

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou

Faculté du Génie de la Construction

Département de Génie Mécanique



*En vue de l'obtention du Diplôme de Master Académique en  
Génie Mécanique  
Spécialité : Energétique*

**Thème:**

*Etude paramétrique de la réduction de la traînée par  
soufflage dans le cas d'un véhicule automobile de type  
corps d'Ahmed*

**Proposé et dirigé par :**

**M. TEBBICHE. H**

**M. BOUTOUDJ. M.S**

**Réalisé par :**

**M. ISMINGAOUA Abderrezak**

*Promotion: 2018/2019*

## **REMERCIEMENT**

*Tout d'abord, je tiens à remercier le bon DIEU tout puissant de m'avoir donné le courage, la patience et le pouvoir d'achever ce travail.*

*Je tiens à remercier très chaleureusement mon promoteur **M. H.TEBBICHE** qui m'a guidé et soutenu tout au long de mon travail, et qui n'a jamais manqué de m'orienter et de me conseiller. Qu'il trouve ici l'expression de mon respect et de ma profonde reconnaissance.*

*J'exprime ma profonde gratitude à, **M<sup>r</sup>. M.S BOUTOUDJ** pour ses précieux conseils et sa disponibilité.*

*Mes remerciements s'adressent aussi au président et aux membres de jury pour l'intérêt qu'ils portent à ce travail et pour l'honneur qu'ils me font en acceptant d'examiner et de juger mon travail.*

*Un profond remerciement à toute ma promotion et toute personne ayant aidé de près ou de loin à l'achèvement de ce travail. Et tout mes amis qui avec leur bonneté et leur honnêteté sont devenus ma deuxième famille en espérant que nos chemins ne cesseront de se croiser.*

*Pour finir, je ne pourrai jamais assez remercier mes parents qui se sont démêlés plus que jamais pour m'avoir offert toutes les conditions propices à mon épanouissement, sans oublier mes frères et sœurs pour les quels ces quelques lignes ne peuvent exprimer ma profonde estime.*

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mes très chers parents qui n'ont jamais cessé de me soutenir et de m'encourager durant toutes ces années de sacrifice.*

*Mes frères et mes sœurs*

*Toute ma famille*

*Mes chers amis et amies, mes collègues de l'étude surtout les étudiants de génie de la construction*

*Tous les étudiants de ma promotion*

*abderrezak.*

**Liste des symboles :**

$F_a$	Force aérodynamique	[N]
$F_f$	Force de frottement	[N]
$F_p$	Force de pression	[N]
$\Sigma$	Surface du corps	[m <sup>2</sup> ]
$d\sigma$	Élément de surface	[m <sup>2</sup> ]
$dF_p$ et $dF_F$	Forces élémentaires	[N]
$\vec{n}$ et $\vec{t}$	Vecteurs normaux et tangentiels	
$\tau_\mu$	Contraintes visqueuses	
$\tau_t$	Contraintes Turbulentes	
P	Pression statique	[bar]
$M_x$	Roulis	
$M_y$	Tangage	
$M_z$	Lacet	
$C_z$	Coefficient de la portance	
$F_z$	La portance	[N]
$\rho$	Masse volumique du fluide	[kg /m <sup>3</sup> ]
V	Vitesse de véhicule	[m/s]
$S_{ref}$	La surface de référence	[m <sup>2</sup> ]
$C_z$	Coefficient de portance	
$C_x$	Coefficient de la trainé	
$F_x$	Force de la traînée	[N]
$U_\infty$	La vitesse à l'infini amont	[m/s]
$C_y$	Coefficient de dérive (latérale)	
$C_1$	Coefficient de roulis	
$C_m$	Coefficient de tangage	
$C_n$	Coefficient de lacet	
$C_p$	Coefficient de pression	

$q_v$	Débit volumique	[m <sup>3</sup> /s]
$\delta_1$	Épaisseur de déplacement « épaisseur de perte de débit »	[m]
$\Theta$	L'épaisseur de quantité de mouvement	[m]
H	Paramètre de forme ou facteur de forme de la couche limite	
$\delta_E$	Épaisseur d'énergie cinétique	
$\tau_p$	Coefficient de frottement	
$\mu$	La viscosité dynamique	[kg/m.s]
$C_f$	Coefficient de frottement « coefficient de Darcy »	
$\nu$	viscosité cinématique	[m <sup>2</sup> /s]
t	Temps	[s]
$l$	Longueur de référence	[m]
Re	Nombre de Reynolds	
$\delta$	Épaisseur de la couche limite à l'abscisse $x$	[m]
$R_x$	Nombre de Reynolds à l'abscisse $x$	
$Rec$	Nombre de Reynolds critique	
$u_e(x)$	Vitesse extérieure	[m/s]
$\tau_w$	La contrainte de frottement pariétal	
$V_{jet}$	Vitesse maximale d'éjection dans le plan de sortie du jet	[m/s]
$V_{ref}$	Vitesse infinie amont de l'écoulement	[m/s]
$\rho_{jet}$	Masse volumique du fluide injecté	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_{ref}$	Masse volumique de l'écoulement	[kg/m <sup>3</sup> ]
$A_{jet}$	Section de sortie du jet	[m <sup>2</sup> ]
S	Surface de référence, caractéristique de l'écoulement	[m <sup>2</sup> ]
$c_u$	Coefficient de quantité de Mouvement	
$V_e(x)$	Vitesse externe de la couche limite	[m/s]
$W_{asp}$	Composante normale de la vitesse d'aspiration	[m/s]
$\alpha$	Angle de la lunette arrière inclinée	deg
$L_A$	Longueur de la maquette	[m]
$l_A$	Largeur de la maquette	[m]

$H_A$	Hauteur de la maquette	[m]
$L_2$	Lunette arrière	[m]
$H_3$	Hauteur du culot	[m]
$H_S$	Garde au sol	[m]
$\emptyset$	Diamètre	[m]
$R$	Rayon de courbure	[m]
$H$	Hauteur de la paroi inférieure de la veine d'essais	[m]
$\Delta p$	Différence de pression	[bar]
$P$	Pression au point d'arrêt	[bar]
$P_0$	Pression statique	[bar]
$\rho_h$	Masse volumique de l'huile	[kg/m <sup>3</sup> ]
$p_\infty$	Pression à l'infini amont (tube de Pitot).	[bar]
$Z$	Côte du liquide correspondant à la pression statique locale	[m]
$Z_\infty$	Côte du liquide correspondant à la pression statique à l'infini amont	[m]
$Z_A$	Côte du liquide correspondant à la pression d'arrêt à l'infini amont	[m]
$\rho_\infty$	Masse volumique de l'air	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_h$	Masse volumique de l'huile	[kg/m <sup>3</sup> ]
$Z_{atm}$	Lecture sur le manomètre au repos.	
$P_{atm}$	Pression atmosphérique	[bar]
$T$	Température	[°C]
$T_{cr}$	Température critique	[°C]
$\rho_{cr}$	Masse volumique critique	[kg/m <sup>3</sup> ]
$v_{cr}$	Volume massique critique	[m <sup>3</sup> /kg]
$Q_{max}$	Débit massique	[kg/s]
$P_{cr}$	Pression critique	[bar]
$v$	Volume massique	[m <sup>3</sup> /kg]
$P_t$	Pression totale	[bar]
$V_{jet}$	Vitesse de jet	[m/s]
$X$	Distance entre le capteur de pression et le culot droit	[m]

<b>Figure I.1</b>	Efforts sur un solide plongé dans un écoulement [1].	2
<b>Figure I.2</b>	Effet de la résistance aérodynamique et de la résistance au roulement sur la puissance de la voiture [2].	3
<b>Figure I.3</b>	Représentation des résultantes des forces [1].	4
<b>Figure I.4</b>	Schéma des forces s'opposant au mouvement d'un véhicule [2].	6
<b>Figure I.5</b>	Traînée de forme [4].	7
<b>Figure I.6</b>	Traînée induite [4].	8
<b>Figure I.7</b>	Aileron arrière et soubassement aérodynamique de la Lexus IS [2].	8
<b>Figure I.8</b>	Sources de traînée et contributions sur une automobile quelconque [7].	9
<b>Figure I.9</b>	Exemple du calcul de $S_{ref}$ à partir du modèle numérique [8].	10
<b>Figure I.10</b>	Ecoulement autour d'un véhicule automobile : (a) Identification des sources de traînée aérodynamique et (b) Evaluation de leur contribution [9].	11
<b>Figure I.11</b>	Écoulement laminaire [4].	13
<b>Figure I.12</b>	Écoulement turbulent [4].	13
<b>Figure I.13</b>	Écoulement tourbillonnaire [4].	13
<b>Figure I.14</b>	Ecoulement d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane [10].	15
<b>Figure I.15</b>	<b>a)</b> Perte de débit due à la couche limite, <b>b)</b> Epaisseur de déplacement d'une couche limite [10].	15
<b>Figure I.16</b>	Couche limite se développant sur une plaque plane : passage de l'état Laminaire à l'état turbulent. [8].	18
<b>Figure I.17</b>	Transition de la couche limite sur plaque plane [8].	19
<b>Figure I.18</b>	Influence d'un gradient de pression extérieure sur le développement d'une couche limite [10].	20
<b>Figure I.19</b>	Topologie de l'écoulement décollé sur un culot [10].	21
<b>Figure II.1</b>	Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie [17].	22
<b>Figure II.2</b>	Principe de fonctionnement d'un générateur de tourbillons [19].	23
<b>Figure II.3</b>	Générateur de tourbillons placés sur une géométrie représentant la partie arrière du corps d'Ahmed [20].	24
<b>Figure II.4</b>	Positionnement possibles des générateurs de tourbillons sur un véhicule automobile, d'après Gilliéron [21].	24
<b>Figure II.5</b>	Exemple de profilage sur une Alpha Roméo de 1913 dessiné par Giuseppe Mesoti [22].	25
<b>Figure II.6</b>	Exemple de profilage sur le concept car Renault Fluence [22].	25

<b>Figure II.7</b>	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 [8].....	25
<b>Figure II.8</b>	Plaques séparatrices longitudinales [8].....	26
<b>Figure II.9</b>	Corps d'Ahmed à 30° équipé de déflecteurs sur la lunette et le culot [8].....	26
<b>Figure II.10</b>	Principe de fonctionnement des cylindres tournants. [22].....	28
<b>Figure II.11</b>	Mécanisme du soufflage tangentiel [8].....	29
<b>Figure II.12</b>	Mécanisme du soufflage normal [8].....	29
<b>Figure II.13</b>	Principe de fonctionnement du soufflage appliqué sur le haut du culot (a) et sur le milieu du culot [8]. ....	29
<b>Figure II.14</b>	Contrôle aérodynamique de la couche limite par aspiration Aspects successifs du profil des vitesses [17].....	30
<b>Figure II.15</b>	Principe des jets synthétiques. [17].....	30
<b>Figure III.1</b>	Représentation d'une géométrie du corps d'Ahmed.....	33
<b>Figure III.2</b>	Dessin de définition ((a) : dimensions d'Ahmed et al (b) : dimension de notre maquette).....	33
<b>Figure III.3</b>	Dimensions de la maquette.....	34
<b>Figure III.4</b>	Etapes de la réalisation de la face avant.....	35
<b>Figure III.5</b>	Les différents constituants du bas de la maquette.....	36
<b>Figure III.6</b>	Toit et les surfaces latérales.....	36
<b>Figure III.7</b>	Maquette réalisée.....	37
<b>Figure III.8</b>	système de fixation.....	37
<b>Figure III.09</b>	Soufflerie.....	38
<b>Figure III.10</b>	Tube de Pitot.....	38
<b>Figure III.11</b>	Balance aérodynamique.....	39
<b>Figure III.12</b>	Multi-manomètre.....	40
<b>Figure III.13</b>	Indicateur de contraintes.....	40
<b>Figure III.14</b>	Convertisseur.....	40
<b>Figure III.15</b>	Ordinateur.....	41
<b>Figure III.16</b>	Compresseur à air.....	41
<b>Figure III.17</b>	Chambre de tranquillisation.....	42
<b>Figure III.18</b>	Manomètre.....	42
<b>Figure III.19</b>	La Rampe.....	43
<b>Figure III.20</b>	Capteur de pression.....	44

<b>Figure III.21</b>	: Cartographies des coefficients $C_p$ .	
<b>Figure III.22</b>	Positions des orifices de soufflage sur le culot droit.....	45
<b>Figure III.23</b>	Débit pour 14 orifices.....	49
<b>Figure III.24</b>	Débit pour 8 orifices.....	49
<b>Figure III.25</b>	Débit pour 6 orifices.....	50
<b>Figure III.26</b>	Débit pour 4 orifices.....	50
<b>Figure III.27</b>	Evolution de la vitesse du jet de soufflage.....	50
<b>Figure III.28</b>	Cartographie des $C_p$ sans soufflage pour 15 m/s.....	52
<b>Figure III.29</b>	Cartographie des $C_p$ sans soufflage pour 25 m/s.....	52
<b>Figure III.30</b>	Cartographie des $C_p$ sans soufflage pour 30 m/s.....	53
<b>Figure III.31</b>	Structures tourbillonnaires générées à l'arrière du corps d'Ahmed [12].....	53
<b>Figure III.32</b>	Cartographie des $C_p$ dans le cas de soufflage complet pour 25 m/s et une pression de 1 bar.....	54
<b>Figure III.33</b>	Cartographie des $C_p$ dans le cas de soufflage complet pour 25 m/s et une pression de 2 bar.....	55
<b>Figure III.34</b>	Cartographie des $C_p$ dans le cas de soufflage complet pour 25 m/s et une pression de 3 bar.....	55
<b>Figure III.35</b>	$C_p$ 3D, sans soufflage.....	56
<b>Figure III.36</b>	$C_p$ 3D, avec soufflage ( $Pr=1bar$ ).....	56
<b>Figure III.37</b>	$C_p$ 3D, avec soufflage ( $Pr= 2bar$ ).....	57
<b>Figure III.38</b>	$C_p$ 3D, avec soufflage ( $Pr=3bar$ ).....	57
<b>Figure III.39</b>	Variation du $C_x$ à 15m/s, $20^\circ$ .....	58
<b>Figure III.40</b>	Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 15m/s.....	59
<b>Figure III.41</b>	Variation du $C_x$ à 25m/s, $20^\circ$ .....	59
<b>Figure III.42</b>	Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 25m/s.....	59
<b>Figure III.43</b>	Variation du $C_x$ à 30 m/s, $20^\circ$ .....	60
<b>Figure III.44</b>	Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 25m/s.....	60

<b>Tableau III.1</b>	Modes de soufflage.....	44
<b>Tableau III.2</b>	Valeurs de $C_x$ pour chaque mode de soufflage.....	45
<b>Tableau III.3</b>	pression statique des orifices de soufflage.....	47
<b>Tableau III.4</b>	Vitesse du jet en fonction de $P_t$ .....	51
<b>Tableau III.5</b>	Débit massique (Kg/s) en fonction de $P_t$ et le nombre d'orifice.....	51
<b>Tableau III.6</b>	Valeurs du coefficient de pression moyen pour 15m/s, 25 m/s et 30 m/s.....	53
<b>Tableau III.7</b>	Récapitulation des valeurs de $C_p$ issues de résultats expérimentaux (mode (a), vitesse 25 m/s).....	58

Introduction générale.....1

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

I.1. Introduction.....2

I.2. Aérodynamique .....2

I.3. Modélisation de l'écoulement de l'air.....2

I.3.1. Torseur aérodynamique.....2

- Généralités.....3
- Dans l'automobile.....3

I.4. Forces aérodynamiques.....4

- a) Vent latéral.....4
- b) Déportance ou charge aérodynamique.....5
- c) Portance.....5
- d) Traînée.....6

I.5. Composantes de la traînée.....6

- I.5.1. Traînée de forme.....6
- I.5.2. La traînée de frottement.....7
- I.5.3. La traînée induite.....7
- I.5.4. Traînée d'interférence.....8
- I.5.5. Traînée interne.....9

I.6. Coefficient des forces et des moments.....9

I.7. Origines de la traînée aérodynamique.....11

I.8. Rappels de mécanique des fluides.....11

- I.8.1. Equation de continuité.....11
- I.8.2. Equation de la quantité de mouvement.....12

I.9. Différents écoulements.....12

- I.9.1 Écoulement laminaire.....12

I.9.2 Écoulement turbulent.....	13
I.9.3 Écoulement tourbillonnaire.....	13
I.10. Couche limite.....	14
I.10.1. Définition.....	14
I.10.2. Epaisseur de déplacement de la couche limite.....	15
I.10.3. Epaisseur de la quantité de mouvement de la couche limite.....	16
I.10.4. Épaisseur d'énergie cinétique de la couche limite.....	16
I.10.5. Coefficient de frottement.....	16
I.10.6. Couche limite laminaire.....	17
I.10.7. Transition Laminaire-Turbulent de la couche limite.....	18
I.10.8. Couche limite turbulente.....	19
I.10.9. Décollement de la couche limite.....	19
Conclusion .....	21

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

II.1. Introduction.....	22
II.2. Méthode de contrôle du décollement.....	22
II.2.1 Le contrôle passif.....	23
II.2.1.1 Utilisation d'obstacles.....	23
II.2.1.2. Optimisation de forme.....	24
II.2.1.3. Plaques séparatrices transversales (PST).....	25
II.2.1.4. Plaques séparatrices longitudinales (PSL).....	26
II.2.2. Systèmes actifs de contrôle.....	27
II.2.2.1. Les parois mobiles.....	27
II.2.2.2. Contrôle par soufflage.....	28
II.2.2.3. Solutions par aspiration continue.....	30
II.2.2.4. Jet synthétique.....	30
Conclusion.....	31

### Chapitre III : Etude expérimentale

III.1. Introduction.....	32
III.2. Présentation du corps d'Ahmed.....	32
III.2.1. Présentation de la maquette.....	33
III.2.2. Conception et réalisation de la maquette.....	34
III.2.2.1. Matériaux et outils.....	34
III.2.2.2. Etapes de réalisation.....	34
a) Première partie.....	34
b) Deuxième partie.....	35
c) Troisième partie.....	36
d) Finalisation de la maquette.....	37
III.3. Dispositif expérimental.....	37
III.3.1. Soufflerie aérodynamique.....	37
III.3.1.1. Tube de Pitot.....	38
III.3.1.2. Balance aérodynamique.....	39
III.3.1.3. Multi-manomètre.....	39
III.3.1.4. Indicateur de contraintes.....	40
III.3.1.5. Convertisseur.....	40
III.3.1.6. Ordinateur.....	41
III.4. Dispositif de soufflage.....	41
III.4.1. Compresseur d'air.....	41
III.4.2. Chambre de tranquillisation.....	42
III.4.3. Manomètre à cadran.....	42
III.4.4. La rampe.....	43
III.4.5. Capteur de pression.....	43
III.4.6. Modes de soufflage.....	44
III.5. Résultats des essais.....	45

III.5.1. Calcul de la pression statique au niveau des orifices du jet.....	45
III.5.2. Calcul de la vitesse du jet.....	47
III.5.3. Pression, température, volume massique critique.....	48
III.6. Tracé de la courbe théorique de fonctionnement.....	48
III.7. Coefficient de pression ( $C_p$ ).....	51
III.8. Efforts aérodynamiques et gains.....	58
Conclusion générale.....	62

## INTRODUCTION GENERALE

Le gaz carbonique est aujourd'hui clairement identifié comme le principal gaz à effet de serre responsable du réchauffement climatique de la planète. La régulation des émissions polluantes et des émissions de gaz à effet de serre associées au parc automobile devient donc une nécessité environnementale. A titre d'illustration, des scientifiques ont produit des modèles climatiques différents, soumis à plusieurs scénarios socio-économiques qui repose sur une croissance économique rapide alimentée par des énergies fossiles, le pire scénario prévoyait jusqu'à +7 °C d'augmentation de la température du globe d'ici 2100.

Des solutions sont donc recherchées dans différents domaines de la physique, par et pour l'industrie des transports, pour réduire de manière significative les émissions de dioxyde de carbone. Dans ce contexte et quelle que soit la source d'énergie utilisée (combustible fossile, électrique, hydrogène...), le contrôle des écoulements aérodynamiques pour les déplacements automobiles interurbains constitue une nécessité pour optimiser l'énergie embarquée. Des travaux sont alors engagés pour améliorer la compréhension des phénomènes physiques qui apparaissent autour des corps de faible allongement et identifier des solutions de contrôle en rupture qui permettent de conserver les niveaux actuels de confort, d'habitabilité et de sécurité.

Depuis les années 70 et les deux crises pétrolières de 1974 et 1979, les différents constructeurs mondiaux ont ainsi cherché à optimiser la forme générale des voitures de façon à minimiser le coefficient de traînée aérodynamique. C'est le début de la « course au Cx ». Dans ce contexte, l'objectif des constructeurs automobiles consiste à développer des systèmes permettant de modifier l'écoulement de l'air et donc les performances aérodynamiques du véhicule sans être trop contraignant quant à sa géométrie globale.

Le travail effectué dans le cadre de ce mémoire s'inscrit dans cet objectif de réduction de la traînée de forme dans le cas d'un véhicule de forme simplifiée de type corps d'Ahmed, par soufflage à travers une série de micro-orifices au niveau de culot du véhicule.

Ce mémoire est composé de trois chapitres fondamentaux :

- 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 limite avec un intérêt particulier au cas intéressant notre étude, c'est-à-dire le corps d'Ahmed.
- Le troisième chapitre porte sur la méthodologie de réalisation du corps d'Ahmed ainsi qu'à la présentation des résultats de l'étude expérimentale réalisée en soufflerie.

## I.1. Introduction

La compréhension de la mécanique des écoulements et des phénomènes associés aide beaucoup dans le choix du véhicule moderne. Sa conception tient compte à la fois des contraintes socio-économiques, esthétiques et environnementales.

## I.2. Aérodynamique

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent.

## I.3. Modélisation de l'écoulement de l'air

### I.3.1. Torseur aérodynamique

- Généralités

Soit un corps en mouvement complètement immergé dans un fluide visqueux initialement au repos. Ce corps se déplace à la vitesse  $U_0$ . Le mouvement relatif du fluide exerce sur ce corps des actions de contact dont la résultante, pour le cas des écoulements d'air, est une force aérodynamique  $F_a$ .

On fait ici l'hypothèse que cette force est la même lorsque le fluide est mis en mouvement à la vitesse  $U_0$  autour du corps immobile. Cette force aérodynamique peut être divisée en deux composantes, une force de frottement  $F_f$  et une force de pression  $F_p$ . La force de frottement est la résultante des contraintes tangentielles à la paroi, dues aux effets de viscosité et de turbulence. La force de pression est la résultante des contraintes normales de pression sur l'ensemble de la surface du corps (voir Figure I.1).

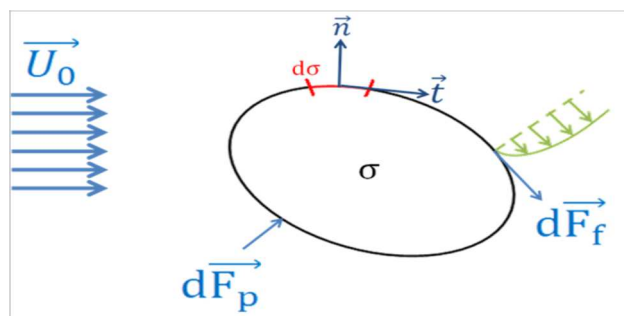


Figure I.1 : Efforts sur un solide plongé dans un écoulement [1].

En désignant  $\sigma$  la surface du corps et  $d\sigma$  un petit élément de surface, avec,  $dF_p$  et  $dF_t$  les forces élémentaires appliquées sur ce petit élément, ainsi que  $\vec{n}$  et  $\vec{t}$  les vecteurs normaux et tangentiels à cet élément, la force aérodynamique peut s'exprimer analytiquement de la manière suivante.

$$\vec{F}_a = \vec{F}_f + \vec{F}_p = \iint_{\sigma} (\bar{\tau}_\mu + \bar{\tau}_t) \cdot \vec{t} \cdot d\sigma (P - P_0) \vec{n} d\sigma \tag{I.1}$$

Les tenseurs  $\bar{\tau}_\mu$  et  $\bar{\tau}_t$  représentent les contraintes visqueuses et turbulentes responsables du frottement et  $p$  est la pression statique en paroi sur l'élément  $d\sigma$  considéré,  $P_0$  représente la pression à l'infini amont.

• Dans l'automobile [2]

On définit l'ensemble des forces s'opposant au mouvement d'un véhicule comme la somme de deux forces distinctes : la résistance au roulement qui est due aux frottements des pneumatiques sur le sol, et la traînée aérodynamique qui est provoquée par la résistance du véhicule aux molécules d'air, qui doivent alors s'écarter devant lui. Cependant, tandis que la traînée de roulement croît proportionnellement à la vitesse de la voiture, la résistance aérodynamique quant à elle est proportionnelle au carré de la vitesse du véhicule (Figure I.2).

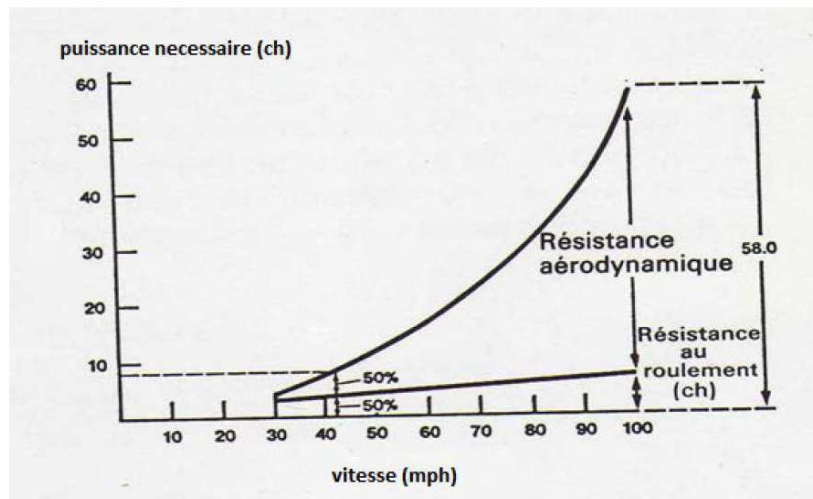


Figure I.2 : Effet de la résistance aérodynamique et de la résistance au roulement sur la puissance de la voiture [2].

La projection de la résultante des efforts selon X correspond à la traînée aérodynamique, c'est la force qui s'oppose directement au mouvement. Les projections selon Z et Y sont

respectivement dénommées, portance et force latérale. Les trois moments sont quant à eux appelés respectivement  $M_X$  (roulis),  $M_Y$  (tangage) et  $M_Z$  (Lacet) (Figure I.3).

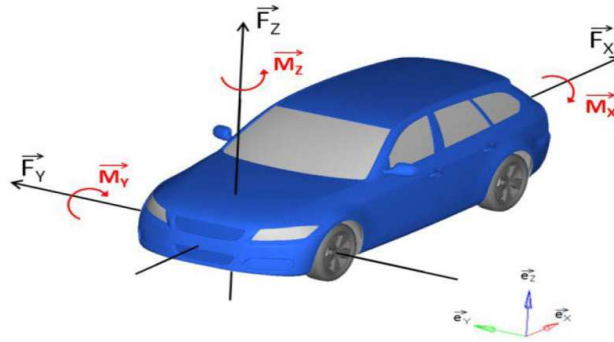


Figure I.3 : Représentation des résultantes des forces [1].

Les efforts aérodynamiques ont un impact significatif sur la dynamique du véhicule pour des vitesses de déplacement du véhicule supérieures à 90 km/h et sur un grand nombre de prestations automobiles [3].

#### I.4. Forces aérodynamiques [4]

L'air exerce de nombreuses forces qui doivent toutes être prises en compte lors de la conception d'un véhicule pour le rendre le plus efficace possible lors de sa progression face à l'air ou le vent. Parmi toutes ces forces, on distingue :

##### a) Vent latéral

Il dépend de la surface latérale et surtout du poids du véhicule. Cette force est conséquente sur les camions et les trains mais est négligeable chez les autres types de véhicule. Elle est exprimée en Newtons (N).

##### b) Déportance ou charge aérodynamique

Elle permet aux véhicules d'être plaqués au sol grâce à un certain profil aérodynamique visible notamment sur les voitures de course. En effet, à cette vitesse, l'air passant sous la voiture a tendance à la soulever, lui faisant perdre son adhérence avec le sol. C'est pourquoi on observe des ailerons à l'arrière des voitures de courses. Leur rôle est d'augmenter la résistance.

En réalité, ils sont là pour lutter contre la portance car l'air venant le frapper pousse le véhicule vers le sol de telle sorte qu'il garde son adhérence. Elle est exprimée en Newtons (N) et est notée  $F_z$ .

### c) Portance

Cette force s'oppose à la charge aérodynamique. Il s'agit de la tendance d'une voiture à se soulever en raison de l'infiltration de l'air sous sa carrosserie qui produit un manque d'adhérence pneumatique.

Elle augmente avec le carré de la vitesse et affecte donc plus les voitures très rapides. Cette force, que l'on cherche à réduire en automobile est en revanche exploitée au maximum en aéronautique car c'est la force principale qui permet aux avions de se maintenir en l'air. Elle est exprimée en Newtons (N). Sa formule est la suivante :

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

Où

$\rho$  : Masse volumique du fluide  $kg/m^3$ ,

$V$  : Vitesse de véhicule en  $m/s$ ,

$S_x$  : La surface de référence en  $m^2$ ,

$C_z$  : Coefficient de portance.

### d) Traînée

Il s'agit de la principale force que nous étudierons en soufflerie aérodynamique, car elle est la plus importante dans notre cas de figure (géométrie d'un véhicule automobile simplifiée). Cette force diminue en fonction de l'altitude car l'air y est plus rare mais augmente en fonction de la vitesse [4].

## I.5. Composantes de la traînée

La traînée aérodynamique est constituée de 5 composantes fondamentales :

### I.5.1. Traînée de forme [2]

La pression directe sur l'avant de la carrosserie et le pare-brise, et le vide partiel laissé par le véhicule après son passage forment une traînée de culot ayant pour conséquence de «l'aspirer» dans la direction opposée à son mouvement [5] (figure I.4).

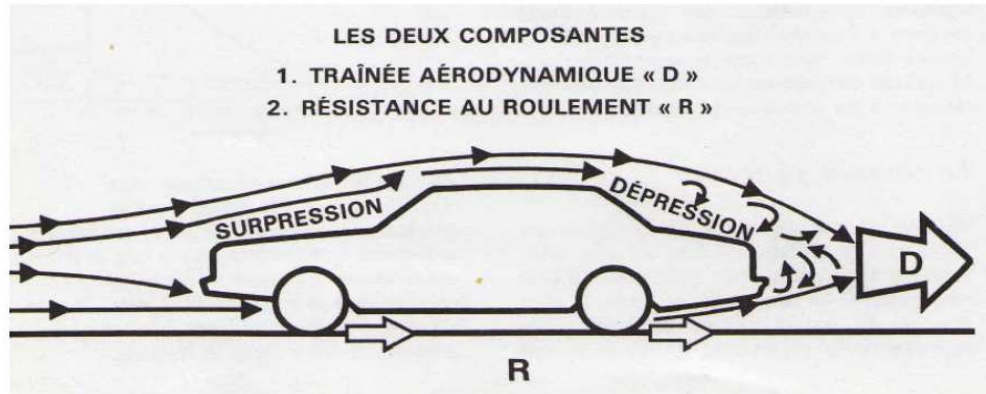


Figure I.4 : Schéma des forces s'opposant au mouvement d'un véhicule [2].

### I.5.2. La traînée de frottement :

La traînée de frottement est la résistance aérodynamique provoquée par la viscosité cinématique de l'air.

Les vitesses des molécules peuvent varier d'une couche à l'autre de l'écoulement d'un fluide : il y a alors un phénomène de cisaillement. Ce phénomène intervient lors du déplacement d'une voiture dans l'air : la vitesse de chacune de ces couches varie selon la distance à la carrosserie. Les particules d'air auront alors tendance à migrer des plus rapides vers les plus lentes, ce qui entraîne un transfert d'énergie cinétique, et une transformation en énergie thermique.

### I.5.3. La traînée induite :

Le phénomène de portance dans l'automobile qui est créée par la surpression en bas et la dépression en haut de véhicule, engendre des forces verticales orientées vers le haut. L'apparition de ces forces requiert de l'énergie, ce qui provoque une augmentation de la traînée aérodynamique : c'est la traînée de portance induite.

A la manière d'une aile d'avion, la différence de pression entre l'intrados et l'extrados : l'air en surpression du dessous de l'aile passe au-dessus, créant une rotation des filets d'air. Il s'ensuit

une rotation des filets d'air au niveau des bords de fuite et aux extrémités de chaque aile qui a tendance à soulever la voiture [4] (figure I.6).

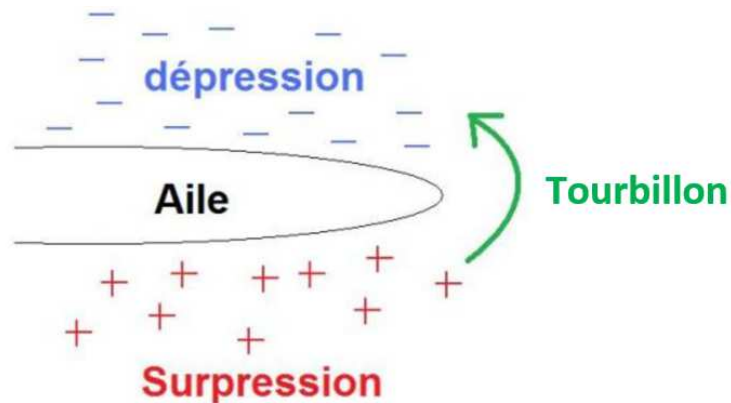


Figure I.6: Traînée induite [4].

Les conséquences de ce phénomène ne sont heureusement pas inquiétantes pour le conducteur avant environ 100 km/h. Au-delà de cette limite, on constate un effet d'allègement de la direction, et le véhicule est alors susceptible d'être déstabilisé par le vent latéral, ce qui peut se traduire par de légères déviations de trajectoire.

#### I.5.4. Traînée d'interférence

L'ajout d'éléments et d'équipements sur une carrosserie lissée et bien profilée provoque un nouveau type de traînée : la traînée d'interférence. En effet, des accessoires aussi divers qu'une plaque minéralogique, une antenne radio ou encore une poignée de porte sont au contact de l'air et interfèrent avec lui. Cela crée des turbulences et des remous qui absorbent de l'énergie. De même, certains gestes quotidiens simples peuvent provoquer une augmentation importante de la traînée : baisser la vitre en été par exemple, ou encore installer une galerie de toit (figure I.7).

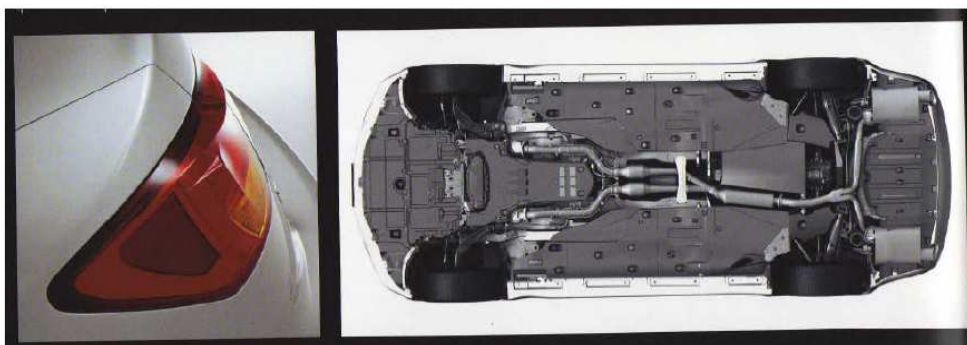


Figure I.7 : Aileron arrière et soubassement aérodynamique de la Lexus IS [2].

Des traînés d'interférence sont également créées sous le plancher de la voiture par certaines pièces mécaniques : on peut citer le système d'échappement, les suspensions, etc. On note à ce propos que des réductions significatives de la valeur de la traînée peuvent être réalisées en utilisant des éléments aux formes profilées, ou en positionnant le plus d'éléments possibles hors de la zone d'écoulement de l'air.

**I.5.5. Traînée interne :**

Lorsqu'une voiture roule, l'air ne passe pas seulement autour de celle-ci, il pénètre à l'intérieur de la carrosserie, et contribue pour le bon fonctionnement des éléments du véhicule : le refroidissement du moteur, ou du liquide de freins par exemple. Il est aussi utilisé pour des éléments de confort tels que la climatisation (I.8).

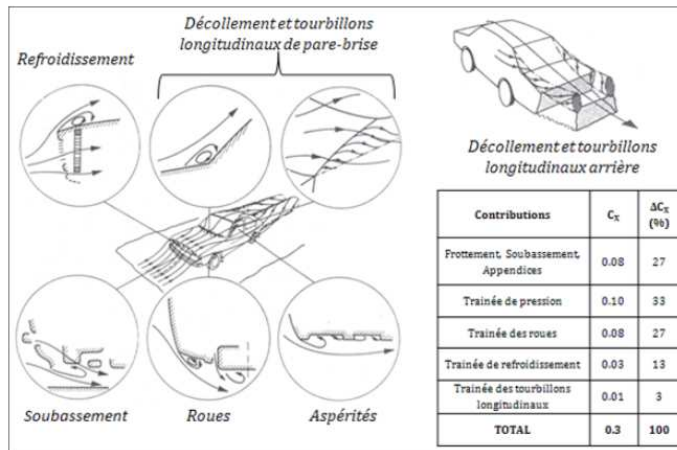


Figure I.8 : Sources de traînée et contributions sur une automobile quelconque [7].

**I.6. Coefficient des forces et des moments**

Le coefficient de traînée est le rapport d'une composante de force sur la pression dynamique relative à la vitesse de référence sur la surface projetée dans la direction principale de l'écoulement. Il est défini comme :

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S_{ref}} \tag{I.3}$$

Avec  $F_x$  la force de la traînée,  $\rho$  la densité du fluide de l'écoulement,  $U_\infty$  la vitesse de référence de l'écoulement et  $S_x$  la surface projetée dans le sens de l'écoulement du véhicule.

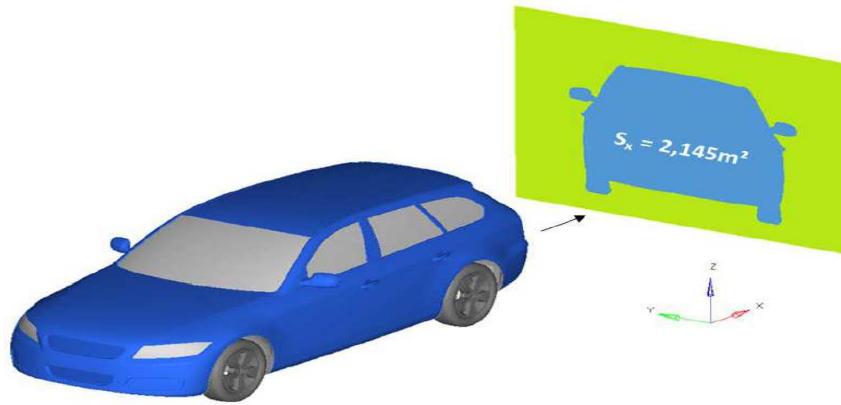


Figure I.9 : Exemple du calcul de  $S_{ref}$  à partir du modèle numérique [8].

le coefficient de portance:

$$C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 S_{ref}} \quad (I.4)$$

le coefficient de dérive (latérale):

$$C_y = \frac{F_y}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 S_{ref}} \quad (I.5)$$

le coefficient de roulis:

$$C_l = \frac{M_x}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 L_{ref} S_{ref}} \quad (I.6)$$

le coefficient de tangage:

$$C_m = \frac{M_y}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 L_{ref} S_{ref}} \quad (I.7)$$

le coefficient de lacet:

$$C_n = \frac{M_z}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 L_{ref} S_{ref}} \quad (I.8)$$

le coefficient de pression:

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2} \quad (I.9)$$

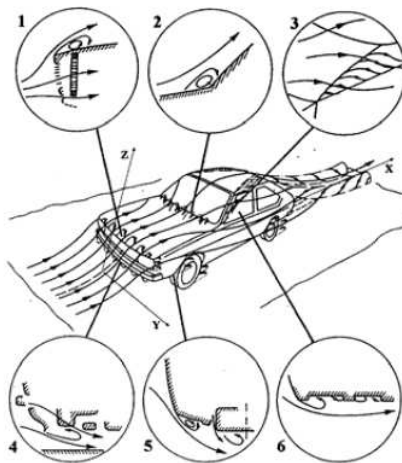
Le coefficient de portance permet de décrire l'appui du véhicule lié à l'aérodynamique, c'est un paramètre important de la sécurité qui concerne la tenue de route sur voies rapides. Le coefficient de dérive est généralement utilisé pour décrire le comportement de véhicule lors d'un dépassement ou d'un coup de vent latéral. Enfin, les trois coefficients de moment vont permettre de quantifier la répartition des efforts sur les liaisons au sol du véhicule. Le coefficient de pression est un coefficient aérodynamique adimensionnel facilitant l'étude et la représentation graphique de la distribution des pressions autour de corps placés dans un écoulement de fluide incompressible. Notons que dans le cadre d'un culot droit, le coefficient

de pression au culot est égal à la part du  $C_x$  de ce culot puisque la normale prend la direction longitudinale [8].

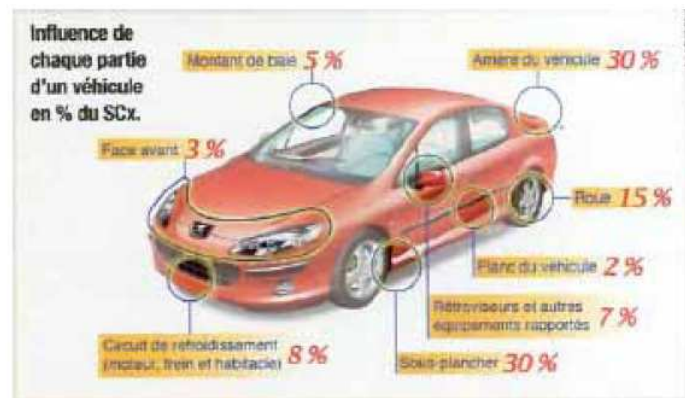
### I.7. Origines de la traînée aérodynamique

Autour d'un véhicule automobile, les zones de décollement d'air sont nombreuses (Figure I.9 (a)). 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.

La quantification de l'influence de chacune de ces sources de traînée (Figure I.9 (b)) 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% [3].



(a)



(b)

**Figure I.10 :** Ecoulement autour d'un véhicule automobile : (a) Identification des sources de traînée aérodynamique et (b) Evaluation de leur contribution [9].

## I.8. Rappels de mécanique des fluides

### I.8.1. Equation de continuité :

Elle traduit l'équation de conservation de la masse. La conservation de la masse implique :

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV = - \oint_S \rho \vec{V} \cdot \vec{dS}$$

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_S \rho \vec{V} \cdot \vec{dS} = 0 \quad , \text{ qui est l'équation de continuité sous forme intégrale}$$

En utilisant le théorème de la divergence La formule devient :

$$\int_V \left( \frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \right) dV = 0$$

On tire l'équation de continuité sous forme différentielle :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (\text{I.11})$$

### I.8.2. Equation de la quantité de mouvement :

D'après la seconde loi de Newton appliquée à une particule de fluide, on a :

$$m \vec{\gamma} = \Sigma \vec{f}_{ext} \quad \text{d'où} \quad \rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = \Sigma \vec{f}_{ext}$$

en appliquant la dérivée particulaire pour  $\left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t}\right)$  on aboutit à l'équation de la quantité de mouvement donnée par la formule vectorielle:

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \rho \vec{f} + \nabla \cdot \vec{\sigma}$$

(I.12)

$$\text{Pour un fluide visqueux : } \vec{\sigma} = -P \vec{I} + \mu (\overrightarrow{\text{grad}} \vec{V} + {}^t \overrightarrow{\text{grad}} \vec{V}) \quad (\text{I.13})$$

On obtient les équations de NAVIER-STOKES :

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla P + \vec{f} + \mu \Delta \vec{V} \quad (\text{I.14})$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = f_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left[ \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \quad : \text{ par rapport à l'axe X}$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = f_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left[ \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \quad : \text{ par rapport à l'axe Y}$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = f_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left[ \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \quad : \text{ par rapport à l'axe Z}$$

## I.9. Différents écoulements[4]

On appelle écoulement le déplacement de l'air par rapport à un objet. On distingue trois types d'écoulement.

**I.9.1 Écoulement laminaire :** Les couches des fluides glissent parfaitement les unes sur les autres sans échanges de particules entre elles. Elles suivent un mouvement rectiligne et parallèle.

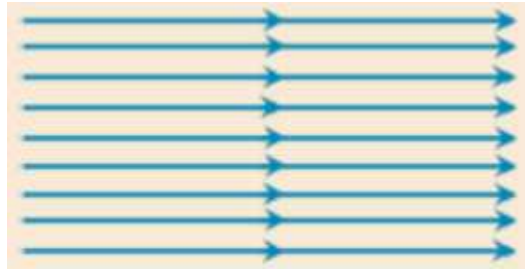


Figure I.11 : Écoulement laminaire [4].

**I.9.2 Écoulement turbulent :** Les particules d'air ont des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens à la même vitesse.



Figure I.12 : Écoulement turbulent [4].

**I.9.3 Écoulement tourbillonnaire :** L'écoulement est très désordonné, les particules se mélangent et ne suivent ni une trajectoire rectiligne ni parallèle, et certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.

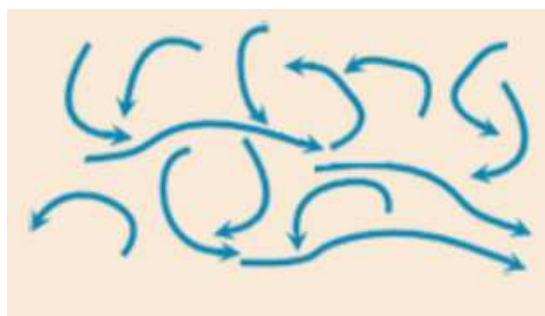


Figure I.13 : Écoulement tourbillonnaire [4].

## I.10. Couche limite :

La notion de couche limite est importante, car elle permet d'expliquer de nombreux phénomènes de mécanique observés avec les fluides visqueux, comme la résistance aérodynamique ou la formation de sillage. On définit la couche limite comme une région de faible épaisseur produite par l'écoulement d'un fluide visqueux en présence d'un obstacle. Une couche limite est qualifiée de laminaire, quand la valeur du nombre de Reynolds  $Re$  (ordre de grandeur du rapport des forces d'inertie sur les forces visqueuses) est inférieure à une valeur critique seuil. Par exemple, dans le cas d'une plaque plane, l'écoulement est laminaire lorsque  $Re$  inférieur à  $10^5$  et turbulent à  $Re > 10^5$ .

### I.10.1. Définition

La couche limite est la zone d'interface entre un corps et le fluide environnant lors d'un mouvement relatif entre les deux. A cause des forces d'attraction moléculaire, le fluide au voisinage de la paroi y reste attaché, c'est-à-dire qu'à la paroi la vitesse est nulle.

De ce fait l'écoulement comprend deux régions :

- une région suffisamment éloignée de la paroi, où l'écoulement obéit pratiquement aux lois des fluides non visqueux
- une région, appelée la couche limite, située entre la paroi et la zone précédente, dans laquelle la vitesse varie progressivement depuis zéro jusqu'à la vitesse libre de l'écoulement.

La vitesse y joue un rôle prépondérant, la décélération de fluide étant transmise d'une couche à l'autre par les collisions superficielles.

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.

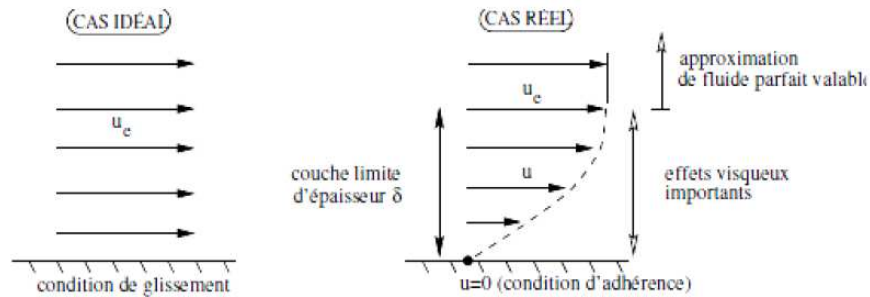


Figure I.14 : Ecoulement d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane [10].

### I.10.2. Epaisseur de déplacement de la couche limite

L'influence retardatrice de la couche limite crée un défaut de débit masse, comparé à celui qui existerait dans l'écoulement libre en l'absence de couche limite, et qui correspond à l'aire hachurée sur la (figure I.15).

Le débit volumique qui manque par unité de profondeur est :

$$q_v = \int_0^\delta (U - u) dy \tag{I.15}$$

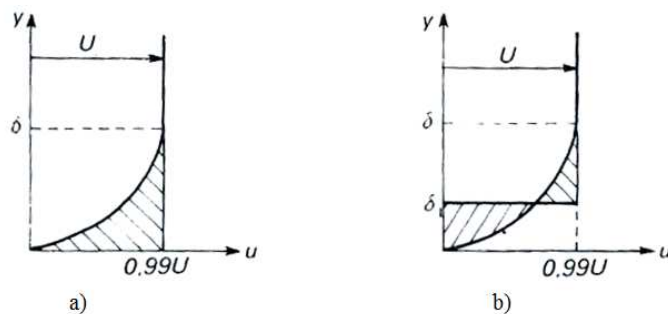
Ce défaut est équivalent à celui qu'on obtiendrait en écoulement non visqueux en déplaçant la paroi dans la direction du fluide d'une quantité  $\delta_1$  telle que  $q_v = U\delta_1$ , de façon que les aires hachurées sur la figure soient égales.

On a donc :

$$\delta_1 = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \text{épaisseur de déplacement} \tag{I.16}$$

Cette épaisseur pourrait aussi être appelée (épaisseur de perte de débit).

L'écoulement sain en fluide non visqueux peut être calculé à partir de l'obstacle (engraissé) de cette épaisseur [9].



**Figure I.15 :** a) Perte de débit due à la couche limite, b) Epaisseur de déplacement d'une couche limite [10].

### I.10.3. Epaisseur de la quantité de mouvement de la couche limite

La couche limite crée aussi une réduction dans le débit de quantité de mouvement. Par analogie avec la définition de l'épaisseur de déplacement, on définit l'épaisseur  $\Theta$  de quantité de mouvement comme l'épaisseur d'une couche fluide de vitesse  $U$  dont le débit de quantité de mouvement par profondeur unité  $\rho U^2 \Theta$  est égale à la réduction créée par la couche limite. Cette réduction est :

$$\int_0^\delta (U - u)u \, dy = \rho U^2 \Theta \quad (\text{I.17})$$

D'où :

$$\Theta = \int_0^\delta \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \text{épaisseur de quantité de mouvement} \quad (\text{I.18})$$

On pourrait aussi l'appeler (épaisseur de perte de débit de quantité de mouvement)

On appelle paramètre de forme ou facteur de forme  $H$  de la couche limite le rapport  $H = \frac{\delta^*}{\Theta}$ . Il est lié à la loi de distribution de vitesse dans la couche limite [9].

### I.10.4. Épaisseur d'énergie cinétique de la couche limite [9]

Par analogie aux définitions précédentes cette épaisseur est définie à partir de réduction de débit d'énergie cinétique par unité de profondeur créée par la couche limite. Cette réduction est :

$$\int_0^\delta \rho \left(\frac{U^2}{2} - \frac{u^2}{2}\right) u \, dy = \rho \frac{U^3}{2} \delta_E \quad (\text{I.19})$$

D'où

$$\delta_E = \int_0^\delta \frac{u}{U} \left[1 - \left(\frac{u}{U}\right)^2\right] dy = \text{épaisseur d'énergie cinétique} \quad (\text{I.20})$$

Cette épaisseur est fonction du taux de dissipation d'énergie provoquée par les forces de viscosité dans la couche limite.

### I.10.5. Coefficient de frottement

Dans une couche limite bidimensionnelle de fluide newtonien la cission en un point de la paroi est  $\tau_p = \mu \frac{\partial u}{\partial y}$ . pour définir un coefficient sans dimension caractérisant le frottement à la paroi on divise la cission par la pression dynamique dans l'écoulement libre. On définit ainsi le coefficient de frottement :

$$C_f = \frac{\tau_p}{\rho U^2 / 2}, \text{ encore appelé coefficient de Darcy.}$$

Comme  $\frac{\partial u}{\partial y}$  varie le long de la paroi, on est conduit à définir un coefficient de frottement moyen  $C_F$  sur une plaque. L'épaisseur de la couche limite augmente progressivement le long de la plaque ce qui entraîne une diminution de coefficient de frottement local quand on se déplace vers l'aval.

### I.10.6. Couche limite laminaire

L'épaisseur de la couche limite peut être assimilée à une longueur de diffusion transversale des cissions dues aux effets de viscosité à la paroi. Cette longueur est fonction de la viscosité cinématique du fluide et du temps. Par application de la méthode de Rayleigh on en déduit qu'elle est proportionnelle à  $\sqrt{\nu \cdot t}$ , ( $\nu$  en  $m^2/s$ ,  $t$  en s).

A l'extrémité de la plaque le temps est proportionnelle à  $\frac{l}{U}$ . On peut donc écrire  $\square = k \sqrt{\frac{\nu l}{U}}$

Où 
$$\frac{\square}{l} = k \sqrt{\frac{\nu}{l U}}$$

Et en introduisant le nombre de Reynolds  $R_l = \frac{Ul}{\nu}$  calculé en prenant  $U$  comme vitesse de référence et  $l$  comme longueur de référence :

$$\square = k \frac{l}{R_l^{\frac{1}{2}}}$$

Un raisonnement analogue donne, pour l'épaisseur de la couche limite à l'abscisse  $x$  :

$$\square = k \frac{x}{\sqrt{\frac{Ux}{\nu}}} = k \frac{x}{R_x^{\frac{1}{2}}}$$

(I.21)

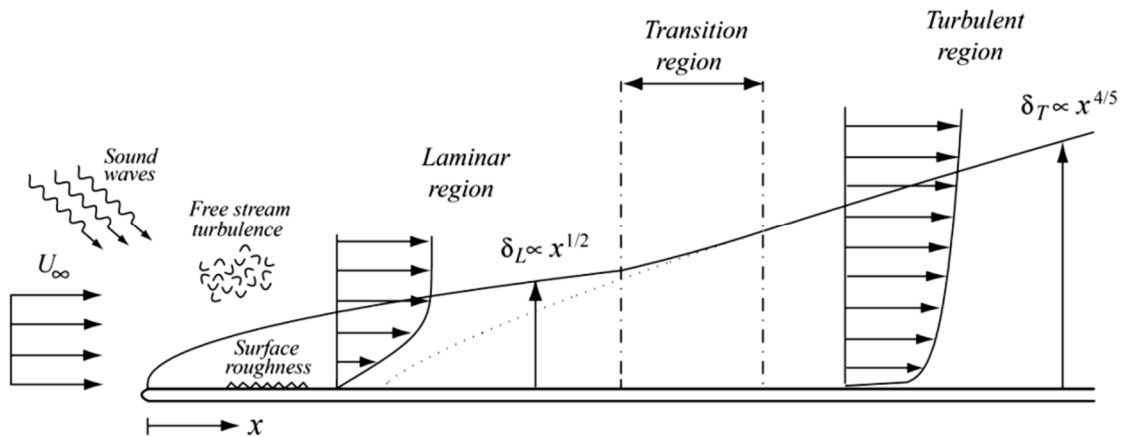
avec 
$$R_x = \frac{Ux}{\nu}$$

Cette expression montre que la couche limite laminaire tend à s'épaissir si l'abscisse et la viscosité dynamique augmentent ou si la masse volumique et la vitesse de l'écoulement libre diminuent (et inversement) [09].

### I.10.7. 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 (figure I.16).

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 [11], 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 I.16 :** Couche limite se développant sur une plaque plane : passage de l'état Laminaire à l'état turbulent. [8]

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 I.17) 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 [8].

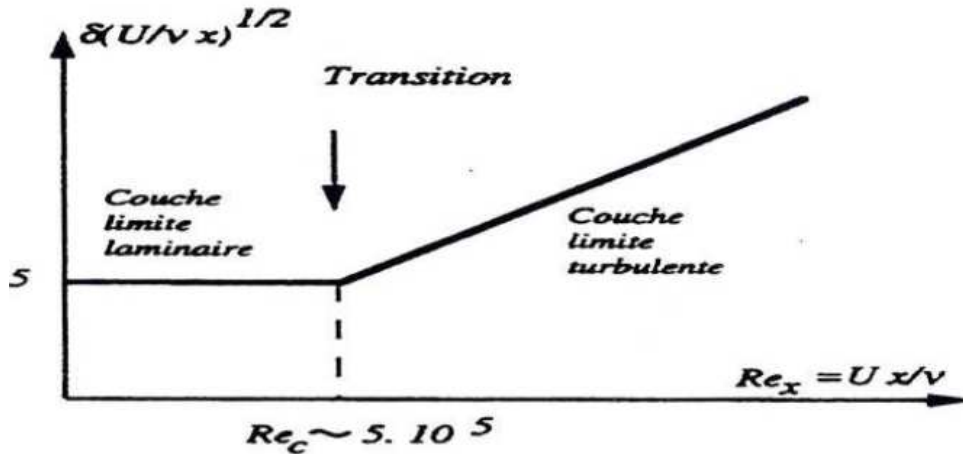


Figure I.17: Transition de la couche limite sur plaque plane [8].

### I.10.8. Couche limite turbulente

L'étude d'un écoulement est basée toujours sur le moyen pour trouver les profils de vitesses, mais le problème dans le cas turbulent est la difficulté de déterminer les profils des vitesses à cause de la nature complexe de la couche limite, et après des études mathématiques et expérimentales il a été obtenu que pour le profil des vitesses est donné par la loi de puissance suivante [12].

$$\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{n}} \tag{I.22}$$

Par définition des épaisseurs de déplacement et de quantité de mouvement, on tire les relations suivantes :

$$\frac{\delta^*}{\delta} = \frac{1}{n-1} \tag{I.23}$$

$$\frac{\theta}{\delta} = \frac{n}{(n+1)(n+2)} \tag{I.24}$$

$$H = \frac{n+2}{n} \tag{I.25}$$

$$n = \frac{2}{H-1} \tag{I.26}$$

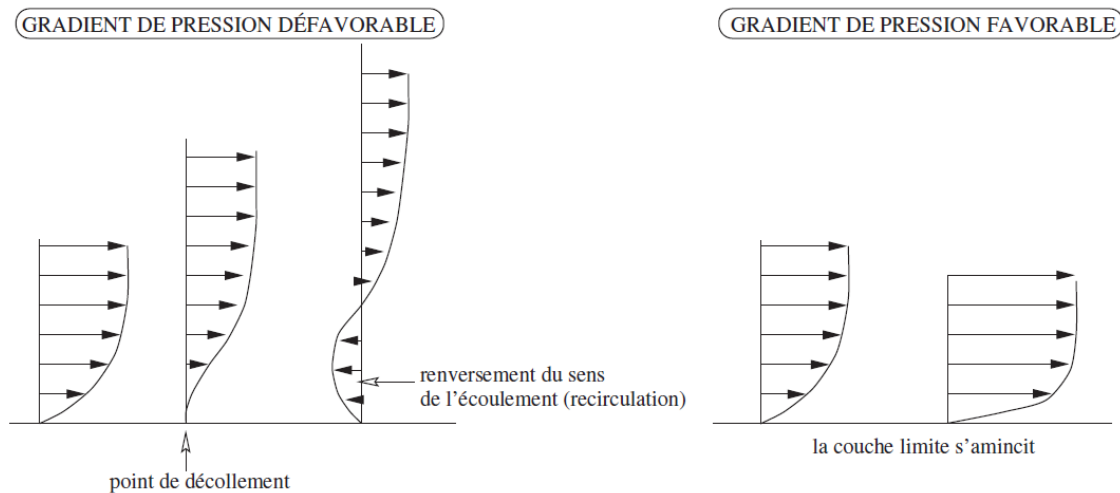
### I.10.9. Décollement de la couche limite

Le phénomène de décollement se produit lorsqu'une couche limite se développe en présence d'un gradient de pression dit adverse, c'est-à-dire un gradient de pression tel que la pression croît dans le sens de l'écoulement. Une telle situation peut se rencontrer par exemple dans le cas d'un écoulement en régime subsonique à travers un divergent. Dans une telle géométrie l'écoulement ralentit ce qui se traduit par une diminution de la vitesse extérieure  $U_e(x)$  dans le sens de l'écoulement et par conséquent, en vertu de la relation de Bernoulli, par une augmentation de la pression dans le sens de l'écoulement. On sait que l'effet de la viscosité est de ralentir l'écoulement (en transportant par diffusion de la quantité de mouvement des régions de vitesses élevées vers les régions de vitesses faibles) et que cet effet est d'autant plus important qu'on soit près de la paroi. Par ailleurs, comme les variations de pression suivant  $y$  sont négligeables dans la couche limite, on retrouve le gradient de pression positif  $dP_e/dx$  au voisinage de la paroi, dans la zone de faible vitesse. Si ce gradient de pression est suffisamment fort, il va diminuer la quantité de mouvement des particules fluides qui se déplacent au voisinage de la paroi dans une proportion telle que la vitesse de ces particules va finir par s'annuler puis par devenir négative : on dit alors que la couche limite décolle (Figure 1.17) [08].

On définit l'abscisse de décollement comme la position en laquelle la contrainte de frottement pariétal s'annule :  $\tau_p = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} = 0$

Dans la zone dite de recirculation qui suit le décollement on a en général un développement d'instabilités et l'écoulement devient turbulent.

Si l'écoulement extérieur est accéléré (par exemple dans un convergent), le gradient de pression négatif qui agit sur la zone de proche paroi est un gradient qui favorise l'apport de quantité de mouvement et tend à l'amincissement de la couche limite (figure I.19).



**Figure 1.18:** Influence d'un gradient de pression extérieure sur le développement d'une couche limite [10].

La formation d'une zone de recirculation tourbillonnaire et d'un sillage épais, qui conduisent à une chute brutale de la portance et à une augmentation de la traînée : C'est le phénomène du décrochage dans le cas des profils aérodynamiques.

Un autre exemple classique de décollement correspond à l'écoulement sur un culot (Voir Figure. I.15). Le contournement des arêtes D et D' donnerait lieu, pour un écoulement de fluide parfait, à des gradients de pression positifs importants ; dans le cas d'un écoulement réel, ces gradients extérieurs à la couche limite conduisent à son décollement, fixé aux singularités de paroi D et D'. En aval de ces points, les deux nappes décollées convergent vers l'axe de la présente configuration symétrique et les deux lignes séparatrices se rencontrent en un point de recollement R en lequel il y a stagnation du fluide. L'écoulement basse-vitesse recirculant dans la zone limitée par les lignes séparatrices et la paroi du culot. En aval du point de recollement R, les deux couches limites fusionnent pour former un sillage.

Dans la mesure où c'est l'apparition du décollement qui limite les performances de la plupart des systèmes aérodynamiques (par une perte de portance, une augmentation de la traînée ou bien encore une chute du rendement) [10].

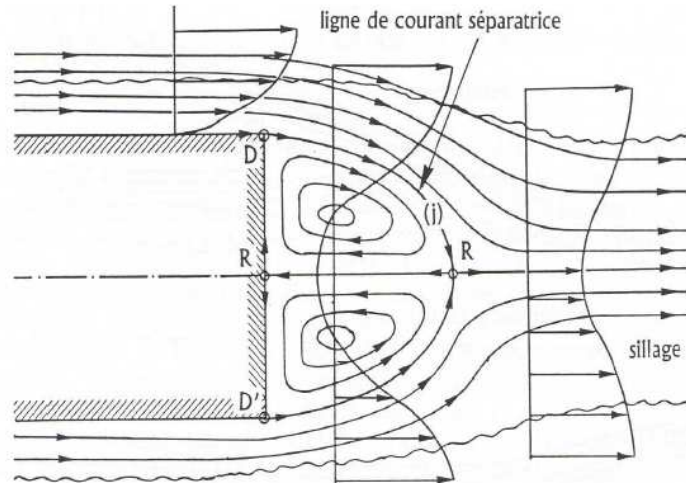


Figure I.19 : Topologie de l'écoulement décollé sur un culot [10].

## Conclusion

Afin d'arriver au but principal de notre étude qui est la réduction de la traînée, nous nous sommes intéressé dans le présent chapitre aux lois physiques qui régissent l'écoulement autour d'obstacle ainsi qu'à la présentation des problèmes associés aux écoulements en proche paroi. Un recueil sur les différentes stratégies de contrôle disponible dans littérature fait l'objet du prochain chapitre.

## II.1. Introduction

L'aspect du contrôle [13] des écoulements est apparu d'une manière plus imposante à partir des années soixante sous l'incitation des industriels. Les domaines d'activités sont aussi divers que nombreux suivant l'application et la fonctionnalité de celui-ci. Le contrôle peut trouver son utilité pour réduire le frottement pariétal, retarder le décollement ou la transition, accroître le mélange, les transferts de chaleur ou de masse, diminuer les nuisances sonores ou les vibrations.

Pour une amélioration des performances, et pour réaliser un fonctionnement optimal, il est nécessaire de bien prédire des mécanismes et trouver des moyens adéquats pour agir sur les écoulements en les contrôlant soit par une légère modification de la géométrie du système lui-même soit par une injection d'énergie dans celui-ci.

## II.2. Méthode de contrôle du décollement

On distingue deux classes de méthodes de contrôle (voir figure II.1): Les méthodes passives où une légère modification de la géométrie du système est effectuée, soit en changeant un peu les propriétés du fluide pour améliorer le phénomène considéré (générateurs passifs de tourbillons [14], additif de polymères...) et les méthodes actives pour lesquelles on ajoute de l'énergie à l'écoulement, comme l'injection pariétale instationnaire, l'aspiration [15] ou la mise en mouvement des parois [16].

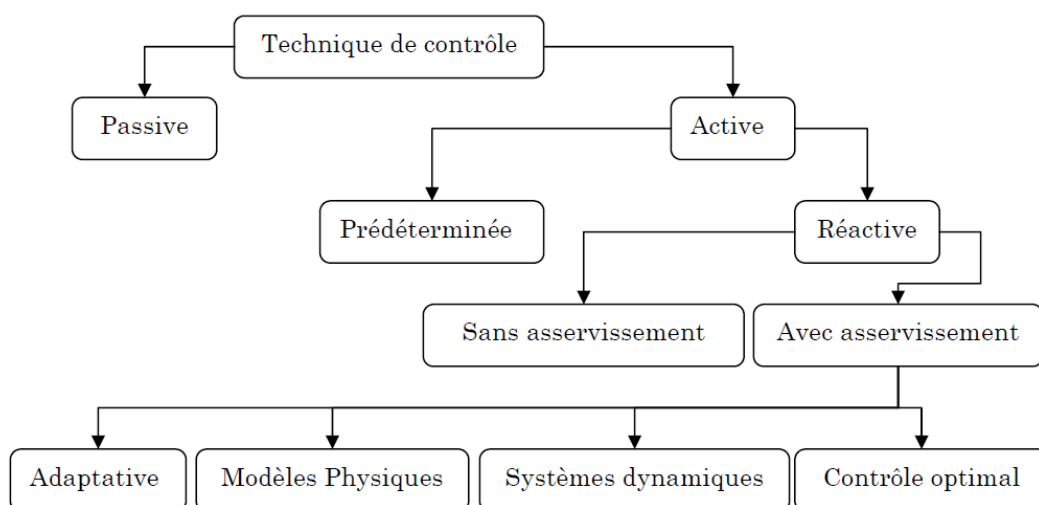


Figure II.1 : Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie [17].

## II.2.1 Le contrôle passif

Le contrôle passif est une solution simple et peu coûteuse qui permet 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 Utilisation d'obstacles

Les générateurs de tourbillons [18] sont des petits obstacles placés sur la paroi en amont d'une zone de décollement, permettant d'apporter localement de l'énergie à la couche limite, de façon à éviter ou à 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). Cet échange de quantité de mouvement permet à la couche limite d'équilibrer plus longtemps le gradient longitudinal adverse de pression, responsable du décollement (Figure II.2). Les générateurs de tourbillons sont ainsi placés en amont du point de décollement naturel de l'écoulement [19].

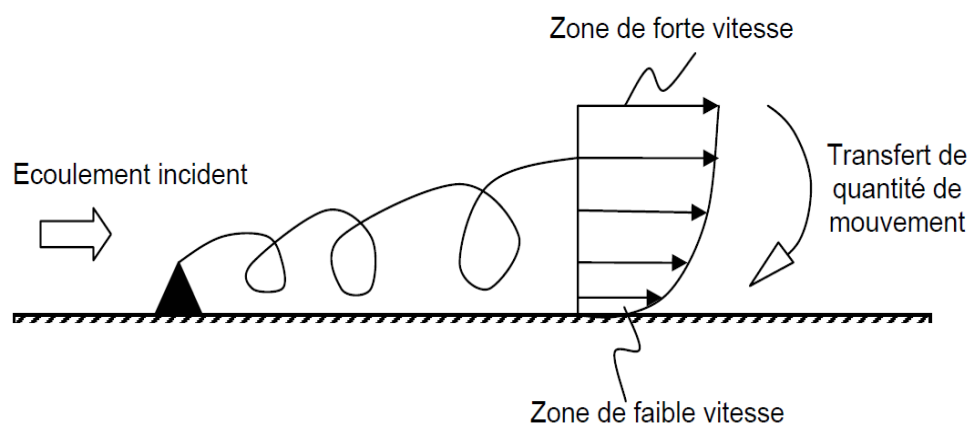
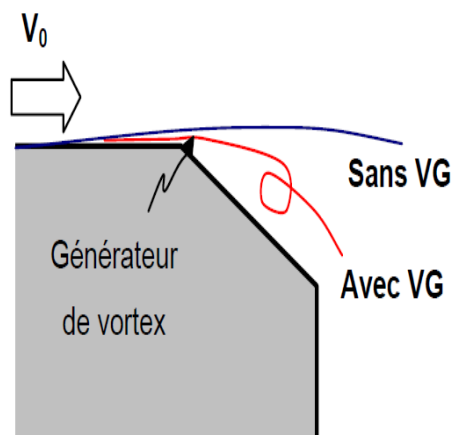
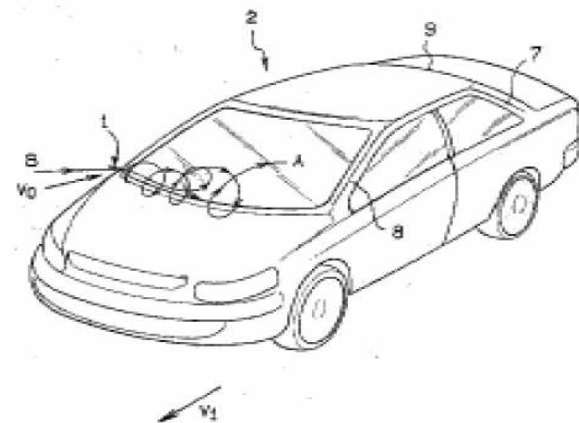


Figure II.2 : Principe de fonctionnement d'un générateur de tourbillons [19].

Dans le cadre d'une application automobile l'utilisation des générateurs de vortex au niveau de la lunette arrière permet théoriquement de repousser, voire d'éliminer les décollements. Gustavson [20] propose de placer les générateurs de vortex sur le haut de la lunette arrière (Figure II.3). Plus largement, un brevet déposé par Gilliéron [21] préconise l'utilisation de générateur de vortex dans les principales zones où peuvent se développer des structures tourbillonnaires issues d'un décollement, au niveau du bas et des montants latéraux de pare-brise (8 sur la Figure II.4), sur le haut et les arêtes latérales de la lunette arrière (7 et 9 Figure 2.4) [22].



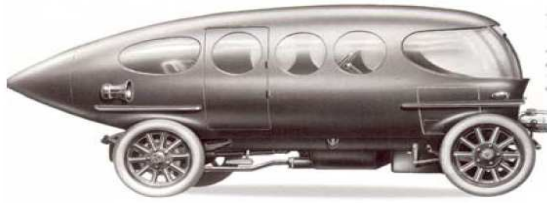
**Figure II.3:** Générateur de tourbillons placés sur une géométrie représentant la partie arrière du corps d'Ahmed [20].



**Figure II.4 :** Positionnement possibles des générateurs de tourbillons sur un véhicule automobile, d'après Gilliéron [21].

### II.2.1.2. 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 Roméo de 1913, dessiné par Giuseppe Mesotti (Figure II.5). 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 II.6).



**Figure II.5 :** Exemple de profilage sur une Alpha Roméo de 1913 dessiné par Giuseppe Mesoti [22].

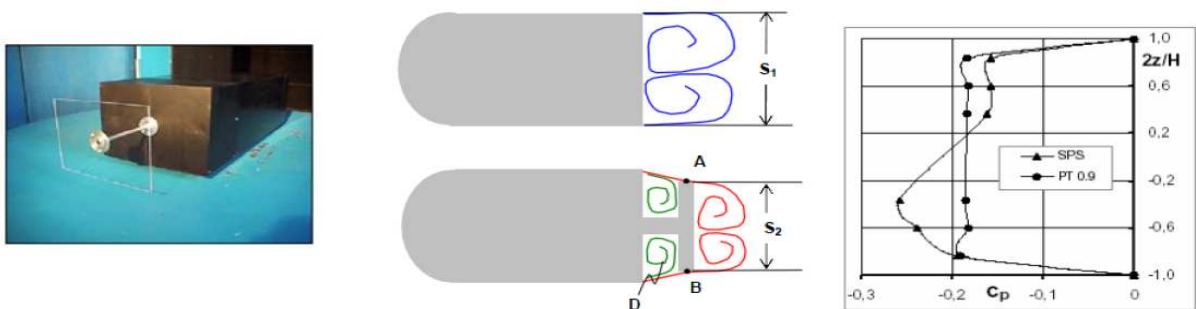


**Figure II.6 :** Exemple de profilage sur le concept car Renault Fluence [22].

Pour des véhicules de série, cependant, les contraintes liées au design et/ou au confort des passagers limite 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 [22].

### II.2.1.3. Plaques séparatrices transversales (PST)

Les plaques séparatrices transversales (PST) ont pour objectif de réduire la surface transversale de sillage et d'augmenter la pression au culot en perturbant le sillage par l'ajout de l'appendice (Figure II.7). Des expérimentations effectuées en soufflerie sur une géométrie représentant le corps d'Ahmed avec un culot droit 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 11,6%. La plaque utilisée 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 (Figure II.7).



**Figure II.7 :** 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 [8].

### II.2.1.4. Plaques séparatrices longitudinales (PSL)

Les plaques séparatrices longitudinales fonctionnent sur le même principe que les PST. Une réduction de la traînée de l'ordre de 22% sur une géométrie du corps d'Ahmed à culot droit est obtenue. Les plaques sont disposées sur la périphérie du culot et inclinées à 15° par rapport à l'horizontal (Figure II.8). Les résultats montrent que la section de sillage est réduite et que la distribution de pression relevée sur le plan longitudinal médian augmente.

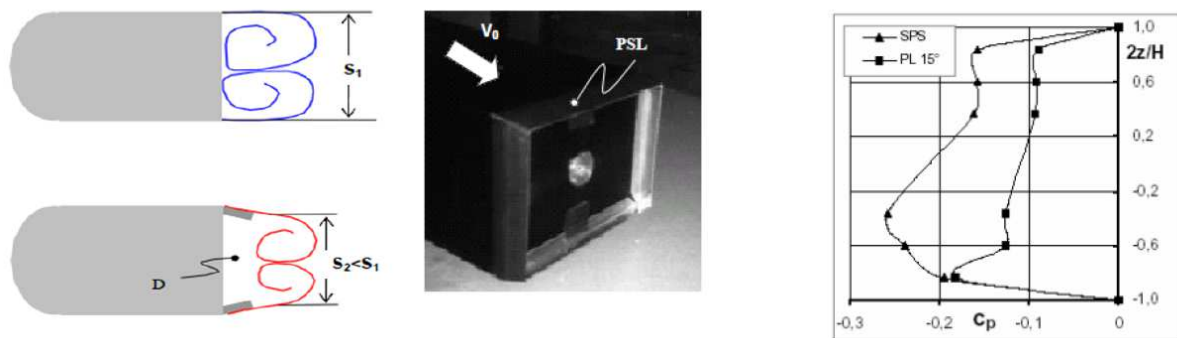
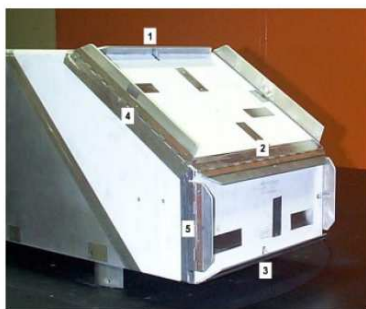


Figure II.8 : Plaques séparatrices longitudinales [8].

Sur le corps d'Ahmed disposant d'une lunette, les déflecteurs sont également synonymes de réduction de  $C_x$ . La figure II.9 montre un corps d'Ahmed à 30° équipé de 5 types de déflecteurs disposés sur la lunette et le culot. Plusieurs configurations ont été testées 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. Des réductions de la traînée très importantes peuvent être enregistrées, mais néanmoins, les valeurs obtenues restent supérieures aux meilleures configurations de référence (angle lunette < 15°) en terme de  $C_x$ .



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 II.9 : Corps d'Ahmed à 30° équipé de déflecteurs sur la lunette et le culot [8].

## 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 plus rentable que le contrôle passif. Il est moins encombrant et plus discret, ce qui améliore les perspectives d'application sur un véhicule de série [22].

Les différentes techniques de contrôle actif proposées par la littérature, et les actionneurs associés, sont présentées dans la partie suivante. Les résultats sont discutés en vue d'une application à la problématique automobile.

### II.2.2.1. Les parois mobiles

Une solution permettant d'apporter de la quantité de mouvement à l'écoulement consiste à forcer l'écoulement en assurant un mouvement de la paroi. Le mécanisme de contrôle de ce type de solution dépend alors naturellement du mouvement imposé à la paroi, et en particulier de l'amplitude de ce mouvement. Deux mécanismes distincts de contrôle sont alors identifiés, selon l'amplitude du mouvement de la paroi et la localisation du contrôle. Une simple vibration permet de contrôler les instabilités qui se développent dans une couche limite et ainsi modifier la structure de cette couche limite. Un mouvement plus ample permet de modifier directement la topologie des structures tourbillonnaires macroscopiques. Dans ce dernier cas, il s'agit de conduire l'écoulement et donc de profiler artificiellement la géométrie.

L'utilisation de cylindres tournants illustre parfaitement ces 2 mécanismes. Placés au niveau d'un point de décollement, les cylindres permettent, de part leur rotation, d'accélérer localement le fluide à la paroi et d'apporter de la quantité de mouvement à l'écoulement. La couche limite s'amincit sous l'effet de cet apport d'énergie et résiste mieux au gradient de pression adverse. Le décollement est repoussé (Figure II.10). Dans ce type d'utilisation, l'action des cylindres tournants s'apparente à celles des générateurs de tourbillons.

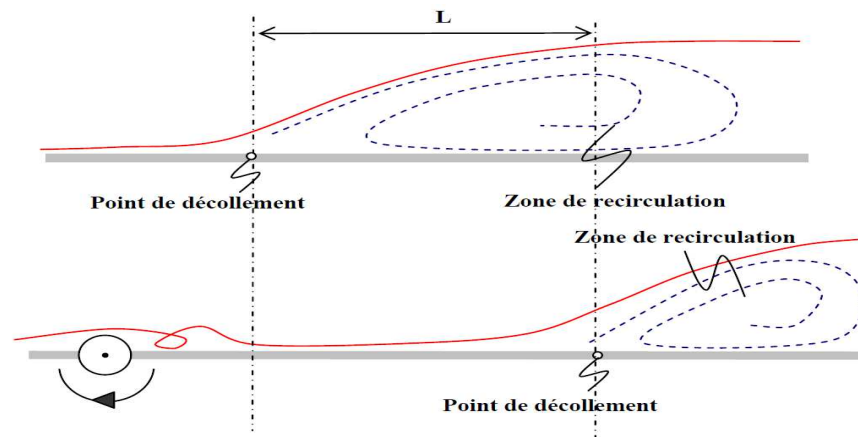


Figure II.10 : Principe de fonctionnement des cylindres tournants [22].

### II.2.2.2. Contrôle par soufflage

La technique de contrôle par soufflage continu consiste à injecter de la quantité de mouvement, et donc de l'énergie, dans l'écoulement, et plus précisément en proche paroi. Le jet peut être tangentiel, auquel cas la quantité de mouvement longitudinale est directement injectée au voisinage de la paroi (Figure II.11). Il peut également être dirigé normalement à la paroi (Figure II.12). Dans ce cas, la couche de cisaillement qui se développe au niveau de l'orifice de sortie dégénère en 2 tourbillons contrarotatifs (1 et 2 sur la Figure II.12). La présence de l'écoulement principal, tangent à la paroi, élimine ou réduit le développement du tourbillon 1. Au contraire, le tourbillon 2 se développe et permet d'améliorer le mélange au sein de la couche limite en prélevant de la quantité de mouvement dans les zones de grandes vitesses (au niveau de la couche externe de la couche limite) et en la réinjectant en proche paroi (Figure II.12). Dans les 2 cas (jet tangentiel ou normal à la paroi), le soufflage permet d'injecter de la quantité de mouvement dans la couche limite, et de compenser le gradient longitudinal de pression qui contribue au décollement de celle-ci. Le soufflage permet ainsi de repousser le décollement vers l'aval [22].

Le contrôle par soufflage est caractérisé par le débit d'air injecté, défini à l'aide du coefficient de quantité de Mouvement :

$$C_u = \frac{V_{jet} (\rho_{jet} V_{jet} A_{jet})}{\frac{1}{2} \rho_{ref} V_{ref}^2 S}$$

Où  $V_{jet}$  et  $V_{ref}$  représentent respectivement la vitesse maximale d'éjection dans le plan de sortie du jet et la vitesse infinie amont de l'écoulement,  $\rho_{jet}$  et  $\rho_{ref}$  les masses volumiques du fluide injecté et de l'écoulement,  $A_{jet}$  la section de sortie du jet et  $S$  une surface de référence, caractéristique de l'écoulement. Les valeurs typiques de ce coefficient sont de 1 à 5 % dans le cadre d'applications aéronautiques. Des résultats significatifs ont été obtenus sur des géométries académiques.

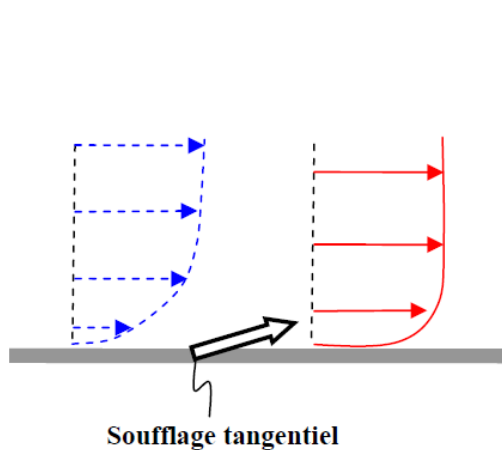


Figure II.11 : Mécanisme du soufflage Tangentiel [8].

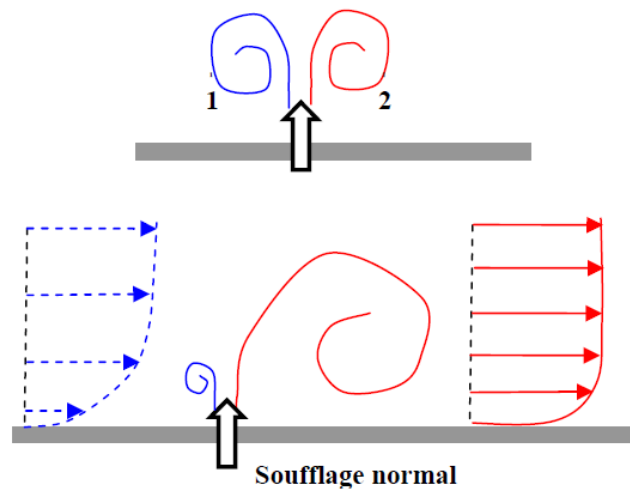


Figure II.12 : Mécanisme du soufflage normal [8].

Bruneau et al Étudient 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 II.13), respectivement (a) et (b), permettent d'obtenir des réductions de traînée allant de 14% (injecteur placé en haut) à 35% (injecteur placé sur le milieu).

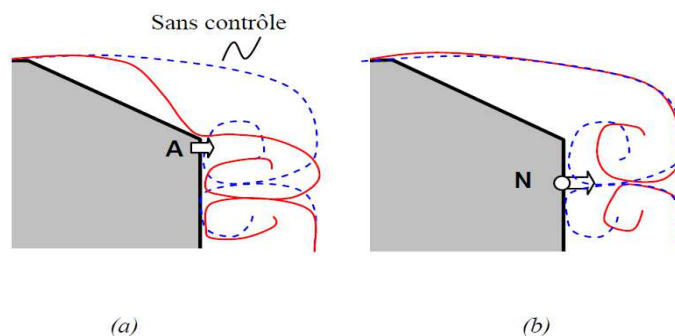
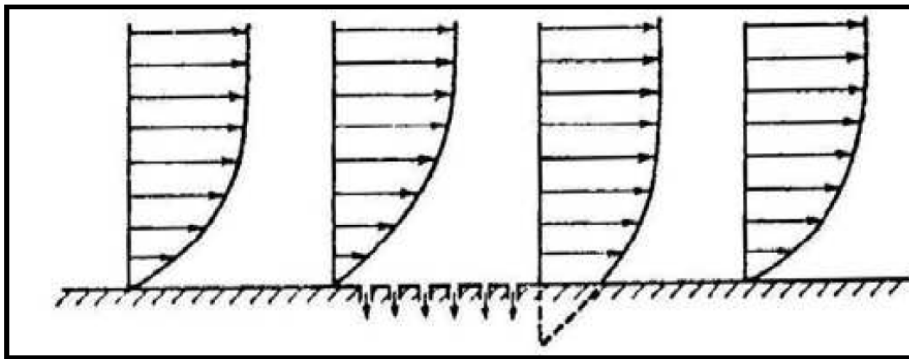


Figure II.13 : Principe de fonctionnement du soufflage appliqué sur le haut du culot (a) et sur le milieu du culot [8].

### II.2.2.3. Solutions par aspiration continue

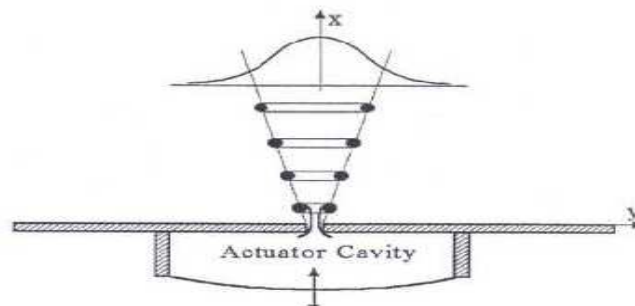
Le principe de l'aspiration consiste à aspirer le fluide de faible vitesse, voisin de la paroi, ce qui permet de conserver une vitesse plus importante à la paroi, et donc d'éviter l'apparition d'un gradient inverse (figure II.14). Plus les fentes d'aspiration sont placées vers l'arrière du profil, plus le coefficient de portance augmente. L'effet sur le décollement sera meilleur si l'aspiration s'effectue à l'endroit où l'écoulement décolle [17].



**Figure II.14 :** Contrôle aérodynamique de la couche limite par aspiration Aspects successifs du profil des vitesses [17].

### II.2.2.4. Jet synthétique

Le concept de jet synthétique est une évolution des systèmes de soufflage/ aspiration stationnaire. Le jet synthétique est généré par une succession de phases de soufflage et d'aspiration (figure II.15). Le jet moyen qui en résulte a la particularité de ne pas apporter de fluide supplémentaire, c'est-à-dire que son débit moyen est nul. Le volume et la géométrie de la cavité ont un effet très important sur la dynamique du jet synthétique. Par contre la forme et la dimension de l'orifice ont une influence majeure sur les caractéristiques du jet.



**Figure II.15 :** Principe des jets synthétiques [17].

Le jet synthétique permet alors d'apporter de la quantité de mouvement et d'augmenter le mélange dans la couche limite, tout en fonctionnant à débit moyen nul. L'air aspiré pendant la phase d'aspiration fournit le fluide nécessaire à la phase de soufflage. L'intérêt du jet est alors triple : la phase d'aspiration aspire la couche limite, la phase de soufflage injecte de la quantité de mouvement dans la couche limite et l'alternance des 2 phases génère des tourbillons de petites dimensions, advectés par l'écoulement principal, qui améliorent le mélange au sein de la couche limite.

### **Conclusion**

L'étude proposée dans ce chapitre présente une brève synthèse bibliographique sur le principe et les stratégies de contrôle des écoulements rencontrés dans la littérature. Le recueil a mis en évidence l'existence de deux principales familles de contrôle (passif et actif). Notre intérêt porte principalement sur la technique du contrôle actif par soufflage continu, qui fait l'objet de chapitre 3 dédié à l'étude expérimentale.

### III.1. Introduction

Nous avons choisi d'étudier dans ce mémoire l'écoulement de l'air autour du corps d'Ahmed. Cet objet représente une géométrie simplifiée d'un véhicule automobile. Il a aussi déjà fait l'objet de nombreuses études depuis de longues années puisqu'il est la première étape de l'étude de l'écoulement d'un fluide autour d'une voiture. C'est en effet avec ce corps d'Ahmed qu'on simule numériquement et qu'on teste expérimentalement le fonctionnement de nouvelles technologies dont le but principal est bien souvent de réduire la traînée.

Dans le cadre de cette étude, nous cherchons à réduire la traînée d'une maquette en forme du corps d'Ahmed [22] placée dans la veine d'essais d'une soufflerie subsonique. La stratégie d'action consiste à réduire la section transversale du sillage générée à l'arrière du véhicule par soufflage continu à travers une série de micro-jets. Les micro-orifices qui servent à injecter l'air dans le sillage sont placés verticalement de part et d'autre du culot de la maquette, ils sont inclinés d'un angle de  $45^\circ$  par rapport à la direction principale de l'écoulement à l'infini amont.

L'étude paramétrique réalisée a tenu compte de l'effet de variation des positions de soufflage, du débit de soufflage ainsi que de la vitesse d'écoulement de fluide  $U_\infty$  dans la veine d'essais.

### III.2. Présentation du corps d'Ahmed

Le corps d'Ahmed est un objet dont les dimensions sont définies de manière très précise dans le document des travaux d'Ahmed et al (Ahmed et al. Some salient features of the time-averaged ground vehicle wake. SAE Transactions, 1984, p. 473-503).

La géométrie originale du corps d'Ahmed fait donc  $L_A = 1,044$  m de long,  $l_A = 0,389$  m de large et  $H_A = 0,288$  m de haut  $I_2 = 0.222$  m,  $H_s = 0.05$  m,  $H_3 = 0.214$  m. La partie amont de cette géométrie est arrondie avec un rayon de courbure de 100mm. De plus, une lunette arrière est présente sur la partie avale du corps d'Ahmed. C'est principalement cette lunette qui est le sujet de nombreuses recherches.

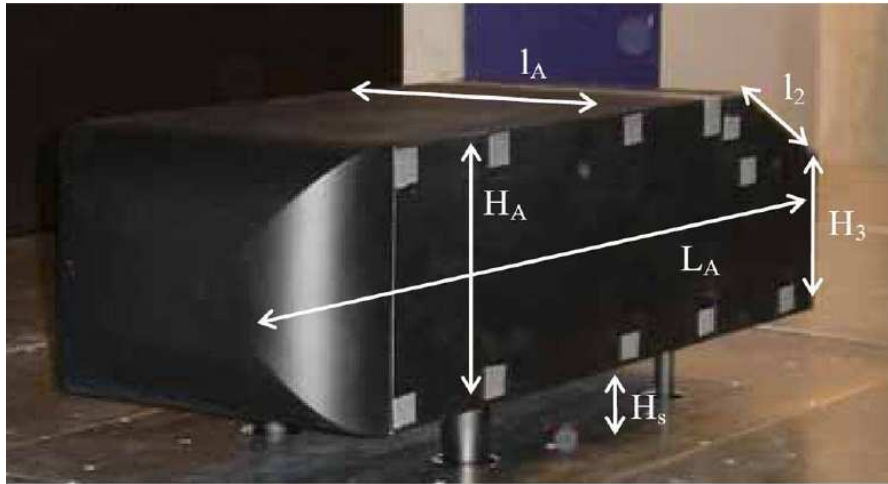


Figure III.1 : Représentation d'une géométrie du corps d'Ahmed.

Comme la section carrée de la veine d'essais de notre soufflerie est de 30 cm de côté ; nous étions contraint de réduire les dimensions originales du corps d'Ahmed de 72% (Figure III.2.b).

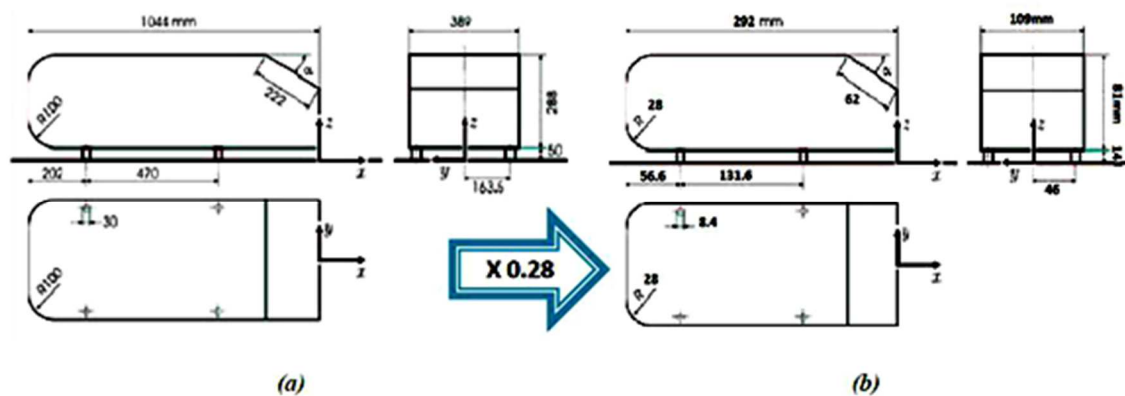


Figure III.2 : Dessin de définition ((a) : dimensions d'Ahmed et al (b) : dimension de notre maquette).

### III.2.1. Présentation de la maquette

La maquette étudiée est équipée d'une lunette arrière inclinée d'un angle  $\alpha = 20^\circ$ . La maquette permet de reproduire les principales structures tourbillonnaires responsables de la traînée aérodynamique qui se développe dans le sillage d'un véhicule automobile de type bicorps.

La figure III.3 montre une vue en perspective de la géométrie à réaliser ainsi qu'un récapitulatif des dimensions finales retenues. La longueur  $L_A$ , la largeur  $l_A$  et la hauteur  $H_A$  sont respectivement égales à 292 mm, 109 mm et à 81 mm. La longueur de la lunette arrière  $L_2$  et la hauteur du culot  $H_3$  sont égales à 62 mm et 59.7 mm. Enfin, la maquette repose sur quatre pieds qui définissent la garde au sol  $H_s = 14$  mm et de diamètre  $\varnothing=8$  mm.

$$L_A = 0.292\text{m}$$

$$l_A = 0.109\text{m}$$

$$H_A = 0.081\text{m}$$

$$L_2 = 0.062\text{m}$$

$$R = 0.028\text{ m}$$

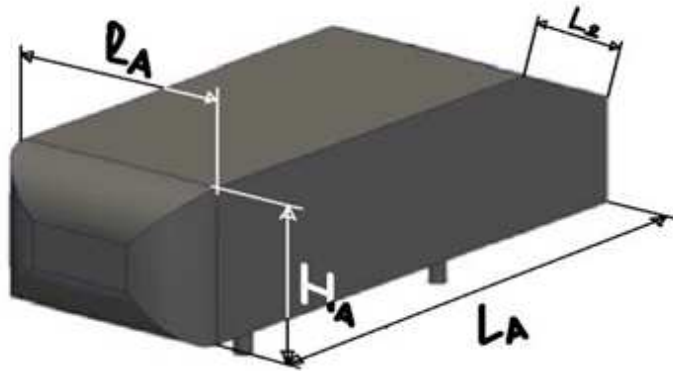


Figure III.3 : Dimensions de la maquette.

## III.2.2. Conception et réalisation de la maquette

### III.2.2.1. Matériaux et outils

- La première étape de ce projet est de rassembler le matériel et les matériaux indispensables à la réalisation de la maquette.
- Choix des matériaux : Avant de procéder à la réalisation de la maquette, il est nécessaire de faire un choix judicieux des matériaux de construction à utiliser en tenant compte, à la fois, de leurs comportements face aux sollicitations aérodynamiques, des difficultés liées à leur usinage et de la masse finale de la maquette qui devrait être la plus légère possible afin d'éviter la détérioration de la balance aérodynamique à jauges de contraintes. Pour toutes ces raisons, notre choix s'est porté à l'utilisation d'une tôle malléable en Aluminium de 0.5 mm d'épaisseur.
- Assemblage de la maquette : une fois que les différentes parties constituant de la maquette sont découpées et pliées ; un ultime contrôle de leurs dimensions est effectué et un assemblage est réalisé à l'aide d'une colle Alteco™.

### III.2.2.2. Etapes de réalisation

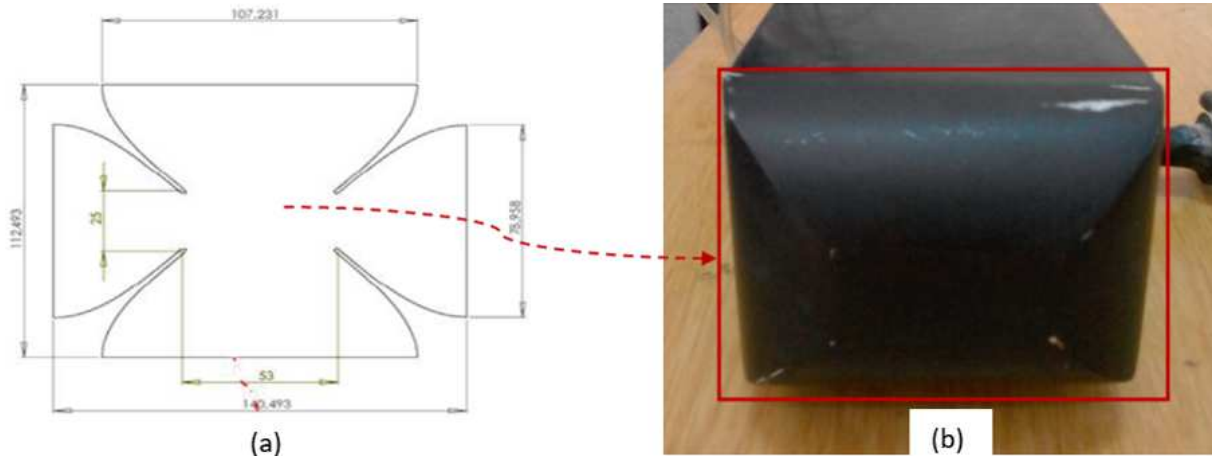
La réalisation de la maquette est scindée en trois principales parties (châssis avec la partie arrière, face frontale et toit avec surfaces latérales).

#### a) Première partie

Après avoir établi un dessin de définition de la partie frontale de la maquette (Fig. III.4.a) et l'avoir imprimé sur papier à une échelle (1:1) ; le plan est collé par la suite sur une tôle en Aluminium de 0.5 mm d'épaisseur. Les contours de la géométrie sont découpés

minutieusement à l'aide d'une paire de ciseaux. Les bords de la forme obtenue sont lissés à l'aide d'un papier abrasif très fin pour éliminer les imperfections dues à la découpe.

Au final, la géométrie est arrondie selon la forme voulue d'un rayon de courbure de  $R=28$  mm. Une fois le profilage terminé ; elle est collée au toit et aux surfaces latérales (Fig. III.4.b).



**Figure III.4** : Etapes de la réalisation de la face avant.

### b) Deuxième partie

Le bas de la maquette est renforcé par une plaque stabilisatrice épaisse de 1 mm. Des trous de 4mm de diamètre sont réalisés pour permettre d'accueillir les boulons de fixation des pieds d'assise cylindriques de la maquette. Sur cette même plaque, une tige de suspension, reliée à la balance aérodynamique, est soudée dessus (Fig .III.5).

L'arrière du corps d'Ahmed étudié est composé d'une lunette et d'un culot. La lunette arrière est inclinée d'un angle  $\alpha=20^\circ$  par rapport à l'écoulement incident. Quatorze trous de diamètre  $\varnothing = 2.5$  mm sont perforés sur le culot afin de recevoir les tubes de soufflage en cuivre de diamètre extérieur  $\varnothing = 2$  mm. Ces tubes capillaires, d'un diamètre intérieur de 0.65 mm, sont disposés verticalement au niveau du culot droit d'un angle de  $45^\circ$  par rapport à  $U_\infty$ . De chaque côté du culot, sept micro-orifices, espacés régulièrement de 9 mm, ont été connectés à une rampe commune à l'aide de tubes en plastiques.

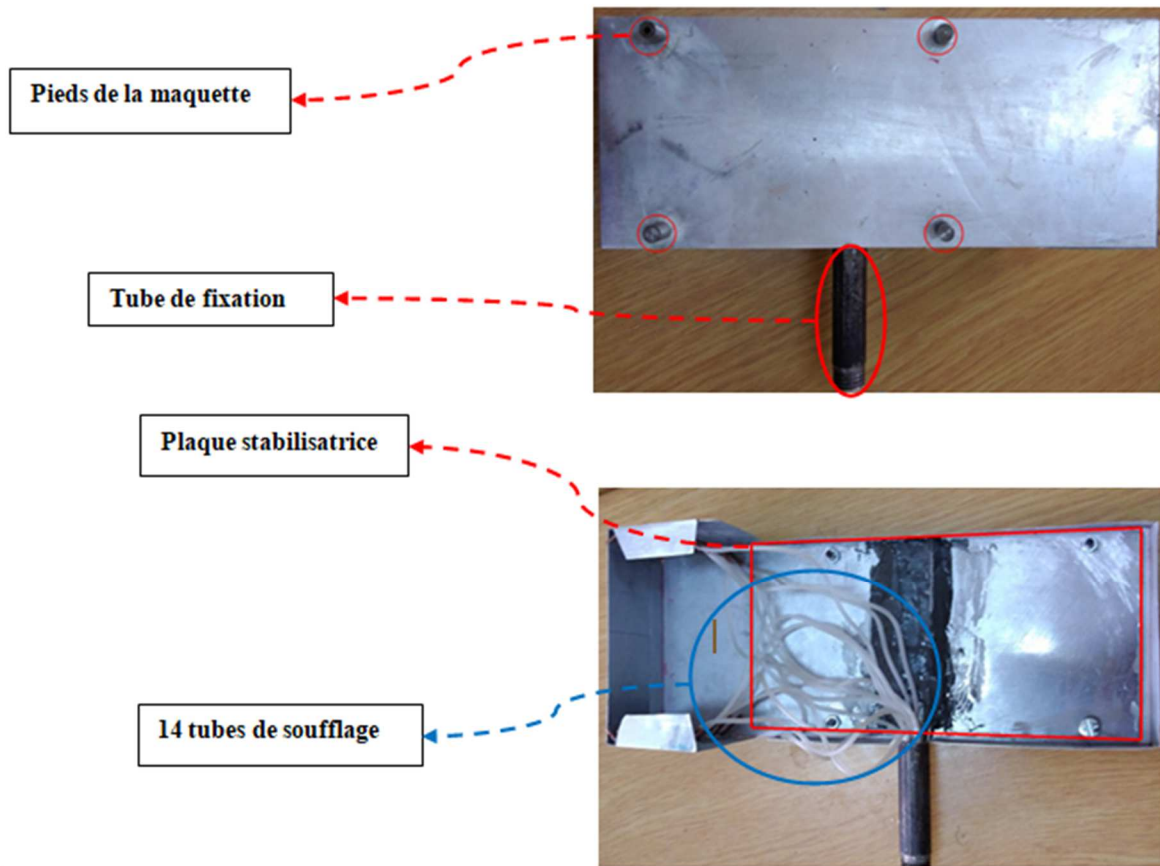


Figure III.5 : Les différents constituants du bas de la maquette.

### c) Troisième partie

Elle est constituée du toit et les deux surfaces latérales.

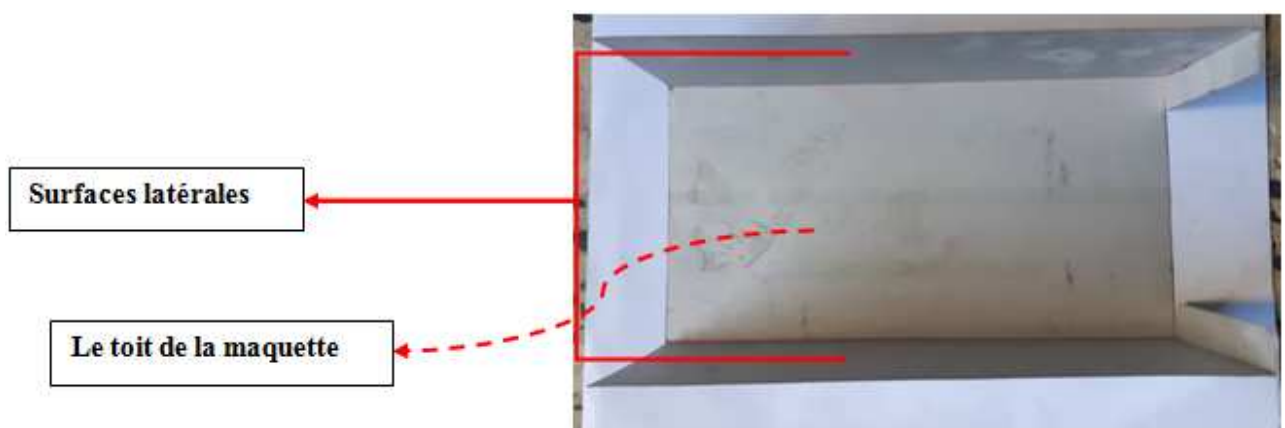


Figure III.6 : Toit et les surfaces latérales.

### d) 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 (Fig III.7).

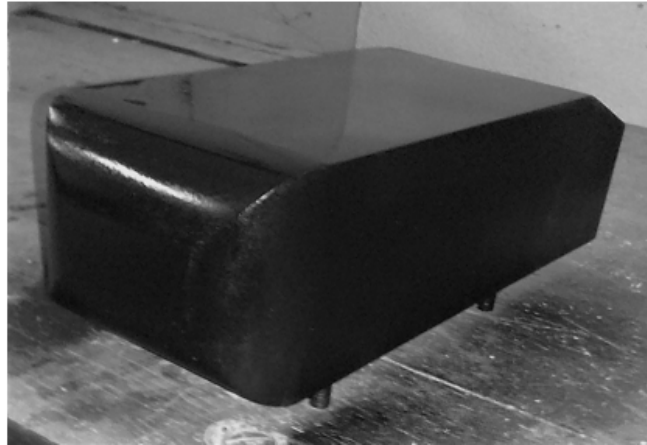


Figure III.7 : Maquette réalisée

La maquette est suspendue dans la veine d'essais à une hauteur  $h=15\text{mm}$  de la paroi inférieure à l'aide d'un couissant ((Fig III.8)).

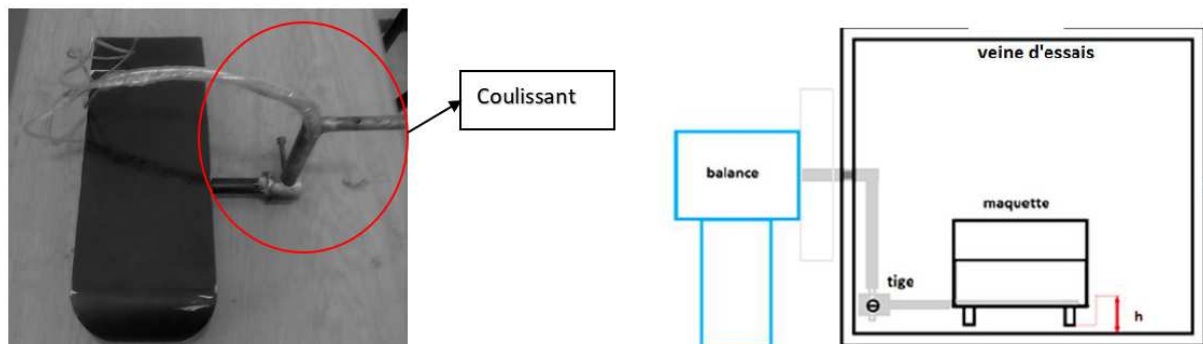


Figure III.8 : Système de fixation.

## III.3. Dispositif expérimental

### III.3.1. Soufflerie aérodynamique

Les essais présentés dans ce chapitre sur le corps d'Ahmed ont été réalisés au sein de la soufflerie du laboratoire d'énergétique disponible à l'Université Mouloud MAMMERY de Tizi-Ouzou, c'est une soufflerie subsonique à circuit ouvert de marque Deltalab™, dans laquelle le vent est produit par un ventilateur entraîné par un moteur électrique de 4KW. La vitesse maximale mesurable est supérieure à 40 m/s. Le taux de turbulence est fixé par une grille à

l'entrée de  $5 \times 5 \text{ mm}^2$ . La longueur et la section de la veine d'essai sont respectivement 1000 mm et  $300 \times 300 \text{ mm}^2$  (Fig III.9).



Figure III.9 : Soufflerie.

### III.3.1.1. Tube de Pitot

Le tube de Pitot est un dispositif qui permet de mesurer la vitesse au sein d'un écoulement à l'aide de mesure de pression. Il est constitué de tubes coaxiaux l'un captant la pression totale au point d'arrêt, la vitesse y est nulle, et l'autre qui est situé sur la partie extérieure de l'axe mesure la pression statique.

La mesure de la différence de pression  $\Delta p = (P - P_0)$  à l'aide d'un manomètre permet de calculer la vitesse de référence  $V$  en appliquant l'équation de Bernoulli sur une ligne de courant passant par les deux points (point d'arrêt et le point A) Figure III.10.

$P$  : Pression au point d'arrêt,  $P_0$  : Pression statique.

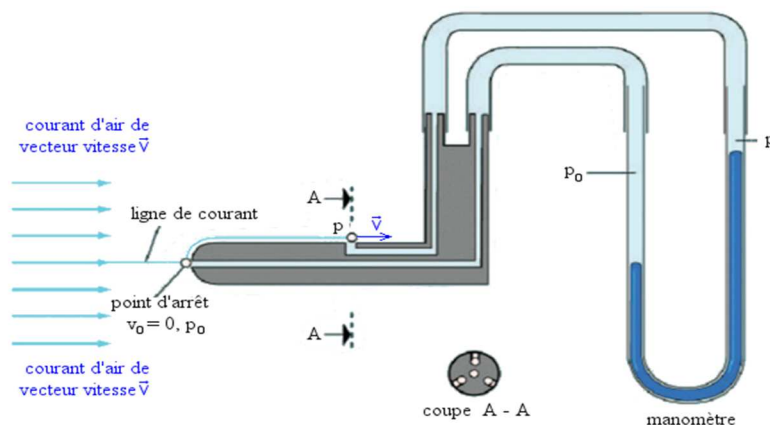


Figure III.10 : Tube de Pitot.

### III.3.1.2. Balance aérodynamique

La balance est montée sur un pied support. Une platine permet de positionner le capteur dynamométrique sans aucune liaison mécanique avec la veine d'essais, ce qui évite toutes transmissions parasites (vibrations, frottement). Elle mesure les forces de traînée et de Portance (Fig III.11).

Les mesures sont obtenues par la déformation d'un parallélogramme de raideur importante, équipé de jauge de déformation collé sur les surfaces des barreaux sollicité en flexion ou en torsion : les déplacements sont toujours faibles et le profil à l'essai reste parallèle à lui-même. Une unité électronique assure l'alimentation des ponts de jauges, l'amplification du déséquilibre des ponts et la commutation entre les différentes voies. Les grandeurs mesurées sont lues sur un afficheur digital, directement en Newton pour les forces et en Newton-mètre pour les moments. L'étalonnage de la balance aérodynamique a été effectué dans des études antérieures.



Figure III.11 : Balance aérodynamique.

### III.3.1.3. Multi-manomètre

Il est 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  $\rho_h = 856.418 \text{ kg/m}^3$ . Le multi-manomètre est gradué de 2 en 2 mm et les mesures de pression sont 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 III.12).



Figure III.12 : Multi-manomètre.

#### III.3.1.4. Indicateur de contraintes

Pour mesurer les efforts aérodynamiques (portance et traînée) s'exerçant sur la maquette, on utilise une balance aérodynamique à jauges de contraintes, les valeurs instantanées des efforts sont affichées directement sur l'écran à cristaux liquides (Figure III.13).



Figure III.13 : Indicateur de contraintes.

#### III.3.1.5. Convertisseur

Il permet de traiter un signal afin d'obtenir à sa sortie un signal lisible dans un logiciel spécifique installé dans l'ordinateur.



Figure III.14 : Convertisseur.

### III.3.1.6. Ordinateur

Il permet d'enregistrer les valeurs de la portance et de la traînée en temps réel à l'aide d'une plateforme Pulse™. Les résultats sont enregistrés dans des fichiers d'extension .txt. Les valeurs moyennes des efforts sont évaluées à l'aide d'un programme Matlab™ conçu à cet effet.



Figure III.15 : Ordinateur.

## III.4. Dispositif de soufflage

Afin de réaliser le contrôle de l'écoulement autour du corps d'Ahmed, nous utilisons un dispositif de soufflage constitué principalement d'un compresseur d'air, d'une chambre de tranquillisation et d'une vanne de régulation de débit.

### III.4.1. Compresseur d'air

L'air est comprimé par un compresseur de type Schneider qui peut atteindre une pression relative maximale de 16 bar (Figure III.16).



Figure III.16: Compresseur à air.

### III.4.2. Chambre de tranquillisation

L'air comprimé s'écoule à travers une vanne qu'on utilise pour régler 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 III.17).

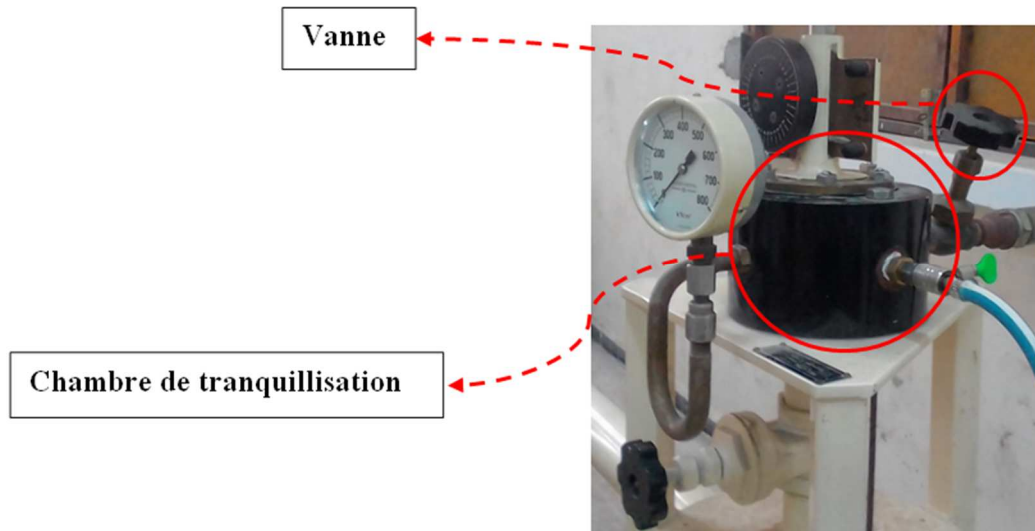


Figure III.17 : Chambre de tranquillisation.

### III.4.3. Manomètre à cadran

Un manomètre est un instrument de mesure de la pression d'un fluide. Il est à noter que celle-ci ne peut être mesurée que par rapport à une pression de référence, en générale à la pression atmosphérique (pression relative), comme ce manomètre (figure III.18), il indique la valeur de la pression d'air à l'état générateur, les valeurs indiquées sont relatives à la pression atmosphérique.



Figure III.18: Manomètre.

### III.4.4. La rampe

La rampe est conçue à partir d'un tube de cuivre de diamètre  $D=12\text{mm}$  sur lequel est implanté cinq autres tubes de faibles diamètres (trois de 4 mm de diamètres intérieur et deux autres tubes de 2 mm).



Figure III.19 : La Rampe.

### III.4.5. Capteur de pression

Cet outil (figure III.20) permet l'exploration du champ de pression à l'arrière de la maquette. Les valeurs de pression relevées à différentes positions à l'aval du corps d'Ahmed sont introduites dans un programme MATLAB™ (figure III.21) qui calcule et trace les cartographies des coefficients de pression statique  $C_p$ .

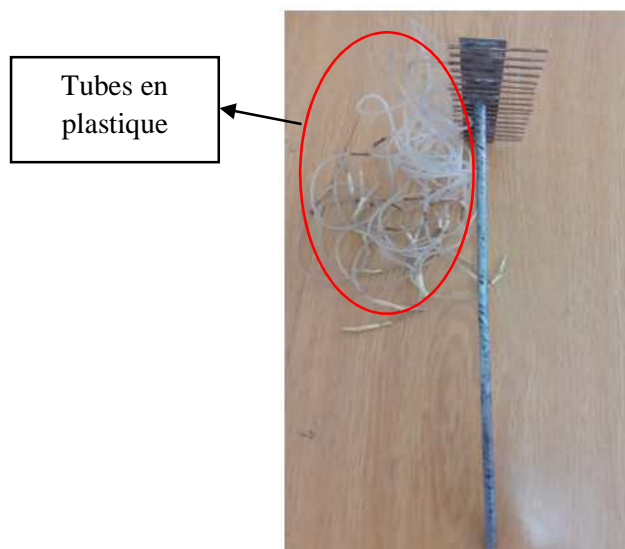


Figure III.20 : Capteur de pression.

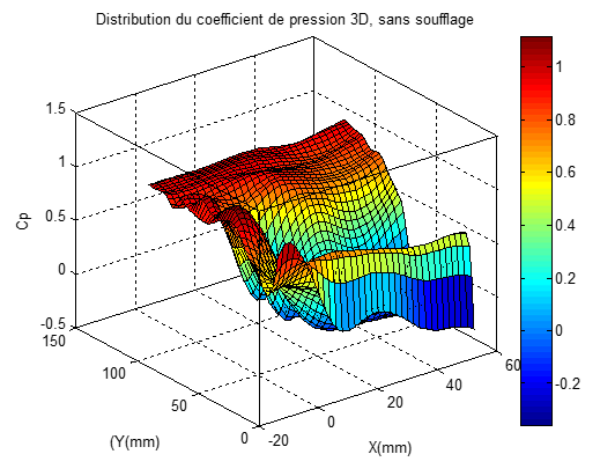


Figure III.21 : Cartographies des coefficients  $C_p$ .

### III.4.6. Modes de soufflage

Le soufflage par micro-jets est effectué en quatre modes différents selon le nombre d’orifices ouverts et ainsi que de la pression de soufflage à l’état générateur (Tableau III.1).

Dans le tableau suivant nous présentons les quatre modes de soufflage (1 : Orifice ouvert et 0 : Orifice fermé).

Tableau III.1 : Modes de soufflage.

Code	Mode	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
a	de 1 à 14	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
b	1-2-5-6-9-10-13-14	1	1	0	0	1	1	0	0	1	1	0	0	1	1
c	1-2-7-8-13-14	1	1	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	1	1
d	1-2-13-14	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1

La figure III.22 montre la position de chaque orifice de soufflage sur la maquette.



Figure III.22: Positions des orifices de soufflage sur le culot.

### III.5. Résultats des essais

Dans ce qui suit, nous présentons les résultats des essais effectués sur la maquette réalisée. Nous considérons trois vitesses d’écoulement et quatre modes de soufflage.

Tableau III.2 : Valeurs de Cx pour chaque mode de soufflage.

Mode de soufflage		de 1 à 14			1-2-5-6-9-10-13-14		1-2-7-8-13-14		1-2-13-14	
Vitesse (Km/h)	Cx	Pression relative (bar)	Cx	Gain relatif (%)	Cx	Gain relatif (%)	Cx	Gain relatif (%)	Cx	Gain relatif (%)
54	1,3468	1	1,3265	-1,5	1,3219	-1,85	1,2821	-3,34	1,2758	-5,25
		2	1,2852	-4,58	1,3028	-3,26	1,2591	-5,05	1,2504	-7,12
		3	1,2776	-5,13	1,2393	-7,96	1,2408	-7,85	1,2218	-9,23
90	1,5284	1	1,4967	-2,07	1,5128	-1,016	1,5094	-1,23	1,4757	-3,44
		2	1,409	-7,8	1,4705	-3,785	1,4897	-2,52	1,4539	-4,86
		3	1,3567	-11,25	1,4382	-5,89	1,4828	-2,98	1,4534	-4,9
108	1,6031	1	1,5266	-4,76	1,5828	-1,27	1,5997	-0,2	1,5977	-0,33
		2	1,5328	-4,38	1,5868	-1	1,6222	+1,2	1,6055	+0,15
		3	1,5458	-3,57	1,6047	+0,156	1,6359	+2,05	1,6069	+0,23

### III.5.1. Calcul de la pression statique au niveau des orifices du jet :

Expression du coefficient de pression :

$$C_p = \frac{(p-p_\infty)}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{(Z - Z_\infty)}{(Z_A - Z_\infty)} \tag{III.1}$$

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.

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

$$(P_A - P_\infty) = \rho_h g (Z_\infty - Z_A) \tag{III.2}$$

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

$$(P_A - P_\infty) = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \tag{III.3}$$

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) :

$$\begin{aligned} (P - P_{\infty}) &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{(Z - Z_{\infty})}{(Z_A - Z_{\infty})} = \rho_h g (Z_{\infty} - Z_A) \frac{(Z - Z_{\infty})}{(Z_A - Z_{\infty})} \\ &= \rho_h g (Z_{\infty} - Z_A) \frac{(Z_{\infty} - Z)}{(Z_{\infty} - Z_A)} \end{aligned}$$

$$(P - P_{\infty}) = \rho_h g (Z_{\infty} - Z) \quad (\text{III.4})$$

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

Donc :

$$P_{\infty} = P_{atm} + \rho_h g (Z_{atm} - Z_{\infty}) \quad (\text{III.5})$$

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 :

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

$P_{atm}$  : La pression atmosphérique.

Les résultats de calculs des pressions statiques sont donnés par le tableau suivant:

**Tableau III.3** : Pression statique des orifices de soufflage.

Vitesse (Km/h)	54	90	108
Pression statique (Pa)	105105.6	104668.7	104391.5

### III.5.2. 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.

$$v dp + g dz + d\left(\frac{v^2}{2}\right) = 0 \quad (\text{III.6})$$

Hypothèses :

- La tuyère étant très courte le terme  $g dz$  est négligeable.
- L'écoulement est permanent, l'équation de Bernoulli s'applique donc parfaitement.
- 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 :

$$v_2 = v_1 \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{K}} \quad (\text{III.7})$$

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

$$Q = S_2 \sqrt{\frac{2K}{K-1} \frac{P_1}{v_1} \left[ \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{2}{K}} - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{K+1}{K}} \right]} \quad (\text{III.8})$$

$$V_2 = \frac{Q}{\rho_2 S_2} \quad (\text{III.9})$$

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.

### III.5.3. 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  $\frac{P_2}{P_1}$ .

$$P_{cr} = P_1 \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K}{K-1}} \tag{III.10}$$

$$Q_{max} = S_2 \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}} \sqrt{\frac{2K}{K+1} \frac{P_1}{v_1}} \tag{III.11}$$

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

$$T_{cr} = \frac{2T_1}{K+1} \tag{III.12}$$

$$\rho_{cr} = \rho_1 \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}} \tag{III.13}$$

$$v_{cr} = \frac{v_1}{\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}}} \tag{III.14}$$

### III.6.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 :

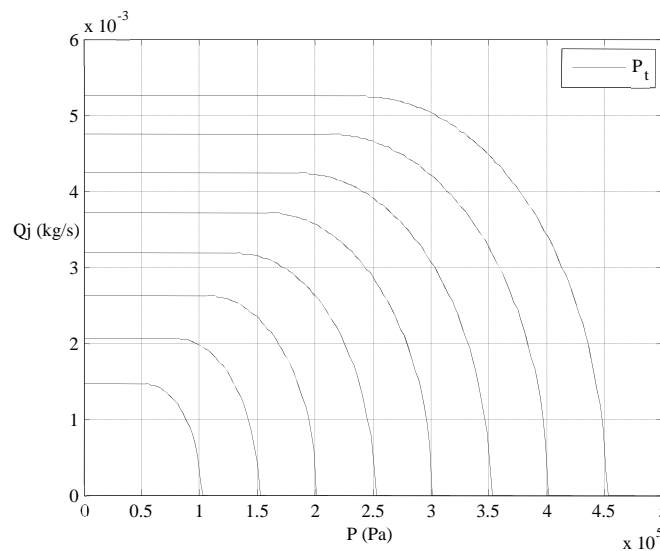


Figure III.23 : Débit pour 14 orifices.

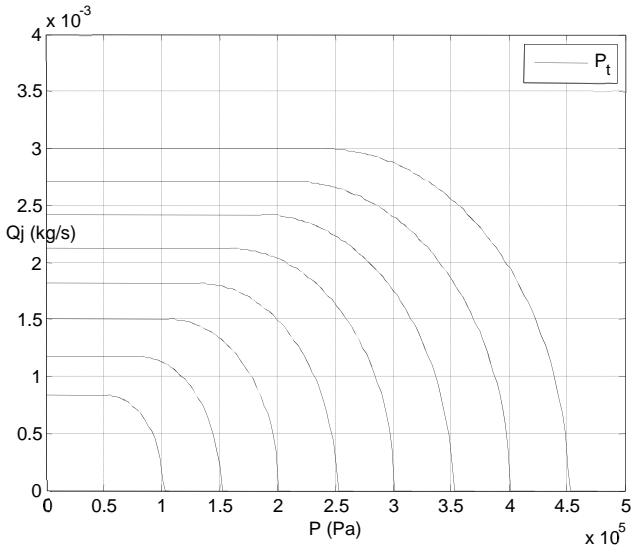


Figure III.24: Débit pour 8 orifices.

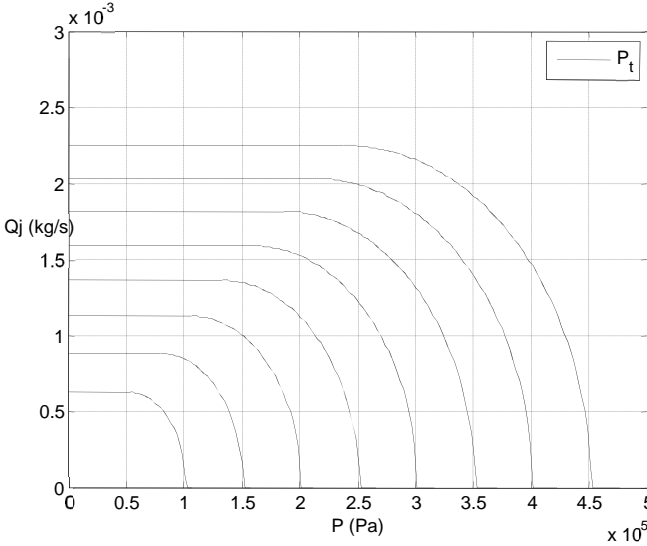


Figure III.25 : Débit pour 6 orifices.

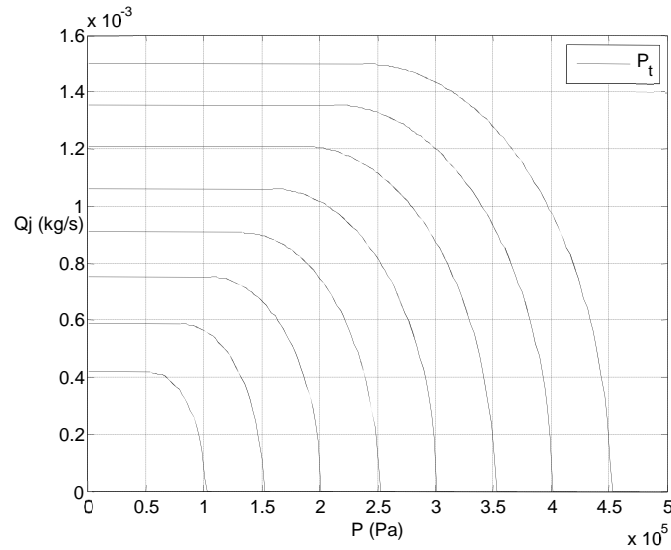


Figure III.26 : Débit pour 4 orifices.

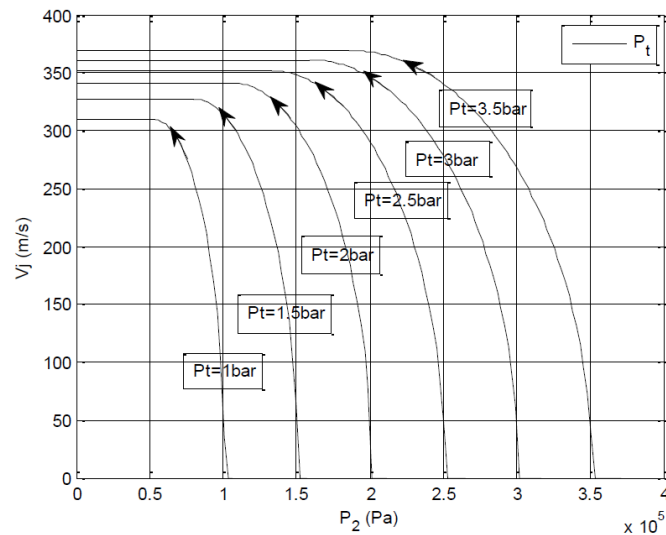


Figure III.27: Evolution de la vitesse du jet de soufflage.

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.

Tableau III.4: Vitesse du jet en fonction de  $P_t$ .

$P_t$ (bar)	1	2	3
$V_{jet}$ (m/s)	341.1	361.3	376.4

Tableau III.5 : Débit massique (Kg/s) en fonction de  $P_t$  et le nombre d'orifice.

$P_t$ (bar)	a	b	c	d
1	$2.627 \times 10^{-3}$	$1.501 \times 10^{-3}$	$1.126 \times 10^{-3}$	$0.7465 \times 10^{-3}$
2	$3.712 \times 10^{-3}$	$2.121 \times 10^{-3}$	$1.591 \times 10^{-3}$	$1.06 \times 10^{-3}$
3	$4.745 \times 10^{-3}$	$2.711 \times 10^{-3}$	$2.034 \times 10^{-3}$	$1.356 \times 10^{-3}$

### III.7. Coefficient de pression ( $C_p$ ) :

Nous présentons ici le coefficient de pression pour les trois vitesses suivantes (54 Km/h, 90 Km/h, 108 Km/h).

Expression de coefficient de pression :

$$C_p = \frac{(p-p_\infty)}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{(Z-Z_\infty)}{(Z_A-Z_\infty)}$$

Dans ce qui suit on donne des cartographies des  $C_p$  obtenues à l'aide d'un programme « MATLAB » dans le cas sans contrôle pour des vitesses d'écoulement de 54 Km/h, 90 Km/h, et 108 Km/h.

Même si le sillage à l'arrière d'un corps d'Ahmed est fondamentalement instable, l'écoulement moyen en temps présente une macrostructure qui semble régir la traînée de pression créée à l'arrière de la maquette. Il est clairement décelable sur ces cartographies, que la couche de cisaillement sortant du bord latéral oblique, s'enroule dans un tourbillon longitudinal (A), d'une manière similaire à celle observée sur le bord latéral des ailes à faible rapport d'aspect.

Aux bords supérieur et inférieur du culot, la couche de cisaillement s'enroule comme indiqué sur la figure III.28, dans deux régions d'écoulement de recirculation B et C, situées l'une sur l'autre.

Comme l'écoulement sur la lunette arrière est influencé par le tourbillon marginal A sortant du bord latéral, l'intensité du tourbillon B dépend de la force du tourbillon A.

Les phénomènes d'écoulements observés dans cette étude peuvent être transposés à une esquisse schématique de résultats d'études antérieures présentée par Ahmed et al [12] (Figure III.31).

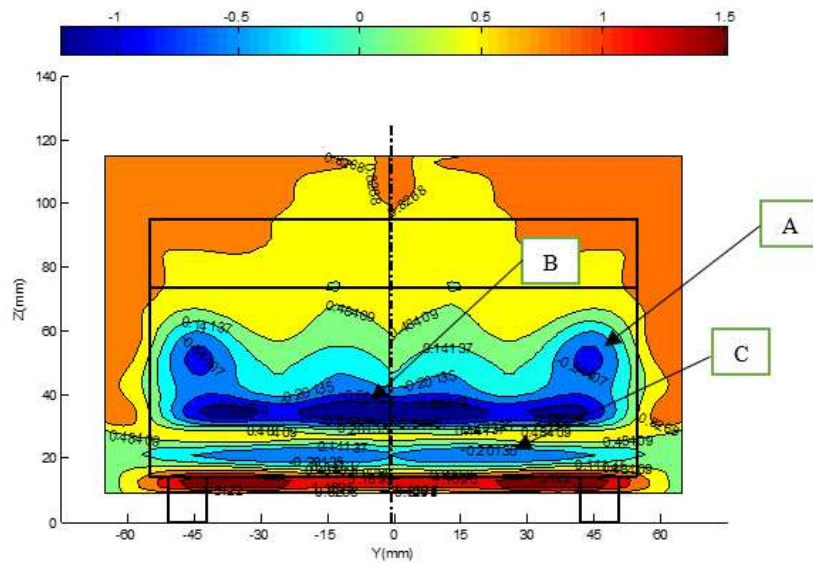


Figure III.28 : cartographie des  $C_p$  sans soufflage pour 54 Km/h,  $X/L_A = 0.22$ .

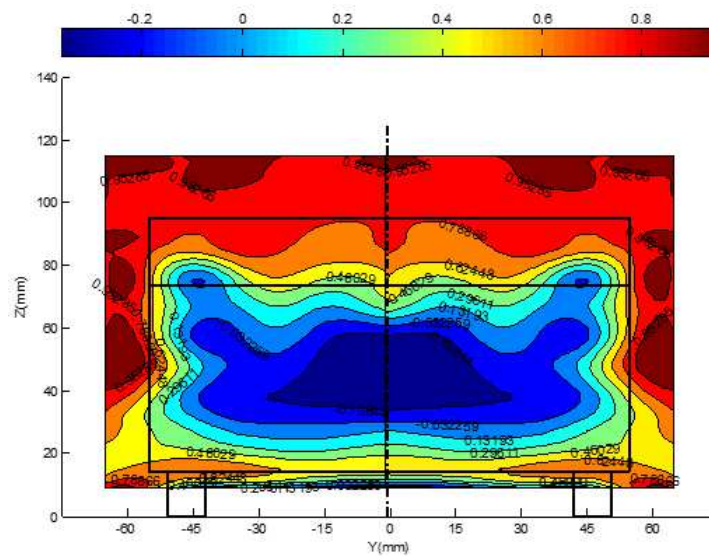


Figure III.29 : cartographie des  $C_p$  sans soufflage pour 90Km/h,  $X/L_A = 0.22$ .







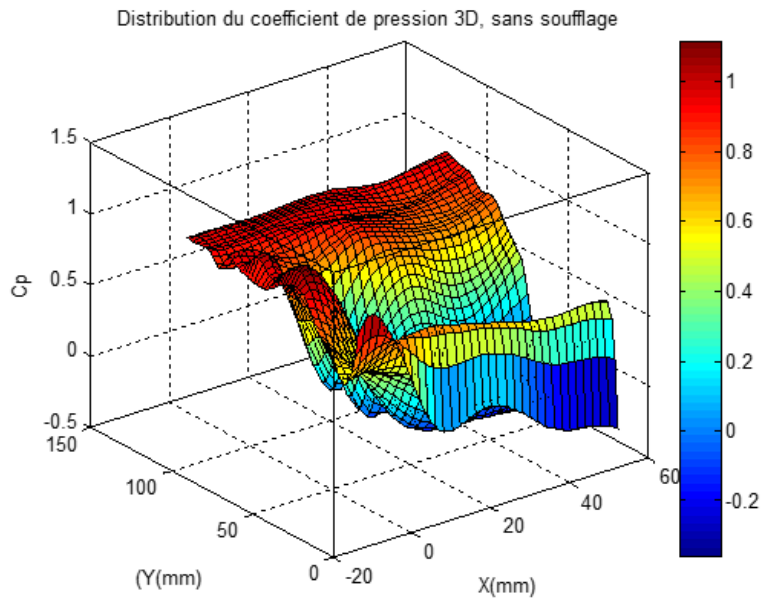


Figure III.35: Cp 3D, sans soufflage pour 90 m/s,  $X/LA = 0.22$ .

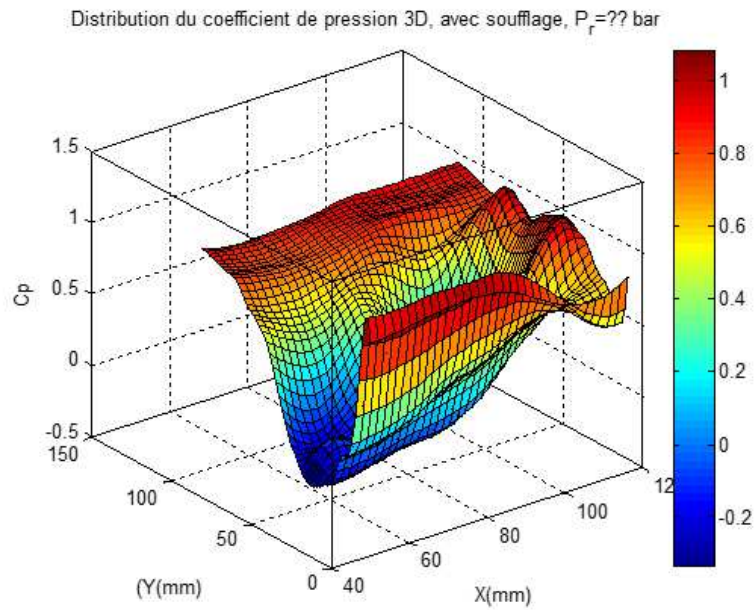
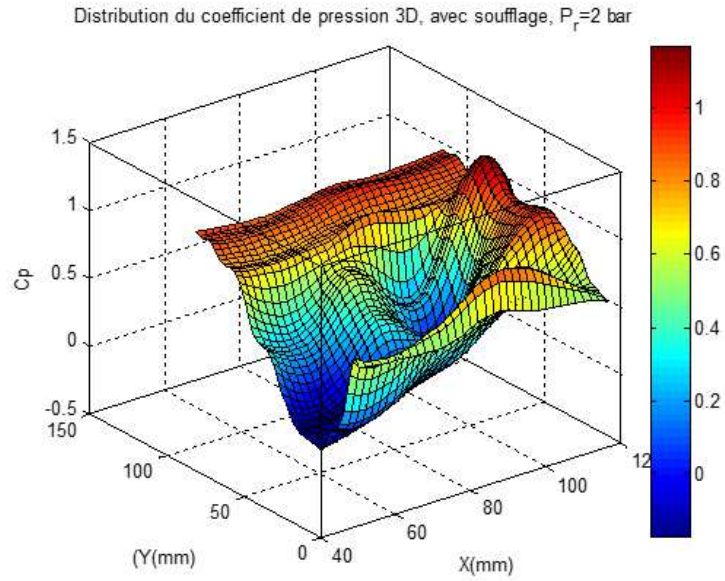
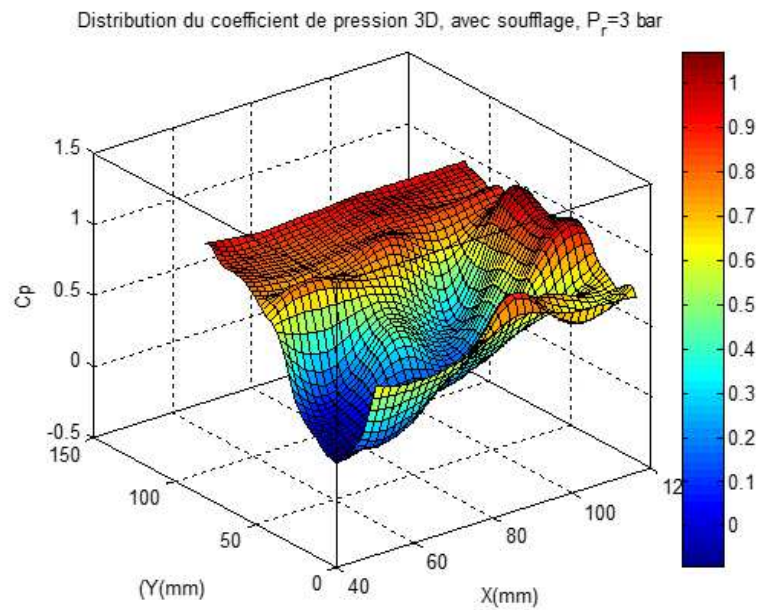


Figure III.36: Cp 3D, avec soufflage ( $P_r = 1$  bar) pour 90 m/s,  $X/LA = 0.22$ .



**Figure III.37:**  $C_p$  3D, avec soufflage ( $P_r = 2$ bar) pour 90 m/s,  $X/LA = 0.22$ .



**Figure III.38:**  $C_p$  3D, avec soufflage ( $P_r=3$ bar) pour 90 m/s,  $X/LA = 0.22$ .

Les valeurs du coefficient de pression moyen obtenues pour une vitesse d'écoulement de 90 Km/h, un mode de soufflage complet et trois pressions à l'état générateurs sont résumées sur le tableau III.7 ci-dessous.

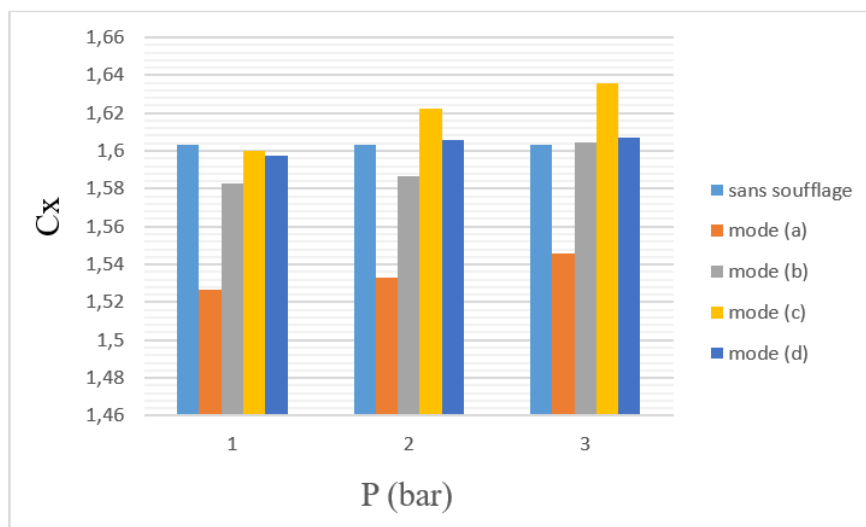
**Tableau III.7 :** Récapitulation des valeurs de  $C_p$  issues de résultats expérimentaux (mode (a), vitesse 90 Km/h).

Vitesse 90 Km/h	$C_{p\text{ moy sans soufflage}}$	$C_{p\text{ moy avec soufflage}}$	Gains de $C_p$ (%)	Gains de $C_x$ (%)
1 bar	0.4682	0.4861	3.8198	-2.07
2 bar	0.4682	0.5251	12.1357	-7.8
3 bar	0.4682	0.5844	24.8017	-11.25

### III.8. Efforts aérodynamiques et gains :

Nous présenterons ici la variation du coefficient de traînée  $C_x$  et les gains pour les différentes vitesses d'écoulement d'air (54 Km/h, 90 Km/h, 108 Km/h) et pour quatre modes de contrôle conformément au tableau III.1.

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



**Figure III.39 :** Variation du  $C_x$  à 54 Km/h, 20°.

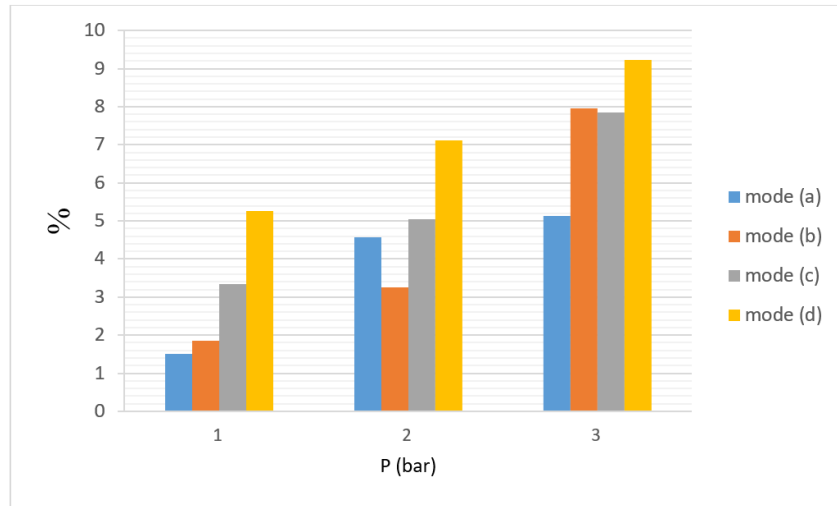


Figure III.40 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 54 Km/h.

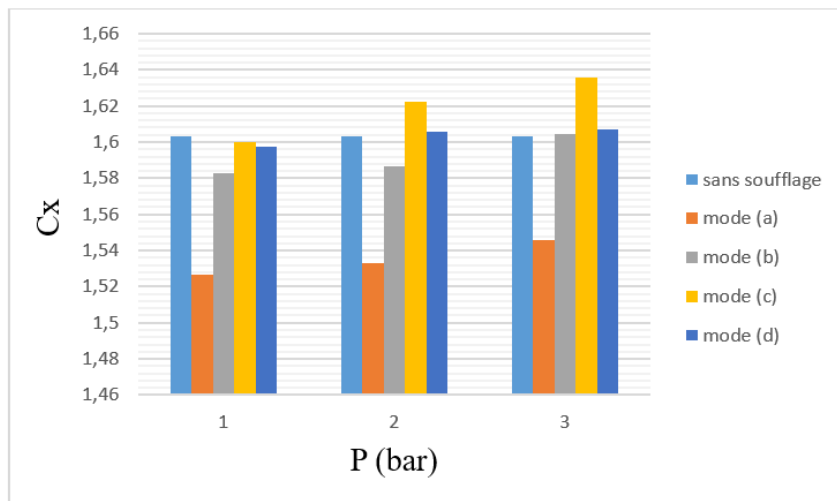


Figure III.41 : Variation du  $C_x$  à 90 Km/h, 20°.

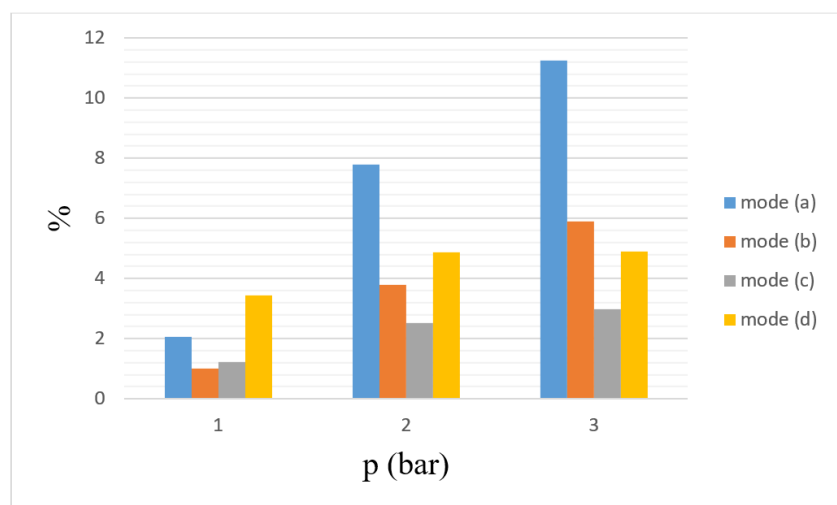


Figure III.42 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 90 Km/h.

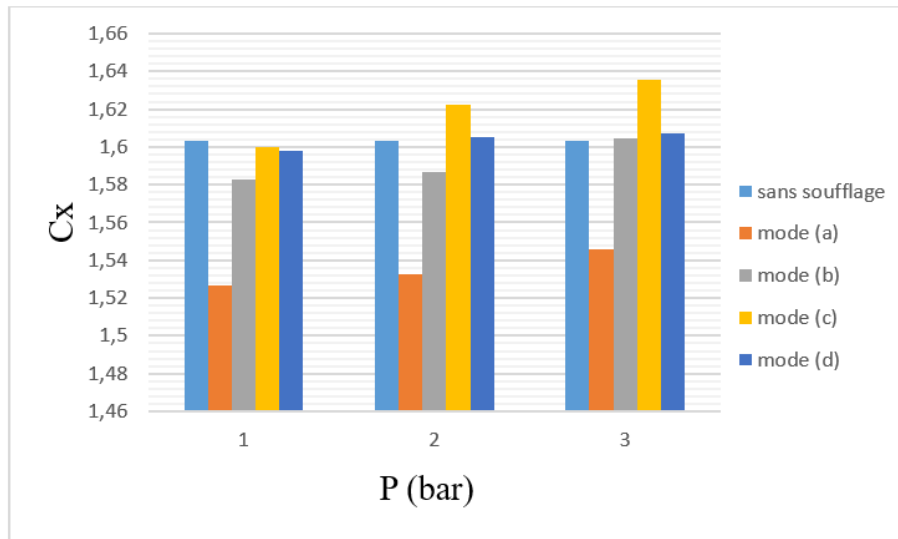


Figure III.43 : Variation du Cx à 108 Km/h, 20°.

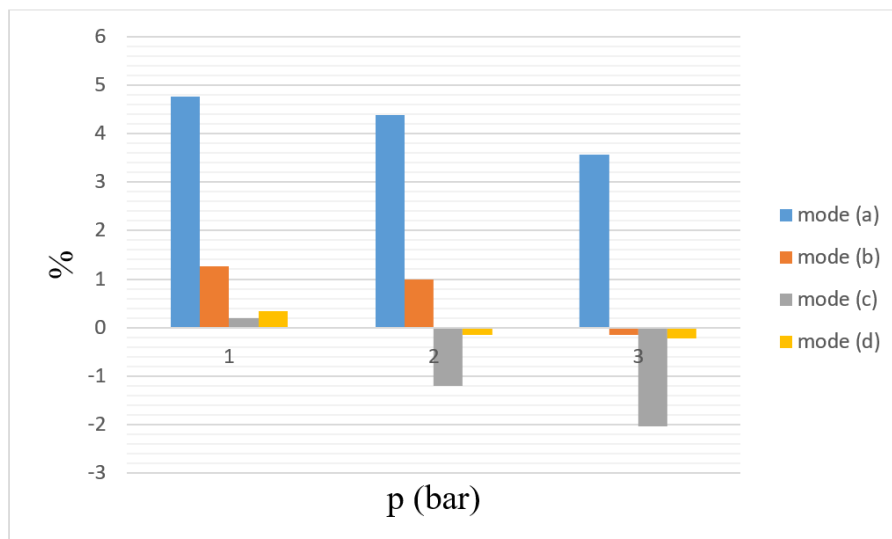


Figure III.44 : Gain en traînée pour la vitesse d'écoulement de 108 Km/h.

L'étude paramétrique du contrôle par soufflage continu à travers une série de micro-orifices, présentée précédemment à travers les courbes histogrammes, permet de tirer les conclusions suivantes :

- Cx augmente proportionnellement avec la vitesse de l'écoulement à l'infini amont.
- Dans L'ensemble des modes de contrôle testé, la réduction de la traînée pour les vitesses (54 Km/h et 90 Km/h) est directement liée au débit d'air injecté. En effet, la traînée diminue avec l'augmentation du débit d'air de soufflage, qui diminue lorsque la vitesse de jet et le débit augmentent. Tandis que pour la vitesse (108 Km/h), une

production d'une traînée parasite est engendrée avec l'application du soufflage, à l'exception du mode complet qui enregistre une réduction de la traînée.

- Le maximum de réduction du coefficient de traînée est obtenu dans le mode de soufflage complet à une pression de 3bar et qui est de l'ordre de 11.25%.

## Conclusion générale

Dans ce travail, nous avons présenté une contribution expérimentale qui a trait à l'étude de la réduction de la traînée sur un véhicule automobile par soufflage continu à travers une série de micro-orifices de faibles diamètres. Le contrôle actif par soufflage à l'aide de micro-orifices, constitue une solution de substitution très efficace comparativement aux solutions de soufflage classiques, car il permet une pénétration beaucoup plus importante du jet dans l'écoulement et une consommation moindre en termes du débit d'air de soufflage.

Pour s'affranchir des variantes de style, la géométrie utilisée est un véhicule automobile de type corps d'Ahmed. L'étude paramétrique a tenu compte de l'effet de la variation du débit de soufflage, du nombre de micro-orifices et de la vitesse de l'écoulement à l'infini amont tout en gardant en ligne de mire l'efficacité du contrôle sur la réduction de la traînée. Les autres paramètres géométriques tels que le diamètre, l'espacement, la position par rapport aux arêtes latérales du culot des orifices ainsi que leur angle d'inclinaison sont maintenus constants. Cependant, l'efficacité du contrôle peut changer en variant ces paramètres géométriques, ce qui fait que l'étude d'optimisation de l'efficacité du contrôle apparait en quelque sorte d'une manière simplifiée.

L'idée principale de ce travail est de réduire la section transversale du sillage à l'arrière du véhicule. Un contrôle par soufflage continu est donc effectué à travers une série de micro-orifices disposés verticalement de part et d'autre du culot de la maquette. L'angle de soufflage est fixé à  $45^\circ$  par rapport à l'écoulement de fluide à l'infini amont. Différentes vitesses d'écoulements sont prises en compte (54 Km/h, 90 Km/h et 108 Km/h).

Il en ressort à travers cette étude expérimentale, qu'en apportant de l'énergie cinétique au sillage, nous pouvons réduire sensiblement la traînée et par conséquent améliorer les performances aérodynamiques du véhicule. L'essentiel des résultats obtenus peut se résumer comme suit :

- A travers l'analyse des différents modes de soufflage testés, on constate que la meilleure réduction de traînée est obtenue pour le mode de soufflage (1 à 14), c'est-à-dire lorsque le soufflage se fait pratiquement sur toute la section transversale de culot,
- Lorsque l'on augmente la pression à l'état générateur, des réductions de traînée sont observées pour les vitesses de 54 Km/h et 90 Km/h ainsi que pour l'ensemble des modes de soufflage, tandis qu'une traînée parasite est créée pour la vitesse de 108 Km/h.
- Un maximum de réduction du coefficient de traînée de l'ordre de 11% est recensé en appliquant un soufflage complet à une pression de 3bar correspondant à la vitesse de 108 Km/h.
- Des modifications dans la topologie des champs de pression statique sont observées au niveau du sillage, qui se traduit par une augmentation de  $C_p$  de 25% en appliquant un soufflage complet.

Les améliorations intéressantes observées lors de cette étude expérimentale suggèrent cependant la possibilité de contrôler plus efficacement l'écoulement. Cette étude nécessite toutefois un investissement en temps et en ressource important afin de mettre en place des développements expérimentaux supplémentaires pour paramétrer, en particulier, l'inclinaison des micro-orifices de soufflage et leurs positions.

- [1] Faure, Thierry. Dynamique des fluides appliquée - Applications à l'aérodynamique. Sciences Sup, DUNOD. 2008.
- [2] Howard, G. Aérodynamique automobile : Théorie et pratique. Editions E/P/A, p. 207, Paris, 1986.
- [3] Leclerc, Cédric. Réduction de la traînée d'un véhicule automobile simplifié à l'aide du contrôle actif par jet synthétique. Thèse de doctorat. Université de Toulouse. 2008.
- [4] ASSOCIATION ADILCA : les lois physiques de l'automobile [En ligne]. [Consulté en Février 2020]. Disponible sur: ([www.adilca.com](http://www.adilca.com)).
- [5] Alexandre Baron, Arthur Moreau et Victor Moreau. A-initiation à l'aérodynamique. TPE : Le Shinkansen: héritier du Martin-pêcheur [En ligne]. [Consulté en Janvier 2020].
- [6] BEAUDRY, Jean-Paul et ROLLAND, Jean-Claude. Mécanique des fluides appliquée. Berger, 1995.
- [7] Joseph, Pierric. Application du contrôle par jets pulsés à un corps non profilé. Thèse de doctorat. Université Pierre et Marie Curie. 2012.
- [8] Eulalie, Yoann. Étude aérodynamique et contrôle de la traînée sur un corps de Ahmed culot droit. Thèse de doctorat. Université de Bordeaux. 2014.
- [9] Ouziaux, Roger et Perrier, Jean. Mécanique des fluides appliquée. Dunod, 1978.
- [10] Robinet, Jean-Christophe. Cours d'aérodynamique fondamentale. ENSAM, Sinumef, 2007.
- [11] Reynolds, Osborne. An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels. Philosophical Transactions of the Royal society of London, no 174, p. 935-982, 1883.
- [12] Amaury Païs, Glen Oumellal et Yann Valour. L'évolution de l'aérodynamisme, des trains jusqu'à l'Hyperloop [En ligne]. Lycée Sainte Chantal, Thomas Hélye Cherbourg, 2016-2017. [Consulté en Janvier 2020]. Disponible sur: <http://tpe-aerodynamisme.e-monsite.com/accueil.html>
- [13] Mohamed Gad-el Hak : Flow control : The future. Journal of Aircraft, 38(3):402-418, 2001.

- [14] Lin, John. Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators. In : 30th Fluid Dynamics Conference. p. 3404. 1999.
- [15] Schlichting, H. et Gersten, K. Boundary-Layer Theory. MacGraw Hill. New York, 1979.
- [16] Modi, V. J. Moving surface boundary-layer control: a review. Journal of fluids and structures, vol. 11, no 6, p. 627-663, 1997.
- [17] ALOUI, Fethi. Etude de contrôle des écoulements, Thèse de doctorat, Université de Toulouse.2010.
- [18] Godard, Gilles et Stanislas, Michel. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. Aerospace Science and Technology, vol. 10, no 3, p. 181-191, 2006.
- [19] Yaiche, Mustapha et Benhamna, Madjid. Réduction de la traînée de forme par soufflage- Application à l'automobile. Mémoire de fin d'études. Université Mouloud Mammeri Tizi-Ouzou. 2017.
- [20] Gustavsson T., Brevet n° WO-2003045768 A1, 2003.
- [21] Gilliéron P., Brevet n° FR 2 848 521 – A1, 2002
- [22] Ahmed, Syed R., G. Ramm, and G. Faltin. Some salient features of the time-averaged ground vehicle wake. SAE Transactions, 1984, p. 473-503.