que le tourbillon qui s'enroule à partir du bord d'attaque reste attaché à l'arrière de la plaque plus longtemps que le tourbillon du bord de fuite. à l'arrière de la plaque pendant une période plus longue que le tourbillon du bord de fuite.

Lam et al[22]. ont étudié expérimentalement un écoulement autour d'une plaque à des phases successives d'un cycle de détachement de tourbillon à trois angles d'attaque, 20° , 25° et 30° , à un nombre de Reynolds d'environ 5300. Il est apparu que le tourbillon du bord d'attaque s'est détaché complètement de la plaque et a commencé sa convection dans le sillage à un endroit proche du bord de fuite.

Tian et al. (2013) [23]. ont calculé l'écoulement normal aux plaques plates avec différents rapports d'épaisseur ($R = t/H = 0,05-1$, où t est l'épaisseur de la plaque) par des simulations 2-D. Ils ont souligné que les simulations tridimensionnelles (3-D) devraient être adoptées pour les plaques lorsque $R < 0.6$.

4.6. RÉSULTATS ET DISCUSSIONS :

4.6.1. Description du cas et détails des calculs :

La figure(4.10), représente la configuration d'une plaque plane en configuration décalée. Les dimensions du domaine de calcul sont $(30D \times 16D)$ dans la direction de l'écoulement(X), transverse (Y) et d'envergure (Z) respectivement. La longueur en amont du plaque est $6D$ et à l'entrée une vitesse uniforme est imposée. L'écoulement simulé en régime laminaire pour un fluide incompressible sans transfert de chaleur. L'analyse est faite pour un nombre de Reynolds $Re = 400$

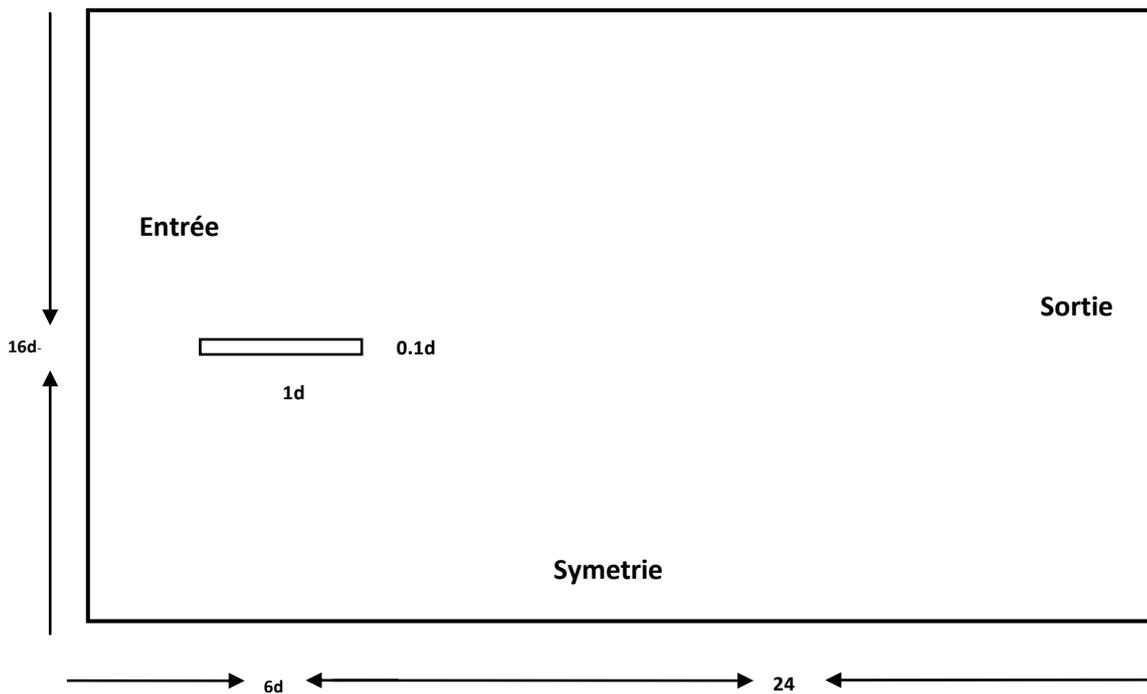


Fig. 4.10 - Configuration d'écoulement pour plaque plane , XY (vue latérale).

4.6.2. La génération du maillage :

La figure représente les maillages de la configuration des trois plaque dans le plan XY,(plaque plan horizontal ,et vertical et incliné (45°)).

4.6.3. Cas1 : maillage de plaque plan horizontal :

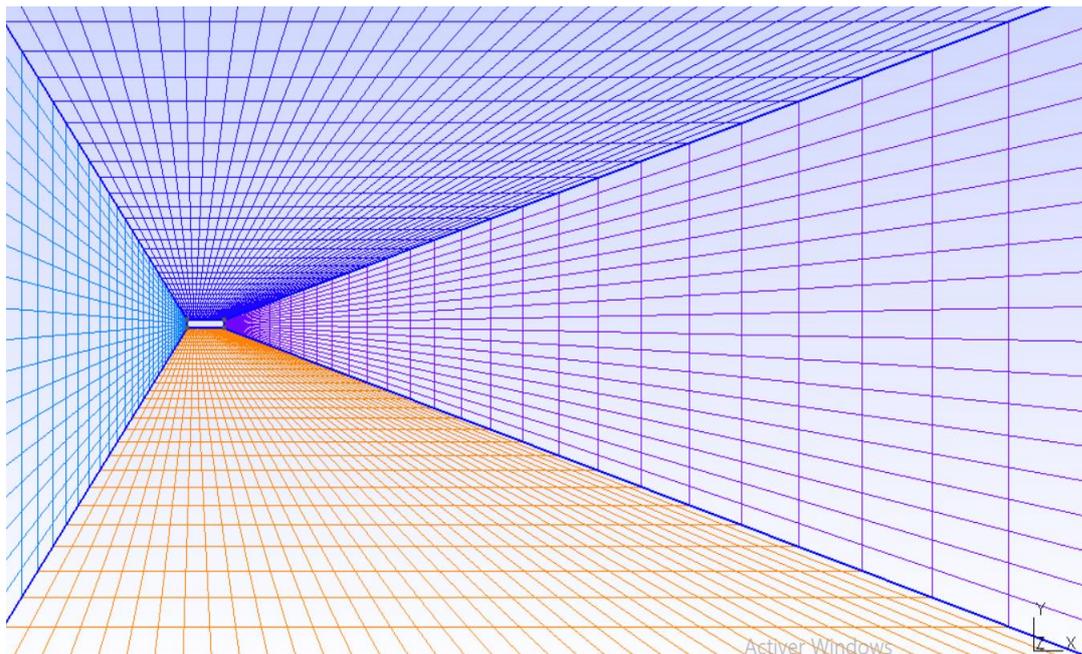


Fig. 4.11 - Zoom du maillage grossier d'un plaque plan horizontal dans le plan XY.

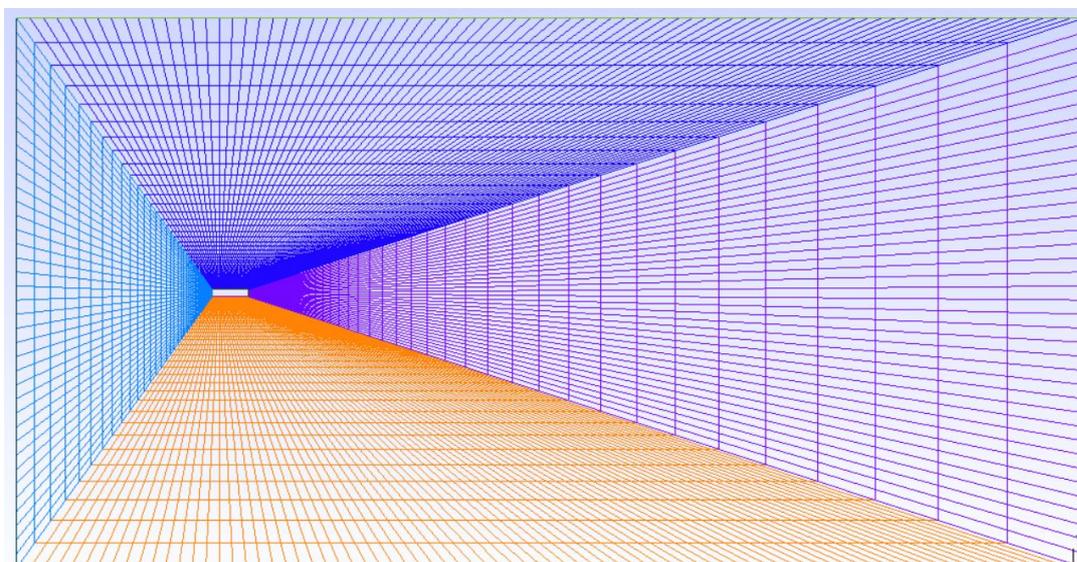
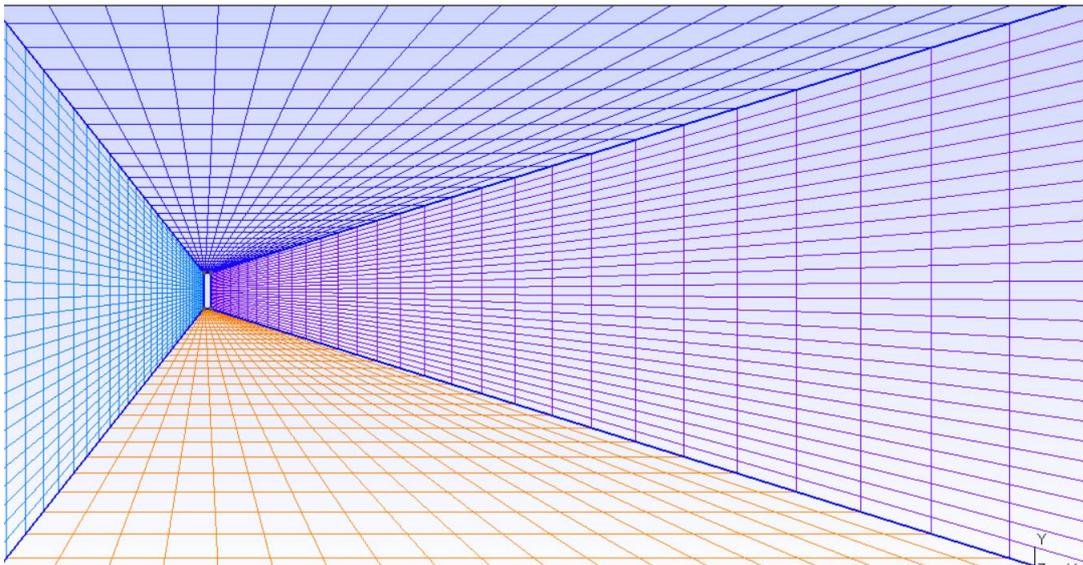
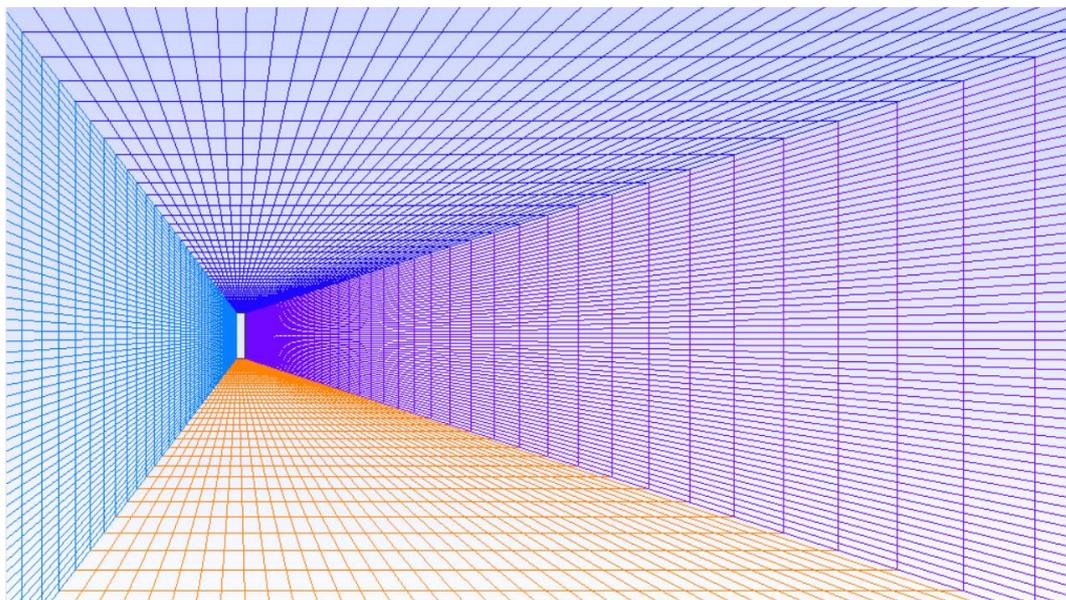
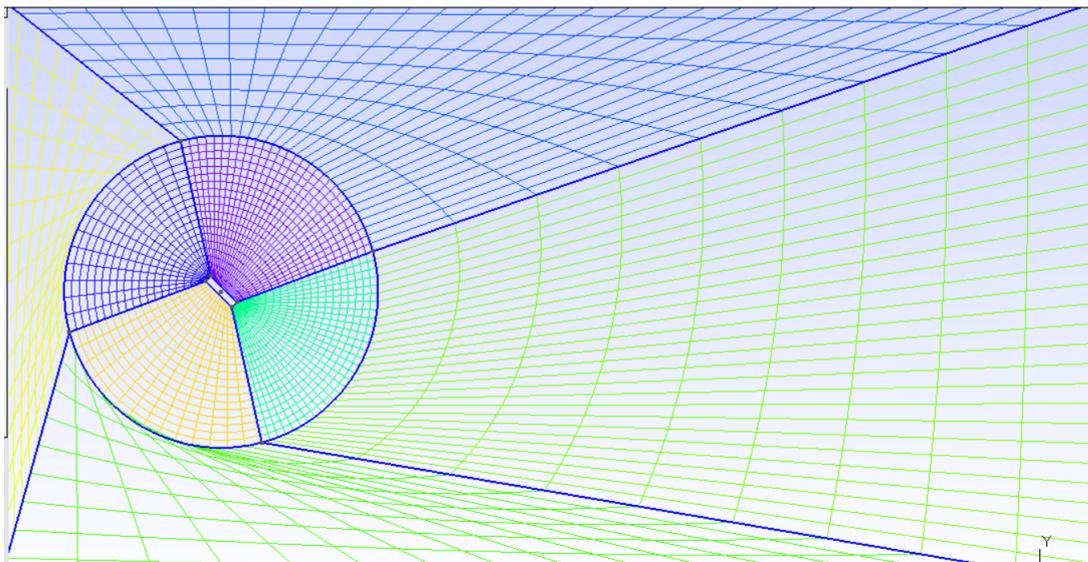
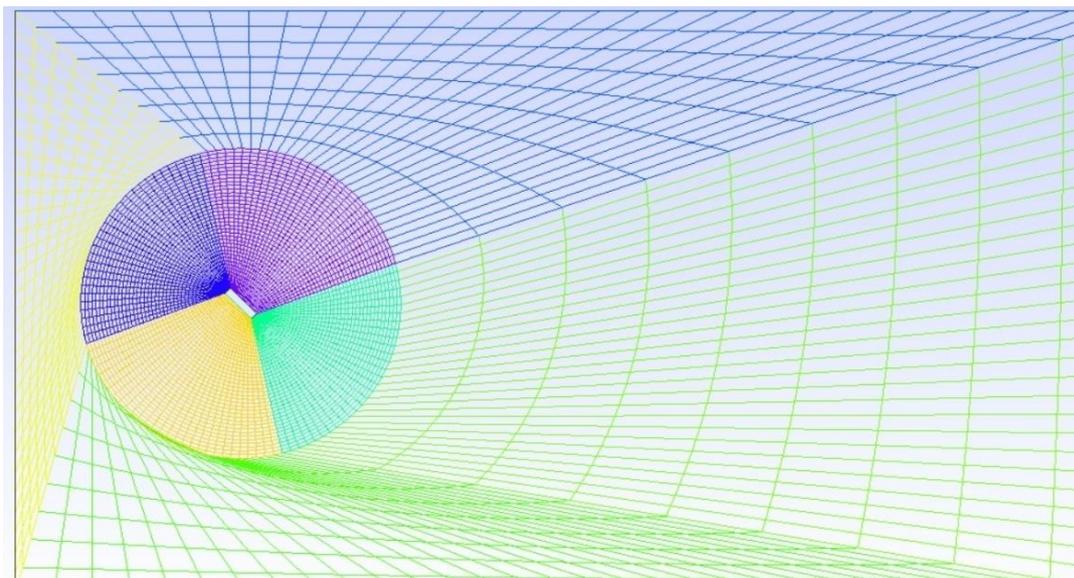


Fig. 4.12 - zomme du maillage fin d'un plaque plan horizontal dans le plan XY.

Cas 2 : maillage de plaque plan vertical :**Fig. 4.13 - zoome de maillage grossier d'un plaque plan vertical dans le plan XY.****Fig. 4.14 - zomme de maillage fin d'un plaque plan vertical dans le plan XY.**

Cas 3 : maillage de plaque plan incliné 45° :**Fig. 4.15 - Zomme de maillage grossier d'un plaque plan incliné dans le plan XY.****Fig. 4.16 - Zomme de maillage fin d' un plaque plan incliné dans le plan XY.**

4.7. Discussion des résultats :

4.7.1. Cas d'une plaque verticale :

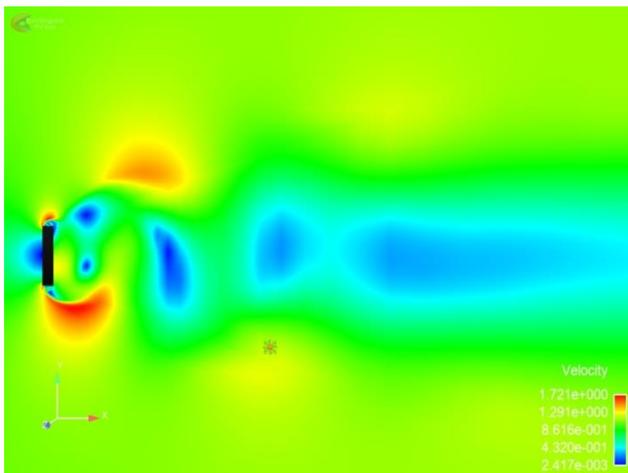


Fig.4.17- Champ de vitesse vitesse $\alpha = 90^\circ$.

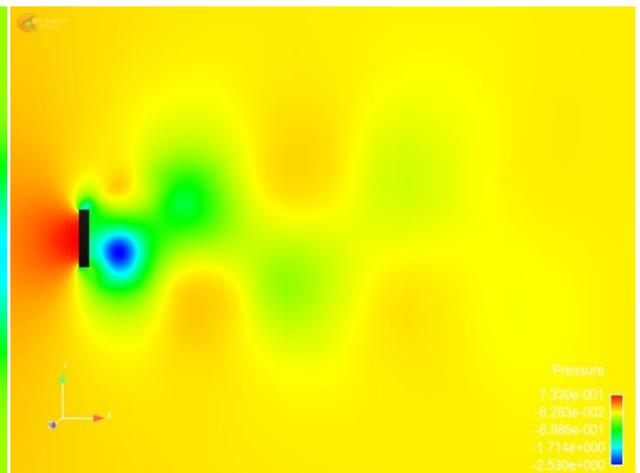


Fig.4.18 - Champ de pression $\alpha = 90^\circ$.

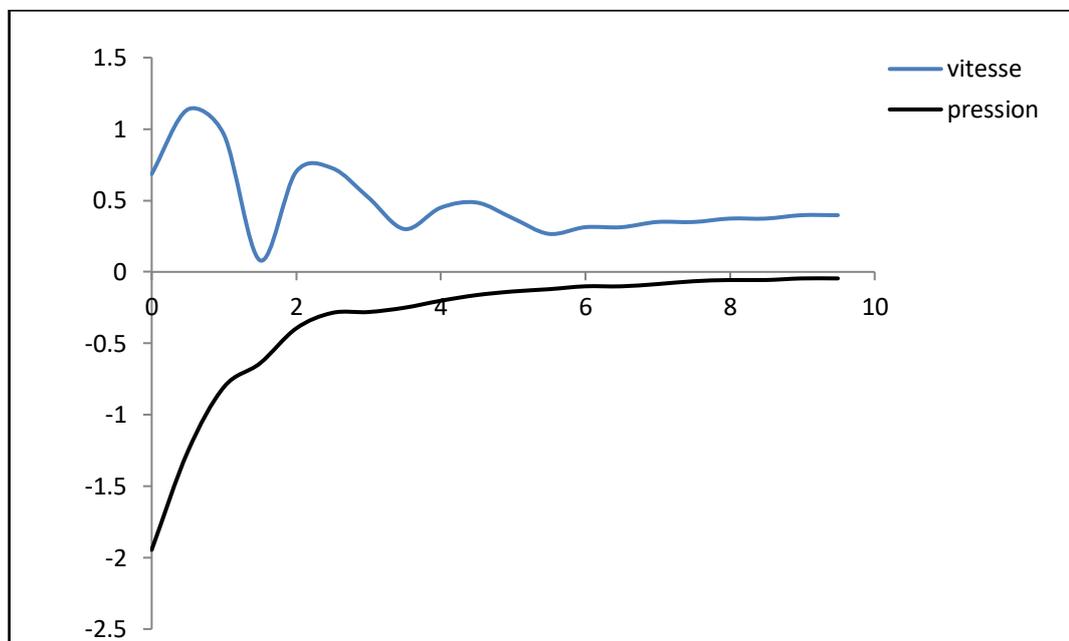


Fig. 4.19 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 90^\circ$.

Les figures (4.19) suivantes montrent les différents champs de l'écoulement pour le cas de plaque plan vertical. D'après le figure On remarque une parfaite symétrie du contour. la pression du bord d'attaque de plaque, elle diminue jusqu'à une valeur minimale, puis elle commence à augmenter sur le deuxième tronçon du profil. On peut remarquer que les extrémités supérieure et inférieure donnent naissance des fortes vortex de même forme tournant dans le sens contraire, ou leurs vitesses atteint une valeur maximale puis cette dernière diminue jusqu'à les tourbillons perdent leurs puissances dans l'axe de symétrie loin de l'objet ou ils ont fusionnés en raison de la faible puissance des tourbillons.

4.7.2. Cas d'une plaque inclinée 45° :

Résultats de la simulation numérique de plaque plan incliné à (45°).

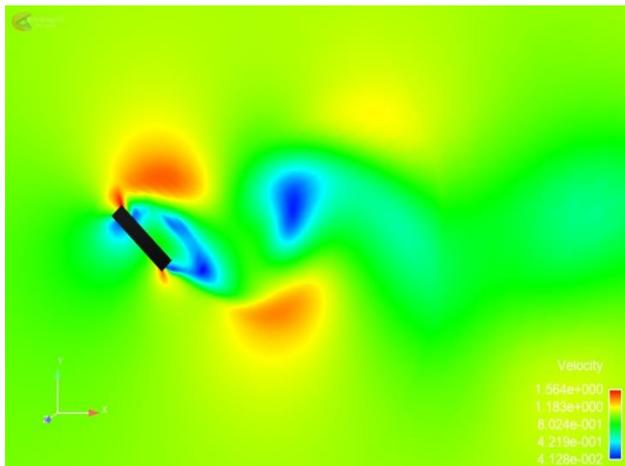


Fig. 4.20 - Champ de vitesse vitesse $\alpha = 45^\circ$.

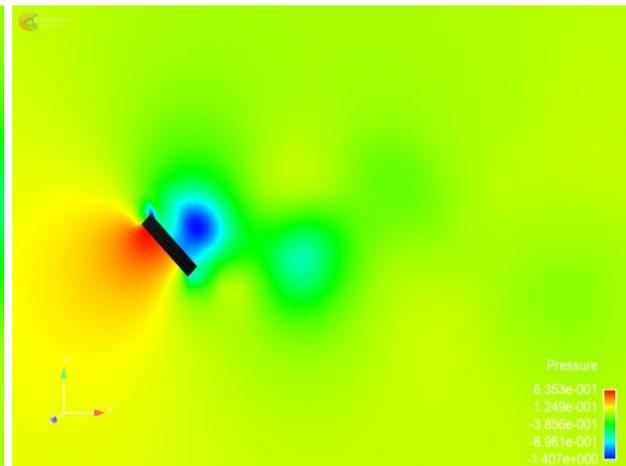


Fig. 4.21 - Champ de pression $\alpha = 45^\circ$.

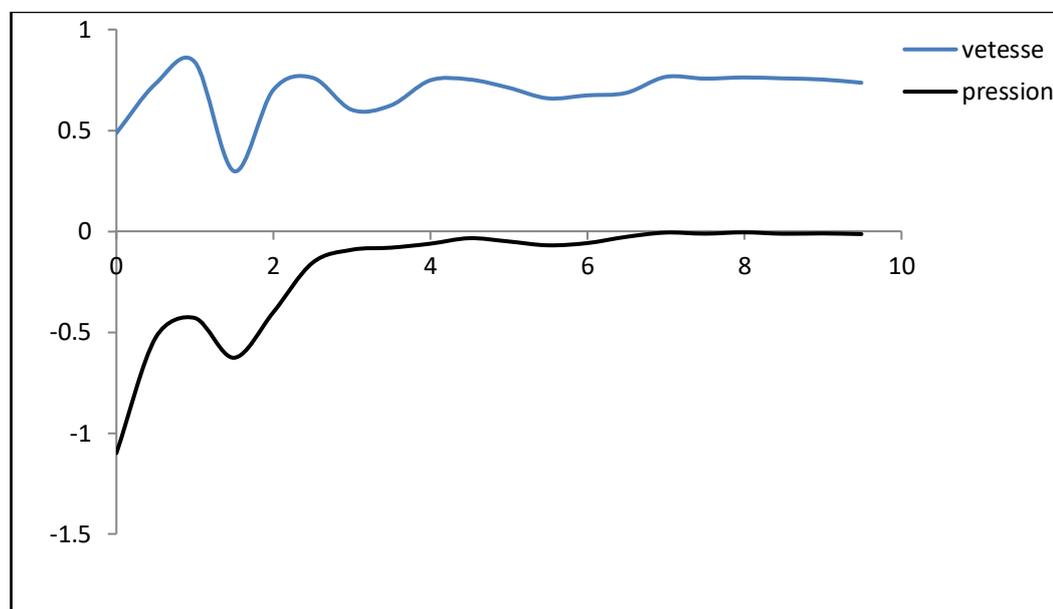


Fig. 4.22 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 45^\circ$.

Les contours de la vitesse et la pression sont présentés dans la figure(4.22) On note à partir de la figure, que le bord avant supérieur de la plaque donne naissance à un tourbillon majeur tournant dans le sens des aiguilles d'une montre, qui est ensuite étiré le long du côté sous le vent de la plaque en une forme ellipsoïdale donnant naissance à un vortex secondaire tournant dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Pendant ce temps, à l'extrémité inférieure de la plaque, il y a une forte séparation de couche de cisaillement près du bord d'attaque, provoquant également la génération d'un vortex secondaire tournant dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

Ce qui est intéressant de noter à partir de l'ensemble du cycle d'excrétion, c'est que les deux principaux tourbillons se sont détachés des bords d'attaque opposés de la plaque (bas et haut, respectivement), chacun donnant lieu à un tourbillon secondaire en contre-rotation qui a une durée

de vie assez courte, qui signifie essentiellement que l'extrémité supérieure de la plaque génère plus de vortex que l'extrémité inférieure.

4.7.3. Cas plaque horizontale :

Résultats de la simulation numérique de plaque plan horizontal .

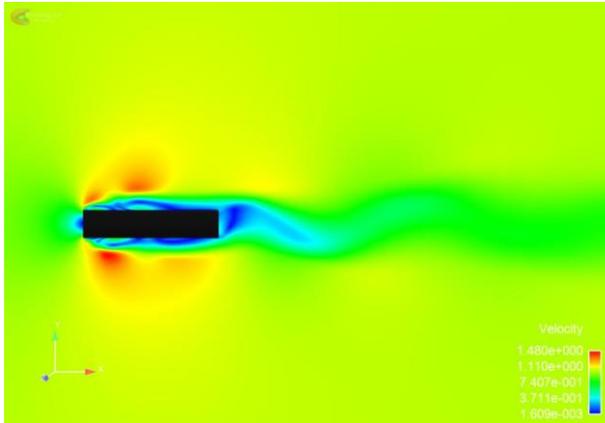


Fig. 4.23 - Champ de vitesse vitesse $\alpha = 0^\circ$.

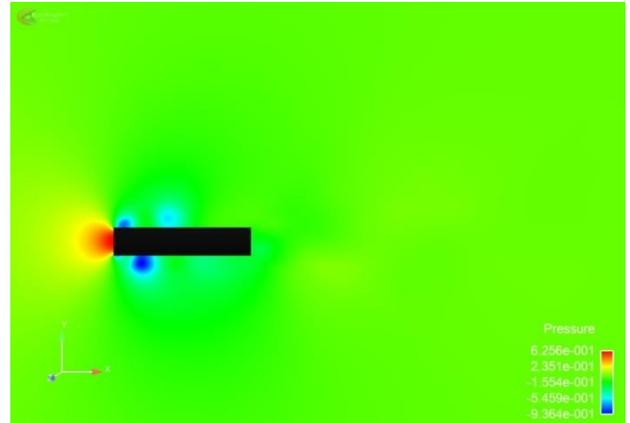


Fig. 4.24 - Champ de pression $\alpha = 0^\circ$.

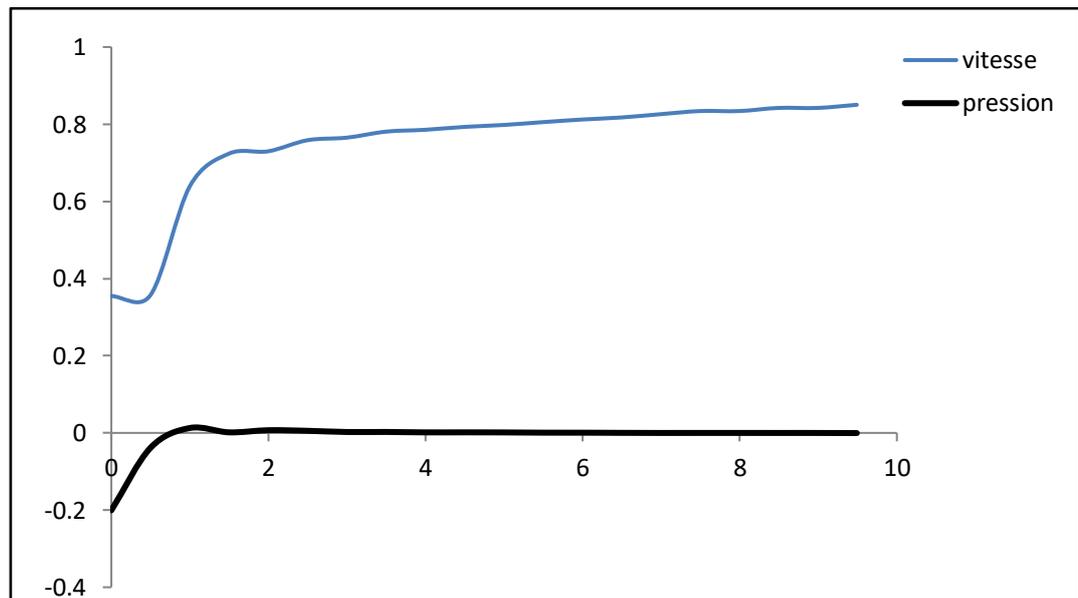


Fig. 4.25 - Profil de vitesse et la pression moyenne avec $\alpha = 0^\circ$.

Les figures (4.25) suivantes montrent les différents champs de l'écoulement pour le cas de plaque plane, D'après la figure on remarque que la pression sur le point de l'extrados de plaque est plus forte, et aussi présente un point de stagnation, tandis que l'écoulement s'accélération en haut et en bas de la plaque ce qui génère des vortex de courte durée de.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale :

Dans ce travail nous avons réalisé une étude théorique sur les souffleries subsoniques. Ce mémoire s'articule principalement sur les techniques de mesure des différents paramètres aérodynamiques qui permettent la bonne compréhension des écoulements autour des profils. En plus, les techniques de visualisation des champs d'écoulement (vitesse ou pression).

Pour mieux comprendre l'objectif d'une soufflerie, une étude numérique d'un écoulement laminaire autour d'une plaque plane avec trois angles d'inclinaisons a été effectué. L'objectif de ce travail est de connaître le comportement de ces écoulements et d'essayer d'expliquer les phénomènes physiques qui s'apparaissent dans ces configurations.

Cette étude est effectuée par la méthode RANS qui permet de capter les champs moyens de l'écoulement par la résolution des équations Navier-Stokes moyennées. Le code de calcul Code-Saturne a été utilisé et le modèle de turbulence $k-\omega$ -SST pour réaliser cette étude.

Finalement, cette étude nous a aidées de bien comprendre le comportement de l'écoulement et d'expliquer les phénomènes physiques qui se produisent autour de la plaque, ainsi l'influence de l'angle d'attaque sur le développement des vortex pris ou loin de l'obstacle. Ce mémoire nous a permis de prendre une idée globale plus intéressante sur la conception d'une soufflerie subsonique à veine ouverte, ce qui peut être rendu sa réalisation possible.

Bibliographie :

- [1] Bellifa, nasreddine. 2016 . etude expérimentale des profils aérodynamiques dans une soufflerie de laboratoire, mémoire mester , université aboubakr belkaïd– tlemcen .
- [2] Yang, n. k. c. 2012. design of wind tunnel (fluid flow analysis) ,doctoral dissertation, university malaysia pahang.
- [3] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Soufflerie/> . Date de la dernière consultation du site: 20/06/2021.
- [4] <http://pw1949.blogspot.com/2013/08/pourquoi-des-souffleries.html/> . Date de la dernière consultation du site: 20/06/2021.
- [5] <http://pw1949.blogspot.com/2013/08/quest-ce-quune-soufflerie.html/>. Date de la dernière consultation du site: 20/06/2021.
- [6] Hamdia , S. 2012. Conception d’une soufflerie subsonique . mémoire mestre , université mohamed khider biskra .
- [7] Boumrar, I. 2012. Comportement des Ailes Delta à Apex privilégiés avec et sans Fuselage-Etude Expérimentale et Simulation Numérique ,Thèse de Doctorat , Université Mouloud Mammeri.
- [8] Flores Salinas, M. 2015. Méthodologies nouvelles pour la réalisation d'essais dans la soufflerie Price-Païdoussis. thèse de doctorat. école de technologie supérieure. .
- [9] Mohamad, N.2012. Design and Development of Wind Tunnel for Contraction Ratio Effects to the Velocity and Boundary Layer Thickness , Doctoral dissertation, UMP.
- [10] Mekala, P. K., Rasool, S. K. N., Kommanaboina, N. M., & Raja, M. (2019). Fabrication of Subsonic Open Channel Wind Tunnel and Analysis.
- [11] Ge, C. 2015. Design, construction and characterization of a wind tunnel.
- [12] Jaramillo, J. 2017. Design and construction of a low speed wind tunnel, Houghton college.
- [13] Ristić, S. 2007. Flow visualisation techniques in wind tunnels Part I–Non optical methods. Scientific Technical Review, 57(1), 39-50.
- [14] Versteeg, H.K., Malalasekera. W., An Introduction to Computational Fluid Dynamics the finite volume method Second Edition, 2p..
- [15] <https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/introduction-to-cfd-part-ii-selecting-the-domain>.
- [16] <http://gmsh.info/>. Date de la dernière consultation du site: 20/08/2021.
- [17] <https://www.code-saturne.org/cms/>. Date de la dernière consultation du site: 20/08/2021.
- [18] <https://www.ensight.com> .Date de la dernière consultation du site: 20/08/2021.
- [19] Wangda Zuo. Introduction of Computational Fluid Dynamics. Research paper, FAU Erlangen-Nürnberg, JASS 05, St. Petersburg.
- [20] L’avionnaire: Site internet : www.l'avionnaire.com. Date de la dernière consultation du site: 30/08/2021.
- [21] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Fichier:Lift-force-fr.svg>. Date de la dernière consultation du site: 30/08/2021.
- [22] A. E. Perry and T. R. Steiner, “Large-scale vortex structures in turbulent wakes behind bluff bodies. Part 1. Vortex formation,” J. Fluid Mech. 174, 233 (1987).
- [23] K. M. Lam and M. Y. H. Leung, “Asymmetric vortex shedding flow past an inclined flat plate at high incidence,” Eur. J. Mech. B/Fluids 24, 33 (2005).
- [24] Tian, X., Ong, M.C., Yang, J., Myrhaug, D., 2013. Unsteady RANS simulations of flow around rectangular cylinders with different aspect ratios. Ocean Engineering 58, 208–216.

الملخص:

يهدف هذا العمل إلى دراسة نظرية لنفق رياح دون سرعة الصوت. في الواقع ، هذه الأطروحة مكرسة لفهم الغرض الرئيسي من إنشاء النفق الهوائي. زيادة على ذلك يمثل هذا العمل إعدادًا نظريًا يمكننا مستقبلًا من إنتاج نموذج أولي لنفق رياح دون سرعة الصوت مخصص للأشغال التطبيقية. و من أجل فهم أفضل لمبدأ تشغيل نفق الرياح ، تم إجراء دراسة رقمية ثنائية الأبعاد لتدفق غير القابل للضغط حول لوحة مسطحة ، والهدف منها هو شرح الظواهر الفيزيائية التي تظهر حول هذا العائق. أجريت الدراسة باستخدام كود الكمبيوتر (Code Saturne) باستخدام نهج RANS، لحل نظام المعادلات التي تحكم التدفق. في الواقع ، تم إجراء الدراسة العددية على ثلاثة تكوينات للصفائح المستوية (أفقية ، رأسية ومائلة (45 درجة) ورقم رينولدز يساوي 400. ساعدتنا هذه الدراسة على فهم سلوك التدفق بشكل جيد. وشرح الظواهر الفيزيائية التي تحدث حول الصفيحة ، وكذلك تأثير زاوية الهجوم على تطور الدوامات بالقرب من العائق أو بعيدًا عنه.

الكلمات المفتاحية: التدفق،الديناميكا الهوائية،نفق الرياح دون سرعة الصوت،اللوح المسطح.

Abstract :

This work aims to theoretically study a subsonic wind tunnel. In fact, this thesis is devoted to understanding the main purpose for which a wind tunnel was made. Moreover, this work represents a theoretical preparation which will allow us to produce a prototype of a subsonic wind tunnel dedicated to practical work. In order to better understand the operating principle of a wind tunnel, a two-dimensional numerical study of an incompressible laminar flow around a flat plate was carried out, the aim of which is to explain the physical phenomena which appear around this obstacle. . The study was carried out using the Code Saturne, using the RANS approach to solve the system of equations that governs the flow. Indeed, the parametric numerical study was carried out on three configurations of flat plate (horizontal, vertical and inclined (45 °) and a Reynolds number equal to 400. This study helped us to understand well the behavior of the flow. and to explain the physical phenomena which occur around the plate, thus the influence of the angle of attack on the development of the vortices near or far from the obstacle.

Keywords: flow, aerodynamics, subsonic wind tunnel, flat plate plate.

Résumé :

sur la compréhension de l'objectif principal pour lequel une soufflerie a été faite. De plus, ce travail représente une préparation théorique qui nous Ce travail a pour but d'étudier théoriquement une soufflerie subsonique. En fait, ce mémoire est consacré permettra de réaliser un prototype de soufflerie subsonique dédié aux travaux pratiques. Afin de mieux comprendre le principe de fonctionnement d'une soufflerie, une étude numérique bidimensionnelle d'un écoulement laminaire incompressible autour d'une plaque plane a été effectuée dont le but est d'expliquer les

phénomènes physiques qui s'apparaissent autour de cet obstacle. L'étude a été réalisée à l'aide du code de calcul *Code Saturne*, en utilisant l'approche RANS pour résoudre le système d'équations qui gouverne l'écoulement. En effet, l'étude numérique paramétrique a été effectuée sur trois configurations de plaque plane (horizontal, vertical et incliné (45°) et un nombre de Reynolds égale à 400. Cette étude nous a aidés de bien comprendre le comportement de l'écoulement et d'expliquer les phénomènes physiques qui se produisent autour de la plaque, ainsi l'influence de l'angle d'attaque sur le développement des vortex proche ou loin de l'obstacle.

Mots clés: écoulement ,aérodynamique , soufflerie subsonique, plaque plaque plane.