

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



UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI DE TIZI-OUZOU

FACULTE DU GENIE 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**

Intitulé

**«Étude des Instabilités des Tourbillons
d'Apex d'Ailes Delta avec Effet de Sol»**

Proposé et dirigé par :

Dr. I. BOUMRAR

Etudié par :

CHERFIQUI Fouad

Promotion: 2018/2019

Remerciements

A la fin de ce modeste travail, je tiens à exprimer mes vifs remerciements à mon promoteur Monsieur. I. BOUMRAR, pour son aide très précieuse et sa contribution à l'accomplissement de ce travail dans les meilleures conditions, avec toute ma gratitude et mon respect.

J'adresse mes sincères remerciements au personnel du Hall de technologie et aux laboratoires de recherche du Département pour leur aide précieuse dans la réalisation de ce travail.

Je remercie également tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

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

Je remercie le Professeur OUIBRAHIM d'avoir accepté de juger ce travail et de présider le Jury.

Je remercie Monsieur MEDJKANE qui a accepté d'être membre de ce jury.

Dédicaces

A mes très chers parents : mes anges gardiens aimables et honorables, aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime et le respect que j'ai toujours pour eux.

A mon frère et ma sœur qui n'ont cessé d'être pour moi des appuis, et source de courage.

A mes chères amis : Aziz, Sid Ali, Ramadane, Belaid, Bilal, Yacine, Rabah, Ali, Rachid, Mehdi, Yehia, Gegourta, Kociela, Ouiza, Liza, Lola.

A toute la promotion Master 2 Energétique 2018/2019

SOMMAIRE

Liste des figures.....	iv
Liste des tableaux.....	viii
Notations	ix
Introduction générale	1
Chapitre I : Etude bibliographique sur les ailes delta	
I.2 Aperçu bibliographique des recherches sur l'aérodynamique des ailes delta.....	2
I.2. Aile delta.....	2
I.2.1. Différentes formes d'Aile Delta	3
I.2.2. Profil de l'aile	4
I.2.3. Caractéristique géométriques.....	4
I.2.4 Forces appliquées sur une aile d'avion	5
I.3. Rappel de mécanique des fluides	6
I.3.1 Le principe de Bernoulli	6
I.3.2 Ecoulement de l'air	7
I.3.3 Couche limite	8
I.3.5. Nombre de Reynolds	9
I.3.6. Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta	10
I.4. Formation des tourbillons à l'extrados d'une aile Delta	11
I.4.1 Les angles privilégiés dans les ailes delta	14
I.5. Effet de Sol	15
I.5.1. Conséquences de l'effet de sol	18
I.5.2 Aperçu bibliographique des recherches sur l'effet de sol sur les ailes d'avions	20
I.6 Conclusion	21
Chapitre II : Réalisation des maquettes et essais en soufflerie.	
II.1 Moyens et méthodes de mesure	22
II.1.1 Soufflerie	22
II.1.2 Multi-manomètre	24
II.1.3 Tube de Pitot	25

II.2. Réalisation des maquettes	26
II.2.1 Dimensionnement des Ailes	26
II.2.2 Réalisation des prises de pression	27
II.2.3 Réalisation des prises de pression	29
II.3. Réalisation du Support	29
II.4.Simulation de l'effet de sol	31
II.5 Essais, et présentation des résultats	31
II.5.1 Coefficients de Pression	32
II.5.2 Evolution de $-C_p$ suivant l'envergure de l'aile	33
II.5.2.1 Évolutions sans effet de sol	33
II.5.2.2 Evolutions avec effet de sol.....	37
II.5.2.3 Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ sous les tourbillons principaux sans effet de sol	43
II.5.2.4 Résultats avec effet de sol	44
2.7 Conclusion.....	47

Chapitre III : Analyse des résultats expérimentaux

III.1 Comparaisons des résultats sur l'axe transversal	48
III.2 Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux de l'aile delta	51
III.3 Comparaison des performances des trois ailes considérées	52
III.3.1. Evolution de la dépression dans le sens transversal à $x = l_0/3$	52
III.3.2. Evolution de la dépression dans le sens transversal à $x = 2 l_0/3$	54
III.3.3. Evolution de la dépression sous le tourbillon principal	55
III.4. Conclusion	56

Chapitre IV : Simulation numérique

IV.1. Outil de simulation Gambit et Fluent	57
IV.1.1. Gambit	57
IV.1.1.1. Interface Gambit	57
IV.1.1.2 Construction de la géométrie	58

IV.1.1.3 Maillage	59
IV.1.1.4 Définition de conditions aux limites et de domaines de définition	60
IV.1.2 Code Fluent	60
IV.3 Maillage de la géométrie	62
IV.4 Résultats de la simulation numérique	62
IV.4.1 Résultats sans effet du sol	62
IV.4.2 Résultats de la simulation numérique avec effet de sol	64
IV.5 Comparaison des résultats numériques	67
IV.6 Comparaison des résultats numériques et expérimentaux	68
Conclusion générale	72
Références Bibliographiques	

Liste des Figures

Figure I.1 : Déférénts types de formes d'ailes Delta.	3
Figure I.2 : Le B2 étant une aile delta simple.	3
Figure I.3 : Le F35 doté d'une aile delta tronquée.	3
Figure I.4 : La concorde nantie d'aile delta Gothique.	3
Figure I.5 : Profil d'aile.	4
Figure I.6 : Caractéristiques géométrique d'une Aile Delta.	4
Figure I.7 : Caractéristiques d'une aile.	5
Figure I.8 : vitesse de l'air sur un profil d'ail	7
Figure I.9 : débit d'air sur un profile d'aile	7
Figure I.10 : Écoulement laminaire.	8
Figure I.11 : Écoulement turbulent	8
Figure I.12 : Écoulement tourbillonnaire.	8
Figure I.13 : Couche limite sur un profil d'aile.	9
Figure I.14 : Ecoulement au-dessus d'une Aile Delta.	12
Figure I.15 : Schémas de l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados d'une aile delta	12
Figure I.16 : Visualisation de tourbillon au tunnel hydrodynamique.	13
Figure I.17 : Structure du tourbillon de bord d'attaque.	13
Figure I.18 : Angle d'apex β privilégié.	14
Figure I.19 : Angle d'apex β non privilégié.	15
Figure I.20 : Avion a effet de sol Boeing le Pélican	16
Figure I.21 : Avion russe a effet de sol Ekranoplan	17
Figure I.22 : Au dessus : sans effet de sol, en dessous, avec effet de sol	17
Figure I.23 : air-Fish véhicule à effet de sol mi bateau mi avion	18
Figure I.24 Différence de taille des tourbillons marginaux entre les ailes en altitude et les ailes près du sol.	18
Figure I.25 : Réduction de la puissance en fonction de la vitesse.	19
Figure I.26 : Développement de la portance en fonction d'angle d'attaque.	19
Figure I.27 : Réduction en pourcentage de la trainée induite en fonction du ratio de l'envergure sur la hauteur.	20
Figure I.28 : Schémas des réglages d'effet aile dans le sol. (Aile d'un aéronef WIG).	20
Figure I.29 : avion a effet de sol	21
Figure II.1 : Soufflerie d'Albert J. Wells	22
Figure II.2 : Soufflerie du département génie mécanique.	24
Figure II.3 Multi-manomètre.	25
Figure II.4 : Tube de Pitot.	26
Figure II.5 : Position des prises de pression transversale pour la mesure de C_p	27
Figure II.6 : Position des prises de pression pour la mesure de C_p sous le tourbillon.	28
Figure II.7 : Support pour la mesure de C_p	30
Figure II.8 : Fixation de l'aile au support. Pour la mesure de C_p	30
Figure II.9 : Cadran gradué de degré en degré.	31

Figure II.10 : montage de la maquette.....	31
Figure II.11 : table élévatrice.	32
Figure II.12 : Simulation de l effet de sol	32
Figure II.13 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$	34
Figure II.14 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$	34
Figure II.15 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$	35
Figure II.16 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$	35
Figure II.17 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$	36
Figure II.18 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$	36
Figure II.19 : Evolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	37
Figure II.20 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$)	37
Figure II.21 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	38
Figure II.22 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	38
Figure II.23 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	39
Figure II.24 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	39
Figure II.25 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	40
Figure II.26 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	40
Figure II.27 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	41
Figure II.28 :Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	41
Figure II.29 : Évolution du coefficient de dépression pour aile Delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	42
Figure II.30 : Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ pour aile Delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$)	42
Figure II.31 : Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$	43
Figure II.32 : Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$	43

Figure II.33: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$	44
Figure II.34: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_o=20.3$ m/s	44
Figure II.35: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_o=31$ m/s	45
Figure II.36: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_o=20.3$ m/s	45
Figure II.37: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_o=31$ m/s	46
Figure II.38: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_o=20.3$ m/s	46
Figure II.39: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_o=31$ m/s	47
Figure III.1: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=l_o/3$ de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à l incidence $i=15^\circ$	48
Figure III.2: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=(2/3)l_o$ de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à l incidence $i=15^\circ$	48
Figure III.3: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=l_o/3$ de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à l incidence $i=15^\circ$	49
Figure III.4: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=(2/3)l_o$ de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à l incidence $i=15^\circ$	49
Figure III.5: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=(1/3)l_o$ de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à l incidence $i=10^\circ$	50
Figure III.6: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=(2/3)l_o$ de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à l incidence $i=10^\circ$	50
Figure III.7 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=45^\circ$ a l'incidence 15°	51
Figure III.8 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=80^\circ$ a l'incidence 15°	51
Figure III.9 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=110^\circ$ a l'incidence 10°	52
Figure III.10: Comparaison des valeurs de $-C_p$ suivant l'envergure à $x=l_o/3$ pour les ailes delta, à $i=10^\circ$	53
Figure III.11: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=(2/3)l_o$ pour les ailes delta, à $i=10^\circ$	54
Figure III.12: Comparaison des valeurs de $-C_p$ sous les tourbillons principaux pour les ailes delta à $i=10^\circ$	56
Figure IV.1 : Interface gambit	58
Figure IV.2 Les opérations pour construire une géométrie	59
Figure IV.3: Menu de maillage	60
Figure IV.4: Menu de définition des conditions aux limites.	60
Figure IV.5 : Choix de version de Fluent.	61
Figure IV.6: Interface principale	61

Figure V.7: Maillage de la géométrie aile delta $\beta=80^\circ$ à 15° d'incidence et à $V=20.3\text{m/s}$	62
Figure IV.8: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ a l'incidence $i=15^\circ$ sans effet de sol ($h=15\text{cm}$).	63
Figure IV.9 : évolution de coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta.	63
Figure IV.10: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal.	64
Figure IV.11: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ a l'incidence $i=15^\circ$	64
Figure IV.12 : évolution de coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à ($i=15^\circ$) avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).	65
Figure IV.13: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal ($i=15^\circ$).	65
Figure IV.14: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ a l'incidence $i=15^\circ$	66
Figure IV.15 : évolution de coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à ($i=15^\circ$) avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).	66
Figure IV.16: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal ($i=15^\circ$).	67
Figure IV.17: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ aux tiers et au deux tiers de la corde à ($V=20.3\text{m/s}$) et ($i=15^\circ$)	67
Figure IV.18 : Comparaison de l'évolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal	68
Figure IV 19: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ aux tiers et au deux tiers de la corde sans effet de sol ($h=15\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	68
Figure IV 20 : Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ aux tiers et au deux tiers de la corde avec effet de sol ($h=10\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	69
Figure IV 21 : Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ aux tiers et au deux tiers de la corde avec effet de sol ($h=5\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	69
Figure IV 22: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal sans effet de sol ($h=15\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	70
Figure IV 23: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal avec effet de sol ($h=10\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	70
Figure IV 24: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal avec effet de sol ($h=5\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$	71

LISTE DES TABLEAUX

Tableau II.1 : Caractéristiques géométriques des ailes utilisées	26
Tableau II.2 : Positions des prises de pression pour la mesure de C_p	27
Tableau II.3 : Positions des prises de pression pour la mesure de C_p sous les tourbillons	29

Notations

C_p : Coefficient de pression	
C_x : Coefficient de trainée	
C_z : Coefficient de portance	
d : la distance	(m)
e : Epaisseur de la maquette	(mm)
F : Force	(N)
g : Constante de gravité	(Kg.m/s ²)
h : hauteur par rapport au sol	(m)
i : Angle d'incidence	(°)
l₀ : Corde	(m)
L₀ : Envergure	(m)
L : L₀/2	(m)
m : Masse	(kg)
Oxyz : Système d'axes de coordonnées cartésiennes	
P : Poids	(N)
P_a : Pression d'arrêt	(Pa)
P_d : Pression dynamique	(Pa)
P_m : Pression statique au point M	(Pa)
Re : nombre de Reynolds	
S : Surface alaire	(m ²)
T : Température	(°C)
V₀ : Vitesse de l'écoulement	(m/s)
Z : Cote de l'huile correspondant à la pression P	(mm)
Z_a : Cote de l'huile correspondant à la pression P _a	(mm)
Z₀ : Cote de l'huile correspondant à la pression P ₀	(mm)
X₀,Y₀,Z₀ : Système d'axes de coordonnées cartésiennes repère fixe	

Lettres grecques

α : Angle inter tourbillonnaires	(°)
α₁ : Angle entre les tourbillons principaux	(°)
α₂ : Angle entre les tourbillons secondaires	(°)
β : Angle d'apex	(°)
φ : Angle de fuite	(°)
φ_{ba} : Flèche du bord d'attaque	(°)
λ : Allongement	(m)
ρ_h : Masse volumique de l'huile	(Kg/m ³)
ρ : Masse volumique de l'air	(Kg/m ³)
Δh : différence des hauteurs d'huile lues sur le manomètre	(mm)
Γ : Circulation d'un tourbillon	
μ : Viscosité dynamique	(kg/m.s)
ν : Viscosité cinématique	(m ² /s)

Introduction Générale

Depuis des siècles l'homme rêve de voler. Cette idée fut abordée par de nombreux savants et visionnaires de Leonard de Vinci à Marcel Dassault en passant par les frères Wright. Après de multiples essais et développements de nouveaux aéronefs, de nombreux avions sont inventés (avec plus ou moins de réussite). De nos jours et avec les avancées technologiques, l'objectif est toujours de pouvoir voler plus haut et plus loin.

Les guerres mondiales et la guerre froide ont entraîné une révolution dans le domaine de l'aviation et de l'aéronautique et l'arrivée du XXI siècle la propulse dans une autre dimension. Cette révolution a permis à l'homme d'atteindre de nouveaux objectifs, mais il n'est pas suffisamment satisfait. Alors, il continue à chercher les moyens technologiques pour développer en construisant des tunnels aérodynamiques et développer des logiciels de simulation numérique pour visualiser l'écoulement autour de ces objets avec fiabilité, facilité et à moindre coût.

Les avions à ailes Delta sont conçus pour voler dans des conditions extrêmes. Beaucoup d'expériences ont été réalisées pour l'optimisation des performances de l'appareil, quelles que soient les conditions réelles du vol. Les essais et les visualisations d'écoulements faites pour les ailes delta et les analyses des résultats des champs de pression ont montré qu'il se crée des tourbillons sur son extradors, qui se détachent des bords d'attaque et occupent des positions bien précises.

Dans le cadre de ce mémoire de fin d'études, on s'intéressera au cas où l'aéronef est proche du sol. Notre présente étude aura pour but la détermination de l'effet du sol sur l'aérodynamique de différents types d'ailes d'avions. Pour cela nous avons mené à la fois une étude expérimentale et numérique à l'aide du logiciel de simulation numérique " Fluent".

Ce présent mémoire est composé de quatre chapitres :

Le premier chapitre est consacré à l'étude bibliographique sur les ailes delta et l'effet du sol. Le second chapitre nous permet de présenter les méthodes de réalisation des maquettes et le banc d'essais avec la présentation des résultats. Le chapitre trois est une étude comparative qui nous permet de tirer quelques résultats importants concernant l'effet du sol et enfin dans le chapitre quatre on présente une simulation numérique du cas de l'aile delta en interaction avec l'effet du sol avec une validation des résultats numériques en les comparant aux valeurs expérimentales on termine ce travail par une conclusion générale.

Chapitre I

Recherche Bibliographique sur les Ailes Delta et l'Effet du Sol

Depuis que l'homme a conquis le domaine de l'aviation, il a développé et amélioré plusieurs modèles d'avions. On les différencie selon leur taille leur utilité et leur forme d'ailes. L'aile est un élément de base dans tout appareil, car c'est grâce aux ailes que l'avion s'élève dans les airs. Dans ce chapitre nous nous orientons d'abord vers la recherche théorique puis vers le rôle de la visualisation de l'écoulement et les prises de pression pour la clarification des phénomènes statiques et dynamiques obtenus au dessus de l'aile delta. Ce chapitre est complété par des définitions et des généralités sur les ailes en forme delta.

I.1. Aperçu bibliographique des recherches sur l'aérodynamique des ailes Delta

H. Werle [1] 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 expériences, il a pu observer l'enroulement d'une couche de mélange issue du bord d'attaque formant un tourbillon sur l'extrados de l'aile. Il a notamment remarqué l'influence de l'incidence sur la phénoménologie de l'écoulement tourbillonnaire [2]. Wentz et Kolman [3] ont étudié l'intensité des tourbillons ainsi que leurs dépressions générées à l'extrados de l'aile delta. Les observations expérimentales montrent que l'intensité et la dépression provoquées par les tourbillons d'apex augmente avec l'incidence. De plus, le corps du tourbillon se déplace vers l'intérieur de l'aile avec l'augmentation de l'incidence. Taylor et al. [4] ont observé expérimentalement que pour des nombres de Reynolds compris entre $Re = 8700$ et $Re = 34000$, la topologie de l'écoulement montre une formation tourbillonnaire duale. Ils observent également l'importance du nombre de Reynolds sur la structure tourbillonnaire et la survenue précoce de l'éclatement tourbillonnaire. Gordnier et Visbal [5] à partir d'une étude numérique ils ont montré que la topologie de l'écoulement était composée d'un tourbillon d'apex primaire, d'un tourbillon secondaire contrarotatif sous la couche de mélange et également d'un tourbillon tertiaire possédant une vorticité de signe identique au tourbillon primaire. La nature du tourbillon change également puisque son cœur possède un profil de vitesse différent.

I.2. Aile delta

Le premier brevet pour la conception d'un avion à ailes delta a été accordé aux Anglais J.W Butler et E. Edwards en 1867. Puis en France avec les prototypes de Nicolas Roland Payen, en Allemagne avec les travaux d'Alexander Lippisch ou en Suisse avec le projet du N-20 Aiguillon et les planeurs prototypes Arbalette. En 1948, inspiré des travaux de Lippisch, le Convair XF-92A devient le premier aéronef américain à aile delta à voler. Et en 1953, le F-102 Delta Dagger fut le premier avion à aile delta construit en série. En 1968 le TU-144 soviétique devient le premier avion civil à utiliser des ailes delta avant son homologue le Concorde franco-britannique de quelque mois.

L'aile delta est une aile de forme de triangle isocèle possède un axe de symétrie. Ce nom vient du majuscule de la lettre grec delta (Δ). Ce type d'aile est parfaitement adapté au vol supersonique, c'est la raison pour laquelle les avions de chasse sont équipés de ces ailes.

I.2.1. Différentes formes d'Aile Delta

On peut distinguer de nombreuses formes de l'aile delta selon leurs conceptions et leurs utilisations, parmi elles :

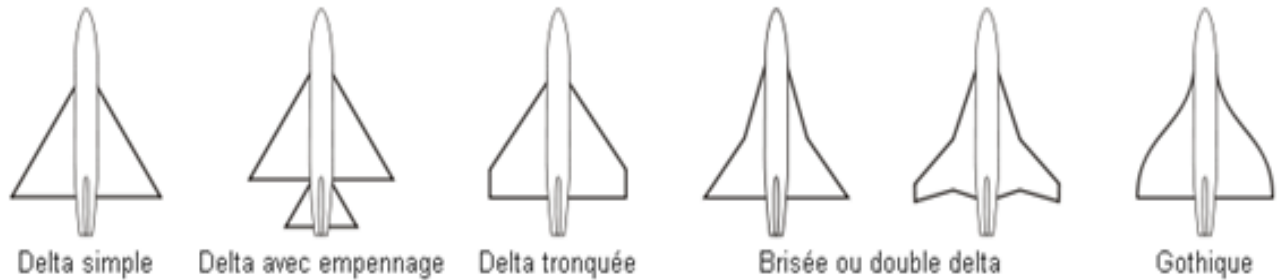


Figure I.1 : Différents types de formes d'ailes Delta [28]



Figure I.2 : Le B2 étant une aile delta simple [28]



Figure I.3: Le F35 doté d'une aile double delta



Figure I.4 : Le Concorde équipé d'une aile tronquée Gothique[28]

I.2.2. Profil de l'aile

On définit un profil aérodynamique comme la coupe transversale de l'aile ; La forme du profil est une caractéristique essentielle et influe sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances de l'aéronef

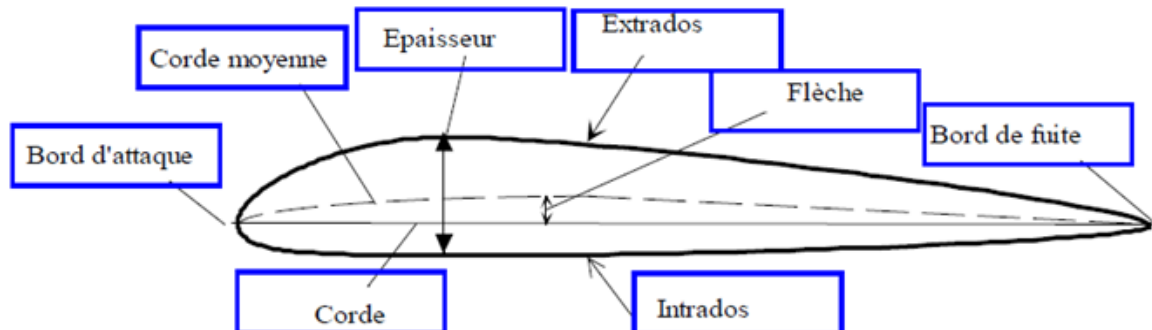


Figure I.5 : Profil d'aile [7]

Sur une aile, l'air arrive par le bord d'attaque et le quitte par le bord de fuite. La partie supérieure de l'aile est appelée extrados et la partie inférieure intrados. La corde moyenne est la ligne qui rattache le bord d'attaque au bord de fuite, elle se trouve au milieu de l'aile à égale distance entre l'intrados et l'extrados. L'épaisseur de l'aile est la distance entre l'intrados et l'extrados.

I.2.3. Caractéristique géométriques

l_0 : la corde

L : envergure

β : angle d'apex

φ : angle du bord fuite

φ_{ba} : flèche du bord d'attaque

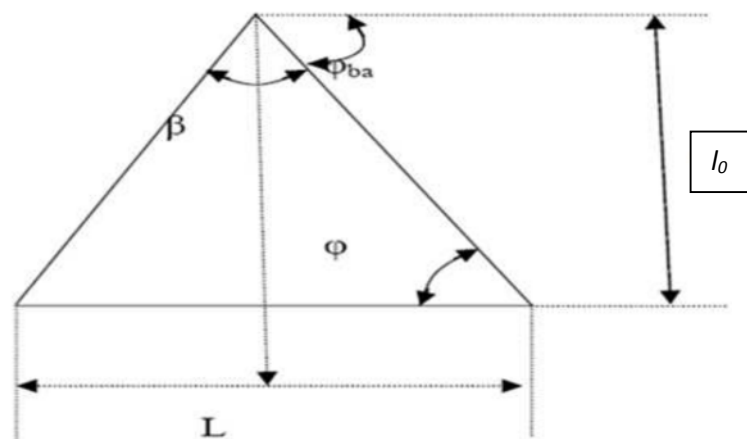


Figure I.6 : Caractéristiques géométrique d'une Aile Delta

a- **L'envergure** : c'est la distance entre les extrémités des ailes, L en (m).

b- La surface alaire : C'est la surface des ailes projetée sur le plan horizontal, (S en m²) elle se calcule par l'équation suivante :

$$S = \frac{L^2}{4} \operatorname{tg} \phi_{ba} = L \frac{l_0}{2} \quad [7] \quad (\text{I.1})$$

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

$$\lambda = \frac{L^2}{S} = 4 \operatorname{cotg} \phi_{ba} \quad (\text{I.2})$$

d- La flèche : c'est l'angle entre l'axe passant par le quart avant de la corde moyenne aérodynamique et l'axe transversal. Si ce lieu de points n'est pas une droite, on prend le bord d'attaque comme référence.

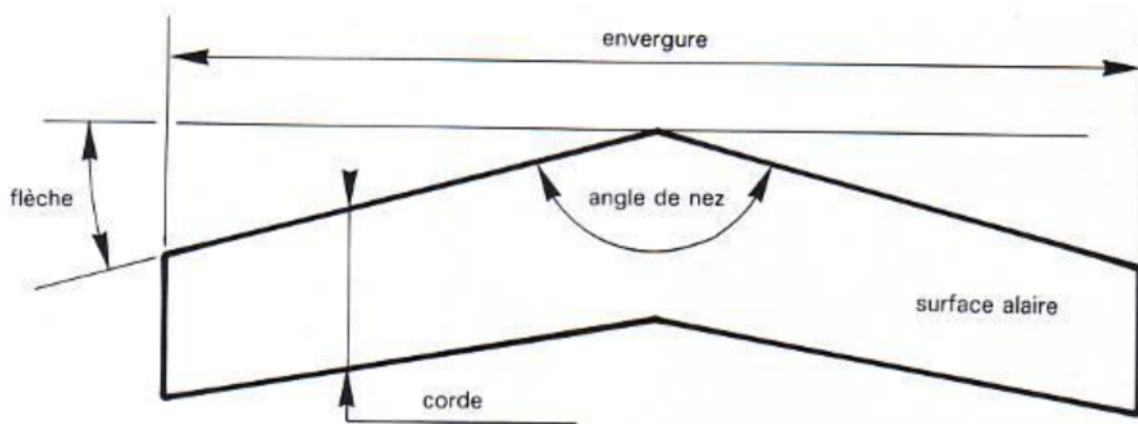


Figure I.7 : Caractéristiques d'une aile[28]

I.2.4. Forces appliquées sur une aile d'avion

Lors du vol, on compte quatre forces qui agissent sur l'avion. En effet, si on fait la somme des forces appliquées sur l'avion on a :

a- La poussée (poussée ou traction)

Horizontale, vers l'avant de l'avion, générée par le (ou les) réacteurs de l'avion. C'est cette force qui permet à l'avion d'avancer.

$$F = V_e Q_m + A_1 (P_1 - P_a) \quad (\text{I.3})$$

F : poussée en newtons (N).

V_e : vitesse d'éjection des gaz en (m/s).

Q_m : débit massique en (kg/s).

A_1 : la section de sortie de la tuyère en (m²).

P_1 : pression à la sortie de la tuyère en (Pa).

b- Le poids

C'est la force qui attire l'avion au sol, Cette force est d'origine gravitationnelle.

$$P = m \cdot g \quad (\text{I.4})$$

P : poids en N (Newton)

M : masse en kg

g : accélération de la gravité en m/s^2

c- La portance

Cette force est créée par les ailes de l'avion et permet donc à l'avion de décoller et de se maintenir en hauteur.

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

Avec :

F_z : force en N (Newton)

ρ : masse volumique de l'air en kg/m^3

V : vitesse en m/s

S : surface en m^2

C_z : coefficient de portance

d- La traînée

Horizontale, vers l'arrière de l'avion, opposé à la force de poussée. Il est la résultante de trois traînées

- i. **La traînée parasitaire** : elle dépend de la géométrie de l'avion (surface et forme de surface) et des certains paramètres physiques comme la pression dépend aussi de la présence du fuselage ou des nacelles motrices.
- ii. **La traînée induite** : cette traînée est créée par les tourbillons engendrés au bout des ailes. Ceux-ci sont liés à la différence de pression entre l'intrados et de l'extrados.
- iii. **La traînée d'onde** : Due à la compressibilité de l'air et aux écoulements transsonique ($0.8 < \text{Mach} < 1.2$) ; Dans les ondes de choc, la vitesse de l'écoulement chute brutalement de telle sorte que sa composante normale au choc passe du supersonique au subsonique, ce qui se traduit par un nouveau type de traînée correspondant à une nouvelle consommation d'énergie
L'équation générale de la traînée est donnée par la formule suivante :

$$F = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (I.6)$$

F: force résultante de la traînée (N)

ρ : masse volumique du fluide (kg/m^3)

S : surface de référence (m^2)

C_x : coefficient de traînée (sans unité)

V : Vitesse (m/s)

I.3. Rappel de mécanique des fluides

I.3.1. Le principe de Bernoulli

Le principe de Bernoulli est formulé en 1738 par le célèbre mathématicien, physicien et médecin suisse, qui a exposé ce célèbre principe aujourd'hui considéré comme le principe fondamental de la mécanique des fluides. Le principe de Bernoulli montre que la vitesse du fluide augmente lorsque la pression exercée sur le fluide diminue



Figure I.8 : vitesse de l'air sur un profil d'aile

On remarque que la flèche rouge est plus longue que la verte; donc que la vitesse de l'air au-dessus de l'aile sera plus grande que celle au-dessous de l'aile, car dans un même temps, l'air passant au-dessus du profil aura parcouru une plus grande distance. En effet, 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 :

$$\frac{1}{2}\rho V^2 + P + \rho g z = c \quad \text{(I.7)}$$

ρ : masse volumique en kg/m^3

V : vitesse en m/s

P : la pression en Pa

c : constante

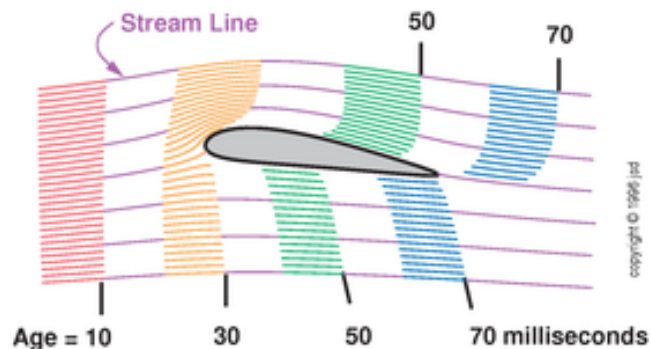


Figure I.9 : Débit d'air sur un profile d'aile

I .3.2. Ecoulement de l'air

On appelle écoulement le déplacement de l'air. On distingue trois types d'écoulement.

a. Ecoulement laminaire

Les filets d'air suivent des trajectoires parallèles et rectilignes. Ces particules se glissent parfaitement entre elle sans échanger de particules

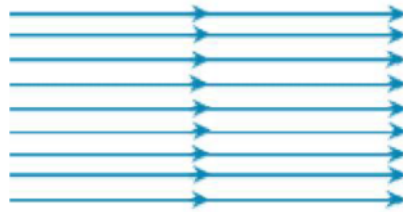


Figure I.10 : Écoulement laminaire

b. Écoulement turbulent

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



Figure I.11 : Écoulement turbulent

c. Écoulement tourbillonnaire

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

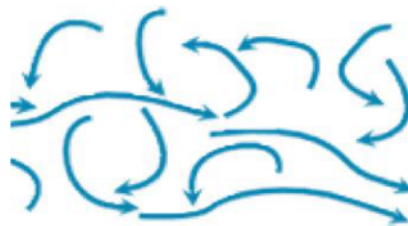


Figure I.12 : Écoulement tourbillonnaire

I.3.3. Couche limite

La couche limite c'est la couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti que l'on appelle aussi l'écoulement potentiel, dans cette couche d'air se produit l'effet de cisaillement. La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Elle peut être laminaire ou turbulente. Dans la plupart des cas, elle commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point de transition n'a pas une position fixe, une zone de transition dont les limites dépendent, en grande partie, de la turbulence de l'atmosphère. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît. Plusieurs

essais et études ont faites a se sujet et parmi eut l'étude de F. RENAK [8] qui a aboutie à la couche limite qui se développe sur l'aile delta présente les propriétés suivantes :

- elle décolle au bord d'attaque en décrivant une ligne courbe qui est proche de l'extrados à l'apex et qui se déplace vers l'intrados plus en aval.
- elle se rattache en dehors du plan de symétrie de l'aile et il existe une région où l'écoulement représente une orientation purement longitudinale.
- elle est laminaire sur le bord d'attaque arrondi.
- à l'extrados et sous l'axe du tourbillon primaire les résultats des visualisations par acénaphène et des mesures de pressions pariétales sont contradictoires. Une analyse plus rigoureuse semble nécessaire pour déterminer l'état de la couche limite des sondages VLF plaident nettement en faveur d'un régime turbulent sur l'extrados.
- la transition forcée sur l'intrados de la maquette n'a pas d'effet sur la couche limite au bord d'attaque. Celle-ci reste laminaire les champs de la vitesse moyenne fluctuante sont peut modifiés par cette transition.

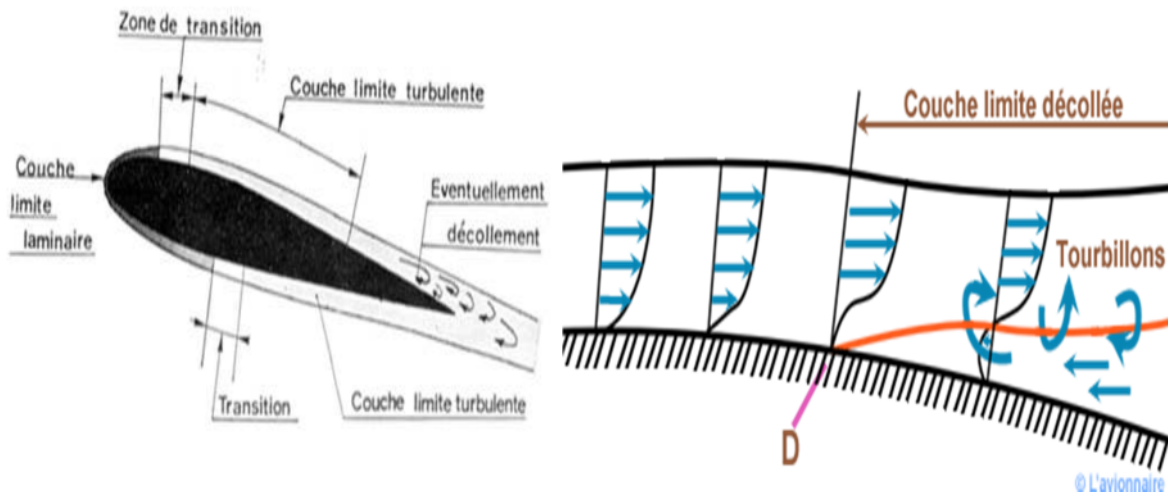


Figure I.13 : Couche limite sur un profil d'aile [7].

I.3.5. 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. (Re) est généralement très faible dans les milieux denses et visqueux, et plus élevé dans les milieux fluides et peu denses. En aéronautique, (Re) est généralement exprimé de l'ordre de (10^6) .

Remarque : La corde variant le long de l'aile, le nombre de Reynolds sera variant sur toute l'aile.

Le nombre de Reynolds est défini par :

$$\text{Re} = \frac{V.L}{\nu} = \frac{\rho.V.L}{\mu} \quad (\text{I.8})$$

- V = vitesse de la vitesse du fluide au loin en (m/s).
- L = dimension caractéristique de l'écoulement.
- ν = viscosité cinématique.

Avec :

$$\nu = \mu/\rho \text{ en (m}^2\text{/s)}$$

μ = Viscosité dynamique du fluide.

ρ = Masse volumique du fluide.

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

- la longueur de la corde de l'aile l_0 .
- la vitesse relative V de l'avion par rapport à l'air.
- la viscosité cinématique du fluide μ .

Lors d'études d'un écoulement de fluide sur une plaque, Osborne Reynolds a déduit les résultats qui suivent :

Si $\text{Re} < 5.10^5$, le régime est Laminaire.

Si $5.10^5 < \text{Re} < 3.10^6$, le régime est intermédiaire.

Si $\text{Re} > 3.10^6$, le régime est Turbulent.

I.3.6. Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta

Equation de continuité :

La conservation de la masse impose la relation suivante :

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint \rho dv = \iiint \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) \right] dv = 0 \quad (\text{I.9})$$

Cette intégrale conduit alors à l'équation de continuité qui s'exprime :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (\text{I.10})$$

Après développement, cette équation de continuité admet aussi pour l'expression :

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (\text{I.11})$$

En tenant compte que le fluide est incompressible et visqueux l'équation de continuité devient :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (\text{I.12})$$

Equation de la quantité de mouvement

La 2^{eme} loi de NEWTON s'écrit : $m\vec{\gamma} = \sum \vec{F}_{\text{ext}}$ d'où $\rho \frac{d\vec{v}}{dt} = \sum \overrightarrow{f_{\text{ext}}}$

En appliquant la dérivée particulaire

Sur $\left(\frac{d\vec{v}}{dt}\right)$ on aboutit à l'équation de la quantité de mouvement donnée par :

$$\frac{d\vec{f}}{dt} = \frac{\partial \vec{f}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\vec{f} \cdot \vec{\nabla}) = \frac{\partial \vec{f}}{\partial t} + \left(\overrightarrow{\text{grad}} \frac{f^2}{2} + \overrightarrow{\text{rot}} \vec{f} \wedge \vec{\nabla} \right) \quad (\text{I.13})$$

- la formule indicielle

$$\rho \frac{\partial v_i}{\partial t} + \rho v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \rho f_i + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \quad (\text{I.14})$$

- la formule vectorielle :

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho (\vec{v} \cdot \vec{\nabla}) \vec{v} = \rho \vec{f} + \vec{\nabla} \cdot \vec{\sigma} \quad (\text{I.15})$$

En tenant compte des hypothèses suivantes :

- le régime de l'écoulement est supposé permanent.
- le fluide est incompressible visqueux.
- les forces de gravité sont négligées.

On obtient l'équation de NAVIER-STOKES

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho (\vec{v} \cdot \vec{\nabla}) \vec{v} = -\vec{\nabla} P + \overrightarrow{\rho f} + \mu \Delta \vec{v} \quad (\text{I.16})$$

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = f_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = f_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = f_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] \end{cases}$$

I.4. 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 sur l'extrados des ailes Delta. Ces études sont basées sur des expériences de visualisation de l'écoulement sur l'extrados des ailes deltas dans les souffleries au dans les tunnels hydrodynamiques comme celle entreprise par Werle [2] qui a entrepris des études expérimentales permettant de visualiser l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados d'aile Delta dans un tunnel

hydrodynamique. A partir de ces expérimentations, il a pu observer l'enroulement d'une couche de mélange issue du l'apex formant un tourbillon à l'extrados de l'aile. Il a notamment remarque l'influence de l'incidence sur la phénoménologie de l'écoulement tourbillonnaire. Avec toutes ces visualisations, le phénomène d'éclatement tourbillonnaire a été d'écrit comme une zone de turbulence. La formation des tourbillons prenant naissance aux bords d'attaques des ailes delta à différentes incidences. Sigraroma [9] 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 $U_\infty \cos \beta < U_\infty \sin \beta$ il définit ainsi l'angle de flèche minimum que doit avoir l'aile Delta : $\beta \geq 45^\circ$.

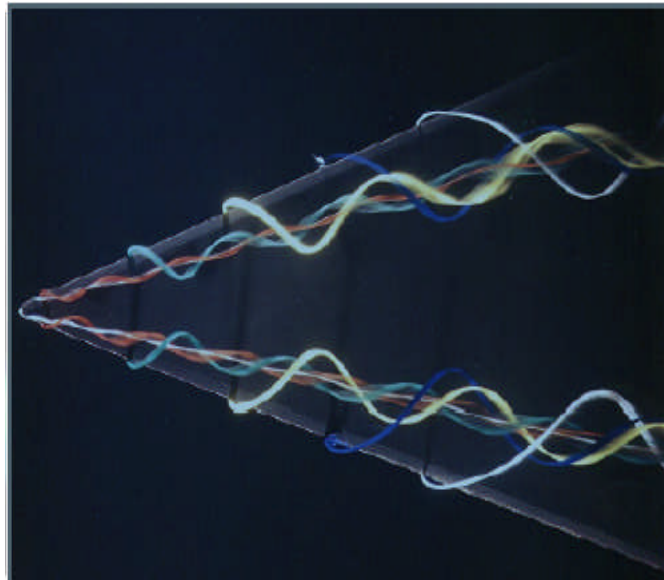


Figure I.14: Ecoulement au-dessus d'une Aile Delta [1]

La formation des tourbillons au-dessus d'une aile delta s'explique par le fait que les deux courants d'intrados et d'extrados se rencontrent au bord d'attaque. Le courant d'intrados déferle sur l'extrados s'enroule sur elle-même constituant ainsi un ou deux systèmes tourbillonnaires.

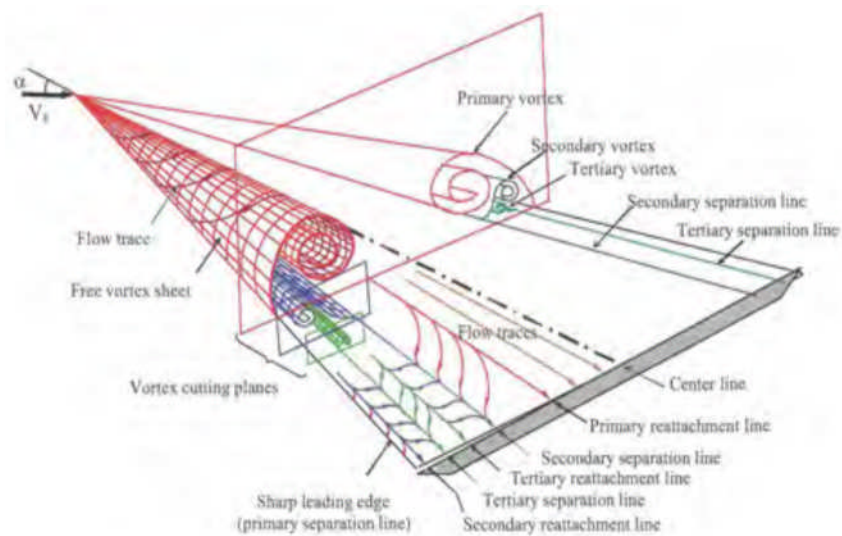


Figure 1.15 : Schémas de l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados d'une aile delta [6]

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 [10].

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 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 [10].

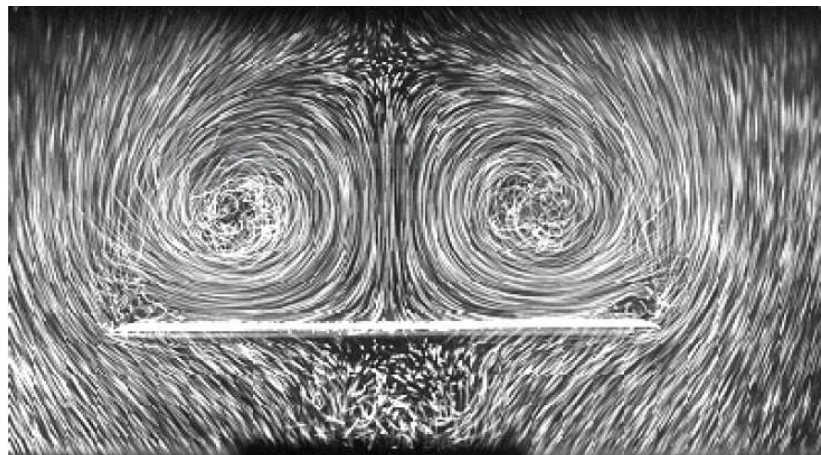


Figure I.16 : Visualisation de tourbillon au tunnel hydrodynamique [12]

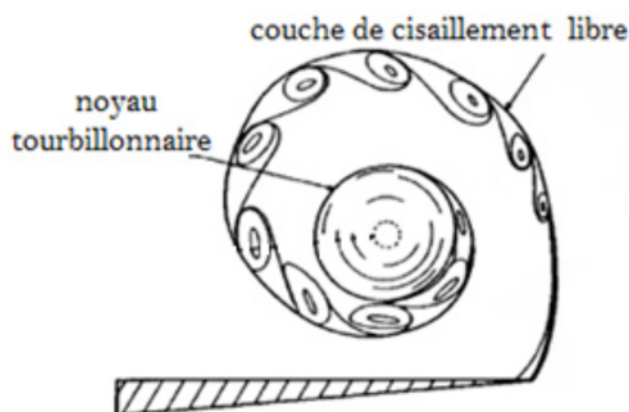


Figure I.17 : Structure du tourbillon de bord d'attaque [11]

I.4.1. Les angles privilégiés dans les ailes delta [14]

L'ensemble des visualisations effectuées à l'ONERA [13] par H.Werlé [12] 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 privilégiés; cette conclusion a été appuyée par une série d'expériences entreprise dans la soufflerie par M. Leray et al puis ceux de M. Benkir [15] à savoir que des visualisations ont été effectuées par filet de fumée émise 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) β est privilégié seuls deux tourbillons se forment au-dessus de l'aile à partir de l'apex et font entre eux un angle α_1 privilégié.

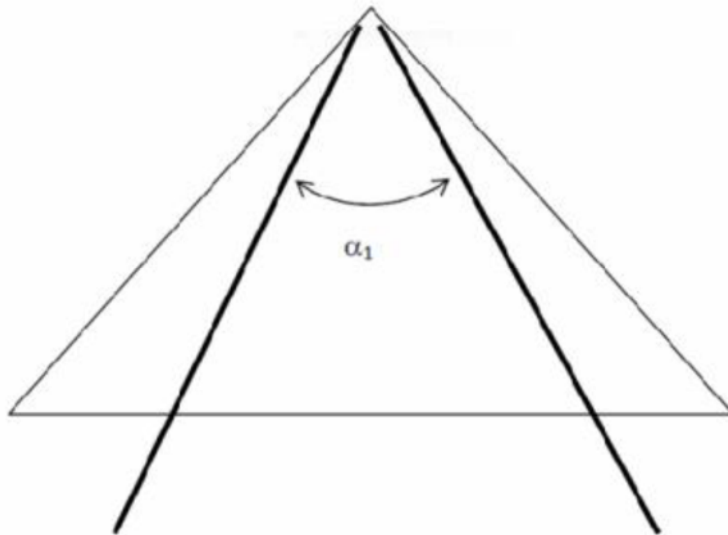


Figure I.18 : Angle d'apex β privilégié

- Si l'angle d'apex β est non privilégié, on observe quatre tourbillons au-dessus de l'aile les deux tourbillons intérieurs faisant entre eux un angle α_1 , angle privilégié et les deux tourbillons extérieurs faisant entre eux un autre angle privilégié α_2 consécutif au précédent. [14]

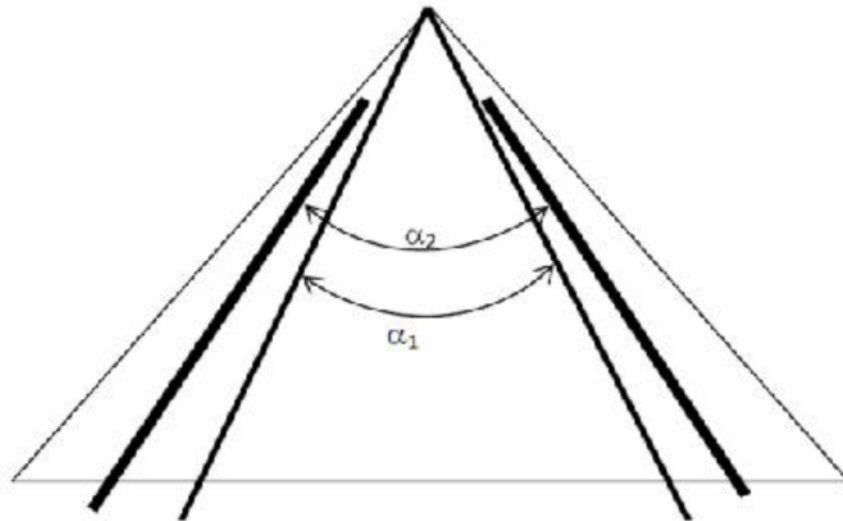


Figure I.19: Angle d'apex β non privilégié

- 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 [13].
- Les expériences faites par M. Benkir [15] 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 β .

I.5. Effet de Sol

L'effet de sol a été découvert dans les années 1920, mais on suppose que le premier avion des frères Wright, qui s'est révélé incapable de voler au-delà de quelques mètres d'altitude profitait de l'effet de sol. Un autre exemple est l'hydravion construit par le milliardaire américain Howard Hughes, le H4 Hercules, l'un des plus grands avions jamais construits, qui ne fut capable de dépasser 21 mètres d'altitude au-dessus de la mer lors de son unique vol en 1947, et on suppose donc que c'est également l'effet de sol qui lui a permis ce court vol [16]. Durant la guerre, plusieurs aviateurs s'en servirent après la perte d'un moteur ou de carburant, car ils savaient que l'effet de sol leur permet de se maintenir en vol malgré une autonomie ou une puissance moteur très réduite.

L'effet de sol fut ensuite exploité par les Russes durant la guerre froide. Il permet en effet un transport de matériels lourds tout en étant plus économique que l'avion et plus rapide que le bateau. Les avions à effet de sol créés par les Russes, couramment dénommés "écranoplans" étaient des avions gigantesques. Le plus grand, terminé par les Soviétiques en 1966, et nommé par les américains "Le Monstre de la Caspienne" était gigantesque, 100 mètres de long pour 550 tonnes (pour comparaison l'A380 mesure 73 mètres de long pour 560 tonnes). Les Soviétiques ont construit cet avion car ils disposaient de grandes étendues d'eau (lacs et océans). En effet, ces avions pour décoller, malgré la présence de l'effet de sol, doivent atteindre une vitesse de quelques centaines de

km/h (généralement, de 200 à 300 km/h), ils n'étaient pas fait pour voler au-delà de quelques mètres de la mer, car au-delà de cette altitude, l'effet de sol disparaît brutalement et l'avion "décroche".

Cette impossibilité de voler en altitude contraignait donc les Russes à voler uniquement par mer calme. Hors, ce défaut causa la perte de cet avion gigantesque, Le règne des ekranoplanes pris fin avec celui de l'Union Soviétique.

Après une longue période de désintérêt pour cette technologie, les avions à effet de sol ont à nouveau la côte. Avec nous besoins de développer des moyens de transports rapides mais économiques et surtout écologiques. L'avion à effet de sol peut s'inscrire dans cet objectif. Des grandes firmes comme Boeing relancent des projets ayant pour but de développer des avions exploitant l'effet de sol, avec par exemple le projet Pélican lancé en 2003, ayant pour objectif la conception d'un avion qui mesurerait 200 mètres de longueur, 150 m d'envergure pour 1400 tonnes. D'autres projets à taille plus humaine sont également en cours de développement dans le monde. Ces avions seraient capables également de combiner les avantages de l'effet de sol sans conserver son principal inconvénient, à savoir son incapacité à voler la où il n'y a plus d'effet de sol et loin d'étendues planes et calmes. L'avion Pélican pourrais en effet de voler à plus de 6000 mètres afin de rejoindre des contrés plus calmes en cas de mer trop agiter grosse pour voler en toute sécurité, ou encore dans l'objectif de rejoindre des aérodromes plus enfoncés dans les terres. Bien sur, ces vols en altitude poseraient par contre le problème de consommer infiniment plus de carburant du fait de l'absence d'effet de sol (et ce phénomène serait d'autant plus accentué que l'avion ne sera pas « optimisé » pour ce type de vol). C'est pour cette raison que ce projet du Pélican met un peu de temps à démarrer, car il est important pour Boeing de bien étudier le marché potentiel pour ce type de transport avant-gardiste [16].



Figure I 20 : Avion a effet de sol, Boeing le Pélican [6]



Figure I.21 : Avion Soviétiques à effet de sol Ekranoplan [6]

L'effet du sol est un phénomène qui manifeste lorsqu'un appareil vole très près 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 d'extrémité de voilure. 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 et l'écoulement du flux d'air autour de l'aile.

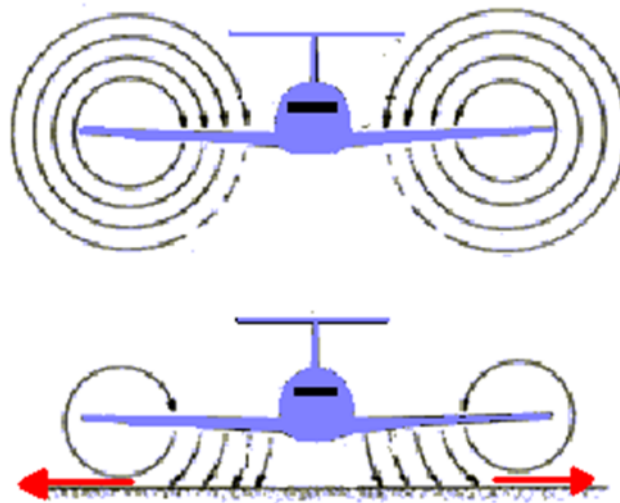


Figure I.22 : Au dessus : sans effet de sol, en dessous, avec effet de sol [16].

Les flèches rouges indiquent que l'air dévié vers le bas par les ailes est chassé vers l'extérieur à cause de la présence du sol.



Figure I 23 : air-Fish véhicule à effet de sol mi bateau mi avion [6]

I .5.1. Conséquences de l'effet de sol [16]

a) Effet de déflexion du vol

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. Des expériences ont montré que pour les ailes à incidence positive en effet de sol faible et modéré, le rapport portance-traînée augmente et la traînée induite diminue à mesure que la hauteur diminue. À noter que la traînée de frottement (due à la viscosité) reste constante.

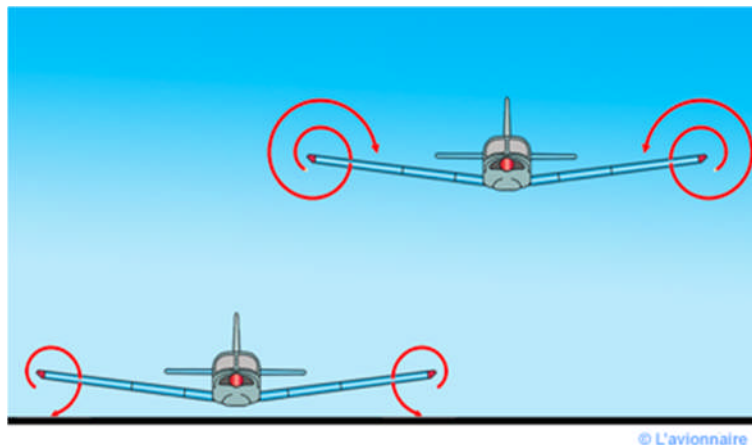


Figure I.24 : Différence de taille des tourbillons marginaux entre les ailes en altitude et les ailes près du sol [16].

b) Effet vecteur vitesse

Puisque la traînée induite emporte à basse vitesse, la réduction de cette traînée induite due à l'effet de sol entraînera une réduction significative de la puissance requise à basse vitesse. Dans la majorité des cas, l'effet de sol provoque une augmentation de la pression locale aux prises statiques, ce qui entraîne une indication plus faible de la vitesse et de l'altitude. Ainsi, un aéronef peut être en vol à une vitesse indiquée inférieure à celle normalement requise. L'effet de sol doit être pris en compte lors des décollages et des atterrissages.

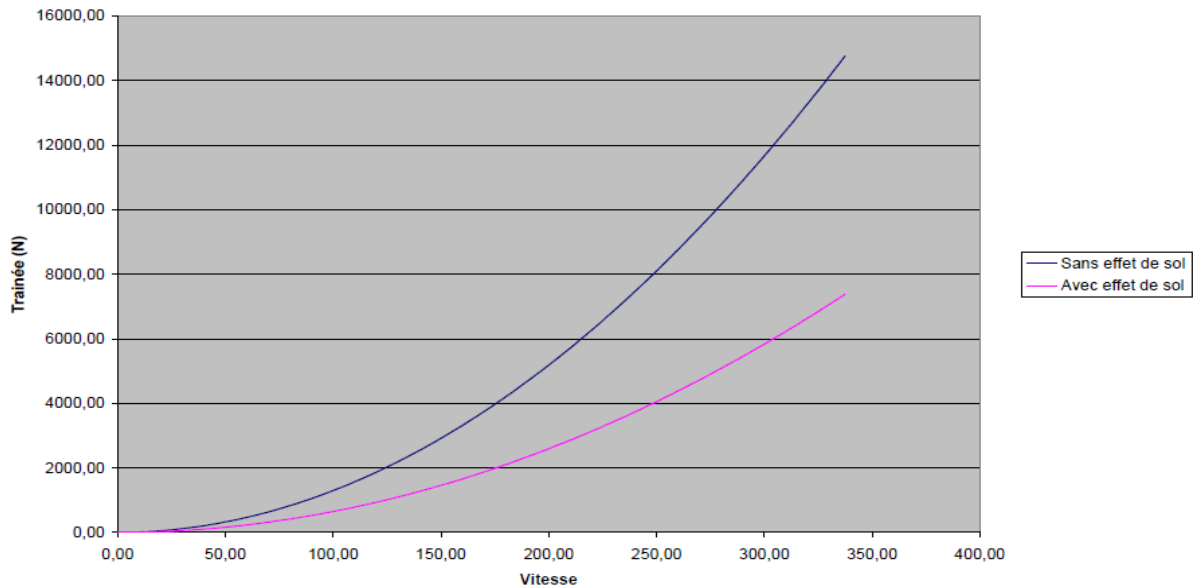


Figure I.25 : Réduction de la trainée en fonction de la vitesse [16].

c) Effet vecteur portance

Par conséquent, l'aile aura besoin d'un angle d'incidence inférieur dans l'effet de sol pour produire la même portance et la portance maximale sera atteinte à une incidence plus faible. En conservant un angle d'attaque constant la portance augmentera.

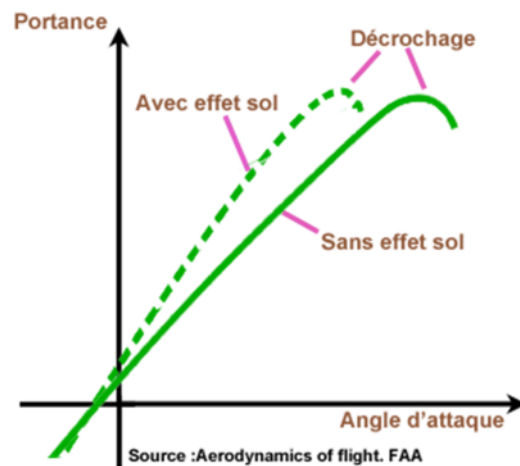


Figure I.26 : Augmentation de la portance en fonction d'angle d'attaque [16].

d) Effet traînée induite

Une aile basse aura une influence plus importante qu'une aile haute. Lorsque l'aile est à une hauteur égale à son envergure, la réduction de la traînée induite est seulement de 1,4 %. Cependant, lorsque l'aile est à une hauteur égale au quart de son envergure, la réduction de la traînée induite est de 23,5% et, lorsque l'aile est à une hauteur égale au dixième de son envergure, la réduction de la traînée induite est de 47,6%. Ainsi, une forte réduction de la traînée induite n'a lieu que lorsque l'aile est très proche du sol. L'effet de sol est le plus souvent reconnu pendant le décollage ou juste avant le toucher des roues à l'atterrissage.

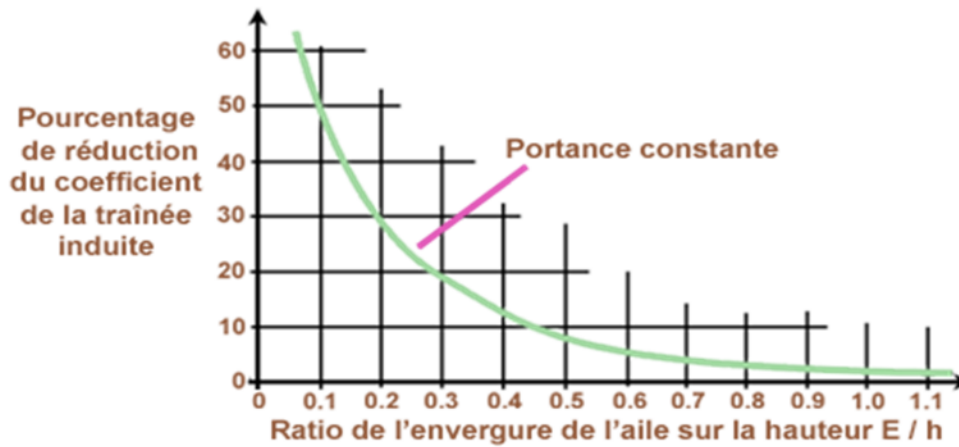


Figure I.27 : Réduction en pourcentage de la traînée induite en fonction du ratio de l'envergure sur la hauteur [25]

I.5.2. Aperçu bibliographique des recherches sur l'effet de sol sur les ailes d'avions

L'effet de sol est un phénomène aérodynamique qui s'exprime 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 [17]. L'effet de sol a d'abord été étudié sérieusement autour de 1920. Wiesesberger (1921) [18] a traité le problème avec un exemple tension de la théorie de Lanchester-Prandtl et a utilisé les basiques concepts de la traînée induite des multi plans. Tsiolkovsky (1927) [19] ont décrit l'effet de sol et fourni une théorie solution pratique pour les véhicules à coussin d'air dans son chapitre intitulé "Air Resistance and the Express Train". Depuis lors, une grande quantité de recherches connexes a été effectuée et une meilleure compréhension de ce phénomène a été progressivement atteinte.

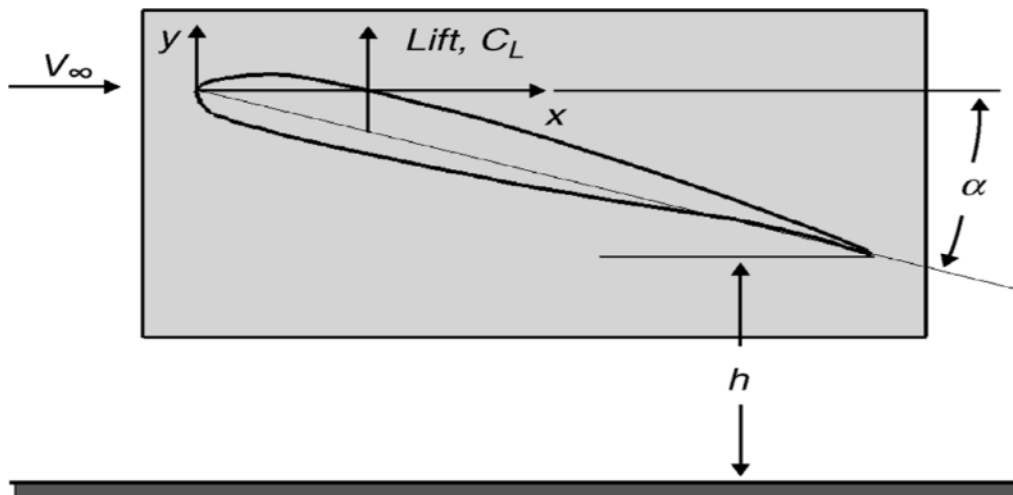


Figure I.28 : Schémas des réglages d'effet aile dans le sol. (Aile d'un aéronef WIG) [26].

Nicola (2005) [20] a examiné l'effet de l'altitude sur le champ d'écoulement du véhicule volant dans l'effet de sol. Le type d'aile à l'étude a des paramètres d'aile delta, une combinaison du design de Lippisch et un dièdre négatif au bord d'attaque. Le résultat montre que les effets de sol sont plus forts à fort angle d'attaque, ce qui donne un effet significatif avec le moment de tangage. Ceci est en corrélation avec la vitesse de l'engin. Ce document a également signalé que la stabilité latérale

change considérablement avec l'altitude. Lors d'un virage en virgule en dehors de l'effet de sol, présente un petit angle de dérapage, alors qu'un dérapage non nul est observé lors de l'effet de sol. Rozhdestvensky (2006) [21] présente un traitement analytique précoce du problème de l'effet de sol utilise la théorie des lignes de levage et le modèle d'image de Prandtl pour la condition limite d'écoulement tangentiel à la surface du sol, il utilise un modèle de (Wiesesberger) dans ce modèle la position de l'aile au sol a le même ordre de son envergure et la corde d'aile est traitée avec grand paramètre, plus petit pour un avion avec un grand rapport d'aspect d'aile. La théorie est limitée aux ailes de grand format avec un petit angle d'attaque à une position relativement élevée au-dessus de la terre. Widnall et Barrows (1970) [22] ont introduit pour la première fois l'approche MAE (La méthode d'expansion asymptotique) pour étudier l'aérodynamisme par effet de sol pour les ailes plates bidimensionnelles et tridimensionnelles. Kornev et Matveev [23] ont constaté que les profils d'aile arrière et l'aile principale sont les principaux facteurs de stabilité en hauteur statique. Ils ont suggéré que pour une stabilité acceptable d'un appareil WIG, le centre de gravité doit être proche de la hauteur de l'aérodynamique centre (h), et il doit être situé entre la hauteur de l'aérodrome centre dynamique et centre aérodynamique de tangage. Ockfen et Matveev [24] entreprennent une étude numérique qui consiste en une méthode en volumes finis incompressible à l'état stationnaire utilisant le modèle de turbulence Spalart-Allmaras pour l'écoulement turbulent. Il a été constaté qu'une configuration de volet de bord de fuite favorable améliore les caractéristiques aérodynamiques de l'aile NACA4412. Chun et Chang [25] ont analysé numériquement l'écoulement turbulent autour du WIG bidimensionnel par rapport à deux conditions aux limites du sol, mobile et fixe. Selon cette étude, la force de portance et moment ne sont pas influencés par différentes conditions de fond (fixes), bien que la force de traînée simulée par le fond mobile soit supérieure à celui du fixe. Dans le travail de Ahmed et al. [26] la distribution de pression sur la surface aérodynamique a été obtenue, portance et les forces de traînée ont été mesurées et les profils de vitesse moyenne ont été obtenus sur la surface. En conséquence, ils ont obtenu des coefficients de portance plus élevés lorsque la surface portante est proche au sol.



Figure I.29 : avion a effet de sol [6].

I.6. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté un aperçu bibliographique, ainsi que quelques généralités de l'écoulement en mécanique des fluides et aérodynamique de l'aile delta, par la suite nous avons introduit l'effet de sol pour bien comprendre ce phénomène afin de profiter de ses avantages et éviter ses désagréments.

Chapitre II

Réalisation des Maquettes et Essais en Soufflerie

Dans ce présent chapitre, on présente d'abord les appareils de mesure utilisés dans cette étude ainsi que le dispositif expérimental utilisé qui est composé de la table élévatrice et de support pour soutenir les ailes. On donnera alors les caractéristiques des différentes ailes à soumettre aux essais, et on termine par exposer les principaux résultats de mesure du coefficient de dépression ($-C_p$).

II.1. Moyens et méthodes de mesure

II.1.1. Soufflerie

La soufflerie aérodynamique est un dispositif expérimental utilisé pour simuler les conditions rencontrées par tout corps se déplaçant dans l'air, ce corps doit être fixé et immobile dans un écoulement d'air pour lui permettre de subir les essais. Le premier à avoir effectué des tests aéronautiques était l'ingénieur britannique Francis H. Wenham, il faisait des tests en plein vol d'un avion dans un environnement non contrôlé avec variation de condition des essais. La première soufflerie en Amérique a été construite par Albert J. Wells le 29 avril 1896, dans les laboratoires du Massachusetts Institute of Technology (MIT). Wells avait utilisé le système de ventilation de l'université pour la construction de la soufflerie il a placé une balance aérodynamique qui lui permettait de mesurer les forces verticales et horizontales sur les maquettes [27]

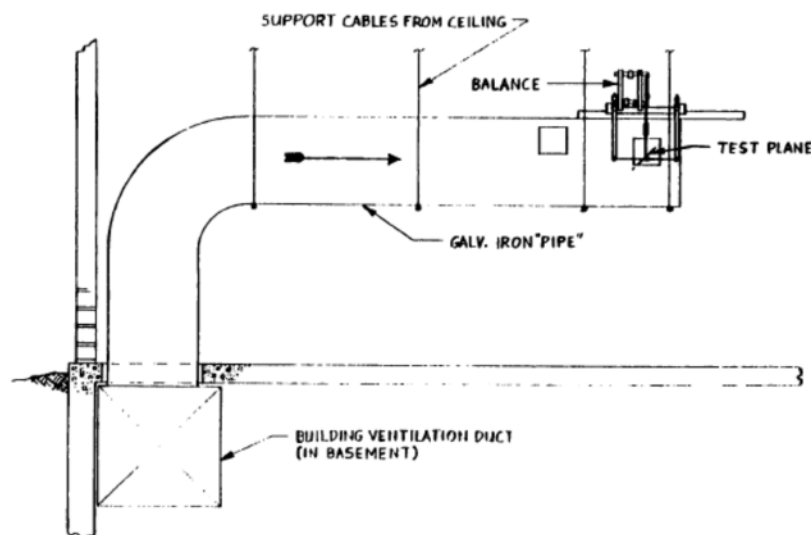


Figure II.1 : Soufflerie d'Albert J. Wells [27]

Un essai en soufflerie est beaucoup moins coûteux et sans danger, qu'un essai dans des conditions réel. Il permet en outre d'effectuer un grand nombre de mesures et d'essais autour de la maquette. Il existe deux principaux types d'essais. Les premiers s'effectuent dans les grandes souffleries industrielles, dont la section de la zone d'essai, atteint plusieurs mètres de diamètre. Il s'agit des essais de synthèse effectués sur les maquettes de grande taille, géométriquement proches des avions finaux. Par exemple, la soufflerie gigantesque du centre de recherche de la National Aeronautics and Space Administration (NASA) peut accueillir un aéronef d'une envergure de 22 m.

En France, des organismes comme l'Onera (Office national d'études et de recherches aérospatiales) disposent de souffleries de taille importante.

Le second type d'essais s'effectue dans les souffleries de laboratoire, de dimensions généralement modestes. Ces essais permettent d'établir des banques de données caractérisant le champ aérodynamique des corps étudiés. Ils sont utilisés pour créer ou contrôler des modèles théoriques servant aux calculs numériques.

On peut classifier les souffleries Selon la valeur du nombre de Mach (M) comme suit :

Soufflerie Subsoniques $Mach < 0.8$

Soufflerie Transsoniques: $0.8 < Mach < 1.2$

Soufflerie Supersoniques : $1.2 < Mach < 5$

Soufflerie Hypersoniques : $Mach > 5$

La soufflerie utilisée est une soufflerie subsonique a aspiration d'air ambiant l'air est en mouvement par rapport a la maquette à étudier. La soufflerie utilisée c'est celle du laboratoire d'aérodynamique de Génie Mécanique qui a les caractéristiques suivant :

Puissance du moteur : 4 KW.

Vitesse du moteur : 1440 tr/mn

Longueur : 4 m.

Dimensions de la veine : (30x30x100) cm,

Les organes qui composent la soufflerie sont :



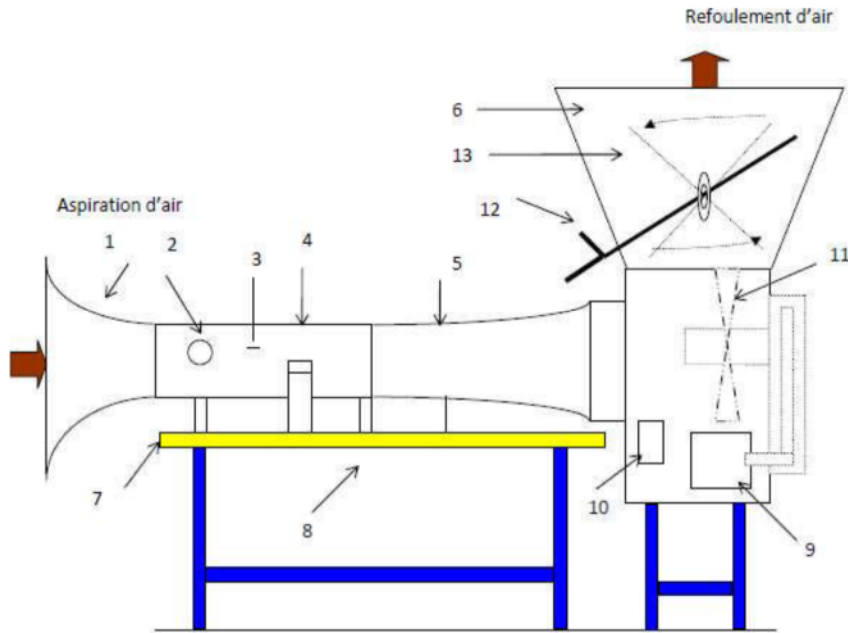


Figure II.2 : Soufflerie du département génie mécanique.[23]

- | | |
|-----------------|-------------------------|
| 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 |
| 7- Table | |

II.1.2 Multi-manomètre

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

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

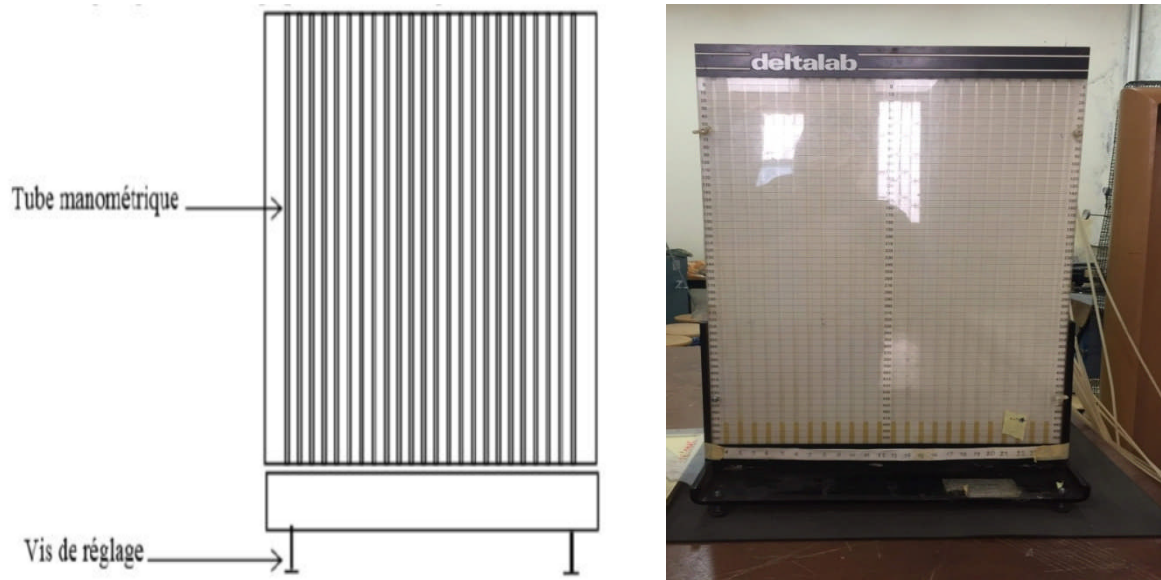


Figure II.3 : Multi-manomètre.

II.1.3. Tube de Pitot

Le tube de Pitot est un dispositif simple permettant de mesurer la vitesse d'écoulement d'un fluide par la mesure de la pression dynamique exercée par son mouvement. Ce dispositif est très répandu en aérodynamique

Le flux d'air arrivant exactement en face du tube et freiné jusqu' à l'arrêt. Il subit une compression entraîne une augmentation de la pression. C'est l'augmentation de pression qui est mesurée directement par un manomètre différentiel.

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 :

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

D'autre part on a :

$$P_a = P_m + \frac{1}{2}\rho g \Delta h \quad (\text{II.2})$$

D'ou on obtient

$$V_m = \sqrt{\frac{2\rho_h g \Delta h}{\rho}} \quad (\text{II.3})$$

Avec :

P_a : Pression d'arrêt.

P_m : Pression statique au point m.

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

ρ_h : Masse volumique de l'huile.

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

g : Accélération de la gravité.

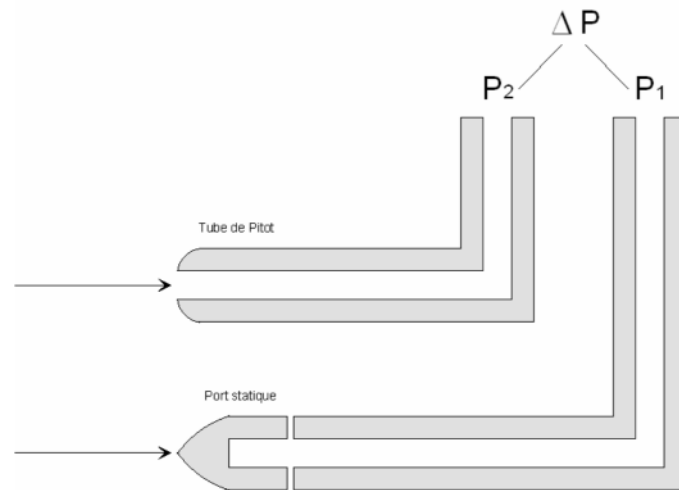


Figure II.4 : Tube de Pitot

II.2. Réalisation des maquettes

Pour réaliser les maquettes nous utiliserons des plaques de plexiglas d'épaisseur ($e=5\text{mm}$) sur les quelles on a dessiné les différentes ailes à l'aide d'un traceur, ensuite avec une fraiseuse verticale on découpe les ailes

II.2.1. Dimensionnement des Ailes

Dans notre étude, nous avons réalisés en tout six maquettes d'ailes, c'est à dire deux maquettes pour chacun des angles d'apex suivant :

$$\beta = 45^0 \quad \beta = 80^0 \quad \beta = 110^0$$

Trois ailes sont destinées à la mesure du coefficient de pression C_p dans le sens transversal et en même temps localiser la position de ces tourbillons d'apex, les 03 autres ailes sont destinées à suivre l'évolution du tourbillon d'apex en mesurant le coefficient de pression sous le tourbillon.

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.

Ailes	Caractéristique des ailes réalisées			
	l_0 (cm)	L (cm)	S (cm ²)	α_1 (°)
45°	13.57	11.24	76.54	30
80°	9.55	16.03	76.54	54.7
110°	7.32	20.91	76.54	80

Tableau II.1 : Caractéristiques géométriques des ailes utilisées.

Avec :

L : L'envergure.

l_0 : Corde.

β : Angle d'apex.

α : Angle inter tourbillonnaires.

II.2.2 Réalisation des ailes avec prises de pression

a) Pour les coefficients de pression Cp

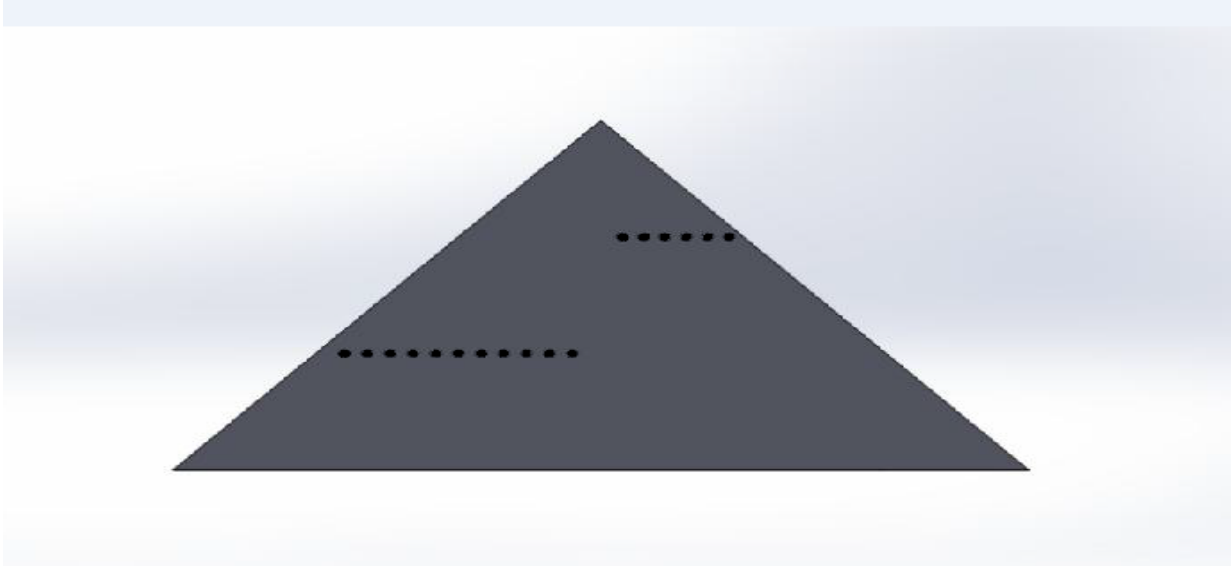


Figure II.5 : Position des prises de pression transversale pour la mesure de Cp

Les positions des prises de pression pour déterminé Cp sont calculé de la manière suivante :

$$\text{Pour } x = \frac{1}{3} l_0 \text{ on aura : } y = \frac{1}{3} l_0 \tan \frac{\beta}{2} \quad (\text{II 4})$$

$$\text{Pour } x = \frac{2}{3} l_0 \text{ on aura : } y = \frac{2}{3} l_0 \tan \frac{\beta}{2} \quad (\text{II 5})$$

Ainsi plusieurs prises de pression sont réparties, sur l'axe transversal comme nous le montre la (figure II.5) et leurs coordonnées sont représentées dans le tableau suivant :

x (mm)	Aile delta apex 45°				Aile delta apex 80°				Aile delta apex 110°			
	capteur	Y (mm)	Y _i /Y	Y _i (mm)	capteur	Y (mm)	Y _i /Y	Y _i (mm)	capteur	Y (mm)	Y _i /Y	Y _i (mm)
l ₀ (1/3)	1	18.73	15	2.81	1	26.71	15	4.00	1	34.85	15	5.22
	2	18.73	30	5.62	2	26.71	30	8.01	2	34.85	30	10.45
	3	18.73	45	8.43	3	26.71	45	12.02	3	34.85	45	15.68
	4	18.73	60	11.24	4	26.71	60	16.02	4	34.85	60	20.91
	5	18.73	75	14.04	5	26.71	75	20.03	5	34.85	75	26.14
	6	18.73	90	16.86	6	26.71	90	24.04	6	34.85	90	31.36

l _o (2/3)	1	37.46	10	3.74	1	53.43	10	5.34	1	69.70	10	6.97
	2	37.46	18	6.74	2	53.43	18	9.79	2	69.70	18	12.54
	3	37.46	26	9.74	3	53.43	26	13.89	3	69.70	26	18.12
	4	37.46	34	12.73	4	53.43	34	18.16	4	69.70	34	23.70
	5	37.46	42	15.73	5	53.43	42	22.24	5	69.70	42	29.27
	6	37.46	50	18.73	6	53.43	50	26.71	6	69.70	50	34.85
	7	37.46	58	21.72	7	53.43	58	30.99	7	69.70	58	40.42
	8	37.46	66	24.72	8	53.43	66	35.26	8	69.70	66	46.00
	9	37.46	74	27.72	9	53.43	74	39.53	9	69.70	74	51.58
	10	37.46	82	30.71	10	53.43	82	43.81	10	69.70	82	57.15
	11	37.46	90	33.10	11	53.43	90	48.08	11	69.70	90	62.73

Tableau II.2 : Positions des prises de pression pour la mesure de Cp.

b) Coefficient de pression Cp sous le tourbillon

D'après des visualisations antérieures [15], 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, ainsi la disposition des prises de pression est faite sur une moitié des ailes destinées à la mesure du coefficient de pression Cp.

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

$$r^2 = x^2 + y^2 \quad (\text{II.5})$$

et

$$\tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{y_0}{x} \quad (\text{II.6})$$

Avec les relations (II 5) et (II 6) on obtient :

$$r = x \left[1 + \tan^2\left(\frac{\beta}{2}\right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{II.7})$$

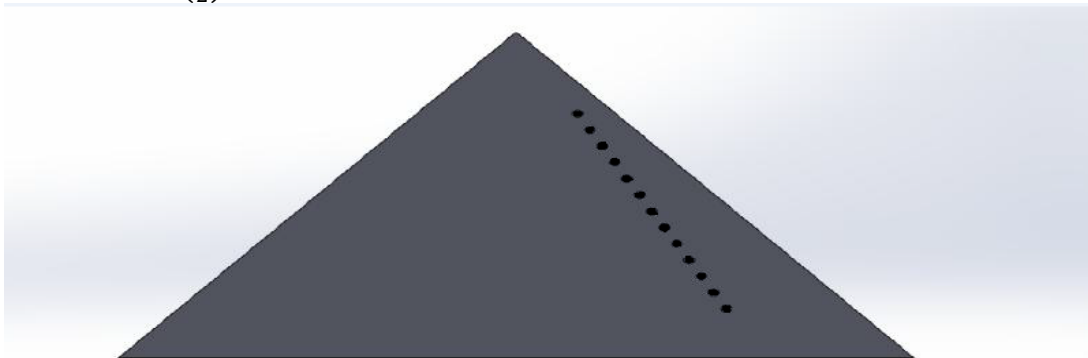


Figure II.6 : Position des prises de pression pour la mesure de Cp sous le tourbillon

Ainsi plusieurs prises de pression (14 au total) sont réparties sous les tourbillons, comme il est montré dans la figure (II.5) et leurs coordonnées sont donner dans le tableau suivant :

Apex 45°				Apex 80°				Apex 110			
(X _i /l ₀) %	X _i (mm)	R (mm)	Y _i (mm)	(X _i /l ₀) %	X _i (mm)	R (mm)	Y _i (mm)	(X _i /l ₀) %	X _i (mm)	R (mm)	Y _i (mm)
0,25	33.92	35.11	9.08	0,25	23.87	26.87	12.34	0,25	18,3	25,14	17,24
0,3	40.71	42.14	10.90	0,3	28.65	32.25	14.82	0,3	21,96	30,17	20,69
0,35	47.49	49.16	12.72	0,35	33.42	37.62	17.28	0,35	25,62	35,2	24,14
0,4	54.28	56.19	14.54	0,4	38.20	43.00	19.75	0,4	29,28	40,23	27,59
0,45	61.06	63.21	16.36	0,45	42.97	48.37	22.22	0,45	32,94	45,26	31,04
0,5	67.85	70.24	18.18	0,5	47.75	53.76	24.70	0,5	36,6	50,29	34,49
0,55	74.63	77.26	19.99	0,55	52.52	59.12	27.16	0,55	40,26	55,32	37,39
0,6	81.42	84.29	21.81	0,6	57.30	64.51	29.64	0,6	43,92	60,34	41,38
0,65	88.20	91.31	23.63	0,65	62.07	69.88	32.10	0,65	47,58	65,37	44,83
0,7	94.99	98.34	25.45	0,7	66.85	75.26	34.57	0,7	51,24	70,4	48,28
0,75	101.77	105.35	27.26	0,75	71.62	80.62	37.04	0,75	54,9	75,43	51,73
0,8	108.56	112.38	29.08	0,8	76.40	86.01	39.51	0,8	58,56	80,46	55,18
0,85	115.34	119.4	30.90	0,85	81.17	91.38	41.98	0,85	62,22	85,49	58,63
0,9	122.13	126.43	32.72	0,9	85.95	96.76	44.45	0,9	65,88	90,52	62,08

Tableau II.3 : Positions des prises de pression pour la mesure de Cp sous les tourbillons

II.2.3. Réalisation des prises de pression

Une fois les ailes découpées et subies le traitement de surface on procède à la réalisation des prises de pression et pour cela les ailes doivent passer par ces étapes :

- Perçage de trous pour recevoir les tubes.
- Fraisage pour obtenir des rainures de (2.5 mm) de profondeur servant de placement aux tubes capillaires.
- Placement des tubes après de les avoir coudés d'une manière à ce que l'axe des trous soit perpendiculaire à l'extrados de l'aile
- Fixation des tubes dans les rainures à avec une colle.
- Remplacement de la matière enlevée par du mastic pour tôles.
- Ponçage de la surface du mastic à avec du papier verre jusqu'à ce que la surface de l'intrados soit uniforme.

II.3. Réalisation du Support

Le support utilisé est un tube en cuivre de 30 cm de longueur et de (16.5/18.5) mm de diamètre intérieur et extérieur dans lequel passe les tubes capillaires, ce tube est muni d'un filetage d'un côté pour s'assembler avec un cardan graduel et d'une petite tige de l'autre côté pour permettre au support de se fixer au parois de la soufflerie. Ce support a son milieu une patte servant à fixer les maquettes, sur cette patte sont percés deux trous de 4 mm de diamètre et deux autres dans chacune des maquettes l'assemblage se fait à l'aide de deux vis à tête bombée.

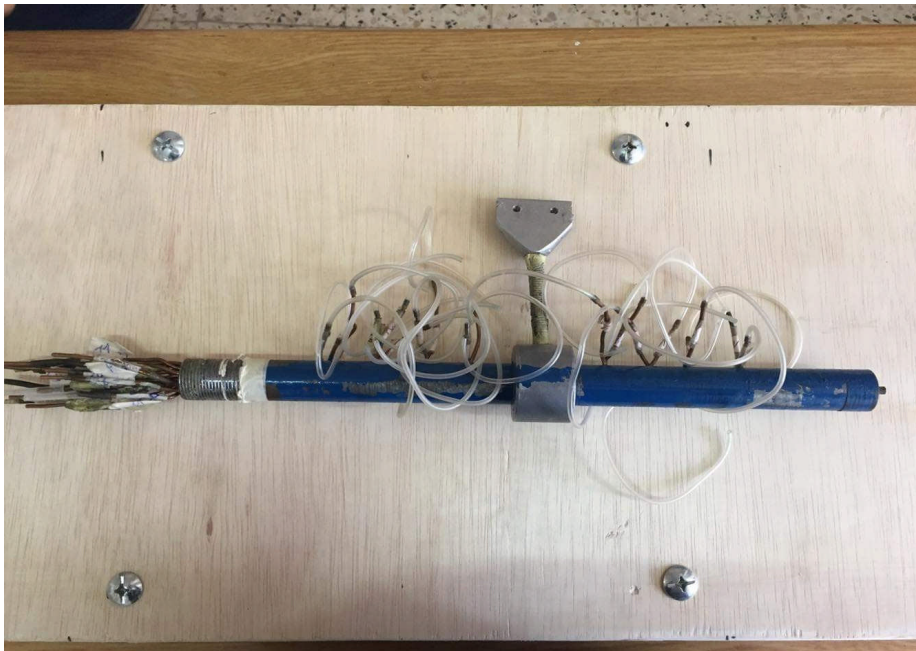


Figure II.7 : Support pour la mesure de $(-C_p)$

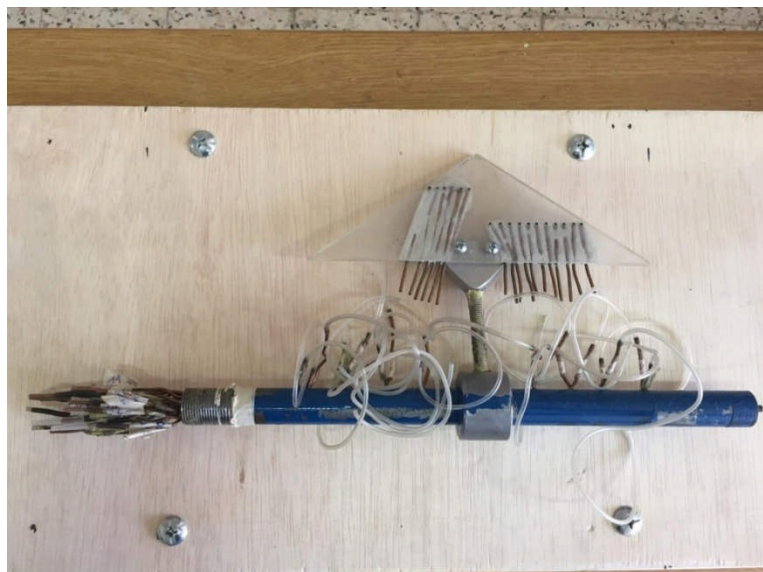


Figure II.8 : Fixation de l'aile au support. Pour la mesure de $(-C_p)$.

b) Réglages d'incidences

Le réglage d'incidence se fait à l'extérieur de la veine d'essais de la soufflerie grâce à un système de fixation qui comporte des vis de blocage et un cadran gradué, donnant l'incidence de l'aile pour chaque mesure.

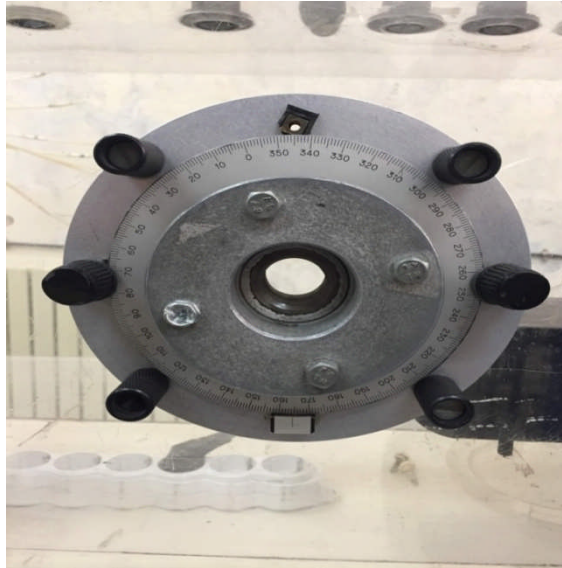


Figure II.9 : Cadran gradué de degré en degré.

Montages des maquettes

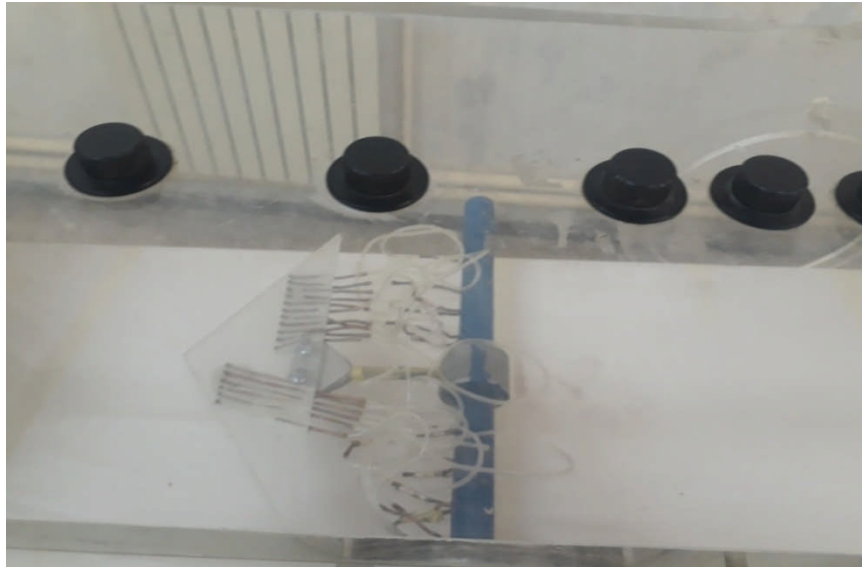


Figure II.10 : montage de la maquette.

Tous les capteurs de pression sont reliés à des tubes en plastique à leur tour reliés aux tubes manométriques nous donnent le coefficient de pression mesuré à chaque incidence.

II.4. Simulation de l'effet de sol

On utilise une table élévatrice pour simuler l'effet de sol, on la place à des différentes hauteurs ($h=15\text{cm}$, $h=10\text{ cm}$ et $h=5\text{cm}$) selon l'essai, dans la viens d'essais de la soufflerie. Ce système nous permet de reproduire l'effet de sol qui se traduit par les mesures de pression avec des hauteurs différentes.



Figure II.11 : Table élévatrice

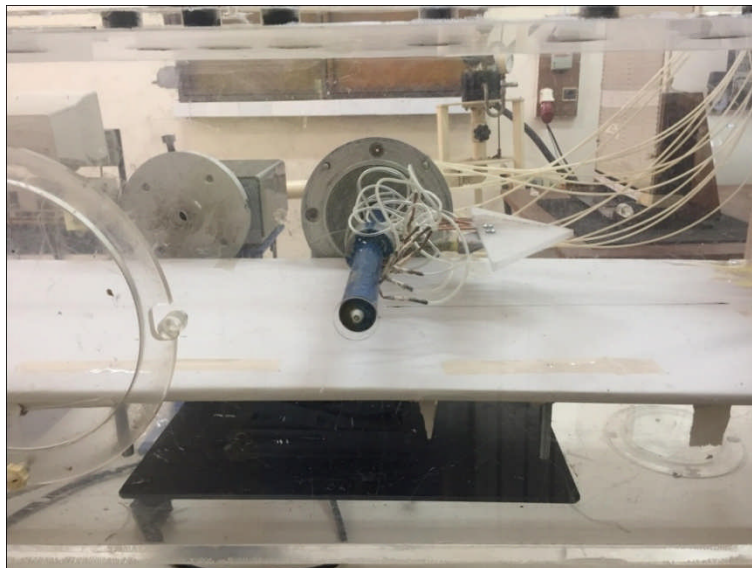


Figure II.12 : Simulation de l'effet de sol

II.5. Essais, et présentation des résultats

II.5.1. Coefficients de Pression

a- Manipulation

Avant de lancer les essais il faut d'abord

- Procéder au réglage des vitesses dans la veine d'essais $V_0=20.3\text{m/s}$ et $V_0=31\text{m/s}$, grâce au tube du Pitot soit $z_a-z_0=30\text{mm}$ d'huile ou $z_a-z_0=70\text{mm}$. La valeur de ce paramètre est lisible sur le multi manomètre indicateur de pression avant le lancement des essais.
- Régler l'incidence nulle du profil et vérifier l'absence de dérapage de l'aile (à l'aide d'un niveau à bulle).
- S'assurer que les tubes capillaires sont bien insérés dans les tubes manométriques de leurs correspondants par numérotations.

b- Résultats de mesure du coefficient de la dépression –Cp

La méthode de calcul pour le coefficient de pression donné par :

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (\text{II } 8)$$

avec :

P : pression statique locale.

P₀: pression statique à l' infini amont.

ρ: Masse volumique de l'air.

V: vitesse de l'air a l' infini amont

D'une part on a :

$$P - P_0 = \rho_h g(z - z_0) \quad (\text{II } 9)$$

L'application du théorème de Bernoulli entre un point (a) et un point de pression statique (P₀) à l'amont infini nous permet d'écrire :

$$P - P_0 = \frac{1}{2}\rho V^2 = \rho_h g(z_a - z_0) \quad (\text{II } 10)$$

D'au on peut tirer l'expression du Cp qu'on utilisera pour le calcul de la valeur expérimentale

$$C_p = \frac{z - z_0}{z_a - z_0} \quad (\text{II } 11)$$

Avec :

ρ: Masse volumique de l'huile dans le manomètre.

z : cote de l'huile correspondant a la pression P.

z_a : cote de l'huile correspondant a la pression Pa.

z₀: cote de l'huile correspondant à la pression P₀.

Pour V₀=20.3m/s (z₀=474mm, z_a=444mm), et pour V₀=31m/s (z₀=474mm, z_a=404)

II.5.2. Evolution de –Cp suivant l'envergure de l'aile

II.5.2.1. Évolutions sans effet de sol

Les résultats obtenus sont présentés sur les courbes suivantes :

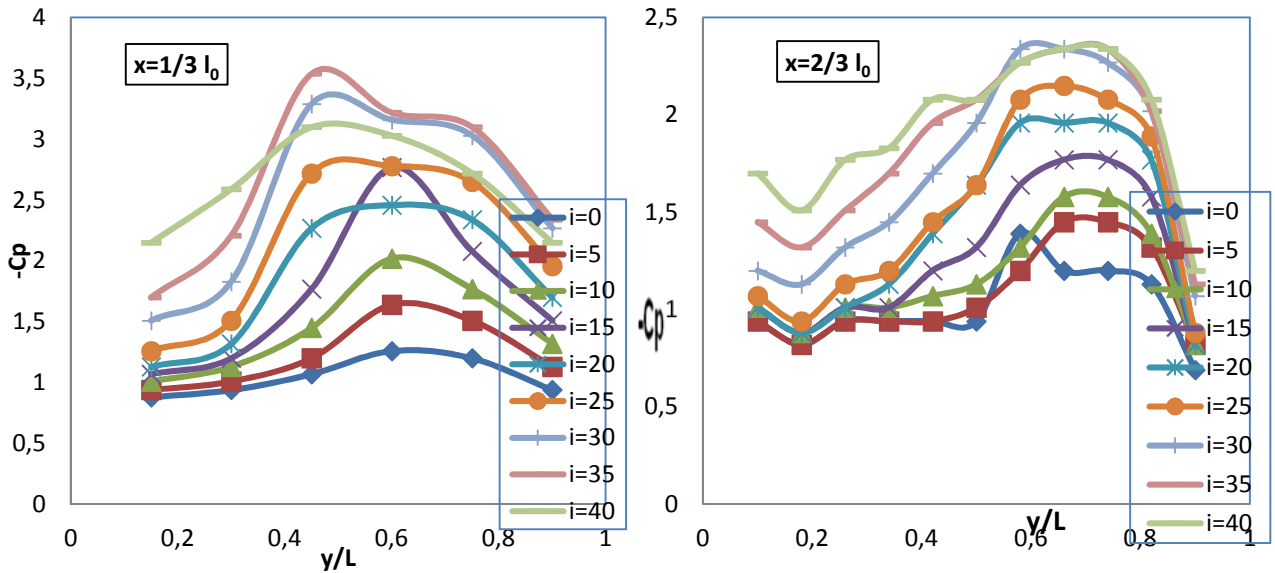


Figure II.13 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

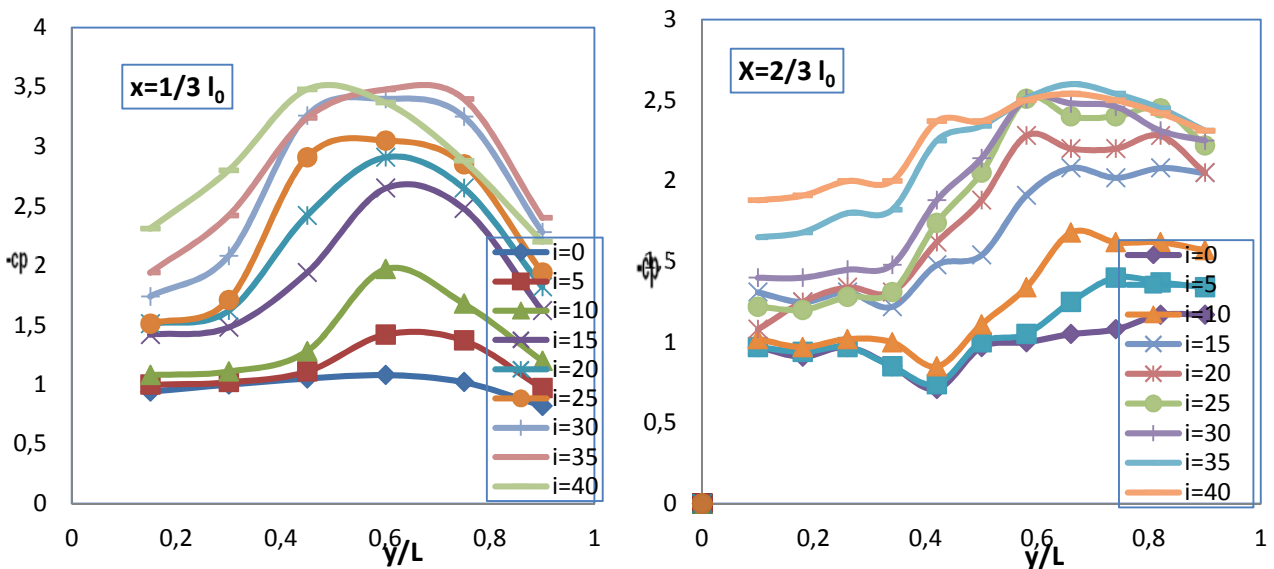


Figure II.14: Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur les figures II.13 et II.14, on remarque que le coefficient de dépressions ($-C_p$) varie en fonction de l'incidence et de l'envergure, et prend une valeur maximale à $y/L = 0.66$, et selon l'équation suivante :

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{y_1}{x_1} \quad (\text{II } 12)$$

$$x_1 = \frac{2}{3} l_0$$

On déduit que $\alpha_1=30^\circ$, et l'incidence de décrochage est a partir de ($i=30^\circ$).

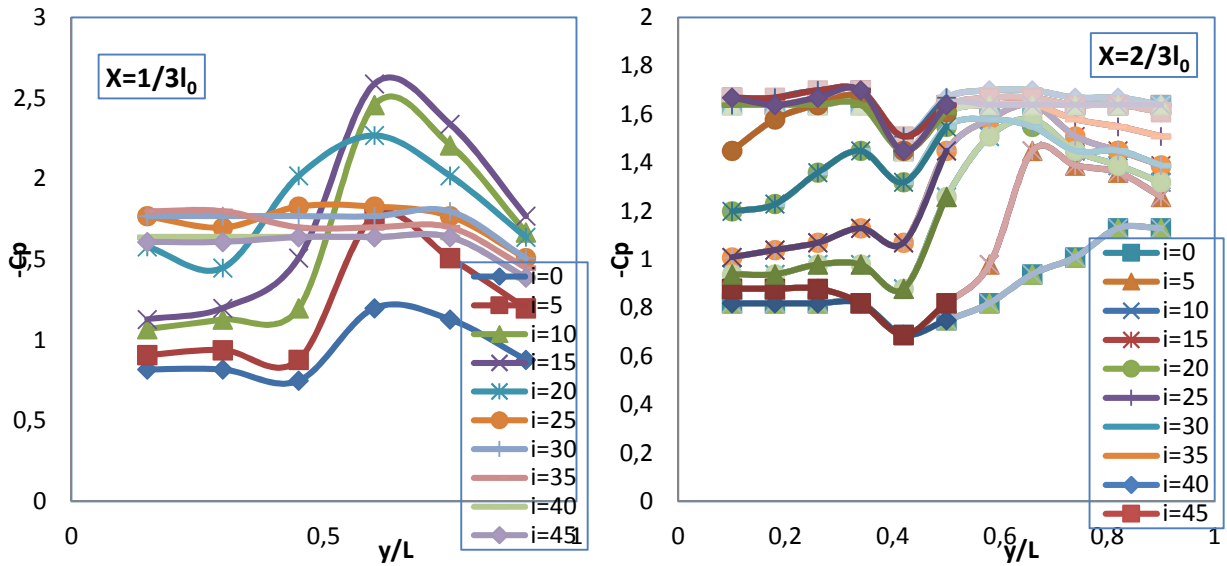


Figure II.15 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

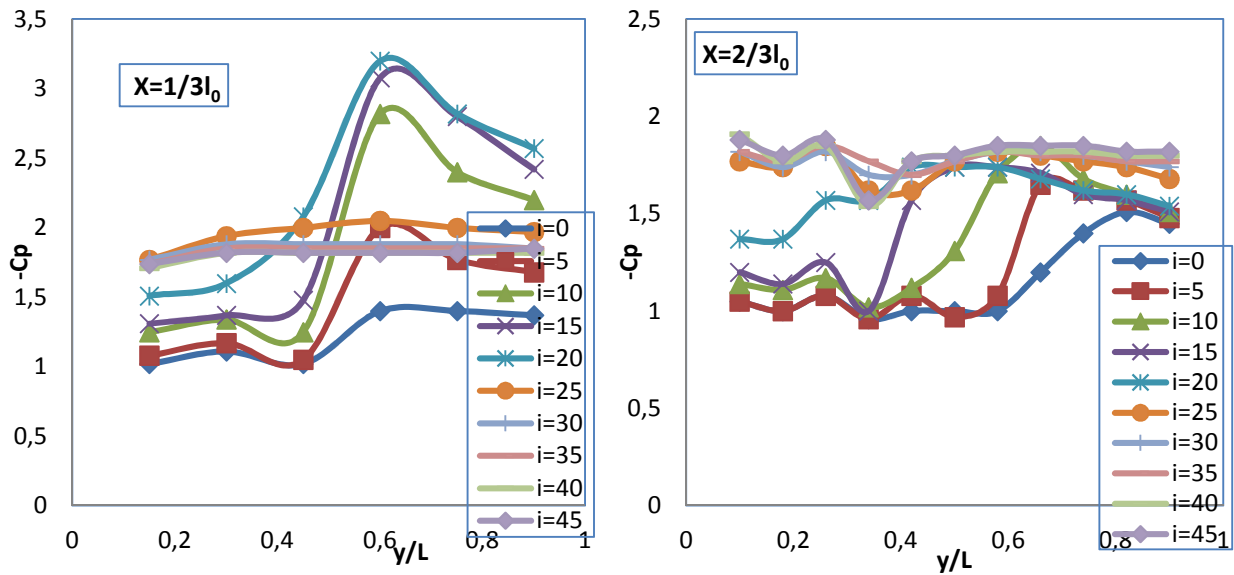


Figure II.16: Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta = 80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur les figures II.15 et 16. , on remarque que les valeurs de $(-C_p)$ pour les petites incidences est de faibles valeur puis elles augmentent progressivement jusqu'à $y/L = 0.58$ ce qui implique que le tourbillon est dans cette zone qui est selon l'équation précédente $\alpha_1 = 54^\circ$, et on déduit qu'on a décrochage à partir de $(i = 20^\circ)$.

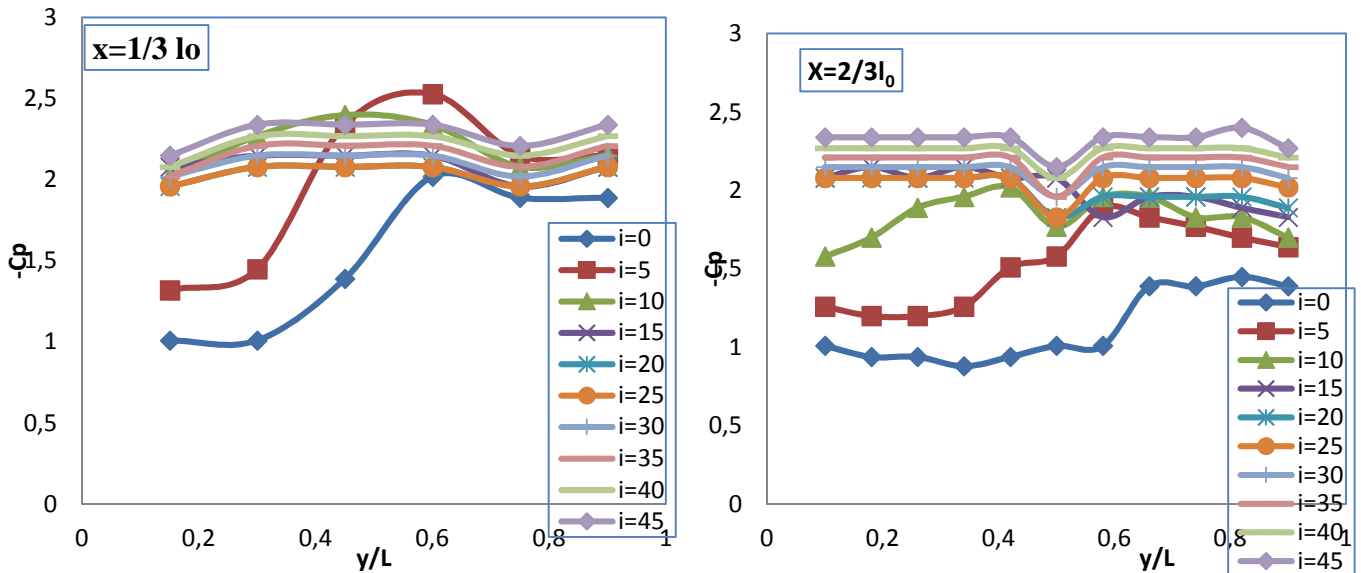


Figure II.17 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$

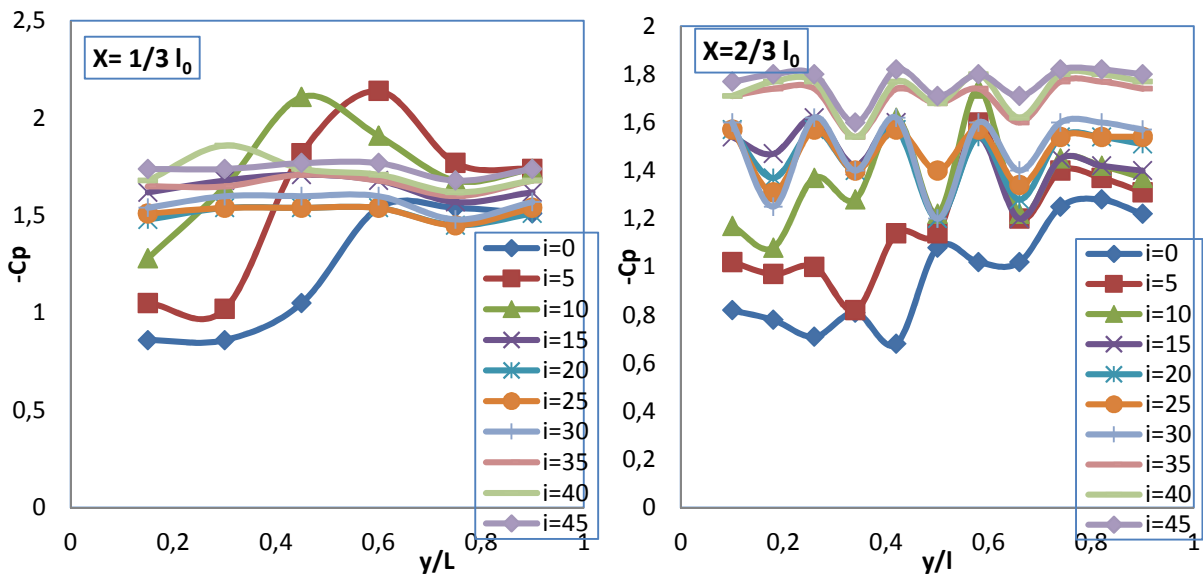


Figure II.18 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$

Sur les figures II.17 et 18 on remarque que les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des allures évolutives suivant l'axe transversal en fonction de (y/L) , à faible incidences. Contrairement aux incidences élevées (après décrochage) les courbes sont droites stables le long de l'axe transversal (oy), et la valeur maximale est atteinte à $y/L=0.58$.

Selon l'équation précédente (II.12) $\alpha_1=80^\circ$

II.5.2.2. Evolutions avec effet de sol

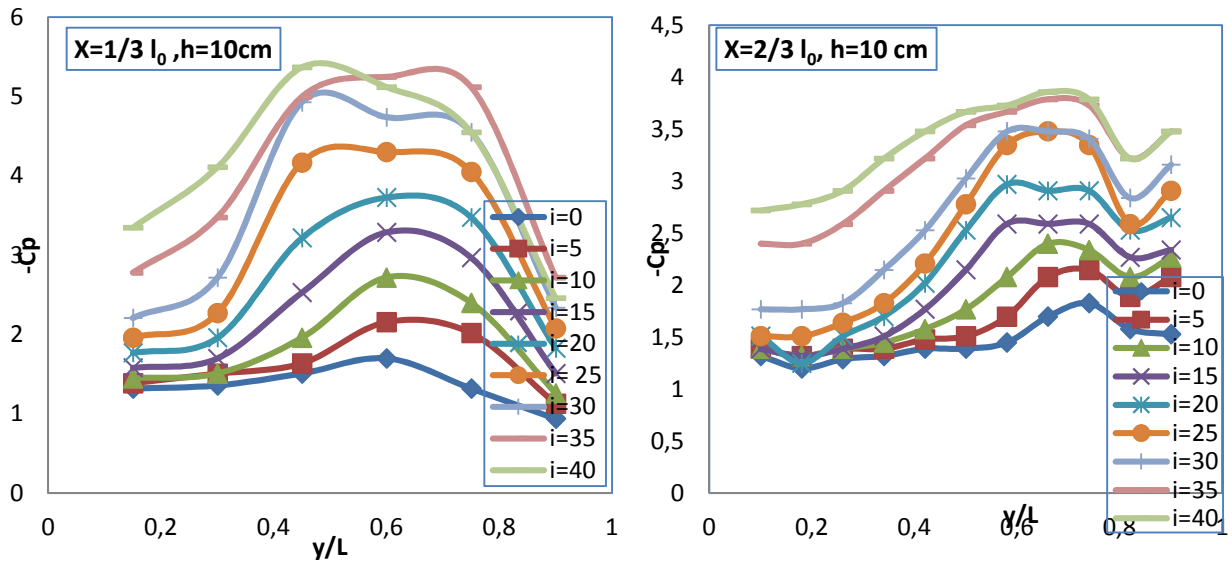


Figure II.19 : Evolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{ m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{ cm}$).

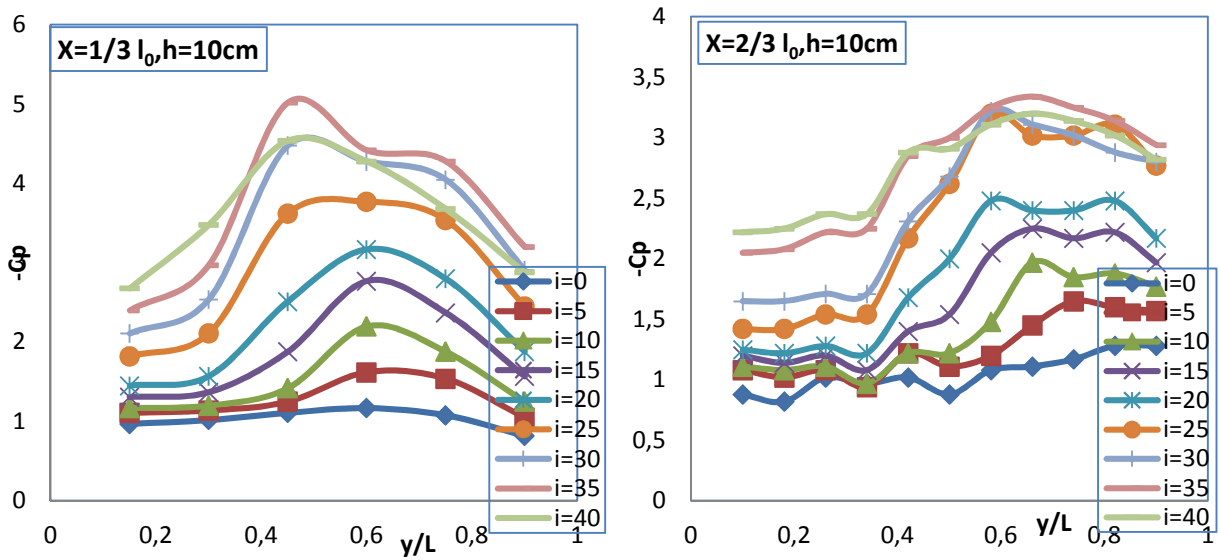


Figure II.20 : Evolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{ m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{ cm}$).

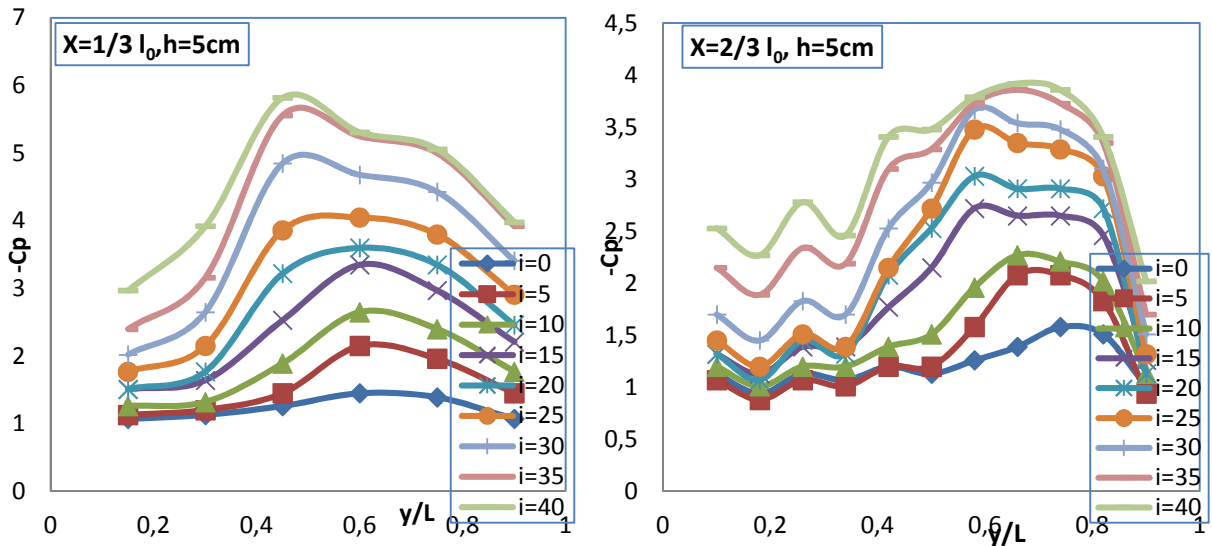


Figure II.21 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).

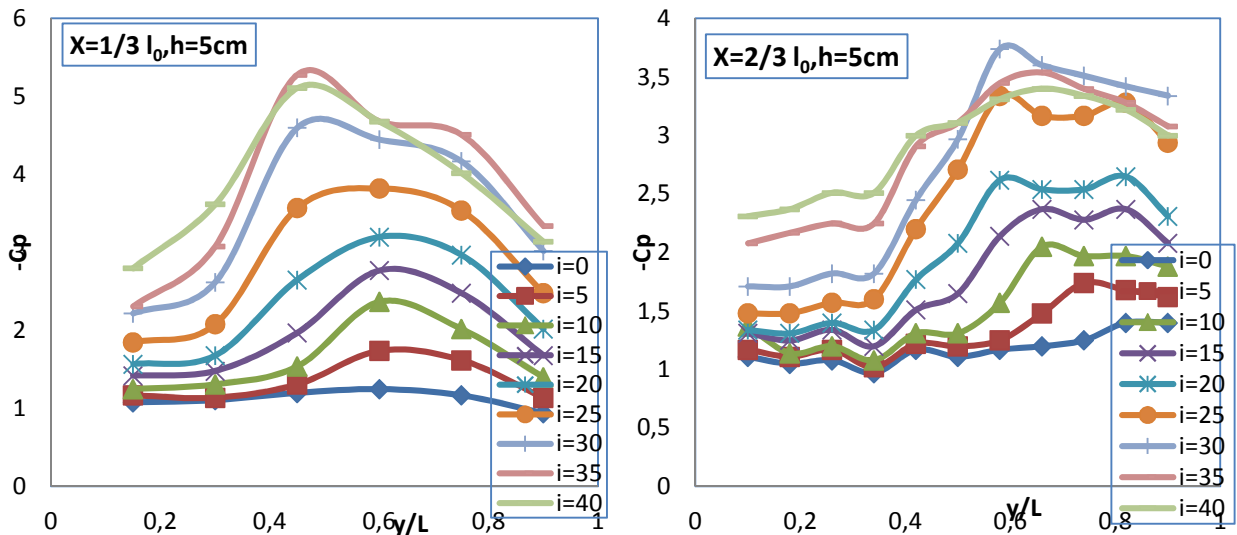


Figure II.22 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).

Sur les figures II.21 et 22 on constate que les coefficients de dépression ($-C_p$) prend des valeurs élevées en fonction des incidences et a une valeur maximale à $y/L= 0.74$, ce qui implique que $\alpha_1= 34^\circ$

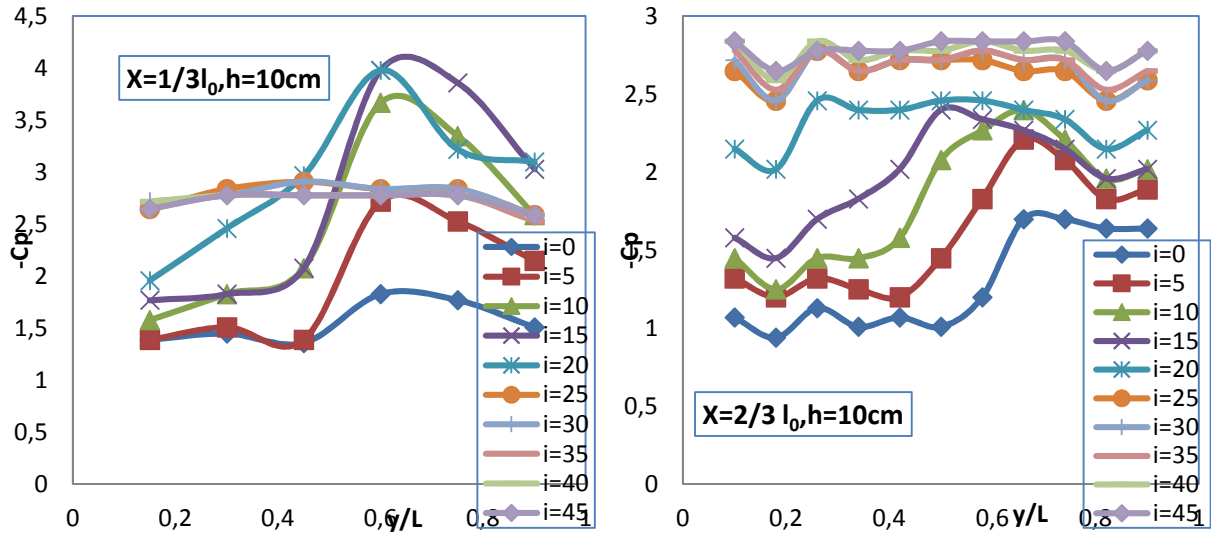


Figure II.23 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).

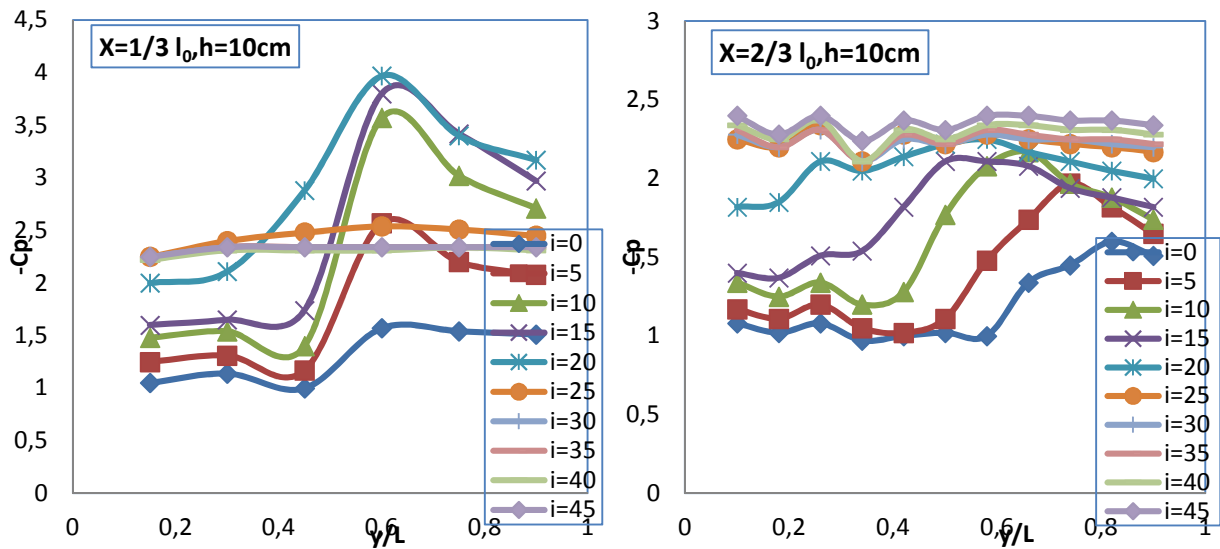


Figure II.24 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).

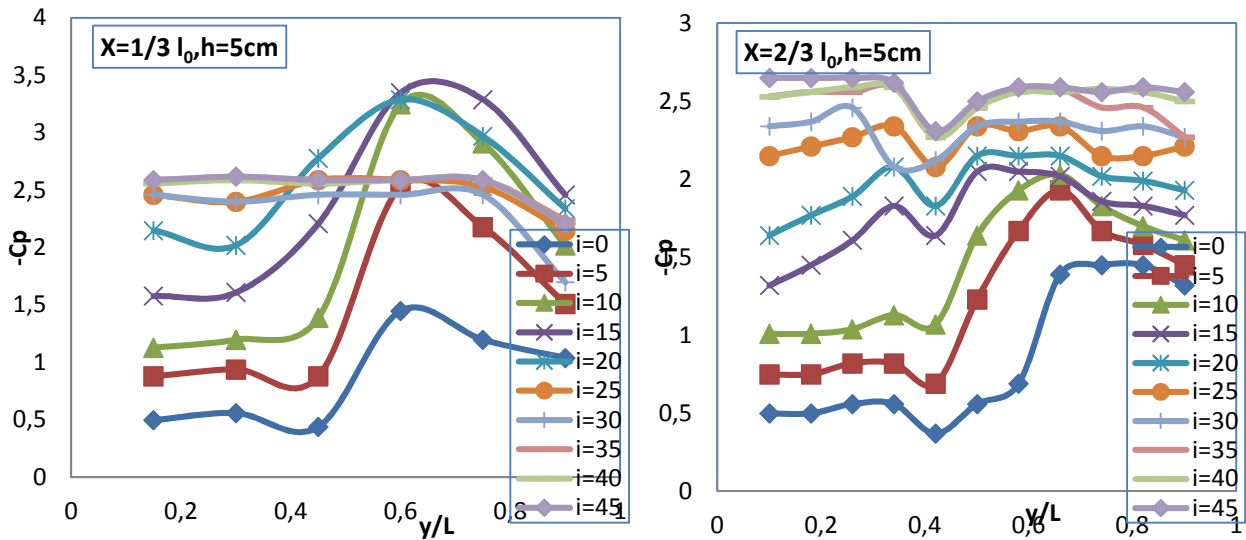


Figure II.25 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).

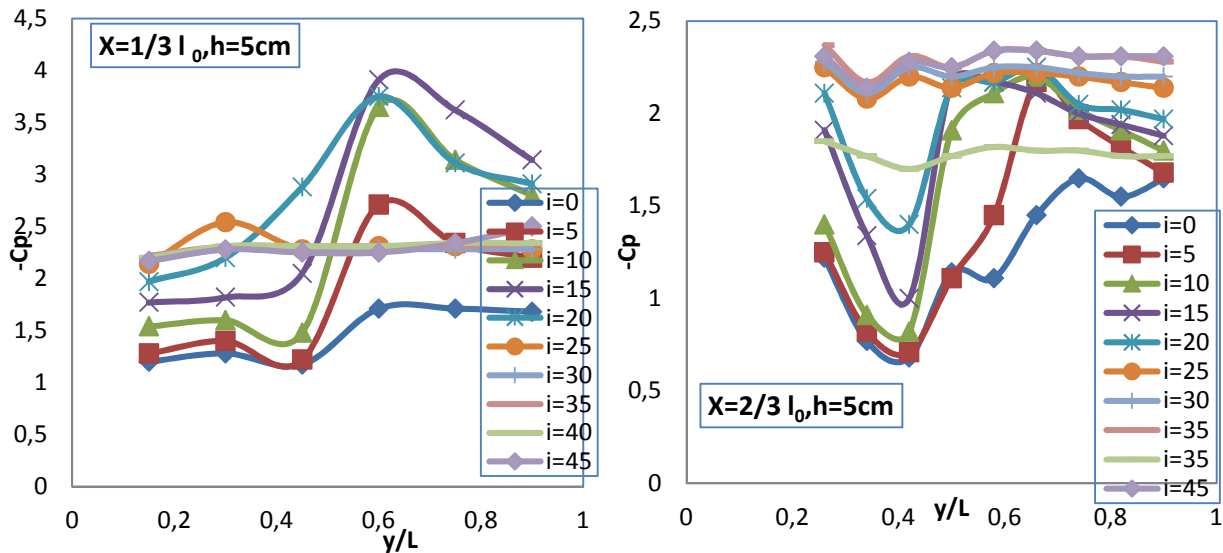


Figure II.26 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).

Les figures II.23 à II.26 montrent que pour les incidences faibles, la valeur de $(-C_p)$ augmente progressivement puis elle prend des valeurs stables à des incidences plus importantes et atteint la valeur maximale à $(y/L) = 0.66$, ce qui implique que le tourbillon est dans cette zone, selon l'équation (II 12), $\alpha_1=57.9^\circ$.

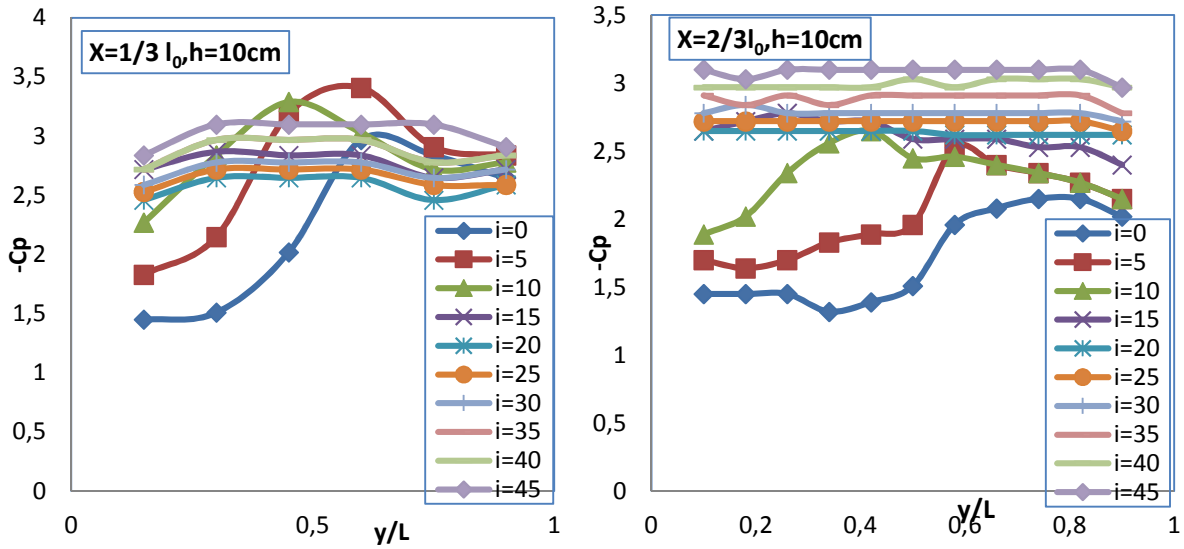


Figure II.27 : Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=20.3\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).

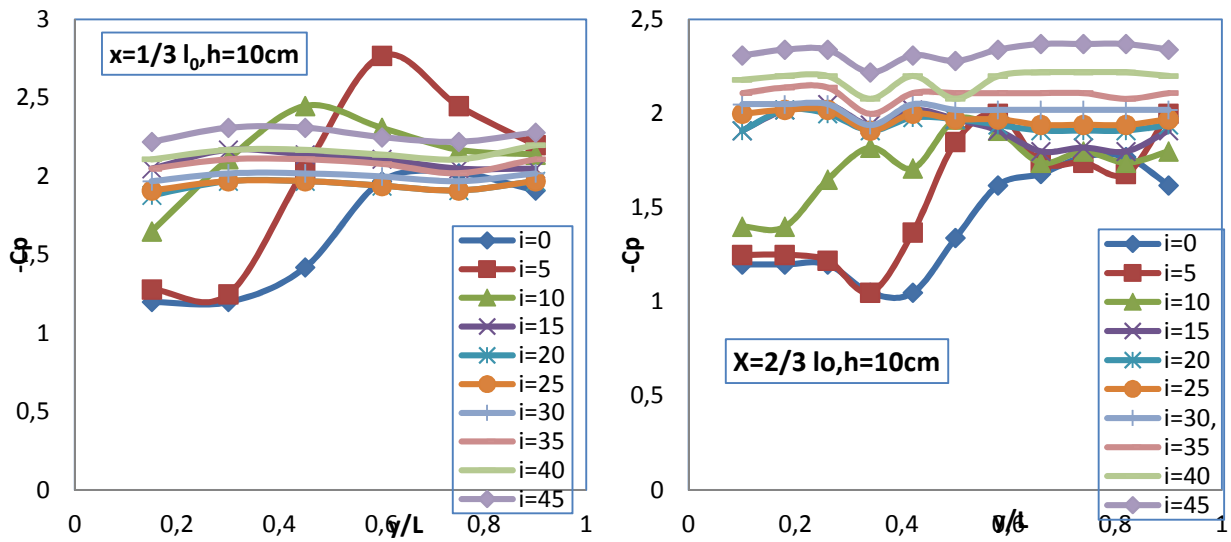


Figure II.28:Évolution du coefficient de dépression suivant l'envergure de l'aile Delta $=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$ avec effet de sol ($h=10\text{cm}$).

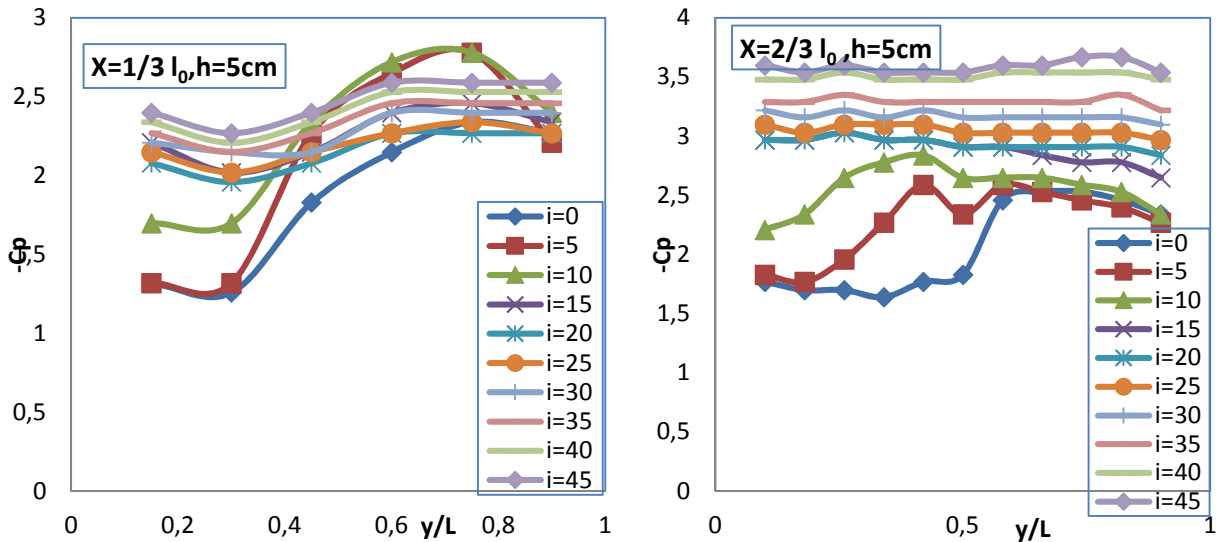


Figure II.29 : Évolution du coefficient de dépression pour aile Delta $\beta = 110^\circ$ à $V_0 = 20.3 \text{ m/s}$ avec effet de sol ($h = 5 \text{ cm}$).

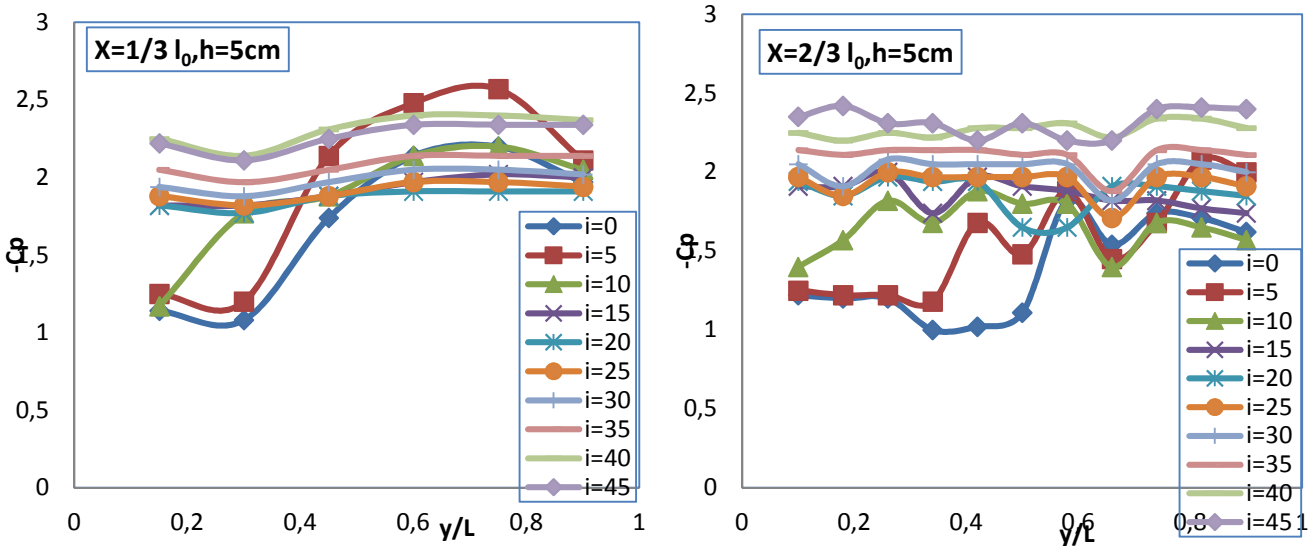


Figure II.30: Évolution du coefficient de dépression $-C_p$ pour aile Delta $\beta = 110^\circ$ à $V_0 = 31 \text{ m/s}$ avec effet de sol ($h = 5 \text{ cm}$).

Sur les figures II.27 à II.30 on constate que pour les incidences relativement faibles les coefficients de dépressions ($-C_p$) prennent des allures évolutives suivant l'axe transversal (oy) en fonction de (y/L), Contrairement aux incidences élevées (après décrochage) les courbes sont plutôt des droites stables le long de l'axe transversal (oy), et la valeur maximale est atteinte à $y/L = 0.74$ selon l'équation précédente $\alpha_1 = 86.6^\circ$

II.5.2.3 Evolution du coefficient de dépression $-C_p$ sous les tourbillons principaux sans effet de sol

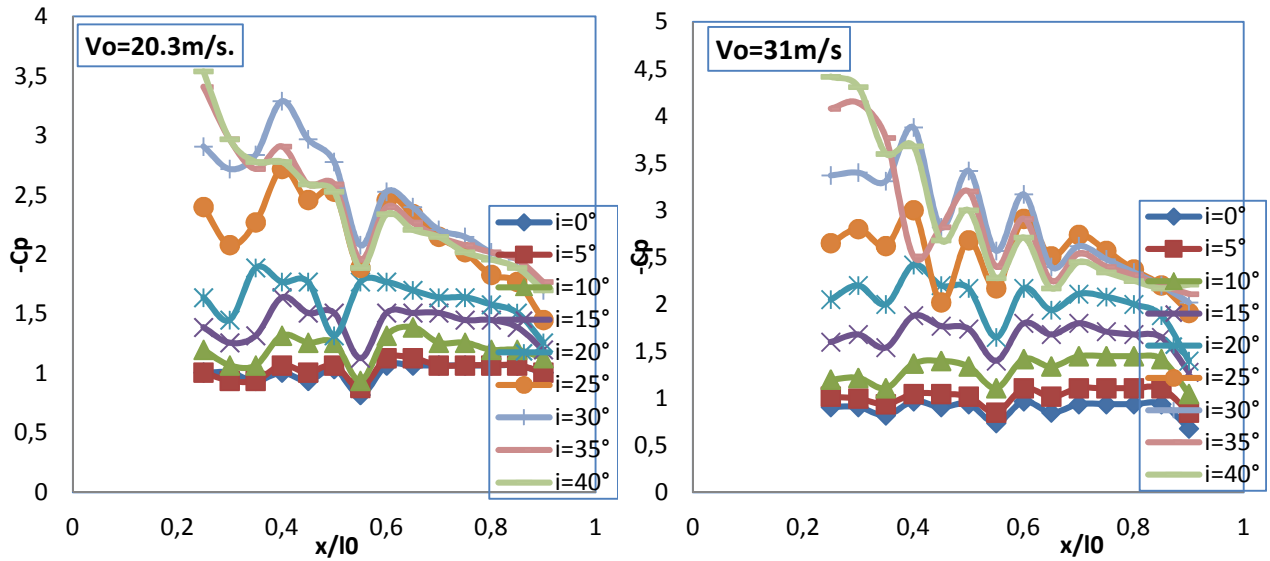


Figure II.31: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$.

On observe sur la figure (II.31) la distribution du coefficient de la dépression sous le tourbillon d'apex de l'aile à différentes vitesses d'écoulement. On remarque que $-C_p$ diminue au fur et mesure qu'on s'éloigne de l'apex. On a un décrochage à partir de $i= 30^\circ$.

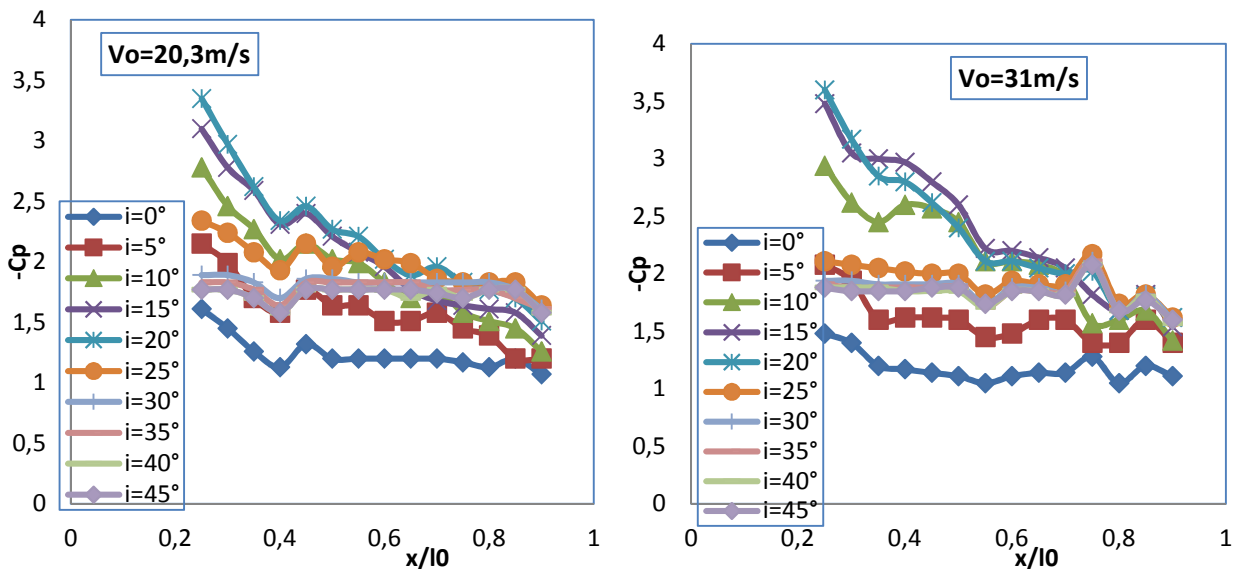


Figure II.32: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$.

Les figures (II.32) représentent la variation du coefficient de la dépression sous le tourbillon d'apex de l'aile à différentes vitesses d'écoulement. On remarque que $-C_p$ atteint ces valeurs

maximales à proximité de l'apex et diminue quand on s'éloigne de l'apex. On a décrochage à partir de $i=20^\circ$.

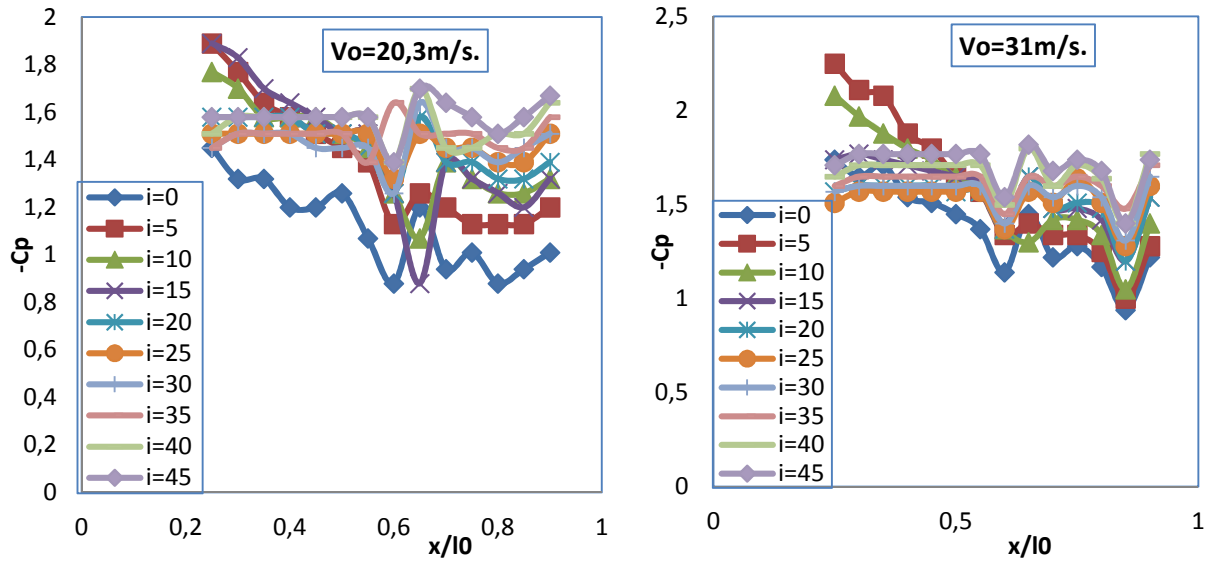


Figure II.33: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$.

Sur la figure (II.33) la variation du coefficient de la dépression sous le tourbillon d'apex de l'aile à différentes vitesses d'écoulement. On constate que $-C_p$ atteint des valeurs maximales à proximité de l'apex et décroît quand on s'éloigne. On a décrochage à partir de $i=15^\circ$.

II.5.2.4 Résultats avec effet de sol

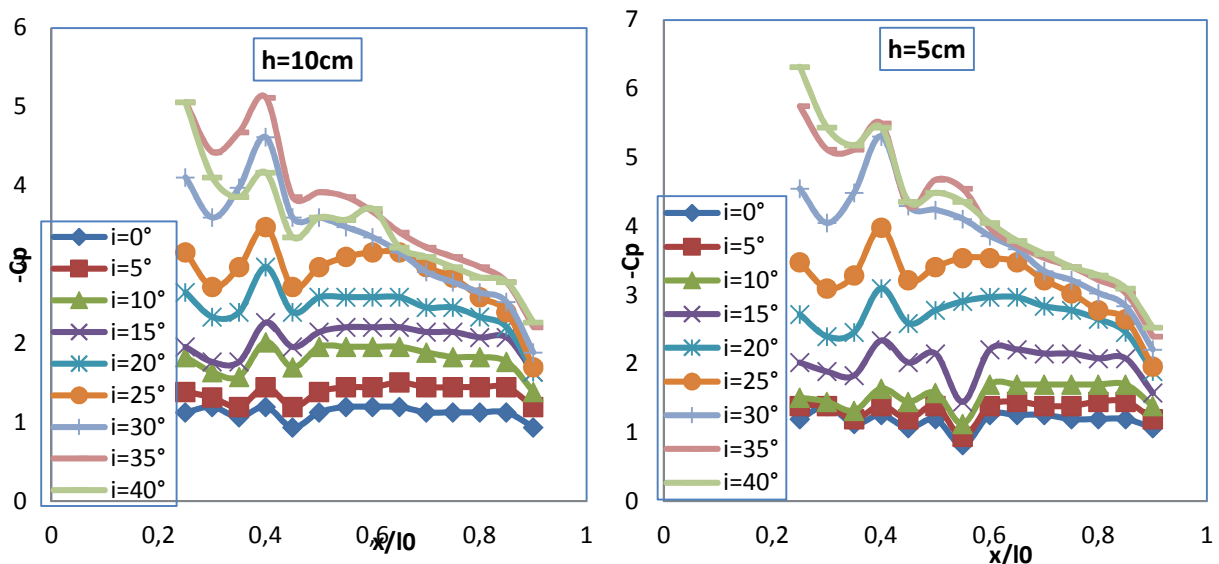


Figure II.34: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_o=20.3\text{ m/s}$.

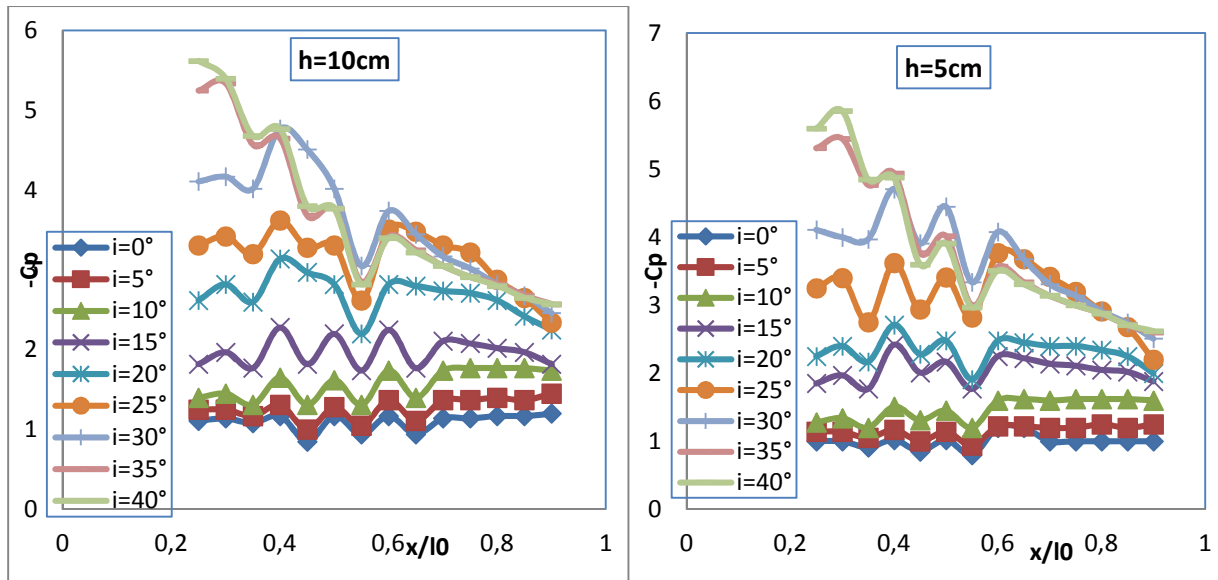


Figure II.35: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à $V_o=31$ m/s .

On remarque que les valeurs de $-C_p$ prennent des allures stables à des petites incidences et des allures décroissantes pour les incidences élevées.

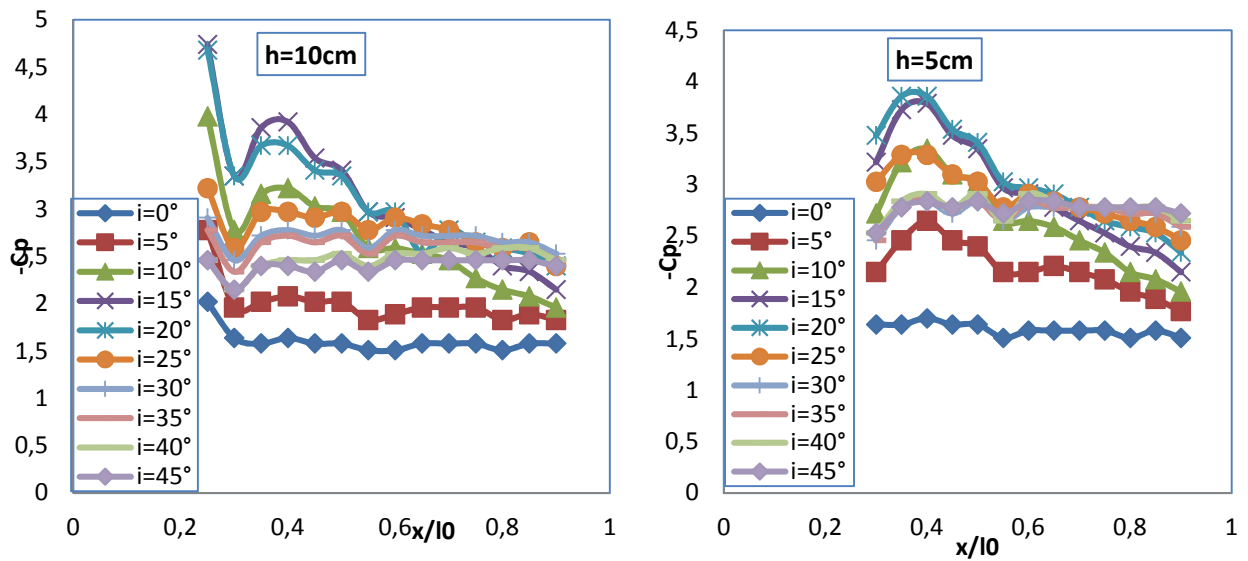


Figure II.36: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_o=20.3$ m/s .

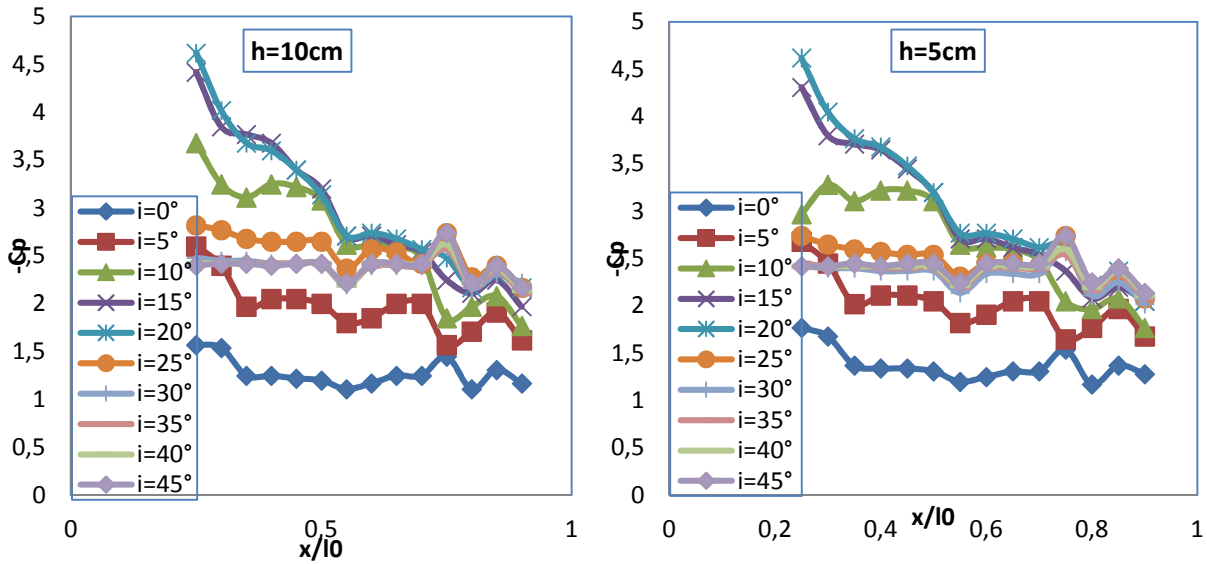


Figure II.37: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à $V_o=31$ m/s .

Les figures II. 34, 35,36 et 37 montrent que pour les incidences faibles, les valeurs de $(-C_p)$ sont stables puis elles diminuent progressivement à des incidences élevées.

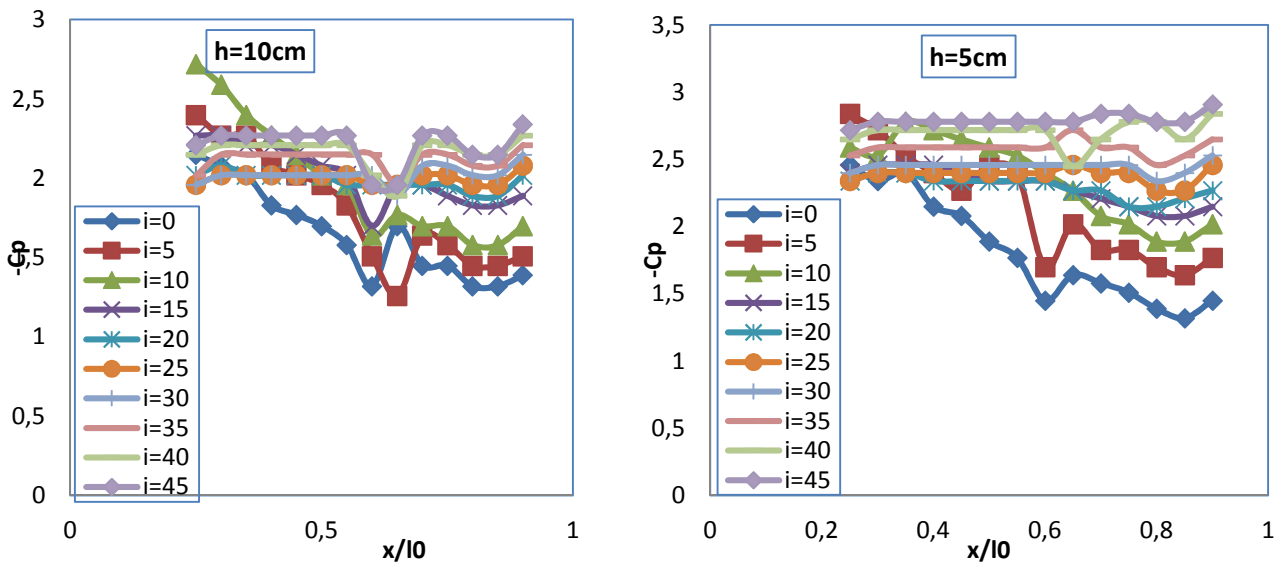


Figure II.38: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_o=20.3$ m/s .

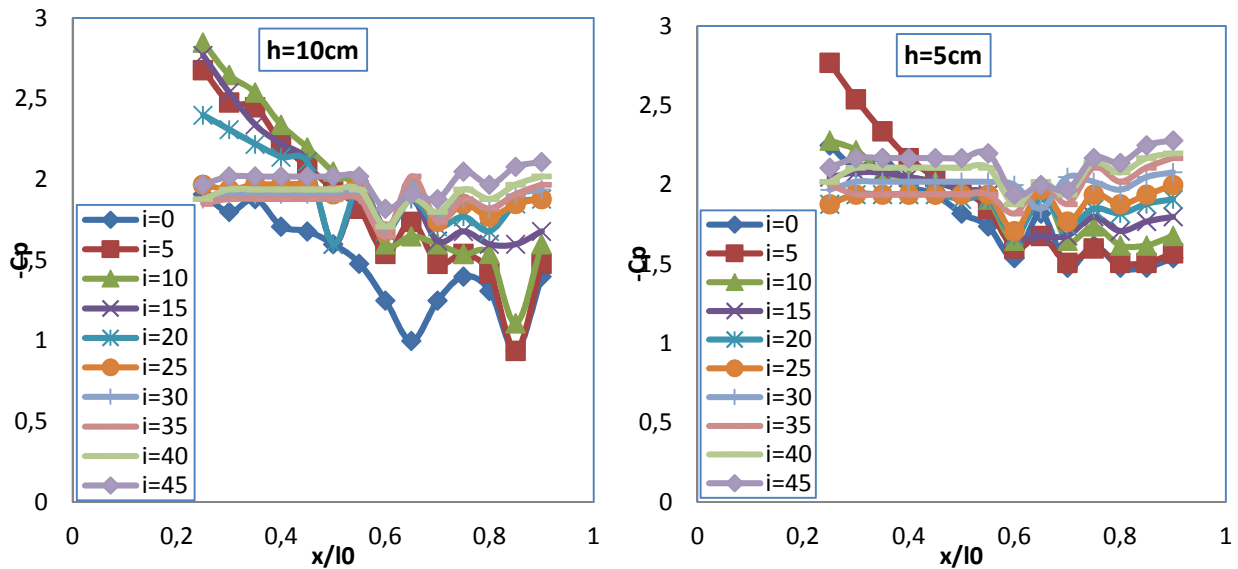


Figure II.39: Évolution longitudinale du coefficient de la dépression $-C_p$ sous le tourbillon principal de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à $V_0=31\text{m/s}$.

On constate que pour les incidences relativement faibles le coefficient de dépression ($-C_p$) prend des allures décroissantes, contrairement aux incidences élevées (après décrochage) les courbes sont plutôt des lignes stables.

II.6 Conclusion

Nous avons réalisé six ailes delta simples à angles d'apex $\beta=45^\circ$, $\beta=80^\circ$; et $\beta=110^\circ$, après des essais effectués en soufflerie concernant principalement la mesure du coefficient de dépression $-C_p$, en variant l'angle d'incidence de 0° jusqu'à 45° avec un pas de 5° , on détermine la position du tourbillon d'apex en particulier pour le cas de l'aile avec apex $\beta=110^\circ$.

On suit l'évolution du tourbillon suivant la direction transversale et longitudinale lorsque la hauteur h diminue.

Chapitre III

Analyse des Résultats Expérimentaux

Une analyse des résultats obtenus en soufflerie sera effectuée dans le présent chapitre en tenant compte des différents paramètres cinématiques et géométriques, le principal but est de faire une étude comparative de l'évolution de la dépression à l'extrados de l'aile delta lors de l'atterrissage et le décollage de l'avion c'est à dire relativement à la hauteur h par rapport au sol.

III .1. Comparaisons de l'évolution de pression suivant l'axe transversal oy

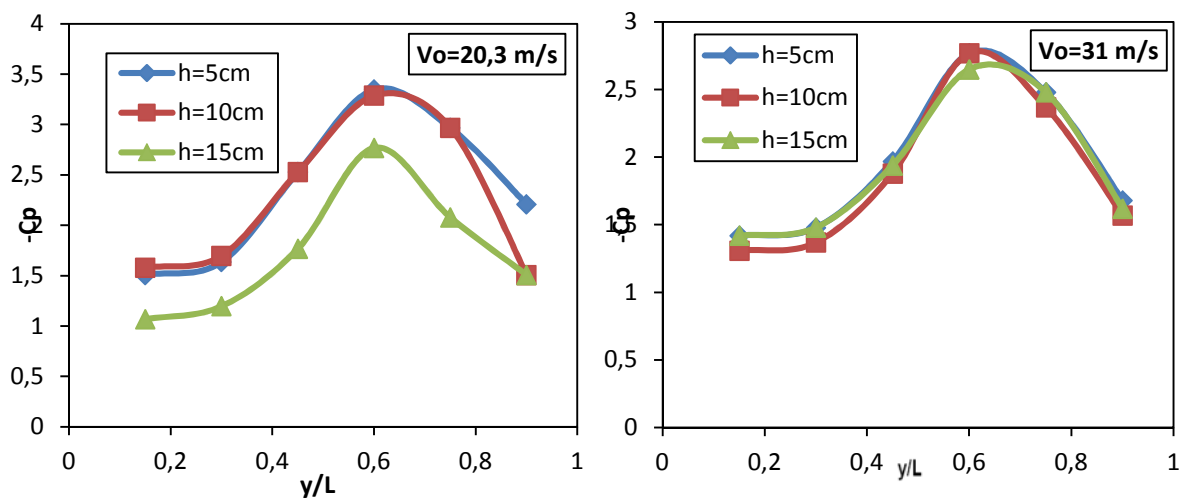


Figure III.1: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=l_0/3$ de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$

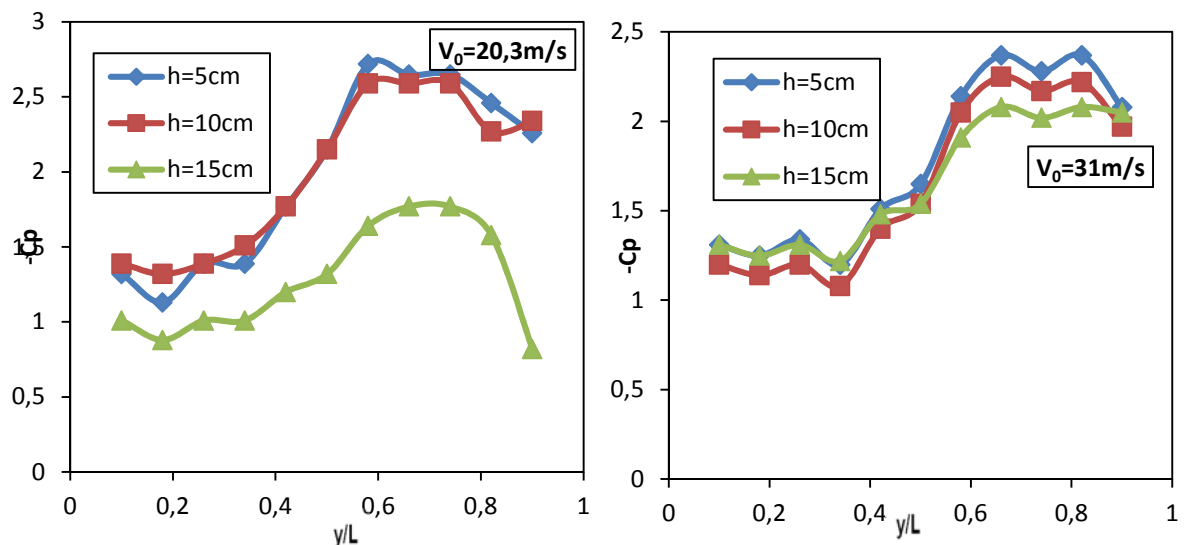


Figure III.2: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=2/3l_0$ de l'aile delta $\beta=45^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$.

Sur ces figures (III.1) et (III.2) on remarque que les graphes prennent les mêmes allures, sauf que pour l'effet du sol la valeur de $-C_p$ prend des valeurs plus importantes avec la vitesse $V_0=20.3\text{m/s}$.

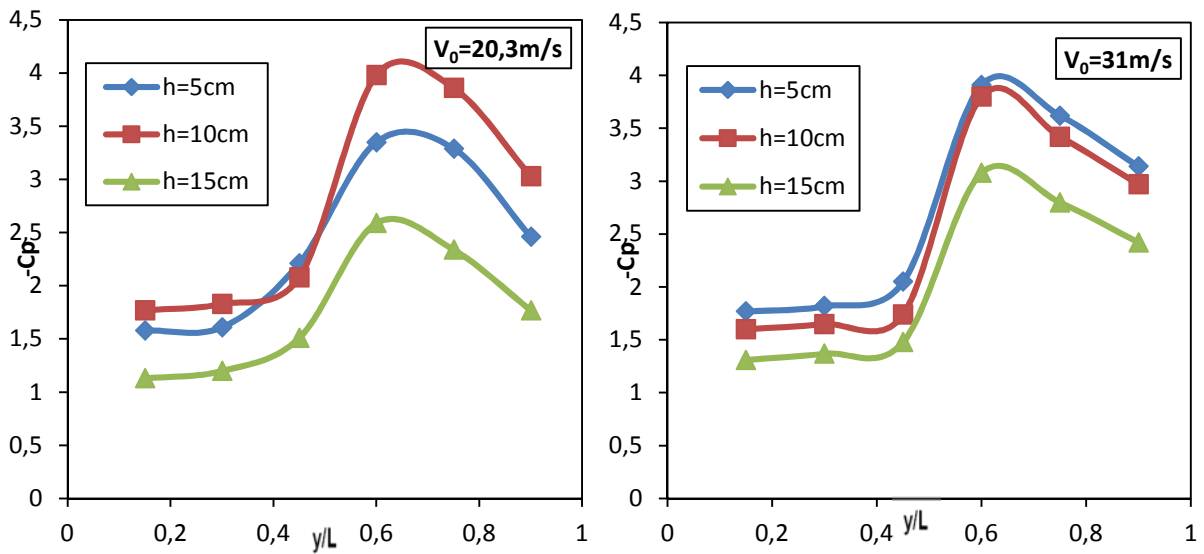


Figure III.3: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=l_0/3$ de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$

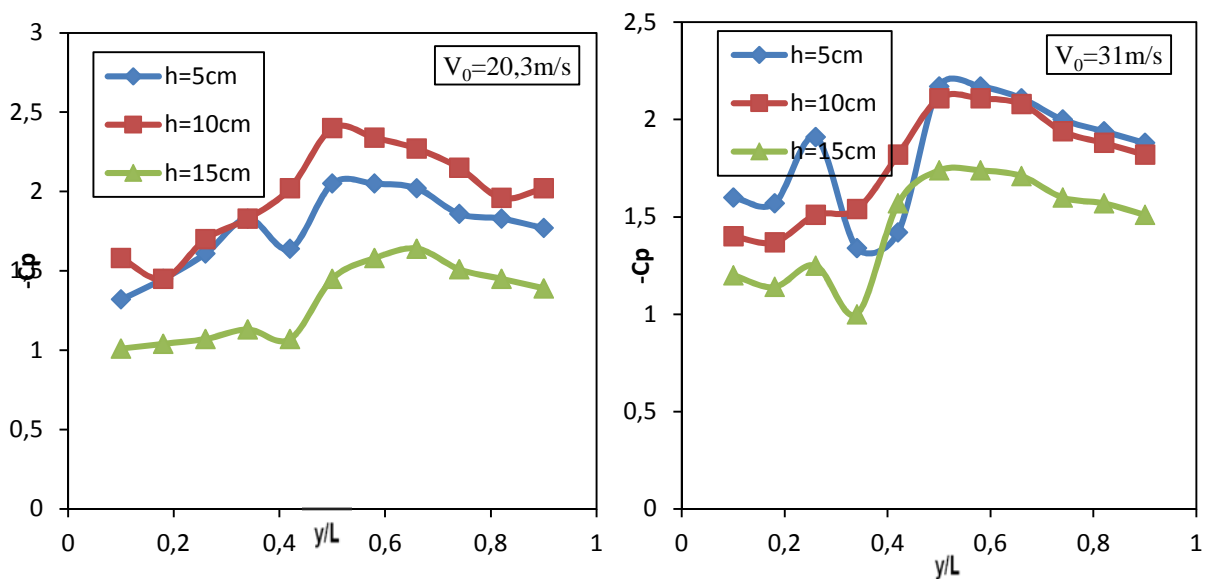


Figure III.4: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=2/3l_0$ de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$

On constate que les valeurs du coefficient de dépression $-C_p$ augmentent avec une prédominance lorsque on se rapproche le plus du sol, ces valeurs sont quasi identiques au voisinage de $x/l_0=0.58$.

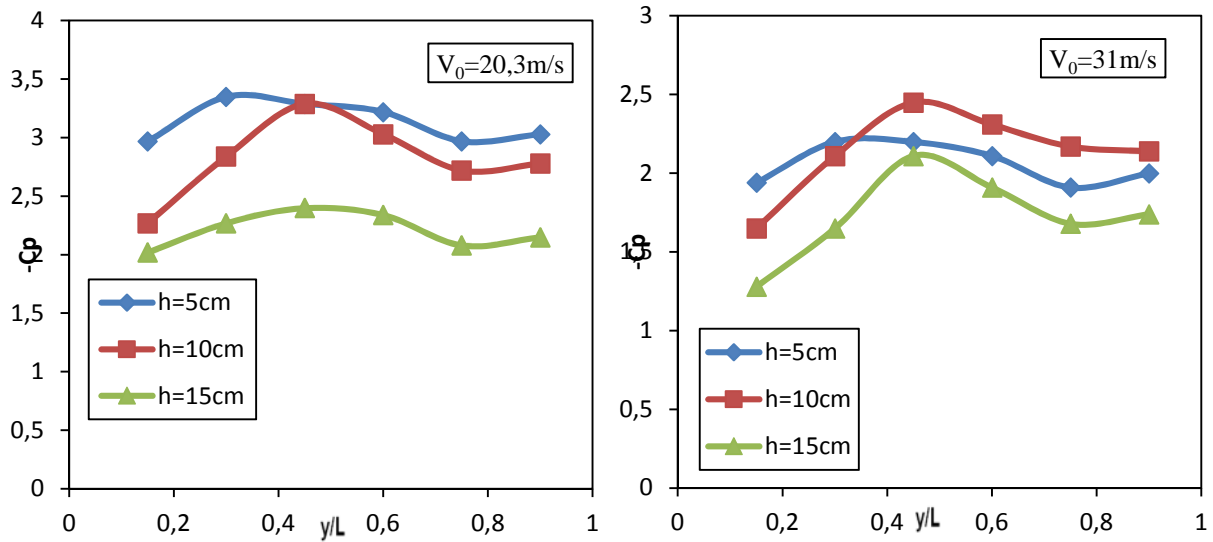


Figure III.5: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=1/3l_0$ de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à l'incidence $i=10^\circ$

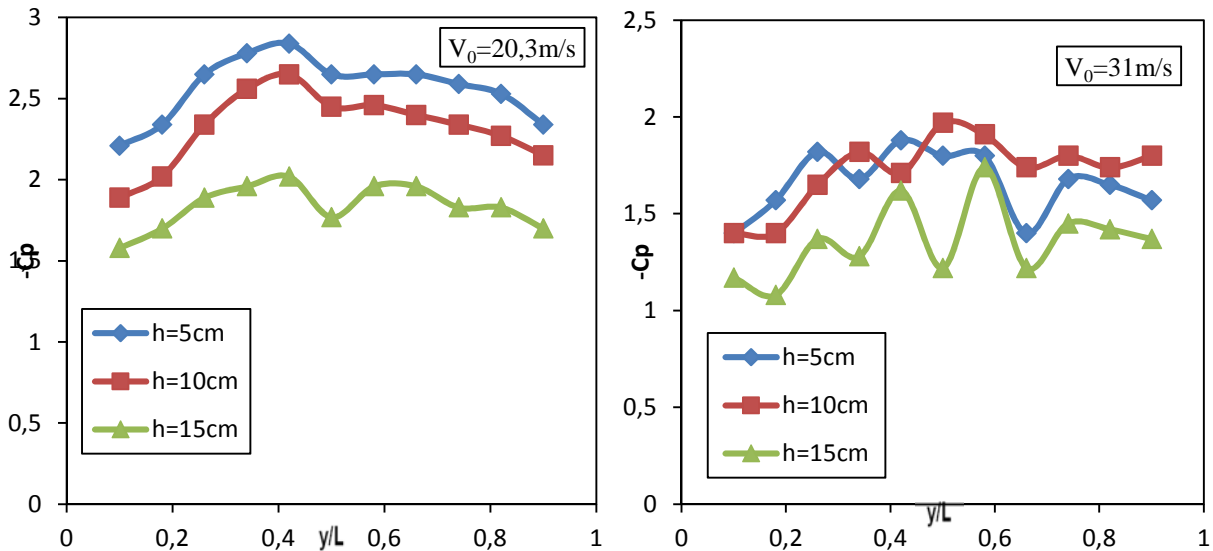


Figure III.6: Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=2/3l_0$ de l'aile delta $\beta=110^\circ$ à l'incidence $i=10^\circ$

Les figures (III.5 et III.6) montrent que pour la vitesse $V_0=20.3\text{m/s}$ les courbes ont une allure stable, contrairement à la vitesse $V_0=31\text{m/s}$ ou on constate que $-C_p$ change de valeurs d'une manière instable et les valeurs de $-C_p$ sont plus importantes à la vitesse $V_0=20.3\text{m/s}$.

III.2. Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux de l'aile delta

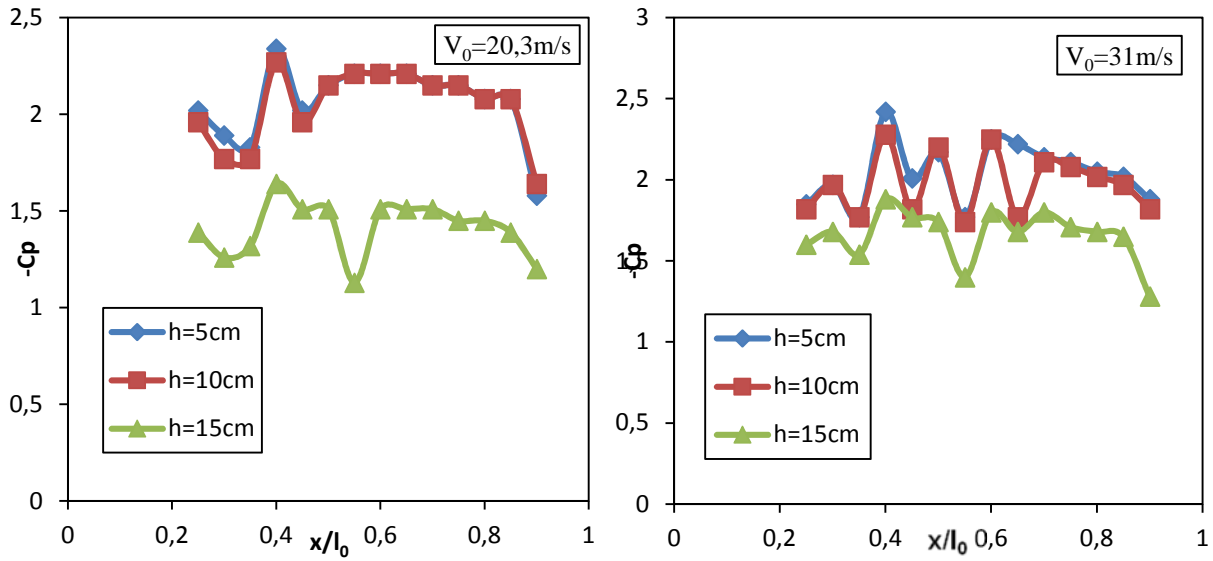


Figure III.7 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=45^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$.

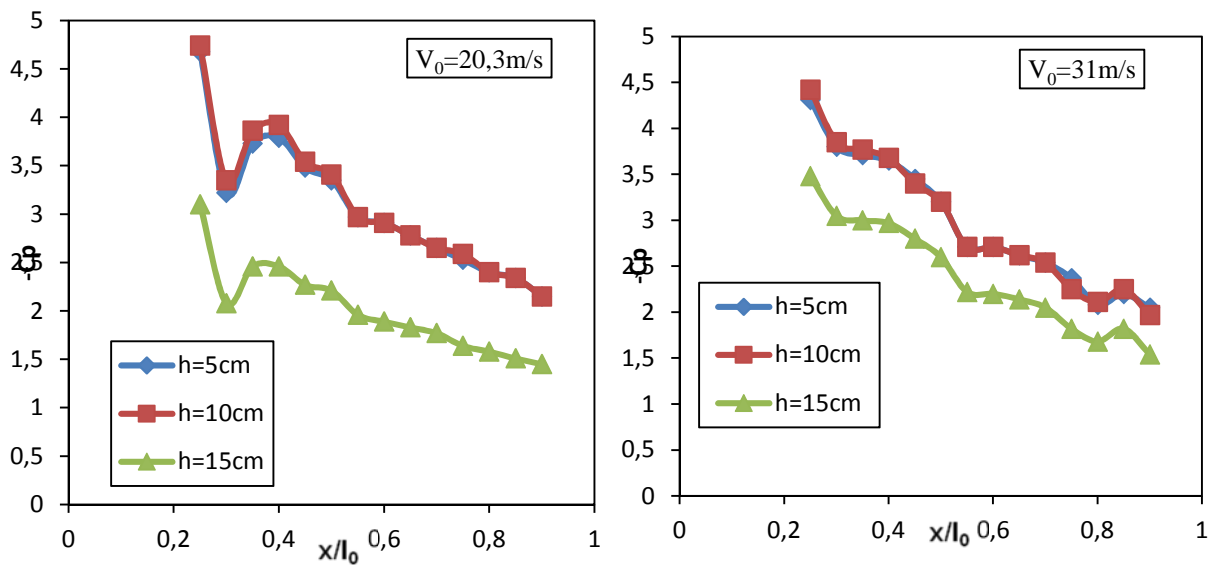


Figure III.8 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$.

On remarque que les courbes sont décroissantes et lorsque on se rapproche du sol les valeurs de $-C_p$ sont plus élevées ce qui traduit le fait que le tourbillon est plus puissant quand l'aile est proche du sol.

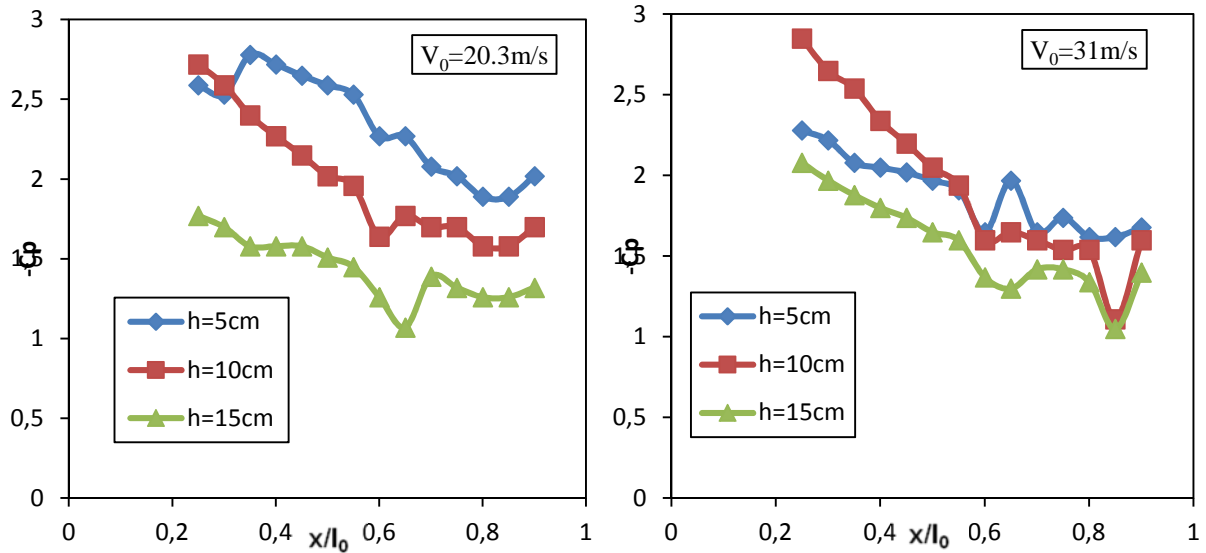
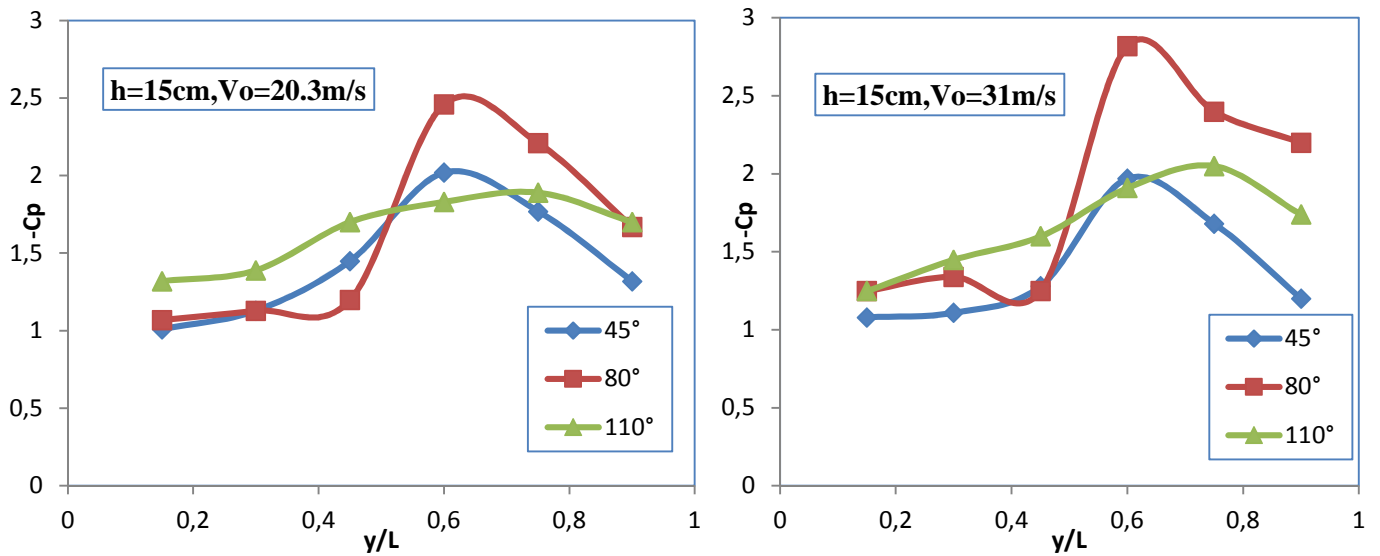


Figure III.9 : Comparaison des résultats sous les tourbillons principaux aile delta $\beta=110^\circ$ à l'incidence $i=10^\circ$.

Sur la figure III.9 on observe que les courbes sont décroissantes, les valeurs de $-C_p$ les plus élevées correspondent aux prises proches de l'apex ce qui implique que le tourbillon est plus intense dans cet endroit.

III.3. Comparaison des performances des trois ailes considérées

III.3. 1. Evolution de la dépression dans le sens transversal à $x=1/3l_0$.



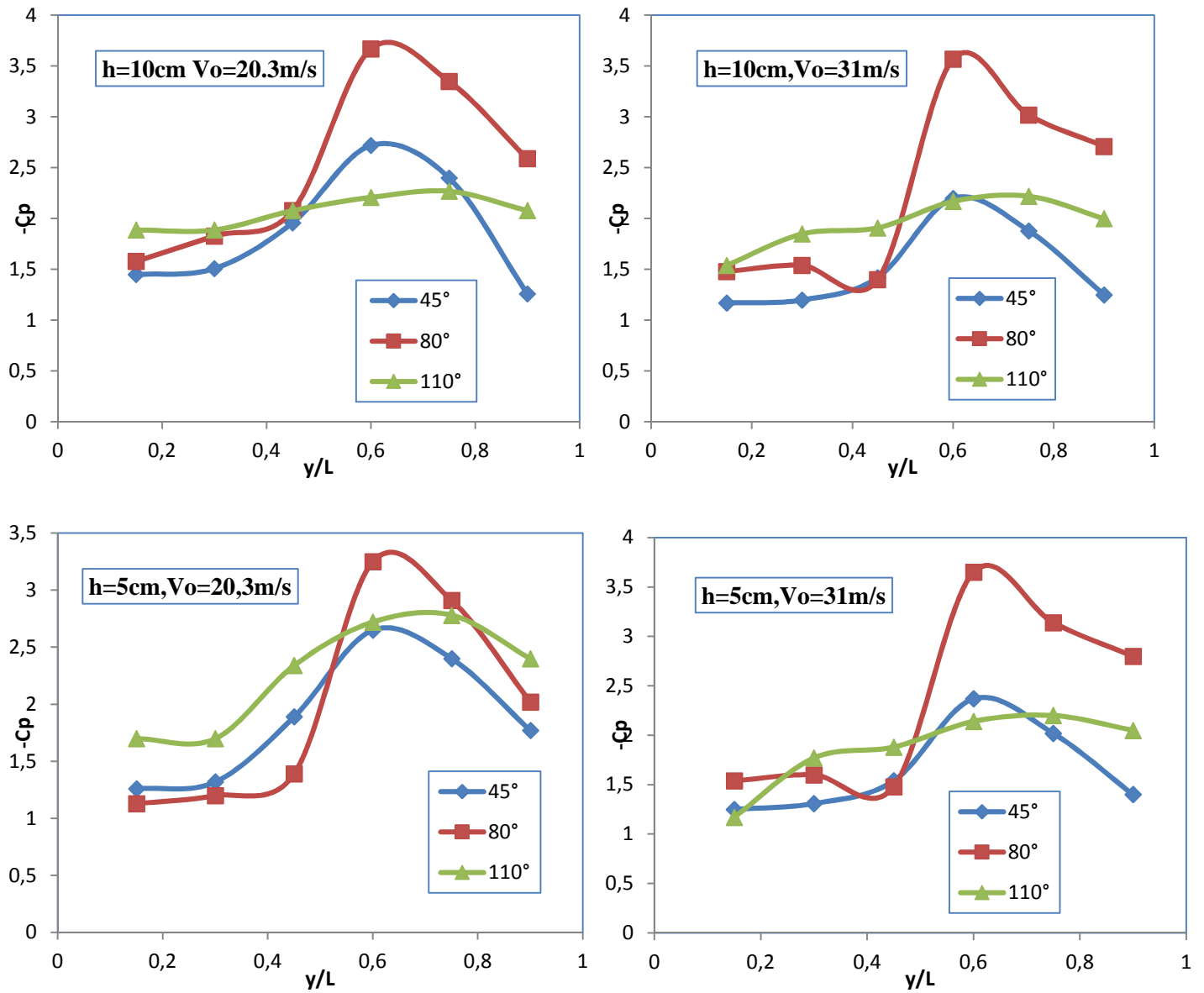


Figure III.10: Comparaison des valeurs de $-C_p$ suivant l'envergure à $x=l_0/3$ pour les ailes delta, à $i=10^\circ$.

Sur la figure III.10 on constate que les valeurs de $(-C_p)$ pour l'aile delta d'apex $\beta=80^\circ$ domine les valeurs de $(-C_p)$ des autres ailes.

III.3.2. Evolution de la dépression dans le sens transversal à $x=2/3l_0$

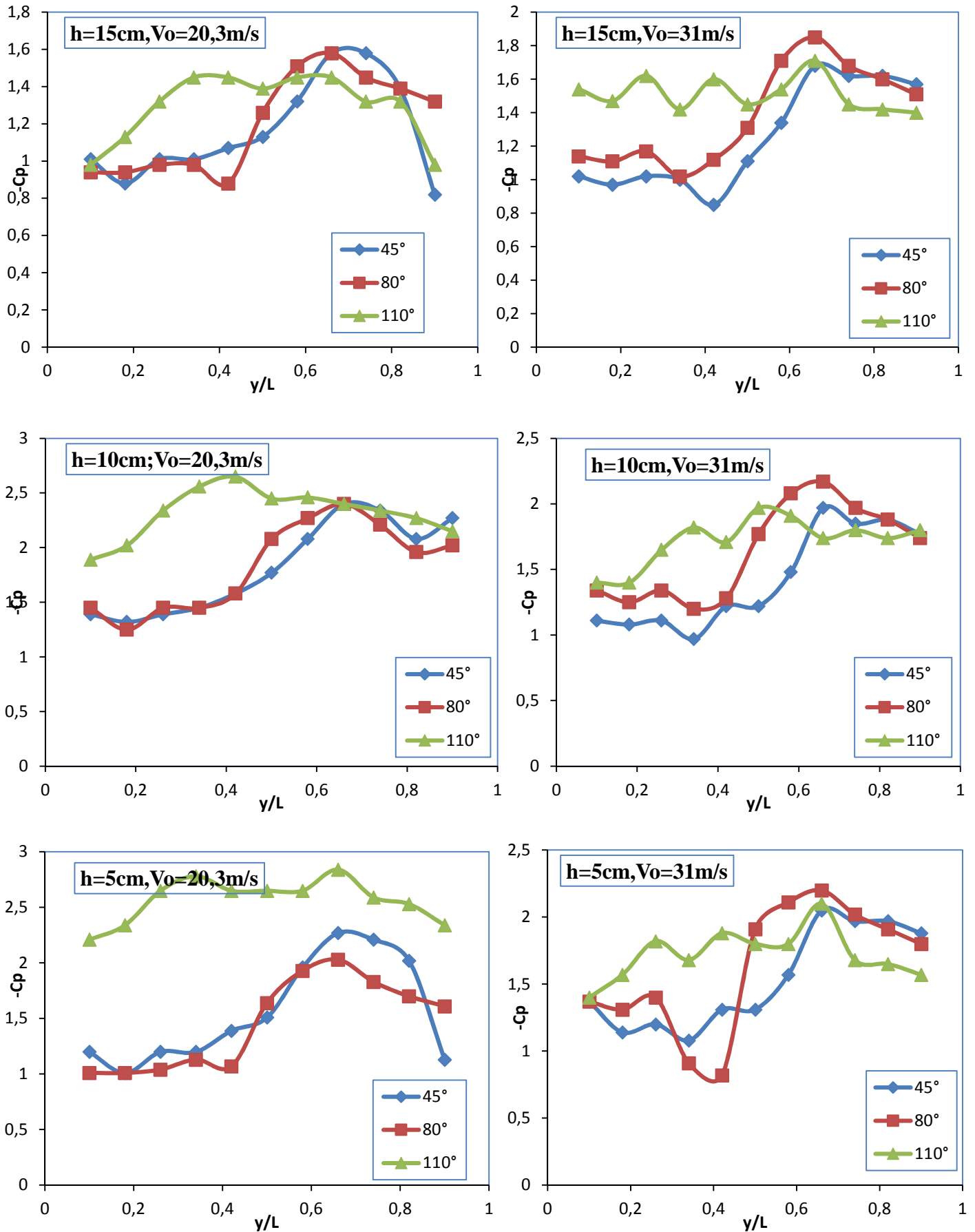
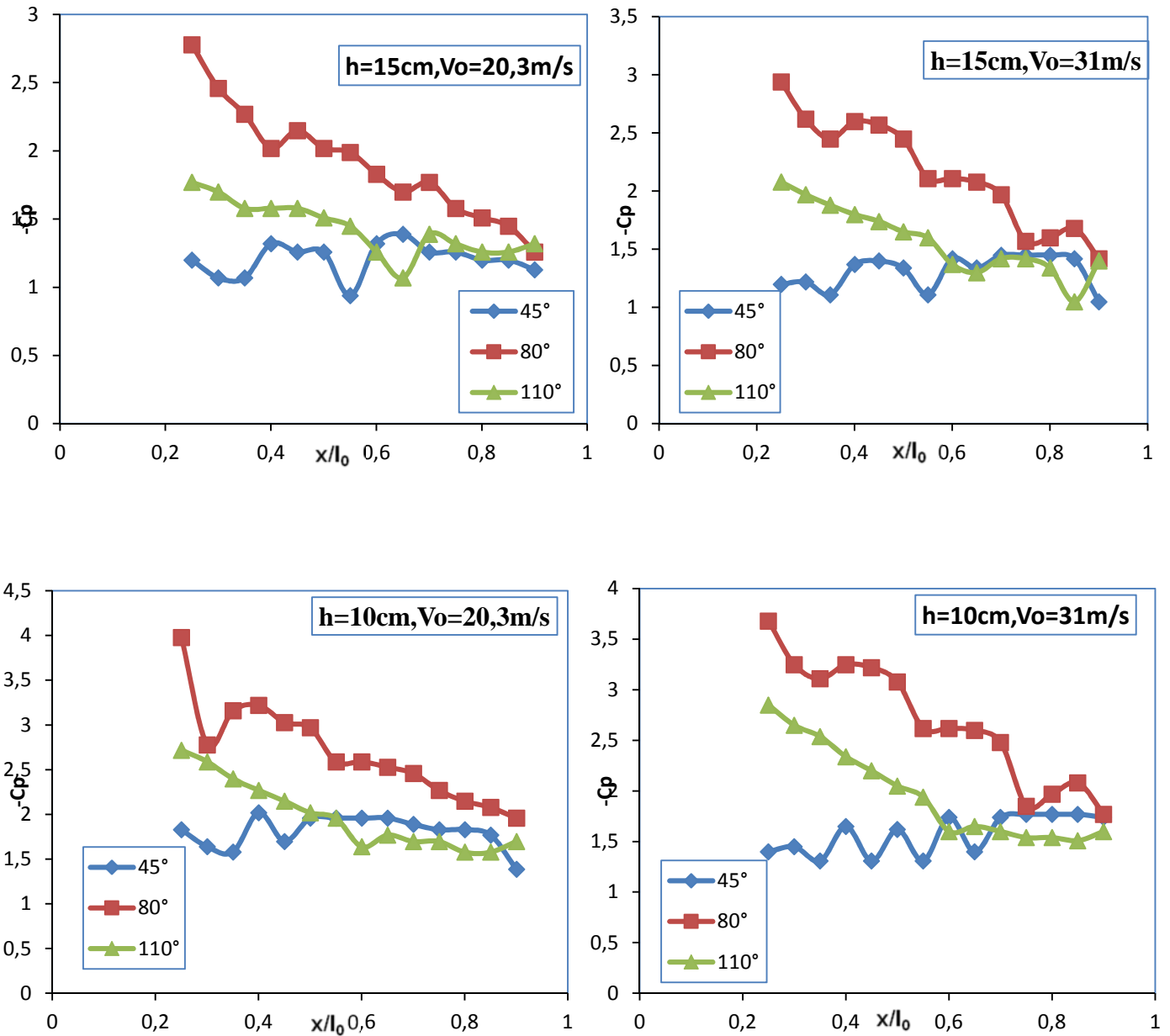


Figure III.11 : Comparaison des résultats suivant l'envergure à $x=2/3 l_0$ pour les ailes delta, à $i=10^\circ$.

Sur la figure III.11 on remarque que les courbes de coefficients de dépression prennent des allures différentes avec l'angle d'apex et la vitesse, on remarque aussi que l'aile d'apex $\beta=110^\circ$ prenne les valeurs les plus élevées par rapport aux autres ailes.

III.3.3. Evolution de la dépression sous le tourbillon principal



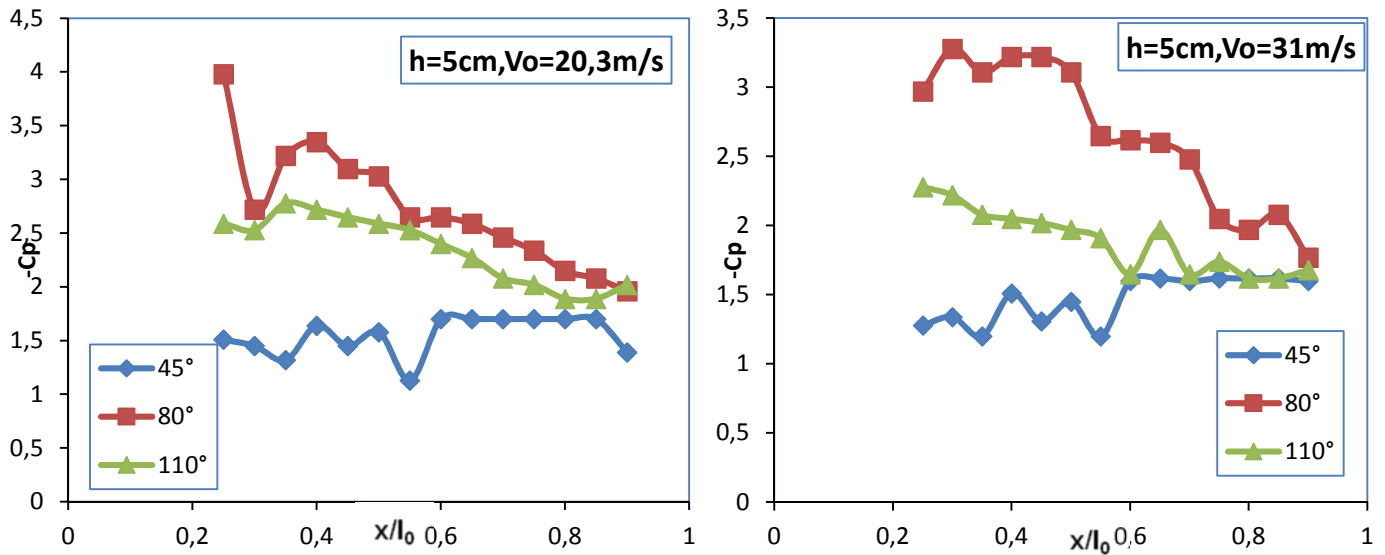


Figure III.12 : Comparaison des valeurs de $-C_p$ sous les tourbillons principaux pour les ailes delta à $i=10^\circ$.

Sur la figure III.12 on remarque que les valeurs du coefficient de la dépression ($-C_p$) décroissent au fur et à mesure qu'on s'éloigne de l'apex. Le tourbillon d'apex est plus intense pour le cas de l'aile $\beta=80^\circ$.

III.4. Conclusion :

D'après les comparaisons effectuées, on constate bien que les évolutions du coefficient de la dépression, montrent que les valeurs de $-C_p$ augmentent lorsque l'aile s'approche du sol. L'effet de sol a une influence sur l'intensité des tourbillons mais pas sur leur position.

Chapitre IV

Simulation Numérique

De nos jours, la complication et la diversité des phénomènes physiques rencontrés, rendent les expériences très chères et lentes alors que la recherche analytique d'une solution exacte n'est pas une chose facile. Compte tenu de ces multiples contraintes, on a recourt, à la simulation numérique. La simulation numérique, est une série de calcul effectués sur un ordinateur et reproduisant un phénomène physique dont la description se repose sur un modèle mathématique comportant des équations aux dérivées partielles. Elle aboutie à la description du résultat de ce phénomène, comme s'il s'était réellement déroulé. Cette représentation peut être une série de données, une image ou une vidéo. La simulation se présente presque toujours sous forme d'un programme ou d'outils informatiques.

IV.1 Outil de simulation Gambit et Fluent

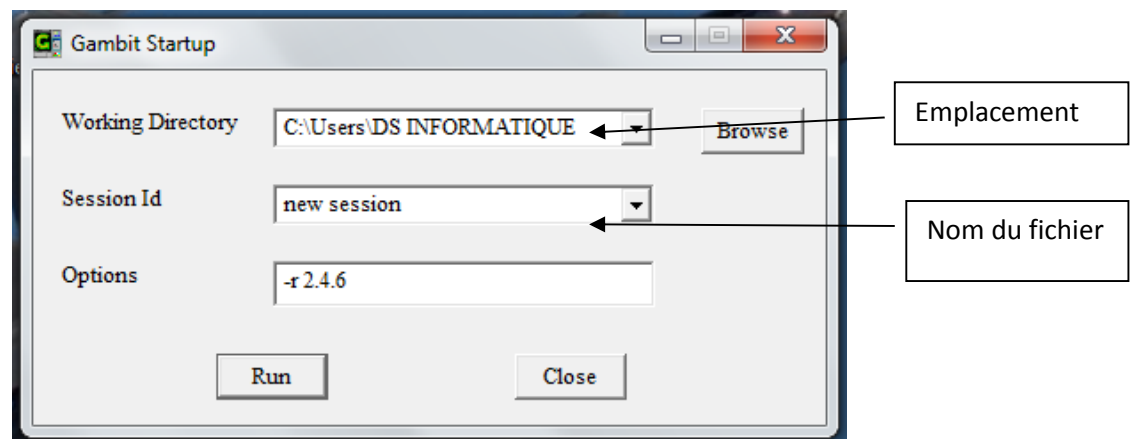
IV.1.1 Gambit

Le logiciel Gambit est un mailleur 2D/3D; préprocesseur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers*.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui permet de résoudre et simuler des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques par la méthode des volumes finis. Gambit regroupe trois fonctions :

- définition de la géométrie du problème,
- le maillage et sa vérification,
- la définition des frontières (des conditions aux limites) et définitions des domaines de calculs.

IV.1.1.1 Interface Gambit

Après avoir exécuté le logiciel gambit; la fenêtre suivante apparait pour nommer le fichier à créer aussi son emplacement :



Et en appuyant sur " Run" l'interface Gambit apparait

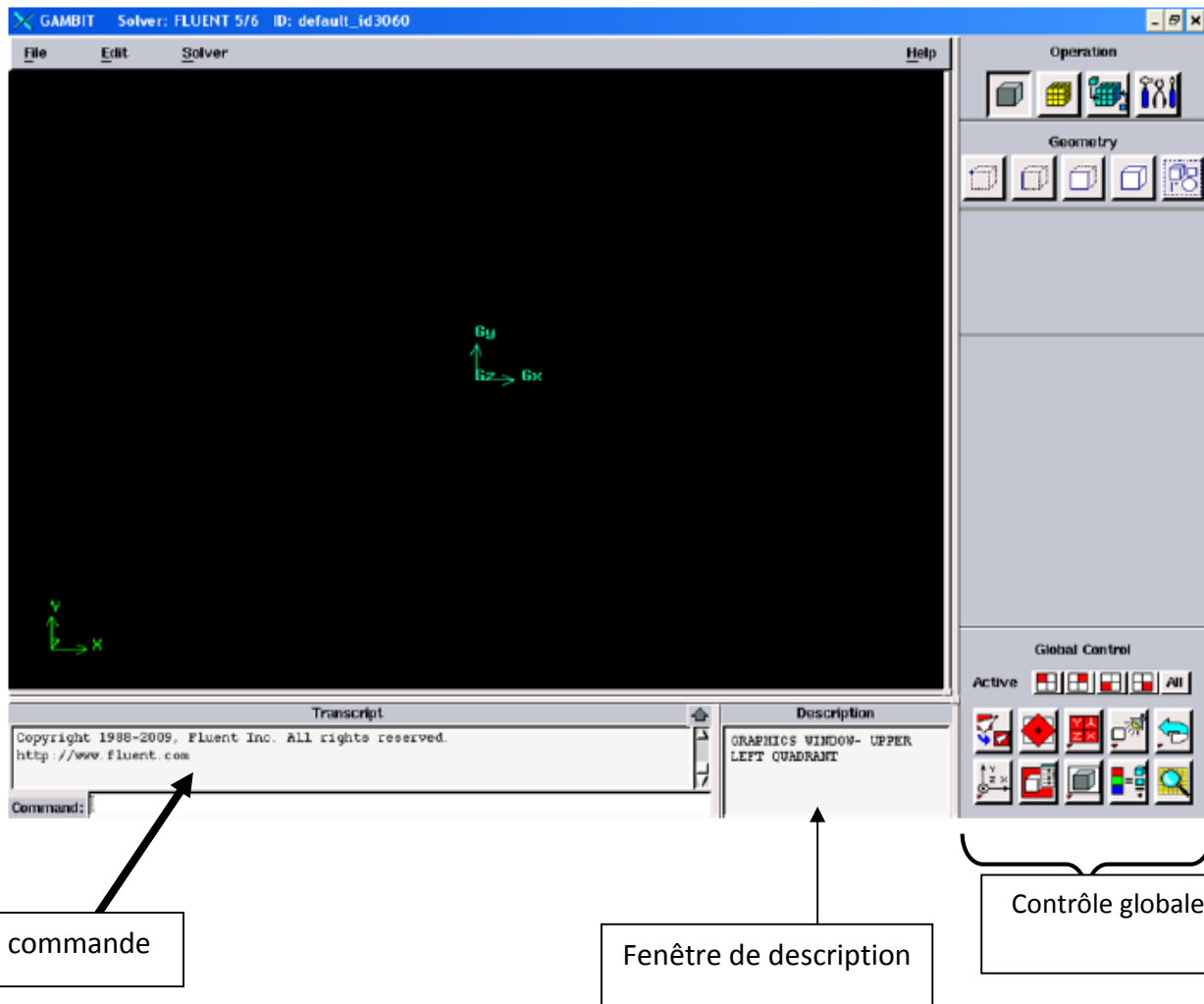


Figure IV.1 : Interface Gambit

IV.1.1.2 Construction de la géométrie

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

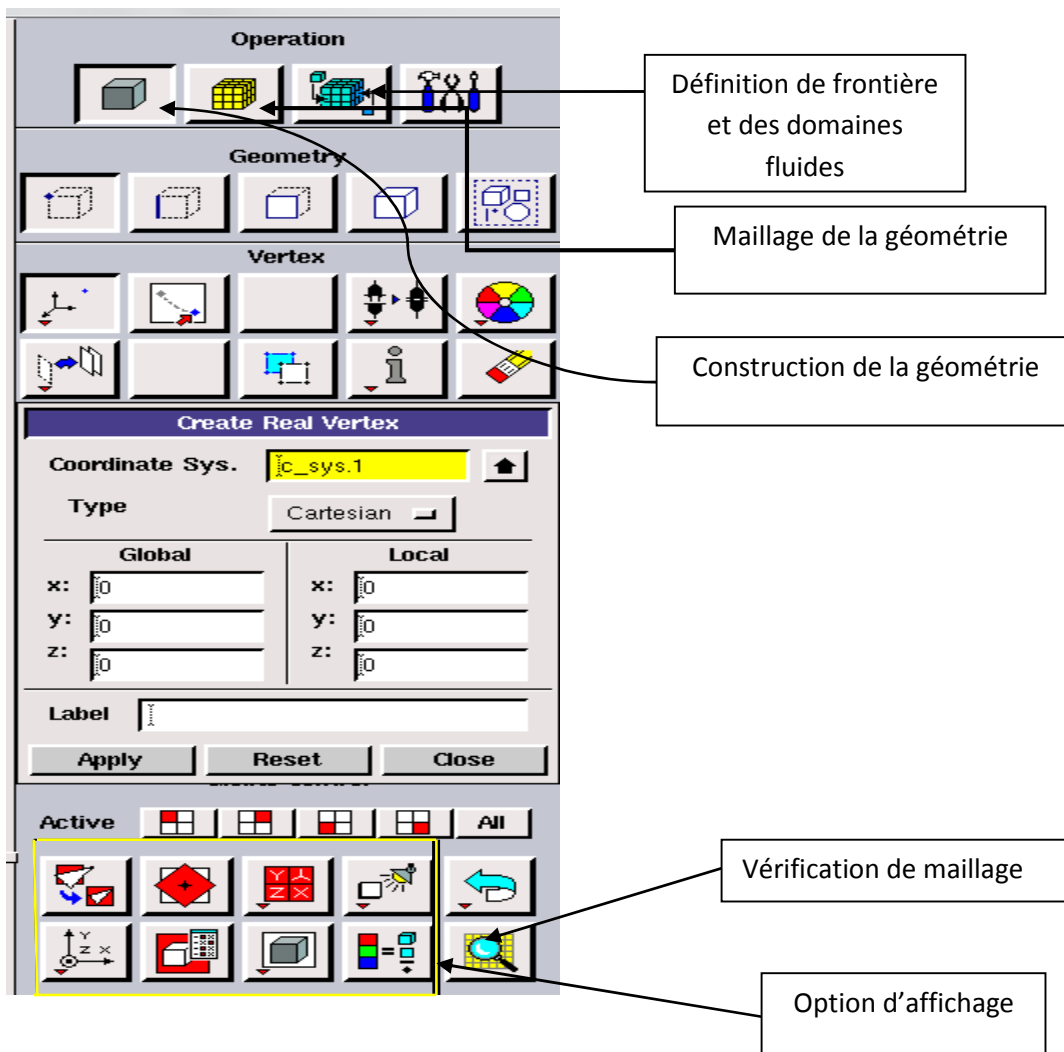


Figure IV.2 Les opérations pour construire une géométrie

IV .1.1.3 Maillage

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée. Cette opérations nous permé de mailler selon une ligne, une surface ou un volume.

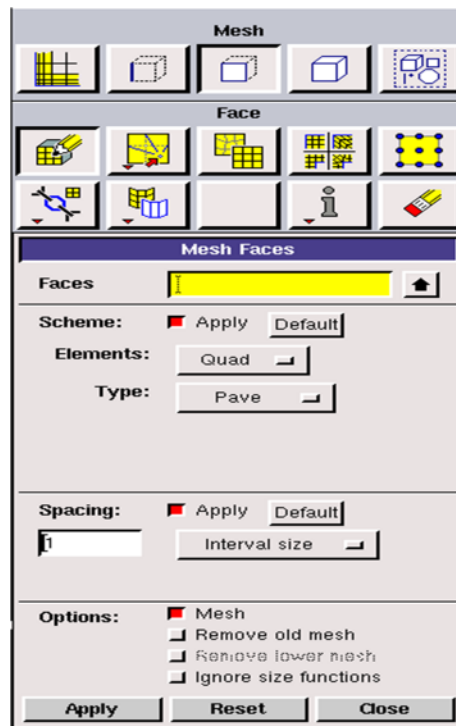


Figure IV.3: Menu de maillage

IV.1.1.4 Définition de conditions aux limites et de domaines de définition.

Après avoir fini le maillage, on passe à la définition des conditions limites.

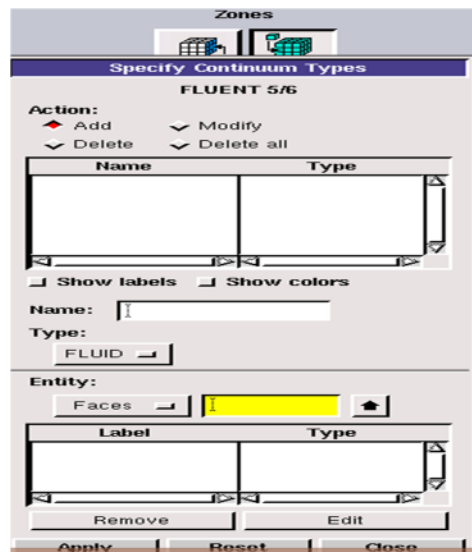


Figure IV.4: Menu de définition des conditions aux limites.

IV.1.2 Code Fluent

C'est un logiciel informatique destiné à résoudre et de simuler des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques par la méthode des volumes finis. C'est un logiciel très fiable et simple à utiliser.

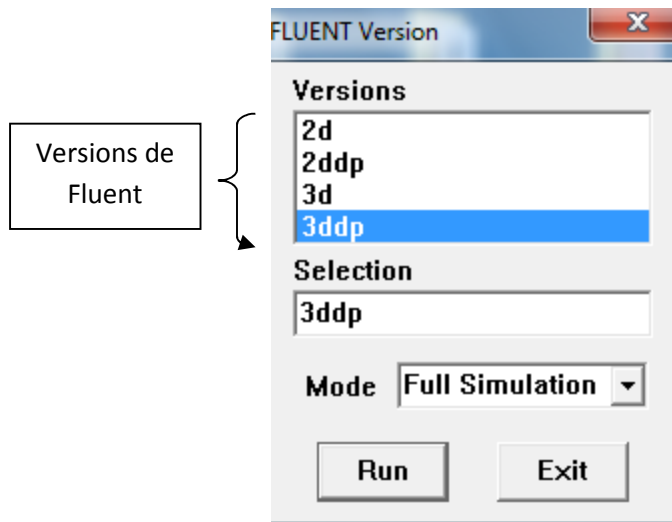


Figure IV.5 : Choix de version de Fluent.

- **2d** : Deux dimensions
- **2ddp** : Deux dimensions doubles précisions.
- **3d** : Trois dimensions.
- **3ddp** : Trois dimensions doubles précisions.

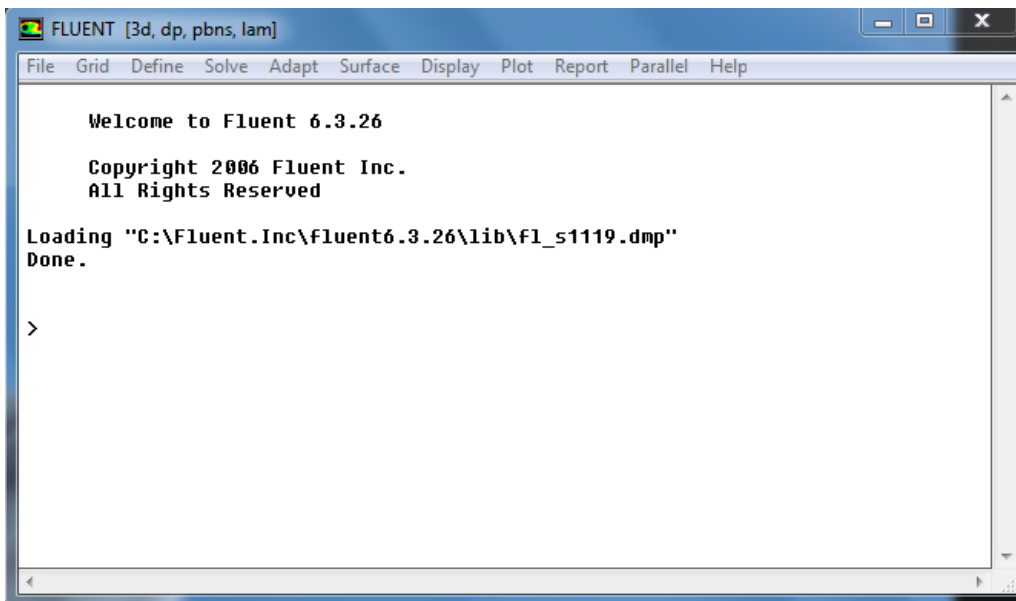


Figure IV.6: Interface principale.

Pour la procédure numérique on aura besoin des fonctions suivantes

File : Comporte les opérations réalisables sur les fichiers : lecture, sauvegarde, importation ...etc.

Grid : Pour les opérations de vérification et de manipulation du maillage et de la géométrie.

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

Solve : Pour le choix des équations à résoudre, des schémas de discrétisations, les critères de convergence afin d'initialiser le calcul et le démarrer.

Adapt : Pour adapter le maillage selon les paramètres voulus.

Surface : Pour créer des points, des lignes et des plans nécessaires à l’affichage des résultats.

Display et plot : Pour afficher les résultats afin d’être exploités.

Report : Permet d’afficher des rapports englobant les détails du phénomène étudié.

Parallel : Pour le calcul parallèle.

Help : Pour donner des orientations à l’utilisateur, en cas de besoin.

IV.3 Maillage de la géométrie

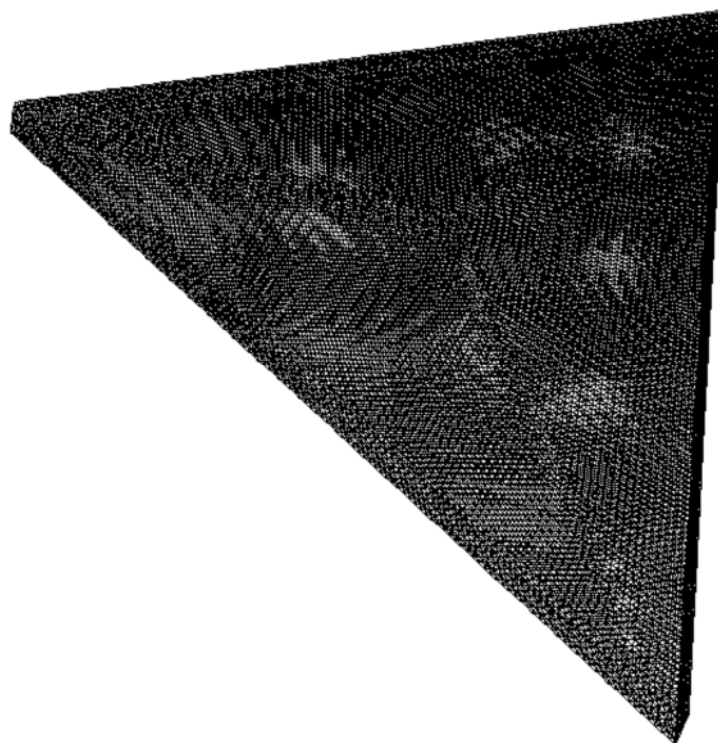


Figure IV.7: Maillage de la géométrie aile delta $\beta=80^\circ$ à $i=15^\circ$ et à $V_0=20.3\text{m/s}$.

IV.4 Résultats de la simulation numérique

IV.4.1 Résultats sans effet du sol

La simulation est effectuée à une vitesse $V_0=20\text{ m/s}$ à l’incidence de 15° les courbes de $(-C_p)$ seront relevées au niveau du tiers et au deux tiers de la corde en variant la hauteur de l’aile par rapport au sol (15cm, 10cm et 5cm).

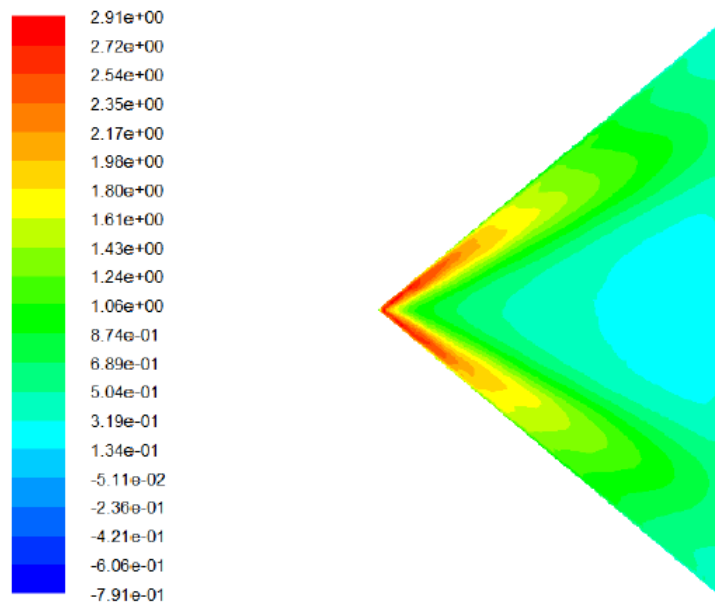
❖ Résultats sans effet du sol $h=15\text{cm}$, $\beta=80^\circ$, $V_0=20.3\text{m/s}$, $i=15^\circ$, pour plan transversal

Figure IV.8: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$ sans effet de sol ($h=15\text{cm}$).

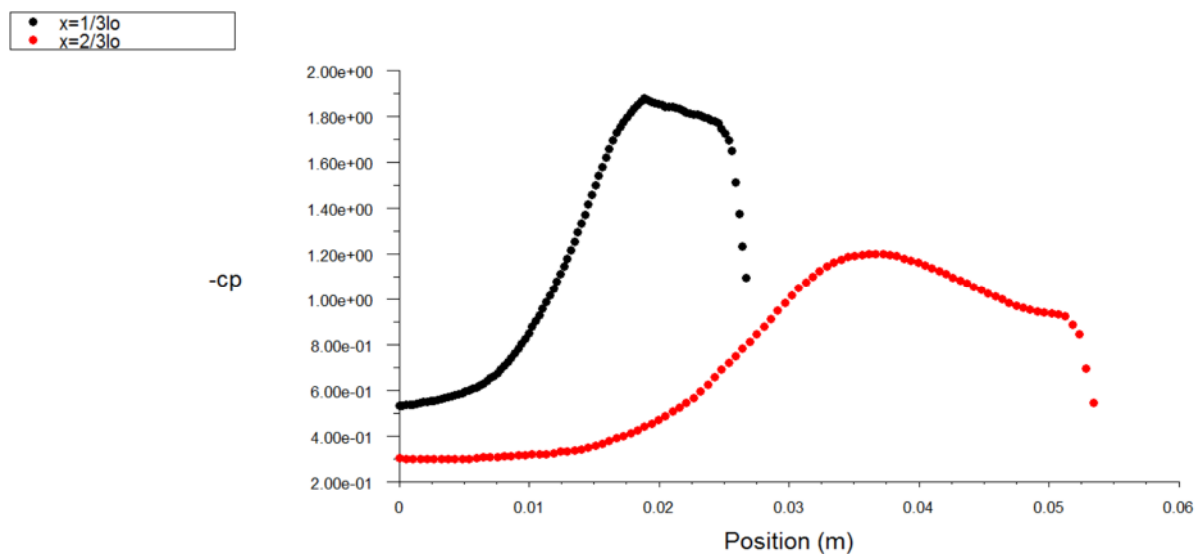


Figure IV.9 : Evolution du coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta.

Les deux courbes de $(-C_p)$ (au niveau du tiers et de deux tiers de la corde de l'aile) prennent les mêmes allures et montrent que la dépression est maximale sous le tourbillon principal.

Selon l'équation $\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{y_1}{x_1}$ $\alpha_1 = 54.7^\circ$

❖ Résultats de la simulation numérique pour le plan longitudinal

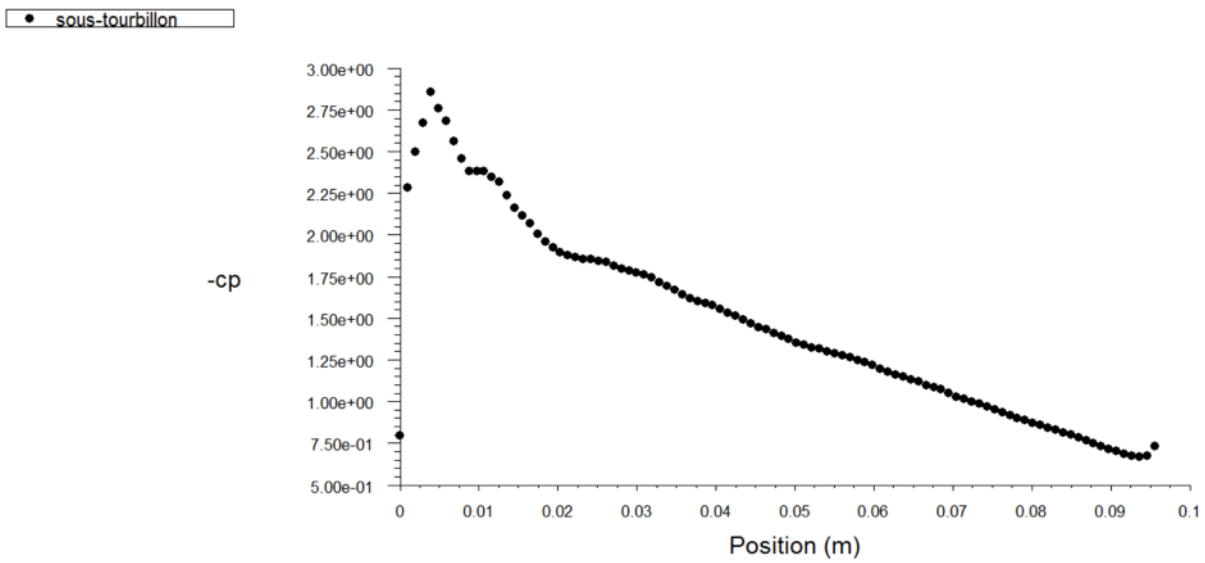


Figure IV.10: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal.

On remarque que les valeurs de coefficient de dépression est maximale au voisinage de l'apex de l'aile et elles diminuent lorsque on se rapproche du bord de fuite de l'aile.

IV.4.2 Résultats de la simulation numérique avec effet de sol

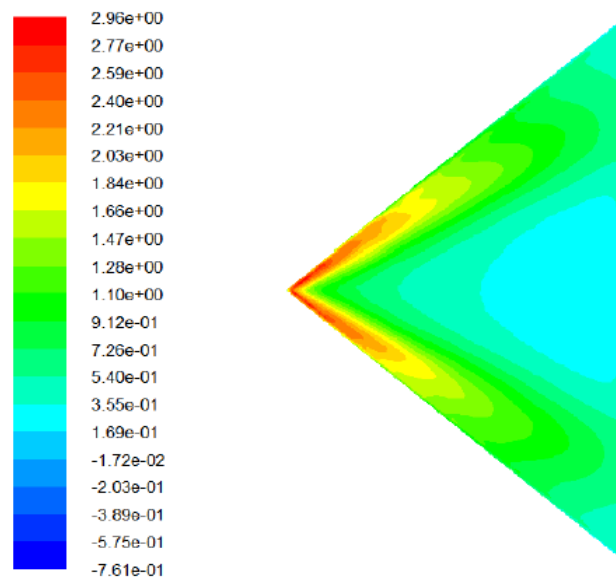
❖ Résultats avec effet du sol $h=10\text{cm}$, $\beta=80^\circ$, $V_0=20.3\text{m/s}$, $i=15^\circ$, plan transversal

Figure IV.11: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$

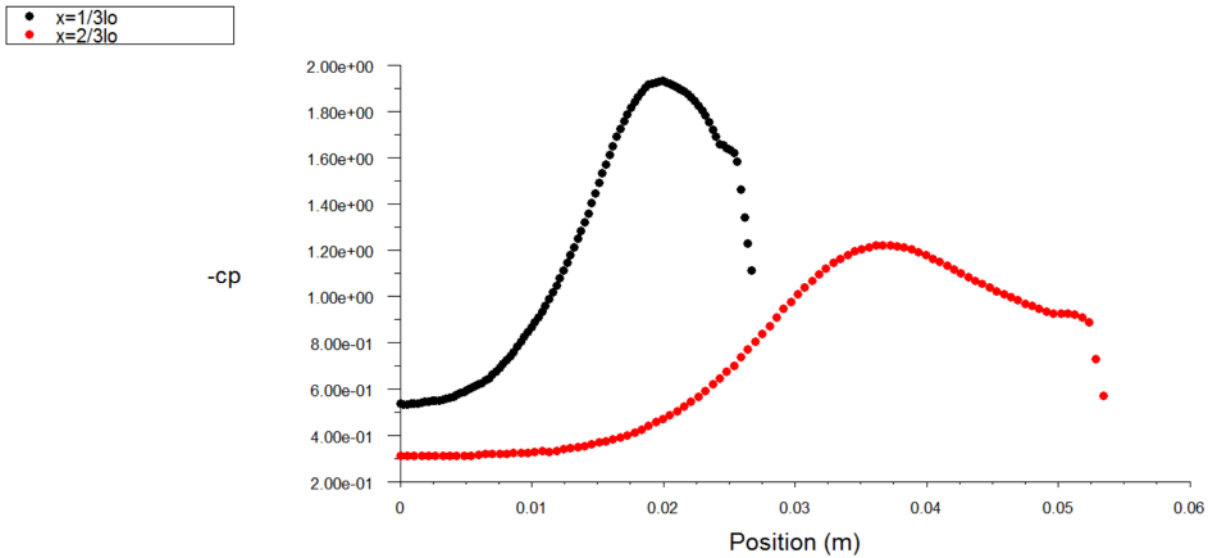


Figure IV.12 : Evolution de coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à ($i=15^\circ$) avec effet de sol à ($h=10\text{cm}$).

Les courbes suivent une même allure et montre un maximum de dépression.

❖ Résultats de la simulation numérique pour le plan longitudinal

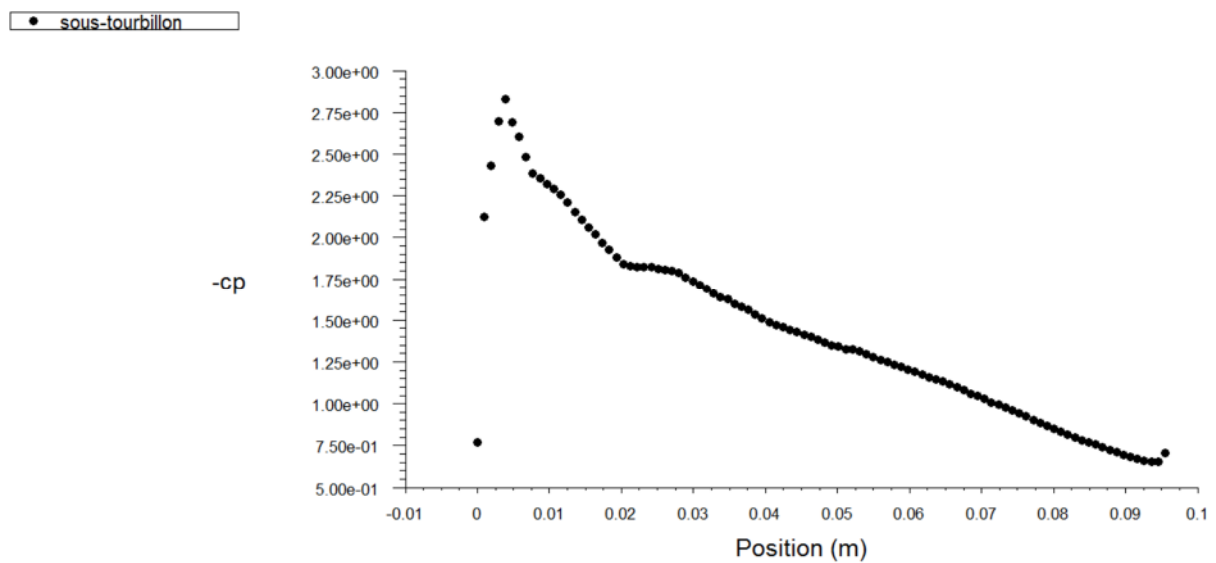


Figure IV.13: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal ($i=15^\circ$).

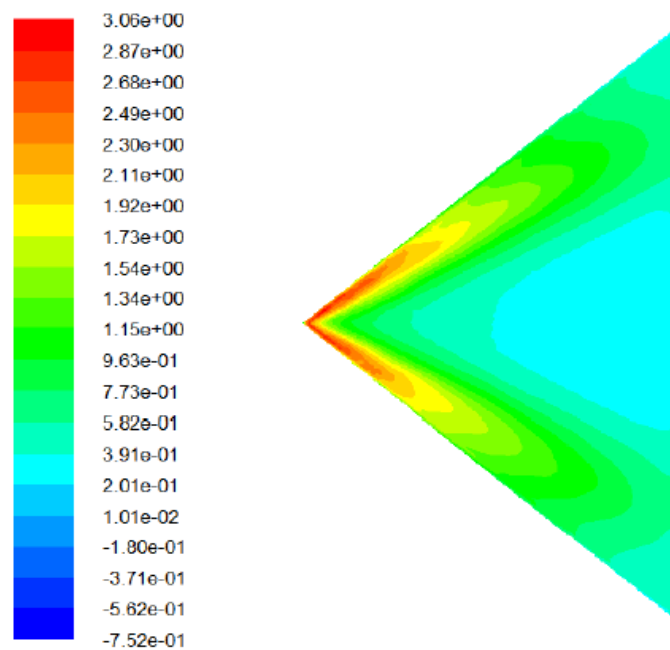
❖ Résultats avec effet du sol $h=5\text{cm}$, $\beta=80^\circ$, $V_0=20.3\text{m/s}$, $i=15^\circ$, plan transversal

Figure IV.14: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ sur l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à l'incidence $i=15^\circ$

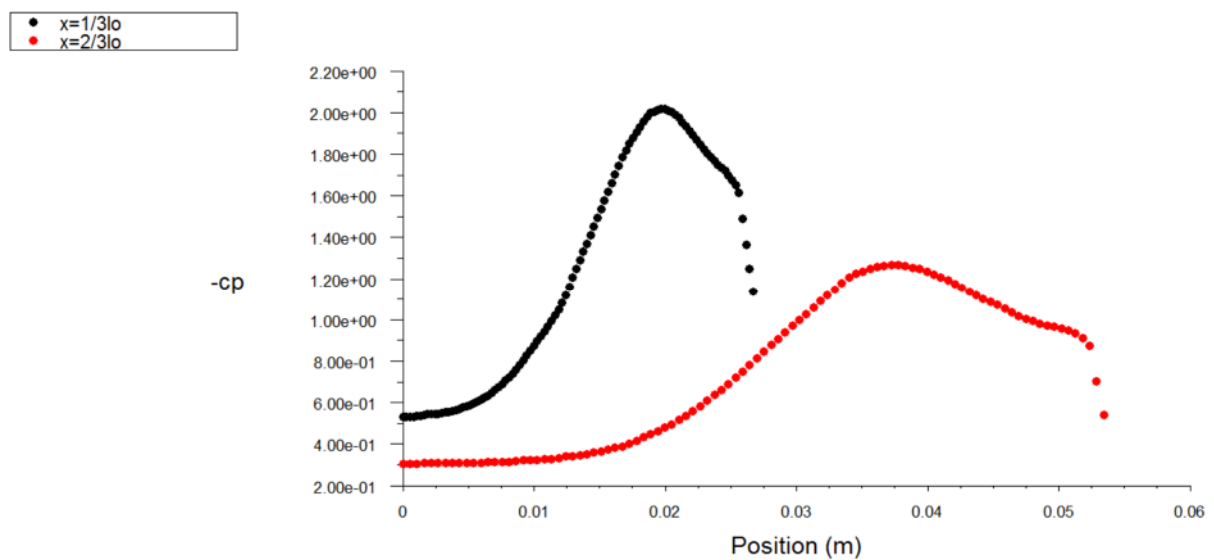


Figure IV.15 : Evolution de coefficient de dépression au tiers et au deux tiers de la corde de l'aile delta $\beta=80^\circ$ à ($i=15^\circ$) avec effet de sol ($h=5\text{cm}$).

Les deux courbes de $(-C_p)$ (au niveau du tiers et de deux tiers de la corde de l'aile) prennent les mêmes aspects d'évolutions et montrent que la dépression est maximale sous le tourbillon principal.

Selon l'équation $\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{y_1}{x_1}$ $\alpha_1=59.65^\circ$

❖ Résultats de la simulation numérique pour le plan longitudinal

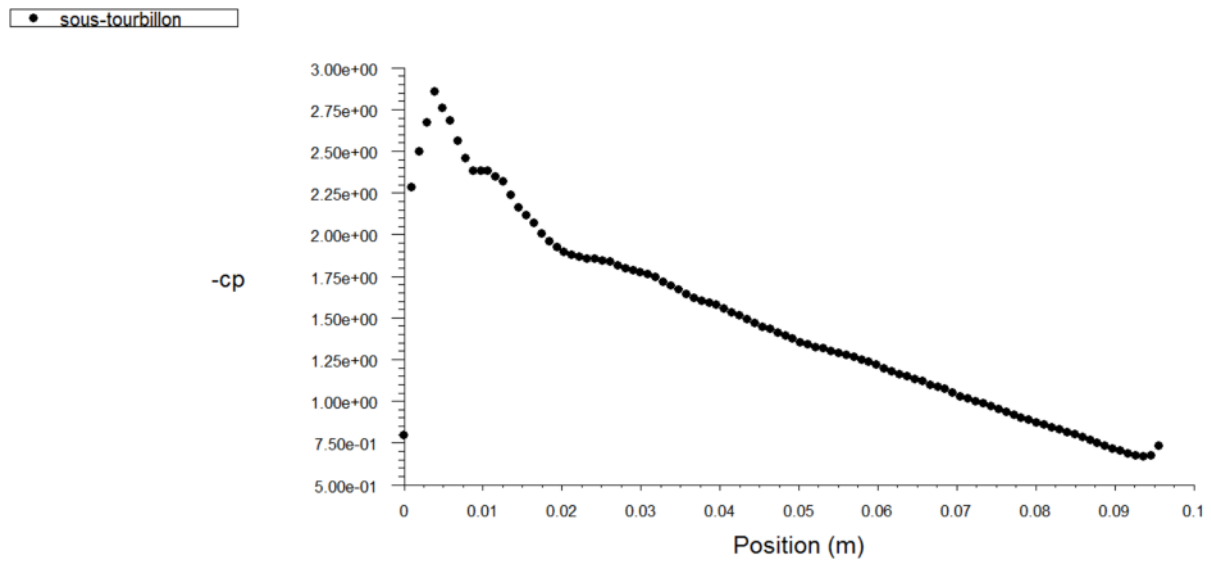


Figure IV.16: Evolution de $(-C_p)$ à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal ($i=15^\circ$).

Les valeurs du coefficient de dépression sont plus élevées à proximité de l'apex décroît au fur à mesure quand on s'approche de bord de fuite de l'aile.

IV.5 Comparaison des résultats numériques

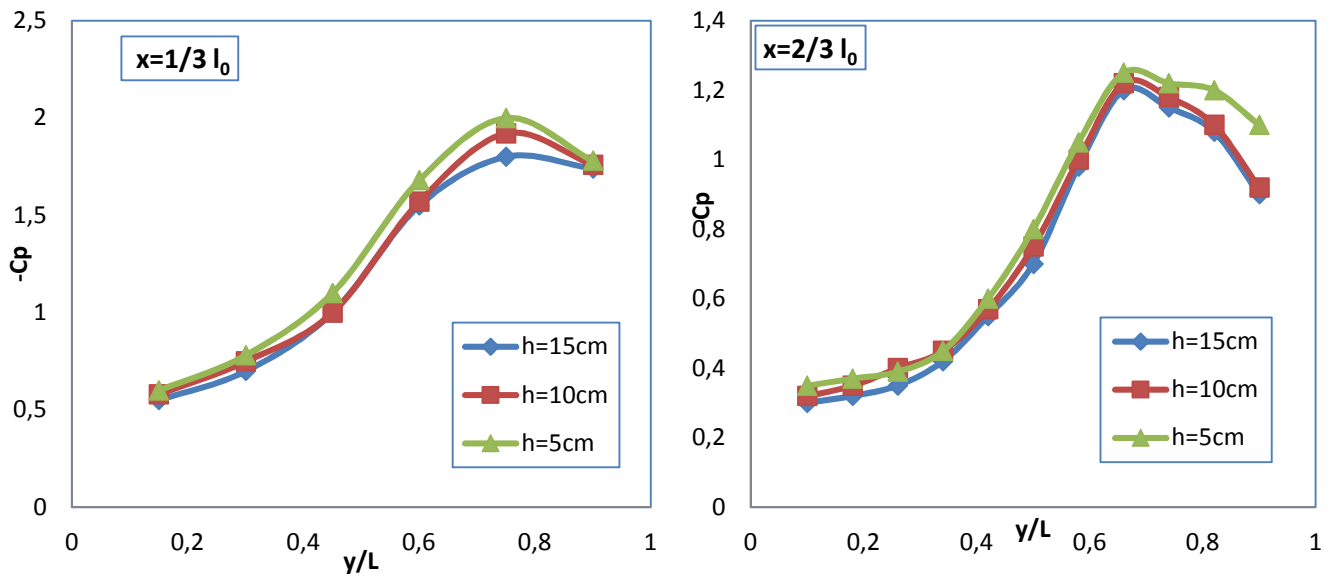


Figure IV.17 : Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ aux tiers et au deux tiers de la corde à ($V_0=20.3\text{m/s}$) et ($i=15^\circ$)

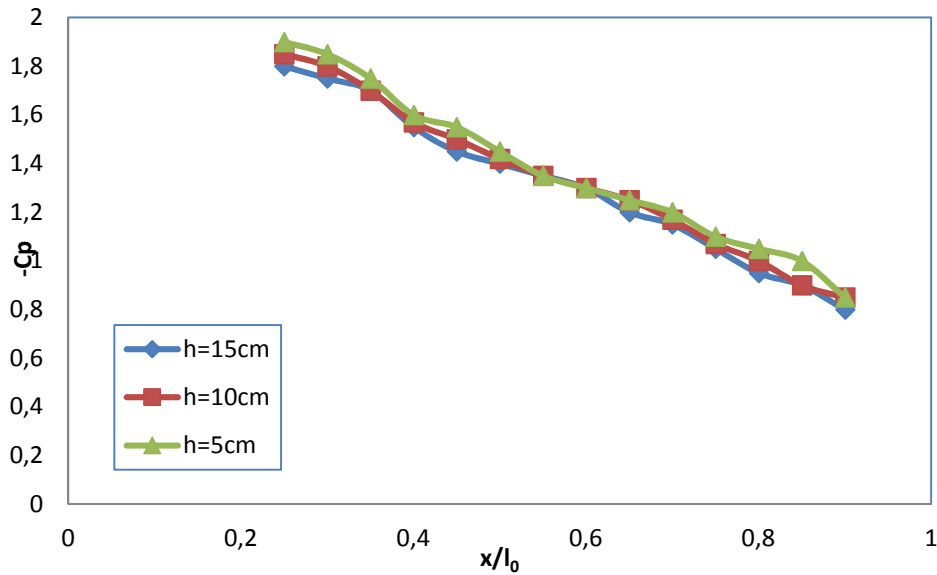


Figure IV.18: Comparaison de l'évolution de $(-C_p)$ numérique à l'extrados de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal

La figure (IV.17 et IV.18) montre une comparaison de l'évolution de dépression sur l'extrados de l'aile delta avec et son effet de sol, ces courbes de $(-C_p)$ prennent les mêmes allures sauf que ces valeur augmentent quand l'aile est proche de sol.

IV.6 Comparaison des résultats numériques et expérimentaux

Suivant l'axe transversal oy :

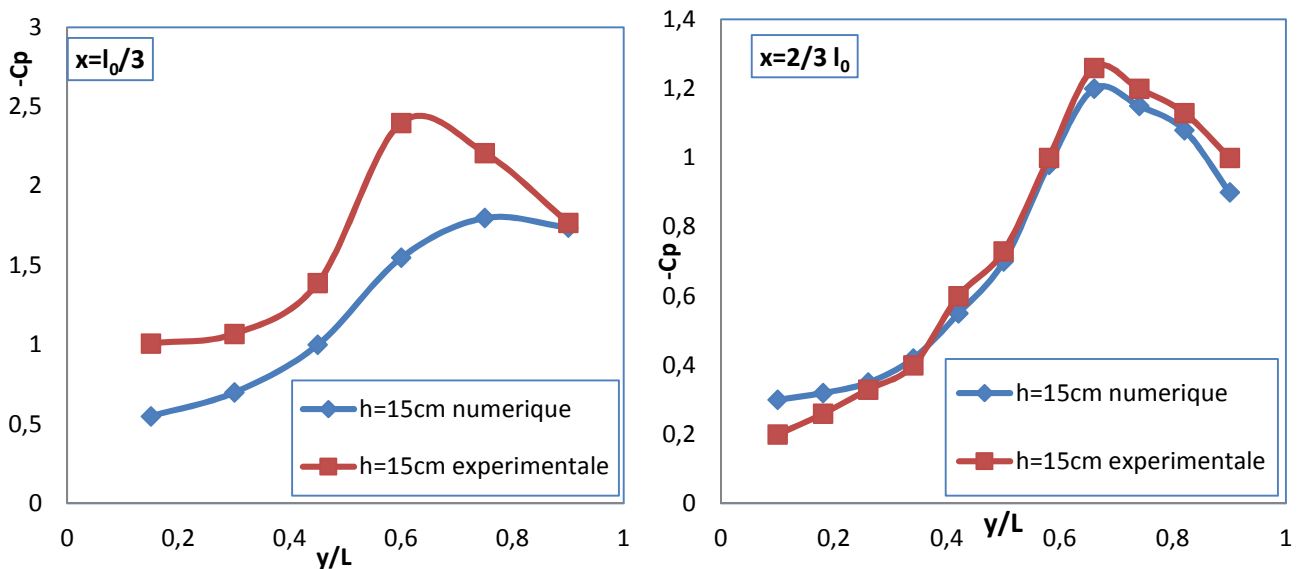


Figure IV.19: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3$ m/s sans effet de sol ($h=15$ cm) à l'incidence $i=15^\circ$.

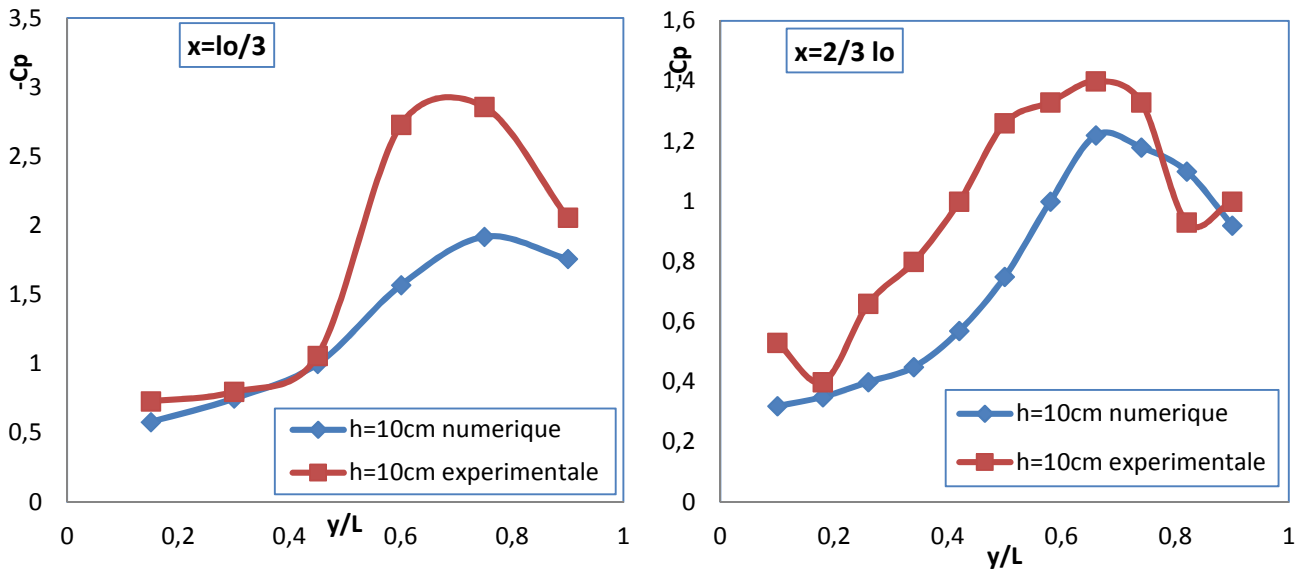


Figure IV 20 : Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3$ m/s avec effet de sol ($h=10\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$.

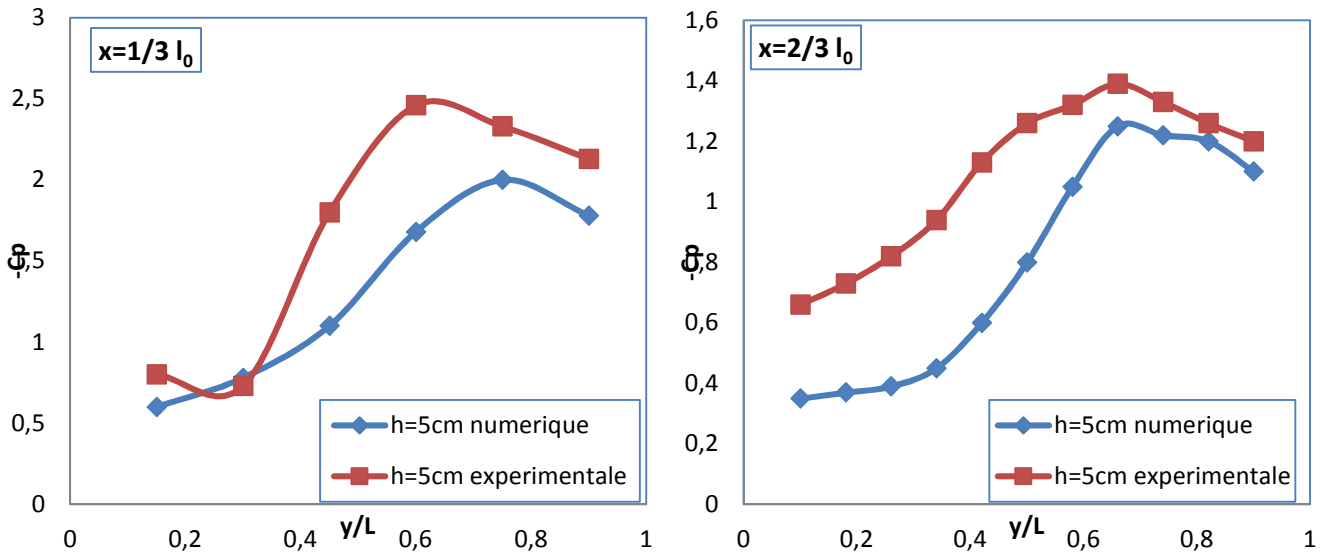


Figure IV 21: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ à $V_0=20.3$ m/s avec effet de sol ($h=5\text{cm}$) à l'incidence $i=15^\circ$

Les évolutions transversales de $-C_p$ (expérimentale et numérique) ont la même allure, mais on remarque un grand écart entre les deux courbes.

Suivant l'axe longitudinal ox :

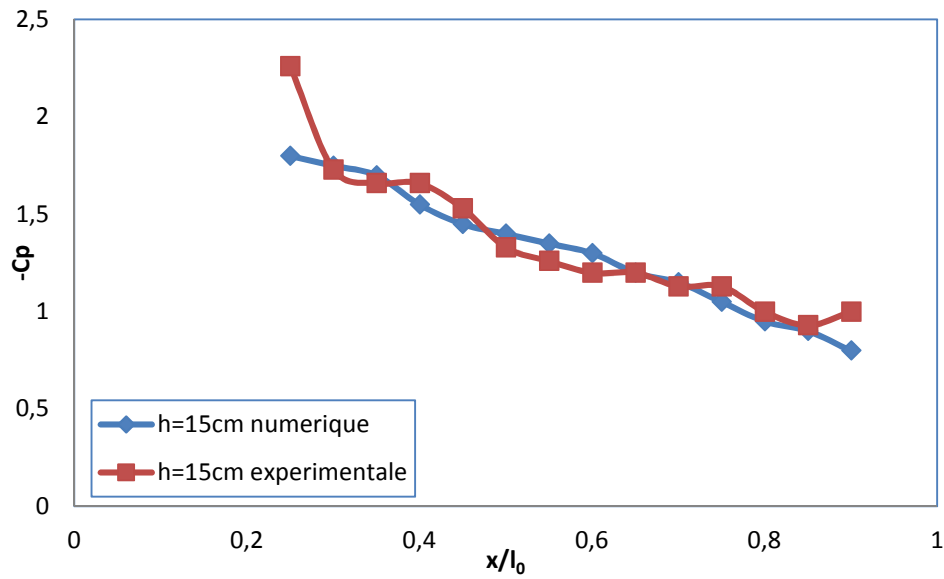


Figure IV 22: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal sans effet de sol ($h=15\text{cm}$) à $V_0=20.3$ m/s et $i=15^\circ$.

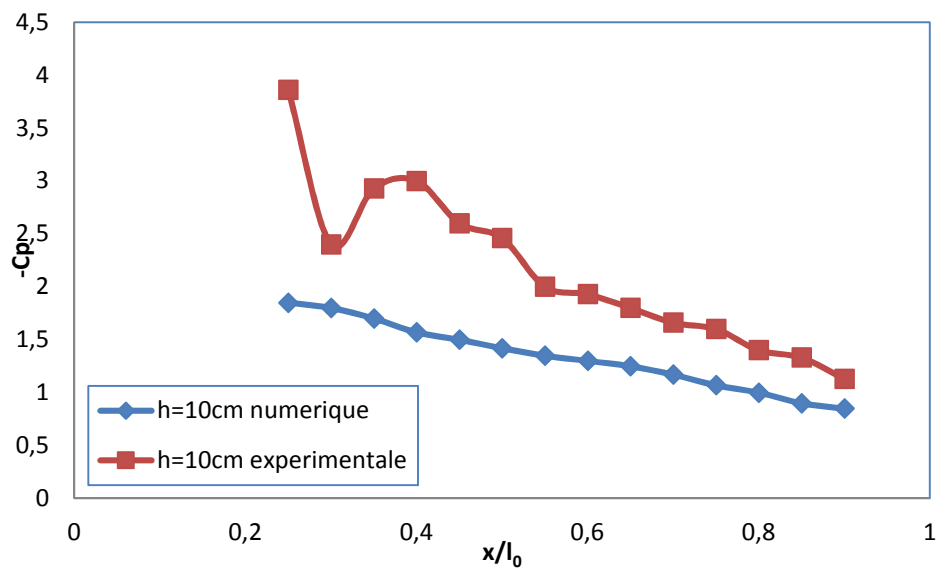


Figure IV 23: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal avec effet de sol ($h=10\text{cm}$) à $V_0=20.3$ m/s et $i=15^\circ$.

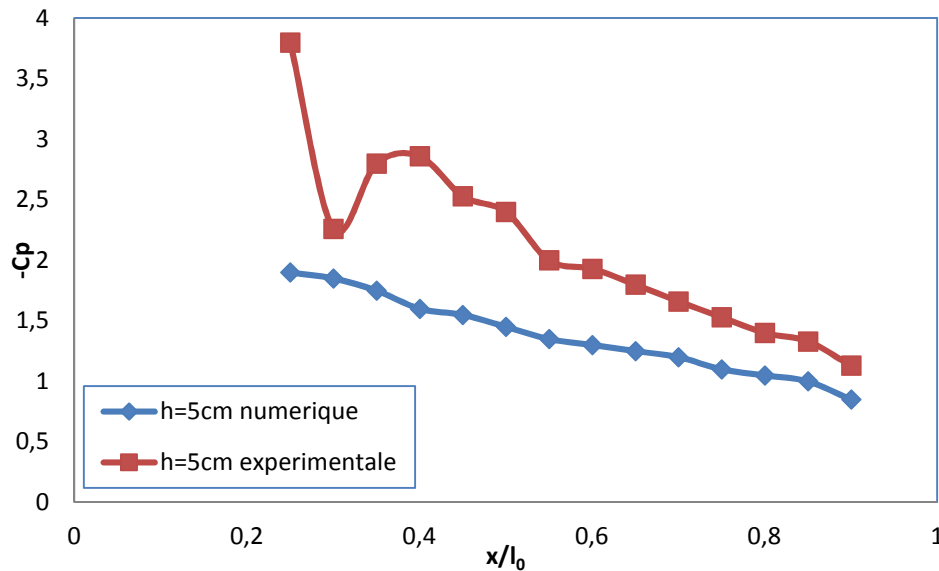


Figure IV 24: Comparaison de l'évolution de $-C_p$ de l'aile Delta $\beta=80^\circ$ sous le tourbillon principal avec effet de sol ($h=5\text{cm}$) à $V_0=20.3\text{ m/s}$ et $i=15^\circ$.

On constate que les valeurs numérique et expérimentale de coefficient de dépression ($-C_p$) obtenues à l'extrados de l'aile delta $\beta=80^\circ$ augmentent parallèlement avec une dominance pour les valeurs expérimentales.

IV.7 Conclusion

Les résultats numériques obtenus nous confirment l'existence de la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados des ailes delta le coefficient de la dépression $-C_p$ est plus important en présence de l'effet de sol, les résultats numériques ne concordent pas toutes avec les résultats expérimentaux.

Conclusion Générale

Dans ce présent travail il est observé que dans la configuration où l'avion est près du sol, comme dans le cas d'un avion à aile delta en phase d'atterrissage et ou décollage, la stabilité des tourbillons principaux contrarotatifs est analysée à travers l'évolution du champ de pression développé à l'extrados. Cette même problématique a été modélisée numériquement et les résultats obtenus montrent 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 qui se développent à l'extrados de l'aile delta, caractérisés par l'angle inter-tourbillonnaire (α_1) est légèrement affectée par la présence de l'effet de sol.
- L'effet de sol a une influence sur l'intensité des tourbillons qui se développent à l'extrados de l'aile delta.
- La taille des tourbillons augmente et leurs intensités diminuent en allant de l'apex vers le bord de fuite.
- la valeur du coefficient de dépression augmente avec l'angle d'incidence (i) jusqu'au décrochage
- les résultats obtenus on constate qu'on a aussi une influence de l'angle d'apex sur les valeurs des coefficients ($-C_p$). Les valeurs de $-C_p$ prennent une allure stable après le décrochage
- L'augmentation de la vitesse de l'écoulement entraîne souvent une augmentation de coefficient de dépression, pour $V_0 = 31$ m/s on obtient des valeurs plus grandes par rapport à $V_0 = 20$ m/s.
- L'effet du sol entraîne une réduction de la trainée induite, ce qui provoque une réduction de force de la portance nécessaire pour maintenir l'avion en vol.
- la simulation numérique nous a donné une approche acceptable entre les résultats numériques et expérimentaux pour les différentes ailes étudiées.

Bibliographie

- [1] **H. Werlé**, Quelques résultats expérimentaux sur les ailes en flèche, aux faibles vitesses, obtenus en tunnel hydrodynamique, La Recherche Aéronautique, 41, 1954.
- [2] **H. Werlé**, Visualisation en tunnel hydrodynamique, La Recherche Aéronautique, 33, 1953.
- [3] **W.H. Wentz and D.L. Kohlman**, Vortex breakdown on slender sharp edged wings, 1971.
- [4] **T. Schnorbus G.S. Taylor and I. Gursul**, An investigation of vortex flows over low sweep delta wings, In 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference, (AIAA Paper 2003-4021), 2003.
- [5] **N Visbal and R. Gordnier**, On the structure of the shear layer emanating from a swept leading edge at angle-of-attack, AIAA Paper, Juin 2003.
- [6] **Wikipédia**, Encyclopédie libre, Site internet officiel : www.wikipedia.com
- [7] **L'avionnaire** : Site internet : www.l'avionnaire.com
- [8] **F. Renak**, « Contrôle expérimental de l'écoulement tourbillonnaire sur une aile Delta », Thèse de Doctorat, Université Paris VI, Mars 2004.
- [9] **S. Srigrarom**, Occurrence of vortex breakdown on the swept and delta wings, In AIAA, editor, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, (AIAA Paper 2006-3004).
- [10] **S. Morgand**, «Caractérisation et contrôle de l'écoulement autour d'un UCAV générique», Thèse de Doctorat, Université Pierre et Marie Curie – Paris VI, (2013).
- [11] **P.B. Earnshaw**, An experimental investigation of the structure of a leading-edge vortex, Technical Report 3281, Aeronautical research council reports and memoranda, 1962.
- [12] **H. Werle**, Exploitations quantitative des visualisations d'écoulements obtenues dans les tunnels hydrodynamiques de l'ONERA, la recherche aérospatiale, (6), 49-72 .1990.
- [13] **ONERA**: Site internet: www.Onera.fr
- [14] **I. Boumrar**, « Comportement des ailes Delta à apex privilégiés avec et sans fuselage étude expérimentale et simulation numérique », Thèse de Doctorat, UMMTO, Septembre (2012).
- [15] **M. Benkir**, Persistance et destruction des structures tourbillonnaires concentrées en particulier au dessus d'ailes delta : Critères angulaires de stabilité aux écoulements, Thèse de Doctorat, Université de Valenciennes, avril 1990.
- [16] **Science & Vie Junior**, « L'avion Géant qui vole au ras des flots », n°161 de février 2003.
- [17] **J. Zhang, J.Zerihan**, «Off-surface aerodynamic measurements of a wing in ground effect, J. Aircraft, 40(4), 716–725. 2003.

- [18] **Wiesesberger, C.**: Wing resistance near the ground, *Zeitschrift für Flugtechnik Motorluftschiffahrt*, 10, 145–147, 1921.
- [19] **Tsiolkovsky, K.**, Air resistance and the express train, in *Air Cushion Vehicle History*, Neptune Hovercraft Shipbuilding Company, 1927.
- [20] **Nicola de Divitiis**, Performance and Stability of a Winged Vehicle in Ground Effect, *Journal of Aircraft*, vol. Vol. 42, No.1. 2005.
- [21] **Rozhdestvensky K.V.**, Wing-in-ground effect vehicles. *Prog. Aerosp. Sci.* 42, 211–283, 2006.
- [22] **Widnall, S.E. and Barrows, T.M.**, An analytical solution for two and three-dimensional wings in ground effect, *J. Fluid Mech.*, **41**(4), 769–792, 1970.
- [23] **N. Kornev and K. Matveev**, Complex numerical modeling of dynamics and crashes of wing in-ground vehicles, *AIAA*, 2003-600, 2003.
- [24] **A. E. Ockfen and K. I. Matveev**, “Aerodynamic characteristics of NACA 4412 airfoil section with flap in extreme ground effect,” *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 1, no. 1, pp. 1–12, 2009.
- [25] **H. H. Chun and C. H. Chang**, “Turbulence flow simulation for wings in ground effect with two ground conditions: fixed and moving ground,” *International Journal of Maritime Engineering*, pp. 211–227, 2003.
- [26] **MR Ahmed, SD Sharma**, Une enquête sur l’aérodynamique d’un profil aérodynamique symétrique approximée de sol, *Journal international de mécanique, Aérospatial, Industriel, Mécatronique et Manufacturing Engineering* Vol: 8, No: 7, 2014.
- [27] **M. Flores Salinas**, «Méthodologies nouvelles pour la réalisation d’essais dans la soufflerie PRICE-PAÏDOUSSIS », Thèse de Doctorat, École de technologie supérieure, Université du Québec, 2015.
- [28] **W. Nait Sidi Ahmed**, « Champs de pression pariétale à l’extrados d’ailes delta- Effet du sol.», Mémoire de fin d’études, UMMTO 2018.

