

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE MOULOUD MAMMARI DE TIZI OUZOU  
FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION**



**DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE**



# **MEMOIRE**

**DE FIN D'ETUDES**

**EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DE  
MASTER ACADEMIQUE EN GENIE MECANIQUE**

**OPTION : ENERGETIQUE**

**THEME**

**Réduction de la traînée de forme par soufflage**

**-Application à l'automobile**

**Proposé par :**

**M. H.TEBBICHE**

**Dirigé par :**

**M. H.TEBBICHE**

**Etudié par :**

**M. YAICHE MUSTAPHA**

**M. M.S.BOUTOUDJ**

**M. BENHAMNA MADJID**

**Promotion : 2016/2017**

## Remerciements

Ce travail est le résultat de plusieurs mois de recherches et plusieurs années de travail acharné, mais pulsé par une vive volonté et une envie vivace de comprendre, d'analyser et de donner un sens physique à des phénomènes des plus simples jusqu'aux plus complexes, une complexité qui grâce au bon dieu et à l'aide de beaucoup de personnes a été vite remplacée par des moments riches en émotion.

Nous tenons donc à remercier notre promoteur Mr. TEBBICHE Hocine pour avoir proposé ce thème, et qui nous a beaucoup aidés avec son soutien aussi moral que scientifique et sa disponibilité tout au long de son travail.

Une grande estime est aussi dédiée à Mr. MS BOUTOUDJ, pour son accompagnement, son aide et sa disponibilité à nous fournir ses conseils si précieux.

Nous tenons aussi à exprimer toute notre gratitude à toute la communauté universitaire, enseignants, administrateurs et tous les ingénieurs et techniciens qui travaillent aux laboratoires de recherches du département, en soufflerie et au hall technologique de Oued Aissi pour nous avoir ouverts leurs portes.

Un profond remerciement pour les membres de jury qui ont accepté d'évaluer et d'examiner ce travail.

A tous nos amis qui avec leur bonneté et leur honnêteté sont devenus notre deuxième famille en espérant que nos chemins ne cesseront de se croiser.

Pour finir, nous ne pourrions jamais assez remercier nos parents qui se sont dévoués plus que jamais pour nous avoir offerts toutes les conditions propices à notre épanouissement, sans oublier nos frères et sœurs pour lesquels ces quelques lignes ne peuvent exprimer notre profonde estime.

## *Sommaire*

Sommaire	II
liste des figures	V
liste des tableaux	IX
Liste des symboles	X

<i>Introduction générale</i>	1
------------------------------	---

### *Chapitre I : Généralités sur l'aérodynamique et la couche limite*

Introduction	2
I.1. Notions sur l'aérodynamique	2
I.1.1. La traînée	2
I.1.1.1. Le coefficient de traînée	3
I.1.1.2. Les différentes traînées	3
I.1.1.3. Les origines de la traînée aérodynamique	4
I.1.2. La portance(ou la déportance)	5
I.1.3. Exemples de forme aérodynamiques et de coefficients de traînée	6
I.2. Rappel sur la couche limite	7
I.2.1. La notion de couche limite	7
I.2.2. Définition des épaisseurs de la couche limite bidimensionnelle	8
I.2.2.1. Epaisseur du déplacement	8
I.2.2.2 Epaisseur de la quantité de mouvement	9
I.2.3. Couches limites laminaire et turbulente	10
I.2.3.1 Transition Laminaire Turbulent de la couche limite	11
I.2.3.2. Le phénomène du décollement de la couche limite	13
I.3. Le corps d'Ahmed	14
I.3.1.écoulement autour de corps d'Ahmed	14
I.3.1.1. Écoulement sur la partie avant	14
I.3.1.2. Ecoulement sur la partie arrière	15

### *Chapitre II : Etat de l'art*

Introduction	17
II.1. Contrôle du décollement de la couche limite	17
II.1.1. Le but du contrôle du décollement	17
II.2. Classification des techniques de contrôle	17
II.2.1. Systèmes passifs	18

II.2.1.1. Milieux poreux	18
II.2.1.2. Générateurs de tourbillons (VGs)	19
II.2.1.3. Optimisation de forme	21
II.2.1.4. Plaques séparatrices transversales (PST)	21
II.2.1.5. Plaques séparatrices longitudinales (PSL)	22
II.2.2. Systèmes actifs de contrôle	23
II.2.2.1. Contrôle actif par aspiration de la couche limite	23
II.2.2.2. Contrôle par jet pulsé	24
II.2.2.3. Contrôle actif par jet synthétique	24
II.2.2.4. Contrôle actif par soufflage continu	25

### ***Chapitre III : étude expérimentale***

Introduction	29
III.1. Réalisation de la maquette	29
III.1.1. La géométrie de corps d'Ahmed	29
III.1.2. les étapes de réalisation	30
III.2. Dispositif experimental	33
III.2.1. Soufflerie	33
III.2.1.1. La veine d'essais	34
III.2.2. Balance aérodynamique	34
III.2.3. Indicateur de contraintes	34
III.2.4. Convertisseur	35
III.2.5. Ordinateur	35
III.2.6. Multi-manomètre	35
III.2.7. Tube de Pitot	36
III.3. Dispositif de soufflage	36
III.3.1. Compresseur a air	36
III.3.2. Chambre de tranquillisation	37
III.3.3. Manomètre	37
III.3.4. La rampe	37
III.3.5. les mode de soufflage	38
III.4. Mesure de la température	38
III.5. Résultats des essais	39
III.5.1. Contrôle du décollement par soufflage de la couche limite	39
III.5.1.1 Coefficient de pression ( $C_p$ )	46
III.5.1.2. Efforts aérodynamiques	50
III.5.1.2.1. Gains	53
Conclusion	55

## ***Chapitre IV : Approche numérique 3DRANS.***

IV .1. Introduction	56
IV .2. Utilisation de gambit et de fluent	56
IV .2.1. Techniques de génération du maillage	56
IV .2.2. Type de maillage	57
IV .2.3. Génération d'un maillage de couche limite	58
IV .2.4. Conditions aux limites	58
IV.2.5. Choix du modèle de turbulence	59
IV.3. Condition de la simulation	59
IV.3.1. Géométrie simulé	59
IV.3.2. Création du maillage	60
IV.3.3. Définition des frontières et du domaine d'étude	61
IV.3.4. Simulation sous Fluent	62
IV.4. Résultats de la simulation	62
IV.4.1. Résultats qualitatifs	63
Conclusion	64
<b><i>Conclusion générale</i></b>	<b>65</b>
<b><i>Références bibliographie</i></b>	<b>66</b>

## Liste des figures

<i>Figure 1.1 :</i>	<i>Représentation de <math>S_x</math> maître couple</i>	3
<i>Figure 1.2 :</i>	<i>Zone de décollement d'air autour d'un véhicule.</i>	4
<i>Figure 1.3 :</i>	<i>Contributions relatives de chaque région du véhicule à la traînée globale. Source interne PSA.</i>	5
<i>Figure 1.4 :</i>	<i>Exemples de coefficients de traînée de quelques obstacles aérodynamique [Cen09]</i>	6
<i>Figure 1.5 :</i>	<i>Écoulement d'un fluide idéal et d'un fluide visqueux sur une paroi plane.</i>	7
<i>Figure 1.6 :</i>	<i>Conventions de notation de la couche limite.</i>	8
<i>Figure 1.7 :</i>	<i>Épaisseur du déplacement</i>	8
<i>Figure 1.8 :</i>	<i>Visualisation de la différence entre un écoulement laminaire et un Écoulement turbulent</i>	10
<i>Figure 1.9 :</i>	<i>Couche limite se développant sur une plaque plane : passage de l'état Laminaire à l'état Turbulent.</i>	11
<i>Figure 1.10 :</i>	<i>Transition de la couche limite sur plaque plane.</i>	11
<i>Figure 1.11 :</i>	<i>Évolution des caractéristiques lors de la transition sur plaque plane</i>	12
<i>Figure 1.12 :</i>	<i>Décollement de la couche limite.</i>	13
<i>Figure 1.13 :</i>	<i>Évolution du gradient de vitesse lors du décollement sur un profil.</i>	13
<i>Figure 1.14 :</i>	<i>Géométrie simplifiée d'Ahmed dit corps d'Ahmed.</i>	14
<i>Figure 1.15 :</i>	<i>(a) Visualisation du décollement avant en canal hydraulique avec un plan laser situé sur le plan de symétrie longitudinal, (b) Tomographie laser relevée dans un plan Horizontal situé à 3.10-3 m au-dessus du pavillon. Vue du dessus de la maquette (c) Visualisation horipariétale, lignes de frottement relevées sur le pavillon. Vue du dessus de la maquette en lumière blanche, d'après Spohn et al.</i>	15
<i>Figure 1.16 :</i>	<i>Variation du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'inclinaison de la lunette (Ahmed et al. (1984))</i>	15
<i>Figure 1.17 :</i>	<i>Topologie de l'écoulement autour du corps d'Ahmed pour les incidences sous-critique (gauche) et sur-critique (droite) (Menter et Kuntz).</i>	16
<i>Figure 2.1 :</i>	<i>Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie.</i>	18
<i>Figure 2.2 :</i>	<i>Écoulement fluide autour d'un milieu poreux et profile de vitesse longitudinal associé</i>	18
<i>Figure 2.3 :</i>	<i>Corps d'Ahmed à culot droit équipé de milieux poreux sur le pavillon (à gauche) et sur le pavillon et le soubassement (à droite) [Bru11]</i>	19
<i>Figure 2.4 :</i>	<i>Nomenclature liées aux générateurs de vortex</i>	19
<i>Figure 2.5 :</i>	<i>Expérience de vortex generator sur une marche descendante à culot droit [Par07]</i>	20
<i>Figure 2.6 :</i>	<i>Corps de Ahmed à lunette arrondie équipé de vortex generator pilotable champs de vitesse et pression sur la lunette sans (au centre <math>C_x=0.315</math>) et avec (à droite <math>C_x=0.280</math>) les vortex generator en fin de pavillon d'un corps de Ahmed [Aid09]</i>	20
<i>Figure 2.7 :</i>	<i>Exemple de profilage sur une Alpha Romeo de 1913, dessiné par Giuseppe Mesoti</i>	21
<i>Figure 2.8 :</i>	<i>Exemple profilage de sur le concept car Renault Fluence</i>	21
<i>Figure 2.9 :</i>	<i>Plaques séparatrices transversales La recirculation du fluide dans la cavité D entraîne une remontée de pression au niveau du culot d'origine. La présence de la plaque uniformise et augmente la pression</i>	22
<i>Figure 2.10 :</i>	<i>Plaques séparatrices longitudinales [Gil01]</i>	22

<i>Figure 2.11 :</i>	<i>Corps d'Ahmed à 30° équipé de déflecteurs sur la lunette et le culot [Aid09]</i>	23
<i>Figure 2.12 :</i>	<i>Aspiration de la couche limite</i>	23
<i>Figure 2.13 :</i>	<i>Jet pulsé [35]</i>	24
<i>Figure 2.14 :</i>	<i>Principe de fonctionnement du générateur de jets synthétiques mécanique [3].</i>	24
<i>Figure 2.15 :</i>	<i>Jet synthétique par système piézo-électrique [3].</i>	25
<i>Figure 2.16 :</i>	<i>Visualisation par fumée d'un jet normal dans un écoulement extérieur en vue latérale (gauche) et longitudinale (droite) d'après Narayanan et al [32]</i>	26
<i>Figure 2.17 :</i>	<i>Simulation numérique d'un jet d'après Muldoon et al [42]</i>	26
<i>Figure 2.18 :</i>	<i>Champs de vitesse moyenne à <math>z = 0</math> : (a) Visualisation expérimentale, (b) Simulation numérique, [42]</i>	26
<i>Figure 2.19 :</i>	<i>Schématisation de la pénétration d'un micro-jet dans un écoulement transverse [33].</i>	26
<i>Figure 2.20 :</i>	<i>Microcylindres au bord d'attaque [76]</i>	27
<i>Figure 2.21 :</i>	<i>Effet des microcylindres et micro-jets sur le coefficient de portance [76]</i>	27
<i>Figure 2.22 :</i>	<i>Principe de fonctionnement du soufflage appliqué sur le haut du culot (a) et sur le milieu du culot (b)</i>	28
<i>Figure 3.1 :</i>	<i>Dessin de définition ((a) : dimensions d'Ahmed et al (b) : dimension de notre maquette)</i>	30
<i>Figure 3.2 :</i>	<i>Etape de conception de la première partie</i>	30
<i>Figure 3.3 :</i>	<i>Les différents constituants de bas de la maquette</i>	31
<i>Figure 3.4 :</i>	<i>Système de positionnement</i>	31
<i>Figure 3.5 :</i>	<i>Prises de pression et orifice de soufflage.</i>	32
<i>Figure 3.6 :</i>	<i>(a) : Répartition des prises de pression et orifice de soufflage sur la lunette ;(b) angle de jet</i>	32
<i>Figure 3.7 :</i>	<i>Maquette fini (corps d'Ahmed) ;(a) : maquette a <math>\alpha=30^\circ</math> ;(b) : maquette a <math>\alpha=20^\circ</math></i>	32
<i>Figure 3.8 :</i>	<i>Dispositif de la soufflerie (1 : Veine d'essais, 2 : Balance aérodynamique, 3 : Indicateur de contraintes, 4 : Convertisseur, 5 : Acquisition et traitement de données sur ordinateur, 6 : Manomètre différentiel, 7 : Compresseur, 8 : Manomètre ,9 : Chambre de tranquillisation 10 : Maquette)</i>	33
<i>Figure 3.9 :</i>	<i>Soufflerie</i>	33
<i>Figure 3.10 :</i>	<i>Balance aérodynamique.</i>	34
<i>Figure 3.11 :</i>	<i>Indicateur de contraintes</i>	34
<i>Figure 3.12 :</i>	<i>Convertisseur.</i>	35
<i>Figure 3.13 :</i>	<i>Ordinateur.</i>	35
<i>Figure 3.14 :</i>	<i>Multi-manomètre</i>	35
<i>Figure 3.15 :</i>	<i>Tube de Pitot</i>	36
<i>Figure 3.16 :</i>	<i>compresseur</i>	36
<i>Figure 3.17 :</i>	<i>Chambre de tranquillisation et vanne</i>	37
<i>Figure 3.18 :</i>	<i>manomètre</i>	37
<i>Figure 3.19 :</i>	<i>La rampe.</i>	37
<i>Figure 3.20 :</i>	<i>Dispositif de la mesure de température.</i>	38
<i>Figure 3.21 :</i>	<i>Débit pour 11 orifices.</i>	43
<i>Figure 3.22 :</i>	<i>Débit pour 6 orifices.</i>	43
<i>Figure 3.23 :</i>	<i>Débit pour 5 orifices.</i>	43
<i>Figure 3.24 :</i>	<i>Débit pour 3 orifices</i>	43

<i>Figure 3.25 :</i>	<i>Débit pour 2 orifices.</i>	44
<i>Figure 3.26 :</i>	<i>Evolution de la vitesse de jet de soufflage.</i>	44
<i>Figure 3.27 :</i>	<i>Cartographie des Cp pour <math>Re=9.65 \times 10^5</math></i>	46
<i>Figure 3.28 :</i>	<i>Cartographies des Cp pour <math>Re=1.6 \times 10^4</math></i>	47
<i>Figure 3.29 :</i>	<i>Cartographie 3D des Cp pour <math>Re=1.6 \times 10^4</math></i>	47
<i>Figure 3.30 :</i>	<i>Cartographies des Cp pour <math>Re=9.65 \times 10^5</math></i>	48
<i>Figure 3.31 :</i>	<i>Cartographie 3D des Cp pour <math>Re=9.65 \times 10^5</math></i>	48
<i>Figure 3.32 :</i>	<i>Cartographies des Cp pour <math>Re=1.6 \times 10^4</math></i>	49
<i>Figure 3.33 :</i>	<i>Cartographie 3D des Cp pour <math>Re=1.6 \times 10^4</math></i>	49
<i>Figure 3.34 :</i>	<i>Variation de Cx a 15m/s vitesse d'écoulement (<math>Re=9.6526 \times 10^4</math> ; <math>20^\circ</math>).</i>	50
<i>Figure 3.35 :</i>	<i>Variation de Cx a 25m/s vitesse d'écoulement (<math>Re=1.6 \times 10^4</math> ; <math>20^\circ</math>).</i>	51
<i>Figure 3.36 :</i>	<i>Variation de Cx a 15m/s vitesse d'écoulement (<math>Re=9.6526 \times 10^4</math> ; <math>30^\circ</math>).</i>	51
<i>Figure 3.37 :</i>	<i>Variation de Cx a 25m/s vitesse d'écoulement (<math>Re=1.6 \times 10^4</math> ; <math>30^\circ</math>).</i>	52
<i>Figure 3.38 :</i>	<i>Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement 15m/s (<math>Re=9.6526 \times 10^4</math> ; <math>20^\circ</math>).</i>	53
<i>Figure 3.39 :</i>	<i>Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement 25m/s (<math>Re=1.6 \times 10^5</math> ; <math>20^\circ</math>).</i>	53
<i>Figure 3.40 :</i>	<i>Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement 15m/s (<math>Re=9.6526 \times 10^4</math> ; <math>30^\circ</math>).</i>	54
<i>Figure 3.41 :</i>	<i>Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement 25m/s (<math>Re=1.6 \times 10^5</math> ; <math>30^\circ</math>).</i>	54
<i>Figure 4.1 :</i>	<i>Maillage structuré et non structuré.</i>	56
<i>Figure 4.2 :</i>	<i>Génération d'un maillage de la couche limite</i>	58
<i>Figure 4.3 :</i>	<i>Maillage multi-blocs généré dans Gambit.</i>	60
<i>Figure 4.4 :</i>	<i>Evolution de <math>y^+</math> pour la lunette et les orifices de soufflage.</i>	60
<i>Figure 4.5 :</i>	<i>Maillage généré.</i>	61
<i>Figure 4.6 :</i>	<i>Définition des frontières</i>	61
<i>Figure 4.7 :</i>	<i>Écoulement contrôlé à l'aide de 11 orifices ouvert à 341m/s</i>	63
<i>Figure 4.8 :</i>	<i>Écoulement recollé sur la lunette</i>	63
<i>Figure 4.9 :</i>	<i>Cartographie des Cp : a)11 orifices, b) 6 orifices.</i>	64
<i>Figure 4.10 :</i>	<i>Cartographie des Cp sur la lunette arrière : a)11 orifices, b) 6 orifices.</i>	64

## *Liste des tableaux*

<i>Tableau 3.1</i>	<i>les modes de soufflage</i>	<i>38</i>
<i>Tableau 3.2</i>	<i>pression statique des orifices de jet à 20° d'incidences, pour les vitesses d'écoulement 15 et 25 m/s (<math>Re=9.65 \times 10^4</math> et <math>Re=1.6 \times 10^5</math>)</i>	<i>40</i>
<i>Tableau 3.3</i>	<i>pression statique des orifices de jet à 30° d'incidences, pour les vitesses d'écoulement 15 et 25 m/s (<math>Re=9.65 \times 10^4</math> et <math>Re=1.6 \times 10^5</math>)</i>	<i>40</i>
<i>Tableaux 3.4</i>	<i>débit massique (Kg/s) en fonction de <math>P_1</math> et le nombre d'orifice.</i>	<i>44</i>
<i>Tableaux 3.5</i>	<i>vitesse de jet en fonction de <math>P_1</math>.</i>	<i>44</i>
<i>Tableaux 4.1</i>	<i>Le modèle de turbulence</i>	<i>58</i>

## Liste des symboles

### Lettres grecques :

$\alpha$	Angle d'incidence	deg
$\theta$	Epaisseur de quantité de mouvement	m
$\vec{\gamma}$	Accélération	m/s <sup>2</sup>
$\chi$	Compressibilité	(m/s) <sup>-2</sup>
$\delta^*$	Epaisseur du déplacement	m
$\Delta h$	Dénivellation	m
$\varphi$	Angle de flèche	deg
$\lambda$	Allongement	
$\mu$	Viscosité dynamique	kg/m.s
$\nu$	Viscosité cinématique	m <sup>2</sup> /s
$\rho$	Masse volumique	kg/m <sup>3</sup>
$\rho_h$	Masse volumique de l'huile	kg/m <sup>3</sup>

### Lettres latines :

C	Longueur de la corde	m
C <sub>p</sub>	Coefficient de pression	
C <sub>x</sub>	Coefficient de traînée	
C <sub>z</sub>	Coefficient de portance	
e	Epaisseur relative	m
Eu	Nombre d'Euler	
f	Fleche du profile	m
F <sub>z</sub>	Force de portance	N
F <sub>x</sub>	Force de traînée	N
Fr	Nombre de Froude	
g	Accélération de la pesanteur	m/s <sup>2</sup>
H	Facteur de forme	
h	Epaisseur	m
l	Longueur de la corde	m
L	Envergure	m
M	Nombre de Mach	
P	Pression statique locale	Pa
p <sub>0</sub>	Pression statique locale a l'amont infini	Pa
P <sub>a</sub>	Pression d'arrêt	Pa
P <sub>d</sub>	Pression dynamique	Pa
P <sub>∞</sub>	Pression a l'infini amont (tube de Pitot)	Pa
Q	Débit massique	Kg/s
Re	Nombre de Reynolds	
r	rayon de courbure du bord d'attaque	m
S	Surface alaire	m <sup>2</sup>
St	Nombre de Strouhal	
T	Température	°K
X		

V	Vitesse	m/s
$V_{\infty}$	Vitesse a l'infini amont	m/s
Z	Cote du liquide correspondant a la pression statique locale p	m
$Z_{\infty}$	Cote du liquide correspondant à la pression statique à l'infini amont	m
$Z_A$	Cote du liquide correspondant à la pression d'arrêt à l'infinis amont	m

### Acronyms:

CFD	Computational Fluid Dynamics.
EM	Electromagnétique.
VGs	Acronyme pour Vortex generators (générateurs de vortex en langue française).
LEBU	Large Eddy Break Up (dispositif de contrôle passif).
PST	Plaques séparatrices transversales.
PSL	Plaques séparatrices longitudinales.

## *Introduction générale*

La protection de l'environnement et les économies d'énergie sont des enjeux sociétaux très importants. Dans ce contexte, l'industrie automobile est contrainte de diminuer les émissions de gaz à effet de serre (NO<sub>x</sub> et CO<sub>2</sub> principalement) et par là-même la consommation de ses véhicules. Les constructeurs se sont engagés, au travers des accords CAFE (*Corporate Averaged Fuel Emission*), à abaisser de 20% les émissions de CO<sub>2</sub> de leur parc automobile. Cela revient à passer de 120 gr.km<sup>-1</sup> en 2012 à 95 gr.km<sup>-1</sup> en 2020 en moyenne sur le parc.

Pour cela les constructeurs travaillent sur deux axes en même temps. Le premier est d'améliorer le système de propulsion en développant des moteurs possédant de meilleurs rendements (moins de pertes en chaleur et réduction des frottements mécaniques) ou utilisant des énergies propres. C'est pour ces raisons que, par exemple, les véhicules hybrides et électriques ont fait leur apparition. Le second a pour objectif de réduire l'énergie nécessaire pour mouvoir le véhicule en diminuant les pertes, en particuliers les efforts liés au contact du pneu sur la route (poids, frottements...) mais également en minimisant les forces aérodynamiques.

Après les chocs pétroliers, les constructeurs automobiles durent s'adapter pour faire face à l'augmentation du prix du carburant. L'aérodynamique était alors au centre des préoccupations des constructeurs, ils cherchaient à réduire l'utilisation du pétrole. À cette époque apparurent alors des voitures aux formes plus arrondie, plus fluides.

La traînée moyenne des véhicules a été réduite de 30% en vingt ans. Mais la vision du véhicule idéale n'est pas la même suivant les différents intervenants dans la conception du véhicule. Par exemple, les modifications que les aérodynamiciens peuvent apporter sur la macro-forme sont fortement contraintes par les questions de style et d'habitabilité. C'est pourquoi, les constructeurs cherchent maintenant des technologies en rupture permettant de contrôler les décollements sans toucher à la ligne générale de l'automobile.

Le travail effectué dans le cadre de ce mémoire s'inscrit dans cet objectif de réduire la traînée de forme dans le cas d'un véhicule de forme simplifiée de type corps d'Ahmad, par soufflage au niveau de la lunette arrière du véhicule.

Notre mémoire est composé de quatre chapitres fondamentales :

- Le premier chapitre est un rappel général de mécanique des fluides et de notions d'aérodynamique.
- Le deuxième chapitre dresse un inventaire des différentes stratégies de contrôle de la couche avec un intérêt particulier au cas intéressant notre étude, c'est-à-dire le corps d'Ahmad.
- Le troisième chapitre porte sur la partie expérimentale et la méthodologie de réalisation de notre maquette qui est par la suite soumise à des essais en soufflerie.
- Une simulation numérique de l'écoulement autour du corps étudié à l'aide du code de calcul CFD Fluent est présentée au chapitre 4.

*Chapitre I : Généralités sur l'aérodynamique et la  
couche limite.*

## Introduction :

La connaissance et la maîtrise de la physique des écoulements autour de modèles profilés simples, comme autour de véhicules complexes, sont aujourd'hui devenues indispensables dans l'industrie automobile.

Dans ce chapitre on procède à un rappel sur la couche limite et on présente quelques notions de base d'aérodynamique automobile.

### I.1. Notions sur l'aérodynamique :

L'aérodynamique est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps. En d'autres termes, il s'agit des phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixe dans le fluide en mouvement (maquette dans une soufflerie).

#### I.1.1. La traînée :

La traînée aérodynamique est le résultat des forces qui s'opposent au mouvement d'un corps mobile dans un gaz, c'est la résistance à l'avancement. Elle s'exerce dans la direction opposée à la vitesse du corps et s'accroît avec le carré de la vitesse. Le  $C_x$  (coefficient de traînée) est couramment utilisé en automobile. Et dans tous les cas, il existe une traînée de frottement liée aux différences de vitesses entre les couches fluides ; celles-ci causent une dissipation de l'énergie mécanique qui se transforme en chaleur. Pour un corps mince, plus la forme de celui-ci s'écarte d'une plaque mince, plus la traînée de forme augmente. Aussi, l'étude aérodynamique d'un véhicule permet de réduire sa résistance à l'avancement aux vitesses élevées. Meilleure est sa pénétration dans l'air, moins le moteur est sollicité pour maintenir sa vitesse, et donc, moins il consomme. Pour finir, c'est à l'arrière du véhicule que se joue la performance aérodynamique.

La traînée se calcule avec cette formule :

$$F_x = \frac{1}{2} C_x \rho S_x V^2 \quad (1.1)$$

Où  $C_x$  : Coefficient de traînée.

$\rho$ : Masse volumique du fluide.

$V$  : Vitesse du véhicule (m/s).

$S_x$  : surface de référence (maître couple, soit la surface frontale de l'objet en mouvement).

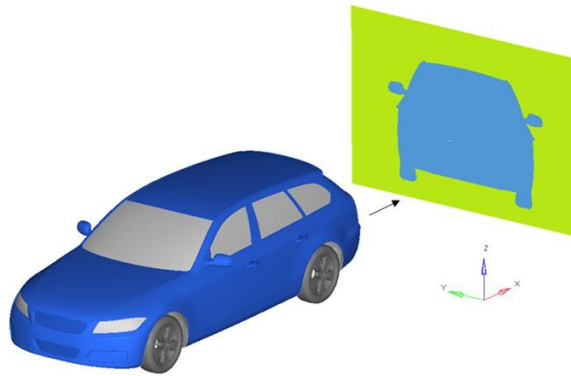


Figure 1.1 : Représentation du maître couple  $S_x$

### I.1.1.1. Le coefficient de traînée :

Cette expression met en avant un paramètre essentiel à la détermination de la traînée : le  $C_x$ . Le  $C_x$  ou coefficient de traînée est le rapport de la traînée d'un objet à celle d'un objet de même surface de référence se déplaçant à la même vitesse dans le même fluide et qui aurait un coefficient de traînée de 1. Il est défini comme :

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_x} \quad (1.2)$$

Ce nombre est généralement compris entre 0,07 et 1,4. En effet, le  $C_x$  le plus favorable est celui d'un objet de forme ovoïde, le plus défavorable étant celui d'une demi-sphère creuse qui se déplace face au vent. Du point de vue de la physique, le  $C_x$  est un coefficient de surface qui se rapporte à la surface frontale de l'objet en question.

### I.1.1.2. Les différentes traînées :

Concrètement, la traînée globale générée par le déplacement d'un véhicule terrestre dépend de quatre phénomènes distincts [[www.adilca.com](http://www.adilca.com)] :

- 1) La pression directe sur l'avant de la carrosserie et le vide partiel laissé par le véhicule après son passage formant une traînée de culot ayant pour conséquence de l'« aspirer » dans la direction opposée à son mouvement. C'est la **traînée de forme**.
- 2) L'air frotte à la surface de la carrosserie, c'est la **traînée de frottement**.
- 3) L'air entre en turbulence au contact de divers obstacles, saillies ou protubérances (encadrements de vitres, rétroviseurs, passages de roues, etc.), c'est la **traînée de turbulence**.
- 4) L'air doit pénétrer à l'intérieur de la carrosserie, non seulement pour alimenter le moteur en oxygène (pour délivrer une puissance de 100 ch, un moteur doit absorber environ 60

litres d'air par seconde), mais aussi pour refroidir le radiateur et ventiler l'habitacle, c'est la **traînée interne**.

La traînée globale dépend donc de la forme et de l'état de surface de l'ensemble des éléments qui composent la carrosserie : l'avant du véhicule, la partie supérieure (toit), inférieure (prises d'air, carénage sous le moteur, plancher, etc.), les passages de roues, les flancs et l'arrière (poupe).

En effet, tous ces éléments sont complémentaires, chacun d'eux devant être conçu pour faciliter l'écoulement global de l'air autour de la voiture.

### I.1.1.3. Les origines de la traînée aérodynamique :

Autour d'un véhicule automobile, les zones de décollement d'air sont nombreuses. Les ruptures de pentes au niveau de la calandre (zone 1), sur le bas et les montants latéraux du pare-brise (zone 2 et 3), dans le soubassement (zone 4), au niveau des roues (zone 5) ou des parois latérales (zone 6) provoquent l'apparition de structures tourbillonnaires qui viennent alimenter le sillage du véhicule. Des écoulements secondaires internes au niveau du compartiment moteur et du soubassement (zone 1 et 4) participent également à l'expression de la traînée. L'écoulement qui se développe en aval du culot est directement responsable du sillage et participe très largement à la traînée de la voiture. Enfin, la rotation des roues provoque l'apparition de vortex latéraux qui interagissent aussi avec l'écoulement de culot.

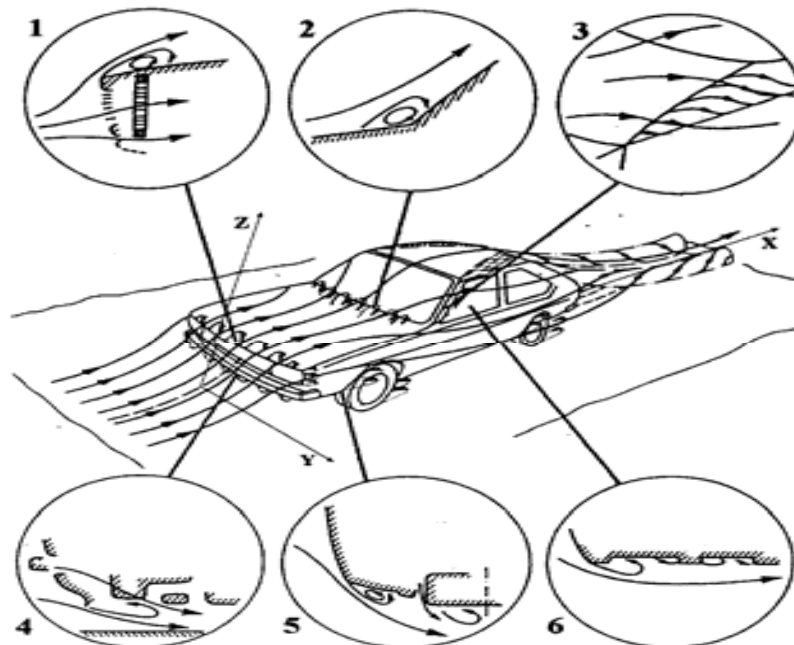


Figure 1.2 : Zone de décollement d'air autour d'un véhicule. [01]

La quantification de l'influence de chacune de ces sources de traînée montre que les pressions statiques sur l'arrière du véhicule contribuent majoritairement, à hauteur de 30%, à la traînée totale du véhicule, à égalité avec la contribution de l'écoulement de sous plancher. La contribution des roues est aussi significative, de l'ordre de 15%.

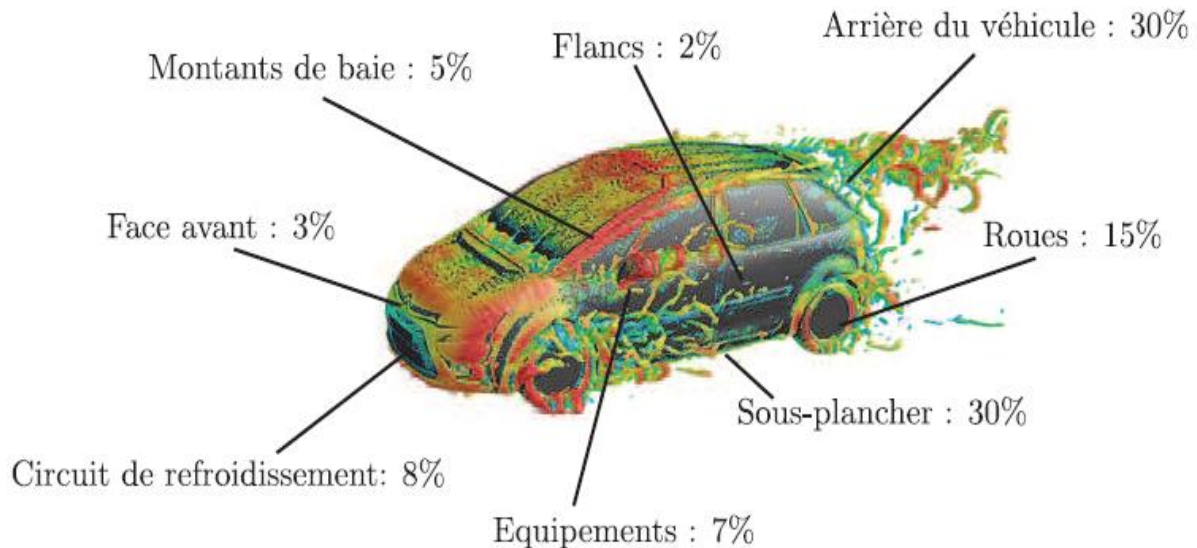


Figure 1.3 : Contributions relatives de chaque région du véhicule à la traînée globale. Source interne PSA.

### I.1.2. La portance (ou la déportance) :

La portance est une force perpendiculaire à la direction de l'écoulement, c'est-à-dire vers le haut. Cette force a tendance à faire élever le véhicule. C'est aussi elle qui permet aux avions de planer, la portance se calcule avec cette formule :

$$F_z = \frac{1}{2} C_z \rho S_x V^2 \quad (1.3)$$

Où :  $\rho$  : Masse volumique du fluide

$V$  : vitesse du véhicule en m/s

$S_x$  : surface de référence en m<sup>2</sup>

$C_z$  : coefficient de portance

La portance ne doit pas forcément être évitée sur une voiture commune car elle permet de limiter l'usure des pneus, la consommation d'essence. Donc, pour les voitures, on cherche plus à la faire planer que la plaquer au sol car le but des constructeurs est de réduire la consommation d'essence ainsi que l'émission de CO<sub>2</sub> et l'usure des pneus. La portance est donc très importante et doit être bien dosée. En effet, si celle-ci est trop élevée, l'adhérence à la route sera très faible,

et cela peut engendrer des accidents de la route. Mais, si la portance est trop faible, alors elle réduira la vitesse du véhicule. Il est donc important de bien doser ce paramètre, car il est très important, et modifie le comportement du véhicule.

### I.1.3. Exemples de formes aérodynamiques et de coefficients de traînée :

La résistance de l'air dans le cas d'une demi-sphère est amoindrie puisque les particules d'air contournent très facilement la surface, mais la dépression est encore très forte à l'arrière de cette forme. Dans le cas d'une sphère de forme ronde, la pénétration de l'air se fera beaucoup plus facilement. Cependant cette forme n'est toujours la plus aérodynamique car, on trouve une légère dépression à l'arrière de celle-ci. La forme aérodynamique parfaite n'existe pas mais une forme s'en rapproche. En effet, la forme de la goutte d'eau (forme biseautée) a une résistance de l'air la plus faible. De plus, cela peut aussi se prouver par le fait que cette forme de goutte d'eau est celle qui a le coefficient de traînée de plus faible. En effet, celui-ci est de 0.05, tandis que celui des autres formes est beaucoup plus élevé :

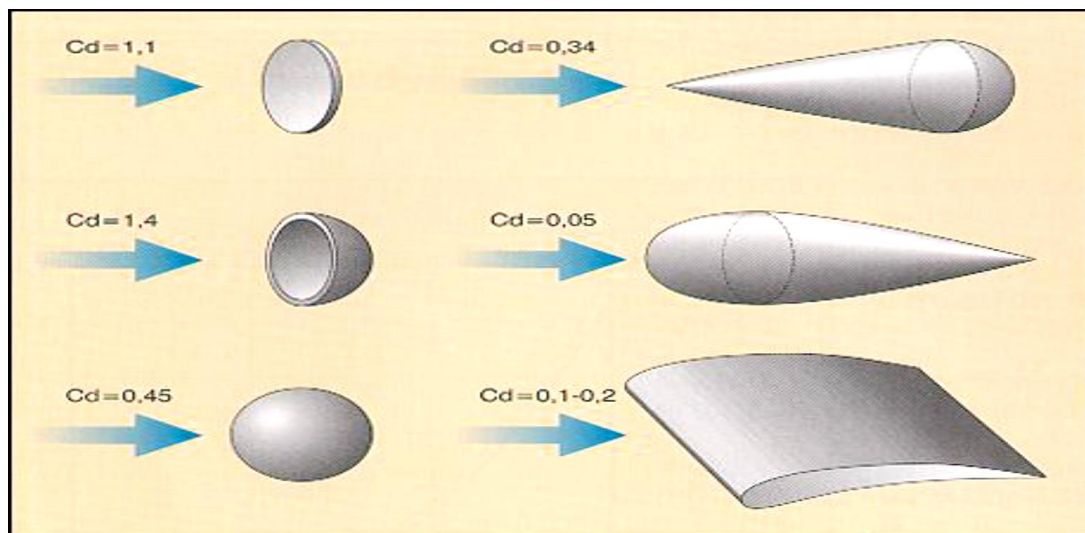


Figure 1.4: Exemples de coefficients de traînée de quelques obstacles aérodynamiques [08]

La conclusion fût que la forme la mieux adaptée pour une voiture serait celle du corps profilé. C'est-à-dire de la goutte d'eau. De plus, les véhicules n'ont jamais de forme en sphère, ou encore en cube puisque ces formes ont un coefficient de traînée beaucoup trop élevé.

Malgré le fait que la forme de la goutte d'eau soit la plus aérodynamique, elle n'est quasiment pas utilisée. La plupart des personnes qui achètent une voiture, cherche une voiture qui est confortable et esthétique.

## I.2. Rappels sur la couche limite :

### I.2.1. La notion de couche limite :

Lorsqu'un fluide se déplace autour d'un obstacle, les champs de vitesse et de pression sont perturbés par ce dernier. La couche limite est la zone de fluide collée à la paroi, dans laquelle se produit l'accommodation entre la vitesse nulle en paroi et la pleine vitesse locale du fluide libre. De nombreuses propriétés de l'écoulement (frottement, transferts thermiques et présence éventuelle de décollements) dépendent de cette couche limite. Le concept de couche limite fut introduit pour la première fois par Prandtl en 1904. Il permet de livrer une interprétation à bon nombre de phénomènes que la théorie des fluides parfaits ne suffisait à expliquer [04].

En effet, en mécanique des fluides on examine des écoulements où les effets visqueux sont entièrement dominants et des écoulements où nous avons au contraire complètement négligé les effets de la viscosité. Pourtant le résultat ainsi obtenu est conforme à ce qui est observé dans la réalité où les effets visqueux ne sont jamais totalement négligeables.

La définition même de la couche limite réside dans le fait qu'elle représente la région de l'écoulement où les effets visqueux sont au moins aussi importants que les effets inertiels (en termes d'ordre de grandeur). Ce n'est en effet pas le cas loin de la paroi, où l'écoulement est alors dit « d'Euler », et où les effets visqueux ne se font pratiquement pas ressentir.

Cependant, la description d'un fluide réel visqueux peut toujours être approchée par celle d'un fluide parfait par usage des équations d'Euler dans les régions où les forces de viscosité peuvent être négligées. C'est ainsi que l'on distingue dans un écoulement à couche limite deux régions :

- Une région proche de la paroi où les contraintes visqueuses du fluide prédominent, elle est décrite par les équations de Navier-Stokes.

- Une région où contrairement à la première, les contraintes visqueuses sont négligées et le fluide est approximé à un fluide parfait décrit par les équations d'Euler.

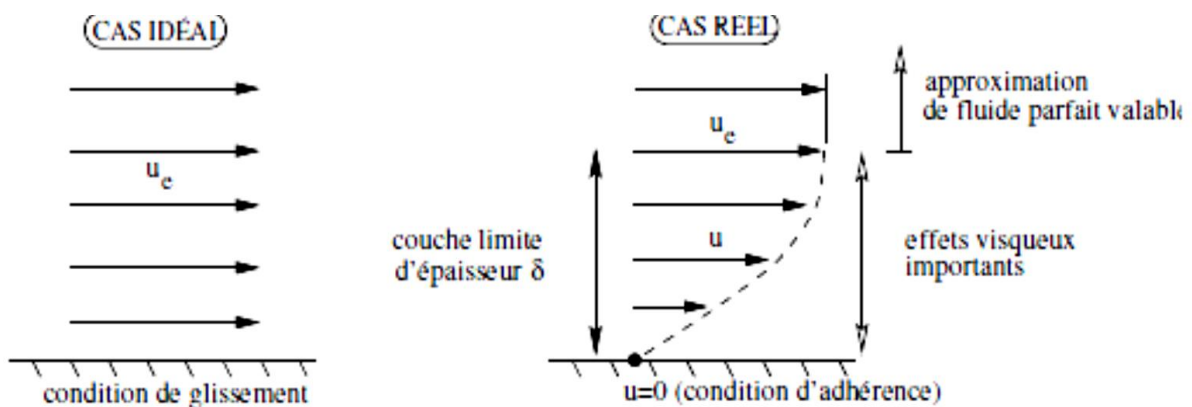


Figure 1.5 : Écoulement d'un fluide idéal et d'un fluide visqueux sur une paroi plane.

## I.2.2. Définition des épaisseurs de la couche limite bidimensionnelle :

Pour étudier l'écoulement dans la couche limite, on utilise le système de coordonnées curvilignes qui suit le périmètre de la section droite d'un obstacle cylindrique. La position d'un point  $M$  dans la couche limite est définie par son ordonnée  $y$  comptée sur la normale  $PM$  à la paroi (Figure 1.6) et par l'abscisse curviligne  $x$  du point  $P$ , comptée suivant le périmètre à partir du point  $O$ . La vitesse en  $M$  a pour seules composantes  $u$  et  $v$ . Sur la surface, en  $y = 0$ ,  $u = v = 0$  et par convention, on définit l'épaisseur de couche limite  $\delta$  comme correspondant à une composante  $u$  égale à  $0.99U_e$ ,  $U_e$  étant la composante de la vitesse du fluide libre à l'aplomb de  $P$  [21].

On admet que la composante  $v$  est partout petite devant  $u$  et que les dérivées par rapport à  $x$  sont petites devant celles par rapport à  $y$  : ce sont les hypothèses de couche limite.

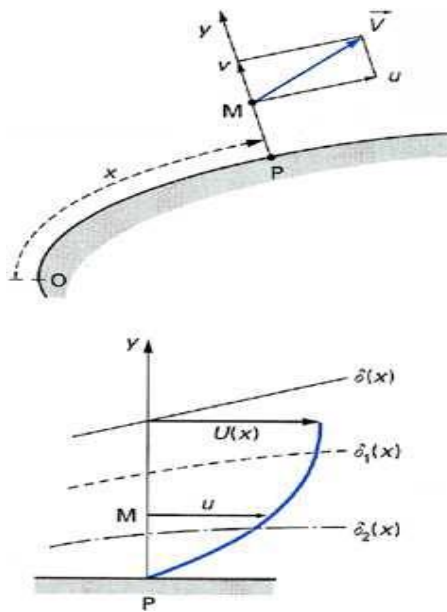


Figure 1.6 : Conventions de notation de la couche limite [21].

### I.2.2.1. Epaisseur du déplacement :

L'épaisseur de déplacement  $\delta^*$  correspond à la perte de débit massique au travers d'une section de la couche limite par rapport au cas d'un écoulement de fluide parfait.

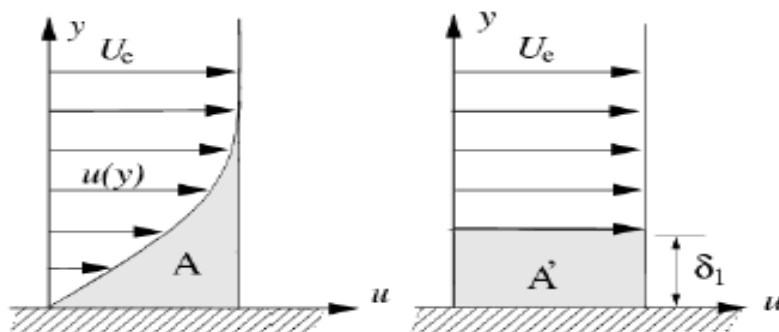


Figure 1.7 : Epaisseur du déplacement

Les lignes de courant en écoulement visqueux sont déplacées par rapport à leurs positions en fluide non visqueux. Ce déplacement est exploité pour définir une épaisseur telle que les aires  $A$  et  $A'$  soient égales :

$$A = \int_0^{\delta} (Ue - u) dy = A' = \delta_1 Ue$$

On peut donc déduire que :

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{Ue}\right) dy$$

Sachant que  $Q_p$  le débit massique du fluide parfait, et  $Q_v$  celui du fluide visqueux :

$$Q_p = \int_0^{\delta} \rho_e u_e dy$$

$$Q_v = \int_0^{\delta} \rho u dy$$

Donc :

$$\int_0^{\delta} \rho_e u_e - \int_0^{\delta} \rho u dy = \rho_e u_e \delta_1$$

Et en supposant un écoulement incompressible ( $V = cste$ ),  $\delta_1$  peut s'exprimer en fonction du profil de vitesse dans la couche limite normalisé par la vitesse extérieure :

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{Ue}\right) dy \quad (1.4)$$

### I.2.2.2 Epaisseur de la quantité de mouvement :

L'épaisseur de quantité de mouvement  $\delta_2$  correspond à la perte de quantité de mouvement dans la couche limite par rapport au cas d'un écoulement de fluide parfait (à débit masse  $\int_0^{\delta} \rho u dy$  donné), Soit :

$$\int_0^{\delta} \rho u dy \times u_e - \int_0^{\delta} \rho u^2 dy = \rho u^2 \delta_2$$

Donc  $\delta_2$  est donnée par :

$$\delta_2 = \int_0^{\delta} \frac{u}{Ue} \left(1 - \frac{u}{Ue}\right) dy \quad (1.5)$$

On définit également le facteur de forme  $H$  :

$$H = \delta_1 / \delta_2 \quad (1.6)$$

Qui a des valeurs différentes suivant que la couche limite est laminaire ou turbulente.

Les propriétés de la couche limite dépendent de son état laminaire ou turbulent, lequel est lui-même lié au nombre de Reynolds. Ce nombre sans dimension, représentant le rapport entre les forces d'inertie et les forces visqueuses, est défini de la façon suivante :

$$Re = \frac{U D}{\nu} \quad (1.7)$$

Où  $U$  [ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ] représente la vitesse du fluide,  $\nu$  [ $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ ] sa viscosité cinématique et  $D$  [m] la dimension caractéristique la plus pertinente de l'écoulement considéré (par exemple, le diamètre pour une conduite de section circulaire ou encore l'abscisse depuis le bord d'attaque pour une plaque plane).

### I.2.3. Couches limites laminaire et turbulente :

L'emploi d'un traceur (filet de colorant dans un liquide ou de fumée dans un Gaz) permet de révéler l'état laminaire ou turbulent de l'écoulement. Si les filets du traceur se déplacent parallèlement et gardent leur individualité propre, on parle d'écoulement laminaire. Si le nombre de Reynolds augmente, le filet reste encore rectiligne sur une certaine longueur, puis s'estompe, le traceur se diffuse rapidement dans tout le fluide : l'écoulement est alors turbulent. La différence entre les deux régimes est illustrée sur la Figure 1.8 par les volutes de la fumée d'une cigarette.

Il en est de même si on s'intéresse à la couche limite. L'expérience montre qu'une couche limite laminaire ne peut s'étendre sur une longueur infinie. Soumise à des instabilités (turbulence, aspérités de la paroi . . .), la couche limite laminaire va devenir turbulente après une zone de transition dont l'étendue dépend de plusieurs facteurs : taux de turbulence du courant amont, nombre de Reynolds, états de surface de la maquette ou encore gradient de pression statique.

Ce passage à l'état turbulent a plusieurs conséquences. Le coefficient de frottement de l'obstacle est augmenté par rapport au cas laminaire. Le mélange et par conséquent, le transfert de chaleur sont également accrus. La couche limite turbulente, qui s'épaissit plus rapidement que la couche limite laminaire (Figure 1.9), résiste par ailleurs beaucoup mieux aux gradients de pression adverses. Enfin, les propriétés acoustiques de la couche limite se trouvent modifiées par la transition :

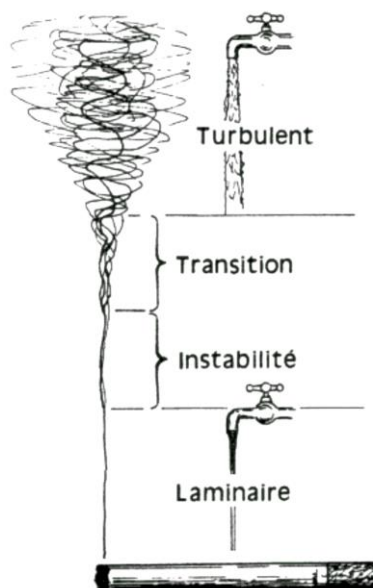


Figure 1.8 : Visualisation de la différence entre un écoulement laminaire et un Écoulement turbulent [04]

### I.2.3.1 Transition Laminaire-Turbulent de la couche limite :

En général, le mécanisme de transition de l'état laminaire à l'état turbulent est le résultat d'une réponse non linéaire de la couche limite à des perturbations.

Ces dernières ont différentes origines qui peuvent être le taux de turbulence de l'écoulement libre, l'état de surface (rugosités) ou encore les vibrations. Depuis les expériences réalisées par Reynolds en 1883, les phénomènes d'instabilité de l'écoulement laminaire et la transition vers la turbulence ont maintenu un intérêt constant en mécanique des fluides. Cet intérêt provient du fait que des quantités aérodynamiques telles que la portance ou la traînée dépendent de la transition. Des critères empiriques sont principalement utilisés pour prédire cette transition.

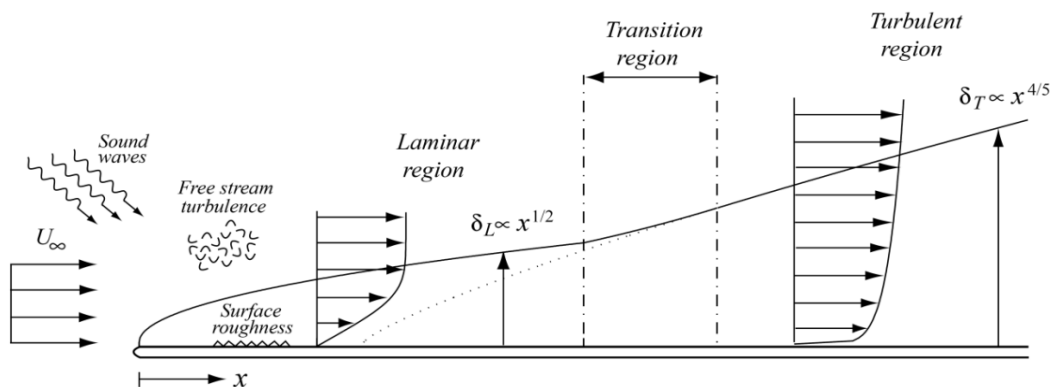


Figure 1.9 : Couche limite se développant sur une plaque plane : passage de l'état Laminaire à l'état turbulent. [04]

Lorsque le nombre de Reynolds dépasse une certaine valeur critique, on observe une transition de la couche limite laminaire vers la turbulence.

Le phénomène est mis en évidence sur une plaque plane sur la Figure 1.10. On observe, pour le nombre de Reynolds critique  $Re_c = 5 \times 10^5$ , un changement de l'épaisseur de couche limite qui passe d'une loi d'évolution en  $x^{1/2}$  (couche limite laminaire) à une loi en  $x^{4/5}$  (couche limite turbulente). D'autre part, au-dessus du nombre de Reynolds critique  $Re_c$ , des fluctuations turbulentes apparaissent dans la couche limite et intensifient les échanges de quantité de mouvement. La pente du profil de vitesse au voisinage de la paroi augmente en entraînant un accroissement de la contrainte pariétale.

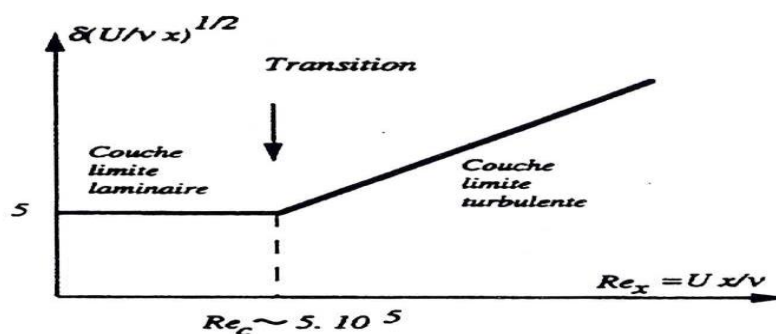


Figure 1.10 : Transition de la couche limite sur plaque plane [04].

Laburthe, qui étudie les phénomènes transitionnels dans des écoulements bi et tridimensionnels, rappelle que la transition est un phénomène naturel qui apparaît dans la couche limite. La zone de transition délimite deux régions de l'écoulement aux caractéristiques bien distinctes :

– La partie laminaire, située en amont de la transition où les particules présentent des trajectoires prévisibles que l'on peut suivre individuellement.

– La partie turbulente, en aval de la transition, où l'écoulement est plus désordonné.

La transition vers la turbulence se déroule généralement en plusieurs étapes :

– Des ondes d'instabilités de faible amplitude apparaissent d'abord dans l'écoulement laminaire.

– Ces ondes se déforment et les lignes de vorticités associées à ces perturbations adoptent une forme de fer à cheval et sont progressivement étirées par l'écoulement.

– cette structure donne naissance à des instabilités secondaires, des régions turbulentes ou «spots turbulents» apparaissent en aval.

– la croissance puis la fusion de ces structures conduit à l'écoulement turbulent dit pleinement développer.

Les ondes d'instabilités peuvent avoir différentes origines : amplification au sein de la couche limite, de perturbations provenant de l'écoulement extérieur, état de surface ou vibrations de la paroi. Lorsque ces perturbations possèdent initialement une amplitude faible, elles excitent les modes propres de la couche limite et prennent la forme d'ondes connectées vers l'aval qui finissent par éclater en turbulence. Si les perturbations initiales ont une amplitude importante, la turbulence apparaît rapidement à l'issue de phénomènes non linéaires. Ce mécanisme, le by-pass, ne peut être traité que par des critères empiriques.

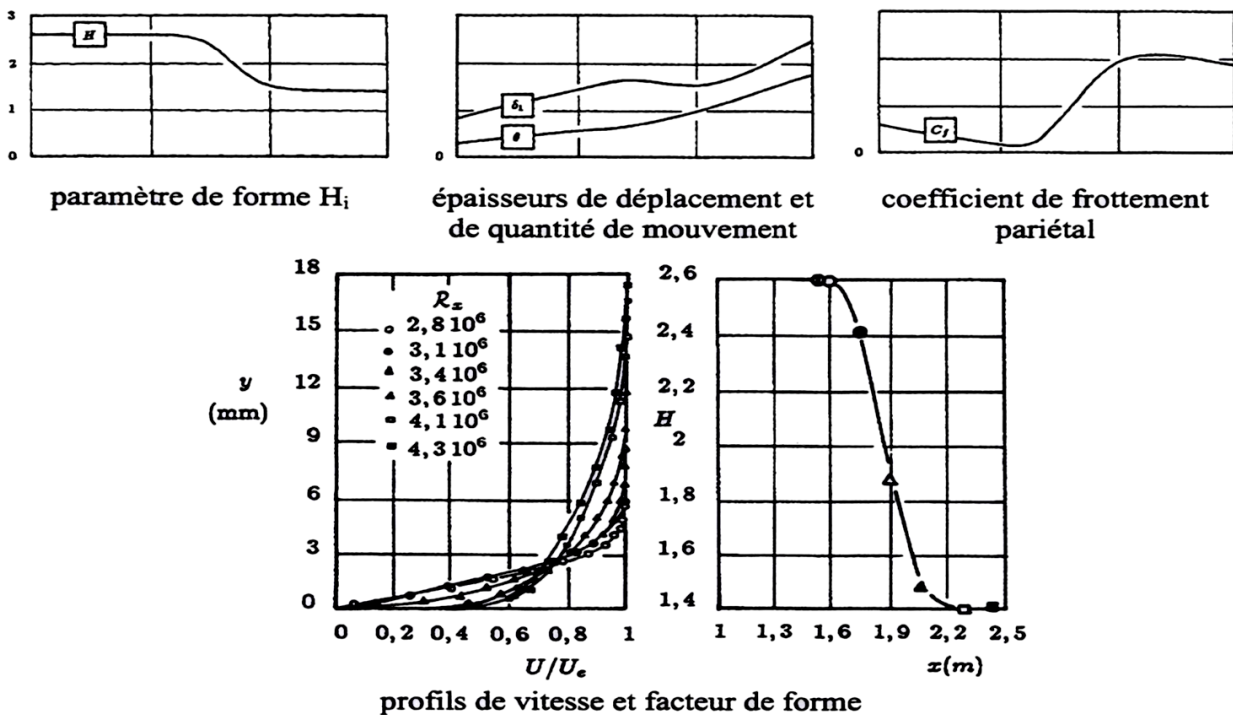


Figure 1.11 : Evolution des caractéristiques lors de la transition sur plaque plane

### I.2.3.2. Le phénomène du décollement de la couche limite :

En général, quand un objet est placé dans un écoulement, les filets fluides épousent la surface du corps : ils « collent » à la paroi. Dans certaines circonstances, ces filets peuvent se détacher de la paroi, c'est ce qu'on appelle le décollement. Ce décollement, causé par un gradient de pression positif ou par une rupture géométrique de la paroi (cas de lunette d'une voiture), influence fortement les performances aérodynamiques. Source d'in stationnarité, il peut notamment provoquer des nuisances sonores ou être à l'origine de vibrations de la structure : il a globalement des effets pénalisants sur le rendement aérodynamique des véhicules.

De fait, le décollement est un phénomène qu'on cherche à éviter sauf cas précis comme par exemple dans le cas de l'utilisation d'aérofreins sur les ailes d'avion ou sur les voitures de sports. Mais dans la plupart des cas, l'objectif est bien de réduire voire d'éliminer les décollements.

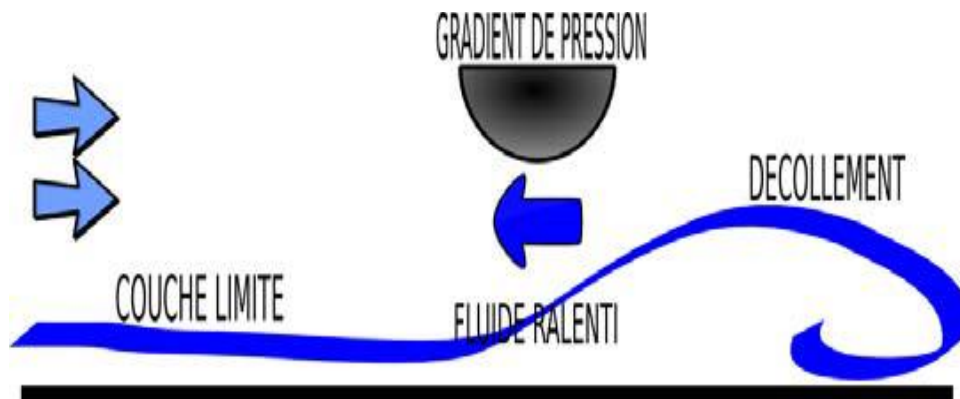


Figure 1.12 : Décollement de la couche limite.

Lorsqu'un profil se déplace, il écarte d'abord les filets d'air, ce qui produit une accélération donc une détente, ensuite en arrière du profil l'air ralentit en reprenant sa place, ce qui produit une compression.

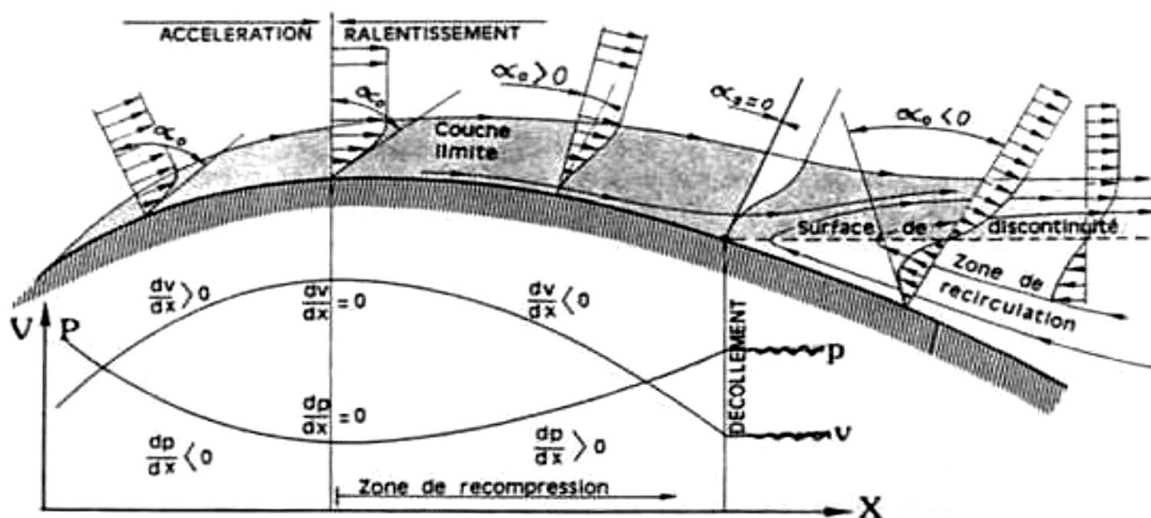


Figure 1.13 : Evolution du gradient de vitesse lors du décollement sur un profil.

### I.3. Le corps d'Ahmed :

Les phénomènes physiques régissant les écoulements autour des véhicules automobiles sont complexes et fortement dépendant de la géométrie spécifique de chaque modèle. Afin de mettre en évidence des mécanismes globaux, il est nécessaire de mettre en place un modèle.

Pour cela la communauté scientifique et les industriels du monde automobile utilisent principalement le modèle du corps d'Ahmed. La géométrie est introduite dans les travaux d'Ahmed et al [02]. Elle représente une géométrie simplifiée de véhicule automobile à l'échelle 1/5ème dépourvue de tout appendice géométrique. (Figure 1.14). L'intérêt de cette forme simple est de pouvoir s'affranchir de structures tourbillonnaires générées au niveau des montants de baie, pare-brise ou rétroviseurs qui se transmettent vers le sillage, et ainsi se concentrer sur l'étude des phénomènes du sillage provenant des décollements massifs de l'arrière de la géométrie.

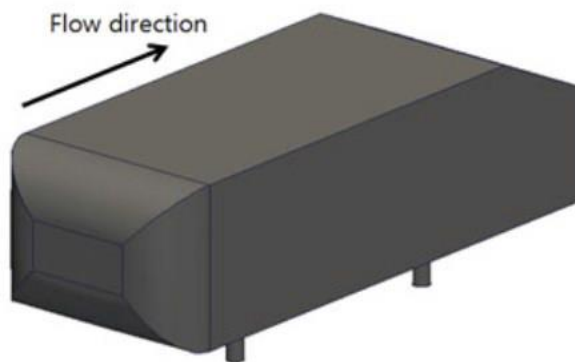


Figure 1.14 : Géométrie simplifiée d'Ahmed dit corps d'Ahmed [02].

#### I.3.1. Écoulement autour du corps d'Ahmed :

##### I.3.1.1. Écoulement sur la partie avant :

L'écoulement sur la partie avant du corps d'Ahmed a été analysé par Spohn et al [23] à partir de tomographies et de visualisations pariétales. Un décollement apparaît à 8% de la longueur  $L$  de la géométrie (Figure 1.15).

Le fluide situé sous la nappe décollée est animé d'un mouvement de rotation et du fluide remonte en direction de la ligne de séparation, ce qui entraîne un accroissement de la zone décollée dans les directions transversales et normales à la paroi. Le surplus de fluide est alors expulsé vers l'aval de façon périodique et le volume de la zone décollée oscille ainsi avec une fréquence de l'ordre de 15 Hz [23]. Ces oscillations donnent naissance à des structures tourbillonnaires de Kelvin-Helmholtz (dus à des gradients de vitesses élevés au sein d'un fluide) émises avec une fréquence haute de l'ordre de 200Hz (Figure 1.15).

De part et d'autre du plan de symétrie longitudinal, les lignes de courant à la paroi (relevée par tomographie dans un plan horizontal situé à  $3 \cdot 10^{-3}$  m du pavillon) s'enroulent autour de 2 foyers et s'échappent de la paroi en formant deux vortex contra rotatifs qui sont visualisés en lumière blanche. Ces structures tourbillonnaires sont advectées le long du pavillon vers la zone de sillage. Elles sont cependant moins énergétiques que les structures longitudinales qui se développent le long des arêtes latérales de pare-brise sur une géométrie réelle de véhicule automobile.

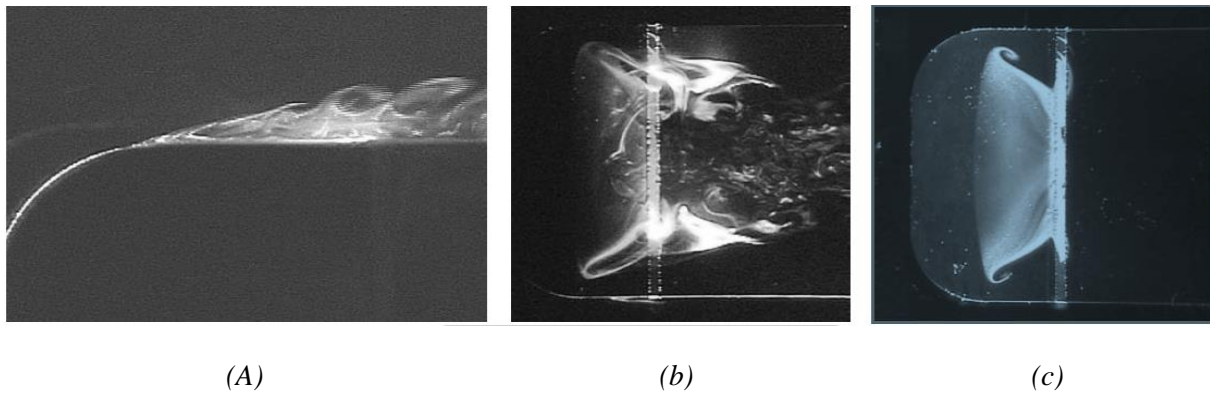
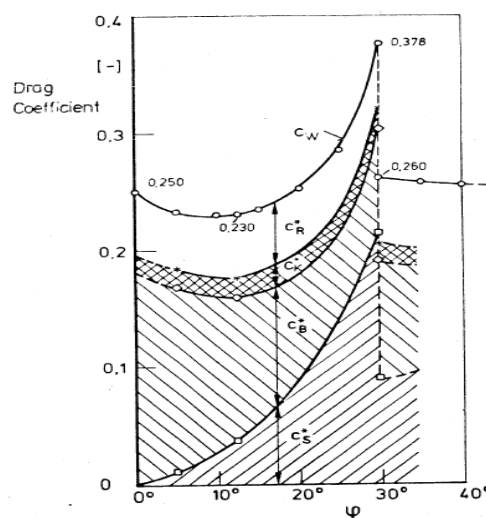


Figure 1.15 - (a) Visualisation du décollement avant en canal hydraulique avec un plan laser situé sur le plan de symétrie longitudinal, (b) Tomographie laser relevée dans un plan horizontal situé à 3.10-3 m au-dessus du pavillon. Vue du dessus de la maquette (c) Visualisation pariétale, lignes de frottement relevées sur le pavillon. Vue du dessus de la maquette en lumière blanche, d'après Spohn et al [23].

### I.3.1.2. Écoulement sur la partie arrière :

Les études paramétriques sur l'angle d'incidence  $\alpha$  de la lunette arrière ont notamment permis de caractériser la structure de l'écoulement, ses propriétés aérodynamiques ainsi qu'une valeur critique,  $\alpha = 30^\circ$ , pour laquelle la topologie de l'écoulement change brutalement. La topologie de l'écoulement obtenue pour  $\alpha > 30^\circ$  s'accompagne d'une chute conséquente du coefficient de traînée (figure 1.16).

Pour les valeurs sous-critiques de  $\alpha < 30^\circ$ , en augmentant progressivement l'incidence, l'écoulement initialement attaché, se sépare partiellement de la paroi sur la lunette arrière. Parallèlement, deux forts tourbillons de traînée contrarotatifs prennent naissance aux deux coins supérieurs formés par la lunette et les parois latérales de l'obstacle et se développent loin dans le sillage. La recirculation partielle observée par Ahmed et al. Augmente progressivement avec l'incidence de la lunette.



Figur1.16 : Variation du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'inclinaison de la lunette (Ahmed et al. (1984)) [02].

Pour les valeurs sur-critiques  $\alpha > 30^\circ$ , le fluide ne se réattache plus sur la lunette. Les tourbillons de traînée sont alors de plus faibles intensités et le coefficient de traînée chute brutalement (figure 1.16). La topologie de l'écoulement pour deux valeurs de l'incidence de la lunette,  $\alpha = 25^\circ$  et  $\alpha = 35^\circ$ , est schématisée dans la figure 1.17.

Ahmed et co-auteurs (1984) ont montré que pour cet écoulement, 80% de la traînée est dû aux forces de pression. Ils précisent également que la contribution majeure de cet effort provient de la lunette arrière.

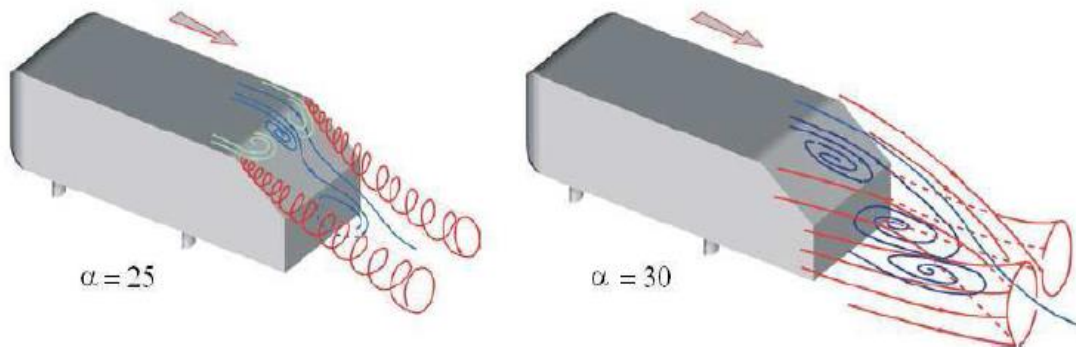


Figure 1.17 : Topologie de l'écoulement autour du corps d'Ahmed pour les incidences sous-critique (gauche) et sur-critique (droite).

## *Chapitre II : Etat d'art*

## **Introduction :**

A l'heure actuelle, l'industrie automobile est dans l'impossibilité de modifier la forme d'une voiture afin de baisser sa consommation ou de modifier son coefficient de traînée et cela pour des raisons commerciales et esthétiques, c'est pour cette raison que les ingénieurs et les constructeurs développent de nouvelles techniques pour améliorer les performances aérodynamiques de l'automobile.

Les performances aérodynamiques d'un véhicule automobile sont liées aux décollements et aux structures tourbillonnaires de l'écoulement qui se développent sur la géométrie. En ce sens, la traînée aérodynamique est essentiellement déterminée par la géométrie globale du véhicule.

Néanmoins, il est possible de perturber localement l'écoulement sans pour autant modifier, ou faiblement, la géométrie. Ces perturbations locales de l'écoulement peuvent dans certains cas se traduire par une modification globale des performances aérodynamiques.

## **II.1. Contrôle du décollement de la couche limite :**

### **II.1.1. But du contrôle de décollement :**

Actuellement, le contrôle des écoulements, particulièrement le contrôle de décollement de la couche limite dans le domaine de l'aérodynamique suscite de nombreux intérêts et il est en plein développement, car il répond à des exigences industrielles comme par exemple l'amélioration de la sécurité des vols et leur confort, réduction des effets sonores et vibrations, il est aussi question de réduction de la consommation du carburant ; ce qui se traduit par une économie d'énergie et par la diminution des émissions de gaz à effet de serre.

Donc les enjeux sont considérables et de nombreuses études ont été menées sur le plan expérimental pour trouver des moyens efficaces capables de contrôler la couche limite.

## **II.2. Classification des techniques de contrôle :**

Il y a plusieurs façons différentes de classer les méthodes de contrôle du décollement pour arriver à des résultats souhaités.

Gad-El-Hak [12] présente une classification du contrôle basé sur le mode de fonctionnement de l'actionneur. L'actionneur est le dispositif mécanique, pneumatique, électrique ou acoustique destiné à interagir avec l'écoulement pour lui donner le comportement souhaité. Il distingue deux grandes stratégies de contrôle : **le contrôle passif** et **le contrôle actif** (figure 2.1).

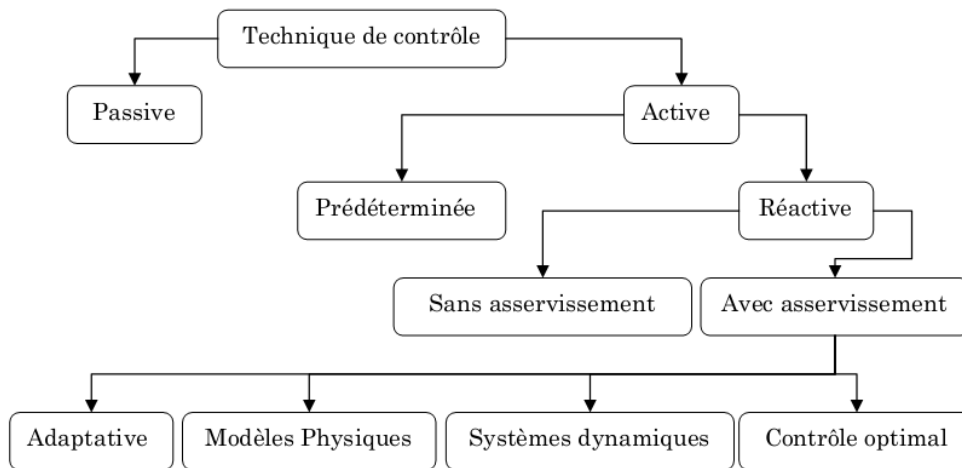


Figure 2.1 : Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie [21].

### II.2.1. Systèmes passifs :

Le système de contrôle passif est une solution simple qui prend la forme d'appendices plus ou moins discrets, ajoutées au véhicule qui permettent d'obtenir une modification du torseur aérodynamique. En automobile, l'application la plus connue est l'aileron arrière, en forme de profil d'aile d'avion inversée, permettant un accroissement de l'appui lorsque la vitesse augmente. Il s'agit dans ce cas d'augmenter la déportance du véhicule pour améliorer ces caractéristiques de tenue de route.

#### II.2.1.1. Milieux poreux :

Le contrôle par des milieux poreux fonctionne sur le principe de variation de vitesse due à la couche poreuse comparé à une couche limite de surface dans le domaine fluide (Figure 2.2). À la frontière entre le milieu poreux et un fluide, la vitesse d'écoulement locale n'est pas nulle. Ainsi, un milieu poreux faisant office de paroi sur un objet d'étude permet de perturber en proche paroi l'établissement de la couche limite, induisant une modification de l'écoulement aval résultant. Des phénomènes d'instabilité de Kelvin Helmholtz entre l'écoulement dans la couche poreuse et l'écoulement externe apparaissent et jouent un rôle de mélange et de perturbation des grosses structures.

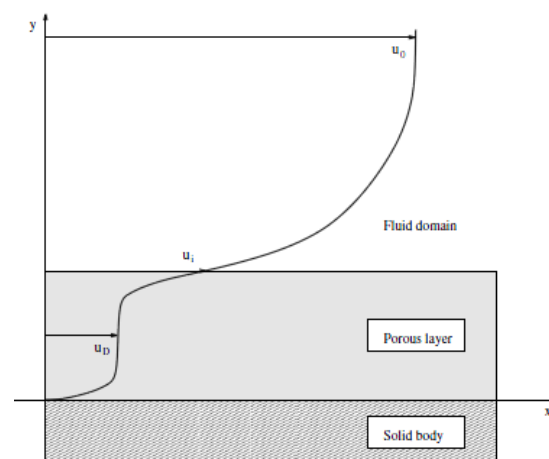


Figure 2.2 : Écoulement fluide autour d'un milieu poreux et profil de vitesse longitudinal associé [10]

Bruneau et al. [07] ont mené plusieurs études sur l'évaluation des gains de traînée sur un corps d'Ahmad par l'ajout de milieux poreux sur les parois. Il s'agit de calculs pour des nombres de Reynolds de l'écoulement basé sur la hauteur de 8500. Notons qu'il s'agit de calculs en deux dimensions, mais la pertinence et le lien avec un comportement en trois dimensions sont validés. Différentes configurations sont possibles : présence de milieux poreux sur le pavillon, dans le soubassement ou le couplage des deux (Figure 2.3). Une série de calculs a été menée sur un corps d'Ahmad à culot droit. Les variations de traînée relevées sont ici de -22% pour le milieu poreux situé sur le pavillon du corps et de -25% lors de la présence de milieux poreux sur le pavillon et le soubassement.



Figure 2.3 : Corps d'Ahmed à culot droit équipé de milieux poreux sur le pavillon (à gauche) et sur le pavillon et le soubassement (à droite) [07].

### II.2.1.2. Générateurs de tourbillons (VGs) :

Il s'agit d'appendices de petite taille par rapport aux longueurs de l'objet d'étude et disposés de manière espacée régulière transversalement à l'écoulement de référence incident. Permettant d'apporter localement de l'énergie à la couche limite, de façon à éviter ou repousser le décollement de celle-ci. L'idée consiste à créer localement un tourbillon qui favorise les échanges de quantité de mouvement au sein de la couche limite. Ainsi, de la quantité de mouvement prélevée dans la partie externe de la couche limite, où les vitesses sont de l'ordre de la vitesse infinie amont, est acheminée par le tourbillon en direction de la paroi (où les vitesses sont au contraire très faibles, par adhérence à la paroi). Cet échange de quantité de mouvement permet à la couche limite d'équilibrer plus longtemps le gradient longitudinal adverse de pression, responsable du décollement. La Figure 2.4 présente quatre générateurs de vortex de longueur  $L$ , inclinaison  $\alpha$  de largeur  $w_b$  et  $w_l$  et d'espacement  $\lambda$ .

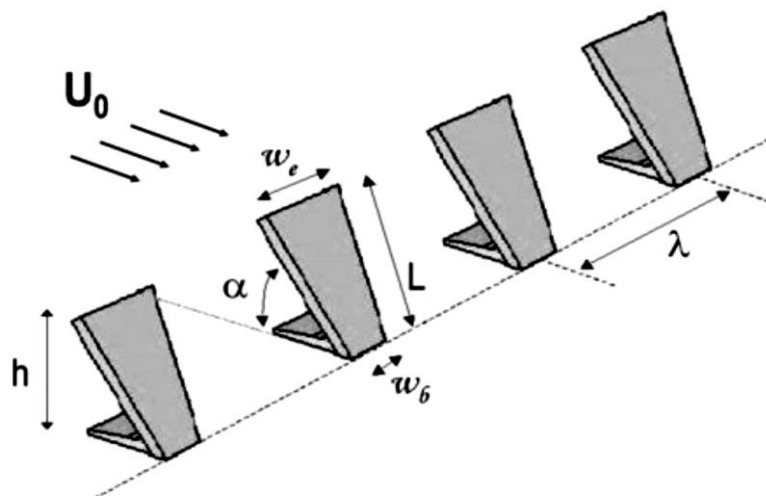


Figure 2.4 : Nomenclature liées aux générateurs de tourbillons

Park et al. [20] identifient avec ces méthodes une augmentation de pression sur le culot jusqu'à atteindre des valeurs proches de  $P=0 Pa$ , ainsi que des longueurs de bulle de recirculation réduite de **50%**, associées à une augmentation des fluctuations de vitesses à l'intérieur. La dissipation de vitesse est augmentée lorsque la bulle de recirculation est réduite (Figure 2.5).

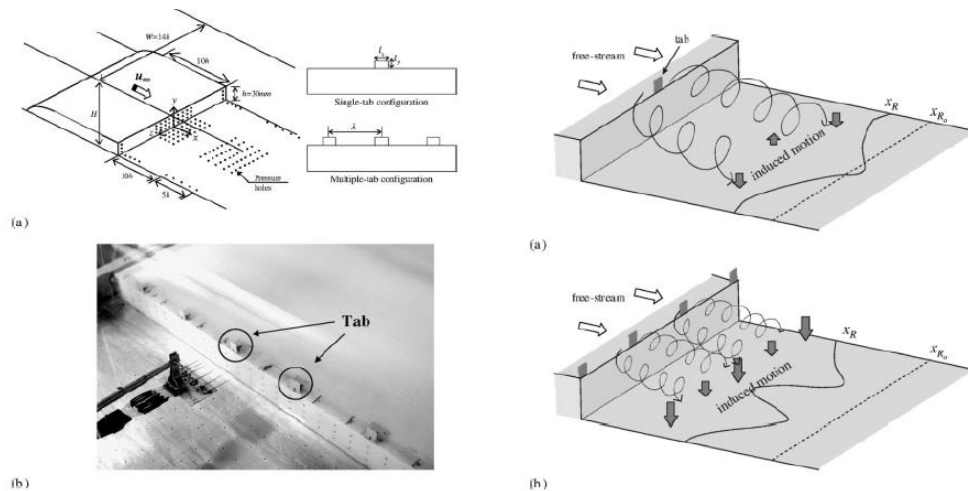


Figure 2.5 : Expérience de générateur de tourbillons sur une marche descendante à culot droit [20]

Les générateurs de tourbillons ont également été testés sur des configurations de types corps de Ahmed à lunette arrondie. [03] (Figure 2.6). Dans cette étude, les VGs sont pilotables, il est possible de faire varier leur angle d'inclinaison  $\alpha$  (Figure 2.4). La réduction de la traînée obtenue est de 11%. Les images PIV montrent que les effets sur le sillage sont forts, la longueur de recirculation est augmentée. Des capteurs de pression disposés sur la lunette montrent également que le dispositif permet une remontée de la pression élevée en amont des VGs lorsque ces derniers sont déployés (Figure 2.6). D'autres mesures transversales de sillage montrent que l'intensité des tourbillons longitudinaux a été diminuée.

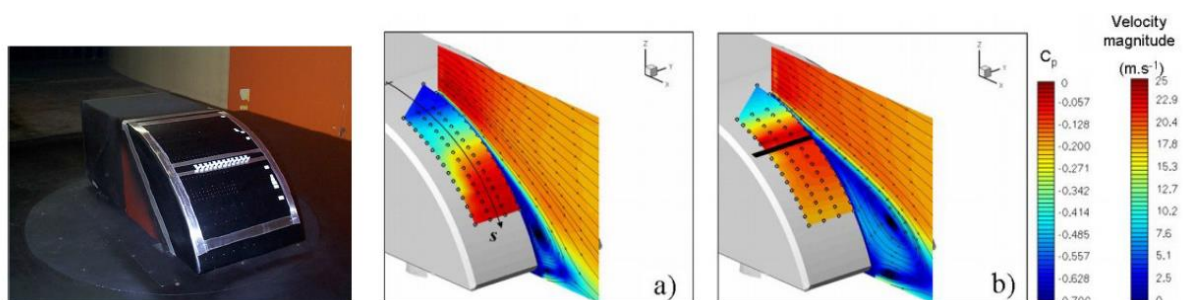


Figure 2.6: Corps d'Ahmed à lunette arrondie équipé de VGs pilotables : champs de vitesse et pression sur la lunette sans (au centre  $C_x=0.315$ ) et avec contrôle (à droite  $C_x=0.280$ ) [03].

L'efficacité des générateurs de vortex en termes de contrôle d'écoulement a déjà été démontrée dans le cadre d'application aéronautique. La nature de l'écoulement autour d'un véhicule automobile est cependant très différente de celle rencontrée dans les études aéronautiques. En particulier, l'écoulement est tridimensionnel et les décollements qui se développent sur un véhicule automobile, notamment au niveau de la lunette arrière sont perturbés par les effets de bord et moins sensibles à l'ajout d'un appendice géométrique de

type générateur de vortex. Des travaux supplémentaires sont nécessaires afin d'identifier l'impact de tels systèmes sur les performances aérodynamiques d'un véhicule automobile.

### II.2.1.3. Optimisation de forme :

Les performances aérodynamiques d'un véhicule automobile sont majoritairement liées à la forme générale du véhicule. De ce fait, les constructeurs automobiles ont dans un premier temps cherché à profiler la géométrie du véhicule, de façon à se rapprocher le plus possible d'une géométrie de type profil d'aile ou goutte d'eau : pare-brise avant moins incliné par rapport à l'horizontale, lunette arrière avec un angle faible ou culot de faible hauteur. Cette tendance a donné naissance à des véhicules aux formes exotiques comme l'Alpha Romeo de 1913, dessiné par Giuseppe Mesoti (Figure 2.7). Plus récemment, des concepts car reprennent ce type de profilage, de façon moins ostensible. C'est par exemple le cas du concept car Air Lounge de Citroën ou de Fluence de Renault (Figure 2.8).



Figure 2.7 : exemple de profilage sur une Alpha Romeo de 1913, dessiné par Giuseppe Mesoti.



Figure 2.8 : Exemple profilage de sur le concept car Renault Fluence.

Pour des véhicules de série, cependant, les contraintes liées au design et/ou au confort des passagers limitent l'application de ce type de géométrie. Des appendices, placés généralement sur l'arrière du véhicule, permettent alors de conduire l'écoulement et d'optimiser artificiellement la forme de la géométrie.

### II.2.1.4. Plaques séparatrices transversales (PST) :

L'objectif associé à ce type de contrôle est de réduire la surface transversale de sillage. Des expérimentations effectuées en soufflerie sur une géométrie représentant le corps d'Ahmad avec un culot droit [16] et pour des géométries académiques comme des cylindres ou un obstacle de type torpille menées par Roshko [22] et Mair [17], montrent que l'utilisation de plaques séparatrices transversales permet de resserrer le sillage proche d'environ 10%, et d'obtenir des réductions de traînée de l'ordre de 11,6%. La plaque utilisée (Figure 2.9) est placée à  $0,7 H$  en aval du culot, où  $H$  représente la hauteur du culot. La section de la plaque est de  $0,9 H * 0,85 l$ , où  $l$  représente la largeur de la géométrie.

De tels dispositifs sont potentiellement très intéressants pour l'industrie automobile. Des réductions significatives de traînée sont obtenues et la technique peut être grossièrement assimilée à un véhicule de type monospace ou à un véhicule utilitaire. Cependant, de nombreux problèmes architecturaux se posent pour une application de série en automobile. Le comportement de la plaque en régime transitoire (dépassement, vent latéral ...) peut détériorer

la stabilité du véhicule. Une solution pourrait consister à envisager une plaque rétractable, ce qui poserait alors des problèmes architecturaux liés à l'encombrement de la plaque. L'aspect esthétique peut également retarder l'application de ce type de solution.

Une alternative consiste à utiliser des plaques séparatrices longitudinales, plus discrètes, qui permettent également des gains de traînée significatifs.

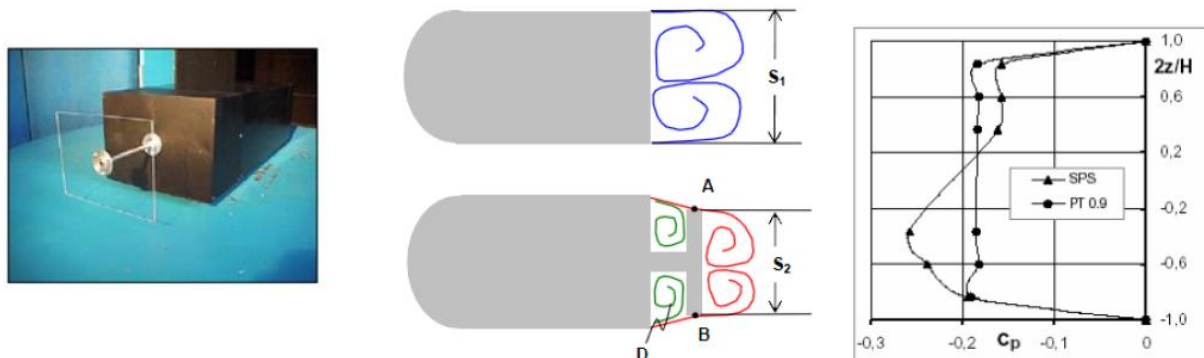


Figure 2.9 : Plaques séparatrices transversales. La recirculation du fluide dans la cavité D entraîne une remontée de pression au niveau du culot d'origine. La présence de la plaque uniformise et augmente la pression [16].

### II.2.1.5. Plaques séparatrices longitudinales (PSL) :

Le principe de fonctionnement des plaques séparatrices longitudinales est identique à celui des plaques transversales. 22% de réduction de traînée obtenue par Gilliéron *et al.* [13] et 20% par Khalighi *et al.* [15] sur une géométrie représentant le corps de Ahmed à culot droit. Les plaques de corde  $0,13 H$  où  $H$  représente la hauteur du culot, sont disposées sur la périphérie du culot et inclinées à  $15^\circ$  par rapport à l'horizontal (Figure 2.10). Les résultats indiquent que la section de sillage est réduite et que la distribution de pression relevée sur le plan longitudinal médian augmente.

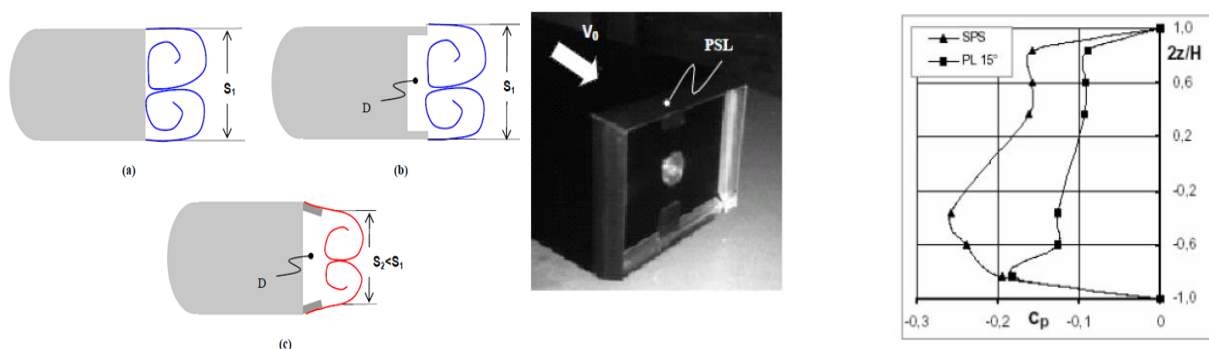
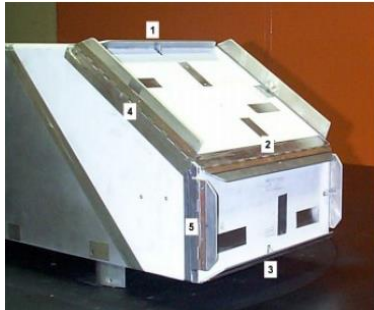


Figure 2.10 : Plaques séparatrices longitudinales [13]

Sur le corps d'Ahmed disposant d'une lunette, les déflecteurs sont également synonymes de réduction de  $C_x$  : La Figure 2.11 montre un corps d'Ahmed à  $30^\circ$  (Rappelons que le corps de Ahmed à  $30^\circ$  est la configuration d'angle de lunette ayant le  $C_x$  le plus élevé ainsi des réductions de la traînée très importantes peuvent être enregistrées) équipé de 5 types de déflecteurs disposés sur la lunette et le culot. Plusieurs configurations ont été testées [03] en

déployant différentes combinaisons de déflecteurs. Une réduction de valeur de  $C_x$  jusqu'à 25% est obtenue pour la configuration combinant tous les déflecteurs. Notons que ce type de contrôle a également de grands effets sur la portance puisque des variations de l'ordre de 100% sont enregistrées.



Configuration number	$\Delta C_x$ (%)	$\Delta C_z$ (%)
6 (configurations 1 et 4)	-0.073 (-20.7%)	-0.435 (-94.3%)
7 (configurations 4 et 2)	-0.031 (-8.9%)	-0.129 (-26.2%)
8 (configurations 3 et 5)	-0.025 (-7.1%)	-0.084 (-18.3%)
9 (configurations 2, 3 et 5)	-0.044 (-12.4%)	-0.210 (-46.7%)
10 (configurations 4, 3 et 5)	-0.079 (-22.4%)	-0.496 (-107.4%)
11 (configurations 1, 2, 3, 4 et 5)	-0.089 (-25.2%)	-0.488 (-105.7%)

Figure 2.11 : Corps d'Ahmed à 30° équipé de déflecteurs sur la lunette et le culot [03]

## II.2.2. Systèmes actifs de contrôle :

Les systèmes de contrôle actifs permettent d'introduire de l'énergie dans l'écoulement, sous forme de quantité de mouvement, de façon à modifier la structure de l'écoulement. Cet apport de quantité de mouvement permet en particulier de retarder le développement de la couche limite et de repousser son décollement. L'énergie nécessaire est fournie par une source extérieure à l'écoulement (source électrique, mécanique, thermique ...). Le contrôle actif est donc potentiellement moins rentable que le contrôle passif. Il est moins encombrant et plus discret, ce qui améliore les perspectives d'application sur un véhicule de série.

Plusieurs techniques de contrôle actif proposées par la littérature sont présentées dans la partie suivante.

### II.2.2.1. Contrôle actif par aspiration de la couche limite :

Le principe de l'aspiration consiste à aspirer le fluide de faible vitesse, voisin de la paroi, ce qui permet de conserver une vitesse plus importante à la paroi, et donc d'éviter l'apparition d'un gradient inverse (figure 2.12).

Cette technique cherche à maintenir le régime laminaire sur un parcours de la couche limite aussi long que possible pour une diminution considérable de la traînée, avec un nombre de Reynolds qui n'est pas trop important, c'est à dire sur les ailes, empennage, nacelles...

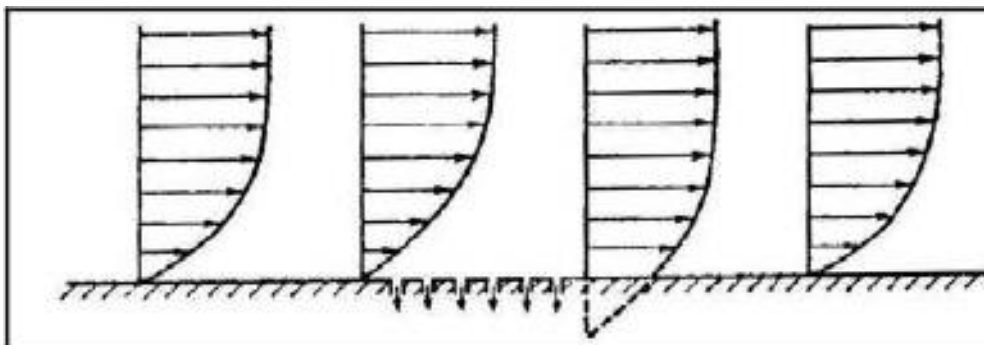


Figure 2.12 : Aspiration de la couche limite..

### II.2.2.2. Contrôle actif par jet pulsé :

Wu et al [24] ont montré qu'une modulation en amplitude à basse fréquence des micro-jets permet une pénétration quatre fois plus importante dans l'écoulement transverse, on parle alors de jets pulsés (figure 2.13). La fréquence d'actionnement a une influence directe sur la forme des jets alors créés, puisqu'une fréquence plus élevée induit un rapprochement des paires de tourbillons créés qui se recombinent alors pour former une structure analogue à un jet libre. A l'inverse une fréquence trop faible empêche une bonne interaction des jets avec l'écoulement.

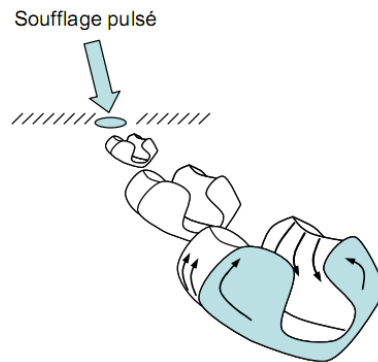


Figure 2.13 : Jet pulsé [24]

### II.2.2.3. Contrôle actif par jet synthétique :

Les jets synthétiques représentent la stratégie de contrôle la plus utilisée dans la littérature récente. Le fonctionnement de ces appareils est périodique et comporte une phase d'aspiration suivie d'une phase de soufflage. Le débit de masse moyen d'un jet synthétique est donc nul, ce qui est un avantage certain car cela permet de s'affranchir des problèmes dus au stockage de l'air soufflé ou aspiré.

Ce type d'actionneur à deux objectifs, apporter de l'énergie à la couche limite en accélérant les zones les plus lentes, et créer des structures tourbillonnaires qui vont homogénéiser la vitesse en proche paroi.

L'excitation acoustique (utilisation de hauts parleurs) est un exemple de jet synthétique mais il est également possible d'utiliser des systèmes mécaniques (principe du piston se déplaçant dans une cavité) (Figure 2.14), ou encore des systèmes piézo-électriques (repose sur le chauffage d'un petit volume d'air contenu dans la cavité de l'actionneur par l'intermédiaire d'une décharge électrique entre deux électrodes) (Figure 2.15).

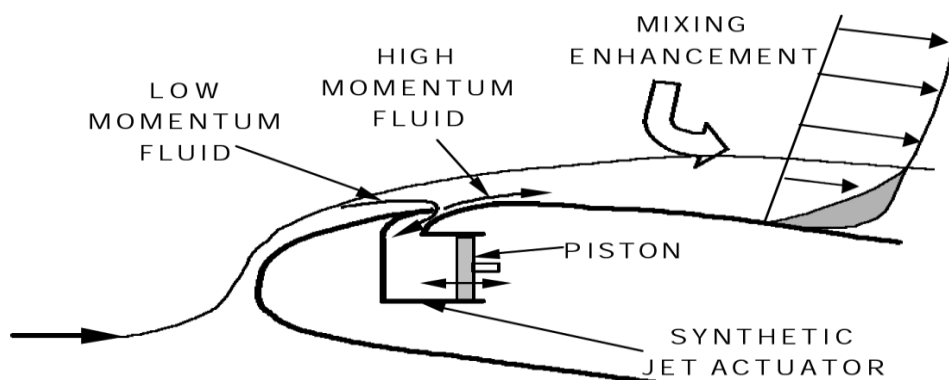


Figure 2.14 : Principe de fonctionnement du générateur de jets synthétiques mécanique [04].

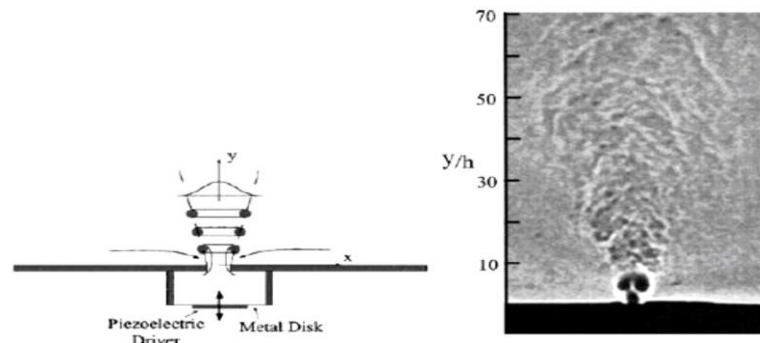


Figure 2.15 : Jet synthétique par système piézo-électrique [04].

Les premiers résultats relatifs à l'utilisation du jet synthétique dans le contrôle des écoulements sont très encourageants. Le jet synthétique permet d'une part de retarder ou d'éliminer les décollements en énergisant la couche limite, et d'autre part de limiter le développement transversal de la section de sillage.

## II2.2.4. Contrôle actif par soufflage continu :

### -Topologie d'un jet dans un écoulement transverse :

L'interaction d'un jet et d'un écoulement transverse a fait l'objet de plusieurs publications en raison de la complexité de la formation des structures turbulentes et de la fréquence de ce type d'écoulement dans les applications pratiques : l'injection de carburant, le refroidissement par film fluide dans les turbomachines, les avions à décollage court ou verticaux, l'émission de polluants par des cheminées d'industriels. L'allure de ce jet dépend principalement des rapports de quantités de mouvement du jet et de l'écoulement transverse. Ce rapport  $R$  est défini :

$$R = \sqrt{\frac{\rho_j U_j^2}{\rho_\infty U_\infty^2}} \quad (2.1)$$

Narayanan et al [19] présentent l'évolution d'un jet droit dans un écoulement transverse (figure 2.16). Une simulation numérique a été entreprise par Muldoon et al [18] (figure 2.17) dans laquelle une comparaison qualitative avec les travaux expérimentaux de la référence [19] ont été effectués. Dans les deux études ; la pénétration du jet, la propagation et les structures turbulentes sont qualitativement semblables.

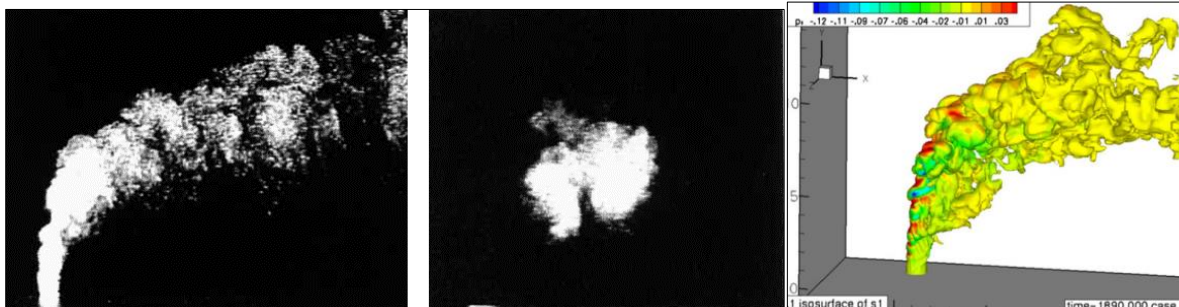


Figure 2.16 : Visualisation par fumée d'un jet normal dans un écoulement extérieur en vue latérale (gauche) et longitudinale (droite) d'après Narayanan et al [19]

Figure 2.17: Simulation numérique d'un jet d'après Muldoon et al [18]

Le champ de vitesse moyenne dans la figure 2.18 montre également l'accord qualitatif, avec la pénétration de jet globale semblable dans les deux études. Quoique, quelques différences quantitatives sont observées.

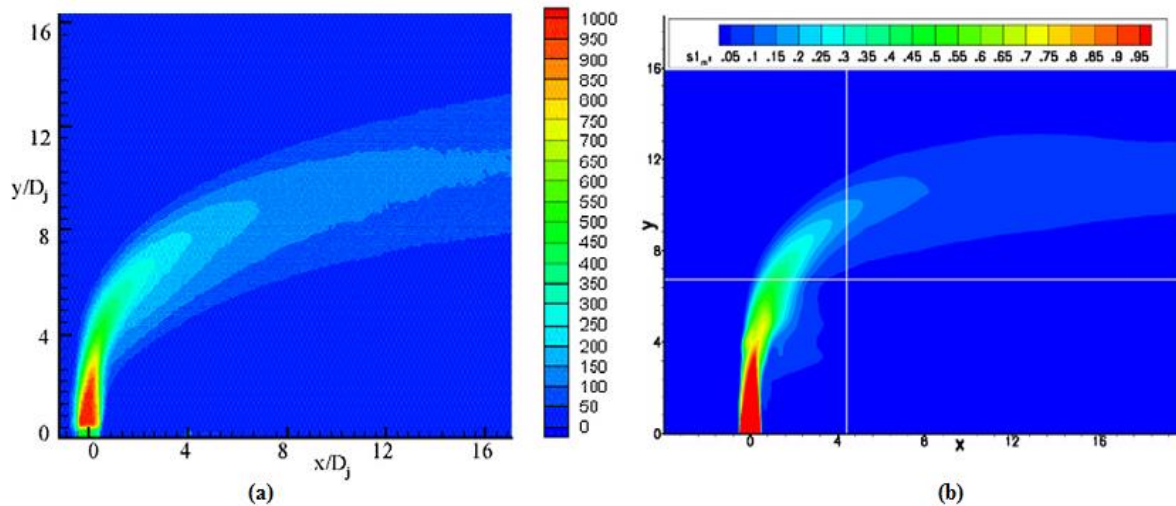


Figure 2.18 : Champs de vitesse moyenne à  $z=0$  : (a) Visualisation expérimentale, (b) Simulation numérique [18]

De nombreuses études expérimentales s'attachent actuellement à l'étude des structures tourbillonnaires liées à la pénétration du jet dans la couche limite (figure 2.19). Les travaux de Johari et al [14] et autres ont montré une pénétration importante du micro-jet à partir d'une vitesse relative  $U_j/U_\infty = 3$ , accompagnée de la formation de deux tourbillons contrarotatifs en forme de cœurs le long de la trajectoire de pénétration du jet. Loin du trou d'éjection, le vortex marginal disparaît, donnant naissance à une structure tourbillonnaire simple.

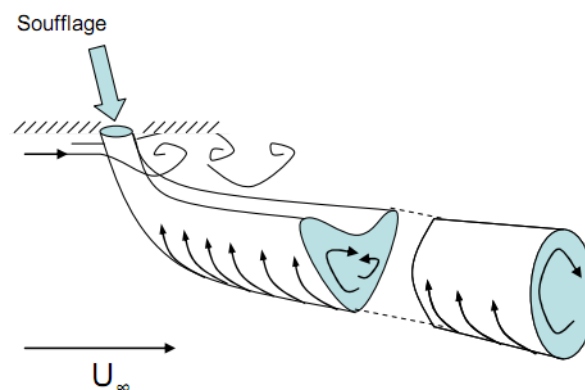


Figure 2.19 : Schématisation de la pénétration d'un micro-jet dans un écoulement transverse [14]

Favier et al [11] en 2005 ont tenté de contrôler le décollement naissant à l'extrados d'un profil de type ONERA D par le soufflage à travers une série de micro-jets. Dans l'optique d'appréhender le mécanisme responsable au recollement de la couche limite, les auteurs ont tentés d'isoler l'effet de la vorticité de fer à cheval généré par des micro-jets disposés au bord d'attaque. Pour cela, des petits cylindres de  $0.4 \text{ mm}$  de diamètre ont été insérés dans les trous

des micro-jets (figure 2.20) afin de n'avoir que l'effet de la vorticité de type « fer à cheval » et non pas celui de la paire de tourbillons contrarotatifs.

La vorticité en fer à cheval longitudinale générée par les micro-cylindres permet de faire recoller la couche limite. L'augmentation de la portance est moins importante que dans le cas des micro-jets (figure 2.21), ce qui montre que l'effet de la vorticité en fer à cheval n'est pas le seul phénomène agissant sur le décollement, la vorticité générée par la paire de tourbillons contrarotatifs ainsi que l'interaction entre les sillages des micro-jets font partie des mécanismes à prendre en considération pour expliquer le phénomène de recollement.



Figure 2.20 : Microcylindres au bord d'attaque [11]

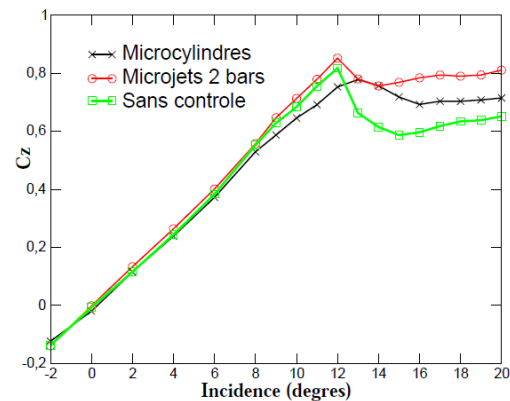


Figure 2.21 : Effet des microcylindres et micro-jets sur le coefficient de portance [11]

Relativement peu de publications font cependant état de l'application du soufflage sur des géométries de type automobile. Récemment, Bruneau *et al.* [06] étudie l'influence d'un jet localisé sur le culot du corps de Ahmed, par voie numérique 2D. Des injecteurs, placés sur le haut et sur le milieu du culot (Figure 2.22, respectivement (a) et (b)), permettent d'obtenir des réductions de traînée allant de 14% (injecteur placé en haut)   35% (injecteur placé sur le milieu). La publication référencée [06] ne détaille cependant pas les résultats (les quantités de mouvement injectés ne sont pas mentionnées) et ne permet pas, en particulier, d'identifier les mécanismes du contrôle. La topologie des écoulements au culot du corps d'Ahmed, permet cependant d'envisager 2 mécanismes, le soufflage, en particulier lorsqu'il est appliqué sur le haut du culot, crée localement une dépression qui peut dans certain cas forcer l'écoulement à recoller sur la lunette arrière et participer à la réduction de la section du sillage (Figure 2.22 (a)). Compte tenu de la géométrie anguleuse, cette explication ne semble pas convenir au cas où l'injecteur est placé sur le centre du culot. Dans ce dernier cas, un deuxième effet vient s'ajouter : la quantité de mouvement introduite au voisinage du point de rattachement N des structures tourbillonnaires peut permettre de repousser les structures en aval et participer à l'augmentation moyenne de la pression sur le culot (Figure 2.22 (b)). Cette augmentation de pression se traduit alors par une réduction de la traînée de pression, majoritaire dans les écoulements automobiles.

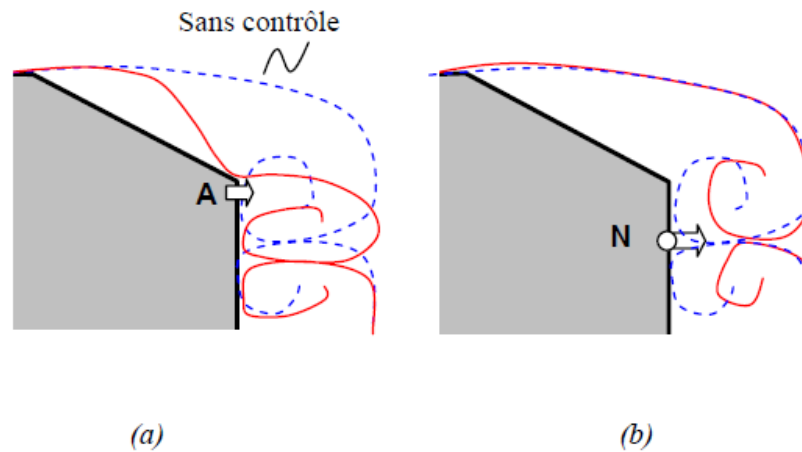


Figure 2.22 : Principe de fonctionnement du soufflage appliqué sur le haut du culot (a) et sur le milieu du culot (b)

Ces résultats restent cependant prospectifs, en l'absence de données quantitatives, et des travaux supplémentaires sont nécessaires à la compréhension des phénomènes physiques impliqués. En particulier, des simulations numériques 3D et/ou des expérimentations doivent permettre d'envisager plus précisément les performances du contrôle par soufflage appliqué à une géométrie automobile.

Le contrôle par soufflage permet, sur des géométries académiques, de réduire la section transversale de sillage et d'éliminer (ou plus vraisemblablement de réduire) le développement des structures tourbillonnaires dans le sillage proche. De tels systèmes peuvent également être envisagés dans toutes les zones de décollement. De plus, les actionneurs utilisés sont discrets et répondent aux critères esthétiques déjà mentionnés.

### *Chapitre III : Étude expérimentale*

## Introduction :

Les écoulements autour des véhicules automobiles sont d'une grande complexité. Le décollement de la couche de fluide au niveau de la lunette causée par la rupture de la géométrie, génère une zone de dépression au-dessus de la lunette. Cette zone aspire la couche de fluide qui va être transformée en structures tourbillonnaires qui influent directement sur la valeur de la traînée.

Des solutions à ce problème ont été exposées dans le chapitre précédent, entre autres celles de contrôle actif par soufflage. Dans ce chapitre on présente une étude expérimentale qui a pour but de réduire la traînée sur un véhicule automobile. On utilise une géométrie simplifiée (corps d'Ahmad) sur laquelle est appliqué un jet d'air au niveau de la lunette arrière.

Dans ce qui suit, on propose de déterminer les caractéristiques géométriques de la maquette. En premier lieu, on donne un aperçu sur les étapes suivies lors de la réalisation. Puis, on présentera une description des dispositifs expérimentaux utilisés lors des manipulations. Enfin, on donnera les résultats des essais en soufflerie.

### II.1 Réalisation de la maquette :

Avant de citer les étapes suivies lors de la réalisation de la maquette, nous rappelons les caractéristiques géométriques de celle-ci.

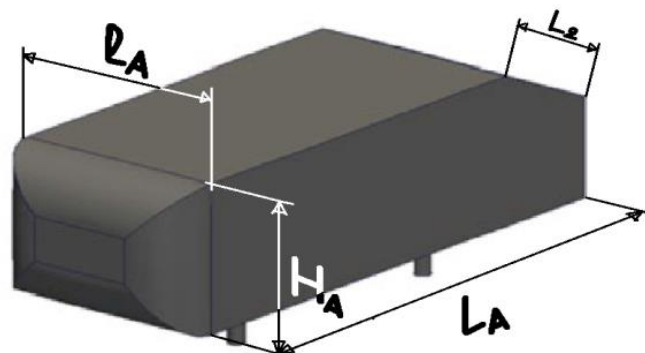
#### III.1.1 La géométrie de corps d'Ahmed :

La géométrie utilisée pour cette étude est issue de travaux d'Ahmed *et al.* [02]. Elle représente une géométrie simplifiée de véhicule automobile à l'échelle 1/5ème dépourvue de tout appendice géométrique. La géométrie mesure  $L_A=1.044$  m de long,  $l_A=0.389$  m de large et  $H_A=0.288$  m de haut (Figure 3.1).

L'avant de la géométrie est arrondi pour s'affranchir des structures tourbillonnaires longitudinales qui se développent en réalité sur les arêtes latérales du pare-brise. La partie arrière est constituée d'une lunette arrière de biais et d'un culot droit. La longueur de la lunette  $L_2$  est constante,  $L_2=0.222$  m, et son inclinaison  $\alpha$  variable permet de reproduire différentes topologies d'écoulement de sillage. La géométrie repose sur quatre pieds qui définissent la garde au sol et le soubassement est plan et lisse.

Mais pour des raisons des dimensions limitées de la veine dont on dispose, la maquette est réduite à l'aide d'un coefficient de réduction de 0.28 :

$L_A=0.292$ m  
 $l_A=0.109$ m  
 $H_A=0.081$ m  
 $L_2=0.062$ m  
 $R = 0.028$  m



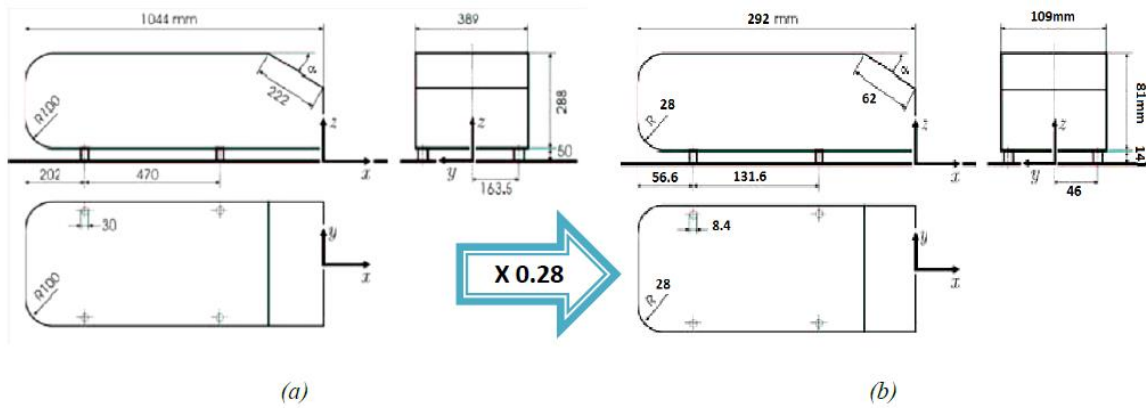


Figure 3.1 : dessin de définition ((a) : dimensions d'Ahmed et al (b) : dimension de notre maquette)

### III.1.2.les étapes de réalisation :

Le procédé de réalisation de la maquette est décrit comme suit :

- Avant de se lancer dans la conception de la maquette, nous avons donc établi un dessin de définition avec les nouvelles dimensions.
- La maquette a été réalisée à partir d'une tôle d'aluminium d'épaisseur  $e=0.3\text{mm}$ , sur laquelle ont été dessinées les différentes parties. Par la suite chacune des parties a été découpée à l'aide de ciseaux puis pliée suivant la forme voulue. Le choix de ce type de tôle est pris pour des raisons de poids et de maniabilité (il faut que la maquette soit légère pour ne pas endommager la balance aérodynamique).
- La maquette est conçue en trois grandes parties puis assemblée à la fin.

#### 1. La première partie:

Après avoir esquissé dans **SolidWorks** l'avant de la géométrie (la forme arrondie), le plan est imprimé sur une feuille (échelle 1 :1) puis collée sur une tôle qui est ensuite découpée et courbée selon la forme voulue. Cette partie est ensuite assemblée avec la seconde partie constituée du toit et des deux parois latérales.

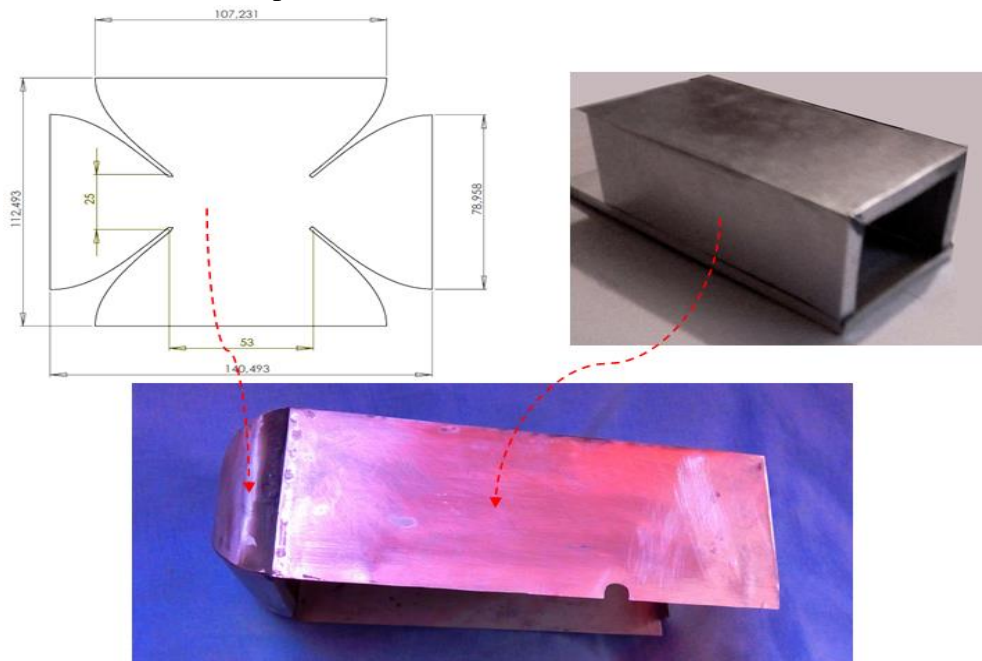


Figure 3.2 : étape de conception de la première partie

### 2. La deuxième partie :

La seconde partie est le bas du corps d'Ahmed qu'on a construit de la même manière que la première (découpée et pliée) puis on a percé l'emplacement des pieds. Ces derniers ont été fabriqués à partir d'une tige en aluminium puis taraudés et fixés à une plaque d'acier rigide de 1 mm d'épaisseur et qui fait office de châssis.

Cette plaque est aussi utilisée afin d'accueillir la tige de fixation à la balance aérodynamique (Figure 3.3).

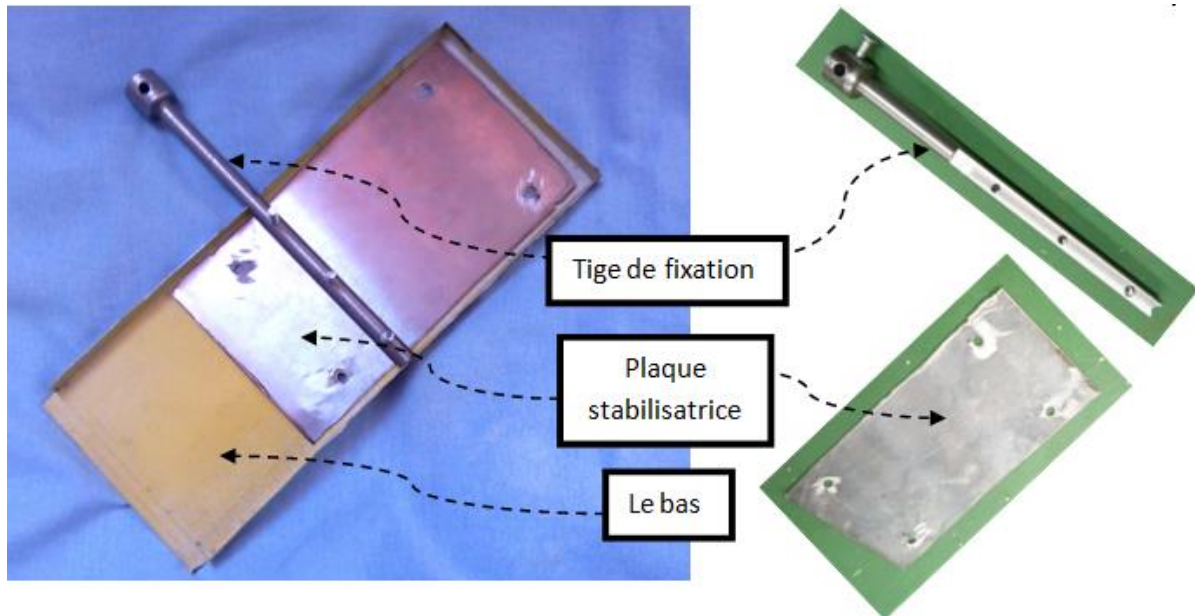


Figure 3.3 : Les différents constituants de bas de la maquette

La maquette est suspendue dans veine d'essais à une hauteur  $h$  de la paroi inférieure à l'aide d'un coulissant (Figure 3.4).

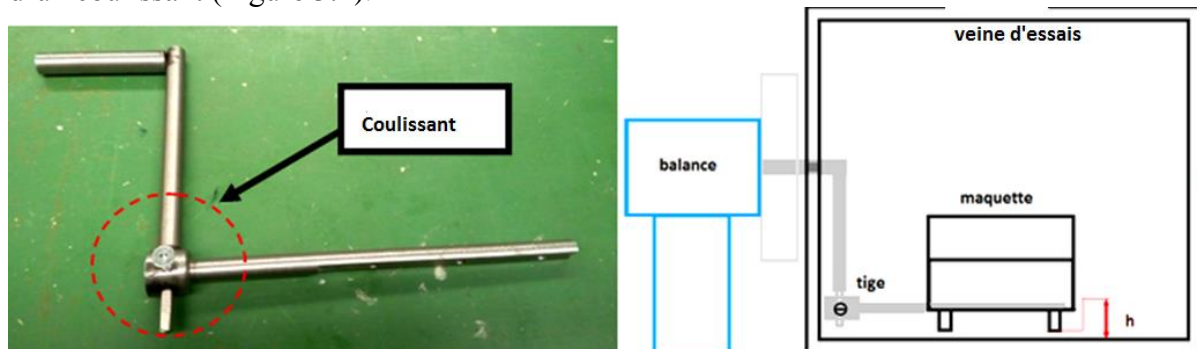


Figure 3.4 : Système de positionnement

### 3. La troisième partie :

Elle est constituée de l'arrière du corps d'Ahmed ou le culot. Deux maquettes (lunettes) équipées de prises de pression et d'orifices de soufflage ont été conçues et réalisées. La première est inclinée par rapport au toit d'un angle  $\alpha = 20^\circ$  et la seconde de l'angle  $\alpha = 30^\circ$ .

Les orifices de prises de pression et de soufflage ont été réalisés à l'aide de tubes en cuivre de diamètre extérieur  $D = 1\text{mm}$  et intérieur de  $d = 0.6\text{mm}$ . Les connexions avec l'extérieur sont assurées à l'aide de petits flexibles en plastique (Figure 3.5).

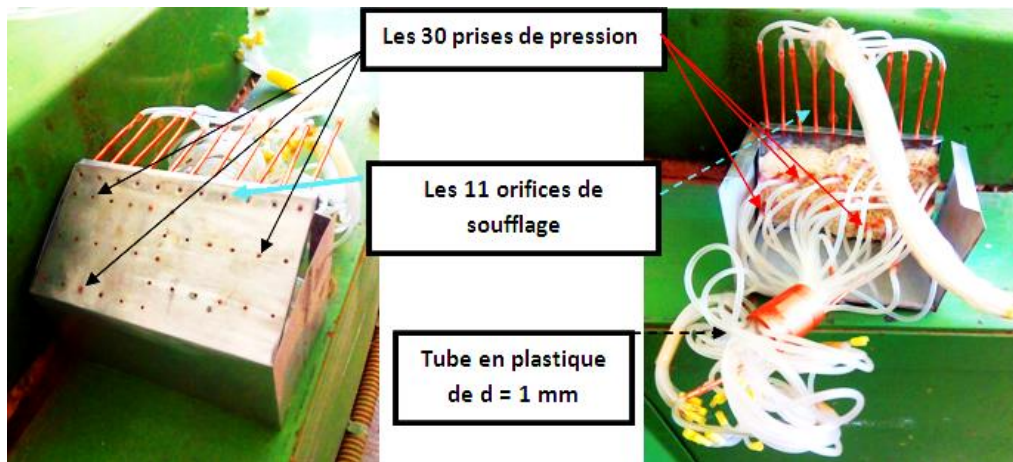


Figure 3.5 : Prises de pression et orifices de soufflage.

La figure 3.6 illustre la répartition des prises de pression et les orifices de soufflage sur la lunette arrière. Le soufflage à travers les orifices est effectué dans la direction de l'écoulement.

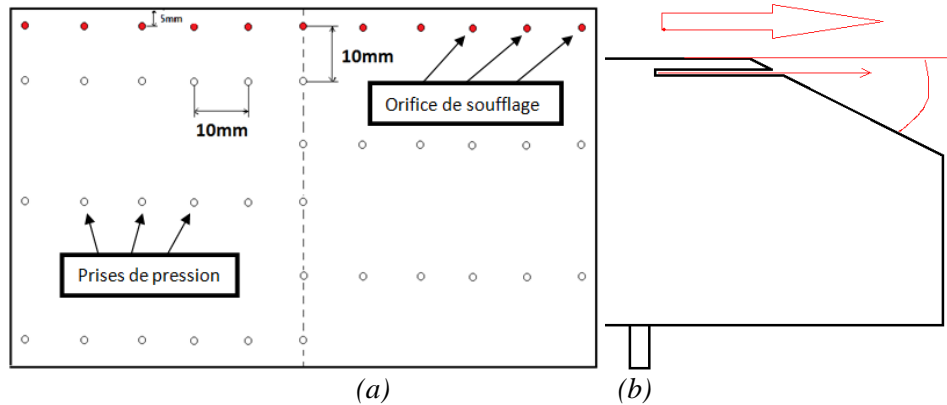


Figure 3.6 : (a) Répartition des prises de pression et orifice de soufflage sur la lunette ;(b) Direction du jet de soufflage.

#### 4. Finalisation de la maquette :

Les différentes parties de la maquette ont été assemblées à l'aide d'une colle. Pour assurer un bon état de surface, les arêtes sont lissées à l'aide d'un papier abrasif. L'ensemble de la maquette est revêtu d'une couche de peinture.



Figure 3.7 : Maquettes réalisées : a) -  $\alpha=30^\circ$  ; b) -  $\alpha=20^\circ$ .

### III.2. Dispositif expérimental :

Le schéma ci dessous représente les différents dispositifs utilisés lors des essais.

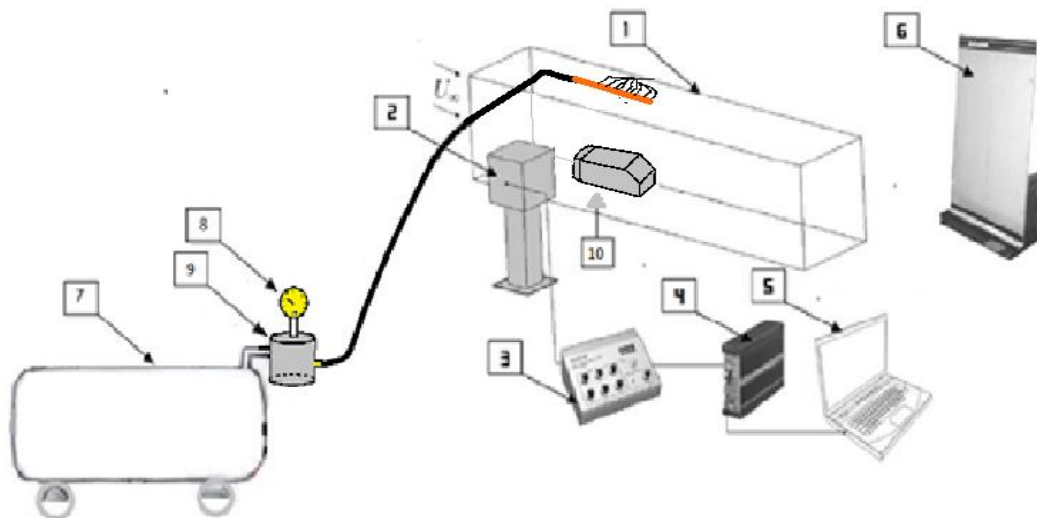


Figure 3.8 : Dispositif de la soufflerie (1 : Veine d'essais, 2 : Balance aérodynamique, 3 : Indicateur de contraintes, 4 : Convertisseur, 5 : Acquisition et traitement de données sur ordinateur, 6 : Manomètre différentiel, 7 : Compresseur, 8 : Manomètre, 9 : Chambre de tranquillisation 10 : Maquette)

#### III.2.1 Soufflerie :

Les essais sur le corps d'Ahmed précédemment réalisé sont effectués dans une soufflerie subsonique. Le fluide est en mouvement par rapport au corps étudié, il arrive dans une veine d'essai par l'intermédiaire d'un ventilateur entraîné par un moteur électrique d'une puissance de 4KW et d'une vitesse de 1440 tr/min et qui engendre une vitesse de l'aire allant de 0 à 45m/s qui est fonction de l'ouverture de la vanne réglable.



Figure 3.9 : Soufflerie

### III.2.1.1 La veine d'essais :

Est une enceinte de démentions 30x30 cm et de longueur de 1m, elle sert à accueillir la maquette pour y mener nos expériences.

### III.2.2 Balance aérodynamique :

Elle permet de mesurer les efforts aérodynamiques (portance, traînée) qui s'exercent sur la maquette. La balance aérodynamique à jauges de contraintes comprend les éléments suivants :

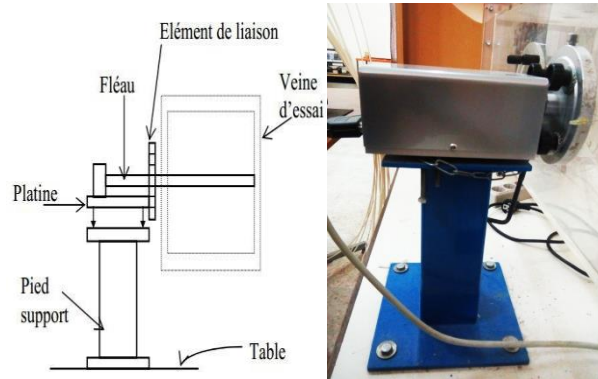


Figure 3.10 : Balance aérodynamique.

**Platine** : Elle a pour fonction l'orientation du fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

**Pied support** : Il permet de maintenir la balance à la table de manipulation à laquelle il est lié rigidement.

**Fléau dynamométrique** : Élément essentiel dans la balance aérodynamique, le fléau dynamométrique est équipé de jauges de déformation collées sur ses surfaces de façon à pouvoir obtenir les valeurs des sollicitations auxquelles il est soumis. Ces valeurs sont affichées sur l'indicateur de contraintes décrit ci-dessous.

### III.2.3 Indicateur de contraintes :

La déformation mécanique des jauges est transformée par l'indicateur de contraintes en un signal électrique. Après traitement interne du signal, l'appareil permet à la fois un affichage direct des contraintes (subies par le fléau dynamométrique) et la transmission de ces informations sous forme de signal électrique par son port **Out put** (utilisé dans la chaîne d'acquisition (ensemble : balance, indicateur de contrainte, convertisseur et ordinateur).



Figure 3.11 : Indicateur de contraintes

### III.2.4 Convertisseur :

Permet un traitement du signal afin d'obtenir en sa sortie un signal lisible dans un logiciel spécifique installé dans l'ordinateur.



Figure 3.12 : Convertisseur.

### III.2.5 Ordinateur :

Il permet l'enregistrement des forces de portance et de trainée, à l'aide d'une plateforme **Pulse** sur une durée et avec une fréquence choisie. Les résultats sont enregistrés dans des fichiers d'extension .txt. Leur traitement est effectué sur Matlab à l'aide d'un programme conçu à cet effet, pour évaluer les valeurs moyennes de ces forces ainsi calculer les coefficients aérodynamiques  $C_x$  et  $C_z$ .

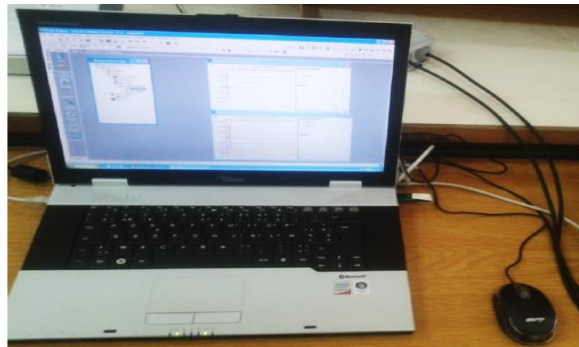


Figure 3.13 : Ordinateur.

### III.2.6 Multi-manomètre :

Composé de 24 tubes disposés verticalement, le multi-manomètre est utilisé pour la mesure des pressions. Ces tubes débouchent sur un même réservoir d'huile de masse volumique de  $\rho_h = 856.418 \text{ kg/m}^3$ . Le multi-manomètre est gradué de 2 en 2 mm, et les mesures de Pressions seront données par les dénivellations des hauteurs. Il est aussi équipé de vis à sa base qui permettent le réglage de l'horizontalité et du niveau dans les tubes avant utilisation.



Figure 3.14 : Multi-manomètre

### III.2.7. Tube de Pitot :

C'est un tube qui permet de mesurer la vitesse de l'écoulement en un point. Il est constitué de deux tubes coaxiaux munis de deux prises de pressions l'une correspondante à la pression totale et l'autre à la pression statique. Par application du théorème de Bernoulli, la vitesse en un point  $m$  s'écrit :

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \rho_h \cdot g \cdot \Delta h}{\rho}} \quad (3.1)$$

Avec :

$\rho$  : Masse volumique de l'air à la température d'essai.

$\rho_h$  : Masse volumique de l'huile.

$\Delta h$  : Dénivellation d'huile lue sur le multi- manomètre.

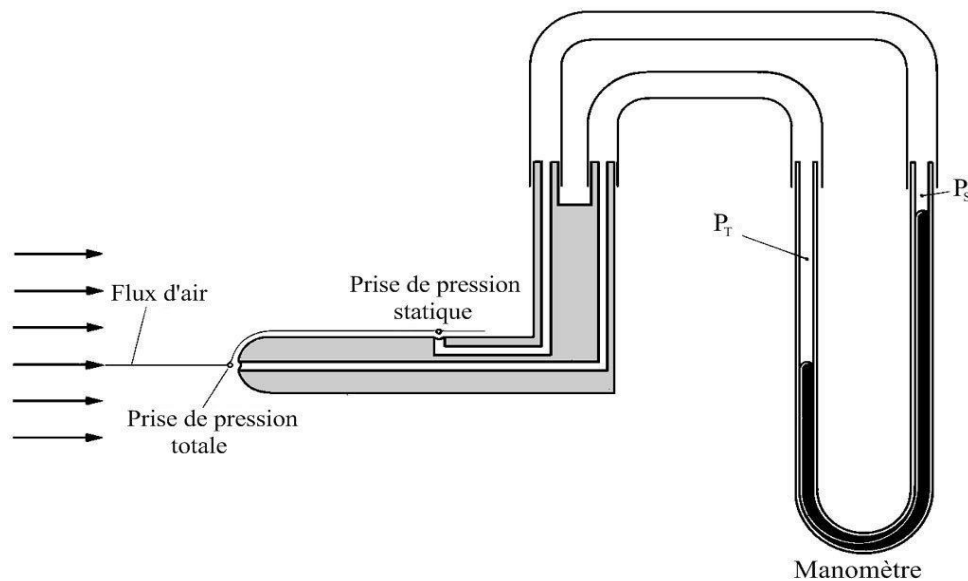


Figure 3.15 : Tube de Pitot.

### III.3. Dispositif de soufflage :

Pour réaliser le contrôle de la couche limite, on a utilisé un dispositif de soufflage qu'on va présenter dans ce qui suit.

#### III.3.1. Compresseur à air :

L'air est comprimé par un compresseur de type Schneider qui a une capacité de 16bar.



Figure 3.16 : Compresseur.

### III.3.2. Chambre de tranquillisation :

L'air comprimé s'écoule à travers une vanne qu'on utilise pour réguler la pression à l'état générateur, il est ensuite conduit dans la chambre de tranquillisation qui a pour rôle de minimiser les turbulences causées par le compresseur.



Figure 3.17 : Chambre de tranquillisation et vanne

### III.3.3. Manomètre :

Il permet d'indiquer la valeur de la pression d'air à l'état générateur.

**Remarque :** La valeur indiquée par le manomètre est la valeur relative à la pression atmosphérique.



Figure 3.18 : Manomètre

L'air est ensuite canalisé par un tuyau sur lequel est fixée une rampe à l'aval.

### III.3.4. La rampe :

La rampe est conçue à partir d'un tube de cuivre de diamètre  $D=12\text{mm}$  sur lequel on a implanté de petits tubes capillaires (onze tubes) de section de sortie de diamètre  $d=0.6\text{mm}$ .

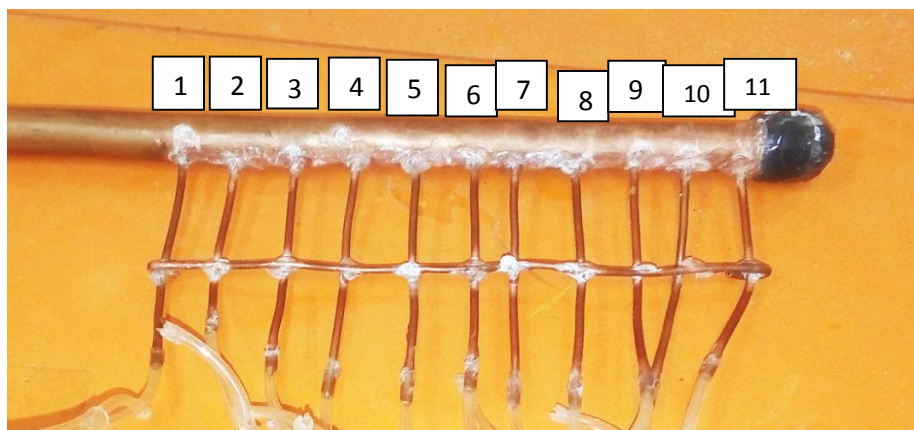


Figure 3.19 : la rampe.

### III.3.5.les modes de soufflage :

Le soufflage par jet a été effectué en cinq modes différents selon le nombre d'orifices ouvert et la pression de soufflage de l'état générateur.

Dans le tableau suivant on a présenté les cinq modes du jet. (1 : orifice ouvert et 0 : orifice fermé).

Mode\ orifice	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
de 1 a 11	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
1-3-5-7-9-11	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1
2-4-6-8-10	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0
1-6-11	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1
1-11	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Tableau 3.1 : les modes de soufflage

### III.4. Mesure de la température :

Les températures ont été mesurées en utilisant un système d'acquisition composé d'une carte **Arduino** sur laquelle est relié un capteur de type **LM335** étalonné à l'usine. Ce dernier est monté au milieu de la chambre de tranquillisation (Figure 3.20).

Les données relevées ont été analysées à l'aide du programme **Arduino 1.8.5** (l'enregistrement des données dure 60s).

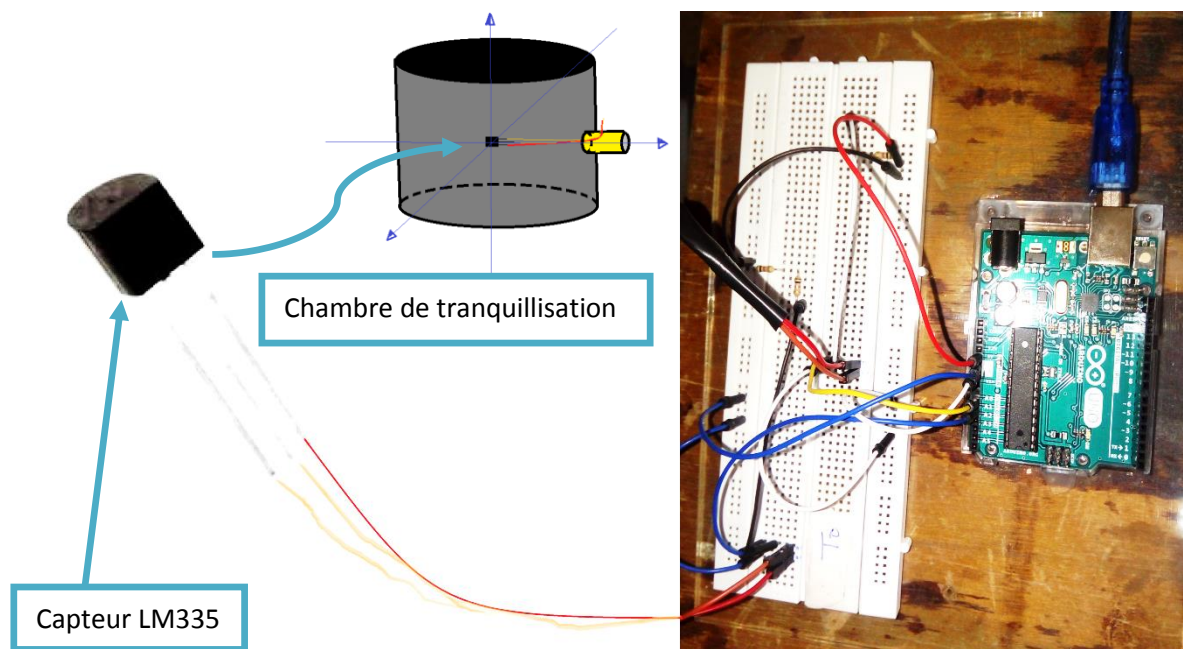


Figure 3. 20 : dispositif de la mesure de température.

### III.5. Résultats des essais :

Dans ce qui suit, on présente les résultats des essais effectués sur les maquettes réalisées. On a considéré deux vitesses d'écoulement et cinq modes de contrôle du jet.

#### III.5.1. Contrôle du décollement par soufflage de la couche limite :

Le soufflage est un contrôle actif du décollement qui consiste en un apport d'énergie externe au moyen d'un fluide (air) utilisé pour accélérer la couche limite via les orifices déjà prévus sur le maquette et aussi pour minimiser le décollement au niveau de la lunette arrière.

Afin de déterminer la vitesse du jet à la sortie des orifices de soufflage, il est nécessaire de connaître la pression statique au niveau de ces orifices.

#### Calcul de la pression statique au niveau des orifices du jet :

Expression du coefficient de pression :

$$C_p = \frac{(P - P_\infty)}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{(Z - Z_\infty)}{(Z_A - Z_\infty)} \quad (3.2)$$

Avec :

$P$  : Pression statique au niveau du profil.

$P_\infty$  : Pression à l'infini amont (tube de Pitot).

$Z$  : Côte du liquide correspondant à la pression statique locale.

$Z_\infty$  : Côte du liquide correspondant à la pression statique à l'infini amont.

$Z_A$  : Côte du liquide correspondant à la pression d'arrêt à l'infini amont.

$\rho_\infty$  : La masse volumique de l'air.

$V_\infty$  : Vitesse à l'infini amont.

$$P_\infty + \rho_h g Z_\infty = P_A + \rho_h g Z_A$$

$$(P_A - P_\infty) = \rho_h g (Z_\infty - Z_A) \quad (3.3)$$

$$P_A + \frac{1}{2}\rho_\infty V_A^2 + \rho_\infty g Z_A = P_\infty + \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 + \rho_\infty g Z_\infty$$

$$(P_A - P_\infty) = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 \quad (3.4)$$

Avec :

$P_A$  : Pression au point d'arrêt (tube de Pitot).

$\rho_h$  : La masse volumique de l'huile.

D'où :

$$\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 = \rho_h g (Z_\infty - Z_A)$$

De l'équation (1) :

$$(P - P_\infty) = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 \frac{(Z - Z_\infty)}{(Z_A - Z_\infty)} = \rho_h g (Z_\infty - Z_A) \frac{(Z - Z_\infty)}{(Z_A - Z_\infty)} = \rho_h g (Z_\infty - Z_A) \frac{(Z_\infty - Z)}{(Z_\infty - Z_A)} \quad (3.5)$$

$$(P - P_\infty) = \rho_h g (Z_\infty - Z)$$

$$P_{\infty} + \rho_h g Z_{\infty} = P_{atm} + \rho_h g Z_{atm}$$

$$\text{Donc : } P_{\infty} = P_{atm} + \rho_h g (Z_{atm} - Z_{\infty}) \quad (3.6)$$

De l'équation (4) :

$$P = P_{\infty} + \rho_h g (Z_{\infty} - Z)$$

En remplaçant  $P_{\infty}$  par l'expression donnée par (5) on aura :

$$P = P_{atm} + \rho_h g (Z_{atm} - Z_{\infty}) + \rho_h g (Z_{\infty} - Z)$$

$$P = P_{atm} + \rho_h g (Z_{atm} - Z)$$

Avec :

$Z_{atm}$  : Lecteur sur le manomètre au repos.

$P_{atm}$  : La pression atmosphérique.

Les résultats de calculs des pressions statiques sont donnés par les tables suivantes :

Pression a l'état générateur $P_1$ (bar)	15 m/s	25 m/s
1	101056.2	100528.9
1.5	101056.2	100528.9
2	101047.8	100528.9

Tableau 3.2 : pression statique des orifices de jet à 20° d'incidences, pour les vitesses d'écoulement 15 et 25 m/s ( $Re=9.65 \times 10^4$  et  $Re=1.6 \times 10^5$ )

Pression a l'état générateur $P_1$ (bar)	15 m/s	25 m/s
1	101014.1	100493.3
1.5	101014.1	100493.3
2	101014.1	100493.3
2.5	101005.7	100476.5

Tableau 3.3 : pression statique des orifices de jet à 30° d'incidences, pour les vitesses d'écoulement 15 et 25 m/s ( $Re=9.65 \times 10^4$  et  $Re=1.6 \times 10^5$ )

**Calcul de la vitesse du jet :**

L'air se trouve à la pression  $P_1$ , à la température  $T_1$  et possède une masse volumique  $\rho_1$  et une vitesse  $V_1$  dans le réservoir. A la sortie de l'orifice, l'air à une température  $T_2$ , une masse volumique  $\rho_2$ , une pression  $P_2$  et une vitesse  $V_2$ .

Pour trouver les caractéristiques de cette tuyère il faut résoudre l'équation de Bernoulli sous sa forme différentielle .

$$v dp + g dz + d\left(\frac{v^2}{2}\right) = 0 \quad (3.7)$$

Hypothèses :

- L'écoulement est permanent, l'équation de Bernoulli s'applique donc parfaitement.
- La tuyère étant très courte le terme  $g dz$  est négligeable.
- L'écoulement est unidirectionnel le long de l'axe X.  $V_z = 0$  ;  $V_y = 0$  ;  $V_x = V$
- Le réservoir est grand que l'orifice du jet. On peut donc considérer la vitesse de l'air dans le réservoir est nulle ( $V_1=0$ ).
- Le temps de passage du fluide étant très court, on peut considérer que l'écoulement est adiabatique ce qui permet d'écrire :

$$v_2 = v_1 \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{k}} \quad (3.8)$$

Après intégration de l'équation de Bernoulli il vient que :

$$Q = S_2 \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{P_1}{v_1} \left\{ \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right\}} \quad (3.9)$$

$$V_2 = \frac{Q}{\rho_2 S_2} \quad (3.10)$$

Lorsque les conditions initiales  $(P_1, T_1, v_1)$  ne varient pas on peut en examinant les relations que nous venons d'établir tirer les conclusions suivantes :

- Le volume massique  $v_2$  augmente lorsque la pression  $P_2$  diminue.
- Lorsque  $P_1 = P_2$  le débit massique est nul.

### Pression, température, volume massique critique.

Le débit massique passe par un maximum pour une valeur dite critique de  $P_2$  soit  $P_{cr}$ . On la détermine en annulant la fonction dérivée de  $Q$  par rapport à  $P_2/P_1$ .

$$P_{cr} = P_1 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.11)$$

$$Q_{max} = S_2 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} \frac{P_1}{v_1}} \quad (3.12)$$

On peut aussi définir la température critique ( $T_{cr}$ ), la masse volumique critique ( $\rho_{cr}$ ) et donc le volume massique critique ( $v_{cr}$ )

$$T_{cr} = \frac{2T_1}{k+1} \quad (3.13)$$

$$\rho_{cr} = \rho_1 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (3.14)$$

$$v_{cr} = \frac{v_1}{\left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}} \quad (3.15)$$

### Tracé de la courbe théorique de fonctionnement :

A l'aide des formules théoriques et un programme **Matlab**, il est possible de tracer les courbes théoriques de fonctionnement d'une tuyère. L'exécution du programme nous donne le débit massique et la vitesse du jet en fonction de  $P_2$  (pression statique).

Evolution de débit de soufflage en fonction de nombre d'orifice :

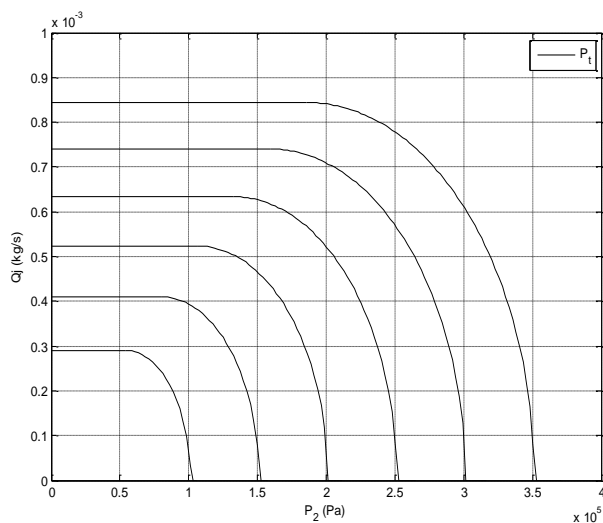


Figure 3.21 : débit pour 11 orifices.

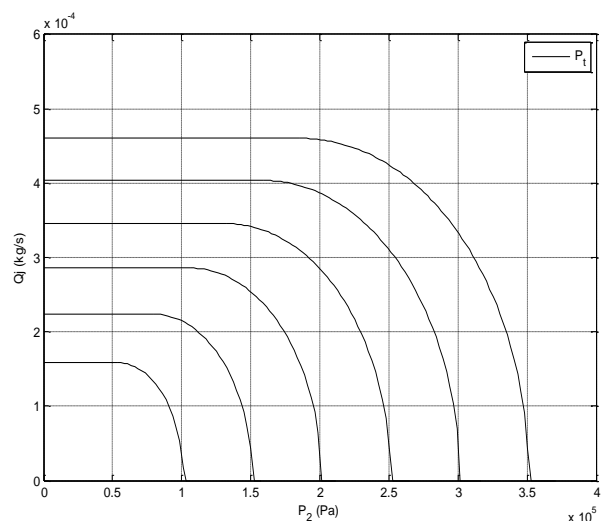


Figure 3.22 : débit pour 6 orifices.

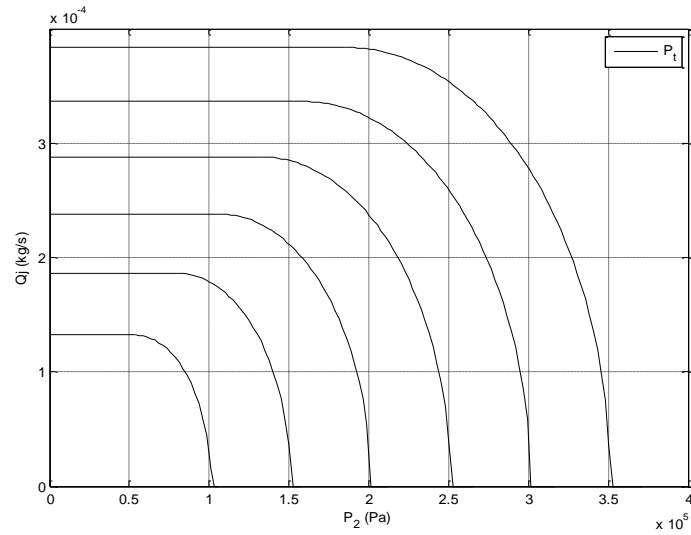


Figure 3.23 : débit pour 5 orifices.

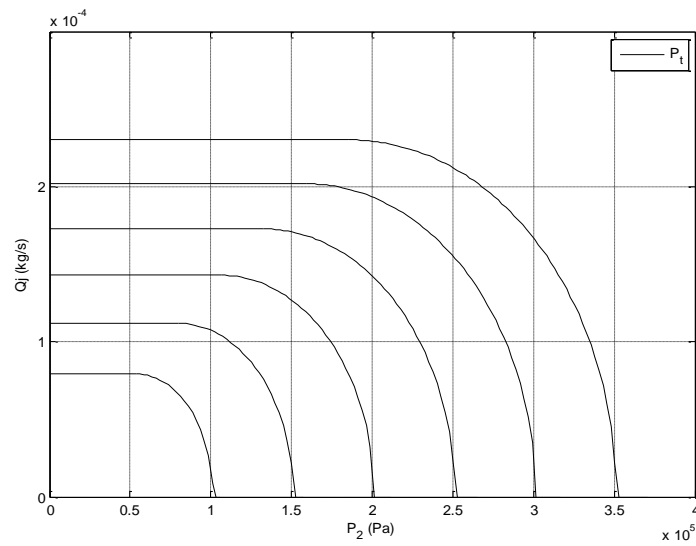


Figure 3.24 : débit pour 3 orifices.

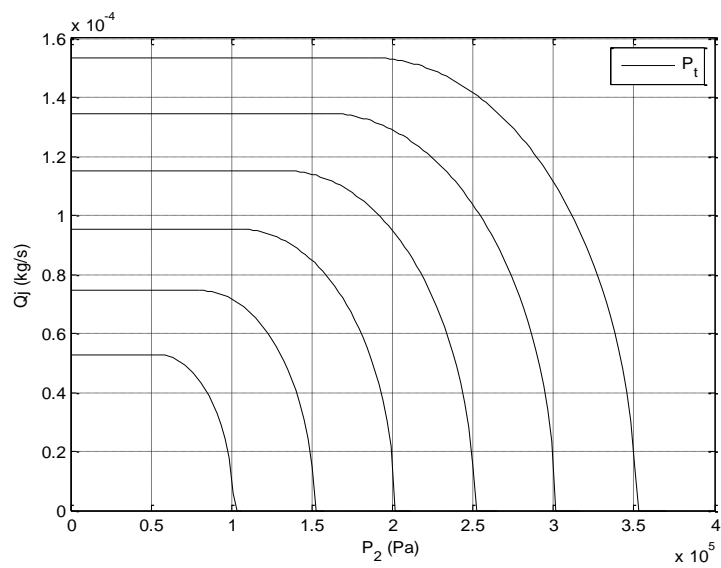


Figure 3.25 : débit pour 2 orifices.

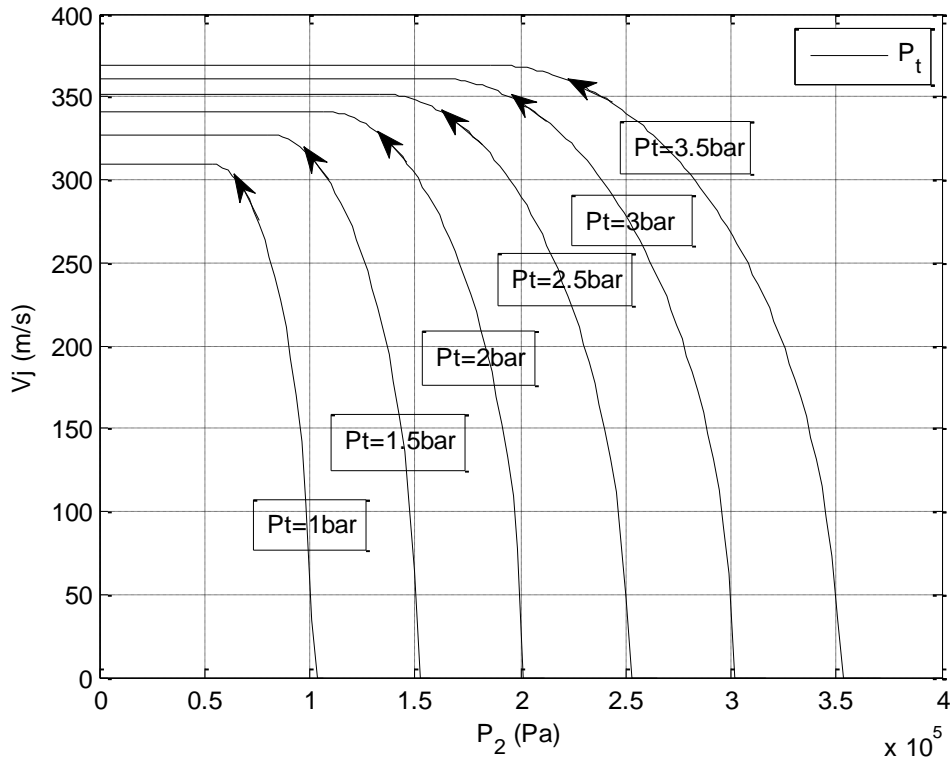


Figure 3.26 : Evolution de la vitesse du jet de soufflage.

Les vitesses du jet et les débits de soufflage ont été déduits par la projection de l'intersection des pressions statiques ( $P_2$ ) et la courbe de pression totale (pression à l'état générateur) sur l'axe des ordonnées.

$P_1$ (bar)	11	6	5	3	2
1	$5.238 \times 10^{-4}$	$2.857 \times 10^{-4}$	$2.381 \times 10^{-4}$	$1.428 \times 10^{-4}$	$9.523 \times 10^{-5}$
1.5	$6.335 \times 10^{-4}$	$3.455 \times 10^{-4}$	$2.879 \times 10^{-4}$	$1.728 \times 10^{-4}$	$1.152 \times 10^{-4}$
2	$7.4 \times 10^{-4}$	$4.037 \times 10^{-4}$	$3.364 \times 10^{-4}$	$2.018 \times 10^{-4}$	$1.346 \times 10^{-4}$
2.5	$8.441 \times 10^{-4}$	$4.604 \times 10^{-4}$	$3.837 \times 10^{-4}$	$2.302 \times 10^{-4}$	$1.535 \times 10^{-4}$

Tableau 3.4 : Débit massique (Kg/s) en fonction de  $P_1$  et le nombre d'orifice.

$P_1$ (bar)	1	1.5	2	2.5
$V_{jet}$ (m/s)	341.1	352	361.3	369.3

Tableau 3.5 : Vitesse du jet en fonction de  $P_1$ .

### III.5.1.1 Coefficient de pression (Cp) :

Nous présenterons ici le coefficient de pression pour deux nombres de Reynolds ( $Re=9.65 \cdot 10^4, V = 15m/s$  et  $Re=1.6 \cdot 10^5, V=25m/s$ ).

Expression du coefficient de pression :

$$C_p = \frac{(P - P_{\infty})}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2} = \frac{(Z - Z_{\infty})}{(Z_A - Z_{\infty})} \quad (3.16)$$

Dans ce qui suit on donne des cartographies des Cp obtenues à l'aide d'un programme Matlab pour le cas avec et sans contrôle, respectivement, à gauche et à droite des figures suivantes.

#### Lunette à 20° :

La figure 3.27 montre les variations de Cp pour une vitesse d'écoulement de 15m/s et les modes de soufflage suivant : (1 à 11), (2-4-6-8-10), (1-3-5-7-9-1), (1-6-11) et (1 et 11).

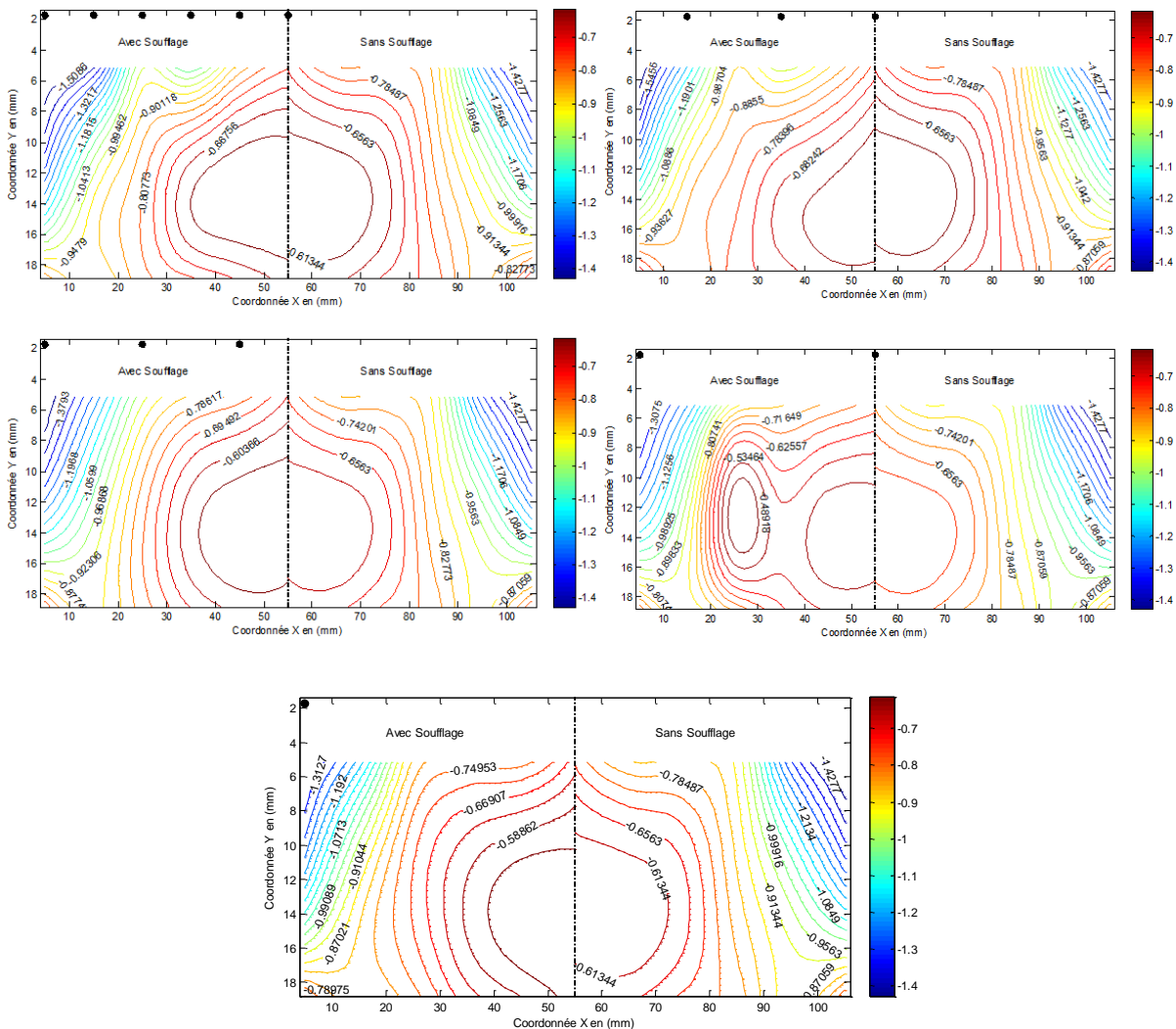


Figure 3.27 : cartographie des Cp pour  $Re=9.65 \cdot 10^5$

La figure 3.28 montre les variations de  $C_p$  pour une vitesse d'écoulement de 25m/s et les modes de soufflage suivant : (1 à 11), (2-4-6-8-10), (1-3-5-7-9-1), (1-6-11) et (1 et 11).

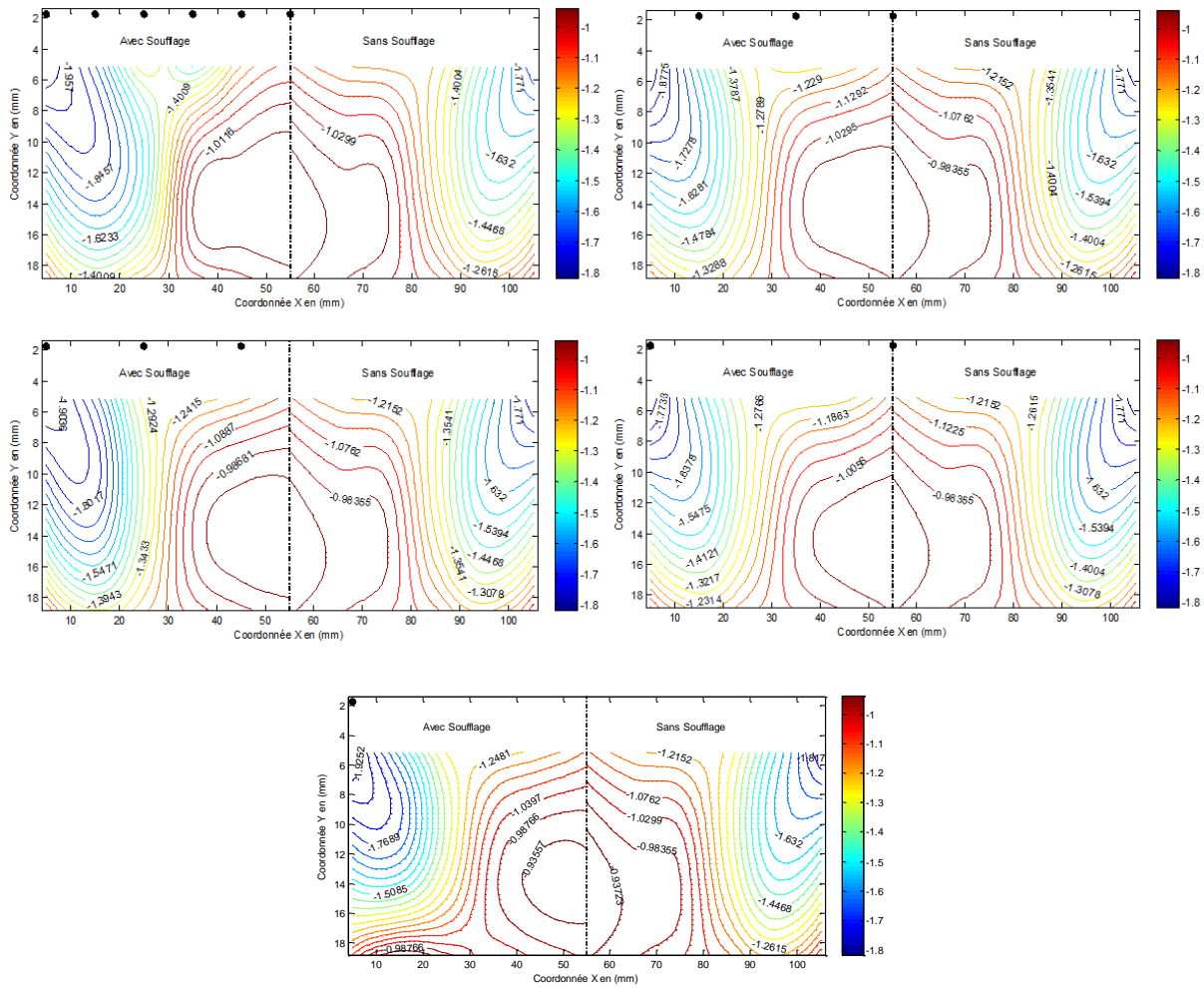


Figure 3.28 : cartographies des  $C_p$  pour  $Re=1.6 \times 10^4$

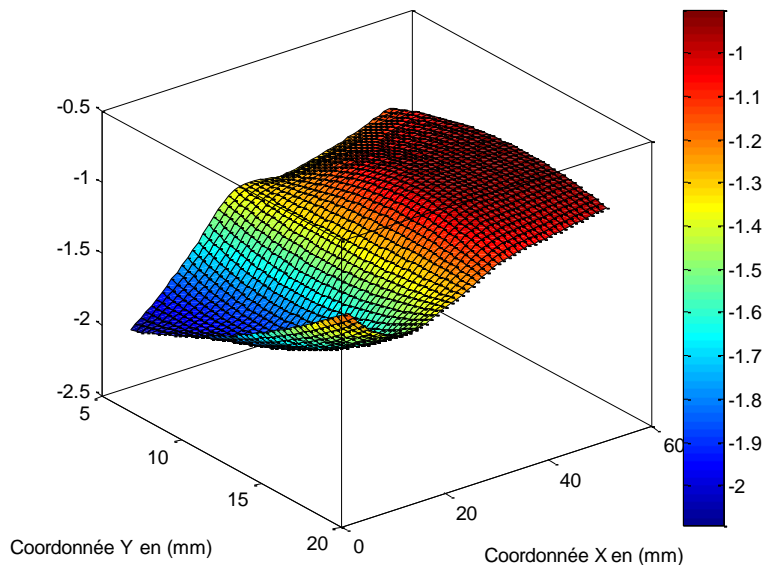


Figure 3.29 : cartographie 3D des  $C_p$  pour  $Re=1.6 \times 10^4$

**Lunette à 30° :**

La figure 3.30 montre les variations de Cp pour une vitesse d'écoulement de 15m/s et les modes de soufflage suivant : (1 à 11), (2-4-6-8-10), (1-3-5-7-9-1), (1-6-11) et (1 et 11).

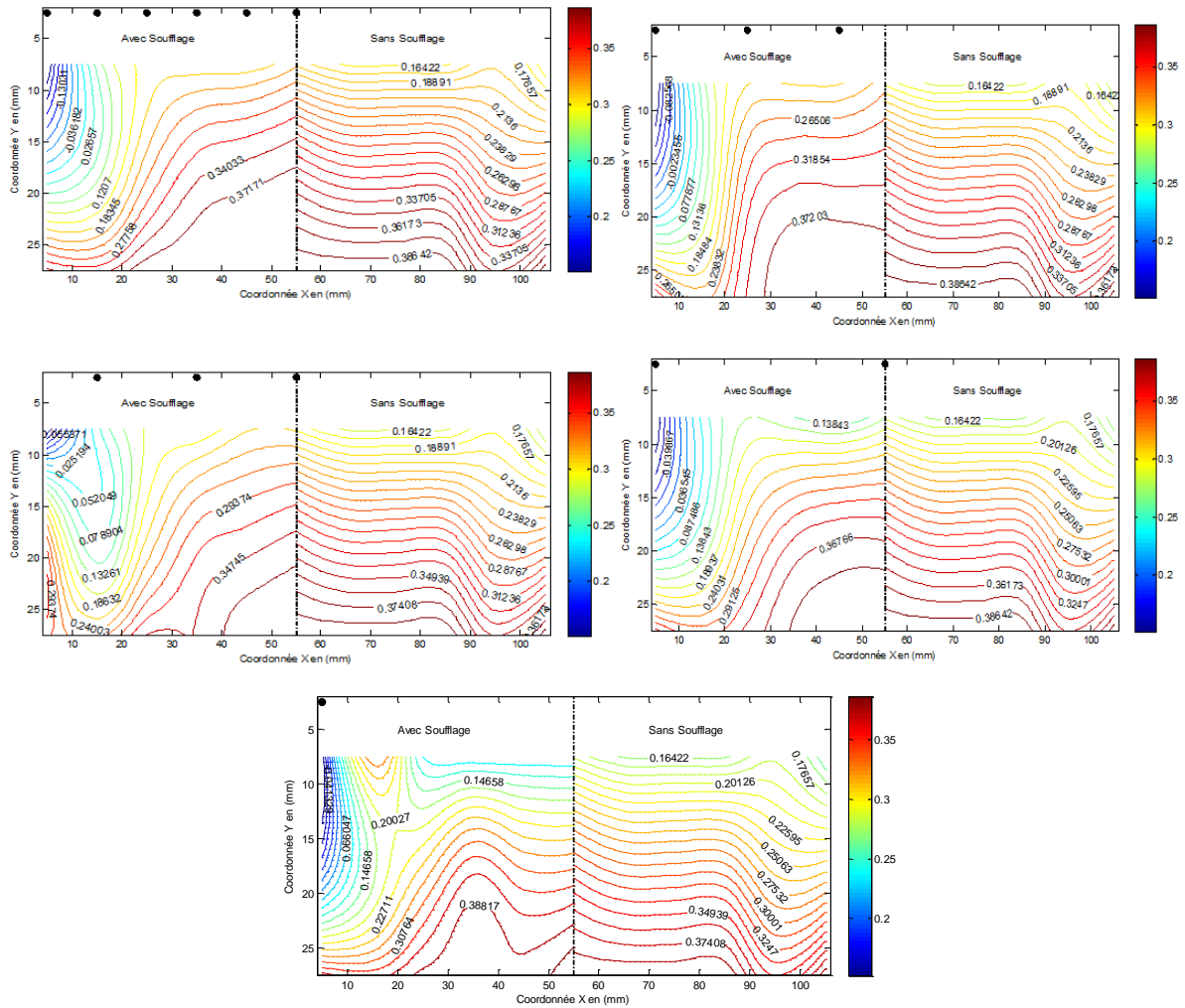


Figure 3.30: cartographies des Cp pour  $Re=9.65 \times 10^5$

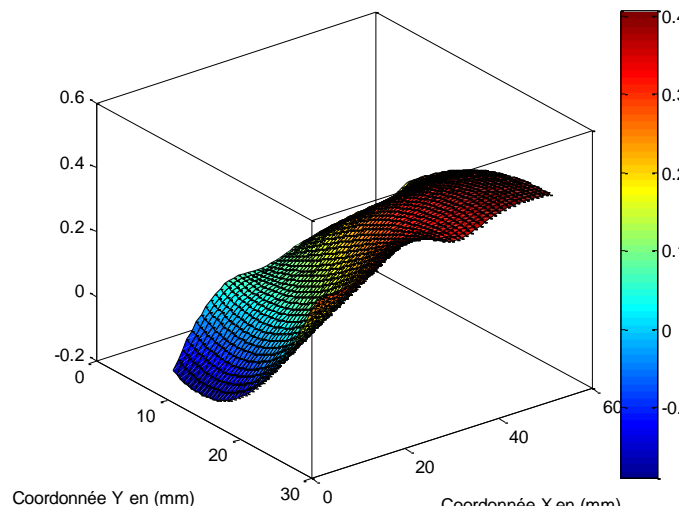


Figure 3.31 : cartographie 3D des Cp pour  $Re=9.65 \times 10^5$

La figure 3.32 montre les variations de  $C_p$  pour une vitesse d'écoulement de 25m/s et les modes de soufflage suivant : (1 à 11), (2-4-6-8-10), (1-3-5-7-9-1), (1-6-11) et (1 et 11).

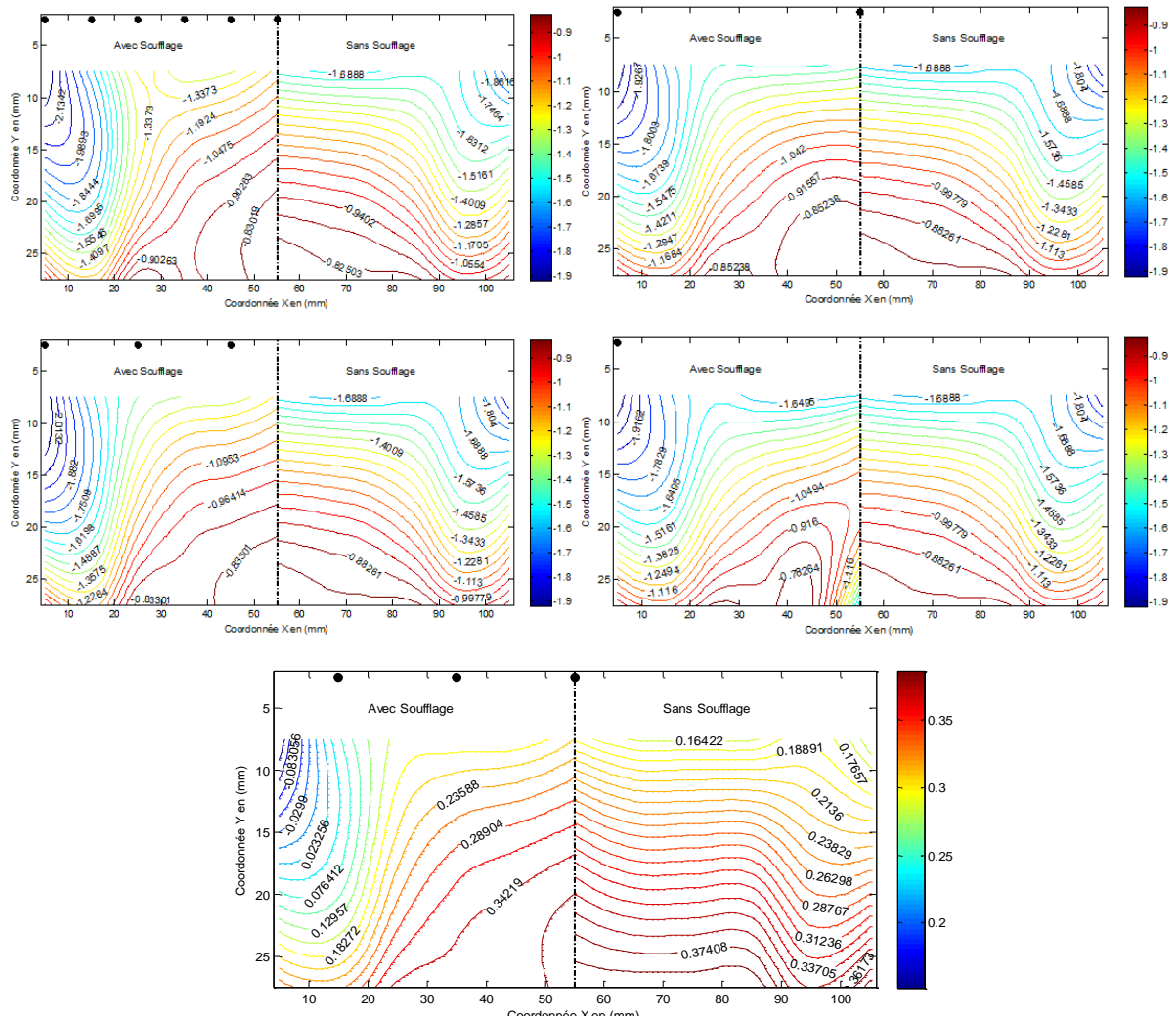


Figure 3.32: cartographies des  $C_p$  pour  $Re=1.6 \times 10^5$

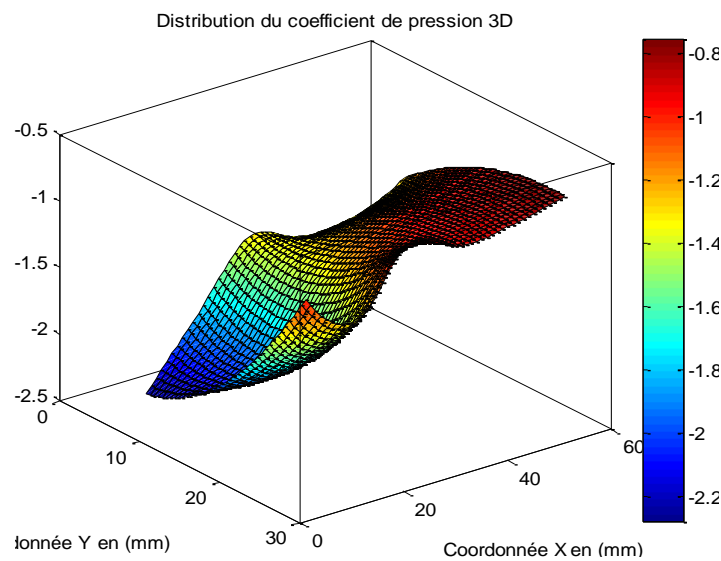


Figure 3.33 : cartographie 3D des  $C_p$  pour  $Re=1.6 \times 10^4$

Après la visualisation de ces cartographies des  $C_p$ , nous constatons que l'écoulement autour d'une telle géométrie est fortement tridimensionnelle. De nombreux décollements existent et il est possible d'identifier un certain nombre de structures caractéristiques du sillage contribuant à la traînée, notamment la recirculation sur la lunette et les tourbillons longitudinaux.

On remarque une zone de dépression en haut de la géométrie en bleu qui aspire la couche de fluide décollée et qui engendre une recirculation de fluide. En présence de contrôle, cette zone de dépression est perturbée par le jet qui apporte de l'énergie dans l'écoulement, sous forme de quantité de mouvement, de façon à modifier la structure de l'écoulement. Cet apport de quantité de mouvement permet de redynamiser l'écoulement et repousser le décollement de la couche limite.

### III.5.1.2. Efforts aérodynamiques :

Nous présenterons ici la variation du coefficient de traînée pour les mêmes vitesses d'écoulement d'air de 15 et 25m/s ( $Re= 9.6 \times 10^4$  et  $Re= 1.6 \times 10^5$ ) pour deux angles d'inclinaison de la lunette ( $20^\circ$  et  $30^\circ$ ) et cinq modes de contrôle (conformément au tableau 3.1)

- La variation du  $C_x$  en fonction du nombre d'orifices ouverts et de la pression à l'état générateur  $P_1$  est résumée dans les figures suivantes :

Pour l'angle de lunette à  $20^\circ$  :

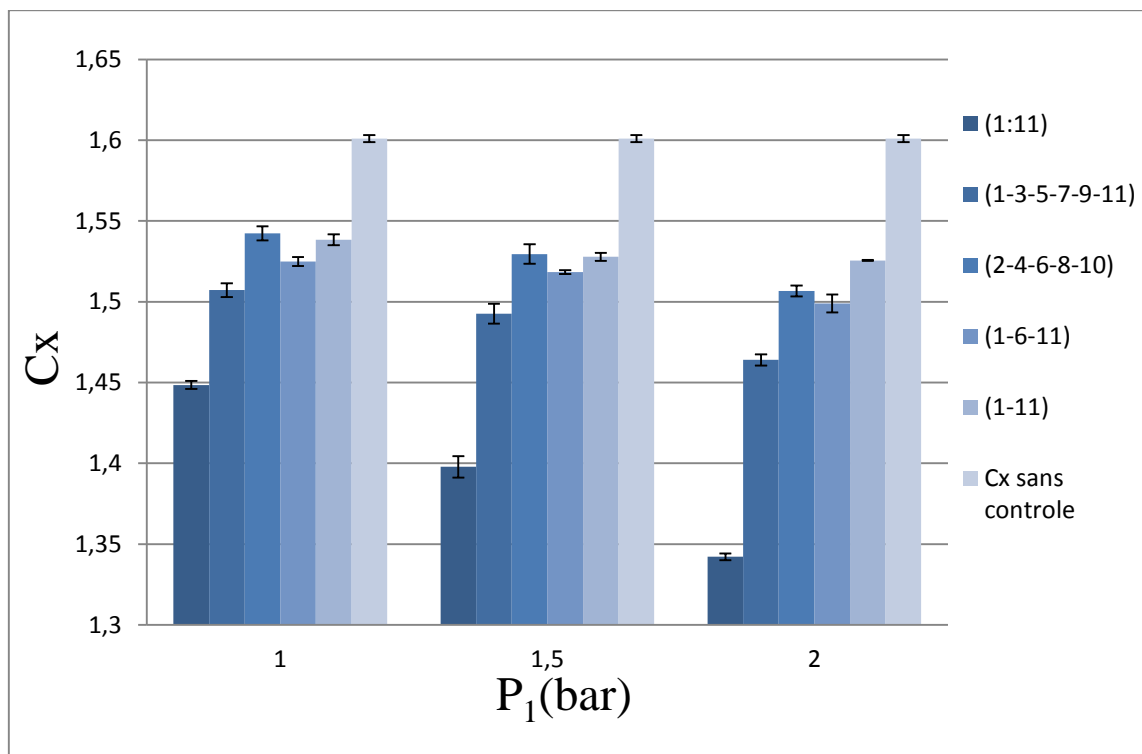


Figure 3.34 : Variation du  $C_x$  à 15m/s,  $20^\circ$ .

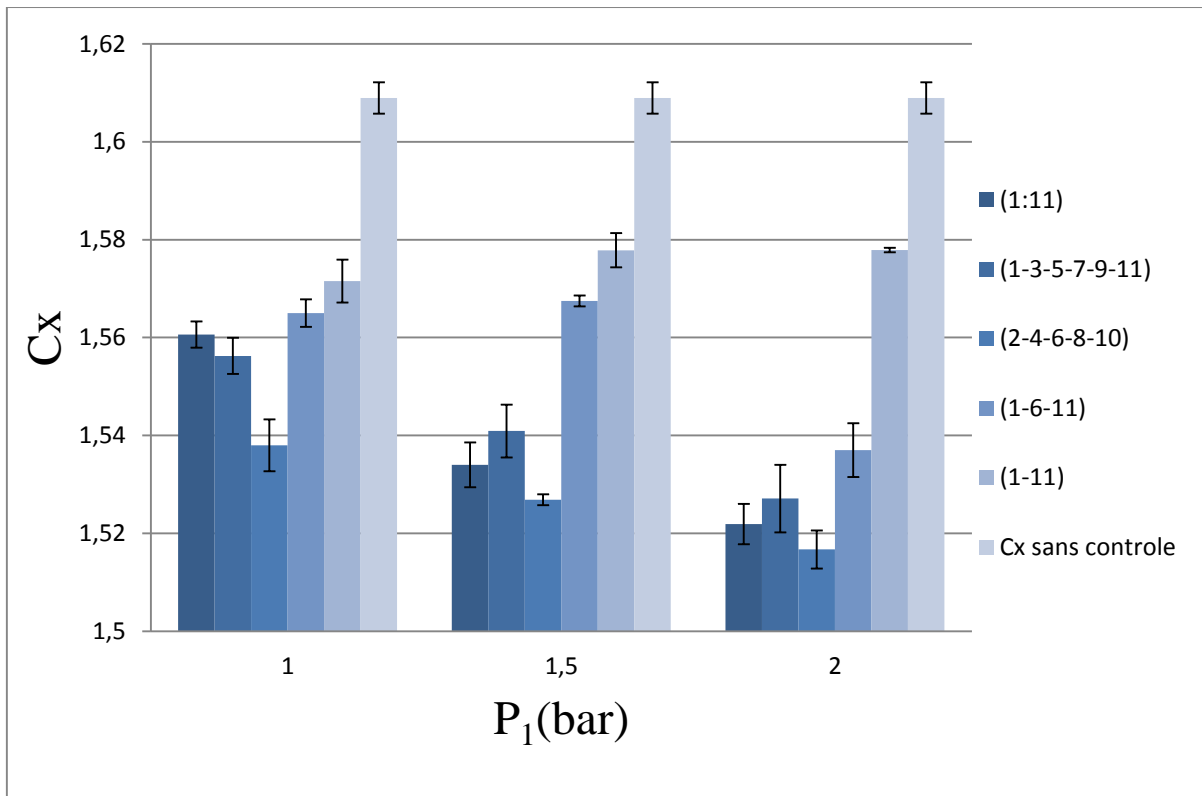


Figure 3. 35 : Variation du  $C_x$  à 25m/s, 20°.

**Pour l'angle de lunette 30° :**

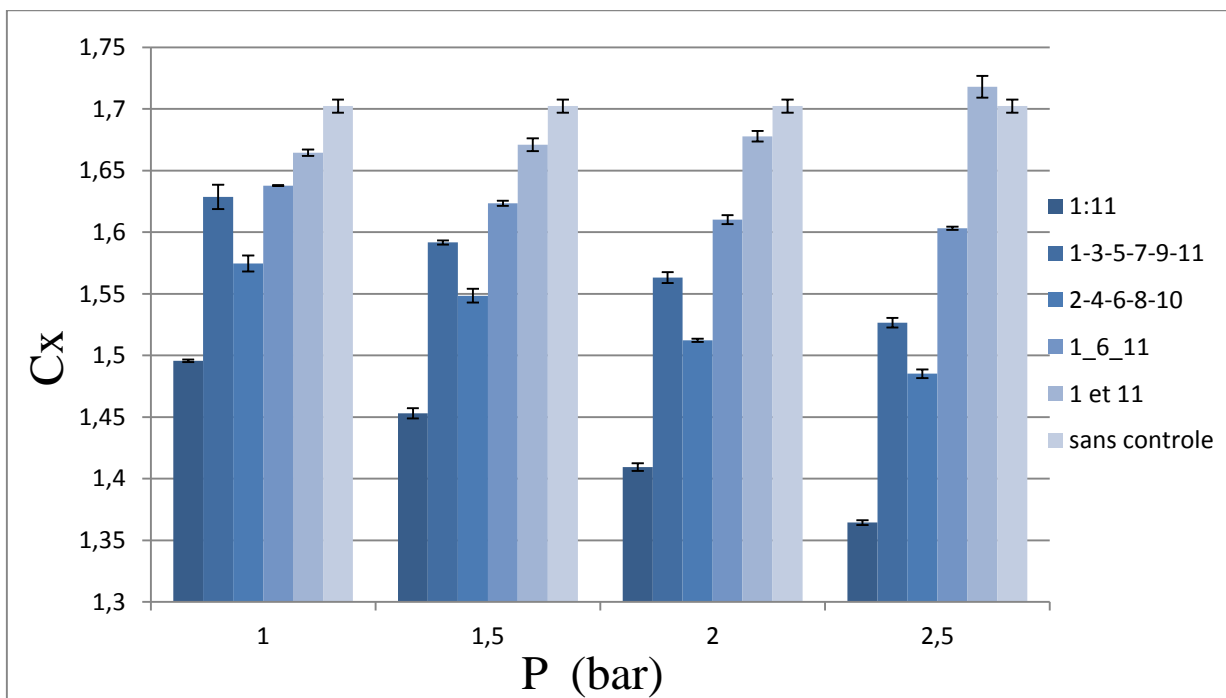


Figure 3.36 : Variation du  $C_x$  à 15m/s, 30°.

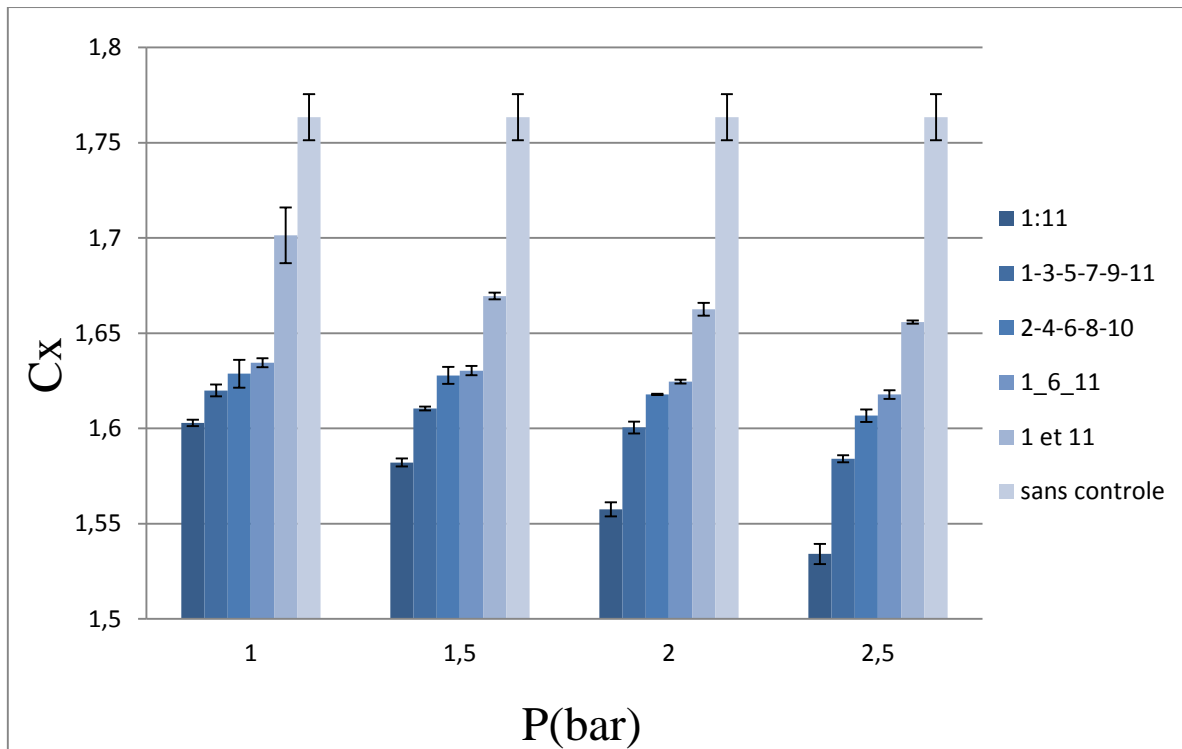


Figure 3.37 : Variation du  $C_x$  à 25m/s, 30°.

Les évolutions du coefficient de traînée en fonction de différents paramètres considérés nous permettent de faire les observations suivantes :

- La différence de vitesse de l'écoulement ou de nombre de Reynold influe légèrement sur la variation de  $C_x$ .
- L'évolution de l'incidence de 20° à 30° a un apport négatif sur le  $C_x$ , cela est conforme aux résultats fournis par la bibliographie (Ahmed et al).
- Dans tous les modes de contrôle, la réduction de la traînée est directement liée au débit de soufflage. La traînée diminue lorsque le débit massique soufflé augmente.
- La vitesse du jet influe sur la valeur du  $C_x$  qui diminue lorsque la vitesse augmente.

### III.5.1.2.1. Gains :

Les figures ci-après montre un récapitulatifs des gains de traînées obtenus.

Pour l'angle de lunette à 20° :

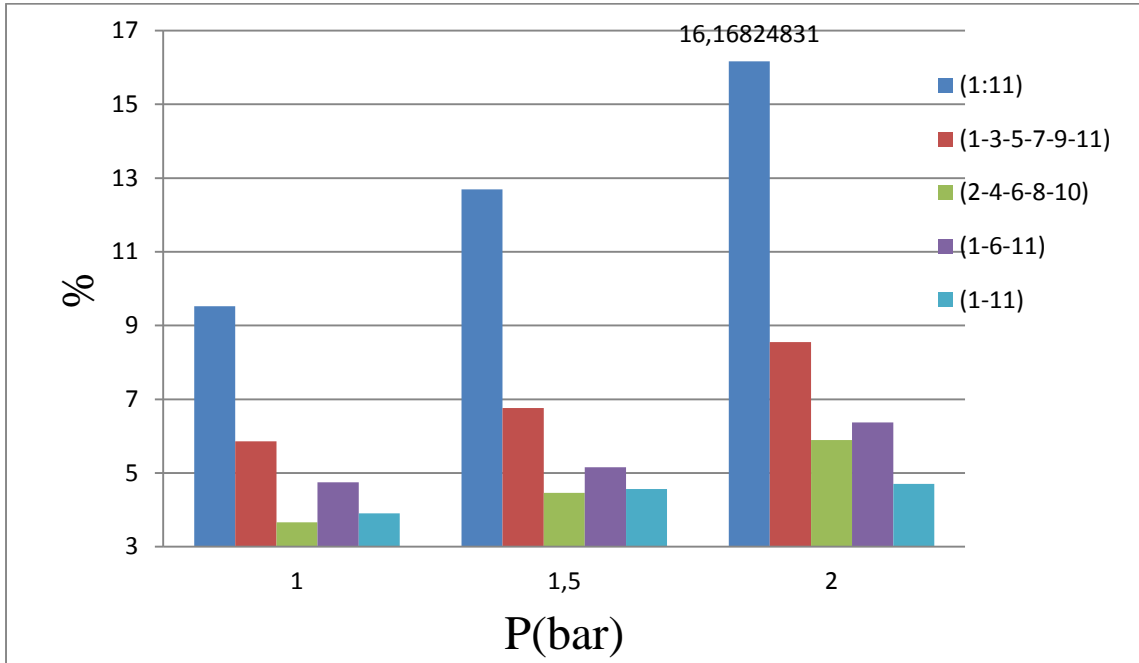


Figure 3.38 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 15m/s (  $Re=9.6526 \times 10^4$  ; 20°).

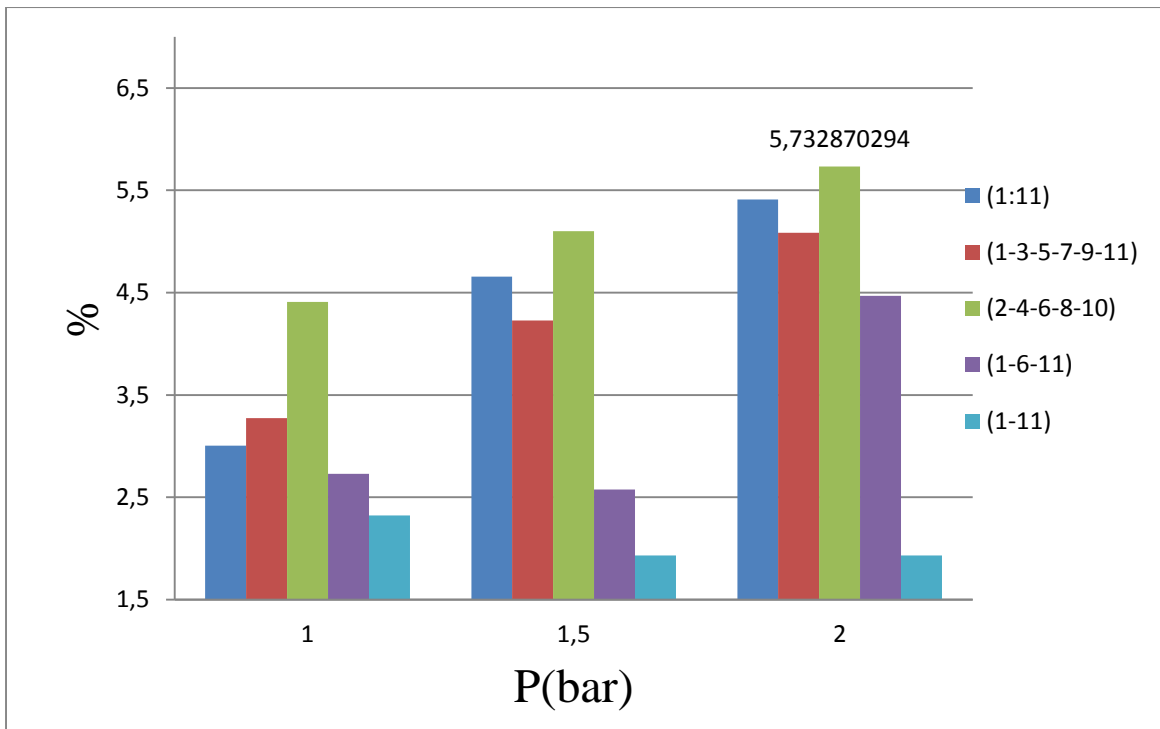


Figure 3.39 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 25m/s (  $Re=1.6 \times 10^5$  ; 20°).

**Pour l'angle de lunette 20° :**

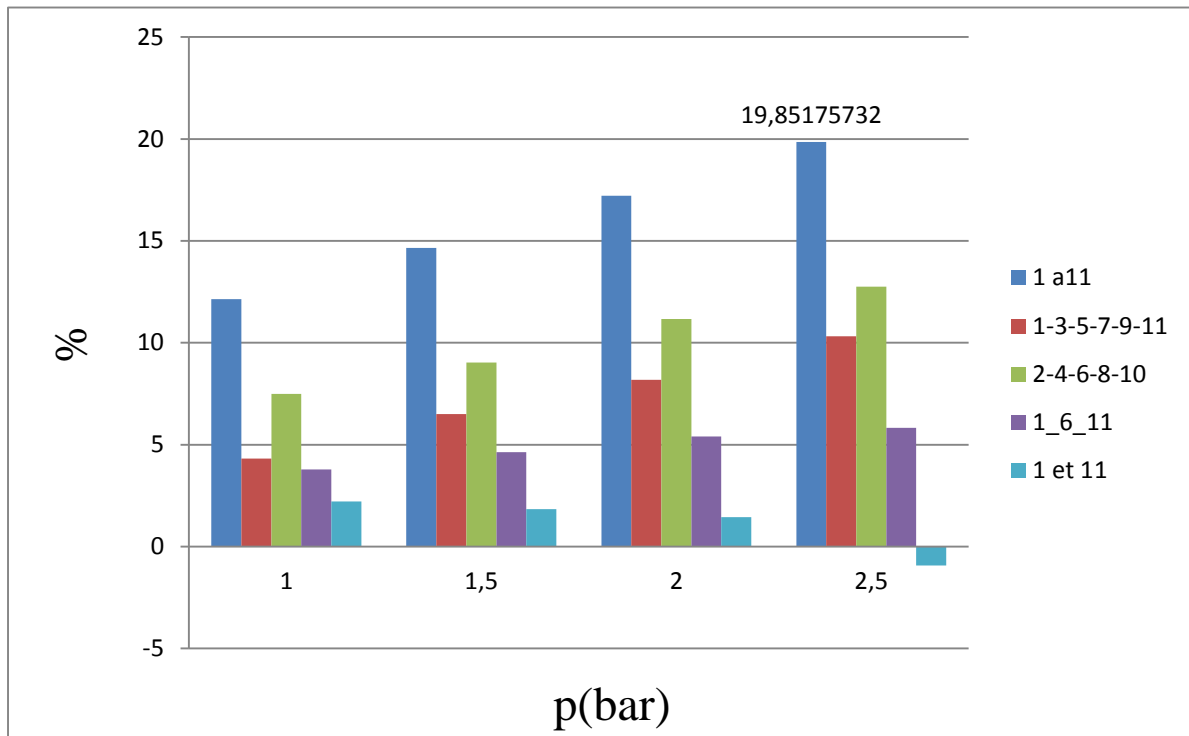


Figure3.40 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement 15m/s ( $Re=9.6526 \times 10^4$ ; 30°).

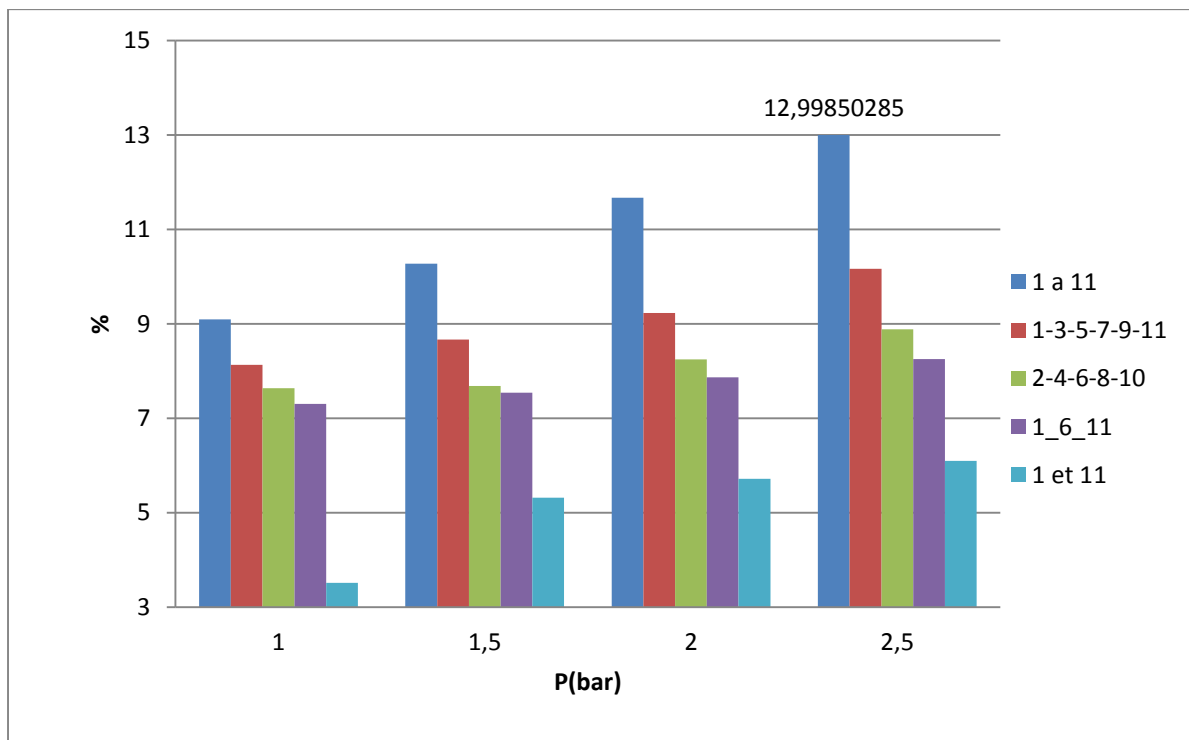


Figure3.41 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 25m/s ( $Re=1.6 \times 10^5$ ; 30°).

**Conclusion :**

L'étude de contrôle par soufflage au niveau de la lunette arrière d'un véhicule automobile de forme simplifiée de type « corps d'Ahmad » a permis de mettre en évidence une réduction substantielle de la traînée de l'ordre de 20%, dans le cas de la lunette inclinée à 30°.

***Chapitre IV : Approche numérique 3DRANS.***

## IV.1. Introduction

La complexité et la diversité des phénomènes physiques rencontrés, rendent leur exploration expérimentale excessivement chère et relativement lentes alors que la recherche analytique d'une solution exacte n'est pas une chose aisée. Compte tenu de ces multiples contraintes, un puissant outil de simulation numérique, à savoir, le code de calcul commercial Fluent, permet d'avoir des solutions à des systèmes d'équations complexes régissant les écoulements en mécanique des fluides, transfert thermiques ou de phénomènes couples à moindre coût.

Les outils de simulation numérique occupent une place prépondérante dans les études de mécanique des fluides. Les lois de la physique peuvent être écrites de différentes manières, dont certaines sont plus efficaces que d'autres et elles sont représentées par un système d'équations aux dérivées partielles. Il n'est pas toujours possible de trouver des solutions analytiques à ce système d'équations. C'est pourquoi il faudrait remplacer le système continu par un système discret dont le comportement est décrit par des équations algébriques qu'on peut résoudre avec les méthodes numériques. La simulation se définit comme l'utilisation ou la résolution de modèles correspondant à un système donné pour étudier le comportement de ce dernier dans un contexte précis. Elle est la suite logique de la modélisation qui est la première approche d'une simulation.

Dans ce chapitre, une tentative de simulations numérique de l'écoulement tridimensionnel autour d'une maquette de type corps d'Ahmed est entreprise.

## IV.2. Utilisation de Gambit et de Fluent

Le mailleur Gambit et le code de calcul Fluent sont des logiciels permettant de réaliser des simulations 2D ou 3D en mécanique des fluides. La construction du maillage se fait à l'aide de Gambit tandis que la résolution des équations de Navier Stokes est faite avec Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

Le logiciel Gambit est un mailleur 2D/3D ; pré-processeur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers mesh pour Fluent. Gambit regroupe trois fonctions : définition de la géométrie du problème (construction si la géométrie est simple ou bien import de la géométrie CAO), le maillage et sa vérification, la définition des frontières (Types de conditions aux limites) et des domaines de calculs.

### IV.2.1. Techniques de génération du maillage

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution recherchée. Donc, la génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis.

Pratiquement, il n'y a pas de règle précise pour la création d'un maillage valable. Cependant, il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable :

- Maintenir une bonne qualité des éléments,
- Assurer une bonne résolution dans les régions à fort gradient,
- Assurer un bon lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier,
- Minimiser le nombre total des éléments (temps de calcul raisonnable).

#### IV.2.2. Type de maillage :

##### a) Maillage structuré (quadra /hexa) :

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, Il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments et présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Cependant, il a aussi ses inconvénients :

- Difficile à générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

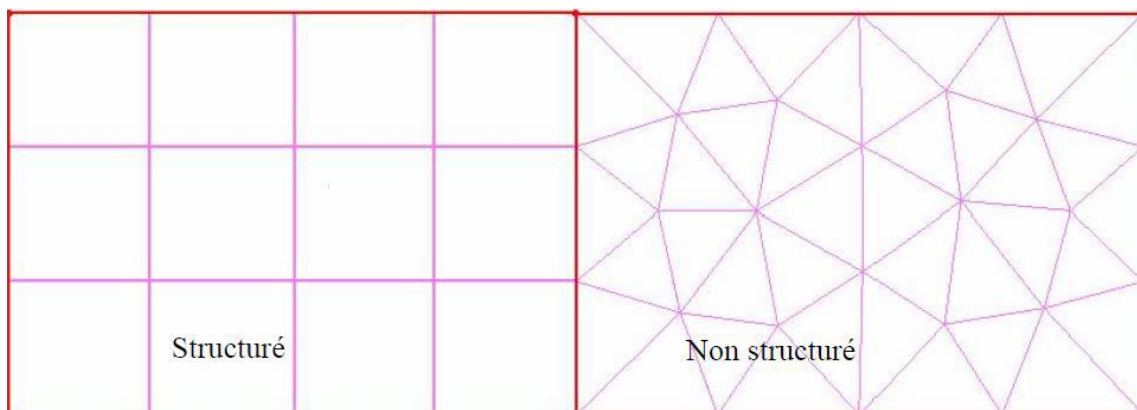


Figure 4.1 : Maillage structuré et non structuré.

##### b) Maillage non structuré (tri /tétra) :

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

Ses avantages :

- Peut-être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré.

- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importantes si l'on compare avec le maillage structuré.

### b) Maillage hybride :

Ce maillage est généré par un mélange d'éléments de différents types : triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages : il combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

Nous avons choisi ce type de maillage car il permet de réduire les erreurs dues à la diffusion numérique.

### IV.2.3. Génération d'un maillage de couche limite :

La notion de résolution concerne plus particulièrement les zones qui présentent un fort gradient. Ainsi une bonne résolution permet de mieux décrire les phénomènes physiques qui se produisent dans ces zones.

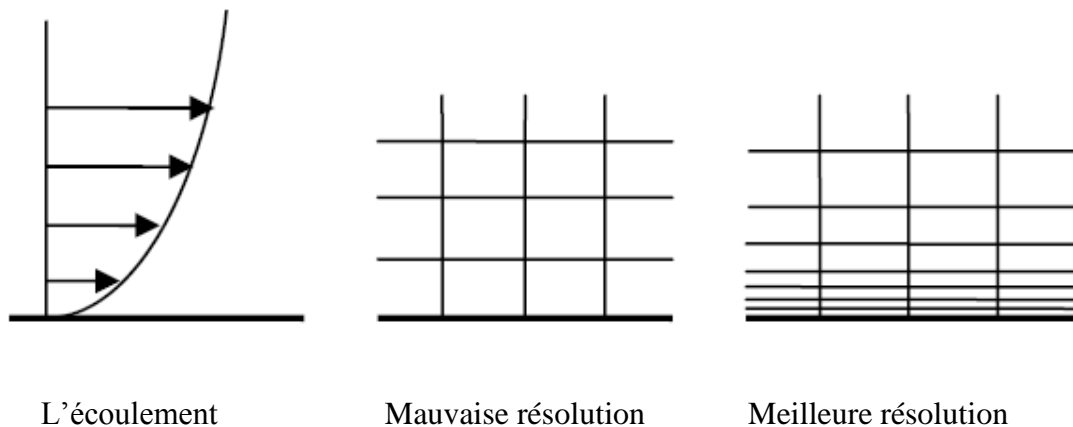


Figure 4.2 : Génération d'un maillage de la couche limite

### IV.2.4. Conditions aux limites :

La définition des conditions aux limites est la dernière étape sur GAMBIT avant le transfert de la géométrie vers FLUENT. Cette étape consiste à définir le type des différentes frontières du système ainsi que la nature du (des) domaine(s) décrit(s) globalement.

### IV.2.5. Choix du modèle de turbulence :

Fluent propose différents modèles de turbulence résumés dans le tableau IV.1.

Modèle	Avantages	Inconvénients
<b>Spalart- Allmaras</b>	Économique (1 équation). Bon pour les écoulements moyennement complexes.	N'est pas largement testé.
<b>STD <math>k- \epsilon</math></b>	Robuste, économique et relativement précis.	Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation et swirl).
<b>RNG <math>k- \epsilon</math></b>	Bon pour des écoulements moyennement complexes (impact de jet, séparation d'écoulements, écoulements secondaires...)	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
<b>Realizable <math>k- \epsilon</math></b>	Offre les mêmes avantages que le RNG. Recommandé dans le cas des turbomachines.	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
<b>Reynolds Stress Model (RSM)</b>	Le modèle le plus complet Physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenu en compte)	Requiert plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvement et turbulence sont étroitement liées.
<b>SST et Standard <math>k- \omega</math></b>	Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le Realizable $k- \epsilon$ .	Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (pas de lois aux murs).

**Tableau 4.1-** Les modèles de turbulence

## IV.3. Condition de la simulation :

### IV.3.1. Géométrie simulé :

La finalité de la construction de la géométrie est de définir les domaines de calcul qui seront des faces dans un problème 2D et des volumes dans un problème 3D.

Dans notre cas, le problème à résoudre est en 3D.

La géométrie considérée est composée de **21** volumes distincts autour du corps d'Ahmed (Figure 4.3). Il représente une géométrie simplifiée de véhicule automobile à l'échelle 1/20 dépourvue de tout appendice géométrique.

L'avant de la géométrie est arrondi pour s'affranchir des structures tourbillonnaires longitudinales qui se développent en réalité sur les arêtes latérales du pare-brise. La partie arrière est constituée d'une lunette arrière et d'un culot droit. La longueur de la lunette est constante et son inclinaison  $\alpha$  variable permet de reproduire différentes topologies d'écoulement de sillage. La géométrie repose sur quatre pieds qui définissent la garde au sol et le soubassement est plan et lisse.

Le maillage multi-blocs (21 volumes) permet de gérer la densité du maillage autour du corps. En effet, un maillage raffiné est imposé dans les zones à forts gradients de vitesse et de pression en proche paroi du véhicule, quant aux zones éloignées, un maillage relâché et grossier est imposé.

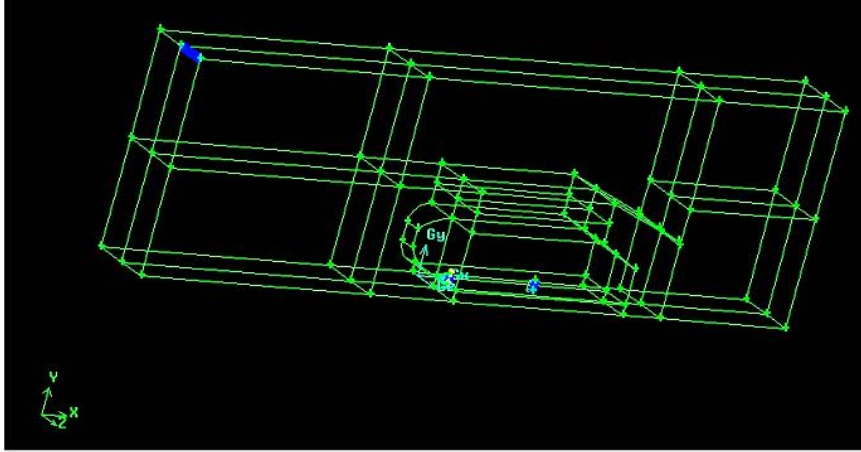


Figure 4.3 : Maillage multi-blocs généré dans Gambit.

### IV.3.2. Création du maillage :

La première étape était donc de créer un maillage adéquat. N'ayant plus de contraintes par rapport au nombre de cellules nous nous sommes attaché à adapter notre maillage aux régions problématique de l'écoulement. Les zones les plus difficiles à appréhender numériquement sont la zone de culot-lunette et le sillage à l'arrière du corps en raison de la couche limite et du décollement. Pour pleinement capter ces phénomènes, il est essentiel d'avoir un maillage très raffiné dans ces zones. On doit aussi rester vigilant quant à la valeur de  $y^+$  dans les zones de proche paroi de telle manière à utiliser correctement les modèles de turbulence. Nous avons généré un maillage de plus d'un million de mailles puis avons validé la sensibilité du maillage ( $y^+ \approx 30$ ) associée au modèle de turbulence choisi ( $k-\epsilon$ ) (Figure 4.4).

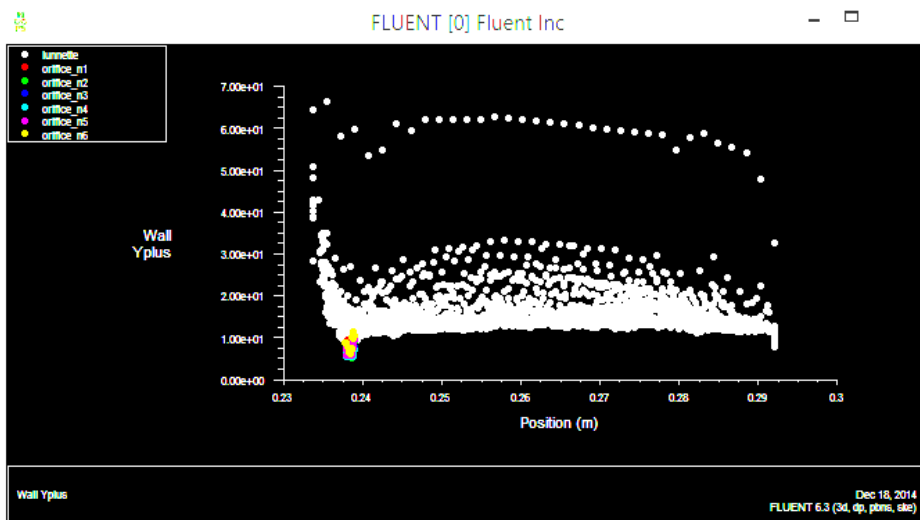


Figure 4.4 : Evolution de  $y^+$  pour la lunette et les orifices de soufflage.

Le maillage utilisé est de type non structuré comme le montre la figure 4.5. Ceci est fait de manière à avoir un maillage moins dense ; donc moins gourmand en termes de ressources informatiques.

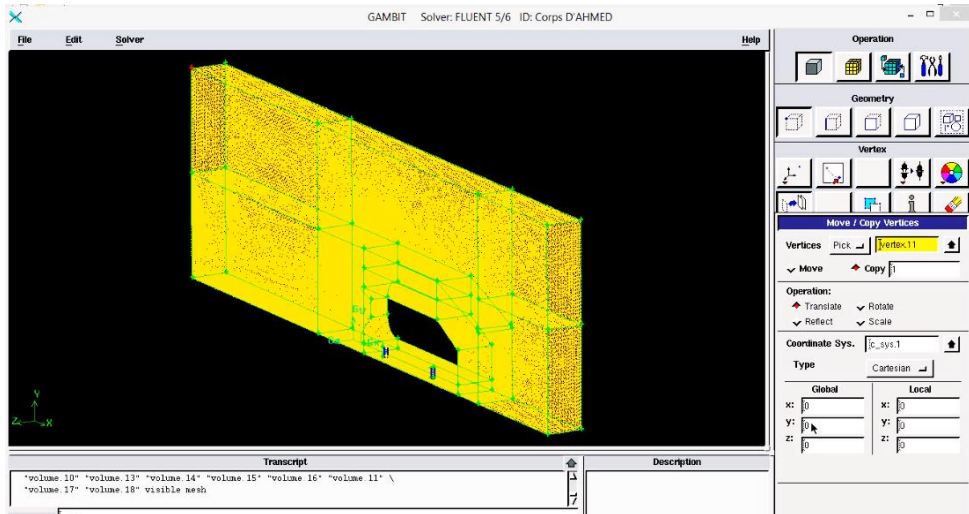


Figure 4.5 : Maillage généré.

### IV.3.3. Définition des frontières et du domaine d'étude :

Après avoir fini le maillage, on passe à la définition des conditions aux limites aux frontières en imposant (Figure 4.6) :

- Une vitesse (Velocity inlet) constante à l'entrée de la veine d'essais.
- Une pression à sa sortie (Pressure Outlet)
- La condition "Wall" aux parois de la maquette avec des noms différents pour pouvoir les reconnaître facilement sous fluent.
- La condition "Wall" pour la paroi haute et basse de la boîte de calcul.
- La condition "Symmetry" pour les deux parois latérales de la boîte de calcul.
- Un domaine fluide pour la "veine d'essais".
- L'orifice du jet est représenté par une surface ovale produite en fonction de l'incidence de la lunette arrière. Le jet est défini comme une condition aux limites de type Velocity Inlet. La méthodologie suivie pour le calcul de la vitesse du jet est explicitée au chapitre 3.

Et pour finir, le fichier est enregistré puis exporté sous l'extension "\*.msh" pour pouvoir l'exécuter et le traiter sous fluent.

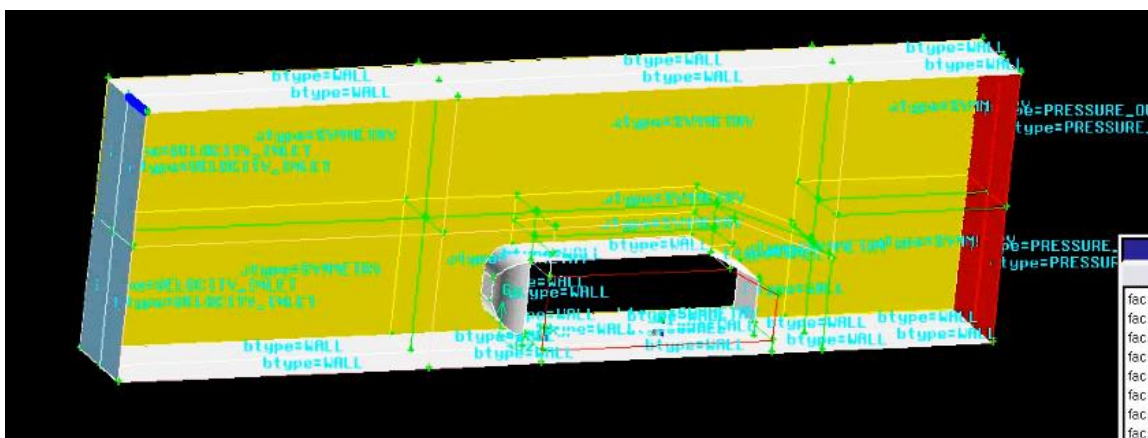


Figure 4.6 : Définition des frontières

### IV.3.4. Simulation sous Fluent :

Contrairement au premier, Fluent permet, grâce à son utilisation simple, d'apporter une résolution numérique au problème décrit précédemment. Il suffit de suivre généralement l'ordre des menus en partant de la gauche pour aller vers la droite. Les étapes suivies sont décrites comme suit :



- 1- Exécuter le programme Fluent en choisissant 3ddp,
- 2- File → Read → Case : pour l'importation de la géométrie.
- 3- Grid → Check : Ceci permet de vérifier si le maillage importe ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.
- 4- Grid → Scale : Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.
- 5- Grid → Smooth/Swap : Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage.
- 6- Display → Grid : affichage de la grille et vérification des conditions.
- 7- Define → Models → Viscous : Choix du modèle de turbulence.

### IV.4. Résultats de la simulation :

La configuration décrite précédemment nous a enfin permis de réaliser quelques simulations. Après avoir effectué des tests à différents modes de soufflage et en reprenant les paramètres de l'écoulement de l'expérience pour comparer nos résultats, divers problèmes sont apparus. Tout d'abord nous n'avons pas réussi à déterminer correctement le coefficient de traînée qui est pourtant la valeur que l'on souhaite observer. L'option du solveur destinée à calculer directement ces valeurs ainsi que le tracé du coefficient de pression le long de la lunette ne nous ont pas permis d'obtenir des valeurs quantitatives réalistes pour la traînée et la pression comparativement aux valeurs expérimentales.

Plusieurs explications peuvent être apportées à cette difficulté :

- La résolution d'une quantité de cellules importante dans nos simulations (Plus d'un million) ; ce qui explique les difficultés de résolutions notifiées par notre calculateur.
- L'utilisation de la condition à la limite (Pressure Outlet) au voisinage des orifices de soufflage (Velocity Inlet) sans satisfaire aux exigences en termes de taille de domaine peut être à l'origine de cette erreur.

Malgré plusieurs réflexions menées sur le maillage et les conditions aux limites, notamment en matière de turbulence en entrée et des valeurs de référence, nous ne sommes pas parvenus à surmonter ce problème.

Notre configuration de simulation surestime donc les efforts de façon considérable ; nous nous contenterons alors de présenter uniquement quelques résultats qualitatifs.

#### IV.4.1. Résultats qualitatifs :

La figure 4.7 montre le contour des iso-valeurs de la turbulence autour du corps d'Ahmad. L'écoulement est contrôlé par jet soufflé sur la lunette pour un angle de  $30^\circ$  à travers 11 orifices et une vitesse du jet égale à 341m/s.

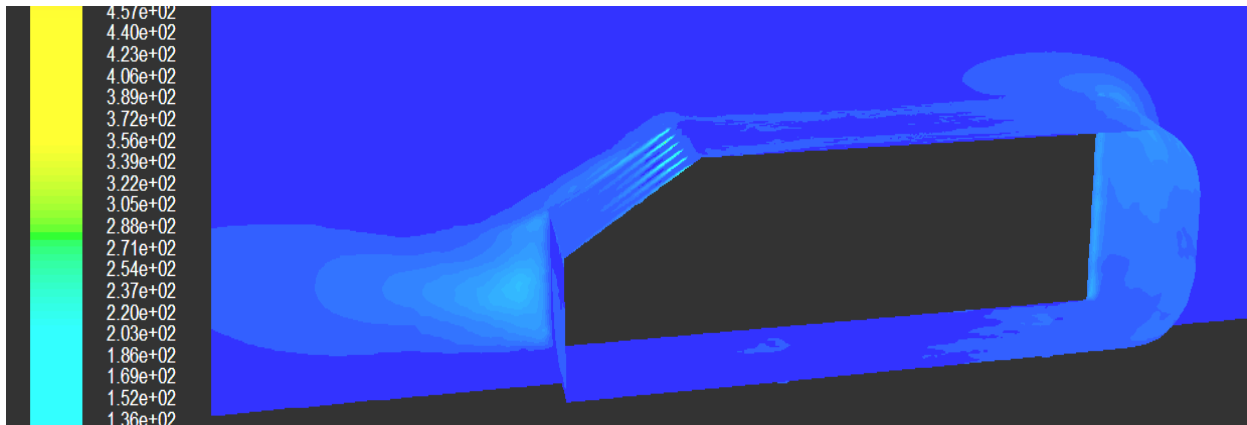


Figure 4.7 : Ecoulement contrôlé à l'aide de 11 orifices ouvert à 341m/s

Sur la figure ci-dessous, on remarque que l'écoulement est recollé sur une bonne partie de la lunette. Ceci est dû à l'apport d'une quantité de mouvement supplémentaire à l'écoulement par soufflage continu au niveau des couches du fluide en proche paroi. C'est l'effet recherché afin d'améliorer les performances aérodynamique d'un véhicule automobile.

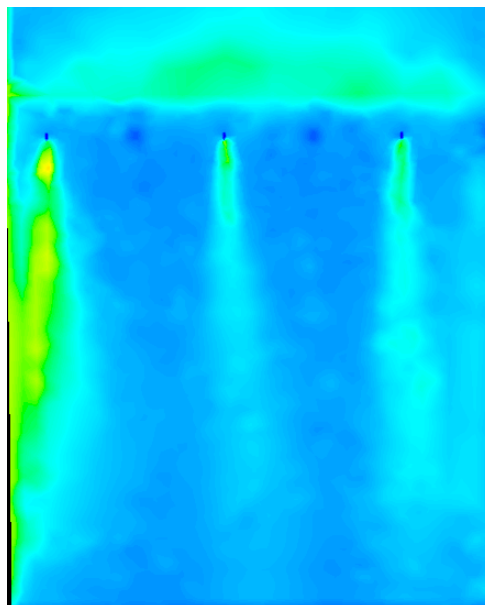
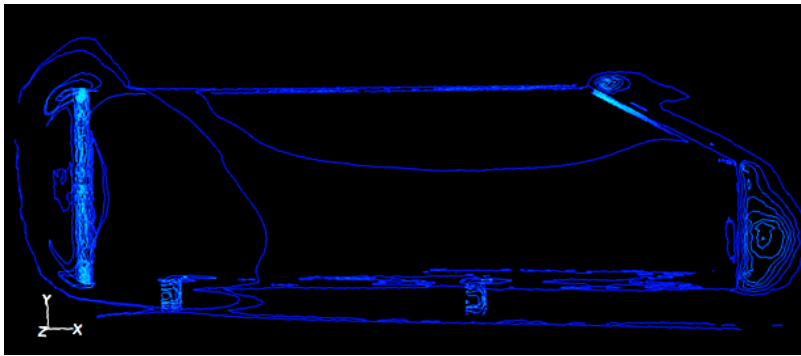
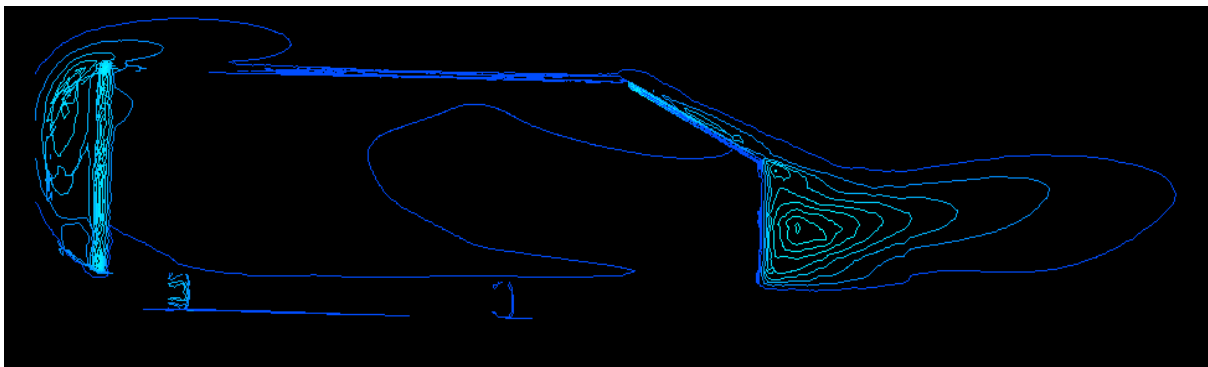


Figure4.8 : Ecoulement recollé sur la lunette

Les figure ci-après montre une comparaison de l'étendu du sillage dans le cas d'un soufflage avec l'ensemble des orifices (11 orifices) et le cas avec 6 orifices actifs uniquement.



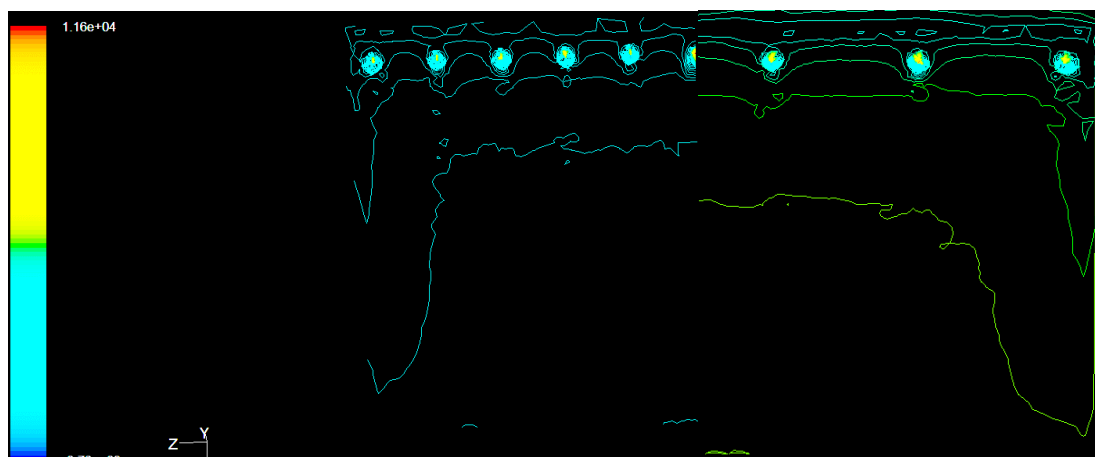
a)



b)

Figure 4.9: Cartographie des  $C_p$  : a) 11 orifices, b) 6 orifices.

Les cartographies des  $C_p$  issues de la simulation numérique pour les deux modes de soufflage au niveau de la lunette arrière est illustré sur la figure.



(a)

(b)

Figure 4.10: Cartographie des  $C_p$  sur la lunette arrière : a) 11 orifices, b) 6 orifices.

**Conclusion :**

L'étude numérique entreprise dans ce chapitre nous a permis, entre autres, de nous familiariser avec l'outil de simulation numérique Fluent et aussi d'appréhender le comportement de l'écoulement en présence du contrôle par soufflage dans le cas d'un véhicule simplifié de type corps d'Ahmad.

Si nous n'avons pas pu effectuer une étude consistante du contrôle par voie numérique 3DRANS, nous estimons avoir réussi à mettre en lumière la complexité attendue à l'étude de ce genre de problème. En perspective, il serait donc nécessaire de poursuivre cette étude pour une meilleure compréhension des différents paramètres intervenants dans le processus du recollement de la couche limite.

## Conclusion générale

Le présent travail vise à contrôler l'écoulement au niveau la lunette arrière d'un véhicule automobile de forme simplifiée "corps d'Ahmed" afin d'améliorer ses performances aérodynamiques. Pour ce faire on a utilisé une des techniques de contrôle du décollement de la couche limite qui est celle du soufflage.

Cette étude a donc porté essentiellement sur trois étapes :

- une recherche théorique qui nous a permis de bien cerner le phénomène du décollement de la couche limite,
- une recherche bibliographique portant sur les techniques mises en œuvre pour limiter ou retarder le décollement,
- une étude expérimentale portant sur les mesures des coefficients de traînée et de pression au niveau du culot de deux maquettes conçues et ensuite réalisées. Cette partie expérimentale est complétée par une approche numérique 3DRANS à l'aide d'un code de calcul CFD (Fluent).

Après avoir bien approché le phénomène par l'étude expérimentale, nous pouvons conclure qu'en apportant de l'énergie cinétique dans la couche limite, nous pouvons réduire la traînée et donc améliorer les performances aérodynamiques des maquettes étudiées.

L'essentiel des résultats obtenus dans ce travail peut se résumer globalement comme suit :

- Une forte réduction de la traînée lorsqu'on augmente la pression dans le réservoir d'air injecté, donc le débit massique,
- A travers les différents modes de soufflage, on constate que le plus performant est celui de (1 à 11), c'est-à-dire lorsque le soufflage se fait pratiquement sur toute la largeur de la lunette arrière,
- L'angle de la lunette influe également sur la réduction de traînée ; nous avons obtenu des réductions plus importantes lorsque cet angle vaut  $30^\circ$ ,
- Le maximum de réduction du coefficient de traînée obtenu est de l'ordre de 20%.

**Références bibliographiques:**

- [01] ‘‘petite arrangement avec le vent’’, Action Auto Moto Magazine ,2007
- [02] Ahmed S. R., Ramm R. & Falting G., 1984, Some salient features of the time averaged ground vehicle wake, SAE technical paper series 840300, Detroit 1984
- [03] Aider JL, Lasserre JJ, Beaudoin JF, Herbert V and Wesfreid JE., 2009, Contrôle d’écoulement en Aérodynamique automobile, 19ème Congrès Français de Mécanique, Marseille, 28-29 août 2009
- [04] Bourgois S, Etude expérimentale du décollement sur profile d’aile : analyse et contrôle, thèse de doctorat, Université de Poitiers 2006
- [05] Bourgois S, cours d’aérodynamique fondamentale, Arts et Métiers Paris Tech,2010
- [06] Bruneau C.H., Mortazavi I. & Wilczyk G., 2004, Passive and active control of a 2D bluff-body flows, Proceedings of the First European Forum on Flow Control, Poitiers, 11 au 14 Octobre 2004.
- [07] C.H.Bruneau, E Creusé, D Depeyras, P Gilliéron, I Mortazavi, Active procedures to control the flow past the Ahmed body with a 25° rear windows, Int. J. Aerodynamics, Vol. 1, Nos. 3/4, 2011
- [08] Cengl/Cimbala, Mécanique des fluides : Ecoulements Externes, université de Quebec,2009
- [09] Fethi ALOUI, Etude du contrôle des écoulements, Thèse de doctorat, Université de Toulouse, 2010.
- [10] Yoann Eulalie., 2014, Etude aérodynamique et contrôle de la traînée sur un corps d’Ahmed culot droit. Mathématiques générales [math.GM]. Université de Bordeaux, 2014.
- [11] Favier J., Bourgois S., Sommier E., Tensi J., Kourta A. 2005 Contrôle fluidique du décollement sur un profil d’aile. *17ème Congrès Français de Mécanique. Troyes, Septembre 2005.*
- [12] Gad-el-Hak M., 1990, Control of Low-Speed Airfoil Aerodynamics, AIAA Journal 28, N° 9.
- [13] Gilliéron P., 2001, Analyse de la contribution des plaques séparatrices à la réduction de la traînée aérodynamique, Note interne RENAULT n°0455/64260/2001
- [14] Johari H., et Rixon G. S. 2003 Development of a steady vortex generator jet in a turbulent boundary layer, *Transactions of the ASME* 125 ,pp. 1006-1015.

[15] Khalighi B., Zhang S, Koromilas C., Balkanyi S.R., Bernal L.P., Iaccarino G., Moin P., 2001, Experimental and Computational Study of unsteady Wake Flow behind a Bluff Body with a Drag Reduction Device, SAE SP-1600, Detroit, Michigan

[16] Levallois E. & Gilliéron P., 2005, Réduction de traînée en aérodynamique automobile par contrôle passif des écoulements – analyse par PIV, Colloque de visualisation et de traitement d'images en mécanique des fluides (FLUVISU 11), EC Lyon, 7-9 Juin 2005

[17] Mair W.A., 1965, The Effect of a Rear-Mounted Disc on the Drag of a Blunt-Based Body of Revolution, *The Aeronautical Quarterly* 16, pp. 350-360.

[18] Muldoon F et Acharya S. 2010 Direct numerical simulation of pulsed jets in crossflow, *Computers & Fluids* 39, pp. 1745-1773.

[19] Narayanan S et al. Experimental study of the coherent structure dynamics & control of an isolated jet in cross flow. *AIAA-2003-0272*.

[20] Hyungmin Park, Woo-Pyung Jeon, Haecheon Choi,a\_ and Jung Yul Yoo, Mixing enhancement behind a backward-facing step using tabs, *Physics of Fluids*, vol19, 105103 (2007)

[21] Jean-Christophe ROBINET, cours d'aérodynamique fondamentale, Arts et Métiers Paris Tech, 2010.

[22] Roshko A. & Koenig K., 1976, Interaction effects on the drag of bluff bodies in tandem, Symposium on Aerodynamic Drag Mechanisms of Bluff Bodies and Road Vehicles, General Motors Research Laboratories, 27-28 Sept.

[23] Spohn A., Gilliéron P., Flow Separations Generated by a Simplified Geometry of an Automotive Vehicle, IUTAM Symposium: unsteady separated flows, 2002

[24] Wu J M., Vakili A D., Yu K M. 1988 Investigation of the interacting flow of nanosymmetric jets in crossflow, *AIAA journal* 26-8 ,pp. 940-947.