

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

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

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme de
Master Académique en Génie Mécanique
Option : Energétique

Thème :

**Effets de la Forme des Bords d'Attaque sur les
Performances Aérodynamiques de l'Aile Delta.**

Proposé et dirigé par :

I .BOUMRAR

Etudié par :

Fattah SACI

Promotion 2010/2011

Remerciements

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à mon promoteur Monsieur

I. BOUMRAR, pour sa disponibilité, pour ses conseils, pour son aide précieuse et de m'avoir fait profiter de sa rigueur scientifique, de son expérience et de m'avoir aussi encouragé tout au long de ce travail, et qu'il trouve dans ce mémoire mes sincères reconnaissances.

J'exprime ma sincère gratitude à tous les enseignants qui ont contribué à notre formation.

Je remercie aussi tous ceux qui ont contribué de près ou de loin pour l'élaboration de ce mémoire, que j'espère qu'il soit une base pour les futures promotions, pour des études plus profondes.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à:

Mes très chers parents.

Mes très chers frères, sœurs et leurs petites familles.

Mes très chers amis(es) sans citer de noms pour ne pas oublier d'autres.

Toute la promotion 2011.



SOMMAIRE

Notation

Introduction Générale.....	1
----------------------------	---

Chapitre I : Aérodynamique de l'aile delta.

I.1. Généralités sur le profil d'aile d'avion	3
I.2. Efforts exercés sur une aile.....	4
I.2.1. Portance.....	5
I.2.2. Trainée	6
I.2.2.1. Traînée de frottement	6
I.2.2.2. Traînée de forme	6
• Cas d'un corps non profilé	6
• Cas d'un corps profilé.....	7
I.2.2.3. Traînée induite.....	8
I.2.2.4. Traînée d'onde.....	8
I.2.3. la polaire.....	8
I.2.4. La finesse.....	8
I.3 . L' Aile Delta	9
I.3.1. Définition de l'aile delta	9
I.3.2. Caractéristiques de l'aile delta	9
I.3.3. Types d'aile delta	10
I.5. Ecoulement autour d'une aile delta	11
I.6.Décrochage	12
I.7. Angles privilégiés.....	13
I.7.1. Introduction.....	13
I.7.2. L'Hélium liquide Supra fluide.....	13
I.7.3. Isomorphisme entre les phénomènes micro et macroscopiques.....	13
I.7.4. Quantification spatiale du moment cinétique orbital.....	14
-Signification des nombres entiers l et m	14
I.7.5. Les deux familles principales.....	15
I.7.6. Les angles privilégiés en aéronautique.....	17
I.7.7. Les angles privilégiés dans la construction des véhicules terrestres.....	18
I.7.8. Les angles privilégiés dans la nature, l'art et la communication iconique.....	18
I.7.9. Les angles privilégiés dans les ailes Delta.....	18
I.8. Travail envisagé	20

Chapitre II : Approche théorique.

II. 1.Etude de l'aile delta	21
II. 1.1. Expression du potentiel des vitesses	21
II.1.2. Effort exercés sur l'aile delta	24
II.1.2.1. Méthode de calcul.....	24
II.1.2.2. Circulation et vitesses induites.....	25
II.1.2.3. Efforts aérodynamiques.....	27
II.1.2.4. Coefficient de pression	28
II.2. Solution Approchée par résolution des équations de Navier-Stokes sous le tourbillon d'apex de l'Aile Delta	29

Chapitre III : Etude expérimentale.

III.1. Introduction.....	34
III.2. Description des techniques expérimentales de mesure.....	34
III.2.1. Généralités sur les souffleries.....	34
III.2.2. Classification des souffleries.....	38
III.3.1. Présentation de la soufflerie.....	38
III.3.2. Techniques de mesure.....	39
III.3.2.1. Multi-manomètre.....	39
III.3.2.2. Mesure du coefficient de pression	39
III.3.2.3. Tube de Pitot.....	40
III.2.2.3. Balance aérodynamique.....	41
III.3.2.3. a. Pied- support.....	41
III.3.2.3.b. platine.....	42
III.3.2.3.c. Fléau dynamométrique.....	42
III.3.2.3.d . Elément de liaison.....	44
III.3.2.4. Dispositif électronique de mesure.....	44
III.4. Essais préliminaires.....	45
III.4.1. Etalonnage de la soufflerie.....	46
III.4.2. Etalonnage de la balance aérodynamique.....	48
III.4.2.1. Pour la portance	48
III.4.2.2. Pour la traînée.....	49
4.2.3. Validité de l'étalonnage.....	50
5. Réalisation des maquettes.....	52
III.5.1. Dimensionnement des ailes	52
III.5.2. Réalisation des ailes	52
III.5.3. Réalisation des ailes avec prises de pression	54
III.5.4. La position des prises	55
III.5.5. Localisation du tourbillon principal	56
III.5.6. Procédé de réalisation	56
III.6. Résultats expérimentaux	57
III.6.1.1 Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de portance C_z et de traînée C_x	57
A. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de portance C_z	57
a. Influence de l'incidence	57
b. Influence de la vitesse d'écoulement.....	57
c. Influence de l'angle d'apex	58
B. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de traînée C_x	59
a. Influence de la vitesse d'écoulement	59
b. Influence de l'incidence.....	59
III.7. Mesure de coefficient de pression	61
III.8. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de la dépression $-C_p$ à l'extrados des ailes	62
Influence de la vitesse d'écoulement	62
a) Résultats relatifs à la vitesse d'écoulement $V=20.3$ m/s	62
b) Résultats relatifs à la vitesse d'écoulement $V=31$ m/s	66
Influence de l'incidence	66
III.9. Polaires et finesse maximale	70
Discussions des résultats	72
III.10. Conclusion.....	72

Chapitre IV : Simulation numérique :

1. Présentation des logiciels <i>Gambit</i> et <i>Fluent</i>	73
1.1.Préprocesseur <i>Gambit</i>	73
1.1.a. Fenêtre d'outils d'opération.....	73
1.1.b. Construction de la géométrie.....	74
1.1.c. Génération de maillage.....	74
1.1.d. Incorporation des conditions aux limites.....	74
1.1.e. Boutons d'outils.....	75
1.1.f. Fenêtre de contrôle global.....	75
1.2.Code <i>Fluent</i>	75
1.2.1. Interface du code <i>Fluent</i>	75
1.2.2. Condition aux limites utilisées par le code <i>Fluent</i>	77
1.2.3. Modèle numérique utilisée par le code <i>Fluent</i>	77
2. Simulation par code <i>Fluent</i>	78
2.1. La construction du banc d'essai et de l'aile delta sous <i>Gambit</i> en trois dimensions 3D.....	78
2.1.a. Génération du maillage	79
2.1.b. Conditions aux limites	79
2.1.c. Génération du fichier mesh	80
2.2. Simulation sous <i>Fluent</i>	80
2.2.a. Importation du fichier maillé	80
2.2.b. Vérification du maillage	81
2.2.c. Choix du modèle de viscosité	81
2.2.d. Choix du fluide d'écoulement.....	82
2.2.e. Initialisation des calculs	82
2.2.f. Démarrer les itérations	82
3. Résultats de la Simulation numérique	82
3.1. Résultats relatifs aux ailes d'angle d'apex 75°.....	83
3.2. Résultats relatifs aux ailes d'angle d'apex 80°	89

Chapitre V : Confrontation des résultats :

V.1. Introduction	97
V.2. Ailes d'angle d'apex 75°	97
V.3. Ailes d'angle d'apex 80°	98
V.4. Comparaisons des résultats des ailes différentes.....	100
V.4.1. Ailes d'angle d'apex 75°.....	100
V.4.2. Ailes d'angle d'apex 80°.....	101
V.4.3. Comparaisons du $-C_p$ des ailes de même forme de bords d'attaque.....	102
V.4.4. Comparaison des C_x et C_z des ailes d'angle d'apex 75° et 80°	103
V.5. Interprétation des résultats	105
V.6. Conclusion.....	105
Conclusion Générale.....	106
Bibliographie	
Annexes	



Notations

Lettres latines:

Cp: Coefficient de pression	
Cx: Coefficient de traînée	
Cz: Coefficient de portance	
d: Longueur et largeur de la veine d'essai	(m)
E : Tension	(V)
e: Epaisseur du profil	(m)
f : Fréquence	(s ⁻¹)
g: Accélération de la pesanteur	(m.s ⁻²)
h : Constante de Planck	(m ² .Kg.s ⁻¹)
\hbar : Constante de PLANCK réduite	(m ² .Kg.s ⁻¹)
i : Angle d'incidence	(°)
j : Nombre complexe	
l : Nombre quantique secondaire (entier)	
l_o : Corde de l'aile	(m)
$l_{i,\beta}$: Corde de l'aile de surface S_i et d'angle d'apex β ($i=1$ ou 2)	(m)
\vec{L} : Moment cinétique	(N.m)
L_x : Composante suivant Ox du moment cinétique	
L_y : Composante suivant Oy du moment cinétique	
L_z : Composante suivant Oz du moment cinétique	
L: Envergure de l'aile	(m)
L(x) : Envergure locale	(m)
m: Nombre quantique magnétique (entier)	
m: Masse	(kg)
m : Point matériel	
M: Nombre de Mach	
Oxyz: Système d'axes de coordonnées cartésiennes	
Ox : axe médian issu de l'apex de l'aile orienté vers le bord de fuite	
Oy : axe transversal dans le plan de l'aile	
Oz : axe vertical perpendiculaire à la surface de l'aile	
P: Quantité de mouvement	(kg.m.s ⁻¹)
P: Pression	(Pa)
P: Portance	(N)

R : Résistance nominale de la jauge	(Ω)
r : rayon vecteur	(m)
Re: Nombre de REYNOLDS	
S: Surface de l'aile	(m^2)
T: Température	(k)
T_l : Température de liquéfaction à la pression ordinaire	(k)
T_λ : Température de viscosité nulle	(k)
T: Traînée	(N)
V_o : Vitesse d'écoulement libre	($m.s^{-1}$)
\bar{y} : Ordonnée ramenée à la demi envergure locale	

Lettres grecques:

α_1 : Angle entre les tourbillons principaux	($^\circ$)
α_2 : Angle entre les tourbillons secondaires	($^\circ$)
β : Angle d'apex	($^\circ$)
δ : Angle de fuite	($^\circ$)
$\Delta h, \Delta z$: Différence des hauteurs d'huile lues sur le manomètre	(mm)
ε : Longueur des jauges de contrainte	(mm)
φ_{ba} : Flèche du bord d'attaque	($^\circ$)
ϕ : Potentiel des vitesses de perturbation	
λ : Allongement de l'aile	
ρ_H : Masse volumique de l'huile	($kg.m^{-3}$)
ρ : Masse volumique de l'air	($kg.m^{-3}$)
$\theta_{l,m}$: Angle privilégié correspondant aux entiers l et m	($^\circ$)

Indice:

o: Amont infini
a : point d'arrêt
d : décrochage
\wedge : Opérateur moment cinétique
x,y,z : Projections suivant les axes



Introduction Générale

Introduction Générale

La formation de nappes tourbillonnaires s'enroulant en cornet à l'extrados des ailes delta commence par le décollement aux bords d'attaques. Ce qui conduit, intuitivement, à conclure que le décollement dépend essentiellement de la forme des bords d'attaque de ces ailes.

On trouve que les performances d'un avion sont liées directement à ce phénomène, ce qui a poussé de nombreux chercheurs à étudier le comportement de l'écoulement autour de l'aile delta en vue de comprendre et sur tout d'essayer d'optimiser ses coefficients aérodynamiques.

Les visualisations en souffleries des écoulements à l'extrados de ce type d'ailes, faites par M. Leray et al ont permis de montrer une discrétisation de la valeur de l'angle entre les tourbillons, cette discrétisation de la valeur correspond à la série des angles privilégiés, donnée par la relation de quantification du moment cinétique orbital bien connu à l'échelle microscopique.

La question que l'on puisse se poser est de savoir laquelle des formes des bords d'attaque (droits, biseautés, arrondis) influe positivement sur les coefficients aérodynamique de l'aile delta et quelles sont les formes à éviter. Pour essayer de répondre à cette question on a mené une étude dans laquelle on a proposé sept ailes delta à différentes formes de bords d'attaque dont quatre à angle d'apex privilégié (80°) et trois à angle d'apex non privilégié (75°), lesquelles on a soumis à une étude expérimentale et numérique à l'aide du code de calcul *Fluent*.


En premier lieu des prises de pression sont disposées en une rangée sous le tourbillon principal; ce qui nous permettra de déterminer la distribution longitudinale du coefficient de dépression $-C_p$, on a aussi mesuré les coefficients aérodynamiques de portance et de traînée (C_z et C_x).

En deuxième lieu il sera très intéressant de faire une simulation numérique avec le code de calcul *Fluent* pour une bonne compréhension du phénomène étudié, par la suite les résultats obtenus seront confronté aux résultats expérimentaux.

Cette étude est composée de cinq chapitres :

- ✓ Le premier chapitre résume quelques généralités sur l'aérodynamique des ailes delta, ainsi que les angles privilégiés.

- ✓ Le second chapitre traite quelques approches théoriques de résolution des équations qui régissent l'écoulement autour de l'aile delta.
- ✓ Le troisième chapitre porte sur les différents dispositifs utilisés dans l'étude expérimentale, essais préliminaires qui permettent de valider nos mesures expérimentales, la description du procédé de réalisation des ailes et présentation des résultats expérimentaux. .
- ✓ Le quatrième chapitre porte sur la simulation numérique du problème étudié à l'aide du code de calcul *Fluent*.
- ✓ Le cinquième chapitre concerne l'analyse et la comparaison des résultats expérimentaux obtenus en soufflerie aux valeurs numériques de la dépression $-C_p$, ainsi que quelques confrontations des résultats expérimentaux des coefficient C_x et C_z .

A decorative border resembling a scroll, with a vertical strip on the left and a horizontal strip at the top, both featuring rounded ends and a slight shadow effect.

Chapitre I

Aérodynamique de l'aile delta

I.1. Généralités sur le profil d'aile d'avion :

On désigne par le profil d'aile d'avion la section de l'aile obtenue par un plan P parallèle au plan de symétrie de l'avion. Dans un profil le point le plus en avant s'appelle le bord d'attaque (A), le point le plus en arrière s'appelle le bord de fuite (F), la courbe supérieure (AEF) est l'extrados et la courbe inférieure (AIF) est l'intrados.

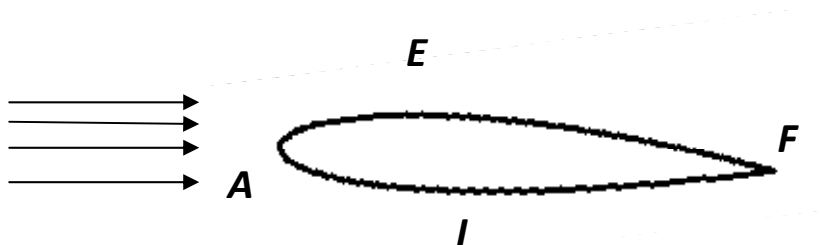


Figure 1-1 : Profil d'aile d'avion.

On peut référencier les éléments suivant :

- Corde du profil : c'est la droite AF sa longueur est l
- Ligne moyenne : lieu des points milieu (M) des segments EI perpendiculaire en chaque point à la corde AF .
- Angle d'incidence : c'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur de vitesse \vec{V} . Le schéma ci-dessous montre ces références.

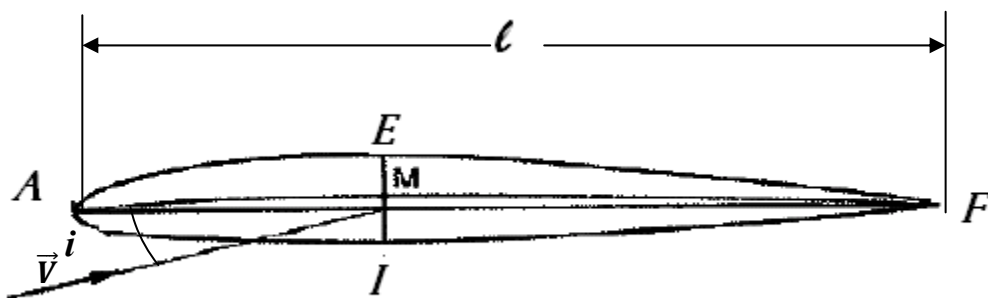


Figure 1-2 : Références sur un profil.

On a aussi les caractéristiques géométriques suivantes :

- Epaisseur maximale : h
- Flèche f : c'est la distance entre la ligne moyenne et la corde du profil

- Epaisseur relative : c'est le rapport de l'épaisseur maximale à la corde de profil donnée par la relation suivante

$$e \% = \frac{h}{l} \quad (I.1)$$

- Courbe relative : c'est le rapport de la flèche maximale à la corde du profil, exprimé en pourcentage et désigné par :

$$c \% = \frac{h}{l} \quad (I.2)$$

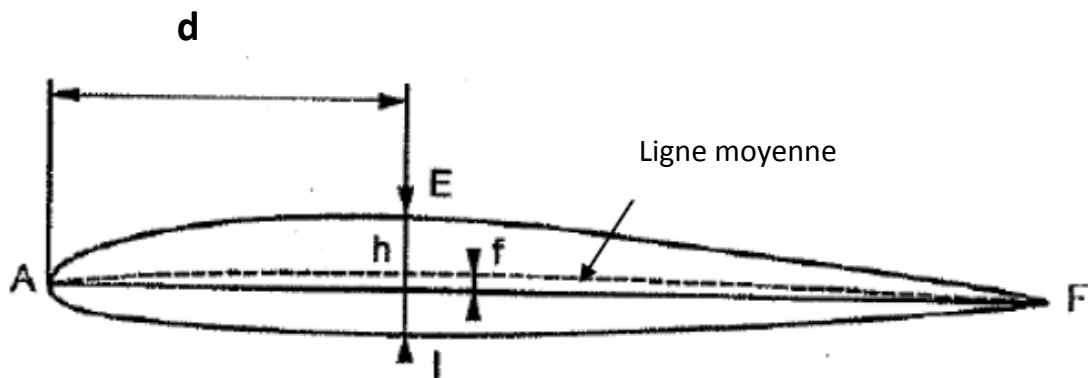


Figure 1-3 : Caractéristiques géométriques.

I.2. Efforts exercés sur une aile :

L'expérience montre qu'un corps solide dans un fluide en mouvement de vitesse \vec{V} subit de la part de celui-ci des forces de résistance. Ce système de forces qui s'appliquent sur l'obstacle peut se réduire à une force \vec{F} et un couple \vec{C} . On décompose généralement \vec{F} en une composante parallèle à \vec{V} , la traînée d'intensité T , est une composante généralement perpendiculaire à \vec{V} , la portance d'intensité P . le moment résultant \vec{M} est pris par rapport à un point ou un axe[1].

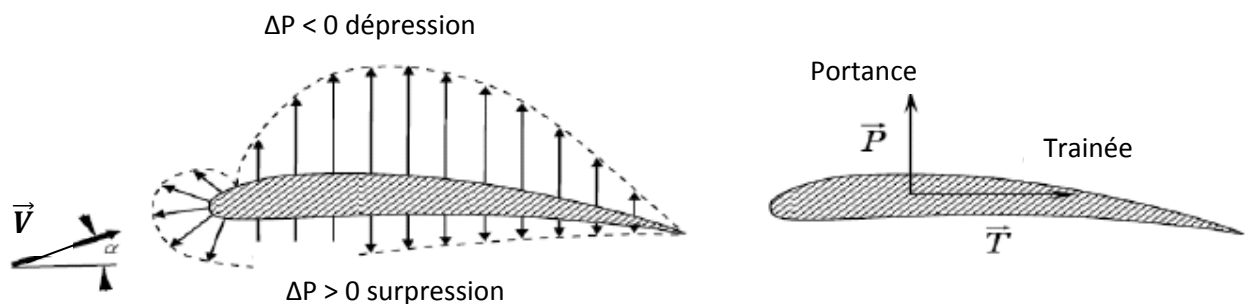


Figure 1-4 : Distribution de pression sur un profil d'aile.

I.2.1. Portance :

Un planeur vole à cause de l'air qui s'écoule autour du profil de ses ailes. Ces dernières adoptent une forme aérodynamique créant le moins de turbulences possibles. L'air environnant, à une certaine vitesse par rapport au corps (ici : le planeur), crée la différence de pression pour pouvoir « soulever » ce corps dans l'air.

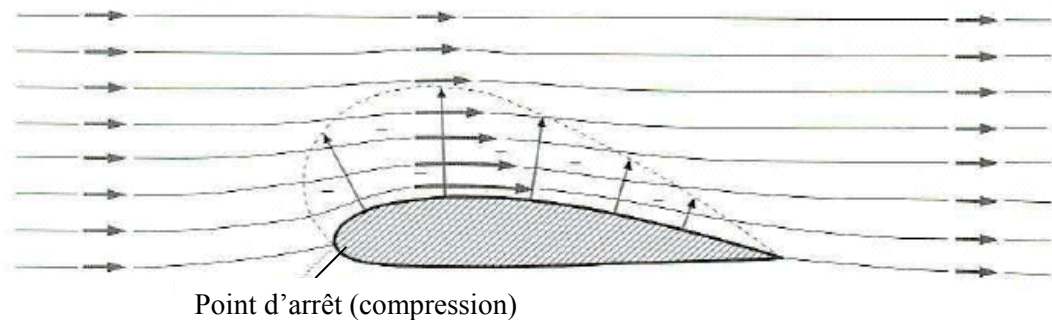


Figure 1-5 : Ecoulement autour d'un profil d'aile. (l'écoulement en dessus n'est pas représenté car on considère que le fluide est non divisé et non perturbé).

Lorsque l'on place un profil d'aile dans la direction et le sens du courant d'air, l'écoulement se sépare en deux après avoir touché le point d'arrêt. Une partie de l'écoulement de l'air passe sur la partie supérieure de l'aile (l'extrados), et l'autre partie en dessous du profil (intrados). L'écoulement passant au-dessus de l'aile doit s'accélérer car il a un plus long chemin à parcourir que l'écoulement passant en dessous de l'aile. D'après l'équation de Bernoulli, une augmentation de vitesse entraîne une baisse de pression (statique). Il apparaît alors sur l'extrados une pression plus basse que la pression environnante de l'air. Cela engendre alors une force ascensionnelle que l'on appelle la portance.

Elle est définie par la formule suivante :

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot Cz \quad (I.3)$$

P : portance aérodynamique (N)

ρ : masse volumique (kg/m³)

S : surface de l'aile (m²)

V : vitesse de l'écoulement (m/s)

Cz : coefficient de portance (sans dimension), dépend principalement de la forme de l'aile, de l'angle d'incidence, de l'angle d'apex et du nombre de Reynolds.

I.2.2. Traînée :

En mécanique des fluides, la traînée est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un liquide ou un gaz. Mathématiquement, c'est la composante des efforts exercés sur le corps, dans la direction opposée à la vitesse relative du corps par rapport au fluide.

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad (I.4)$$

T: traînée aérodynamique (N)

ρ : masse volumique (kg/m³)

S : surface de l'aile (m²)

V: vitesse de l'écoulement (m/s)

C_x: Coefficient de traînée (sans dimension), dépend de la rugosité de la surface en contact avec l'air, de la forme du profil et de l'incidence du vol. Les profils minces présentent de meilleurs C_x que les profils épais.

On trouve que la traînée se compose de :

I.2.2.1. Traînée de frottement :

Sur l'obstacle, la vitesse varie entre zéro et sa valeur loin de celui-ci. On observe donc des variations de vitesse qui tendent à être atténuées par la viscosité du fluide selon un phénomène analogue à un frottement solide se traduisant par un échauffement. Pour les vitesses très faibles, correspondant à un très petit nombre de Reynolds, la viscosité est prépondérante. Le coefficient de traînée est alors inversement proportionnel au nombre de Reynolds, la force étant par conséquent proportionnelle à la vitesse et non à son carré.

Plus le nombre de Reynolds augmente, plus la viscosité aura du mal à freiner l'écoulement général. La zone de variation des vitesses imposée par la condition de non-glissement à la paroi se rétrécit et forme une couche limite qui concentre l'essentiel des effets visqueux.

Au départ, l'écoulement y est laminaire : les filets fluides suivent sagement la forme de l'obstacle. À partir d'une zone de transition, l'écoulement devient turbulent, les particules contenues dans la couche limite ayant des trajectoires erratiques. Elle est alors plus épaisse et dissipe plus d'énergie que la couche laminaire.[1]

I.2.2.2. Traînée de forme :

La traînée de frottement représente l'essentiel de la traînée d'un obstacle mince. Dès que l'obstacle a une certaine épaisseur, se superpose une traînée de forme qui devient rapidement prépondérante sur un corps non profilé.

- **Cas d'un corps non profilé :**

Pour les très faibles Reynolds, le fluide est accéléré en amont et ralenti à l'arrière. Selon le théorème de Bernoulli, la pression diminue puis augmente pour retrouver les mêmes valeurs qu'en amont. Plus précisément, apparaît le paradoxe d'Alembert : sans viscosité il n'y aurait pas de traînée. En réalité la viscosité maintient la cohésion du fluide et, lorsqu'elle devient négligeable aux

Reynolds relativement élevés, il se produit un décollement qui entraîne une séparation de l'écoulement. En effet on peut alors considérer que la couche limite est assez mince pour que la pression y ait approximativement la même valeur que dans le fluide sain voisin (c'est le principe des simplifications de la théorie de la couche limite). D'autre part, au voisinage le plus immédiat de la paroi, la vitesse y est très faible. Cela permet à la pression relativement élevée d'accélérer la couche limite en amont et de la faire refluer vers l'amont dans sa partie aval. À la rencontre du fluide sain venant de l'amont s'amorce alors un tourbillon qui dissipe de l'énergie.

Avec un corps non profilé symétrique, comme un cylindre à section circulaire, on obtient alors deux tourbillons symétriques. Une faible augmentation de la vitesse privilégie l'un des deux et, lorsque son diamètre devient de l'ordre du diamètre du cylindre, il se détache pour être remplacé par un tourbillon situé de l'autre côté, ce qui donne naissance à une allée de tourbillons de Karman. De nouvelles augmentations du nombre de Reynolds transforment le sillage tourbillonnaire en un sillage turbulent. Dans tous les cas, tourbillonnaire ou turbulent, les vitesses des particules fluides sont augmentées, ce qui entraîne une chute de la pression et consomme de l'énergie.

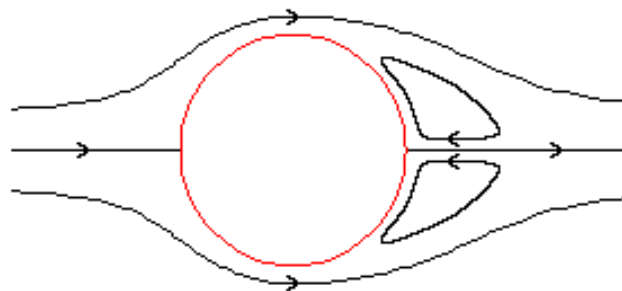


Figure 1-5 : Cas d'un corps non profilé.

Ainsi naît la traînée de forme qui correspond moins à une surpression en amont qu'à une dépression en aval liée à un décollement.

- **Cas d'un corps profilé :**

Tant que les tourbillons ne se détachent pas, ils restent enfermés dans une zone entourée par l'écoulement sain où la viscosité du fluide est négligeable.

Une manière de réduire la traînée consiste à solidifier cette zone par l'adjonction à l'obstacle d'un appendice. Ceci permet d'accroître la vitesse à laquelle se produit le décollement. Une aile d'avion est à la fois profilée et mince, cette dernière caractéristique la rapprochant d'une plaque. Ainsi, la traînée de forme peut être contrôlée aux incidences pas trop élevées. Il existe néanmoins une incidence au-delà de laquelle se crée un tourbillon sur l'extrados, ce qui entraîne le décrochage avec une augmentation significative de la traînée et une diminution de la portance.

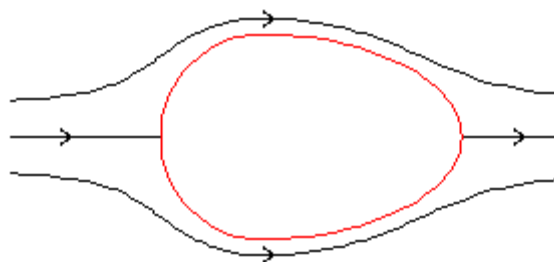


Figure 1-6 : Cas d'un corps profilé.

I.2.2.3. Traînée induite :

Une aile d'envergure finie crée une traînée induite par la portance via des tourbillons en bout d'aile. Ceux-ci sont liés à l'égalisation des pressions venant de l'intrados et de l'extrados. Des expérimentations en soufflerie ont permis de vérifier que la traînée induite est proportionnel au carrée de la portance, et elle est réduite lorsque l'allongement de l'aile augmente.

L'allongement λ se calcule de la façon suivante :

$$\lambda = \frac{(\text{envergure de l'aile})^2}{\text{surface allaire}} \quad (I.5)$$

Pour pallier à cette augmentation de la force de traînée, on ajoute parfois des bouts d'ailes, nommé les Winglets. C'est la traînée induite.

I.2.2.4. Traînée d'onde :

Dans les ondes de choc, la vitesse de l'écoulement chute brutalement de telle sorte que sa composante normale au choc passe du supersonique au subsonique, ce qui se traduit par un nouveau type de traînée correspondant à une nouvelle consommation d'énergie. Dans la phase transsonique, l'onde de choc située sur l'extrados est à l'origine d'un phénomène analogue au décollement qui, outre l'augmentation de la traînée, cause une instabilité.

Dans la phase supersonique, ce phénomène disparaît mais il est remplacé, pour un profil d'aile classique à bord d'attaque arrondi, par un nouveau terme de traînée lié à une onde de choc détachée.

I.2.3. La polaire :

Dans l'aéronautique on représente la variation de C_z en fonction de C_x . La courbe, ainsi obtenue graduée en degrés, est appelée **polaire**, pour les faibles incidences elle a l'allure d'une parabole décollée par rapport à l'origine.

I.2.4. La finesse :

La finesse est, par définition, le rapport entre la vitesse horizontale et la vitesse verticale (taux de chute). Elle est aussi égale au rapport du coefficient de portance sur le coefficient traînée. Elle est donnée par la relation suivante :

$$F = \frac{P}{T} = \frac{\text{Portance}}{\text{Traînée}} = \frac{\frac{1}{2}\rho S V^2 C_z}{\frac{1}{2}\rho S V^2 C_x} = \frac{C_z}{C_x} \quad (I.6)$$

Et physiquement, elle représente le rapport de la distance parcourue par la hauteur perdue qu'un avion effectuera sans motorisation.

I.3. L'Aile Delta :

I.3.1. Définition de l'aile delta :

Une **aile delta** est un type d'aile d'avion, caractérisé par une forme de Triangle isocèle, possédant un axe de symétrie. Ce nom provient du majuscule grec delta qui est de forme triangulaire (Δ).

I.3.2. Caractéristiques de l'aile delta :

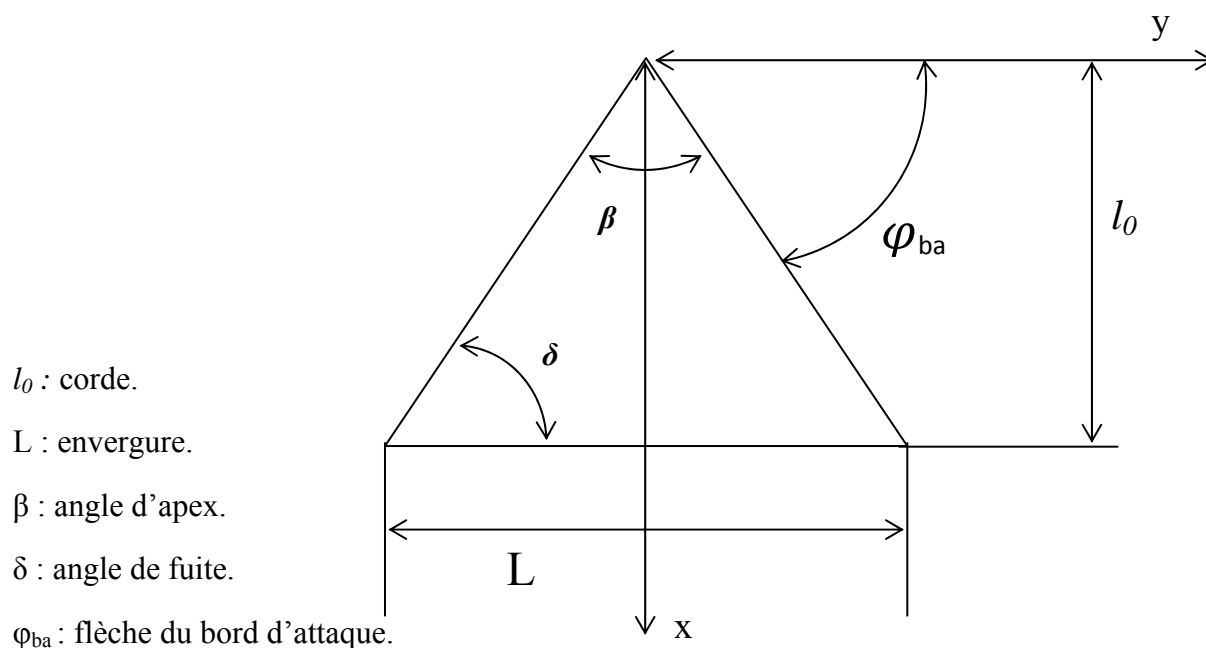


Figure 1-7 : Caractéristiques géométriques d'une aile delta.

L'aile delta se caractérise par les caractéristiques numériques suivantes :

1. La surface alaire S :

$$S = l_0 \cdot \frac{L}{2} = L^2 \tan \varphi_{BA} = \frac{L \cdot L}{2} \quad (I.7)$$

2. L'envergure L diffère d'un avion à un autre.

3. L'allongement λ :

$$\lambda = \frac{L^2}{S} = 4 \cot \varphi_{BA} = 4 \tan \left[\frac{\beta}{2} \right] \quad (I.8)$$

Cette caractéristique est variable selon la valeur de l'angle d'apex β , les grandes valeurs de l'allongement améliorent certaines caractéristiques aérodynamiques au détriment du poids de la structure de l'aile.

I.3.3. Types d'aile delta :

On peut distinguer :

a) L'aile delta simple.

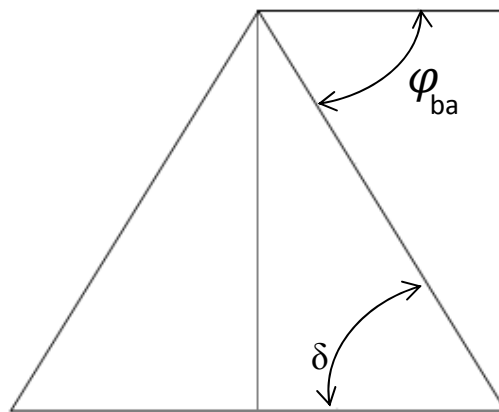


Figure 1-8 : Delta simple.

b) L'aile delta simple échanquée.

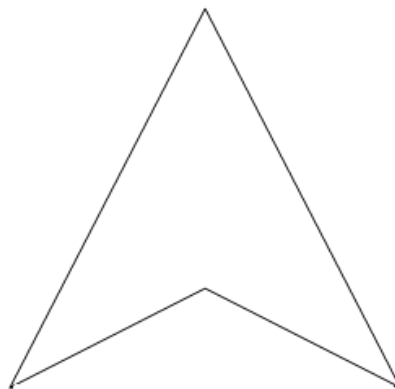


Figure 1-9 : Delta échanquée.

c) L'aile double delta.

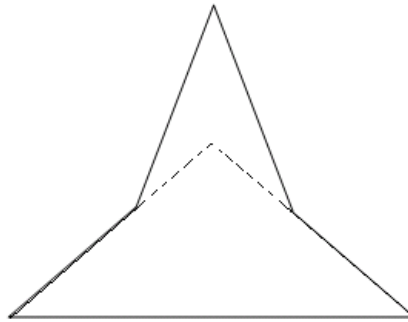


Figure 1-10 : Double delta.

d) L'aile double delta échancrée.

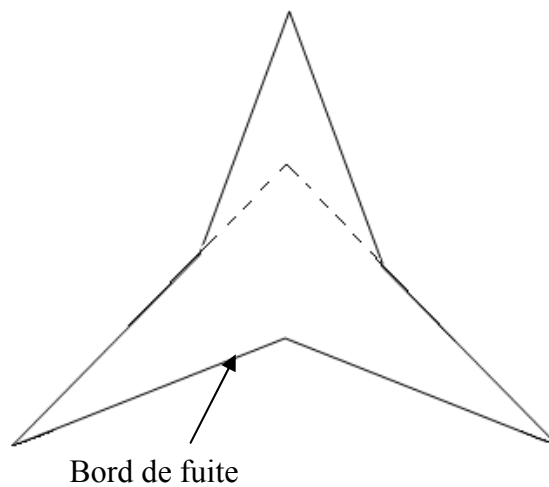


Figure 1-11 : Double delta échancrée.

I.5. Écoulement autour d'une aile delta :

Pour une aile delta placée dans un écoulement, la pression à l'intrados est supérieure à celle de l'extrados, le fluide a tendance à contourner l'aile à ses bords d'attaque dans le sens intrados-extrados [2], ce qui donne naissance à partir d'incidence relativement faible à une nappe tourbillonnaire qui s'enroule en cornet. Ces tourbillons sont appelés « tourbillons en cornet » ou tourbillon d'apex qu'on peut observer expérimentalement à l'aide d'un fumigène. Les tourbillons

issus de la pointe de l'aile sont presque coniques tant qu'ils se développent sur l'aile et sont en suite entraînés par l'écoulement et tendent à s'orienter parallèlement à celui-ci [3].

La taille et l'intensité de ces tourbillons augmentent avec l'augmentation de l'incidence [4].

Ces tourbillons introduisent, par leur effet de succion, une portance supplémentaire non négligeable. Ainsi sur une aile d'allongement voisin de 1.6, la portance tourbillonnaire est de l'ordre de 30% de la portance totale pour une incidence voisine de 12° [5]. Aux incidences élevées la turbulence développée à l'arrière des tourbillons provoque leur éclatement qui remonte en fonction de l'incidence vers l'amont de l'aile, ce qui s'accompagne d'une perte de portance et d'une augmentation de traînée les axes de ces tourbillons font un angle inférieur à celui formé par les bords d'attaque de l'aile.

Des tourbillons secondaires peuvent être formés au dessus de ceux-ci et les lignes de courant entre les tourbillons sont des droites issues de l'apex [6].

La dynamique de l'aile delta et ses effets sur les performances des avions sont devenus une importante recherche ces dernières années, les futures générations d'avions de combat sont conçus pour voler à des angles d'attaque élevés, pour lesquels a lieu généralement l'éclatement des tourbillons, l'intérêt est de retarder au mieux cet éclatement.

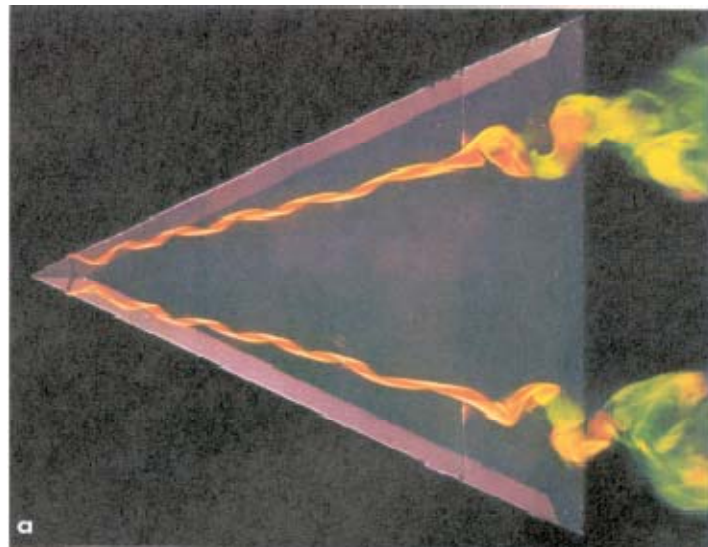


Figure I.12. visualisation au tunnel hydrodynamique des tourbillons d'aile delta et de leur éclatement par injection de liquide coloré à proximité de l'apex [7].

I.6. Décrochage :

Quand, à vitesse V constante, on fait croître l'angle d'incidence i , la circulation autour de l'aile augmente en même temps que le coefficient de portance C_z jusqu'à une valeur maximale obtenue pour une incidence critique. A ce moment la portance de l'aile est maximale.

L'augmentation de i provoque un décollement de la couche limite d'extrados en même temps qu'un sillage important derrière l'aile. Des tourbillons se détachent, qui ont un sens de rotation

inverse de ceux qui avaient provoqué la portance. La circulation autour de l'aile diminue par conséquent.

Dans le sillage ainsi formé, la pression moyenne devient supérieure à celle qui régnait auparavant, donc l'effet d'aspiration qui s'exerce sur l'extrados diminue [1].

I.7. Angles privilégiés [8] :

I.7.1. Introduction:

A partir de la mise en évidence de l'existence d'une discrétisation des angles qu'un tourbillon hélicoïdal peut faire avec son axe, les visualisations effectuées en soufflerie ainsi que l'étude des nombreux documents existants, ont conduit à la conclusion que cette discrétisation est présente aussi dans la série d'angles que peuvent faire entre eux les tourbillons rectilignes se développant au dessus des ailes delta.

I.7.2. L'Hélium liquide Supra fluide:

La molécule d'Hélium est monoatomique elle est plus petite que celle de tout autre élément. A la pression ordinaire l'Hélium se liquéfie à la température $T_l = 4.2 \text{ }^\circ\text{K}$.

Au dessous du point λ , de température $T_\lambda = 2.18 \text{ }^\circ\text{K}$, l'hélium devient superfluide, c'est-à-dire, qu'il s'écoule avec une viscosité nulle. La rotation de l' He_{II} est différente de la rotation des autres fluides :-

- pour un fluide normal, on constate un tourbillon centré sur l'axe de rotation.
- pour l' He_{II} on obtient plusieurs tourbillons régulièrement espacés.

Quand le récipient tourne l'hélium superfluide reste immobile.

I.7.3. Isomorphisme entre les phénomènes micro et macroscopiques:

M.LERAY et son équipe de recherche ont été amenés à partir de mesures d'atténuation d'ondes thermo-acoustiques se propageant à travers un réseau de tourbillon initialement rectilignes créés par rotation dans l'hélium liquide à établir qu'en présence simultanée de cette rotation et d'un écoulement de translation il existe des tourbillons hélicoïdaux faisant autour de leurs axe des angles donnés par la formule :

$$\cos\theta = \frac{m}{\sqrt{l \times (l+1)}} \text{ Avec } l \text{ et } m \text{ entiers et } -l < m < +l \quad (I.9)$$

Cette mise en évidence constituait la première démonstration de la manifestation à l'échelle macroscopique dans un milieu continu des propriétés analogues à celle se manifestant de façon très générale à l'échelle microscopique dans les atomes.

I.7.4. Quantification spatiale du moment cinétique orbital:

Par définition, les vecteurs quantités de mouvement d'un point matériel de masse m et de vecteur vitesse \vec{v} est :

$$\vec{p} = m \times \vec{v} \quad (\text{I.10})$$

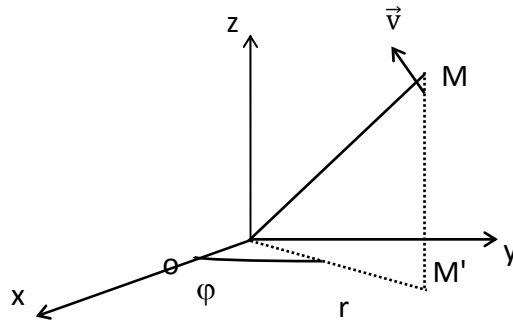
et le vecteur moment cinétique de ce point par rapport à un point fixe O est :

$$\vec{L} = O\vec{M} \wedge m \times \vec{v} \quad (\text{I.11})$$

Supposons que ce point matériel soit un électron, en orbite circulaire d'un noyau attractif o .

On a
$$\vec{L} = O\vec{M} \wedge \vec{p} = \vec{r} \wedge \vec{p} \quad (\text{I.12})$$

$$\frac{d\vec{L}}{dt} = \left(\vec{r} \wedge \frac{d\vec{p}}{dt} + \frac{d\vec{r}}{dt} \wedge \vec{p} \right) = 0 \quad (\text{Mouvement à force centrale}). \quad (\text{I.13})$$



-Signification des nombres entiers l et m :

Les nombres l et m sont liés respectivement au module du moment cinétique $|\vec{L}|$ et à sa projection L_z suivant une direction privilégiée, les composantes de L sont :

$$\begin{aligned} L_x &= y \cdot p_z - z \cdot p_y \\ L_y &= z \cdot p_x - x \cdot p_z \\ L_z &= x \cdot p_y - y \cdot p_x \end{aligned} \quad (\text{I.14})$$

à ces composantes on associe les opérateurs suivants :

$$\begin{aligned} \hat{L}_x &= -i \cdot \hbar \cdot \left[y \cdot \frac{\partial}{\partial z} - z \cdot \frac{\partial}{\partial y} \right] \\ \hat{L}_y &= -i \cdot \hbar \cdot \left[z \cdot \frac{\partial}{\partial x} - x \cdot \frac{\partial}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (\text{I.15})$$

$$\hat{L}_z = -i \cdot \hbar \cdot \left[x \cdot \frac{\partial}{\partial y} - y \cdot \frac{\partial}{\partial x} \right]$$

Avec $\hbar = \frac{h}{2\pi}$: constante de PLANCK réduite.

Ces opérateurs possèdent un ensemble de propriétés remarquables en particulier :

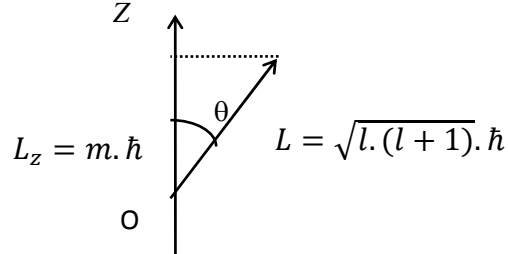
$$\begin{aligned} \hat{L}^2 \cdot \hat{L}_z - \hat{L}_z \cdot \hat{L}^2 &= 0 \\ \hat{L}^2 \cdot \hat{L}_x - \hat{L}_x \cdot \hat{L}^2 &= 0 \\ \hat{L}^2 \cdot \hat{L}_y - \hat{L}_y \cdot \hat{L}^2 &= 0 \end{aligned} \quad (I.16)$$

par conséquent la mesure précise et simultanée de L_x , L_y , L_z et L^2 est possible. En mécanique quantique on peut démontrer que L ne peut prendre que les valeurs propres $m \cdot \hbar$, avec m entier relatif et que L^2 a pour valeurs propres $l \cdot (l + 1) \cdot \hbar^2$ Avec l entier naturel ($l \geq |m|$) d'où la longueur du moment cinétique :

$$L = \sqrt{l \cdot (l + 1)} \cdot \hbar \quad (I.17)$$

et sa projection sur l'axe oz :

$$L_z = m \cdot \hbar$$



D'où on a :

$$\cos \theta = \frac{L_z}{L} = \frac{m \cdot \hbar}{\sqrt{l \cdot (l + 1)} \cdot \hbar}$$

$$\cos \theta_{l,m} = \frac{m}{\sqrt{l \cdot (l + 1)}} \quad \left\{ \begin{array}{l} m, l \text{ entiers} \\ m \leq l \end{array} \right.$$

Suivant les valeurs de m et l , l'angle θ représente une série d'angles appelés : **ANGLES PRIVILEGIES**.

I.7.5. Les deux familles principales:

Le tableau ci-dessous nous donne les deux principales familles d'angles privilégiés, vérifiant la relation $\cos \theta_{l,m} = \frac{m}{\sqrt{l \cdot (l + 1)}}$ et qui présente un intérêt majeur en macroscopie.

	Première famille ($l=m$)			Deuxième famille ($m=2, l \geq 2$)	
$\theta_{l,m}$	Valeurs au 1/100 près	Valeurs usuelles	$\theta_{l,m}$	Valeurs au 1/100 près	Valeurs usuelles
$\theta_{1,1}$	45	45	--	----	-----
$\theta_{2,2}$	35.26	35.3	$\theta_{2,2}$	35.26	35.3
$\theta_{3,3}$	30	30	$\theta_{3,2}$	54.73	54.7
$\theta_{4,4}$	26.57	26.6	$\theta_{4,2}$	63.43	63.4
$\theta_{5,5}$	24.09	24.1	$\theta_{5,2}$	68.58	68.6
$\theta_{6,6}$	22.21	22.2	$\theta_{6,2}$	72.02	72
$\theta_{7,7}$	20.70	20.7	$\theta_{7,2}$	74.50	74.5
$\theta_{8,8}$	19.47	19.5	$\theta_{8,2}$	76.37	76.4
$\theta_{9,9}$	18.43	18.4	$\theta_{9,2}$	77.83	77.8
$\theta_{10,10}$	17.55	17.5	$\theta_{10,2}$	79.01	79
$\theta_{11,11}$	16.78	16.8	$\theta_{11,2}$	79.98	80
$\theta_{12,12}$	16.10	16.1	$\theta_{12,2}$	80.79	80.8
$\theta_{13,13}$	15.50	15.5	$\theta_{13,2}$	81.47	81.5
$\theta_{14,14}$	14.96	15	$\theta_{14,2}$	82.07	82.1
$\theta_{15,15}$	14.47	14.5	$\theta_{15,2}$	82.58	82.6
$\theta_{16,16}$	14.03	14.	$\theta_{16,2}$	83.03	83
$\theta_{17,17}$	13.63	13.6	$\theta_{17,2}$	83.43	83.4
$\theta_{18,18}$	13.26	13.3	$\theta_{18,2}$	83.79	83.8
$\theta_{19,19}$	12.92	12.9	$\theta_{19,2}$	84.11	84.1

Tableau I.1 : Les deux familles d'angles privilégiés.

Remarque:

- Les valeurs usuelles de la première famille ont été limitées à $\theta_{19,19} = 12.9^\circ$ et celles de la deuxième famille à $\theta_{19,2} = 84.1^\circ$, car au-delà de ces deux valeurs, l'écart entre deux angles successifs devient de plus en plus faible ($\approx 0.3, 0.2, \dots$).

- Il existe une série d'angles appelée sous-famille d'angles privilégiés, qui n'ont pas d'intérêt du point de vue aérodynamique. Néanmoins, nous avons remarqué que chaque sous-famille a pour origine un angle de la première famille ($l=m$).

I.7.6. Les angles privilégiés en aéronautique:

L'examen des formes d'avions qui ont constitué ou constituent encore des succès remarquables du point de vue confort des passagers (et donc de l'absence de vibration) est des plus intéressants. Ainsi il a été constaté que les bords d'attaques des deux ailes font entre eux un angle de :-

- 45° sur la corvette SN600 canadienne.
- 54.7° sur Tak42 et l'Iliouchine 76T soviétique, les Mercuries 100, 200-1, 200-2, Dassault (parties aval de ses bords d'attaques),
- 63.4° sur le chasseur soviétique Sukhoi9
- 68.6° sur le DC 10
- 74.5° sur les Tupolev 154A et 154B subsoniques
- 76.4° enfin sur le Boing 707...

et l'angle entre les bords de fuite des deux ailes est de :

- 22.2° sur la Corvette SN600
- 35.3° sur le DC10
- 54.7° sur le Boing 707...
- 63.4° sur le Mirage F5 Marcel Dassault.

Il est remarquable, par ailleurs, de constater qu'une assez faible modification d'une forme primitivement parfaite, souvent effectuée à l'occasion d'une augmentation de dimensions, peut conduire à des défauts d'écoulement. C'est ainsi que la seconde Caravelle (Caravelle12), avec son angle de 46° entre les bords d'attaque des deux ailes a dû être pourvue de « générateurs de tourbillons » destinés à corriger l'instabilité des nouvelles structures tourbillonnaires, d'où la condamnation de cet avion pour consommation excessive de carburant.

Il est frappant aussi de constater que l'avion supersonique Tupolev 144 générateur de vibrations et de bruits aérodynamiques était pauvre en angles privilégiés ce qui a conduit à l'abandon des vols commerciaux, puis à celui du projet tout court.

I.7.7. Les angles privilégiés dans la construction des véhicules terrestres:

La mise au point d'un véhicule terrestre nécessite une optimisation très poussée, notamment, dans le choix de ses diverses directions géométriques. Ainsi l'étude de nombreux types de maquettes, démontre l'intérêt des entre arêtes, confirmé à la fois par les visualisations autour des maquettes et par la mesure de leur coefficient de pénétration dans l'air C_x .

I.7.8. Les angles privilégiés dans la nature, l'art et la communication iconique:

La même série d'angles privilégiés que la précédente peut être retrouvée entre les rebords antérieurs d'ailes d'oiseaux, de poissons, et même d'animaux terrestres très rapides, tels que les chevaux et les antilopes en course.

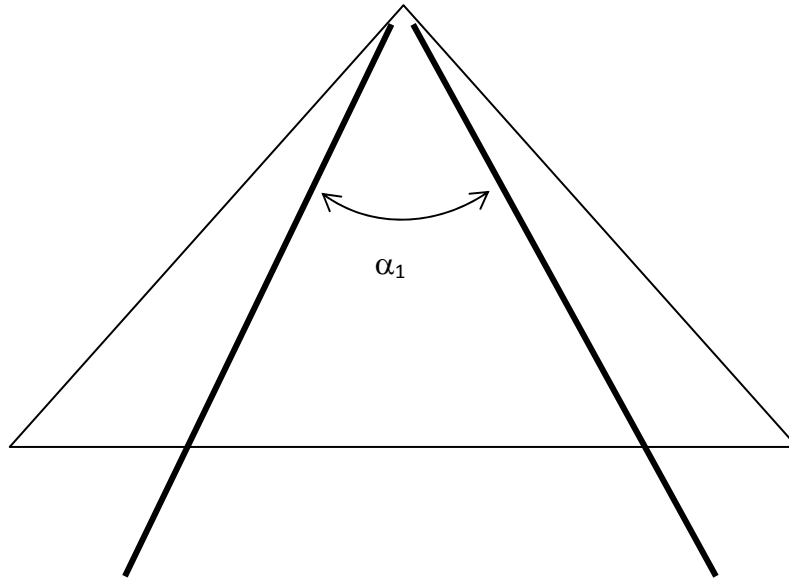
Dans l'art l'analyse de la plupart des œuvres majeures de la peinture a permis d'établir l'existence d'angles privilégiés entre éléments picturalement importants.

Les angles privilégiés ont également un rôle décisif dans la gravure de mode, dans la photographie de nos revues et journaux, dans l'image publicitaire.

I.7.9. Les angles privilégiés dans les ailes Delta:

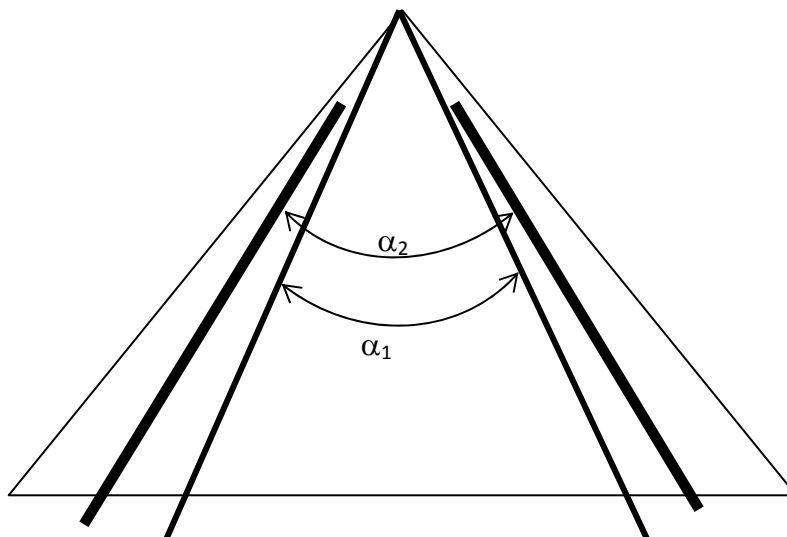
L'ensemble des visualisations effectuées à l'ONERA par H.WERLE[7] et au royal Aircraft Establishment (R.A.E), ont conduit à la conclusion que les angles entre les deux tourbillons rectilignes prenant naissance à la pointe amont d'une aile de type Delta (Apex) étaient privilégiées; cette conclusion a été appuyée par une série d'expériences entreprise dans la soufflerie par M.LERAY et al puis ceux de M.BENKIR [9] à savoir que des visualisations ont été effectuées par filet de fumée émises à l'apex à diverses incidences variant depuis celles correspondant à l'apparition des tourbillons jusqu'à leurs éclatement et que ces angles d'apex variant de degré en degré de 25° à 66° en ajoutant à ces valeurs les valeurs privilégiés intermédiaires. Les principaux résultats étaient comme suit :

- Si l'angle entre les bords d'attaque (angle d'apex) β est privilégié seuls deux tourbillons se forment au dessus de l'aile à partir de l'apex et font entre eux un angle α_1 privilégié



(a) Système tourbillonnaire à l'extrados d'une aile delta à apex privilégié.

- Si l'angle d'apex β est non privilégié, on observe quatre tourbillons au dessus de l'aile : les deux tourbillons intérieurs faisant entre eux un angle α_1 , angle privilégié et les deux tourbillons extérieurs faisant entre eux un autre angle privilégié α_2 consécutif au précédent.



(b) Système tourbillonnaire à l'extrados d'une aile delta à apex non privilégié

- L'angle (ou les angles) entre tourbillons est (ou sont) constant (s) soit dans tout le domaine d'incidence c'est-à-dire depuis l'apparition des tourbillons jusqu'à leur éclatement, soit sur au maximum deux ou trois paliers de ce domaine.

I.8. Travail envisagé

Notre travail a pour objectif principal, la mise en évidence de l'influence de la forme des bords d'attaques sur les performances aérodynamiques de l'aile Delta à angle dit privilégié et non privilégié; par conséquent montrer son rôle dans les écoulements subsoniques autour d'ailes Delta à travers les coefficients aérodynamiques de pression (C_p), de portance (C_z) et de traînée (C_x) ; sans pour autant perdre de vue que l'objectif industriel toujours recherché est la réalisation d'ailes Delta optimisées en rapport avec les performances aérodynamiques et surtout la consommation du combustible.

A decorative border resembling a scroll, with a vertical strip on the left and a horizontal strip at the top, both featuring rounded, curled ends.

Chapitre II

Approches Théoriques

II. 1. Etude de l'aile delta [9] :

II. 1.1. Expression du potentiel des vitesses :

L'étude de l'aile delta qui, lorsqu'elle présente une flèche de bord d'attaque importante, répond aux critères de corps élancé, doit cependant être reprise puisque son équation n'est pas du type $r=R(x, \theta)$.

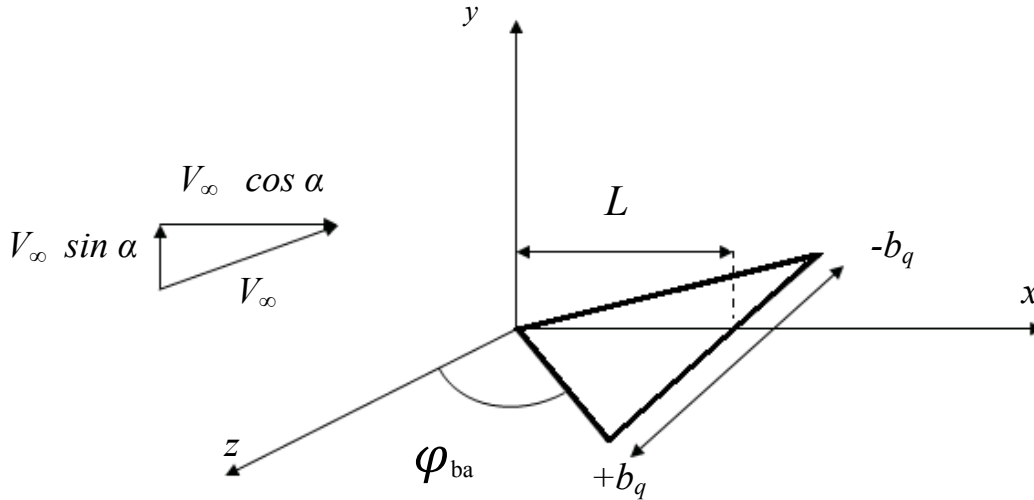


Figure II.1 : Repères d'une aile delta.

L'aile delta peu épaisse se confond en première approximation avec une plaque de forme en plan égale à la projection de l'aile sur le plan (x, z) . Par ailleurs, la flèche du bord d'attaque notée φ_{ba} est telle que sa tangente $\text{tg } \varphi_{ba} = \frac{L}{b_q}$ grande, est de l'ordre $\frac{1}{0(\varepsilon)}$.

Le potentiel de l'écoulement s'écrit à priori sous la forme :

$$\Phi(x, y, z) = V_{\infty} \cos \alpha (x + \varphi_0) + V_{\infty} \sin \alpha (y) + \varphi_1 \quad (\text{II.1})$$

φ_0 potentiel de perturbation longitudinal est nul puisqu'il correspond à la perturbation créée par l'aile à incidence nulle. Ce résultat intuitif est analogue à celui obtenu en bidimensionnel pour la plaque plane à incidence nulle. Une démonstration plus rigoureuse peut être obtenue en considérant l'aile delta infiniment mince comme limite, quand son épaisseur tend vers zéro d'une aile de loi de section, par exemple, elliptique ce qui conduit à une équation de type :

$$R(x, \theta) = \lim_{e \rightarrow 0} \left[\frac{eb_q}{\sqrt{b_q^2 \cos^2 \theta + e^2 \sin^2 \theta}} \cdot \frac{x}{L} \right] \quad (\text{II.2})$$

Dans ces conditions, il est possible d'utiliser les résultats établis pour un corps élané de forme quelconque d'équation $r = R(x, \theta)$. Le système fournissant les a_p, b_p s'écrit alors quand e tend vers 0 :

$$\sum_{p=1}^{\infty} (a_{p+1} D_p + b_{p+1} E_p) = 0 \quad (\text{II.3})$$

Système homogène, à déterminant non nul, dont la solution est :

$$a_{p+1} = b_{p+1} \equiv 0 \quad (\text{II.4})$$

Par ailleurs, le coefficient $a_1(x) = \frac{S'(x)}{2\pi} = \lim_{e \rightarrow 0} \frac{eb_b x}{L^2} = 0$, tandis que la symétrie de l'écoulement par rapport au plan (x, y) conduit à $b_1 \equiv 0$. Il en résulte $\varphi_0 \equiv 0$.

φ_1 est le potentiel de perturbation transversal, c'est-à-dire le potentiel perturbation de l'écoulement bidimensionnel dans le plan (y, z) autour d'un segment placé normalement à la vitesse à l'infini.

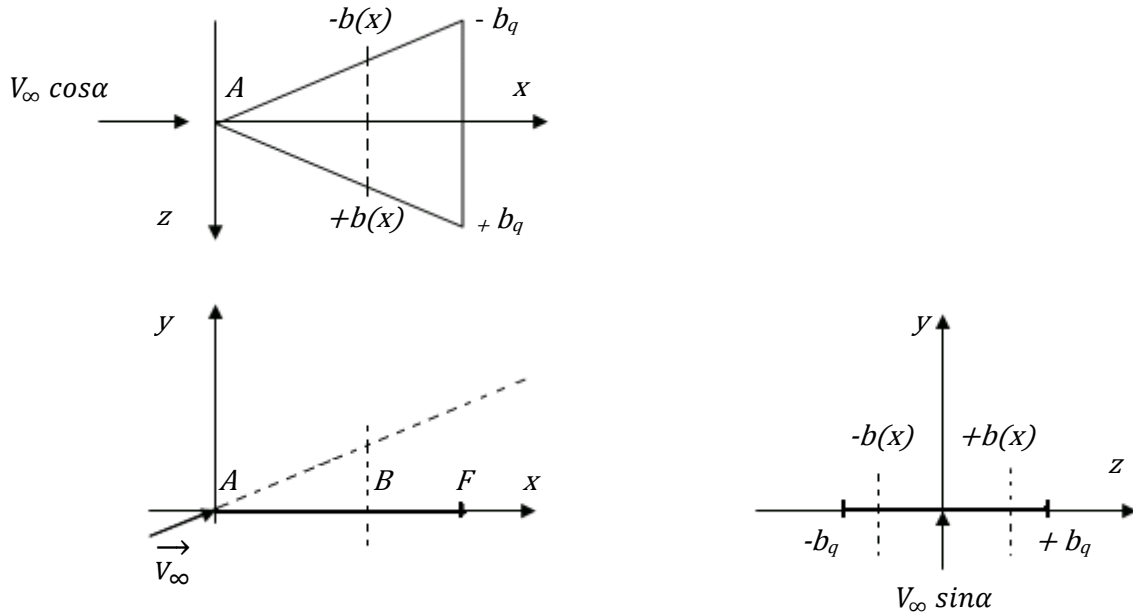


Figure II.2 : Segment $(-b(x), +b(x))$ normal à la vitesse.

Le potentiel complet de l'écoulement transversal $V_{\infty} \sin \alpha (y) + \varphi_1$ est en fait obtenu directement par transformation de Joukowski à partir du potentiel de l'écoulement autour du cercle de rayon $R = \frac{b}{2}$ attaqué par un vent de module $V_{\infty} \sin \alpha$, à 90° d'incidence.

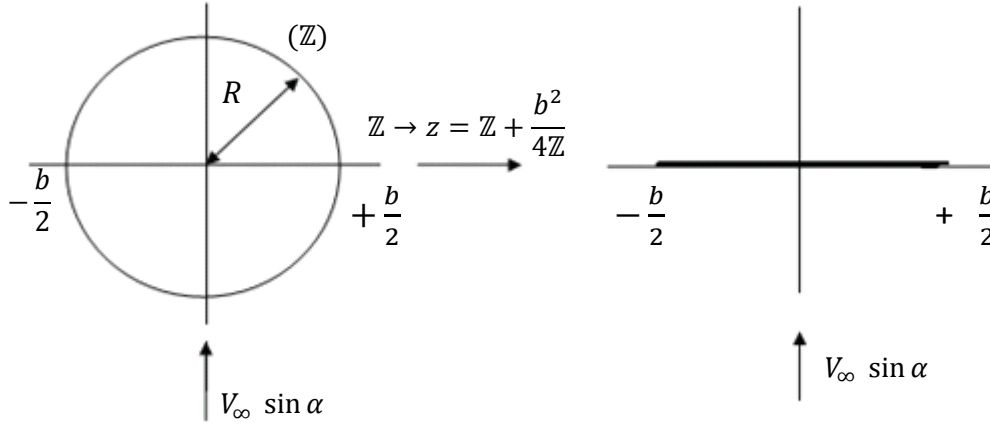


Figure II.3 : Transformation de Joukowski.

En posant : $\mathbb{Z} = \frac{b}{2} e^{(\xi + i\eta)}$ où $0 \leq \xi < +\infty$
 $0 \leq \eta \leq 2\pi$

Il vient :

$$z = b \operatorname{ch}(\xi + i\eta) \quad \text{soit} \quad \begin{aligned} z &= b \operatorname{ch} \xi \cos \eta \\ y &= b \operatorname{sh} \xi \sin \eta \end{aligned}$$

D'où :

$$\phi_T = \operatorname{R\acute{e}el} \left[V_\infty \sin \alpha \left(i\mathbb{Z} + \frac{ib^2}{4\mathbb{Z}} \right) \right] \quad (\text{II.5})$$

$$\phi_T = V_\infty \sin \alpha \, b \sin \eta \operatorname{ch} \xi = V_\infty \sin \alpha [y + b e^{-\xi} \sin \eta] \quad (\text{II.6})$$

Cette écriture permet d'identifier $\varphi_1 = b e^{-\xi} \sin \eta$, expression dans laquelle ξ et η sont des fonctions de x, y, z .

Dans le cadre de la théorie des corps élancés, le potentiel général de l'écoulement s'écrit donc :

$$\Phi(x, y, z) = V_\infty \cos \alpha \, x + V_\infty \sin \alpha [y + b(x) e^{-\xi} \sin \eta] \quad (\text{II.7})$$

A la surface de la plaque a pour équation $y = 0$; $-b(x) \leq z \leq +b(x)$ pour $0 \leq x \leq L$, soit :

$$y = 0 \Rightarrow \begin{cases} \xi = 0 \\ z = b(x) \cos \eta \end{cases}$$

Avec en particulier $\begin{cases} \text{pour } \eta = \pi & z = -b(x) \\ \text{pour } \eta = 0 \text{ ou } 2\pi & z = b(x) \end{cases}$

De plus à l'extrados $y \rightarrow 0$ par valeur positive soit $\sin \eta \geq 0$ ou $0 \leq \eta \leq \pi$

A l'intrados $y \rightarrow 0$ par valeur négative soit $\sin \eta \leq 0$ ou $\pi \leq \eta \leq 2\pi$

Par conséquent à la surface de la plaque, η est relié à z et x de la façon suivante :

$$b(x) = \sin \eta = \sqrt{b^2(x) - z^2} \quad \text{à l'extrados} \quad (\text{II.8})$$

$$b(x) = \sin \eta = -\sqrt{b^2(x) - z^2} \quad \text{à l'intrados} \quad (\text{II.9})$$

A la surface de la plaque, le potentiel prend la forme particulière :

$$\Phi^\pm = \Phi(x, 0^\pm, z) = V_\infty \cos \alpha x \pm V_\infty \sin \alpha \sqrt{b^2(x) - z^2} \quad (\text{II.10})$$

II.1.2. Effort exercés sur l'aile delta :

II.1.2.1. Méthode de calcul :

Une méthode simple consisterait à calculer les vitesses locales sur l'aile à partir de l'expression du potentiel, d'en déduire le coefficient de pression et ensuite d'intégrer pour obtenir la résultante générale des efforts en intensité et direction. Cette méthode est imparfaite, car elle conduit nécessairement à une résultante perpendiculaire à la plaque, ce qui est erroné. En effet, le contournement des deux bords d'attaque par l'écoulement introduit nécessairement un effort de succion vers l'avant, qu'il n'est pas possible de prévoir par la méthode précédente.

Une autre démarche inspirée par la méthode de calcul des efforts exercée sur les ailes à grand allongement est la suivante : la nappe tourbillonnaire qui s'échappe au bord de fuite de l'aile est supposée plane et parallèle à la direction de la vitesse à l'infini.

En désignant par $\Gamma(z)$, la circulation du vecteur vitesse le long de la trace de l'aile par un plan $z = cste$, l'intensité du tourbillon libre sur la nappe dans ce plan est proportionnelle à la dérivée $\Gamma'(z)$. Il en résulte une vitesse induite en tout point du bord de fuite BF repéré par une valeur $z_{BF} = b_q \cos \eta$, cette vitesse induite est perpendiculaire à la nappe tourbillonnaire, donc par hypothèse, à la vitesse \vec{V}_∞ et s'écrit :

$$v_i(z_{BF}) = \int_{-b_q}^{+b_q} \frac{\Gamma'(z_0) dz_0}{4\pi(z_{BF} - z_0)} \quad (\text{II.11})$$

Une approche de la solution est obtenue en imaginant que la vitesse induite se compose avec la vitesse \vec{V}_∞ pour donner une vitesse effective \vec{V}_e considère comme étant la vitesse de l'écoulement à l'infini du segment d'aile contenu dans un plan $z = cste$.

Il en résulte donc pour ce segment une nouvelle incidence α_e et une nouvelle vitesse V_e , telle que :

$$\alpha_e = \alpha + \alpha_i \quad (\text{II.12})$$

$$V_e = \sqrt{V_\infty^2 + v_i^2} \quad \text{Avec} \quad \tan \alpha_i = \frac{v_i}{V_\infty} \quad (\text{II.13})$$

L'application du théorème de Joukowski à la section de l'aile par un plan $z = \text{cste}$ permet de calculer l'intensité et la direction de l'effort élémentaire résultant, soit :

$$dF = -\rho_\infty V_e \Gamma(z) dz \quad (\text{effort normal à la direction } \overrightarrow{V_e})$$

Il en résulte l'expression des efforts normaux et tangentiels à l'aile que les efforts de portance et de trainée dans un repère lié à la direction de la vitesse réelle de l'écoulement à l'infini $\overrightarrow{V_\infty}$:

$$\begin{cases} dF_N = -\rho_\infty V_e \Gamma(z) dz \cos \alpha_e \\ dF_T = +\rho_\infty V_e \Gamma(z) dz \sin \alpha_e \end{cases} \quad (\text{II.14})$$

$$\begin{cases} dF_y = -\rho_\infty V_e \Gamma(z) dz \cos \alpha_i \\ dF_x = +\rho_\infty V_e \Gamma(z) dz \sin \alpha_i \end{cases} \quad (\text{II.15})$$

Il suffit donc pour exprimer ces efforts de calculer $\Gamma(z)$ et $v_i(z)$ à partir de l'expression du potentiel des vitesses.

II.1.2.2. Circulation et vitesses induites :

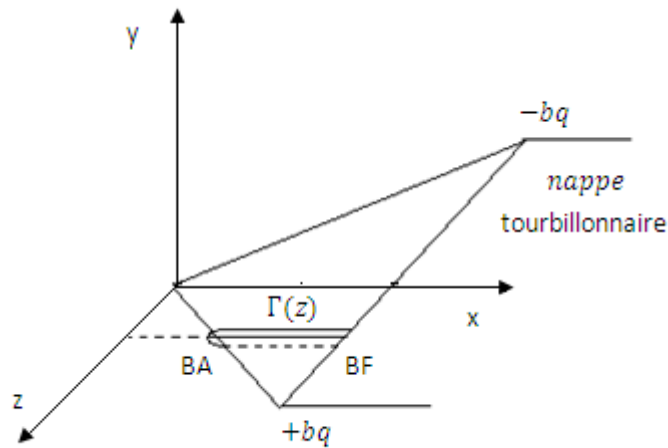


Figure II.4 : Nappe tourbillonnaire.

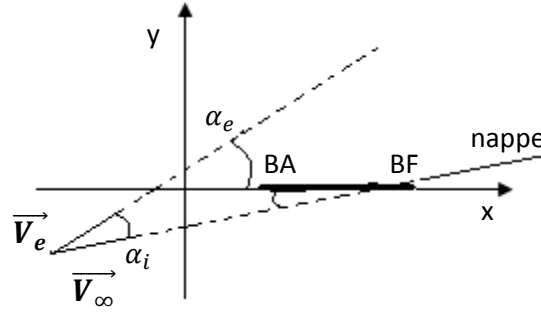


Figure II.5 : Diagramme des vitesses dans le plan $z=cste$

La circulation autour $\Gamma(z)$ des vitesses autour de la trace de l'aile par le plan $z = cste$, s'écrit :

$$\Gamma(z) = \int_{x_{BF}}^{x_{BA}} \frac{\partial \Phi}{\partial x}(x, 0^+, z) dx + \int_{x_{BA}}^{x_{BF}} \frac{\partial \Phi}{\partial x}(x, 0^-, z) dx \quad (\text{II.16})$$

Soit en intégrant :

$$\Gamma(z) = \Phi[x_{BA}, 0^+, z] - \Phi[x_{BF}, 0^+, z] + \Phi[x_{BF}, 0^-, z] - \Phi[x_{BA}, 0^-, z] \quad (\text{II.17})$$

Mais le bord d'attaque $z = \pm b(x)$, est associé à $\cos \eta = \pm 1$ soit $\eta = 0$ ou π

d'où $\sin \eta = 0$ donc $\Phi[x_{BA}, 0^\pm, z] = V_\infty \cos \alpha x_{BA}$ d'autre part au bord de fuite $x_{BA} = L$ et $b(L) = b_q$, d'où :

$$\phi(L, 0^+, z) = V_\infty \cos \alpha L + V_\infty \sin \alpha \sqrt{b_q^2 - z^2} \quad \text{Extrados} \quad (\text{II.18})$$

$$\phi(L, 0^-, z) = V_\infty \cos \alpha L - V_\infty \sin \alpha \sqrt{b_q^2 - z^2} \quad \text{Intrados} \quad (\text{II.19})$$

Par conséquent :

$$\Gamma(z) = 2V_\infty \sin \alpha \sqrt{b_q^2 - z^2} = -2b_q V_\infty \sin \alpha \sin \eta \quad (\text{II.20})$$

Avec $z = b_q \cos \eta$ et $\eta = \sqrt{1 - \frac{z^2}{b_q^2}}$ où $0 \leq \eta \leq \pi$.

La loi de circulation est donc elliptique en envergure.

Dans ces conditions, sachant que :

$$\Gamma(z_0) dz_0 = d\Gamma = \frac{d\Gamma}{d\eta_0} d\eta_0 = -2b_q V_\infty \sin \alpha \cos \eta_0 d\eta_0 \quad (\text{II.21})$$

La vitesse induite prend la forme :

$$v_i(z)_{BF} = \frac{V_\infty \sin \alpha}{2\pi} \int_0^\pi \frac{\cos \eta_0 d\eta_0}{\cos \eta - \cos \eta_0} \quad (\text{II.22})$$

Tous calculs faits, la valeur de v_i obtenue est indépendante du point z_{BF} considéré :

$$v_i = -\frac{1}{2} V_\infty \sin \alpha \quad (\text{II.23})$$

Les angles α_i et α_e se déduisent de cette relation, après linéarisation :

$$\alpha_i = -\frac{1}{2}\alpha \quad \text{et} \quad \alpha_e = \frac{1}{2}\alpha$$

La vitesse induite est constante quel que soit le point considéré du bord de fuite de l'aile. De plus, elle est dirigée vers le bas ce qui a pour effet de diminuer l'incidence effective de l'aile.

II.1.2.3. Efforts aérodynamiques :

Les composantes élémentaires des efforts s'écrivent, au premier ordre, avec $V_e \sim V_\infty$:

$$\begin{aligned} dF_N &\cong dF_y = 2\rho_\infty V_\infty^2 \alpha b_q^2 \sin^2 \eta \, d\eta \\ dF_T &\cong dF_x = -\rho_\infty V_\infty^2 \alpha b_q^2 \sin^2 \eta \, d\eta \end{aligned} \quad (\text{II.24})$$

La composante de l'effort total exercé sur l'aile et les coefficients aérodynamiques associés, s'obtiennent par intégration pour η compris entre 0 et π :

$$F_N \cong F_y = \pi \rho_\infty V_\infty^2 \alpha b_q^2$$

$$F_T \cong F_x = -\pi \rho_\infty V_\infty^2 \alpha^2 b_q^2$$

$$\text{D'où : } \begin{cases} C_N \cong X_z 2 \pi \alpha \frac{b_q^2}{S_{ref}} \\ C_T \cong C_x = -\pi \alpha^2 \frac{b_q^2}{S_{ref}} \end{cases} \quad (\text{II.25})$$

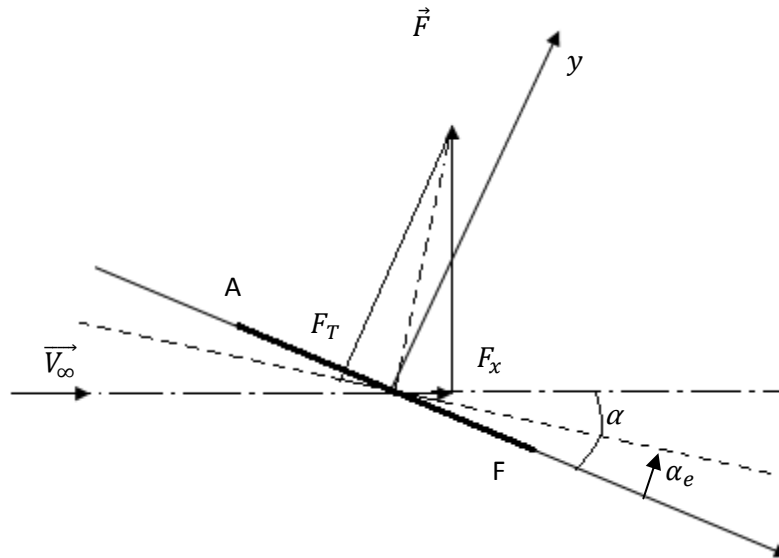


Figure II.6 : Efforts aérodynamiques.

La direction de l'effort résultant est bissecteur de l'angle formé par la normale à l'aile et normale à la vitesse \vec{V}_∞ . Il en résulte un effort tangentiel orienté vers l'avant (effet de succion) et un

effort de traînée dirigé selon la vitesse vraie \vec{V}_∞ . Ceci est tout à fait conforme aux résultats généraux obtenus dans le cadre de la théorie des corps élancés.

En désignant par $\lambda = \frac{(2b_q)^2}{S_{ref}}$, l'allongement de l'aile les coefficients aérodynamique s'écrivent :

$$\begin{aligned} C_z &= C_n = \frac{\pi}{2} \lambda \alpha \\ C_x &= -C_t = \frac{\pi}{4} \lambda \alpha^2 \end{aligned} \quad (\text{II.27})$$

D'où la relation suivante exprimant le coefficient de traînée induite en fonction du coefficient de portance :

$$C_x = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} = C_z \frac{\alpha}{2} \quad (\text{II.28})$$

Ce résultat est encore conforme à celui obtenus dans le cadre de la théorie des corps élancés.

II.1.2.4. Coefficient de pression :

Le coefficient de pression est donné de façon très générale par la loi de Bernoulli, soit :

$$C_p = 1 - \left(\frac{\vec{v}}{V_\infty} \right)^2 \quad (\text{II.29})$$

Soit :

$$C_p = -\frac{2u}{V_\infty} - \frac{u^2}{V_\infty^2} - \frac{v^2}{V_\infty^2} - \frac{w^2}{V_\infty^2} \quad (\text{II.30})$$

II.2. Solution Approchée par résolution des équations de Navier-Stokes sous le tourbillon d'apex de l'Aile Delta :

Les équations de Navier-Stokes s'obtiennent en ajoutant les forces de viscosité aux autres forces déjà considérées : forces de volumes, forces de pression, forces d'inertie.

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \rho \vec{F} - \text{grad } P + \mu \Delta \vec{V} + (\mu + \eta) \text{grad} \theta \quad (\text{II.31})$$

Et comme on est en présence du nombre de mach < 0.3 , on peut considérer le fluide comme étant incompressible

Alors :

$$\theta = \text{div} \vec{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (\text{II.32})$$

Par la suite on a les équations de Navier-Stokes sous forme simplifiée :

$$\begin{cases} \rho \frac{du}{dt} = -\rho \vec{F}_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \Delta u \\ \rho \frac{dv}{dt} = -\rho \vec{F}_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \Delta v \\ \rho \frac{dw}{dt} = -\rho \vec{F}_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \Delta w \end{cases} \quad (\text{II.33})$$

En divisant par la masse volumique on aura :

$$\begin{cases} \frac{du}{dt} = -\vec{F}_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \Delta u \\ \frac{dv}{dt} = -\vec{F}_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \Delta v \\ \frac{dw}{dt} = -\vec{F}_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \Delta w \end{cases} \quad (\text{II.34})$$

La force $\vec{F} = -mg \cdot \vec{k}$

Alors :

$$\begin{aligned} \vec{F}_x &= 0 \\ \vec{F}_y &= 0 \end{aligned}$$

La masse de l'air est négligeable

Donc :

$$\vec{F}_z \cong 0$$

Ce qui nous ramène à écrire :

$$\begin{cases} \frac{du}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \Delta u \\ \frac{dv}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \Delta v \\ \frac{dw}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \Delta w \end{cases} \quad (\text{II.35})$$

Mais on a :

$$\frac{d*}{dt} = \frac{\partial *}{\partial t} + u \frac{\partial *}{\partial x} + v \frac{\partial *}{\partial y} + w \frac{\partial *}{\partial z}$$

Et aussi le Laplacien :

$$\Delta * = \frac{\partial^2 *}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 *}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 *}{\partial z^2}$$

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \end{cases} \quad (\text{II.36})$$

Ecoulement permanent :

$$\frac{\partial *}{\partial t} = 0$$

Alors le système se réduit à :

$$\begin{cases} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \end{cases} \quad (\text{II.37})$$

On néglige la composante de la vitesse w ce qui nous permet d'écrire que :

$$\begin{cases} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial P}{\partial z} = 0 \end{cases} \quad (\text{II.38})$$

D'où on déduit que la pression P est indépendante de l'ordonnée z :

$$\frac{\partial P}{\partial z} = 0$$

En plus d'après les résultats expérimentaux obtenus dans les études précédentes on sait que la dépression est maximale sous le tourbillon d'apex de l'aile delta d'où on déduit que $\frac{\partial P}{\partial y} = 0$

Les équations précédentes deviennent alors comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial P}{\partial z} = 0 \end{array} \right. \quad (\text{II.39})$$

Pour les composantes de la vitesse on néglige les dérivées longitudinales par rapport aux dérivées transversales :

$$\frac{\partial u}{\partial y}, \frac{\partial u}{\partial z} \gg \frac{\partial u}{\partial x}$$

On peut supposer que $\frac{\partial u}{\partial x} \cong 0$:

Par la suite on aura:

$$\left\{ \begin{array}{l} v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \end{array} \right. \quad (\text{II.40})$$

Sous le tourbillon d'apex la composante transversale v est maximale alors on a le droit

d'écrire : $\frac{\partial v}{\partial y} = 0$

$$\left\{ \begin{array}{l} v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} = \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \end{array} \right. \quad (\text{II.41})$$

Vue que l'écoulement se fait près de la paroi ($z \approx 0$) alors on peut considérer que $\frac{\partial u}{\partial z}, \frac{\partial v}{\partial z} = 0$

Alors le système (II.41) devient :

$$\begin{cases} v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + v \left[\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right] \\ u \frac{\partial v}{\partial x} = v \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \right] \end{cases} \quad (\text{II.42})$$

Expérimentalement on a l'évolution de la pression P suivant l'axe Ox qui est donné par le polynôme suivant :

$$P(r) = A \left(\frac{r}{l_0} \right)^2 - B \left(\frac{r}{l_0} \right) + C \quad (\text{II.43})$$

Avec :

$$\sin\left(\frac{\alpha_1}{2}\right) = \frac{y}{r} \quad (\text{II.44})$$

et

$$\cos\left(\frac{\alpha_1}{2}\right) = \frac{x}{r} \quad (\text{II.45})$$

Ce qui nous permet d'écrire la nouvelle expression de la pression $P(x, y)$:

$$P(x, y) = \frac{A}{l_0} (x^2 + y^2) - \frac{B}{l_0} \sqrt{x^2 + y^2} + C$$

Donc :

$$\frac{\partial P}{\partial x} = 2 \frac{A \cdot x}{l_0} - \frac{B}{l_0} \frac{x}{\sqrt{(x^2 + y^2)}}$$

(II.42) devient :

$$\begin{cases} v \left[\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right] - v \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} & (1) \\ v \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \right] - u \frac{\partial v}{\partial x} = 0 & (2) \end{cases} \quad (\text{II.46})$$

On a deux équations différentielles de second ordre

La solution de l'équation (2) est :

$$v(x) = \lambda_1 \frac{v}{u} e^{\frac{u(y)}{v} x} + \lambda_2 \quad (\text{II.47})$$

L'équation différentielle (1) de deuxième ordre avec second membre.

La solution sans second membre est

$$u_1 = \beta_1 \frac{v}{u} e^{\frac{v(x)}{v} y} + \beta_2$$

Où : β_1, β_2 : sont des constantes

Et elle admet une solution particulière u_p de même forme que son deuxième membre qui est :

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} = \frac{1}{\rho} \left[2 \frac{A.x}{l_0} - \frac{B}{l_0} \frac{x}{\sqrt{(x^2+y^2)}} \right] \quad (\text{II.48})$$

Où : A et B sont des constantes.

En injectant v avec son expression dans l'équation (1) et en remplaçant P' avec son expression

On aura :

$$v \left[\frac{\partial^2 u(y)}{\partial y^2} \right] - \left[\lambda_1 \frac{v}{u(y)} e^{\frac{u(y)}{v} x} + \lambda_2 \right] \frac{\partial u(y)}{\partial y} = \frac{1}{\rho} \left[2 \frac{A.x}{l_0} - \frac{B}{l_0} \frac{x}{\sqrt{(x^2+y^2)}} \right] \quad (\text{II.49})$$

L'équation (II.49) admet la solution approchée suivante obtenu par le logiciel de calcul *Maple* :

$$u(y) = \int \frac{1}{2} \left[\frac{\int e^{-\frac{v(x).y}{v} (4.x.A_1.\sqrt{x^2+y^2}-B_1)} dy + 2.C_1.l_0.v}{l_0.v} \right] e^{\frac{v(x).y}{v}} dy + C_2 \quad (\text{II.50})$$

Où :

v, A_1, B_1, C_1, C_2 des constantes.

Solution approchée vue qu'on ne dispose pas de moyens nécessaires pour déterminer les conditions aux limites afin de déterminer les constantes.

La détermination de u(y) nous permettra de déterminer le coefficient de dépression Cp qui est donnée par la relation (II.29) :

$$Cp = 1 - \left(\frac{u(y)}{U} \right)^2$$

Où : U est la vitesse que l'on impose pour l'écoulement.

A decorative border resembling a scroll, with a vertical strip on the left and a horizontal strip at the top, both featuring rounded, scroll-like ends.

Chapitre III

Etude

Expérimentale.

III.1. Introduction :

Pour résoudre les équations de Navier-stokes, on est dans l'obligation d'utiliser de puissants calculateurs et les progrès des méthodes numériques, toutefois la résolution de ces équations demeure hors de notre portée sur une forme aussi complexe qu'une aile delta. Il faut simplifier ces équations, en particulier, en modélisant la turbulence, d'où un manque de précision faisant que la confiance dans les calculs est encore limitée ce qui pousse les chercheurs vers l'expérimental.

La présentation de l'appareillage expérimental utilisé dans cette étude, ainsi que les essais préliminaires ayant pour but la détermination de la section utile, et la vérification de la validité des résultats expérimentaux, et la discussion de résultats obtenus sont les principaux objectifs du présent chapitre.

III.2. Description des techniques expérimentales de mesure :

III.2.1. Généralités sur les souffleries :

Les souffleries utilisées pour les prévisions de comportement des corps, en réalisant une simulation expérimentale sur une maquette en général à échelle réduite. L'expérience fournira les performances (portance, traînée, moments....) transposables au corps réel si des règles de similitude sont satisfaites.

Quelques uns des paramètres à respecter :

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

La soufflerie réalise un changement de repère, le véhicule est fixe et l'air en mouvement. C'est équivalent, sauf en cas d'effet de sol (automobile, train, avion à l'atterrissage ou au décollage). En plus, les essais sont exécutés dans une enceinte - ou veine d'essais - constituant un espace confiné, même si cela peut engendrer l'effet des parois (couche limites). Tenue aussi par un support celui-ci risque de causer des perturbations

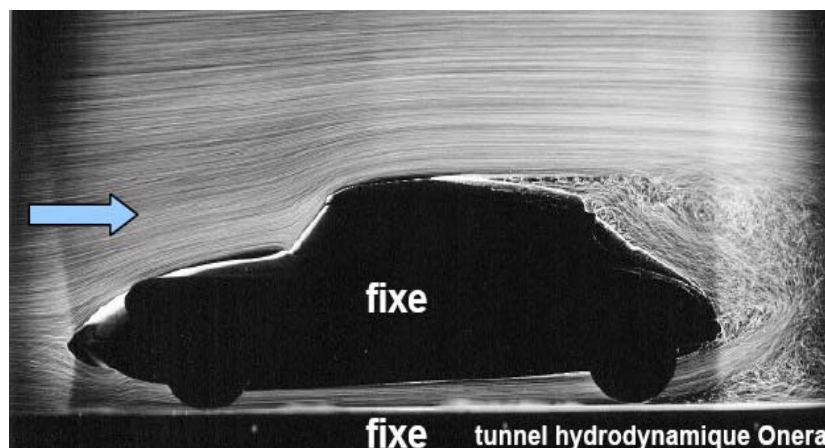


Figure III.1 : Veine d'essais d'une soufflerie portant une voiture.

Un essai en soufflerie est beaucoup moins coûteux et non dangereux, qu'un essai en vol. Il permet en outre d'effectuer un grand nombre de mesures autour de la maquette. Les véhicules - aussi bien aériens que terrestres - sont l'objet de très nombreux essais en soufflerie avant leur mise en service.

III.2.2. Classification des souffleries :

Subsoniques: $Mach < 0.7$ et une vitesse d'écoulement de 0 à 200 m/s (écoulement incompressible) utilisées pour véhicules terrestres, avions en phase de décollage ou d'atterrissage.

Transsoniques : $0,9 < Mach < 1,1$ utilisées sur des avions de transport civils (Airbus, Boeing), avions de combat...etc

Supersoniques : $1,6 < Mach < 4$ utilisées avions de transport (Concorde), avions de combat, missiles.

Hypersoniques : $Mach > 5$ véhicules hypersoniques (Navette Spatiale), corps de rentrée

Voici quelques images de souffleries subsoniques :

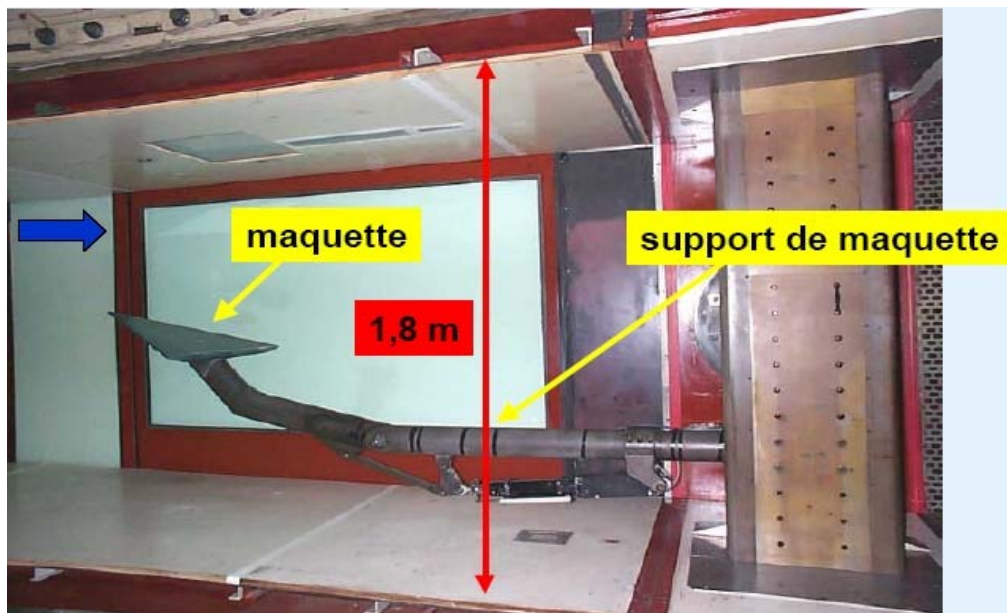


Figure III.2 : Maquette d'aile delta dans la veine de la soufflerie F2 du Centre Onera du Fauga-Mauzac

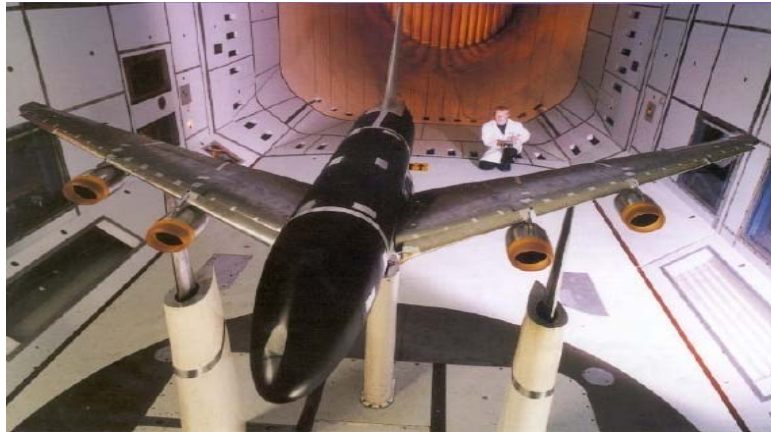


Figure III.3 : Maquette de l'Airbus A380 dans la soufflerie DNW aux Pays-Bas

La soufflerie transsonique :

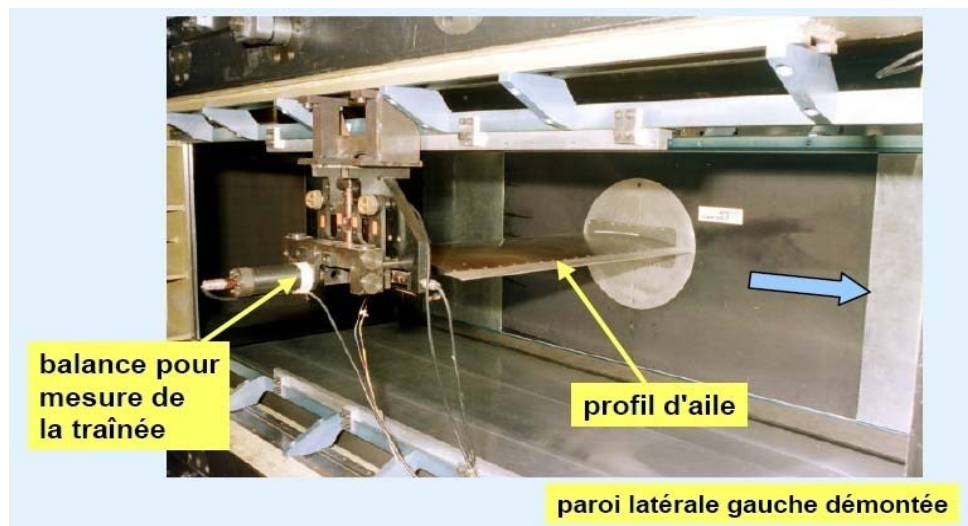


Figure III.4 : Veine de la soufflerie S3Ch avec maquette de profil supercritique

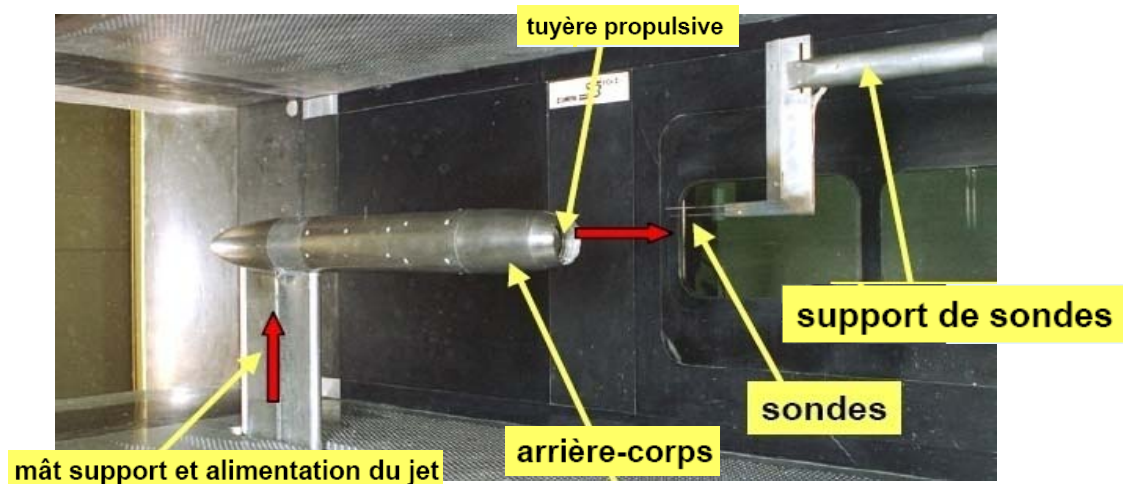


Figure III.5 : Veine de la soufflerie S3Ch avec maquette d'arrière-corps d'avion de combat et simulation du jet du réacteur.

Soufflerie supersonique :

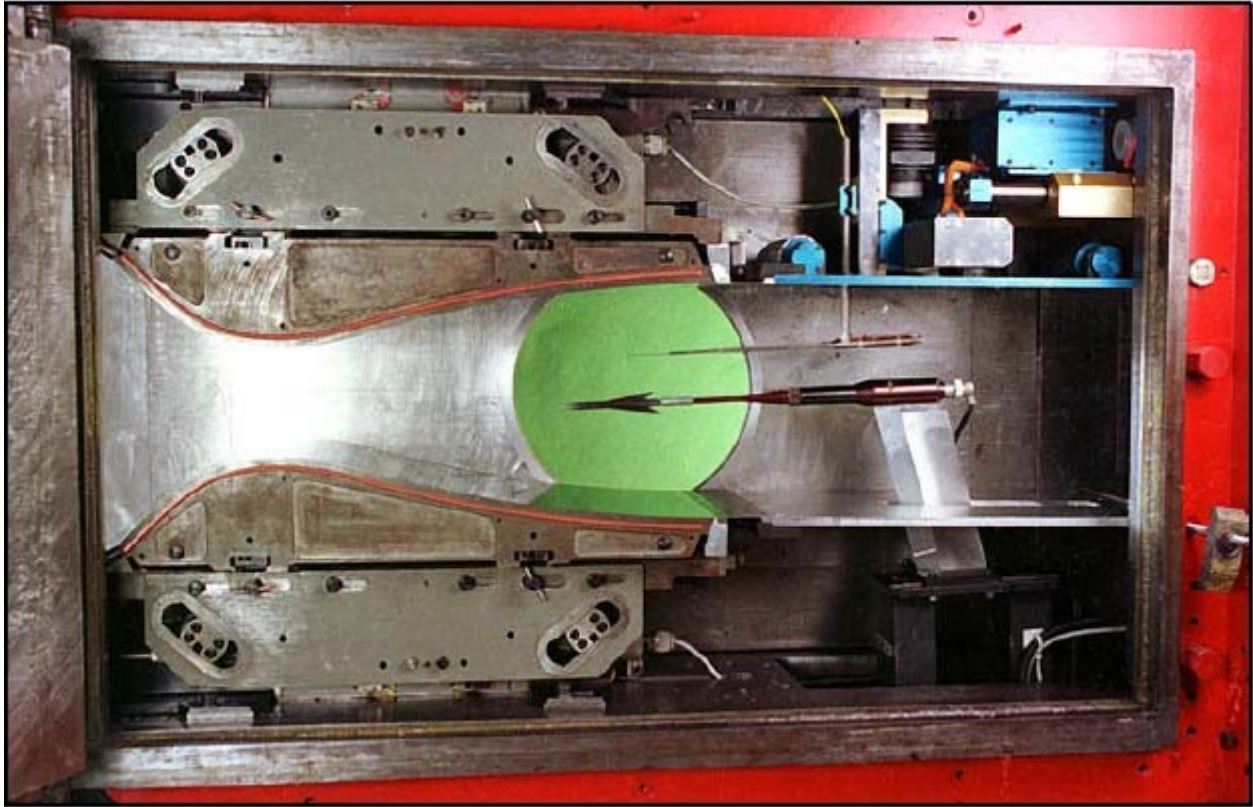


Figure III.6 : Tuyère Mach 2 de la soufflerie S5Ch du Centre Onera de Meudon

Soufflerie hypersonique :

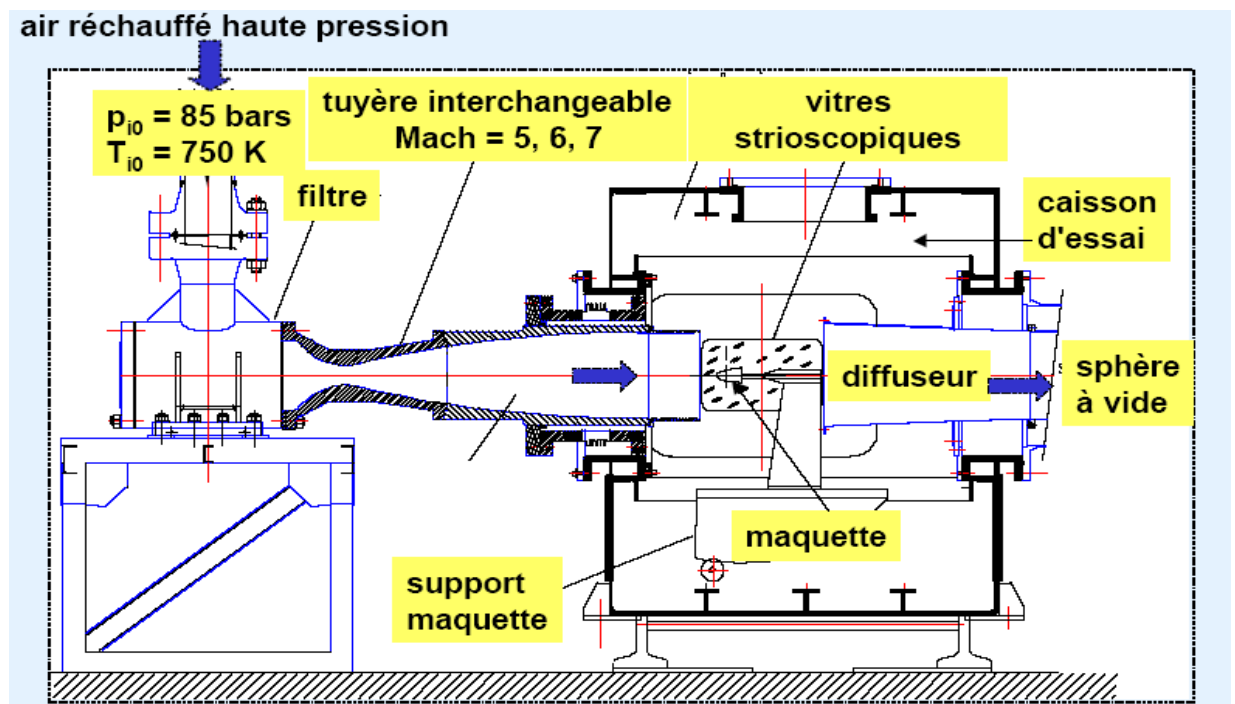


Figure III.7 : La soufflerie R2Ch du Centre ONERA de Meudon

III.3. Moyens utilisés :

III.3.1. Présentation de la soufflerie:

L'ensemble des mesures seront effectuées en soufflerie subsonique (Figure III.2) à faible vitesse. Le fluide est en mouvement par rapport au corps à étudier, il arrive à la veine d'essai de section carrée (30x30 cm²) et de longueur 100 cm, par l'intermédiaire d'une turbine entraînée par un moteur électrique. La vitesse de l'air est en fonction de l'ouverture ou de la fermeture de la vanne réglable. Les ailes sont maintenues par un support, de façon à perturber le moins possible l'écoulement à l'aval de l'aile.

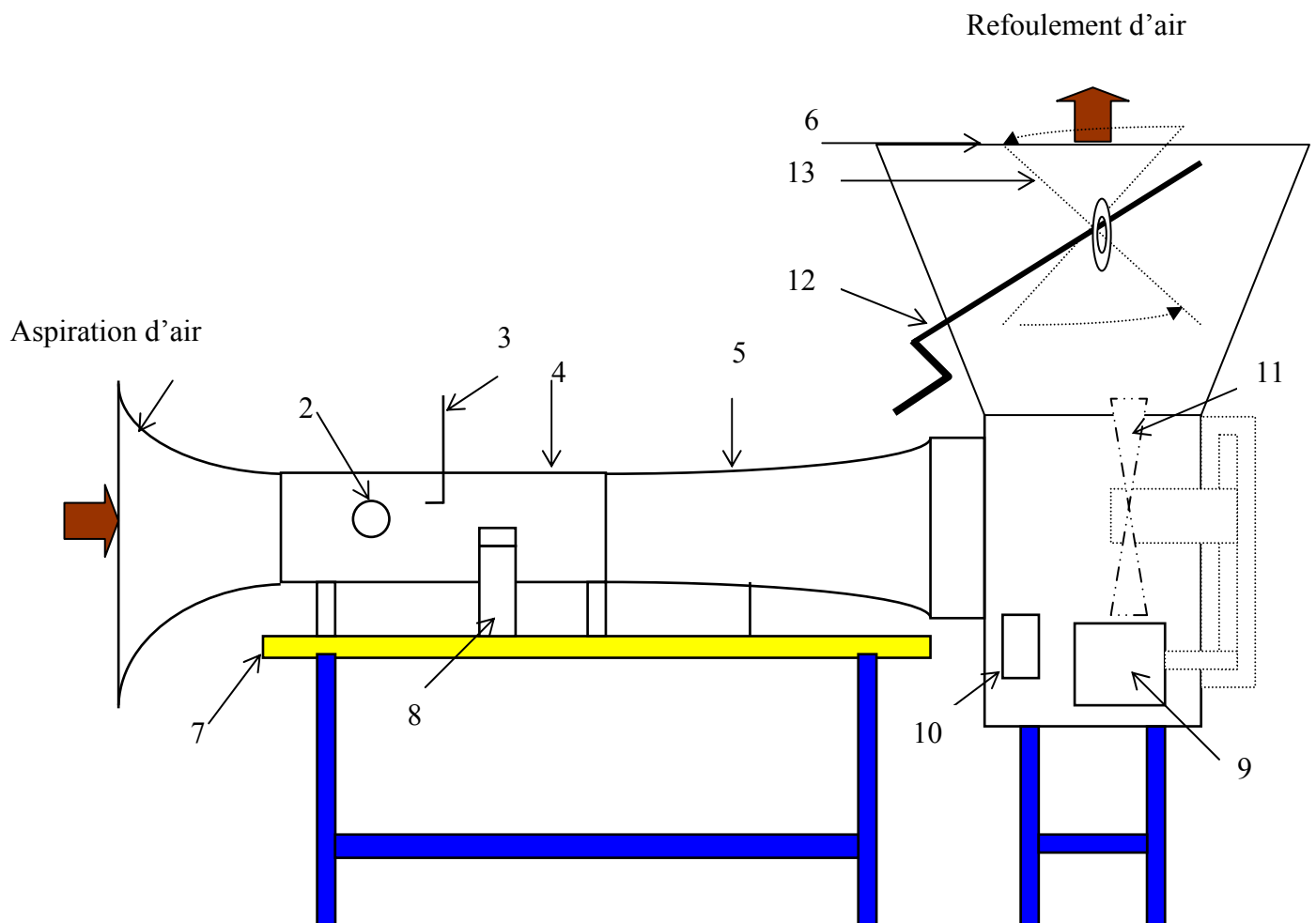


Figure III.2 : Soufflerie subsonique.

- 1-Convergent
- 2-Hublot
- 3-Tube de Pitot
- 4-Veine d'essai
- 5-Divergent
- 6-Diffuseur
- 7-Table

- 8-Balance aérodynamique
- 9-Moteur électrique
- 10-Interrupteur
- 11-Turbine
- 12-Variateur de vitesse
- 13-Vanne papillon

Caractéristiques de la soufflerie :

Dimensions de la veine : 30x30x100 cm

Longueur : 4 m

Vitesse dans la veine : variable de 0 à 45 m/s

Puissance du moteur : 4 KW

Vitesse du moteur : 1440 tr/mn

III.3.2. Techniques de mesure:

III.3.2.1. Multi-manomètre:

Pour la mesure de la pression sur les ailes on utilisera un multi-manomètre non inclinable constitué de 24 tubes disposés verticalement. Ces tubes débouchent sur un même réservoir rempli d'huile de masse volumique $\rho_H = 856.418 \text{ Kg/m}^3$.

Ainsi, les mesures de pression seront données par les relevés des dénivellations de hauteurs lues sur le multi-manomètre qui est gradué de haut en bas de 2 en 2 mm. Le multi-manomètre est équipé de 4 vis à sa base pour permettre le réglage du niveau du liquide dans les tubes avant les essais (au repos).

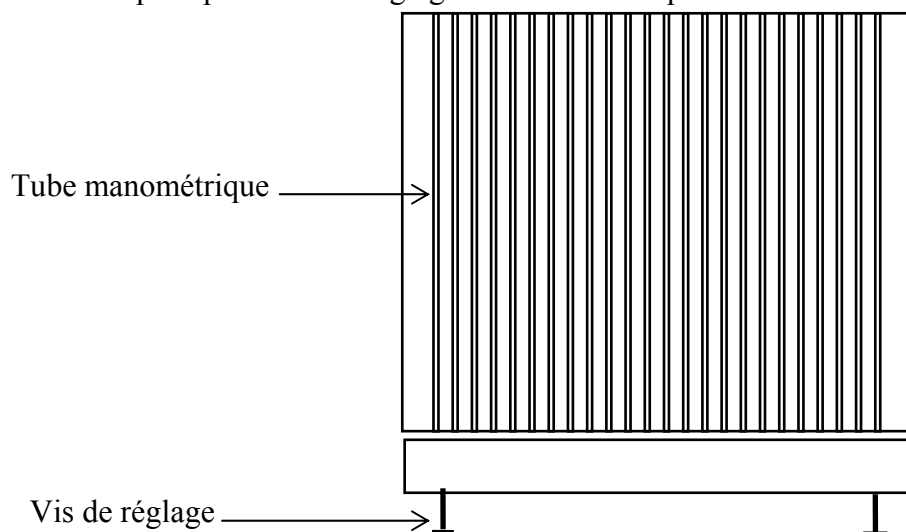


Figure III.3 : multi-manomètre.

III.3.2.2. Mesure du coefficient de pression :

La pression statique pour chaque prise issue de l'aile est déterminée à l'aide des branchements des tubes manométrique, et par suite on pourra calculer le coefficient de pression par la formule suivante :

$$Cp = \frac{p-p_0}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2} \quad (\text{III.1})$$

p : pression statique locale.

p_0 : pression statique locale à l'amont infini.

ρ : masse volumique de l'air.

V_0 : vitesse de l'air à l'amont infini.

On sait que :

$$p - p_0 = \rho_H \cdot g \cdot (z - z_0) \quad (\text{III.2})$$

Aussi la relation de Bernoulli appliquée entre un point d'arrêt (a) et un point de pression statique à l'amont infini nous permet d'écrire :

$$p_a - p_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 = \rho_H \cdot g \cdot (z_a - z_0) \quad (\text{III.3})$$

Ainsi la valeur expérimentale du Cp sera :

$$Cp = \frac{z - z_0}{z_a - z_0} \quad (\text{III.4})$$

z : hauteur d'huile correspondante à la pression statique p .

z_0 : hauteur d'huile correspondante à la pression statique à l'amont infini p_0 .

z_a : hauteur d'huile correspondante à la pression d'arrêt p_a .

ρ_H : masse volumique de l'huile

III.3.2.3- Tube de Pitot:

Pour la mesure de la vitesse, on utilisera un tube de Pitot double branché au multi-manomètre. Cela permet de lire deux dénivellations l'une correspondant à la pression totale et l'autre à la pression statique.

Si on applique le théorème de BERNOUILLI entre le point d'arrêt a et un point m de la surface du tube de Pitot, on aura :

$$P_a = P_m + \frac{1}{2} \times \rho \times V_m^2 \quad (\text{III.5})$$

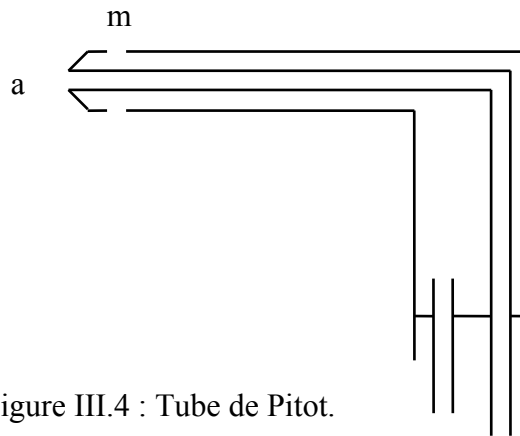


Figure III.4 : Tube de Pitot.

D'autre part on a :

$$P_a = P_m + \rho \cdot g \cdot \Delta h \quad \text{m} \quad (\text{III.6})$$

d'ou on aura :

$$V_m = \sqrt{\frac{2\rho_H \cdot g \cdot \Delta h}{\rho}} \quad (\text{III.7})$$

Avec :

P_a : pression d'arrêt.

P_m : pression statique au point m.

ρ : Masse volumique de l'air à la température d'essai.

ρ_H : masse volumique de l'huile.

Δh : dénivellation d'huile lue sur le multi-manomètre.

III.2.2.3. Balance aérodynamique:

Pour mesurer les efforts aérodynamiques (portance et traînée) s'exerçant sur l'aile, on utilise une balance aérodynamique à jauges de contraintes, cette dernière se compose essentiellement des éléments suivants:

III.3.2.3. a. Pied-support:

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

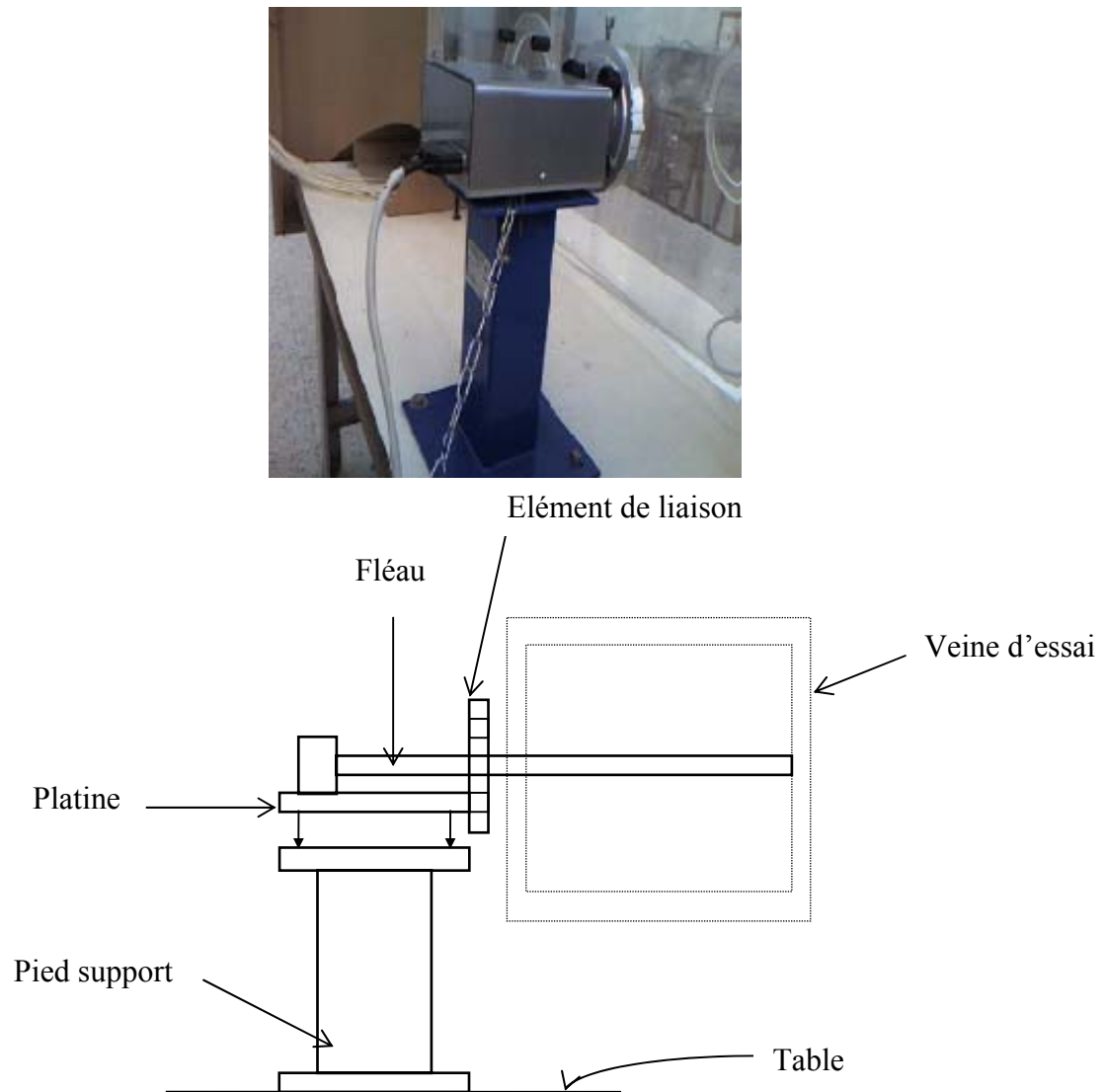


Figure III.5 : Balance aérodynamique.

III.3.2.3.b. platine:

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

III.3.2.3.c. Fléau dynamométrique:

Cette pièce maîtresse de la balance est équipée de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion par les actions dynamométriques. Le découplage des actions de portance et traînée, est réalisée par câblage des jauges.

La balance ne comporte aucune liaison partielle, et n'est donc sujette à aucune hystérésis de frottement.

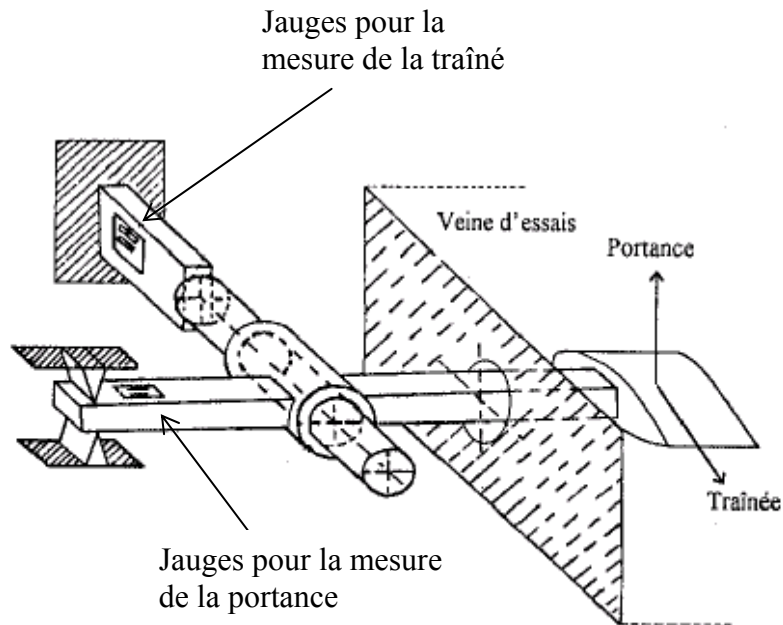


Figure III.6 : Disposition des jauges de contrainte.

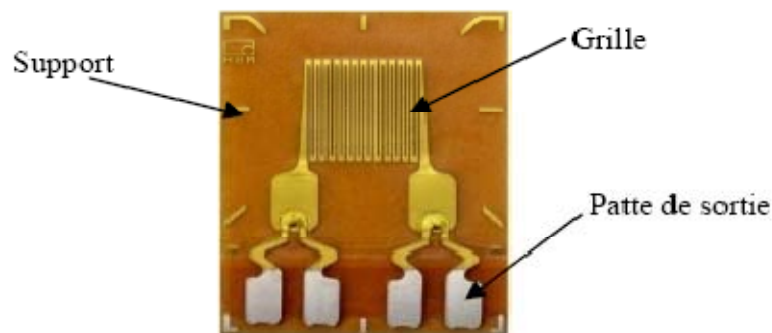


Figure III.7 : jauges de contrainte.

- Jauges de contraintes et pont de WHEATSTONE:

La résistance nominale d'une jauge est donné par la formule :

$$R = \frac{\rho \cdot n \cdot L}{S} \quad (\text{II.4})$$

ρ : résistivité du métal de la jauge
 n : nombre de brins
 L : longueur de chaque brin
 S : section du fil résistant

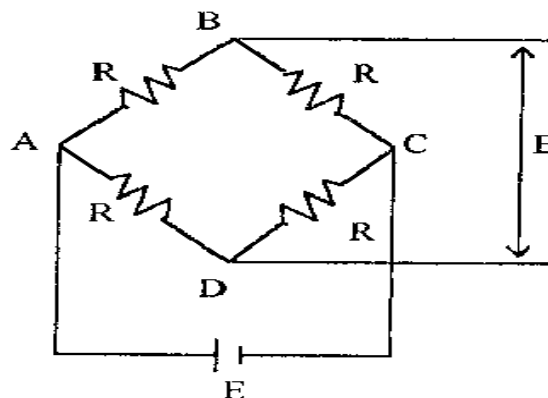


Figure II.8 : Pont de WHEATSTONE.

Lorsque la tige sur laquelle la jauge est collée subit une variation relative de longueur :

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (\text{III.8})$$

La jauge subit la même déformation ce qui entraîne une variation relative de sa résistance électrique:

$$\frac{\Delta R}{R} = K \cdot \left(\frac{\Delta L}{L} \right) = K \cdot \varepsilon \quad (\text{III.9})$$

- La mesure de la variation relative de la résistance est obtenue à l'aide d'un pont de WHEATSTONE qui est un ensemble de quatre résistances; il est alimenté par une tension continue $E = V_A - V_C$ appliquée entre les points B et D.

Le pont est dit équilibré si les points B et D sont au même potentiel; pour cela il faut qu'on ait l'égalité suivante:

$$R_1 \cdot R_3 = R_2 \cdot R_4 \quad (\text{III.10})$$

Si on rompt l'équilibre en donnant aux résistances des petites variations ΔR_1 , ΔR_2 , ΔR_3 et ΔR_4 , il apparaît entre B et D une différence de potentiel $\Delta E = V_D - V_B$ dite tension de déséquilibre.

III.3.2.3.d . Elément de liaison:

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

III.3.2.4. Dispositif électronique de mesure:

Pour la mesure des efforts aérodynamique on a été confronté au problème des variations rapide (fluctuations) de la valeur de l'effort mesuré ce qui nous a incité à utiliser une chaîne d'acquisition de données.



Figure II.9 : Branchement a la chaine d'acquisition de données.

La figure (III.10) ci-dessous donne le schéma du dispositif électronique utilisé pour la mesure des efforts aérodynamiques, il comporte un indicateur de contrainte de marque VISHAY piloté par un micro-ordinateur à travers une interface IEEE d'une part; d'autre part ce même indicateur de contrainte est relié au pont complet de WHEATSTONE par l'intermédiaire de quatre fils.



Figure III.10 : Montage expérimental

-Indicateur de contraintes:

Cet appareil électronique nous permet de transformer le déséquilibre du pont de WHEATSTONE ΔE dû à la déformation mécanique des jauges en un signal électronique qui sera traité en traversant plusieurs étages (amplification, filtrage, conversion,...); par la suite il sera obtenu sous forme d'une tension à la sortie Out Put de l'appareil, ainsi on pourra obtenir les deux principaux efforts s'exerçant sur l'aile à savoir la portance et la traînée, par conséquent les deux coefficients aérodynamiques correspondants C_z et C_x ; l'étalonnage ayant été effectué au préalable par pesé (voir §3.2 Chapitre III).

- Micro-ordinateur et Chaîne d'acquisition des données:

Le signal électronique obtenu à la sortie Out Put de l'indicateur de contrainte, sera reçu par une interface installée sur le port arrière d'un micro-ordinateur, ou on a chargé le logiciel ESAM qui nous permet d'enregistrer la valeur du signal et de la traiter en calculant sa valeur moyenne après chaque essai d'une durée donnée.

III.4. Essais préliminaires

Ces essais ont pour but la détermination de la section utile de la veine d'essai (section dans laquelle la vitesse de l'écoulement et la pression du fluide sont uniformes), et la vérification de la validité des résultats fournis par la balance aérodynamique en mesurant le C_z et le C_x de profils NACA connus.

III.4.1. Etalonnage de la soufflerie:

Pour délimiter la section de la veine d'essai de la soufflerie ou le champ de vitesse n'est pas perturbée, nous avons été amenés à mesurer les pressions à l'aide d'un tube de Pitot placé graduellement, suivant la longueur et la hauteur de la veine d'essai, à trois sections différentes.

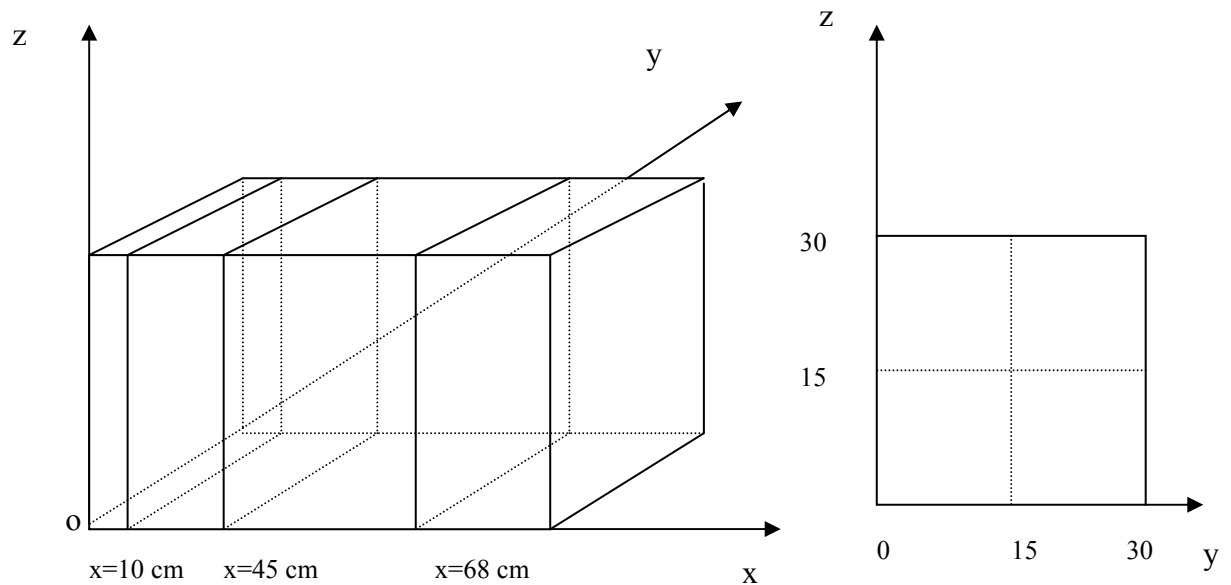


Figure III.11 : Différentes sections et points de mesure du profil des vitesses.

Section $x = 10 \text{ cm}$; $z = 15 \text{ cm}$:

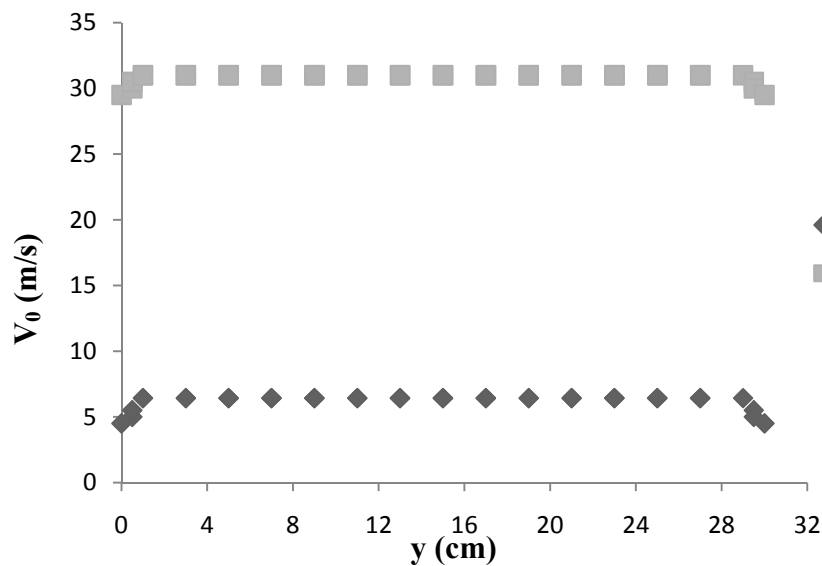


Figure III.12 : Profil des vitesses suivant l'axe oy à 10 cm de l'entrée de la veine d'essai.

Section $x = 45 \text{ cm}$; $y = 15 \text{ cm}$:

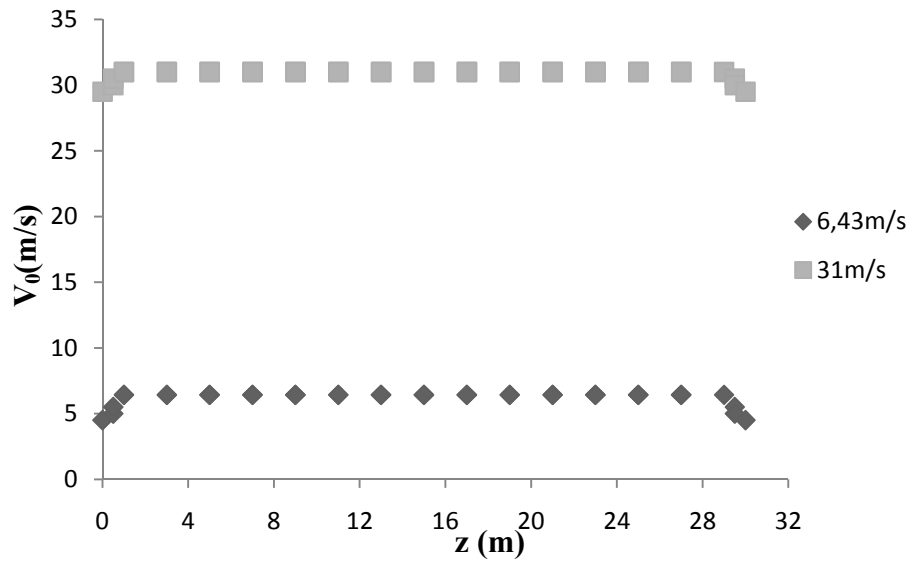


Figure III.13 : Profil des vitesses suivant l'axe oz à 45 cm de l'entrée de la veine d'essai.

Section $x = 68 \text{ cm}$; $z = 15 \text{ cm}$:

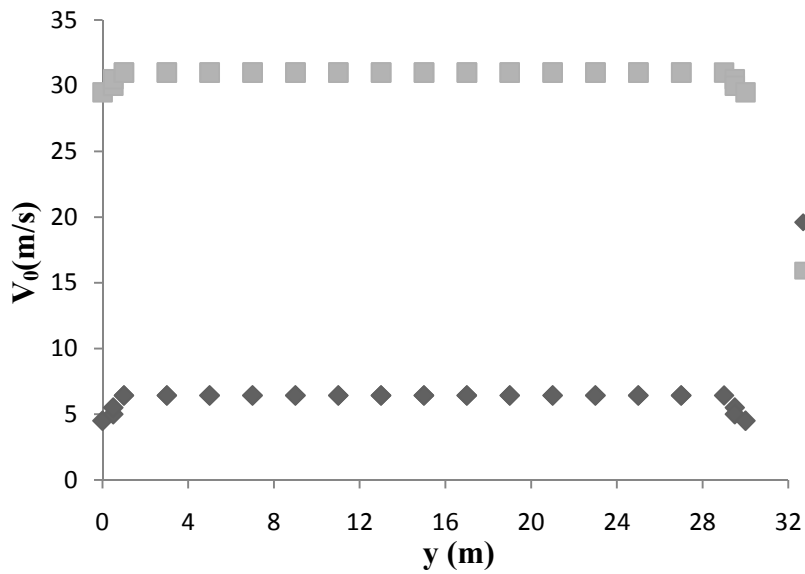


Figure III.14 : Profil des vitesses suivant l'axe oy à 68 cm de l'entrée de la veine d'essai.

Les mesures ainsi prises en soufflerie ont permis d'établir des courbes donnant la distribution des vitesses à différentes sections droites ($x=10$ cm ; $x=45$ cm ; $x=68$ cm) de la veine d'essai représentées ci-dessus. Ces courbes montrent bien que la section utile est un carré de section 28 cm×28 cm (voir schéma ci-dessous; Figure III.15).

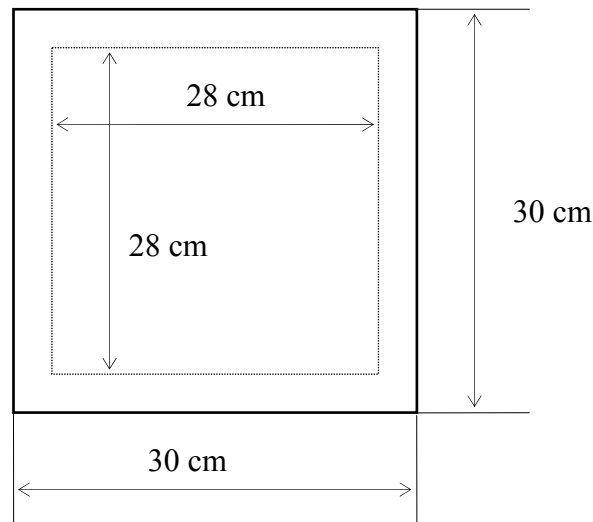


Figure III.15: Section utile de la veine d'essais.

III.4.2. Etalonnage de la balance aérodynamique :

Pour déterminer les efforts s'exerçant sur l'aile (portance et traînée), on relie directement l'entrée de l'indicateur de contraintes aux quatre fils du pont complet (pont de WHEATSTONE) formé par les quatre jauges de contraintes collées sur le fléau dynamométrique, par la suite on sera amené à procéder à l'étalonnage de la balance aérodynamique.

III.4.2.1. Pour la portance :

Après avoir fixé l'aile dans la veine d'essai, on pose différents petits poids sur l'aile à l'endroit de fixation de celle-ci ce qui nous permet de soumettre le fléau à des forces statiques successives et de relever les tensions de sortie à l'aide de la chaîne d'acquisition de données branchée à cet effet à la sortie Out Put de l'indicateur de contraintes.

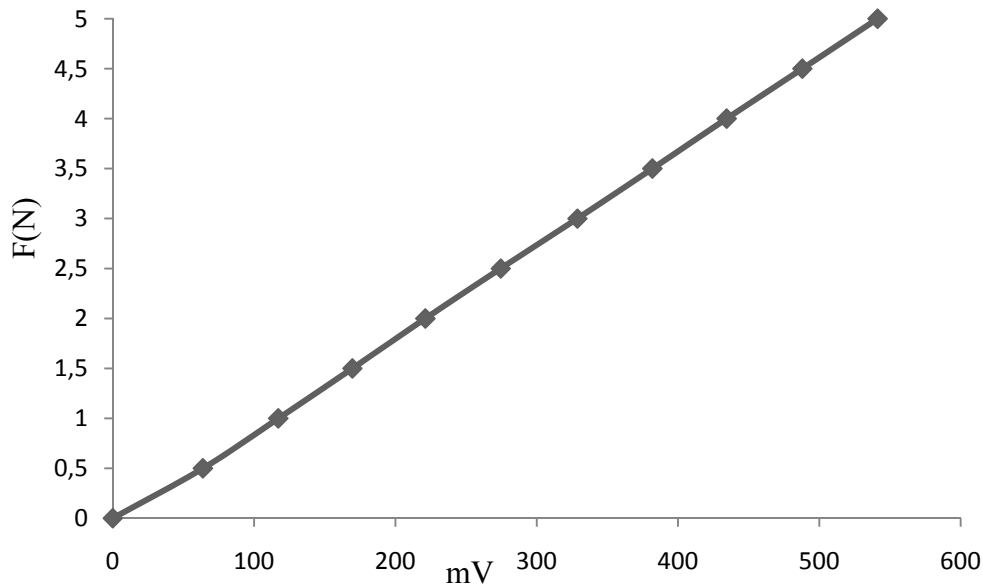


Figure III.16 : Etalonnage de la balance aérodynamique pour la portance.

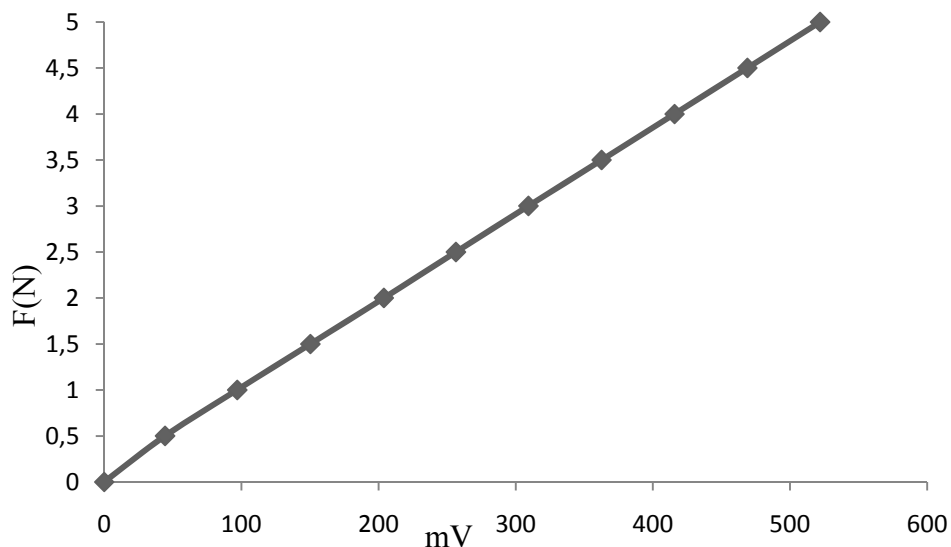


Figure III.17 : Etalonnage de la balance aérodynamique pour la traînée.

La courbe ainsi obtenue est linéaire elle passe par l'origine (Figure III.16), elle est donc d'équation

$$\text{Force (N)} y = a. \text{ lecture (mV)} x ; a=0.0094 \quad (\text{III.8})$$

III.4.2.2. Pour la traînée:

On introduit une barre lisse par les deux orifices pratiqués à cet effet sur les parois de la veine d'essai, cette barre est munie à son milieu d'une poulie sur laquelle on fait passer un fil non élastique (rigide); d'une part ce fil est fixé au milieu du support de l'aile à l'autre extrémité du fil on place des petits poids ce qui nous permet de lire la tension correspondante en mV directement sur l'écran du micro-ordinateur (comme pour le cas de la portance) par la suite on trace la courbe d'étalonnage qui sera de la forme : $y=a x$; à partir de laquelle on déduit la valeur de la constante (pente) $a=0.0093$.

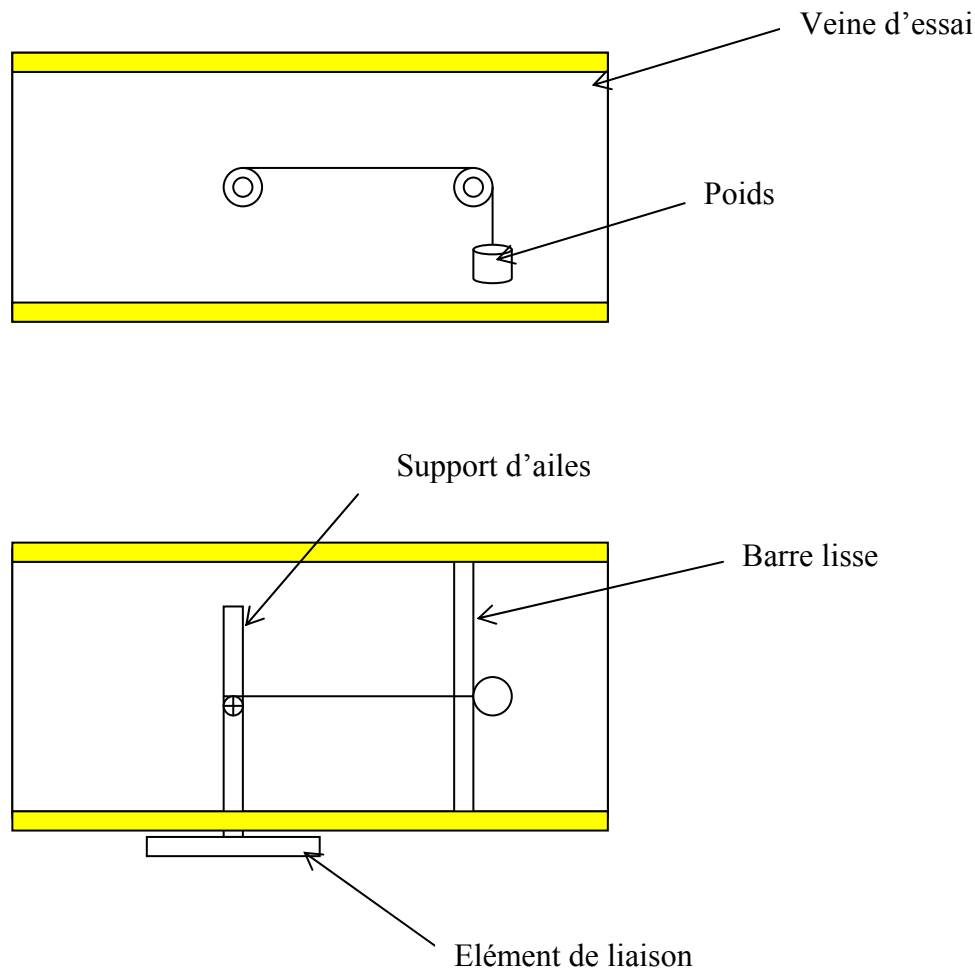


Figure III.18 : Dispositif d'étalonnage de la balance aérodynamique pour la traînée

III.4.2.3. Validité de l'étalonnage :

Afin de vérifier la validité de l'étalonnage de la balance aérodynamique, on a superposé sur un même graphe (figures III 19 et III 20) pour le profil NACA 4412 connu, l'évolution de C_z et C_x en fonction de l'incidence obtenue à partir de nos essais et celle donnée par REBUFFET [12].

D'après les figures III 19 et III 20, on remarque qu'aux faibles incidences et aux erreurs expérimentales près, les courbes obtenues coïncident avec celles données par REBUFFET [12] pour le profil NACA 4412, mais aux grandes incidences l'écart entre les courbes est important. Ceci est dû à l'importance des erreurs expérimentales liées aux vibrations du profil à ces incidences. Ces vibrations ne sont pas aussi importantes voire inexistantes dans le cas des ailes delta dont on aura à mesurer la portance et la traînée. Donc, on peut conclure que l'étalonnage de la balance est valide.

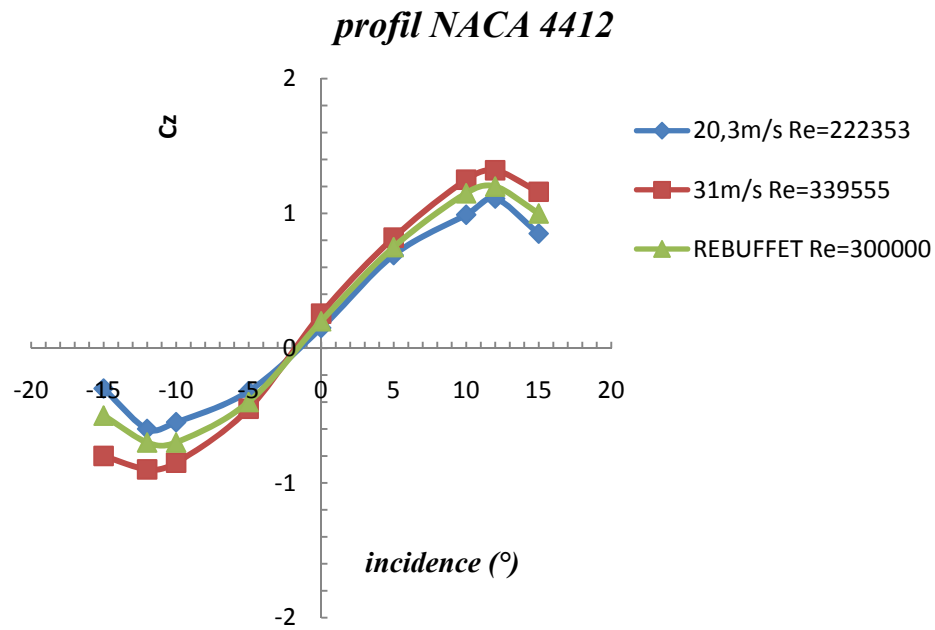


Figure III.19 : Validité de la courbe d'étalonnage pour la portance.

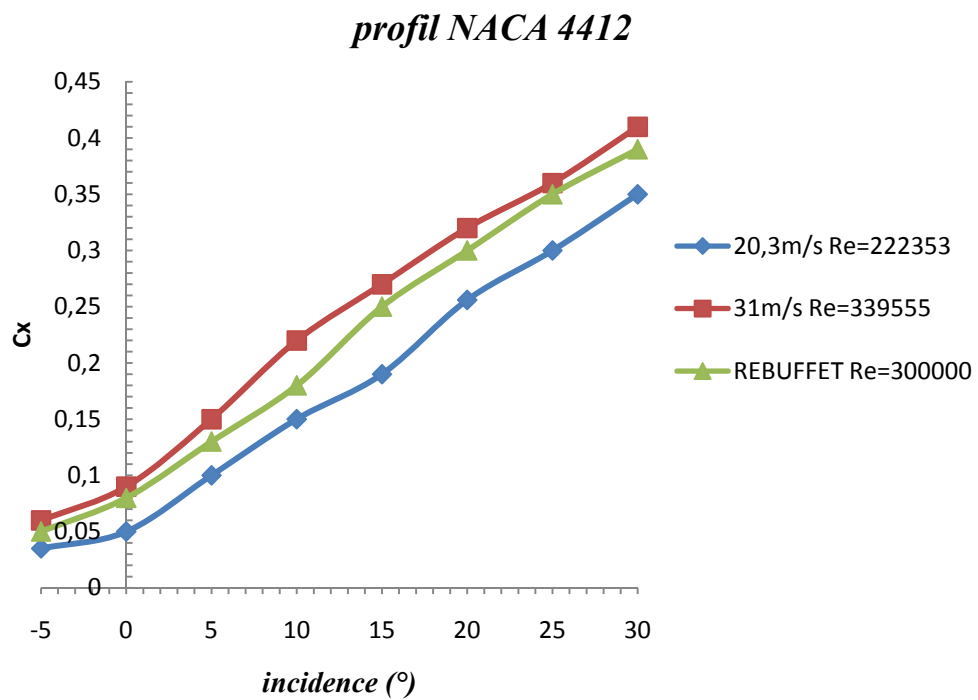


Figure III.20 : Validité de la courbe d'étalonnage pour la traînée.

III.5. Réalisation des maquettes:

III.5.1. Dimensionnement des ailes :

Pour faire une étude comparative entre les ailes dont les formes du bord d'attaque différent, on a choisi celles avec des angles d'apex $\beta = 75^\circ$ (NP) et $\beta = 80^\circ$ (P), et leurs caractéristiques sont les suivantes :

$$S_1 = \frac{l_1 \times L_1}{2} = \frac{9.97 \times 15.31}{2} = 76.4 \text{ cm}^2 \text{ et d'angle d'apex } \beta = 75^\circ.$$

$$S_2 = \frac{l_2 \times L_2}{2} = \frac{9.55 \times 16.03}{2} = 76.4 \text{ cm}^2 \text{ et d'angle d'apex } \beta = 80^\circ.$$

III.5.2. Réalisation des ailes :

Le travail consiste à réaliser des ailes à partir d'une plaque de plexiglas de 5mm d'épaisseur, le choix de la matière est porté sur les avantages qu'il présente puisqu'il offre une facilité d'usinage malgré sa dureté mais surtout une bonne qualité du produit obtenu (précision des angles d'apex, état de surface des maquettes, trous des prises de pression fins). Ceci en réalisant huit ailes avec quatre formes de bord d'attaques différentes, pour l'apex de 80° et six autres avec un apex de 75° . Deux à bords d'attaque droits, deux à bords d'attaque biseautés à 45° (de l'extrados et deux de l'intrados) et deux à bords d'attaque arrondis, dont la moitié destinées à mesurer la portance et la trainée, et les autres seront dotées de prises de pression pour la mesure du coefficient de pression à l'extrados sous le tourbillon principal, pour permettre une étude comparative.

Les tableaux suivant montrent les ailes à réaliser et leurs utilités :

Ailes d'angle d'apex 75° (NP)	Cx et Cz	Cp
Aile à bords d'attaque droits	1	1
Aile à bords d'attaque arrondis	1	1
Aile à bords d'attaque biseautés de l'extrados	1	1

Ailes d'angle d'apex 80° (P)	Cx et Cz	Cp
Aile à bords d'attaque droits	1	1
Aile à bords d'attaque arrondis	1	1
Aile à bords d'attaque biseautés de l'extrados	1	1
Aile à bords d'attaque biseautés de l'intrados	1	1

Tableau III.1 : nombre d'aile à réaliser

Les maquettes réalisées sont illustrées par les figures suivantes :

- **A bord d'attaque droit** : réalisée à l'aide d'une fraise simple.

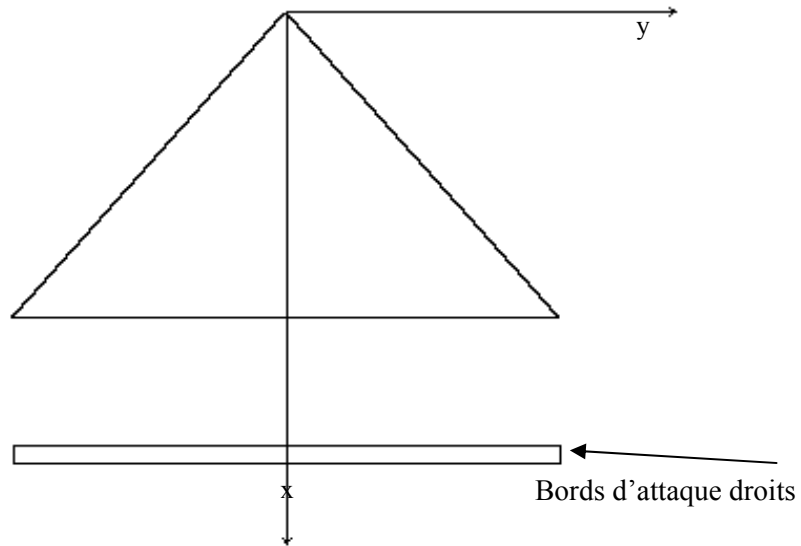


Figure III.19: Aile delta à bords d'attaque droits.

- **A bord d'attaque arrondi** : réalisée avec une fraise de forme concave d'un rayon de 2.5 mm.

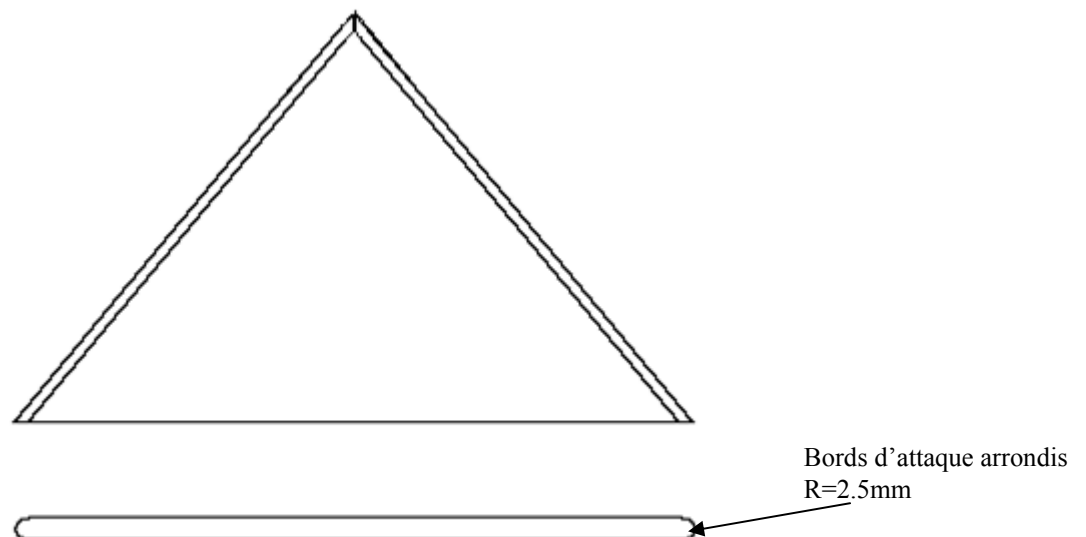


Figure III.20: Aile delta à bords d'attaque arrondis.

- **A bord d'attaque biseauté** : réalise avec une fraise simple inclinée de 45° .

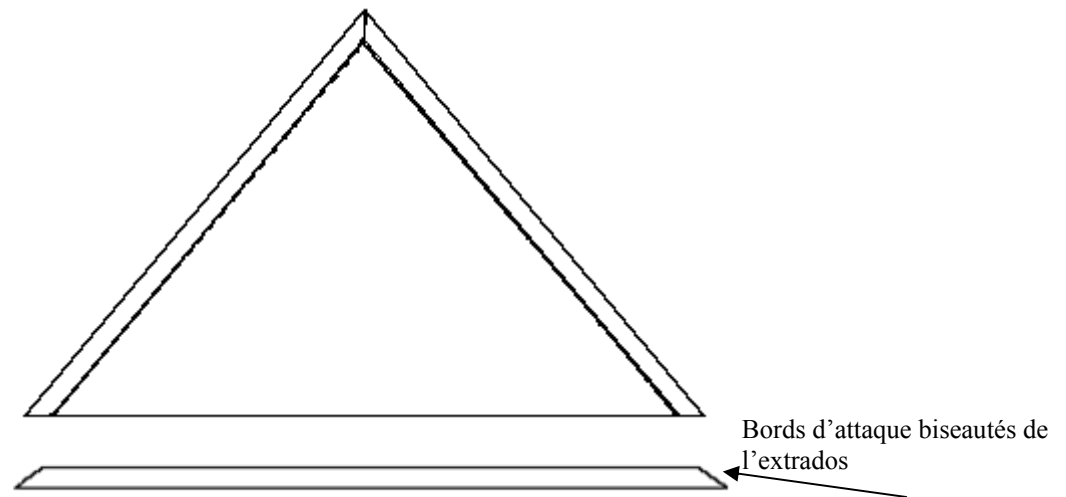


Figure III.21: Aile delta à bords d'attaque biseautés 45° .

III.5.3. Réalisation des ailes avec prises de pression :

Les études qui ont été faites auparavant par des chercheurs en aérodynamique tel que M.BENKIR [1] ont révélées que la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados est symétrique par rapport à la ligne médiane de l'aile, d'où la disposition des prises de pression sur une moitié de chaque aile.

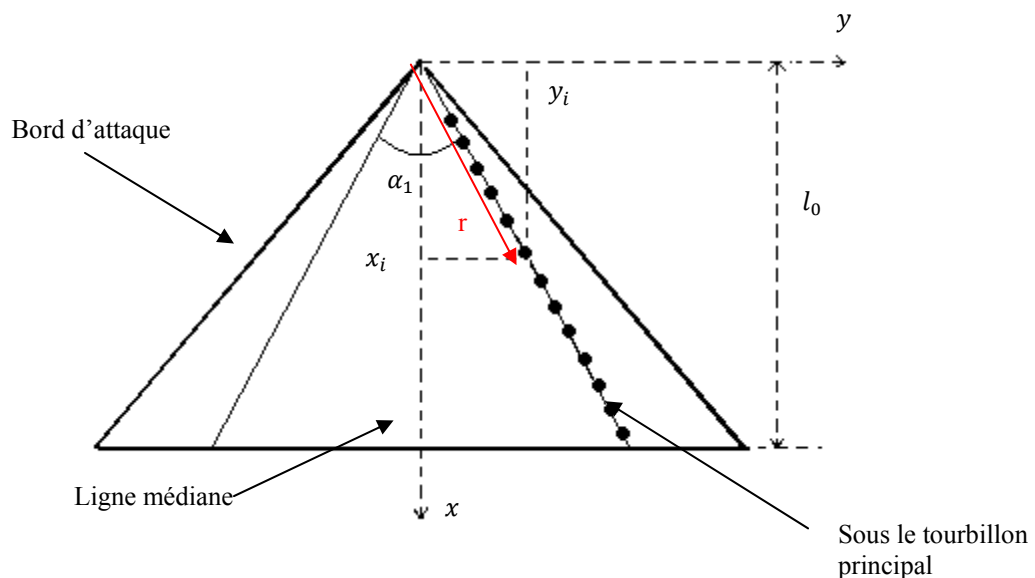


Figure III.22: Répartition des prises de pression sous le tourbillon principal.

III. 5.4. La position de chaque prise est calculée de la manière suivante :

$$\left. \begin{array}{l} r^2 = x^2 + y^2 \\ tg \frac{\alpha_1}{2} = \frac{y}{x} \end{array} \right\} \Rightarrow \begin{cases} r^2 = x^2 \left(1 + tg^2 \frac{\alpha_1}{2} \right) \\ r = x \sqrt{1 + tg^2 \frac{\alpha_1}{2}} \end{cases}$$

x/l ₀	x(cm)	r(cm)	r/l ₀
0.25	2.4925	2.69763275	0.270575
0.30	2.9910	3.2371593	0.32469
0.35	3.4895	3.77668585	0.378805
0.40	3.9880	4.3162124	0.43292
0.45	4.4865	4.85573895	0.487035
0.50	4.9850	5.3952655	0.54115
0.55	5.4835	5.93479205	0.595265
0.60	5.9820	6.4743186	0.64938
0.65	6.4805	7.01384515	0.703495
0.70	6.9790	7.5533717	0.75761
0.75	7.4775	8.09289825	0.811725
0.80	7.9760	8.6324248	0.86584
0.90	8.9730	9.7114779	0.97407

Tableau III.2 : Localisation des prises de pression pour l'aile d'angle d'apex 75° et de corde l₀=9.97cm.

x/l ₀	x(cm)	r(cm)	r/l ₀
0.25	2.3875	2.6878475	0.28145
0.30	2.865	3.225417	0.33774
0.35	3.3425	3.7629865	0.39403
0.40	3.82	4.300556	0.45032
0.45	4.2975	4.8381255	0.50661
0.50	4.775	5.375695	0.5629
0.55	5.2525	5.9132645	0.61919
0.60	5.73	6.450834	0.67547
0.65	6.2075	6.9884035	0.73177
0.70	6.685	7.525973	0.78806
0.75	7.1625	8.0635425	0.84435
0.80	7.64	8.601112	0.90064
0.90	8.595	9.676251	1.013284

Tableau III.3 : Localisation des prises de pression pour l'aile d'angle d'apex 80°et de corde l₀=9.55cm.

La première prise de pression se situe à x_1 telle que :

$$x_1/l_0 = 0.25$$

alors que : $l_0 = 9.55$ cm

$$\text{donc : } x_1 = l_0 \cdot 0.25 = 2.3875 \text{ cm}$$

ou bien :

$$r/l_0 = 0.28145$$

d'où :

$$r = 2.6878475 \text{ cm}$$

Ainsi et suivant les tableaux (III.2) et (III.3) on obtient la localisation de chaque prise de pression.

III.5.5. Localisation du tourbillon principal :

Le tourbillon principal pour une aile delta d'angle d'apex de 80° se situe à 12.65° du bord d'attaque, [2] sachant que les deux tourbillons principaux font un angle entre eux qui est $\alpha_1 = 54.7^\circ$. (La figure III.22 illustre le tourbillon principal).

Le tableau suivant résume les caractéristiques des ailes usinées :

Ailes	Caractéristiques des ailes					
$\beta(^\circ)$	l_0 (cm)	L (cm)	S (cm ²)	λ	$\alpha_1(^\circ)$	$\alpha_2(^\circ)$
75 (NP)	9.97	15.31	76.54	3.07	45 (i=8 à 22)	63.4 (i=8 à 22)
80 (P)	9.55	16.03	76.54	3.37	54.7 (i=8 à 22)	63.4 (i=8 à 22)

P : privilégiés, NP : non privilégiés.

Tableau III.4 : caractéristiques géométriques des ailes.

III.5.6. Le procédé de réalisation se fait comme suit :

1. Traçage de l'aile avec prises de pression à des points préalablement situés.
2. Fraisage pour obtenir les rainures de 2.5mm de profondeur servant de canalisations aux tubes capillaires.
3. Perçage de trous pour recevoir les tubes.
4. Placement des tubes en cuivre préalablement coudés de manière à ce que l'axe des trous soit perpendiculaire à l'extrados de l'aile.
5. Fixation des tubes dans les rainures à l'aide d'une colle rapide.
6. Colmatage des rainures avec du mastic pour tôles.
7. Polissage de l'intrados et de l'extrados de manière à ce qu'il ne reste ni bavure ni saillie.

III.6. Résultats expérimentaux :

III.6.1.1 Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de portance C_z et de trainée C_x :

La mesure des deux coefficients est effectuée de la manière suivante :

- On fixe l'aile en question sur le support à l'aide de la vis de fixation en s'assurant que la corde de l'aile soit parallèle à l'écoulement.
- On fixe l'incidence de l'aile à 0° à l'aide d'un niveau à bulle.
- On remet les valeurs affichées par l'indicateur de contraintes à 0.
- On fait varier l'incidence de l'aile de 0° à 45° avec un pas de 5° .
- A chaque fois qu'on change de l'incidence on fait la lecture des deux coefficients qui sont données en (mV) puis seront transformés en N.
- On effectue une série d'essai à une vitesse de 31 m/s et une autre à 20.3m/s.

A. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de portance C_z :

Le coefficient de portance est défini par la relation suivante :

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

Où P est la portance et S surface alaire qu'on peut déterminer dans le cas d'une aile delta par :

$$S = \frac{L \cdot l_0}{2}$$

Les figures (III.23 et 24) montrent l'évolution du coefficient de portance (C_z) en fonction de l'incidence tout en variant la vitesse et la forme des bords d'attaque. On constate que pour toutes les ailes utilisées que le coefficient de portance C_z augmente avec l'augmentation de l'incidence jusqu'à atteindre une valeur maximale $C_z \text{ max}$ qui correspond à une valeur d'incidence (i_d) appelée angle de décrochage, à partir de cet angle toute augmentation de l'incidence entraîne une diminution du coefficient de portance (C_z).

a. Influence de l'incidence :

Pour les ailes aux bords d'attaque biseautés de l'extrados le coefficient de portance (C_z) augmente avec l'augmentation de l'incidence jusqu'à la valeur maximale ($i_d = 25^\circ$) angle de décrochage contrairement aux autres ailes qui décrochent à partir de l'incidence ($i=20^\circ$).

b. Influence de la vitesse d'écoulement :

Pour la vitesse $V = 20.3 \text{ m/s}$, on remarque que toutes les courbes son presque confondues jusqu'à l'incidence ($i=17^\circ$), à partir de laquelle on constate la domination de l'aile aux bords

d'attaques biseautés de l'extrados et qui décroche à ($i_d=25^\circ$), pour la vitesse $V = 31 \text{ m/s}$ on remarque une légère différence pour l'ailles aux bords d'attaques biseautés de l'extrados, la même chose pour les autres ailes pour lesquelles le décrochage a eu lieu à l'incidence $i_d = 30^\circ$.

c. Influence de l'angle d'apex :

On constate que l'apex de 75° décroche tardivement par rapport à celui de 80° , notamment pour les ailes aux bords d'attaques droits et arrondis qui décrochent à partir de ($i=25^\circ$), contrairement à l'aille biseautés de l'extrados qui garde les mêmes caractéristiques pour les deux apex.

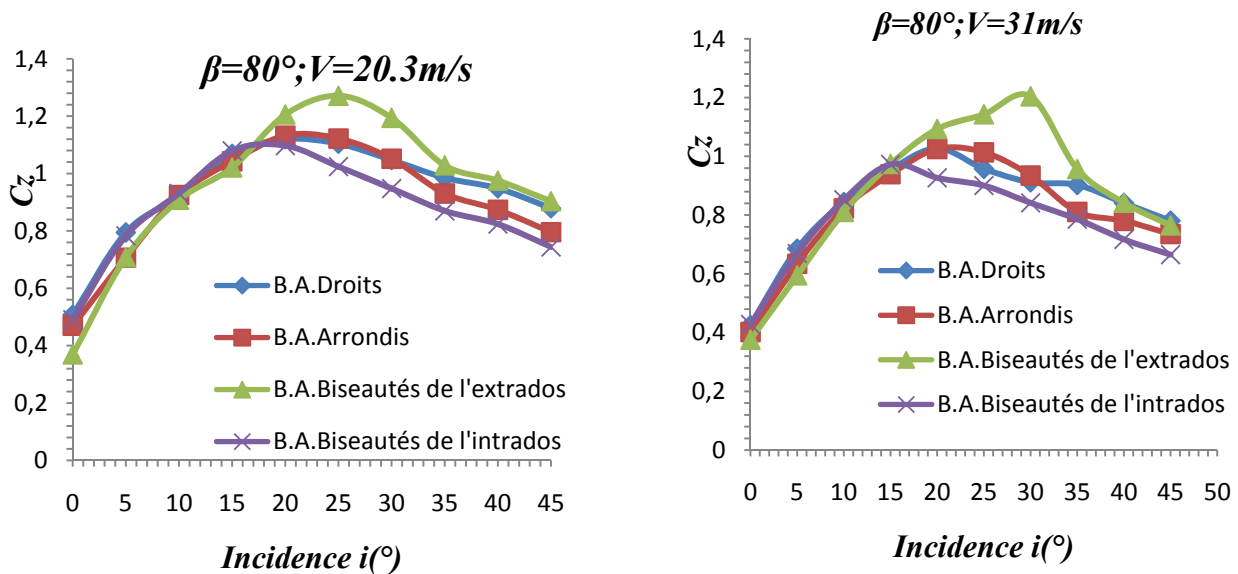


Figure III.23: Evolution du coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence pour l'ensemble des ailes d'angle d'apex de 80° .

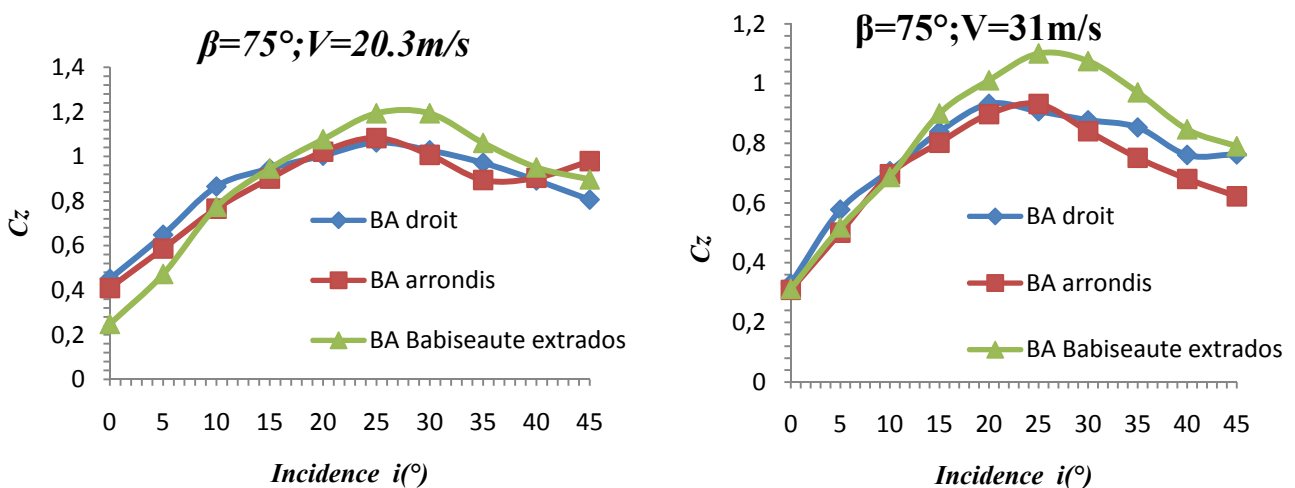


Figure III.24: Evolution du coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence pour l'ensemble des ailes d'angle d'apex de 75° .

B. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de trainée C_x :

Les coefficients de portance et de trainée sont définis respectivement par les relations suivantes :

$$C_x = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V_\infty^2}$$

Où T est la trainée et S surface alaire qu'on peut déterminer dans le cas d'une aile delta par :

$$S = \frac{L \cdot l_0}{2}$$

De la même manière que pour le coefficient de portance on remarque que le coefficient de trainée C_x augmente même au-delà de l'incidence de décrochage (i_d).

On constate que l'aile à bords d'attaque biseautés de l'extrados présente un C_x minimal pour les deux apex, jusqu'à atteindre l'incidence de décrochage à $i_d = 25^\circ$, l'aile aux bords d'attaque biseautés de l'intrados a un coefficient de trainée important, au moment où l'aile aux bords d'attaque arrondis et droits présentent des valeurs intermédiaires.

a. Influence de la vitesse d'écoulement :

Pour l'ensemble des courbes tracées on remarque une influence nette de la vitesse d'écoulement sur les valeurs de C_x . Le coefficient de traînées C_x augmente avec l'augmentation de la vitesse et ceci est valable pour toutes les ailes.

Les figures (III.25) montrent l'évolution du coefficient de traînée (C_x) en fonction de l'incidence tout en variant les formes des bords d'attaques et la vitesse d'écoulement exactement comme pour la portance.

b. Influence de l'incidence

On remarque d'après les représentations graphiques que le coefficient de traînée C_x est une fonction croissante de l'incidence i . On constate que pour $i < 35^\circ$ le coefficient de traînée C_x est indépendant de la forme des bords d'attaque.

Les valeurs de C_x en fonction de l'incidence se confondent jusqu'à une incidence comprise entre 25° et 30° . Pour $V = 20.3$ m/s les courbes se confondent jusqu'à l'incidence $i = 15^\circ$.

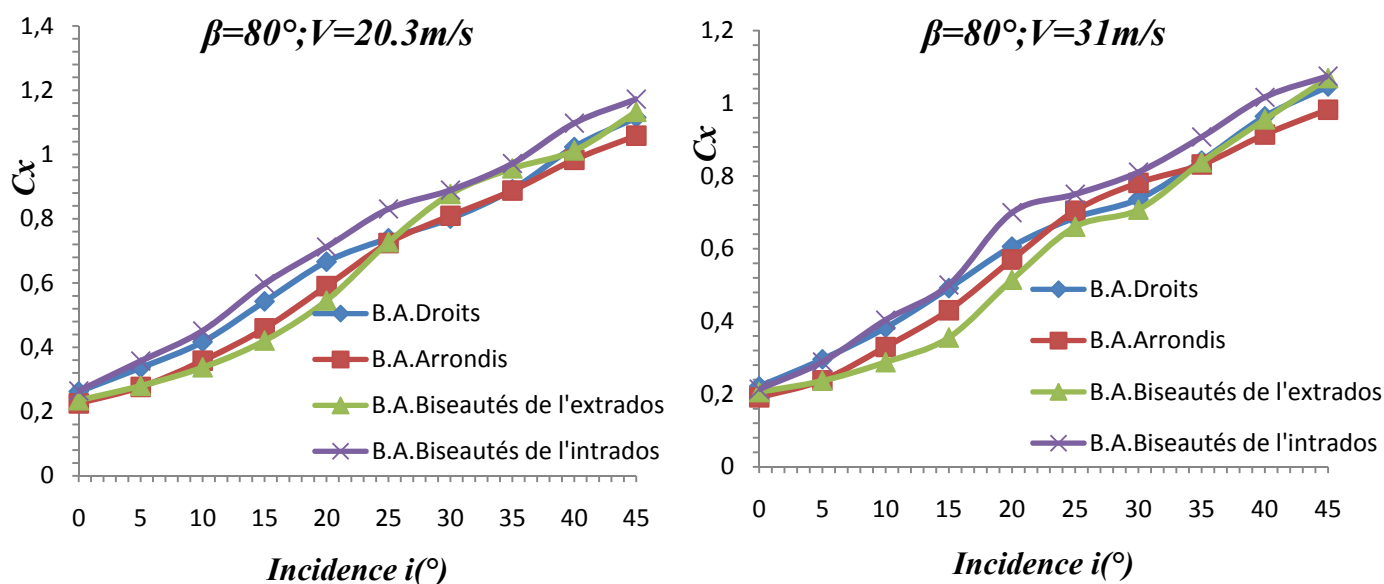


Figure III.25 : Variation de C_x en fonction de l'incidence pour les ailes d'angle d'apex 80° .

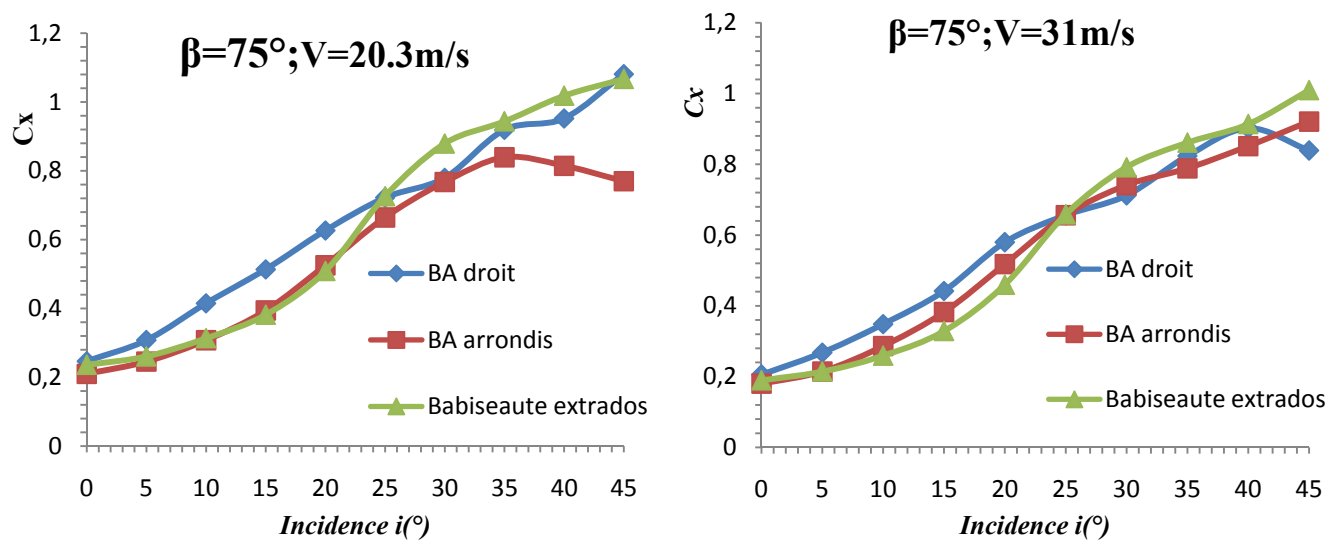


Figure III.26 : Variation de C_x en fonction de l'incidence pour les ailes d'angle d'apex 75° .

III.7. Mesure de coefficient de pression :

Avant de procéder aux différents essais pour la mesure du coefficient de dépression $(-C_p)$ à l'extrados de chacune des ailes on doit vérifier que :

- L'aile ne présente aucun dérapage et est à incidence nulle.
- Le multi-manomètre est bien horizontal et qu'il n'y a pas de bulles d'air dans l'huile des tubes manométriques.
- Les raccordements sont bien étanches.
- Les prises de pression ne sont pas obturées.

Les prises de pression qui se présentent sur l'aile delta, branchées aux tubes manométriques nous donnent la pression statique locale en mm, puis on détermine le coefficient de pression comme suit :

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho V_0^2}$$

Où :

P : pression statique locale.

P_0 : pression statique à l'infini amont.

ρ : masse volumique de l'air.

V_0 : vitesse de l'air à l'infini amont.

D'autre part on a :

$$p - p_0 = \rho_h \cdot g \cdot (z - z_0)$$

L'application du théorème de BERNOULI entre un point (a) et un point de pression statique (P_0) à l'amont infini nous permet d'écrire :

$$p - p_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 = \rho_h \cdot g \cdot (z_a - z_0)$$

Des expressions précédentes on peut tirer l'expression du C_p qu'on utilisera pour le calcul de la valeur expérimentale :

$$C_p = \frac{z - z_0}{z_a - z_0}$$

Où :

ρ_h : masse volumique de l'huile dans le manomètre.

Z : cote de l'huile correspondant à la pression P .

Z_a : cote de l'huile correspondant à la pression P_a .

Z_0 : cote de l'huile correspondant à la pression P_0 .

III.8. Résultats expérimentaux relatifs aux mesures du coefficient de la dépression $-C_p$ à l'extrados des ailes :

Influence de la vitesse d'écoulement :

a) Résultats relatifs à la vitesse d'écoulement $V=20.3$ m/s : (figure III.27 et 28).

Apex 75° :

On constate pour les quatre premières prises, ($0.25 \leq x/l_0 \leq 0.40$), que l'évolution du $-C_p$ en fonction de l'incidence est croissante, et les courbes correspondantes à ses prises passent par un maximum à $i=24^\circ$ et ce pratiquement pour les deux ailes à forme des bords d'attaque droits et arrondis mais pour l'aile biseautée on constate un petit retard pour que les courbes atteignent le maximum qui est atteint à $i=30^\circ$.

Pour les courbes correspondantes à ($0.45 \leq x/l_0 \leq 0.65$), on remarque presque la même évolution avec un $-C_p$ max atteint à $i=25^\circ$ pour les ailes aux bords d'attaques arrondis et droits ce qui n'est pas le cas de l'aile biseautée.

Pour $x/l_0 \geq 0.65$ la dépression augmente avec l'incidence pour atteindre la valeur maximale à $i=30^\circ$.

Apex 80° :

L'évolution du coefficient de la dépression est croissante avec l'augmentation de l'incidence pratiquement pour toutes les ailes étudiée, sauf que le maximum est atteint pour des incidences différentes, il est atteint à partir de $i=15^\circ$ pour l'aile aux bords d'attaque droits, à $i=20^\circ$ pour l'aile arrondis et à $i=25^\circ$ pour celle biseautée. Et cela est valable pour les quatre premières prises de pression, ($0.25 \leq x/l_0 \leq 0.40$).

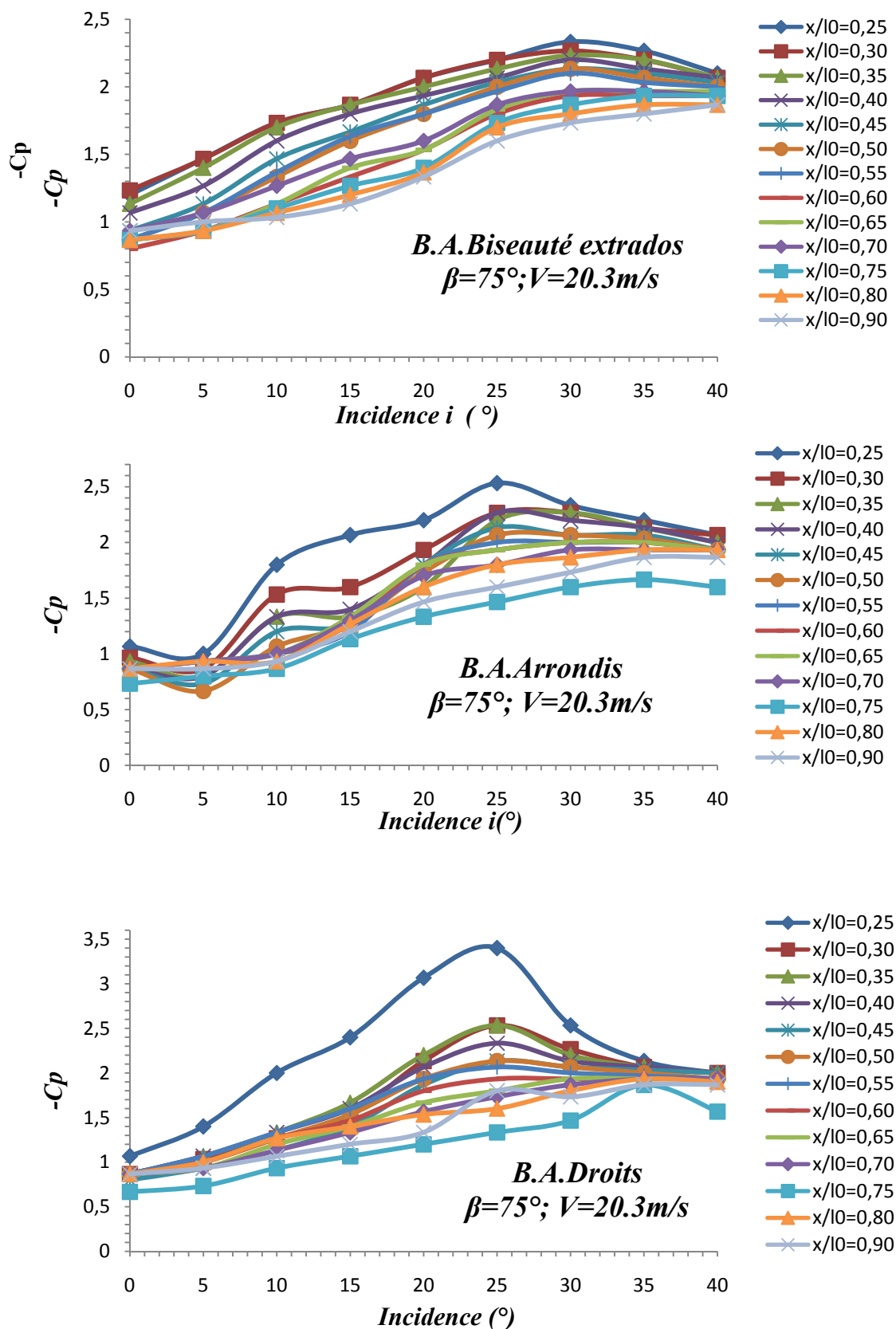
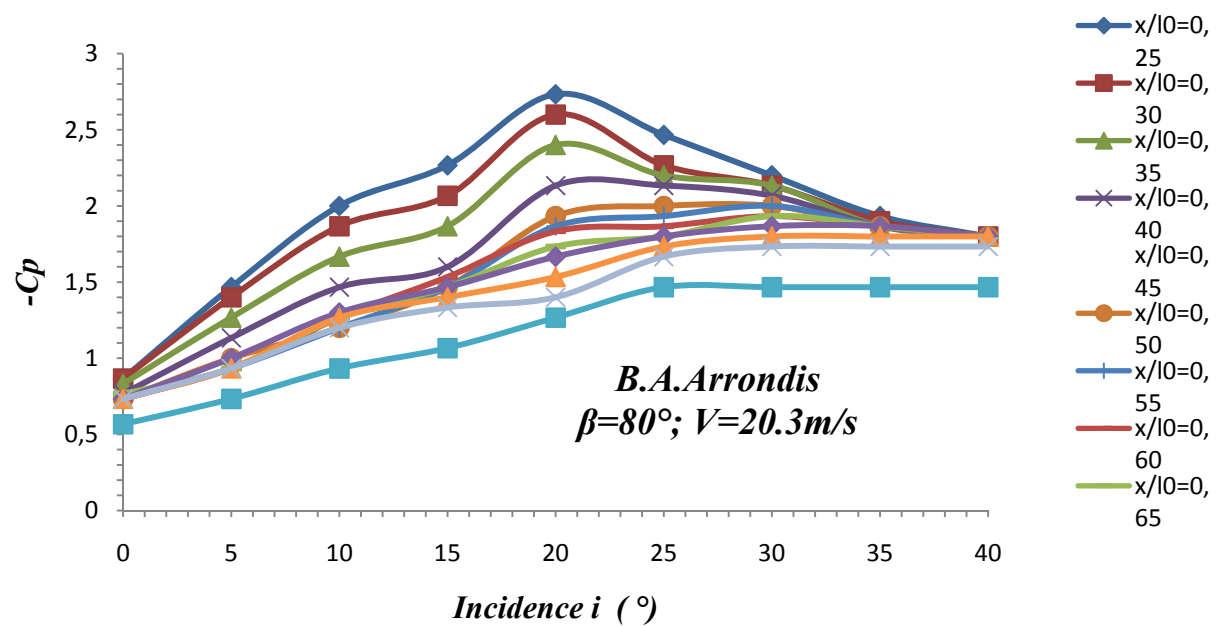
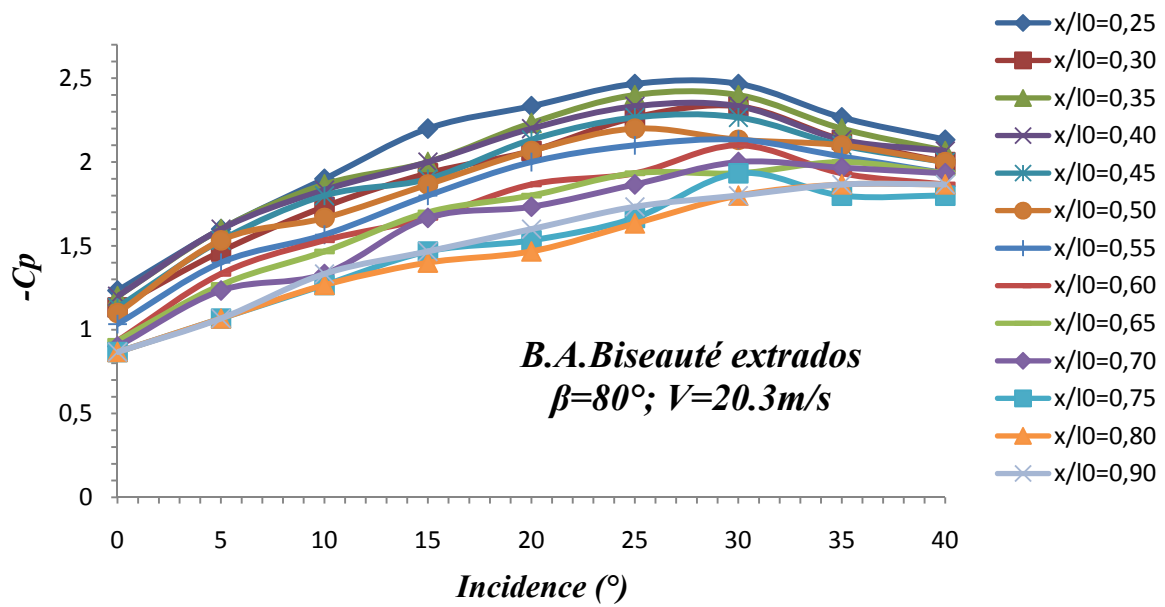


Figure III.27. Evolution longitudinale du coefficient de dépression ($-C_p$) sous le tourbillon principal à $V=20.3 \text{ m/s}$ pour les ailes d'angle d'apex 75° .



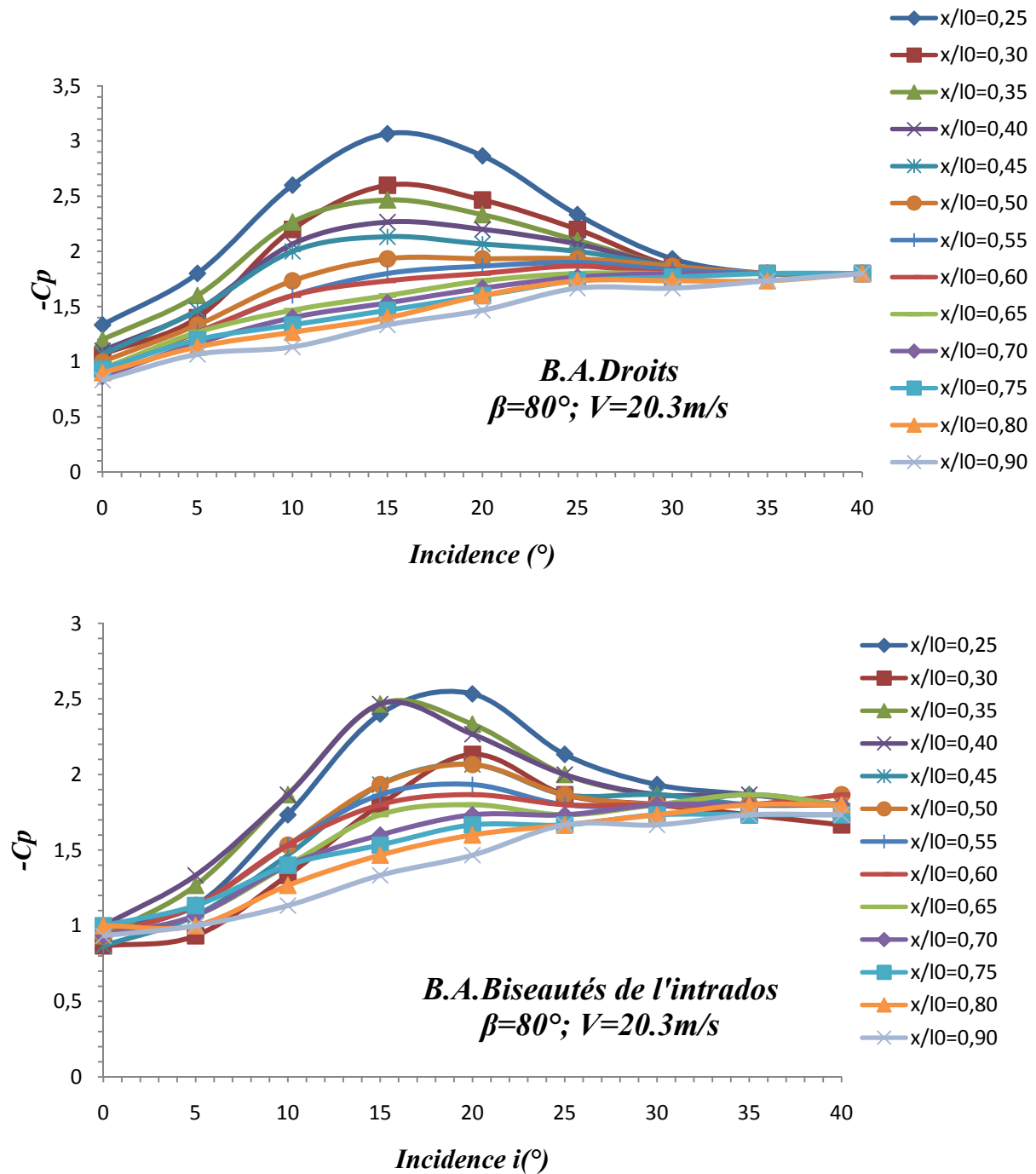


Figure III.28. Evolution longitudinale du coefficient de dépression ($-C_p$) sous le tourbillon principal à $V=20.3\text{ m/s}$ pour les ailes d'angle 'apex 80° .

b) **Résultats relatifs à la vitesse d'écoulement $V=31$ m/s :****Apex 75° :**

Pour $(0.25 \leq x/l_0 \leq 0.40)$ on remarque que le $(-C_p)$ augmente considérablement avec l'augmentation de l'incidence notamment pour les ailes aux bords d'attaque arrondis et droits, qui atteignent les valeurs maximales respectivement aux incidences 30° et 25° , puis il chute aux incidences supérieures.

Pour ce qui concerne l'aile en biseau la pente d'accroissement est moins importante que celle des deux premières et le maximum est atteint à $i=30^\circ$ puis il entame un abaissement.

Pour $(x/l_0 \geq 0.70)$ la fonction $(-C_p)$ est croissante jusqu'à $i \geq 25^\circ$ ou l'on atteint un maximum, au-delà, les valeurs de $-C_p$ ont tendance à se stabiliser avec une légère baisse.

Apex 80° :

Pour l'aile aux bords d'attaque droits la courbe correspondante à $x/l_0=0.25$ le maximum est atteint à $i=18^\circ$ puis aux tours des deux autres, celle arrondis à $i=20^\circ$ et celle en biseau qui tarde puisque elle l'atteint à $i=25^\circ$.

Les prises $(x/l_0 \geq 0.30)$, de l'aile aux bords d'attaque droits on constate une légère croissance du coefficient de dépression jusqu'à $i=15^\circ$ où il atteint son maximum puis il entame un déclin jusqu'au bord de fuite.

On enregistre presque la même chose avec l'aile aux bords d'attaque arrondis sauf que là le maximum est atteint à $i=20^\circ$.

Les courbes qui correspondent aux prises $(x/l_0 \geq 0.55)$ de l'aile en biseau croissent légèrement en fonction de l'incidence et ne voit pas de décroissement.

Conclusion :

Les deux vitesses utilisées donnent quasiment des mêmes résultats du coefficient de dépression $(-C_p)$, les courbes ont presque les mêmes allures ainsi, on a constaté que $(-C_p)_{\max}$ est atteint aux mêmes incidences.

Influence de l'incidence :

On constate pour les deux apex que la variation de l'incidence entraîne une augmentation du coefficient $-C_p$, jusqu'à atteindre la valeur maximale à une certaine incidence (i_d) et ce notamment pour les prises de pression proches de l'apex, puis commence à diminuer pour les incidences supérieures. En s'approchant du bord de fuite on constate que l'incidence n'a pas ou presque d'effets sur l'allure des courbes.

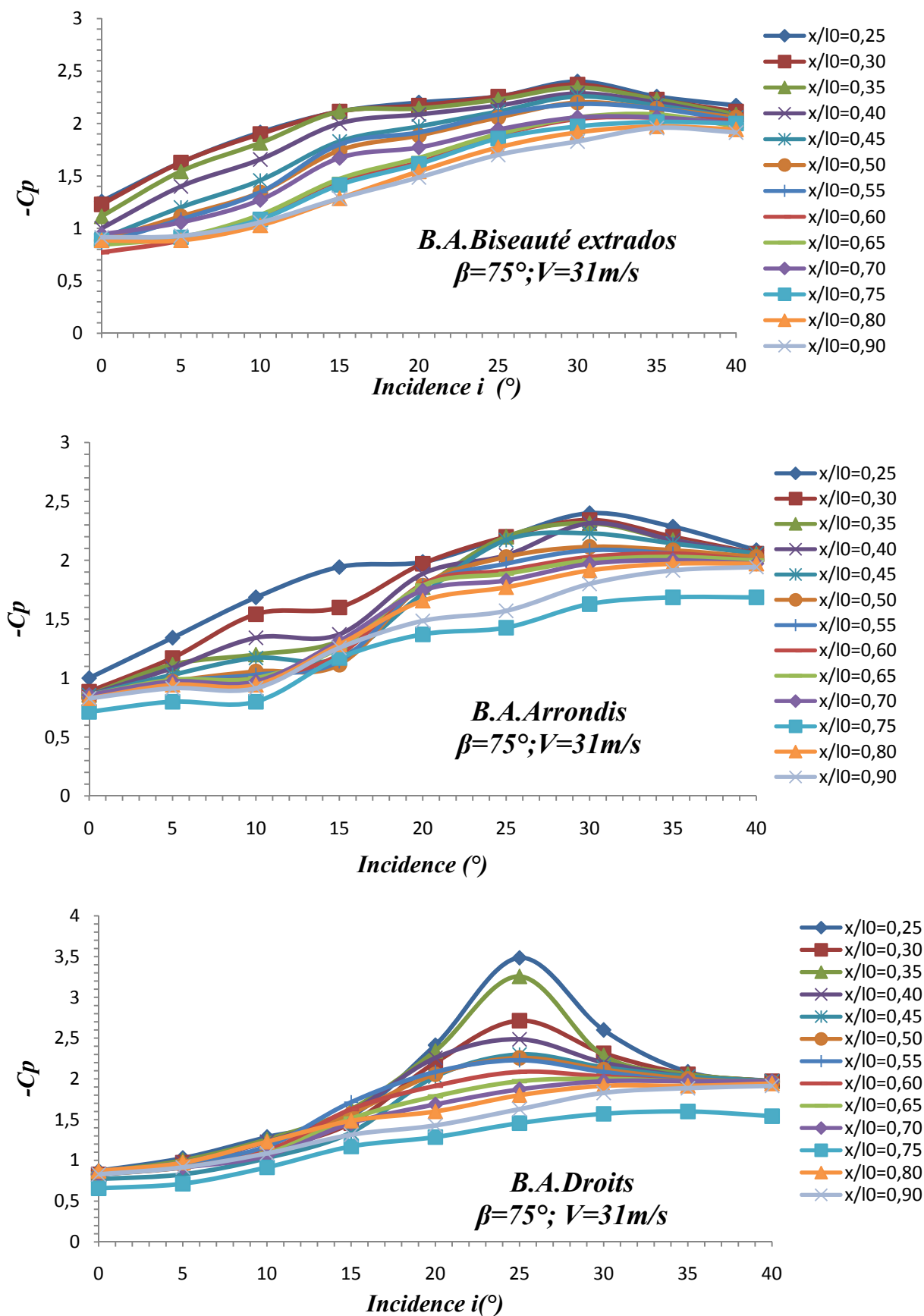
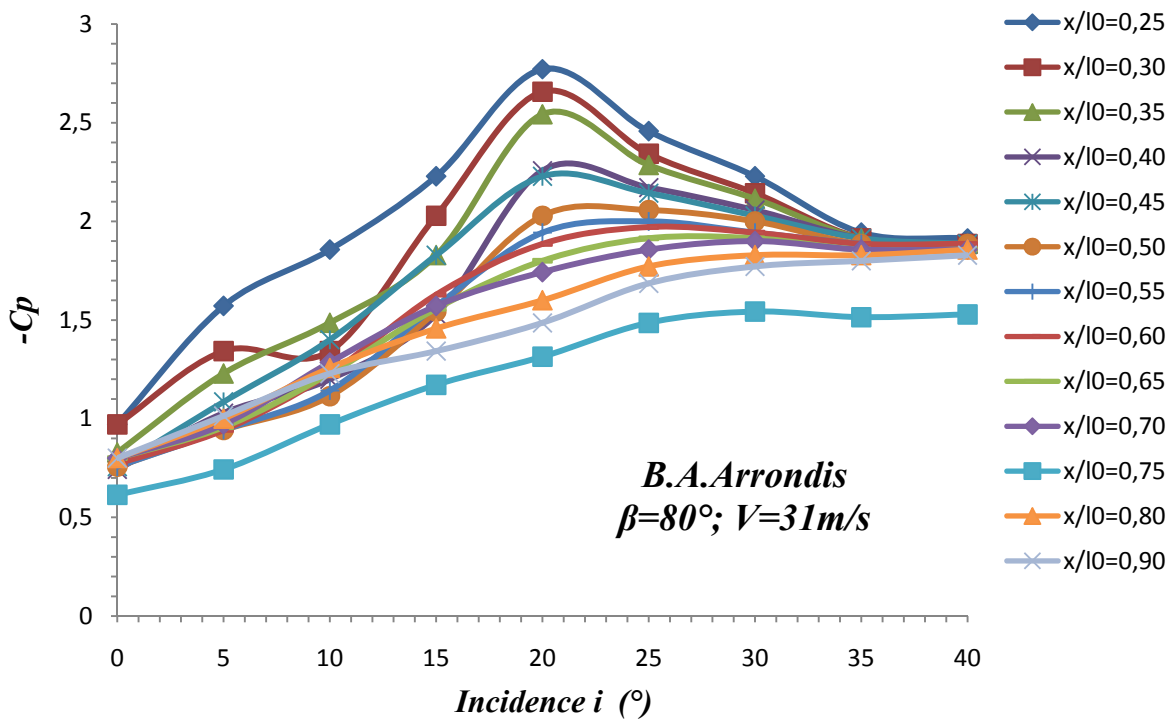
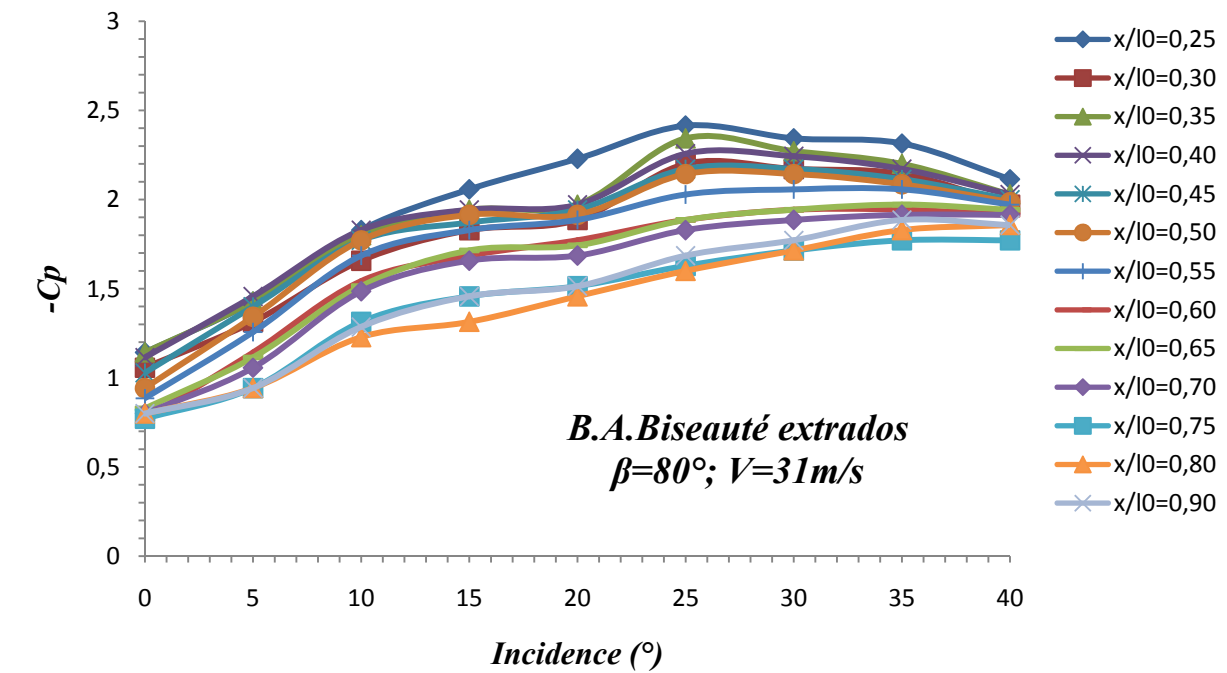


Figure III.29. Evolution longitudinale du coefficient de dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal pour $V = 31 \text{ m/s}$ pour les ailes d'angle d'apex 75° .



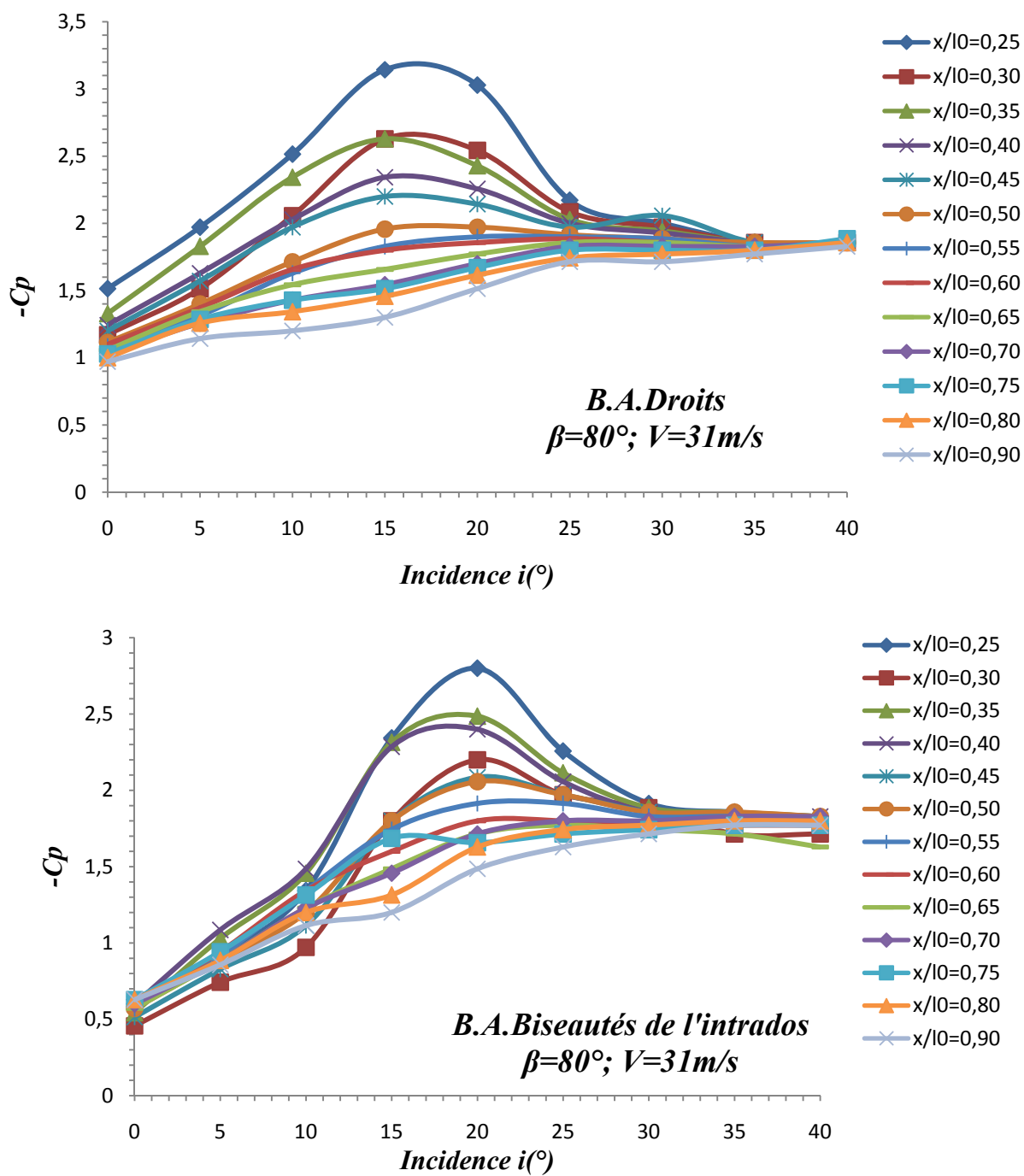


Figure III.30. Evolution longitudinale du coefficient de dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal à $V=31\text{ m/s}$ pour les ailes d'angle d'apex 80° .

III.9. Polaires et finesse maximale :

La polaire d'un profil d'aile nous permet de déduire l'incidence de décrochage ainsi que la finesse maximale, nous avons représenté dans les figures suivantes l'évolution de C_z en fonction de C_x autrement dit les courbes de la polaire.

- Ailes de 75° d'apex:

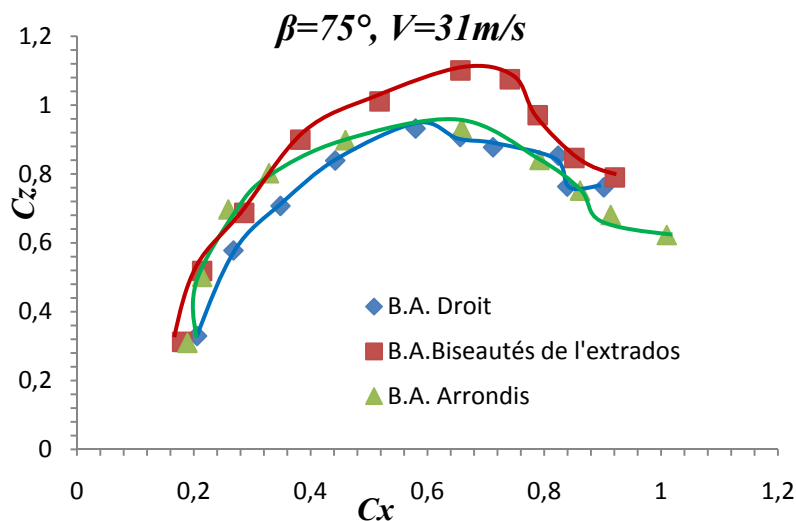
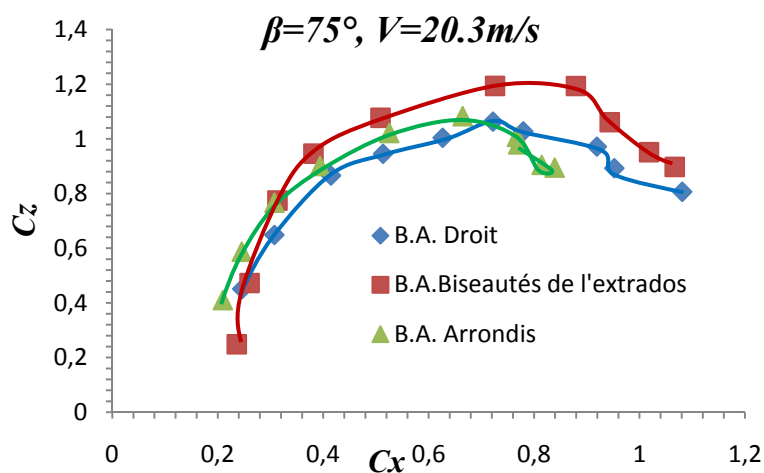


Figure III.31 : Polaire des profils d'aile d'angle d'apex 75° .

- Ailes de 80° d'apex:

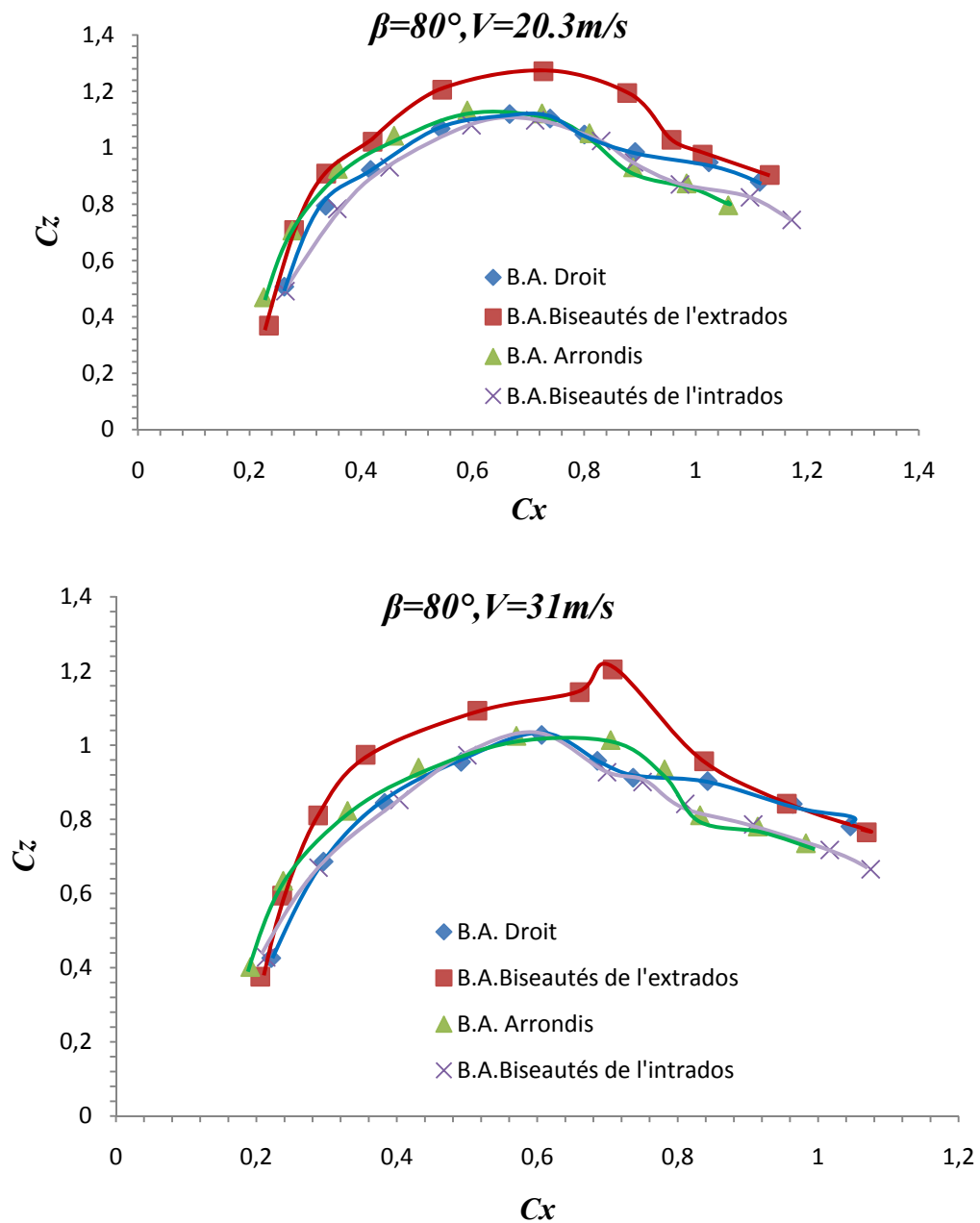


Figure III.32 : Polaire des profils d'aile d'angle d'apex 80° .

- **Discussion des résultats :**

On constate que les courbes de la polaire ont pratiquement une même allure sauf que les points maximaux sont obtenus à des incidences différentes pour l'aile d'angle d'apex 80° tel qu'on trouve le profil de l'aile biseautée de l'extrados, décroche à partir de $i=25^\circ$ au moment où le profil d'aile biseautée de l'intrados décroche plus tôt ($i=17^\circ$), et les deux autres (arrondi et droit) décrochent à $i=20^\circ$. (Figures III.32)

Pour ce qui concerne les ailes d'angle d'apex 75° , on en trouve que toutes les ailes décrochent à partir de $i=25^\circ$. (Figures III.31)

La finesse maximale (meilleur rapport C_z/C_x) est représenté par la tangente à la courbe passant par l'origine, on remarque que toutes les ailes ($\beta=75^\circ$ et $\beta=80^\circ$) prennent la finesse maximale à $i=5^\circ$ à l'exception des deux ailes biseautées de l'extrados où la finesse maximale est atteinte à $i=10^\circ$.

III.10. Conclusion :

La forme des bords d'attaques des ailes étudiées a une grande influence sur les résultats expérimentaux obtenus puisque les meilleures performances aérodynamiques correspondent aux ailes delta aux bords d'attaques biseautés de l'extrados, qui décroche tardivement par rapport aux autres ailes et qui présentent le C_x le plus faible ou moment où elles présentent le meilleur C_z .

A decorative border resembling a scroll, with a vertical strip on the left and a horizontal strip at the top, both featuring rounded ends and a slight shadow effect.

Chapitre IV

Simulation Numérique.

IV.1. Présentation des logiciels *Gambit* et *Fluent* :

IV.1.1. Préprocesseur *Gambit* :

C'est un préprocesseur intégré pour l'analyse en CFD (Computational Fluid Dynamics), il permet de générer un maillage structuré ou non structuré en coordonnées cartésiennes, polaires, cylindriques ou axisymétriques. Il peut réaliser des maillages complexes en deux ou trois dimensions avec des mailles de type rectangle ou triangle.

Il peut être utilisé pour construire une géométrie et lui générer un maillage éventuellement, une géométrie d'un autre logiciel de CAO peut être importée dans ce préprocesseur. Les options de génération de Gambit offrent une flexibilité de choix. On peut décomposer la géométrie en plusieurs parties pour générer un maillage structuré. Sinon, Gambit génère automatiquement un maillage non structuré adapté au type de géométrie construite. Avec les outils de vérification du maillage, les défauts sont facilement détectés.

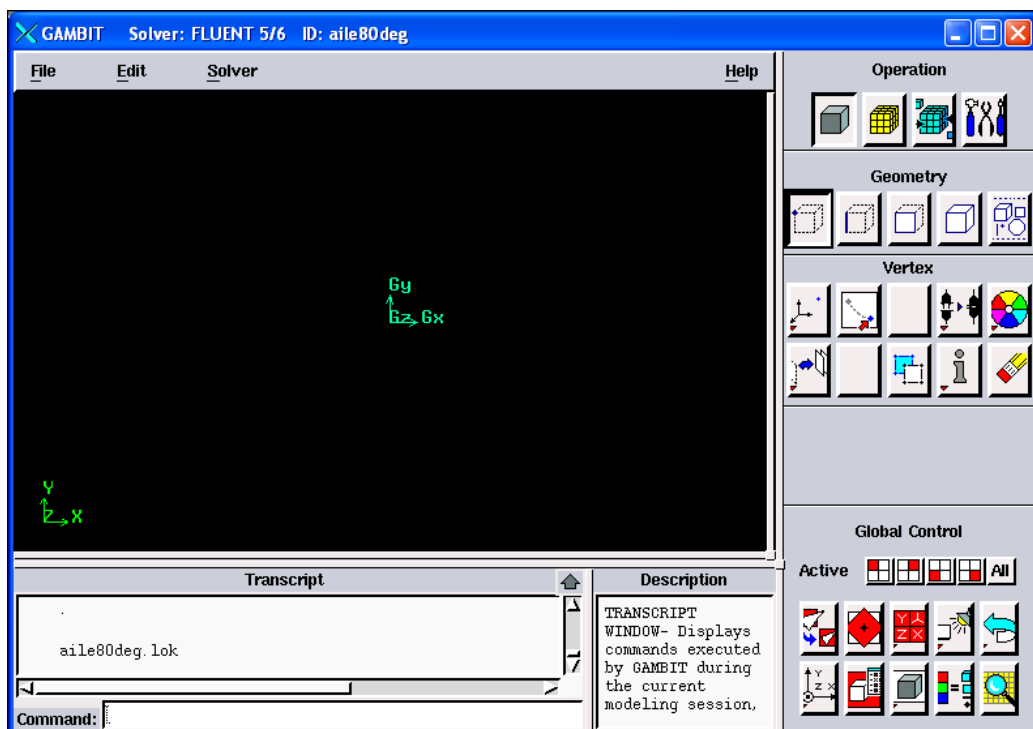


Figure IV.1 Interface de Gambit.

IV.1.1.a. Fenêtre d'outils d'opération :

Chaque bouton de cette fenêtre correspond à une fonction bien définie figure IV.2.



Figure IV.2 : Boutons d'outils d'opération.

IV.1.1.b. Construction de la géométrie :

Elle est créée à partir de points, de cotés, de surfaces, de volumes ou d'un groupe de tous ces éléments. On peut effectuer des opérations d'union, d'intersection, de séparation d'effacement de décomposition figure IV.3.

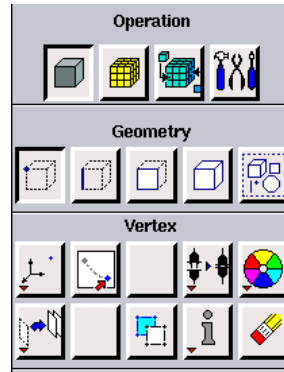


Figure IV.3 : Outils de construction de géométrie.

IV.1.1.c. Génération de maillage :

Cette fonction permet la génération de tous types de maillage, la manipulation du maillage généré et même la création d'une couche limite s'il y a lieu figure IV.4.

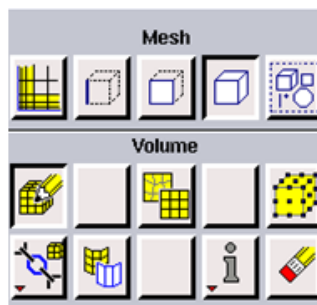


Figure IV.4 : Outils de maillage de géométries.

IV.1.1.d. Incorporation des conditions aux limites :

Plusieurs types de conditions aux limites sont disponibles selon le problème traité. A noter que l'espace maillé est pris par défaut comme étant fluide figure IV.5.

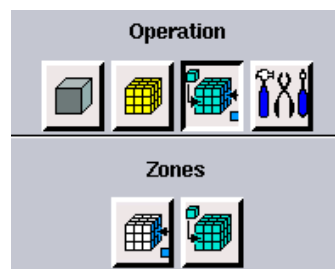


Figure IV.5 : Outils de condition aux limites.

IV.1.1.e. Boutons d'outils :

Ils permettent de spécifier le système de coordonnées par exemple ou d'autres opérations spécifiques figure IV.6.

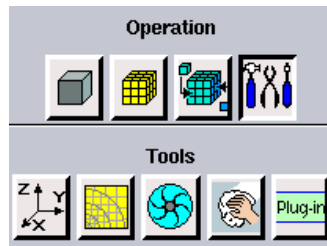


Figure IV.6 : Boutons d'outils

IV.1.1.f. Fenêtre de contrôle global :

Elle concerne l'orientation, l'affichage, la lumière et la vérification du maillage figure IV.7.

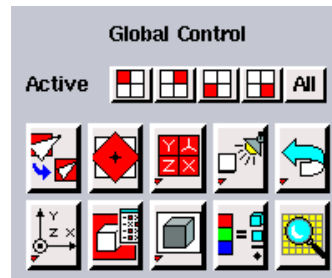


Figure IV.7 : Fenêtre de contrôle global

IV.1.2.Code *Fluent* :

Fluent est un programme informatique conçu pour la simulation des écoulements de fluide et du transfert de chaleur dans des géométries complexes. Il présente une grande flexibilité des résultats et une adaptation avec n'importe quel type de maillage. Il permet le raffinement du maillage en fonction des conditions aux limites, des dimensions et même des résultats déjà obtenue. Cela est très utile dans la région à gradients importants (couches limites, couches à cisaillement libre).

Fluent écrit en langage C, il emploie toute la flexibilité et la puissance qu'offre ce langage. Il utilise l'architecture serveur client nécessaire au calcul parallèle sur plusieurs machines. Fluent dispose d'un outil de graphisme pour l'affichage des résultats et leur exploitation. On peut aussi exporter les résultats vers un autre logiciel de graphisme, et l'option UDF permet de résoudre des équations additionnelles ou des termes sources additionnelles définies par l'utilisateur.

IV.1.2.1. Interface du code *Fluent*

On peut démarrer 4 versions de Fluent 2D, 3D, 2DDP et 3DDP ayant la même interface figure IV.8.

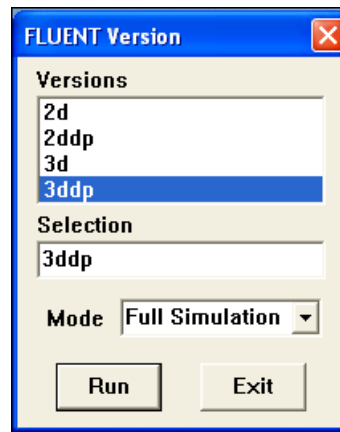


Figure III.8 : Choix de version de Fluent.

- 2D (2 Dimensions).
- 2DDP (2 Dimensions Double Précision).
- 3D (3 Dimensions).
- 3DDP (3 Dimensions Double Précision).

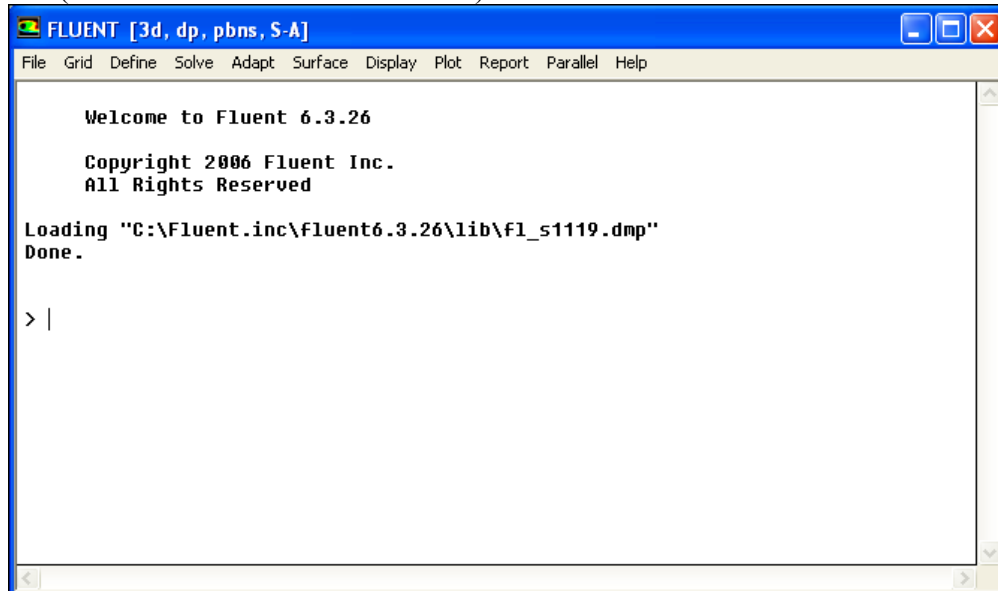


Figure IV.9 : Interface Fluent.

Les fonctions de la figure IV.9 disponibles pour la procédure numérique sont :

File : pour les opérations concernant les fichiers : lecture, sauvegarde, importation... etc.

Grid : pour la vérification et la manipulation du maillage et de la géométrie.

Define : pour définir les phénomènes physiques, les matériaux et les conditions aux limites.

Solve : pour choisir les équations à résoudre, les schémas de discrétisations, les facteurs de sous relaxation, les critères de convergence et pour initialiser et procéder au calcul.

Adapt : pour l'adaptation du maillage selon plusieurs paramètres.

Surface : pour créer des points, des lignes et des plans nécessaires à l'affichage des résultats.

Display et plot : pour l'exploitation des résultats.

Report : pour afficher des rapports contenant les détails du problème traité.

Parallel : pour le calcul parallèle.

Help : pour l'exploitation du contenu du code.

IV.1.2.2. Condition aux limites utilisée par le code *Fluent* :

Pour le code Fluent les types disponibles des conditions aux limites sont classés comme suite

a) Conditions d'entrée et de sortie de l'écoulement :

Pression d'entrée (pressure inlet), vitesse de l'entrée (velocity inlet), débit massique à l'entrée (mass flow inlet), admission (intake), pression de sortie (pressure outlet) ; sortie (outflow), champ de pression lointain (pressure far-field), échappement (exhaust).

b) Mur et condition du pole : mur (Wall), axe de symétrie (axis), conditions périodique, plan de symétrie (symétrie).

c) Cellules des zones internes : fluide ou solide (de différent type).

d) Condition des faces internes : ventilation, radiation, mur intérieur. Mais si on parle d'une façon plus générale nous aurons quatre types de conditions aux limites ou chacun d'eux nécessite une étude approfondie :

- **A l'entrée du domaine :** la valeur de la variable est connue.
- **A la sortie du domaine :** soit qu'en connaît la valeur de la variable donné ou on suppose que le régime est établi.
- **A la paroi :** soit on connaît la variable posée (la vitesse ou la température par exemple), soit on connaît d'autres grandeurs physiques (gradient de vitesse, flux thermique).
- **Sur l'axe de symétrie :** où le gradient de la variable posé suivant la direction perpendiculaire à l'axe de symétrie est nul.

IV.1.2.3. Modèle numérique utilisée par le code *Fluent* :

Le code Fluent utilise la méthode des volumes finis pour discrétiser les équations de transport. Dans cette méthode, on intègre des équations de conservation que l'on applique sur chaque volume de contrôle élémentaire. A partir des variables connues aux centres des volumes, on évalue les flux aux surfaces des volumes par interpolation. La grille est a priori quelconque, permettant ainsi de traiter des écoulements à géométrie complexe. Cette méthode donne de très bon résultat, car elle garantit la conservation des bilans massique et thermique sur tout le domaine étudié.

IV.2. Simulation par le code *Fluent* :

IV.2.1. La construction du banc d'essai et de l'aile Delta sous *Gambit* en trois dimensions 3D:

1. On définit nos ailes selon les dimensions citées au chapitre III.
 $l_0=9.55$ $L=16.03$, $\beta=80^\circ$ et $l_0=9.97$, $L=15.31$, $\beta=75^\circ$.
2. On oriente le profil avec un angle définit.
3. On définit un volume de contrôle de $30 \times 30 \times 30$ pour contenir à l'intérieur notre aile delta.
4. On maille notre structure composée de deux volumes (aile + volume de contrôle).
5. On pose les conditions aux limites.
6. On enregistre en exporte sous forme de fichier mesh (*.msh).

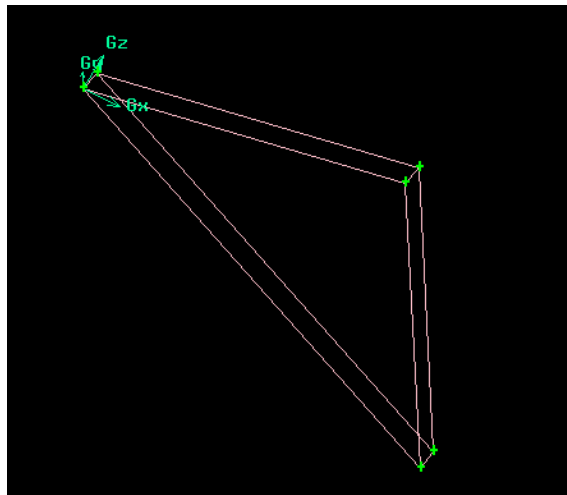


Figure IV.10 : Définition de l'aile delta (aile à bords d'attaque droits)

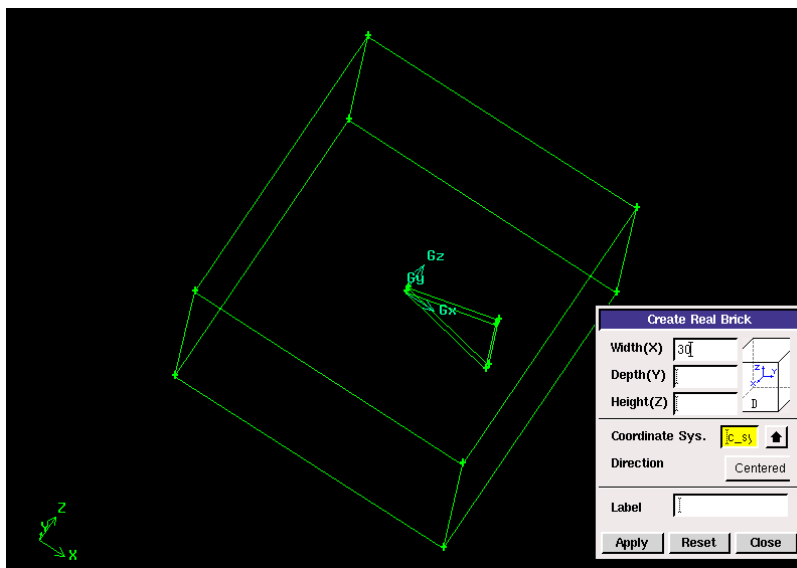


Figure IV.11 : Définition du volume de control.

IV.2.1.a. Génération du maillage :

La discrétisation du domaine de calcul est effectuée sous l'interface Gambit en un nombre fini de volume de contrôle. Fluent offre la possibilité du choix du type de maillage (quadratique, triangulaire et combiné). Dans notre cas, nous avons utilisé un maillage uniforme triangulaire, non structuré (figure IV.12)

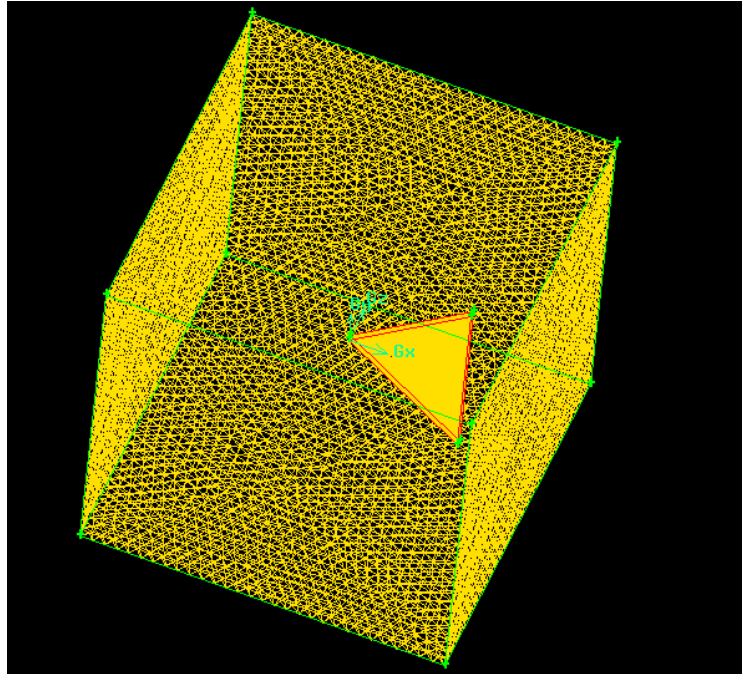


Figure IV.12 : Maillage de la structure.

IV.2.1.b. Conditions aux limites :

Pour les conditions aux limites nous avons opté pour ce qui suit :

- Entrée comme Velocity-inlet.
- Sortie comme pressure Out-flow.
- Aile considère parois fixe de type Wall.
- Les parois latérales de type Wall.

Ce qui est illustré par la figure IV.13.

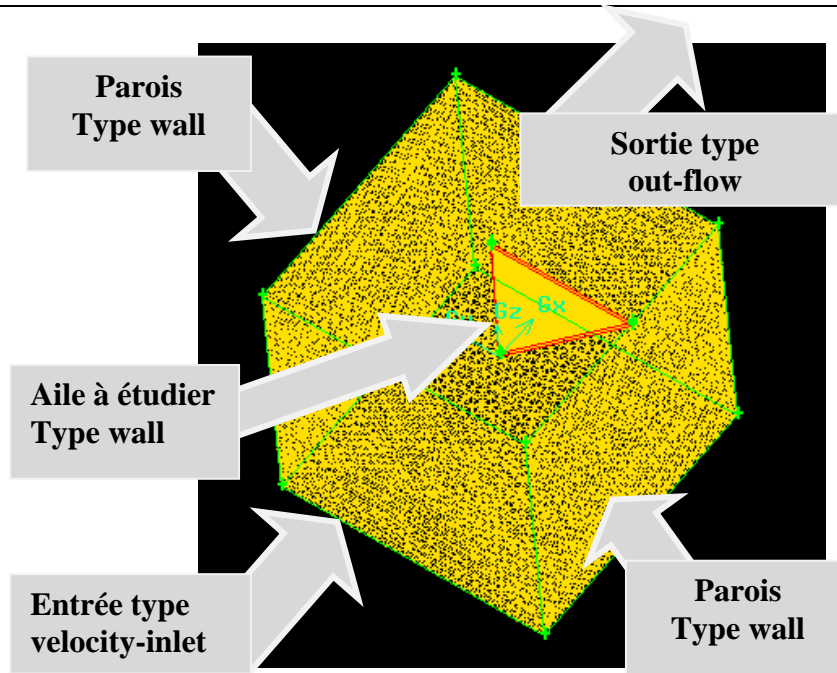


Figure IV.13 : Les conditions aux limites.

IV.2.1.c. Génération du fichier mesh (.msh) :

Après avoir maillé la structure on enregistre le travail puis on exporte sous forme mesh afin qu'il soit prêt pour l'étude sous Fluent.

IV.2.2. Simulation sous *Fluent* :

IV.2.2.a. Importation du fichier maillé :

Après avoir exécuter Fluent, sous la bar d'outils, on parcourt le fichier (.msh) de la structure enregistrée auparavant :

File → Read → Case...

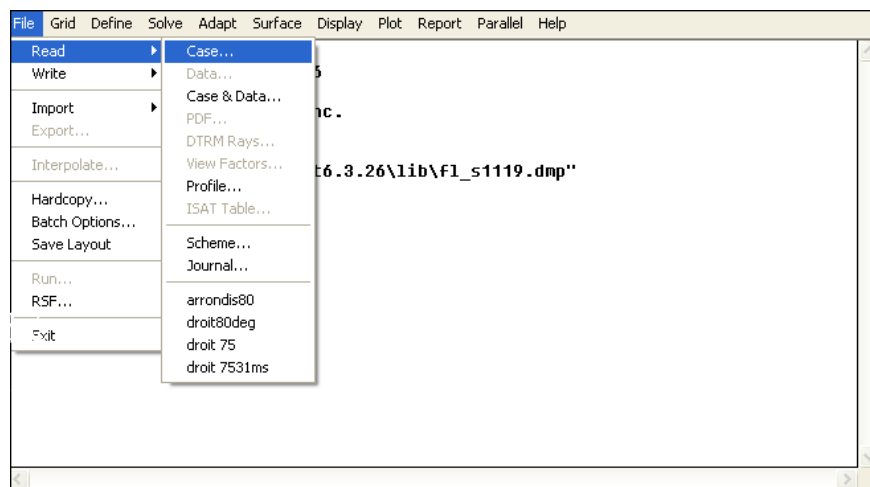


Figure IV.14 : Lecture du fichier importé.

IV.2.2.b. Vérification du maillage :

Grid → Check...

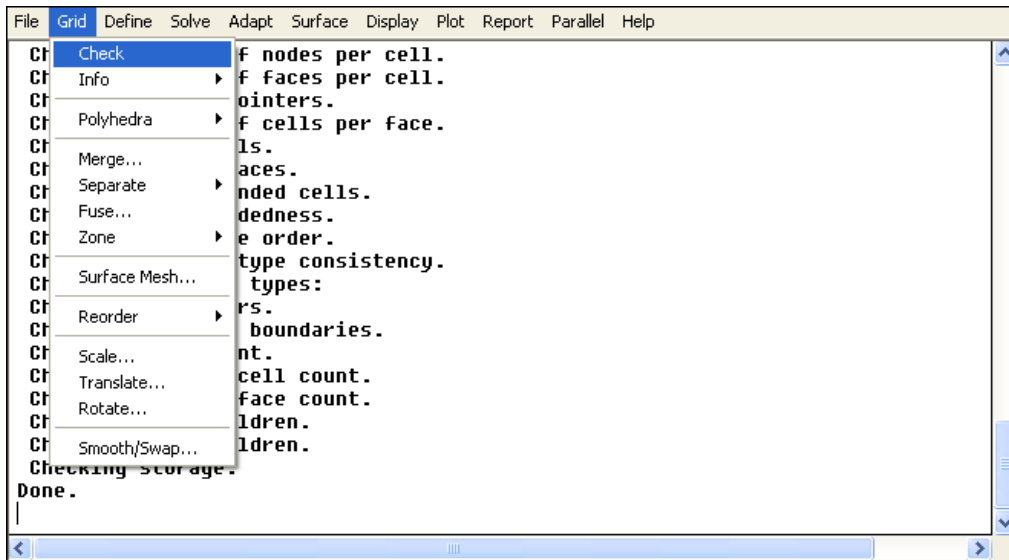


Figure IV.15 : Vérification du maillage.

IV.2.2.c. Choix du modèle de viscosité :

Define → Models → Viscous...

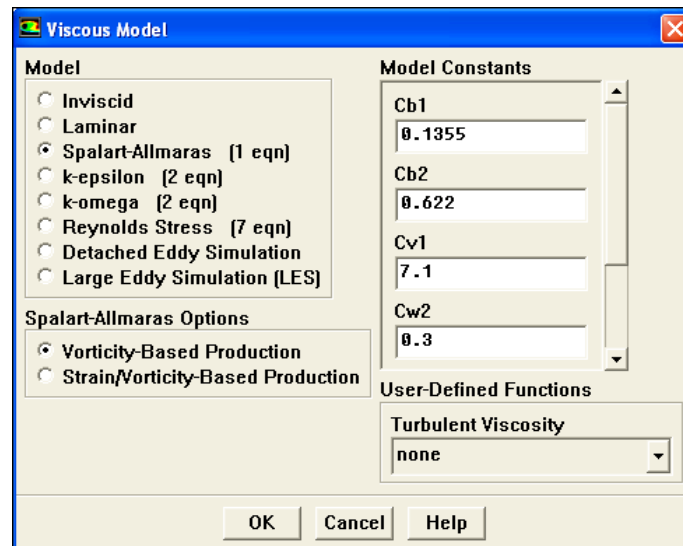


Figure IV.16 : Choix de modèle de viscosité.

Le choix du modèle s'est fait sur celui de **SPALART ALLMARAS** un des plusieurs modèles proposés par Fluent, car on l'utilise pour les écoulements moyennement complexe.

IV.2.2.d. Choix du fluide d'écoulement:

Le fluide choisi étant de l'air, ayant la masse volumique prise par défaut par Fluent
 $\rho = 1.225 \text{ Kg.m}^{-3}$

IV.2.2.e. Initialisation des calculs :

Solve → Initialize → Initialize...

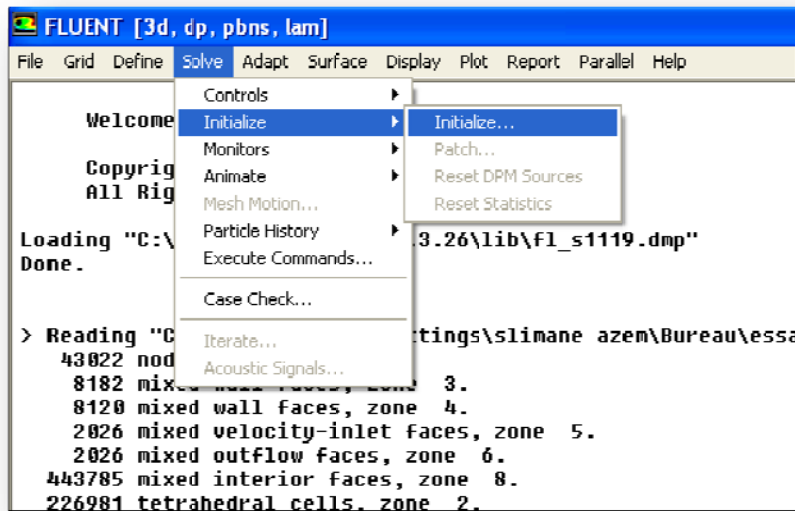


Figure IV.17 : Initialisation des calculs.

IV.2.2.f. Démarrer les itérations :

Solve → Iterate ...

Après avoir fixé le nombre d'itérations, on lance les calculs en appuyant sur *iterate*.

IV.3. Résultats de la Simulation numérique :

Les résultats de la simulation sont donnés pour deux vitesses (20.3m/s et 31 m/s) pour une incidence de $i=15^\circ$, et sont organisés comme suit :

IV.3.1. Résultats relatifs à l'apex 75°:

V=20.3m/s

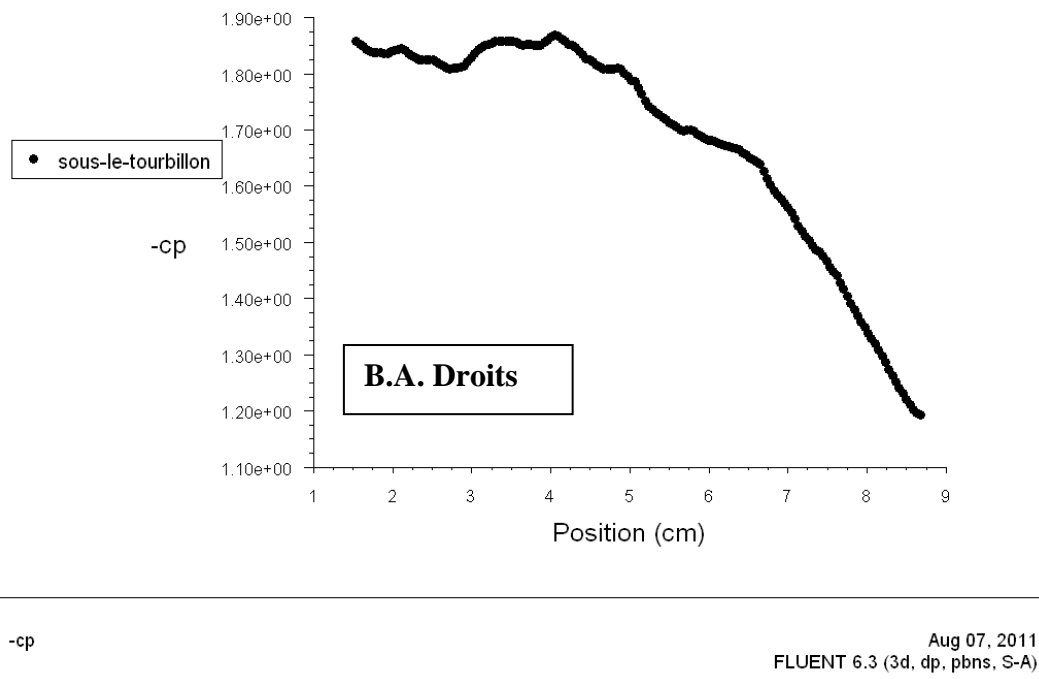
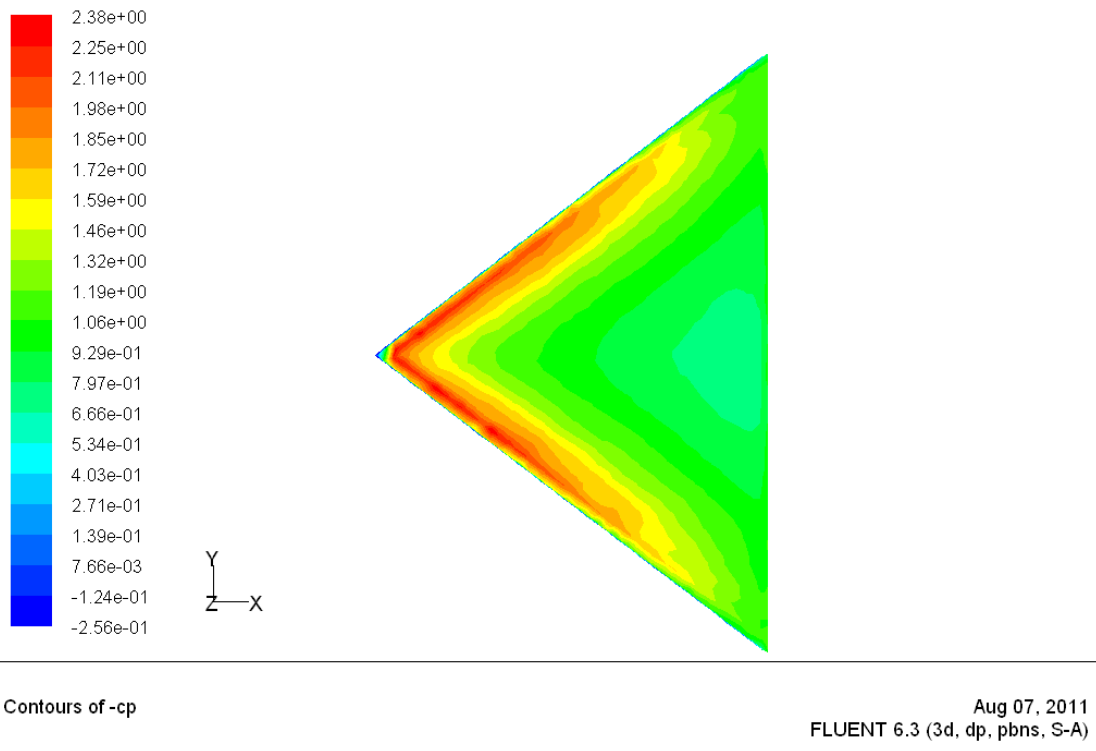


Figure IV.18 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques droits et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

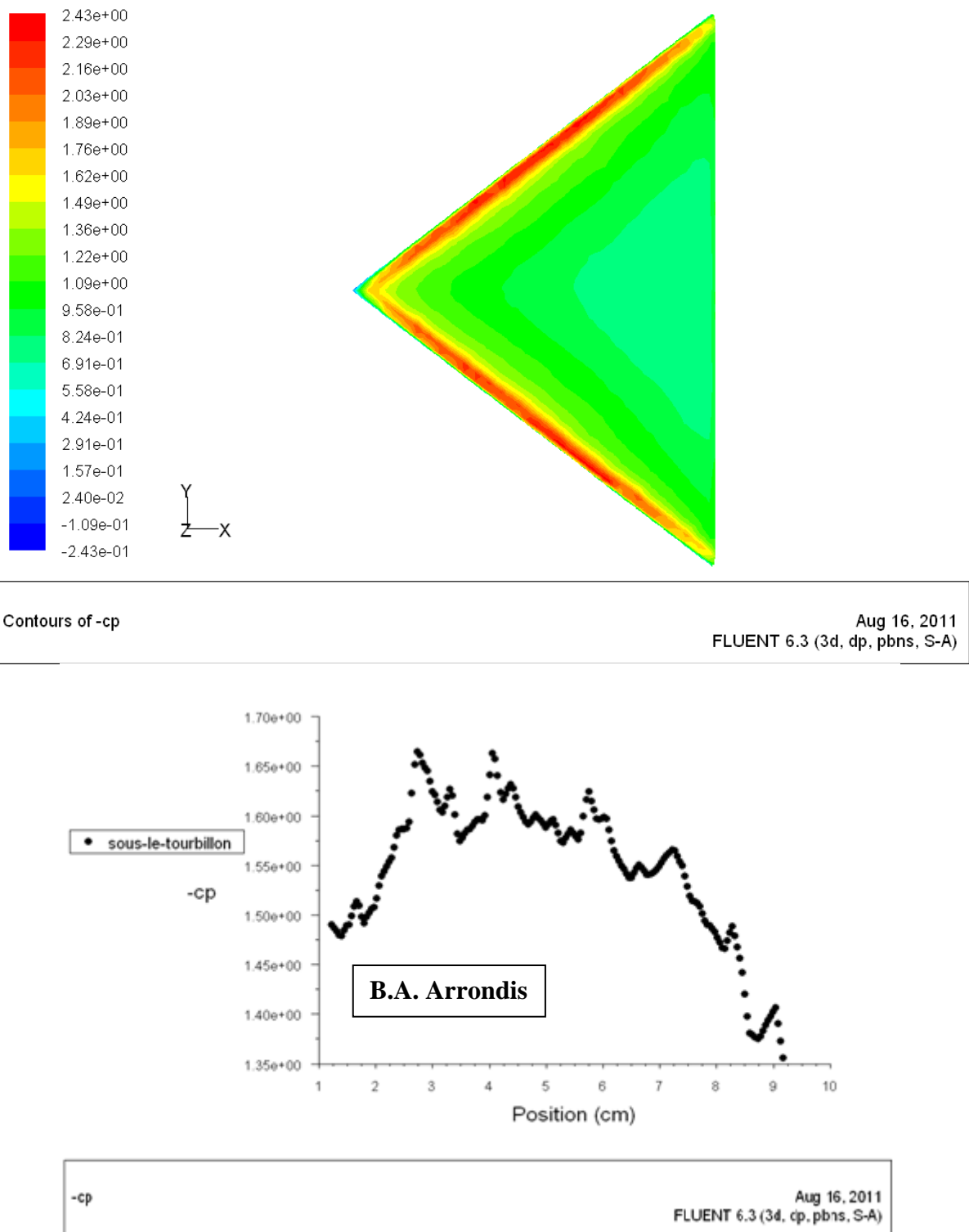


Figure IV.19 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques arrondis et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

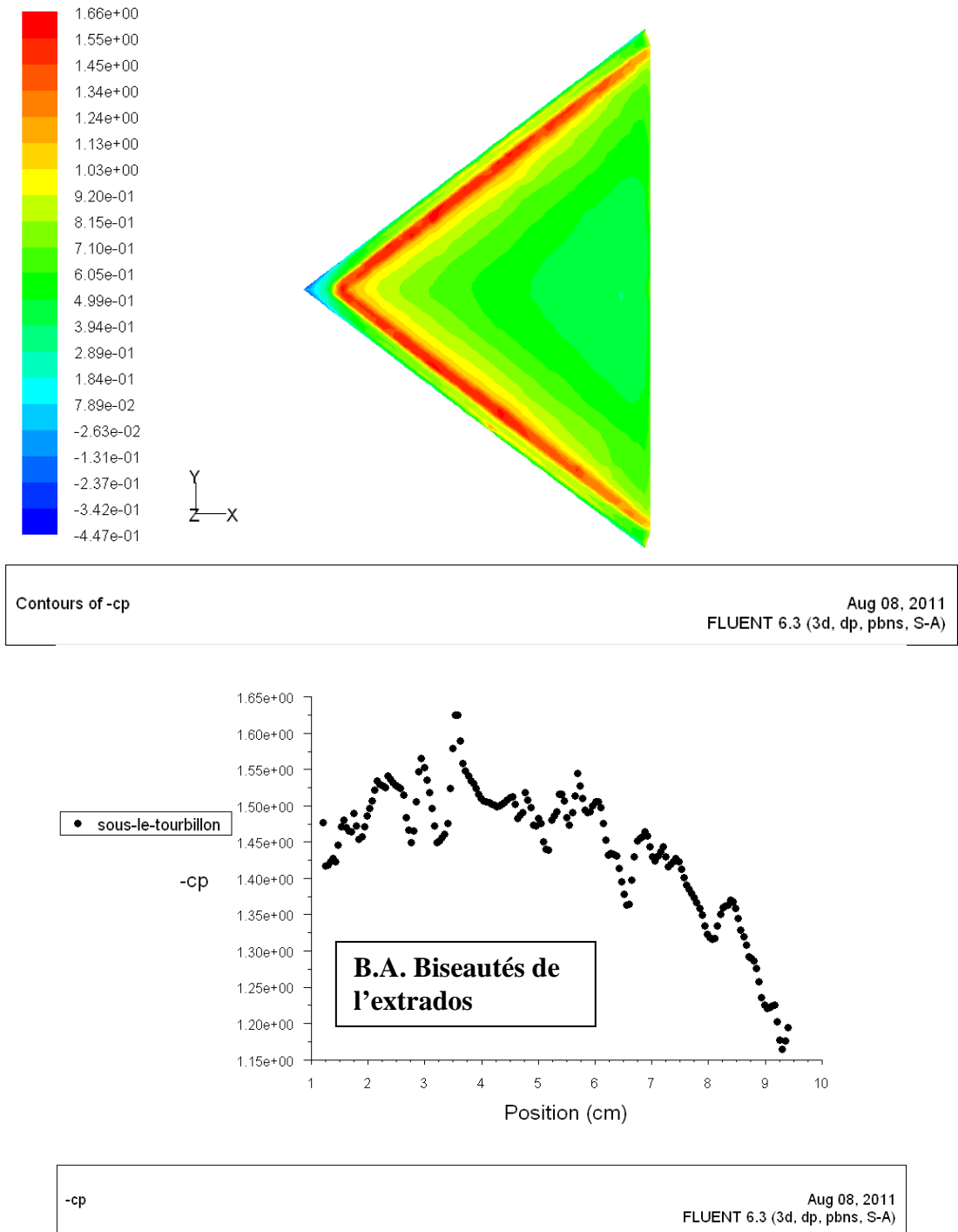


Figure IV.20 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'extrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

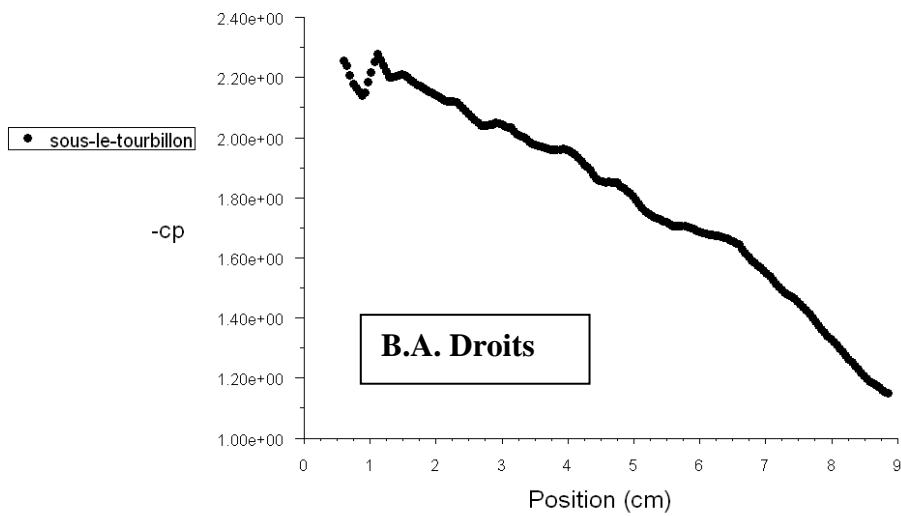
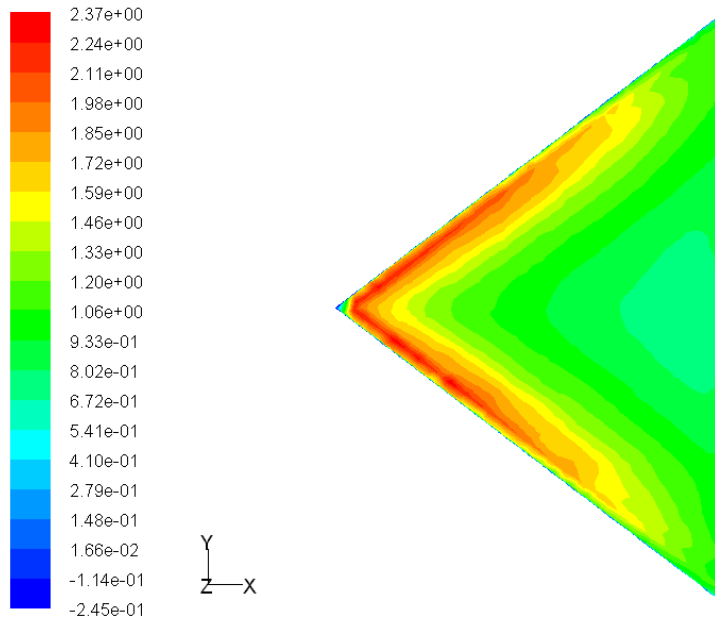
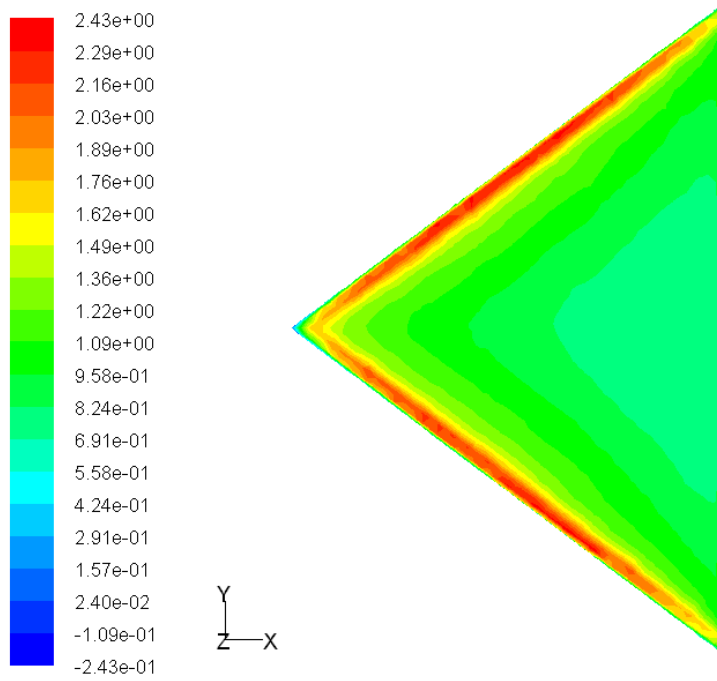
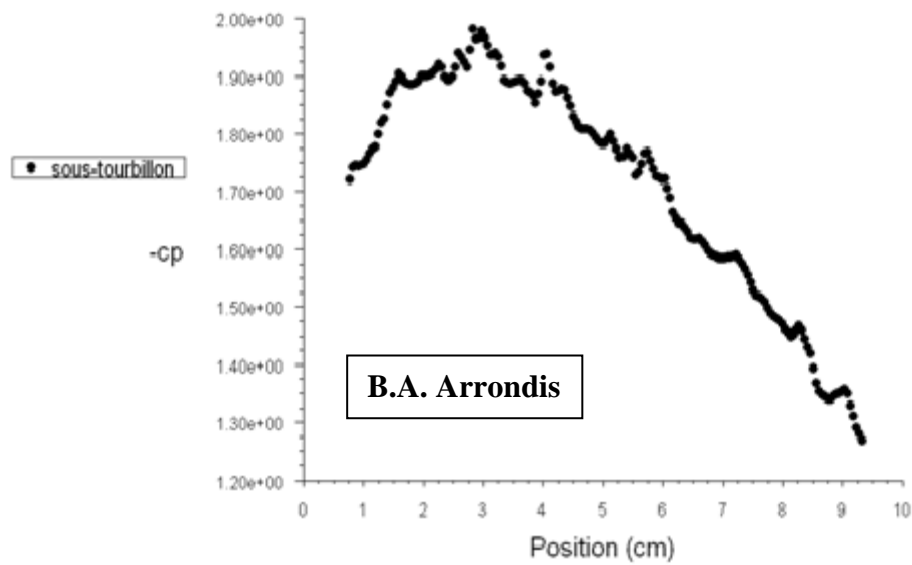
$V=31\text{m/s}$ 

Figure IV.21 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques droits et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.



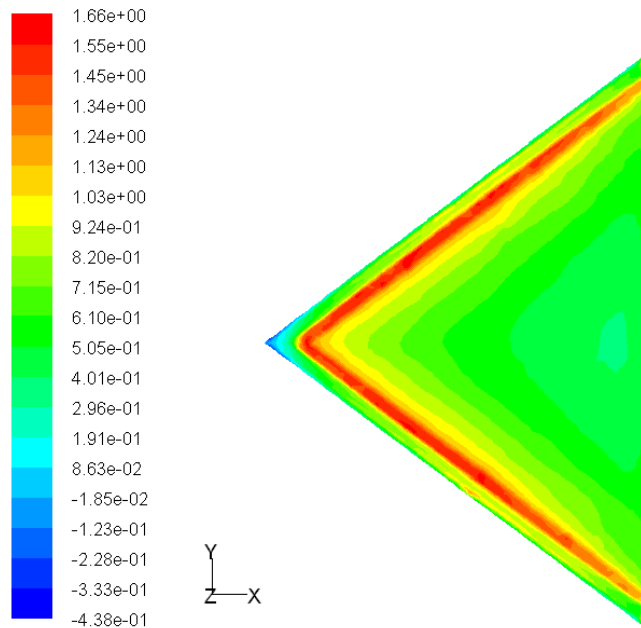
Contours of -cp

Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

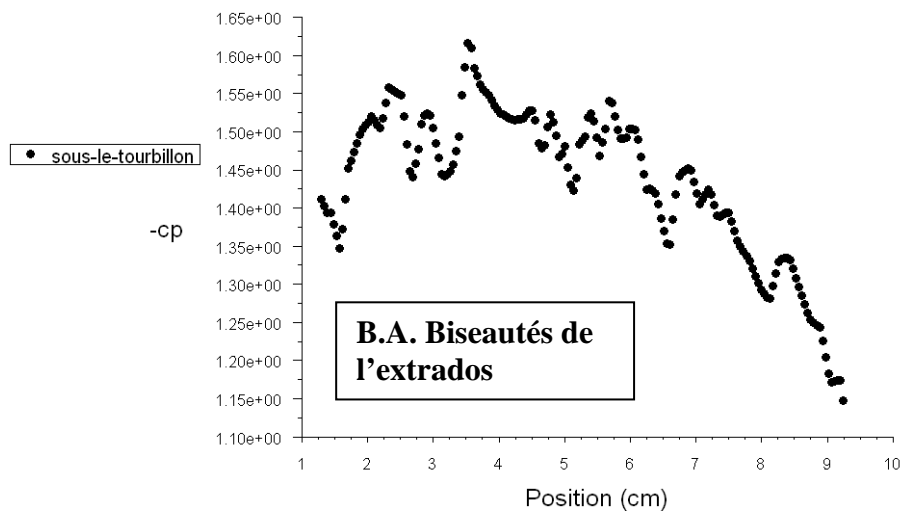
-cp

Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, cp, pbns, S-A)

Figure IV.22 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques arrondis et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.



Contours of -cp

Aug 08, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

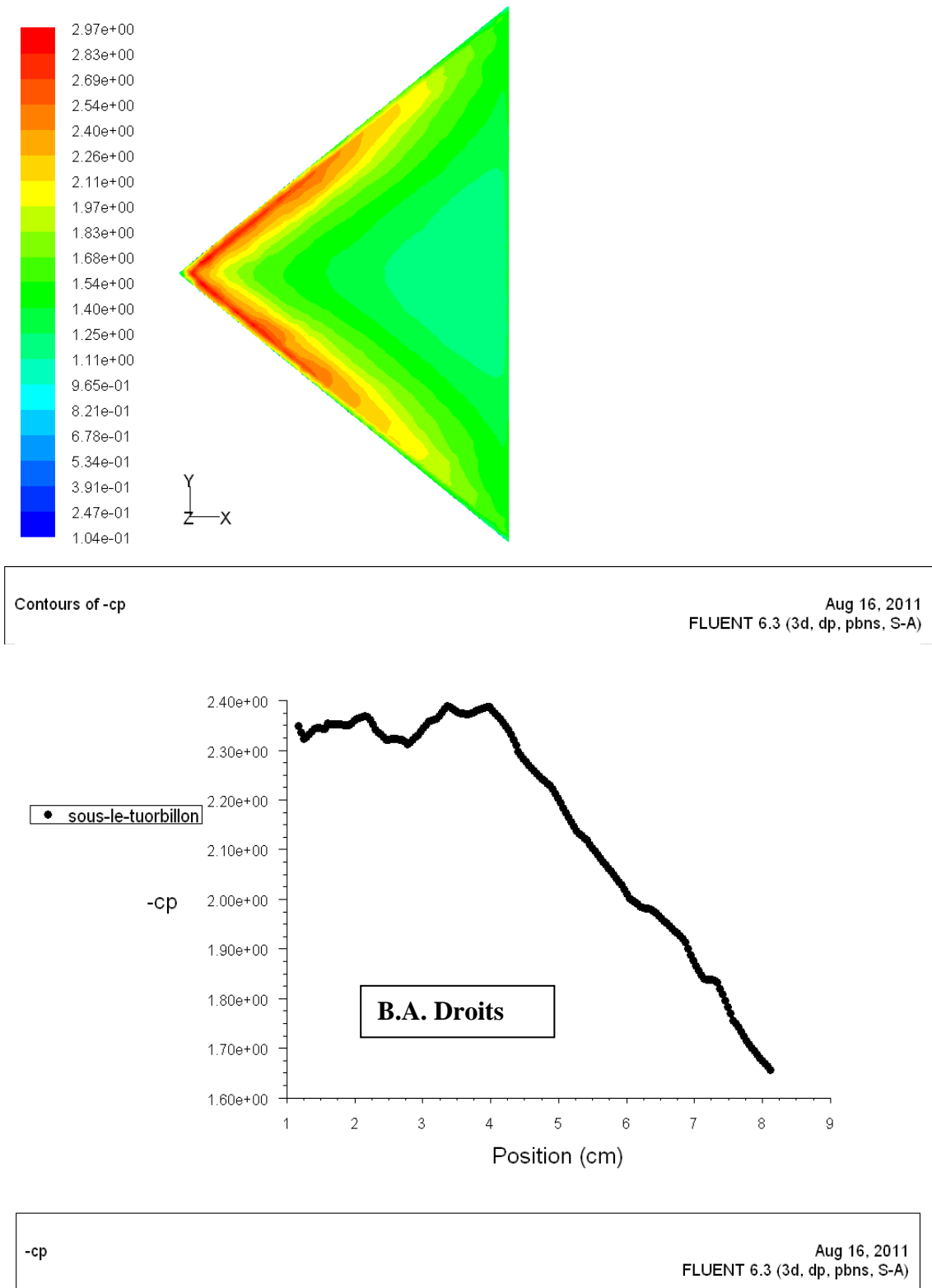
-cp

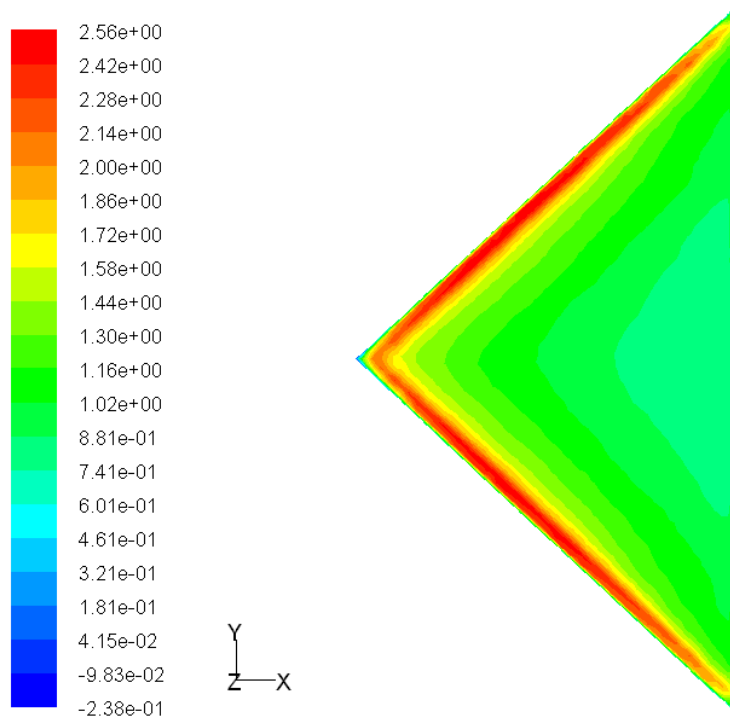
Aug 08, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

Figure IV.23 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'extrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

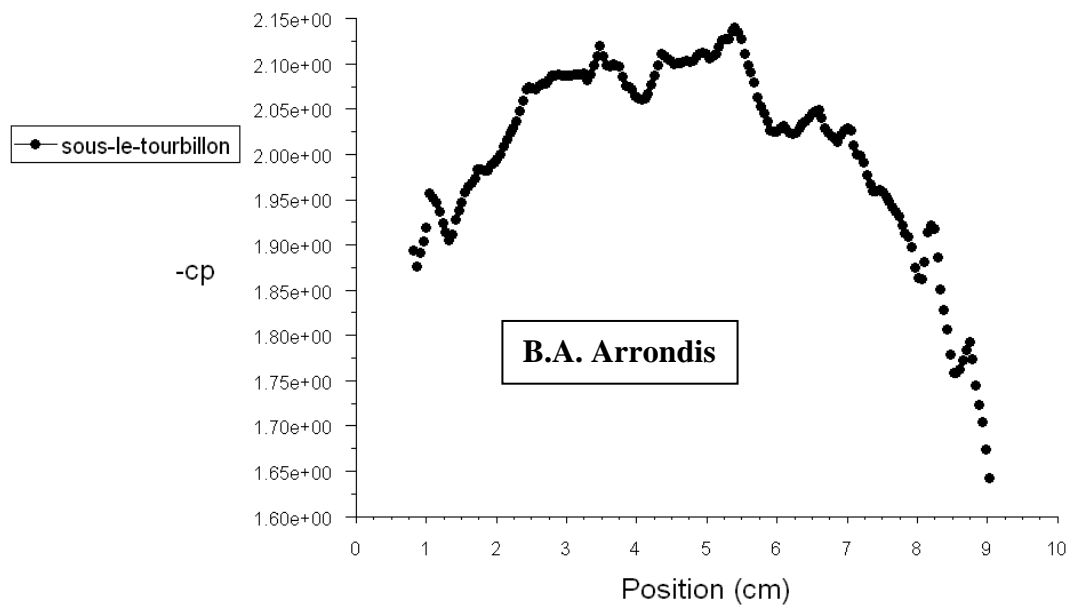
IV.3.2. Résultats relatifs à l'apex 80° :

V=20.3m/s

Figure IV.24 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques droits et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.



Contours of -cp

Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

-cp

Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

Figure IV.25 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques arrondis et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

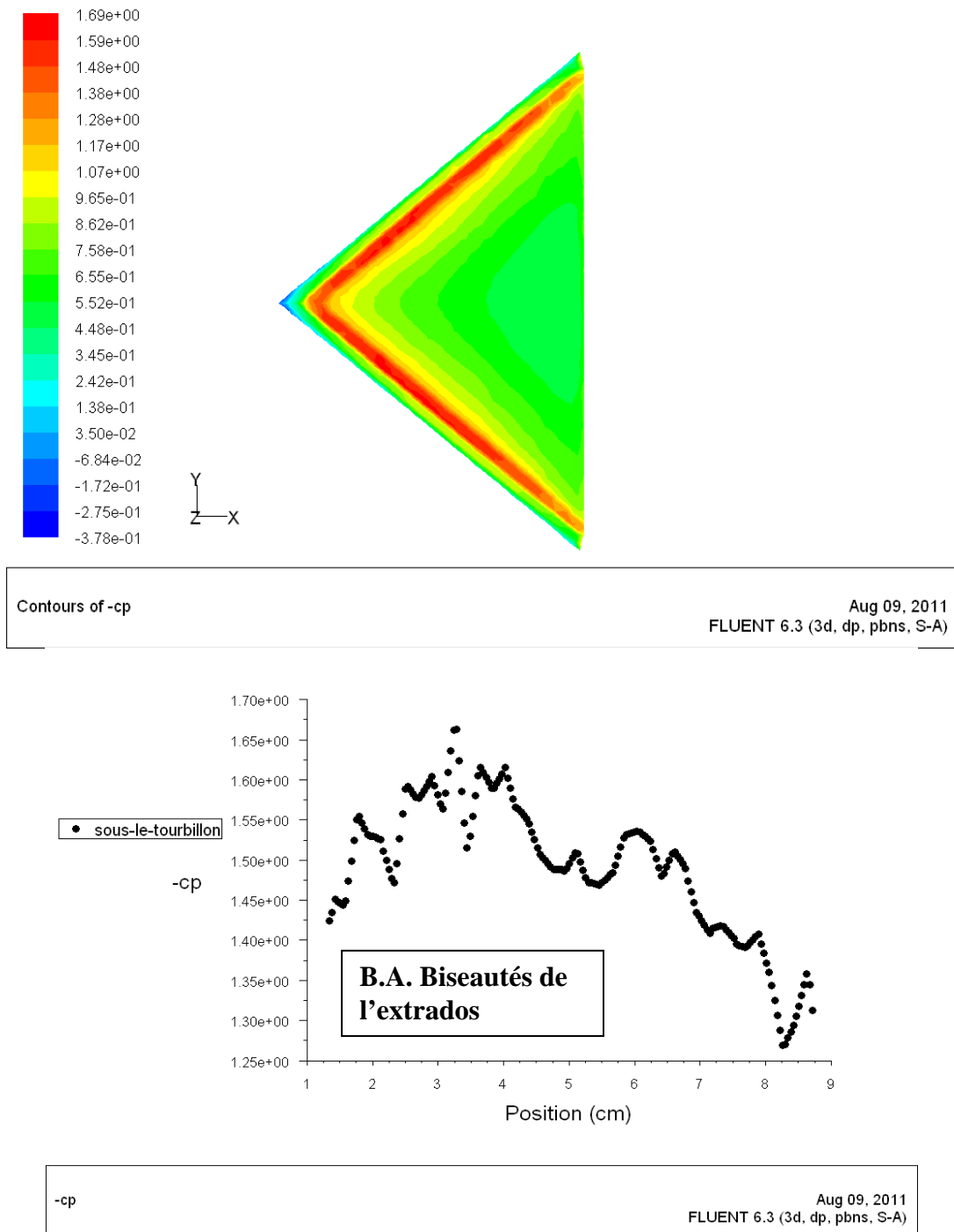


Figure IV.26 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'extrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

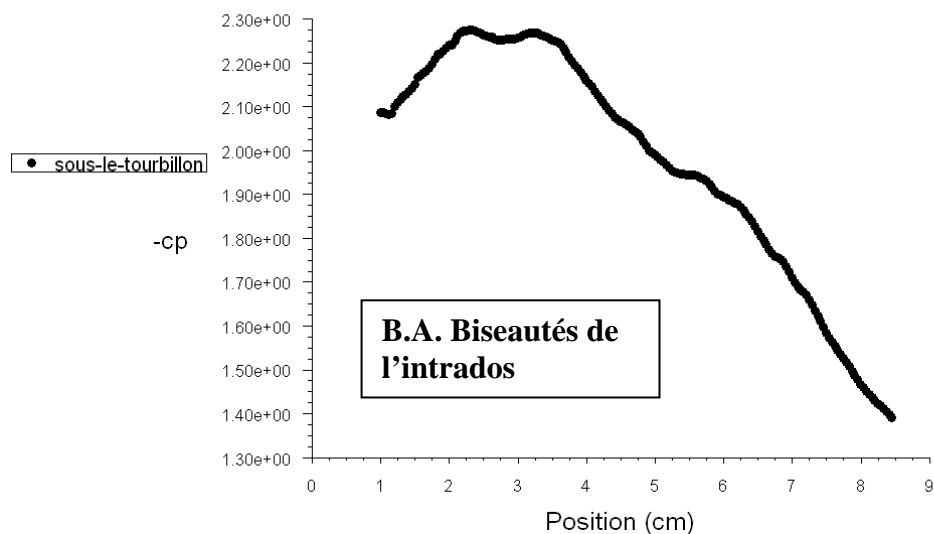
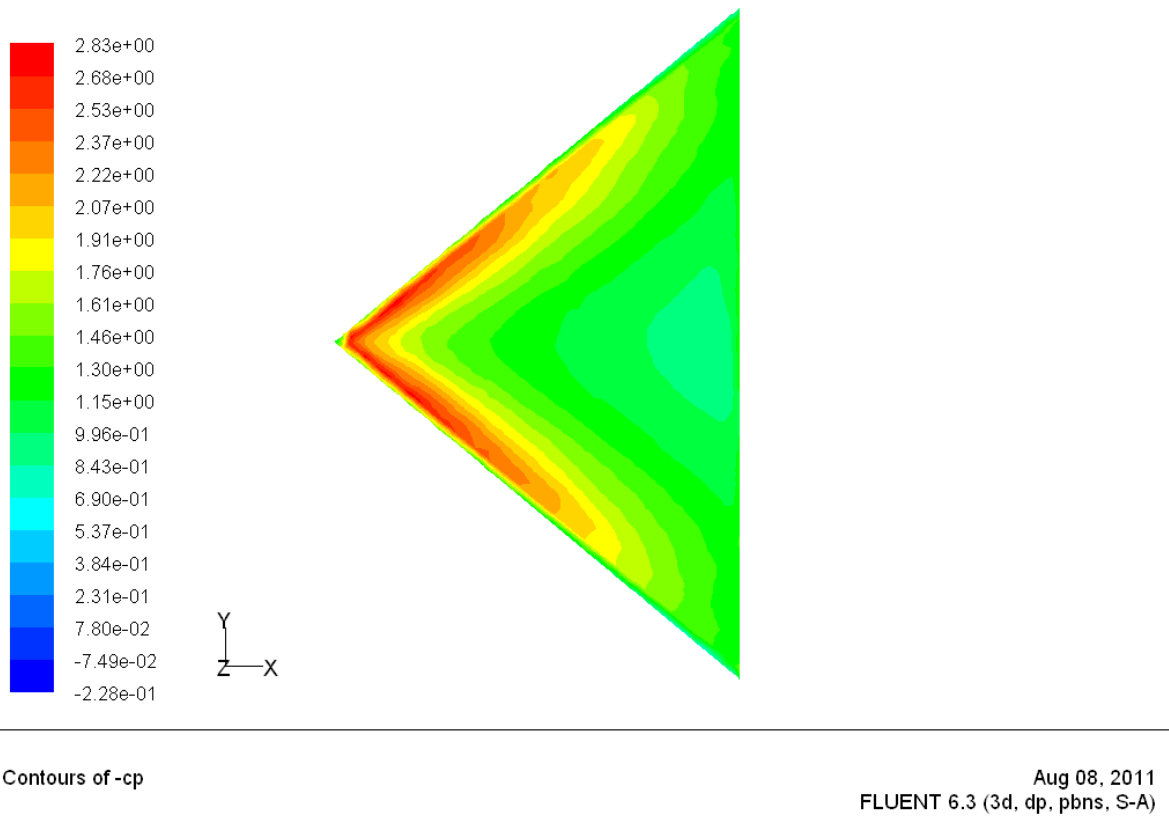


Figure IV.27 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'intrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

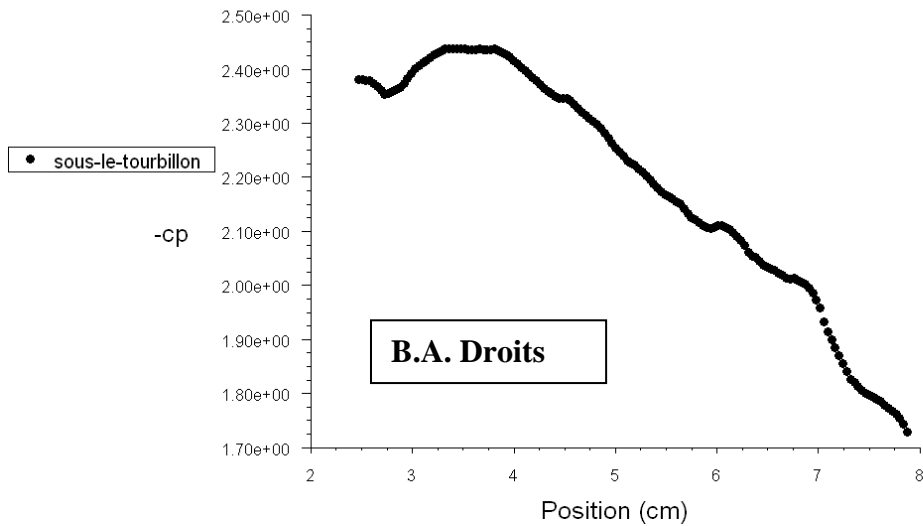
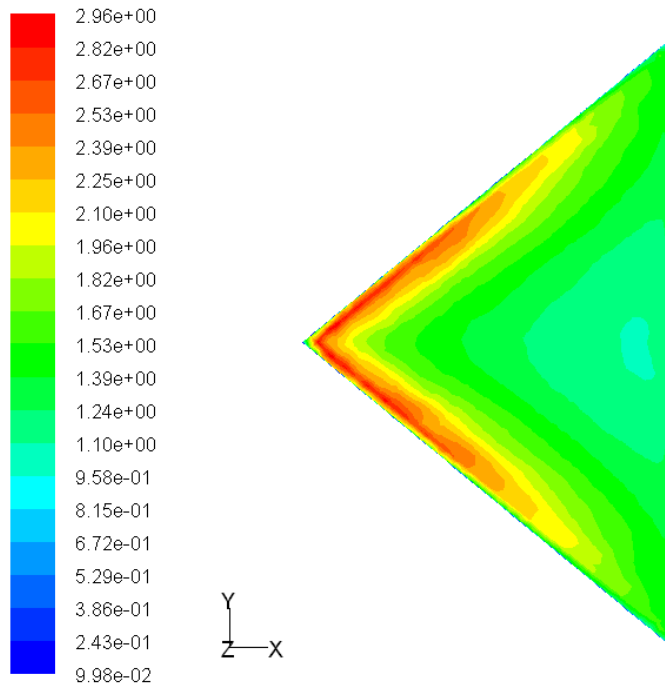
$V=31\text{m/s}$ 

Figure IV.28 : Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques droits et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

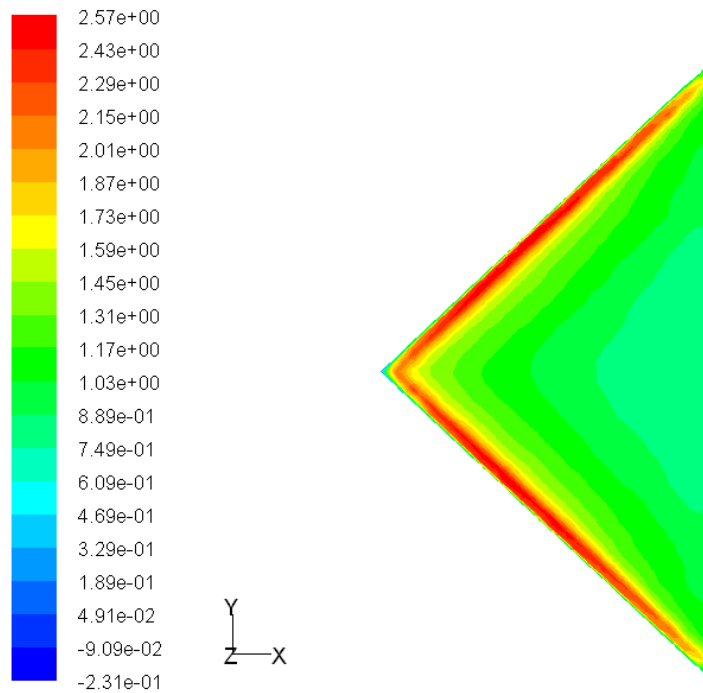
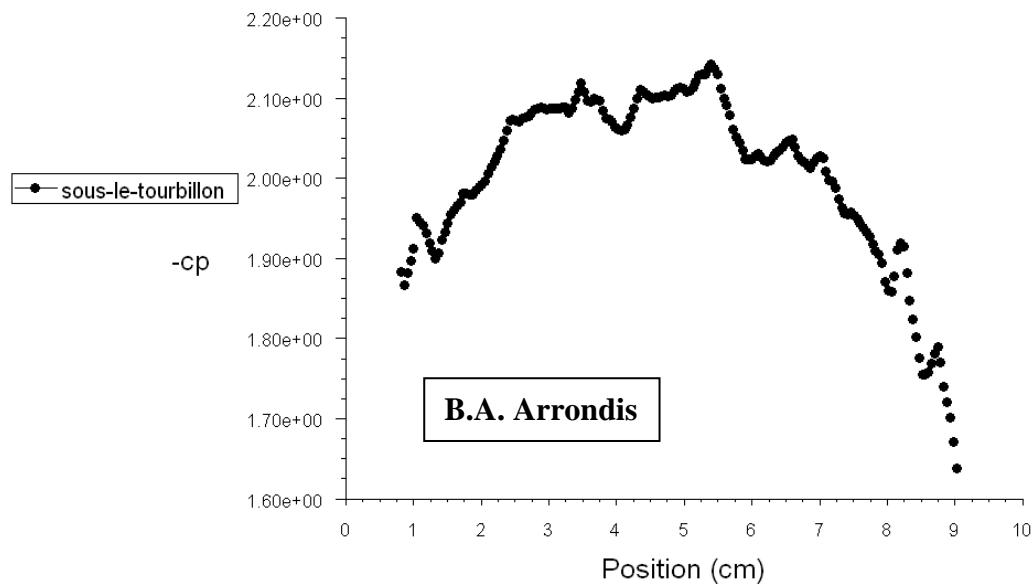
Contours of $-C_p$ Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A) $-C_p$ Aug 16, 2011
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

Figure IV.29: Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques arrondis et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

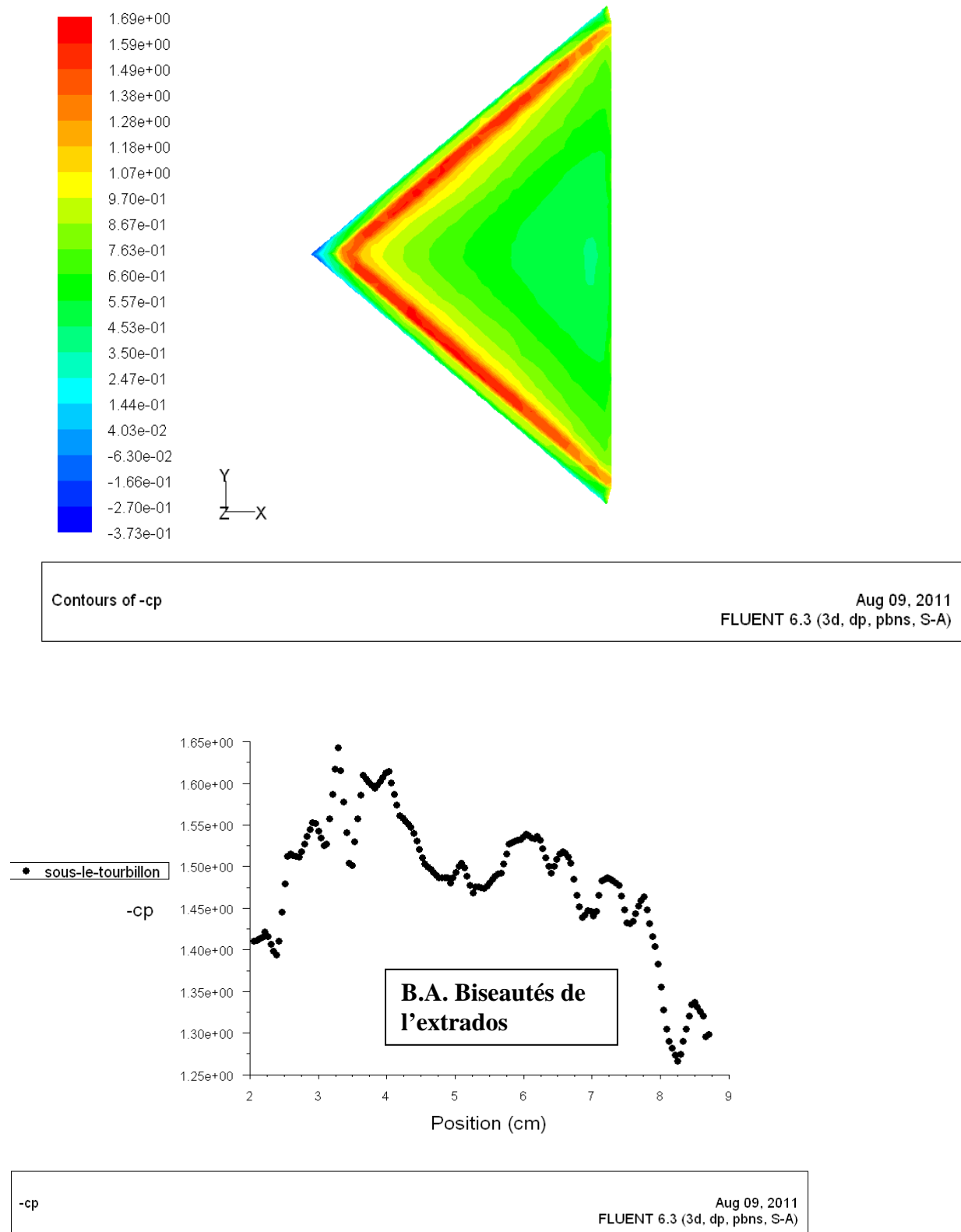


Figure IV.30: Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'extrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

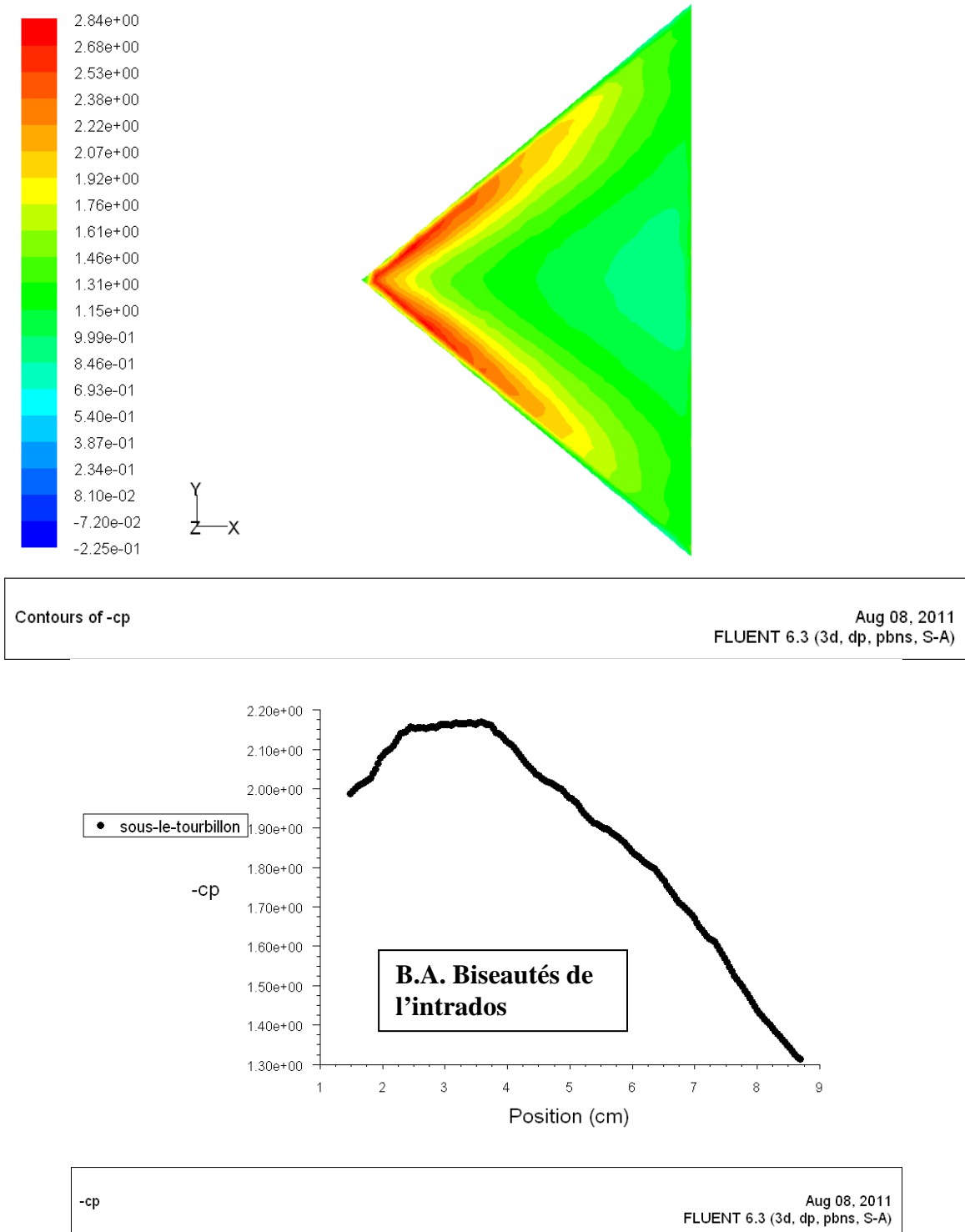
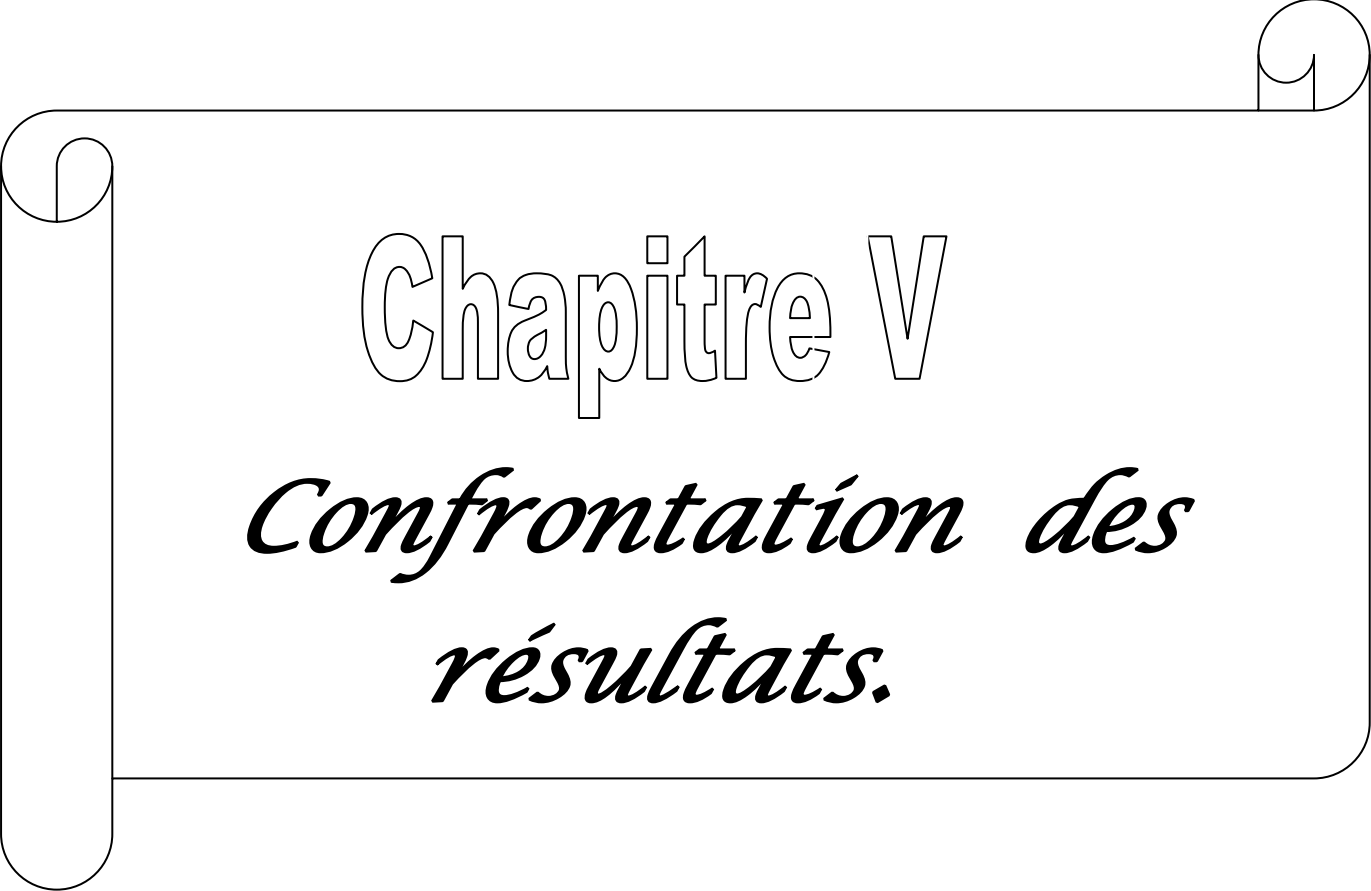


Figure IV.31: Contours de $-C_p$ pour l'aile aux bords d'attaques biseautés de l'intrados et la courbes de distribution sous le tourbillon principal.

A decorative border resembling a scroll, with a vertical strip on the left and a horizontal strip at the top, both featuring rounded, scroll-like ends.

Chapitre V

Confrontation des résultats.

V.1. Introduction :

Dans ce chapitre nous avons à comparer les résultats obtenus expérimentalement en soufflerie et ceux obtenus par simulation numérique avec le code *Fluent*, pour permettre de vérifier l'authenticité des résultats numérique.

V.2. Ailes de 75° d'apex :

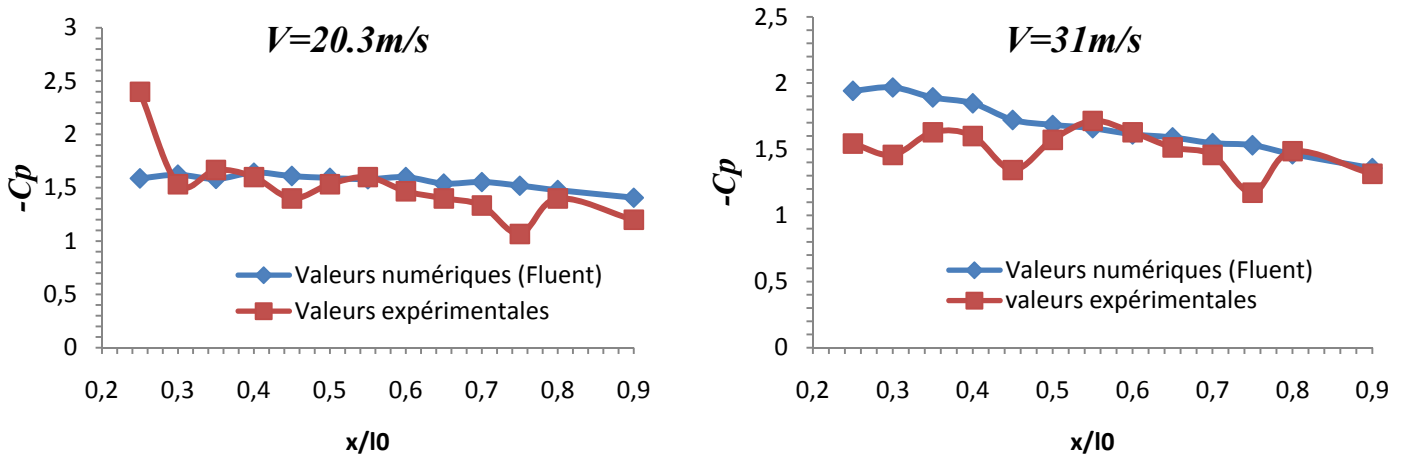


Figure V.1 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque droits.

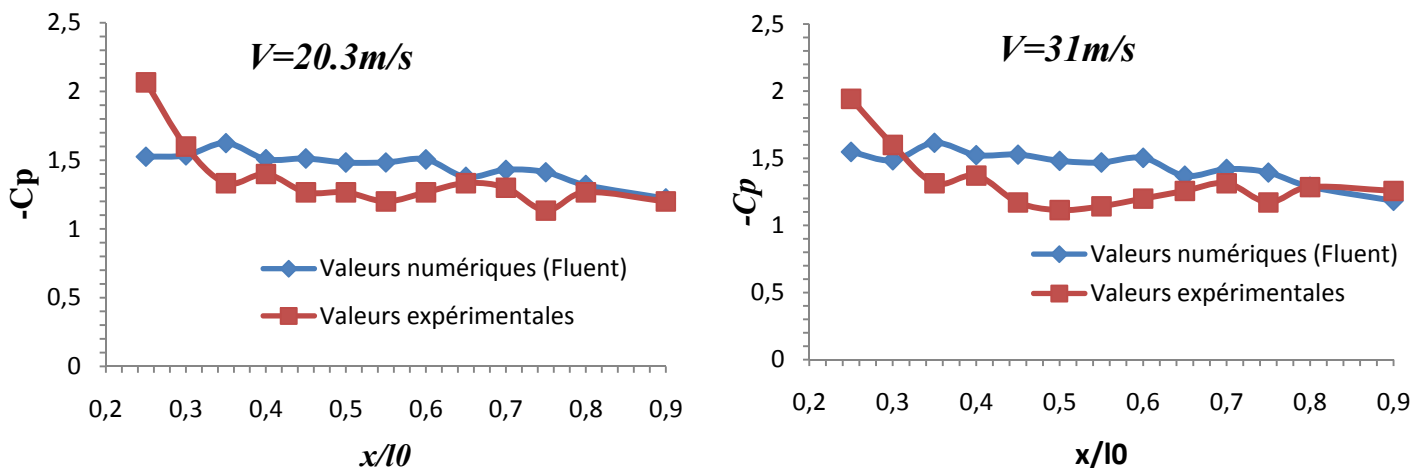


Figure V.2 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque arrondis.

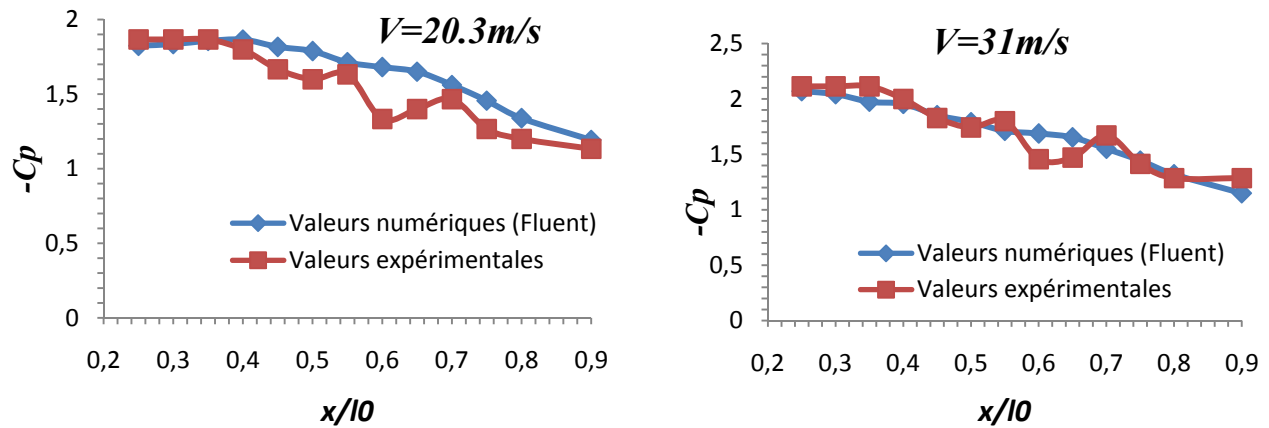


Figure V.3 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque biseautés de l'extrados.

V.3. Ailes de 80° d'apex :

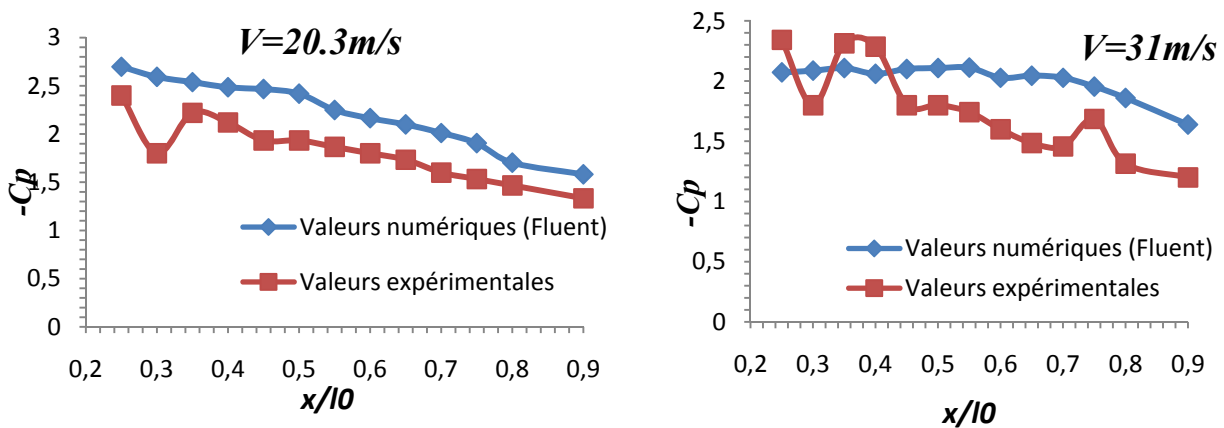


Figure V.4 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque droits.

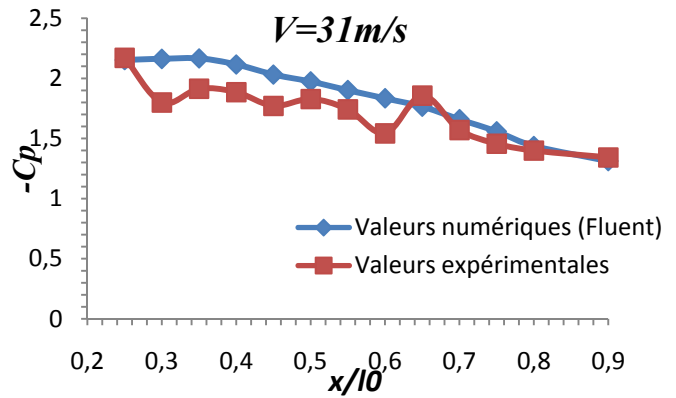
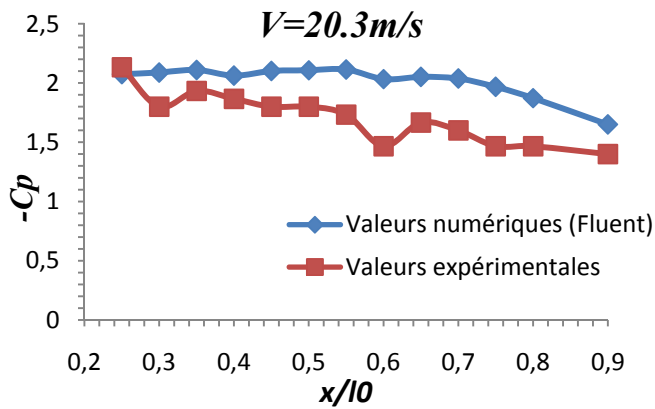


Figure V.5 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque arrondis.

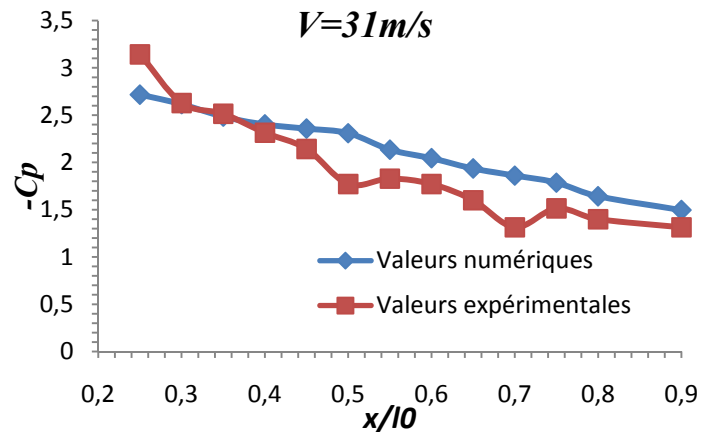
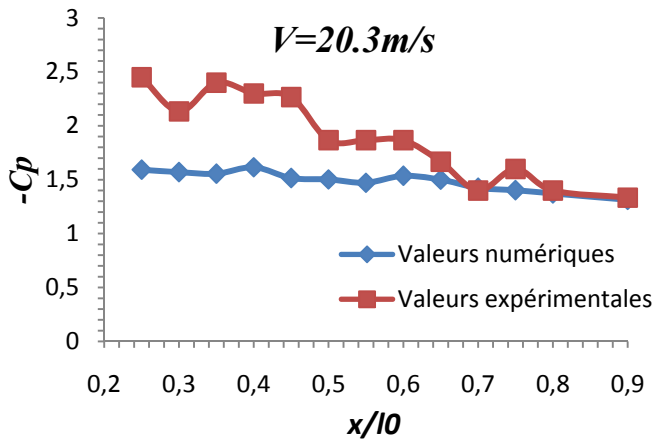


Figure V.6 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque biseautés de l'extrados.

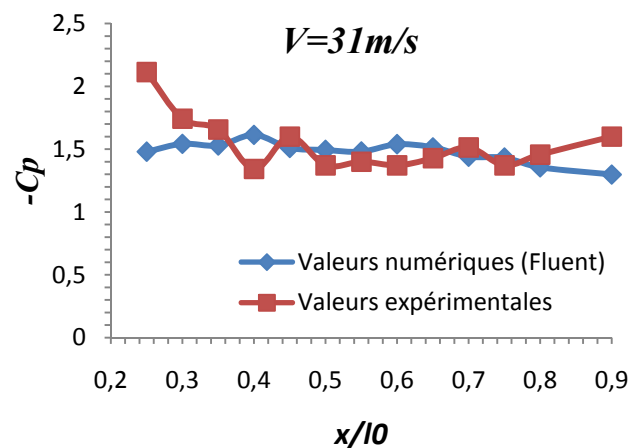
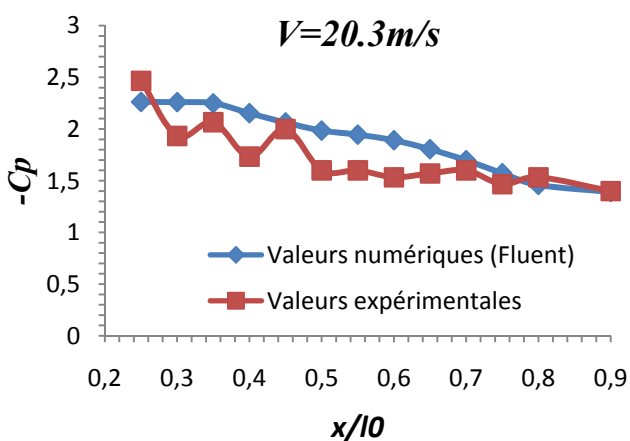


Figure V.7 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile aux bords d'attaque biseautés de l'intrados.

V.4. Analyse des résultats des ailes différentes :

V.4.1. Ailes d'angle d'apex 75°:

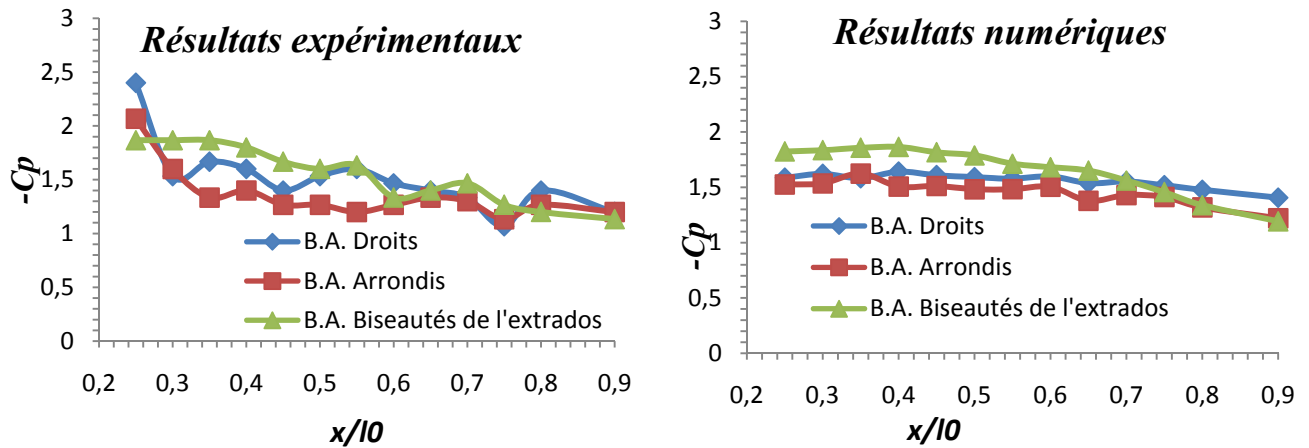


Figure V.8 : Comparaison du coefficient de dépression des ailes d'angle d'apex 75° à $V=20.3\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

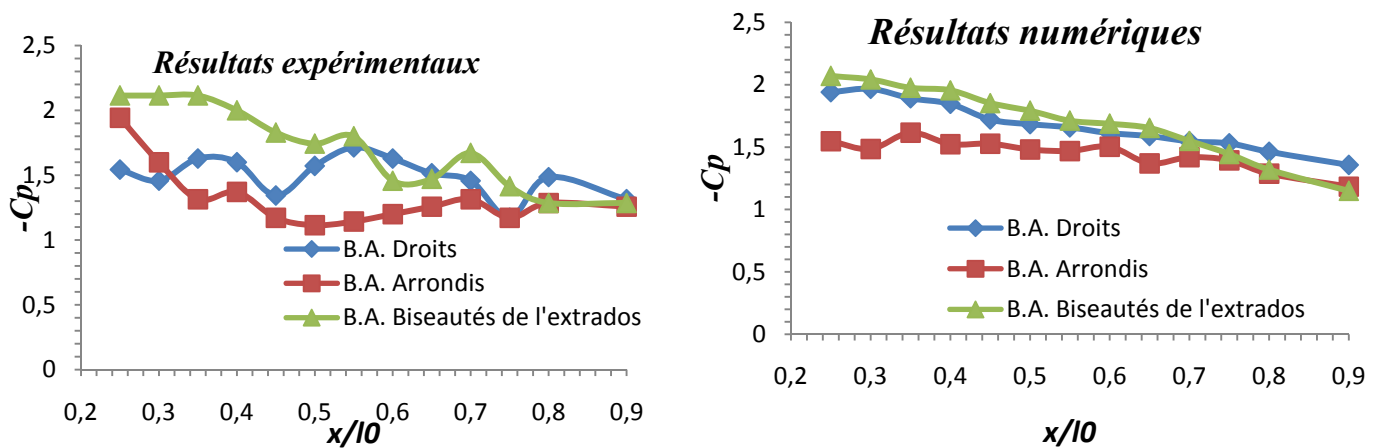


Figure V.9 : Comparaison du coefficient de dépression des ailes d'angle d'apex 75° à $V=31\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

V.4.2. Ailes d'angle d'apex 80°:

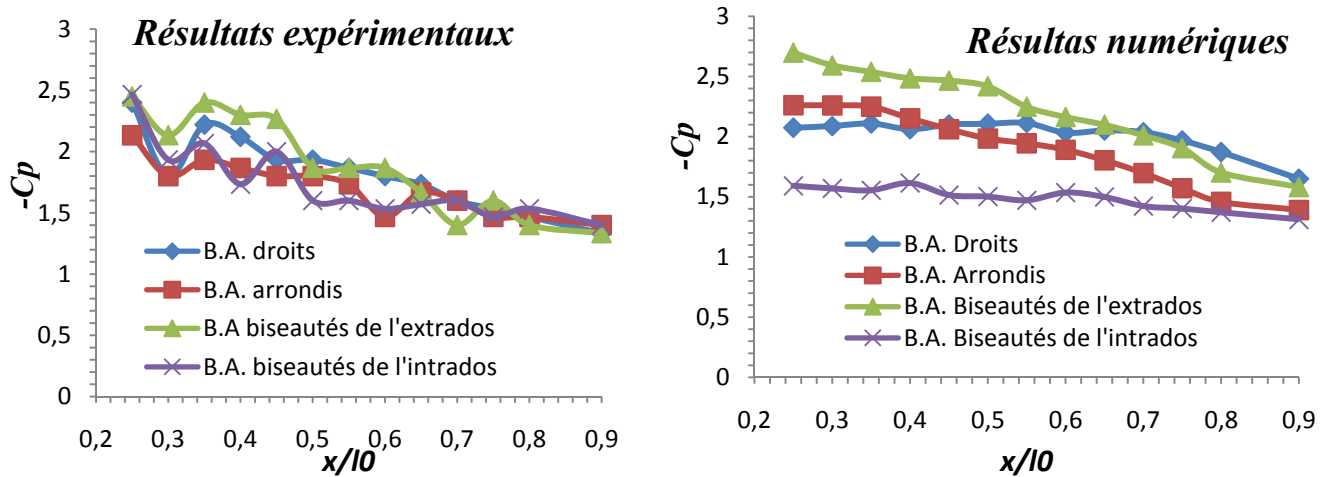


Figure V.10 : Comparaison du coefficient de dépression des ailes d'angle d'apex 80° à $V=20.3\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

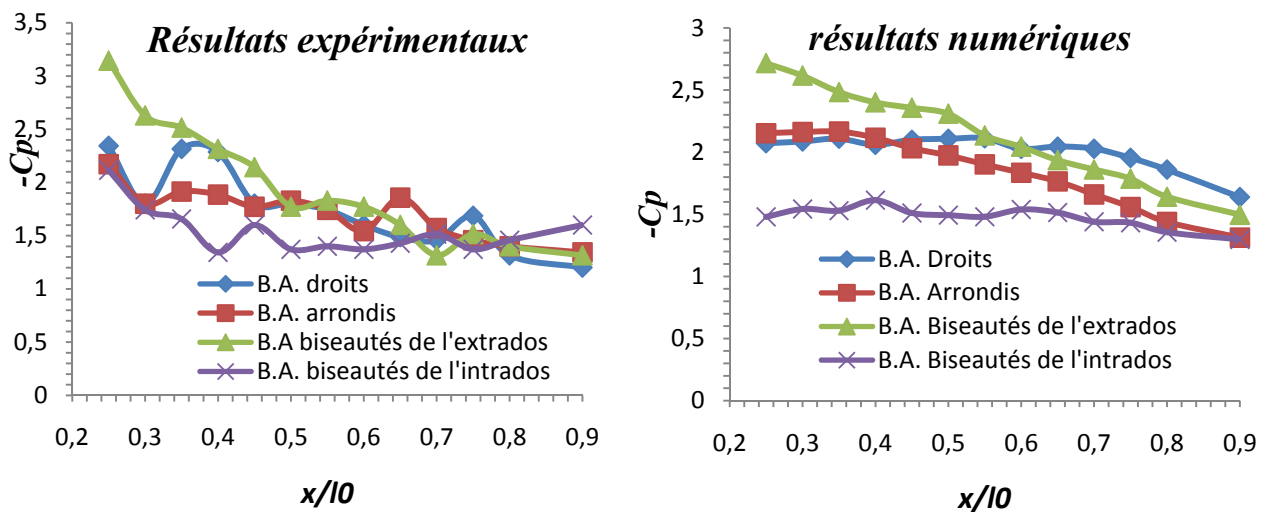


Figure V.11 : Comparaison du coefficient de dépression des ailes d'angle d'apex 80° à $V=31\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

V.4.3. Comparaisons du $-C_p$ des ailes de même forme de bords d'attaque :

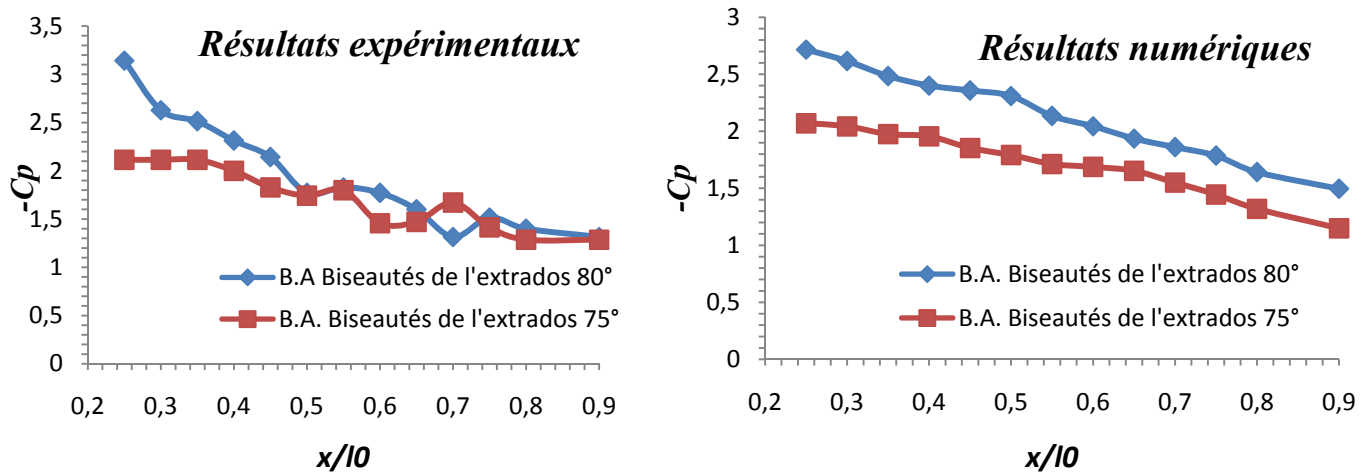


Figure V.12 : Comparaison des ailes à bords d'attaques biseautés de l'extrados d'angle d'apex 80° et 75° à $V=31\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

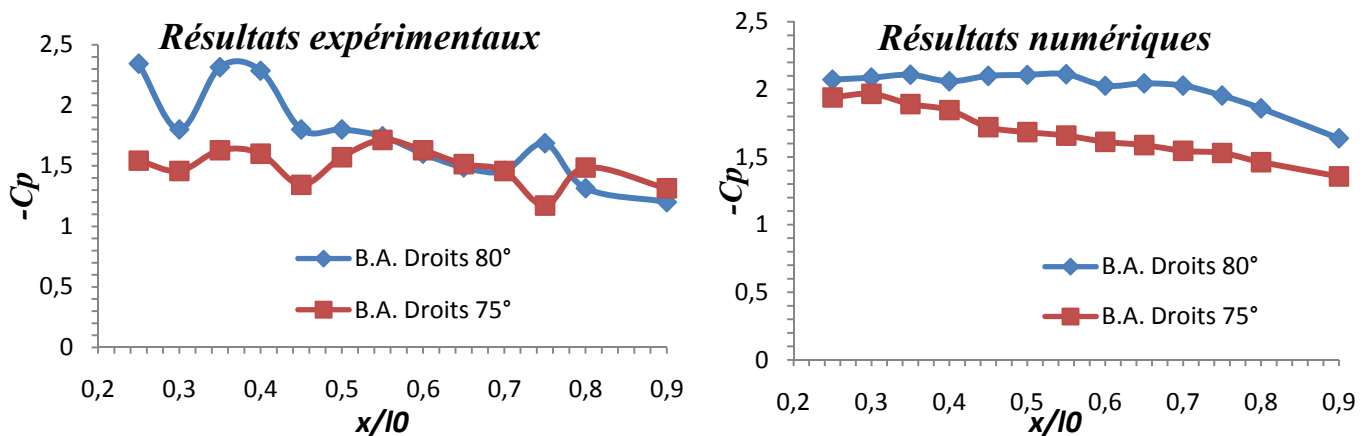


Figure V.13 : Comparaison des ailes à bords d'attaques droits d'angle d'apex 80° et 75° à $V=31\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

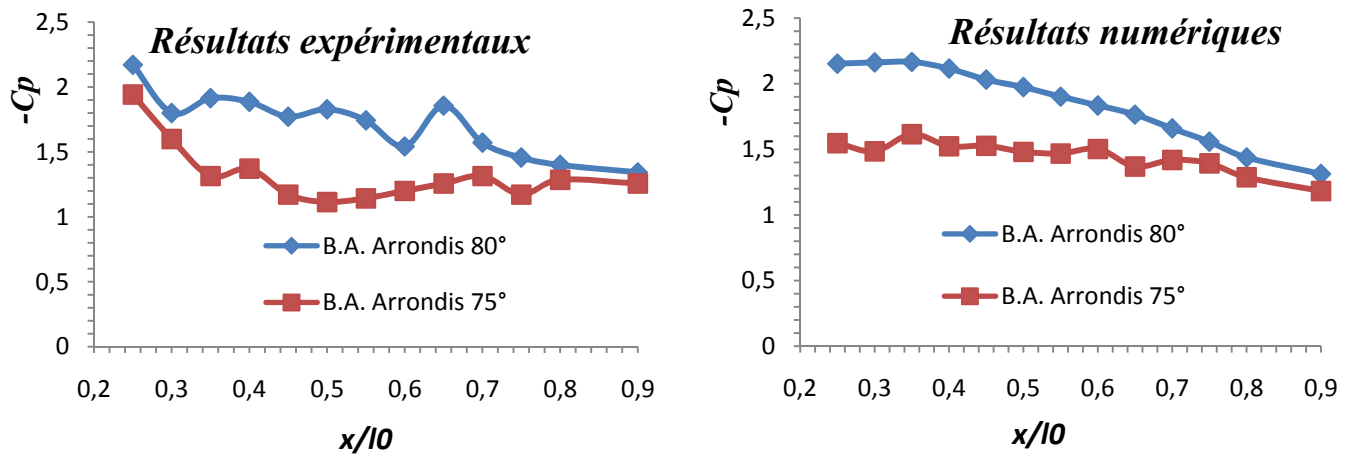
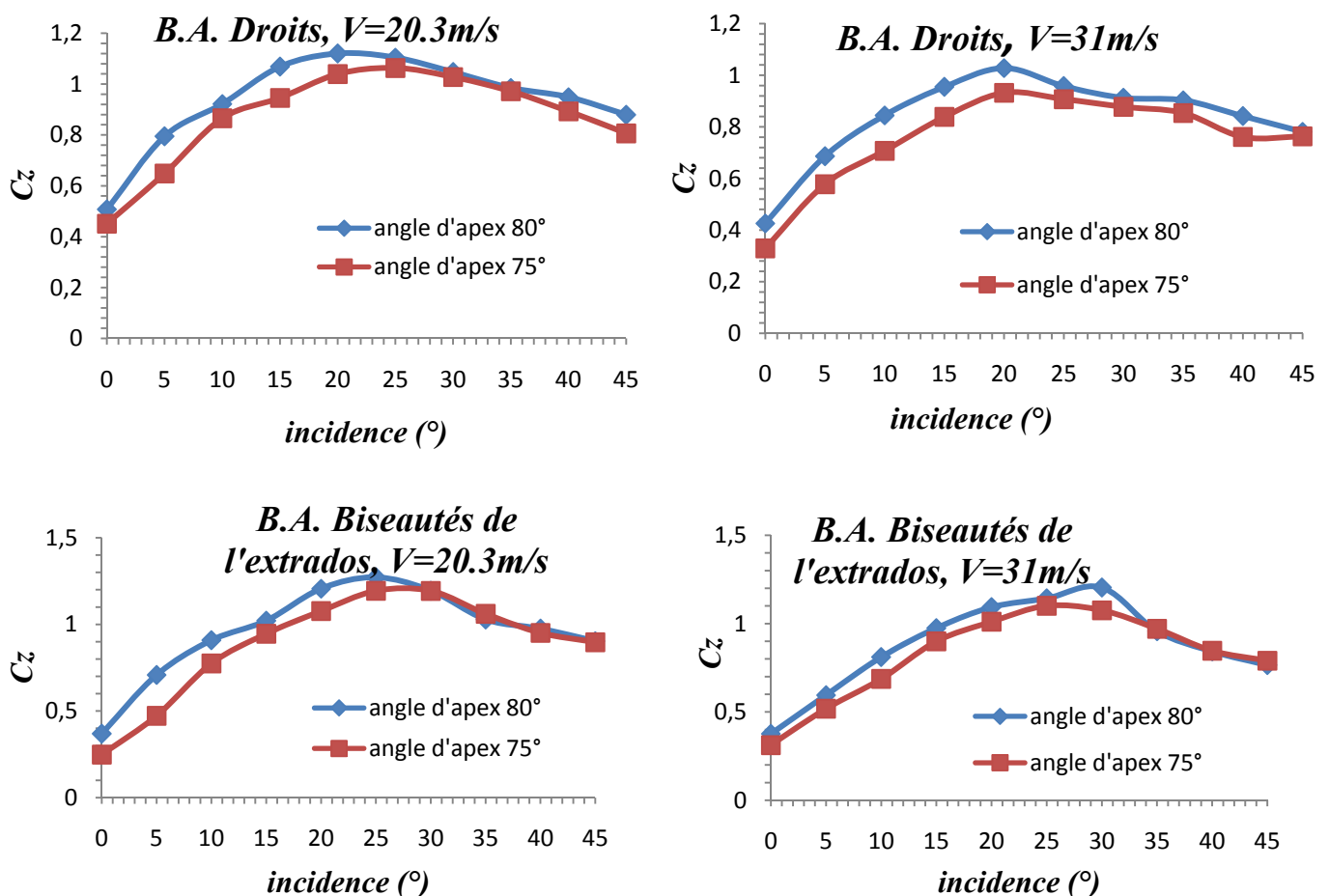
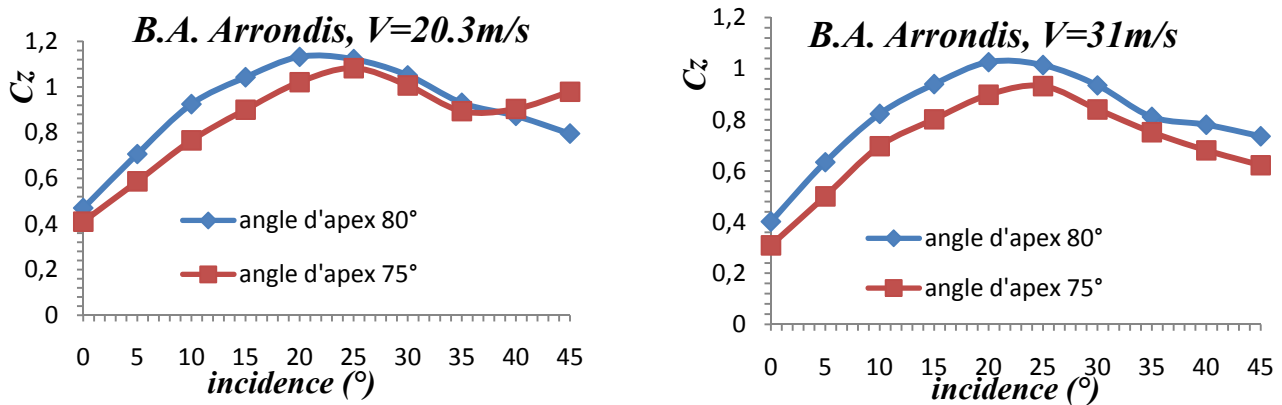
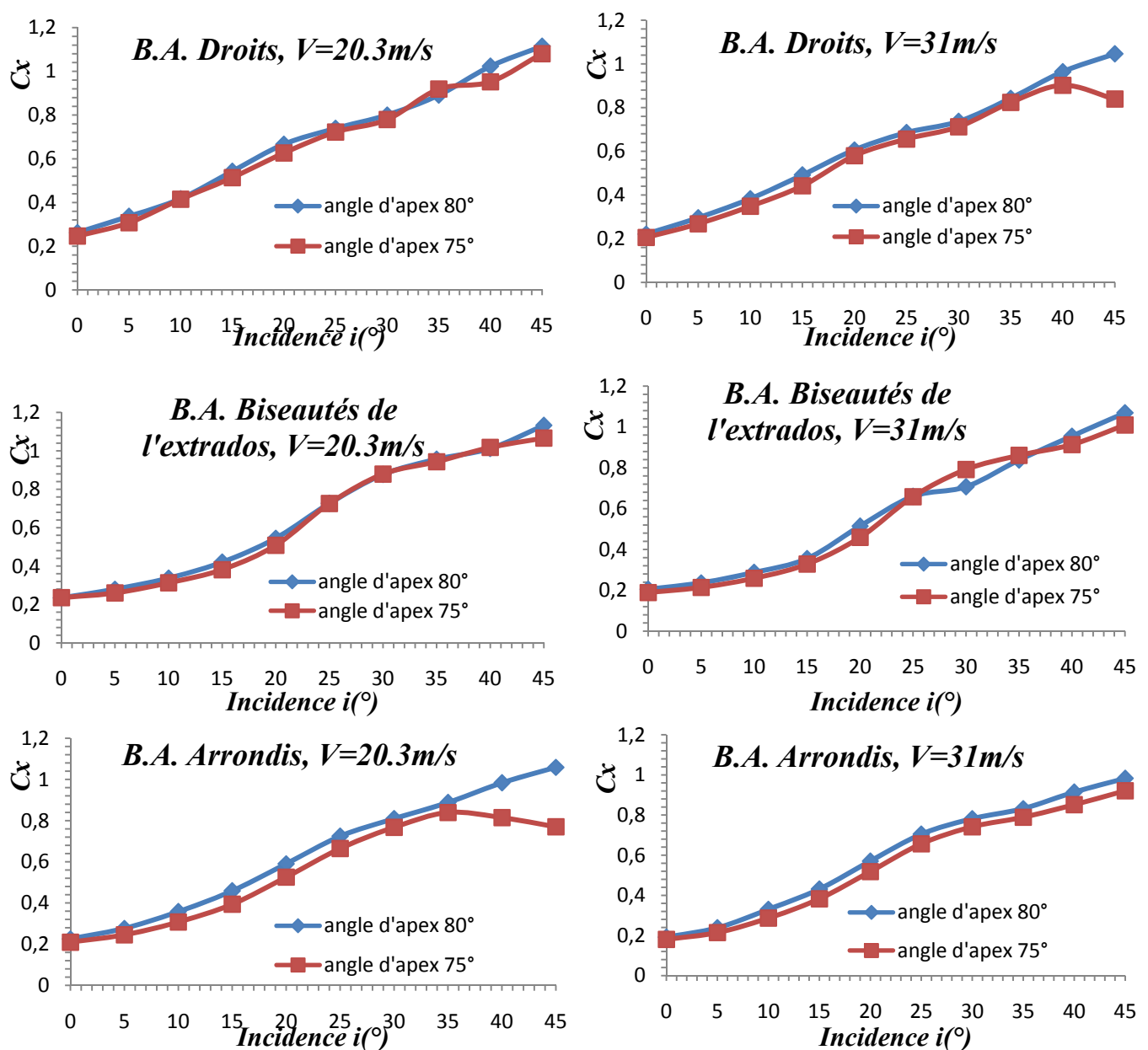


Figure V.14 : Comparaison des ailes à bords d'attaques arrondis d'angle d'apex 80° et 75° à $V=31\text{m/s}$ sous le tourbillon d'apex.

V.4.4. Comparaison des C_x et C_z des ailes d'angle d'apex 75° et 80° :



Figure V.15 : Comparaison des C_z des ailes d'angle d'apex 80° et 75° .Figure V.16 : Comparaison des C_x des ailes à bords d'attaques droits d'angle d'apex 80° et 75° .

V.5. Interprétation des résultats :

- On remarque que les résultats numériques et expérimentaux se concordent, et ce on peut le voir sur les figures (V.1 jusqu'à la figure V.7).
- Les résultats numériques montrent que le $(-C_p)$ est une fonction décroissante qui atteint son maximum aux alentours de l'apex et qui diminue en allant vers le bord de fuite.
- D'après la comparaison entre chaque aile du même angle d'apex (soit $\beta=80^\circ$ ou $\beta=75^\circ$) on constate que l'aile aux bords d'attaques biseautés présente le $-C_p$ maximal, au moment où l'aile aux bords d'attaques droits, présente des valeurs légèrement inférieures puis, l'aile aux bords d'attaques arrondis est presque confondues à celle avec des bords d'attaques droits. (figure V.10 et V.11)
- L'aile qui présente les plus faibles valeurs de $-C_p$, est bien celle aux bords d'attaques biseautés de l'intrados. (Figure V.11)
- En comparant les ailes de même forme aux bords d'attaques et d'apex différent, on constate que l'apex ($\beta=80^\circ P$) domine légèrement sur l'apex ($\beta=75^\circ NP$), et on voit la même chose pour ce qui concerne le coefficient de portance, contrairement à ce qui se passe du côté du coefficient de traînée où on voit que les ailes d'angle d'apex 75° présentent les meilleures valeurs.

V.6. Conclusion :

- On remarque que les ailes aux bords d'attaque biseautés de l'extrados donnent de meilleurs résultats relativement aux formes des bords d'attaques.
- Les résultats de $-C_p$ sont plus importants pour l'angle d'apex 80° .
- Les valeurs de C_z sont aussi meilleures que le $-C_p$.
- On constate aussi que les coefficients aérodynamiques des ailes biseautées de l'extrados dominent quelque soit l'angle d'apex de celle-ci.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Nous avons consacré notre travail à démontrer l'influence de la forme des bords d'attaques sur les performances aérodynamiques des ailes delta simple d'angle d'apex ($\beta=80^\circ$) et ($\beta=75^\circ$), et cela en réalisant trois séries d'ailes, la première série a bord d'attaque droits, la deuxième série a bords d'attaques biseautés et une troisième série a bords d'attaques arrondis sur lesquels nous avons effectué la mesure du coefficient de dépression ($-C_p$), et des autres coefficients aérodynamiques C_x et C_z , et nous avons aussi réalisé pour les mêmes séries une simulation numérique à l'aide du code de calcul *Fluent* pour pouvoir mener une étude comparative entre les résultats numériques et expérimentaux.

Et d'après notre étude, on en déduit ce qui suit :

Les coefficients aérodynamiques C_x et C_z augmentent avec l'augmentation de l'incidence, le coefficient de portance C_z augmente jusqu'à l'angle de décrochage qui est de l'ordre de ($i_d=25^\circ$) pour les ailes a bords d'attaques biseautés de l'extrados et pour les autres ailes à bords d'attaques (arrondis, droits et biseautés de l'intrados) on a le phénomène de décrochage qui apparaît à une incidence variant entre ($i=20^\circ$ et $i=25^\circ$), tandis que le coefficient C_x varie d'une manière proportionnelle avec l'incidence et change d'allure au delà du décrochage mais continu toujours d'augmenter.

Les évolutions longitudinales du coefficient de dépression montrent que celui-ci diminue en allant de l'apex vers le bord de fuite, et l'augmentation de l'incidence entraîne l'augmentation du coefficient de dépression jusqu'à i_d .

D'après les résultats obtenus on constate qu'on a une l'influence de l'angle d'apex sur les valeurs de $-C_p$, on a constaté que les ailes à l'angle privilégié ($\beta=80^\circ$) dominent légèrement ceux des ailes à angle non privilégié ($\beta=75^\circ$).

La simulation numérique nous a donné une approche acceptable entre les résultats numériques et expérimentaux pour toutes les ailes étudiés.

Les résultats relatifs aux différents coefficients aérodynamiques montrent que les ailes aux bords d'attaque biseautés de l'extrados ont l'avantage de présenter la plus forte dépression ainsi que la plus forte valeur de portance et la plus faibles trainée et ce pour les deux angles apex étudiés.

L'aile aux bords d'attaque biseautés de l'intrados présente les plus faibles valeurs de dépression et portance ainsi qu'une forte trainée (pour $\beta=80^\circ$), et concernant les ailes d'apex $\beta=75^\circ$ l'aile à bords d'attaque arrondis présente les plus faibles valeurs du coefficient de portance et de dépression et un fort coefficient de trainée, les ailes aux bords d'attaque droits présentent des valeurs intermédiaires.

L'étude de l'influence de l'angle privilégié sur les structures tourbillonnaires dans l'écoulement autour d'ailes delta, n'a pu montrer qu'une légère différence entre les deux angles apex étudiés (80° et 75°), d'où la nécessité d'étendre ce travail à d'autres angles d'apex afin de préciser l'effet de l'angle privilégié sur les coefficients aérodynamiques surtout pour les ailes delta à bords d'attaque biseautés de l'extrados.

Finalement on peut dire qu'il est préférable dorénavant d'utiliser des ailes delta à bords d'attaques biseautés de l'extrados avec laquelle on obtient de meilleures performances aérodynamiques $-C_p$, C_z et surtout C_x .



Bibliographie

Bibliographie :

[1] **M. BENKIR** : *Persistance et destruction des structure tourbillonnaires concentrées en particulier au dessus de l'aile delta : critères angulaires de stabilité aux écoulements.*

Thèse de doctorat, avril 1990, université de Valenciennes.

[2] **I. BOUMRAR** : *Rôle de l'apex à angle privilégié dans les écoulements autour d'ailes delta.* Thèse de Magister, 2001, UMMTO.

[3] **QUILLET** : *Mécanique, applications transport.*

Encyclopédies des sciences industrielles Paris 1974

[4] **R. LEGENDRE** : *Ecoulement au voisinage de la pointe avant d'une aile à forte flèche aux incidences moyennes. Première partie du mémoire présente VIII^e congrès international de mécanique théorique et appliquée d'Istanbul, recherche aéronautique N° 30-1952.*

[5] **M. S. BOUTOUDJ** : *Interaction apex structures tourbillonnaire en angles privilégiés dans l'écoulement autour d'aile delta et effet sur la portance.*

Thèse de Magister, octobre 1997, UMMTO.

[6] **JOHN J. BERTIN, MICHAEL L. SMITH**: *Aerodynamics for Engineers*

Prentice Hall, Englewood cliffs.

[7] **J.R, JOHN.D. ANDERSON** : *Fundamentals of aerodynamics*

Mc Graw Hill book company (1991)

[8] **R. COMOLET**: *Mécanique expérimentale des fluides. Tome II (dynamique des fluides réels), MASSON 1982*

[9] **J. LUNEAU, A. BONNET** : *Théorie de la dynamique des fluides*

Capadues-Edition 1989.

[10] **ONERA** : site Internet officiel : www.onera.fr

[11] **M.LERAY, J.P. DEROYON, M.J. DEROYON, C. MINAIR** : *Critères angulaires de stabilité d'un tourbillon hélicoïdal ou d'un couple de tourbillon rectiligne, rôle des angles dans l'optimisation des ailes, voiles, coque des avions et navires.*

Association technique et aéronautique session 1885.

[12] **P. REBUFFET** : *Aérodynamique expérimentale (Tome1 et 2).*

Edition DUNOD. 1962

Annexes

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,0667	0,8667	0,8667	0,8667	0,8000	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,6667	0,8667	0,8667
5	1,4000	1,0333	1,0667	1,0667	0,9333	1,0000	1,0667	1,0000	0,9333	0,9333	0,7333	1,0000	0,9333
10	2,0000	1,2667	1,3333	1,3333	1,1333	1,2667	1,3333	1,2667	1,2000	1,1333	0,9333	1,2667	1,0667
15	2,4000	1,5333	1,6667	1,6000	1,4000	1,5333	1,6000	1,4667	1,4000	1,3333	1,0667	1,4000	1,2000
20	3,0667	2,1333	2,2000	2,0667	1,8667	1,9333	1,9333	1,8000	1,6667	1,5667	1,2000	1,5333	1,3333
25	3,4000	2,5333	2,5333	2,3333	2,1333	2,1333	2,0667	1,9333	1,8000	1,7333	1,3333	1,6000	1,8000
30	2,5333	2,2667	2,2000	2,1333	2,0667	2,0667	2,0000	1,9333	1,9333	1,8667	1,4667	1,8000	1,7333
35	2,1333	2,0667	2,0667	2,0667	2,0333	2,0000	1,9667	1,9333	1,9333	1,9333	1,8667	1,9333	1,8667
40	2,0000	2,0000	2,0000	2,0000	2,0000	1,9333	1,9333	1,9333	1,9333	1,9333	1,5667	1,9000	1,8667

Tableau 1: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque droits à $z_a = 474\text{mm}$ et $z_0 = 444\text{mm}$.

	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	0,8714	0,8286	0,8571	0,8286	0,7714	0,8286	0,8571	0,8286	0,8286	0,8286	0,6571	0,8714	0,8286
5	1,0286	0,9714	1,0000	0,9714	0,8286	0,9429	0,9714	0,9143	0,9143	0,9143	0,7143	0,9714	0,9143
10	1,2857	1,1429	1,2571	1,2286	1,0286	1,1143	1,1714	1,1143	1,0857	1,0571	0,9143	1,2286	1,0857
15	1,5429	1,4571	1,6286	1,6000	1,3429	1,5714	1,7143	1,6286	1,5143	1,4571	1,1714	1,4857	1,3143
20	2,4143	2,2000	2,3429	2,2571	2,0286	2,0571	2,0857	1,9143	1,7857	1,6857	1,2857	1,6000	1,4286
25	3,4857	2,7143	3,2571	2,4857	2,3000	2,2571	2,2286	2,0857	1,9714	1,8714	1,4571	1,8000	1,6286
30	2,6000	2,3143	2,2857	2,2000	2,1429	2,1143	2,0857	2,0286	2,0000	1,9714	1,5714	1,9143	1,8286
35	2,0857	2,0571	2,0571	2,0286	2,0286	2,0000	1,9714	1,9714	1,9714	1,9714	1,6000	1,9143	1,8857
40	1,9714	1,9714	1,9714	1,9714	1,9714	1,9571	1,9714	1,9714	1,9714	1,9714	1,5429	1,9429	1,9143

Tableau 2: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque droits à $z_a = 474\text{mm}$ et $z_0 = 404\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,0667	0,9667	0,9333	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,8667	0,7333	0,8667	0,8667
5	1,0000	0,8667	0,8000	0,8000	0,7333	0,6667	0,9333	0,9333	0,9333	0,9333	0,8000	0,9333	0,8667
10	1,8000	1,5333	1,3333	1,3333	1,2000	1,0667	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000	0,8667	0,9333	0,9333
15	2,0667	1,6000	1,3333	1,4000	1,2667	1,2667	1,2000	1,2667	1,3333	1,3000	1,1333	1,2667	1,2000
20	2,2000	1,9333	1,6000	1,8000	1,8000	1,7333	1,8000	1,8000	1,8000	1,7000	1,3333	1,6000	1,4667
25	2,5333	2,2667	2,2000	2,2667	2,1333	2,0667	2,0000	1,9333	1,9333	1,8000	1,4667	1,8000	1,6000
30	2,3333	2,2667	2,2667	2,2000	2,0667	2,0667	2,0000	2,0000	2,0000	1,9333	1,6000	1,8667	1,7333
35	2,2000	2,1333	2,1333	2,1333	2,0667	2,0333	2,0000	2,0000	2,0000	1,9333	1,6667	1,9333	1,8667
40	2,0667	2,0667	2,0000	2,0000	1,9333	1,9333	1,9333	1,9333	1,9333	1,9333	1,6000	1,9333	1,8667

Tableau 3: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque arrondis à $z_a = 474\text{mm}$ et $z_0 = 444\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,0000	0,8857	0,8571	0,8571	0,8571	0,8286	0,8286	0,8286	0,8571	0,8571	0,7143	0,8286	0,8286
5	1,3429	1,1714	1,1143	1,0857	1,0286	0,9714	0,9714	0,9714	0,9857	0,9714	0,8000	0,9429	0,9143
10	1,6857	1,5429	1,2000	1,3429	1,1714	1,0571	1,0286	1,0000	1,0000	0,9714	0,8000	0,9429	0,9143
15	1,9429	1,6000	1,3143	1,3714	1,1714	1,1143	1,1429	1,2000	1,2571	1,3143	1,1714	1,2857	1,2571
20	1,9857	1,9714	1,7714	1,8857	1,7143	1,7857	1,7857	1,8000	1,7857	1,7429	1,3714	1,6571	1,4857
25	2,2000	2,2000	2,2000	2,0429	2,1714	2,0286	1,9714	1,9143	1,8857	1,8286	1,4286	1,7714	1,5714
30	2,4000	2,3429	2,3143	2,3143	2,2286	2,1143	2,0857	2,0286	2,0000	1,9714	1,6286	1,9143	1,8000
35	2,2857	2,2000	2,1714	2,1714	2,1429	2,0857	2,0571	2,0571	2,0286	2,0000	1,6857	1,9714	1,9143
40	2,0857	2,0571	2,0571	2,0571	2,0571	2,0286	2,0000	2,0000	2,0000	1,9714	1,6857	1,9714	1,9429

Tableau 4: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque arrondis à $z_a = 474\text{mm}$ et $z_0 = 404\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,2000	1,2333	1,1333	1,0667	0,9333	0,8667	0,8667	0,8000	0,8667	0,9333	0,8667	0,8667	0,9333
5	1,4667	1,4667	1,4000	1,2667	1,1333	1,0667	1,0667	0,9333	0,9333	1,0667	0,9333	0,9333	1,0000
10	1,7333	1,7333	1,7000	1,6000	1,4667	1,3333	1,3667	1,1333	1,1333	1,2667	1,1000	1,0667	1,0333
15	1,8667	1,8667	1,8667	1,8000	1,6667	1,6000	1,6333	1,3333	1,4000	1,4667	1,2667	1,2000	1,1333
20	2,0667	2,0667	2,0000	1,9333	1,8667	1,8000	1,8000	1,5333	1,5333	1,6000	1,4000	1,3667	1,3333
25	2,2000	2,2000	2,1333	2,0667	2,0333	2,0000	1,9667	1,8000	1,8333	1,8667	1,7333	1,7000	1,6000
30	2,3333	2,2667	2,2333	2,2000	2,1333	2,1333	2,1000	1,9333	1,9667	1,9667	1,8667	1,8000	1,7333
35	2,2667	2,2000	2,2000	2,1333	2,1000	2,0667	2,0333	1,9333	1,9667	1,9667	1,9333	1,8667	1,8000
40	2,1000	2,0667	2,0667	2,0667	2,0333	2,0000	2,0000	1,9333	1,9667	1,9333	1,9333	1,8667	1,8667

Tableau 5: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque biseautés de l'extrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=444\text{mm}$.

i (°)	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,2571	1,2286	1,1143	1,0000	0,9000	0,8857	0,8571	0,7714	0,8429	0,9429	0,8857	0,8857	0,9143
5	1,6286	1,6286	1,5429	1,4000	1,2000	1,1143	1,0857	0,8857	0,9143	1,0571	0,9143	0,8857	0,9286
10	1,9143	1,9000	1,8143	1,6571	1,4571	1,3429	1,3429	1,1143	1,1286	1,2714	1,0857	1,0286	1,0571
15	2,1143	2,1143	2,1143	2,0000	1,8286	1,7429	1,8000	1,4571	1,4714	1,6714	1,4143	1,2857	1,2857
20	2,2000	2,1714	2,1429	2,0857	1,9714	1,8857	1,9143	1,6286	1,6714	1,7714	1,6143	1,5429	1,4857
25	2,2571	2,2571	2,2286	2,1714	2,1143	2,0571	2,0857	1,8857	1,9000	1,9429	1,8571	1,7714	1,7000
30	2,4000	2,3714	2,3429	2,2857	2,2571	2,2000	2,1857	2,0429	2,0571	2,0571	1,9714	1,9143	1,8286
35	2,2571	2,2286	2,2286	2,2000	2,1714	2,1429	2,1429	2,0571	2,0857	2,0571	2,0143	1,9714	1,9571
40	2,1714	2,1143	2,0857	2,0571	2,0571	2,0571	2,0286	2,0286	1,9714	2,0000	2,0000	1,9429	1,9143

Tableau 6: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 75° , aux bords d'attaque biseautés de l'extrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=404\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,3333	1,0667	1,2000	1,1000	1,0667	1,0000	0,9333	0,9333	0,9333	0,8667	0,9333	0,9000	0,8333
5	1,8000	1,4000	1,6000	1,4667	1,4667	1,3333	1,2667	1,2667	1,2667	1,1667	1,2000	1,1333	1,0667
10	2,6000	2,2000	2,2667	2,0667	2,0000	1,7333	1,6000	1,6000	1,4667	1,4000	1,3333	1,2667	1,1333
15	3,0667	2,6000	2,4667	2,2667	2,1333	1,9333	1,8000	1,7333	1,6000	1,5333	1,4667	1,4000	1,3333
20	2,8667	2,4667	2,3333	2,2000	2,0667	1,9333	1,8667	1,8000	1,7333	1,6667	1,6000	1,6000	1,4667
25	2,3333	2,2000	2,1000	2,0667	2,0000	1,9333	1,9000	1,8667	1,8000	1,7667	1,7333	1,7333	1,6667
30	1,9333	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8333	1,8000	1,8000	1,8000	1,7667	1,7333	1,6667
35	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,7333	1,7333
40	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000

Tableau 7: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque droits à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=444\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,5143	1,1714	1,3286	1,2429	1,2000	1,1143	1,0857	1,1000	1,0571	1,0286	1,0286	1,0000	0,9714
5	1,9714	1,5143	1,8286	1,6286	1,5714	1,4000	1,3143	1,3714	1,3429	1,2571	1,2857	1,2571	1,1429
10	2,5143	2,0571	2,3429	2,0286	1,9714	1,7143	1,6286	1,6571	1,5429	1,4286	1,4286	1,3429	1,2000
15	3,1429	2,6286	2,6286	2,3429	2,2000	1,9571	1,8286	1,8000	1,6571	1,5429	1,5143	1,4571	1,3000
20	3,0286	2,5429	2,4286	2,2571	2,1429	1,9714	1,9000	1,8571	1,7714	1,7000	1,6714	1,6143	1,5143
25	2,1714	2,0857	2,0286	2,0000	1,9714	1,9143	1,9000	1,8857	1,8571	1,8286	1,8000	1,7429	1,7143
30	2,0000	1,9714	1,9429	1,9286	2,0571	1,8857	1,8857	1,8571	1,8571	1,8286	1,8000	1,7714	1,7143
35	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8286	1,8286	1,8286	1,8286	1,8000	1,8000	1,7714
40	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8571	1,8857	1,8571	1,8286

Tableau 8: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque droits à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=404\text{mm}$.

i	$x/l_0=0,25$	$x/l_0=0,3$	$x/l_0=0,35$	$x/l_0=0,4$	$x/l_0=0,45$	$x/l_0=0,5$	$x/l_0=0,55$	$x/l_0=0,6$	$x/l_0=0,65$	$x/l_0=0,7$	$x/l_0=0,75$	$x/l_0=0,8$	$x/l_0=0,9$
0	0,8667	0,8667	0,8333	0,7667	0,7333	0,7333	0,7333	0,7333	0,7667	0,7333	0,5667	0,7333	0,7333
5	1,4667	1,4000	1,2667	1,1333	1,2000	1,0000	0,9333	0,9333	0,9333	1,0000	0,7333	0,9333	0,9333
10	2,0000	1,8667	1,6667	1,4667	1,6000	1,2000	1,2000	1,2667	1,2667	1,3000	0,9333	1,2667	1,2000
15	2,2667	2,0667	1,8667	1,6000	1,8667	1,4667	1,4667	1,5333	1,4667	1,4667	1,0667	1,4000	1,3333
20	2,7333	2,6000	2,4000	2,1333	2,1333	1,9333	1,8667	1,8333	1,7333	1,6667	1,2667	1,5333	1,4000
25	2,4667	2,2667	2,2000	2,1333	2,0667	2,0000	1,9333	1,8667	1,8000	1,8000	1,4667	1,7333	1,6667
30	2,2000	2,1333	2,1333	2,0667	2,0667	2,0000	2,0000	1,9333	1,9333	1,8667	1,4667	1,8000	1,7333
35	1,9333	1,9000	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,8667	1,4667	1,8000	1,7333
40	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,4667	1,8000	1,7333

Tableau 9: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque arrondis à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=444\text{mm}$.

i	$x/l_0=0,25$	$x/l_0=0,3$	$x/l_0=0,35$	$x/l_0=0,4$	$x/l_0=0,45$	$x/l_0=0,5$	$x/l_0=0,55$	$x/l_0=0,6$	$x/l_0=0,65$	$x/l_0=0,7$	$x/l_0=0,75$	$x/l_0=0,8$	$x/l_0=0,9$
0	0,9714	0,9714	0,8286	0,7429	0,7571	0,7571	0,7571	0,7714	0,8000	0,8000	0,6143	0,8000	0,8000
5	1,5714	1,3429	1,2286	1,0286	1,0857	0,9429	0,9429	0,9429	0,9571	0,9714	0,7429	1,0000	1,0143
10	1,8571	1,3429	1,4857	1,2000	1,4000	1,1143	1,1429	1,2286	1,2286	1,2857	0,9714	1,2571	1,2286
15	2,2286	2,0286	1,8286	1,5286	1,8286	1,5429	1,5714	1,6286	1,5571	1,5714	1,1714	1,4571	1,3429
20	2,7714	2,6571	2,5429	2,2571	2,2286	2,0286	1,9429	1,8857	1,8000	1,7429	1,3143	1,6000	1,4857
25	2,4571	2,3429	2,2857	2,1714	2,1429	2,0571	2,0000	1,9714	1,9143	1,8571	1,4857	1,7714	1,6857
30	2,2286	2,1429	2,1143	2,0571	2,0286	2,0000	1,9429	1,9429	1,9143	1,9000	1,5429	1,8286	1,7714
35	1,9429	1,9143	1,9143	1,9143	1,9143	1,8857	1,8857	1,8857	1,8571	1,8571	1,5143	1,8286	1,8000
40	1,9143	1,8857	1,8857	1,8857	1,8857	1,8857	1,8571	1,8857	1,8571	1,8571	1,5286	1,8571	1,8286

Tableau 10: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque arrondis à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=404\text{mm}$.

$i(^{\circ})$	$x/l_0=0,25$	$x/l_0=0,3$	$x/l_0=0,35$	$x/l_0=0,4$	$x/l_0=0,45$	$x/l_0=0,5$	$x/l_0=0,55$	$x/l_0=0,6$	$x/l_0=0,65$	$x/l_0=0,7$	$x/l_0=0,75$	$x/l_0=0,8$	$x/l_0=0,9$
0	1,2333	1,1333	1,2000	1,2000	1,1333	1,1000	1,0333	0,9333	0,9333	0,9000	0,8667	0,8667	0,8667
5	1,6000	1,4667	1,6000	1,6000	1,5333	1,5333	1,4000	1,3333	1,2667	1,2333	1,0667	1,0667	1,0667
10	1,9000	1,7333	1,8667	1,8333	1,8000	1,6667	1,5667	1,5333	1,4667	1,3333	1,2667	1,2667	1,3333
15	2,2000	1,9333	2,0000	2,0000	1,9000	1,8667	1,8000	1,6667	1,7000	1,6667	1,4667	1,4000	1,4667
20	2,3333	2,0667	2,2333	2,2000	2,1333	2,0667	2,0000	1,8667	1,8000	1,7333	1,5333	1,4667	1,6000
25	2,4667	2,2667	2,4000	2,3333	2,2667	2,2000	2,1000	1,9333	1,9333	1,8667	1,6667	1,6333	1,7333
30	2,4667	2,3333	2,4000	2,3333	2,2667	2,1333	2,1333	2,1000	1,9333	2,0000	1,9333	1,8000	1,8000
35	2,2667	2,1333	2,2000	2,1333	2,1000	2,1000	2,0333	1,9333	2,0000	1,9667	1,8000	1,8667	1,8667
40	2,1333	2,0000	2,0667	2,0667	2,0000	2,0000	1,9333	1,8667	1,9333	1,9333	1,8000	1,8667	1,8667

Tableau 11: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque biseautés de l'extrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=444\text{mm}$.

$i(^{\circ})$	$x/l_0=0,25$	$x/l_0=0,3$	$x/l_0=0,35$	$x/l_0=0,4$	$x/l_0=0,45$	$x/l_0=0,5$	$x/l_0=0,55$	$x/l_0=0,6$	$x/l_0=0,65$	$x/l_0=0,7$	$x/l_0=0,75$	$x/l_0=0,8$	$x/l_0=0,9$
0	1,1429	1,0571	1,1429	1,1143	1,0286	0,9429	0,8857	0,7714	0,8286	0,8000	0,7714	0,8000	0,8000
5	1,4286	1,3143	1,4286	1,4571	1,4000	1,3429	1,2571	1,1429	1,1143	1,0571	0,9429	0,9429	0,9429
10	1,8286	1,6571	1,8000	1,8286	1,7714	1,7714	1,6857	1,5429	1,5143	1,4857	1,3143	1,2286	1,2857
15	2,0571	1,8286	1,9429	1,9429	1,8714	1,9143	1,8286	1,6857	1,7143	1,6571	1,4571	1,3143	1,4571
20	2,2286	1,8857	1,9714	1,9714	1,9429	1,9143	1,8857	1,7714	1,7429	1,6857	1,5143	1,4571	1,5143
25	2,4143	2,2000	2,3429	2,2571	2,1714	2,1429	2,0286	1,8857	1,8857	1,8286	1,6286	1,6000	1,6857
30	2,3429	2,1714	2,2714	2,2429	2,1714	2,1429	2,0571	1,9429	1,9429	1,8857	1,7143	1,7143	1,7714
35	2,3143	2,1429	2,2000	2,1714	2,1143	2,0857	2,0571	1,9429	1,9714	1,9143	1,7714	1,8286	1,8857
40	2,1143	1,9714	2,0286	2,0286	2,0000	1,9857	1,9714	1,9143	1,9429	1,9143	1,7714	1,8571	1,8571

Tableau 12: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque biseautés de l'extrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=404\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	1,0000	0,8667	0,9333	1,0000	0,8667	0,9333	0,9333	0,9333	0,9333	0,9333	1,0000	1,0000	0,9333
5	1,1333	0,9333	1,2667	1,3333	1,0667	1,1333	1,1333	1,1333	1,0667	1,0667	1,1333	1,0000	1,0000
10	1,7333	1,3333	1,8667	1,8667	1,4667	1,5333	1,5333	1,5333	1,4000	1,4000	1,4000	1,2667	1,1333
15	2,4000	1,8000	2,4667	2,4667	1,9333	1,9333	1,8667	1,8000	1,7333	1,6000	1,5333	1,4667	1,3333
20	2,5333	2,1333	2,3333	2,2667	2,0667	2,0667	1,9333	1,8667	1,8000	1,7333	1,6667	1,6000	1,4667
25	2,1333	1,8667	2,0000	2,0000	1,8667	1,8667	1,8000	1,8000	1,7333	1,7333	1,6667	1,6667	1,6667
30	1,9333	1,8000	1,8667	1,8667	1,8667	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,8000	1,7333	1,7333	1,6667
35	1,8667	1,7333	1,8667	1,8667	1,8000	1,8000	1,8667	1,8000	1,8667	1,8000	1,7333	1,8000	1,7333
40	1,8000	1,6667	1,8000	1,8000	1,8000	1,8667	1,8000	1,8667	1,8000	1,8000	1,7333	1,8000	1,7333

Tableau 13: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° aux bords d'attaque biseautés de l'intrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=444\text{mm}$.

i	x/l0=0,25	x/l0=0,3	x/l0=0,35	x/l0=0,4	x/l0=0,45	x/l0=0,5	x/l0=0,55	x/l0=0,6	x/l0=0,65	x/l0=0,7	x/l0=0,75	x/l0=0,8	x/l0=0,9
0	0,6286	0,4571	0,5429	0,6000	0,5143	0,5714	0,5714	0,6000	0,5714	0,6000	0,6286	0,6286	0,6286
5	0,9143	0,7429	1,0286	1,0857	0,8286	0,8857	0,9143	0,9429	0,8857	0,8857	0,9429	0,8857	0,8571
10	1,3429	0,9714	1,4571	1,4857	1,1143	1,2000	1,3429	1,3429	1,2286	1,2286	1,3143	1,2000	1,1143
15	2,3429	1,8000	2,3143	2,2857	1,8000	1,8000	1,7429	1,6000	1,4857	1,4571	1,6857	1,3143	1,2000
20	2,8000	2,2000	2,4857	2,4000	2,0857	2,0571	1,9143	1,8000	1,7143	1,7143	1,6571	1,6286	1,4857
25	2,2571	1,9714	2,1143	2,0571	1,9714	1,9714	1,9143	1,8000	1,7714	1,8000	1,7143	1,7429	1,6286
30	1,9143	1,8857	1,8857	1,8571	1,8571	1,8571	1,8286	1,7714	1,7429	1,8000	1,7429	1,7714	1,7143
35	1,8571	1,7143	1,8571	1,8286	1,8000	1,8571	1,8286	1,7714	1,7143	1,8286	1,7714	1,8000	1,7714
40	1,8286	1,7143	1,8286	1,8286	1,8000	1,8286	1,8000	1,7714	1,6286	1,8286	1,7714	1,8000	1,7714

Tableau 14: Valeurs de $-C_p$ pour l'aile d'angle d'apex 80° , aux bords d'attaque biseautés de l'intrados à $z_a=474\text{mm}$ et $z_0=404\text{mm}$.**C_x**

incidences	B.A. Droit	BABiseaute de l'extrados	B.A. Arrondis
0	0,2465	0,0000	0,2098
5	0,3077	0,2604	0,2457
10	0,4149	0,3134	0,3076
15	0,5136	0,3816	0,3942
20	0,6266	0,5087	0,5255
25	0,7221	0,7259	0,6646
30	0,7795	0,8792	0,7675
35	0,9191	0,9434	0,8392
40	0,9521	1,0179	0,8145
45	1,0810	1,0667	0,7699

C_z

incidences	BA droit	BABiseaute de l'extrados	BA arrondis
0	0,4509	0,2487	0,4100
5	0,6485	0,4727	0,5870
10	0,8656	0,7746	0,7664
15	0,9455	0,9460	0,9008
20	1,0393	1,0770	1,0215
25	1,0632	1,1936	1,0829
30	1,0274	1,1933	1,0073
35	0,9715	1,0609	0,8945
40	0,8927	0,9511	0,9045
45	0,8062	0,8973	0,9796

Tableau 15 : Valeurs de C_x et de C_z pour les ailes d'angle d'apex 75° à $V=20.3\text{m/s}$.

C_x

incidences	B.A. Droit	B.A.Biseaute extrados	B.A. Arrondis
0	0,2055	0,1892	0,1802
5	0,2679	0,2143	0,2144
10	0,3484	0,2592	0,2864
15	0,4421	0,3287	0,3825
20	0,5797	0,4596	0,5180
25	0,6561	0,6586	0,6564
30	0,7122	0,7918	0,7412
35	0,8237	0,8612	0,7887
40	0,9019	0,9137	0,8515
45	0,8392	1,0096	0,9209

C_z

incidences	BA droit	Babiseaute extrados	BA arrondis
0	0,3292	0,3122	0,3092
5	0,5775	0,5181	0,5008
10	0,7070	0,6871	0,6968
15	0,8387	0,8996	0,8020
20	0,9319	1,0108	0,8979
25	0,9071	1,1008	0,9319
30	0,8774	1,0752	0,8407
35	0,8534	0,9707	0,7514
40	0,7609	0,8465	0,6806
45	0,7632	0,7899	0,6224

Tableau 16 : Valeurs de C_x et de C_z pour les ailes d'angle d'apex 75° à V=31m/s**C_x**

incidence i(°)	B.A.Droits	B.A. Arrondis	B.A. Biseautés de l'extrados	B.A. Biseautés de l'intrados
0	0,2621	0,2255	0,2347	0,2643
5	0,3365	0,2766	0,2799	0,3574
10	0,4170	0,3583	0,3374	0,4511
15	0,5427	0,4590	0,4206	0,5980
20	0,6663	0,5904	0,5454	0,7122
25	0,7389	0,7243	0,7269	0,8305
30	0,8003	0,8094	0,8771	0,8894
35	0,8914	0,8878	0,9564	0,9719
40	1,0235	0,9836	1,0122	1,0975
45	1,1148	1,0585	1,1326	1,1723

C_z

incidence i(°)	B.A. Droits	B.A. Arrondis	B.A. Biseautés de l'extrados	B.A. Biseautés de l'intrados
0	0,5072	0,4696	0,3691	0,4912
5	0,7945	0,7065	0,7081	0,7832
10	0,9218	0,9253	0,9083	0,9308
15	1,0684	1,0428	1,0212	1,0798
20	1,1201	1,1325	1,2058	1,0974
25	1,1040	1,1222	1,2715	1,0243
30	1,0471	1,0517	1,1942	0,9481
35	0,9850	0,9307	1,0283	0,8700
40	0,9485	0,8738	0,9754	0,8240
45	0,8791	0,7958	0,9037	0,7442

Tableau 17 : Valeurs de C_x et de C_z pour les ailes d'angle d'apex 80° à V=20.3m/s.**C_x**

incidence i(°)	B.A.Droits	B.A. Arrondis	B.A. Biseautés de l'extrados	B.A. Biseautés de l'intrados
0	0,2211	0,1912	0,2055	0,2138
5	0,2956	0,2382	0,2367	0,2885
10	0,3826	0,3297	0,2878	0,4036
15	0,4916	0,4309	0,3555	0,5004
20	0,6063	0,5702	0,5147	0,6994
25	0,6856	0,7045	0,6604	0,7498
30	0,7366	0,7812	0,7074	0,8107
35	0,8426	0,8317	0,8377	0,9075
40	0,9640	0,9139	0,9554	1,0165
45	1,0460	0,9825	1,0693	1,0749

C_z

incidence i(°)	B.A. Droits	B.A. Arrondis	B.A. Biseautés de l'extrados	B.A. Biseautés de l'intrados
0	0,4259	0,4018	0,3758	0,4279
5	0,6861	0,6343	0,5946	0,6697
10	0,8444	0,8230	0,8106	0,8525
15	0,9549	0,9395	0,9742	0,9730
20	1,0276	1,0254	1,0929	0,9270
25	0,9579	1,0139	1,1429	0,9007
30	0,9122	0,9347	1,2044	0,8418
35	0,9030	0,8112	0,9568	0,7864
40	0,8415	0,7806	0,8423	0,7174
45	0,7810	0,7356	0,7650	0,6655

Tableau 18 : Valeurs de C_x et de C_z pour les ailes d'angle d'apex 80° à V=31m/s.

Maple a été initialement développé au sein du *Symbolic Computation Group* de l'Université de Waterloo en Ontario (Canada) à partir de 1981. La première version publique date de 1985 (version 3.3).

Le logiciel permet aussi bien de travailler sur des quantités numériques (entières, réelles, complexes) qu'avec des polynômes, fonctions, séries. Maple réalise des dérivations, intégrations, résolutions de systèmes d'équations linéaires, inversions de matrices, développements asymptotiques et résolutions d'équations différentielles sous forme *symbolique*, c'est-à-dire en gardant des inconnues dans la résolution. Le système Maple offre aussi de nombreuses fonctionnalités en arithmétique des nombres et en combinatoire.

Maple est un système interprété, c'est-à-dire que l'utilisateur tape une ligne de commande suivie d'un terminateur, ce qui provoque une évaluation (calcul ou résolution) et le système retourne un résultat. Maple représente les objets sous la forme d'un graphe acyclique orienté. Il est cependant également possible d'écrire des programmes (dans un langage très proche de celui des lignes de commandes) qui ne seront pas compilés, mais interprétés à leur appel, et d'enrichir ainsi le système avec de nouvelles commandes.

Il est ensuite possible de :

- Copier et coller les formules mathématiques correspondantes dans un traitement de texte ;
- Tracer des courbes ou des surfaces (en aspect 3D) ;
- Générer les programmes de calcul numérique correspondants (par exemple en C).

Maple offre un mode console et un mode graphique. Il est disponible sur la majorité des systèmes d'exploitation (GNU/Linux, Macintosh, Windows).