



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

**UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI – TIZI OUZOU**  
**FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION**  
**DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE**

En vue de l'obtention du Diplôme Master Académique en Génie  
Mécanique  
Option : Énergétique

## **Thème**

# **Etude de la traînée d'un véhicule automobile mono-corps**

**Proposé et dirigé par :**

**M. TEBBICHE. H**

**M. BOUTOUDJ. M.S**

**Réalisé par**

**M. LACEB Seddik**

**M. AIT TALEB Belkacem**

Promotion 2019/2020

# REMERCIEMENTS

*Nous remercions tout d'abord Dieu qui nous a donné le courage et la force pour achever ce travail*

*Nous tenons à remercier en premier lieu les personnes sans qui ce travail n'aurait jamais vu le jour.*

*Tout d'abord nous remercions nos promoteurs M. **TEBBICHE. H** et M. **BOUTOUDJ. M.S**, qui nous ont offert l'opportunité de réaliser ce mémoire et pour leur patience, leurs disponibilités et surtout leur judicieux conseils qui ont contribué à alimenter nos réflexions.*

*Nous tenons à remercier également les membres de jury d'avoir accepté d'évaluer notre travail.*

*Un énorme remerciement pour nos parents, frères et sœurs ainsi qu'à nos amis.*

# Dédicaces

*Du profond de mon cœur je dédie ce modeste travail à tous ceux qui  
me sont chers,*

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

*Mon frère et ma sœur*

*Ma famille sans exception et tout particulièrement à mon grand père  
que Dieu très haut lui accorde Santé et longue vie.*

*Mes amis ainsi que Tous les étudiants de ma promotion*

***LACEB Seddik***

*Je dédie ce travail à mes parents en signe de reconnaissances pour  
tout ce qu'ils ont consenti comme efforts, rien que pour me voir  
réussir,*

*À mes frères et ma sœur AIT TALEB Souad ainsi que son mari et sans  
oublier leur petit ange Chanez et à toute la famille sans exception.*

*À tous mes amis sans exception*

***AIT TALEB Belkacem***

---

## Nomenclature

---

|            |   |  |
|------------|---|--|
| $C_A$      | Coefficient de force axiale               | /                                      |
| $C_D$      | Coefficient de dissipation                | /                                      |
| $C_f$      | Coefficient de frottement                 | /                                      |
| $C_m$      | Coefficient de moment                     | /                                      |
| $C_N$      | Coefficient de force normal               | /                                      |
| $C_p$      | Coefficient de pression                   | /                                      |
| $C_x$      | Coefficient de traînée.                   | /                                      |
| $C_z$      | Coefficient de portance                   | /                                      |
| $c_p$      | Capacité calorifique à pressions constant | [kJ kg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ] |
| $d$        | Diamètre des pieds cylindriques           | [m]                                    |
| $F_A$      | Force axiale                              | [N]                                    |
| $F_N$      | Force normale                             | [N]                                    |
| $F_x$      | Force de traînée                          | [N]                                    |
| $F_z$      | Force de portance                         | [N]                                    |
| $f$        | Force                                     | [N]                                    |
| $g$        | Accélération gravitationnelle             | [m s <sup>-2</sup> ]                   |
| $H$        | Enthalpie                                 | [kJ kg <sup>-1</sup> ]                 |
| $h_p$      | Hauteur des pieds cylindriques            | [m]                                    |
| $h^*$      | Hauteur de la maquette                    | [m]                                    |
| $h_1$      | Hauteur de la 1 <sup>ère</sup> plaque     | [m]                                    |
| $h_2$      | Hauteur de la 2 <sup>ème</sup> plaque     | [m]                                    |
| $L$        | Longueur de référence                     | [m]                                    |
| $L_1$      | Largeur la 1 <sup>er</sup> plaque         | [m]                                    |
| $L_2$      | Largeur la 2 <sup>ème</sup> plaque        | [m]                                    |
| $l$        | Largeur de la géométrie                   | [m]                                    |
| $m$        | Masse                                     | [kg]                                   |
| $n$        | Nombre de coefficient de pression         | /                                      |
| $P$        | Pression                                  | [pa]                                   |
| $P_{cr}$   | Pression critique                         | [pa]                                   |
| $Q$        | Débit massique                            | [kg s <sup>-1</sup> ]                  |
| $q_\infty$ | Pression dynamique                        | [pa]                                   |
| $q_v$      | Débit volumique                           | [m <sup>3</sup> s <sup>-1</sup> ]      |

|             |   |                                       |
|-------------|---|---------------------------------------|
| $R$         | Rayon de courbure de la maquette                          | [m]                                   |
| $S$         | Surface   | [m <sup>2</sup> ]                     |
| $S_x$       | Surface projetée dans le sens de l'écoulement du véhicule | [m <sup>2</sup> ]                     |
| $s$         | Section de l'orifice                                      | [m <sup>2</sup> ]                     |
| $T$         | Température   | [K]                                   |
| $T_{cr}$    | Température critique                                      | [K]                                   |
| $t$         | Temps   | [s]                                   |
| $u_e$       | Vitesse à extérieur                                       | [m s <sup>-1</sup> ]                  |
| $V$         | Vitesse   | [m s <sup>-1</sup> ]                  |
| $V_j$       | Vitesse du jet  | [m s <sup>-1</sup> ]                  |
| $V_\infty$  | Vitesse à l'infinie                                       | [m s <sup>-1</sup> ]                  |
| $v$         | Volumique   | [m <sup>3</sup> ]                     |
| $v_m$       | Volume massique   | [m <sup>3</sup> kg <sup>-1</sup> ]    |
| $z$         | Hauteur   | [m]                                   |
| $\alpha$    | L'angle de la lunette arrière                             | /                                     |
| $\beta$     | L'angle entre la corde et l'incidence                     | [°]                                   |
| $\gamma$    | Indice adiabatique du gaz parfait                         | [°]                                   |
| $\delta_1$  | Épaisseur de la couche limite                             | [m]                                   |
| $\theta$    | Épaisseur de la quantité de mouvement                     | [m]                                   |
| $\omega$    | Force du moment   | [N/m]                                 |
| $\lambda$   | Conductivité thermique                                    | [W K <sup>-1</sup> m <sup>-1</sup> ]  |
| $\mu$       | Viscosité dynamique                                       | [kg m <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> ] |
| $\rho$      | Masse volumique   | [kg m <sup>-3</sup> ]                 |
| $\rho_e$    | Masse volumique à extérieur                               | [kg m <sup>-3</sup> ]                 |
| $\rho_{cr}$ | Masse volumique critique                                  | [kg m <sup>-3</sup> ]                 |
| $\tau_p$    | Frottement à la paroi                                     | [pa]                                  |
| $\Delta$    | Epaisseur d'énergie                                       | [m]                                   |
| $\delta_a$  | Epaisseur d'énergie cinétique                             | [m]                                   |
| $\phi_p$    | Flux de chaleur pariétal                                  | [W]                                   |
| $\phi$      | Diamètre des orifices                                     | [m]                                   |
| $f_j$       | Facteur de forme  | /                                     |

## Liste des figures

|   |    |
|---|----|
| <b>Figure I.1</b> : variation de la viscosité en fonction de la température.....  | 4  |
| <b>Figure I.2</b> : Ecoulement laminaire.....   | 4  |
| <b>Figure I.3</b> : Ecoulement turbulent.....   | 5  |
| <b>Figure I.4</b> : Ecoulement tourbillonnaire.....   | 5  |
| <b>Figure 1.5</b> : La surface du véhicule projetée dans le sens de l'écoulement.....   | 7  |
| <b>Figure 1.6</b> : Résultante des forces aérodynamiques et décompositions.....   | 9  |
| <b>Figure I.7</b> : a) Perte de débit due à la couche limite, b) Epaisseur de déplacement d'une couche limite.....  | 12 |
| <b>Figure I.8</b> : Décollement de la couche limite sur une plaque plane profil inclinée.....   | 14 |
| <b>Figure I.9</b> : Décollement pour un écoulement externe (figure de gauche) et pour un écoulement confiné (figure de droite) .Le point D représente le point de décollement. .... | 15 |
| <b>Figure I.10</b> : Répartition moyenne des contributions des différentes zones d'une voiture à la traînée.....  | 16 |
| <b>Figure I.11</b> : Décollement caractéristique en aval de l'obstacle profilé ou non.  | 17 |
| <b>Figure II.1</b> : Champ de vorticité instantanée $\omega_y$ et lignes de courant dans le sillage de la géométrie.....  | 19 |
| <b>Figure II.2</b> : <b>Classification</b> des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie.....   | 20 |
| <b>Figure II.3</b> : <b>Exemples</b> de générateurs de vortex (illustrées par trois différentes formes : a, b et c).....  | 20 |
| <b>Figure II.4</b> : <b>Plaques</b> séparatrices transversales et les zones de recirculation du fluide.....   | 21 |
| <b>Figure II.5</b> : Plaques séparatrices longitudinales.....   | 22 |
| <b>Figure II.6</b> : <b>Boucle</b> de contrôle ouverte (contrôle réactif sans asservissement).  | 23 |
| <b>Figure II.7</b> : Boucle de contrôle fermée (contrôle réactif avec asservissement).  | 23 |
| <b>Figure II.8</b> : <b>Schéma</b> récapitulatif dans le plan longitudinal médian des mécanismes de contrôle par soufflage sur une géométrie simplifiée de type culot droit.....    | 24 |

|   |    |
|---|----|
| <b>Figure II.9 :</b> Représentation schématique du jet synthétique en (a) phase de soufflage et (b) phase d'aspiration..... | 25 |
| <b>Figure III.1 :</b> Soufflerie aérodynamique.....   | 28 |
| <b>Figure III.2 :</b> Balance aérodynamique.....  | 28 |
| <b>Figure III.3 :</b> Conditionneur.....  | 29 |
| <b>Figure III.4 :</b> Convertisseur .....   | 29 |
| <b>Figure III.5 :</b> Interface pulse.....  | 30 |
| <b>Figure III.6 :</b> (a) compresseur (b) dispositif chambre de tranquillisation, vanne et manomètre.....                   | 31 |
| <b>Figure III.7 :</b> rampe.....  | 31 |
| <b>Figure III.8 :</b> Tube de Pitot.....  | 32 |
| <b>Figure III.9 :</b> Multi manomètre.....  | 33 |
| <b>Figure III.10 :</b> capteur de pression.....   | 34 |
| <b>Figure III.11 :</b> Les dimensions du cor d'Ahmed .....  | 34 |
| <b>Figure III.12 :</b> représentation de la maquette réalisée sur Soli Works.....   | 35 |
| <b>Figure III.13 :</b> plancher de la maquette.....   | 36 |
| <b>Figure III.14 :</b> partie supérieur de la maquette.....   | 36 |
| <b>Figure III.15 :</b> La partie avant de la maquette.....  | 37 |
| <b>Figure III.16 :</b> La partie rajoutée pour avoir culot droit.....   | 37 |
| <b>Figure III.17 :</b> Numérotation des orifices de soufflage sur le culot droit.....                                       | 38 |
| <b>Figure III.18 :</b> Variation du $C_x$ au mode sans soufflage.....   | 42 |
| <b>Figure III.19 :</b> Variation du $C_x$ aux différents modes de soufflage à une vitesse de 54 km/h.....                   | 43 |
| <b>Figure III.20 :</b> Variation du $C_x$ aux différents modes de soufflage a une vitesse de 72 km/h.....                   | 43 |
| <b>Figure III.21 :</b> Variation du $C_x$ aux différents modes de soufflage à une vitesse de 90 km/h.....                   | 44 |
| <b>Figure III.22 :</b> Variation du $C_x$ aux différents modes de soufflage a une vitesse de 108 km/h.....                  | 44 |
| <b>Figure III.23 :</b> Topologie de l'écoulement décollé sur un culot.....  | 45 |
| <b>Figure III.24 :</b> Corps d'Ahmed à culot droit à une seul plaque séparatrice.....                                       | 46 |
| <b>Figure III.25 :</b> Corps d'Ahmed à culot droit à deux plaques séparatrices.....   | 46 |
| <b>Figure III.26 :</b> Système de fixation des plaques séparatrices.....  | 47 |
| <b>Figure III.27 :</b> Variation du $C_x$ pour différentes vitesses en mode une plaque.....                                 | 48 |

|   |    |
|---|----|
| <b>Figure III.28 :</b> Variation du $C_x$ à différentes vitesses au mode deux plaques.....  | 49 |
| <b>Figure III.29 :</b> Evolution du débit massique de 14 orifices en fonction de la pression totale.....  | 50 |
| <b>Figure III.30 :</b> Evolution du débit massique de 8 orifices en fonction de la pression totale.....   | 51 |
| <b>Figure III.30 :</b> Evolution du débit massique de 6 orifices en fonction de la pression totale.....   | 51 |
| <b>Figure III.32 :</b> Evolution du débit massique de 4 orifices en fonction de la pression totale.....   | 52 |
| <b>Figure III.33 :</b> Evolution de la vitesse du jet en fonction de la pression totale....   | 52 |
| <b>Figure III.34 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 54 |
| <b>Figure III.35 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 54 |
| <b>Figure III.36 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 55 |
| <b>Figure III.37 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.10$ .....        | 55 |
| <b>Figure III.38 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à deux plaques pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.27$ .....      | 56 |
| <b>Figure III.39 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 72 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 56 |
| <b>Figure III.40 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 72 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 57 |
| <b>Figure III.41 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 72 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 57 |
| <b>Figure III.42 :</b> Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 72 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.10$ .....        | 58 |



|  |    |
|--|----|
| <b>Figure III.43</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.24$ .....  | 58 |
| <b>Figure III.44</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.24$ .....  | 59 |
| <b>Figure.III.45</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.24$ .....  | 59 |
| <b>Figure III.46</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à deux plaque pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.27$ .....        | 60 |
| <b>Figure III.47</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.10$ .....         | 60 |
| <b>Figure III.48</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 108 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 61 |
| <b>Figure III.49</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 108 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 61 |
| <b>Figure III.50</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 108 km/h, $z/L=0.24$ ..... | 62 |
| <b>Figure III.51</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 108 km/h, $z/L=0.24$ et $z/L=0.10$ .....        | 62 |
| <b>Figure III.52</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ entre une plaque avec à deux plaques pour une vitesse de 54 km/h, $z/L=0.10$ et $z/L=0.27$ .....                | 63 |
| <b>Figure III.53</b> : Cartographie comparatrice des $C_p$ entre une plaque avec à deux plaques pour une vitesse de 90 km/h, $z/L=0.10$ et $z/L=0.27$ .....                | 63 |
| <b>Figure III.54</b> : Courbes de $C_{p\text{ moy}}$ en fonction de la vitesse en mode de soufflage complet à 1, 2, et 3 bar et sans soufflage.....                        | 65 |
| <b>Figure III.55</b> : Courbes de $C_{p\text{ moy}}$ en fonction de la vitesse en mode une plaque et sans soufflage.....   | 66 |

---

## Liste des tableaux

---

|   |    |
|---|----|
| <b>Tableau III.1 :</b> Modes de soufflage utilisés.....   | 41 |
| <b>Tableau III.2 :</b> Valeurs de $C_x$ pour chaque mode de soufflage à lunette<br>arrière $\alpha=20^\circ$ .....          | 41 |
| <b>Tableau III.3 :</b> Valeurs des $C_x$ obtenus avec et sans soufflage.....  | 42 |
| <b>Tableau III.4 :</b> Dimensions et distances des plaques séparatrices.....  | 47 |
| <b>Tableau III.5 :</b> Comparaison des résultats obtenus en mode une et deux<br>plaques avec le mode sans soufflage.....    | 48 |
| <b>Tableau III.6 :</b> Pression statique correspondant aux vitesses de mesure.....  | 50 |
| <b>Tableau III.7 :</b> La vitesse du jet en fonction de la pression totale .....  | 53 |
| <b>Tableau III.8 :</b> Le débit massique en fonction de la pression totale .....  | 53 |
| <b>Tableau III.9 :</b> Valeurs du coefficient de pression moyen en mode sans<br>soufflage et avec soufflage complet.....    | 64 |
| <b>Tableau III.10 :</b> Valeurs du coefficient de pression moyen en mode sans<br>soufflage et avec une et deux plaques..... | 65 |

---

## Sommaire

---

|  |    |
|--|----|
| Introduction générale.....   | 1  |
| Chapitre I : Notions de mécanique des fluides.....                             | 3  |
| I.1. Introduction :.....   | 3  |
| I.2.Définition d'un fluide .....   | 3  |
| I.3. Propriétés des fluides.....   | 3  |
| I.3.1. Masse volumique des fluides.....  | 3  |
| I.3.2. La viscosité.....   | 3  |
| I.4. Les écoulements de l'air .....  | 4  |
| I.5.Rappels de mécanique des fluides .....                                     | 5  |
| I.5.1.Equation de continuité.....  | 5  |
| I.5.2.Conservation de la quantité de mouvement.....                            | 6  |
| I.6. Notions l'Aérodynamique .....   | 6  |
| I .6.1 : L'aérodynamique des véhicules terrestre.....                          | 7  |
| I.6.2.Forces aérodynamiques.....   | 7  |
| I.6.2.1.Force de portance.....   | 7  |
| I.6.2.2.Force de traînée .....   | 8  |
| I.6.2.3.Les différentes traînées.....  | 8  |
| I.6.3.Les principaux coefficients aérodynamiques.....                          | 8  |
| I.6.4. Autres coefficients caractérisant l'effet d'un fluide sur un corps..... | 10 |
| I.6.4.1. Action de la pression.....  | 10 |
| I.6.4.2. Action du frottement .....  | 11 |
| I.7.La couche limite.....  | 11 |
| I .7.1Grandeurs caractéristiques de la couche limite.....                      | 11 |
| I.7.2.Epaisseur de déplacement de la couche limite.....                        | 12 |
| I.7.3.Epaisseur de la quantité de mouvement de la couche limite.....           | 13 |
| I.8.Décollement de la couche limite.....                                       | 13 |
| I.8.1.Cause physique à l'origine du décollement de couche limite.....          | 14 |
| I.8.2. Décollement de la couche limite sur un véhicule automobile.....         | 15 |
| I.8.3.Zones d'influence du décollement sur un véhicule automobile.....         | 16 |
| I .8.4.Conséquence du décollement de la couche limite d'un corps non profilé   | 16 |
| I.9.Conclusion.....  | 17 |
| Chapitre II : contrôle des écoulements.....                                    | 18 |

|   |    |
|---|----|
| II.1.introduction.....  | 18 |
| II.2. L'écoulement sans contrôle .....                                      | 18 |
| II.3. L'écoulement avec contrôle.....                                       | 19 |
| II.3.1.Classification des contrôles .....                                   | 19 |
| II.4. contrôle passive.....   | 20 |
| II.4.1. Les plaques séparatrices transversales.....                         | 21 |
| II.4.2. Les plaques séparatrices longitudinales.....                        | 21 |
| II.4.3 contrôle actif.....  | 22 |
| II.4.3.1. Contrôle par soufflage .....                                      | 24 |
| II.4.3.2. Le contrôle par jet synthétique .....                             | 24 |
| II.4.4. Le contrôle couplé passif-actif.....                                | 25 |
| II.5. Conclusion :.....   | 26 |
| Chapitre III : Contrôle de l'écoulement autour d'un corps d'Ahmed .....     | 27 |
| III.1. Introduction .....   | 27 |
| III.2. Appareillage utilisé .....   | 27 |
| III.2.1. Soufflerie.....  | 27 |
| III.2.2. Balance aérodynamique.....   | 28 |
| III.2.3. Conditionneur .....  | 29 |
| III.2.4. Convertisseur .....  | 29 |
| III.2.5. Interface numérique.....   | 30 |
| III.2.6. Système de Compression .....                                       | 30 |
| III.2.7. Rampe de soufflage.....  | 31 |
| III.2.8. Tube de Pitot.....   | 31 |
| III.2.9. Multi manomètre :.....   | 33 |
| III.2.10. Capteur de pression.....  | 33 |
| III.3. Description de la maquette.....                                      | 34 |
| III.4. L'assemblage de la maquette .....                                    | 35 |
| III.5. Disposition des orifices sur l'arrière de la maquette .....          | 37 |
| III.6. Calcul du débit.....   | 38 |
| III.7. Résultats obtenus.....   | 40 |
| III.7.1.Modes de soufflage .....  | 40 |
| III.7.2. Modes de contrôle avec les plaques séparatrices transversales..... | 45 |
| III.7.2.1. Conception et fixation des plaques sur la maquette .....         | 45 |
| III.7.2.2. Résultats obtenus pour les deux modes de contrôle .....          | 47 |

|   |    |
|---|----|
| III.8. Calcul de la pression statique au niveau des orifices..... | 49 |
| III.9. Courbes théorique des débits et de la vitesse de jet.....  | 50 |
| III.10. Coefficients de pression $C_p$ et cartographies.....      | 53 |
| III.11. Conclusion .....  | 66 |
| Conclusion générale.....  | 68 |
| Référence .....   | 70 |

---

## Introduction générale

---

Le réchauffement climatique est le phénomène d'augmentation de température sur l'étendue de notre planète. Il concerne aussi bien les océans que la mince pellicule englobant le globe le réchauffement est accentuée depuis le XXI siècle et continué à s'exacerber à cause de l'activité humaine, produisant toujours plus de dioxyde de carbone.

Le secteur automobile est l'un des plus polluants, pour y remédier les constructeurs se sont ainsi engagés à limiter les émissions moyennes de  $\text{CO}_2$  des véhicules par différents moyens : l'utilisation des biocarburants, la réduction de la puissance des moteurs ou encore la diminution de la traînée aérodynamique caractérisée par son coefficient  $C_x$ .

Cette dernière solution reste la plus réaliste de nos jours avec aussi des résultats prometteurs. Une étude menée par le Comité des Constructeurs Français d'Automobiles a montré qu'une réduction de 10% du  $C_x$  réduit la consommation des véhicules d'environ 0.2 l/100 km à vitesse stabilisée à 90 km/h.

Dans ce contexte, les aérodynamiciens s'efforcent aujourd'hui de développer des solutions de contrôles de l'écoulement afin de réduire le décollement de l'air, et par conséquent améliorer les performances aérodynamiques des véhicules.

Notre sujet de mémoire de fin d'étude s'intéresse particulièrement à l'étude de la traînée sur une forme simplifiée de voiture, le corps d'Ahmed à culot droit et les méthodes de réductions de cette dernière en expérimentant deux types de contrôle de la couche limite: l'un actif (par soufflage à l'aide de micro orifices) et l'autre passif (par l'ajout de plaques séparatrices transversales).

En effet, le mémoire est composé de trois chapitres.

Dans le premier chapitre, nous avons fait un rappel des notions et des équations en relation avec le thème étudié, où on a intégré des définitions notamment en mécanique des fluides et en aérodynamique comme les différents écoulements, les forces qui s'exercent sur un objet en mouvement ainsi que les notions de couche limite.

La deuxième partie porte sur les modes de contrôle existant soit passifs ou actifs, où on a procédé à une classification selon leurs caractéristiques distinctes et chaque mode est accompagné d'exemple tel que l'ajout des plaques séparatrices et l'intégration du soufflage à la maquette.

Le dernier chapitre est consacré à la présentation de la partie pratique où sont indiquées les étapes de réalisation de la maquette représentative du corps d'Ahmed à culot droit, les matériaux utilisés, les résultats obtenus dans les différents modes de contrôle et qui sont donnés sous forme de graphes et de tableaux. En dernier lieu, on a procédé à une comparaison dans le but de déterminer la meilleure configuration permettant d'améliorer les performances de notre maquette.

---

# Chapitre I : Notions de mécanique des fluides

---



# Chapitre I : Notions de mécanique des fluides

## I.1. Introduction :

Ce premier chapitre est consacré à des rappels de mécanique des fluides. On donnera en particulier les définitions relatives à la couche limite et aux efforts aérodynamiques.

## I.2. Définition d'un fluide :

Un fluide est un corps dont les diverses particules peuvent se déplacer ou se déformer sous l'action d'une force très faible ; on distingue deux types de fluides.

Les liquides (eau, huile...) où les molécules sont plus espacées ; les forces intermoléculaires sont plus faibles que dans le cas des solides et les molécules ont la liberté de mouvement. Par conséquent, les liquides peuvent être facilement déformés (sans avoir la possibilité d'être très fortement comprimés comme pour les gaz) mais peuvent, par exemple, être versés dans des récipients ou s'écouler dans un tube. Les gaz (air, oxygène...) ont un espace entre les molécules encore plus grand et ont des forces intermoléculaires de cohésion extrêmement petites et par conséquent ils sont très facilement déformables et compressibles (ils peuvent remplir complètement le volume d'un récipient quelconque dans lequel ils sont placés).

## I.3. Propriétés des fluides.

### I.3.1. Masse volumique des fluides :

La masse volumique est définie comme la masse par unité de volume :

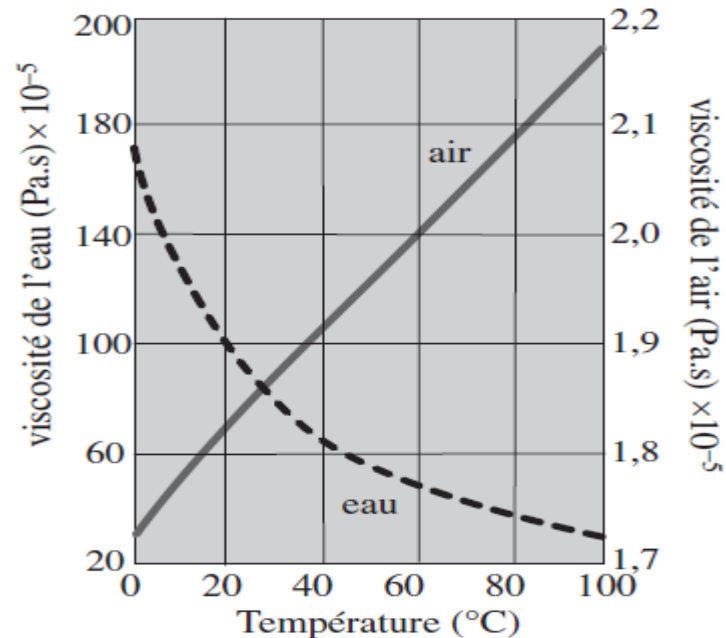
$$\rho = \lim_{\delta V \rightarrow 0} \frac{\delta m}{\delta v} = \frac{dm}{dv} \quad (\text{I} - 1)$$

La masse volumique d'un gaz change avec la pression mais celle d'un liquide peut être considérée comme constante en général. Par exemple, la masse volumique de l'eau à 4 °C et 1 atm (101 325 Pa, pression dans les conditions standards) est d'environ 1 000 kg.m<sup>-3</sup> alors que celle de l'air dans les conditions standards est d'environ 1,2 kg.m<sup>-3</sup> [1]

### I.3.2. La viscosité

La viscosité est le terme qui désigne la résistance d'un fluide à l'écoulement et au mouvement, c'est une propriété des collisions entre les particules voisines dans un fluide qui se déplace. La variation de la viscosité dépend principalement de la température. Dans le cas des gaz, une augmentation de la température entraîne un mouvement plus intense des molécules et accroît le mélange moléculaire et donc la viscosité.. Dans le cas d'un liquide et lorsque la température augmente, les molécules s'éloignent les unes des autres ; l'attraction

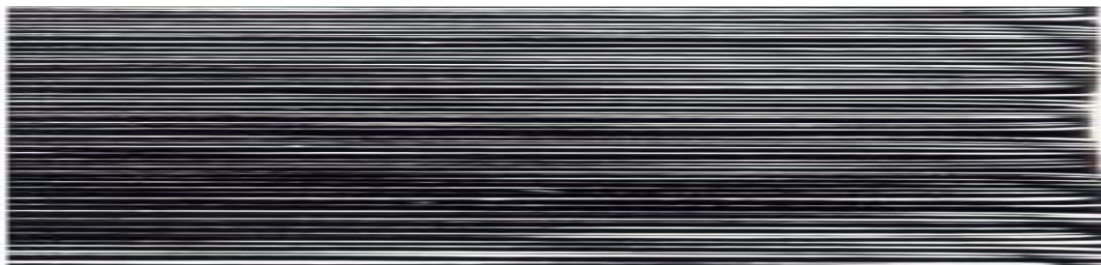
entre elles et la viscosité diminuent. La relation entre la température et la viscosité est par conséquent inversée pour un gaz et un liquide. La Figure I.1 montre la variation de la viscosité avec la température pour l'air et l'eau. [1]



**Figure I.1 :** Variation de la viscosité en fonction de la température. [1]

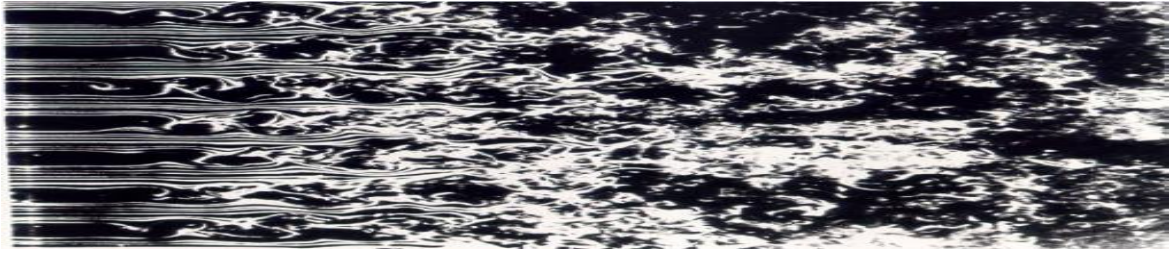
#### I.4. Les écoulements de l'air :

**-Ecoulement laminaire:** C'est l'écoulement d'un fluide dans une direction de telle façon que les lignes de courant glissent les unes sur les autres sans échanges de particules et les échanges d'énergie entre elles sont réduits. Elles suivent un mouvement rectiligne, le fluide se comporte comme s'il était incluí dans une multitude de tuyaux parallèles et juxtaposés.[2]



**Figure I.2 :** Ecoulement laminaire. [3]

**-Ecoulement turbulent:** L'écoulement turbulent est caractérisé par le mouvement irrégulier des particules, les tubes de courant ne se conservent pas au long de l'écoulement, les couches fluides se mélangent et les échanges d'énergie entre elles sont importants.



**Figure I.3 :** Ecoulement turbulent. [3]

**-Ecoulement tourbillonnaire:** L'écoulement est principalement un mouvement de rotation autour d'un axe, rectiligne ou incurvé associé au vecteur tourbillon porté par l'axe de rotation qui se calcule comme le rotationnel de la vitesse et il se caractérise par une intensité.



**Figure I.4 :** Ecoulement tourbillonnaire. [3]

## **I.5.Rappels de mécanique des fluides**

### **I.5.1.Equation de continuité**

L'équation de continuité traduit la conservation de la masse.

$$m = \iiint \rho \, dv \quad (I - 2)$$

$$\frac{dm}{dt} = \iiint \frac{\partial \rho}{\partial t} \, dv + \iint \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) \, ds = 0 \quad (I - 3)$$

$$\frac{dm}{dt} = \iiint \frac{\partial \rho}{\partial t} \, dv + \iiint \operatorname{div}(\rho \vec{V}) \, dv$$

$$= \iiint \left( \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{V}) \right) \, dv$$

$$= \frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0$$

$$= \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \text{div}(\vec{V}) + \vec{V} \overrightarrow{\text{grad}} \rho$$

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \text{div}(\vec{V}) = 0 \quad (I - 4)$$

Cas d'un écoulement permanent dans un tube de courant

$$\rho_1 V_1 S_1 = \rho_2 V_2 S_2 \quad (I - 5)$$

### I.5.2. Conservation de la quantité de mouvement

$$\frac{d}{dt} \iiint \rho \vec{V} dv = \iint \vec{f}_s dS + \iiint \rho \vec{f} dv \quad (I - 6)$$

En régime permanent, l'équation devient

$$\iint \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds = \underbrace{\iint \vec{f}_s dS}_{\text{force de contact}} + \underbrace{\iiint \rho \vec{f} dv}_{\text{force exterieur de volume}}$$

## I.6. Notions d'aérodynamique

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach.

### I.6.1 : Aérodynamique des véhicules terrestres

Pour un véhicule terrestre, les efforts liés à l'aérodynamique deviennent prépondérants à partir de 70 km/h. Au-delà de cette vitesse et notamment sur autoroute, cet effort est la première source de consommation d'un moteur. Il est donc essentiel de comprendre les phénomènes qui sont liés à la dynamique du fluide autour d'un véhicule en mouvement si l'on souhaite réduire cet impact.[4]

### I.6.2. Forces aérodynamiques

#### I.6.2.1. Force de portance

C'est la composante de la résultante des forces de pression qui s'exercent sur un corps en mouvement dans un fluide. Elle est perpendiculaire à la direction de la vitesse d'un corps se déplaçant dans un fluide (ou de la vitesse du fluide). Elle est donnée par l'équation suivante :

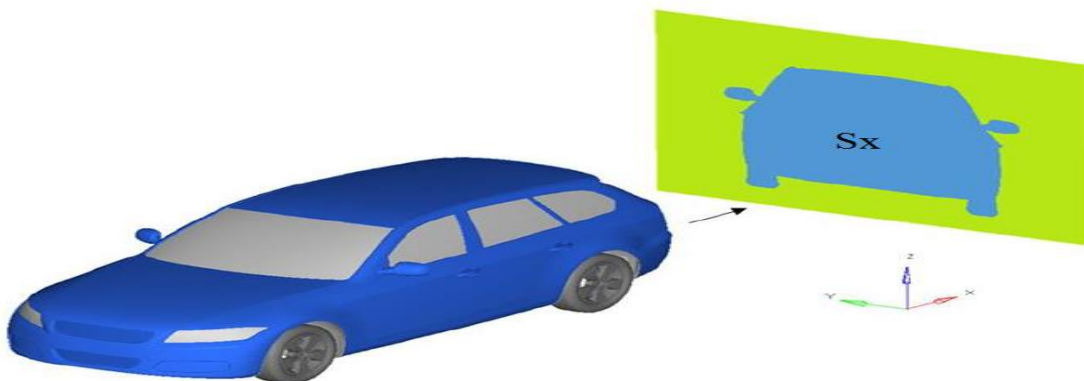
$$F_z = \frac{1}{2} C_z \rho S_x V^2 \quad (I - 7)$$

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

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

$S_x$ : Surface projetée sur un plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement  $m^2$ , (voir la figure 1.5). On l'appelle aussi maître couple.

$C_z$ : Coefficient de portance.



**Figure 1.5** : La surface du véhicule projetée dans le sens de l'écoulement. [4]

### I.6.2.2. Force de traînée

On appelle force de traînée, la force résistante qu'exerce un fluide sur un objet lorsque le fluide ou l'objet sont en mouvement l'un par rapport à l'autre. Il s'oppose au mouvement de l'objet et agit comme une force de frottement. Elle vaut:

$$F_x = \frac{1}{2} C_x \rho S_x V^2 \quad (I - 8)$$

$C_x$ : Coefficient de traînée.

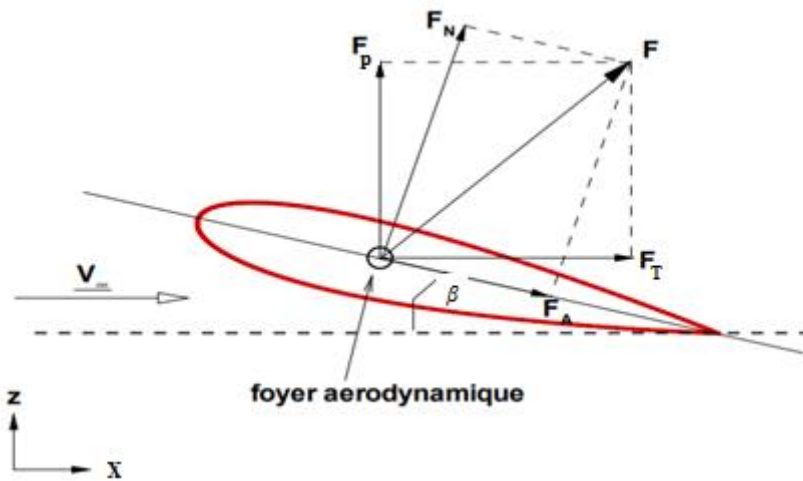
### I.6.2.3. Les différentes traînées [5]

Concrètement, la traînée globale générée par le déplacement d'un véhicule terrestre dépend de quatre phénomènes distincts :

- **Traînée de forme (ou de pression)** : Elle se génère par la pression directe sur l'avant de la carrosserie, le pare-brise, et le vide partiel laissé par le véhicule après son passage formant une traînée de culot ayant pour conséquence une aspiration dans la direction opposée à son mouvement.
- **Traînée de frottement** : se génère par effet de l'air qui vient frotter sur la surface de la carrosserie
- **Traînée de turbulence** : L'air entre en turbulence au contact de divers obstacles, saillies ou protubérances (encadrements de vitres, rétroviseurs, passages de roues, etc.)
- **Traînée interne** : L'air doit pénétrer à l'intérieur de la carrosserie, non seulement pour alimenter le moteur en oxygène (pour délivrer une puissance de 100 ch, un moteur doit absorber environ 60 litres d'air par seconde), mais aussi pour refroidir le radiateur et ventiler l'habitacle.

### I.6.3. Principaux coefficients aérodynamiques

Les coefficients de portance et de traînée définis précédemment sont illustrés dans le cas d'un profil. Les notions qui suivent peuvent s'appliquer à tout objet, volant ou non, se déplaçant au sein d'un fluide.



**Figure 1.6 :** Résultante des forces aérodynamiques et décompositions. [6]

On convient de décomposer  $\vec{F}$  en deux composantes :

- L'une  $F_z$ , perpendiculaire à la vitesse  $\vec{V}_\infty$ , que l'on désigne sous le nom de portance, ou force de portance,
- l'autre  $F_x$ , parallèle à la vitesse  $\vec{V}_\infty$ , que l'on appelle traînée, ou force de traînée.
- Un effort normal  $F_N$ , perpendiculaire à la corde du profil ou à l'axe du fuselage
- Un effort axial  $F_A$ , selon la corde du profil ou à l'axe du fuselage.

Nous avons les relations suivantes entre les composantes qui viennent d'être définies :

$$F_z = F_N \cos \alpha - F_A \sin \beta \quad (I - 9)$$

$$F_x = F_N \sin \alpha + F_A \cos \beta \quad (I - 10)$$

On cherche à caractériser les performances d'un profil, par des coefficients sans dimension,

Coefficient de portance  $C_z$  défini par :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_z \quad (I - 11)$$

Coefficient de traînée  $C_x$  défini par :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_x \quad (I - 12)$$

Coefficient de force normal  $C_N$  défini par :

$$F_N = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_N \quad (I - 13)$$

Coefficient de force axiale  $C_A$  défini par :

$$F_A = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_A \quad (I - 14)$$

Coefficient de moment  $C_m$  défini par :

$$\omega = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S L C_m \quad (I - 15)$$

L: Longueur de référence qui peut être la corde de l'aile

$\rho$ : La masse volumique du fluide

$V_{\infty}$  : La vitesse de fluide

S: La surface de référence caractéristique de la taille du corps

Le facteur 1/2 permet d'introduire la pression dynamique de la relation de Bernoulli [6]

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad (I - 16)$$

#### **I.6.4. Autres coefficients caractérisant l'effet d'un fluide sur un corps.**

##### **I.6.4.1. Action de la pression :**

On décompose la force sur le véhicule en une composante normale, correspondant à l'effort de pression  $p$ , et une composante tangentielle qui est l'action du frottement  $\tau$ . En fait, les grandeurs  $p$  et  $\tau$  ont la dimension d'une force par unité de surface (elles sont mesurées en Pascals). La valeur locale de la pression est souvent donnée sous forme d'un coefficient de pression sans dimension : [6]

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} \quad (I - 17)$$

$p$ : Pression statique au niveau du profil.

$p_{\infty}$ : Pression statique en amont



#### **I.6.4.2. Action du frottement :**

Si  $\tau_p$  désigne le frottement à la paroi en un certain point, on définit le coefficient de frottement pariétal par la relation :

$$C_f = \frac{\tau_p}{q_\infty} \quad (I - 18)$$

La connaissance de  $C_f$  est nécessaire pour calculer la traînée de frottement du véhicule.[6]

### **I.7.Couche limite**

La couche limite est un phénomène physique qui se produit entre un fluide visqueux et un corps en mouvement (ou inversement). Elle se présente sous forme d'une zone fine dont l'épaisseur peut être définie comme étant la distance séparant la paroi et le point de vitesse égale à 99 % de la vitesse maximale.

#### **I.7.1Grandeurs caractéristiques de la couche limite**

Les définitions données ci-dessous sont générales. Elles sont valables aussi bien en écoulement incompressible que compressible.

L'un des objectifs du calcul d'une couche limite est la détermination de la force de frottement pariétale. Celle-ci s'obtient par intégration suivant  $x$  de la contrainte pariétale  $\tau_p$  qui, d'après la loi de Newton, est reliée à la dérivée de la vitesse par rapport à la coordonnée normale à la paroi :

$$\tau_p = \left( \mu \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (I - 19)$$

On appelle coefficient de frottement pariétal, la contrainte rendue sans dimension par la pression dynamique :

$$C_f = \frac{\tau_p}{\frac{1}{2} \rho_e u_e^2} \quad (I - 20)$$

Où  $\rho_e$  et  $u_e$  sont respectivement les valeurs de la masse volumique et de la vitesse de l'écoulement extérieur évaluées à la même abscisse que  $\tau_p$ . [7]

### I.7.2. 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.7).

Le débit volumique qui manque par unité de profondeur est :

$$q_v = \int_0^{\delta} (U - u) dy \quad (I - 21)$$

$\delta$ : Epaisseur de la couche limite [m]

$q_v$ : Débit volumique [ $\text{m}^3/\text{s}$ ]

$U$ : Vitesse à l'infini [m/s]

$u$ : Composante de la vitesse [m/s]

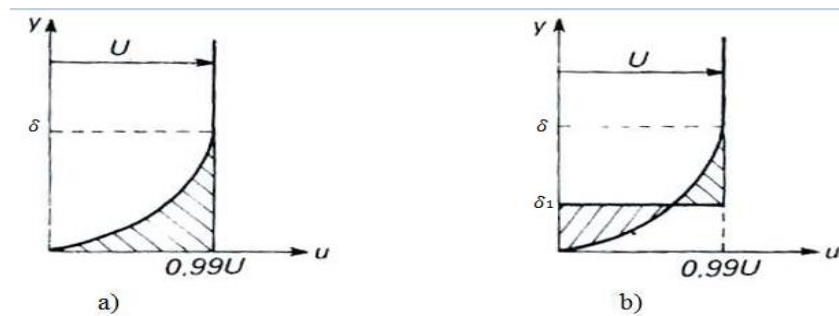
Ce défaut est équivalent à celui qu'on obtiendrait en écoulement non visqueux en déplaçant la paroi dans la direction du fluide d'une quantité  $\delta_1$  telle que  $q_v = U\delta_1$ , de façon que les aires hachurées sur la figure I.7 soient égales.

On a donc :

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \text{épaisseur de déplacement} \quad (I - 22)$$

$\delta_1$ : épaisseur de déplacement [m]

Cette épaisseur pourrait aussi être appelée épaisseur de perte de débit. [8]



**Figure I.7 :** a) Perte de débit due à la couche limite, b) Epaisseur de déplacement d'une couche limite. [8]

### **I.7.3.Épaisseur 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 :

$$\int_0^{\delta} (U - u)u \, dy = \rho U^2 \theta \quad (I - 23)$$

D'où :

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \text{épaisseur de quantité de mouvement} \quad (I - 24)$$

$\theta$ : Épaisseur de quantité de mouvement [m]

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  $H = \delta_1 / \theta$ .

Il est lié à la loi de distribution de vitesse dans la couche limite. [8]

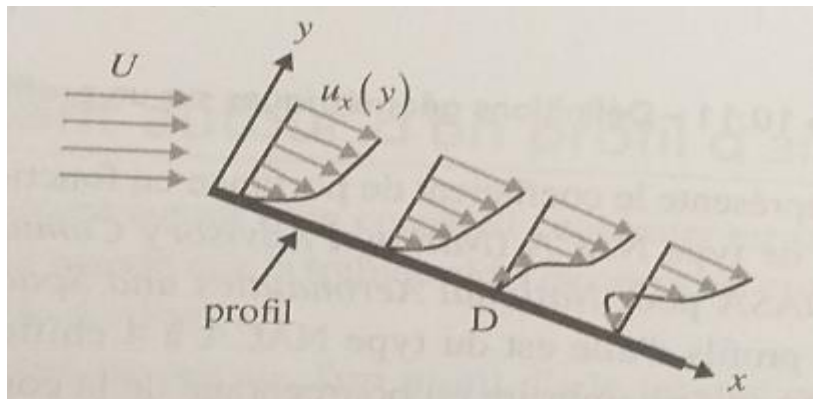
### **I.8.Décollement de la couche limite.**

Le décollement, est un problème récurrent en aérodynamique. En général, quand un objet est placé dans un écoulement, les filets fluides épousent la surface du corps (ils collent à la paroi). Dans certaines circonstances, ces filets peuvent se détacher de la paroi, c'est ce qu'on appelle le décollement. Ce décollement, causé par un gradient de pression positif ou par une rupture géométrique de la paroi, influence fortement les performances aérodynamiques. Source d'instationnarité, il peut notamment provoquer des nuisances sonores ou être à l'origine de vibrations de la structure. Il a globalement des effets pénalisants sur le rendement aérodynamique des véhicules. [9]

### I.8.1.Cause physique à l'origine du décollement de couche limite.

Le décollement intervient, soit lorsque la couche limite se développe en présence d'un gradient de pression adverse qui tend à faire quitter les filets fluides de la paroi, soit par inertie, lorsque les lignes de courant n'arrivent plus à suivre la paroi suite à une discontinuité géométrique (décollement inertiel).

Le cas du décollement lié au gradient de pression peut être une conséquence d'un effet de courbure, induisant ainsi une décélération de l'écoulement externe.[10]



**Figure I.8 :** Décollement de la couche limite sur une plaque plane inclinée [1]

Lorsque le fluide s'écoule sur un profil en présence d'un gradient contraire de pression, les particules fluides peuvent, en fonction de l'amplitude du gradient, quitter le contact avec la surface du profil : on parle alors de décollement de couche limite. Dans ce cas les forces d'inertie du fluide ne sont pas suffisantes pour compenser le gradient de pression s'opposant à l'écoulement ainsi que les forces de frottement pariétales.

Le point de décollement est le point situé à la surface du profil où le décollement apparaît. Pour un écoulement simplement cisailé, où la vitesse  $U_x(y)$  ne dépend que de la coordonnée d'espace  $y$  perpendiculaire à la direction  $x$  de l'écoulement, le point de décollement D (Figure.I.8) est donc tel que :

$$\frac{\partial u_x(y)}{\partial y} = 0 \text{ en } y = 0 \text{ au point D} \quad (I - 25)$$

Et la contrainte pariétale s'annule en D :

$$\tau_p = \mu \frac{\partial u_x(y)}{\partial y} = 0 \text{ en } y = 0 \text{ au point D} \quad (I - 26)$$

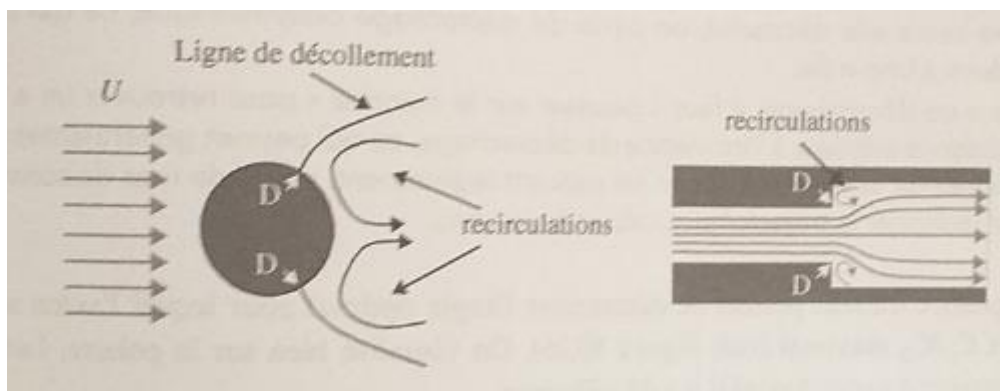
Lorsque le décollement se produit, on observe des instabilités de l'écoulement au-delà du point de décollement. Ces instabilités sont visibles sous forme de tourbillons.

Dans le cas d'écoulement externes où la variation d'angle est brusque, on observe aussi clairement les décollements et la formation de zones de recirculation.

Le décollement apparaît sur une aile d'avion présentant un angle d'inclinaison trop important (en général autour de  $15^\circ$ ).

Le décollement ne se produit pas seulement pour les écoulements externes mais aussi dans le cas d'écoulements confinés présentant une augmentation brusque de la section d'écoulement.

[1]



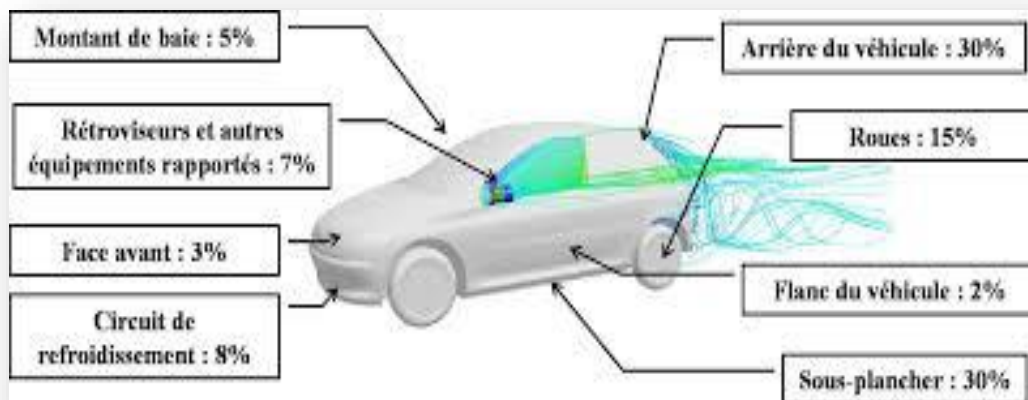
**Figure I.9 :** Décollement pour un écoulement externe (figure de gauche) et pour un écoulement confiné (figure de droite). Le point D représente le point de décollement. [1]

### I.8.2. Décollement de la couche limite sur un véhicule automobile.

Pour un véhicule automobile, la complexité de la forme du véhicule, l'envergure limitée et les petits rayons de courbure favorisent le décollement, l'enroulement de l'écoulement à proximité de la surface et la formation de structures tourbillonnaires. La formation de ces structures tourbillonnaires correspond pour le fluide à une perte d'énergie volumique et à une diminution de la pression statique. Les efforts de pression représentent alors près de 90% des efforts aérodynamiques globaux, contre 10% pour les effets visqueux et turbulents. Les recherches menées dans le milieu automobile se concentrent donc principalement sur l'étude de la dynamique des décollements et l'optimisation de la répartition des pressions statiques autour du véhicule. [11]

### I.8.3. Zones d'influence du décollement sur un véhicule automobile. [11]

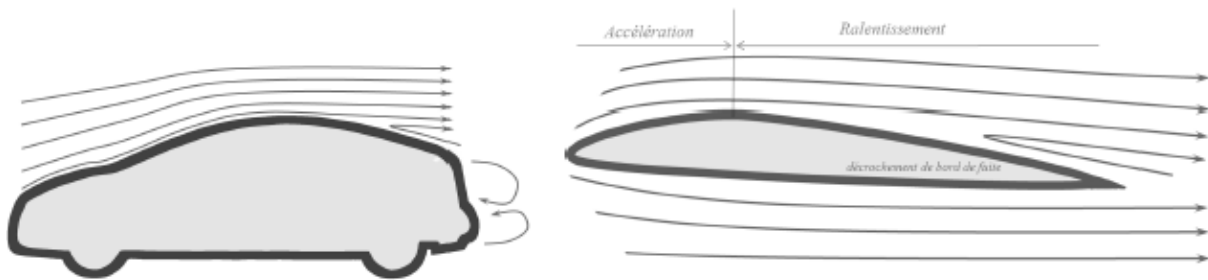
Autour d'un véhicule automobile, les zones de décollement d'air sont nombreuses. Les ruptures de pentes au niveau de la calandre (zone 1), sur le bas et les montants latéraux du pare-brise (zones 2et 3), dans le soubassement (zone 4), au niveau des roues (zone 5) ou des parois latérales (zone 6) provoquent l'apparition de structures tourbillonnaires qui viennent alimenter le sillage du véhicule. Des écoulements secondaires internes au niveau du compartiment moteur et du soubassement (zones 1et 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.10 ) montre que les pressions statiques sur l'arrière du véhicule contribuent majoritairement, à hauteur de 30%, à la traînée totale du véhicule, à égalité avec la contribution de l'écoulement de sous plancher. La contribution des roues est aussi significative, de l'ordre de 15%.



**Figure I.10 :** Répartition moyenne des contributions des différentes zones d'une voiture à la traînée [12]

### I.8.4. Conséquence du décollement de la couche limite d'un corps non profilé

Sur un corps non profilé, la couche limite se développe à partir du point d'arrêt situé en amont du corps. Sur la partie arrière du corps, la forme du solide impose une divergence rapide des lignes de courant, donc un ralentissement rapide de l'écoulement. Ce ralentissement est la source d'un décollement prématuré de la couche limite. La conséquence directe de ce décollement est la présence d'un sillage très large et une force de traînée très importante sur le corps. [10]



**Figure I.11** : Décollement caractéristique en aval de l'obstacle profilé ou non. [10]

Pour éviter ou retarder le phénomène de décollement plusieurs solutions sont envisageables :

- Pour un écoulement confiné, les angles de divergence doivent rester en dessous de  $15^\circ$
- L'écoulement peut être rabattu sur la paroi par l'utilisation de volets ou tout autre dispositif mécanique comme les générateurs de tourbillons.
- Une couche limite turbulente résiste mieux au décollement qu'une couche laminaire ; on peut donc initier et contrôler l'apparition de turbulence en jouant sur la rugosité de paroi par exemple. Néanmoins, le frottement pariétal étant plus important dans le cas d'un écoulement turbulent, cela va aussi conduire à augmenter les efforts de trainée et réduire celle de la portance.[1]

On trouve aussi le soufflage qui est une technique utilisant l'action d'une pression d'air sur un milieu fermé ou ouvert pour modifier ou améliorer l'état d'un objet, donnée une forme, une force...etc. Ils entrent dans nombreux domaines de l'ingénierie et que nous allons retrouver de manière plus développée dans les chapitres ci-dessous.

## I.9. Conclusion

Dans cette partie purement théorique nous avons abordé les différentes notions de la mécanique des fluides et de l'aérodynamique ainsi que les lois qui les régissent. C'est une étape essentielle dont dépend la réussite de notre étude car une bonne maîtrise des notions fondamentales facilite grandement la compréhension et l'interprétation des phénomènes et des résultats obtenus dans les chapitres qui suivent.

---

## Chapitre II : Contrôle des écoulements

---



## Chapitre II : Contrôle des écoulements

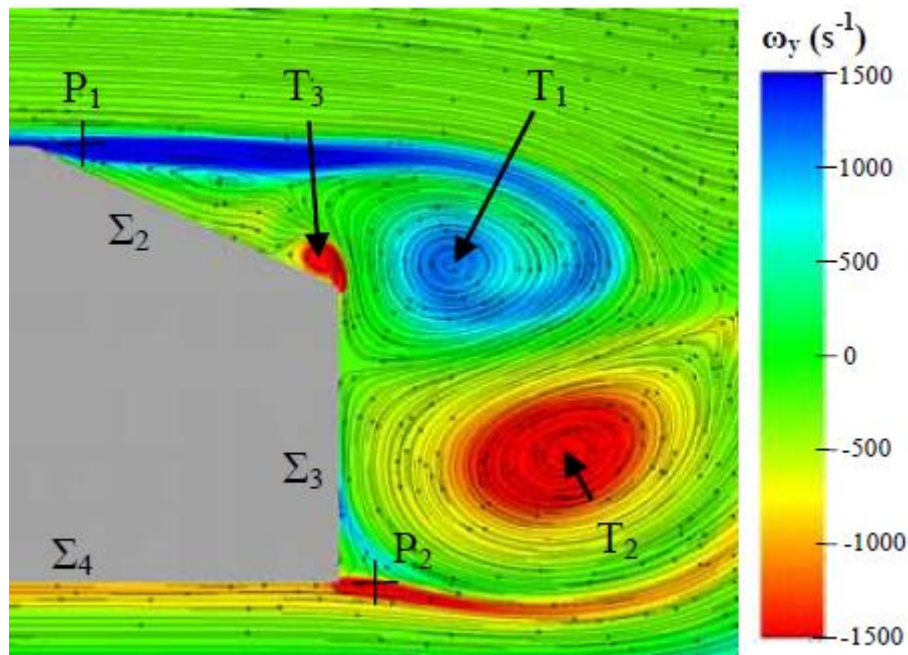
### II.1.introduction

Le contrôle des écoulements est un domaine de la mécanique des fluides qui consiste à manipuler l'écoulement afin de l'amener dans un état souhaité, et étudie les possibilités d'action sur les écoulements dans le but d'améliorer les performances de l'objet (une réduction du bruit et la consommation du carburant). Il intervient dans de nombreux domaines notamment dans l'industrie automobile et l'industrie aéronautique. On peut les classer en deux catégories : les méthodes passives qui utilisent principalement des caractéristiques géométriques ou physiques pour agir sur l'écoulement (le changement de l'état de surface, l'utilisation de corps profilé) et les méthodes actives utilisent des informations relatives à l'écoulement (via des capteurs) pour adapter son action (le soufflage, l'aspiration, les MEMS (Micro Electro Mechanical Systems), les jets synthétiques).

### II.2. L'écoulement sans contrôle

Une cartographie de vorticité instantanée  $\omega_y$  relevée dans le sillage au voisinage du culot est reportée sur la figure II.1. L'écoulement fait apparaître des instabilités de type Von Karman qui conduisent à la formation d'une allée tourbillonnaire composée des structures T1 (rotation horaire,  $\omega_y > 0$ ) et T2 (rotation trigonométrique,  $\omega_y < 0$ )  mises dans le sillage. Ces structures tourbillonnaires sont issues de l'enroulement des lignes de cisaillement créées par le décollement des couches limites aux niveaux des arêtes adjacentes au pavillon ( $\Sigma 1$ ) et à la lunette arrière ( $\Sigma 2$ ), d'une part, puis au culot ( $\Sigma 3$ ) et au soubassement ( $\Sigma 4$ ) d'autre part.

Sur la figure II.1, une troisième structure tourbillonnaire T3, plus petite que les deux précédentes (T1 et T2), apparaît sur le bas de la lunette arrière. Cette structure, positionnée au voisinage de l'arête située entre la lunette arrière ( $\Sigma 2$ ) et le culot ( $\Sigma 3$ ), se forme sous l'influence de la rotation de la structure tourbillonnaire T1 et s'enroule dans le sens trigonométrique. [11]



**Figure II.1 :** Champ de vorticité instantanée  $\omega_y$  et lignes de courant dans le sillage de la géométrie. [11]

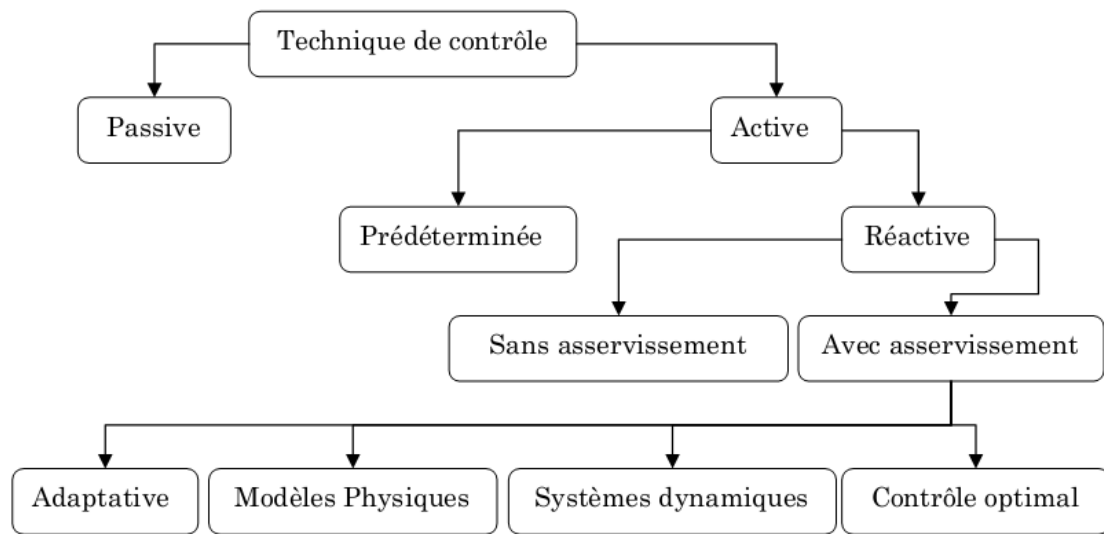
### II.3. L'écoulement avec contrôle

Le contrôle d'écoulement est une solution visant à modifier un écoulement autour d'une géométrie dans le but de modifier le torseur aérodynamique du système.

Le contrôle des écoulements suscite de nombreux intérêts car il répond à des exigences industrielles, augmentation du rayon d'action, réduction de la consommation de carburant. Ces objectifs industriels peuvent se traduire en objectifs d'aérodynamique : réduction de trainée (de pression ou de frottement), recul de l'incidence de décrochage. Ces améliorations ne peuvent généralement pas toutes être acquises en même temps. Toute la difficulté du contrôle est alors de choisir le bon compromis et d'optimiser les performances de l'écoulement.

#### II.3.1. Classification des contrôles

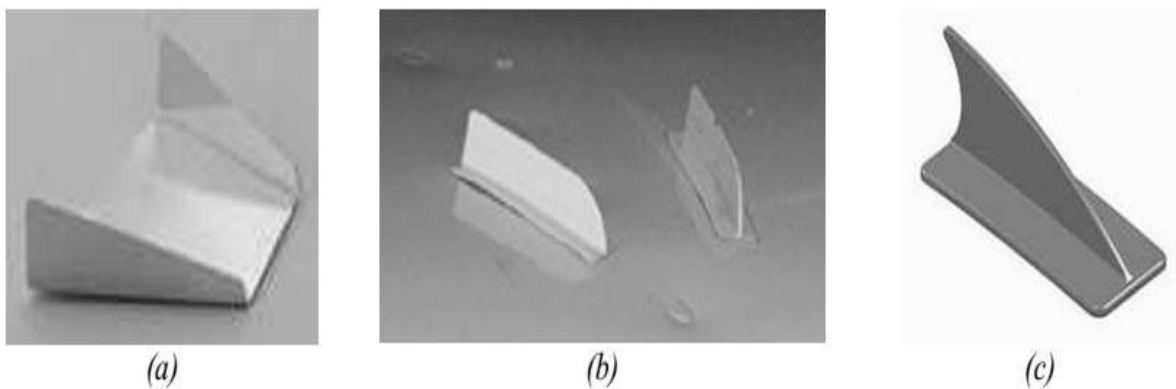
La figure II.2 représente une classification du contrôle basé sur le mode de fonctionnement de l'actionneur ( l ment qui agit sur l'écoulement pour lui donner le comportement souhaité.) Il distingue deux grandes stratégies de contrôle : le contrôle passif et le contrôle actif.



**Figure II.2 :** Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie [15]

## II.4. Contrôle passif

Le contrôle passif est une solution simple et peu onéreuse qui permet d'obtenir une modification du torseur aérodynamique. Le dispositif n'utilise pas d'apport extérieur d'énergie. Il peut être très basique comme par exemple 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.[4]. Il existe aussi des dispositifs plus complexes destinés, soit à provoquer les transitions ou retarder les décollements de la couche limite comme les générateurs de vortex

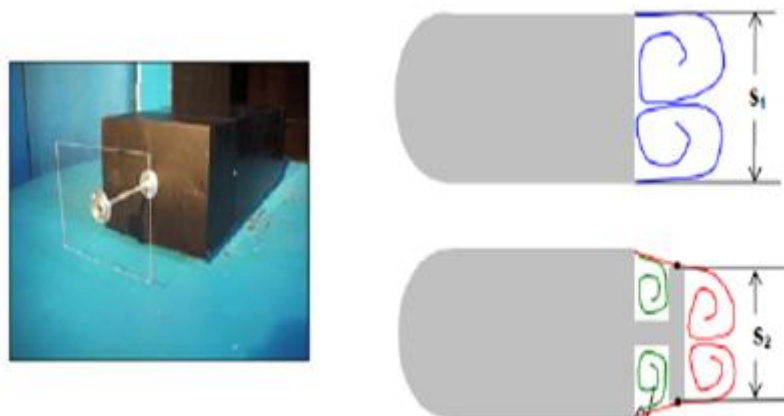


**Figure. II.3 :** Exemples de générateurs de vortex (illustrées par trois différentes formes: a, b et c). [15]

Les générateurs de vortex, (ou vortex generators), ont pour objectif de perturber en proche paroi l'écoulement. Il s'agit d'appendices de petite taille par rapport aux longueurs de l'objet d'étude et disposés de manière espacée régulière transversalement à l'écoulement de référence incident. [4]

#### II.4.1. Les plaques séparatrices transversales

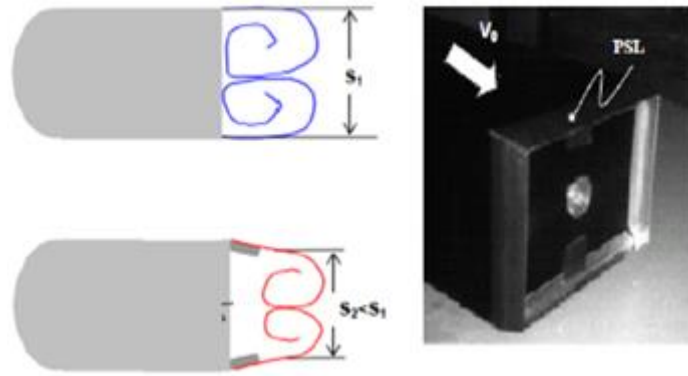
Les plaques séparatrices transversales (PST) ont pour objectif de réduire la surface transversale de sillage et d'augmenter la pression au culot en perturbant le sillage par l'ajout de l'appendice (Figure II.4). Des expérimentations effectuées en soufflerie sur une géométrie représentant le corps d'A 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  $(0,9 h^* \times 0,85 l)$  où  $l$  représente la largeur de la géométrie (Figure II.4). [4]



**Figure II.4 :** Plaques séparatrices transversales et les zones de recirculation du fluide. [4]

#### II.4.2. Les plaques séparatrices longitudinales

Les plaques séparatrices longitudinales fonctionnent sur le même principe que les PST. Gilliéron et al. Obtiennent ainsi une réduction de la traînée de l'ordre de 22% sur une géométrie corps d'A Ahmed à culot droit. Les plaques sont disposées sur la périphérie du culot et inclinées à  $15^\circ$  par rapport à l'horizontal (Figure II.5). Les résultats montrent que la section de sillage est réduite et que la distribution de pression relevée sur le plan longitudinal médian augmente. L'étude de Khalighi et al. Sur le même dispositif confirme ces résultats avec une réduction de la traînée de 20%. [4]



**Figure II.5 :** Plaques séparatrices longitudinales. [4]

Le contrôle passif de la traînée est donc d'une efficacité certaine. Cependant, dans la plupart des cas présentés, cela s'accompagne d'une modification de l'aspect de l'objet, ce qui est acceptable pour des véhicules tels que les camions, les véhicules utilitaires ou les bus. Toutefois, dans l'industrie automobile, les contraintes de design sont un sujet critique, certaines solutions ne peuvent tout simplement pas être transposées, notamment en raison des normes légales en vigueur. Pour proposer tout de même de la réduction de traînée qui n'affecte pas l'aspect du véhicule, il est nécessaire de s'orienter vers des solutions dites actives.

#### II.4.3 Contrôle actif

Les performances aérodynamiques des véhicules automobiles sont liées à la formation et au développement de structures tourbillonnaires à la périphérie du véhicule. Dans le but d'accroître les performances aérodynamiques des véhicules, différentes techniques de contrôle actif des écoulements sont étudiées. Le principe du contrôle actif des écoulements repose sur l'utilisation de sources d'énergie ponctuelles et extérieures au système pour modifier globalement l'écoulement aérodynamique et la formation des structures tourbillonnaires qui le composent.

Dans le cas du contrôle actif, le dispositif nécessite un apport extérieur d'énergie.

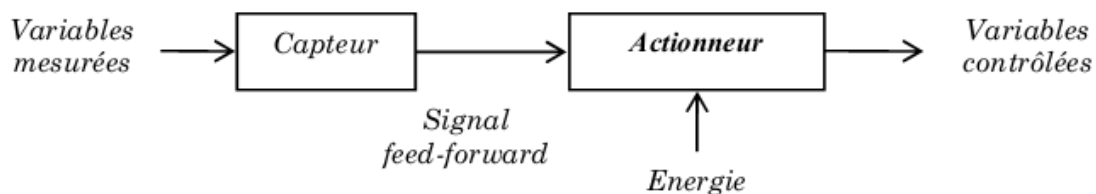
Il peut s'agir d'une énergie :

- Pneumatique : soufflage, aspiration, jets pulsés, jets synthétiques,
- Mécanique : parois mobiles, volets, becs,
- Electrique : plasma froid (effet couronne)

Le contrôle actif est lui-même subdivisé en deux catégories. Le contrôle prédéterminé qui s'effectue sans regard sur l'état de l'écoulement et le contrôle réactif qui permet d'agir en fonction de l'état de l'écoulement.

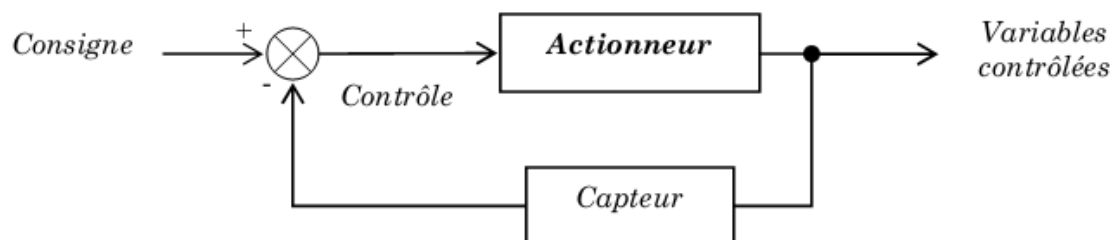
Pour ce dernier type de stratégie de contrôle, il est nécessaire d'utiliser des dispositifs actifs pouvant être ajustés en temps réel. Dans cette configuration l'actionneur est piloté à l'aide d'une boucle de contrôle qui gère son action. [9]

Le contrôle réactif permet d'ajuster l'actionneur de façon continue et en temps réel grâce à une boucle de commande (ou boucle de contrôle). Cette dernière est constituée de capteurs (placés dans l'écoulement de façon la moins intrusive possible) qui envoient les informations nécessaires à un calculateur qui détermine en temps réel les ajustements nécessaires pour l'actionneur. La boucle de contrôle peut être ouverte (sans asservissement ou alimentation en amont), dans ce cas la variable mesurée et la variable contrôlée sont différentes (Figure II.6.) [15]



**Figure II.6 :** Boucle de contrôle ouverte (contrôle réactif sans asservissement). [14]

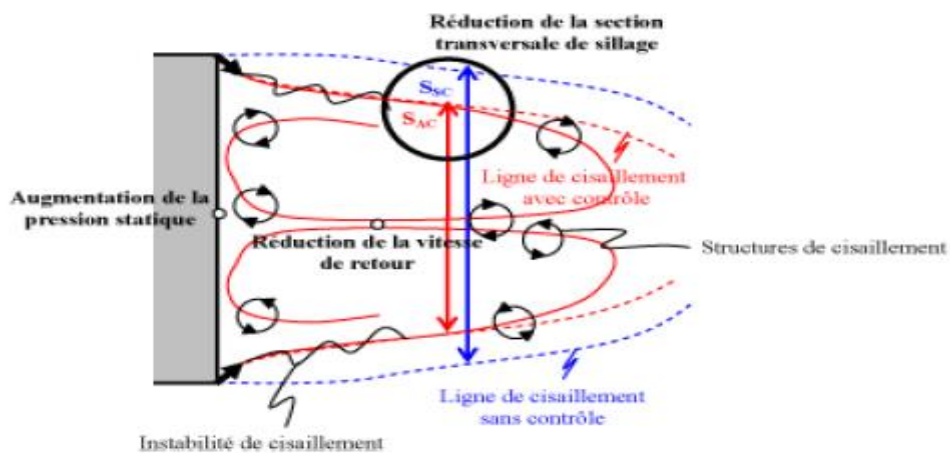
Elle peut aussi être fermée (boucle d'asservissement), dans ce cas, la variable contrôlée est mesurée à l'amont, puis elle est comparée à une valeur de référence (figure.1.7).



**Figure II.7 :** Boucle de contrôle fermée (contrôle réactif avec asservissement). [16]

#### II.4.3.1. Contrôle par soufflage

Il repose en partie sur la génération de sources secondaires de fluide le long de fentes, ou plus ponctuellement au travers d'orifices, de dimensions millimétriques et répartis à la surface du véhicule. Sous forme d'aspiration ou de soufflage continu, l'écoulement secondaire interagit et améliore l'écoulement d'air. Les résultats obtenus en termes de réduction de traînée aérodynamique à l'aide de ces solutions de contrôle sont significatifs. Sur une géométrie de type culot droit (Figure II.8), on peut obtenir par exemple des réductions de traînée de 29% en réduisant la section transversale  $S$  par soufflage continu au travers de fentes disposées à la périphérie du culot (Figure II.8) du sillage. [11]

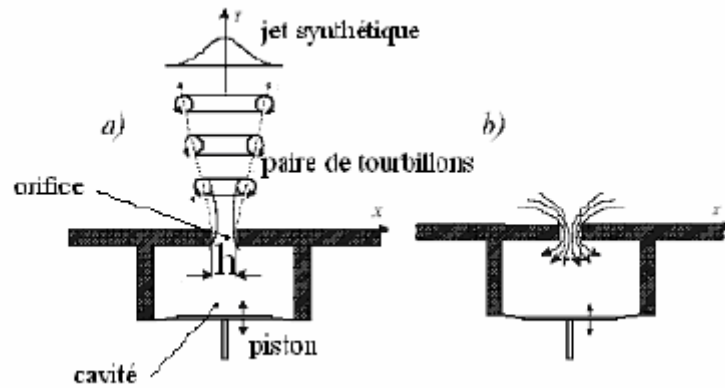


**Figure II.8 :** Schéma récapitulatif dans le plan longitudinal médian des mécanismes de contrôle par soufflage sur une géométrie simplifiée de type culot droit. [11]

#### II.4.3.2. Le contrôle par jet synthétique

Les bases du jet synthétique sont décrites par Ingard dès 1953 [17], mais ne sont développées et appliquées au problème de contrôle d'écoulement qu'au milieu des années 1990 avec les travaux de Smith et de Glezer sur un cylindre circulaire [18]. D'une manière générale, l'écoulement de jet synthétique est généré par la variation périodique du volume d'une cavité ouverte sur un écoulement extérieur. La Figure II.9 représente schématiquement le principe de génération d'un écoulement de jet synthétique à travers un orifice derrière lequel le mouvement périodique d'un piston fait varier le volume d'une cavité.

Si le piston est animé d'un mouvement périodique de période  $T_j$ , alors l'écoulement au niveau de l'orifice se décompose en deux phases distinctes de période  $T_j/2$  : [11]



**Figure II.9 :** Représentation schématique du jet synthétique en  
(a) phase de soufflage et (b) phase d'aspiration. [11]

- Une phase de soufflage lorsque le volume de la cavité diminue. Le fluide qui se trouve dans la cavité s'échappe à travers l'orifice sous forme de jet et le frottement du fluide sur les parois de l'orifice engendre la formation de tourbillons, de type "rond de fumée" si l'orifice est circulaire, à la périphérie du jet (Figure II.9.a). Ces tourbillons se déplacent ensuite à leur propre vitesse dans l'écoulement extérieur.
- Une phase d'aspiration lorsque le volume de la cavité augmente (Figure II.9.b). Une zone de faible pression se forme ainsi à proximité de l'orifice. L'usage veut que l'on parle d'écoulement de jet synthétique lorsque les tourbillons créés lors de la phase d'expulsion sont suffisamment éloignés de l'orifice pour ne pas être aspirés au cours du cycle suivant. Dans le cas contraire, la notion plus générale de jet à débit nul ("Zero-Net-Mass-Flux") est employée pour ces écoulements. [11]

#### II.4.4. Le contrôle couplé passif-actif

Si l'on considère, le résultat décrit dans la partie sur le contrôle passif il fût le point de départ de l'étude qui portait sur le couplage de méthodes passives et actives. Le but étant d'une part la recherche de réductions de la traînée accrues, et d'autre part l'adéquation des solutions proposées avec la réglementation Européenne. En effet, la longueur étant limitée dans l'Union Européenne, les déflecteurs devaient être plus courts lors de la transposition à l'échelle 1. Ainsi cette étude s'est concentrée sur la réduction de la traînée avec des déflecteurs 36% plus courts et inclinés à 20°, couplés à des systèmes d'AFC (Active Flow Control). Notons que le déflecteur à 20° avec sa longueur réduite apporte une légère baisse de la traînée de -1,5% comparé à l'écoulement de référence. En combinant plusieurs types d'AFC sur le déflecteur des variations de la traînée de -8,81% ont été observées. Ce résultat a



été obtenu pour des actionneurs à soufflage continu. Les actionneurs à jet synthétiques ‘Zero Mass Flux ‘ apportent une variation de la traînée de -2,52% et les actionneurs jet pulsé ‘Oscillating Blowing’ une variation de -3,35%. [4]

## **II.5. Conclusion**

Dans le présent chapitre nous avons énoncé les différentes significations et répartitions des systèmes de contrôles selon qu’elles soient consommatrices d’énergie ou pas (actif ou passif). Les différentes notions abordées dans cette recherche bibliographique nous permettront de mieux approcher les phénomènes physiques dans la mise en œuvre de la partie expérimentale où nous allons réaliser un exemple pour chaque cas des deux contrôles (actif par soufflage et passif par l’ajout de plaques séparatrices).

---

## Chapitre III : Contrôle de l'écoulement autour d'un corps d'A Ahmed

---

## **Chapitre III : Contrôle de l'écoulement autour d'un corps d'A Ahmed**

### **III.1. Introduction**

Cette partie présente l'étude expérimentale menée sur un corps d'A Ahmed à culot droit. Le modèle du Corps d'A Ahmed est utilisé par la communauté scientifique et les industriels du monde automobile ; il représente une géométrie simplifiée de véhicule automobile dépourvue de tout appendice géométrique. L'intérêt de cette forme simple nous a orienté à étudier expérimentalement l'écoulement de l'air autour du corps d'A Ahmed à culot droit.

### **III.2. Appareillage utilisé**

#### **III.2.1. Soufflerie**

Les essais ont été effectuées sur une soufflerie subsonique de marque Deltalab à aspiration avec circuit ouvert. Elle dispose d'une entrée d'une forme géométrique convergente pour obtenir un flux d'air uniforme, d'une veine d'essais transparente de 30cm de côté pour la section de test. Un ventilateur centrifuge entraîné par un moteur électrique (4kW, 220V, 380tr/mn) installé sur un support métallique permet de créer l'écoulement d'air ensuite évacué par un diffuseur.

Elle permet plusieurs types d'expériences notamment :

- Mesure de vitesse d'écoulement et tracé de profils de vitesse en différentes sections de la veine d'essai
- Mesure de portance et trainée avec une balance aérodynamique à 2 composantes sur différents profils.

La soufflerie mise à notre disposition existe au niveau du laboratoire moteur du département de génie mécanique de l'Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou.



**Figure III.1 : Soufflerie aérodynamique**

### **III.2.2. Balance aérodynamique**

La balance aérodynamique utilisée est de référence El400 / 72. Montée sur un pied support, elle est adaptée à un moyen d'essais en version deux composantes (trainée et portance). 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). Comme les résultats sont obtenus par déformation, des jauges sont collées sur les surfaces des barreaux qui sont sollicités en flexion ou en torsion. Les valeurs mesurées de la portance et de la trainée sont lues directement en Newton sur un écran.



**Figure III.2 : Balance aérodynamique**

### III.2.3. Conditionneur

C'est un indicateur de contrainte à 2 voies indépendantes (portance et trainée) muni d'un afficheur numérique qui nous donne les valeurs des efforts aérodynamiques qui s'exercent sur la maquette.



**Figure III.3 : Conditionneur**

### III.2.4. Convertisseur :

Il dispose de deux sorties (portance et trainée) ; il permet de traiter les données recueillies et de les convertir en un signal lisible et adapté au logiciel de l'ordinateur



**Figure III.4 : Convertisseur**

### III.2.5. Interface numérique

Un logiciel (Brüel et Kjær) qui permet des applications de mesure en temps réel et le post traitement est installé sur un ordinateur. Les données recueillies sur la plateforme PULSE du logiciel sont introduites dans des programmes MATLAB bien spécifiques à nos besoins. Les résultats obtenus sous forme de graphe nous permettent de visualiser les variations de trainées obtenues lors de nos essais effectués auparavant en soufflerie.

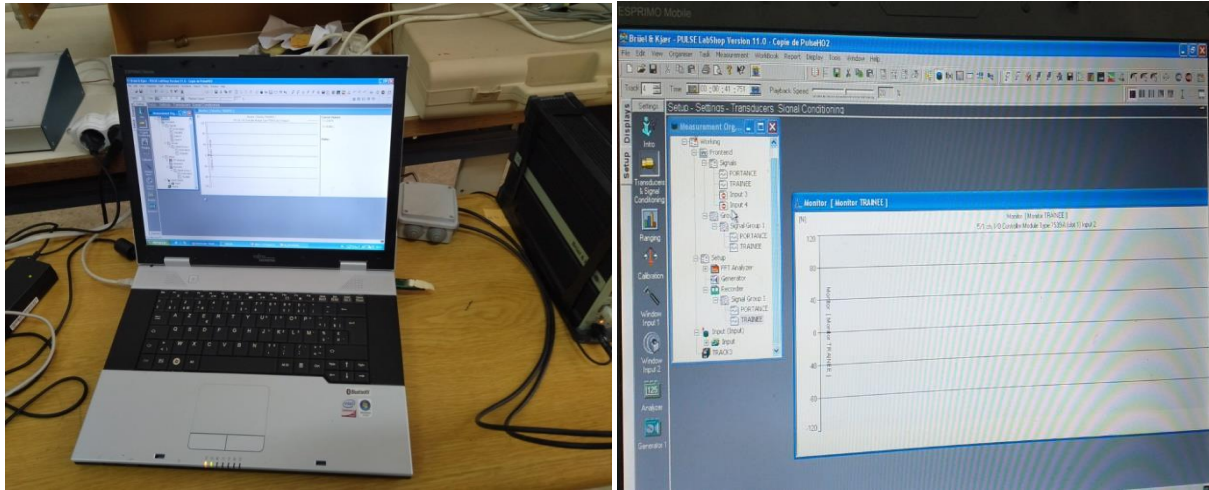


Figure III.5 : Interface pulse

### III.2.6. Système de Compression

Le soufflage est réalisé grâce à un système de compression composé d'un compresseur de type Schneider qui a une capacité de compression maximale de 16 bar. L'air comprimé est libéré à l'aide d'une vanne et il est régulé à une certaine valeur mesurée et affichée par un manomètre (mesure la pression d'un fluide par rapport à une pression de référence, en général la pression atmosphérique). L'air arrive ensuite dans une chambre de tranquillisation qui, comme son nom l'indique, a pour rôle de réduire les turbulences causées par le compresseur.



**Figure III.6 :** (a) Compresseur (b) Chambre de tranquillisation, vanne et manomètre.

### III.2.7. Rampe de soufflage

Elle est constituée d'un tube principal en cuivre d'un diamètre de 12mm traversé par cinq autres tubes de diamètre inférieur sur lesquels viennent se raccorder les extensions en plastique issues de la maquette. Le tube principal est raccordé d'un côté au compresseur tandis que l'autre côté est bouché afin d'éliminer les déperditions de compressions.



**Figure III.7 :** Rampe.

### III.2.8. Tube de Pitot

C'est un système simple de mesure de la vitesse d'un fluide en mouvement (air) à partir des pressions totale et statique. Il est composé de deux tubes coaxiaux, l'un relié au front d'attaque (point d'arrêt) qui mesure la pression totale et l'autre situé sur la partie externe qui mesure la pression statique.

On suppose le fluide non visqueux et que l'équation de Bernoulli peut s'appliquer entre 2 points.



$$P_a + \frac{1}{2} \rho_a V_a^2 + g \rho_a z_a = P_b + \frac{1}{2} \rho_b V_b^2 + g \rho_b z_b \quad (III - 1)$$

Au point d'arrêt :  $V_a = 0$

$$P_a + g \rho_a z_a = P_b + \frac{1}{2} \rho_b V_b^2 + g \rho_b z_b \quad (III - 2)$$

$P_a$  : pression totale

$P_b$  : pression statique

$z_a = z_b$  (au même niveau)

$$P_a = P_b + \frac{1}{2} \rho_b V_b^2 \quad (1) \quad \text{avec } (\rho_b = \rho_{air})$$

$$P_a - P_b = \frac{1}{2} \rho_b V_b^2 \quad (III - 3)$$

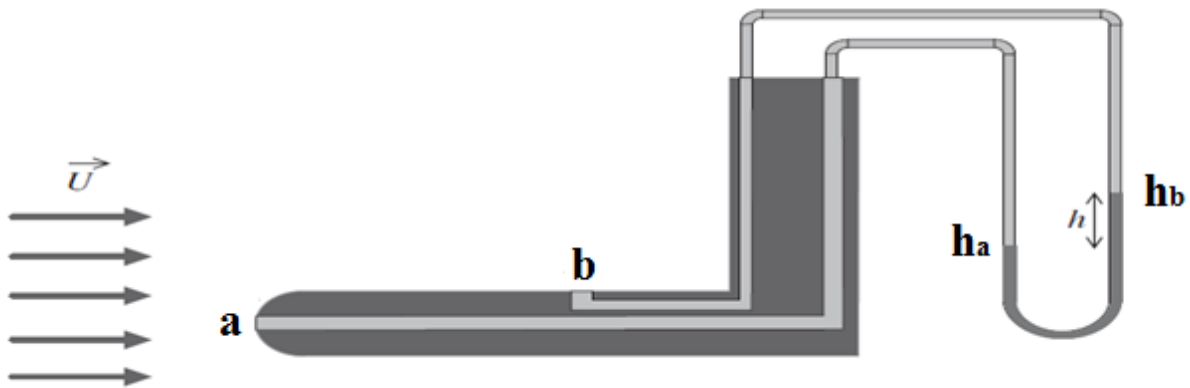
Au niveau du manomètre :

$$P_a - P_b = \frac{1}{2} \rho_h g (h_b - h_a) \quad (2) \quad \text{avec } (\rho_h = \rho_{huile} = 856.418 \text{ kg/m}^3)$$

De (1) et (2) :

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho_{air} V_b^2 &= \rho_h g (h_b - h_a) \\ V_b^2 &= \frac{2 \rho_h g (h_b - h_a)}{\rho_{air}} \\ V_b &= \sqrt{\frac{2 \rho_h g (h_b - h_a)}{\rho_{air}}} \end{aligned} \quad (III - 4)$$

Avec  $h_b - h_a = h$  (différence de hauteur au niveau du multimanomètre entre le point statique et le point total)



**Figure III.8 : Tube de Pitot. [1]**



### III.2.9. Multi manomètre

Il utilise un liquide manométrique (huile de masse volumique  $\rho_h = 856.418 \text{ kg/m}^3$ ) qui circule dans 24 tubes verticaux en altuglas parfaitement étanches. Il est gradué jusqu'à 500 mm avec un intervalle de 2 mm entre chaque graduation.

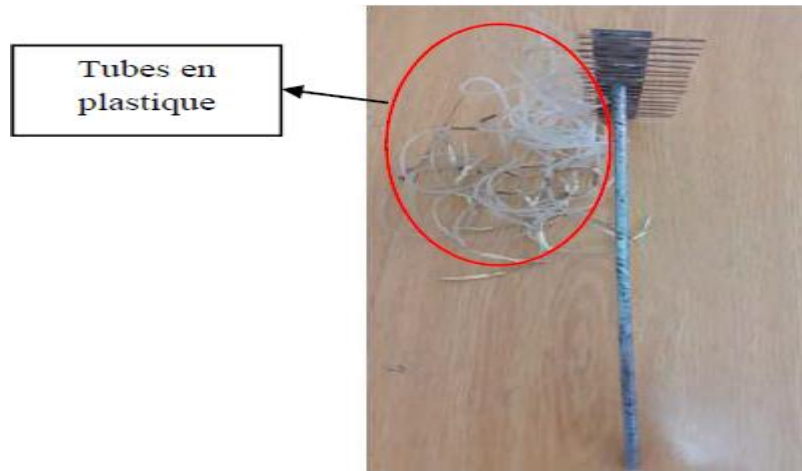
Il permet les mesures de pression et de vitesse en termes de hauteur d'huile. Des vis qui se trouvent à sa base permettent la mise à niveau dans les tubes avant de commencer les mesures.



**Figure III.9 :** Multi-manomètre.

### III.2.10. Capteur de pression

Il permet de relever différentes pressions à des hauteurs précises qui varient selon un pas prédéterminé. Il est muni de tubes en plastique reliés au multi manomètre sur lequel on relève les hauteurs de liquide correspondant à chaque prise de pression. Les valeurs de ces hauteurs sont ensuite introduites dans des programmes MATLAB appropriés afin d'avoir des cartographies de pression 2D dans le sillage de la maquette.

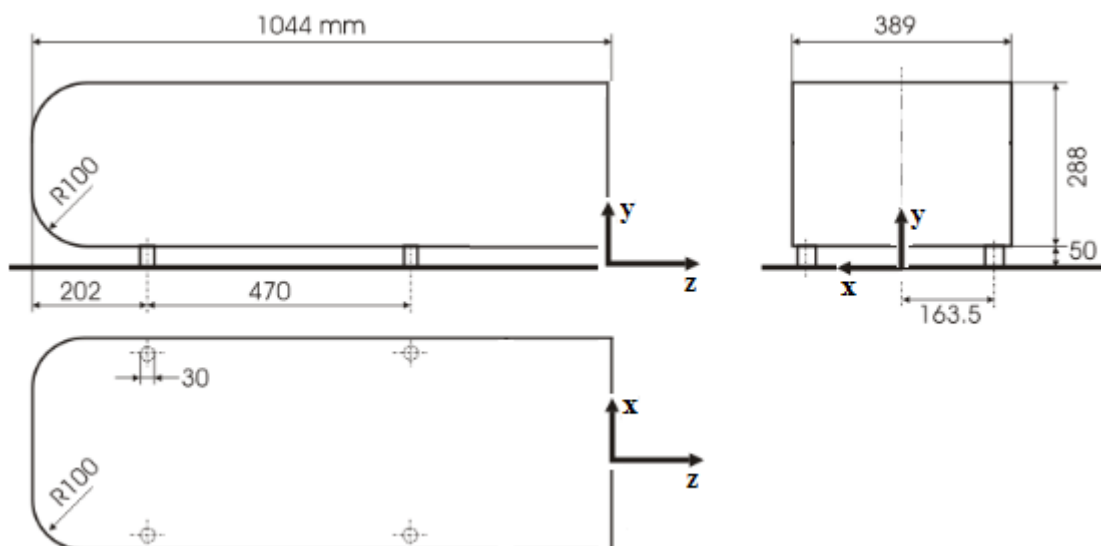


**Figure III.10 :** Capteur de pression.

### III.3. Description de la maquette

Les études menées sur le corps d'Ahmed sont basées sur la simulation numérique des écoulements autour de ce dernier et qui ont pour but la visualisation des effets de la trainée sur un véhicule en mouvement.

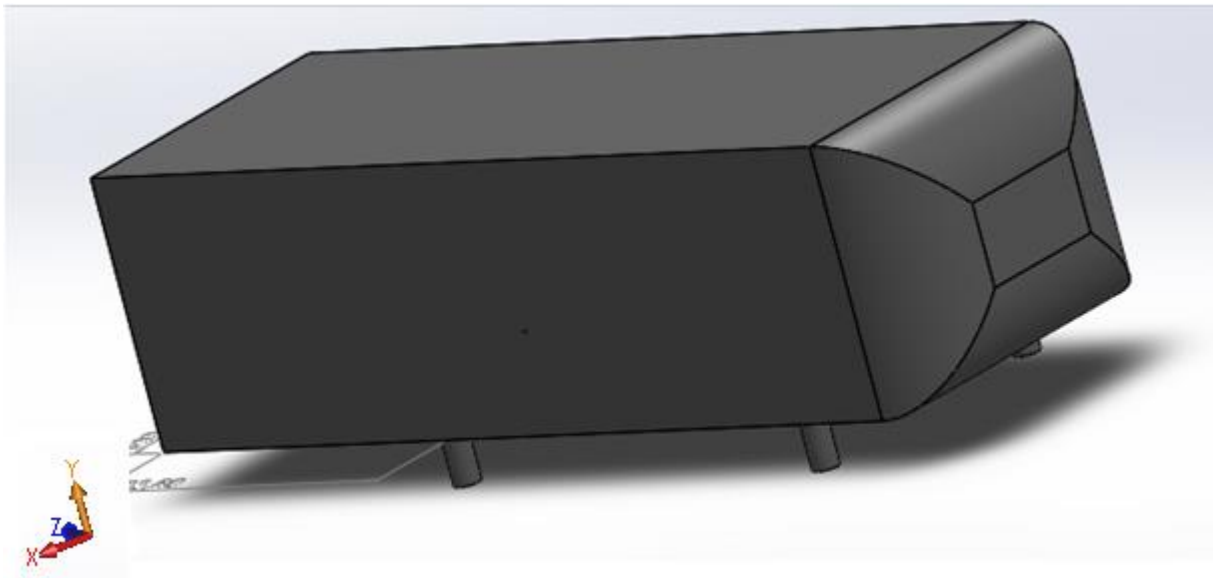
Ce corps d'Ahmed fait donc 1044mm de longueur, 389mm de large et 288mm de hauteur. La partie amont de cette géométrie est arrondie avec un rayon de courbure de 100mm. De plus, une lunette arrière est présente sur la partie aval du corps d'Ahmed qui est dans notre cas un culot droit. C'est principalement cette partie qui est le sujet de notre travail.



**Figure III.11 :** Dimensions du corps d'Ahmed. [1]

La maquette sur laquelle porte notre étude est représentative du corps d'Ahmed à culot droit ; elle est à une échelle réduite de 72% comparativement à la maquette originale. Cette réduction a été imposée par les dimensions de la veine d'essai de la soufflerie qui fait 30 x 30 cm.

Les dimensions de la géométrie utilisée sont : longueur  $L = 292$  mm, largeur  $l = 109$  mm, hauteur  $h^* = 81$  mm, rayon de courbure de la partie avant  $R = 28$  mm et une garde au sol assurée par des pieds cylindriques de diamètre  $d = 8$  mm et de hauteur  $h_p = 14$  mm.

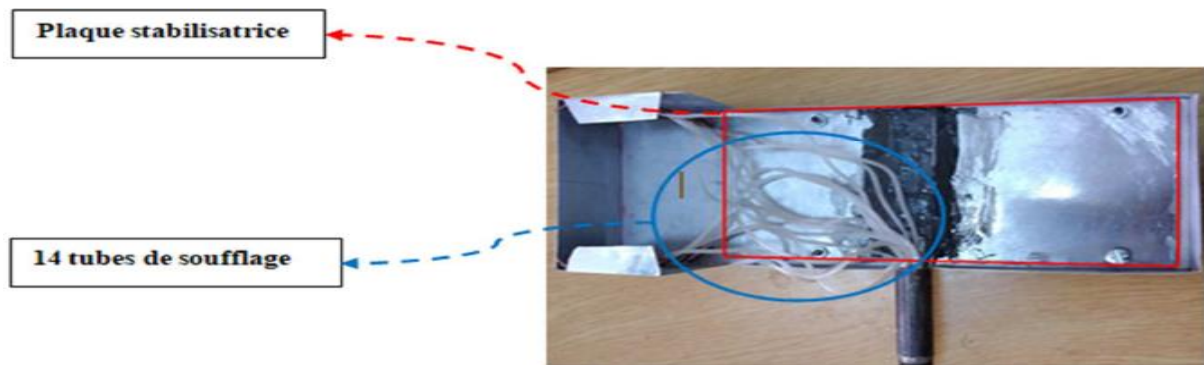


**Figure III.12 :** Représentation de la maquette réalisée avec SolidWorks.

#### **III.4. L'assemblage de la maquette :**

L'assemblage de la maquette s'est fait en deux parties. Une maquette représentative du corps d'Ahmed avec une lunette arrière inclinée d'un angle  $\alpha = 20^\circ$  a été récupérée [19]. Cette maquette a été ensuite transformée et ainsi nous avons réalisé une nouvelle forme à l'aide d'une tôle en aluminium de 0.5 mm d'épaisseur et elle est composée de :

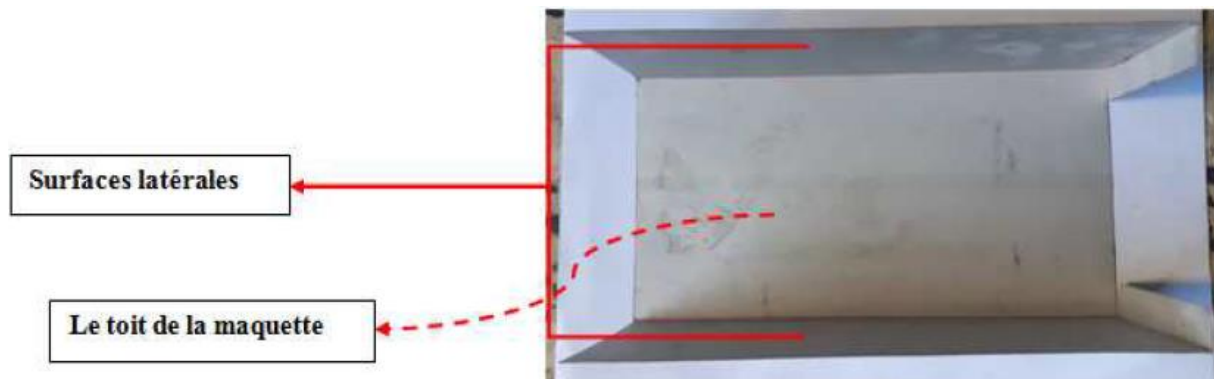
Le bas de la maquette qui est vissé à quatre pieds de forme cylindrique de 14 mm de hauteur et qui représentent la garde au sol. Le plancher est renforcé par une plaque de 1 mm d'épaisseur qui lui procure une meilleure stabilité et à laquelle est soudé un bras métallique perforé contenant des tubes capillaires et qui permet aussi la fixation de la maquette à la soufflerie.



**Figure III.13 :** Plancher de la maquette [19].

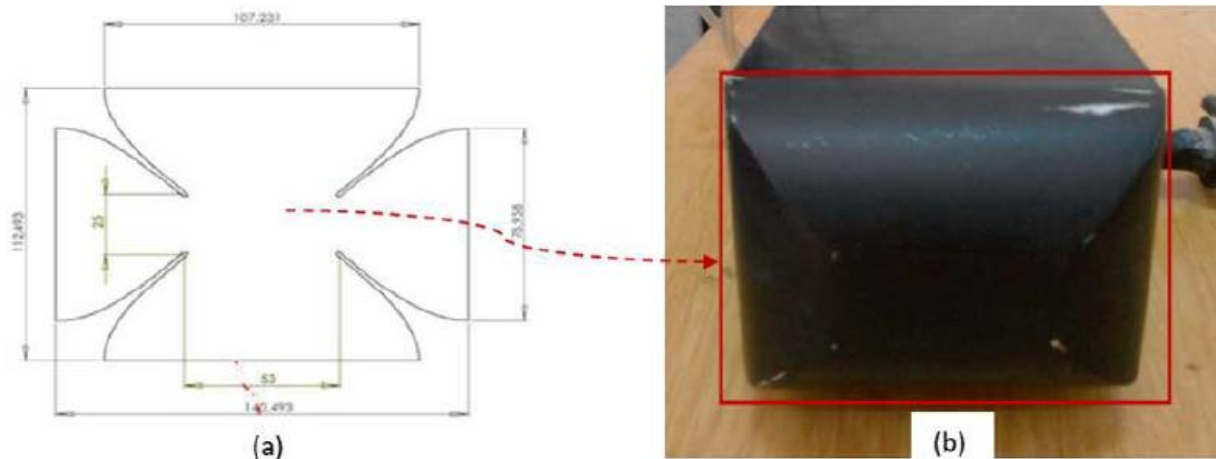
La partie supérieure est constituée du toit, des deux surfaces latérales, d'une partie arrière qui se divise en un culot droit d'une hauteur de 62 mm et muni de quatorze prises de pression de diamètre  $\phi = 2.5$  mm. Ces orifices sont répartis à un intervalle régulier de 9 mm de chaque côté afin de recevoir les tubes de soufflage en cuivre de diamètre extérieur  $\phi_{\text{ext}} = 2$  mm et de diamètre intérieur  $\phi_{\text{int}} = 0.65$  mm. Ces tubes sont disposés verticalement, inclinés d'un angle de  $45^\circ$  et connectés aux rallonges en plastique.

Le toit et le culot sont reliés par une lunette incliné d'un angle  $\alpha=20^\circ$  par rapport à l'écoulement incident.



**Figure III.14 :** Partie supérieure de la maquette. [19]

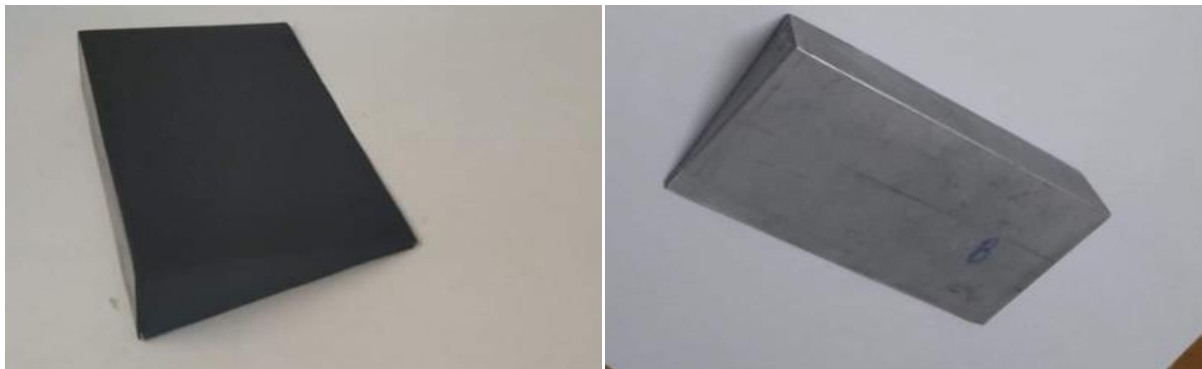
La géométrie avant est arrondie selon la forme voulue d'un rayon de courbure de  $R=28$  mm. Une fois le profilage terminé, elle est collée au toit, aux surfaces latérales et au plancher



**Figure III.15 :** Partie avant de la maquette. [19]

Afin d'avoir une maquette représentative du corps d'A Ahmed à culot droit ( $\alpha = 0^\circ$ ), une modification sur la maquette initiale a été apportée en rajoutant une partie qui vient se poser sur la lunette arrière afin d'éliminer l'inclinaison ; sa réalisation est décrite ci-dessous.

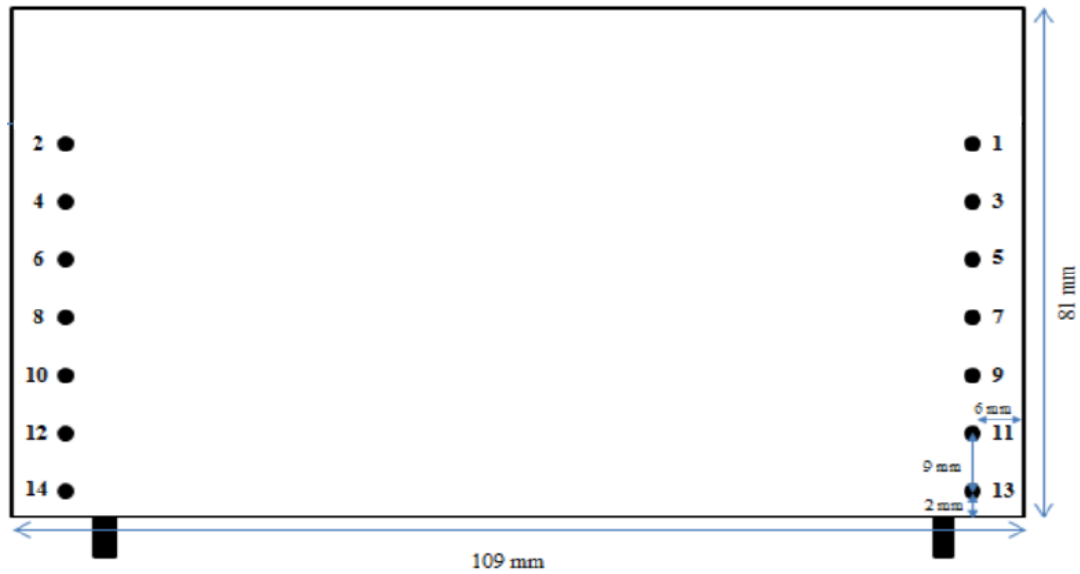
Un dessin de définition de la partie amovible a été réalisé sur papier ensuite reproduite sur une plaque en aluminium de 0.5 mm d'épaisseur puis découpé et plié selon la forme voulue. Ensuite, la partie ajoutée a été lissée et finie à l'aide d'un papier abrasif puis fixée à la maquette.



**Figure III.16 :** Partie rajoutée pour avoir un culot droit.

### III.5. Disposition des orifices sur l'arrière de la maquette

La figure ci-dessous nous donne l'emplacement et les détails des orifices de soufflage sur le culot droit de la maquette.



**Figure III.17 :** Disposition des orifices de soufflage sur le culot droit.

### III.6. Calcul du débit.

Pour calculer le débit massique sortant par les orifices du culot droit de la maquette, on fait appel aux lois de la dynamique des gaz.

Hypothèses :

- Le poids du fluide est négligeable
- L'écoulement est permanent
- L'écoulement est unidirectionnel
- Le réservoir est de grandes dimensions ; on peut donc considérer la vitesse de l'air dans le réservoir nulle ( $V = 0$ ).
- On peut considérer que l'écoulement est adiabatique

Par l'équation de l'énergie on a :

$$v_m dP + g dz + \frac{dV^2}{2} = 0 \quad (III - 5)$$

Le volume massique

$$v_m = \frac{1}{\rho} \quad (III - 6)$$

L'expression de l'enthalpie

$$H_0 = H_1 + \frac{V^2}{2} \quad (III - 7)$$

$H_0$ : L'enthalpie totale

$H_1$ : L'enthalpie statique

Lois des gaz parfait

$$H = C_p T \quad (III - 8)$$

$C_p$ : Chaleur massique à pression constante

$T$ : Température

L'expression de température

$$T_o = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \quad (III - 9)$$

$$\frac{T_o}{T_1} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \quad (III - 10)$$

Pour  $M=1$  on a:

$$\frac{T_o}{T_{cr}} = \left(\frac{\gamma + 2}{2}\right) \quad (III - 11)$$

$T_{to}$ : Température totale

$T_1$ : Température au point 1

$T_{cr}$ : Température critique

$M$ : Nombre de Mach

L'expression de pression

$$\frac{P_o}{P_{cr}} = \left(\frac{\gamma + 2}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (III - 12)$$

$P_{to}$ : Pression totale

$P_{cr}$ : Pression critique

$\gamma$ : Rapport des chaleurs massiques ( $\gamma = 1.4$ )

L'expression de la masse volumique

$$\frac{\rho_o}{\rho_{cr}} = \left(\frac{\gamma + 2}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (III - 13)$$

$\rho_o$ : Masse volumique totale

$\rho_{cr}$ : Masse volumique critique

La surface

$$s = \pi \left(\frac{\phi}{2}\right)^2 \quad (III - 14)$$

$s$ : Section de l'orifice

$\phi$ : Diamètre de l'orifice

L'expression de débit massique

$$Q = s \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{P_0}{v_m} \left[ \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} \quad (III - 15)$$

$P_1$ : Pression statique

$P_2$ : Pression statique

L'expression de la vitesse du jet

$$V_1 = \frac{Q_1}{\rho_1 s} \quad (III - 16)$$

### III.7. Résultats obtenus

Afin d'améliorer les performances de notre maquette en diminuant son  $C_x$ , plusieurs essais en été réalisés dans les deux modes de contrôles énoncés auparavant (chapitre II), par soufflage en contrôle actif et par l'ajout de plaques séparatrices s'agissant du contrôle passif.

#### III.7.1. Modes de soufflage

Dans la partie qui suit les résultats obtenus en mode avec soufflage ont été comparés à ceux obtenus en mode sans soufflage.

Les modes de soufflages utilisés et le positionnement de chaque point qui correspond avec un codage de (0-1) pour une signification d'ouverture ou fermeture d'orifices (1 : Orifice ouvert et 0 : Orifice fermé) sont résumés dans le tableau III.1.



**Tableau. III. 1 : Modes de soufflage utilisés**

| Mode               | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 |
|--------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|---|----|----|----|----|----|
| de 1 à 14          | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1  | 1  | 1  | 1  | 1  |
| 1-2-5-6-9-10-13-14 | 1 | 1 | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 1 | 1  | 0  | 0  | 1  | 1  |
| 1-2-7-8-13-14      | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0  | 0  | 0  | 1  | 1  |
| 1-2-13-14          | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0  | 0  | 0  | 1  | 1  |

Le tableau III.3 donne les valeurs des coefficients de trainée obtenues aussi que le gain relatif défini en pourcentage par :

$$\text{Gain relatif} = \frac{C_x (\text{Sans contrôle}) - C_x (\text{Avec contrôle})}{C_x (\text{Sans contrôle})} * 100$$

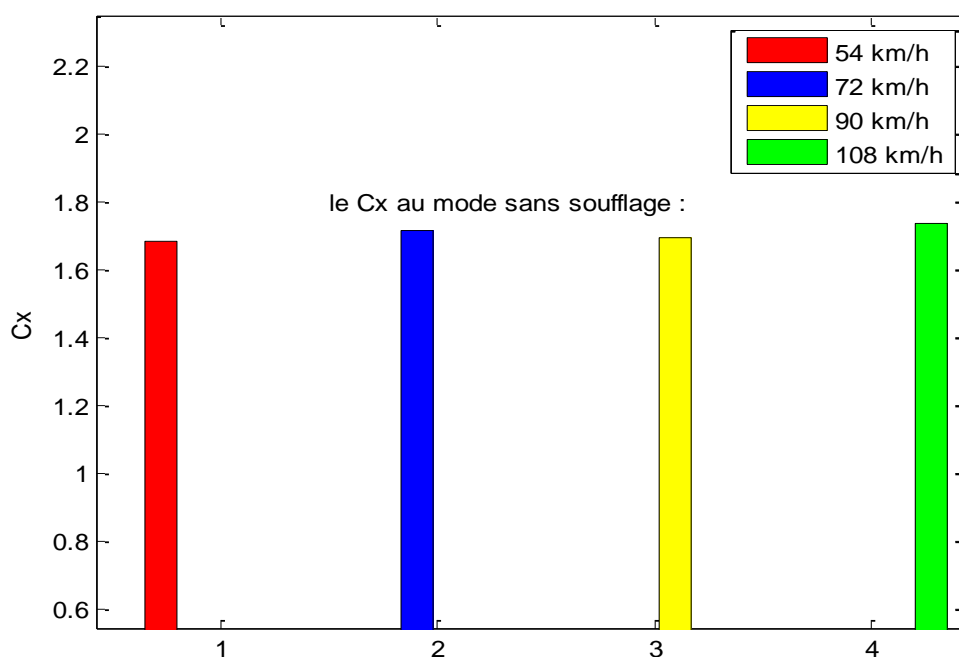
**Tableau III.2 : Valeurs de Cx pour chaque mode de soufflage à lunette arrière  $\alpha=20^\circ$  [19]**

| 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                | 1,34 | 1                       | 1,32 | 1,5              | 1,32               | 1,85             | 1,28          | 3,34             | 1,27      | 5,25             |
|                   |      | 2                       | 1,28 | 4,58             | 1,30               | 3,26             | 1,25          | 5,05             | 1,25      | 7,12             |
|                   |      | 3                       | 1,27 | 5,13             | 1,23               | 7,96             | 1,24          | 7,85             | 1,22      | 9,23             |
| 90                | 1,52 | 1                       | 1,49 | 2,07             | 1,51               | 1,016            | 1,50          | 1,23             | 1,47      | 3,44             |
|                   |      | 2                       | 1,40 | 7,8              | 1,47               | 3,785            | 1,48          | 2,52             | 1,45      | 4,86             |
|                   |      | 3                       | 1,35 | 11,25            | 1,43               | 5,89             | 1,48          | 2,98             | 1,45      | 4,9              |
| 108               | 1,60 | 1                       | 1,52 | 4,76             | 1,58               | 1,27             | 1,59          | 0,2              | 1,59      | 0,33             |
|                   |      | 2                       | 1,53 | 4,38             | 1,58               | 1                | 1,62          | - 1,2            | 1,60      | - 0,15           |
|                   |      | 3                       | 1,54 | 3,57             | 1,60               | -0,156           | 1,63          | - 2,05           | 1,60      | - 0,23           |

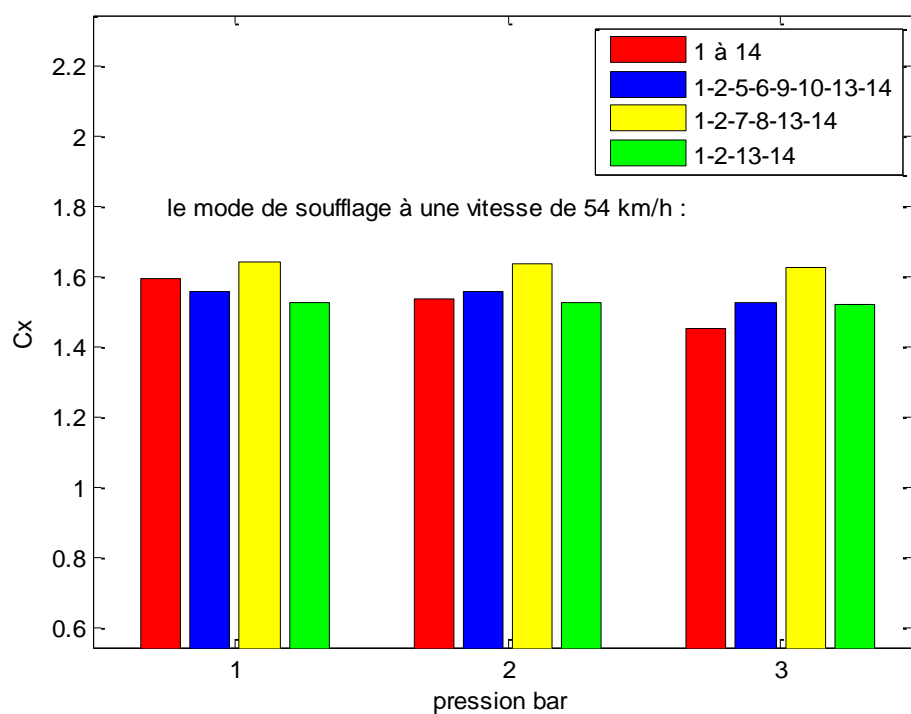
**Tableau III.3 : Valeurs des  $C_x$  obtenus avec et sans soufflage.**

| Mode de soufflage |       | 1 à 14                  |       |                  | 1-2-5-6-9-10-13-14 |                  | 1-2-7-8-13-14 |                  | 1-2-13-14 |                  |
|-------------------|-------|-------------------------|-------|------------------|--------------------|------------------|---------------|------------------|-----------|------------------|
| Vitesse (Km/h)    | $C_x$ | Pression relative (bar) | $C_x$ | Gain relatif (%) | $C_x$              | Gain relatif (%) | $C_x$         | Gain relatif (%) | $C_x$     | Gain relatif (%) |
| 54                | 1.68  | 1                       | 1.59  | 5.10             | 1.56               | 7.32             | 1.64          | 2.52             | 1.52      | 9.23             |
|                   |       | 2                       | 1.53  | 8.63             | 1.56               | 7.25             | 1.63          | 2.83             | 1.52      | 9.19             |
|                   |       | 3                       | 1.45  | 13.67            | 1.53               | 9.13             | 1.62          | 3.30             | 1.52      | 9.48             |
| 72                | 1.71  | 1                       | 1.64  | 3.92             | 1.62               | 5.32             | 1.68          | 1.76             | 1.61      | 5.81             |
|                   |       | 2                       | 1.64  | 4.22             | 1.64               | 4.13             | 1.69          | 1.48             | 1.62      | 5.22             |
|                   |       | 3                       | 1.59  | 7.12             | 1.63               | 4.92             | 1.56          | 9.01             | 1.62      | 5.37             |
| 90                | 1.69  | 1                       | 1.65  | 2.41             | 1.63               | 3.87             | 1.62          | 4.05             | 1.65      | 2.64             |
|                   |       | 2                       | 1.65  | 2.20             | 1.63               | 3.52             | 1.61          | 4.50             | 1.64      | 2.90             |
|                   |       | 3                       | 1.62  | 4.09             | 1.64               | 3.05             | 1.61          | 4.75             | 1.63      | 3.40             |
| 108               | 1.73  | 1                       | 1.74  | -0.24            | 1.72               | 0.69             | 1.72          | 0.86             | 1.77      | -2.33            |
|                   |       | 2                       | 1.74  | -0.52            | 1.72               | 0.61             | 1.72          | 0.62             | 1.76      | -1.73            |
|                   |       | 3                       | 1.74  | -0.16            | 1.72               | 0.79             | 1.72          | 0.75             | 1.76      | -1.43            |

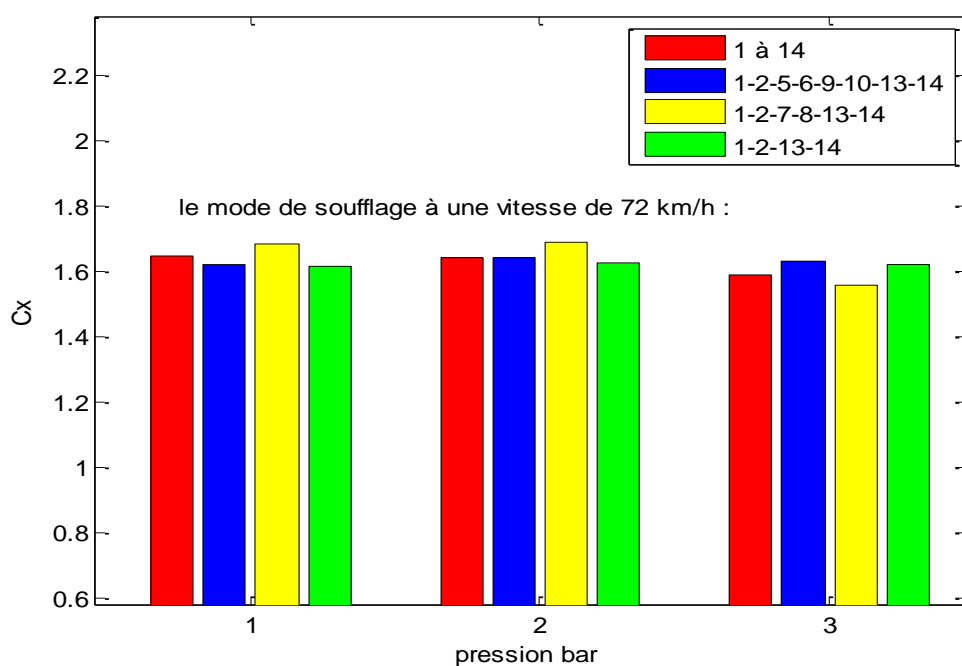
Les figures ci-dessous représentent les variations du coefficient de trainée  $C_x$  dans les différentes configurations étudiées.



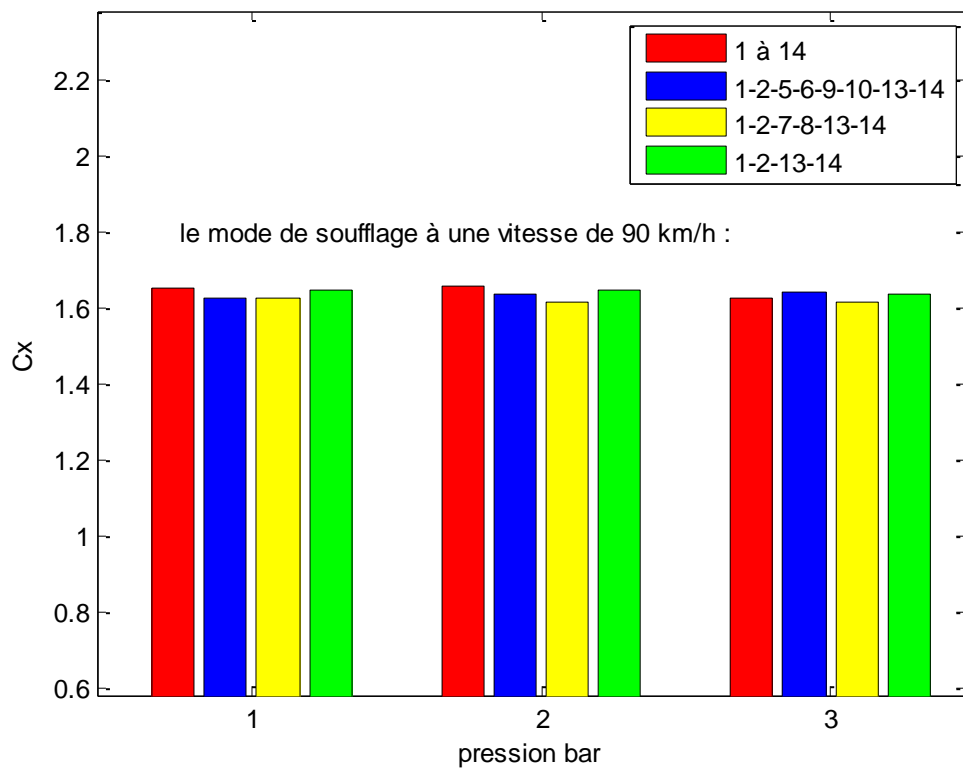
**Figure III.18 : Variation du  $C_x$  sans soufflage**



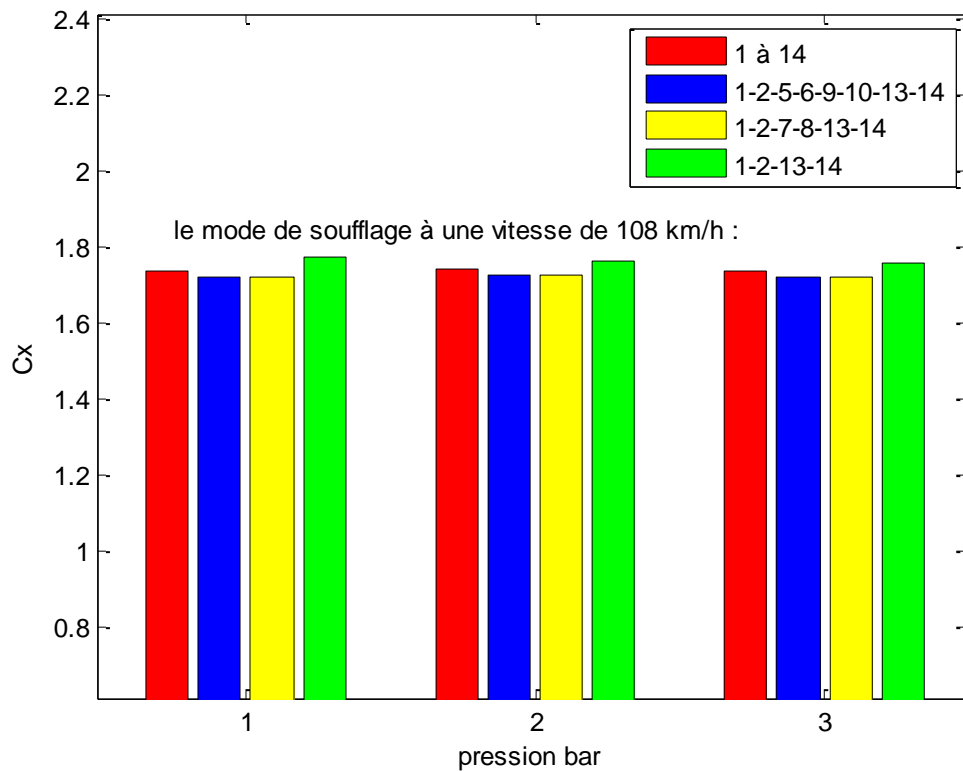
**Figure III.19 :** Variation du  $C_x$  aux différents modes de soufflage à une vitesse de 54 km/h



**Figure III.20 :** Variation du  $C_x$  aux différents modes de soufflage à une vitesse de 72 km/h



**Figure III.21 :** Variation du  $C_x$  aux différents modes de soufflage à une vitesse de 90 km/h



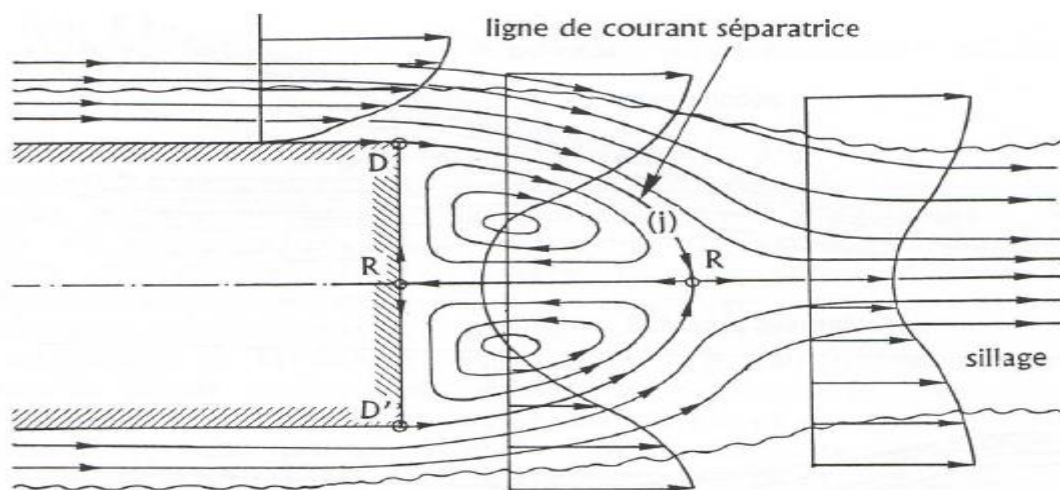
**Figure III.22 :** Variation du  $C_x$  aux différents modes de soufflage à une vitesse de 108 km/h

Si on compare les résultats obtenus sur la maquette à lunette arrière inclinée d'un angle  $\alpha=20^\circ$  avec les résultats de notre maquette à culot droit, on remarque :

- Le coefficient de traînée au mode sans contrôle est supérieur de 0.21 pour les trois vitesses (54, 90, 108 km/h) ce qui donne un gain de 12.50% en faveur de la maquette à lunette arrière.
- On a un gain de 13.67% en mode de soufflage complet à une vitesse de 54 km/h à une pression de trois bar qui donne une réduction estimée à 0.23 sur le coefficient de traînée et un bénéfice de 2.42% par rapport à une lunette arrière d'angle  $\alpha=20^\circ$ .
- Lorsque on augmente la vitesse progressivement en mode soufflage le gain diminue et à une vitesse de 108 km/h on a relevé une augmentation de traînée.

### III.7.2. Modes de contrôle avec les plaques séparatrices transversales

L'écoulement au niveau du culot droit sans soufflage donne naissance à deux tourbillons (Figure III.23) dans lesquels l'intensité varie avec la vitesse. Nous avons donc placé des plaques à l'arrière du culot droit (en aval du culot).



**Figure III.23 :** Topologie de l'écoulement décollé sur un culot. [21]

#### III.7.2.1. Conception et fixation des plaques sur la maquette

Les plaques séparatrices utilisées ont été découpées d'une plaque de plexiglas de 3 mm d'épaisseur à l'aide d'une scie sauteuse.

Les dimensions de la 1<sup>ère</sup> plaque ont été déduites de la hauteur et de la largeur du culot droit.

Une hauteur de : 
$$h_1 = 0.9 * h^* \quad (III - 17)$$

$h^*$ : Représente la hauteur de culot.

Une largeur de : 
$$L_1 = 0.85 * l \quad (III - 18)$$

$l$ : Représente la largeur de la géométrie.



**Figure III.24 :** Corps d’Ahmed à culot droit à une seule plaque séparatrice.

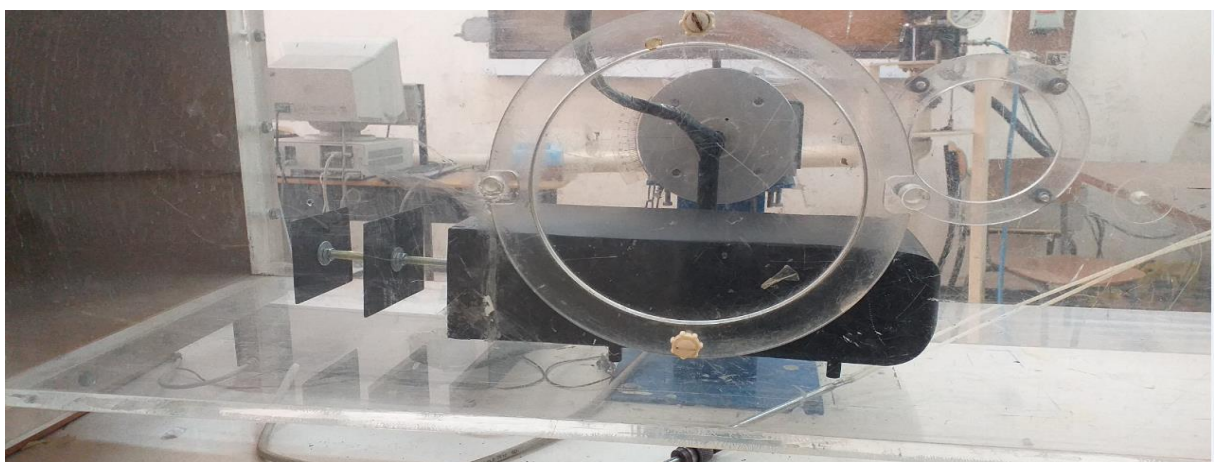
Les dimensions de la 2<sup>em</sup> plaque ont été prises en fonction de la hauteur et la largeur de la 1<sup>ere</sup> plaque.

Une hauteur de : 
$$h_2 = 0.9 * h_1 \quad (III - 19)$$

$h_1$ : Représente la hauteur de la 1<sup>ere</sup> plaque. .

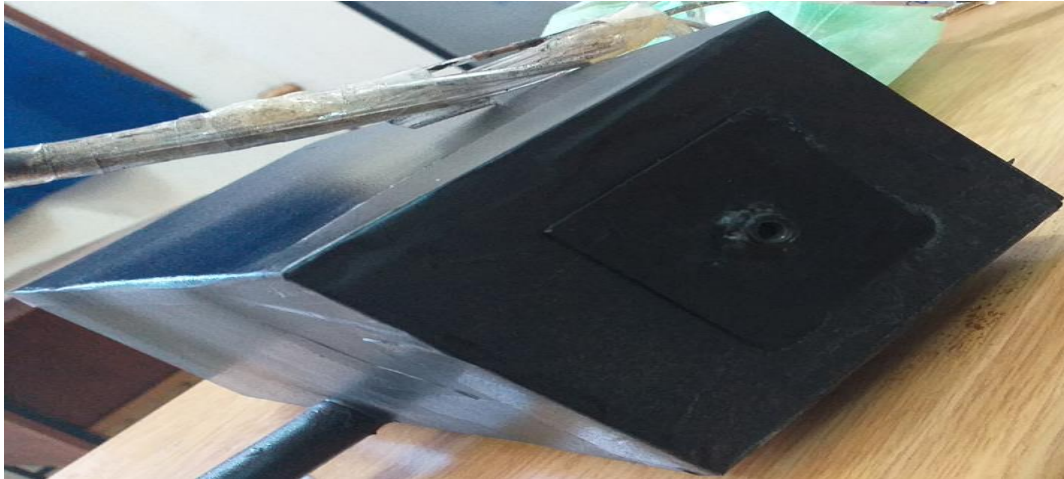
Une largeur de : 
$$L_2 = 0.85 * L_1 \quad (III - 20)$$

$L_1$ : Représente la largeur de la première plaque



**Figure III.25 :** Corps d’Ahmed à culot droit à deux plaques séparatrices.

La fixation des plaques à l'arrière de la maquette (culot droit) est assurée par une petite plaque métallique de 0.5mm d'épaisseur et de 50mm de côté avec un écrou soudé au centre. Les plaques séparatrices utilisées sont placées respectivement à  $0.49 h^*$  et  $0.49 h_1$  à l'aide d'une tige filetée de 6mm de diamètre (figure III.26).



**Figure III.26 :** Système de fixation des plaques séparatrices.

**Tableau III.4 :** Dimensions et distances des plaques séparatrices.

|                                    | Plaque (1) | Plaque (2) |
|------------------------------------|------------|------------|
| Hauteur de la plaque (mm)          | 72.9       | 65.61      |
| Largeur de la plaque (mm)          | 92.65      | 78.75      |
| Les distanciation des plaques (mm) | 39.69      | 35.72      |

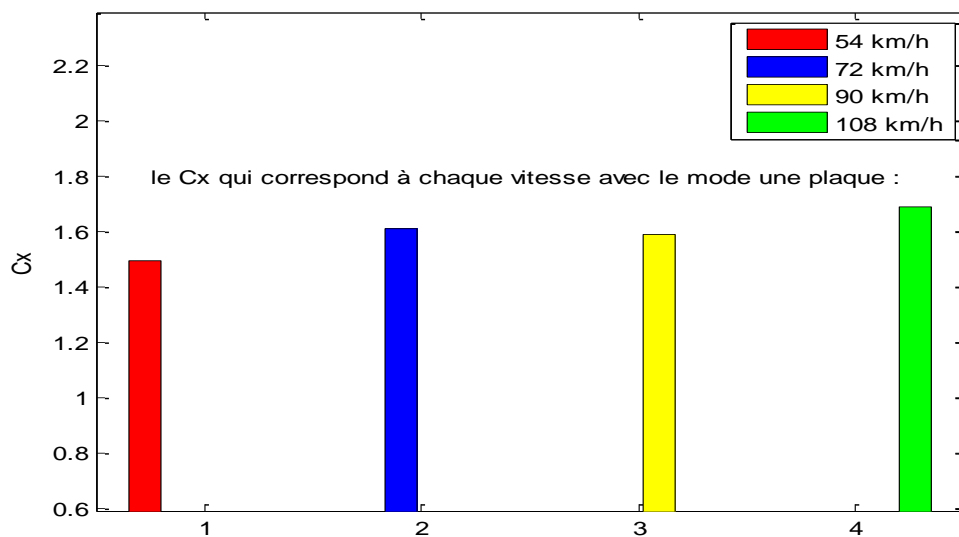
### III.7.2.2. Résultats obtenus pour les deux modes de contrôle

Les résultats obtenus en mode de contrôle à une seule plaque et ceux obtenus en mode à deux plaques ont été résumés et comparés à ceux obtenus sans contrôle dans le Tableau III.4.

**Tableau III.5 :** Comparaison des résultats obtenus en mode une et deux plaques avec le mode sans soufflage.

| Mode sans soufflage |       | Le mode a une plaque |                  | Le mode à deux plaques |                  |
|---------------------|-------|----------------------|------------------|------------------------|------------------|
| Vitesse (km/h)      | $C_x$ | $C_x$                | Gain relatif (%) | $C_x$                  | Gain relatif (%) |
| 54                  | 1.68  | 1,49                 | 11,11            | 1,41                   | 15,79            |
| 72                  | 1.71  | 1,61                 | 6,11             | 1,46                   | 14,81            |
| 90                  | 1.69  | 1,59                 | 6,21             | 1,53                   | 9,68             |
| 108                 | 1.73  | 1,69                 | 2,61             | 1,54                   | 11,01            |

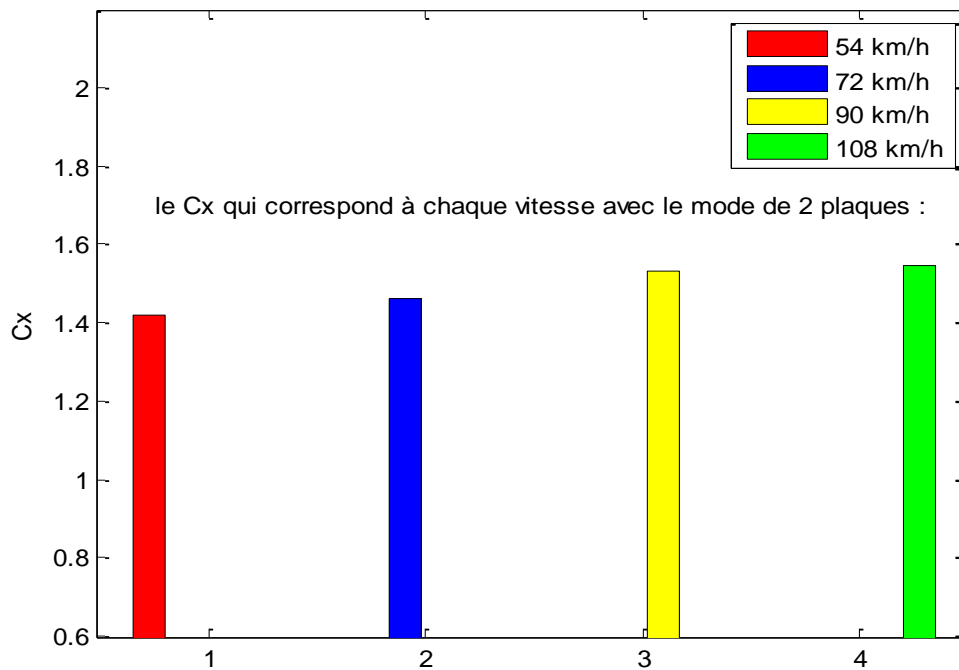
La variation du  $C_x$  selon la vitesse en mode à une plaque est représentée par la Figure III.27.



**Figure III.27 :** Variation du  $C_x$  pour différentes vitesses en mode une plaque

La Figure III.28 illustre les variations de  $C_x$  selon la vitesse en mode deux plaques .





**Figure III.28 :** Variation du  $C_x$  à différentes vitesses en mode deux plaques

À travers les deux tableaux et les deux figures, on résume les résultats obtenus lors des deux modes de contrôles. On remarque que le gain maximum obtenue à une plaque est de 11% alors que celui à deux plaques est de 15%.

### III.8. Calcul de la pression statique au niveau des orifices

On a suivant l'équation de la statique des fluides

$$P = \rho g z \quad (III - 21)$$

$$P - P_{atm} = \rho_h g (z_{atm} - z) \quad (III - 22)$$

$$P = P_{atm} + \rho_h g (z_{atm} - z) \quad (III - 23)$$

$P$  : La pression statique en pascal

$P_{atm}$  : La pression atmosphérique ( $P_{atm}=101325$  pascal)

$z$  : La lecture de la hauteur sur manomètre (m)

$z_{atm}$  : La lecture de la hauteur sur le manomètre au repos (m)

$\rho_h$  : La masse volumique de l'huile ( $856.418 \text{ kg/m}^3$ )

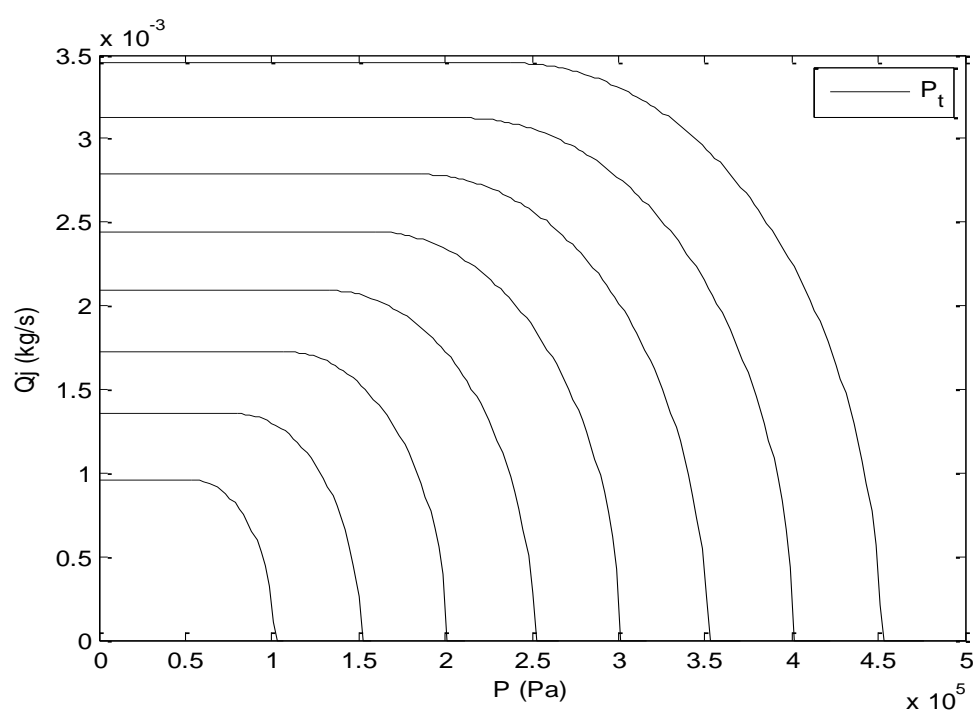
$g$  : la gravité ( $9.81 \text{ m/s}^2$ )

**Tableau III.6 :** Pression statique correspondant aux vitesses de mesure

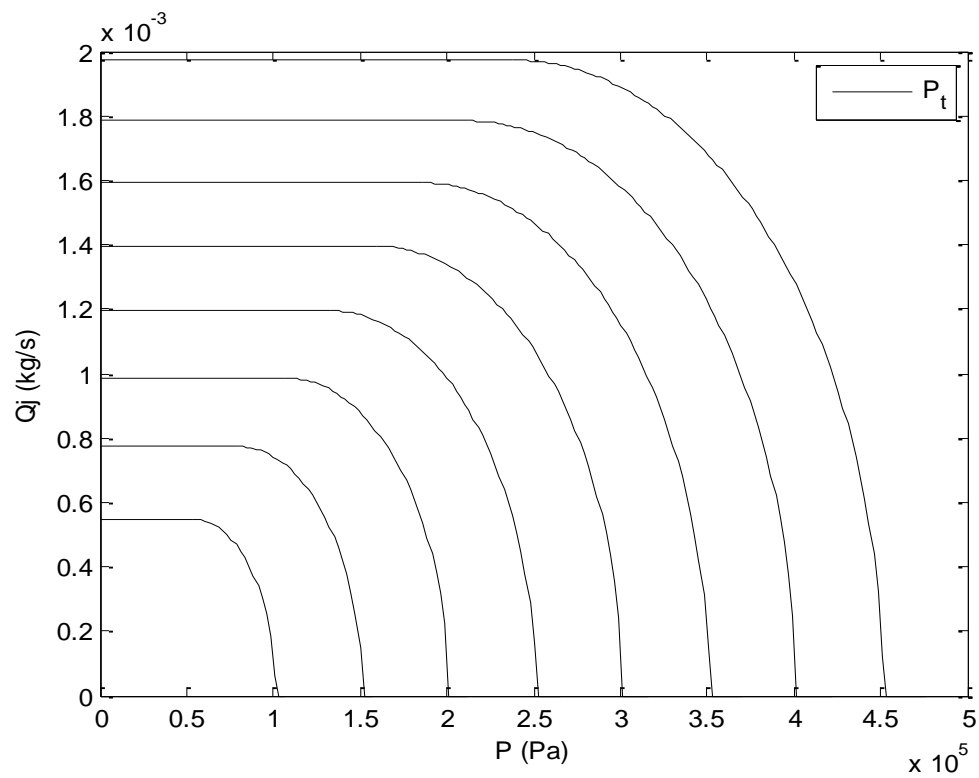
| Vitesse (Km/h)             | 54(km/h)  | 72 (km/h) | 90 (km/h) | 108 (km/h) |
|----------------------------|-----------|-----------|-----------|------------|
| Pression statique (Pascal) | 101564,44 | 101698,86 | 101908,90 | 102072,73  |

### III.9. Courbes théoriques des débits et de la vitesse de jet

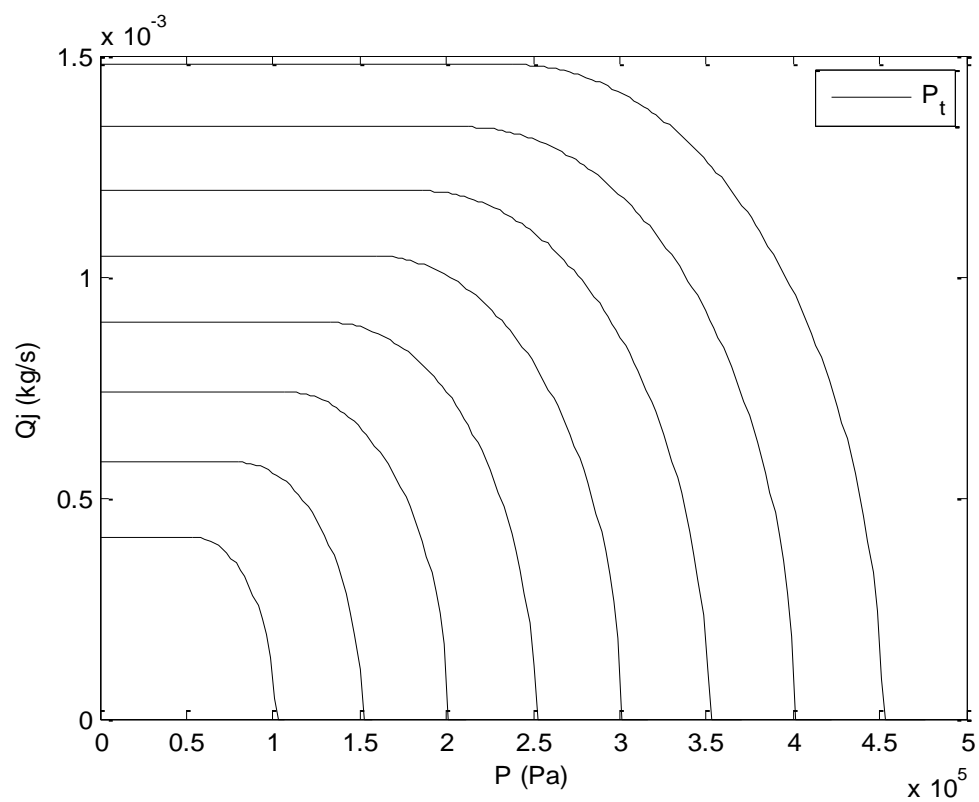
A l'aide d'un programme MATLAB, on peut tracer les courbes de l'évolution des débits et des vitesses de jet en fonction de la pression donnés respectivement par les relations III.15 et III.16



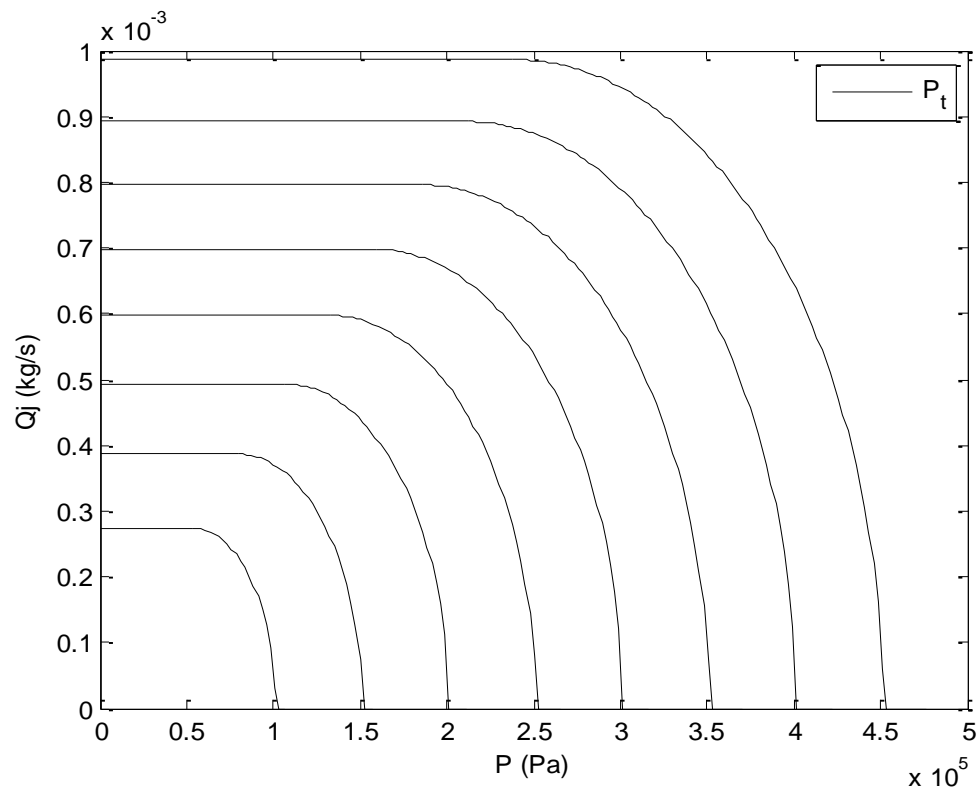
**Figure III.29 :** Evolution du débit massique de 14 orifices en fonction de la pression totale



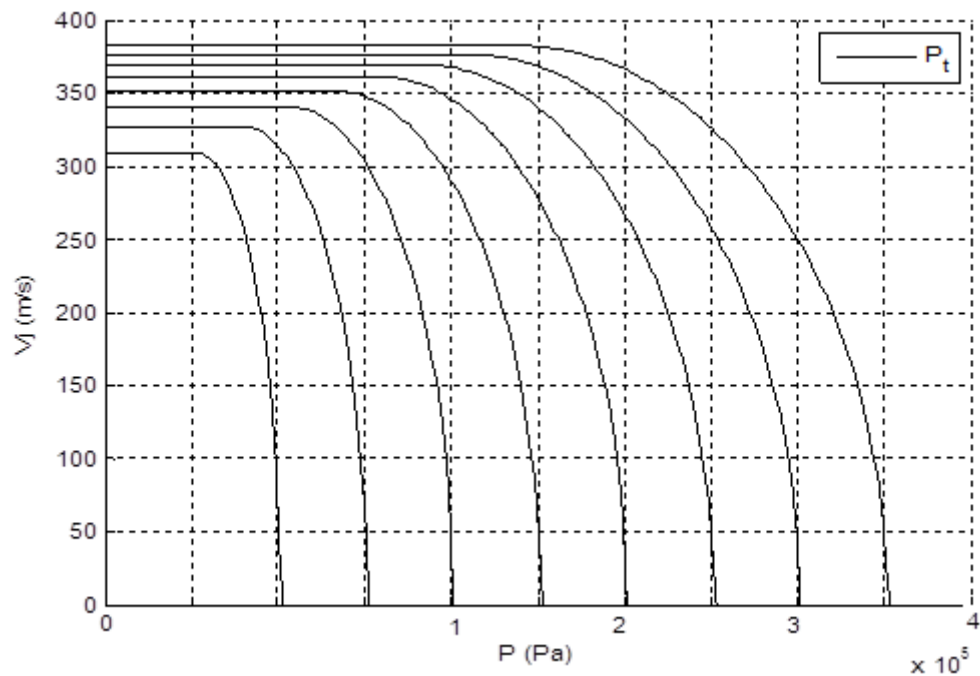
**Figure III.30 :** Evolution du débit massique de 8 orifices en fonction de la pression totale



**Figure III.31 :** Evolution du débit massique de 6 orifices en fonction de la pression totale



**Figure III.32 :** Evolution du débit massique de 4 orifices en fonction de la pression totale



**Figure III.33 :** Evolution de la vitesse du jet en fonction de la pression totale

Les projections des résultats obtenus par les graphes du débit et de la vitesse du jet en fonction de la pression totale sont résumées par les tableaux suivants :

**Tableau III.7 : La vitesse du jet en fonction de la pression totale**

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

**Tableau III.8 : Le débit massique en fonction de la pression totale**

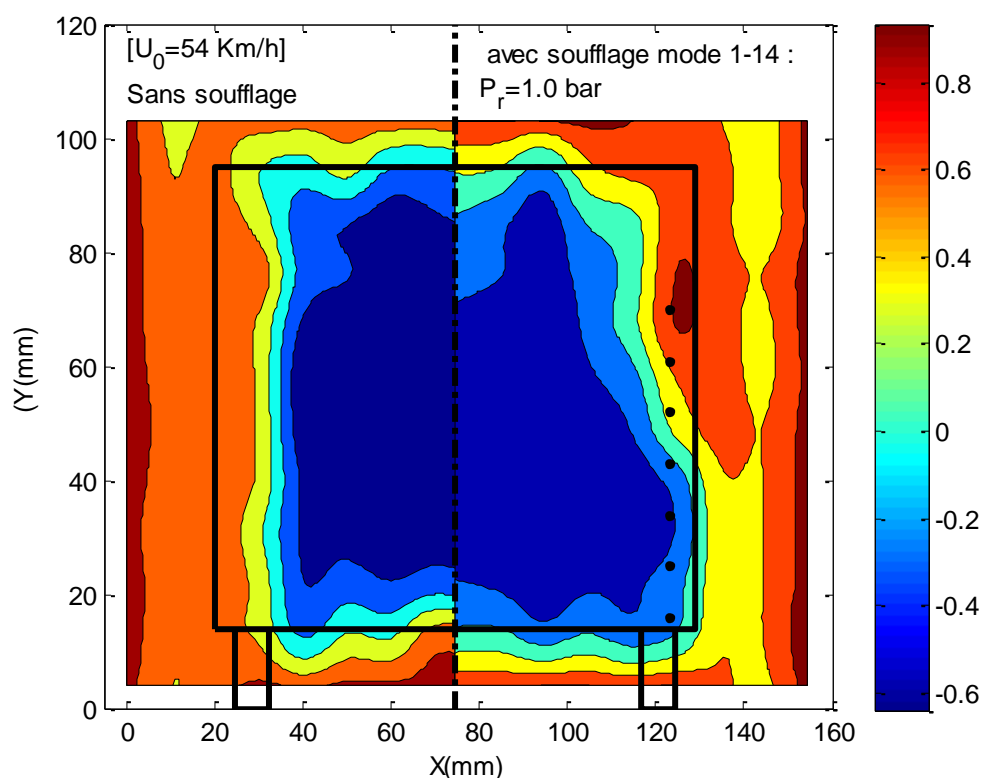
|             | Q (g/s) |                    |               |           |
|-------------|---------|--------------------|---------------|-----------|
| $P_t$ (bar) | 1 à 14  | 1-2-5-6-9-10-13-14 | 1-2-7-8-13-14 | 1-2-13-14 |
| 1           | 1.728   | 0.9875             | 0.7507        | 0.4938    |
| 2           | 2.442   | 1.395              | 1.046         | 0.6977    |
| 3           | 3.122   | 1.785              | 1.338         | 0.8919    |

### III.10. Coefficients de pression $C_p$ et cartographies

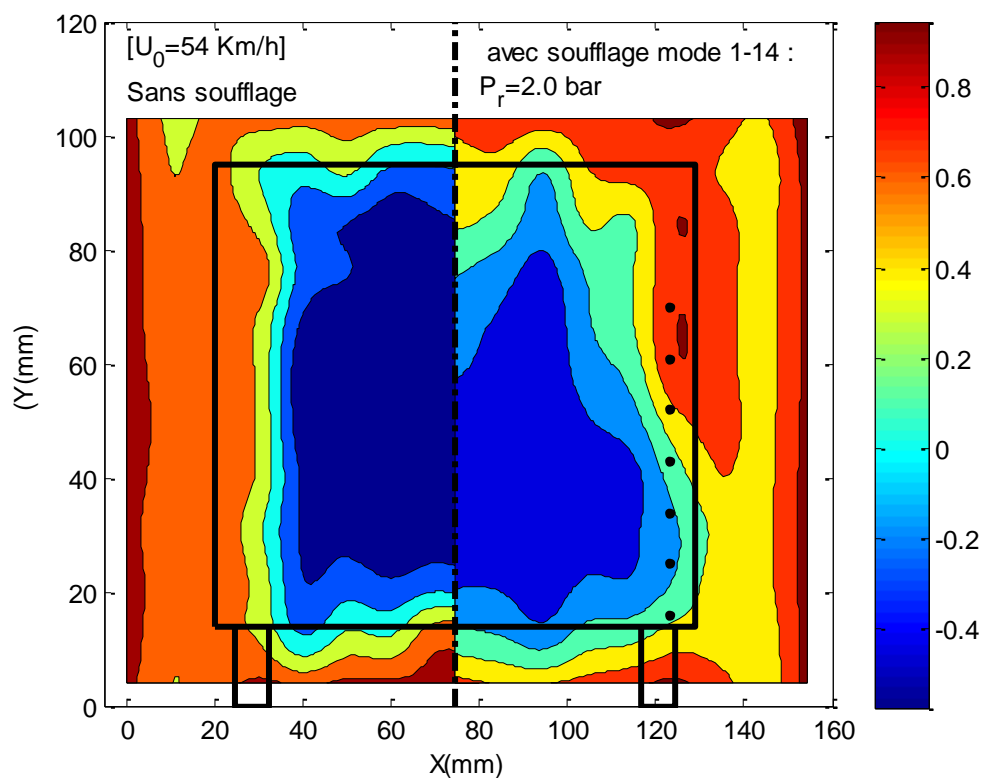
L'écoulement autour du corps d'A Ahmed provoque des phénomènes qui sont liés aux forces aérodynamiques. Parmi ces derniers, on distingue le champ de pression qui est influencé par la géométrie, à l'origine de tourbillons de sillage au voisinage du culot droit de la maquette. Pour comprendre ce phénomène nous avons exploré le champ de pression en aval du culot à l'aide d'un capteur de pression à des vitesses de 54km/h, 72km/h, 90km/h et 108km/h. Les résultats obtenus sont traduits par des cartographies à l'aide d'un programme MATLAB et sont représentées ci-dessous à différentes positions  $z/L$ .

$z$  : la distance entre le capteur de pression et le culot droit ou les plaque séparatrices.

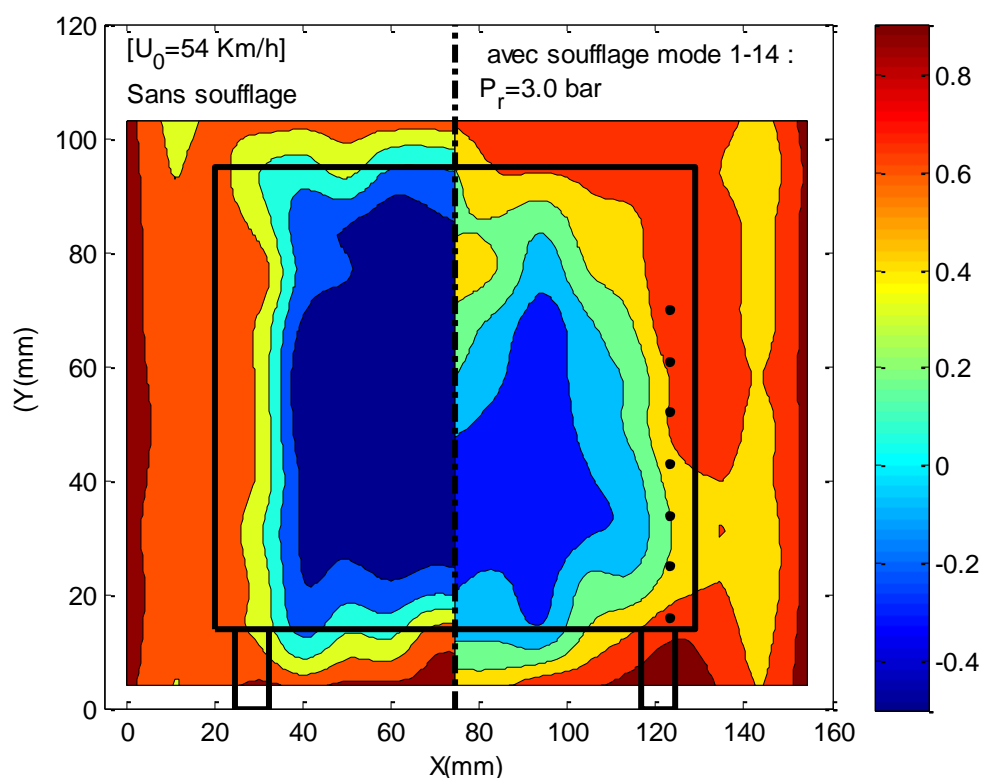
$L$  : la longueur de la maquette.



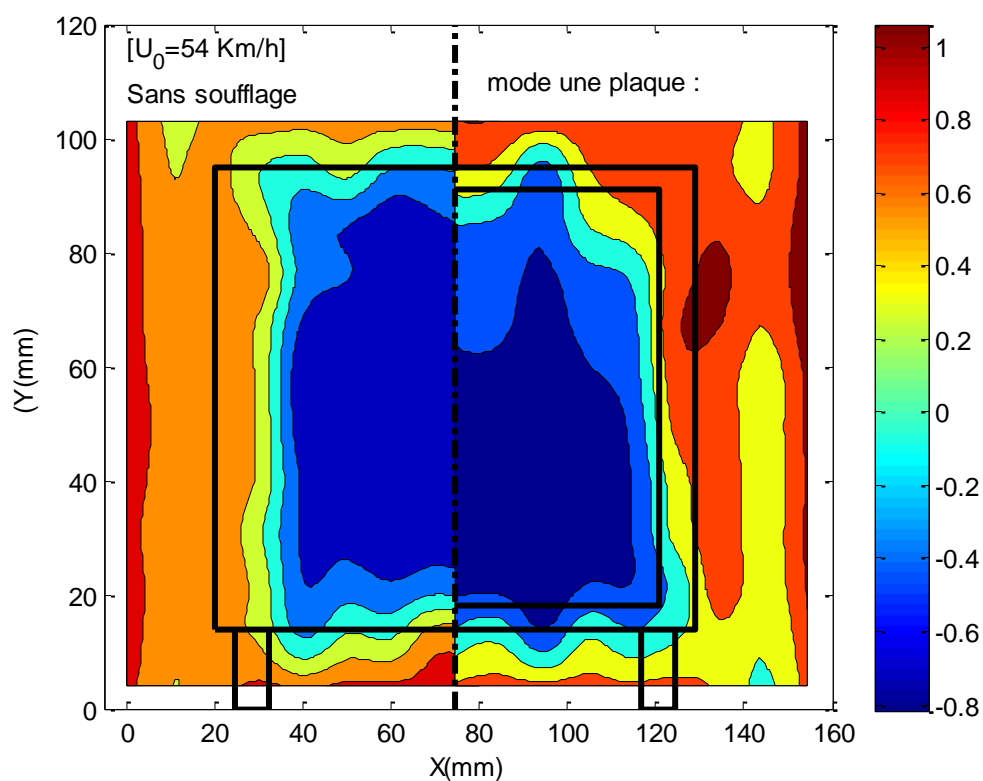
**Figure III.34 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L = 0.24$



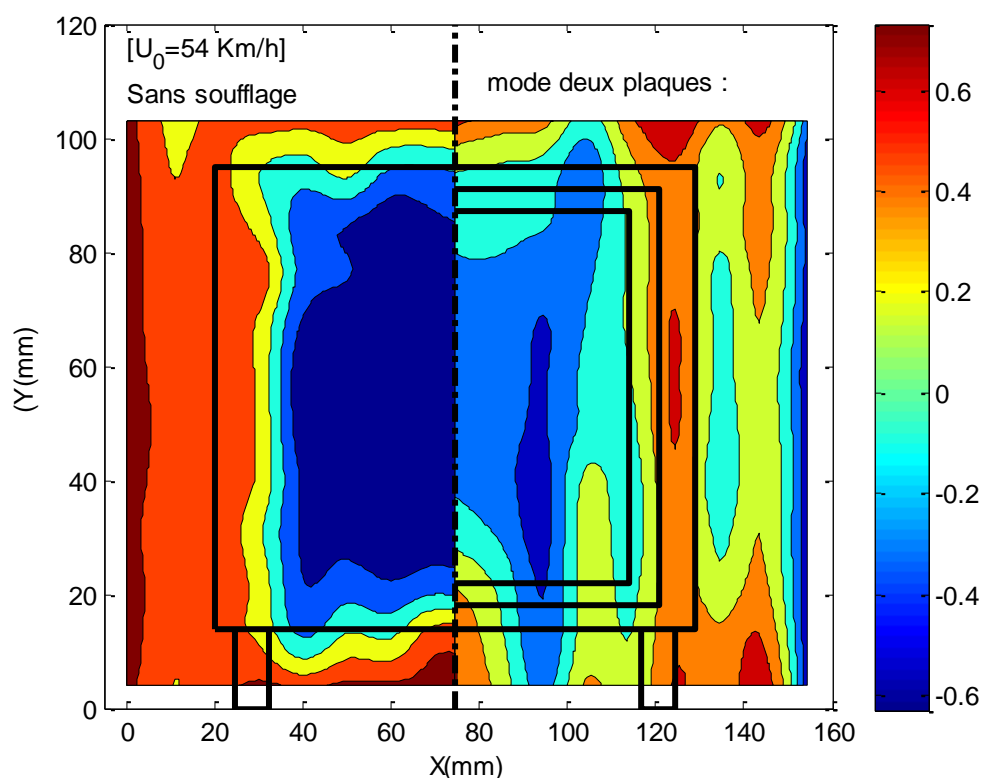
**Figure III.35 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L = 0.24$



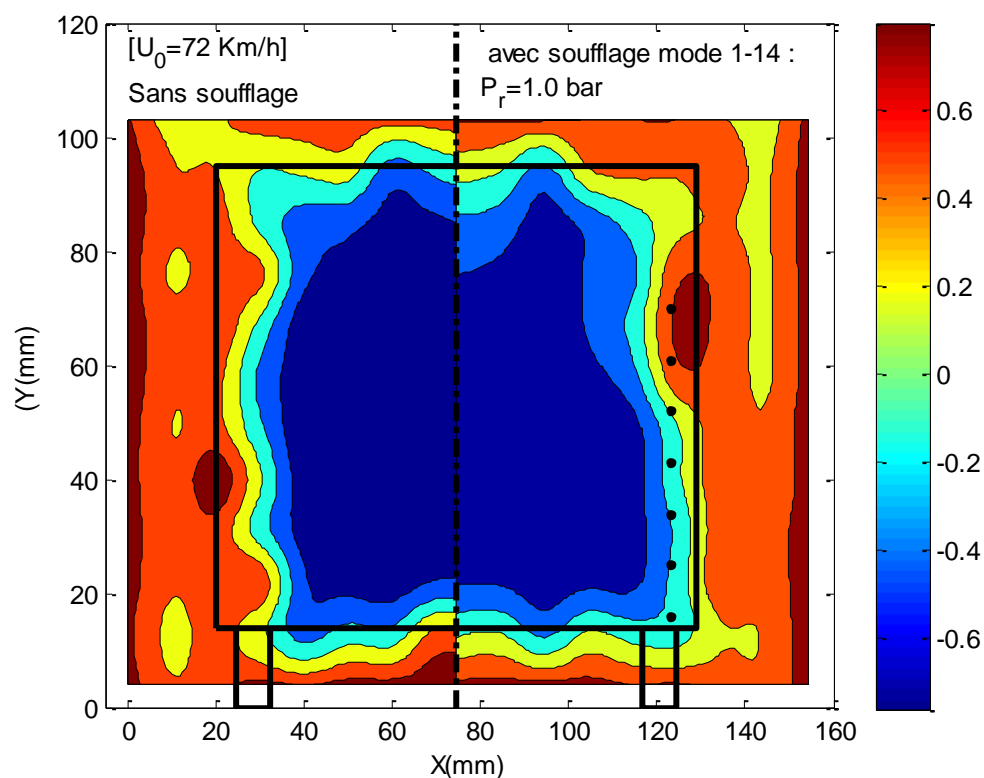
**Figure III.36 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L = 0.24$



**Figure III.37 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L = 0.24$  et  $z/L = 0.10$

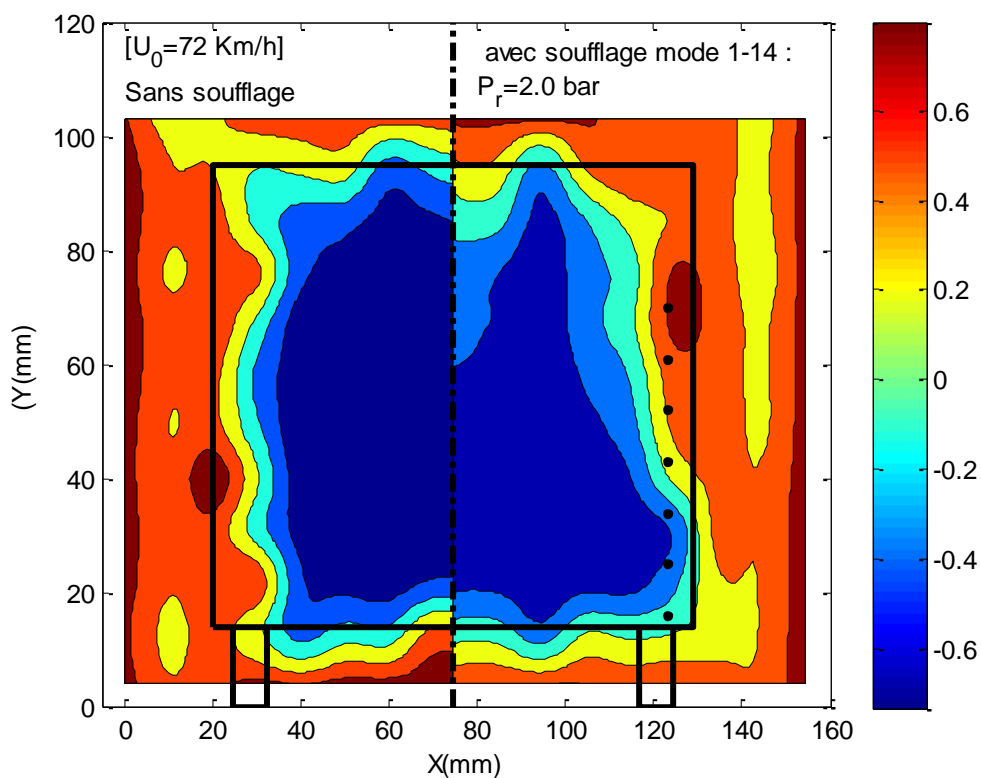


**Figure III.38 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à deux plaques pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L=0.24$  et  $z/L=0.27$

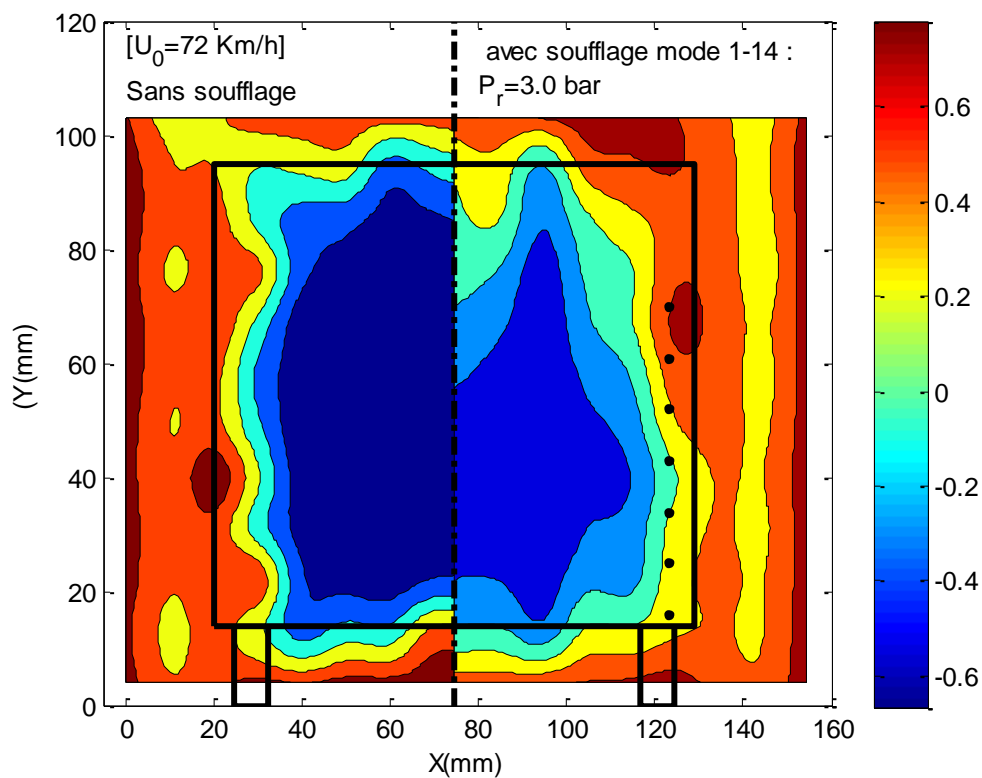


**Figure III.39 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 72 km/h,  $z/L=0.24$

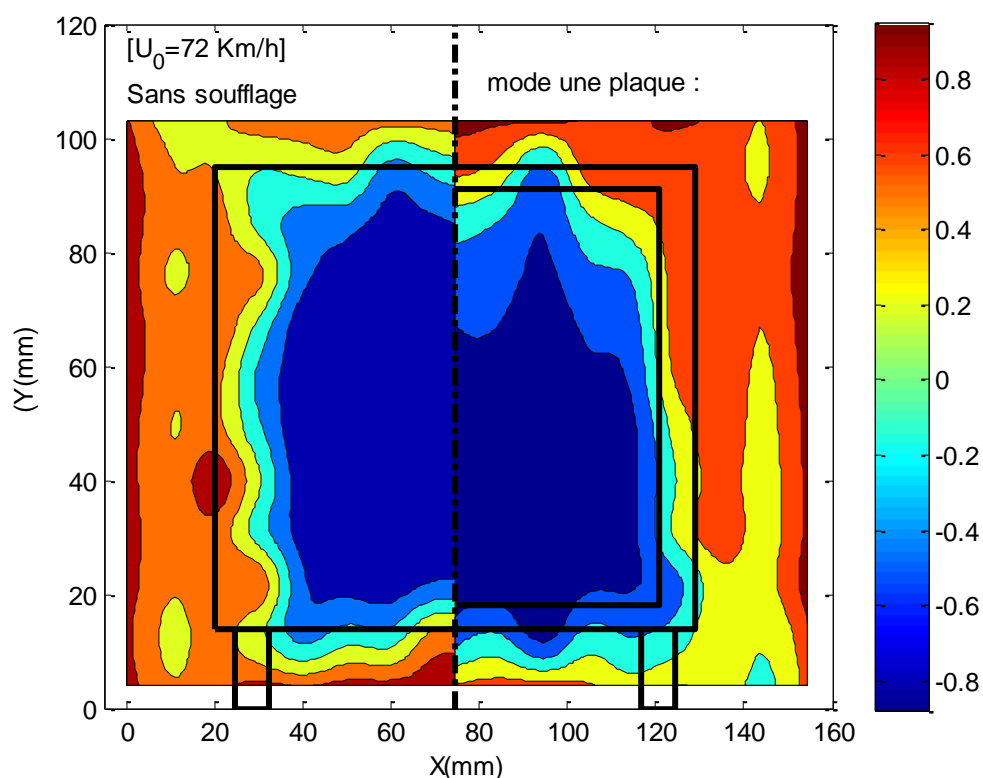




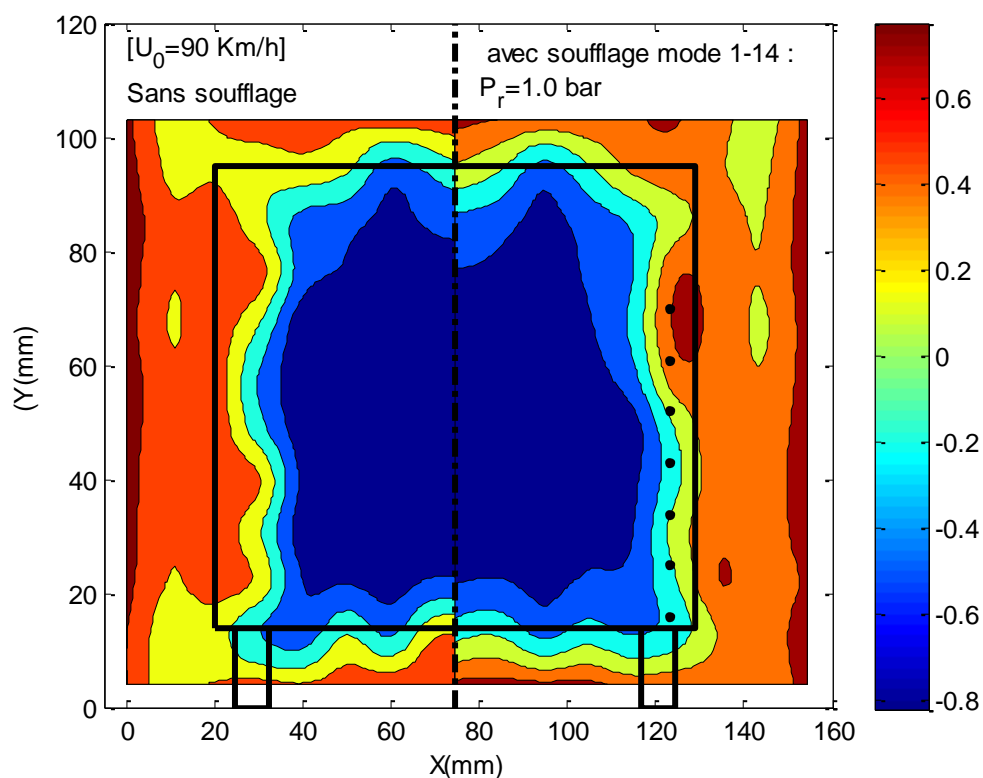
**Figure III.40 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 72 km/h,  $z/L=0.24$



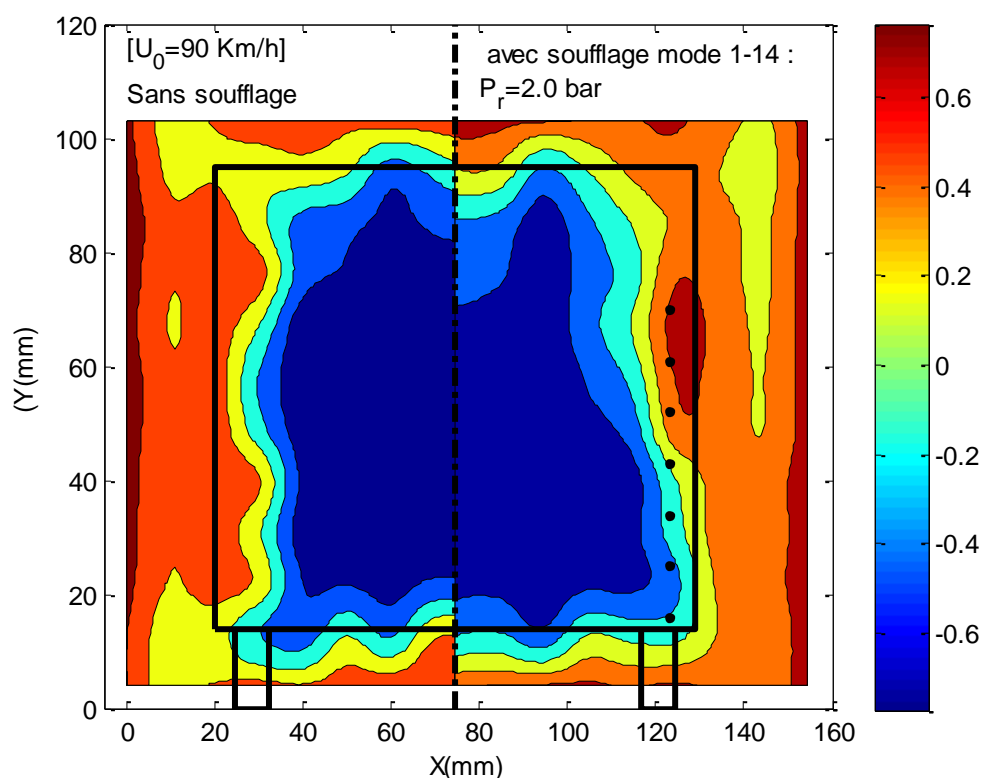
**Figure III.41 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 72 km/h,  $z/L=0.24$



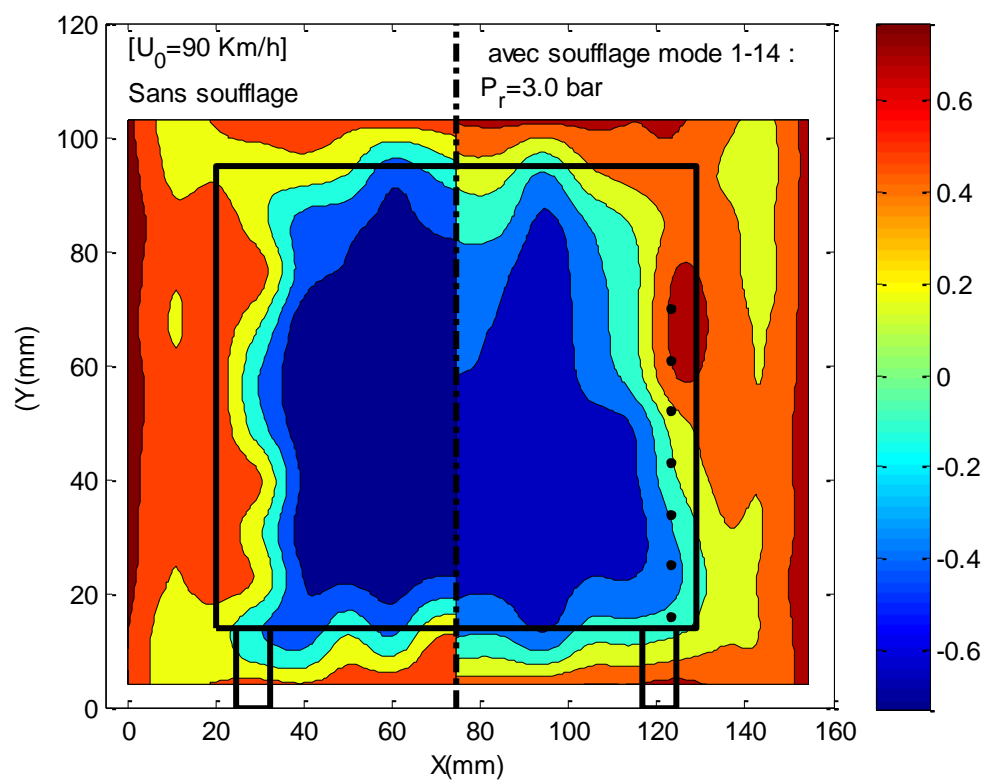
**Figure III.42 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 72 km/h,  $z/L = 0.24$  et  $z/L = 0.10$



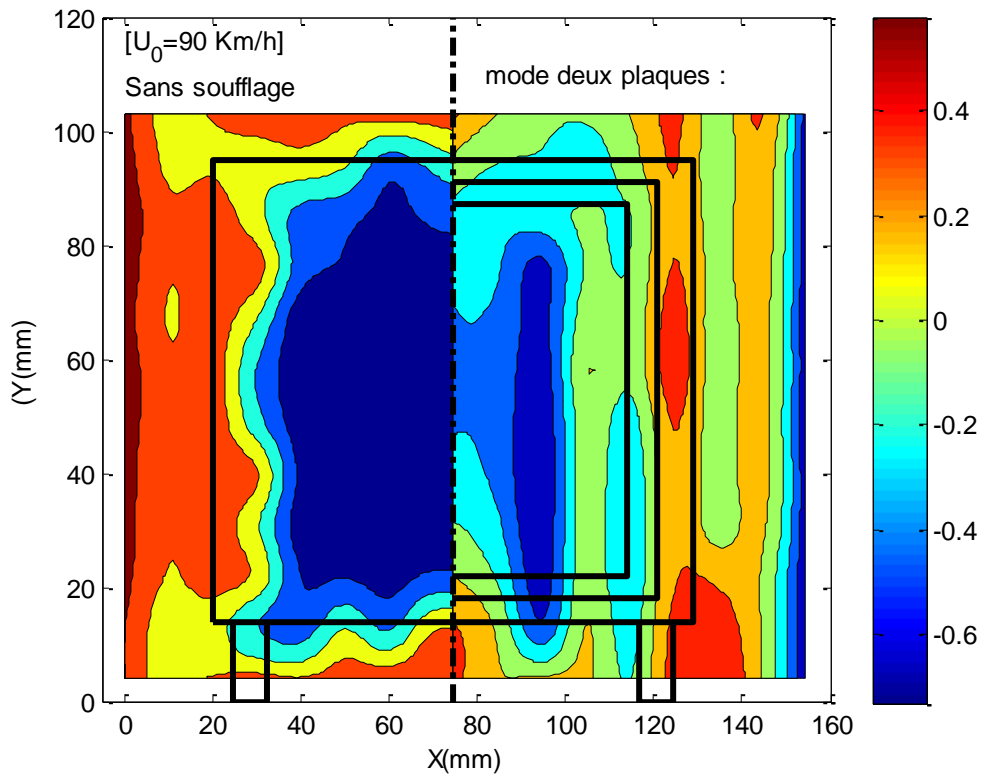
**Figure .III.43 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L = 0.24$



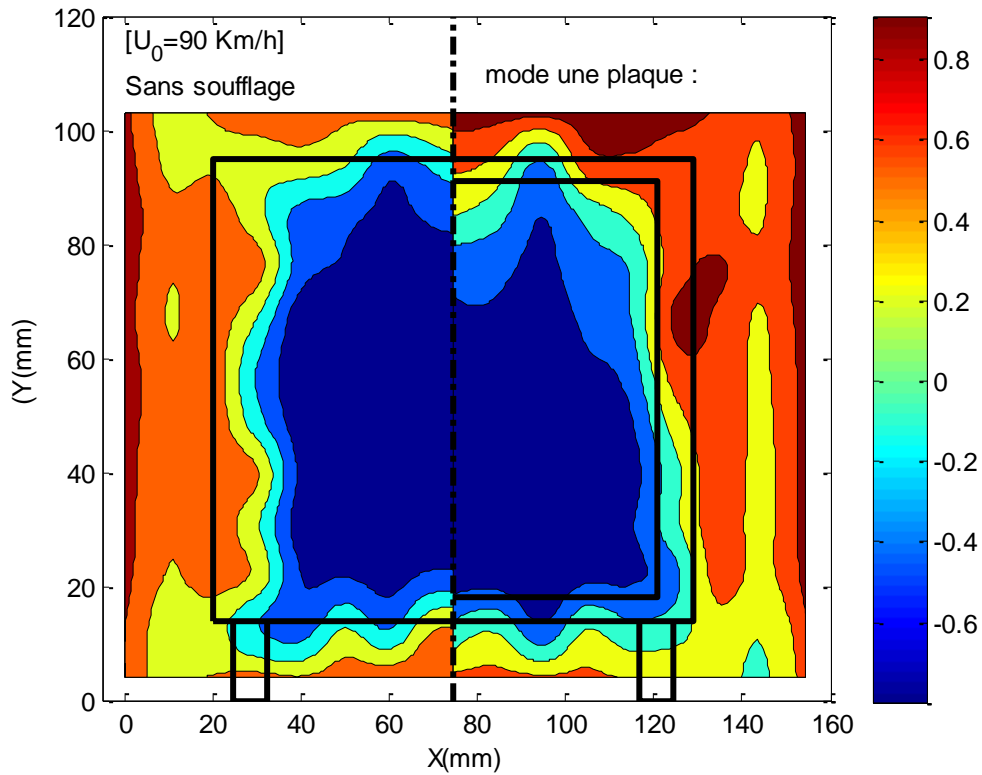
**Figure III.44 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L=0.24$



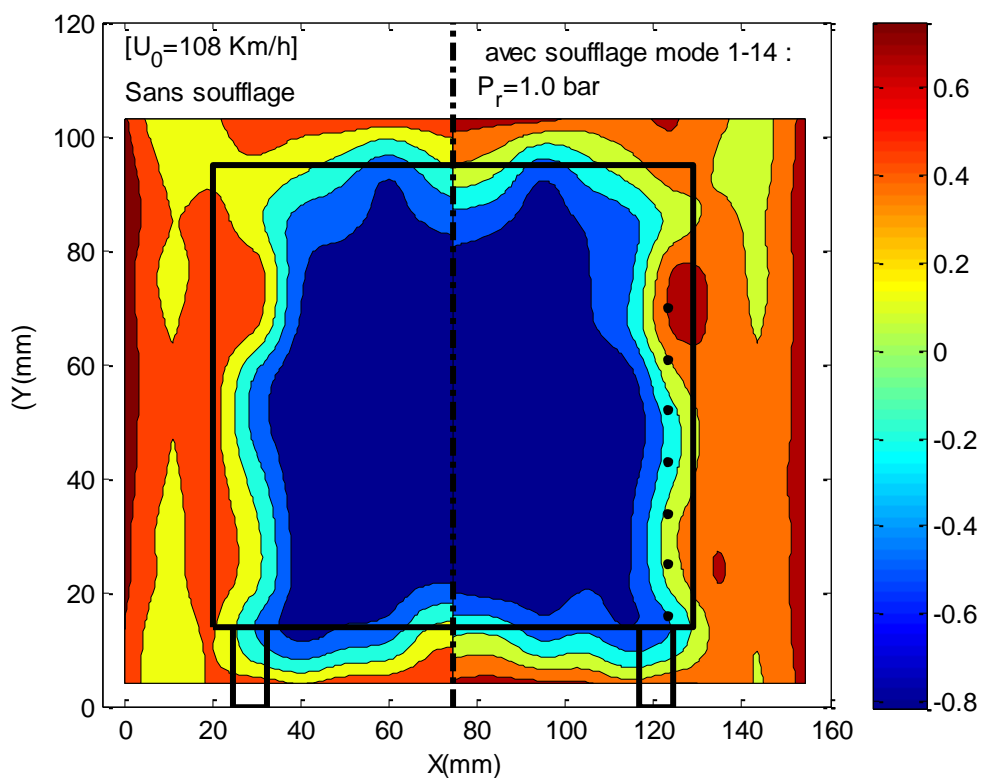
**Figure III.45 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L=0.24$



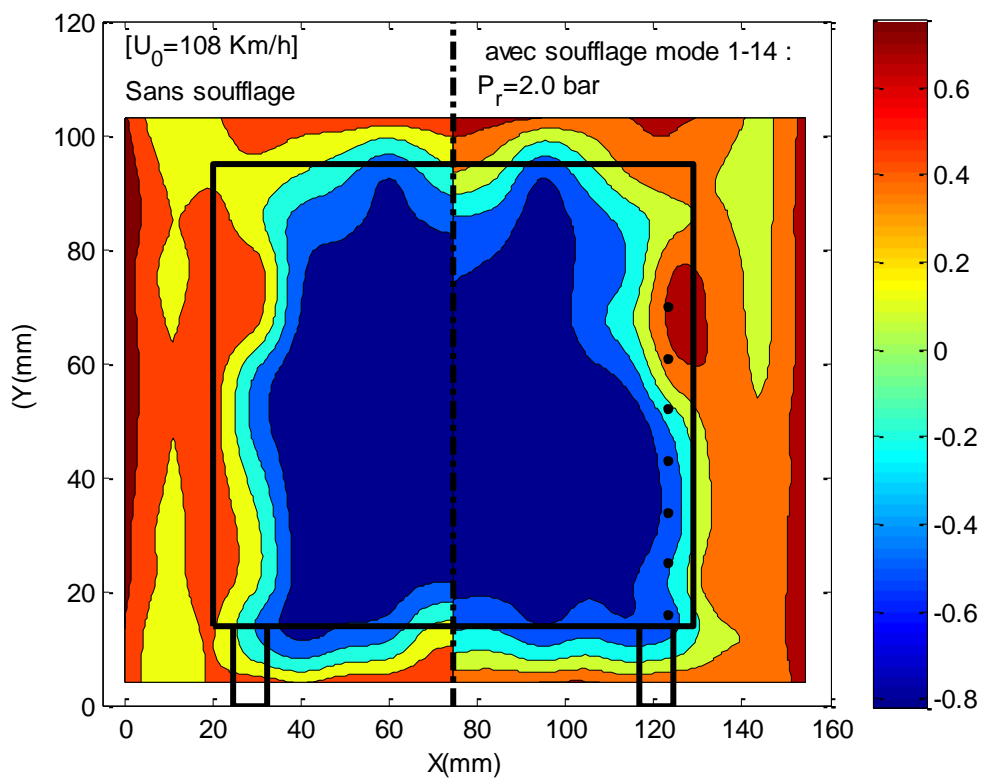
**Figure III.46 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à deux plaque pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L=0.24$  et  $z/L=0.27$



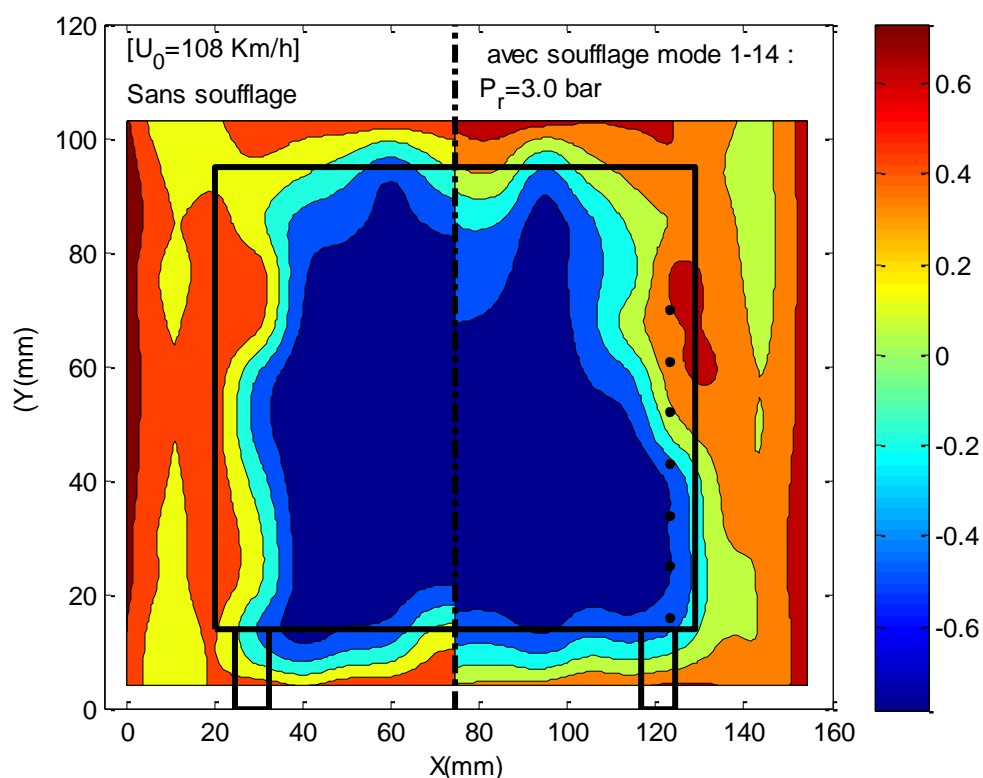
**Figure III.47 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L=0.24$  et  $z/L=0.10$



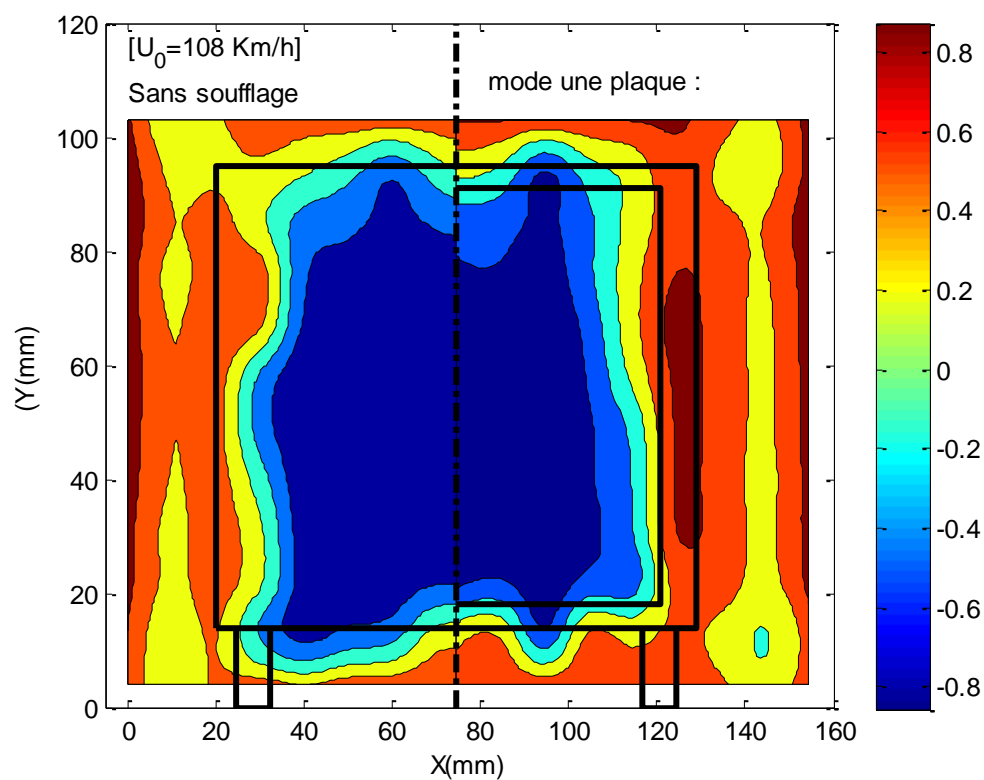
**Figure III.48 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 1 bar pour une vitesse de 108 km/h,  $z/L = 0.24$



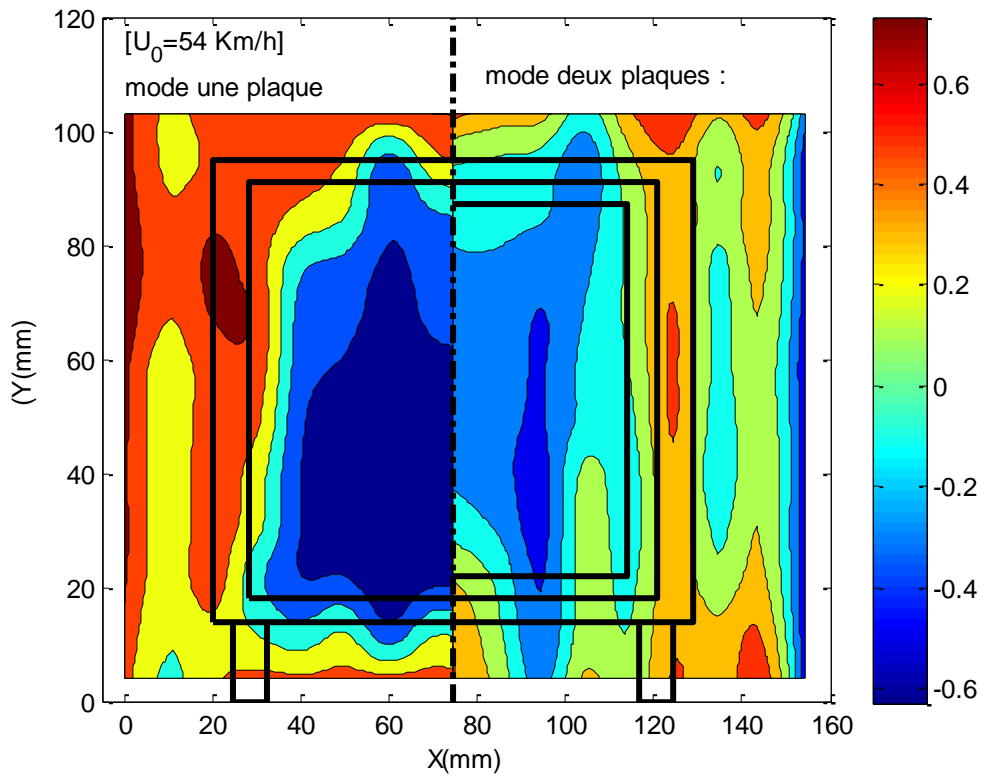
**Figure III.49 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 2 bar pour une vitesse de 108 km/h,  $z/L = 0.24$



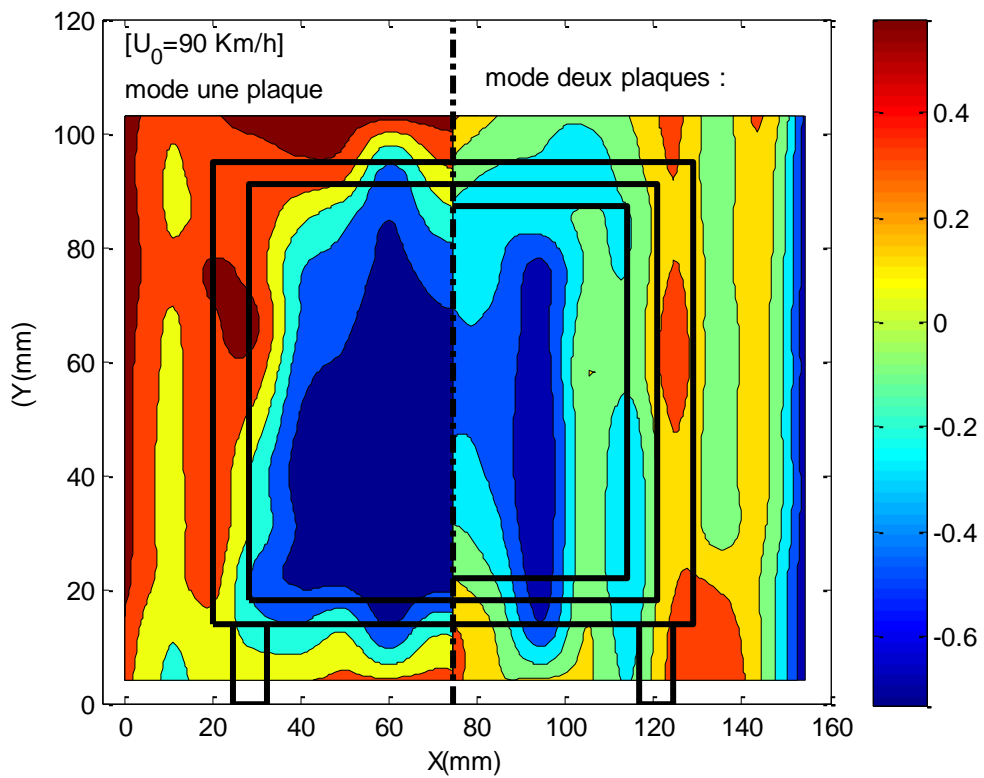
**Figure III.50 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec soufflage complet, à une pression de 3 bar pour une vitesse de 108 km/h,  $z/L = 0.24$



**Figure III.51 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  sans contrôle et avec contrôle à une plaque pour une vitesse de 108 km/h,  $z/L = 0.24$  et  $z/L = 0.10$



**Figure III.52 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  entre une plaque avec à deux plaques pour une vitesse de 54 km/h,  $z/L = 0.10$  et  $z/L = 0.27$



**Figure III.53 :** Cartographie comparatrice des  $C_p$  entre une plaque avec à deux plaques pour une vitesse de 90 km/h,  $z/L = 0.10$  et  $z/L = 0.27$

Dans les cartographies représentées ci-dessus nous avons considéré celle obtenue en mode sans contrôle comme figure de référence. Les figures III.34 à III .53 représentent une comparaison entre les distributions de pression observées selon les différents modes de contrôle et le cas de référence.

Afin de mieux comprendre les forces de pression s'exerçant sur la maquette, nous avons calculé et résumé les valeurs du  $C_p$  moyen pour les différentes configurations étudiées.

L'expression de coefficient de pression moyen est :

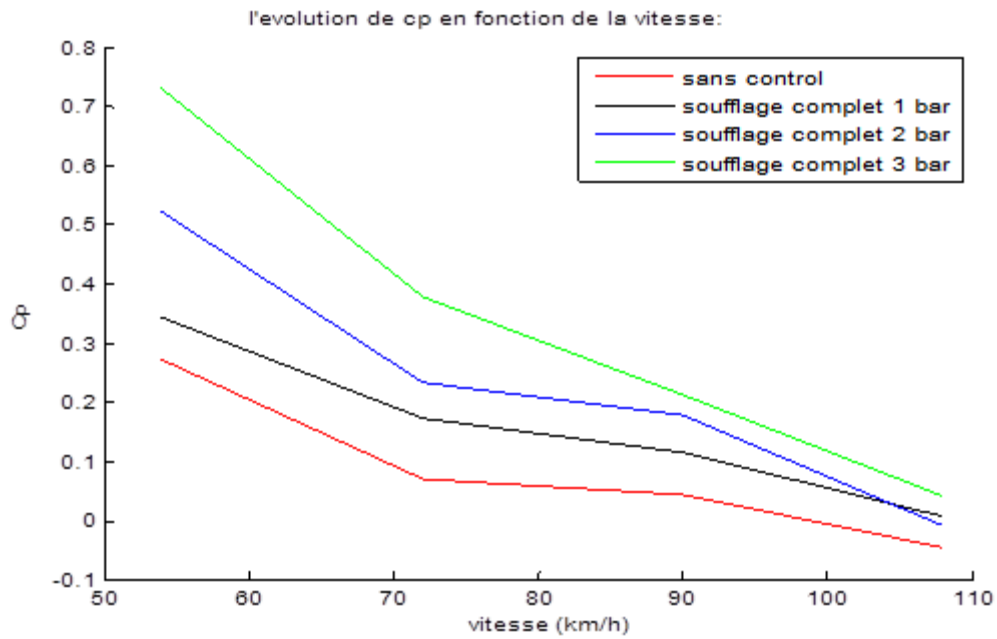
$$C_{p\text{ moy}} = \frac{\sum C_{p\ i=1..n}}{n}$$

n : Le nombre de coefficient de pression

**Tableau III.9 :** Valeurs du coefficient de pression moyen en mode sans soufflage et avec soufflage complet

| Vitesse  | $C_{p\text{ moy}}$ |                               |        |
|----------|--------------------|-------------------------------|--------|
|          | Sans soufflage     | Avec soufflage complet 1 à 14 |        |
| 54 km/h  | 0.27               | 1 bar                         | 0.34   |
|          |                    | 2 bar                         | 0.52   |
|          |                    | 3 bar                         | 0.73   |
| 72 km/h  | 0.07               | 1 bar                         | 0.17   |
|          |                    | 2 bar                         | 0.23   |
|          |                    | 3 bar                         | 0.37   |
| 90 km/h  | 0.04               | 1 bar                         | 0.11   |
|          |                    | 2 bar                         | 0.17   |
|          |                    | 3 bar                         | 0.21   |
| 108 km/h | -0.04              | 1 bar                         | 0.01   |
|          |                    | 2 bar                         | - 0.01 |
|          |                    | 3 bar                         | 0.041  |



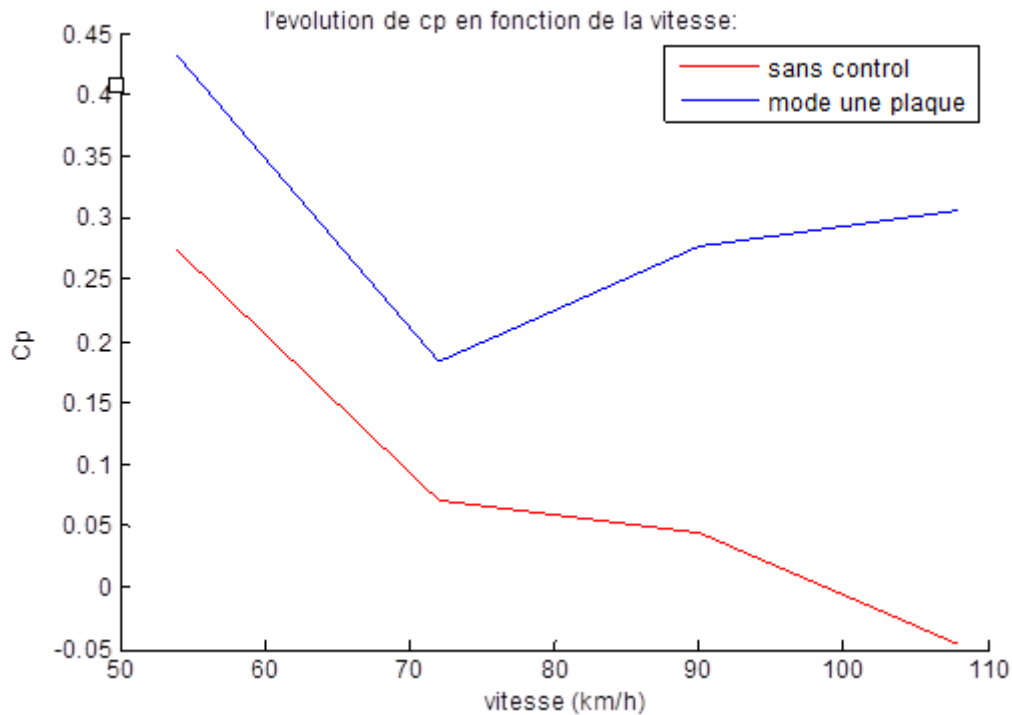


**Figure III.54 :** Courbes de  $C_{p \text{ moy}}$  en fonction de la vitesse en mode de soufflage complet à 1, 2, et 3 bar et sans soufflage

La Figure.III.54 nous permet d'obtenir une comparaison graphique de l'évolution des coefficients de pression moyens en modes avec et sans soufflage.

**Tableau III.10 :** Valeurs du coefficient de pression moyen en mode sans soufflage et avec une et deux plaques

| Vitesse  | $C_{p \text{ moy}}$ |            |              |
|----------|---------------------|------------|--------------|
|          | Sans soufflage      | Une plaque | deux plaques |
| 54 km/h  | 0.27                | 0.43       | 0.35         |
| 72 km/h  | 0.07                | 0.18       | Non fait     |
| 90 km/h  | 0.04                | 0.27       | 0.13         |
| 108 km/h | -0.046              | 0.31       | Non fait     |



**Figure III.55 :** Courbes de  $C_{p \text{ moy}}$  en fonction de la vitesse en mode une plaque et sans soufflage

On remarque que le coefficient de pression moyen  $C_p$  est plus important dans le mode de contrôle à deux plaques comparativement au mode sans contrôle et cela pour les vitesses de 54km/h et 90km/h.

### III.11. Conclusion

Lors de notre étude expérimentale tous les résultats obtenus avec les différents modes de contrôles ont été comparés au cas de référence (mode sans contrôle).

- Au mode sans contrôle, nous avons relevé une valeur de référence minimale de  $C_x$  à une vitesse de 54 km/h
- L'étude paramétrique au mode de contrôle avec soufflage a révélé la valeur la plus petite du  $C_x$  avec un soufflage complet à une vitesse de 54km/h et une pression de 3bar et atteint un gain relatif maximum de 13.67 %.

La traînée diminue avec l'augmentation du débit d'air de soufflage.

- Au mode de contrôle à une plaque séparatrice le gain relative maximum de 11,12 % est obtenu à une vitesse de 54km/h.

Malgré les résultats obtenus, l'efficacité de ce mode reste moindre comparativement à celle obtenue au mode de contrôle avec soufflage complet.

- Au mode de contrôle à deux plaques séparatrices, le gain relatif maximum de 15,79% est obtenu à une vitesse de 54km/h.

Le mode de contrôle à deux plaques séparatrices est le mode où la traînée a été réduite au maximum, dépassant les deux autres modes énumérés précédemment.

---

## Conclusion générale

---

Cette étude a pour objectif de décrire l'écoulement autour du corps d'Ahmed à culot droit afin d'explorer des solutions de contrôle de la traînée à l'aide de dispositifs de type soufflage et plaques séparatrices.

Dans la partie bibliographique nous avons énuméré plusieurs modes de contrôle visant à réduire la traînée aérodynamique tels que les générateurs de vortex, l'ajout de plaques séparatrices transversales et longitudinales dans le mode passif (le dispositif n'utilise pas d'apport extérieur d'énergie), le contrôle par soufflage ainsi que par jet synthétique dans le mode actif (repose sur l'utilisation de sources d'énergie ponctuelles et extérieures au système).

Dans l'étude expérimentale que nous avons menée, nous avons choisi de réaliser trois modes de contrôles : par soufflage et par l'ajout d'une et deux plaques séparatrices transversales afin de réduire les zones de recirculation présentes en aval du corps d'Ahmed à culot droit.

Dans le mode de contrôle avec soufflage, nous avons réalisé quatre configurations : mode complet (1 à 14 points du soufflage), mode 8 orifices, mode 6 orifices et mode 4 orifices à des vitesses de 54km/h, 72km/h, 90km/h et 108km/h et des pressions de 1 à 3bar.

Les résultats obtenus ont été comparé au mode sans soufflage (sans contrôle) et nous avons relevé un gain maximum de  $C_x$  allant jusqu'à 13.67% en mode complet à 54km/h et une pression de 3bar. On conclut donc en apportant de l'énergie cinétique au sillage, nous pouvons réduire sensiblement la traînée.

Dans le deuxième mode de contrôle à une plaque séparatrice transversale, nous avons réalisé les tests avec une plaque disposée à une distance de 4cm du culot droit, aux mêmes vitesses déjà considérées et nous avons relevé un gain maximum de  $C_x$  égale à 11.12% obtenu à une vitesse de 54km/h.

Dans le troisième mode de contrôle à deux plaques séparatrices, la première est disposée à 4cm du culot droit et la deuxième à 3cm de la première plaque. Avec ce mode, nous avons obtenu un gain de plus de 15 % soit 2% de plus que le mode avec soufflage et 4% de plus que le mode à une plaque.

Les plaques séparatrices contribuent à réduire l'effet des tourbillons qui se créent en aval de la maquette. Malgré leur efficacité, leur utilité reste restreinte sur les véhicules de petit gabarit, par contre elles peuvent être pratiques sur les camions et les autobus.

Une compréhension accrue des mécanismes et une identification plus précise des paramètres de contrôle est nécessaire pour améliorer les performances aérodynamiques d'un véhicule en réduisant la trainée et par conséquent la consommation de carburant.

## Références

- [1] Jean-Luc Battaglia, Sakir Amiroudine "Mécanique des fluides" Dunod, Paris, 2011
- [2] André Paris "Aérodynamique mécanique du vol performances avion" Cours théoriques BIA FI - FE 2013
- [3] Emmanuel Plaut " Mécanique des fluides "Mines Nancy 2016
- [4] Yoann Eulalie, "Étude aérodynamique et contrôle de la traînée sur un corps d'Ahmed à culot droit", thèse doctorat, université de bordeaux ,2014
- [5] Yaiche Mustapha, Benhamna Madjid, "Réduction de la traînée de forme par soufflage Application à l'automobile", Université Mouloud Mammeri Tizi Ouzou, 2016/2017
- [6] Jean Délery, " Traité d'aérodynamique compressible volume 1 ", Lavoisier, 2008
- [7] J.Cousteix, " Aérodynamique couche limite laminaire", Cepadues, 1988
- [8] Ouziaux, Roger et Perrier Jean, " Mécanique des fluides appliquée ", Dunod, 1978
- [9] Jean Tensi, Jean-Paul BONNET," Etude Expérimentale du décollement sur profils d'aile : analyse et contrôle ", thèse docteur de l'université de poitiers 2006
- [10] Fawzi Fadla," Caractérisation expérimentale de la dynamique du Décollement de couche limite induit par un gradient de pression adverse et un effet de courbure ", thèse doctorat, Université de valenciennes et du hainaut-cambrésis 2015
- [11] Leclerc, Cédric " Réduction de la traînée d'un véhicule automobile simplifiée à l'aide du contrôle actif par jet synthétique ", thèse doctorat de l'institut national polytechnique de Toulouse 2008
- [12] "Petits arrangements avec le vent", Action Auto Moto Magazine, No. 144, pp. 104-107, 2007.
- [13] Bourekba Fatiha,"Le phénomène du décrochage dynamique", Division Energie Eolienne, CDER 2015
- [14] Jean Bougois ," Cours d'aérodynamique fondamentale ", arts et métiers paris-Tech, 2010
- [15] Abdedou Amar," Contribution à l'étude de l'écoulement autour du corps d'Ahmad en utilisant un modèles DES ", université M'Hamade Bougara boumerdas, 2011/2012
- [16] Aloui Fethi," Etude et contrôle des écoulements ", thèse l'institut national polytechnique de Toulouse 2010
- [17] Ingard U., "On the theory and design of acoustic resonators", Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 25, n°6, pp.1037-1061, Nov. 1953.
- [18] Smith B.L. & Glezer A., "Vectoring of a high aspect ratio air jet using zero-net-mass-flux control jet", Bulletin of American Physical Society, No. 39:1894, 1994.

- [19] Ismingaoua Abderrezak, '' Etude paramétrique de la réduction de la traînée par soufflage dans le cas d'un véhicule automobile de type corps d'Ahmed '', Université Mouloud Mammeri Tizi Ouzou 2018/2019
- [20] Hinterberger C., Garcia-Villalba & Rodi W., "Large Eddy Simulation of flow around the Ahmed body", 2003.
- [21] Rouméas M., "Contribution à l'analyse et au contrôle des sillages de corps épais par Aspiration ou soufflage continu", Thèse de doctorat, Institut de Mécanique des Fluides (INP), Toulouse, 2005.