

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique
Université Mouloud Mammeri - Tizi-Ouzou



Faculté du Génie de la Construction
Département de Génie Mécanique
Mémoire de Fin d'Etudes en Vue de l'Obtention du Diplôme
'MASTER ACADEMIQUE'

En Génie Mécanique
Option : **Energétique**

THÈME



**Champs de pression pariétale à l'extrados
d'ailes delta- Effet du sol**

Proposé et dirigé par : **Mr. I BOUMRAR**

Etudié par : **NAIT SIDI AHMED Wahid**

Promotion: 2017/2018

REMERCIEMENTS

La réalisation de ce mémoire a été possible grâce au concours de plusieurs personnes à qui je voudrais témoigner toute ma reconnaissance.

Je voudrais tout d'abord adresser toute ma gratitude au directeur de ce mémoire, monsieur **IDIR BOUMRAR**, pour sa patience, sa disponibilité et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter ma réflexion.

J'adresse mes sincères remerciements à tous les professeurs, intervenants et toutes les personnes qui par leurs paroles, leurs écrits, leurs conseils et leurs critiques ont guidé mes réflexions et ont accepté de me rencontrer et de répondre à mes questions durant mes recherches. Je voudrais exprimer ma reconnaissance envers les amis et collègues qui m'ont apporté leur soutien moral et intellectuel tout au long de ma démarche.

Enfin, je tiens à témoigner toute ma gratitude au personnel du hall technologie pour leur aide précieuse dans la réalisation de ce travail

Dédicaces

Merci Dieu, pour m'avoir donné la force dans les moments difficiles d'éditer ce mémoire.

Je dédie ce mémoire à :

Ma mère, qui a œuvré pour ma réussite, de par son amour, son soutien, tous les sacrifices consentis et ses précieux conseils, pour toute son assistance et sa présence dans ma vie, reçois à travers ce travail aussi modeste soit-il, l'expression de mes sentiments et de mon éternelle gratitude.

Mon père, qui peut être fier et trouver ici le résultat de longues années de sacrifices et de privations pour m'aider à avancer dans la vie. Puisse Dieu faire en sorte que ce travail porte son fruit ; Merci pour les valeurs nobles, l'éducation et le soutien permanent venu de toi.

Mes frères et sœurs qui n'ont cessé d'être pour moi des exemples de persévérance, de courage et de générosité.

Mes professeurs qui doivent voir dans ce travail la fierté d'un savoir bien acquis.

SOMMAIRE

Liste des figures	v
Liste des tableaux	ix
Notations.....	x
Introduction générale.....	1

Chapitre I :

Caractéristiques de l'aile delta

I-1. Introduction.....	3
I-2. Éléments de base d'un avion	3
I -3. Aile delta.....	4
I -3-1. Définition.....	4
I -3-2. Historique	5
I -3-3. Variation de conception.....	5
I -4- Profil de l'aile	6
I -4-1. Différents profils génériques	6
I -5. Caractéristiques générales des ailes delta	8
I -5-1. Caractéristique numériques	8
I -5-2. Caractéristiques aérodynamique des ailes delta	8
I -5-2-1. Le principe de Bernoulli.....	8
I -5-2-2. Forces appliquées sur une aile d'avion	9
I -6. Matériaux utilisés.....	11
I -6-1. Caractéristiques d'un matériau.....	11
I-6-2.Critères nécessaires pour le choix du matériau.....	11
I -6-3. Les critères de choix	11
I -7. Domaines d'utilisations	12
I -7-1. Dans le domaine civil	12
I -7-2. Dans le domaine militaire.....	12
I -8. Avantages et inconvénients des ailes delta	12
I -8-1. Les avantages de l'aile delta.....	13
I -8-2 Les inconvénients	13
I -9. Conclusion	13

Chapitre II :

Structure Tourbillonnaire au-dessus d'une aile delta

II.1- Introduction	14
II.2-Aérodynamique	14
II.2.1- Types d'aérodynamique	14
II.3- Caractéristiques d'un fluide	14
II.3.1- Masse volumique	15
II.3.2- Pression P	15
II.3.3- Température T	15
II.3.4- Vitesse V	15
II.3.5- Viscosité dynamique μ	15
II.4- L'aire	15
II.4.1- Définition	15
II.4.2- Composition de l'air.....	15
II.4.3- Différent écoulements de l'air	16.
II.4.4.- Facteurs influençant la résistance de l'air	17
II.4.5- Nombre de Reynolds	18
II.5- Couche limite.....	19
II.6- Ecoulement sonique et supersonique	21
II.6.1- Vitesse du son.....	21
II.6.2- Nombre de mach	21
II.6.3- Types d'écoulements autour d'un objet volant.....	22
II.7- Ondes de choc	23
II.8- Les hypothèses expliquant la portance	23
II.8.1- Effet Magnus	23
II.8.2- Effet conada	23
II.8.3-Le principe de Bernoulli	24
II.8.4-Les Lois de Newton.....	24
II.8.5- Condition de Kutta	24
II-8-6- La loi de Kutta-Joukowski	25
II.9-Tourbillons marginaux	25
II.9.1- Formation des tourbillons à l'extrados d'une aile Delta	26.
II.9.2- Structure du tourbillon d'apex	26.
II.9.3- Les angles privilégiés dans les ailes delta.....	26
II.9.4- Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta mince.....	27
II.9.4.1- La géométrie de l'aile	28

II.9.4.2- Les équations correspondantes	28
II.9.5- Facteurs influençant l'existence des tourbillons à l'extrados de l'aile delta	29
II.9.5.1- Influence de l'Angle d'Incidence sur la Traînée et la Portance.....	30
II.9.5.2- Influence de l'angle de flèche de l'aile sur la formation des tourbillons	30
II.9.6- Les efforts aérodynamiques sur une aile delta.....	31
II.9.6.1- Préviation théorique	32
II.9.6.2- Portance tourbillonnaire	32
II.9.6.3-Eclatement tourbillonnaire	32
II.10-Effet du sol	32
II.11- Conclusion.....	33

Chapitre III :

Techniques de mesure et réalisation des maquettes

III.1-Introduction	34
III.2-Généralités sur les souffleries	34
III.2.1- Classification des souffleries aérodynamiques.....	34
III.2.2- Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile.....	34
III.2.2.1- Souffleries subsoniques ($M < 0.9$)	35
III.2.2.2-Soufflerie supersoniques ($1.2 < M < 5$).....	36
III.2.2.3-Souffleries hypersoniques ($M > 5$)	36
III.2.3-Les éléments de la soufflerie et le principe de fonctionnement	36
III.2.3.1Caractéristiques de la soufflerie	37
III.2.3.2-Erreurs expérimentales	39
III.3- Réalisation des maquettes	40
III.3.1- Dimensionnement des Ailes	40
III.3.2-Procédé de réalisation des ailes avec prises de pression	40
III.3.3- Procédé de réalisation des prises de pression.....	44
III.3.4-Réalisation des Supports	44
III.3.5-Montage final des maquettes.....	46
III.4-Simulation de l'effet du sol	47
III.4.1-Montage de la maquette pour déterminer l'effet du sol	47
III.5-Conclusion.....	48

Chapitre IV :

Résultats et Discussion

IV.1-Introduction	49
IV.2- Manipulation	49
IV.3- Présentation des résultats expérimentaux	49
IV.3.1- Evolution de $-C_p$ suivant l'envergure de l'aile	50
IV.3.2 : Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ sous les tourbillons principales	55
IV.4- Résultats avec effet du sol	58
IV.4.1- Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant l'envergure avec effet du sol	58
IV.4.2-Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ sous les tourbillons principaux avec effet du sol ..	64
IV.5- Comparaison des résultats	66
IV.5. 1-Comparaison des résultats sur l'axe transversal	66
IV.5.2-Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux	72
IV.6-Conclusion	74
Conclusion Générale	75
Bibliographie	76
ANNEXES	

Liste des Figures

- Figure I.1:** Composition d'un avion
- Figure I.2:** Le F-117 étant une aile delta simple
- Figure I.3:** Le Rafale équipé d'une aile delta simple
- Figure I.4:** Delta simple
- Figure I.5:** Gothique
- Figure I.6:** Delta avec empenage
- Figure I.7:** Delta tronquée
- Figure I.8:** Brisée ou double delta
- Figure I.9:** Profil de l'aile
- Figure I.10:** Profil convexe
- Figure I.11:** Profil supercritique
- Figure I.12 :** Autres profils
- Figure I.13:** Caractéristiques d'une aile
- Figure I.14:** Force exercée sur un avion de chasse
- Figure I.15:** Schéma des différents matériaux utilisés
- Figure II.1:** Écoulement laminaire
- Figure II.2:** Écoulement turbulent
- Figure II.3:** Écoulement tourbillonnaire
- Figure II.4:** Résistance de l'air sur une plaque
- Figure II.5:** Couche limite
- Figure II.6:** Couche limite laminaire
- Figure II.7:** Couche limite turbulente
- Figure II.8:** Couche limite laminaire et turbulente sur un profil d'aile
- Figure II.9:** Zone de transition sur un profile d'aile
- Figure II.10:** Ecoulement subsonique
- Figure II.11:** Ecoulement sonique
- Figure II.12:** Ecoulement supersonique
- Figure II.13:** Onde de choc formée sur un avion de chasse
- Figure II.14:** Effet Magnus sur un cylindre dans une soufflerie à fumées.
- Figure II.15:** Traces des tourbillons marginaux sur F15E
- Figure II.16:** Trace des tourbillons marginaux dans l'aire
- Figure II.17:** Écoulement au-dessus d'une aile delta
- Figure II.18:** Structure du tourbillon de bord d'attaque
- Figure II.19:** Angle d'apex privilégié
- Figure II.20:** Angle d'apex non privilégié

Figure II.1: Variation de l'angle d'incidence

Figure II.22 : Formation des tourbillons sur l'aile delta a forte flèche

Figure II.23 : Formation des tourbillons sur une aile delta a flèche modérée

Figure II.24 : Effet de sol

Figure III.1: Laboratoire aérodynamique Eiffel, paris. France (1912)

Figure III.2: Soufflerie Jules verne. France (1995)

Figure III.3: Soufflerie du département génie mécanique

Figure III.4: Manomètre

Figure III.5: Tube de Pitot

Figure III.6: Balance aérodynamique

Figure III.7: Fléau dynamométrique

Figure III.8: Pont de Wheatstone

Figure III.9: Indicateur de contraintes

Figure III.10: Micro-ordinateur et chaîne d'acquisition des données

Figure III.11: Etalonnage de la balance pour la portance

Figure III.12: Dispositif d'étalonnage de la balance aérodynamique pour la portance

Figure III.13: Etalonnage de la balance pour la traînée

Figure III.14: Dispositif d'étalonnage de la balance aérodynamique pour la traînée

Figure III.15: Position des prises de pression pour la mesure de C_p

Figure III.16: Position des prises de pression pour mesurer C_p sous le tourbillon

Figure III.17: Maquettes réalisé avec des prises de pression

Figure III.18: Support pour mesurer la portance et la traînée.

Figure III.19: Support pour la mesure de C_p .

Figure III.20: Fixation de l'aile au support. Pour la mesure de C_p

Figure III.21: Cadran gradué de degré en degré.

Figure III.22: Montage finale de la maquette

Figure III.23 : Table élévatrice

Figure III.24 : Montage d'une maquette pour étudier l'effet du sol

Figure IV- 1 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile Delta $b=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

Figure IV- 2 :Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

Figure IV- 3 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile Delta. delta $b=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV- 4 :Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV- 5 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta. $b=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

Figure IV- 6 :Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

Figure IV- 7 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta. $b=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV- 8 :Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV- 9 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta. $b=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$.

Figure IV- 10 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

Figure IV- 11 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $b=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV- 12 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Figure IV-13 :Évolution du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal pour $V_0=20,3\text{ m/s}$.

Figure IV-14 :Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=31\text{ m/s}$.

Figure IV-15 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta $b=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-16 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-17 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $b=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-18 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-19 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $b=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-20: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-21 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $b=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-22: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol

Figure IV-23 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $b=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol

- Figure IV-24:** Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet du sol
- Figure IV-25:** Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $\text{deltab}=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol
- Figure IV-26:** Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $b=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet du sol
- Figure IV-27 :** Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=20.3\text{ m/s}$. avec effet duc sol
- Figure IV-28 :** Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=20.3\text{ m/s}$. avec effet duc sol
- Figure IV-29 :** Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $b =45^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-30 :** Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $b =45^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-31 :** Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $b =80^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-32 :** Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $b=80^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-33:** Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $b =110^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-34 :** Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $b =110^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-35 :** Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $b =45^\circ$ à l'incidence 15°
- Figure IV-36 :** Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $b =80^\circ$ à l'incidence 15°

Notations

C_p : Coefficient de pression	
C_x : Coefficient de trainée	
C_z : Coefficient de portance	
d : la distance	(m)
e : l'épaisseur de la maquette	(mm)
f : la finesse	
F : la force	(N)
g : la constante de gravité	(N·m ² ·kg ⁻²)
h : hauteur	(m)
i : l'angle d'incidence	(°)
l₀ : La corde	(m)
L : l'envergure	(m)
m : la masse	(kg)
P : le poids	(N)
P_a : Pression d'arrêt	(Pa)
P_d : La pression dynamique	(Pa)
P_M : Pression statique au point m	(Pa)
Re : nombre de Reynolds	
S : la surface alaire	(m ²)
T : Température	(°c)
V₀ : la vitesse de l'écoulement	(m/s)
X₀. Y₀. Z₀ : Système d'axes de coordonnées cartésiennes repère fixe	
Oxyz : système d'axes de coordonnées cartésiennes	

Lettres grecques :

α₁ : L'angle entre les tourbillons	(°)
: angle d'apex	(°)
: angle de fuite	(°)
φ_b : Flèche du bord d'attaque	(°)
: l'allongement	
ρ_H : La masse volumique de l'huile	(Kg/m ³)
: la masse volumique	(Kg/m ³)
h : différence des hauteurs d'huile lues sur le manomètre	(mm)
: Circulation d'un tourbillon	
μ : Viscosité dynamique	(kg/m.s)
: Viscosité cinématique	(m ² /s)

Introduction Générale

Dès la première guerre mondiale, la nécessité, pour les avions de combats, de pouvoir bien manœuvrer est apparue comme une évidence. L'avion le plus manœuvrable avait plus de chances d'échapper à un poursuivant, et plus facile à trouver une position de tir. C'est pourquoi, certains avions sont devenus légendaires, presque uniquement grâce à leur manœuvrabilité.

La seconde guerre mondiale et la guerre froide ont entraîné un effort de recherche et d'innovation considérable dans le domaine de l'aviation. Cet effort s'est naturellement manifesté dans la mise au point de technologies de plus en plus avancées, beaucoup d'avions se sont développés en plusieurs versions et adaptés à différentes missions.

En ce qui concerne les avions de combat, sur lesquels notre attention va se concentrer, après de multiples essais et avec les développements de nouveaux avions furtifs, de nombreux avions sont inventés (avec plus ou moins de réussite). De nos jours et avec les avancées technologiques ainsi que la volonté de certaines personnes, l'objectif est de pouvoir voler plus haut, plus loin et plus fort (multiplier la puissance, augmenter la poussée...) en consommant moins de carburant.

Les avions à ailes Delta étant souvent conçus pour évoluer dans les milieux hostiles de guerre, sont souvent confrontés à des fusillades et à des bombardements qui peuvent être néfaste sur leur comportement aérodynamique. L'impact de ce genre d'accident dépend principalement de l'importance des endommagements qui ont été causés sur ces appareils. Beaucoup d'expériences ont été menées afin d'optimiser les performances de l'appareil, quelles que soient les conditions du vol réel.

Les essais et les visualisations d'écoulement autour des avions à aile delta et les analyses des résultats des champs de pression ont montré qu'il se crée des tourbillons sur son extradors. L'analyse des résultats des efforts et des coefficients aérodynamiques obtenus par les moyens précédents, pour ces ailes montre qu'à une incidence critique très élevée la structure du vortex change à cause d'une augmentation de son intensité, d'où l'apparition de l'éclatement tourbillonnaire (décollement de la couche limite qui est responsable des pertes de performances aérodynamiques et de la génération de bruit et de vibrations).

Dans le cadre de ce mémoire de fin d'études nous avons présenté dans le premier chapitre les ailes delta rencontrés dans la littérature, le deuxième chapitre consiste à l'étude de l'écoulement autour de l'aile delta, le troisième chapitre est un aperçu sur le dispositif

expérimental et les moyens de mesures utilisés dans le présent travail, ainsi que sur la méthode de réalisation des maquettes et support et par la suite dans le chapitre quatre on présentera les résultats obtenus par les mesures expérimentales du coefficient aérodynamique de dépression ($-C_p$) faites sur trois ailes delta de même surface alaire à angles d'apex ($\beta=45^\circ$, $\beta=80^\circ$ et $\beta=110^\circ$) ou on détermine le coefficient de dépression $-C_p$ dans les deux cas particuliers avec et sans effet du sol.

Notre étude s'achève par une conclusion générale relative aux résultats obtenus et interprétés.

Chapitre I

Caractéristiques de l'aile delta

I-1. Introduction

Le plus grand rêve de l'homme est de s'élever dans les airs. Il a notamment copié certains animaux, les oiseaux. Au fil du temps l'homme s'est penché plus sérieusement sur les moyens utilisés par les oiseaux pour voler. Il s'est rendu compte que grâce à un phénomène cet oiseau pouvait voler, l'aérodynamisme.

Depuis ses début, le domaine de l'aviation a vu l'apparition d'énormément de modèles d'avion et donc de formes. De plus, avec l'apparition des formules algébriques permettant de calculer les forces exercées, elle a connu un bouleversement dans la conception des avions. On distingue les différentes formes d'avions en fonction de la forme de leurs ailes. L'aile est un élément essentiel de tout aéronef car c'est l'élément qui lui permet de s'élever dans les airs et voler. Selon leurs utilisations (avion de ligne, cargo, militaire, etc...) les ailes d'avion requièrent des capacités et des performances très différentes. Pour cela, dans la conception d'une aile, les ingénieurs étudient tous les aspects du vol, en particulier les différentes forces auxquelles les ailes sont soumises. Ces forces sont :

-) **Le Poids** – force verticale vers le bas / dépend de la gravitation et de la masse
-) **La Portance** – force perpendiculaire au sens du mouvement / dépend de la forme
-) **La Poussée** ou traction – cette force dépend de la propulsion
-) **La Traînée** – force parallèle au sens du mouvement / dépend de la forme

I-2.Éléments de base d'un avion :

L'avion est un assemblage d'éléments qui, lorsqu'ils sont combinés, permettent le vol. et parmi ces éléments on trouve [14]

a- la cellule

La cellule est constituée du fuselage, de la voilure, de l'empennage horizontal et vertical et du train d'atterrissage. On obtient alors un planeur. La forme de la cellule, en dehors des considérations aérodynamiques, est déterminée par la fonction de l'appareil : ce sont les emports. [14]

b- Les emports

Les emports sont les éléments que l'aéronef emporte et qui sont nécessaires à l'accomplissement de sa mission. La plupart des emports sont contenus dans le fuselage ; c'est le cas des avions de transport de passager ou de fret. Les emports des aéronefs militaires sont constitués par des armes qui sont souvent accrochées sous le fuselage ou sous la voilure. La cellule peut aussi être adaptée à certaines missions très particulières : le fuselage d'un avion de lutte contre l'incendie est constitué d'un réservoir d'eau. [14]

c- Les propulseurs

Le groupe motopropulseur est formé de un ou plusieurs moteurs entraînant chacun une hélice de traction voir de propulsion, ou d'un ou plusieurs réacteurs fournissant une poussée. [12]

d- Les commandes de vol : Sont les éléments qui sont généralement situés sur la voilure et les empennages et qui permettent le pilotage de l'appareil [14]



Figure I-1 :Composition d'un avion

I-3. Aile delta

I-3-1. Définition

L'aile delta est une aile en forme de triangle. Il est nommé pour sa similarité de forme avec la lettre majuscule grecque delta (Δ). Bien que longtemps étudié, il n'a pas trouvé d'applications significatives jusqu'à l'âge du jet, quand il s'est révélé apte au vol subsonique et supersonique à grande vitesse. À l'autre extrémité de l'échelle de vitesse, La forme delta apporte des avantages structurels uniques et des caractéristiques aérodynamiques. De nombreuses variantes de conception ont évolué au fil des années avec et sans surfaces stabilisatrices supplémentaires.[12]



Figure I -2 : Le F-117 étant une aile delta simple



Figure I-3 : Le Rafale équipé d'une aile delta simple

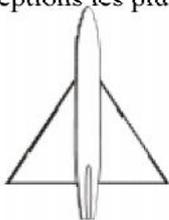
I-3-2.Historique

Des ailerons de stabilisation triangulaires pour roquettes ont été décrits dès 1529-1556 par Conrad Haas et au 17^{ème} siècle par Kazimierz Siemienowicz. Une véritable aile de levage en forme de delta n'apparut qu'en 1867, lorsqu'elle fut brevetée par J.W. Butler et E. Edwards dans la conception d'un avion propulsé par une fusée en forme de fléchette. Cela a été suivi par d'autres propositions, telles qu'une version biplan de Butler et Edwards, et une version à réaction du russe Nicholas de Telescheff. En 1910, les Américains U.G. Lee et W.A. Darrah ont breveté un avion à ailes delta, toujours de la même forme longue et élancée, mais avec une aile rigide biconique, chaque côté étant bombé vers l'arrière de la même manière que l'aile moderne et flexible de Rogallo. Il intégrait une proposition de système de contrôle de vol et couvrait à la fois le vol à voile et le vol à moteur. Aucun de ces premiers exemples n'avait réussi à voler, bien que le planeur deltaïque de Lavezzani comportant des ailes indépendantes triangulaires gauche et droite ait quitté le sol en 1904. Alexander Lippisch a été le pionnier en Allemagne après la Première Guerre mondiale. Ses premières conceptions, pour lesquelles il a baptisé le nom "Delta", utilisaient un angle très doux, de sorte que l'aile paraissait presque droite et que les extrémités des ailes devaient être recadrées. Son premier avion à ailes delta a volé en 1931, suivi de quatre exemples améliorés successivement. Aucun de ces prototypes n'était facile à manipuler à basse vitesse et aucun n'a été utilisé à grande échelle. Au cours de la Seconde Guerre mondiale, Lippisch étudia une aile delta sans angle plus avancée d'angle intermédiaire, destinée au vol à haute vitesse et même supersonique, destinée aux avions intercepteurs. L'un d'eux a progressé jusqu'à un prototype de planeur. Le travail du designer français Nicolas Roland Payen a plus ou moins parallèle à celui de Lippisch. Au cours des années 1930, il développa une configuration delta tandem avec une aile avant droite et une aile arrière delta raide, mais la guerre arrêta les essais en vol du Pa-22. Il a ensuite piloté un jet delta expérimental sans queue, le Pa.49, en 1954 et la série Arbalète à configuration sans poussoir à partir de 1965. [14]

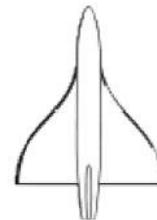
I-3-3.Variation de conception

La conception delta a été modifiée de différentes manières pour surmonter certains problèmes

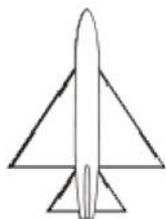
Les conceptions les plus rencontrés sont [12]



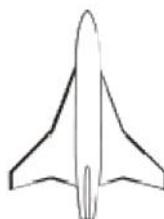
FigureI -4 : Delta simple



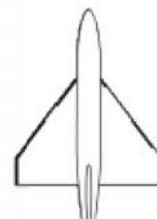
FigureI -5 : Gothique



FigureI-6 : Delta avec empennage



FigureI-8 : Brisée ou double delta



FigureI-7 : Delta tronquée

I-4.Profil de l'aile :

Le profil est le contour de la coupe transversale (ou section) de l'aile. Il peut être constant ou variable d'un bout à l'autre. Comme l'illustre le schéma ci-dessous, une aile d'avion a un profil asymétrique. En effet, l'aile est composée de deux faces aux formes différentes : l'intrados presque plat et l'extrados plus bombé.

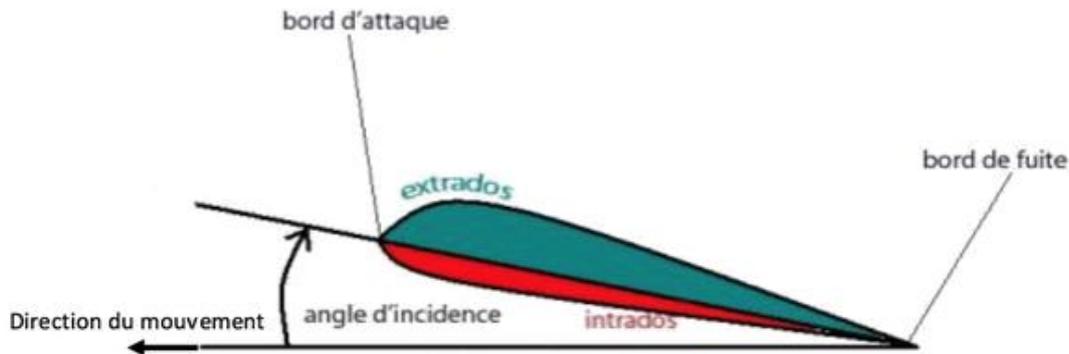


Figure I-9 : Profil de l'aile

Extrados: Surface supérieure de l'aile.

Intrados: Surface inférieure de l'aile.

Bord d'attaque: Bord antérieur de l'aile.

Bord de fuite: Bord postérieur de l'aile.

Angle d'incidence: Angle entre la corde de l'aile et la direction du mouvement [14]

I-4-1.Différents profils génériques

Dans le monde de l'aéronautique, Il n'existe pas un profil parfait c'est-à-dire un profil qui aurait une portance élevée et une traînée faible. Il y a une infinité de profils et il est impossible de les classer de manière générale mais nous allons présenter les plus connus avec leurs caractéristiques techniques.[14]

a-Profil convexe

Ce profil est un profil très simple avec un intrados quasi plat et un extrados plus ou moins bombé dépendant de la vitesse à laquelle l'avion vole. C'est le profil générique, il peut être très facilement adapté à des vols plutôt rapides si son extrados est peu cambré. A l'inverse il sera adéquat pour les avions lents et peu puissants si son extrados est très cambré. Il est utilisé dans des avions plus anciens et dans le modélisme car sa fabrication est très simple.



Figure I. 10 : Profil convexe

b-Profil supercritique

Dans les années 60, suite aux travaux de la NASA, des profils de type "supercritiques" ont été développés. Sur ce type de profil, l'intrados est aplati et creusé dans sa partie arrière. L'extrados est légèrement convexe.

La particularité de ce type de profil est de garantir, à trainée et portance égale, une augmentation de la vitesse maximale. Autre avantage de ce profil, si la vitesse maximale est dépassée, l'onde de choc créée au bord de fuite de l'aile sera moindre car le creux situé à l'arrière de l'intrados permettra une décompression de l'air en douceur, ce qui limite la trainée induite de l'air. De plus, étant donné que son épaisseur est plus importante qu'un profil classique, l'aile peut être plus rigide et donc avoir une plus grande envergure. On notera aussi que son volume plus important permet d'emporter plus de carburant dans l'aile.[14]

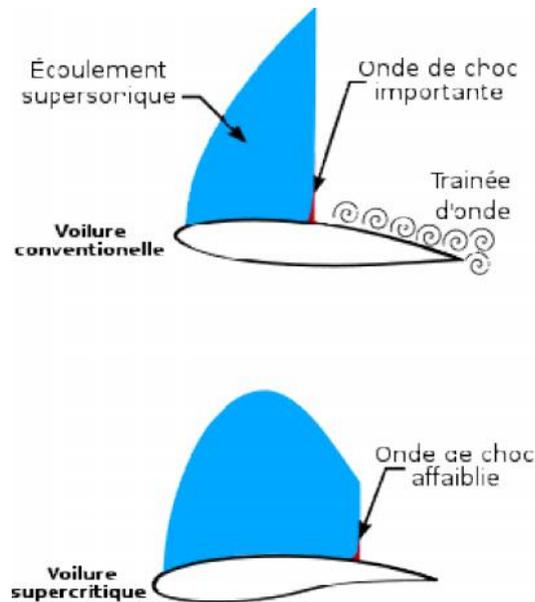


Figure I.11 : Profil supercritique

c-Autres Profils

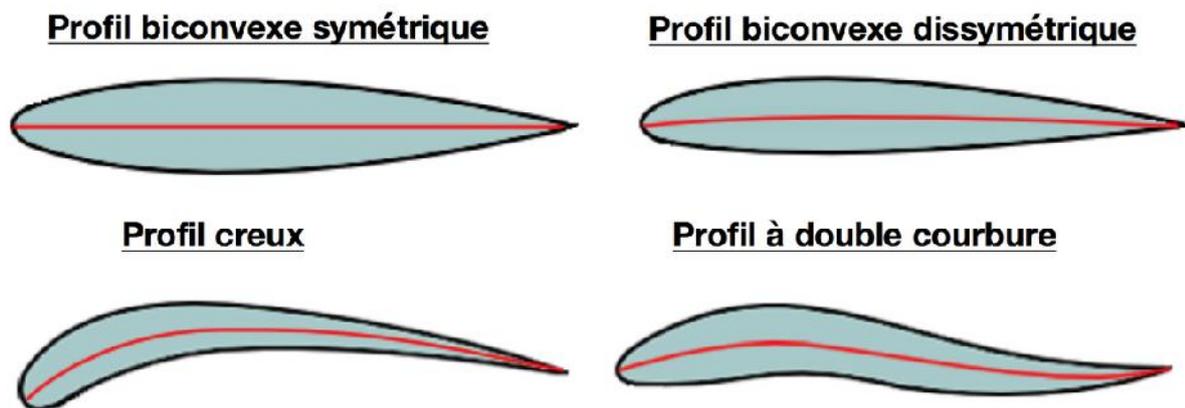


Figure I.12 : Autres profils

I-5. Caractéristiques générales des ailes delta

I-5-1. Caractéristique numériques

Plusieurs caractéristiques numériques définissent l'aile delta les plus importantes sont [14]

a-La surface alaire : d'un avion ou d'un planeur est l'aire des ailes projetée sur le plan horizontal (visible dans la vue de dessus), elle se calcule comme toute aire en mathématique.

b-L'envergure : est la distance entre les extrémités des ailes

c-Allongement : le rapport entre le carré de son envergure (L) et sa surface alaire et est caractérisé par la relation suivante :

$$\lambda = L^2/S \quad (I.1)$$

Avec S = surface des ailes (m^2)

L = envergure (m)

Plus l'allongement de l'aile est important, moins la traînée est importante. En fait l'allongement influence la traînée induite dans les proportions importantes. La recherche d'une traînée minimale et d'une portance optimale passe parfois par des ailes de grand allongement.

d-l'angle de flèche : désigne l'angle formé entre le lieu des points situés au quart avant des cordes de profil et le plan transversal de l'appareil. Si ce lieu de points n'est pas une droite (flèche variable), on prend parfois le bord d'attaque comme référence.

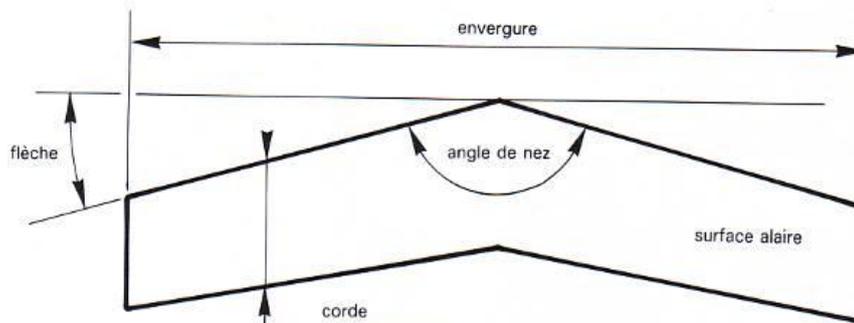


Figure 1-13 : Caractéristiques d'une aile

I-5-2. Caractéristiques aérodynamique des ailes delta :

I-5-2-1. Le principe de Bernoulli

Formulé en 1738 par le mathématicien et physicien suisse Daniel Bernoulli, et antérieurement par Leonhardt Euler. Le principe de Bernoulli montre que la vitesse du fluide augmente lorsque la pression exercée sur le fluide diminue. Cette loi a été appliquée pour optimiser la forme des ailes d'un avion. la forme d'une aile est telle que l'air y circule plus rapidement sur sa surface supérieure (extrados) que sur sa surface inférieure (intrados). De ce fait, la pression de l'air sur l'extrados est inférieure à celle qui s'exerce sur l'intrados. La différence de pression qui en résulte est à l'origine de la poussée ascendante qui maintient l'avion en vol. la formule générale s'écrit :

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 = c \quad (I.2)$$

avec :

- ρ : masse volumique en kg/m³
- V : vitesse en m/s
- p : la pression en Pa

I-5-2-2. Forces appliquées sur une aile d'avion :

a- Le poids: force verticale dirigée de haut en bas, appliquée au centre de gravité et d'intensité:

$$P = m \cdot g \quad (I.3)$$

P = poids en N (Newton) m = masse en kg g = accélération de la pesanteur en m/s² (g = 9,81 m/s)

b-La portance: C'est grâce au phénomène de portance, ou sustentation que l'avion peut voler. La forme incurvée de l'aile joue donc un rôle essentiel dans ce phénomène. En effet lors de son écoulement sur l'aile, l'air s'écoule plus vite sur la partie supérieure de l'aile, appelée extrados, que sur la partie inférieure, appelée intrados, pour arriver en même temps à l'extrémité de l'aile. Il y a une diminution de pression sur l'extrados car les filets d'air s'accélèrent et s'étirent, et une augmentation de pression sur l'intrados car les filets d'air ralentissent et se compriment. C'est cette différence de pression qui est à l'origine de la portance, l'avion est alors « aspiré » vers le haut.[14]:

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

Avec :

- ρ : masse volumique de l'air en kg/m³
- V : vitesse en m/s
- S : surface en m²
- C_z : coefficient de portance
- Portance : force en N (Newton)

c-la traînée : La traînée est la force due aux frottements lorsque l'avion pénètre dans l'air. Elle est la somme de trois traînées:

c-1- la traînée parasite : Indépendante de la portance, elle dépend de la géométrie de l'avion et de certains paramètres physiques comme la rugosité des ailes et du fuselage.

c-2- la traînée induite : Due aux tourbillons générés au bout des ailes. Ces tourbillons appelés vortex proviennent de l'arrêt de la géométrie de l'aile dans un fluide en mouvement.

c-3- la traînée d'onde : Liée à la compressibilité de l'air et aux ondes de choc lors de l'écoulement transsonique (Mach > 1).

L'équation de la force de traînée s'écrit sous la même forme que l'équation de la force de portance

La formule de la force résultante de la traînée :

$$F = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (I.5)$$

Avec :

- F: force résultante de la traînée (N)
- ρ : masse volumique du fluide (kg/m³)
- S : surface de référence (m²)
- C_x : coefficient de traînée (sans unité)
- V : Vitesse (m/s)

d-La poussée : En aérodynamique, la poussée est la force exercée par l'accélération de gaz (souvent de l'air ou des gaz résultant d'une combustion) grâce à un moteur, dans le sens inverse de l'avancement.

La poussée s'oppose à la traînée. Lors d'un vol stabilisé, les deux forces s'équilibrent et l'avion adopte une vitesse constante. A même altitude, si la poussée augmente, elle dépasse momentanément la traînée. L'avion prend alors de la vitesse. Cependant, la traînée augmentera plus tard pour enfin rattraper la poussée. L'avion cessera alors d'accélérer, et reprendra un vol stabilisé. La vitesse redeviendra constante mais sera néanmoins plus grande. Pour les planeurs, la poussée est exercée par des courants thermiques.

La poussée est le facteur le plus important pour déterminer les capacités ascensionnelles d'un avion : la vitesse ascensionnelle maximale n'est pas liée à la portance générée par les ailes, mais à la quantité d'énergie fournie en plus de celle nécessaire au maintien du vol en palier [12]

La relation donnant la valeur de la force de poussée est la suivante:

$$F = V_e Q_m + A_1 (P_1 - P_a) \quad (I.6)$$

Avec :

- F : poussée en newtons (N)
- V_e : vitesse d'éjection des gaz en m/s
- Q_m : débit massique en kg/s
- A₁ : aire de la section de sortie de la tuyère en mètres carré
- P₁ : pression à la sortie de la tuyère en Pa

e-Notion de finesse : La notion de finesse est surtout utilisée en planeur. Elle permet de déterminer la distance que l'appareil peut parcourir sans trouver d'ascendance à partir d'une altitude donnée. Un avion qui a pour finesse 10 signifie que, moteur coupé, il parcourt 10 mètres, pour perdre un mètre d'altitude. La finesse n'a pas d'unité. [14]

$$f = \frac{C_z}{C_x} \quad (I.7)$$

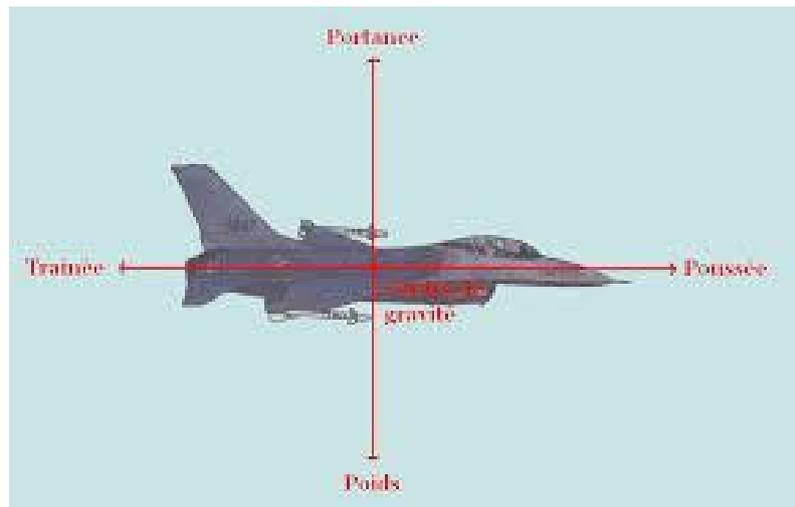


Figure1-14 : Force exercée sur un avion de chasse

I-6. Matériaux utilisés

I-6-1. Caractéristiques d'un matériau

Plusieurs propriétés physiques différentes caractérisent un matériau (masse volumique, résistance mécanique et thermique, etc.). Les contraintes mécaniques applicables à un matériau sont nombreuses et différentes tel que :

Traction – cisaillement – flexion – compression – flambage et torsion

Toutes ces contraintes se retrouvent sur les avions en vol, à l'atterrissage et au décollage. Par ailleurs, les ailes sont les parties les plus exposées à ces contraintes. [12]

I-6-2. Critères nécessaires pour le choix du matériau

Pour la fabrication d'un avion on utilise des matériaux présentant des caractéristiques précises. En ce qui concerne les ailes, nous savons qu'elles supportent les forces qui permettent de maintenir l'avion en vol. Sous leurs effets, les ailes ont tendance à se courber vers le haut. La partie supérieure de l'aile (l'extrados) subit des compressions, tandis que sa partie inférieure (l'intrados) subit des tractions. C'est pour ces raisons qu'on utilise pour l'extrados, un alliage d'Aluminium ayant de bonnes aptitudes en compression et en stabilité, et pour l'intrados un alliage d'aluminium plus résistant à la fatigue et aux dommages. Cependant, on a démontré avec le temps qu'il était inutile dans certains cas d'utiliser un matériau qui résiste à la fois à la traction et à la compression (l'aluminium) alors que certaines parties des ailes ne subissent pas les deux contraintes. On fabrique donc maintenant des pièces en matériau composite, le plus souvent ce sont des fibres de carbone, ces fibres sont très légères et résistantes, c'est un matériau moins dense mais aussi résistant que l'aluminium [11]

I-6-3. Les critères de choix sont :

- la résistance à la fatigue et aux contraintes.
- l'élasticité.

- les gains de masse pour une même quantité de matériaux (et par conséquent, l'amélioration des performances) : recherche de masse volumique peu importante.
- la résistance à la corrosion.
- la résistance aux basses ou hautes températures.

Les catégories de matériaux présentant de multiples caractéristiques sont les alliages de matériaux (un alliage est la combinaison d'un élément métallique avec ou plusieurs autres éléments chimiques) et les matériaux composites (un matériau composite est l'assemblage d'au moins deux éléments non miscibles).[12]

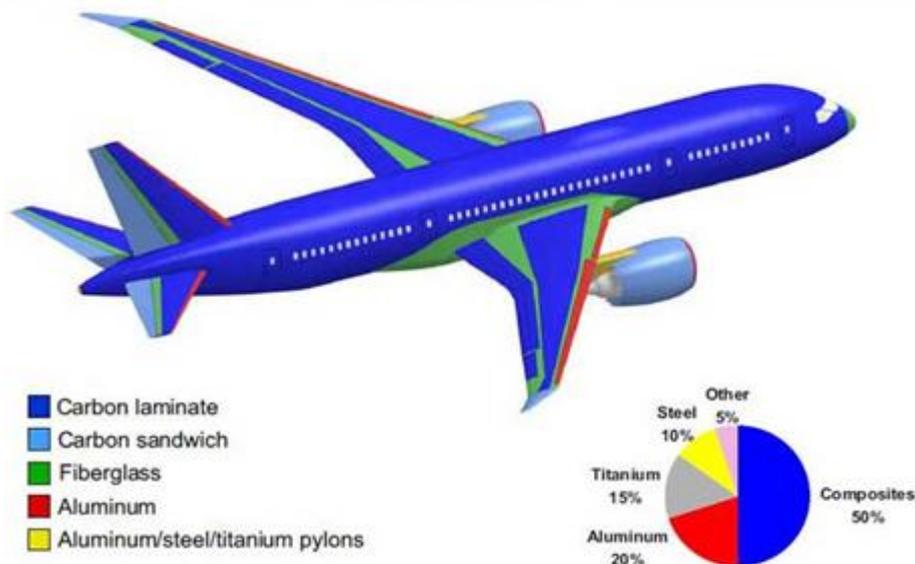


Figure1-15 : Schéma des différents matériaux utilisés

I-7.Domains d'utilisations

I-7-1.Dans le domaine civil

L'aile delta a uniquement été utilisée par les supersoniques franco-anglais Concorde et soviétique Tupolev Tu-144. [5]

I-7-2.Dans le domaine militaire

L'aile delta a été utilisée notamment pour les avions suivants :

- en France : Mirage III et 5, Mirage IV, Mirage 2000, Mirage 4000 et Rafale ;
- aux États-Unis : Convair F-102 *Delta Dagger*, F-106 *Delta Dart* et B-58 *Hustler*, Lockheed A-12 Oxcart et SR-71 Blackbird ;
- au Royaume-Uni : Gloster Javelin, Avro Vulcan (aile gothique) ;
- en URSS : Mikoyan-Gourevitch MiG-21, Soukhoï Su-9, Su-11 et Su-15 ;
- en Suède : Saab 35 Draken (aile double delta), Saab 37 Viggen, Saab JAS 39 Gripen ;
- dans d'autres pays : Eurofighter Typhoon, EFW N-20 Aiguillon, Avro CF-105 Arrow, Chengdu J-10.

I-8.Avantages et inconvénients des ailes delta

Les ailes delta nous offrent des avantages mais aussi des inconvénients

I-8-1. Les avantages de l'aile delta

-La forme permet à l'avion une faible consommation de carburant

-L'aile delta a aussi l'avantage d'offrir une furtivité bien supérieure à l'avion qui en est dotée . Elle permet aussi de construire un avion plus "râblé" et donc plus solide

-avec une forme en plan d'aile en ogive (bord d'attaque à double courbure présentant une forte flèche au raccordement avec le fuselage), elle peut profiter d'une hypersustentation (portance tourbillonnaire) spécifique de cette forme

-L'aile delta est bien adaptée au vol à vitesse supersonique car sa forme est proche de celles du cône de Mach.

I-8-2 Les inconvénients :

-Un avion avec les ailes uniques delta ne mesure pas plus de 67,5 mètres d'envergure aux niveaux des ailes, alors qu'un avion comme un Boeing à une envergure de 68,5 mètres, soit un mètre de différence qui change l'espace à l'intérieur de l'avion.

-Très forte traînée induite due au faible allongement.[5]

-Les grandes incidences possibles (faible pente de portance) peuvent amener un masquage aérodynamique de l'empennage vertical.

I-9. Conclusion :

L'évolution permanente de l'aérodynamisme a permis une importante réduction de la consommation de carburant dans l'aviation. La recherche en aérodynamisme est toujours d'actualité afin d'économiser toujours plus de carburant. Le projet d'avion en aile unique delta en est le parfait exemple.

Chapitre II

Structure tourbillonnaire au dessus d'une aile delta

II.1-Introduction :

Après avoir brièvement mentionné une description géométrique des ailes delta, nous allons nous intéresser à la caractérisation de l'écoulement autour de l'aile delta.

Concernant l'étude de l'écoulement autour de l'aile delta beaucoup de recherches ont été faites; théoriques et expérimentales en déterminant les forces et les moments aérodynamiques supportés par des ailes qui exécutent en plein vol des manœuvres à des différentes incidences en utilisant des techniques de visualisation en soufflerie, servant de base pour la compréhension des phénomènes tourbillonnaires et donnant une étude précise et chiffrée de la position géométrique des tourbillons à l'extrados des ailes delta, et les influences des différents paramètres principaux sont discutés notamment ceux qui mesurent l'instabilité tourbillonnaire; l'éclatement de vortex demeure un phénomène intrigant qui peut être nuisible ou bénéfique (intensifie l'échange de chaleur) selon l'application. Ainsi il ya un fort besoin de bien comprendre ce phénomène pour mieux le contrôler pour empêcher l'éclatement ou pour le favoriser. Cet éclatement de vortex reste l'un des principaux obstacles à surmonter avant que son contrôle soit mis en application dans le vol.

II.2-Aérodynamique :

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'aérodynamisme (terme non scientifique) qualifie l'apparence d'un corps en mouvement dans l'air et sa résistance à l'avancement. [12]

II.2.1-Types d'aérodynamique :

Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach, c'est-à-dire en fonction du rapport entre la vitesse de l'écoulement et celle du son.

L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0,2 environ, ce qui autorise certaines hypothèses simplificatrices.

L'aérodynamique compressible quant à elle se subdivise en aérodynamique :

Subsonique à $Mach < 1$ et le Mach critique, ce qui correspond à une vitesse d'écoulement localement supérieure à la vitesse du son .

Transsonique à Mach compris entre le Mach critique et 1.

Supersonique à Mach entre 1 et 5 et hypersonique au-delà.

II.3-Caractéristiques d'un fluide :

En mouvement, un fluide comme l'air par exemple est caractérisé par 7 grandeurs :

- ρ : masse volumique
- P : pression
- T : température
- γ : compressibilité

- V : vitesse
- μ : viscosité dynamique.

II.3.1-Masse volumique :

La masse volumique est la masse par unité de volume. Elle s'exprime donc en kg/m³ et varie avec l'altitude.

II.3.2-Pression P :

La pression est la force exercée sur une surface unité perpendiculairement à cette surface. Elle s'exprime en N/m² ou en Pascal Pa et est très petite. On utilise donc couramment le bar qui vaut 10⁵ Pa.

Trois types de pression peuvent être distingués :

- a) la pression dynamique : elle correspond à la force requise pour accélérer la masse d'un fluide depuis l'état de repos jusqu'à une vitesse donnée. Elle ne s'exerce que dans la direction de l'écoulement du fluide, elle est toujours positive et elle est généralement notée (P_d) Avec

$$P_d = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \quad (\text{II.1})$$

- b) la pression statique : c'est la pression que l'air exerce sur un élément de paroi perpendiculairement à la direction de l'écoulement. Cette pression peut être soit supérieure, soit inférieure à la pression atmosphérique et elle est généralement notée (P_s) ;

- c) la pression totale : c'est la somme des pressions statique et dynamique. Elle est généralement notée (P_t)

II.3.3-Température T :

La température s'exprime en degrés et n'a pas de dimensions. On utilise deux échelles : l'échelle Celsius °C et l'échelle kelvin °K.

II.3.4-Compressibilité γ :

La compressibilité rend compte du fait que la masse volumique varie lorsque la pression varie. Elle est le rapport entre une variation d'effet (différence de ρ) et une variation de cause (différence de P)

II.3.5-Vitesse V :

La vitesse est bien sûr, la distance parcourue par unité de temps. Elle s'exprime en m/s

II.3.6-Viscosité dynamique μ :

Dans un fluide réel les molécules ne se comportent pas indépendamment les unes des autres, il existe des forces intermoléculaires. Plus ces forces sont importantes plus le fluide est visqueux. En aérodynamique, on n'utilise jamais directement la viscosité, mais un coefficient sans dimension: le nombre de Reynolds Re .

II.4-L'air :

II.4.1-Définition :

Le terme « air » désigne le fluide gazeux parfait, incolore, inodore et invisible qui constitue l'atmosphère terrestre. On l'associe plus généralement à la troposphère, la couche de l'atmosphère de la Terre la plus proche de la surface du globe. En contact direct avec cette dernière, l'air est donc sensible à l'évaporation des océans, à la photosynthèse ou encore aux activités humaines.[14]

II.4.2-Composition de l'air :

L'air est un mélange de différents corps purs dans leur état gazeux. La composition de l'air sec est la suivante :

78 % de diazote ;21 % de dioxygène ;environ 1 % d'argon ;des traces de néon, de krypton, de xénon et d'hélium.

Caractéristique de l'air

Ces caractéristiques seront étudiées plus en détail en météorologie, les trois paramètres

Principaux définissant l'état de l'air ambiant sont :

-La masse volumique : notée ρ exprimée en Kg/m³

-La pression, notée P, exprimée en Pascal

-La température, notée T, exprimée en degré Kelvin (T en K= T en °C+273.15)

la viscosité : la viscosité caractérise la cohésion interne d'un fluide. Resistance au déplacement des molécules les unes sur les autres, varie avec les fluides. Les forces de viscosité sont des forces tangentielles de contact entre deux couches du fluide.

II.4.3-Différent écoulements de l'air :

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

a)Écoulement laminaire :

Les particules d'air glissent parfaitement les unes sur les autres sans échanges de particules entre elles. Elles suivent un mouvement rectiligne et parallèle.

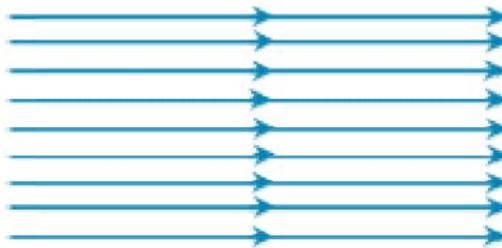


Figure II.1 : Écoulement laminaire

b) Écoulement turbulent :

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

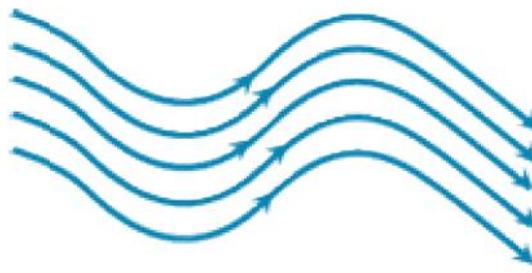


Figure II.2 : Écoulement turbulent

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

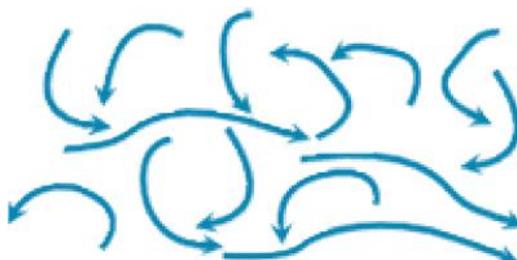


Figure II.3 :Écoulement tourbillonnaire

II.4.4-Résistance de l'air :

Chaque corps en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une résistance qui tend à s'opposer à ce mouvement. Cette résistance a son origine dans les propriétés de l'air, mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme...).

Les forces de pression dépendent de la forme du corps et la disposition que celui-ci occupe par rapport à la direction de la vitesse relative du flux d'air.

Les forces de frottement, dues à la viscosité de l'air, ont un effet directement en rapport avec l'étendue de la surface du corps et aussi avec l'état de cette surface.

En plaçant une plaque plane perpendiculairement au flux d'air, nous constatons que l'air exerce une forte pression à l'avant, tandis qu'à l'arrière se forme une dépression.[14]

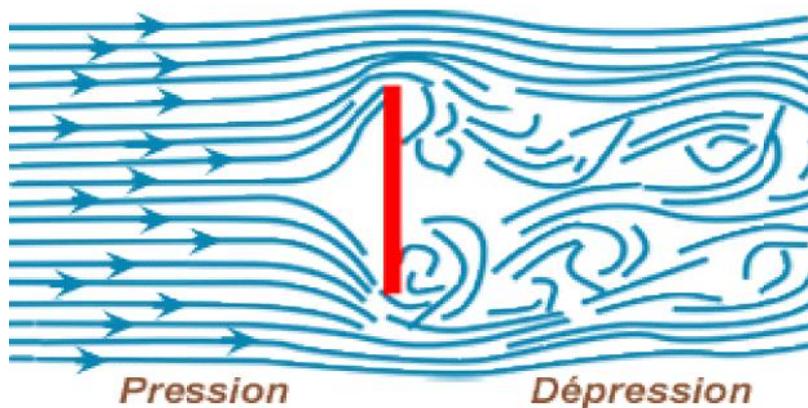


Figure II.4 : Résistance de l'air sur une plaque

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire varier.

II.4.4.1-Facteurs influençant la résistance de l'air :

a) Aire :

Si on double l'aire de la plaque plane, la force mesurée par le dynamomètre double également : La résistance de l'air est proportionnelle à l'aire.

b) Vitesse :

En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi : La résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse

c) Masse volumique :

La densité de l'air diminue avec l'altitude, la résistance de l'air va diminuer également. On en déduit donc : La résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air.

d) Forme du corps :

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire.

e) Expression de la résistance de l'air :

La résistance de l'air est proportionnelle à la surface présentée perpendiculairement à l'écoulement, au carré de la vitesse de l'écoulement, à la masse volumique de l'air et à la forme du corps.

Nous pouvons donc écrire que :

$$R = K. \rho. V^2. S \quad (\text{II.2})$$

avec :

- R résistance de l'air exprimée en Newton
- K coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface
- ρ masse volumique de l'air exprimée en kg.m^{-3}
- V vitesse exprimée en ms^{-1}
- S exprimée en m^2 surface présentée perpendiculairement à l'écoulement

II.4.5-Nombre de Reynolds :

Osborne Reynolds ingénieur anglais spécialiste de l'hydrodynamique a mis en évidence un nombre sans dimension caractéristique de la nature de l'écoulement d'un fluide (1883) : le nombre de Reynolds. Ce nombre qui porte son nom est le rapport entre les forces d'inertie des molécules du fluide, et les forces de viscosité de ce fluide. La valeur de \Re dépend des dimensions du corps (longueur ou corde), de la vitesse de déplacement (V) et de la viscosité cinématique du fluide (ν). L'intérêt initial de ce nombre est de pouvoir comparer l'écoulement d'un fluide à l'intérieur d'une canalisation ou autour d'un obstacle solide.[14]

\Re est généralement très faible dans les milieux denses et visqueux, et plus élevé dans les milieux fluides et peu denses. Le nombre de Reynolds est défini par :

$$R_e = \frac{V.L}{\nu} = \frac{\rho.V.L}{\mu} \quad (\text{II.3})$$

- V = vitesse du point considéré en m/s
- L = dimension caractéristique de l'écoulement
- ν = viscosité cinématique.

avec:

$$\nu = \mu / \rho \quad \text{en } \text{m}^2/\text{s} .$$

- ρ masse volumique du fluide.
- μ viscosité dynamique du fluide.

Pour une aile le nombre de Reynolds est fonction de trois paramètres :

- la longueur de la corde de l'aile l
- la vitesse relative V de l'avion par rapport à l'air
- la viscosité cinématique du fluide μ

Note: La corde variant le long de l'aile, le nombre de Reynolds ne sera pas constant sur toute l'aile.

II.5-Couche limite :

Lorsqu'un fluide se déplace autour d'un obstacle, les champs de vitesse et de pression sont perturbés par ce dernier. La couche limite est la zone de fluide contiguë à la paroi, dans laquelle se produit l'accommodation entre la vitesse nulle en paroi et la pleine vitesse locale du fluide libre. De nombreuses propriétés de l'écoulement (frottement, transferts thermiques et présence éventuelle de décollements) dépendent de cette couche limite. La notion de la couche limite est due à L.Prandtl, 1904. Il permit de livrer une interprétation à bon nombre de phénomènes que la théorie des fluides parfaits ne suffisait à expliquer. C'est la couche limite qui conditionne directement la résistance de frottement du corps. En revanche, en dehors de la couche limite on pourra considérer que le fluide a une viscosité nulle. [8]

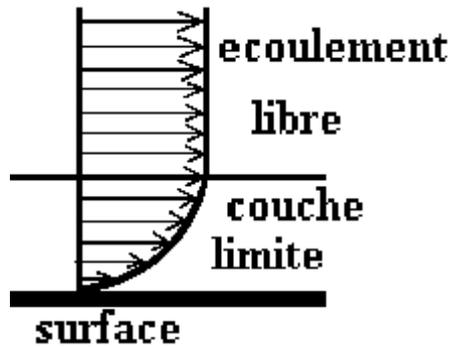


Figure II.5 :Couche limite

L'épaisseur d'une couche limite varie suivant l'état de la surface (plus la surface est lisse, plus la couche est mince); mais aussi suivant la vitesse du fluide. L'accélération de l'écoulement hors de la couche limite contribue à amincir la couche limite, en revanche, s'il y a décélération de l'écoulement hors de la couche limite le fluide est emporté de la paroi vers l'écoulement extérieur et se rajoute à l'épaississement de la couche limite provoquée par la diffusion de la quantité de mouvement due à la viscosité.

On distingue deux types de couche limite:

a)couche limite laminaire :

La couche limite laminaire est caractérisée par le fait que tous les vecteurs vitesses sont parallèles à un même plan, l'écoulement se présente alors sous la forme de lames d'air glissant les unes sur les autres. Ces lames restent rectilignes sur une certaine longueur, puis s'estompent. On observe une telle couche limite vers le bord d'attaque d'un profil.

On appelle conventionnellement l'épaisseur de la couche limite la distance à la paroi à partir de laquelle la vitesse V est telle que : $V = 0,99 V_0$ (V_0 étant la vitesse qui existerait si l'air était sans viscosité).

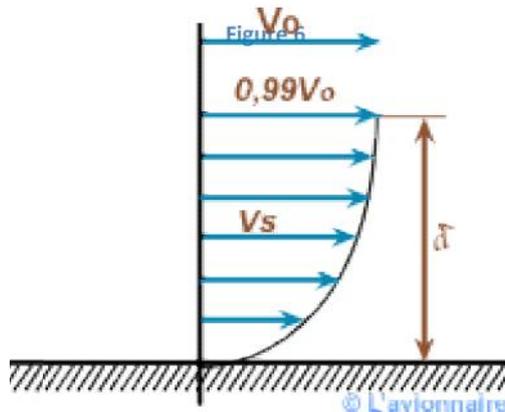


Figure II.7 : Couche limite laminaire

b) La couche limite turbulente :

Les lames disparaissent et l'écoulement présente un caractère désordonné, due en partie aux aspérités qui existent toujours sur la paroi. La couche limite devient turbulente et les vecteurs vitesses ne sont plus parallèles entre eux. [14]

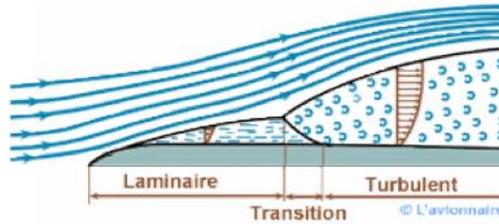


Figure II.8 : Couche limite turbulente

Sur un profil, il existe donc une zone où la couche limite est laminaire et une zone où la couche limite est turbulente.

Sur un avion de transport l'épaisseur de la couche limite qui se développe à la surface de son aile peut varier de quelques millimètres au bord d'attaque à quelques centimètres au bord de fuite. [14]

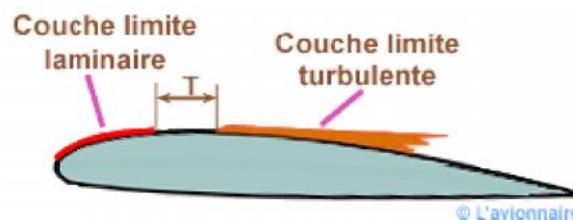


Figure II.9 : Couche limite laminaire et turbulente sur un profil d'aile

II.5.1-La zone de transition :

La zone où la couche limite laminaire devient turbulente est la zone de transition. La transition vers la turbulence se déroule généralement en plusieurs étapes :

- des ondes d'instabilités de faible amplitude apparaissent d'abord dans l'écoulement laminaire,
- ces ondes se déforment et les lignes de vorticité associées à ces perturbations adoptent une forme de fer à cheval et sont progressivement étirées par l'écoulement,
- cette structure donne naissance à des instabilités secondaires. Des régions turbulentes ou « spots turbulents » apparaissent en aval,
- la croissance puis la fusion de ces structures conduit à l'écoulement turbulent dit pleinement développé.



Source : Photo ONERA, H.Werlé

Figure II.10 : Zone de transition sur un profil d'aile

La couche limite turbulente, qui s'épaissit plus rapidement que la couche limite laminaire, résiste par ailleurs beaucoup mieux aux gradients de pression adverses. [13]

La zone de transition ou plutôt le point de transition n'est pas fixe, et dépend:

- du nombre de Reynolds : lorsque le nombre de Reynolds dépasse une certaine valeur critique, on observe une transition de la couche limite laminaire vers la turbulence. On peut dire que si le nombre de Reynolds de l'écoulement croît, le point de transition de la couche limite se déplace donc vers l'amont
- de la courbure : l'effet de la courbure de paroi sur le point de transition est faible, et le nombre de Reynolds de transition est pratiquement inchangé par rapport au cas de la paroi plane. Par contre, dans le cas d'une paroi concave des effets significatifs sont observés.
- de l'état de la surface (rugosité): l'effet des rugosités de paroi est d'avancer la transition, c'est-à-dire de la provoquer à un nombre de Reynolds plus faible. Toutefois, il existe une taille critique de rugosité en dessous de laquelle la position de la transition reste inchangée.
- du nombre de Mach[13]

II.6-Ecoulement sonique et supersonique :

II.6.1-Vitesse du son :

La vitesse du son ou célérité du son est la vitesse de propagation des ondes sonores. L'étude de la propagation du son dans l'air s'est étendue à d'autres milieux, gazeux, liquides ou solides. On parle de vitesse du son dans toute sorte de matériaux où nulle oreille ne peut l'entendre, dès lors qu'une vibration s'y transmet.

La vitesse du son dans un gaz parfait est fonction du coefficient de Laplace, de la masse volumique ainsi que de la pression P du gaz et se calcule théoriquement ainsi :

$$a = \sqrt{\frac{\gamma}{\rho}} \quad (\text{II.4})$$

avec $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$ coefficient de Laplace

C_p et C_v les capacités thermiques respectivement isobare et isochore.

a = vitesse du son (m/s)

La vitesse du son peut être aussi calculée à l'aide de la constante spécifique du gaz parfait r avec $r = R/M$ avec M la masse molaire et R la constante universelle des gaz parfaits et de T la température thermodynamique en kelvins (K):

$$a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.5})$$

II.6.2-Nombre de mach :

Le nombre de Mach est un nombre sans dimension, noté Ma , qui exprime le rapport de la vitesse locale d'un fluide à la vitesse du son dans ce même fluide [12]

Il est donné par la relation

$$Ma = \frac{V}{a} \quad (\text{II.6})$$

avec :

Ma est le nombre de Mach

V est la vitesse de l'objet (par rapport à son environnement)

a est la vitesse de propagation ou célérité du son dans l'environnement considéré. Elle représente la vitesse de propagation de tout ébranlement produit dans le milieu. [12]

II.6.3-Types d'écoulements autour d'un objet volant :

D'une manière générale on distingue trois types d'écoulements

a)Écoulement subsonique :

Si $V < a$ (c'est-à-dire $Ma < 1$), l'objet volant a une vitesse inférieure à celle de l'accroissement des sphères de perturbation qu'il crée à chaque instant. De plus, il se trouve en permanence à l'intérieur de celles créées précédemment. Tout le monde peut faire l'expérience du phénomène : l'observateur fixe ressent le son très faible des premières sphères très dilatées, puis l'intensité augmente jusqu'à ce que l'objet volant soit au plus près et diminue enfin jusqu'à extinction. [12]

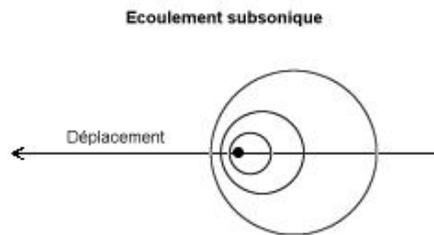


Figure II.11 :Écoulement subsonique

b) Écoulement sonique :

Si $Ma = 1$, l'objet volant colle en permanence à l'avant de toutes les sphères créées précédemment qui se retrouvent donc toutes tangentes à un plan perpendiculaire au mouvement de l'objet volant. La superposition d'une multitude de petites perturbations crée une grosse perturbation qui augmente considérablement la résistance de l'air : c'est le mur du son.[12]

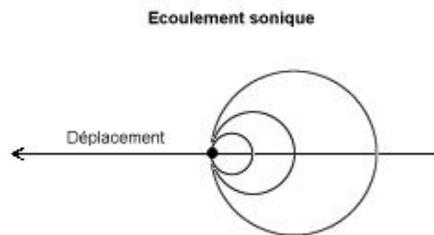


Figure II.12 :Écoulement sonique

c)Écoulement supersonique :

Quand $Ma > 1$, l'objet volant laisse au contraire toutes les sphères de perturbation derrière lui. Un raisonnement simple montre qu'elles sont toutes tangentes à un cône appelé cône de Mach.

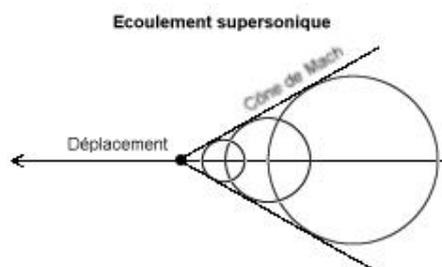


Figure II.13 :Écoulement supersonique

II.7-Onde de choc :

Une onde de choc est une onde, donc une perturbation du milieu qui se déplace dans l'espace et varie avec le temps. La particularité réside dans le fait que cette perturbation est une transition discontinue entre deux milieux, alors que les autres ondes opèrent cette transition progressivement.

En 1876, Ernst Mach découvrit qu'un mobile se déplaçant créait une onde de choc lorsque sa vitesse dépassait la célérité du son [12]



Figure II.14 :Onde de choc formée sur un avion de chasse

II.8-Les hypothèses expliquant la portance :

II.8.1-Effet Magnus :

L'effet Magnus, découvert par Heinrich Gustav Magnus (1802-1870), physicien allemand, est un principe physique qui explique la force normale subie par un objet en rotation se déplaçant dans un fluide. C'est cette force qui explique la modification de trajectoire d'une balle de tennis ou un ballon de football "lifté". Cet effet est également utilisé comme moyen de sustentation ou de propulsion.[12]



Figure II.14 :Effet Magnus sur un cylindre dans une soufflerie à fumées.

II.8.2-Effet coanda :

Il a hérité son nom d'Henri Coanda, un ingénieur aérodynamicien roumain reconnu aujourd'hui comme étant le père du principe des avions à réaction. C'est en effet lui qui l'a exploité pour la première fois au début du XX^e siècle, car cet effet est à la base du fonctionnement d'une aile d'avion.

En pratique, l'air a tendance à suivre le profil aérodynamique de l'aile. Il se colle à l'extrados, c'est-à-dire à la partie supérieure bombée de l'aile. Ainsi, il accélère l'air vers le bas en « aspirant » celui qui se trouve au-dessus. C'est de cette accélération de l'air dont nous avons besoin pour générer la portance de l'aile. [12]

II.8.3-Le principe de Bernoulli :

L'effet de Bernoulli est cité pour affirmer qu'un changement de vitesse cause un changement de pression.

C'est ce qu'on observe à l'extrados d'une aile où la distance à parcourir par le fluide entre le bord d'attaque et le bord de fuite est plus longue qu'à l'intrados. Ainsi la pression baisse à l'extrados et la différence de pression entre le haut et le bas de l'aile provoque une force verticale qui participe à faire planer les oiseaux et les avions. [14]

II.8.4-Les Lois de Newton :

La première loi de Newton stipule qu'un corps au repos reste au repos, et qu'un corps en mouvement continue en suivant un mouvement rectiligne à moins qu'il soit soumis à l'application d'une force extérieure. Cela signifie que si l'on observe une déviation dans le flux de l'air, ou que si l'air à l'origine au repos est accéléré en mouvement, une force y a donc été imprimée.

La troisième loi de Newton stipule que pour chaque action il existe une réaction opposée de force égale. Par exemple, un objet qui repose sur une table exerce une force sur cette table (son poids) et la table applique une force égale et opposée sur l'objet qu'elle soutient. De façon à générer de la portance, l'aile doit faire quelque chose à l'air. Ce que fait l'aile sur l'air est l'action tandis que la portance est la réaction. [9]

II.8.5-Condition de Kutta :

Cette condition, parfois appelée condition de Joukowski, détermine la circulation autour d'un profil d'aile et permet donc d'en déduire sa portance.

Quand un corps symétrique à forme lisse, comme un cylindre à section ovale, se déplace dans un fluide avec une incidence positive il y a deux points d'arrêt sur une section du corps, près du bord d'attaque sur l'intrados et du bord de fuite sur l'extrados. La circulation est nulle et il n'y a pas de portance.

Si un profil avec un bord de fuite aiguë démarre avec une incidence positive, les deux points d'arrêt se trouvent au début dans les mêmes positions que précédemment. Quand l'air qui passe sous l'intrados atteint le bord de fuite il doit contourner celui-ci pour aller vers le point d'arrêt supérieur. À cause du rayon de courbure nul, la vitesse devrait être localement infinie. À défaut de vitesse infinie, il y a une vitesse importante qui crée sur l'extrados, près du bord de fuite, un tourbillon appelé tourbillon initiateur (starting vortex en anglais).

La circulation de ce tourbillon est équilibrée par celle du tourbillon attaché au profil. Lorsque la première croît, la seconde croît dans les mêmes proportions, ce qui déplace le tourbillon initiateur vers le bord de fuite où il quitte le profil avant d'être dissipé par viscosité. À ce stade, le positionnement du point d'arrêt au bord de fuite, qui constitue la condition de Kutta, a stabilisé l'écoulement.

La circulation restante autour du profil se traduit alors par des vitesses plus élevées (donc des pressions plus faibles selon le théorème de Bernoulli) sur l'extrados que sur l'intrados, donc par une portance calculable par le théorème de Kutta-Joukowski. [9]

II-8-6-La loi de Kutta-Joukowski :

nous donne la relation entre la force de portance(Newtons) et l' intensité du tourbillon attaché () sur un élément d'aile de longueur L(m) plongée dans un courant de fluide de vitesse V (m/s) et de masse volumique (kg/m^3) [9]

$$\text{Portance} = \rho \cdot V \cdot L \quad (\text{II.7})$$

II.9-Tourbillons marginaux :

Les vortex sont en fait un changement de direction des particules d'air traversant le profil ailé à cause de la friction qui exercent ces premières au niveau de l'avion ou de l'objet mis en question.

Ce phénomène s'explique grâce aux théories de Bernoulli:

Lorsqu'un fluide passe autour d'une surface, il peut se déplacer à une vitesse différente d'un côté et de l'autre de l'obstacle, ce qui créera des pressions différentes aux deux côtés de l'objet. C'est le cas de l'aile:

Ces différences de pression vont former au bout des ailes un tourbillon qu'on peut facilement apprécier, il est appelé tourbillon marginal.

La pression à l'intrados étant normalement supérieure à la pression à l'extrados, crée un écoulement de contournement depuis l'intrados vers l'extrados. Par rapport à l'air situé à l'extérieur de l'aile, cette composante de vitesse vers le bas se traduit par un enroulement tourbillonnaire issu des extrémités de l'aile.[12]



Figure II.15 : Traces des tourbillons marginaux sur F15E



Figure II.16 : Trace des tourbillons marginaux dans l'air

II.9.1-Formation des tourbillons à l'extrados d'une aile Delta :

Depuis les années cinquante, de nombreux chercheurs se sont intéressés au développement de l'écoulement au-dessus des ailes Delta. H. Werle [16] (1953-1954) a mis en place des études expérimentales permettant de visualiser l'écoulement tourbillonnaire au-dessus d'une aile Delta dans un tunnel hydrodynamique.

A partir de ces expérimentations, il a pu observer l'enroulement d'une couche de mélange issue du bord d'attaque formant un tourbillon à l'extrados de l'aile. Il a notamment remarqué l'influence de l'incidence sur la phénoménologie de l'écoulement tourbillonnaire.

Avec toutes ces visualisations, le phénomène d'éclatement tourbillonnaire a été décrit comme une zone de remous.

Dans les expériences de Werle[16], le développement du tourbillon prend naissance au niveau de l'apex de l'aile. La topologie de l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados d'une aile Delta est principalement dominée par la formation du tourbillon d'apex, de plus, la trajectoire du tourbillon suit le bord d'attaque de l'aile delta.

Sigarom[15] a défini que l'enroulement de la couche de cisaillement issue du bord d'attaque se produit à des valeurs de vitesses tels que : $U_n < U_t$, avec (U_n) la composant de vitesse normale au bord d'attaque et (U_t) la composante tangentielle. La condition nécessaire en fonction de l'angle de flèche ' β ' de l'aile delta pour former un tourbillon d'apex est $U_\omega \cos \beta < U_\omega \sin \beta$

Par ailleurs, en plus de l'angle de flèche de l'aile, d'autres facteurs ont une influence sur l'existence de l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados de l'aile delta : le nombre de Reynolds, la vitesse amont, la forme du bord d'attaque et l'incidence de l'aile. [4]

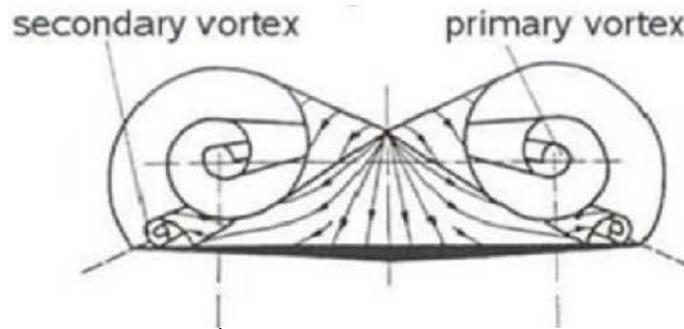


Figure II.17: Écoulement au-dessus d'une aile delta

II.9.2-Structure du tourbillon d'apex :

Le tourbillon d'apex possède deux zones distinctes : à savoir une zone au centre du tourbillon correspondant au noyau visqueux et une zone à la périphérie, peu visqueuse mais fortement rotationnelle. Le cœur visqueux du tourbillon est défini comme la région entre les deux valeurs extrêmes de la vitesse axiale et où la vitesse tangentielle change de signe. Dans le centre du noyau visqueux, la vitesse tangentielle est nulle alors que la vitesse axiale est à son maximale. Ce cœur visqueux est caractérisé par de forts gradients de vitesse et de pression.[3]

Les études faites sur la topologie de l'écoulement à l'extrados d'une aile à forte flèche ont montré que le tourbillon primaire est peu sensible au nombre de Reynolds car la majeure partie du tourbillon est constituée d'une région non visqueuse. Pour une aile à forte flèche, les vitesses axiales les plus élevées se situent au cœur du tourbillon et atteignent dans certains cas, plusieurs fois la vitesse axiale de l'écoulement. Ce type de tourbillon où la vitesse axiale est plus élevée au centre qu'à l'extérieur est dénommé tourbillon de type jet en opposition avec les tourbillons de type sillage qui présentent quant à eux des vitesses axiales maximales à la périphérie du cœur du tourbillon. Dans le noyau du tourbillon primaire, l'écoulement est accéléré (survitesse) jusqu'au point de naissance de l'éclatement tourbillonnaire à partir duquel la vitesse est en déficit. A l'extrados d'une aile à flèche modérée, les tourbillons sont majoritairement de type sillage. Les tourbillons plus proches de la paroi ont une interaction plus prononcée avec la couche limite. Les tourbillons sont alors plus sensibles au nombre de Reynolds de l'écoulement [3]

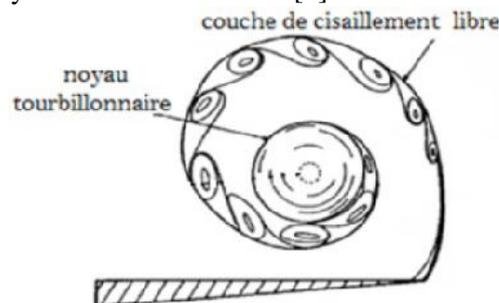


Figure II. 18 : Structure du tourbillon de bord d'attaque

II.9.3-Les angles privilégiés dans les ailes delta :

L'ensemble des visualisations effectuées à l'ONERA[13] par H. Werle[16] 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[1] 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 suite :

-Si l'angle entre les bords d'attaque (angle d'apex) 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.

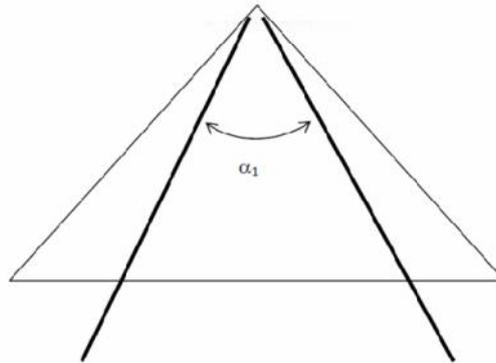


Figure II.19 : Angle d'apex privilégié

Si l'angle d'apex 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. [1]

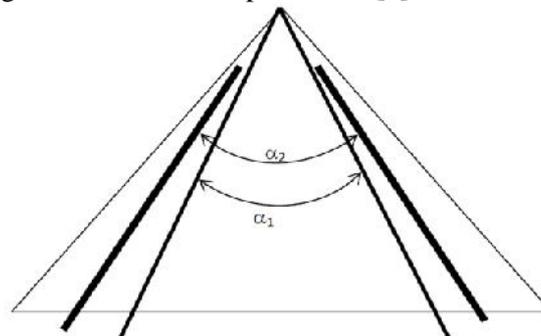


Figure II.20 : Angle d'apex non privilégié

Les angles entre tourbillons sont constants 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.

-Les expériences faites par M. Benkir [1] sur des ailes delta à bord de fuite droit et à queue d'hirondelles, montrent que l'angle α_1 est toujours privilégié et que sa valeur dépend de l'incidence i ainsi que de l'angle d'apex :

-si α_1 est un angle privilégié, l'incidence n'a pas d'influence sur la valeur de l'angle α_1 .

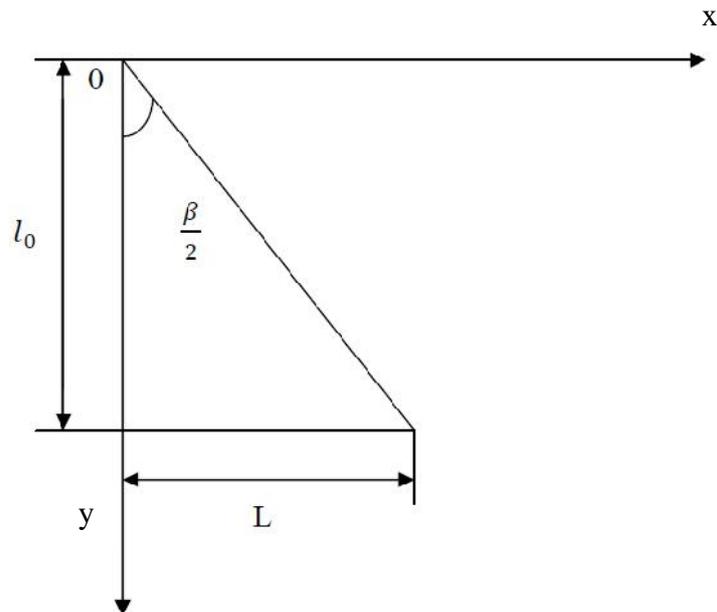
-si α_1 est un angle non privilégié, alors l'angle α_1 peut prendre une ou plusieurs valeurs suivant une marge d'incidence bien définie.[6]

II.9.4-Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta mince :

Les équations du problème d'écoulement autour d'une aile delta sont établies en tenant compte de la géométrie de l'aile et en tenant compte des conditions aux limites imposées [3]

II.9.4.1- La géométrie de l'aile :

La structure tourbillonnaire se développant à l'extrados de l'aile delta est symétrique par rapport à la ligne médiane, c'est pour ça qu'on peut limiter l'étude du problème seulement à la moitié de l'aile [3]



On général pour l'étude du problème on utilise les coordonnées cartésiennes (oxy) dont l'origine est liée à l'apex de l'aile, tel que :

ox : est dirigé suivant le sens de l'écoulement.

oy : est dirigé dans le sens transversale.

oz : est perpendiculaire a la surface de l'aile.

II.9.4.2-Les équations correspondantes :

a) L'équation de continuité :

$$\frac{\partial v_x}{\partial t} + \frac{\partial v_y}{\partial t} + \frac{\partial v_z}{\partial t} = 0 \quad (\text{II-8})$$

b) Les équations de Navier stockes :

$$\begin{aligned} \frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \quad (\text{II-9})$$

Ces équations, lorsqu'elles ne sont pas simplifiées n'ont pas de solutions analytiques elles sont donc utiles que pour des simulations numériques. Ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques à des problèmes de dynamique des fluides. En tenant compte :

- Fluide compressible, incompressible.
- Fluide visqueux ou bien non visqueux.
- Écoulement laminaire ou turbulent.
- Écoulement stationnaire, instationnaire. [3]

II.9.5-Facteurs influençant l'existence des tourbillons à l'extrados de l'aile delta :

II.9.5.1-Influence de l'Angle d'Incidence sur la Traînée et la Portance :

Lorsque l'angle d'incidence de l'aile augmente, les conditions changent aussi bien sous l'intrados que sur l'extrados. L'angle d'incidence est étroitement associé à tous les phénomènes qui intéressent l'aile. Les variations de l'angle d'incidence sont susceptibles de perturber profondément l'écoulement de l'air autour du profil entraînant alors des variations concomitantes de portance et de traînée.[8]

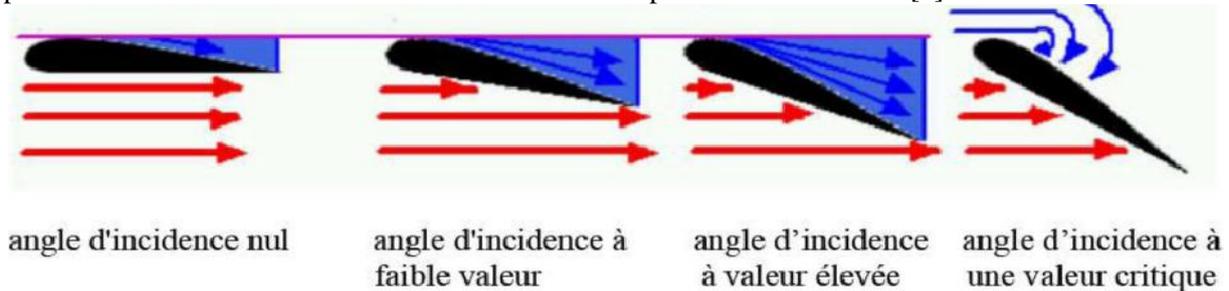


Figure II.21 : Variation de l'angle d'incidence

a) Si l'angle d'incidence a une valeur faible :

Si l'angle d'incidence a une valeur voisine de 0° .

Les filets d'air s'écoulent régulièrement autour du profil sans que leurs trajectoires soient sensiblement affectées par la présence de celui-ci. Ces filets d'air ne sont que légèrement déviés sur l'extrados. Par contre, une légère turbulence au voisinage du bord de fuite se propage en arrière de l'aile. Il en résulte une dépression peu marquée sur l'extrados et une autre encore plus faible sous l'intrados. Seul le bord d'attaque est le siège d'une surpression localisée. Dans ce cas, seule la dépression d'extrados assure la sustentation mais sa valeur est peu élevée d'où une portance faible. En effet, celle d'intrados tend au contraire à diminuer l'effet sustentateur puis qu'elle sollicite le profil vers le bas. D'autre part, la turbulence autour du profil est peu marquée, les forces dues aux frottements sont réduites, d'où également une traînée faible. [8]

b) Si l'angle d'incidence a une valeur élevée :

L'écoulement de l'air est très perturbé par la présence de l'aile.

Les filets d'air sont très fortement déviés vers le haut sur l'extrados ce qui provoque une forte dépression. Par contre, sous l'intrados, la déviation imposée vers le bas aux filets d'air provoque une surpression qui, moins importante que la dépression d'extrados, n'en concourt pas moins efficacement à sustenter l'aile. La différence des pressions de part et d'autre de l'aile, devenant très marquée, donne naissance à un effort sustentateur important et par conséquent une portance très forte. Toutefois, la zone turbulente s'est aussi rapidement développée et correspond à un décollement des filets d'air sur l'extrados qui a tendance à s'intensifier. A cette turbulence accrue correspond une augmentation sensible de la traînée moins importante cependant que celle due à la portance. Il y aura donc une traînée importante. [8]

c) Si l'angle d'incidence atteint une valeur critique :

Si l'angle d'incidence augmente encore en fonction du profil de l'aile pour atteindre une valeur particulière. Les filets d'air cessent soudainement de suivre le contour de l'extrados du profil et décollent de celui-ci. L'extrados devient le siège d'une agitation intense formée de remous et de tourbillons qui se propagent loin en arrière. Une telle perturbation minimise considérablement la dépression d'extrados d'où une décroissance brusque de portance au moment même où se produit une forte augmentation de traînée consécutive à la perturbation de l'écoulement. L'aile, devenant insuffisamment sustentée, fait une abattée basculant vers l'avant. On dit que l'aile décroche d'où le phénomène du "décrochage".

A noter que toute portance ne disparaît pas au moment du décrochage, l'intrados de l'aile étant toujours le siège d'une surpression. Néanmoins, cette portance réduite est insuffisante pour soutenir l'aile dans des conditions normales de vol. De même, l'angle de décrochage auquel est lié ce phénomène important varie avec la forme du profil de l'aile. Pour certains profils, la diminution de portance peut être soudaine et entraîner un décrochage brutal, tandis que pour d'autres, la portance peut décroître d'une manière plus progressive et amener à un décrochage plus nuancé.

Ainsi, la portance et la traînée croissent lorsque l'angle d'incidence croît jusqu'à la valeur critique de cet angle où apparaît le phénomène du décrochage qui s'accompagne d'une brusque chute de portance et d'une forte

augmentation de traînée. Tout accroissement supplémentaire de l'angle d'incidence ne tend qu'à amplifier le phénomène.[11]

II.9.5.2-Influence de l'angle de flèche de l'aile sur la formation des tourbillons :

L'écoulement autour des ailes delta peut être très différent suivant l'angle de flèche de l'aile. En effet, dans la littérature la topologie de l'écoulement entre les angles de flèche 45° et 75° est définie en deux catégories.

a) Aile Delta à forte flèche :

Comme explicite précédemment, l'écoulement se sépare au bord d'attaque formant une couche de cisaillement à l'extrados et une couche limite à l'intrados. Cette couche de cisaillement s'enroule pour créer un tourbillon sur la surface supérieure de l'aile. Lorsqu'un gradient de pression adverse apparaît sous la couche de cisaillement, l'écoulement se sépare à nouveau et crée un tourbillon secondaire.

L'écoulement secondaire se redirige vers le bord d'attaque, sous le tourbillon principal. Ce tourbillon est donc localisé entre le tourbillon primaire et le bord d'attaque. Ce tourbillon secondaire possède une vorticité de signe opposé et sa formation est donc liée au gradient de pression adverse sous la couche de cisaillement. L'apparition du tourbillon secondaire modifie la trajectoire du tourbillon primaire vers l'intérieur de l'aile. En outre, le cœur du tourbillon primaire s'éloigne de la paroi de l'aile au fur et à mesure de son d'enveloppement vers l'aval.[3]

Dans certains cas suivant le nombre de Reynolds de l'écoulement, une troisième séparation de l'écoulement peut s'opérer entre le tourbillon primaire et secondaire.

Ce troisième tourbillon plus petit est de même signe de vorticité que le tourbillon primaire. L'apparition des tourbillons secondaire et tertiaire est liée à la viscosité de l'écoulement et à la nature de la couche limite   l'extrados de l'aile. En effet, le nombre de Reynolds a un effet notable sur la formation des tourbillons secondaire et tertiaire.

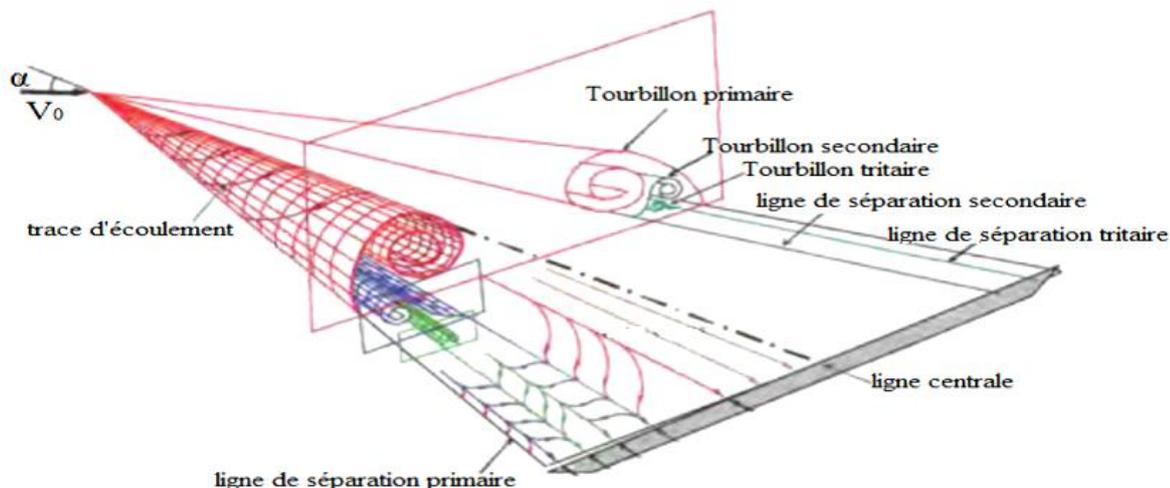


Figure II.22 : Formation des tourbillons sur l'aile delta a forte flèche

b) Aile delta a flèche modérée :

L'écoulement autour des ailes Delta à flèche modérée ressemble à celui autour des ailes à forte flèche comme l'ont montré Taylor et Gursul lors de leur étude d'une aile de 50° de flèche.

Le décollement de la couche limite au bord d'attaque se produit de la même façon, entrainant l'apparition d'un tourbillon d'apex à l'avant de l'aile. Cependant une différence majeure les distingue, à savoir que les tourbillons primaires sont plus proches de la paroi dans le cas des ailes a flèche modérée. Les interactions avec la couche limite   la paroi de l'aile sont donc plus fortes. Par conséquent, le nombre de Reynolds de l'écoulement a un effet non négligeable sur la formation du tourbillon secondaire.

La structure du tourbillon se développant à l'extrados d'une aile a forte flèche est différente de celle al 'extrados d'une aile a flèche modérée telle que les vitesses axiales élevées se situant au cœur du tourbillon dans le cas des ailes à forte flèche tandis que dans l'autre cas, les survitesses axiales sont au-dessus du tourbillon. [3]

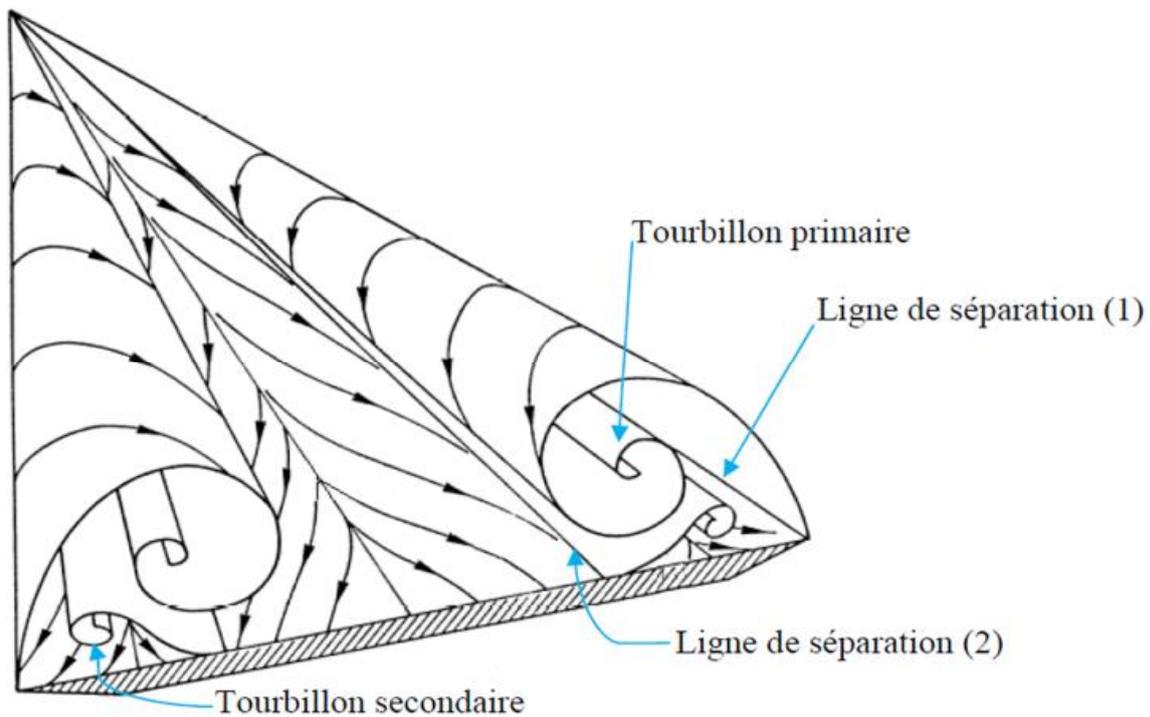


Figure II.23 : Formation des tourbillons sur une aile delta a flèche modérée

II.9.6-Les efforts aérodynamiques sur une aile delta :

II.9.6.1-Prévision théorique :

La résultante des efforts appliqués à l'aile admet une composante selon l'altitude z_0 , la portance, et une selon la direction de l'écoulement X_0 , la traînée. La composante perpendiculaire à l'extrados est appelée effort normal. Nous supposons l'écoulement symétrique, de sorte qu'il n'y ait pas d'effort selon la direction transversale. Si le centre d'application de l'effort résultant est différent du centre de gravité de l'aile, un moment de tangage est créé autour de l'axe transversal Y_0 . [3]

Les coefficients adimensionnels d'effort normal, et de moment de tangage, sont définis par :

$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2}V_0^2 \rho_0 S} \quad (\text{II-10})$$

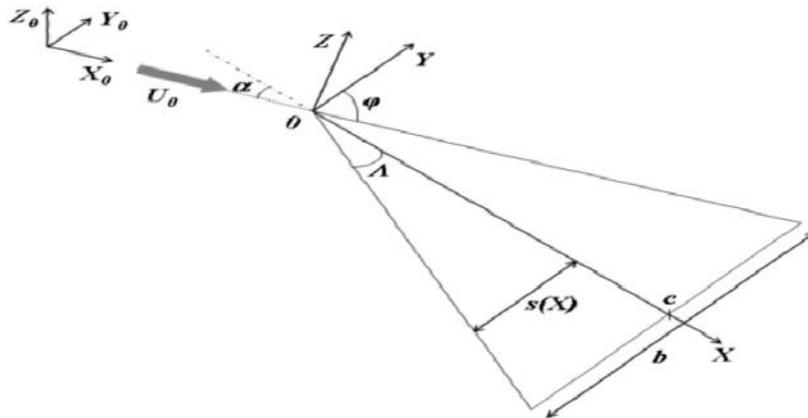
$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}V_0^2 \rho_0 S} \quad (\text{II-11})$$

Avec :

S : surface de référence

L:la longueur de la corde de profil

$\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2$: Pression dynamique.



Repère terrestre fixe (X_0, Y_0, Z_0) et repère liés à la maquette (X, Y, Z).

II.9.6.2-Portance tourbillonnaire :

Dès 1966, Polhamus [17] a étudié la contribution de la portance relative à la présence de tourbillon à l'extrados d'une aile delta et a divisé les efforts portants en deux parties : des efforts dit potentiels et des efforts dus à la dépression provoquée par le tourbillon à la surface de l'aile ; La présence des tourbillons contribue fortement à l'augmentation de la portance ; Cette portance dite tourbillonnaire augmente avec l'incidence et peut être évaluée en fonction de la flèche de l'aile (travaux de Wentz en (1968)). Outre le tourbillon primaire, le tourbillon secondaire induit également une diminution de pression plus faible à l'extrados de l'aile. La contribution du tourbillon primaire à l'effort normal est liée à l'intensité des tourbillons à l'extrados de l'aile. De plus selon Hall l'intensité des tourbillons augmente avec la vitesse amont ainsi que l'incidence et croit vers l'aval. Par conséquent l'influence des efforts d'origine tourbillonnaire est plus importante à mesure que l'incidence de l'aile est grande. Parallèlement, avec l'augmentation de l'angle de flèche, les tourbillons ont une contribution plus importante sur la portance de l'aile. Par ailleurs, le phénomène d'éclatement tourbillonnaire qu'on verra par la suite remontant vers l'apex avec l'incidence, la portance de l'aile chute brutalement lorsque l'éclatement apparaît à l'extrados de l'aile. Une première conséquence est que l'éclatement tourbillonnaire dégrade fortement la portance, d'autant plus que l'aile possède un angle de flèche élevé. [9]

II.9.6.3-Eclatement tourbillonnaire :

L'apparition des structures tourbillonnaires autour de l'aile delta à des plages d'incidences très faibles (5 -15 degrés) permet une réduction locale de la pression et donc d'augmenter la portance de l'aile, cependant à l'angle d'attaque critique, qui dépend des paramètres géométriques de l'aile, la structure du vortex change sensiblement et l'éclatement se produit. Cet éclatement de vortex signifie la perte de la régularité de l'écoulement tourbillonnaire, donc il impacte la manœuvrabilité de l'appareil qui nuira par la suite à l'exécution des missions qui lui sont confiée sa l'heure actuelle, le phénomène de l'éclatement tourbillonnaire est encore difficile à prédire. [11]

II.10-Effet de sol :

L'effet de sol est un phénomène aérodynamique qui concerne la portance et la traînée d'une surface en mouvement à proximité du sol, comme la voilure d'un aérodyne. L'effet de sol est connu en aviation depuis les années 1920. En 1921, Carl Wieselsberger a donné une explication théorique de l'effet de sol. L'effet de sol a été décrit également par le Français Le Sueur en 1942 dans un rapport traduit en anglais par le NACA. Lorsqu'un avion en vol s'approche de la surface du sol (ou de l'eau), il se produit un changement dans le schéma d'écoulement tridimensionnel autour de l'aéronef parce que la composante verticale du flux d'air autour de l'aile est limitée par la surface du sol. Cela modifie les tourbillons en aval de l'aile et les tourbillons marginaux. La présence du sol ne devient significative que lorsque la distance entre l'aile et le sol est

inférieure à une envergure de l'aile. L'effet de sol est donc dû à l'interférence de la surface du sol (ou de l'eau) et l'écoulement du flux d'air autour de l'aile.

L'effet du sol empêche le flux d'air à haute pression de s'échapper du dessous l'aile vers le haut, et la circulation quasi cylindrique des tourbillons de l'aile et des tourbillons marginaux est modifiée en entrant en contact avec la surface du sol réduisant ainsi leur force ce qui entraîne une diminution de la traînée induite[14]

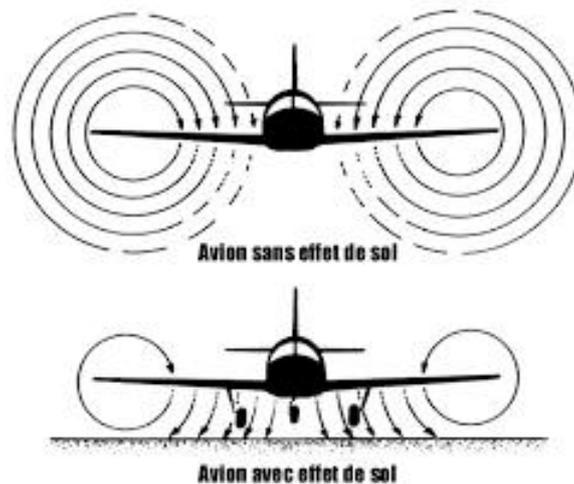


Figure II.24 : Effet de sol

II.11-Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons discuté de l'écoulement autour de l'aile delta ; à l'extrémité de l'aile la surpression de l'intrados a tendance à aller combler la dépression de l'extrados en contournant l'extrémité de l'avion, comme celle-ci avance, le mouvement de rotation ainsi amorcé crée un tourbillon à chaque extrémité d'aile, appelé vortex. Les deux tourbillons sont co-rotatifs et peuvent se faire sentir jusqu'à une distance assez importante derrière l'avion, ces tourbillons contribuent à la sustentation, mais à une certaine incidence ils freinent la progression de l'appareil, quand le phénomène de l'éclatement tourbillonnaire se produit. L'éclatement tourbillonnaire reste l'un des principaux obstacles à surmonter avant que son contrôle soit mis en application dans le vol .Souvent les difficultés des techniques de contrôle peuvent être attribuées dans la plus grande partie à la connaissance du phénomène et à l'incapacité de prévoir exactement l'éclatement de vortex. Vu le nombre important d'études concernant le contrôle de l'éclatement de vortex et leur succès relatif, il est clair que le progrès décisif dans le domaine exigera encore d'autres investigations de base pour élucider clairement la physique du phénomène et pour améliorer les possibilités prédictives.

Chapitre III

Techniques de mesure et réalisation des maquettes

III.1-Introduction :

Le contexte de ce chapitre est de définir la soufflerie et les différents éléments la composant en général, ainsi que la présentation des appareils de mesure utilisés dans cette étude, et les différents essais effectués au niveau du laboratoire d'aérodynamique de Génie Mécanique. On déterminera alors les caractéristiques des différentes ailes à soumettre aux essais, et les moyens mis en œuvre pour la réalisation des ailes delta et des supports destinés à soutenir les maquettes .

III.2-Généralités sur les souffleries :

Une soufflerie (en anglais *wind tunnel*) est une installation d'essais utilisée en aérodynamique pour étudier les effets d'un écoulement d'air sur un corps, généralement un modèle de dimension réduite par rapport au réel. On peut effectuer dans une soufflerie des mesures, par exemple d'efforts, et des visualisations d'écoulement le plus souvent impossibles à faire dans les conditions réelles de déplacement. Il existe plusieurs centaines de souffleries dans le monde, dont le plus grand nombre sont aux USA.[2]

Le corps étudié dans une soufflerie, fixé (immobile), dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz.

Les paramètres à respecter sont :

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

III.2.1- Classification des souffleries aérodynamiques :

Il existe trois types essentiels de classifications des souffleries :

- Soit en se basant sur la vitesse atteinte dans la veine d'essais.
- Soit en se basant sur le mode de fonctionnement.
- Soit en se basant sur la nature des parois dans la section de travail.

III.2.2- Classification d'après la vitesse atteinte dans la veine utile :

III.2.2.1- Souffleries subsoniques ($M < 0.9$) :

La vitesse de fonctionnement dans ces souffleries varie (de 10 à 290 m/s), la limite supérieure est telle que les vitesses dans le champ aérodynamique soient toujours inférieures aux vitesses locales du son. On cite ici quelques souffleries.

a) Laboratoire aérodynamique Eiffel, paris. France (1912) :

Cette soufflerie, la plus ancienne au monde, a été conçue, construite et utilisée par Gustave Eiffel, reconnu comme l'un des pionniers de l'aérodynamique. La veine, ouverte, mesure 2 m de diamètre et 2,37 m de long (vitesse de 0 à 40 m/s). Cet équipement est toujours en service pour des études de génie civil, de mécanique,... [2]



Figure III.1:Laboratoire aérodynamique Eiffel, paris. France (1912)

b) Soufflerie Jules verne. France (1995) :

Ce grand équipement comprend 2 souffleries intégrées dans des bâtiments conçus pour résister aux dépressions :

- La soufflerie externe comporte un circuit dynamique à deux veines, permettant une vitesse de l'air de 83 m/s.
 - La soufflerie interne comporte un circuit climatique avec une veine spécifique, soumise à une vitesse de l'air allant jusqu'à 38 m/s, avec des conditions d'environnement très sophistiquées : Température -25°/+55°C, humidité 30% / 100%, brouillard, pluie, neige.
- Elle est utilisée pour de nombreux types d'essais : projets de construction (effets de vent sur les ponts et les bâtiments), industries mécaniques (résistance de machines et d'équipements à des conditions mécaniques extrêmes), industrie automobile, Environnement,... etc.

Cette soufflerie est la propriété du centre scientifique et technique du bâtiment [2]



Figure III.2: Soufflerie Jules verne. France (1995)

III.2.2.2. Soufflerie transsoniques ($0.9 < M < 1.2$) :

Lorsqu'on parvient à atteindre des vitesses voisines à celle du son, on doit tenir compte de la compressibilité. Ces vitesses sont généralement comprises entre 260 et 400m/s. des phénomènes aérodynamiques particuliers se manifestent dans ce type de soufflerie, la

concentration des vibrations émise par la maquette provoque la formation d'onde de choc en aval de celle-ci.

Un problème, particulièrement en transsonique, est celui de la reproduction correcte des nombres de Reynolds de vol. Ce problème peut s'exprimer en termes des difficultés technologiques, tant sur le plan de leur conception que sur celui des moyens de mesure à mettre en œuvre. La solution idéale à cette question réside dans les grandes souffleries cryogéniques, dans lesquelles on crée un écoulement à très basse température (par injection d'azote liquide dans le circuit) et à pression modérée (quelques bars) ; on agit ainsi sur chacune des variables intervenant dans la définition du nombre de Reynolds.

La soufflerie transsonique européenne de Cologne, E.T.W. (Européen Transsonique Wind tunnel) construite conjointement par la France, l'Allemagne, la Grande-Bretagne et les Pays-Bas, a été conçue à cet effet [2]

III.2.2.3-Soufflerie supersoniques ($1.2 < M < 5$) :

L'accélération des gaz à vitesse supersonique est généralement réalisée à l'aide d'une tuyère convergente-divergente, les souffleries supersonique permettent d'obtenir des nombres de Mach modérés ($1.2 < M < 5$). Dès que l'on dépasse la vitesse du son, le régime devient supersonique et l'écoulement est plus stable.

Afin de réduire la consommation d'énergie et les coutes de réalisation des expériences, ces souffleries sont conçus selon des besoins strictement spécifiés et limitent quelque peu les possibilités dans les essais (veine de faibles dimensions donc marge de manœuvre réduite). [2]

III.2.2.4-Souffleries hypersoniques ($M > 5$) :

Les problèmes posés par le vol des planeurs hypersoniques, des engins balistique et des avions de transport à très grande vitesse justifient l'intérêt des essais aérodynamiques à des nombres de Mach et nombre de Reynolds, qu'on s'efforce à grand-peine de réaliser dans les essais à plus bas nombre de Mach n'est plus suffisante ; par exemple : la seule étude des échanges thermiques exige d'imposer une condition de similitude supplémentaire portant sur la température de la maquette et la température de l'écoulement. Aux vitesses de plusieurs kilomètres par seconde considérées, les températures atteintes au voisinage des véhicules conduisent à un état physico-chimique de l'air caractérisé par des phénomènes de vibration moléculaire, de dissociation particulièrement difficiles à reproduire et étudier et les ondes de choc deviennent de plus en plus intenses et sont corrélativement de plus en plus couchées sur la surface de corps qu'elles enveloppent étroitement. Dans ce type d'écoulement l'air cesse d'obéir à la loi des gaz parfaits.[2]

III.2.3-Les éléments de la soufflerie et le principe de fonctionnement :

Les organes fondamentaux sont :

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

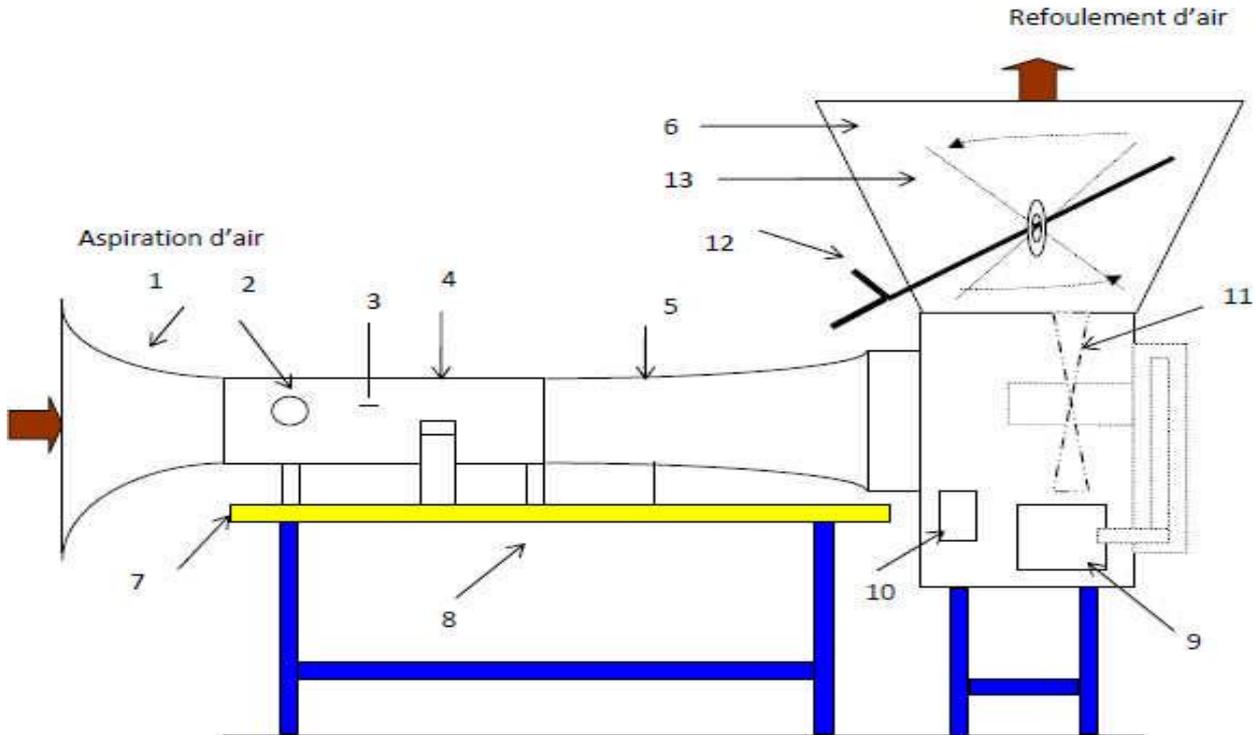


Figure III.3 : Soufflerie du département génie mécanique

La soufflerie comprend différentes parties essentielles :

- Ventilateur ou compresseur : dispositif de mise en mouvement de l'air, il est alimenté par un moteur électrique. L'air est pris soit à l'extérieur (circuit ouvert), soit à la veine d'essais (circuit à retour)-
- Collecteur ou convergent : Chargé d'amener l'air extérieur dans la soufflerie, sa forme convergente permet d'accélérer l'air entrant dans la veine d'essais.

- Chambre de tranquillisation : contenant un filtre de type nid d'abeille pour redresser les filets d'air envoyé sur le corps et des grillages très fins pour réduire les turbulences qui ont pu apparaître dans les conduites.

- Chambre ou veine d'essai : généralement de section constante ou très légèrement divergente, dans laquelle est installé le corps à tester et où se font les mesures aérodynamiques.

- Diffuseur ou divergent : traversé par l'air à sa sortie de la veine d'essai en direction du ventilateur ; Il réduit la vitesse d'air et diminue ainsi l'énergie cinétique perdue par perte de charge, donc réduit la puissance consommée.[3]

III.2.3.1. 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.

a) 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

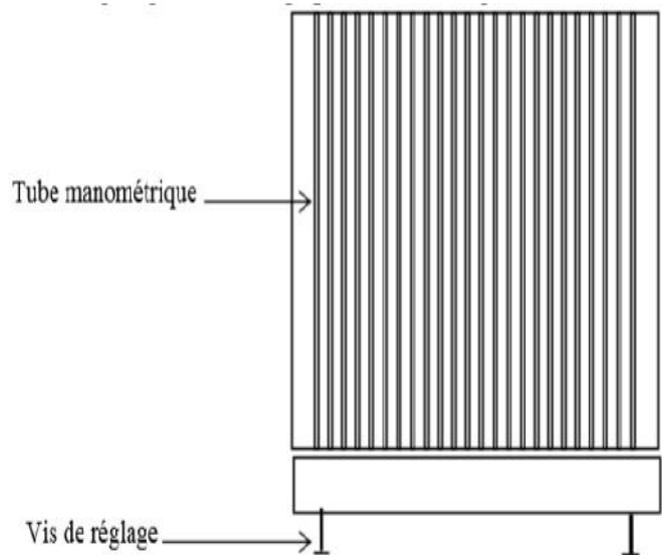


Figure III.4: Manomètre

b) Tube de Pitot :

Le tube de Pitot, formé de deux tubes concentriques, mesure la vitesse d'un écoulement fluide en transformant son énergie cinétique en énergie potentielle. Cette transformation s'opère à l'ouverture du tube d'impact sous la forme d'une pression (pression dynamique plus pression statique). Cette pression est contrebalancée dans le multi-manomètre différentiel par la pression statique s'exerçant à l'ouverture du tube statique, de sorte que seule la pression dynamique (et donc l'énergie cinétique) est mesurée sur l'échelle du manomètre. Si on applique le théorème de Bernoulli entre le point d'arrêt (a) et un point (m) de la surface du tube de Pitot, on aura :

$$P_a = P_m + \frac{1}{2} \rho V_m^2 \tag{III.1}$$

D'autre part sur le manomètre on a :

$$P_a = P_m + \rho g h \tag{III.2}$$

D'où on tire la relation suivante

$$V_m = \sqrt{\frac{2\rho_H g \Delta h}{\rho}} \tag{III.3}$$

Avec :

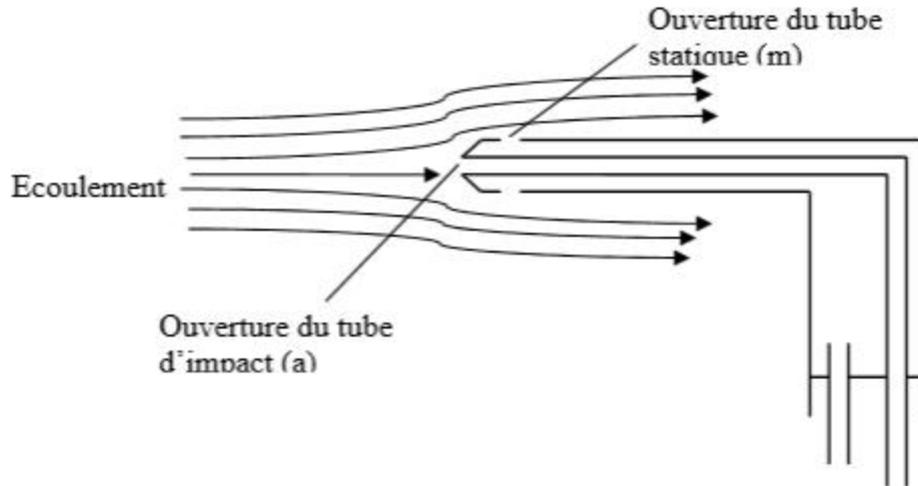
P_a : pression d'arrêt.

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.

h : dénivellation d'huile lue sur le multi-manomètre


Figure III.5: Tube de Pitot

III.2.3.2-Erreurs expérimentales :

Que l'on mesure le coefficient de pression, de portance ou de traînée diverses erreurs expérimentales sont susceptible de s'ajouter aux mesures; ces erreurs expérimentales commises sur deux essais sont dues essentiellement à la détermination préalable des vitesses d'écoulement avant chaque essai sur une maquette utilisée (erreurs de lecture des hauteurs du fluide dans les colonnes du manomètre), éventuellement aux erreurs de parallaxe (commises lors de la lecture des valeurs de l'angle d'incidence) et aux effets de la température en particulier sur la masse volumique[3]

Ainsi pour le coefficient de pression donné par

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho V_0^2} \quad (\text{III-4})$$

si on emploie les dérivées logarithmiques on obtient :

$$\ln C = \ln(P - P_0) - [\ln(\rho) + \ln(\frac{1}{2} V_0^2)] \quad (\text{III-5})$$

Après différenciation on aura

$$\frac{dC}{C} = \frac{d(P - P_0)}{P - P_0} - \frac{d\rho}{\rho} - 2 \cdot \frac{dV_0}{V_0} \quad (\text{III-6})$$

En passant aux incertitudes, on écrit

$$\frac{\Delta C}{C} = \frac{\Delta P}{P - P_0} + \frac{\Delta P_0}{P - P_0} + \frac{\Delta \rho}{\rho} + 2 \cdot \frac{\Delta V_0}{V_0} \quad (\text{III-7})$$

Avec :

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\rho_h g \cdot (z - z_0)}{\rho}} \quad (\text{III-8})$$

Les dérivées logarithmiques nous donnent:

$$\ln V_0 = \frac{1}{2} \ln \left[\frac{2\rho_h g (z - z_0)}{\rho} \right] \quad (\text{III-9})$$

Après différenciation on obtient:

$$2 \frac{dV_0}{V_0} = \frac{d\rho_h}{\rho_h} + \frac{d}{g} + 2 \frac{dz}{z - z_0} - 2 \frac{dz_0}{z - z_0} - \frac{d\rho}{\rho} \quad (\text{III-10})$$

en passant aux incertitudes

$$2 \frac{\Delta V_0}{V_0} = \frac{\Delta \rho_h}{\rho_h} + \frac{\Delta g}{g} + 2 \frac{\Delta z}{z - z_0} + 2 \frac{\Delta z_0}{z - z_0} + \frac{\Delta \rho}{\rho} \quad (\text{III-11})$$

III.3- Réalisation des maquettes :

Avant de se lancer dans la réalisation des maquettes d'ailes, nous avons établi un dessin de définition qui définit toutes les ailes à réaliser avec leurs dimensions respectives. Les maquettes d'ailes ont été réalisées à partir d'une plaque de Plexiglas d'épaisseur $e=5\text{mm}$, sur cette dernière ont a dessiné les différentes ailes avec un stylo inhibiteur par la suite chacune des ailes a été découpée à l'aide d'une scie électrique puis ajustée à l'aide d'une fraiseuse. Le choix du Plexiglas n'est pas fortuit puisqu'il offre une facilité d'usinage (réalisation de rainures, perçage de trous,...).

III.3.1- Dimensionnement des Ailes :

Au total 05 ailes ont été réalisées, dont elles sont destinées à la mesure du coefficient de pression C_p , par ailleurs les 03 autres ailes ont été réalisées pour la mesure des coefficients de pressions transversale pour localiser la position des tourbillons. pour faire une étude comparative entre les différentes ailes étudiées, on garde la même surface alaire pour toutes les ailes de différents angles d'apex ($\beta = 45^\circ, 110^\circ$, et 80°) qu'on soumettra aux essais

$$S_1 = \frac{l_1 \cdot L_1}{2} = \frac{7.3 \cdot 9.9}{2} = 76.54 \text{ cm}^2$$

$$S_2 = \frac{l_2 \cdot L_2}{2} = \frac{9.5 \cdot 16.0}{2} = 76.54 \text{ cm}^2$$

Les dimensions sont montrées dans le tableau suivant :

Ailes	Caractéristique des ailes réalisées				
	$\beta(^{\circ})$	$l_0(\text{cm})$	$L(\text{cm})$	$S(\text{cm}^2)$	$\alpha(^{\circ})$
110	7.32	20.91	76.54	/	
80	9.55	16.03	76.54	54.7	
45	13.57	11.24	76.54	30	

Tableau III.1:Caractéristiques géométriques des ailes utilisées.

Avec :

L : L'envergure.

l_0 : Corde.

β : Angle d'apex.

α : Angle entre les tourbillons

III.3.2-Procédé de réalisation des ailes avec prises de pression :

a) Pour les coefficients de pression C_p :

Les positions des Prises de pression pour déterminée C_p sont calculée ainsi

$$\text{Pour } Y = \frac{1}{3} l_0 \text{ On aura : } X = \frac{1}{3} l_0 \tan \frac{\beta}{2} \quad (\text{III.12})$$

$$\text{Et pour } Y = \frac{2}{3} l_0 \text{ on aura : } X = \frac{2}{3} l_0 \tan \frac{\beta}{2} \quad (\text{III.13})$$

Ainsi plusieurs prises de pression (16 au total) sont réparties sur l'axe transversal comme le montre la figure (III-6) et leurs coordonnées sont représentées dans le tableau suivant :

	Aile delta apex $\sphericalangle 45^\circ$				Aile delta apex $\sphericalangle 80^\circ$				Aile delta apex $\sphericalangle 110^\circ$			
Y(mm)	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)
$\frac{1}{3}l_0$	1	18.72	0.15	2.80	1	26.71	0.15	4.00	1	34.846	0.15	5.22
	2	18.72	0.30	5.61	2	26.71	0.30	8.01	2	34.846	0.30	10.44
	3	18.72	0.45	8.42	3	26.71	0.45	12.02	3	34.846	0.45	15.66
	4	18.72	0.60	11.23	4	26.71	0.60	16.02	4	34.846	0.60	20.88
	5	18.72	0.75	14.04	5	26.71	0.75	20.03	5	34.846	0.75	26.13
	6	18.72	0.90	16.84	6	26.71	0.90	24.03	6	34.846	0.90	31.36
$\frac{2}{3}l_0$	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)	capteur	X(mm)	$\frac{x_i}{X}(\%)$	x_i (mm)
	1	37.44	0.10	3.74	1	53.417	0.10	5.341	1	69.624	0.10	6.96
	2	37.44	0.18	6.74	2	53.417	0.18	9.61	2	69.624	0.18	12.53
	3	37.44	0.26	9.73	3	53.417	0.26	13.88	3	69.624	0.26	18.10
	4	37.44	0.34	12.73	4	53.417	0.34	18.16	4	69.624	0.34	23.67
	5	37.44	0.42	15.72	5	53.417	0.42	22.43	5	69.624	0.42	29.24
	6	37.44	0.50	18.72	6	53.417	0.50	26.70	6	69.624	0.50	34.81
	7	37.44	0.58	21.71	7	53.417	0.58	30.98	7	69.624	0.58	40.38
	8	37.44	0.66	24.71	8	53.417	0.66	35.25	8	69.624	0.66	45.95
	9	37.44	0.74	27.70	9	53.417	0.74	39.52	9	69.624	0.74	51.52
	10	37.44	0.82	30.70	10	53.417	0.82	43.80	10	69.624	0.82	57.09
11	37.44	0.90	33.70	11	53.417	0.90	48.07	11	69.624	0.90	62.66	

Tableau III.2: Positons des prises de pression pour la mesure de C_p

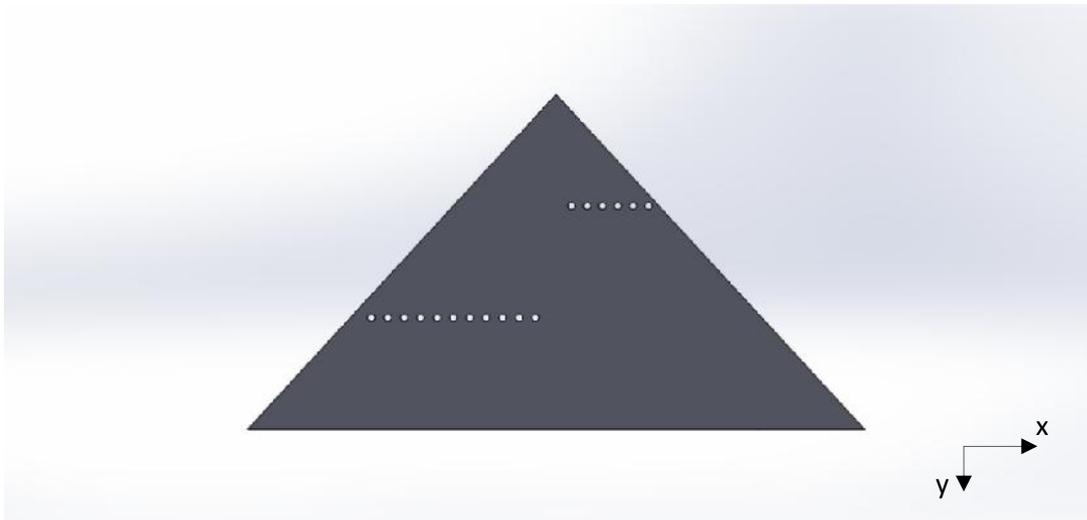


Figure III.6: Position des prises de pression pour la mesure de C_p

b) pour le coefficient de pression C_p sous le tourbillon :

D'après des visualisations antérieures [1], on déduit que l'angle α de la structure tourbillonnaire qui se développe sur l'extrados de l'aile delta est symétrique par rapport à la ligne médiane de l'aile, d'où la disposition des prises de pression sur une moitié de chaque une des ailes destinées aux mesure du coefficient de pression C_p

La position de chaque prise de pression est calculée de la manière suivante :

$$r^2 = x^2 + y^2 \quad (\text{III.14})$$

$$\tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{x}{y}$$

$$\text{Avec } x = l_0 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (\text{III.15})$$

Des relations (III.14) et (III.15) on obtient :

$$r = y_i \cdot \left[1 + \tan^2\left(\frac{\alpha}{2}\right)\right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{III.16})$$

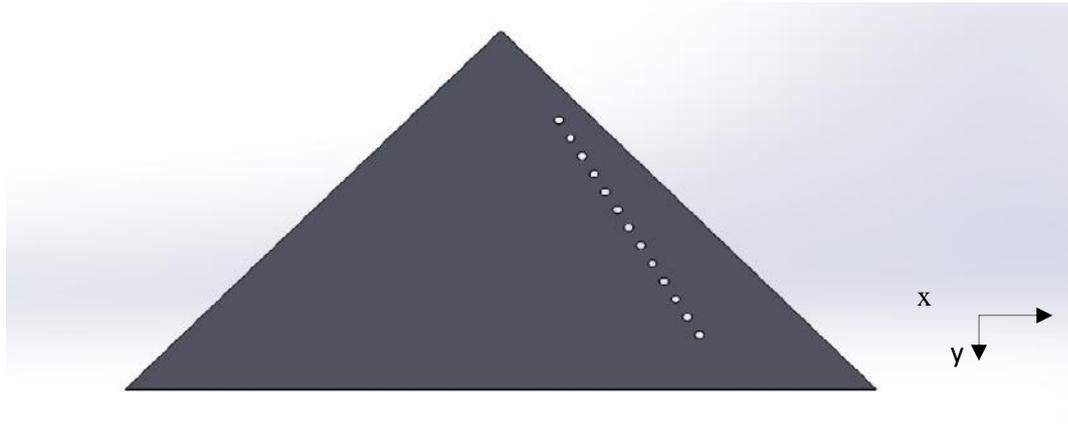


Figure III.7: Position des prises de pression pour la mesure de C_p sous le tourbillon

La position de chaque prise de pression pour la mesure de C_p sous le tourbillon est représentée dans le tableau suivant :

Apex 4 •				Apex 8 •			
$\frac{y_i}{l_0}$ (%)	y_i (mm)	r (mm)	x_i (mm)	$\frac{y_i}{l_0}$ (%)	y_i (mm)	r (mm)	x_i (mm)
0.25	33.90	35.12	9.10	0.25	23.87	26.87	12.35
0.30	40.71	42.14	10.90	0.30	28.65	32.25	14.82
0.35	47.49	49.16	12.72	0.35	33.425	37.62	17.29
0.40	54.28	56.19	14.54	0.40	38.2	43.00	19.76
0.45	61.06	63.21	16.36	0.45	42.97	48.73	22.23
0.50	67.85	70.24	18.18	0.50	47.75	53.75	24.70
0.55	74.63	77.26	20	0.55	52.52	59.12	27.17
0.60	81.42	84.28	21.81	0.60	57.3	64.50	29.64
0.65	88.20	91.3	23.63	0.65	62.07	69.87	32.11
0.70	95.00	98.32	25.45	0.70	66.85	75.25	34.58
0.75	101.77	105.34	27.27	0.75	71.62	80.62	37.05
0.80	108.56	112.36	29.08	0.80	76.4	86.00	39.52
0.85	115.34	119.38	30.90	0.85	81.17	91.37	42.00
0.90	122.13	126.4	32.72	0.900	85.95	96.75	44.47

Tableau III.3: Positions des prises de pression pour la mesure de C_p sous les tourbillons

III.3.3- Procédé de réalisation des prises de pression :

Une fois les ailes découpées, les trois ailes destinées à la mesure du coefficient de pression C_p doivent subir les opérations suivantes :

- Traçage des rangées de prise de pression à des points préalablement situés.
- Fraisage pour obtenir des rainures de 2.5 mm de profondeur servant de canalisation aux tubes capillaires.
- Perçage de trous pour recevoir les tubes.
- Placement des tubes en cuivre préalablement coudés de manière à ce que l'axe des trous soit perpendiculaire à l'extrados de l'aile.
- Fixation des tubes dans les rainures à l'aide d'une colle rapide.
- Remplacement de la matière enlevée par de mastic pour tôles.
- Ponçage de la surface du mastic à l'aide du papier verre.



Figure III.8 : Maquettes réalisées avec des prises de pression

III.3.4-Réalisation des Supports :

La présence de tout objet dans la veine d'essai de la soufflerie, hormis les maquettes d'ailes, est considérée comme un obstacle qui peut engendrer des perturbations de l'écoulement de l'air, et apporter ainsi une erreur supplémentaire à la mesure considérée. Ceci nous a obligés à concevoir des supports pouvant soutenir les ailes d'une manière qui rend son influence sur les résultats expérimentaux (mesure de C_p) peu importante. [3]

a)Réalisation et fixation du support pour la mesure du coefficient de pression C_p :

-Réalisation du support avec prises de pression :

Le support conçu est un tube en cuivre creux de 30 cm de longueur, de diamètre extérieur 18.5 cm et de diamètre intérieur de 16.5 cm à travers lequel passent 24 tubes en cuivre reliés d'une part aux tubes capillaires sortant des ailes par l'intermédiaire de tuyaux en polychlorure de vinyle, d'autre part au multi-manomètre; ce même support est munit en son milieu d'une patte servant à maintenir la maquette, sur cette patte sont percés deux trous de diamètre 30 mm

et deux autres dans chacune des maquettes. La fixation est obtenue à l'aide de deux vis et deux écrous. La distance qui séparait les ailes de la tige cylindrique (reliée par la tige métallique) était suffisamment grande 10 cm pour ne pas considérer la tige métallique comme une surface supplémentaire ajoutée à celle des ailes, ce qui aurait faussé encore plus les résultats. On a été amené à choisir des vis et des écrous de faibles dimensions (25 mm), on les a limés à l'aide d'une meule afin de diminuer leur dimensions, on a logé les têtes des deux vis dans des trous préparés à cet effet sur chacune des ailes, et encore, on les a recouverts de patte à modeler pour obtenir une surface lisse, et tout cela pour réduire l'effet des perturbations de l'écoulement de l'air autour de ces vis et écrous et donc minimiser la traînée supplémentaire provoquée par leurs tourbillons. Le support est doté à une de ses extrémités d'un pied

de positionnement qui s'emboîte dans un orifice de la paroi verticale de la veine d'essais pour éliminer les vibrations tout en permettant une rotation autour de son axe.
A l'autre extrémité, il est relié à un tambour qui s'emboîte dans la paroi.

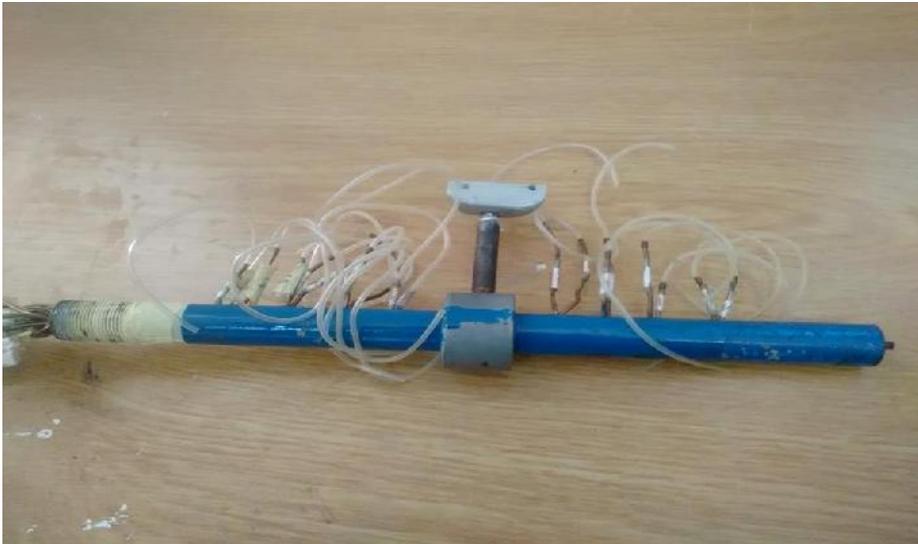


Figure III.9 : Support pour la mesure de C_p

c) Fixation des ailes avec prises de pression au support pour la mesure de C_p :

Le nombre important de maquettes d'aile munies de prises de pression, ainsi que celui des essais nous a obligé à réaliser un système de fixation rigide mais facilement démontable, puisqu'à chaque fois, il a été question de placer une maquette, faire des essais, et l'enlever pour en remplacer une autre.

Le mécanisme de fixation d'une aile munit des tubes de prises de pression est représenté sur la figure (III.10)

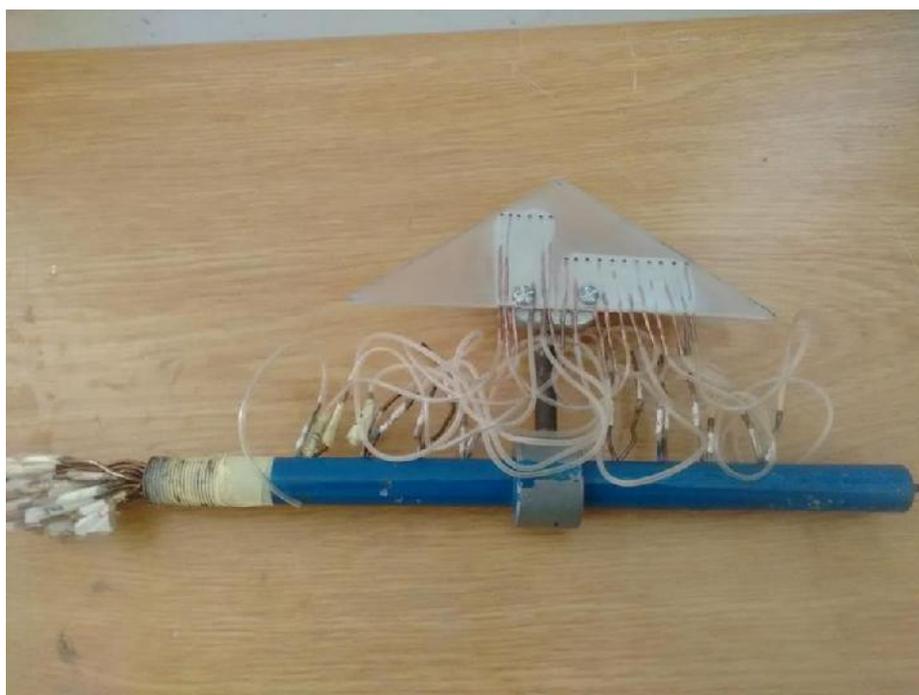


Figure III.10 : Fixation de l'aile au support. Pour la mesure de C_p

d) Un système de réglage de l'incidence à partir de l'extérieur de la veine d'essais :

Le système de fixation comporte aussi des vis de blocage et un cadran gradué de degré en degré, donnant l'incidence de l'aile Pour chaque mesure

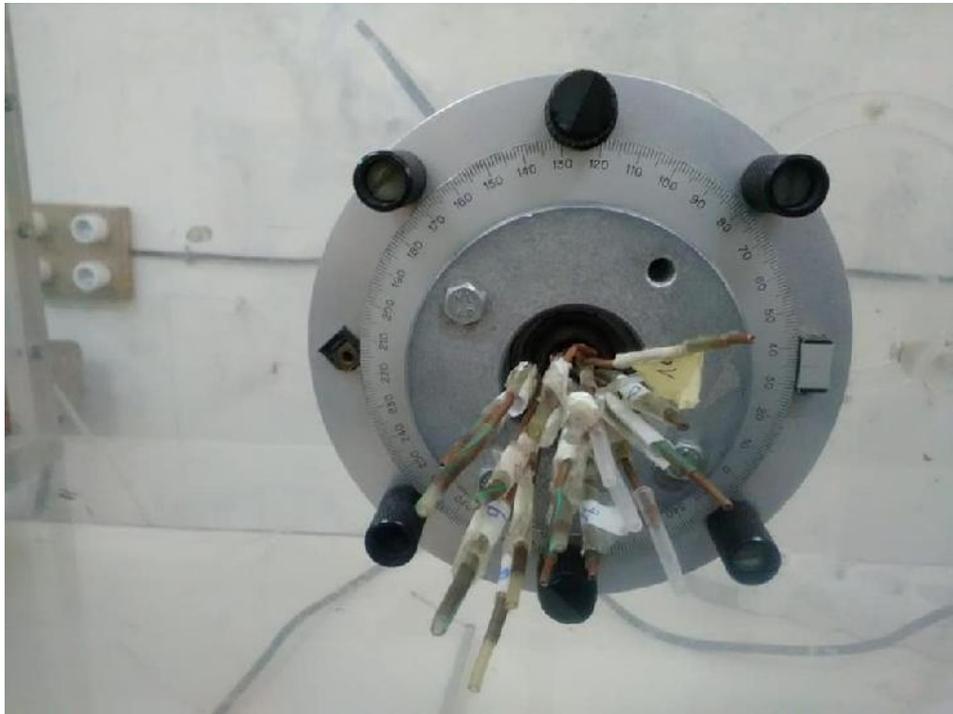


Figure III.11 : Cadran gradué de degré en degré.

III.3.5-Montage final des maquettes :



Figure III.12 : Montage final de la maquette

Toutes les prises de pression sont reliées à des tubes en plastique à leur tour reliés aux tubes manométriques nous donnant le coefficient de pression mesuré à chaque incidence

III.4-Simulation de l'effet de sol :

Pour simuler l'effet du sol on a utilisé une table élévatrice, qu'on a placé a une distance $h=10\text{cm}$ a partir de la paroi de la veine d'essais de la soufflerie



Figure III.13 : Table élévatrice

III.4.1-Montage de la maquette pour déterminer l'effet de sol :

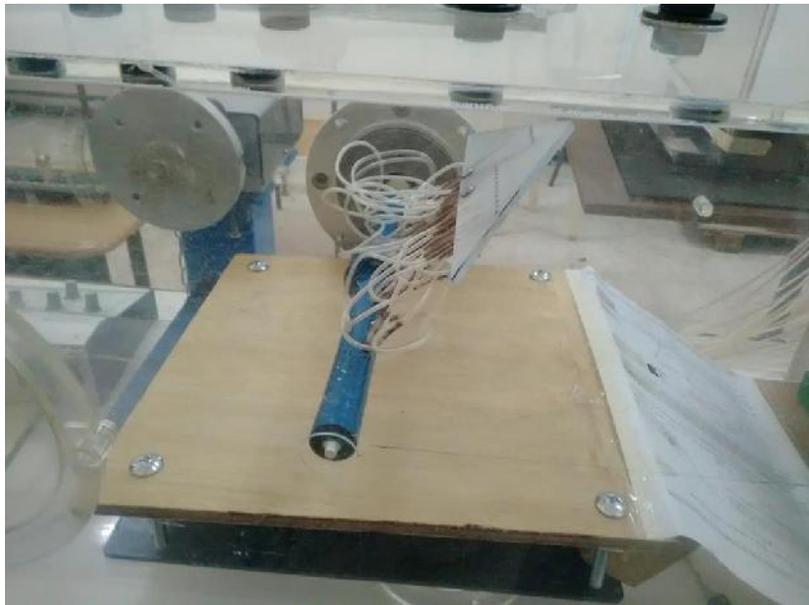


Figure III.14 : Montage d'une maquette pour étudier l'effet du sol

Le système présenté sur la figure(III.14) nous permet de présenter l'effet de sol qui se représente sur les différentes mesures de pression lorsque la distance entre l'aile et la paroi inférieure (sol) diminue

III.5-Conclusion :

Nous avons réalisé trois ailes delta à angles d'apex $=45^\circ$, $=80^\circ$;et $=110^\circ$ dans la soufflerie subsonique on mesure le coefficient de pression C_p en variant l'angle d'incidence de 0° jusqu'à 40° , avec un pas de 5, les résultats obtenus seront présentés dans le chapitre suivant.

Chapitre IV

Résultats et discussion

IV.1-Introduction :

Le contexte de ce chapitre est de présenter les résultats obtenue lors des essais effectués en soufflerie, donc de représenter l'évolution du coefficient de dépression C_p pour les maquettes des ailes delta dont les apex sont respectivement $=45^\circ$, $=80^\circ$ et $=110^\circ$.

IV.2- Manipulation :

- Régler les vitesses dans la veine d'essais $V_0=20.3\text{m/s}$ et $V_0=31\text{m/s}$, soit $Z_0-Z=30\text{mm}$ d'huile ou $Z_0-Z=70\text{mm}$. La valeur de ce paramètre est accessible sur le multi-manomètre indicateur de pression avant le lancement des acquisitions.
 - Régler avec la meilleure précision possible (à l'aide d'un niveau à bulle), l'incidence nulle du profil, vérifier et, éventuellement, régler la valeur lue sur l'afficheur d'incidence.
 - S'assurer que les tubes capillaires sont bien insérés dans les tubes manométriques leurs correspondants (par numérotation) et qu'il n'y a pas de fuite.
 - Mesurer les pressions pour les différentes incidences (prendre une photo à chaque mesure).
 - Vérifier l'absence de dérapage de l'aile,
 - La remise à zéro de l'indicateur de contraintes (portance et trainée).
- Après les différentes réalisations citées dans ce chapitre on procède aux différents essais en soufflerie et les résultats obtenus seront présentés dans la partie qui va suivre.

IV.3- Résultats de mesure du coefficient de la dépression – C_p :

La méthode de calcul employée pour trouver la valeur du coefficient de pression C_p est donnée comme suit:

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho V_0^2} \quad (\text{IV-1})$$

Avec :

- 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 :

$$P - P_0 = \rho_h g (Z - Z_0) \quad (\text{IV-2})$$

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

$$P - P_0 = \frac{1}{2}\rho V_0^2 = \rho_h g (Z_a - Z_0) \quad (\text{IV-3})$$

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

$$C_p = \frac{Z - Z_0}{Z_a - Z_0} \quad (\text{IV-4})$$

Avec :

ρ : 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_o : cote de l'huile correspondant à la pression P₀.

IV.3.1- Evolution de -Cp suivant l'envergure de l'aile :

A laide du logiciel tableur Microsoft Excel on a aboutie aux résultats sous forme de graphes suivant :

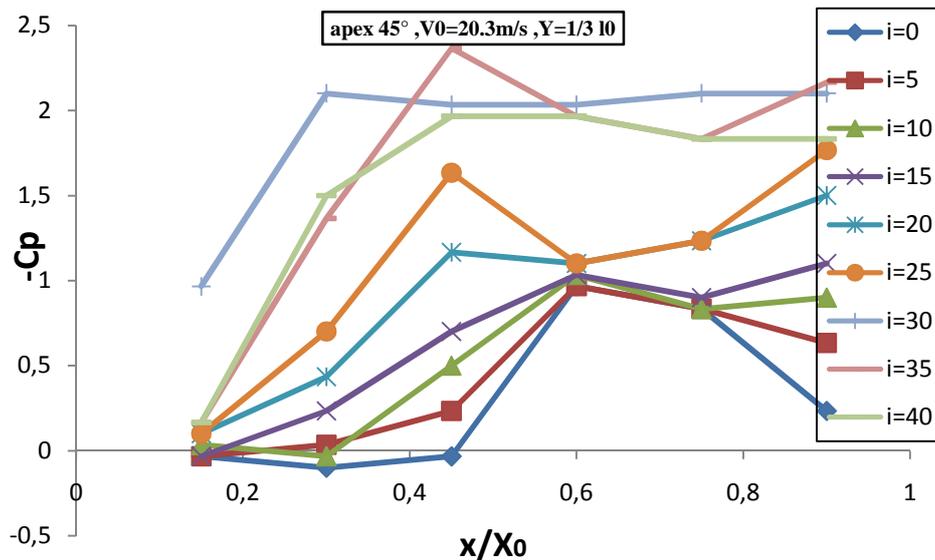


Figure IV-1 :Évolution du coefficient de depression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $\delta\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

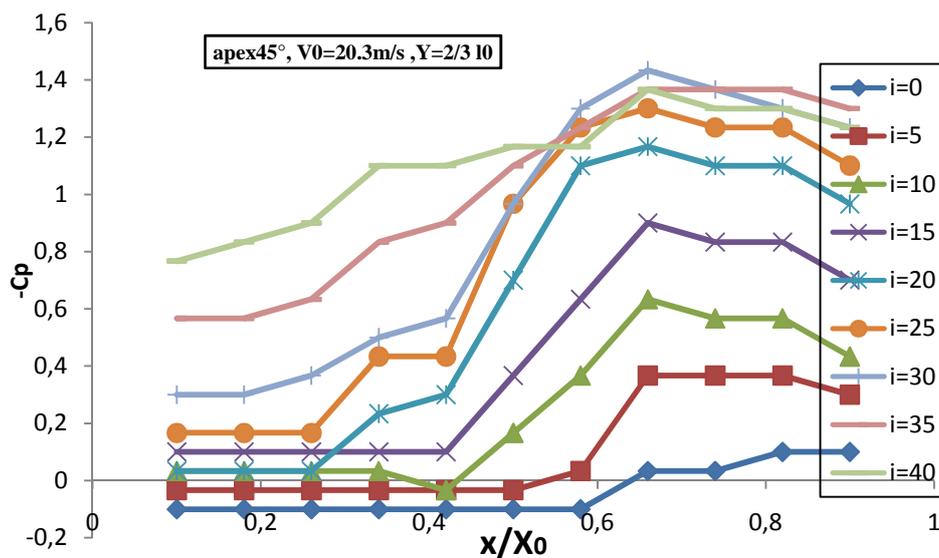


Figure IV-2 :Évolution du coefficient de depression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile $\delta\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

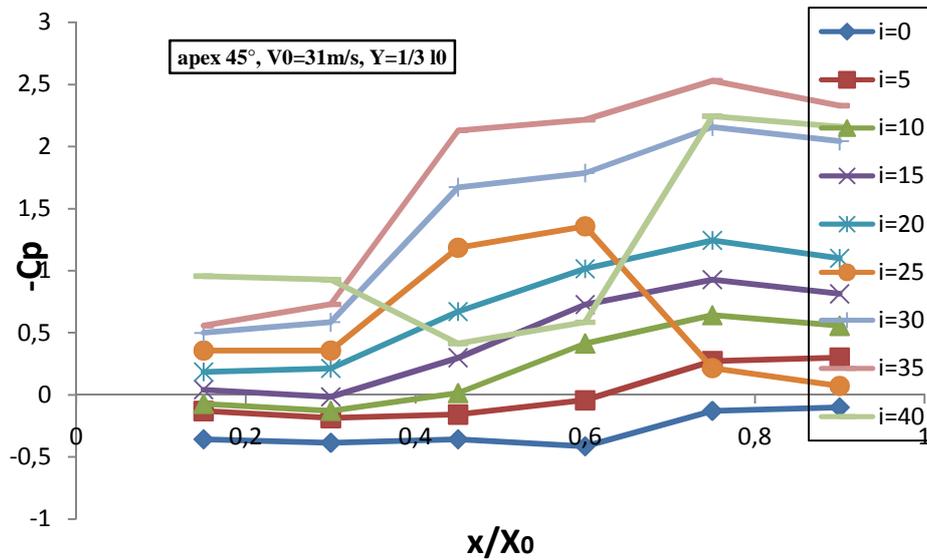


Figure IV-3 :Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

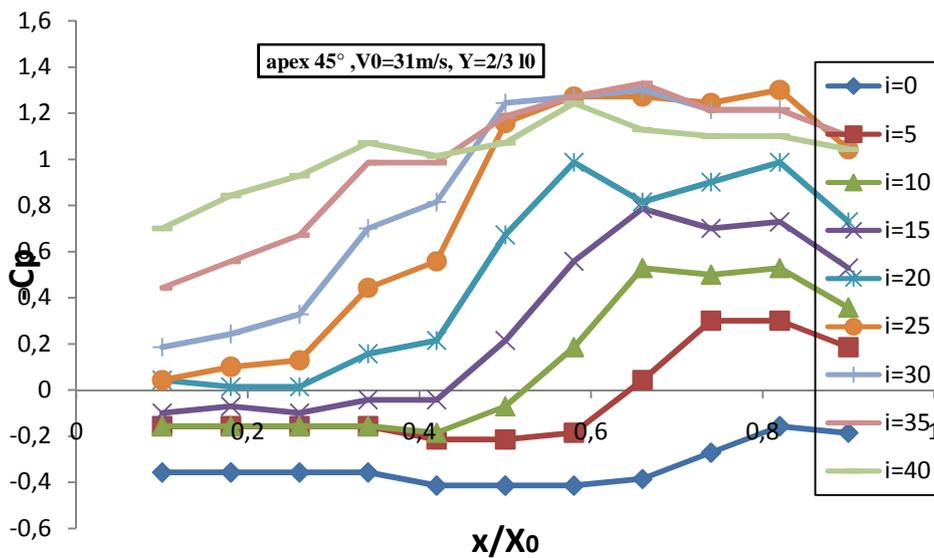


Figure IV-4 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur toutes les figures (IV-1),(IV-2),(IV-3) et (IV-4),on constate que les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des valeurs élevés en fonction des incidences et de la longueur x/X_0 , et prenne une valeur maximale a $x/X_0=0.77$ et selon la relation suivante :

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{x_0}{\frac{2}{3}l_0} \tag{IV-5}$$

On déduit que $\alpha_1=30^\circ$, et l’incidence de décrochage est à partir de $i=30^\circ$

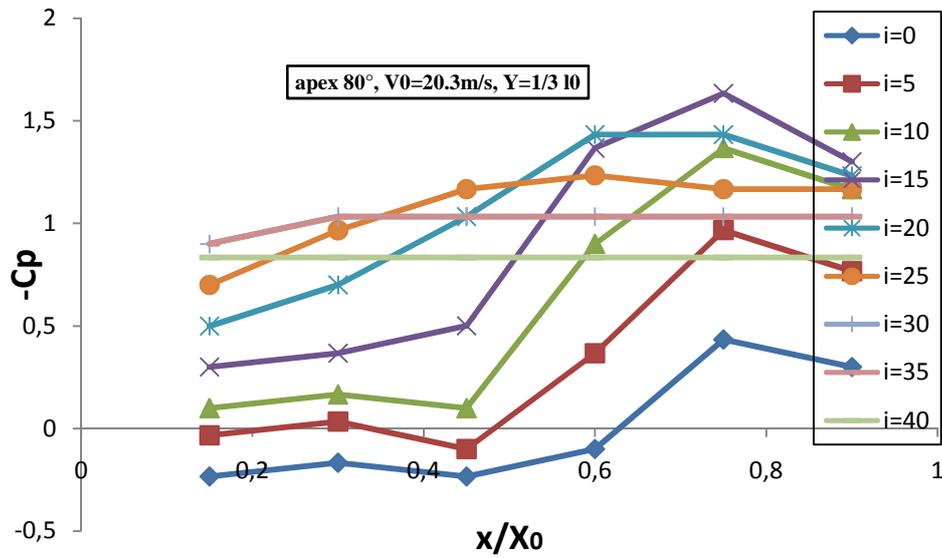


Figure IV-5 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

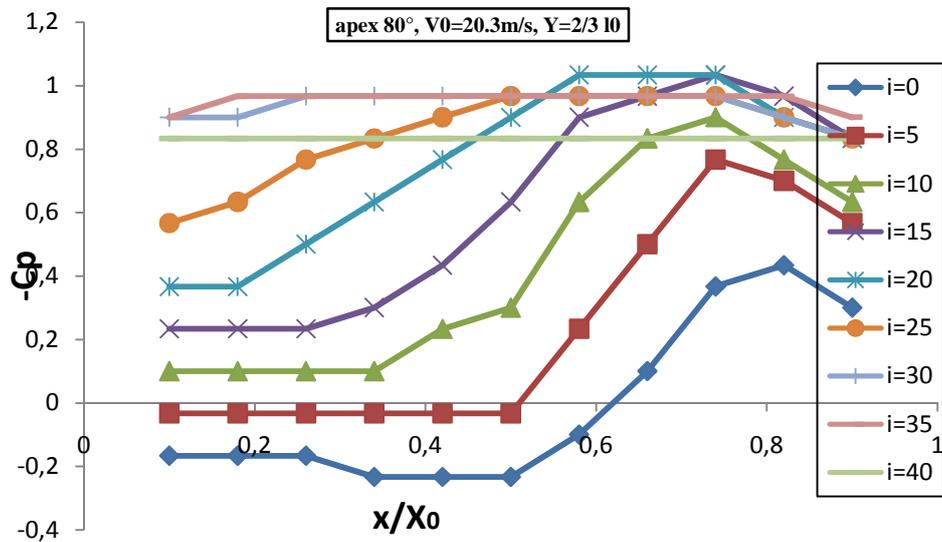


Figure IV-6 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers pour aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

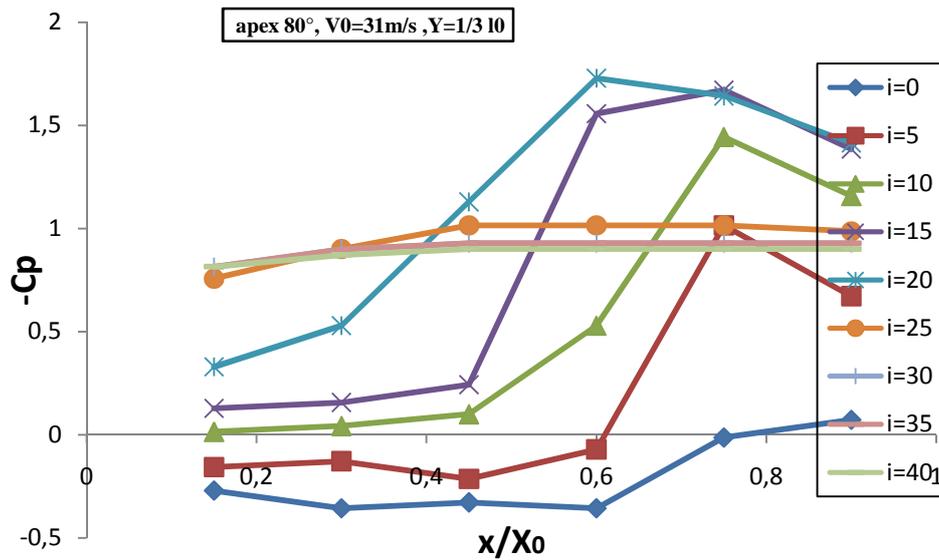


Figure IV-7 :Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

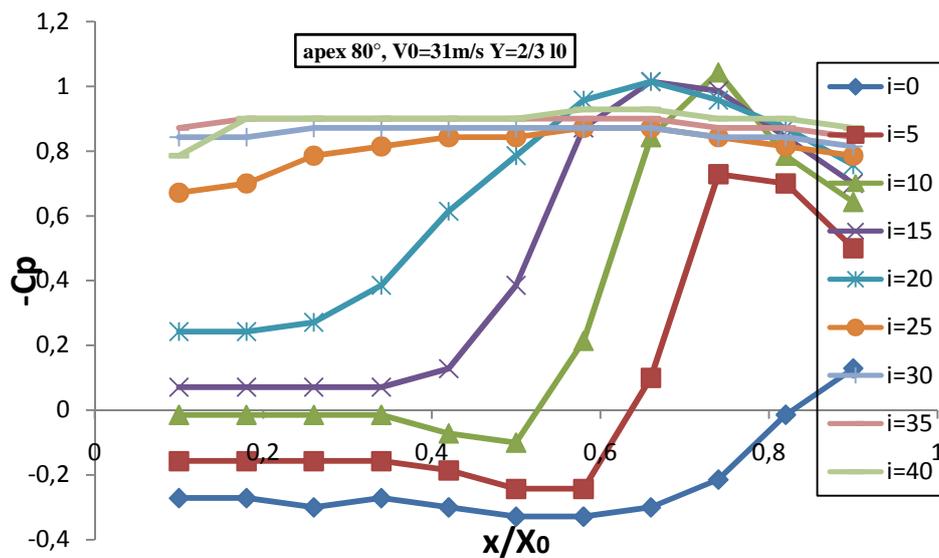


Figure IV-8 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ à deux tiers pour aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur toutes les figures(IV-5), (IV-6),(IV-7) ,et(IV-8) pour les incidences faibles, les valeurs de $(-C_p)$ diminuent progressivement puis elles augmentent jusqu'à $x_0/X= 0.75$ ce qui implique que le tourbillon existe dans cette zone qui est selon l'équation IV-5 $\alpha_1=54^\circ$, et on déduit qu'on a décrochage a partir de $i=20^\circ$

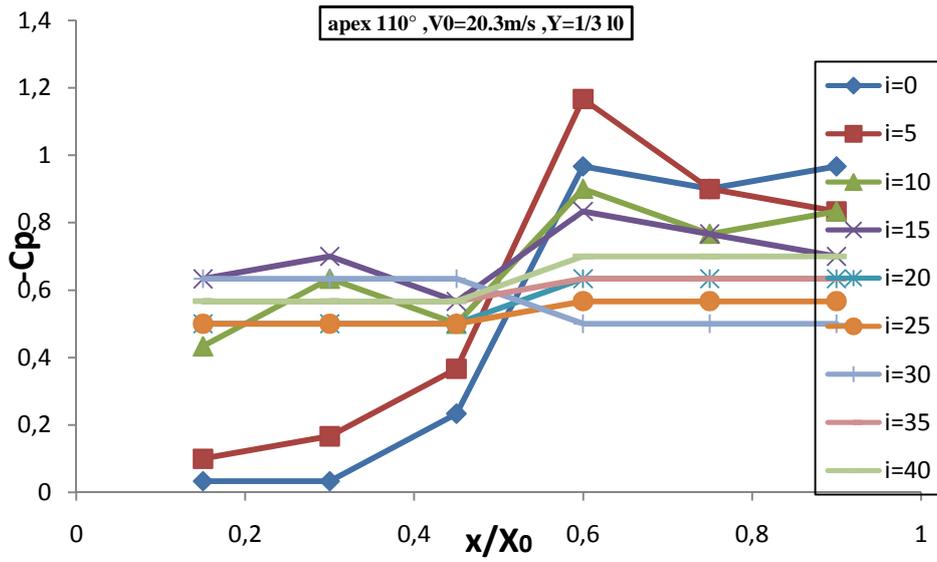


Figure IV-9 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

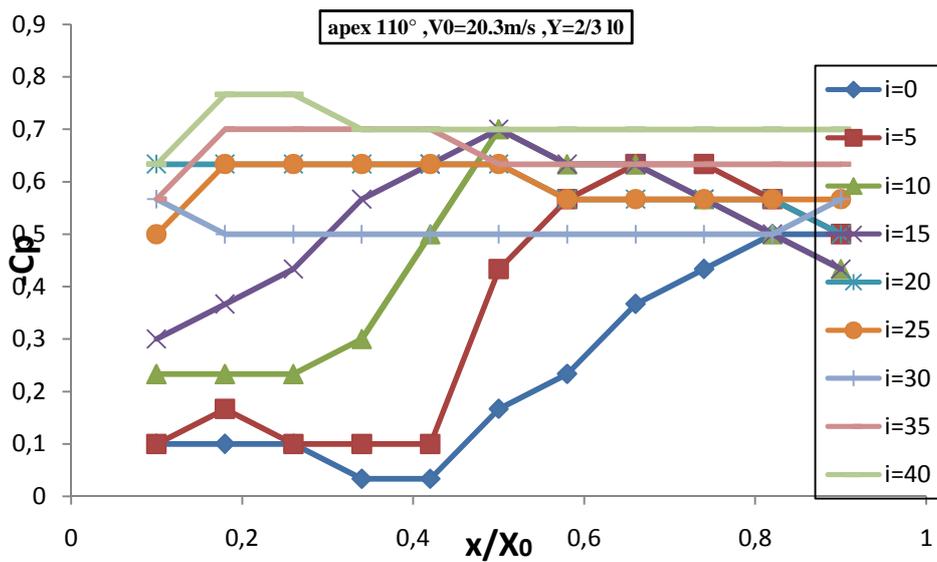


Figure IV-10 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ au deux tiers pour aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

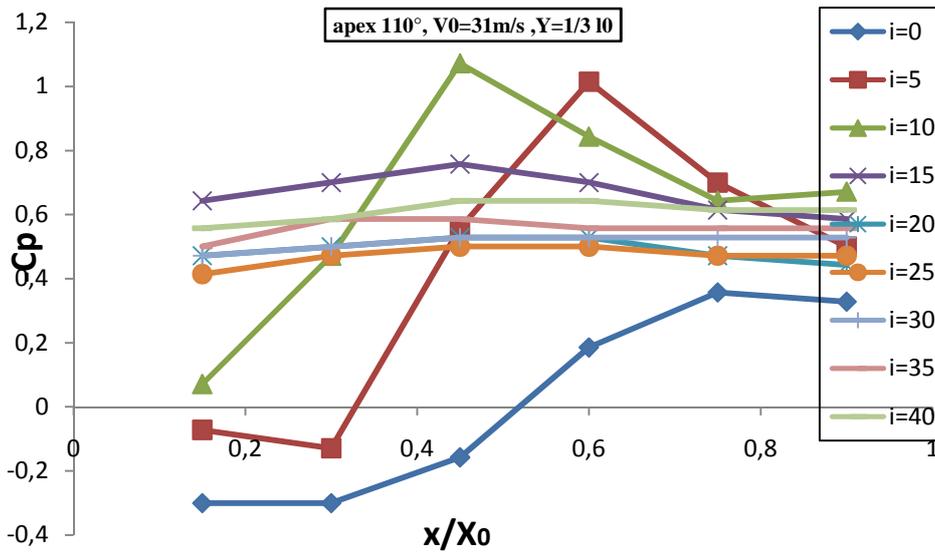


Figure IV-11 : Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

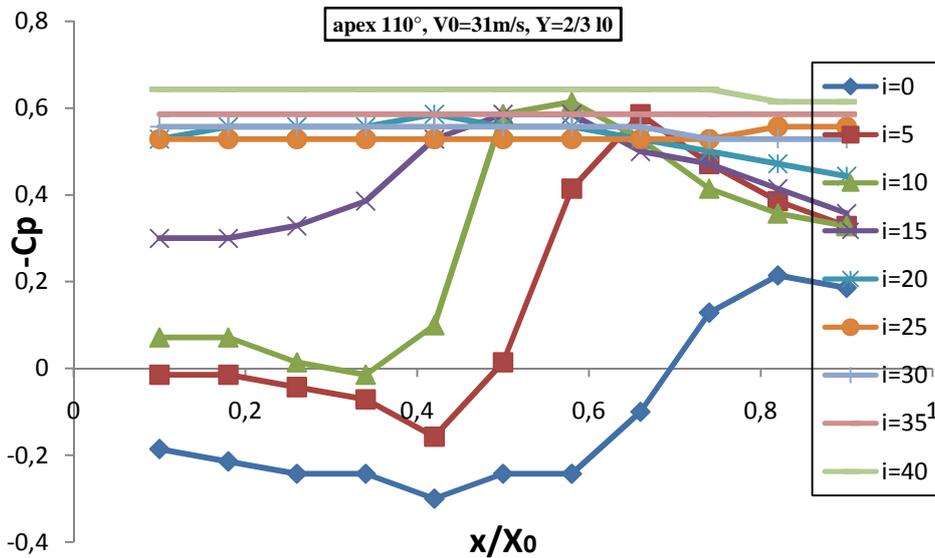


Figure IV-12 :Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ au deux tiers de l_0 pour aile $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur les figures IV-9,IV-10 ,IV-11 et IV-12 on constate que pour les incidences relativement faibles les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des allures évolutives suivant l’axe transversal (X) en fonction de (x_0/X), Contrairement aux incidences élevées (après décrochage) les courbes sont plutôt des droites stables le long de l’axe transversal (x/X_0). et la valeur maximal atteinte est de $x/X_0= 0.58$ et selon l’équation (IV-5) $\alpha_1=82.21^\circ$

IV.3-2. Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ sous les tourbillons principaux :

Les résultats des expériences sont présentés par l’évolution du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon d’apex de l’aile delta. L’analyse des résultats est basée sur les modèles observés les graphiques obtenus et leur signification et application. Les figures (IV.13)à (IV.14),donnent un aperçue global sur les résultats obtenus pour les ailes étudiées, en particulier l’évolution de $-C_p$ sous le tourbillon d’apex de chaque aile delta étudiée.

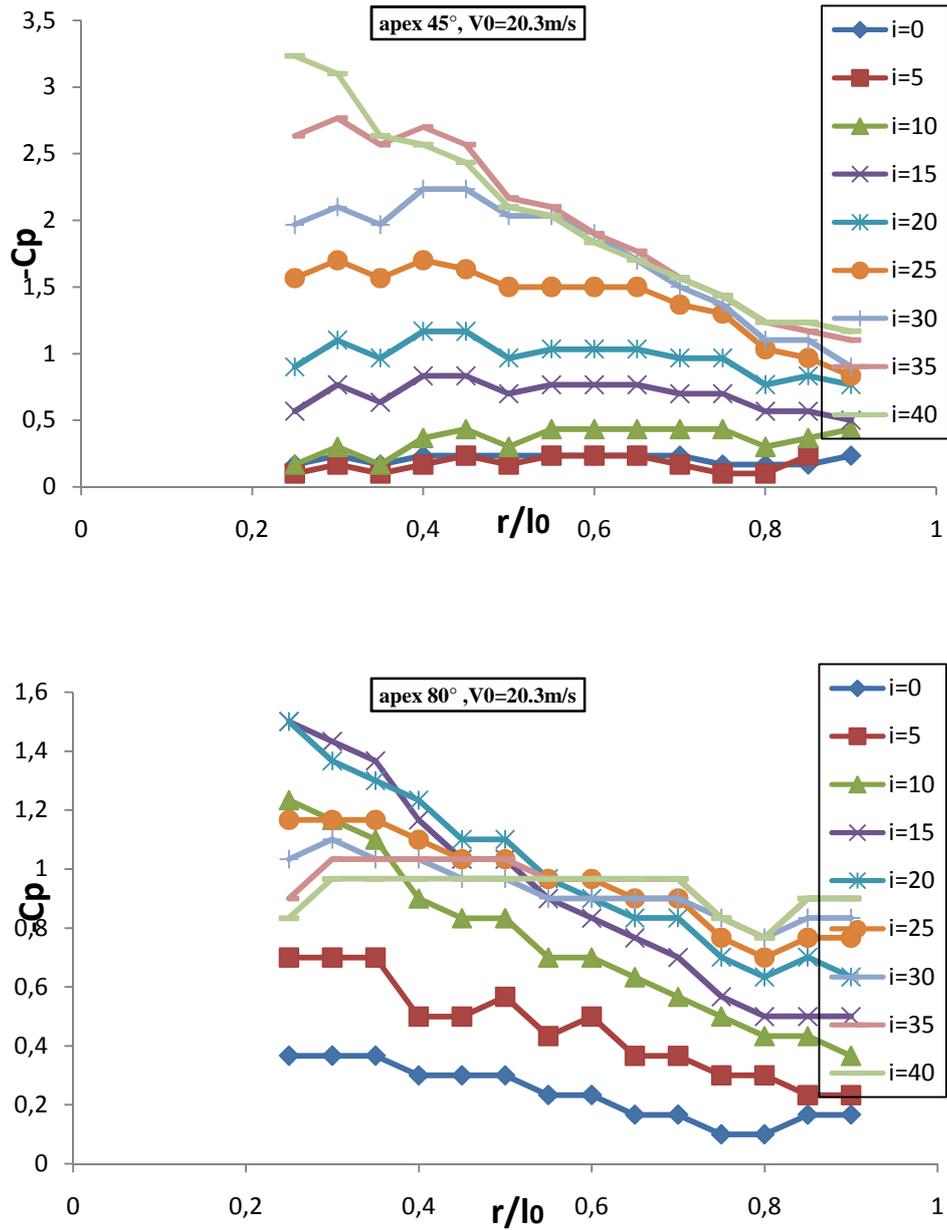
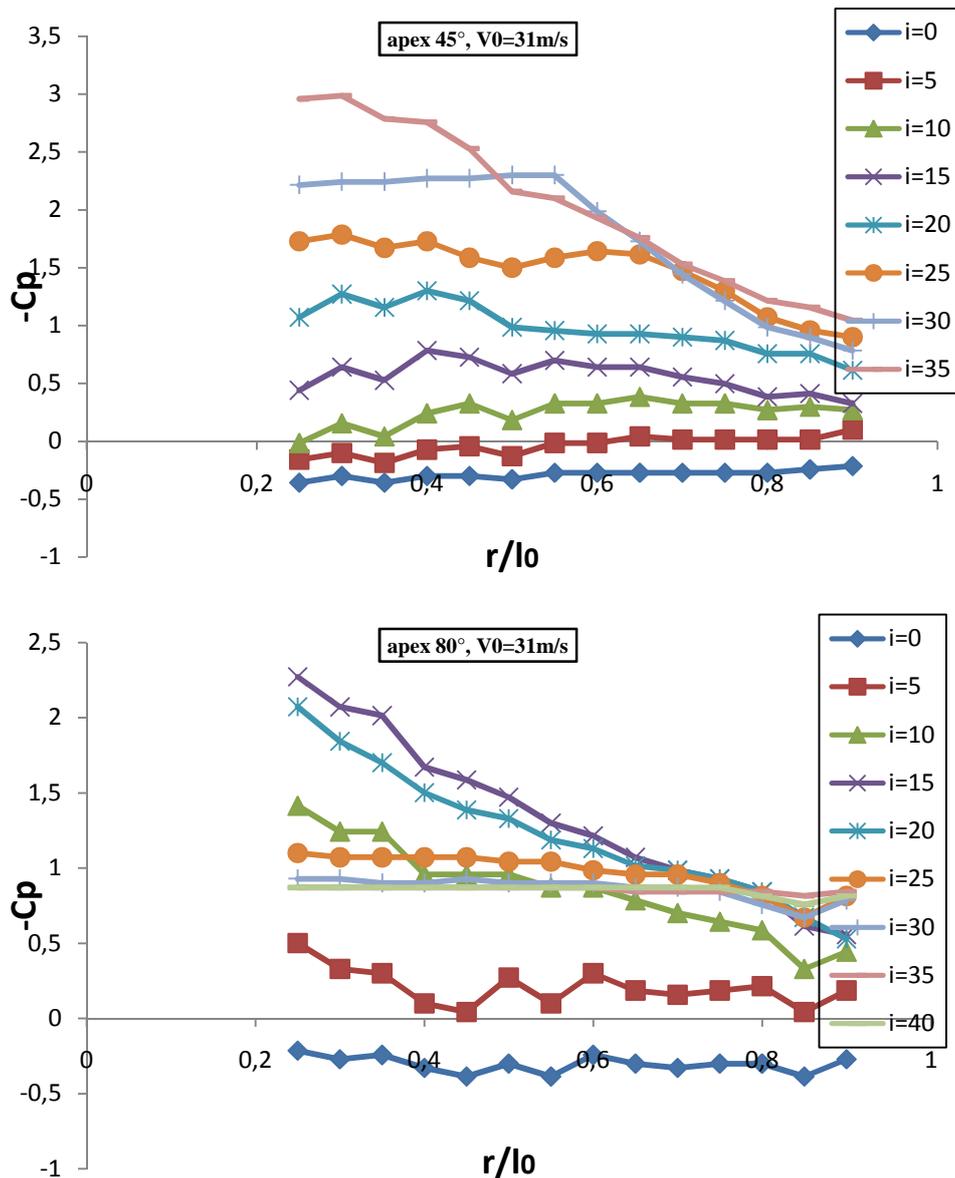


Figure IV-13 :Évolution du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal pour $V_0=20,3$ m/s.



FigureIV-14 :Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=31$ m/s.

On observe sur les figures (IV.13)et(IV.14) la distribution du coefficient de la dépression sous le tourbillon d'apex des ailes testées à différentes vitesses d'écoulement. Comme r/l_o augmente on remarque que $-C_p$ diminue pour les deux ailes, les valeurs maximales de $-C_p$ sont atteintes au voisinage immédiat de l'apex ; et ceci est valable pour toutes les ailes étudiées. Encore une fois on a décrochage a partir de $i=35^\circ$ pour l'aile $\beta=45^\circ$ et a partir de $i=20^\circ$ pour l'aile $\beta=80^\circ$

IV.4- Résultats avec effet de sol :

IV.4.1- Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant l'envergure avec effet du sol :

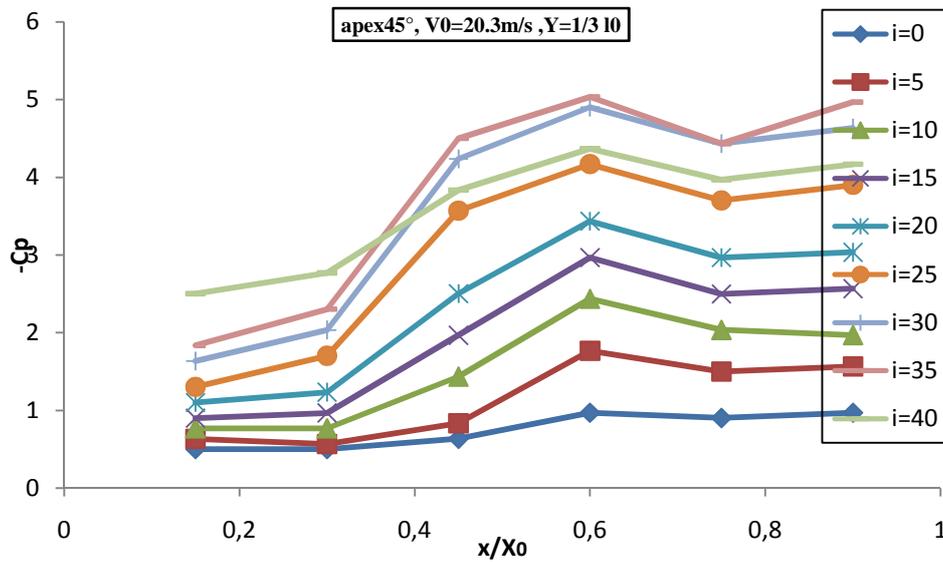


Figure IV-15 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $\Delta\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

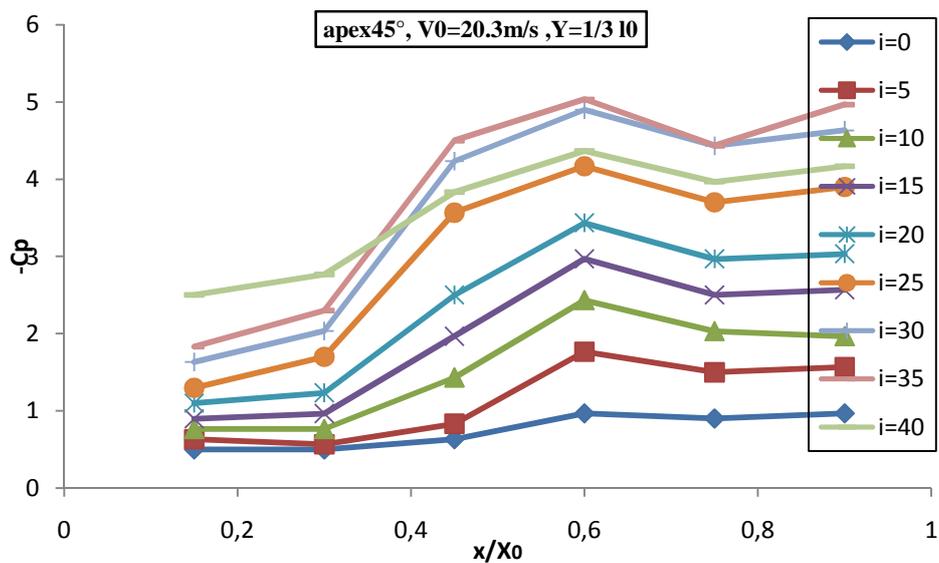


Figure IV-16 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers de la corde pour aile $\Delta\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

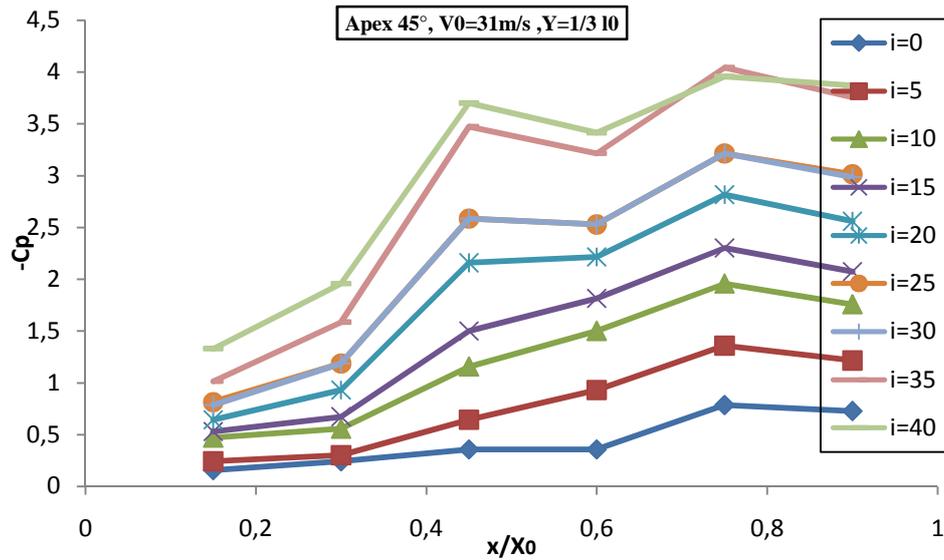


Figure IV-17 :Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

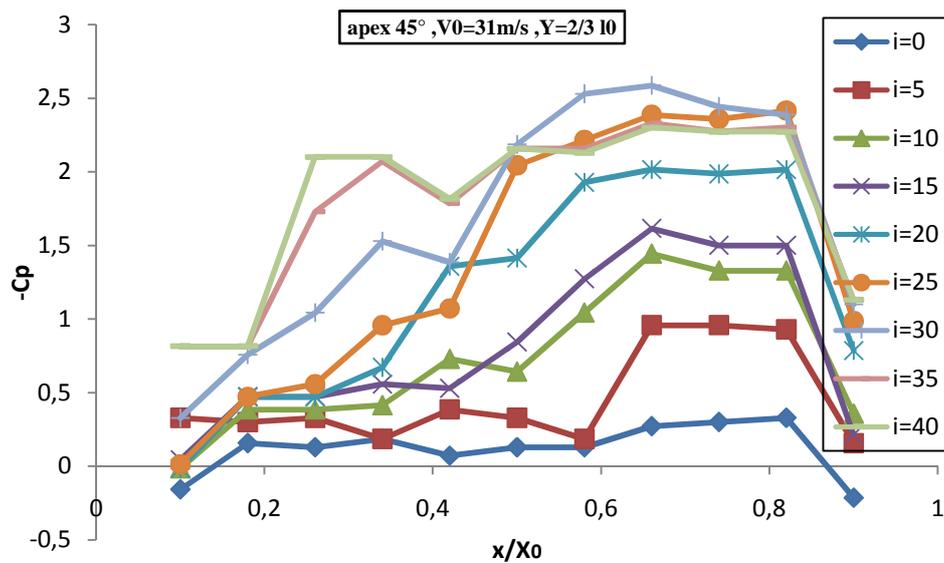


Figure IV-18 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ à deux tiers de la corde pour aile $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

Sur les figures (IV-15) à (IV-18), on constate que les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des valeurs élevées en fonction des incidences et prennent une valeur maximale à $x/X_0=0.72$ et donc selon l'équation IV-5 $\alpha=34.4^\circ$, puis elles diminuent d'une manière brusque à partir de la position $x/X_0=0.82$

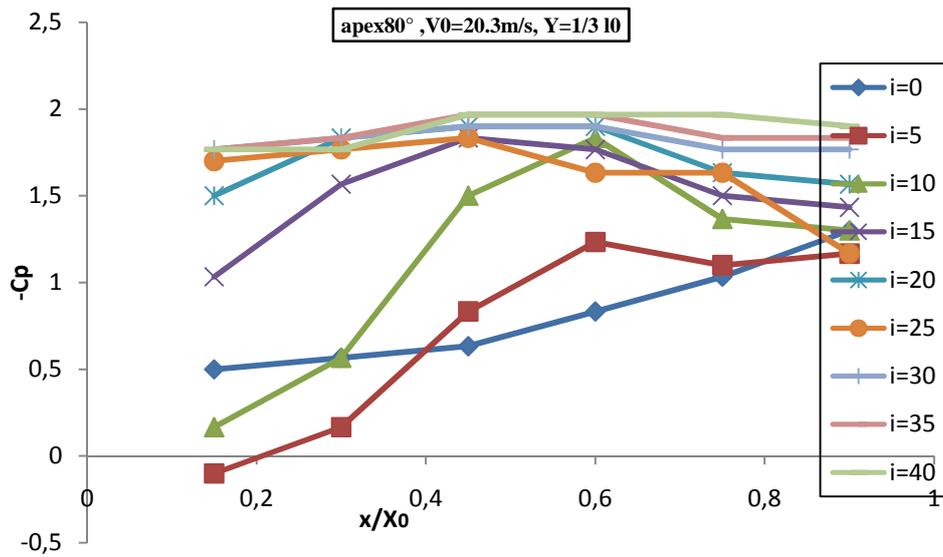


Figure IV-19 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $\Delta\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

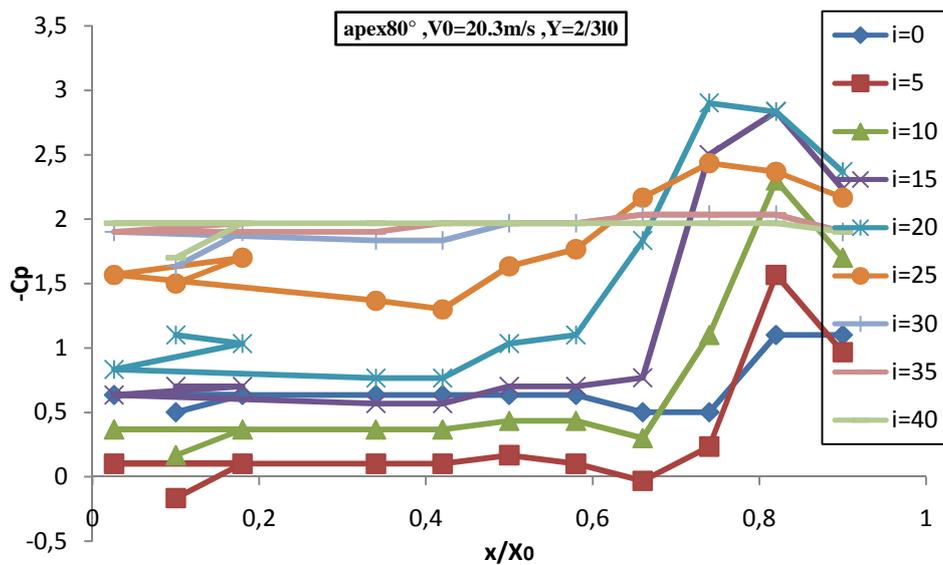


Figure IV-20: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers de la corde pour aile $\Delta\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

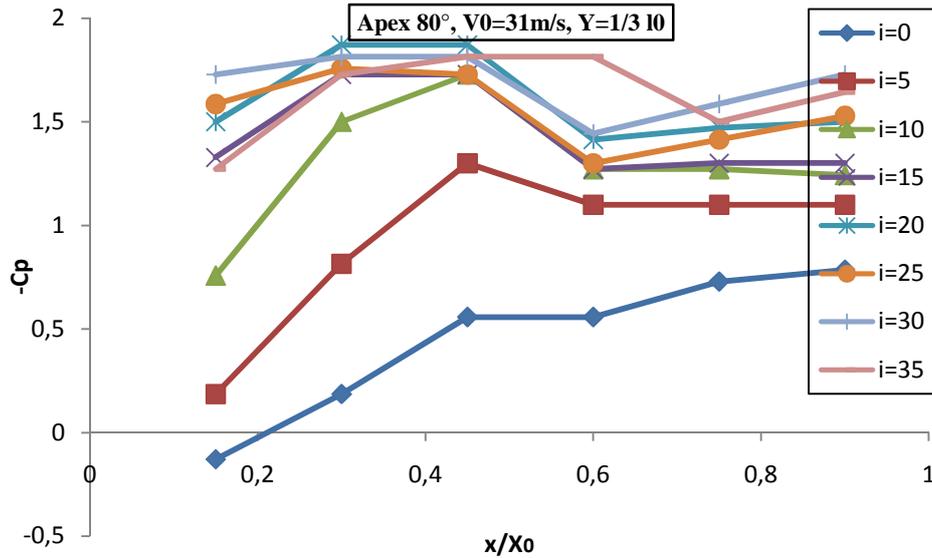


Figure IV-21 : Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

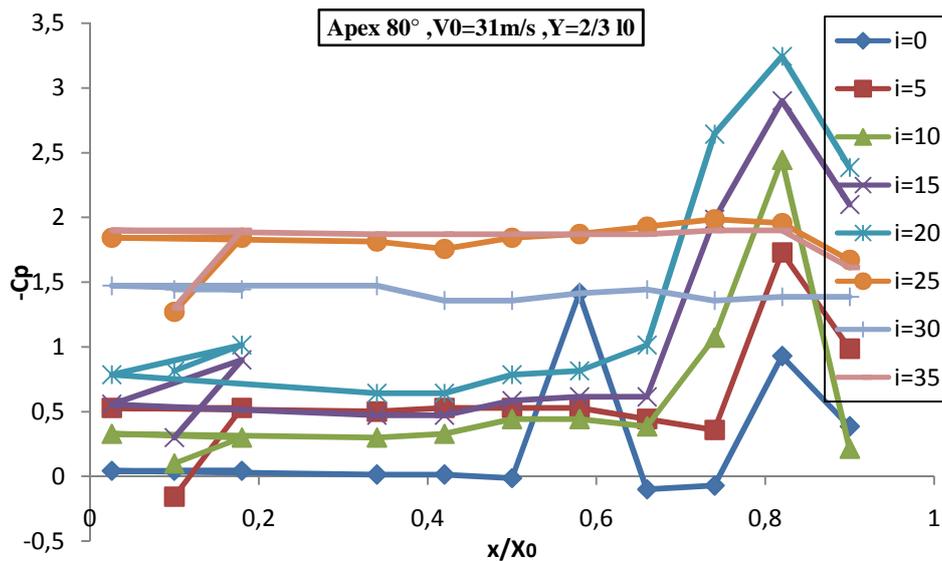


Figure IV-22: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers de la corde pour aile $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

Les figures(IV-19) à(IV-22) montrent que Pour les incidences faibles, les valeurs de $(-C_p)$ diminuent progressivement puis elles augmentent jusqu'à $x_0/X = 0.82$, ce qui implique que le tourbillon existe dans cette zone qui est $\alpha=59.06^\circ$

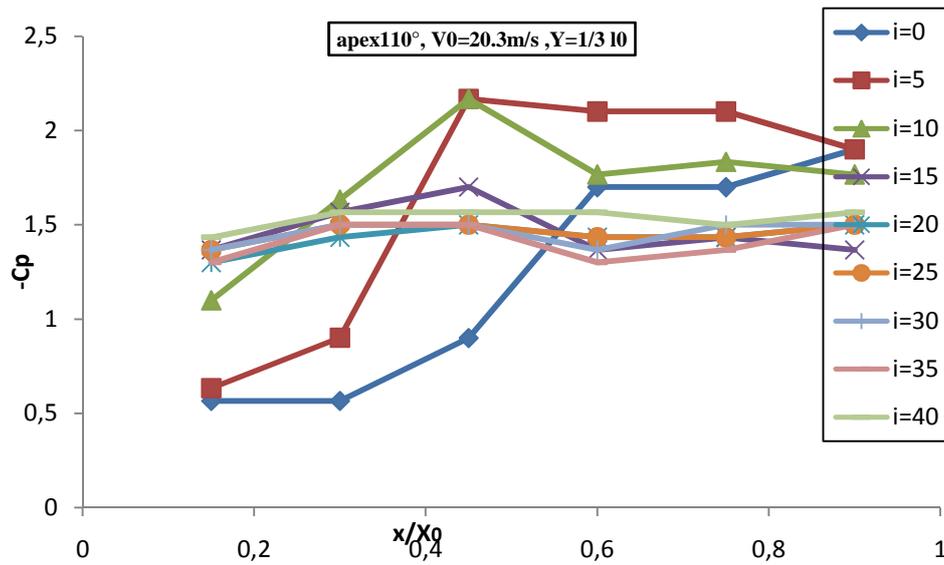


Figure IV-23 : Évolution du coefficient de dépression suivant l’envergure au tiers de la corde de l’aile $\Delta\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

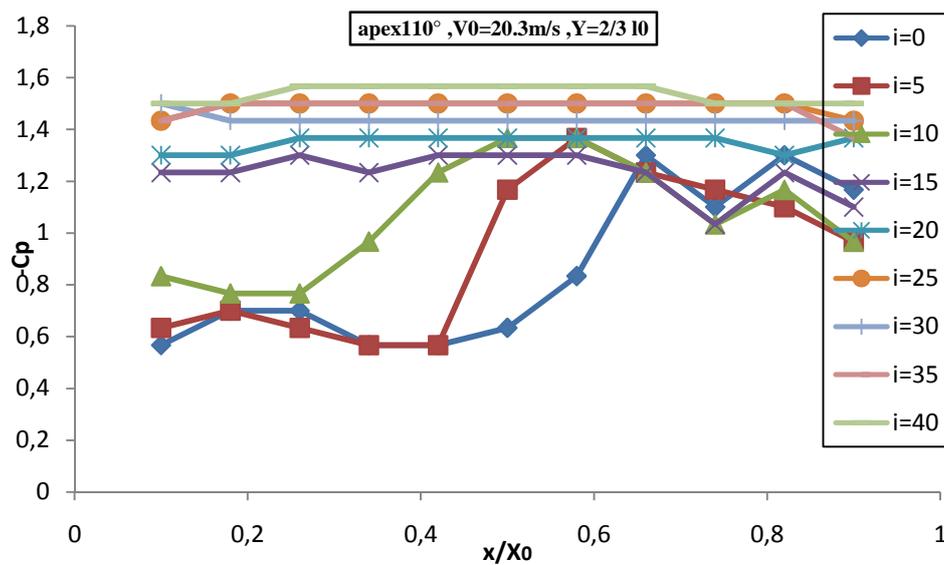


Figure IV-24: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers de la corde pour aile $\Delta\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol

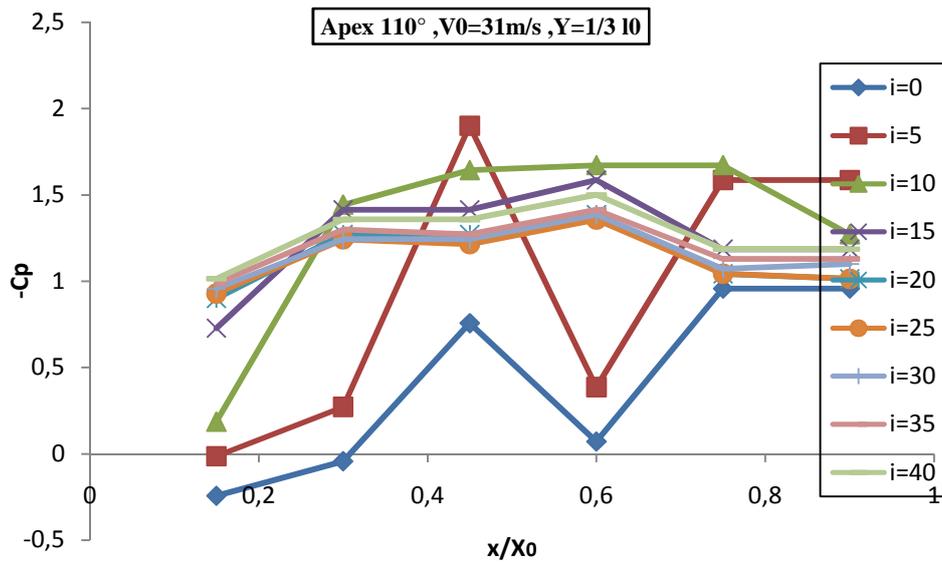


Figure IV-25: Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure au tiers de la corde de l'aile $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

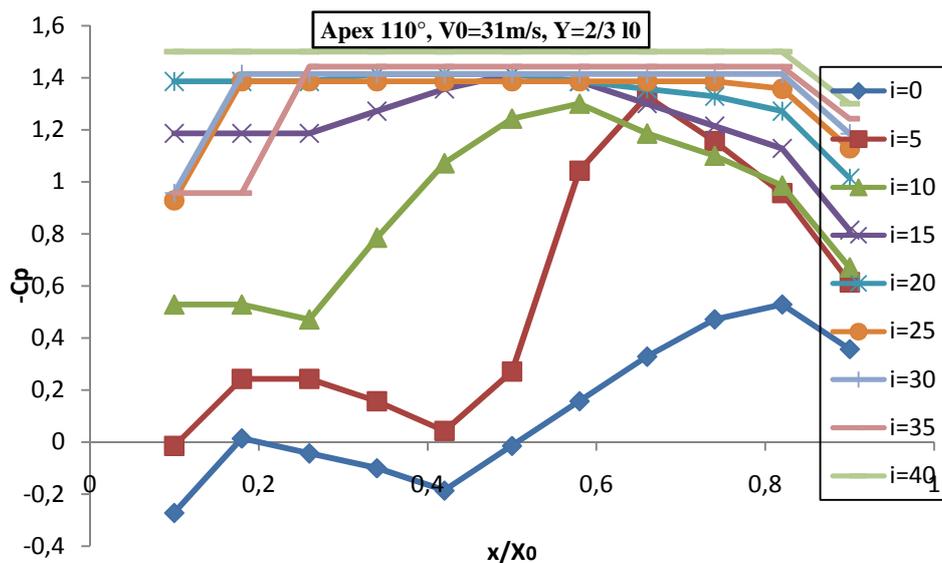
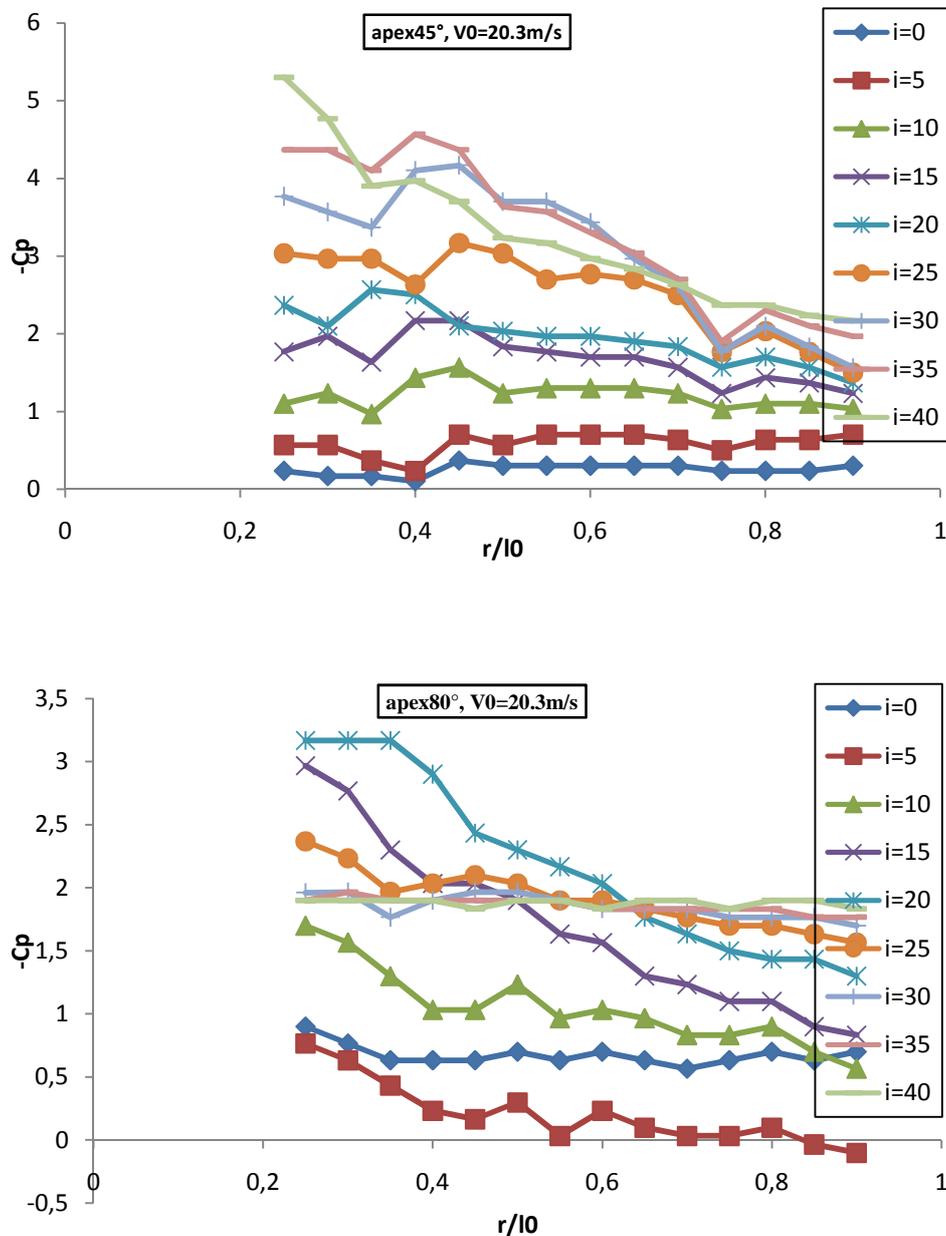


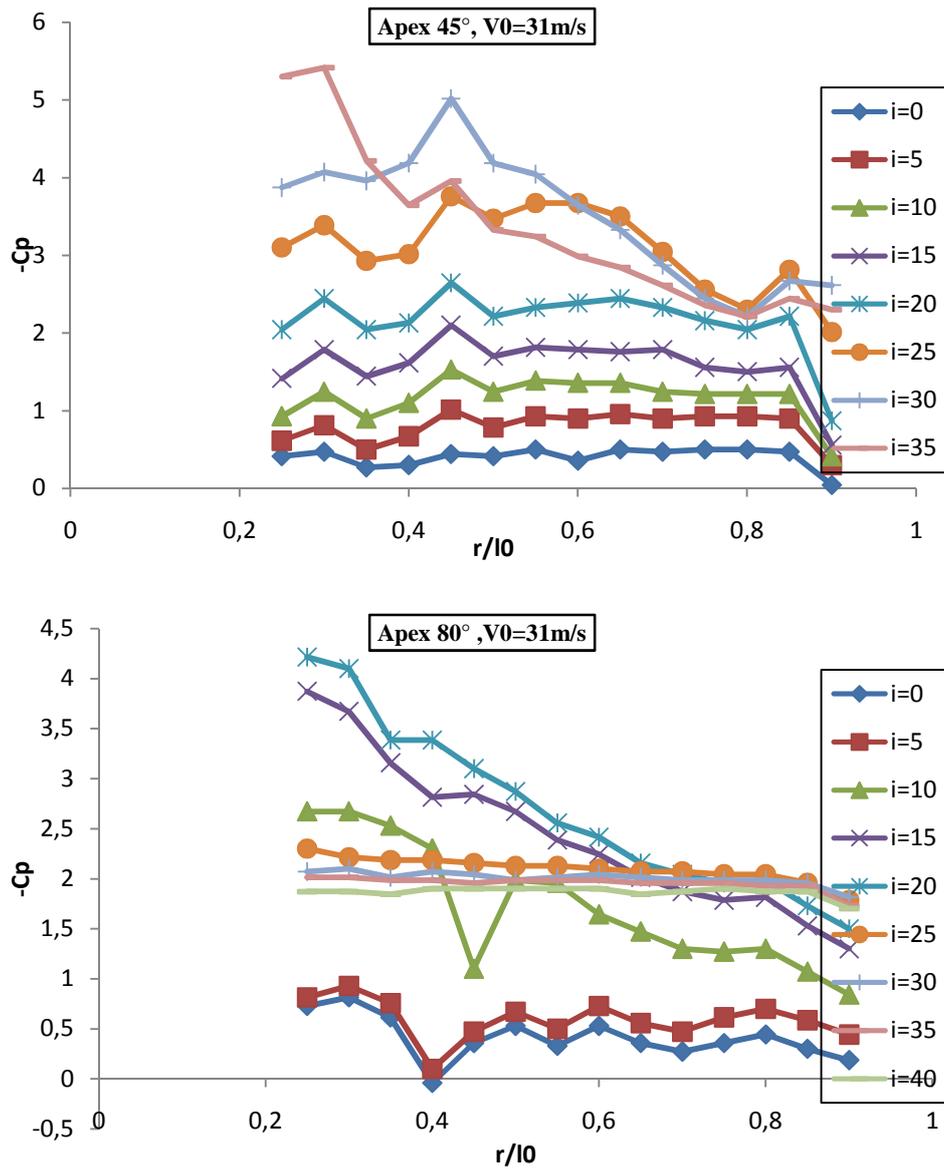
Figure IV-26: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ suivant deux tiers de la corde pour aile $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol

Sur les figures (IV-23) à (IV-26) on constate que pour les incidences relativement faibles les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des allures évolutives suivant l'axe longitudinal (X) en fonction de (x/X_0) , Contrairement aux incidences élevées (après décrochage) les courbes sont plutôt des droites stables le long de l'axe transversal (x/X_0) , et la valeur maximale atteinte est de $x_0/X=0.74$ et selon l'équation IV-5 $\alpha=89.10^\circ$

IV .4.2-Evolution du coefficient de dépression –Cp sous les tourbillons principaux avec effet du sol :



FigureIV-27 :Évolution longitudinale du coefficient de la dépression -Cp sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=20.3$ m/s, avec effet de sol.



FigureIV-28 :Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal des ailes en fonction de l'incidence pour $V_0=31$ m/s. avec effet de sol.

Contrairement à la vitesse faible on constate que à la vitesse 31m/s les courbes ne prennent pas la même allure, elles ont une allure non stable.

IV.5-Comparaison des résultats :

IV.5. 1-Comparaison des résultats sur l'axe transversal :

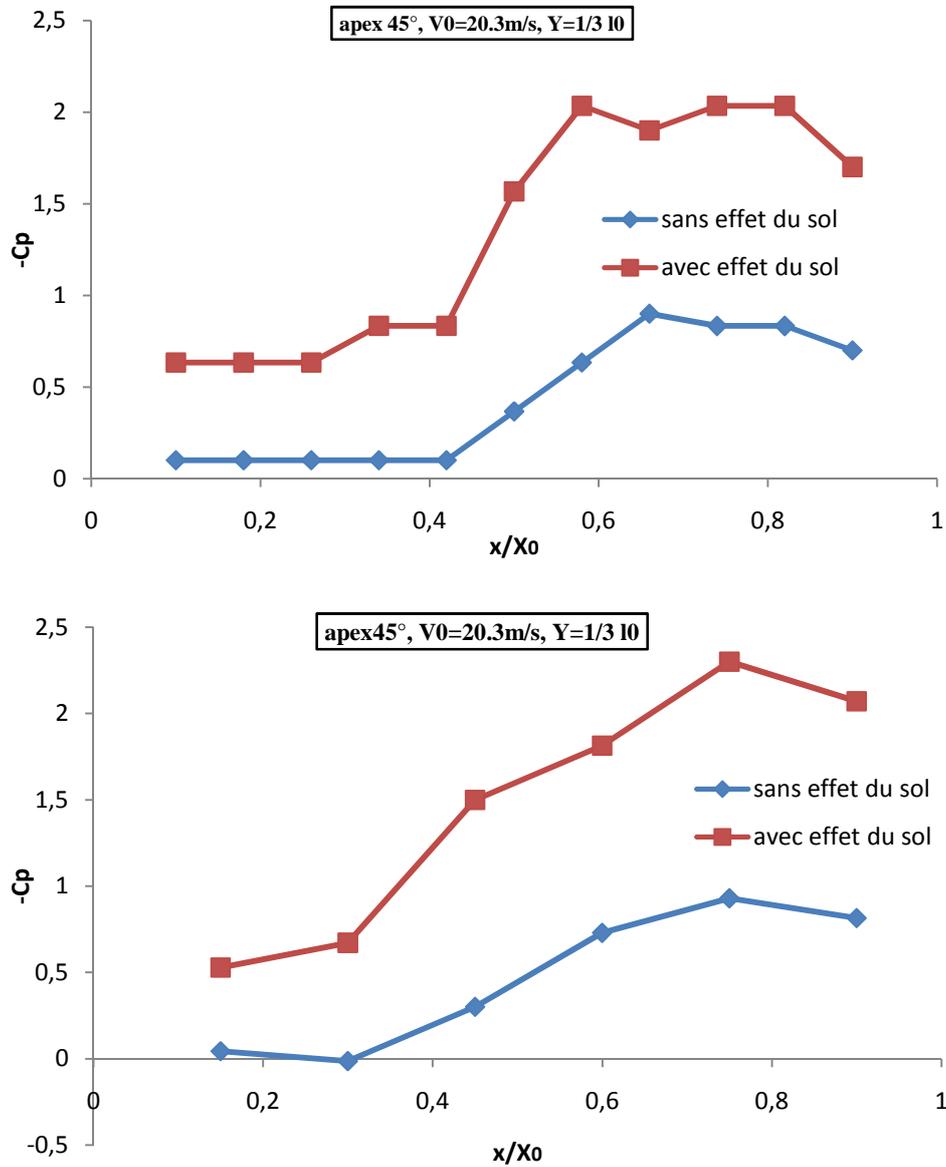


Figure IV-29 : Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $\beta = 45^\circ$ à l'incidence 15°

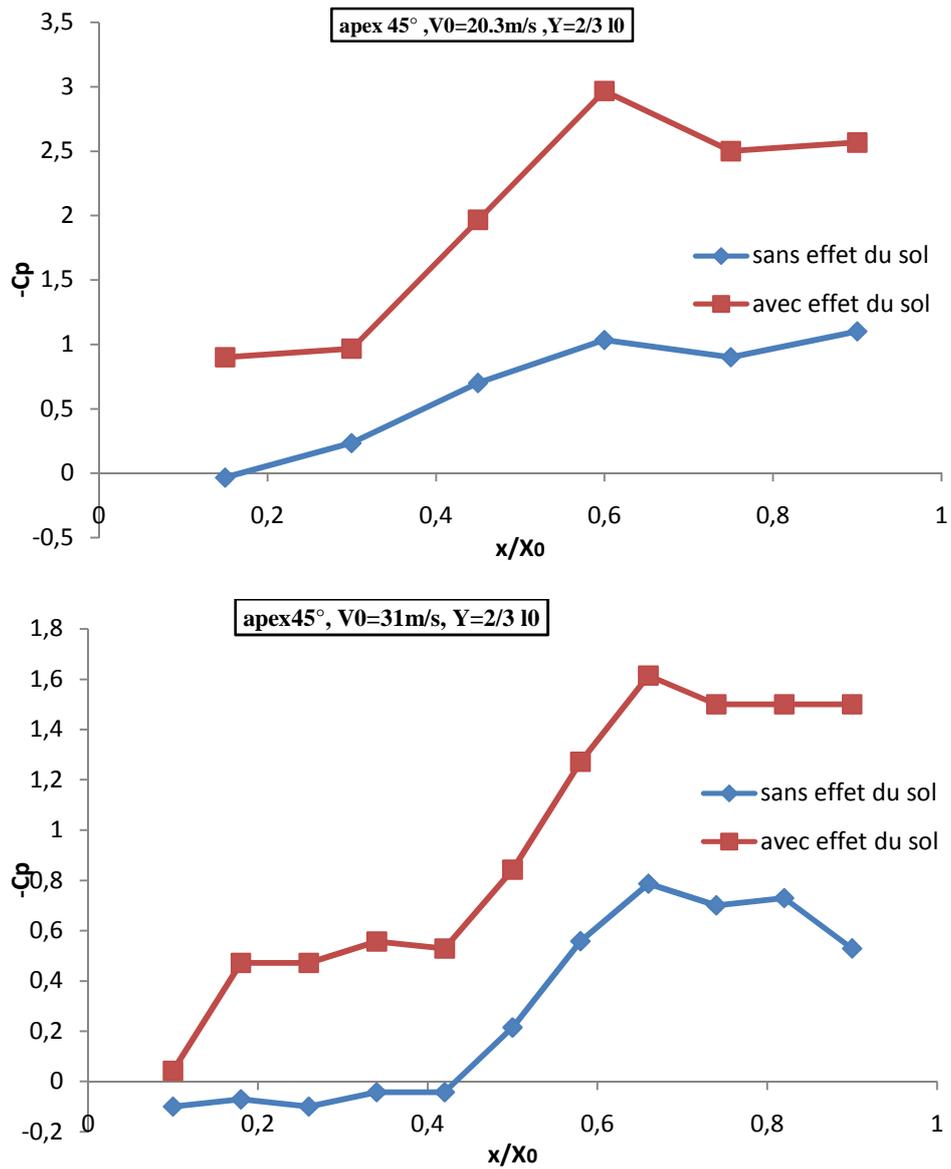


Figure IV-30 : Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $\beta = 45^\circ$ à l'incidence 15°

Sur les figures ci-dessus on constate que les graphes prennent les mêmes allures sauf que dans le cas de l'effet du sol la valeur de $-C_p$ est plus importante.

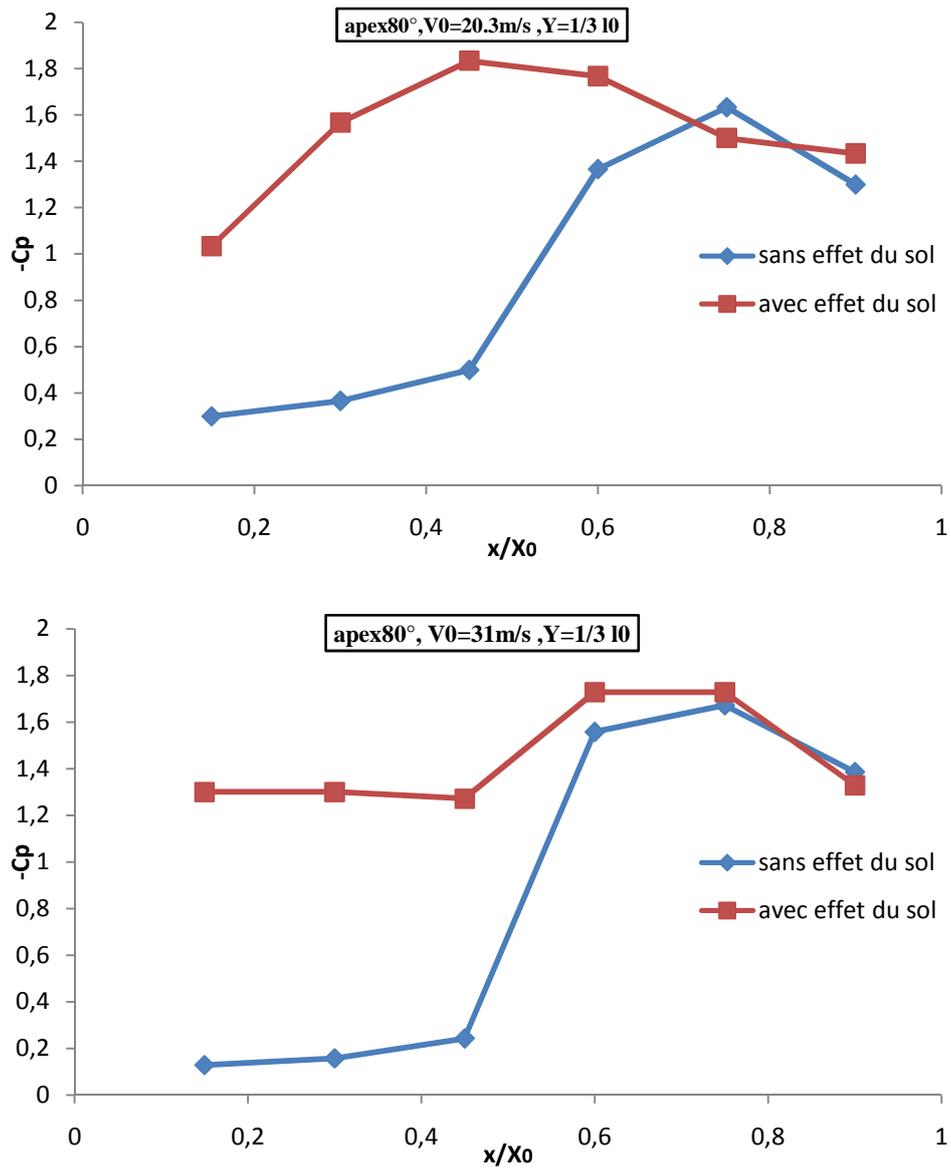


Figure IV-31 : Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $\beta = 80^\circ$ à l'incidence 15°

On voit très bien que les deux courbes prennent des allures évolutives jusqu'à leur rapprochement à l'extrémité de l'aile et plus exactement au voisinage de $x/X_0=0.9$.

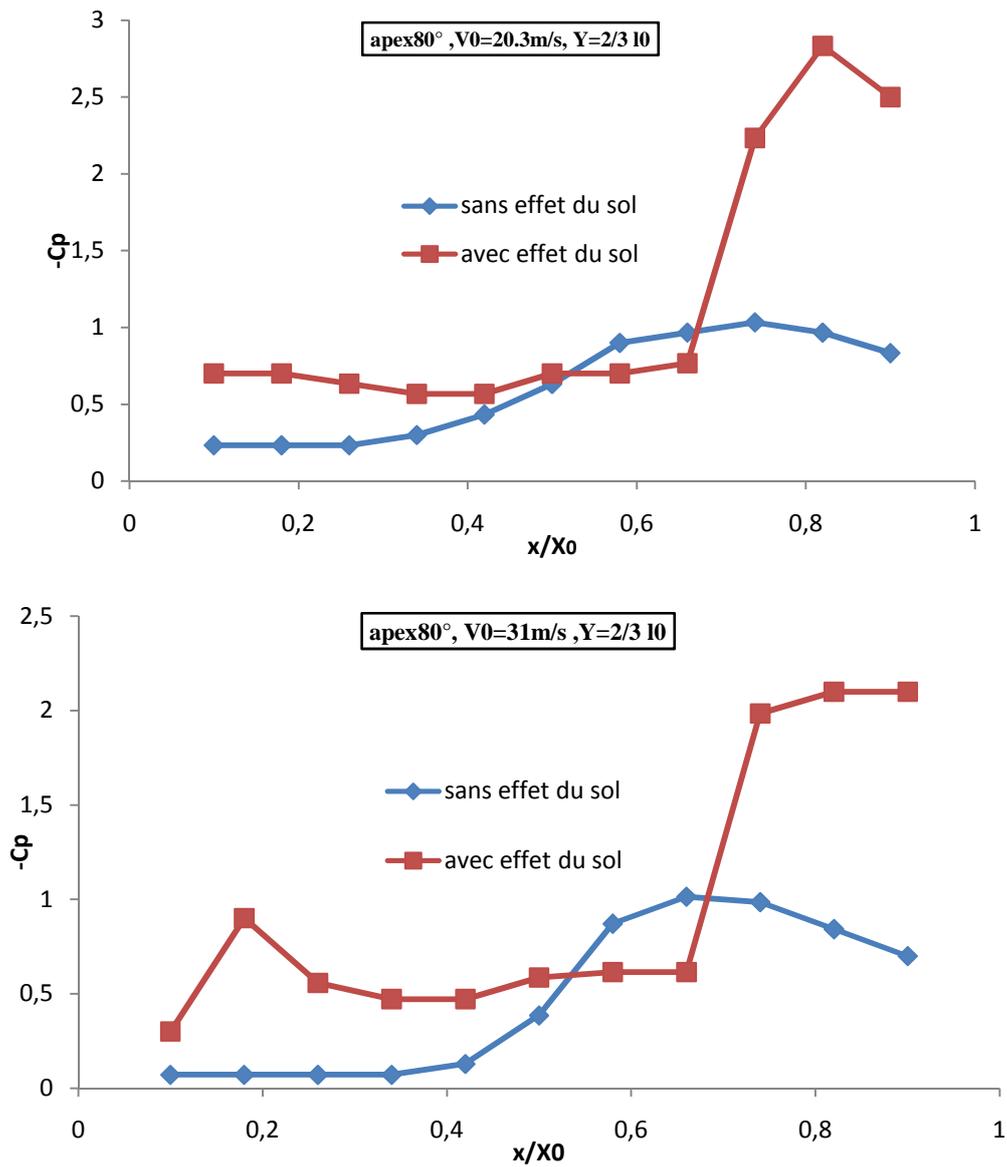


Figure IV-32 : Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence 15°

On constate que les graphes prennent les mêmes allures évolutives sauf que dans le cas de l'effet du sol la valeur de $-C_p$ est plus importante et elle augmente brusquement par rapport à la courbe sans effet de sol, et elles sont plus proche dans au voisinage de $x/X_0=0.5$.

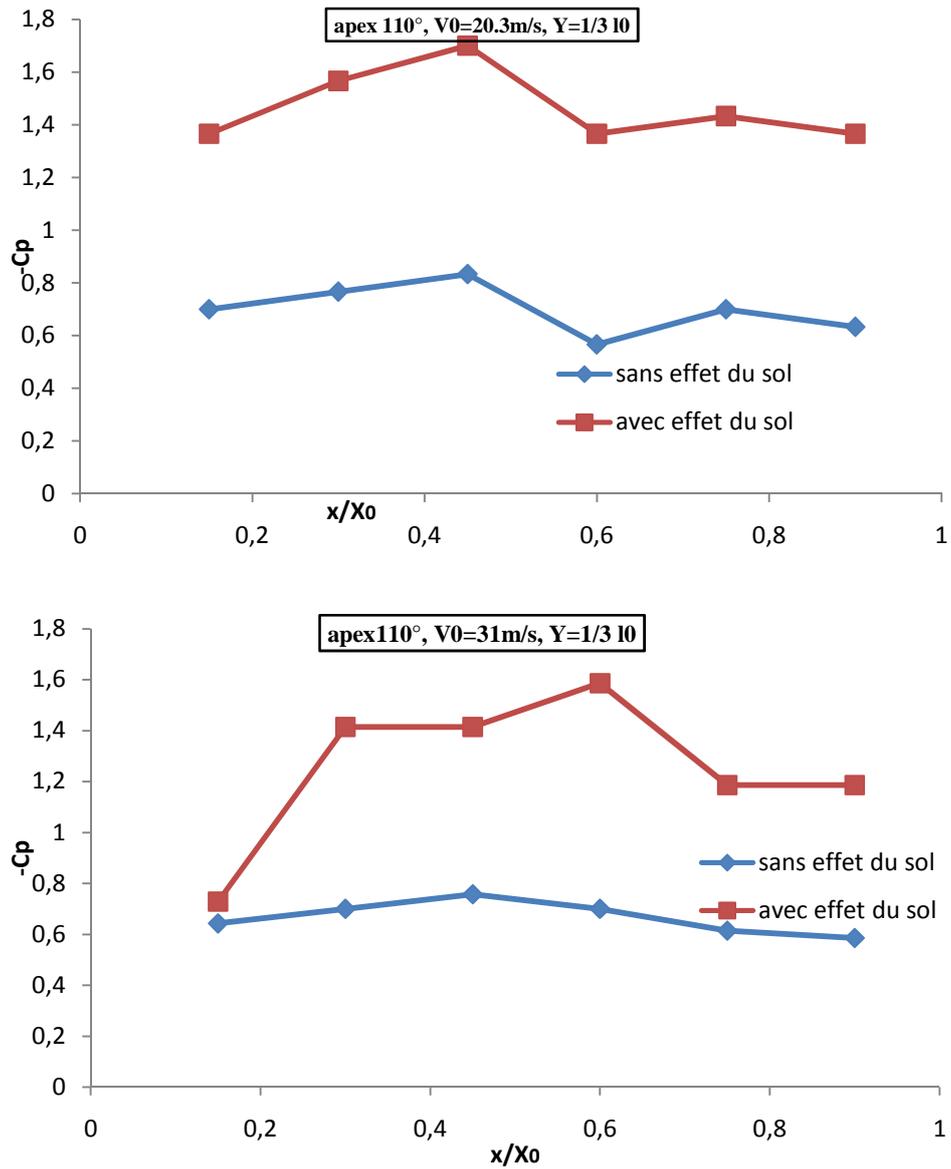


Figure IV-33: Comparaison des résultats suivant l'envergure au tiers de l'aile delta $\beta = 110^\circ$ à l'incidence 15°

Pour la vitesse 20.3m/s on remarque que les deux courbes ont exactement la même allure, contrairement à la vitesse 31m/s ou on constate que le $-C_p$ change de valeurs avec une manière brusque et rapide.

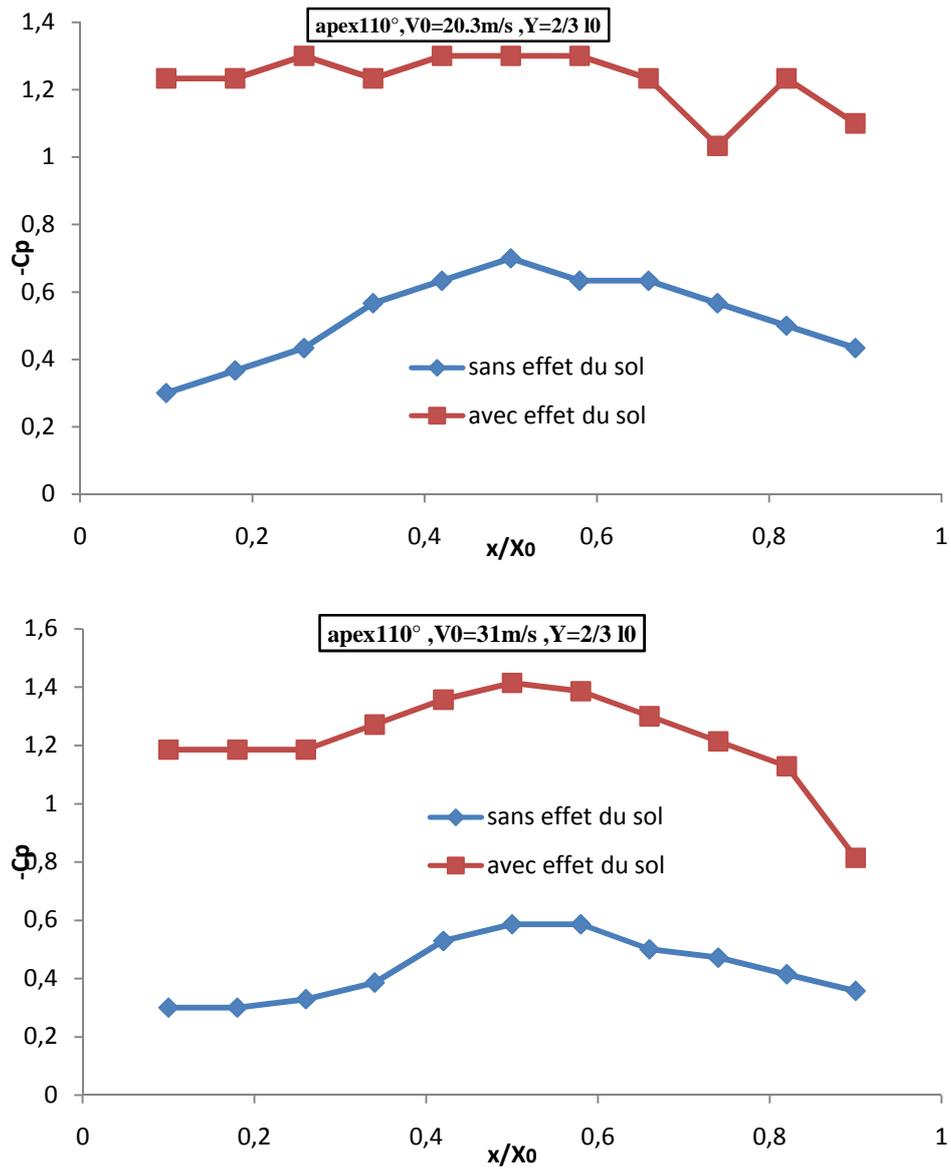


Figure IV-34 : Comparaison des résultats suivant l'envergure au deux tiers de l'aile delta $\beta = 110^\circ$ à l'incidence 15°

Pour la même incidence on remarque que l'évolution du graphe avec effet du sol est beaucoup plus importante que sans effet du sol ce qui implique que l'intensité du tourbillon est plus grande par rapport aux valeurs des vitesses sans effet du sol.

IV.5.2-Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux :

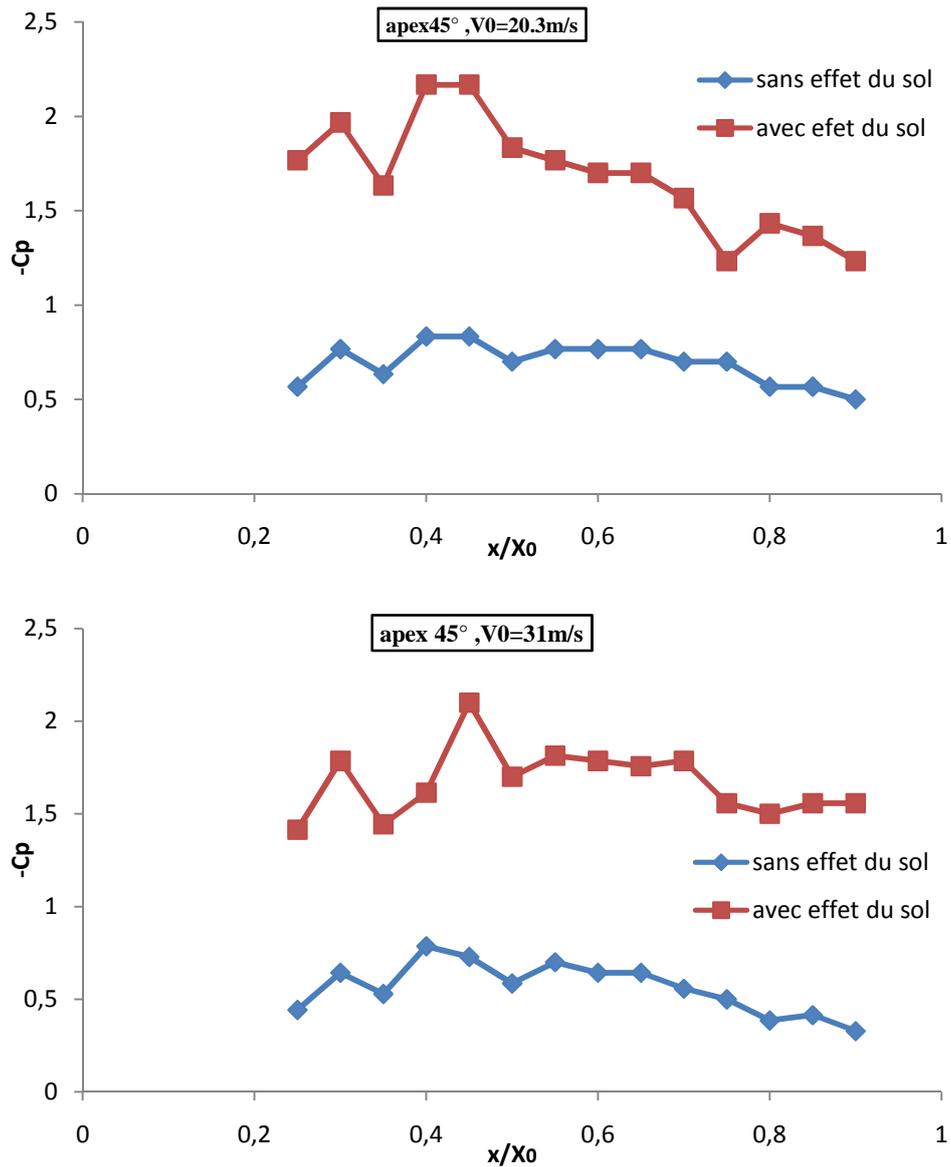


Figure IV-35 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta = 45^\circ$ à l'incidence 15°

On constate que la courbe avec l'effet du sol prend des valeurs plus grandes ce qui implique que le tourbillon est plus intense.

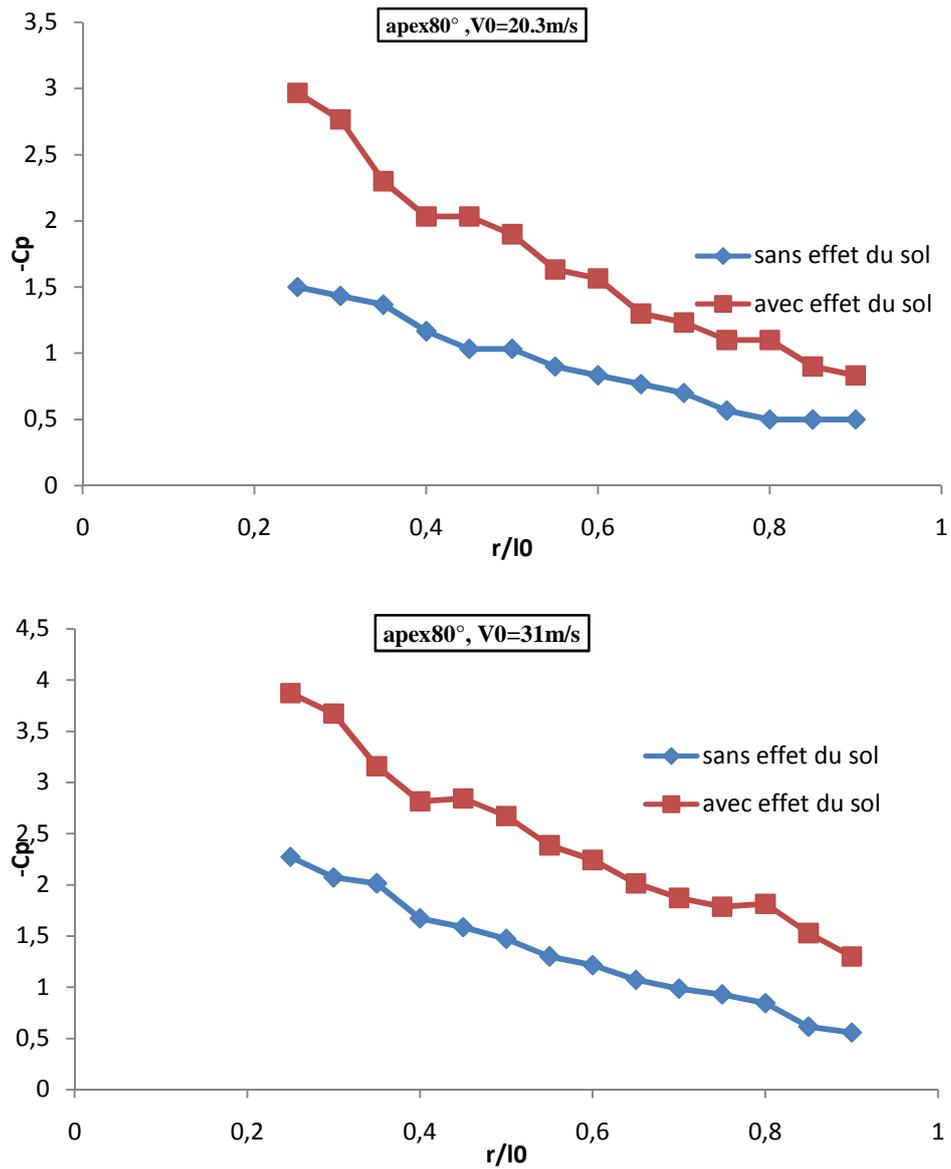


Figure IV-36 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta = 80^\circ$ à l'incidence 15°

Comme r/lo augmente on remarque que $-C_p$ diminue pour les deux cas, les valeurs maximales de $-C_p$ sont atteintes au voisinage immédiat de l'apex sauf que le tourbillon est plus intense avec l'effet du sol.

IV.6-Conclusion :

Nous avons réalisé des ailes delta d'angle d'apex $\beta=45^\circ$, $\beta=80^\circ$ et $\beta=110^\circ$ dans le but déterminer la position des tourbillons d'apex dans chaque cas et de déterminer leur intensité grâce à la mesure du coefficient de dépression $-C_p$, ainsi que de faire une étude comparative avec et sans effet du sol. Les résultats obtenues affirment que leur position a changé légèrement pour les apex 45° , 80° et 110° avec une intensité supérieur dans le cas où il y'a un effet du sol et les résultats montrent bien les positions des tourbillons dans chaque cas sont présenté dans la table suivante :

Apex ($^\circ$)	45	80	110
Position de ($^\circ$) Sans effet du sol	30	54	82.21
Position de ($^\circ$) Avec effet du sol	34.4	59.06	89.10

Conclusion Générale

Tout au long de la préparation de notre projet de fin d'études, nous avons essayé de mettre en pratique les connaissances acquises durant nos études universitaires concernant l'étude des écoulements autour des modèles plans des maquettes d'avions à ailes delta et cela en réalisant trois maquettes avec les angles d'apex $= 45^\circ$ et $= 80^\circ$ et $= 110^\circ$. Le travail présenté dans ce mémoire est centré autour de deux objectifs principaux :

Le premier est la détermination des positions des tourbillons d'apex qui se forment sur l'extrados des modèles d'ailes de mêmes caractéristiques aérodynamiques et avec des angles d'apex ($= 110^\circ$ $= 80^\circ$ et $= 45^\circ$) et le deuxième objectif était de mesurer le coefficient de dépression $-C_p$ sans effet du sol et avec l'effet de sol en prenant le soin de comparer les résultats obtenus.

D'après les résultats obtenus, on constate bien que les évolutions longitudinales et transversales du coefficient de la dépression, montrent que les valeurs de $-C_p$ augmentent lorsque on diminue la distance entre l'aile et le sol

La position des tourbillons caractérisés par l'angle inter-tourbillonnaire est légèrement affectée par l'effet de sol puisque on a déduit que α_1 augmente lorsque l'aile se rapproche du sol

Finalement l'étude comparative des résultats nous a permis de déduire que l'effet de sol a une influence sur la position ainsi que l'intensité des tourbillons se développant à l'extrados des ailes delta.

Bibliographie

- [1] **M. Benkir**: Persistence et destruction des structures 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] **Salim HAMDIA**: «Conception d'une soufflerie subsonique.», Mémoire de fin d'études, Université Mohamed Khider Biskra, 2012.
- [3] **I. Boumrar**: « Comportement des ailes Delta à apex privilégiés avec et sans fuselage étude expérimentale et simulation numérique », Thèse de Doctorat, UMMTO, Septembre (2012).
- [4] **S. Morgand** : Caractérisation et contrôle de l'écoulement autour d'un UCAV générique. Mechanics [physics.med-ph], Université Pierre et Marie Curie - Paris VI, 2013, France
- [5] **Meksem miliza** :« Evaluation des Caractéristiques Aérodynamiques d'une Aile Delta Endommagée à l'Endroit des Tourbillons d'Apex. », Mémoire de fin d'études, UMMTO 2014.
- [6] **I. Boumrar**: Rôle de l'apex à angle privilégié dans les écoulements autour d'ailes delta, Thèse de Magister, UMMTO, 2001.
- [7] **S. djellal and A. ouibrahim**: "Aerodynamic performances of battle damaged and repaired wings of an aircraft model", Journal of Aircraft, (2008).
- [8] **S. Stoutah et L. Yaz** : «Détermination de la position des tourbillons d'apex d'ailes delta par exploration du champ de pression pariétal.», Mémoire de fin d'études, UMMTO 2016.
- [9] **A. Ghezali et A. Assas** :« Effets de l'Importance de l'Endommagement sur la Portance et la Traînée d'une Aile Delta. », Mémoire de fin d'études, UMMTO 2016.
- [10] **R. Teffahi et F. Nait Merzeg** : « Comportement d'une aile Delta en présence d'un endommagement de forme circulaire », Mémoire fin d'étude, UMMTO (2013)
- [11] **F. Ziane et Z.Ait Hammi** :« Effets du Diamètre de l'Endommagement Circulaire sur les Caractéristiques Aérodynamiques de l'Aile Delta. », Mémoire de fin d'études, UMMTO 2015.
- [12] **Wikipédia**, Encyclopédie libre, Site internet officiel : www.wikipedia.com.
- [13] **ONERA**: Site internet : www.Onera.fr.
- [14] **L'avionnaire**: Site internet : www.l'avionnaire.com
- [15] **S. Srigrarom** : Occurrence of vortex breakdown on the swept and delta wings, In AIAA, editor, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, (AIAA Paper 2006-3004).
- [16] **H. Werle** : Quelques résultats expérimentaux sur les ailes en flèche, aux faibles vitesses, obtenus en tunnel hydrodynamique. La Recherche Aéronautique, 41, 1954.
- [17] **E.C Polhamus** : Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suction analogy, Journal of Aircraft, 1971.

Annexes

I) Résultats sans effet de sol

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,03	-0,03	0,03	-0,03	0,10	0,10	0,97	0,17	0,17
0,30	-0,10	0,03	-0,03	0,23	0,43	0,70	2,10	1,37	1,50
0,45	-0,03	0,23	0,50	0,70	1,17	1,63	2,03	2,37	1,97
0,60	0,97	0,97	1,03	1,03	1,10	1,10	2,03	1,97	1,97
0,75	0,83	0,83	0,83	0,90	1,23	1,23	2,10	1,83	1,83
0,90	0,23	0,63	0,90	1,10	1,50	1,77	2,10	2,17	1,83

Table1:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=20.3m/s. Y=1/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,10	0,30	0,43	0,70	0,97	1,10	1,23	1,30	1,23
0,82	0,10	0,37	0,57	0,83	1,10	1,23	1,30	1,37	1,30
0,74	0,03	0,37	0,57	0,83	1,10	1,23	1,37	1,37	1,30
0,66	0,03	0,37	0,63	0,90	1,17	1,30	1,43	1,37	1,37
0,58	-0,10	0,03	0,37	0,63	1,10	1,23	1,30	1,23	1,17
0,50	-0,10	-0,03	0,17	0,37	0,70	0,97	0,97	1,10	1,17
0,42	-0,10	-0,03	-0,03	0,10	0,30	0,43	0,57	0,90	1,10
0,34	-0,10	-0,03	0,03	0,10	0,23	0,43	0,50	0,83	1,10
0,26	-0,10	-0,03	0,03	0,10	0,03	0,17	0,37	0,63	0,90
0,18	-0,10	-0,03	0,03	0,10	0,03	0,17	0,30	0,57	0,83
0,10	-0,10	-0,03	0,03	0,10	0,03	0,17	0,30	0,57	0,77

Table2:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45° V0=20.3m/s Y=2/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,36	-0,13	-0,07	0,04	0,19	0,36	0,50	0,56	0,96
0,30	-0,39	-0,19	-0,13	-0,01	0,21	0,36	0,59	0,73	0,93
0,45	-0,36	-0,16	0,01	0,30	0,67	1,19	1,67	2,13	0,41
0,60	-0,41	-0,04	0,41	0,73	1,01	1,36	1,79	2,21	0,59
0,75	-0,13	0,27	0,64	0,93	1,24	0,21	2,16	2,53	2,24
0,90	-0,10	0,30	0,56	0,81	1,10	0,07	2,04	2,33	2,16

Table 3:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=31m/s Y=1/3 10

0,90	-0,19	0,19	0,36	0,53	0,73	1,04	1,10	1,10	1,04
0,82	-0,16	0,30	0,53	0,73	0,99	1,30	1,21	1,21	1,10
0,74	-0,27	0,30	0,50	0,70	0,90	1,24	1,21	1,21	1,10
0,66	-0,39	0,04	0,53	0,79	0,81	1,27	1,30	1,33	1,13
0,58	-0,41	-0,19	0,19	0,56	0,99	1,27	1,27	1,27	1,24
0,50	-0,41	-0,21	-0,07	0,21	0,67	1,16	1,24	1,19	1,07
0,42	-0,41	-0,21	-0,19	-0,04	0,21	0,56	0,81	0,99	1,01
0,34	-0,36	-0,16	-0,16	-0,04	0,16	0,44	0,70	0,99	1,07
0,26	-0,36	-0,16	-0,16	-0,10	0,01	0,13	0,33	0,67	0,93
0,18	-0,36	-0,16	-0,16	-0,07	0,01	0,10	0,24	0,56	0,84
0,10	-0,36	-0,16	-0,16	-0,10	0,04	0,04	0,19	0,44	0,70

Table 4: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=31m/s Y=2/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,25	0,17	0,10	0,17	0,57	0,90	1,57	1,97	2,63	3,23
0,30	0,23	0,17	0,30	0,77	1,10	1,70	2,10	2,77	3,10
0,35	0,17	0,10	0,17	0,63	0,97	1,57	1,97	2,57	2,63
0,40	0,23	0,17	0,37	0,83	1,17	1,70	2,23	2,70	2,57
0,45	0,23	0,23	0,43	0,83	1,17	1,63	2,23	2,57	2,43
0,50	0,23	0,17	0,30	0,70	0,97	1,50	2,03	2,17	2,10
0,55	0,23	0,23	0,43	0,77	1,03	1,50	2,03	2,10	2,03
0,60	0,23	0,23	0,43	0,77	1,03	1,50	1,90	1,90	1,83
0,65	0,23	0,23	0,43	0,77	1,03	1,50	1,70	1,77	1,70
0,70	0,23	0,17	0,43	0,70	0,97	1,37	1,50	1,57	1,57
0,75	0,17	0,10	0,43	0,70	0,97	1,30	1,37	1,43	1,43
0,80	0,17	0,10	0,30	0,57	0,77	1,03	1,10	1,23	1,23
0,85	0,17	0,23	0,37	0,57	0,83	0,97	1,10	1,17	1,23
0,90	0,23	0,23	0,43	0,50	0,77	0,83	0,90	1,10	1,17

Table 5: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45° V0=20.3m/s sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35
0,25	-0,36	-0,16	-0,01	0,44	1,07	1,73	2,21	2,96
0,30	-0,30	-0,10	0,16	0,64	1,27	1,79	2,24	2,99
0,35	-0,36	-0,19	0,04	0,53	1,16	1,67	2,24	2,79
0,40	-0,30	-0,07	0,24	0,79	1,30	1,73	2,27	2,76
0,45	-0,30	-0,04	0,33	0,73	1,21	1,59	2,27	2,53
0,50	-0,33	-0,13	0,19	0,59	0,99	1,50	2,30	2,16
0,55	-0,27	-0,01	0,33	0,70	0,96	1,59	2,30	2,10
0,60	-0,27	-0,01	0,33	0,64	0,93	1,64	1,99	1,93
0,65	-0,27	0,04	0,39	0,64	0,93	1,61	1,73	1,76
0,70	-0,27	0,01	0,33	0,56	0,90	1,47	1,44	1,53
0,75	-0,27	0,01	0,33	0,50	0,87	1,30	1,21	1,39
0,80	-0,27	0,01	0,27	0,39	0,76	1,07	0,99	1,21
0,85	-0,24	0,01	0,30	0,41	0,76	0,96	0,90	1,16
0,90	-0,21	0,10	0,27	0,33	0,61	0,90	0,79	1,04

Table6:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45 V0=31m/s sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,23	-0,03	0,10	0,30	0,50	0,70	0,90	0,90	0,83
0,30	-0,17	0,03	0,17	0,37	0,70	0,97	1,03	1,03	0,83
0,45	-0,23	-0,10	0,10	0,50	1,03	1,17	1,03	1,03	0,83
0,60	-0,10	0,37	0,90	1,37	1,43	1,23	1,03	1,03	0,83
0,75	0,43	0,97	1,37	1,63	1,43	1,17	1,03	1,03	0,83
0,90	0,30	0,77	1,17	1,30	1,23	1,17	1,03	1,03	0,83

Table7:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3m/s . Y=1/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,30	0,57	0,63	0,83	0,83	0,83	0,83	0,90	0,83
0,82	0,43	0,70	0,77	0,97	0,90	0,90	0,90	0,97	0,83
0,74	0,37	0,77	0,90	1,03	1,03	0,97	0,97	0,97	0,83
0,66	0,10	0,50	0,83	0,97	1,03	0,97	0,97	0,97	0,83
0,58	-0,10	0,23	0,63	0,90	1,03	0,97	0,97	0,97	0,83
0,50	-0,23	-0,03	0,30	0,63	0,90	0,97	0,97	0,97	0,83
0,42	-0,23	-0,03	0,23	0,43	0,77	0,90	0,97	0,97	0,83
0,34	-0,23	-0,03	0,10	0,30	0,63	0,83	0,97	0,97	0,83
0,26	-0,17	-0,03	0,10	0,23	0,50	0,77	0,97	0,97	0,83
0,18	-0,17	-0,03	0,10	0,23	0,37	0,63	0,90	0,97	0,83
0,10	-0,17	-0,03	0,10	0,23	0,37	0,57	0,90	0,90	0,83

Table8:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3m/s. Y=2/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,27	-0,16	0,01	0,13	0,33	0,76	0,81	0,81	0,81
0,30	-0,36	-0,13	0,04	0,16	0,53	0,90	0,90	0,90	0,87
0,45	-0,33	-0,21	0,10	0,24	1,13	1,01	0,93	0,93	0,90
0,60	-0,36	-0,07	0,53	1,56	1,73	1,01	0,93	0,93	0,90
0,75	-0,01	1,01	1,44	1,67	1,64	1,01	0,93	0,93	0,90
0,90	0,07	0,67	1,16	1,39	1,41	0,99	0,93	0,93	0,90

Table9:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=31m/s .Y=1/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,13	0,50	0,64	0,70	0,76	0,79	0,81	0,84	0,87
0,82	-0,01	0,70	0,79	0,84	0,87	0,81	0,84	0,87	0,90
0,74	-0,21	0,73	1,04	0,99	0,96	0,84	0,84	0,87	0,90
0,66	-0,30	0,10	0,84	1,01	1,01	0,87	0,87	0,90	0,93
0,58	-0,33	-0,24	0,21	0,87	0,96	0,87	0,87	0,90	0,93
0,50	-0,33	-0,24	-0,10	0,39	0,79	0,84	0,87	0,90	0,90
0,42	-0,30	-0,19	-0,07	0,13	0,61	0,84	0,87	0,90	0,90
0,34	-0,27	-0,16	-0,01	0,07	0,39	0,81	0,87	0,90	0,90
0,26	-0,30	-0,16	-0,01	0,07	0,27	0,79	0,87	0,90	0,90
0,18	-0,27	-0,16	-0,01	0,07	0,24	0,70	0,84	0,90	0,90
0,10	-0,27	-0,16	-0,01	0,07	0,24	0,67	0,84	0,87	0,79

Table10:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=31m/s. Y=2/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,25	0,37	0,70	1,23	1,50	1,50	1,17	1,03	0,90	0,83
0,30	0,37	0,70	1,17	1,43	1,37	1,17	1,10	1,03	0,97
0,35	0,37	0,70	1,10	1,37	1,30	1,17	1,03	1,03	0,97
0,40	0,30	0,50	0,90	1,17	1,23	1,10	1,03	1,03	0,97
0,45	0,30	0,50	0,83	1,03	1,10	1,03	0,97	1,03	0,97
0,50	0,30	0,57	0,83	1,03	1,10	1,03	0,97	1,03	0,97
0,55	0,23	0,43	0,70	0,90	0,97	0,97	0,90	0,97	0,97
0,60	0,23	0,50	0,70	0,83	0,90	0,97	0,90	0,97	0,97
0,65	0,17	0,37	0,63	0,77	0,83	0,90	0,90	0,97	0,97
0,70	0,17	0,37	0,57	0,70	0,83	0,90	0,90	0,97	0,97
0,75	0,10	0,30	0,50	0,57	0,70	0,77	0,83	0,83	0,83
0,80	0,10	0,30	0,43	0,50	0,63	0,70	0,77	0,77	0,77
0,85	0,17	0,23	0,43	0,50	0,70	0,77	0,83	0,90	0,90
0,90	0,17	0,23	0,37	0,50	0,63	0,77	0,83	0,90	0,90

Table11:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3. sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,25	-0,21	0,50	1,41	2,27	2,07	1,10	0,93	0,87	0,87
0,30	-0,27	0,33	1,24	2,07	1,84	1,07	0,93	0,87	0,87
0,35	-0,24	0,30	1,24	2,01	1,70	1,07	0,90	0,87	0,87
0,40	-0,33	0,10	0,96	1,67	1,50	1,07	0,90	0,87	0,87
0,45	-0,39	0,04	0,96	1,59	1,39	1,07	0,93	0,87	0,87
0,50	-0,30	0,27	0,96	1,47	1,33	1,04	0,90	0,87	0,87
0,55	-0,39	0,10	0,87	1,30	1,19	1,04	0,90	0,87	0,87
0,60	-0,24	0,30	0,87	1,21	1,13	0,99	0,90	0,87	0,87
0,65	-0,30	0,19	0,79	1,07	1,01	0,96	0,87	0,84	0,87
0,70	-0,33	0,16	0,70	0,99	0,99	0,96	0,87	0,84	0,87
0,75	-0,30	0,19	0,64	0,93	0,93	0,90	0,84	0,84	0,87
0,80	-0,30	0,21	0,59	0,84	0,84	0,81	0,76	0,84	0,81
0,85	-0,39	0,04	0,33	0,61	0,67	0,67	0,67	0,81	0,76
0,90	-0,27	0,19	0,44	0,56	0,53	0,81	0,79	0,84	0,81

Table12:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80° V0=31m/s.sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	0,03	0,10	0,43	0,63	0,50	0,50	0,63	0,57	0,57
0,30	0,03	0,17	0,63	0,70	0,50	0,50	0,63	0,57	0,57
0,45	0,23	0,37	0,50	0,57	0,50	0,50	0,63	0,57	0,57
0,60	0,97	1,17	0,90	0,83	0,63	0,57	0,50	0,63	0,70
0,75	0,90	0,90	0,77	0,77	0,63	0,57	0,50	0,63	0,70
0,90	0,97	0,83	0,83	0,70	0,63	0,57	0,50	0,63	0,70

Table13:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°. V0=20.3m/s. Y=1/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,50	0,50	0,43	0,43	0,50	0,57	0,57	0,63	0,70
0,82	0,50	0,57	0,50	0,50	0,57	0,57	0,50	0,63	0,70
0,74	0,43	0,63	0,57	0,57	0,57	0,57	0,50	0,63	0,70
0,66	0,37	0,63	0,63	0,63	0,57	0,57	0,50	0,63	0,70
0,58	0,23	0,57	0,63	0,63	0,57	0,57	0,50	0,63	0,70
0,50	0,17	0,43	0,70	0,70	0,63	0,63	0,50	0,63	0,70
0,42	0,03	0,10	0,50	0,63	0,63	0,63	0,50	0,70	0,70
0,34	0,03	0,10	0,30	0,57	0,63	0,63	0,50	0,70	0,70
0,26	0,10	0,10	0,23	0,43	0,63	0,63	0,50	0,70	0,77
0,18	0,10	0,17	0,23	0,37	0,63	0,63	0,50	0,70	0,77
0,10	0,10	0,10	0,23	0,30	0,63	0,50	0,57	0,57	0,63

Table14:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°. V0=20.3m/s. Y=2/3 l0

θ°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,30	-0,07	0,07	0,64	0,47	0,41	0,47	0,50	0,56
0,30	-0,30	-0,13	0,47	0,70	0,50	0,47	0,50	0,59	0,59
0,45	-0,16	0,56	1,07	0,76	0,53	0,50	0,53	0,59	0,64
0,60	0,19	1,01	0,84	0,70	0,53	0,50	0,53	0,56	0,64
0,75	0,36	0,70	0,64	0,61	0,47	0,47	0,53	0,56	0,61
0,90	0,33	0,50	0,67	0,59	0,44	0,47	0,53	0,56	0,61

Table15:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°. $V_0=31\text{m/s}$. $Y=1/3 l_0$

θ°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,19	0,33	0,33	0,36	0,44	0,56	0,53	0,59	0,61
0,82	0,21	0,39	0,36	0,41	0,47	0,56	0,53	0,59	0,61
0,74	0,13	0,47	0,41	0,47	0,50	0,53	0,53	0,59	0,64
0,66	-0,10	0,59	0,53	0,50	0,53	0,53	0,56	0,59	0,64
0,58	-0,24	0,41	0,61	0,59	0,56	0,53	0,56	0,59	0,64
0,50	-0,24	0,01	0,59	0,59	0,56	0,53	0,56	0,59	0,64
0,42	-0,30	-0,16	0,10	0,53	0,59	0,53	0,56	0,59	0,64
0,34	-0,24	-0,07	-0,01	0,39	0,56	0,53	0,56	0,59	0,64
0,26	-0,24	-0,04	0,01	0,33	0,56	0,53	0,56	0,59	0,64
0,18	-0,21	-0,01	0,07	0,30	0,56	0,53	0,56	0,59	0,64
0,10	-0,19	-0,01	0,07	0,30	0,53	0,53	0,56	0,59	0,64

Table16:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°. $V_0=31\text{m/s}$. $Y=2/3 l_0$

II) Résultats avec effet de sol

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	0,50	0,63	0,77	0,90	1,10	1,30	1,63	1,83	2,50
0,30	0,50	0,57	0,77	0,97	1,23	1,70	2,03	2,30	2,77
0,45	0,63	0,83	1,43	1,97	2,50	3,57	4,23	4,50	3,83
0,60	0,97	1,77	2,43	2,97	3,43	4,17	4,90	5,03	4,37
0,75	0,90	1,50	2,03	2,50	2,97	3,70	4,43	4,43	3,97
0,90	0,97	1,57	1,97	2,57	3,03	3,90	4,63	4,97	4,17

Table 17:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=20.3m/s. Y=1/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,77	1,10	1,43	1,70	2,03	2,43	2,90	2,90	2,83
0,82	0,77	1,30	1,70	2,03	2,37	2,70	3,10	3,03	2,90
0,74	0,70	1,30	1,70	2,03	2,37	2,70	3,17	3,03	2,90
0,66	0,70	0,90	1,57	1,90	2,23	2,57	2,90	2,83	2,83
0,58	0,57	0,97	1,63	2,03	2,50	2,83	3,23	2,97	2,83
0,50	0,50	0,63	1,17	1,57	1,97	2,37	2,83	2,90	2,77
0,42	0,43	0,50	0,63	0,83	1,17	1,43	2,10	2,57	2,70
0,34	0,50	0,57	0,63	0,83	1,03	1,30	1,97	2,57	2,70
0,26	0,43	0,50	0,57	0,63	0,77	0,90	1,43	2,10	2,57
0,18	0,50	0,57	0,57	0,63	0,77	0,83	1,37	1,97	2,43
0,10	0,50	0,63	0,57	0,63	0,77	0,83	1,30	1,83	2,30

Table 18:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45° V0=20.3m/s Y=2/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	0,16	0,24	0,47	0,53	0,64	0,81	0,79	1,01	1,33
0,30	0,24	0,30	0,56	0,67	0,93	1,19	1,19	1,59	1,96
0,45	0,36	0,64	1,16	1,50	2,16	2,59	2,59	3,47	3,70
0,60	0,36	0,93	1,50	1,81	2,21	2,53	2,53	3,21	3,41
0,75	0,79	1,36	1,96	2,30	2,81	3,21	3,21	4,04	3,96
0,90	0,73	1,21	1,76	2,07	2,56	3,01	2,99	3,76	3,87

Table 19:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=31m/s Y=1/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	-0,21	0,16	0,36	0,21	0,79	0,99	1,10	1,13	1,13
0,82	0,33	0,93	1,33	1,50	2,01	2,41	2,39	2,30	2,27
0,74	0,30	0,96	1,33	1,50	1,99	2,36	2,44	2,27	2,27
0,66	0,27	0,96	1,44	1,61	2,01	2,39	2,59	2,33	2,30
0,58	0,13	0,19	1,04	1,27	1,93	2,21	2,53	2,16	2,13
0,50	0,13	0,33	0,64	0,84	1,41	2,04	2,19	2,16	2,16
0,42	0,07	0,39	0,73	0,53	1,36	1,07	1,39	1,79	1,81
0,34	0,19	0,19	0,41	0,56	0,67	0,96	1,53	2,07	2,10
0,26	0,13	0,33	0,39	0,47	0,47	0,56	1,04	1,73	2,10
0,18	0,16	0,30	0,39	0,47	0,47	0,47	0,76	0,81	0,81
0,10	-0,16	0,33	-0,01	0,04	-0,01	0,01	0,33	0,81	0,81

Table 20 :Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45°. V0=31m/s Y=2/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,30	0,70	1,03	1,23	1,37	1,50	1,57	1,97	2,17
0,85	0,23	0,63	1,10	1,37	1,57	1,77	1,83	2,10	2,23
0,80	0,23	0,63	1,10	1,43	1,70	2,03	2,10	2,30	2,37
0,75	0,23	0,50	1,03	1,23	1,57	1,77	1,77	1,90	2,37
0,70	0,30	0,63	1,23	1,57	1,83	2,50	2,63	2,70	2,63
0,65	0,30	0,70	1,30	1,70	1,90	2,70	2,97	3,03	2,83
0,60	0,30	0,70	1,30	1,70	1,97	2,77	3,43	3,30	2,97
0,55	0,30	0,70	1,30	1,77	1,97	2,70	3,70	3,57	3,17
0,50	0,30	0,57	1,23	1,83	2,03	3,03	3,70	3,63	3,23
0,45	0,37	0,70	1,57	2,17	2,10	3,17	4,17	4,37	3,70
0,40	0,10	0,23	1,43	2,17	2,50	2,63	4,10	4,57	3,97
0,35	0,17	0,37	0,97	1,63	2,57	2,97	3,37	4,10	3,90
0,30	0,17	0,57	1,23	1,97	2,10	2,97	3,57	4,37	4,77
0,25	0,23	0,57	1,10	1,77	2,37	3,03	3,77	4,37	5,30

Table 21: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45° V0=20.3m/s sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35
0,90	0,04	0,30	0,41	0,56	0,87	2,01	2,61	2,30
0,85	0,47	0,90	1,21	1,56	2,21	2,81	2,67	2,44
0,80	0,50	0,93	1,21	1,50	2,04	2,30	2,21	2,21
0,75	0,50	0,93	1,21	1,56	2,16	2,56	2,44	2,36
0,70	0,47	0,90	1,24	1,79	2,33	3,04	2,87	2,61
0,65	0,50	0,96	1,36	1,76	2,44	3,50	3,33	2,84
0,60	0,36	0,90	1,36	1,79	2,39	3,67	3,64	2,99
0,55	0,50	0,93	1,39	1,81	2,33	3,67	4,04	3,24
0,50	0,41	0,79	1,24	1,70	2,21	3,47	4,19	3,33
0,45	0,44	1,01	1,53	2,10	2,64	3,76	5,01	3,96
0,40	0,30	0,67	1,10	1,61	2,13	3,01	4,19	3,64
0,35	0,27	0,50	0,90	1,44	2,04	2,93	3,96	4,21
0,30	0,47	0,81	1,24	1,79	2,44	3,39	4,07	5,41
0,25	0,41	0,61	0,93	1,41	2,04	3,10	3,87	5,30

Table 22: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 45 V0=31 m/s sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	0,50	-0,10	0,17	1,03	1,50	1,70	1,77	1,77	1,77
0,30	0,57	0,17	0,57	1,57	1,83	1,77	1,83	1,83	1,77
0,45	0,63	0,83	1,50	1,83	1,90	1,83	1,90	1,97	1,97
0,60	0,83	1,23	1,83	1,77	1,90	1,63	1,90	1,97	1,97
0,75	1,03	1,10	1,37	1,50	1,63	1,63	1,77	1,83	1,97
0,90	1,30	1,17	1,30	1,43	1,57	1,17	1,77	1,83	1,90

Table 23: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3m/s .Y=1/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	1,10	0,97	1,70	2,23	2,37	2,17	1,90	1,90	1,90
0,82	1,10	1,57	2,30	2,83	2,83	2,37	2,03	2,03	1,97
0,74	0,50	0,23	1,10	2,50	2,90	2,43	2,03	2,03	1,97
0,66	0,50	-0,03	0,30	0,77	1,83	2,17	2,03	2,03	1,97
0,58	0,63	0,10	0,43	0,70	1,10	1,77	1,97	1,97	1,97
0,50	0,63	0,17	0,43	0,70	1,03	1,63	1,97	1,97	1,97
0,42	0,63	0,10	0,37	0,57	0,77	1,30	1,83	1,97	1,97
0,34	0,63	0,10	0,37	0,57	0,77	1,37	1,83	1,90	1,97
0,03	0,63	0,10	0,37	0,63	0,83	1,57	1,90	1,90	1,97
0,18	0,63	0,10	0,37	0,70	1,03	1,70	1,90	1,97	1,97
0,10	0,50	-0,17	0,17	0,70	1,10	1,50	1,63	1,97	1,70

Table 24: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3m/s. Y=2/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35
0,15	-0,13	0,19	0,76	1,33	1,50	1,59	1,73	1,27
0,30	0,19	0,81	1,50	1,73	1,87	1,76	1,81	1,73
0,45	0,56	1,30	1,73	1,73	1,87	1,73	1,81	1,81
0,60	0,56	1,10	1,27	1,27	1,41	1,30	1,44	1,81
0,75	0,73	1,10	1,27	1,30	1,47	1,41	1,59	1,50
0,90	0,79	1,10	1,24	1,30	1,50	1,53	1,73	1,64

Table 25: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=31m/s. Y=1/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35
0,90	0,39	0,99	0,21	2,10	2,39	1,67	1,39	1,61
0,82	0,93	1,73	2,44	2,90	3,24	1,96	1,39	1,90
0,74	-0,07	0,36	1,07	1,99	2,64	1,99	1,36	1,90
0,66	-0,10	0,44	0,39	0,61	1,01	1,93	1,44	1,87
0,58	1,41	0,53	0,44	0,61	0,81	1,87	1,41	1,87
0,50	-0,01	0,53	0,44	0,59	0,79	1,84	1,36	1,87
0,42	0,01	0,53	0,33	0,47	0,64	1,76	1,36	1,87
0,34	0,01	0,50	0,30	0,47	0,64	1,81	1,47	1,87
0,03	0,04	0,53	0,33	0,56	0,79	1,84	1,47	1,90
0,18	0,04	0,53	0,30	0,90	1,01	1,84	1,44	1,90
0,10	0,04	-0,16	0,10	0,30	0,81	1,27	1,44	1,30

Table 26: Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=31m/s. Y=2/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,70	-0,10	0,57	0,83	1,30	1,57	1,70	1,77	1,83
0,85	0,63	-0,03	0,70	0,90	1,43	1,63	1,77	1,77	1,90
0,80	0,70	0,10	0,90	1,10	1,43	1,70	1,77	1,83	1,90
0,75	0,63	0,03	0,83	1,10	1,50	1,70	1,77	1,83	1,83
0,70	0,57	0,03	0,83	1,23	1,63	1,77	1,83	1,83	1,90
0,65	0,63	0,10	0,97	1,30	1,77	1,83	1,83	1,83	1,90
0,60	0,70	0,23	1,03	1,57	2,03	1,90	1,83	1,83	1,83
0,55	0,63	0,03	0,97	1,63	2,17	1,90	1,90	1,90	1,90
0,50	0,70	0,30	1,23	1,90	2,30	2,03	1,97	1,90	1,90
0,45	0,63	0,17	1,03	2,03	2,43	2,10	1,97	1,90	1,83
0,40	0,63	0,23	1,03	2,03	2,90	2,03	1,90	1,90	1,90
0,35	0,63	0,43	1,30	2,30	3,17	1,97	1,77	1,90	1,90
0,30	0,77	0,63	1,57	2,77	3,17	2,23	1,97	1,97	1,90
0,25	0,90	0,77	1,70	2,97	3,17	2,37	1,96	1,90	1,90

Table 27:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=20.3m/s. sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,19	0,44	0,84	1,30	1,50	1,79	1,81	1,73	1,70
0,85	0,30	0,59	1,07	1,53	1,73	1,96	1,96	1,93	1,87
0,80	0,44	0,70	1,30	1,81	1,99	2,04	1,99	1,93	1,87
0,75	0,36	0,61	1,27	1,79	1,96	2,04	1,99	1,96	1,90
0,70	0,27	0,47	1,30	1,87	2,04	2,07	1,99	1,96	1,87
0,65	0,36	0,56	1,47	2,01	2,16	2,07	2,01	1,96	1,84
0,60	0,53	0,73	1,64	2,24	2,41	2,10	2,04	1,99	1,90
0,55	0,33	0,50	1,96	2,39	2,56	2,13	2,01	1,99	1,90
0,50	0,53	0,67	1,99	2,67	2,87	2,13	1,99	1,99	1,90
0,45	0,36	0,47	1,10	2,84	3,10	2,16	2,04	1,96	1,90
0,40	-0,04	0,10	2,30	2,81	3,39	2,19	2,07	1,99	1,90
0,35	0,61	0,76	2,53	3,16	3,39	2,19	2,01	1,99	1,84
0,30	0,81	0,93	2,67	3,67	4,10	2,21	2,10	2,01	1,87
0,25	0,73	0,81	2,67	3,87	4,21	2,30	2,07	2,01	1,87

Table 28:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 80°. V0=31m/s. sous le tourbillon

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	0,57	0,63	1,10	1,37	1,30	1,37	1,37	1,30	1,43
0,30	0,57	0,90	1,63	1,57	1,43	1,50	1,50	1,50	1,57
0,45	0,90	2,17	2,17	1,70	1,50	1,50	1,50	1,50	1,57
0,60	1,70	2,10	1,77	1,37	1,43	1,43	1,37	1,30	1,57
0,75	1,70	2,10	1,83	1,43	1,43	1,43	1,50	1,37	1,50
0,90	1,90	1,90	1,77	1,37	1,50	1,50	1,50	1,50	1,57

Table 29:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°. V0=20.3m/s. Y=1/3 10

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	1,17	0,97	0,97	1,10	1,37	1,43	1,43	1,37	1,50
0,82	1,30	1,10	1,17	1,23	1,30	1,50	1,43	1,50	1,50
0,74	1,10	1,17	1,03	1,03	1,37	1,50	1,43	1,50	1,50
0,66	1,30	1,23	1,23	1,23	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,58	0,83	1,37	1,37	1,30	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,50	0,63	1,17	1,37	1,30	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,42	0,57	0,57	1,23	1,30	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,34	0,57	0,57	0,97	1,23	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,26	0,70	0,63	0,77	1,30	1,37	1,50	1,43	1,50	1,57
0,18	0,70	0,70	0,77	1,23	1,30	1,50	1,43	1,50	1,50
0,10	0,57	0,63	0,83	1,23	1,30	1,43	1,50	1,43	1,50

Table 30:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°.V0=20.3m/s. Y=2/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,15	-0,24	-0,01	0,19	0,73	0,90	0,93	0,96	0,99	1,01
0,30	-0,04	0,27	1,44	1,41	1,27	1,24	1,24	1,30	1,36
0,45	0,76	1,90	1,64	1,41	1,27	1,21	1,24	1,27	1,36
0,60	0,07	0,39	1,67	1,59	1,39	1,36	1,39	1,41	1,50
0,75	0,96	1,59	1,67	1,19	1,04	1,04	1,07	1,13	1,19
0,90	0,96	1,59	1,27	1,19	1,01	1,01	1,10	1,13	1,19

Table 31:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°.V0=31m/s. Y=1/3 l0

l°	0	5	10	15	20	25	30	35	40
0,90	0,36	0,61	0,67	0,81	1,01	1,13	1,19	1,24	1,30
0,82	0,53	0,96	0,99	1,13	1,27	1,36	1,41	1,44	1,50
0,74	0,47	1,16	1,10	1,21	1,33	1,39	1,41	1,44	1,50
0,66	0,33	1,33	1,19	1,30	1,36	1,39	1,41	1,44	1,50
0,58	0,16	1,04	1,30	1,39	1,39	1,39	1,41	1,44	1,50
0,50	-0,01	0,27	1,24	1,41	1,41	1,39	1,41	1,44	1,50
0,42	-0,19	0,04	1,07	1,36	1,41	1,39	1,41	1,44	1,50
0,34	-0,10	0,16	0,79	1,27	1,41	1,39	1,41	1,44	1,50
0,26	-0,04	0,24	0,47	1,19	1,39	1,39	1,41	1,44	1,50
0,18	0,01	0,24	0,53	1,19	1,39	1,39	1,41	0,96	1,50
0,10	-0,27	-0,01	0,53	1,19	1,39	0,93	0,96	0,96	1,50

Table 32:Résultats expérimentaux de coefficient de pression apex 110°.V0=31m/s. Y=2/3 l0