

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche**  
**Scientifique**

**Université MOULOUD MAMMERI - Tizi-Ouzou**



**Faculté du Génie de la Construction**  
**Département de Génie Mécanique**

Mémoire de Fin d'Études en Vue de l'Obtention du Diplôme

**'MASTER ACADEMIQUE'**

**En Génie Mécanique**  
**Option : Energétique**

*Intitulé:*

**Evaluation des Caractéristiques**  
**Aérodynamiques d'une Aile Delta**  
**Endommagée à l'Endroit des Tourbillons**  
**d'Apex.**

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

Etudié par :  
**Melle. MEKSEM MILIZA**

Promotion: 2013/2014

## REMERCIEMENTS

*A la fin de ce modeste travail, je remercie le bon dieu qui m'a donné la force et le bon sens pour aller jusqu'au bout de tous ce que j'ai entrepris dans ma vie, comme je tiens à remercier vivement toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire de fin d'études.*

*En ce moment de consécration, ma pensée va à: mon promoteur sans qui, ce travail ne pouvait avoir cette forme, je lui témoigne toute ma gratitude et reconnaissance pour m'avoir encouragé, consacré son temps précieux et m'accorder son attention avec une extrême patience, je le remercie pour tous ses conseils qui étaient mon guide vers une vision étendue.*

## DÉDICACES

*Avec un énorme plaisir, un cœur ouvert et une immense joie, que je dédie mon travail à mes chers parents, respectueux et magnifiques parents qui m'ont soutenus tout au long de ma vie ainsi à mes sœurs Emilia, Ouerdia, Vanessa, lyna et mon petit frère Rabah sans oublier mon grand père.*

*A mes chers amis : Youcef, Karam, Lamia, Moustapha*

# SOMMAIRE

Liste des figures .....	vi
Liste des tableaux .....	ix
Notations.....	x
Lettres latines.....	x
Lettres grecques .....	xi
Indices .....	xi
Introduction générale.....	1
<b>Chapitre 1 : Généralités sur les Ailes Delta</b>	
1.1 Introduction .....	2
1.2 Définition de l'aile Delta.....	2
1.3 Historique .....	3
1.4 Configuration générale d'un avion .....	3
1.4.1 cellule.....	4
1.5 Le profil d'aile.....	7
1.5.1 Les caractéristiques géométriques d'un profil.....	7
1.6 Les caractéristiques générales de l'aile Delta.....	8
1.6.1 Les caractéristiques qui définissent l'avion .....	8
1.6.2 Les caractéristiques géométriques d'une aile Delta.....	9
1.6.3 Les caractéristiques numériques d'une aile Delta .....	10
1.7 les caractéristiques aérodynamiques.....	11
1.7.1 Les forces.....	11
1.7.2 Les moments .....	14
1.7.3 Les caractéristiques aérodynamiques des profils d'aile d'avion qui sont importantes du point de vue contrôle et stabilité .....	15
1.8 Les facteurs qui influencent sur la résultante aérodynamique .....	15
1.9 Les matériaux utilisés pour la fabrication des ailes Delta .....	16
1.10 Domaines d'utilisations .....	17
1.10.1 Dans le domaine civil .....	17
1.10.2 Dans le domaine militaire, chasse.....	17
1.11 Les avantages et les inconvénients .....	18

1.11.1 Les avantages.....	18
1.11.2 Les inconvénients .....	18
1.12 Aperçu bibliographique des recherches sur l'aérodynamique des ailes Delta.....	19
1.13 Conclusion .....	21
<b>Chapitre 2 : Etude de l'écoulement Autour de l'Aile Delta</b>	
2.1 Introduction .....	22
2.2 L'air .....	22
2.2.1 Les caractéristiques physiques.....	22
2.3 L'écoulement .....	23
2.4 La couche limite .....	24
2.5 Les hypothèses de l'écoulement autour de l'aile.....	26
2.6 Structure de L'écoulement à L'extrados des Ailes Delta .....	27
2.6.1 Tourbillon Physique.....	27
2.6.2 Tourbillon aérodynamique.....	28
2.6.3 Structure Tourbillonnaire au-dessus d'Aile Delta .....	29
2.7 Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta mince.....	31
2.7.1 La Géométrie de l'Aile .....	31
2.7.2 Les équations correspondantes .....	32
2.8 Le Vol Transsonique et Supersonique.....	33
2.9 Les efforts aérodynamiques sur une aile delta .....	34
2.9.1 Prévission théorique .....	34
2.9.2 Effort Potentiel.....	35
2.9.3 Prévission de la Circulation.....	36
2.9.4 Position des Tourbillons .....	37
2.10 Influence de l'Angle d'Incidence sur la Traînée et la Portance.....	37
2.11 Influence de l'Angle d'Incidence et l'Angle $\alpha_1$ .....	39
2.12 Eclatement Tourbillonnaire .....	40
2.13 Conclusion .....	41

### Chapitre 3 : Techniques de mesure et réalisation des maquettes

3.1	Introduction .....	42
3.2	Moyen et méthodes de mesure .....	42
3.2.1	Généralités sur les souffleries .....	42
3.2.2	Présentation de la soufflerie utilisée pour les essais .....	43
3.2.3	Les éléments de la soufflerie et le principe de fonctionnement.....	43
3.3	Conditions de similitude .....	46
3.4	Techniques de mesure .....	47
3.4.1	La balance aérodynamique .....	47
3.4.1.1	Pied-support .....	47
3.4.1.2	Platine .....	48
3.4.1.3	Fléau dynamométrique .....	48
3.4.1.4	Elément de liaison .....	50
3.4.2	Multi-manomètre .....	50
3.4.3	Tube de Pitot .....	51
3.4.4	Dispositif électronique de mesure .....	52
3.4.4.1	Indicateur de contraintes .....	52
3.4.4.2	Micro-ordinateur et l'entrée de la chaîne d'acquisition des données .....	52
3.5	Etalonnage de la soufflerie .....	53
3.6	Etalonnage de la balance aérodynamique .....	54
3.6.1	Pour la Portance .....	54
3.6.2	Pour la Traînée .....	55
3.7	Répétitivité des Résultats Expérimentaux .....	56
3.8	Réalisation des Ailes et du Support .....	57
3.8.1	Dimensionnement des Ailes .....	57
3.8.2	Réalisation des Ailes .....	57
3.8.3	Réalisation du Support.....	58
3.9	Procédé de Mesure de $C_x$ et $C_z$ .....	59
3.10	Conclusion .....	62
3.11	Résultats de mesure .....	62
3.12	Analyse des résultats du coefficient de portance .....	66
3.12.1	Influence de l'incidence .....	66

3.12.2	Influence de la vitesse d'écoulement .....	66
3.12.3	Effets de l'endommagement .....	66
3.13	Analyse des résultats du coefficient de traînée.....	67
3.13.1	Influence de l'incidence .....	67
3.13.2	Influence de la vitesse d'écoulement .....	67
3.13.3	Influence de l'endommagement .....	67
3.14	Polaire et la Finesse .....	67
3.14.1	La polaire .....	68
3.14.2	La finesse .....	69
3.15	Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_z$ et $C_x$ des deux ailes delta .....	70
3.16	Conclusion .....	75
<b>Chapitre 4 : Simulation Numérique (Code Fluent)</b>		
4.1	Introduction .....	76
4.2	Outil de simulation Gambit et Fluent .....	76
4.2.1	L'outil Gambit .....	76
4.2.1.1	Vue globale .....	77
4.2.1.2	Définir la géométrie .....	78
4.2.1.3	Le maillage .....	79
4.2.1.4	Conditions aux limites .....	79
4.2.1.5	Exportation du maillage de Gambit .....	80
4.2.2	L'outil Fluent .....	80
4.2.2.1	Étapes générales .....	81
4.3	Méthodologie et résultats de calcul .....	82
4.3.1	Description de l'aile et du milieu extérieur .....	82
4.3.2	Le choix du maillage .....	83
4.3.3	Conditions aux limites .....	84
4.3.4	Propriétés de l'air .....	85
4.3.5	Calcul itératif .....	85
4.4	Résultats de la simulation numérique .....	87
4.4.1	Contours de $-C_p$ numérique à l'extrados et à l'intrados des ailes Delta, pour une vitesse $V_0 = 20.3\text{m/s}$ .....	87

---

4.4.2	Evolution des coefficients aérodynamiques $C_z$ et $C_x$ .....	90
4.4.3	La polaire et la finesse numériques .....	92
4.5	Comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques .....	93
4.6	Conclusion .....	95
	<b>Conclusion générale .....</b>	<b>96</b>

**Annexes**

# LISTE DES FIGURES

<b>Figure 1.1</b> : Dassault Mirage III .....	3
<b>Figure 1.2</b> : l'aile unique delta .....	3
<b>Figure 1.3</b> : Delta avec empennage .....	6
<b>Figure 1.4</b> : Delta simple .....	6
<b>Figure 1.5</b> : Delta tronquée.....	6
<b>Figure 1.6</b> : Gothique .....	6
<b>Figure 1.7</b> : Brisée ou double delta .....	6
<b>Figure 1.8</b> : profil d'aile .....	7
<b>Figure.1.9</b> : les caractéristiques géométriques d'une aile .....	7
<b>Figure 1.10</b> : les caractéristiques géométriques d'une aile delta .....	10
<b>Figure 1.11</b> : Schéma des forces exercées sur un avion .....	12
<b>Figure 2.1</b> : écoulement laminaire.....	23
<b>Figure 2.2</b> : écoulement turbulent .....	24
<b>Figure 2.3</b> : écoulement tourbillonnaire .....	24
<b>Figure 2.4</b> : exemple de couche laminaire.....	25
<b>Figure 2.5</b> : la couche limite sur un profil .....	25
<b>Figure 2.7</b> : écoulement au-dessus d'une aile delta.....	28
<b>Figure 2.8</b> : l'angle $\beta$ privilégié .....	29
<b>Figure 2.9</b> : angle non privilégié .....	30
<b>Figure 2.10</b> : émissions colorées au bord d'attaque d'une aile delta en incidence formation des tourbillons d'extrados .....	30
<b>Figure 2.11</b> : la géométrie de l'aile .....	31
<b>Figure 2.12</b> : le cône de match .....	34
<b>Figure 2.13</b> : géométrie de l'aile delta : repère terrestre fixe $(X_0, Y_0, Z_0)$ et repère liés à la maquette $(X, Y, z)$ .....	35

<b>Figure 2.14</b> : variation de l'angle d'incidence.....	38
<b>Figure 3.1</b> : soufflerie subsonique .....	45
<b>Figure 3.2</b> : balance aérodynamique .....	47
<b>Figure 3.3</b> : la balance aérodynamique utilisée .....	48
<b>Figure 3.4</b> : Disposition des jauges de contrainte.....	48
<b>Figure 3.5</b> : Jauge de contrainte .....	49
<b>Figure 3.6</b> : Pont de Wheatstone .....	49
<b>Figure 3.7</b> : multi-manomètre.....	50
<b>Figure 3.8</b> : Tube de Pitot.....	51
<b>Figure 3.9</b> : indicateur de contraintes .....	52
<b>Figure 3.10</b> : entrée de la chaîne d'acquisition .....	53
<b>Figure 3.11</b> : micro-ordinateur .....	53
<b>Figure 3.12</b> : Différentes sections et points de mesure du profil des vitesses .....	53
<b>Figure 3.13</b> : Section utile de la veine d'essais .....	54
<b>Figure 3.14</b> : étalonnage de la balance pour la portance .....	55
<b>Figure 3.15</b> : étalonnage de la balance pour la traînée .....	56
<b>Figure 3.16</b> : dispositif d'étalonnage de la balance aérodynamique pour la traînée .....	56
<b>Figure 3.17</b> : aile destinée à la mesure de $C_z$ et $C_x$ sans endommagement avec un angle d'apex de $80...^\circ$	58
<b>Figure 3.18</b> : destinée à la mesure de $C_z$ et $C_x$ sans endommagement avec un angle de $45^\circ$ .....	58
<b>Figure 3.19</b> : réalisation du support pour la mesure de $C_x$ et $C_z$ .....	59
<b>Figure 3.20</b> : Aile destinée à la mesure de $C_z$ et $C_x$ avec endommagement avec un angle d'apex de $80^\circ$ .....	61
<b>Figure 3.21</b> : Aile destinée à la mesure de $C_z$ et $C_x$ avec endommagement avec un angle d'apex de $45^\circ$	62
<b>Figure 3.22</b> : évaluation de $C_z$ et $C_x$ en fonction de l'incidence pour $\beta = 45^\circ$ .....	64
<b>Figure 3.23</b> : évaluation de $C_z$ et $C_x$ en fonction de l'incidence pour $\beta = 80^\circ$ .....	65
<b>Figure 3.24</b> : Evolution des polaires des deux ailes delta étudiées .....	68
<b>Figure 3.25</b> : Evolution des finesses des deux ailes delta étudiées .....	69
<b>Figure 3.26</b> : Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_z$ des deux ailes delta étudiées à $V_0=20.3$ m/s .....	71

<b>Figure 3.27 :</b> Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_x$ des deux ailes delta étudiées à $V_0=20.3$ m/s .....	72
<b>Figure 3.28:</b> Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_z$ des deux ailes delta étudiées à $V_0=31$ m/s .....	73
<b>Figure 3.29:</b> Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_x$ des deux ailes delta étudiées à $V_0=31$ m/s .....	74
<b>Figure 4.1 :</b> interface de gambit .....	77
<b>Figure 4.2 :</b> menu principale de gambit.....	77
<b>Figure 4.3 :</b> l'option pour choisir le logiciel.....	78
<b>Figure 4.4 :</b> exportation du maillage .....	80
<b>Figure 4.5 :</b> interface de fluent .....	81
<b>Figure 4.6 :</b> maillage de la géométrie pour $\beta = 45^\circ$ sans endommagement .....	83
<b>Figure 4.7:</b> maillage de la géométrie pour $\beta = 80^\circ$ sans endommagement .....	83
<b>Figure 4.8 :</b> maillage de la géométrie pour $\beta = 45^\circ$ avec endommagement à $x = \frac{1}{3}l_0$ .....	84
<b>Figure 4.9 :</b> Aile d'angle d'apex $\beta = 45^\circ$ non endommagée à $i = 15^\circ$ , $V_0 = 20.3$ m/s.....	88
<b>Figure 4.10 :</b> Aile d'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec endommagement à $x = \frac{1}{3}l_0$ , à l'incidence $i = 15^\circ$ , $V_0 = 20.3$ m/s .....	88
<b>Figure 4.11 :</b> Aile $\beta = 80^\circ$ non endommagée à $i=15^\circ$ , $V_0=20.3$ m/s.....	89
<b>Figure 4.12 :</b> Aile $\beta = 80^\circ$ avec endommagement à $x = \frac{1}{3}l_0$ , à l'incidence $i = 15^\circ$ , $V_0 = 20.3$ m/s .....	89
<b>Figure 4.13 :</b> évolution de $C_z$ et $C_x$ en fonction de l'incidence pour $\beta = 45^\circ$ .....	90
<b>Figure 4.14 :</b> évolution de $C_z$ et $C_x$ en fonction de l'incidence pour $\beta = 80^\circ$ .....	90
<b>Figure 4.15 :</b> évolution de la polaire et de la finesse pour les deux angles d'apex .....	92
<b>Figure 4.16 :</b> comparaison des résultats numériques et résultats expérimentaux pour l'angle d'aile $\beta=45^\circ$ .....	93
<b>Figure 4.17 :</b> comparaison des résultats numériques et résultats expérimentaux pour l'angle d'aile $\beta=80^\circ$ .....	94

---

# LISTE DES TABLEAUX

<b>Tableau 3.1</b> : Caractéristiques géométriques des ailes étudiées.....	57
<b>Tableau 3.2</b> : les angles entre les tourbillons .....	60
<b>Tableau 3.3</b> : positions des endommagements.....	61

# NOTATIONS

## Lettres latines :

<b>S</b> : la surface alaire	(m <sup>2</sup> )
<b>l<sub>0</sub></b> : La corde	(m)
<b>L</b> : l'envergure	(m)
<b>P</b> : le poids	(N)
<b>m</b> : la masse	(Kg)
<b>g</b> : la constante de gravité	(m/s <sup>2</sup> )
<b>Ox</b> : axe médian issu de l'apex de l'aile orienté vers le bord de fuite.	
<b>Oy</b> : axe transversal dans le plan de l'aile.	
<b>Oz</b> : axe vertical perpendiculaire à la surface de l'aile.	
<b>Cz</b> : coefficient de portance.	
<b>Cx</b> : coefficient de traînée.	
<b>V</b> : la vitesse de l'écoulement	(m/s)
<b>Fz</b> : force de portance	(N)
<b>Fx</b> : force de traînée	(N)
<b>M</b> : le moment	(N/m)
<b>F</b> : la force	(N)
<b>d</b> : la distance	(m)
<b>Cl</b> : le coefficient du moment de roulis	
<b>Cm</b> : le coefficient du moment de tangage	
<b>Cn</b> : le coefficient du moment de lacet	
<b>P<sub>d</sub></b> : La pression dynamique	(Pa)
<b>U</b> : la vitesse de l'air. (m/s)	
<b>n</b> : le nombre de brin	

$X_0, Y_0, Z_0$  : Système d'axes de coordonnées cartésiennes repère fixe

Oxyz : système d'axes de coordonnées cartésiennes

$R$  : La résistance nominale d'une jauge (Ω)

$P_a$  : Pression d'arrêt (Pa)

$P_m$  : Pression statique au point m (Pa)

$i$  : l'angle d'incidence (°)

$d$  : le diamètre de l'endommagement (mm)

$e$  : l'épaisseur de la maquette (mm)

$Re$  : nombre de Reynolds

**Lettres grecques :**

$\alpha_1$  : L'angle entre les tourbillons (°)

$\beta$  : angle d'apex (°)

$\delta$  : angle de fuite (°)

$\varphi_{ba}$  : Flèche du bord d'attaque (°)

$\lambda$  : l'allongement

$\rho_H$  : La masse volumique de l'huile (Kg/m<sup>3</sup>)

$\rho$  : la masse volumique (Kg/m<sup>3</sup>)

$\Delta h$  : différence des hauteurs d'huile lues sur le manomètre (mm)

$\varepsilon$  : longueur des jauges de contraintes (mm)

$\varphi'$  : Potentiel des vitesses associé au champ perturbé

$\Gamma$  : Circulation d'un tourbillon

**Indices :**

**o** : amont infini

**a** : point d'arrêt

**X,Y,Z** : projection suivant les axes

# INTRODUCTION GENERALE

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

Récemment les concepteurs des avions de combat modernes, ont manifesté un niveau d'intérêt pour les avions supersoniques qui possèdent une voilure en forme de Delta. Cette géométrie possède plusieurs avantages dont une structure plus rigide et une traînée d'onde réduite par rapport à des ailes de grand allongement. Pour une aile delta dans un écoulement, les pressions d'intrados sont supérieures aux pressions d'extrados [1]; le fluide a donc tendance à contourner l'aile à ces bords d'attaque dans le sens intrados –extrados ce qui donne naissance à une nappe tourbillonnaire qui s'enroule en cornet. L'intensité de ces tourbillons augmente avec l'augmentation de l'incidence, ces tourbillons introduisent par leurs effet de succion un gain de portance supplémentaire qui favorise l'extension du domaine de vol aux hautes incidences. Par ailleurs, les angles formés par les tourbillons d'apex sont affectés par la valeur de l'angle à l'apex de l'aile, selon qu'il s'agit d'angle privilégiés ou non privilégié [1]. Leurs développement est limité par l'apparition d'une désorganisation appelée éclatement tourbillonnaire qui remonte en fonction de l'incidence vers l'amont de l'aile ce qui s'accompagne d'une perte de portance et d'une augmentation de traînée.

Dans ce travail, nous nous proposons, d'analyser les effets d'un endommagement situé sous le tourbillon principal sur les caractéristiques aérodynamiques ( $C_z$  et  $C_x$ ) des ailes delta. La comparaison de la nouvelle forme obtenue avec la forme initiale non endommagée. Les différents coefficients aérodynamiques ( $C_z$  et  $C_x$ ) sont déterminés grâce à des mesures expérimentales et à l'aide du code de calcul CFD développé sous Fluent pour la partie numérique.

Ce travail est composé de quatre chapitres :

Le premier chapitre est consacré aux généralités sur les ailes delta, le second consiste à l'étude de l'écoulement autour de l'aile delta tandis que le troisième présente les techniques de mesure et la méthode de réalisation des maquettes, dans ce même chapitre on présente les résultats expérimentaux obtenus. Enfin dans le quatrième chapitre nous nous sommes intéressés à la simulation numérique du problème étudié à l'aide du code de calcul Fluent.

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

# **CHAPITRE 1**



## ***GÉNÉRALITÉS SUR LES AILES DELTA***

## 1.1 Introduction :

Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. L'avion transformé en une aile delta C'est le pari fou des chercheurs qui ont entièrement remanié les avions de chasse actuels et ça grâce à l'aérodynamique qui est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps. En d'autres termes, il s'agit des phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixe dans le fluide en mouvement (aile d'avion dans une soufflerie). Le premier objectif de l'aérodynamique est de déterminer les forces et les moments, sur un corps se déplaçant dans un fluide, généralement de l'air, par exemple, la génération de la portance, de la traînée et des moments sur les profils, les ailes d'avion, le fuselage. On pourrait aussi s'intéresser, aux détails de l'écoulement dans le sillage d'un corps en mouvement. Le second objectif se résume à la détermination des écoulements internes des gaz dans les tuyaux, les moteurs, les turbines, les compresseurs et les ventilateurs. Et dans notre travail on s'intéresse au premier objectif.

## 1.2 Définition de l'Aile Delta :

Une **aile delta** est d'origine la lettre majuscule grecque delta ( $\Delta$ ), est une configuration d'aile caractérisée par une voilure en forme de triangle isocèle, elle a un axe de symétrie Sur cet avion en aile unique, la cellule et les ailes sont confondues. Il présente des formes incurvées des courbes lisses et sa structure est en matériaux composites légers. Elle est destinée à équiper des avions rapides, les avions de chasses et présente de nombreuses caractéristiques à la fois écologiques et aérodynamiques Sa forme en aile unique, agit également sur sa portance En effet, c'est la surface entière de l'aile qui est considérée dans l'équation de portance. Elle augmente donc, et permet la suppression de certains dispositifs hypersustentateurs tels que les bords de fuite ou les volets. Comme tout autre type d'aile d'avion, l'aile delta est la partie destinée à fournir la sustentation.



**Figure 1.1 :** Dassault Mirage III.



**Figure 1.2 :** L'aile unique delta.

### 1.3 Historique :

L'aile delta n'est pas une invention récente, il ya des siècles de cela les scientifiques ont déjà caressé le rêve de créer cette aile d'avion qui leur permettrait de défier les lois de la nature .Au XVIIe siècle un artilleur de nationalité polonaise avait déjà fait la description des ailes delta. Plus d'un siècle plus tard, le 19 juillet 1867 les inventeurs anglais James William Butler et Edmund Edwards déposent un brevet pour un avion à aile delta propulsé par un jet de vapeur. Pour autant, cette configuration d'aile ne prend réellement de l'ampleur que dans les années 1930, d'abord en France avec les prototypes de Nicolas Roland Payen, puis en Allemagne avec les travaux d'Alexander Lippisch ou en Suisse avec le projet du N-20 Aiguillon et les planeurs prototypes Arbalète. En 1948 inspiré des travaux de Lippisch, le Convair XF-92A devient le premier aéronef américain à aile delta à vole. Et en 1953, le F-102 Delta Dagger fut le premier avion à aile delta construit en série.

### 1.4 Configuration Générale d'un Avion :

Un avion peut, d'une manière générale, être décomposé en un nombre limité de sous ensembles : cellule, groupe motopropulseur, commandes de vol, servitudes de bord, avionique, emports internes ou externes. Ces éléments, à quelques exceptions près, sont présents sur tous les appareils. Les points communs apparus depuis la naissance de l'aviation et qui resteront très probablement d'actualité au long du XXI<sup>e</sup> siècle, pour une fonction ou une capacité opérationnelle donnée, sont le plus souvent liés à des contraintes de conception dont :

- la simplicité de réalisation.
- la diminution de la masse grâce à l'emploi de matériaux plus légers et plus résistants.
- la diminution de la traînée grâce aux progrès de l'aérodynamique.
- l'augmentation des performances souvent liée aux deux points ci-dessus et à l'évolution de la motorisation.
- l'amélioration de la fiabilité.

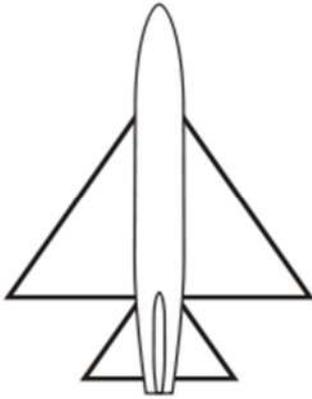
### 1.4.1 Cellule :

La cellule est constituée du fuselage, de la voilure, de l'empennage (stabilisateur horizontal et dérive) et du train d'atterrissage.

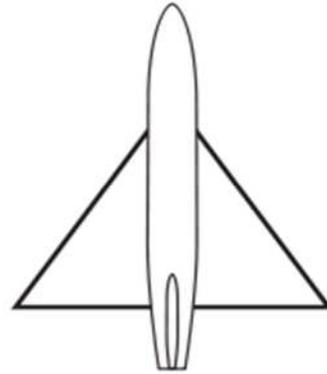
- **Le fuselage** : est une enveloppe structurelle aménagée pour transporter la charge utile de l'avion (à l'exception des charges externes) et pour supporter les autres sous-ensembles de la cellule. La section du fuselage est aussi réduite que possible afin de diminuer la traînée. Et il est réduit à l'habitacle du pilote, une case à avionique, des réservoirs de carburant et des propulseurs placés à l'arrière du fuselage.
- **Le train d'atterrissage** : supporte le poids de l'avion pendant le roulage, le décollage et l'atterrissage. Le train *classique* est composé du train principal à deux roues de part et d'autre du fuselage et d'une roulette de queue directrice ; il est maintenant remplacé par le train tricycle, composé d'un train principal qui supporte la majeure partie du poids de l'avion et d'un train avant utilisé pour diriger l'avion au sol. Le train est souvent fixe sur les avions anciens ou légers, et rétractable sur les avions plus rapides. Une cinématique souvent complexe permet de le replier dans le fuselage (train monotrace), dans des nacelles situées sur les côtés du fuselage, dans les ailes.
- **Les empennages** : sont des surfaces disposées à l'arrière de l'avion pour assurer la stabilité et le contrôle de l'avion en tangage et en lacet. Leur constitution est identique à celle de la voilure. Ils comportent des parties mobiles, les gouvernes de profondeur et de direction qui servent à modifier l'attitude de l'avion. La configuration dite *classique* consiste à placer l'empennage horizontal à la queue de l'appareil et la dérive au-dessus. Il existe 2 grands types d'avions à ailes delta : avec ou sans gouverne de profondeur de queue :

- ✓ Ceux qui sont dépourvus de gouverne de profondeur à la queue, utilisent des gouvernes appelées "élevons" disposés sur le bord de fuite de l'aile. L'exemple le plus courant d'avion à aile delta "avec queue" est le Mig 21. Sur ces avions, les avantages recherchés par l'adoption de l'aile delta, sont essentiellement la combinaison d'une forte flèche et d'une grande surface alaire (sans devoir recourir à des envergures trop grandes) et l'obtention d'un bord de fuite perpendiculaire au flux. Sur un avion à forte flèche, les volets et les ailerons reçoivent le vent relatif sous un angle qui réduit leur efficacité par rapport aux ailes droites. En fait, leur efficacité est égale à ce qu'elle serait sur une aile droite multipliée par  $\sin \alpha$  or que sur une aile delta, le bord de fuite étant perpendiculaire au fuselage (et au flux), leur efficacité est maximale.
- ✓ L'autre type de delta, probablement le plus populaire, est le delta dit "sans queue", ce qui est exagéré puisqu'il lui reste tout de même la dérive. Le but de ce choix aérodynamique est, en plus des avantages de la formule précédente (les volets mis à part), de supprimer le plan de profondeur générateur de trainée. L'idée n'est pas neuve. Elle existait déjà pendant la seconde guerre mondiale. A cette époque, les Allemands testèrent un prototype pur delta : le Lippisch DM1.
- **La voilure** : ou simplement l'aile est l'ensemble des surfaces d'un avion assurant la portance en vol. forme de triangle isocèle. Elle connaît néanmoins de nombreuses variantes s'éloignant de cette géométrie – aile delta avec empennage, tronquée, brisée (ou double delta) ou encore aile gothique (ou en ogive) – destinées à améliorer les performances, notamment aérodynamiques, des aéronefs qu'elle équipe.

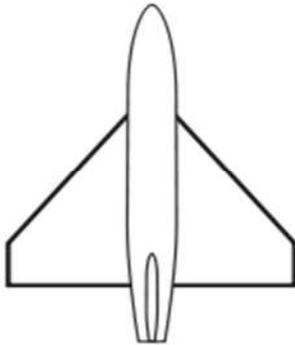
Et voici les différentes ailes delta :



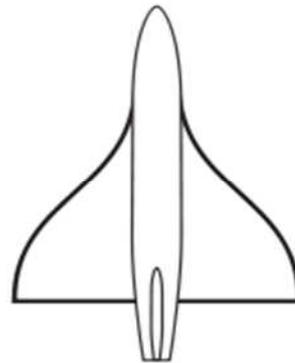
**Figure 1.3 :** Delta avec empennage.



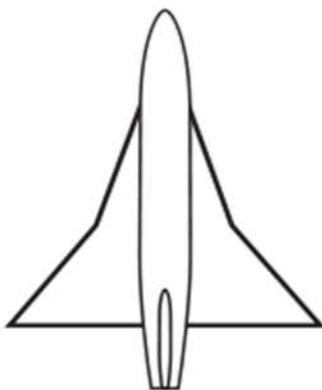
**Figure 1.4 :** Delta simple.



**Figure 1.5 :** Delta tronquée.



**Figure 1.6 :** Gothique.



**Figure 1.7 :** Brisée ou double delta.

## 1.5 Le Profil d'Aile :

On définit un profil aérodynamique comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion. La forme du profil est une caractéristique essentielle d'une aile et influe grandement sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances

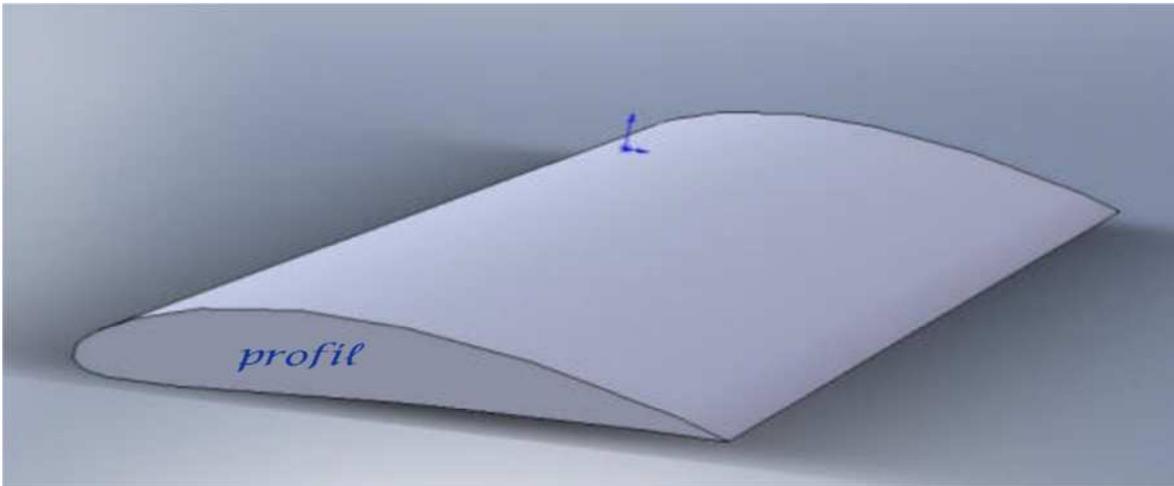


Figure 1.8 : Profil d'aile.

### 1.5.1 Les caractéristiques géométriques d'un profil :

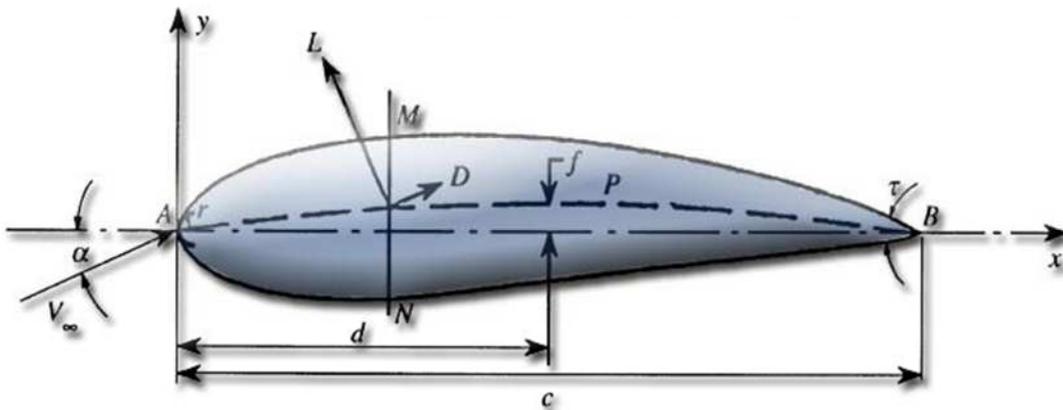


Figure.1.9 : Caractéristiques géométriques d'une aile.

Selon la figure ci-dessus :

On définit les grandeurs géométriques suivantes d'un profil aérodynamique :

- $L$  = Force de portance perpendiculaire au déplacement du fluide exprimée en newtons (Lift en anglais).

- $D$  = Force de trainée résistante parallèle au déplacement du fluide exprimée en newtons (Drag en anglais)
- $\alpha$  = Angle d'attaque (ou d'incidences géométrique)
- $A$  = Bord d'attaque
- $C$  = Longueur de la corde de référence (ou profondeur de l'aile)
- $B$  = Bord de fuite
- $d$  = Position de la cambrure maximale du profil
- $AB$  = Corde de référence du profil
- $f$  = Cambrure maximale
- $AMB$  = Extradados
- $r$  = Rayon du bord d'attaque
- $ANB$  = Intrados
- $APB$  = Ligne de cambrure du profil par rapport à la vitesse de l'écoulement.
- $t$  = Angle du bord de fuite
- Le milieu des segments perpendiculaires à la corde de référence, tel  $MN$ , est appelé squelette du profil ou ligne de cambrure moyenne.
- On note  $f$  la plus grande ordonnée de la ligne de cambrure moyenne par rapport à  $AB$ .
- Le rapport  $f/c$  est dit *cambrure relative*
- la valeur maximale du segment  $MN$  représente l'épaisseur maximale du profil,  $e_{max}$
- L'expression :  $e_{max}/c$
- Sur la même figure apparaissent les forces aérodynamiques :  $L$  (la portance) et  $D$  (la traînée).

## 1.6 Les caractéristiques générales de l'aile Delta :

### 1.6.1 Les Caractéristiques qui définissent l'avion :

- la masse : - à vide.  
- maximale
- Dimensions : - l'envergure.  
- longueur.  
- hauteur.  
- surface alaire.

- Le nombre d'équipages.
- Motorisation : - moteur.
  - poussée unitaire.
  - poussée totale.
- Armement : - interne.
  - externe.
- Performances :
  - vitesse de croisière, maximale et la vitesse ascensionnelle
  - plafond
  - rayon d'action.

### 1.6.2 Les Caractéristiques Géométriques d'une aile delta :

- $l_0$  : corde
- $L$  : l'envergure
- $\beta$  : angle d'apex
- $\delta$  : angle de fuite
- $\varphi_{ba}$  : flèche du bord d'attaque

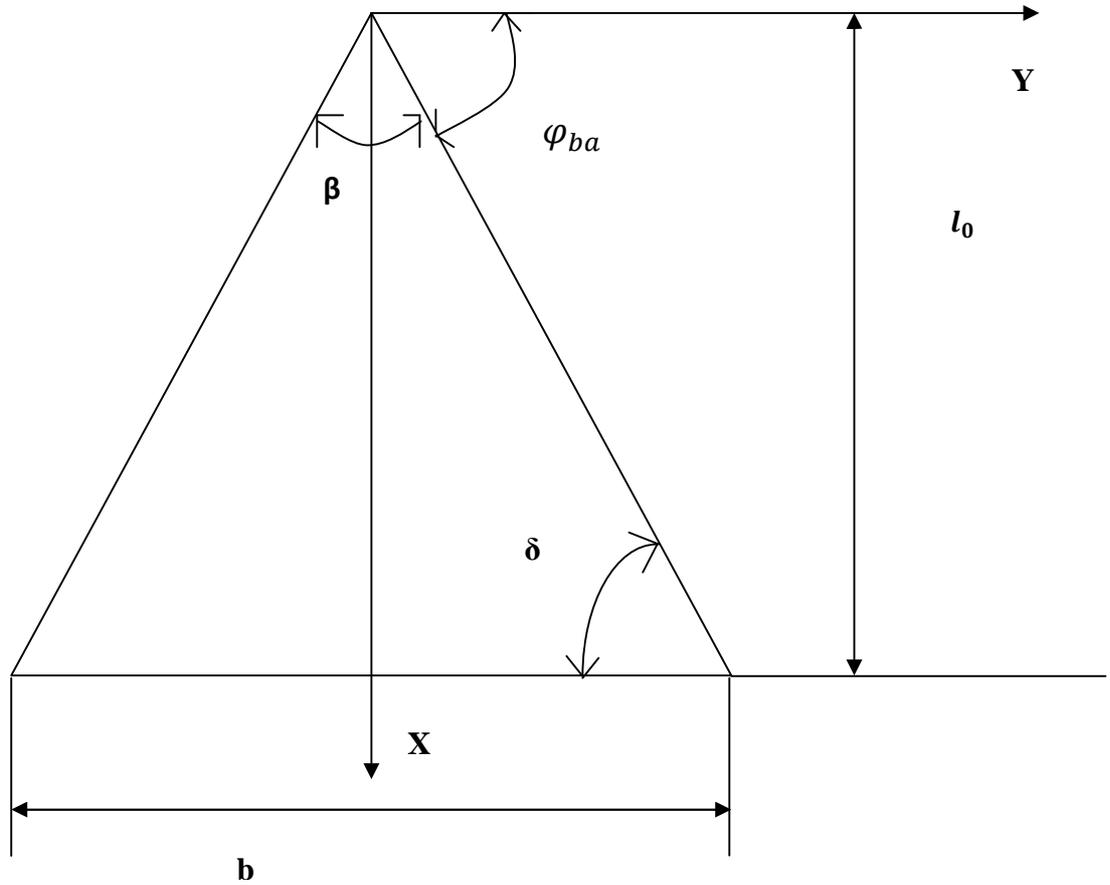


Figure 1.10 : Caractéristiques géométriques d’une aile delta.

**1.6.3 Les Caractéristiques numériques d’une Aile Delta :**

- la surface alaire  $S$  (en  $m^2$ ).
- L’envergure  $b$  (en  $m$ ) différente d’un avion a un autre

Ces deux quantités permettent d’en finir une troisième très importante ; l’allongement

$$\lambda = \frac{b^2}{s} = 4 \tan\left(\frac{\beta}{2}\right) \dots \dots \dots (1.1)$$

Cette caractéristique est extrêmement variable selon la valeur de l’angle à l’apex  $\beta$  toute fois il est intéressant de signaler que les grandes valeurs de l’allongement améliorent certaines caractéristiques aérodynamiques au du détriment du poids de la structure de l’aile.

## 1.7 Les Caractéristiques Aérodynamiques :

**1.7.1 les forces :** Les forces intervenant sur un avion en vol : l'avion est tout d'abord soumis à 3 forces :

➤ **Le poids :**

Qui est l'effet de la gravité sur l'avion, représenté par un vecteur dirigé vers le bas à la verticale. Ce poids varie selon la masse de l'avion. On peut le calculer selon la formule suivante :

$$P = m \cdot g \dots\dots\dots(1.2)$$

Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} p : \text{en Newton.} \\ m : \text{en Kg.} \\ g : \text{constante de gravité égale à } 9.81 \text{ N /Kg.} \end{array} \right.$$

➤ **La poussée ou la traction :**

Représentée par un vecteur dirigé dans le sens du mouvement et parallèlement. Elle est transmise à l'appareil par les réacteurs ou les hélices et est opposée à la traînée.

➤ **La résultante :**

C'est la force générée par l'ensemble des surpressions a l'intrados et dépressions a l'extrados, elle augmente avec la finesse et de déplacé suivant l'angle d'incidence. La résultante de deux forces aérodynamiques : la traînée et la portance est due au déplacement de l'aile profilée dans l'air. La traînée est la somme des résistances aérodynamiques et est opposée au mouvement.



Figure 1.11 : Schéma des forces exercées sur un avion.

Et nous on va s'intéresser a deux exactement : **la traînée** et **la portance**

➤ **La traînée :**

En mécanique des fluides, la **traînée** est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un liquide ou un gaz. Mathématiquement c'est la composante des efforts exercés sur le corps, dans la direction opposée à la vitesse relative du corps par rapport au fluide. En aérodynamique, il est d'usage de décomposer la traînée totale d'un avion en trois grandes catégories :

- a. **la traînée induite (par la portance) :** L'expression complète est traînée induite par la portance. Elle est causée par tout ce qui crée de la portance, proportionnelle au carré du coefficient de portance ( $C_z$  en français,  $C_l$  en anglais), et inversement proportionnelle à l'allongement effectif de l'aile ; Calcul de la résistance induite  $R_i$  :

$$F_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_i \dots\dots\dots (1.3)$$

Avec :  $S$  surface de référence et  $C_i$  coefficient de traînée induite.

- b. **Traînée parasite que l'on décompose elle-même en :**

- ✓ **Traînée de frottement :** Dans l'écoulement d'un fluide sur une surface on constate au voisinage immédiat de la surface un ralentissement du fluide. L'épaisseur où le fluide est ralenti s'appelle la couche limite. Dans la couche limite les molécules d'air sont ralenties, ce qui se traduit en une perte d'énergie qui doit être compensée par l'énergie fournie par la propulsion de l'avion.

- ✓ *traînée de forme ou traînée de pression* : à résistance aérodynamique d'un objet dépend de sa forme. Si l'on compare un plan perpendiculaire à l'écoulement à une sphère et à une forme en goutte d'eau, on constate que la sphère présente 50 % de la résistance du plan, et la goutte d'eau à peine 5 % de la résistance du plan. La traînée de forme est minimale quand l'écoulement n'est pas décroché. Les variations de section brutales du corps amènent des décollements, de la turbulence et donc de la traînée.
- ✓ *traînée d'interférence* : La distribution de portance en envergure est localement perturbée par la présence du fuselage ou des nacelles moteurs. Elle présente en général des pics (aux emplantures d'ailes) et un creux.

**c. la traînée de compressibilité, ou traînée d'onde** : Dans les ondes de choc la vitesse de l'écoulement chute brutalement de telle sorte que sa composante normale au choc passe du supersonique au subsonique, ce qui se traduit par un nouveau type de traînée correspondant à une consommation supplémentaire d'énergie. Dans la phase transsonique, l'onde de choc située sur l'extrados est à l'origine d'un phénomène analogue au décollement qui, outre l'augmentation de la traînée, cause une instabilité. Dans la phase supersonique, ce phénomène disparaît mais il est remplacé, pour un profil d'aile classique à bord d'attaque arrondi, par un nouveau terme de traînée lié à une onde de choc détachée. Alors l'équation générale de la traînée est donnée par la formule suivante :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \dots\dots\dots(1.4)$$

Avec :

- ✓  $\rho$  : masse volumique du fluide (kg/m<sup>3</sup>).
- ✓  $V$  : vitesse loin de l'obstacle (m/s).
- ✓  $S$  : surface de référence de l'aile, également appelée maître-couple, surface du dessus du profil d'aile projetée sur le sol. D'une manière générale, si on augmente la surface de l'aile, on augmente sa portance (m<sup>2</sup>).
- ✓  $C_x$  : Coefficient de traînée. (Sans dimension) qui dépend de la rugosité de la surface en contact avec l'air. Il dépend de la forme du profil et de l'incidence de vol. Les profils minces présentent de meilleurs  $C_x$  que les profils épais. Ce coefficient

augmente continuellement avec l'incidence, et ce même après l'incidence de décrochage. Au-delà de cette incidence, la traînée continue d'augmenter alors que la portance chute.

➤ **La portance**

La portance aérodynamique est la composante de la force subie par un corps en mouvement dans un fluide qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement et sa formule peut être donnée sur la forme suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z \dots\dots\dots(1.5)$$

Avec :

- $\rho$  : masse volumique du fluide en (kg/m<sup>3</sup>).
- V : vitesse en (m/s).
- S : surface de référence en (m<sup>2</sup>).
- C<sub>z</sub> : coefficient de portance (Nombre sans dimension). Il dépend principalement de la forme de l'aile et de l'incidence de vol, mais également du fuselage, du vrillage des ailes, etc. Les profils présentant des courbures importantes ont des bons C<sub>z</sub>. Ce coefficient augmente avec l'incidence jusqu'à l'incidence de décrochage. Dépassé cette incidence, sa valeur chute.

**1.7.2 les moments :**

Un effort F qui s'exerce au niveau de centre de gravité d'un corps solide quelconque ne fait pas tourner ce corps. Si le point d'application est écarté d'une distance d du centre de gravité, l'effort produit un effet qui aura tendance à mettre le corps en rotation. Un moment est le produit d'une force par une distance

$$M = F \times d \dots\dots\dots(1.6)$$

Pour évoluer dans les trois dimensions et pour se diriger, l'aéronef subit des moments de roulis, de tangage et de lacet qui le mettent en rotation autour des axes de roulis, lacet et tangage et qui passent par son centre de gravité. Les gouvernes d'un aéronef génèrent des moments de roulis (ailerons d'un avion), de tangage (gouverne de profondeur) et de lacet (gouverne de direction).

. Ces moments aérodynamiques sont également dotés de coefficients :

- moment de roulis, avec son coefficient  $C_l$ .
- moment de tangage, avec son coefficient  $C_m$ .
- moment de lacet, avec son coefficient  $C_n$ .

Le moment aérodynamique le plus intéressant est le moment de tangage car c'est lui qui conditionne l'équilibre longitudinal

**-Le centre de poussée :** d'un profil d'aile est le point portance. Sa position varie en fonction de l'incidence. Il se situe environ d'application de la entre 30 et 40% de la profondeur du profil

**-Le foyer :** est un point fixe ou s'applique les variations de portance lorsque l'incidence varie. Sa position est définie par forme du profil. Il se situe à 25% de la profondeur du profil. Il sert de référence. On peut donc considérer de deux manières différentes les effets d'augmentation de l'angle d'incidence sur le moment de tangage d'un profil aérodynamique. D'une part, on peut considérer que la Portance varie et que son point d'application (centre de poussée) se déplace. D'autre part, on peut considérer que le point d'application (foyer) est fixe et que seule la portance varie.

### 1.7.3 Les caractéristiques aérodynamiques des profils d'aile d'avion qui sont importantes du Point de vue contrôle et stabilité sont :

- Le coefficient de portance.
- Le coefficient de traînée.
- Le rapport de la portance à la traînée ce qu'on appelle la finesse.
- La position du centre de poussé ou le coefficient du moment de tangage.

## 1.8 Les Facteurs qui influencent sur la résultante aérodynamique :

**a-** La surface alaire, c'est-à-dire la surface totale sur laquelle sont appliquées les forces. Plus la surface offerte au courant d'air est grande plus  $F$  est importante. La surface alaire d'un avion est la surface totale de la voilure, y compris celle qui traverse le fuselage.

**b -** La vitesse de déplacement : l'intensité de la  $F$  augmente avec le carré de la vitesse de l'avion.

**c -** La masse volumique de l'air : l'air dans lequel évolue l'avion est pesant et possède une masse volumique  $\rho$ . Plus l'air est dense, plus la résultante est grande

**d -** La forme de l'aile (profil et allongement). La forme de l'aile selon son profil (en coupe) et son allongement (rapport entre sa longueur et sa largeur) influe sur  $F_a$ . Un profil fortement cambré possède un bon rendement aux vitesses faibles, alors qu'un profil peu cambré

convient mieux aux vitesses élevées. Sur un grand nombre d'avions modernes, il est possible de modifier la courbure du profil en vol grâce à un système dénommé volets de courbure.

Un grand allongement est plus favorable aux faibles vitesses alors qu'un faible allongement convient aux vitesses élevées. Un des autres avantages d'un grand allongement est de diminuer les tourbillons en bout d'aile. En effet, au bout de l'aile, la dépression de l'extrados et la surpression de l'intrados se rejoignent créant des tourbillons dénommés vortex.

e - La position de l'aile par rapport au vent relatif :

Le vent relatif est le vent ressenti à bord de l'avion du fait du déplacement de celui-ci, le vent relatif souffle donc toujours suivant la trajectoire de l'avion.

## **1.9 Les matériaux utilisés pour la fabrication des ailes Delta :**

Chaque matériau est constitué de deux domaines : le domaine élastique et le domaine plastique. Les matériaux sont souvent soumis à des contraintes différentes : traction, torsion, cisaillement, flexion, compression. Toutes ces contraintes se retrouvent sur les avions en vol, à l'atterrissage et au décollage. Les contraintes appliquées à un matériau suivent une loi appelée loi de Hooke. Cette loi précise que, dans le domaine élastique du matériau, les déformations de celui-ci sont proportionnelles aux contraintes appliquées.

Pour la construction d'un avion les matériaux utilisés doivent présenter certaines caractéristiques qui sont nécessaires dans la structure d'un avion. Les critères pris en compte pour le choix des matériaux d'un avion sont les suivants :

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

Les alliages de matériaux et les matériaux composites font partie des matériaux qui présentent le plus grand nombre de ces caractéristiques

Les parties qui sont les plus exposées à ces contraintes sont les ailes. La partie supérieure des ailes d'un avion subit essentiellement des compressions donc les matériaux utilisés pour la partie supérieure sont des alliages d'aluminium résistant à la compression et ayant une bonne stabilité. La partie inférieure des ailes subit, elle, des tractions. Les matériaux choisis sont donc également des alliages d'aluminium qui sont eux plus tolérant à la fatigue et aux dommages que ceux de la partie supérieur. Le reste des ailes est en matériaux composites. Pour les pièces potentiellement sujettes à des chocs, telles que les becs de bord d'attaque et les plans canard, du titane est utilisé.

## **1.10 Domaines d'utilisations :**

### **1.4.1 Dans le domaine civil :**

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

### **1.4.2 Dans le domaine militaire, chasse :**

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

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

## 1.5 Les avantages et les inconvénients :

Cette nouvelle forme d'avion comporte de nombreux avantages mais également des inconvénients. Quels sont-ils ?

### 1.11.1 Les avantages :

L'aile delta a la même caractéristique qu'une aile en flèche prononcée : elle est ainsi bien adaptée au vol à vitesse supersonique car sa forme est proche de celles du cône de Mach. La longue corde à l'emplanture, souvent supérieure à l'envergure, permet de concilier faible épaisseur relative (3 %) et épaisseur absolue suffisante pour la tenue structurelle (longerons) et le logement des accessoires (train, systèmes mécaniques, réservoirs). Ayant par ailleurs généralement une surface plus grande. Un des grands avantages de cette nouvelle forme est la faible consommation de carburant. Plusieurs caractéristiques permettent cette diminution. Il y a d'abord la structure en composite léger, qui rend l'avion moins lourd et l'augmentation de la portance due à la grande surface des ailes. La vitesse de l'avion pourra donc être moins élevée au décollage et à l'atterrissage, ce qui ne nécessitera pas de déployer les volets hypersustentateurs. Le bruit sera donc nettement diminué. Quant à la vitesse de croisière, elle sera plus élevée tout en demandant une plus faible poussée et une plus faible consommation de carburant. L'absence de queue et les formes liftées permettent de réduire une partie de la traînée parasite, ce qui offre à l'avion un meilleur aérodynamisme et encore une fois une plus faible consommation de carburant.

### 1.11.2 Les inconvénients :

- Forte traînée induite

- Trainée des élevons

- Le coefficient de portance  $C_z$  maximal d'une aile delta est limité par l'absence de dispositifs hypersustentateurs. Pour cette raison, l'aile en flèche classique avec empennage offre une portance maximale plus élevée

- Maniabilité inférieure au avions à aile en flèche sa forme différente présenterait un encombrement différent que les avions actuels, et une adaptation des aéroports seraient nécessaire. Cependant, le remaniement complet des infrastructures au sol représenterait un coût considérable, in évalué jusqu'à aujourd'hui.

## 1.6 Aperçu bibliographique des recherches sur l'aérodynamique des ailes Delta :

L'aérodynamique associée à la problématique des ailes delta est étudiée dans un premier temps de façon très générale par des visualisations à fin d'identifier et de suivre l'évolution des principales structures tourbillonnaires se développant à l'extrados de ces ailes ,la complexité de l'écoulement conduit dans un premier temps a rechercher des géométries simplifier permettant de conserver la dynamique générales de l'écoulement tout en isolant des structures impliquées dans la création de la traînée et de la portance aérodynamique

Actuellement il ya besoin et plus de connaissance au sujet de la façon dont les vortex se comportent pendant les violentes et instables incidences .Durant ces dernières décennies l'aérodynamique expérimentale et théorique s'est consacrée a l'accomplissement de ce besoin avec un accent sur les aile delta les auteurs ont essayé de récapituler certains de ces résultats pour illustrer quelques méthodes de prévision appropriées.

### ➤ Recherche théorique :

En particulier quand l'instabilité de vortex affecte le mouvement du fluide, les pressions et les forces des écoulements présentent un déficit sérieux .trois approche tout à fait distinctes ont été employées pour traite le cas instable

-le premier est très simple est empirique : avec les donnés de JARRAH(1988).

-le second se compose de l'adaptation intelligente des outils de l'écoulement potentiel 'la théorie de l'écoulement autour d'une aile delta mince par LOWSON(1963), DORE(1966) et Randall(1966) ensuite avec d'autre essais et amélioration

-la troisième théorie qui est la plus prometteuse alternative théorique pour traiter l'écoulement stable ou instable autour d'une aile par exemple l'aperçu de ROACH il donne une discussion détaillée de toute les issues principales.

➤ **Recherche expérimentale :**

Pour les applications aérodynamiques il ya eu un regain d'intérêt récent, en déterminant exactement les forces et les moments aérodynamiques supportes par des ailes qui exécutent en plein vol des manœuvres à des incidences très élevées. Parmi les premiers nombreux programmes de mesures des efforts aérodynamiques, spécialement ceux de Shanks (1963) et wentz (1972), tout les deux ont travaille à des incidences supérieures a  $40^\circ$  et à  $Re$  basé sur la corde de l'aile dépassant un million.

Parker attribue l'examen initial des vortex des bords d'attaques à lambourne et al (1964). dans la même période, les théories éditées par lowson (1963), dore (1966) et Randall (1966) ont été comparées avec des données expérimentales particulièrement. L'analyse de lowson et jugée être une tentative rigoureuses d'adapter le travail de browson et Michael (1955) pour le mouvement oscillant, néanmoins ces auteurs concordent avec les conclusions de Parker (1976) et les erreurs entre les résultats expérimentaux sont important en ajoutant à cela que les comparaisons théoriques ont seulement un succès partiel. Aucun éclatement n'a été implique dans aucune de ces investigations.

La recherche sur l'instabilité des écoulements de la décennie passée est marque par la tendance à des valeurs et des gammes progressivement plus élevées d'angle d'attaque  $\alpha$ .

- Visualisation de l'écoulement :

La visualisation de l'éclatement de vortex a été effectuée par injection d'un fluide colorant d'un petit trou près de l'apex des modèles, la visualisation de l'éclatement a été enregistrée en vidéo pour une analyse approfondie. Le système d'enregistrement visuel est compose d'une camera, un enregistreur, un magnétoscope et un moniteur visuel .les endroits d'éclatement ont été mesures a partir de l'écran du moniteur après l'enregistrement avec un système visuel approprie et il n'est pas facile dans le présent paragraphe de citer les contributions de ceux qui ont exploré par des techniques photographiques et vidéos, les mouvements de votrex dépendant du temps on va donner quelques contributions comme :

- J.J.Wang, S.Lie et J.Y.Liu [2003] : effectuent des expériences dans un tunnel à écoulement d'eau. Le modèle expérimentale est une aile delta d'angle de flèche  $\phi=65^\circ$ , les bords d'attaque de l'aile sont biseautes. L'angle d'attaque  $\alpha=60^\circ$ .

- S.K.Hebbar, M.F.Platzer et A.E.Fritzelas [2000] : un modèle d'aile en double delta de  $76^\circ/40^\circ$  avec des bords d'attaque biseautés aux trois nombre de Reynolds .les études par visualisation de l'écoulement ont été réalisées avec la technique d'injection d'encre suivie du laser doppler pour la mesure de la vitesse le premier objectif de cette recherche était de déduire l'influence du nombre de Reynolds sur les interactions vortex –trajectoire et l'éclatement des tourbillons.
- M.D.Brodetsky, E.Krause, S.B.Nikiforov, A.M.Kharitonov et A.M.shevchenko [2001] ; entreprennent des expériences dans une soufflerie supersonique, on atteint un nombre de mach =6.ils ont utilisé trois ailes delta d'angle de flèches différents.
- Lincoln.p.Erm [2007] : teste dans un tunnel a eau une aile delta d'angle de flèche de  $75^\circ$  subissant différents mouvements aérodynamiques avec des angles d'attaques variables de  $\alpha=0$  jusqu'a  $50^\circ$  à une fréquence réduite.

### 1.13. Conclusion:

L'avion muni de l'aile delta a démontré sa présence et son évolution ces derniers temps grâce à sa structure simple, ses différentes formes dans différents domaines surtout dans le domaine militaire et beaucoup de recherches ne cessent de l'améliorer pour plus d'avantages.

# CHAPITRE 2



## ***ETUDE DE L'ÉCOULEMENT AUTOUR DE L'AILE DELTA***

## 2.1 Introduction :

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

## 2.2 L'air :

Avant d'entreprendre l'étude des phénomènes qui permettent à un aéronef de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer, il est utile de rappeler brièvement les propriétés caractérisant ce milieu.

### 2.2.1 Les Caractéristiques Physique :

Ces caractéristiques seront étudiées plus en détail en météorologie, les trois paramètres Principaux définissant l'état de l'air ambiant sont :

- La masse volumique : notée  $\rho$  exprimée en Kg/m<sup>3</sup>
- La pression, notée P, exprimée en Pascal
- La température, notée T, exprimée en degré Kelvin (T en K= T en °C+273.15)

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

❖ **La pression dynamique et la pression statique :**

C'est l'effet porteur du aux actions combinées des pressions et dépressions de l'air, la pression est l'application d'une force sur une surface :

$$P = \frac{F}{S} \dots\dots\dots(2.1)$$

1/ **Corps au repos** : on appelle «**pression statique Ps** », la pression exercée par l'air immobile sur toute la surface d'un corps au repos.

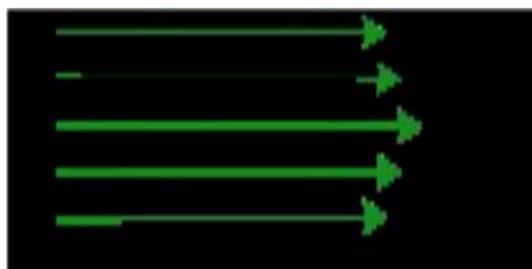
2/ **Corps en mouvement** : on appelle «**pression dynamique Pd**», l'énergie acquise par l'air grâce a sa vitesse, ou pression due a la vitesse du vent relatif applique sur une surface perpendiculaire aux filets d'air .

$$P_d = \frac{1}{2} \rho v^2 \dots\dots\dots(2.2)$$

**2.3 L'écoulement :**

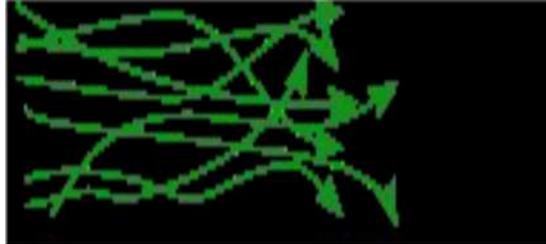
Terme générique définissant le déplacement de l'air. On distingue en général trois types d'écoulement classés selon le comportement des particules d'air :

- **l'écoulement laminaire** : les particules d'air suivent des trajectoires parallèles et l'air en mouvement se comporte comme s'il était constitué de lames superposées glissant parfaitement les unes sur les autres.



**Figure 2.1** : Ecoulement laminaire.

- **L'écoulement turbulent** : les particules d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens avec une même vitesse d'ensemble.



**Figure 2.2** : Ecoulement turbulent.

- **L'écoulement tourbillonnaire** : l'ensemble de l'écoulement est très désordonné et, bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.



**Figure 2.3** : Ecoulement tourbillonnaire.

### 2.3.1 La Couche Limite :

La couche limite est cette couche d'air dans laquelle se produit l'effet de cisaillement, c'est la couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti que l'on appelle aussi l'écoulement potentiel.

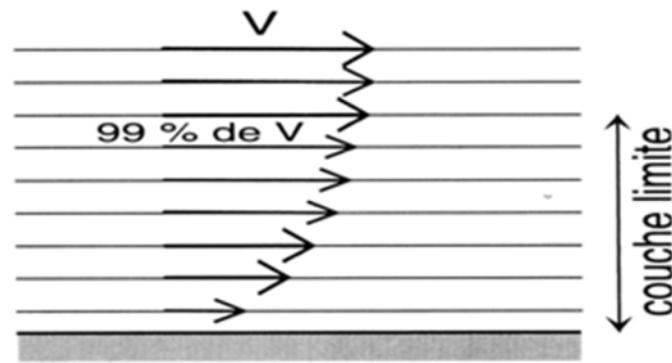


Figure 2.4 : Exemple de couche laminaire.

Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, le phénomène de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses.

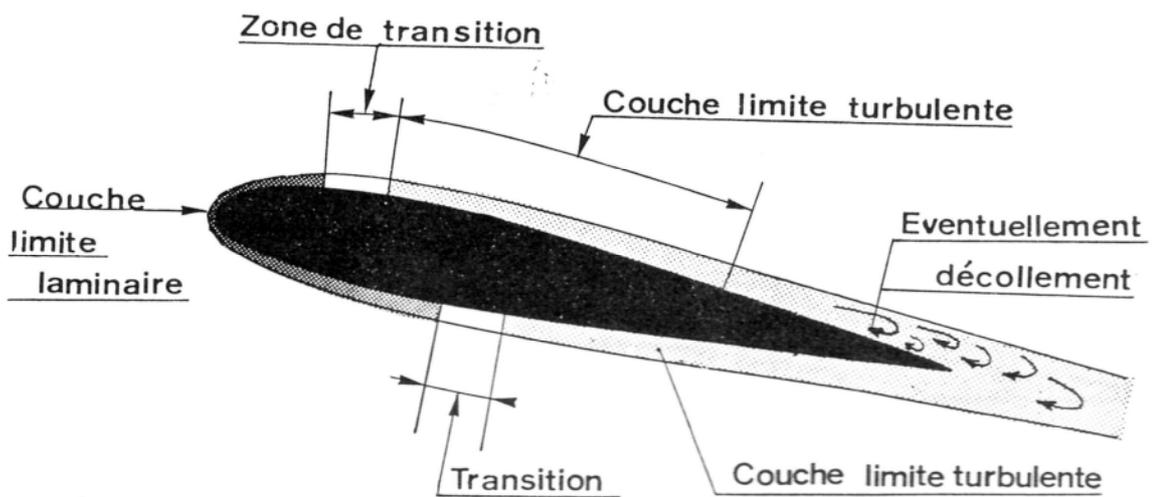


Figure 2.5 : Couche limite sur un profil.

La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Cette couche limite 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, aussi existe-t-il, en réalité, 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.

L'étude de F. RENAK [2] a conduit à la conclusion que la couche limite qui se développe sur la 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.

### 2.3.2 Les hypothèses de l'écoulement autour de l'aile :

Plusieurs hypothèses existent pour définir la portance :

1. L'air est dévié vers le bas par la présence de l'aile et la troisième **loi de Newton** (action => réaction en sens opposé) explique la présence d'une force orientée vers le haut exercée sur l'aile.
2. La vitesse de l'air  $U$  est plus grande à l'extrados qu'à l'intrados. La **loi de Bernoulli** (1700-1782) qui dit que :  $p + \frac{1}{2} \rho \cdot U^2 = \text{Constante}$ , implique que la pression  $p$  à l'extrados est inférieure à la pression sur l'intrados et donc que l'aile est " aspirée " vers le haut. Pour expliquer cette différence de vitesse entre l'extrados et l'intrados on dit que les particules de gaz parcourant l'extrados ont une plus grande distance à couvrir pour atteindre le bord de fuite et que les particules parcourant l'intrados. Certains rétorquent que pour un profil d'aile symétrique la distance est la même et que cette affirmation est fautive. Si on parle de la distance du point d'arrêt de bord d'attaque au point d'arrêt du bord de fuite, la distance est en général plus longue à l'extrados.

Ceci n'a pas une grande importance puisque les temps de parcours des particules fluides sont différents (excepté dans le cas du cylindre). Les particules passant par l'intrados arrivent au bord de fuite en retard par rapport à celles qui passent par l'extrados.

3. Quand un corps symétrique à forme lisse, comme un cylindre à section ovale, se déplace dans un fluide avec une incidence positive il y a deux points d'arrêt sur une section du corps, près du bord d'attaque sur l'intrados et du bord de fuite sur l'extrados. La circulation est nulle et il n'y a pas de portance. Si un profil avec un bord de fuite aigu démarre avec une incidence positive, les deux points d'arrêt se trouvent au début dans les mêmes positions que précédemment. Quand l'air qui passe sous l'intrados atteint le bord de fuite il doit contourner celui-ci pour aller vers le point d'arrêt supérieur. À cause du rayon de courbure nul, la vitesse devrait être localement infinie.

À défaut de vitesse infinie, il y a une vitesse importante qui est créée sur l'extrados, près du bord de fuite, un tourbillon appelé tourbillon initiateur. La circulation de ce tourbillon est équilibrée par celle du tourbillon attaché au profil. Lorsque la première croît, la seconde croît dans les mêmes proportions, ce qui déplace le tourbillon initiateur vers le bord de fuite où il quitte le profil avant d'être dissipé par viscosité.

À ce stade, le positionnement du point d'arrêt au bord de fuite, qui constitue la **condition de Kutta** a stabilisé l'écoulement.

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

## 2.4 Structure de l'écoulement à l'extrados des ailes Delta :

### 2.4.1 Tourbillon Physique :

Un tourbillon est en dynamique des fluides, une région d'un fluide dans laquelle l'écoulement est principalement un mouvement de rotation autour d'un axe, rectiligne ou incurvé. Ce type de mouvement s'appelle écoulement tourbillonnaire. On en observe à toutes les échelles, depuis le tourbillon de vidange d'une baignoire jusqu'à ceux des atmosphères des planètes, en passant par les sillages observés au voisinage d'un obstacle situé dans un écoulement liquide ou gazeux. Une fois formés, les tourbillons peuvent se déplacer, s'étirer, se tordre et interagir de manière complexe.

Une façon simple de visualiser le tourbillon est de considérer un fluide en mouvement dans lequel on délimite un petit volume supposé rigide. Si ce volume tourne par rapport à un référentiel au lieu d'être en translation, il appartient à un tourbillon.

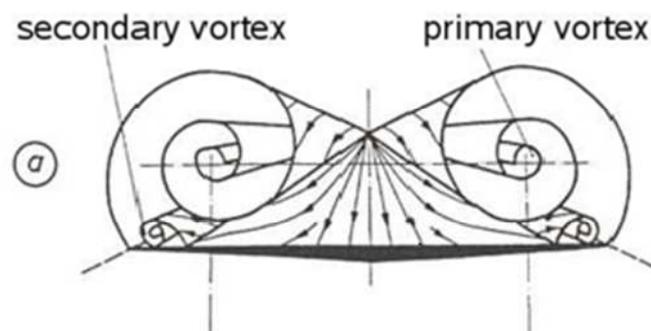
### 2.4.2 Tourbillon Aérodynamique :

La formation des systèmes tourbillonnaires 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. Ces derniers créent l'effet d'aspiration qui améliore la portance. La turbulence développée à l'arrière des tourbillons provoquent leur éclatement qui remonte en fonction de l'incidence vers l'amont de l'aile.

✚ **La loi de Kutta-Joukowski** : nous donne la relation entre la force de portance (Newtons) et l'intensité du tourbillon attaché ( $\Gamma$ ) sur un élément d'aile de longueur  $L$  (m) plongée dans un courant de fluide de vitesse  $V$  (m/s) et de masse volumique  $\rho$  ( $\text{kg}/\text{m}^3$ ):

- Portance =  $\Gamma \cdot \rho \cdot V \cdot L$
- $\Gamma = \frac{\text{Portance}}{\rho \cdot V \cdot L}$

Et aussi selon Prandtl la circulation apporterait l'élément manquant pour comprendre comment se développe la portance.



**Figure 2.6** : Écoulement au-dessus d'une aile delta.

### 2.4.3 Structure Tourbillonnaire au-dessus d'une Aile Delta :

L'ensemble des visualisations effectuées par M. LERAY 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 entreprises dans la soufflerie par M. LERAY et *al* puis ceux de M. BENKIR [1] à savoir que des visualisations ont été effectuées par un filet de fumée émis 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  $25^\circ$  à  $66^\circ$  en ajoutant à ces valeurs les valeurs privilégiées intermédiaires . Les principaux résultats étaient comme suit :

- Si l'angle entre les bords d'attaque (angle d'apex)  $\beta$  est privilégié seuls deux tourbillons se forment au-dessus de l'aile à partir de l'apex et font entre eux un angle  $\alpha_1$  privilégié.

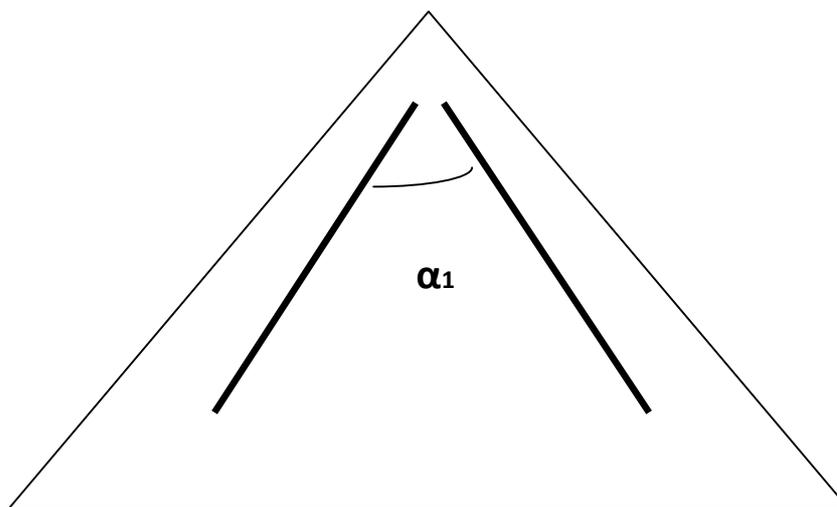


Figure 2.7 : Angle d'apex  $\beta$  privilégié.

- Si l'angle d'apex  $\beta$  est non privilégié, on observe quatre tourbillons au-dessus de l'aile delta ; les deux tourbillons intérieurs faisant entre eux un angle  $\alpha_1$  angle

privilegié, et les deux tourbillons extérieurs faisant entre eux un autre angle privilégié  $\alpha_2$  consécutif au précédent

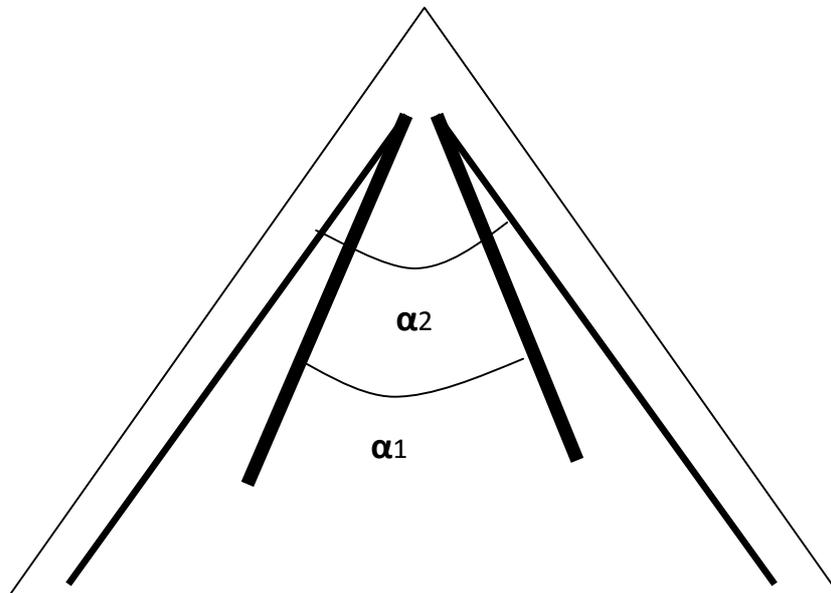


Figure 2.8 : Angle d'apex  $\beta$  non privilégié.

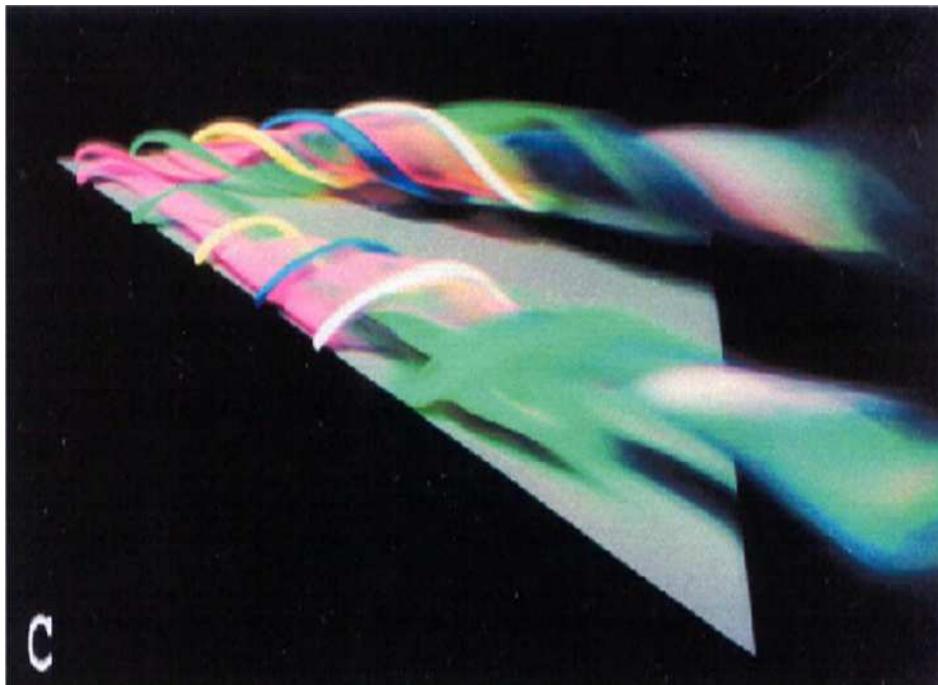


Figure 2.9 : Emissions colorées au bord d'attaque d'une aile delta en incidence (formation des tourbillons d'extrados).[6]

## 2.5 Equations générales d'écoulement autour d'une aile delta mince :

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

### 2.5.1 La Géométrie de l'Aile :

La structure tourbillonnaire se développant à l'extrados de l'aile delta est symétrique par rapport à la ligne médiane, c'est pour ça n peut limiter l'étude du problème seulement a la moitié de l'aile.

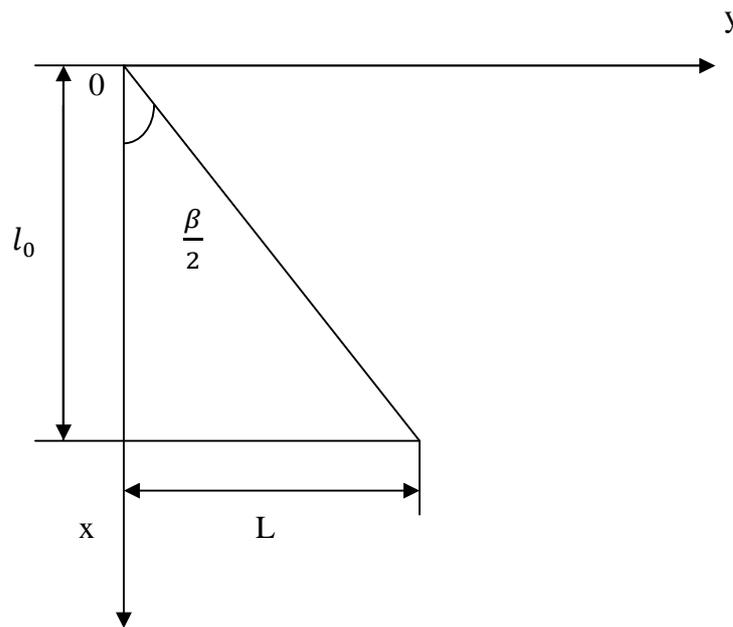


Figure 2.10 : La géométrie de l'aile.

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

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

oy : est dirigé dans le sens transversale.

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

**2.5.2 Les Equations Correspondantes :**

L'équation de continuité :

$$\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} = 0 \quad \dots\dots\dots (2.3)$$

Les équations de Navier stockes :

$$\begin{aligned} \frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left( \frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left( \frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left( \frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right). \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (2.4)$$

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

En tenant compte :

- Fluide compressible, incompressible.
- Fluide visqueux ou bien non visqueux.
- Ecoulement laminaire ou turbulent.
- Ecoulement stationnaire, in stationnaire.
- Les propriétés du fluide.

## 2.6 Le vol transsonique et supersonique :

D'après les premières explications sur la portance, il y était question de l'incompressibilité de l'air, de l'onde de pression qui "avertissait" les molécules d'air en avant de l'avion ou de la voiture, et de l'accélération qu'un manque de place provenant d'un objet ou d'un convergent (venturi) donnait au flux d'air.

Tous ces faits sont liés, ils dépendent tous de l'incompressibilité de l'air à vitesse subsonique. Or, l'onde de pression qui "averti" et permet l'accélération quand la place manque, se déplace à la vitesse du son. Alors, qu'arrivera-t-il si l'avion vole lui-même à la vitesse du son ?

Lorsqu'un avion se déplace dans l'air, il génère des ondes de pression qui s'éloignent de lui comme les ronds dans l'eau autour d'un point de chute.

Au fur et à mesure que l'avion accélère, les ondes qui se déplacent dans le même sens que lui (vers l'avant), ont de plus en plus de mal à le distancer.

Arrivé à la vitesse du son (Mach= 1), elles ne peuvent plus le distancer du tout (l'un comme l'autre se déplace à la même vitesse).

Si les ondes, qui partent vers l'avant, ne peuvent plus se détacher du nez de l'avion, elles vont s'accumuler au fur et à mesure qu'elles seront produites. En s'accumulant, elles formeront non plus une simple onde de pression, mais une onde de choc où la pression sera brutalement plus forte, et que nous ressentirons jusqu'au sol sous la forme d'un "bang". Vous voyez, sur ce dessin, les ondes de pression s'éloignant dans toute les directions, façon "ronds dans l'eau" lorsque l'avion vole à une vitesse très inférieure à celle du son ; ensuite, ces mêmes ondes un peu "poursuivies" quand l'avion va plus vite.

Lorsque l'avion atteint Mach=1, il les "rattrape" et elles ne peuvent plus s'échapper devant lui (3). En (4), il les laisse derrière car il est plus rapide.

Lorsque la vitesse devient supersonique, le décalage progressif entre chaque cercle donne à l'ensemble l'aspect d'un cône (représenté, ici par les tangentes communes aux cercles).

Ce cône est appelé : "cône de mach", il est l'unique endroit où l'on peut entendre le "bang". Rien n'est perçu ni hors du cône ni même dans le cône, juste sur le cône lui-même.

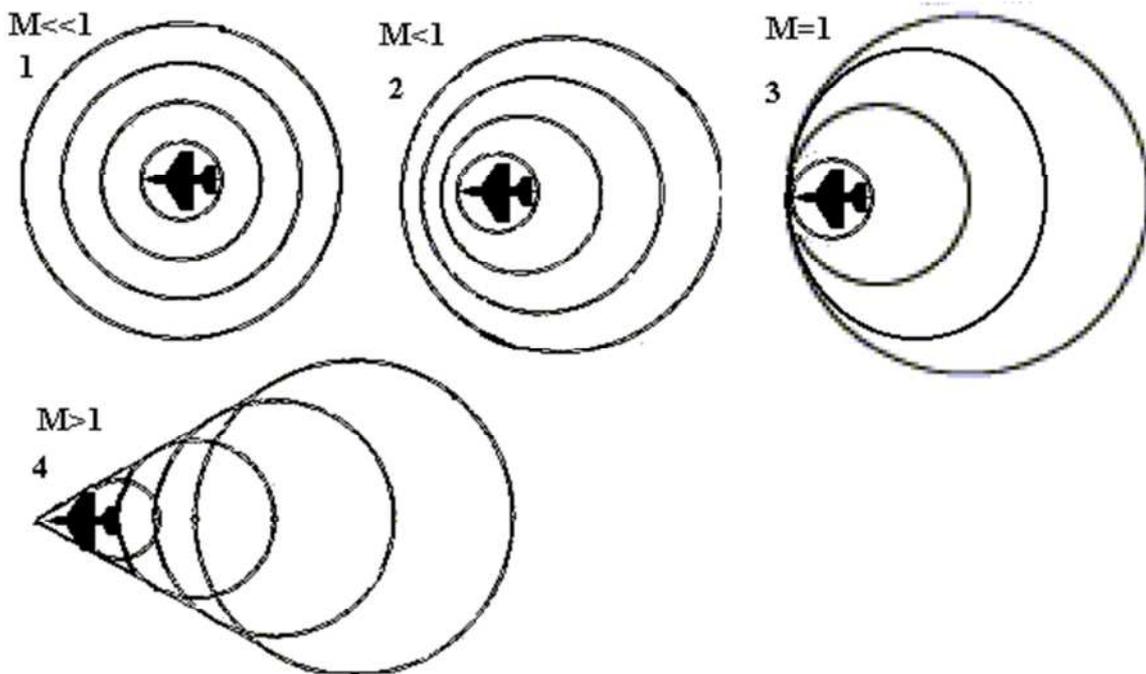


Figure 2.11 : Cône de mach.

## 2.7 Les efforts aérodynamiques sur une aile delta :[2]

### 2.7.1 Prévision théorique :

La résultante des efforts appliqués à l'aile admet une composante selon l'altitude  $Z_0$ , la portance, et une selon la direction de l'écoulement  $X_0$ , la traînée. La composante perpendiculaire à l'extrados est appelée effort normal. Nous supposons l'écoulement symétrique, de sorte qu'il n'y ait pas d'effort selon la direction transversale. Si le centre d'application de l'effort résultant est différent du centre de gravité de l'aile, un moment de tangage est créé autour de l'axe transversal  $Y_0$ .

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

$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2} U_0^2 \rho_0 S} \dots\dots\dots(2.5)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} U_0^2 \rho_0 S} \dots\dots\dots(2.6)$$

Où  $U_0^2 \rho_0 S/2$  : est une mesure du flux de quantité de mouvement disponible dans l'écoulement

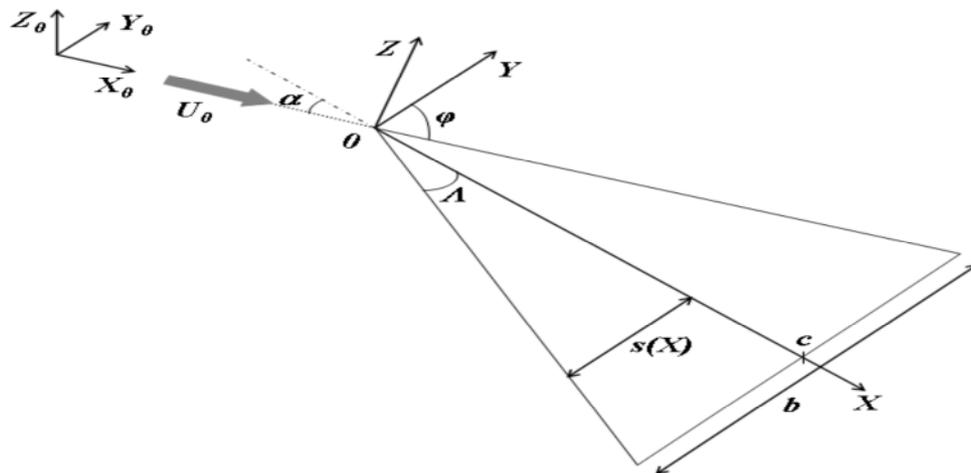


Figure 2.12 : Géométrie de l'aile delta : repère terrestre fixe  $(X_0, Y_0, Z_0)$  et repère liés à la maquette  $(X, Y, z)$ .

2.7.2 Effort Potentiel :[2]

On se place dans le cadre de la théorie des corps élancés. Cela suppose une aile de faible rapport d'aspect ( $AR \ll 1$ ) et de négliger les dérivées longitudinales par rapport aux dérivées transversales ( $\frac{\partial}{\partial X} \ll \frac{\partial}{\partial Y}, \frac{\partial}{\partial Z}$ ). On considère donc l'écoulement bidimensionnel dans chaque section perpendiculaire à la corde de l'aile.

En supposant l'écoulement irrotationnel, le potentiel des vitesses associé au champ perturbé,  $\phi'$  vérifie l'équation de Laplace dans une section droite de l'aile

$$\frac{\partial^2 \phi'}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 \phi'}{\partial Z^2} = 0 \dots\dots\dots(2.7)$$

Avec les conditions aux limites de paroi imperméable et de repos à l'infini :

$$U \cdot n = 0 \quad \text{en} \quad Z=0$$

$$\lim_{\|X\| \rightarrow \infty} \phi'(X) = \phi_0 \quad \text{en} \quad \|X\| \rightarrow \infty$$

Nous avons défini un problème de Neumann pour  $\phi'$ , il existe donc un unique potentiel de vitesse, à une constante additive près, solution de ce problème et vérifiant les conditions aux limites.

$$w' + U_0 \sin \alpha = 0 \quad \text{en} \quad Z=0$$

Dans chaque section droite (Y, Z), une solution exacte de cet écoulement est obtenue au moyen d'une transformation de Joukovski .l'expression du potentiel des vitesses à l'abscisse X et sur la paroi de l'aile est alors :

$$\varphi' = \pm U_0 \sin \alpha \sqrt{S^2(X) - Y^2} \dots\dots\dots(2.8)$$

Ou les signe '+' et '-' désignent respectivement l'extrados et l'intrados de l'aile, l'équation de Bernoulli nous permet d'exprimer le saut de pression induit entre l'intrados et l'extrados de l'aile .en ne conservant que les termes au premier ordre, il vient

$$\Delta p = p_i - p_e = \frac{2}{\tan \varphi} \rho_0 U_0^2 \cos \alpha \sin \alpha \frac{1}{\sqrt{1 - [\frac{Y}{S(X)}]^2}} \dots\dots\dots (2.9)$$

Les coefficients aérodynamiques se déduisent alors des relations suivantes :

$$C_{N,p} = \frac{2\pi}{\tan \varphi} \cos \alpha \sin \alpha \dots\dots\dots(2.10)$$

$$C_{Mx=0,p} = \frac{4\pi}{3 \tan \varphi} \cos^2 \alpha \sin \alpha \dots\dots\dots (2.11)$$

**2.7.3 Prévion de la Circulation :[2]**

Ainsi une contribution à l'effort normal provient de l'intensité des tourbillons. Nous tentons ici d'évoluer cette intensité qui est définie par le saut de vitesse tangentielle

$$\square(X, Y) = \left[ \frac{\partial \varphi'}{\partial Y} \right]_{Z=\pm 0} = \frac{2}{\sqrt{S^2(X) - Y^2}} \dots\dots\dots (2.12)$$

La circulation des tourbillons est alors obtenue en intégrant cette distribution de verticité sur une demi-envergure :

$$\frac{\Gamma(X)}{cU_0} = \frac{1}{cU_0} \int_0^{s(x)} \gamma(X, Y) dY = \frac{2 \sin \alpha X}{\tan \varphi c} \dots\dots\dots (2.13)$$

**2.7.4 Position des Tourbillons :[2]**

Nous adaptons ici une méthode utilisée par Saffman pour prévoir l'éclatement des tourbillons de sillage d'un profil d'aile d'envergure finie. Le repère choisi est le repère terrestre  $(X_0, Y_0, Z_0)$ . On considère les équations d'Euler pour un écoulement stationnaire de fluide incompressible.

On définit un volume de contrôle contenant l'aile et se déplaçant en translation rectiligne uniforme à la vitesse  $U_0$ . L'écoulement amont est supposé uniforme de vitesse  $(U_0, 0, 0)$  et de pression  $p_0$ . En sortie, la vitesse est  $(U_0+U, V, W)$  et la pression est  $p_0+p$ . la forme intégrale de l'équation bilan de quantité de mouvement dans le repère terrestre s'écrit :

$$\rho_0 U_0 \iint U dY_0 dZ_0 = \iint -p dY_0 dZ_0 - N \sin \alpha \dots \dots \dots \quad (2.14)$$

$$\rho_0 U_0 \iint V dY_0 dZ_0 = 0 \dots \dots \dots \quad (2.15)$$

$$\rho_0 U_0 \iint W dY_0 dZ_0 = -N \cos \alpha \dots \dots \dots \quad (2.16)$$

Par intégration par partie, on transforme les intégrales de vitesses en moments d'ordre 1 de la vorticité. La vorticité des tourbillons étant confinée sur leur axe. Les équations (2.15) et (2.16) se réduisent à :

$$Z_{0,c} - Z_{0,c} = 0 \dots \dots \dots \quad (2.17)$$

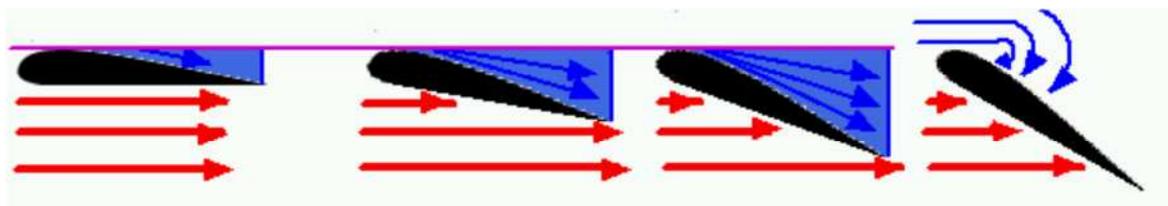
$$\frac{2Y_{0,c}}{b} = \frac{\pi}{4} \cos^2 \alpha \dots \dots \dots \quad (2.18)$$

Où  $(Y_{0,c}, Z_{0,c})$  est la position des tourbillons dans le plan vertical passant par le bord de fuite de la maquette, ce bilan ne permet pas d'estimer l'altitude des tourbillons. Dans le repère  $(X, Y, Z)$  : lié à la maquette, leur éclatement est conservé :  $Y_c = Y_{0,c}$

**2.8 Influence de l'Angle d'Incidence sur la Traînée et la Portance :**

Lorsque l'angle d'incidence de l'aile augmente, les conditions changent aussi bien sous l'intrados que sur l'extrados. L'angle d'incidence est étroitement associé à tous les phénomènes qui intéressent l'aile.

Les variations de l'angle d'incidence sont susceptibles de perturber profondément l'écoulement de l'air autour du profil entraînant alors des variations concomitantes de portance et de traînée.



angle d'incidence nul

angle d'incidence à  
faible valeur

angle d'incidence  
à valeur élevée

angle d'incidence à  
une valeur critique

**Figure 2.13 :** Variation de l'angle d'incidence.

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

Si l'angle d'incidence a une valeur voisine de  $0^\circ$ .

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

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

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

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

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

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

A noter que toute portance ne disparaît pas au moment du décrochage, l'intrados de l'aile étant toujours le siège d'une surpression. Néanmoins, cette portance réduite est insuffisante pour soutenir l'aile dans des conditions normales de vol. De même, l'angle de décrochage auquel est lié ce phénomène important varie avec la forme du profil de l'aile.

Pour certains profils, la diminution de portance peut être soudaine et entraîner un décrochage brutal, tandis que pour d'autres, la portance peut décroître d'une manière plus progressive et amener à un décrochage plus nuancé.

Ainsi, la portance et la traînée croissent lorsque l'angle d'incidence croît jusqu'à la valeur critique de cet angle où apparaît le phénomène du décrochage qui s'accompagne d'une brusque chute de portance et d'une forte augmentation de traînée. Tout accroissement supplémentaire de l'angle d'incidence ne tend qu'à amplifier le phénomène.

## **2.9 Influence de l'Angle d'Incidence et l'Angle $\alpha_1$ :**

D'après l'étude de M. BENKIR[1] qui a identifié un ensemble considérable de photographes obtenues par visualisation dans le laboratoire depuis 1972 a montré de façon indiscutable l'existence du système tourbillonnaire  $\alpha_1$  développé au dessus des ailes delta à bord de fuite droite et à queue d'hirondelle. Alors l'angle  $\alpha_1$  dépend de l'incidence  $i$  :

Les résultats obtenus montrent les valeurs de  $\alpha_1$  en fonction de l'incidence dont l'angle d'apex varie de  $\beta = 25^\circ$  à  $95^\circ$ . Cela nous permet de faire les observations suivantes :

- Si  $\beta$  est un angle privilégié, l'incidence n'a pas d'influence sur la valeur de l'angle  $\alpha_1$  par exemple :

$\beta = 45^\circ$  : on obtient un angle  $\alpha_1 = 30^\circ$  quelle que soit l'incidence.

$\beta = 72^\circ$  : on obtient un angle  $\alpha_1 = 45^\circ$  quelle que soit l'incidence.

- Si  $\beta$  est un angle privilégié, alors l'angle  $\alpha_1$  peut prendre une ou plusieurs valeurs suivant une marge d'incidence bien définie, par exemple :

$\beta = 29^\circ$  : on obtient :  $\alpha_1 = 20.7^\circ$  pour  $8^\circ \leq i \leq 14^\circ$

$\alpha_1 = 19.5^\circ$  pour  $16^\circ \leq i \leq 26^\circ$

$\alpha_1 = 18.6^\circ$  pour  $28^\circ \leq i \leq 40^\circ$

$\beta = 52^\circ$  : on obtient :  $\alpha_1 = 35.3^\circ$  quelle que soit l'incidence.

Bien entendu, toutes ces valeurs sont obtenues en l'absence de la turbulence à l'arrière des tourbillons (éclatement total des tourbillons).

Pour les ailes dont l'angle d'apex est supérieur à  $\beta = 95^\circ$ , les systèmes tourbillonnaires prennent un aspect particulier appelé "structure en pinceau".

## 2.10 Eclatement Tourbillonnaire :

Le phénomène d'éclatement tourbillonnaire a été découvert il ya environ 50 ans dans un contexte d'aérodynamique extrême. Il a ensuite été mis en évidence dans des systèmes de combustion, où sa présence permet de stabiliser les flammes et d'augmenter les capacités de mélange de l'écoulement. Ce phénomène a depuis lors fait l'objet d'un nombre très important de travaux.

On trouve dans la littérature plusieurs types de dispositifs expérimentaux permettant l'étude de l'éclatement. Où l'éclatement tourbillonnaire est présent :

1. entre l'amont et l'aval, le cœur tourbillonnaire s'élargit. L'amplitude de cet élargissement dépend de la géométrie de l'éclatement qui survient.
2. Le profil de vitesse axiale en aval de l'éclatement est analogue au profil obtenu dans le sillage d'un objet non profilé sur l'axe de l'écoulement, et ce même dans le cas où le profil de vitesse axiale en amont est de type jet (ce qui est très souvent le cas dans les expériences impliquant des aubes radiales). L'annulation de la vitesse axiale sur l'axe et la présence de vitesse négative sont très courantes, mais non systématiques.

3. A l'aval de l'éclatement, l'écoulement est instationnaire ou turbulent s'il était stationnaire en amont, et de turbulence plus intense s'il était déjà turbulent à l'amont

### **2.11 Conclusion :**

Dans ce chapitre nous avons discuté l'écoulement autour de l'aile delta avec certaines approches théoriques et aussi des résultats expérimentaux.

Les dépressions potentielles de l'écoulement à l'intrados et l'aspiration des tourbillons contribuent bien toutes les deux à la génération d'effort aérodynamiques sur l'aile delta.

L'intensité des tourbillons croît linéairement vers l'aval. Elle augmente avec l'incidence et avec le nombre de Reynolds. A l'angle d'attaque critique, qui dépend des paramètres géométriques de l'aile delta, la structure du vortex change sensiblement et l'éclatement du vortex se produit. Cet éclatement de vortex signifie la perte de la régularité de l'écoulement tourbillonnaire.

# **CHAPITRE 3**



## ***TECHNIQUES DE MESURE ET REALISATION DES MAQUETTES***

### 3.1 Introduction :

Dans le présent chapitre, on présente d'abord les appareils de mesure utilisés dans cette étude ainsi que les différents essais effectués. On déterminera les caractéristiques des différentes ailes à soumettre aux essais, par la suite on expose rapidement les procédés et les moyens mis en œuvre pour la réalisation des ailes delta et des supports destinés à soutenir les maquettes pour la mesure de la portance et de la traînée.

### 3.2 Moyens et méthodes de mesure :

Les différents moyens utilisés au cours des essais se composent essentiellement de :

- Une soufflerie subsonique à faible vitesse (Delta – Lab).
- Un indicateur de contrainte et une balance aérodynamique pour la mesure de la traînée et de la portance
- Multi-manomètre et le tube de Pitot pour la mesure de la vitesse.

#### 3.2.1 Généralités sur les souffleries :

Une soufflerie est une installation utilisée en aérodynamique, qui est une branche de la mécanique des fluides qui s'intéresse aux phénomènes résultants des mouvements relatifs d'un corps par rapport au fluide dans lequel il est plongé. Le principe de la soufflerie est basé sur la relativité existante entre l'écoulement aérodynamique d'un fluide autour du corps en mouvement et l'écoulement d'un fluide (pas forcément le même) autour d'une maquette fixe représentant ce corps.

L'avantage est une instrumentation et une expérimentation en toute sécurité, avec possibilité de faire des modifications à l'envie (par exemple, pour le cas d'un avion, il n'y a pas à atterrir et décoller pour le moindre petit changement de paramètre). Pour que les conditions de travail soient optimales, l'écoulement doit être maîtrisé dans la veine d'essais : en tout point d'une section, la vitesse doit être la même en module et en direction ; et doit par ailleurs rester constante au cours de l'essai.

Les souffleries peuvent être en circuit ouvert (type Eiffel, qui réalisa la première installation moderne en 1909) ou en circuit fermé à retour (type Prandtl). Dans le premier type, l'air, aspiré directement dans l'atmosphère ambiante, y est rejeté par des ventilateurs ; le deuxième type, plus volumineux, s'impose dès qu'il s'agit d'utiliser un fluide différent

de l'air ambiant ou conditionné en température (souffleries cryogéniques) ou en pression. Les souffleries à rafales permettent d'atteindre, pendant de courtes durées, des nombres de Mach élevés. Elles sont généralement munies d'un compresseur à étages ou d'une pompe à vide et d'un réservoir d'air sous pression. Les souffleries en circuit ouvert peuvent présenter le problème d'être tributaires des conditions externes (dans le hall d'essai ou externes au bâtiment). A l'inverse, dans une soufflerie à retour, la puissance motrice ne sert plus à mettre le fluide en mouvement, mais seulement à entretenir son mouvement. Comme on peut aussi les classer selon leur :

- ✓ Taille.
- ✓ Vitesse.
- ✓ Disposition.
- ✓ Circuit.

### 3.2.2 Présentation de la soufflerie utilisée pour les essais :

C'est une soufflerie de type aspirante à faible vitesse ( $M < 0.3$ ). L'air est en mouvement par rapport au corps à étudier, il arrive à la veine d'essais par l'intermédiaire d'un ventilateur entraîné par un moteur électrique. La veine de l'air est en fonction de l'ouverture ou de la fermeture de la vanne réglable. Les ailes sont maintenues par un support de façon à perturber le moins possible l'écoulement à l'aval de l'aile, elle nous permet de :

- effectuer des relevés de vitesse.
- étudier le développement de la couche limite sur une plaque plane.
- étude de l'écoulement avec la répartition de pression autour d'une aile ou bien d'un cylindre.
- visualisation de l'écoulement si on l'équipe d'un générateur de fumée.

### 3.2.3 Les éléments de la soufflerie et le principe de fonctionnement:

Une soufflerie comprend différentes parties essentielles :

1. le dispositif de mise en mouvement du fluide (par exemple un ventilateur).
2. une chambre de tranquillisation, contenant des dispositifs permettant de casser les turbulences qui ont pu apparaître dans les conduites. Ces dispositifs sont du type

nid d'abeille et grillages. Ils sont générateurs de perte de charge (chute de pression) qui est amoindri en agrandissant la section de cette chambre.

3. en amont de la veine d'expérience, le collecteur ou convergent, dans lequel l'air subit une accélération du fait de la diminution de section de passage. Cette accélération est accompagnée d'un amortissant des fluctuations de vitesse. Cette fluctuation de vitesse est appelée taux de turbulence. Le convergent en amont peut être court et la contraction être brusque, sous la condition que son profil longitudinal soit étudié de manière à ne pas faire apparaître des tourbillons dus aux gradients de pression.
4. une chambre d'essai, de section constante ou très légèrement divergente, dans laquelle est installée la maquette à tester. La divergence de la section sert à rattraper la couche limite qui s'établit sur les parois ; en aval de la veine d'expérience, un diffuseur ou divergent, qui réduit la vitesse de l'air à la sortie et diminue ainsi l'énergie cinétique perdue par perte de charge, et, par suite, la puissance consommée. Le diffuseur ne peut avoir qu'un très faible angle de divergence (angle total maximal de  $7^\circ$ ), faute de quoi des perturbations vont apparaître sur les parois et risquent de perturber l'écoulement.

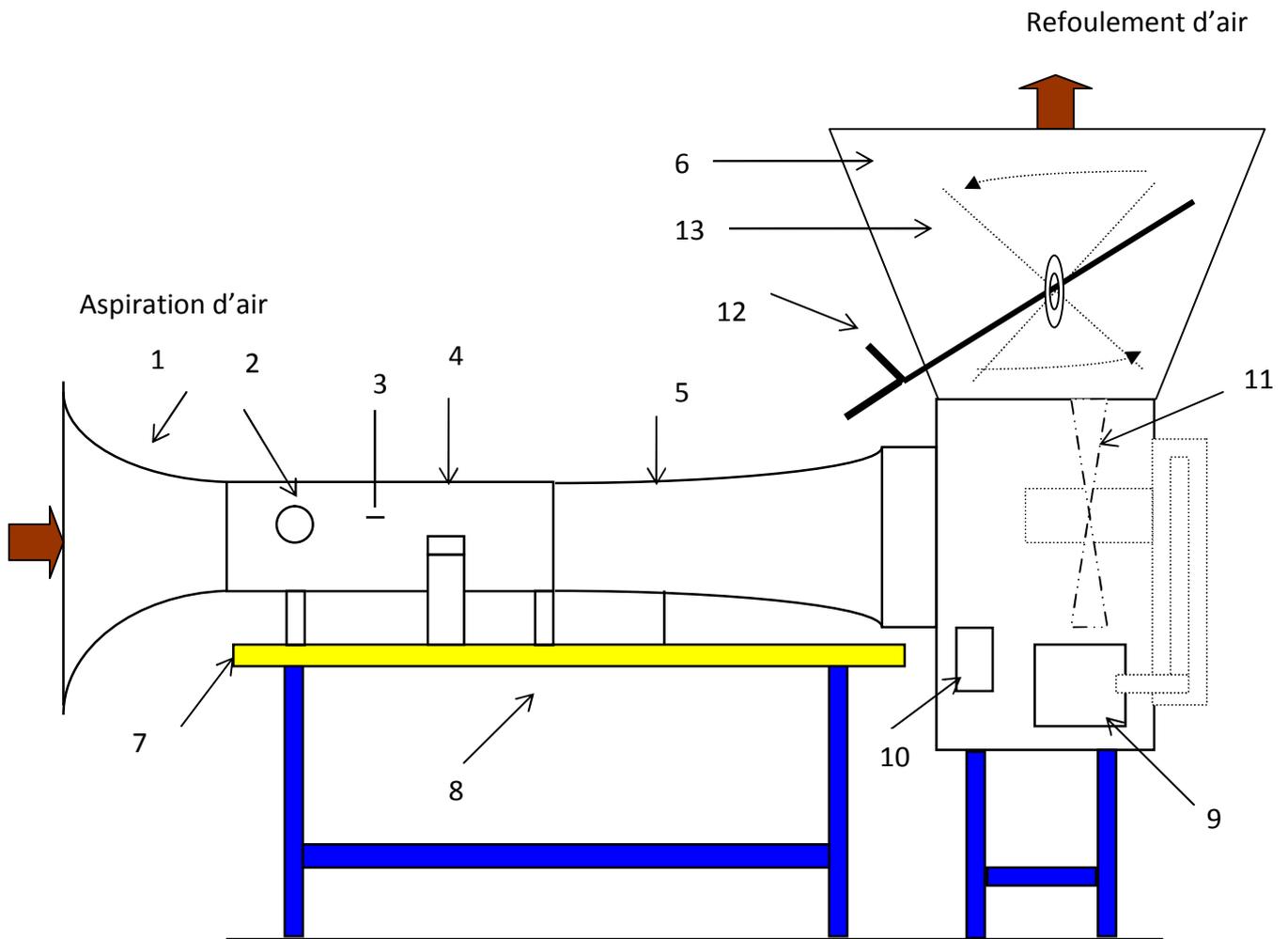


Figure 3.1 : soufflerie subsonique du Département.

1-Convergent.

2-Hublot.

3-Tube de Pitot.

4-Veine d'essai.

5-Divergent.

6-Diffuseur.

7-Table.

8-Balance aérodynamique.

9-Moteur électrique.

10 -Interrupteur.

11-Turbine.

12-Variateur de vitesse.

13-Vanne papillon.

## ❖ les caractéristiques de la soufflerie :

Dimensions de la veine : 30x30x100 cm.

Longueur : 4 m.

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

Puissance du moteur : 4 KW.

Vitesse du moteur : 1440 tr/mn.

### 3.3 Conditions de similitude :

Dans le cas d'un mobile (avion, véhicule), on considère que l'effet de l'air en mouvement sur le modèle à l'arrêt est le même que sur le modèle en mouvement dans une masse d'air fixe. Pour avoir des résultats d'essais valables à échelle réduite, il faut suivre la loi de similitude qui demande de conserver le nombre de Reynolds traduisant le rapport entre les forces d'inertie et de viscosité de l'air.

$$\text{Nombre de Reynolds : } Re = \frac{V.L.\rho}{\mu} \dots\dots\dots (3.1)$$

V : vitesse de l'air, L : longueur du corps (la corde du profil pour une aile)

$\rho$  : masse volumique de l'air,  $\mu$  : viscosité dynamique

Compte tenu des dimensions des avions les plus grands (gros porteurs), on doit obtenir en soufflerie des nombres de Reynolds très élevés ; pour cela on peut jouer sur V, L et  $\rho$ . Pour L et V, on doit augmenter la taille du modèle et la vitesse de l'air : cela conduit à des souffleries plus grandes et des motorisations plus puissantes. On peut aussi augmenter  $\rho$  (la masse volumique de l'air) en augmentant la pression d'air dans la soufflerie (soufflerie pressurisée) ou en diminuant la température de l'air (soufflerie cryogénique) ou les deux.

L'air étant compressible, il faut aussi respecter le nombre de Mach dans le cas des grandes vitesses. La plupart des avions de ligne (à réaction) volent au voisinage de  $M = 0.8$ .

### 3.4 Techniques de mesure :

#### 3.4.1 La balance aérodynamique :

La balance aérodynamique est conçue pour utilisation avec la soufflerie. Elle devra être fournie sur un support monté sur un pied réglable en hauteur pour tester des modèles aérodynamiques utilisés en soufflerie ; elle permet de mesurer la portance, la traînée et le moment de tangage exercés sur un modèle, alors elle est constituée essentiellement par un pied- support, platine, fléau, élément de liaison.

##### 3.4.1.1 Pied-support :

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

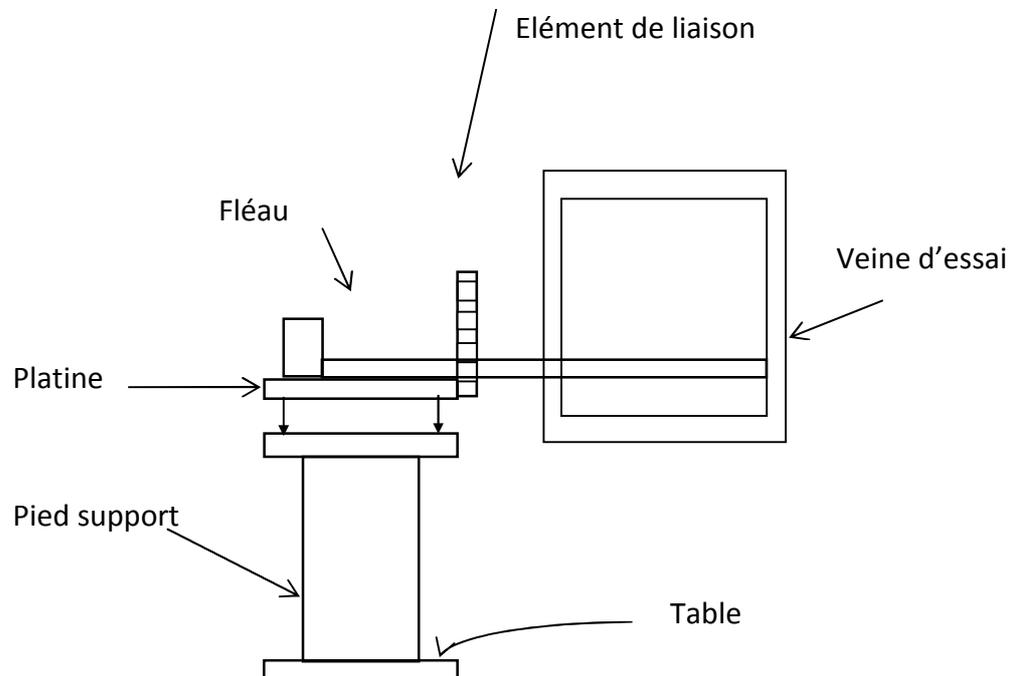


Figure 3.2 : Balance aérodynamique.



Figure 3.3 : Photo de la balance aérodynamique utilisée.

**3.4.1.2 Platine :**

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

**3.4.1.3 Fléau dynamométrique :**

Cette pièce maîtresse de la balance est équipée de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion par les actions dynamométriques. Le découplage des actions de portance et traînée, est réalisée par câblage des jauges. La balance ne comporte aucune liaison partielle et n'est donc sujette à aucune hystérésis de frottement.

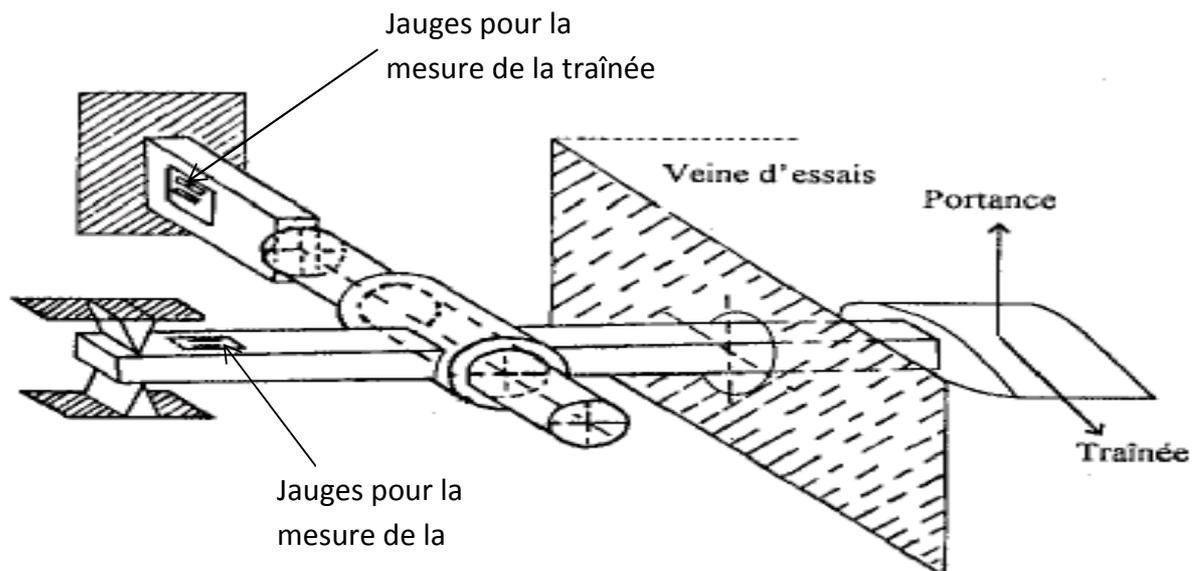


Figure 3.4 : Disposition des jauges de contrainte.

❖ **Jauges de contraintes et pont de WHEATSTONE :**

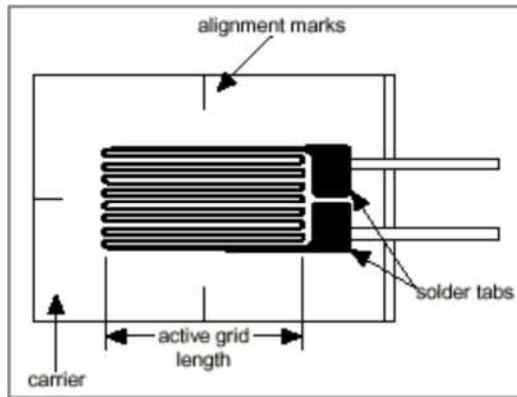


Figure 3.5 : Jauge de contrainte.

La résistance nominale d’une jauge est donnée par la formule :

$$R = \frac{\rho \cdot n \cdot L}{S} \dots\dots\dots (3.2)$$

$\rho$  : Résistivité du métal de la jauge.

$n$  : nombre de brins.

$L$  : longueur de chaque brin.

$S$  : section du fil résistant.

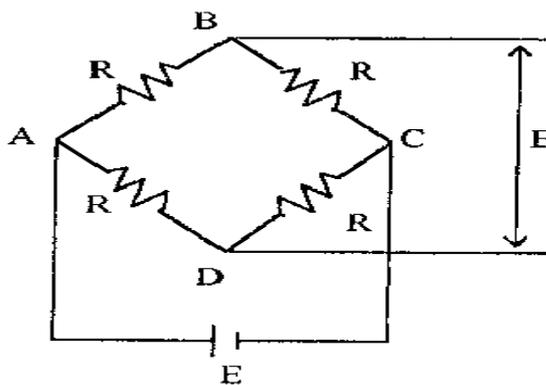


Figure 3.6 : Pont de Wheatstone

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

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \dots\dots\dots (3.3)$$

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

$$\frac{\Delta R}{R} = K \cdot \left(\frac{\Delta L}{L}\right) = K \cdot \varepsilon \tag{3.4}$$

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

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

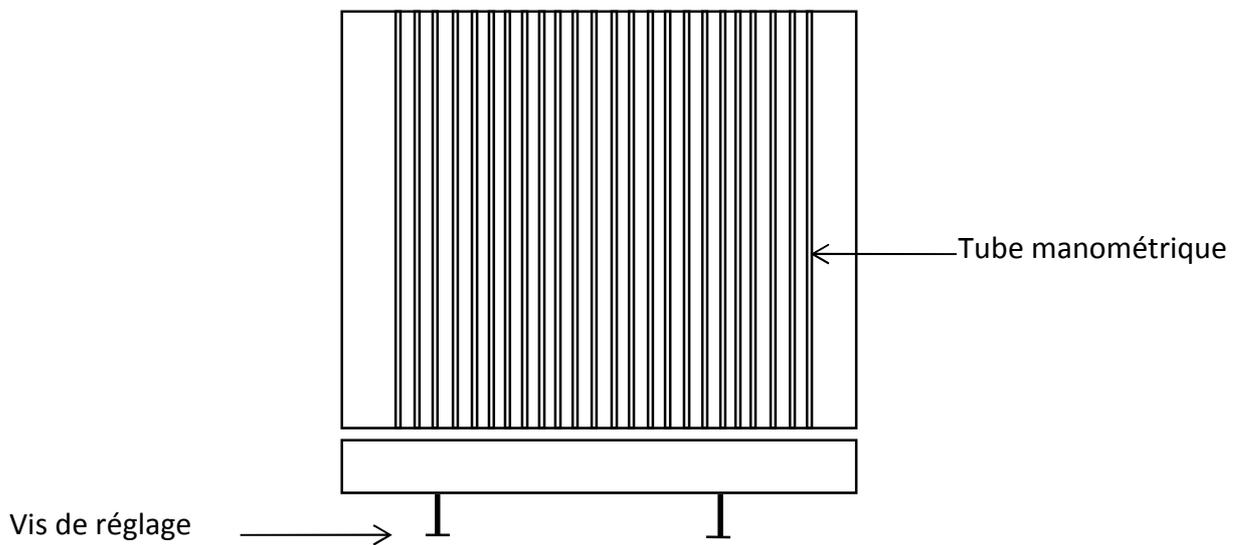
$$R_1 \cdot R_3 = R_2 \cdot R_4 \tag{3.5}$$

**3.4.1.4 Élément de liaison :**

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

**3.4.2 Multi-manomètre :**

Pour la mesure de  $\Delta h$  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  $\rho_H = 856.418 \text{ Kg/m}^3$ .



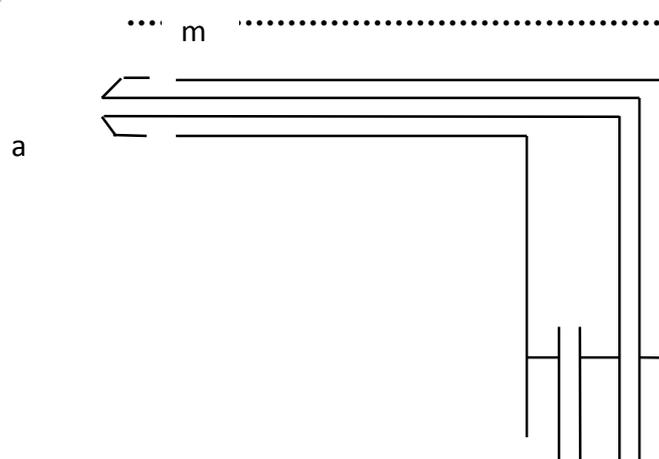
**Figure 3.7 : Multi-manomètre.**

**3.4.3 Tube de Pitot :**

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

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

$$P_a = P_m + \frac{1}{2} \times \rho \times V_m^2 \tag{3.6}$$



**Figure 3.8 :** Tube de Pitot.

D'autre part on a :

$$P_a = P_m + \rho \cdot g \cdot \Delta h \tag{3.7}$$

D'où on aura :

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \rho_H \cdot g \cdot \Delta h}{\rho}} \tag{3.8}$$

Avec :  $P_a$  : pression d'arrêt.

$P_m$  : pression statique au point m.

$\rho$  : Masse volumique de l'air à la température d'essai.

$\rho_H$  : masse volumique de l'huile.

$\Delta h$  : dénivellation d'huile lue sur le multi-manomètre.

### 3.4.4 Dispositif électronique de mesure :

Pour la mesure des efforts aérodynamique on a utilisé un indicateur de contrainte emprunté au laboratoire de résistance des matériaux.

#### 3.4.4.1 Indicateur de contraintes :

Cet appareil électrique nous permet de transformer le déséquilibre du pont de Wheatstone  $\Delta E$  dû à la déformation mécanique. des jauges en un signal électronique qui sera traité en traversant plusieurs étages (amplification, filtrage, conversion,...); par la suite il sera obtenu sous forme d'une tension à la sortie Out Put de l'appareil, ou bien sous forme d'un chiffre sur l'afficheur digital , ainsi on pourra obtenir les deux principaux efforts s'exerçant sur l'aile à savoir la portance et la traînée, par conséquent les deux coefficients aérodynamiques correspondants  $C_z$  et  $C_x$ . L'étalonnage ayant été effectué au préalable par peser.



Figure 3.9 : Indicateur de contraintes.

#### 3.4.4.2 Micro-ordinateur et l'entrée de la chaîne d'acquisition des données :

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

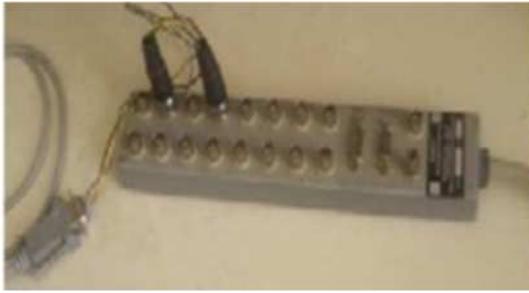


Figure 3.10 : Entrée de la chaîne d'acquisition



Figure 3.11 : Micro-ordinateur.

### 3.5 Etalonnage de la soufflerie :

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

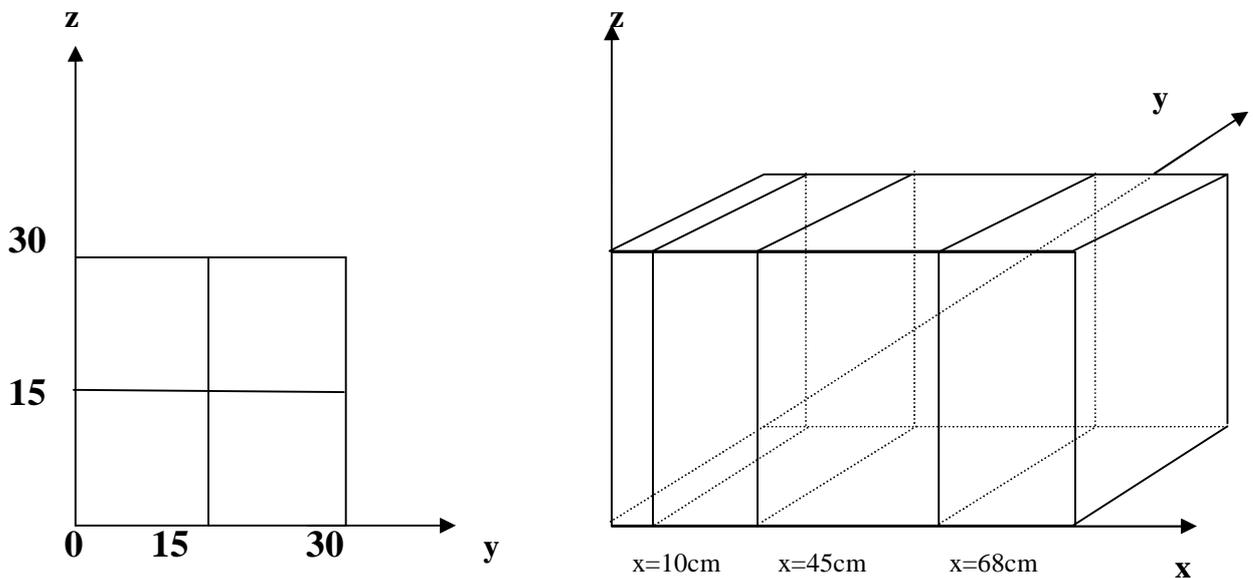
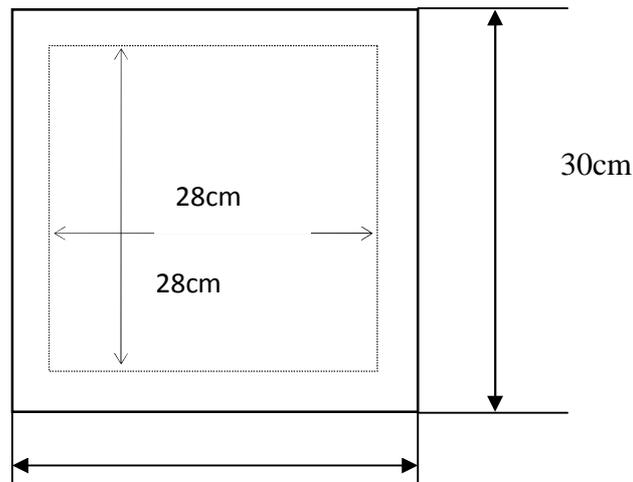


Figure 3.12 : Différentes sections et points de mesure du profil des vitesses.

Et les résultats montrent bien que la section utile est un carré de section 28 cm×28 cm :



**Figure 3.13 :** Section utile de la veine d'essais.

### 3.6 Etalonnage de la balance aérodynamique :

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

#### 3.6.1 Pour la Portance :

Après avoir fixé l'aile dans la veine d'essai, on pose différents petits poids sur l'aile à l'endroit de fixation de celle-ci ce qui nous permet de soumettre le fléau à des forces statiques successives et de relever les tensions de sortie à l'aide de l'indicateur de contraintes branché à cet effet aux jauges de contraintes. la courbe ainsi obtenues est linéaire ,elle passe par l'origine avec une équation de  $y = ax$  ,  $a = 0.011$ .

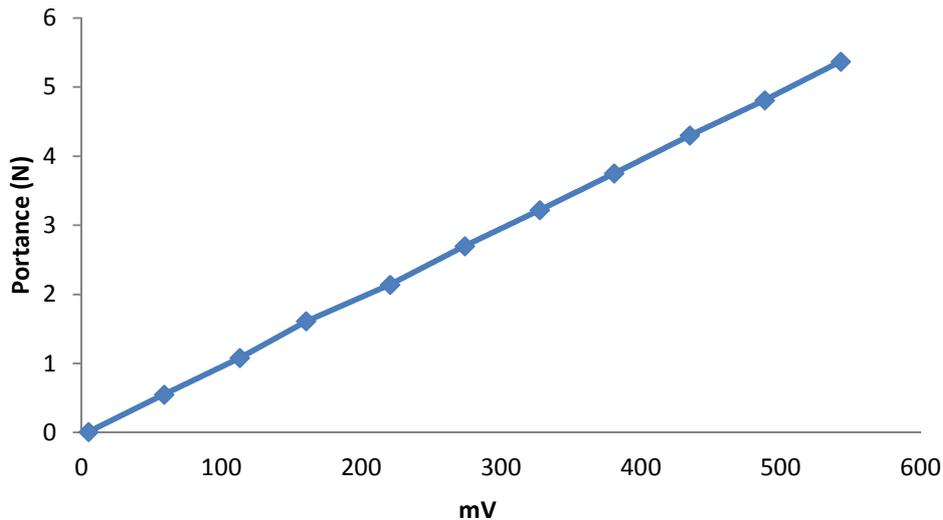


Figure 3.14 : Etalonnage de la balance pour la portance.

### 3.6.2 Pour la Traînée :

On introduit une barre lisse, par les deux orifices pratiqués à cet effet sur les parois de la veine d'essai. Cette barre est munie à son milieu d'une poulie sur laquelle on fait passer un fil non élastique (rigide) ; d'une part ce fil est fixé au milieu du support de l'aile à l'autre extrémité du fil on place des petits poids ce qui nous permet de lire la tension correspondante en mV directement sur l'afficheur (comme pour le cas de la portance) par la suite on trace la courbe d'étalonnage qui est de la forme :  $y = ax$  à partir de laquelle on déduit la valeur de la pente  $a = 0.01$ .

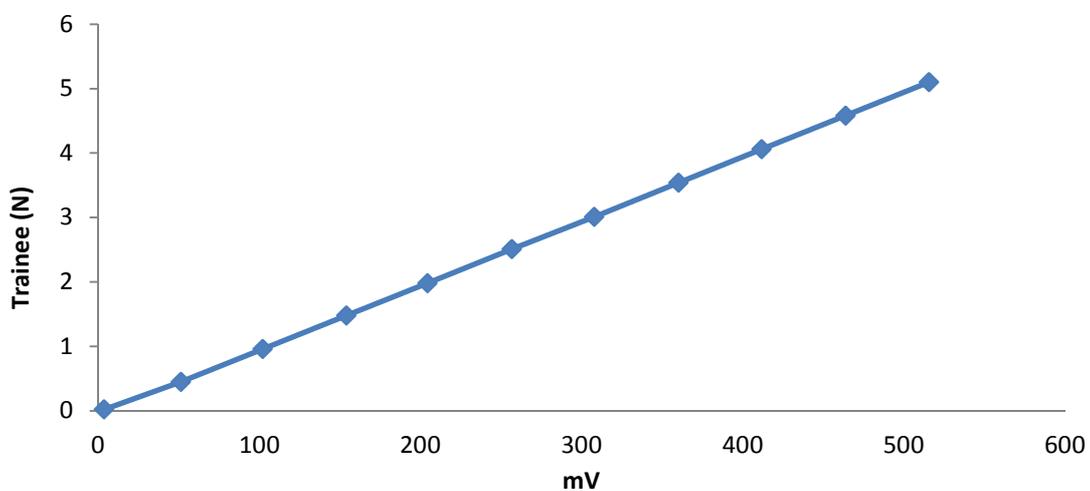


Figure 3.15 : Etalonnage de la balance pour la traînée.

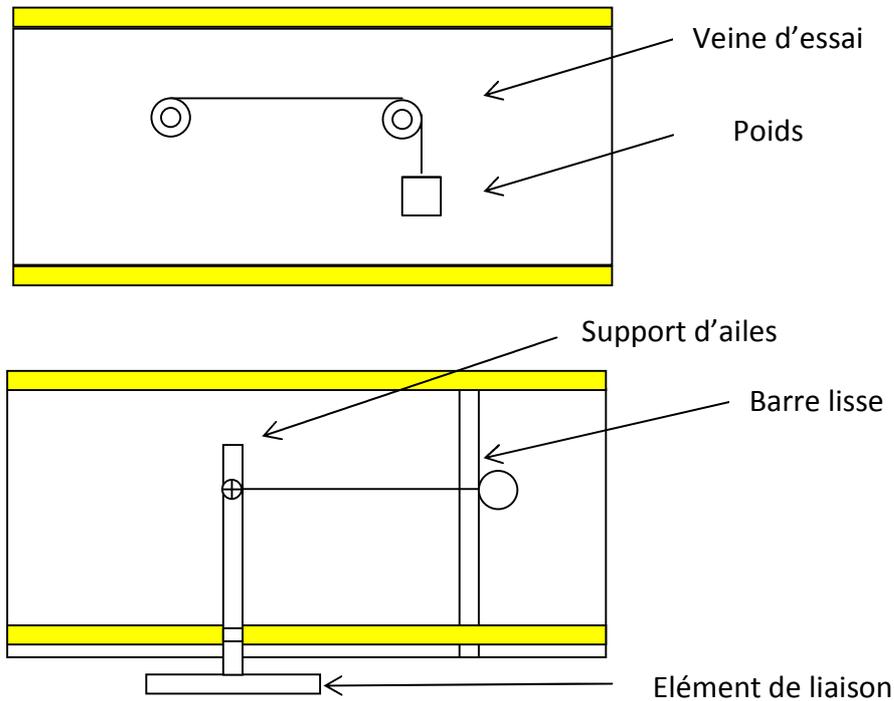


Figure 3.16 : Dispositif d'étalonnage de la balance aérodynamique pour la traînée.

### 3.7 Répétitivité des Résultats Expérimentaux :

Aucune mesure n'est possible, compte tenu des imperfections des appareils et de l'expérimentateur. On s'en rend compte en répétant plusieurs fois la même mesure les mêmes conditions et en constatant qu'il très rare de trouver deux fois la même valeur. Par conséquent pour la détermination de l'erreur expérimentale, on a considéré la différence entre les coefficients de portance  $C_z$  à l'issu des essais sur deux ailes de caractéristiques suivantes ( $\lambda = 1.66$ ,  $\beta = 45^\circ$  et de surface  $S_1 = 76.4 \text{ cm}^2$ ,  $V_o = 31 \text{ m/s}$ ) et ( $\lambda = 3.36$ ,  $\beta = 80$  et de surface  $S_3 = 76.4 \text{ cm}^2$ ,  $V_o = 20.3 \text{ m/s}$ )

D'ou nous déduisons l'erreur expérimentale suivante soit :  $\frac{\Delta C_z}{C_z} = 11\%$ .

De même pour  $C_x$  on a fait des essais sur deux ailes de caractéristiques suivantes ( $\lambda = 1.36$ ,  $\beta = 45^\circ$  et de surface  $S_2 = 76.26 \text{ cm}^2$ ,  $V_o = 31 \text{ m/s}$ ) et ( $\lambda = 3.36$ ,  $\beta = 80^\circ$  et de surface  $S_1 = 76.54 \text{ cm}^2$ ,  $V_o = 20.3 \text{ m/s}$ ).

D'où nous déduisons l'erreur expérimentale suivante soit :-  $\frac{\Delta C_x}{C_x} = 10\%$

L'ordre de grandeur entre l'erreur mesurée et calculée est le même, ce qui est satisfaisant vue la précision des mesures surtout aux grandes vitesses.

### 3.8 Réalisation des Ailes et du Support :

Dans ce paragraphe on donne les caractéristiques géométriques des ailes réalisées et le support qu'on va utiliser pour la mesure de la traînée et de la portance ; ainsi que les différentes étapes de réalisation.

#### 3.8.1 Dimensionnement des Ailes :

On a deux ailes différentes :

$$S_1 = \frac{l_1 \times L_1}{2} = \frac{13.57 \times 11.24}{2} = 76.54 \text{ cm}^2 \quad \text{Et l'angle d'apex } 45^\circ.$$

$$S_2 = \frac{l_2 \times L_2}{2} = \frac{9.55 \times 16.03}{2} = 76.54 \text{ cm}^2 \quad \text{Et l'angle d'apex } 80^\circ.$$

Ailes	Caractéristiques des ailes			
	$\beta(^{\circ})$	$l_0(\text{cm})$	L (cm)	S ( $\text{cm}^2$ )
45	13.57	11.24	76.54	1.66
80	9.55	16.03	76.54	3.36

**Tableau 3.1 :** Caractéristiques géométriques des ailes étudiées.

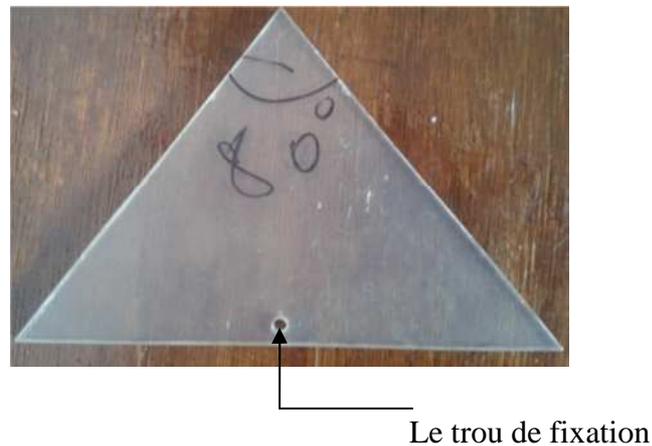
#### 3.8.2 Réalisation des Ailes :

Avant d'aller à la réalisation de ces maquettes on fait tout d'abord des dessins selon leurs dimensions pour avoir l'idée à peu près comment elles vont être.

Alors on utilise comme matière première du plexiglas, on ramène des plaques d'épaisseur de 5mm sur ces dernières on dessine les deux maquettes avec un stylo inhibiteur et avec

précisaient en utilisant le pied à coulisse et un rapporteur ensuite à l'aide d'une fraiseuse verticale on fait l'usinage.

Le choix du plexiglas n'est pas fortuit puisqu'il offre une facilité d'usinage (réalisation de rainures, perçage de trous,.....).



**Figure 3.17 :** Aile destinée à la mesure de  $C_z$  et  $C_x$  sans endommagement avec un angle d'apex de  $80^\circ$ .



**Figure 3.18 :** Aile destinée à la mesure de  $C_z$  et  $C_x$  sans endommagement avec un angle d'apex de  $45^\circ$ .

### 3.8.3 Réalisation du Support :

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

La réalisation de ce support a été assez simple, il comportait les éléments suivants :

- Une barre mi- cylindrique de diamètre 10 mm et de longueur 270 mm, réalisé à l'aide d'un tour. Son état de surface lisse a été obtenu en affectant à la machine une grande vitesse de rotation, une faible profondeur de passe et un mouvement d'avance lent de l'outil, suivi de quelques passes de fraisage qui nous permettent d'obtenir le mi- cylindre.
- Une petite vis qui permettra de fixer les différentes ailes sur le support.

L'une des extrémités de la barre est cylindrique sur une longueur de 45 mm et relié à la balance aérodynamique par l'intermédiaire d'un encastrement de 40 mm. Le mouvement de torsion qui pouvait intervenir lors des essais en soufflerie a été éliminé à l'aide d'une goupille fixée au niveau de la balance aérodynamique.

-A 60 mm de l'autre extrémité, on perce un trou de 4 mm de diamètre taraudé pour recevoir une vis compatible qui permet la fixation des maquettes sur le support de telle manière que ces dernières se placent au milieu de la veine d'essai de la soufflerie.



**Figure 3.19 :** Réalisation du support pour la mesure de  $C_x$  et  $C_z$ .

### 3.9 Procédé de Mesure de $C_x$ et $C_z$ :

L'étude de M. BENKIR a révélé que la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados d'une aile delta est symétrique par rapport à sa ligne médiane et que pour les valeurs des angles d'apex qu'on a sont privilégiés seuls deux tourbillons se forment au-dessus des ailes à partir de l'apex et font entre eux un angle  $\alpha_1$ .

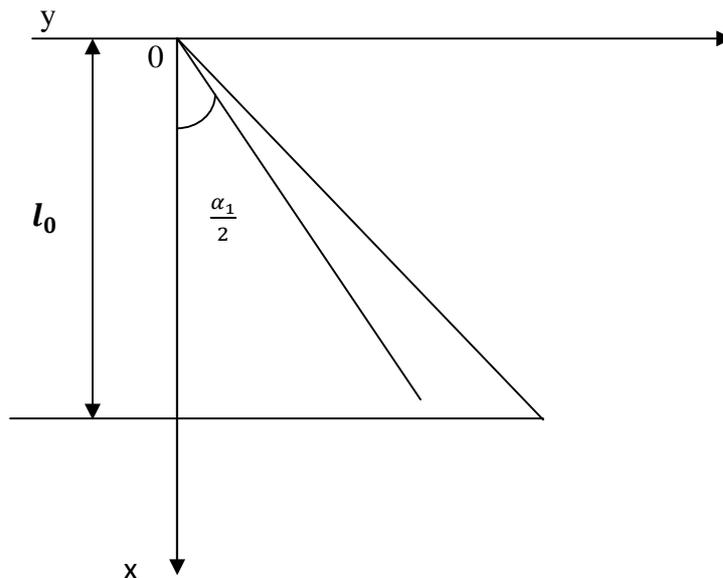
$\beta(^{\circ})$	$\alpha_1(^{\circ})$	$i(^{\circ})$
45	30	0 à 45
80	54.7	0 à 45

Tableau 3.2 : Angles entre les tourbillons.

➤ **Ailes avec endommagement :**

Les endommagements sont situés sous les tourbillons d’apex de l’aile delta à aux différents abscisses suivants à  $x_1 = \frac{1}{2}l_0$  , par la suite à  $x_2 = \frac{1}{3}l_0$ , et enfin à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$  .alors la première étape c’est de trouver la positions de ces trois endommagements :

❖ La méthode de calcul :



$$x_1 = \frac{1}{3}l_0$$

$$x_2 = \frac{1}{2}l_0$$

$$x_3 = \frac{4}{5}l_0$$

$$y = x * \text{tg } \alpha/2 \dots\dots\dots (3.9)$$

Après calcul on a les résultats suivant :

$\beta = 45^\circ$		$\beta = 80^\circ$	
x (cm)	y (cm)	x (cm)	y (cm)
$\frac{1}{3}l_0=4.523$	1,212	$\frac{1}{3}l_0=3.183$	1,64
$\frac{1}{2}l_0=6.785$	1,818	$\frac{1}{2}l_0=4.775$	2,469
$\frac{4}{5}l_0=10.856$	2,908	$\frac{4}{5}l_0=7.64$	3,95

**Tableau 3.3 :** Positions des endommagements.

Deuxièmement on s'intéressera à trouver le diamètre de l'endommagement

$$S_{\text{endommagement}} = 1\% \times S_{\text{aire de l'aile}}$$

- Pour l'aile d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$  et  $\beta=80^\circ$  on trouve que diamètre de l'endommagement

$$d = 10 \text{ mm.}$$

- ❖ Après avoir calculé le diamètre des trous, à l'aide d'une fraiseuse verticale on les réalise (voir figures 3.22 et 3.23).



**Figure 3.20:** Aile d'angle d'apex  $\beta= 80^\circ$  destinée à la mesure de Cz et Cx avec les différents endommagements.



**Figure 3.21:** Aile d’angle d’apex  $\beta= 45^\circ$  destinée à la mesure de  $C_z$  et  $C_x$  avec les différents endommagements.

**3.10 Conclusion :**

Nous avons réalisé deux ailes delta à angles d’apex privilégiés  $\beta=45^\circ$ ,  $\beta=80^\circ$  ; dans la soufflerie subsonique on mesure la portance et la traînée en variant l’angle d’incidence de  $0^\circ$  jusqu’à  $45^\circ$ , avec un pas de  $5^\circ$ , pour l’aile sans endommagement puis on soumet aux essais les autres ailes munies des différents endommagements situés respectivement à :

$x_1 = \frac{1}{3}l_0$  ;  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ ; et  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$  le diamètre de l’endommagement  $d=10\text{mm}$ . Les résultats obtenus seront présentés dans le paragraphe suivant :

**3.11 Résultats de mesure de  $C_z$  et  $C_x$  :**

Les essais ont été effectués à plusieurs vitesses d’écoulement ( $V_0=20.3\text{m/s}$ ,  $V_0=31\text{m/s}$ ) et à divers angles d’attaque de ( $0^\circ$  à  $45^\circ$ ) ; ceci est nécessaire afin d’étudier les effets du nombre de Reynolds et l’angle d’attaque sur les caractéristiques aérodynamiques des ailes. Les résultats sont obtenus en terme du coefficient de portance  $C_z$  et de traînée  $C_x$ .

La méthode de calcul employée pour trouver la valeur de  $C_z$  et  $C_x$  est donnée comme suit :

- Pour la portance :

$$P = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_z \dots\dots\dots (3.10)$$

$$C_z = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \dots\dots\dots (3.11)$$

- Pour la traînée :

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \dots\dots\dots (3.12)$$

$$C_x = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V^2} \dots\dots\dots (3.13)$$

Avec :

P : la portance (N).

$\rho$  : la masse volumique de l'air (1.22 kg /m<sup>3</sup>).

V : la vitesse de l'écoulement (m/s).

S : la surface de la maquette ( m<sup>2</sup>).

- Pour le calcul de la vitesse :

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \Delta h g \rho_H}{\rho}} \dots\dots\dots (3.14)$$

$$\Delta h = \frac{V_m^2 \rho}{2 \rho_H g} \dots\dots\dots (3.15)$$

Apex  $\beta=45^\circ$

$V_0=20.3 \text{ m/s}$

$V_0=31 \text{ m/s}$

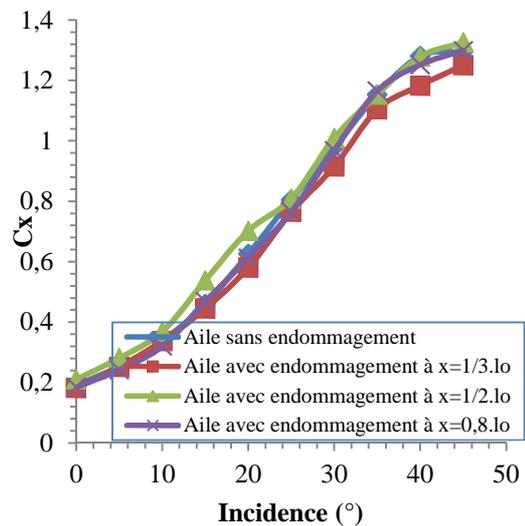
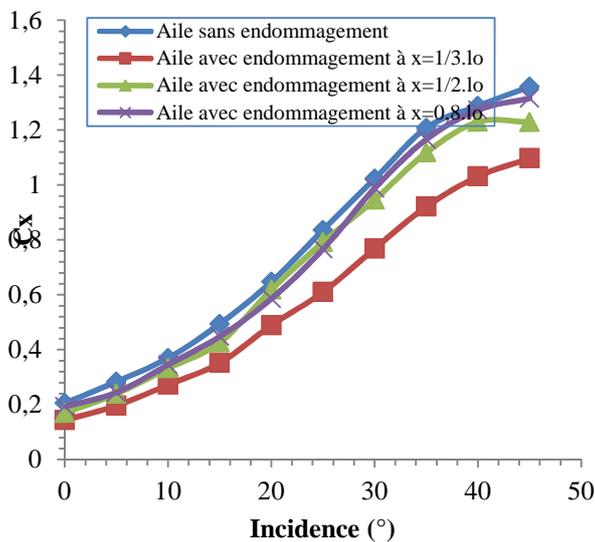
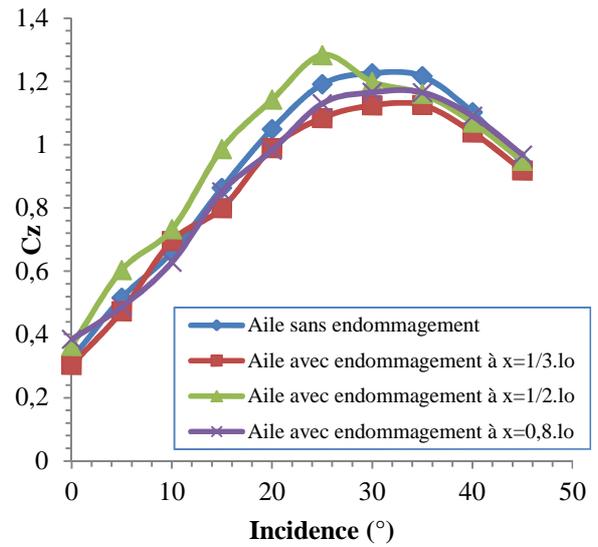
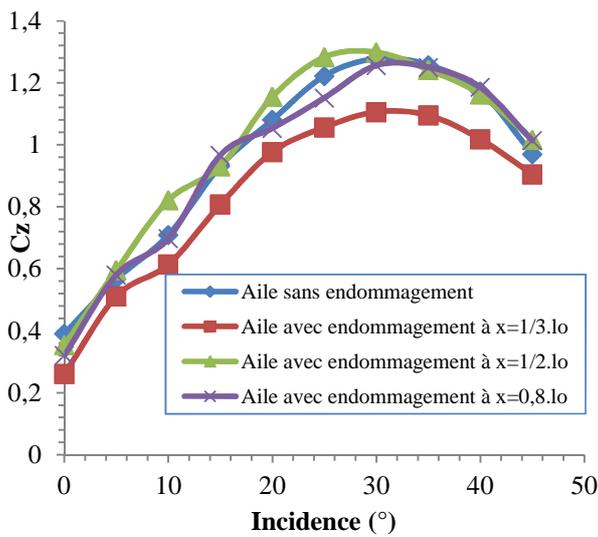


Figure 3.22 : Evolution de  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$ .

Apex  $\beta=80^\circ$

$V_0=20.3 \text{ m/s}$

$V_0=31 \text{ m/s}$

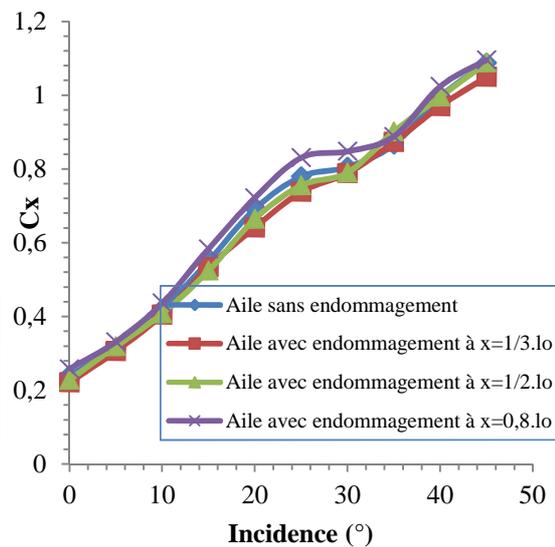
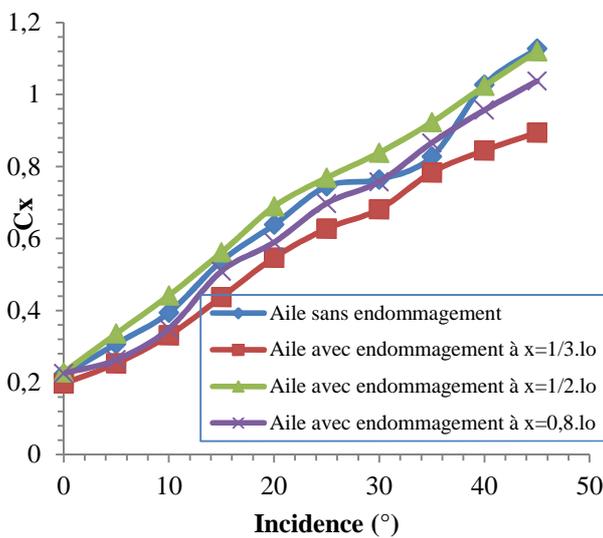
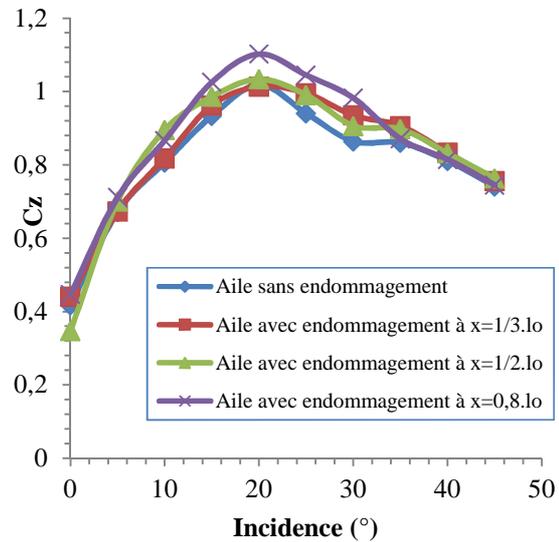
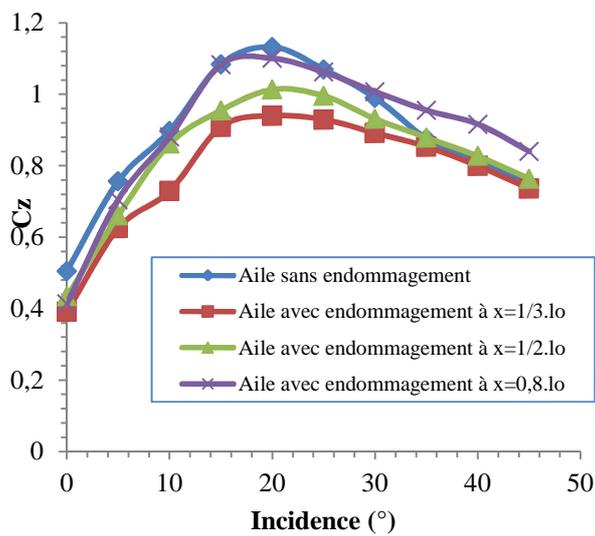


Figure 3.23 : Evolution de  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$ .

### 3.12 Analyse des résultats du coefficient de portance :

#### 3.12.1 influence de l'incidence :

Pour l'ensemble des courbes obtenues on remarque que le coefficient de portance  $C_z$  augmente avec l'augmentation de l'incidence, pour atteindre une valeur maximale à  $i=30^\circ$  pour l'aile delta d'apex  $\beta = 45^\circ$  (sans endommagement et avec endommagements) et cela pour les deux vitesses considérées. Pour l'aile delta d'apex  $\beta = 80^\circ$  une valeur maximale est atteinte à  $i=25^\circ$  pour l'aile sans endommagement qui est de  $25^\circ$  pour sans endommagement et cela pour les deux vitesses et une valeur maximale à  $i= 20^\circ$  pour les ailes avec endommagements à  $V_o=20.3$  m/s,  $V_o=31$  m/s. au delà de ces incidences coefficient de portance  $C_z$  diminue.

#### 3.12.2 Influence de la vitesse d'écoulement :

On remarque une influence de la vitesse de l'écoulement sur les valeurs du coefficient de la portance  $C_z$ . ce coefficient augmente avec l'augmentation de la vitesse et cela est valable pour toutes les ailes étudiées.

On observe aussi pour  $V_o=20,3$ m/s une différence remarquable entre les courbes par rapport à  $V_o=31$  m/s.

#### 3.12.3 Effets de l'endommagement :

On remarque que les deux courbes obtenue avec endommagement  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$  et à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$  sont presque confondues avec celle de sans endommagement avec quelques différences mais pour la courbe avec l'endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  on remarque une chute de portance remarquable.

### 3.13 Analyse des résultats du coefficient de traînée:

Comme pour le coefficient de portance nous avons effectué des mesures du coefficient de la traînée  $C_x$ .

#### 3.13.1 influence de l'incidence :

Pour l'ensemble des courbes on constate que la valeur du coefficient de traînée  $C_x$  augmente avec l'incidence de l'aile même au delà de l'incidence critique (décrochage).

#### 3.13.2 influence de la vitesse d'écoulement :

On remarque une influence de la vitesse de l'écoulement sur les valeurs du coefficient de la portance  $C_z$ . Ce coefficient augmente avec l'augmentation de la vitesse et cela est valable pour toutes les ailes étudiées.

On remarque aussi qu'à  $V_0=31$  m/s les courbes sont confondues mais pour  $V_0=20,3$  m/s on observe une légère différence surtout pour la courbe obtenue avec l'endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ .

#### 3.13.3 influence de l'endommagement :

On remarque qu'à  $V_0=20,3$  m/s les courbes obtenues avec les différents endommagements sont presque confondues sauf celle avec endommagement  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ , il y'a une baisse remarquable par rapport a celles obtenues sans endommagement et avec les autres endommagements. À  $V_0=31$  m/s les courbes sont presque confondues.

### 3.14 Polaire et Finesse :

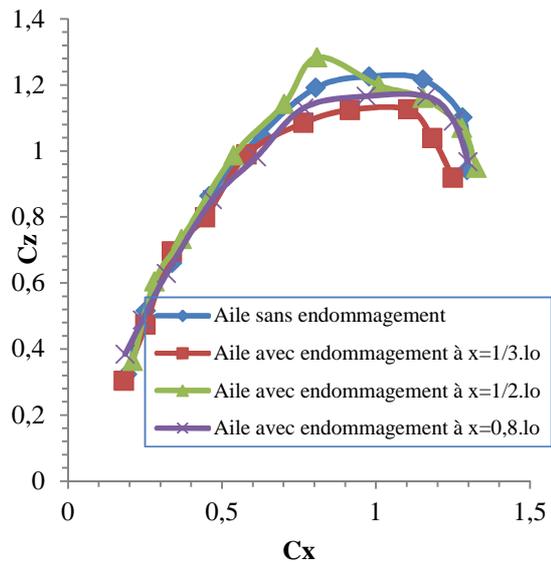
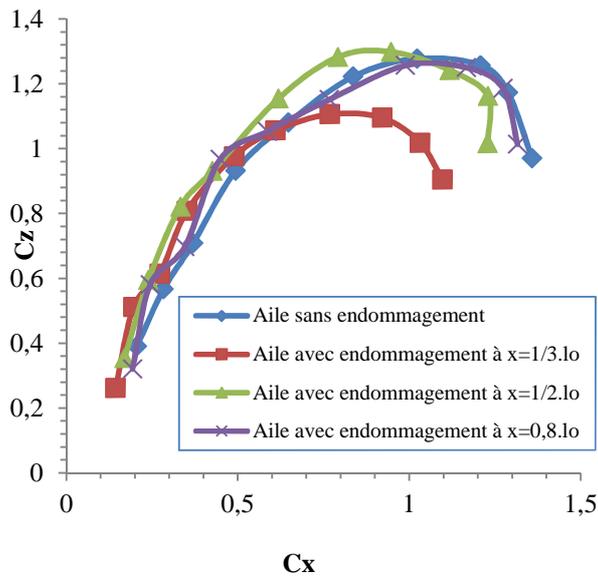
Puisque les deux coefficients ( $C_z$  et  $C_x$ ) dépendent de l'angle d'incidence, il existe une représentation graphique, appelée polaire de l'aile, qui consiste à placer  $C_x$  en abscisse et  $C_z$  en ordonnée. Chaque point de la courbe est donc calculé à un angle d'incidence donné, ainsi que la finesse qui donne la variation de  $\frac{C_z}{C_x}$  en fonction de l'incidence et connaît une valeur maximale qu'on appelle « finesse maximale » pour une certaine valeur de l'incidence.

3.14.1la polaire :

Apex  $\beta = 45^\circ$

$V_o = 20.3 \text{ m/s}$

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



Apex  $\beta = 80^\circ$

$V_o = 20.3 \text{ m/s}$

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

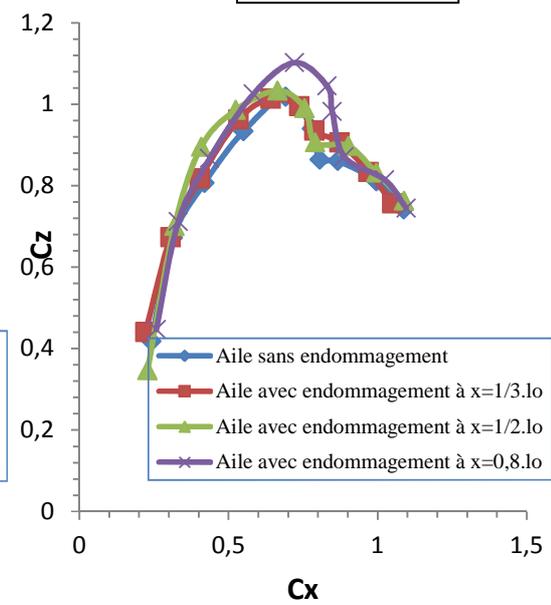
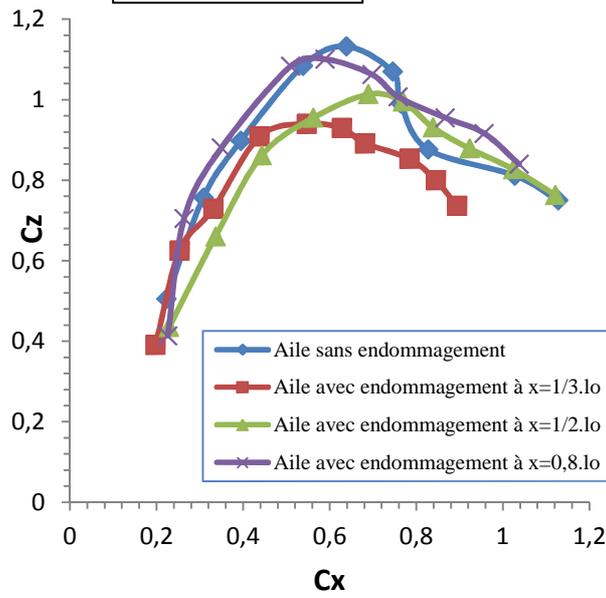


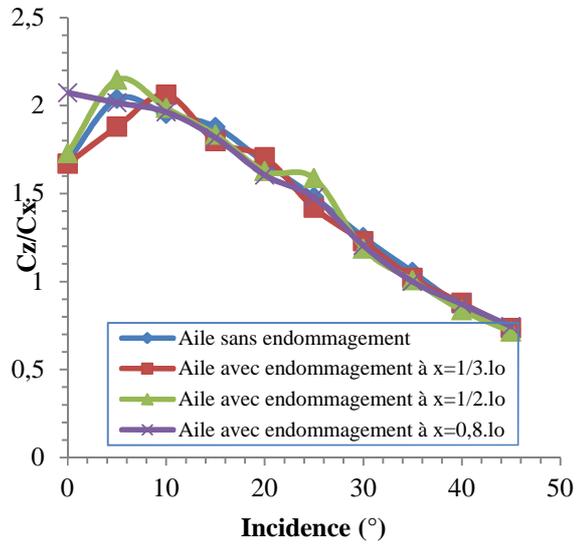
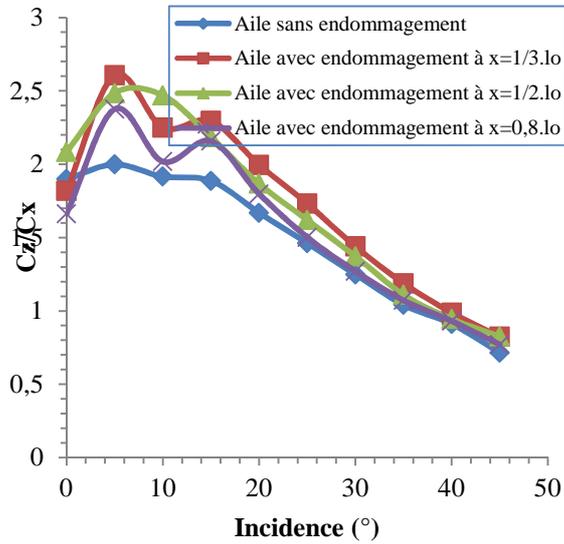
Figure 3.24 : Evolution des polaires des deux ailes delta étudiées.

3.14.2 La finesse :

Apex  $\beta = 45^\circ$

$V_0 = 20.3 \text{ m/s}$

$V_0 = 31 \text{ m/s}$



Apex  $\beta = 80^\circ$

$V_0 = 20.3 \text{ m/s}$

$V_0 = 31 \text{ m/s}$

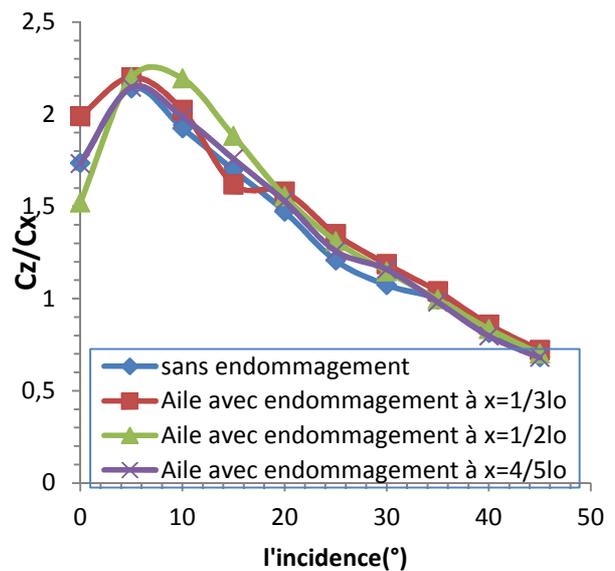
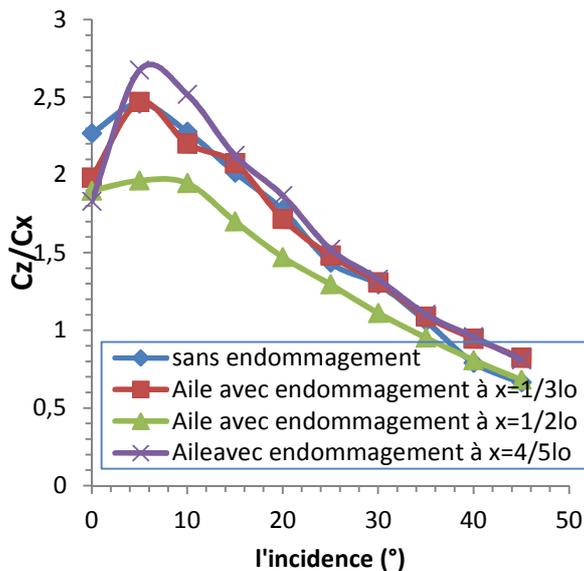


Figure 3.25 : Evolution des finesses des deux ailes delta étudiées.

✓ **Analyse de la polaire :**

On constate que pour les courbes de la polaire ont pratiquement la même allure, aussi pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  les courbes : sans endommagement et avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$  et  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$  sont presque confondues à quelques petites différences près entre points maximaux mais pour la courbe avec un endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  on remarque une baisse importante par rapport à celles sans endommagement, les points maximaux sont obtenus à la même incidence  $i = 30^\circ$ . Pour l'aile delta d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$  on peut faire la même remarque ce qui diffère c'est les points maximaux ne sont pas obtenus à la même incidence, pour l'aile sans endommagement le point maximal est à  $i = 20^\circ$ .

✓ **Analyse de la finesse :**

La finesse maximale (le meilleur rapport  $C_z/C_x$ ) est représenté par la tangente à la courbe passant par la droite, on remarque que les points maximaux sont obtenus à la même incidence  $i = 5^\circ$  mais il ya une différence entre les valeurs de la finesse maximales.

### **3.15 Effets de la valeur de l'angle d'apex $\beta$ sur l'évolution de $C_z$ et $C_x$ des deux ailes delta :**

D'après les figures 3.28 et 3.30 on remarque que les courbes sont différentes. de  $i = 0^\circ$  jusqu'à  $20^\circ$ , les courbes sont légèrement différentes, mais après une différence remarquable le  $C_z$  max de  $\beta = 45^\circ$  est plus grand que celui de  $\beta = 80^\circ$  et pour un angle d'incidence plus grand et ça pour toutes les ailes et pour les deux vitesses  $V_0 = 20.3$  m/s et  $V_0 = 31$  m/s.

D'après les figures 3.29 et 3.31 on remarque que les courbes du coefficient de traînée ont presque la même allure elles se croisent en un point et à partir de ce point on remarque une différence, une augmentation de traînée pour  $\beta = 45^\circ$  par rapport à celle de l'aile  $\beta = 80^\circ$  et ça pour les deux vitesses et toutes les ailes.

On constate que les ailes (avec endommagement ou sans endommagement) décrochent à  $i=20^\circ$  pour l'aile d'angle d'apex  $\beta=80^\circ$  et à  $i=30^\circ$  pour l'aile d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$ .

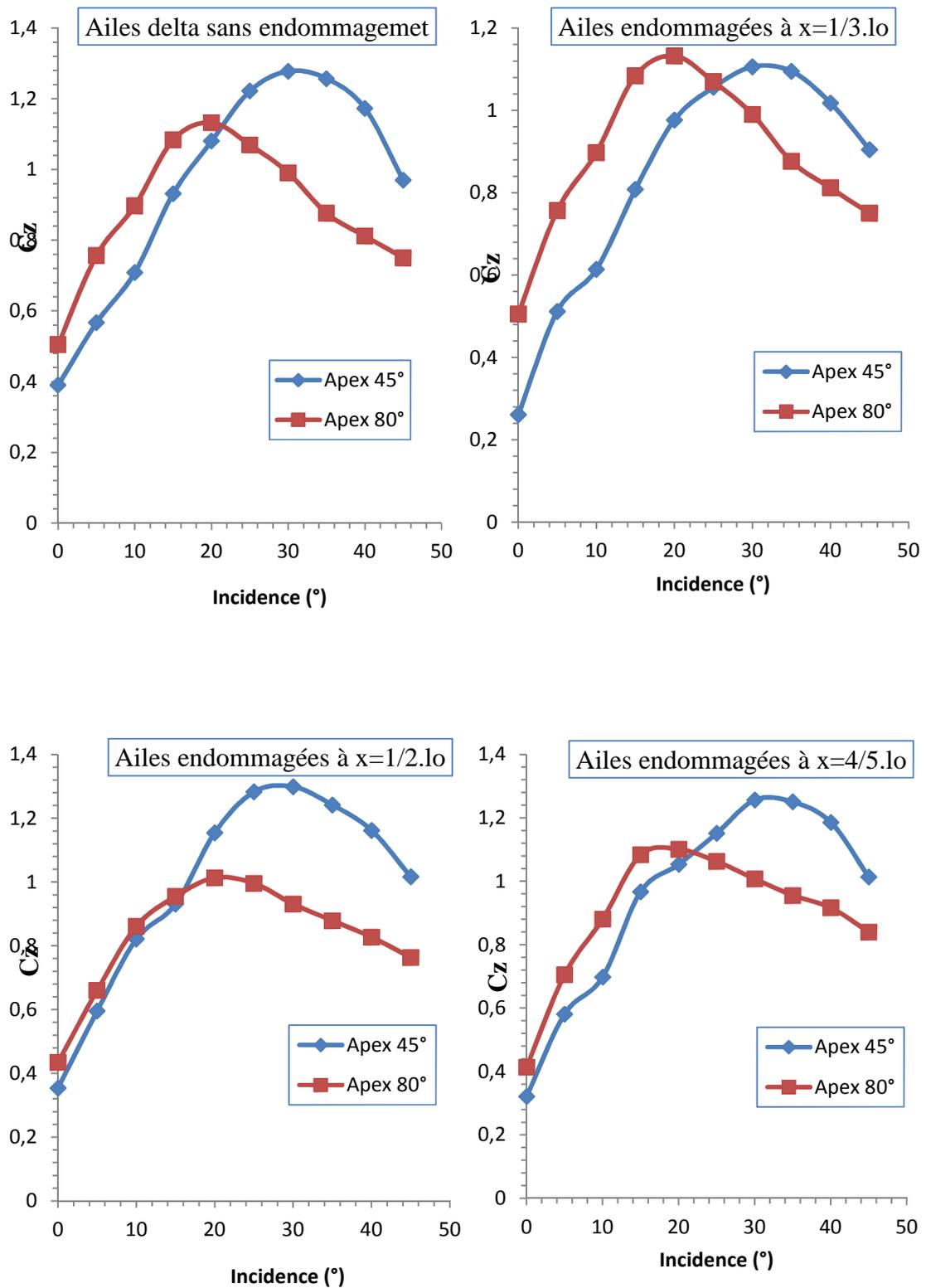


Figure 3.26 : Effets de la valeur de l'angle d'apex  $\beta$  sur l'évolution de  $C_z$  des deux ailes delta étudiées à  $V_0=20.3$  m/s.

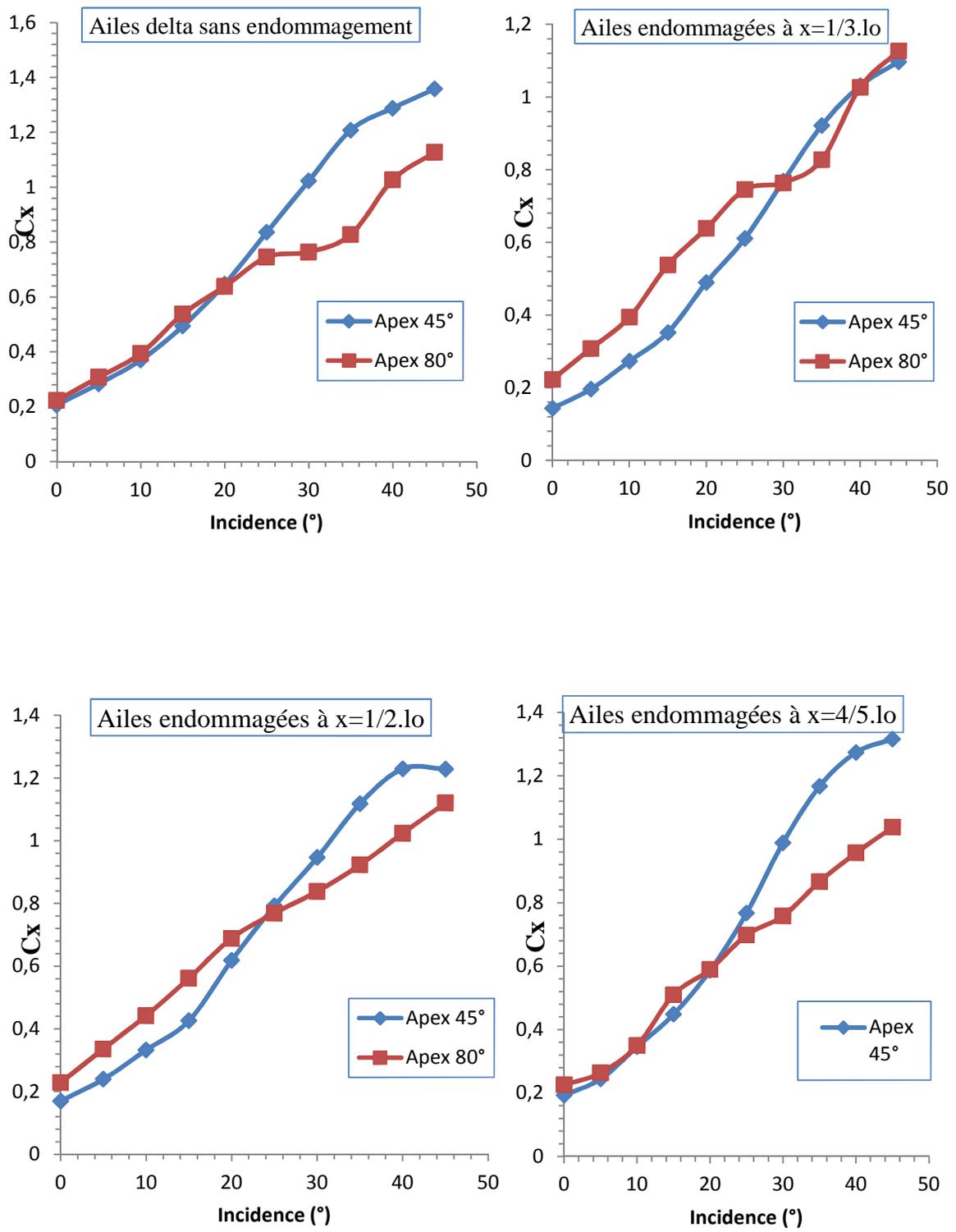


Figure 3.27 : Effets de la valeur de l'angle d'apex  $\beta$  sur l'évolution de  $C_x$  des deux ailes delta étudiées à  $V_0=20.3$  m/s.

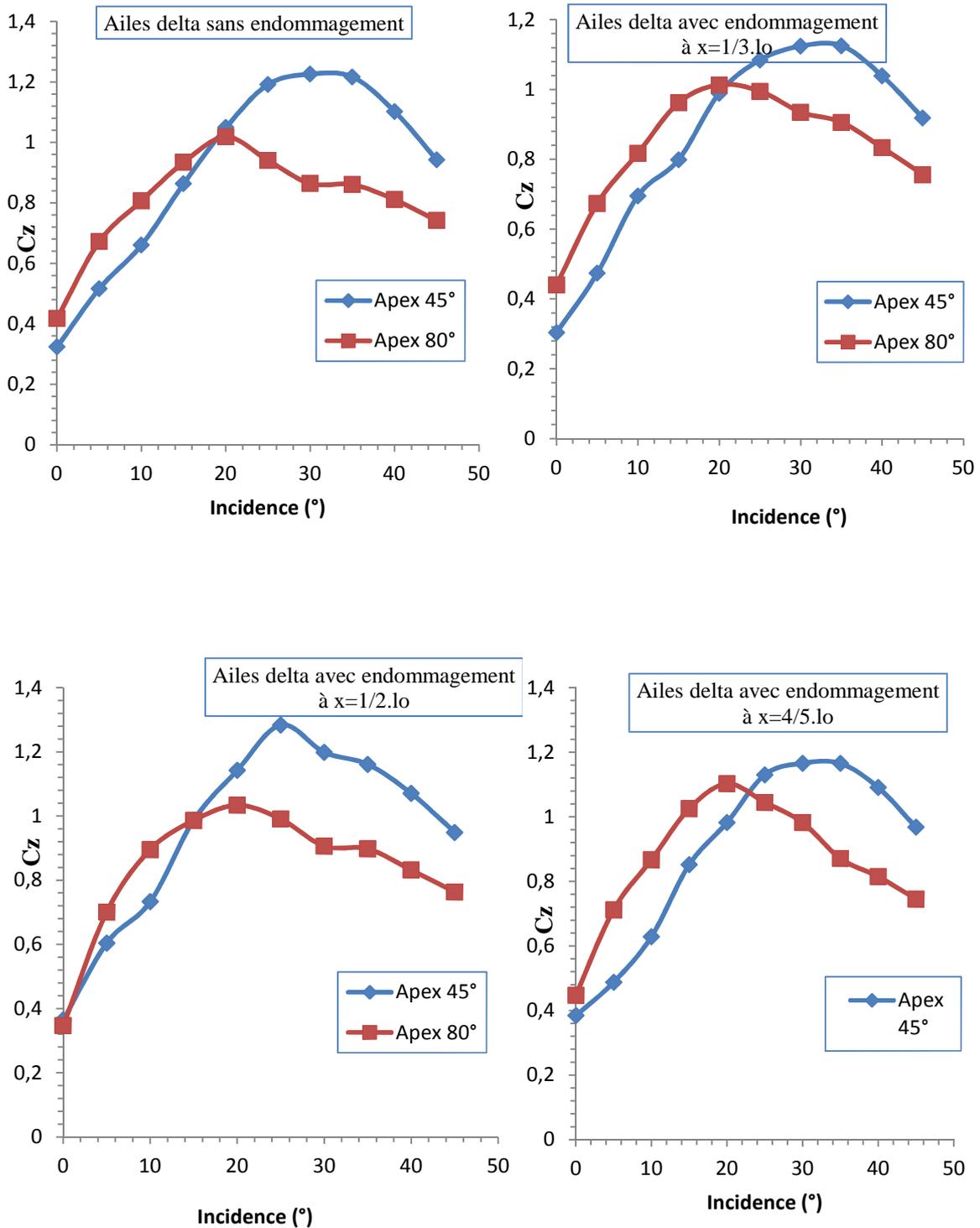


Figure 3.28 : Effets de la valeur de l'angle d'apex  $\beta$  sur l'évolution de  $C_z$  des deux ailes delta étudiées à  $V_0=31$  m/s.

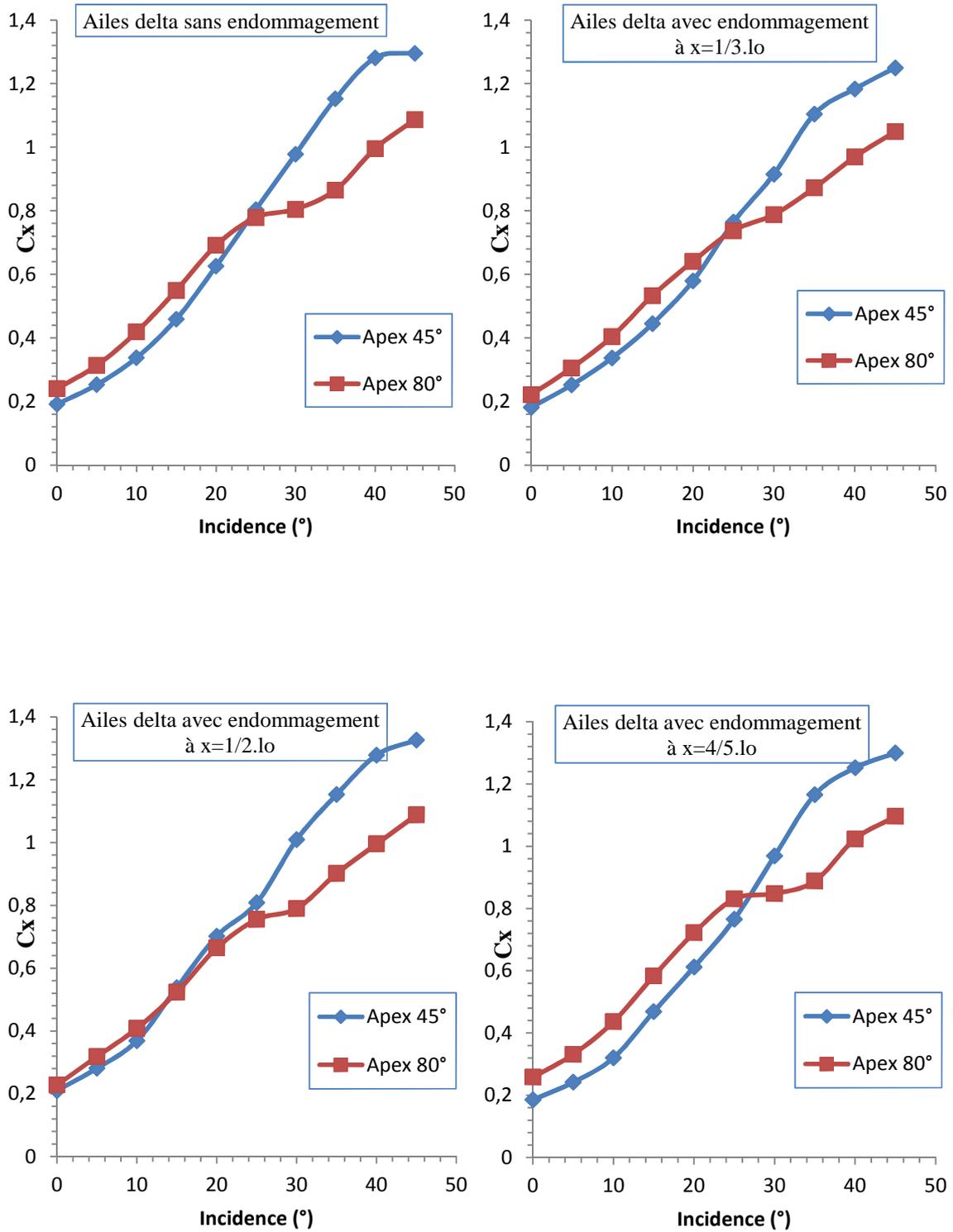


Figure 3.29 : Effets de la valeur de l'angle d'apex  $\beta$  sur l'évolution de  $C_x$  des deux ailes delta étudiées à  $V_0=31$  m/s.

### 3.16 Conclusion :

Nous avons réalisé des ailes delta d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$  et  $80^\circ$ , sans endommagement puis avec endommagements situés respectivement à  $(x_1 = \frac{1}{3}l_0, x_2 = \frac{1}{2}l_0, x_3 = \frac{4}{5}l_0)$ , le diamètre de l'endommagement est de 10 mm de sorte à pouvoir mener une étude comparative afin de définir l'effet de l'endommagement à l'endroit des tourbillons d'apex sur les deux coefficients aérodynamiques  $C_z$  et  $C_x$ .

Les différentes analyses, des résultats expérimentaux ont été réalisés dans ce chapitre 3, ce qui nous permis de mettre en évidence l'effet de l'endommagement, et l'influence de l'angle d'apex et de la vitesse de l'écoulement sur les caractéristiques aérodynamiques des ailes delta étudiées. Par conséquent les conclusions suivantes se dégagent :

- L'augmentation de la vitesse de l'écoulement entraîne souvent une augmentation de la traînée, alors les valeurs du coefficient  $C_z$  sont presque les même pour les deux vitesses.
- La présence d'un endommagement à l'abscisse  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  sous le tourbillon de l'aile entraîne une diminution de la portance.
- L'aile d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$  nous donne une valeur de  $C_z$  maximale à  $i=30^\circ$  et décroche tardivement par rapport à l'aile delta d'angle d'apex  $\beta=80^\circ$  ; qui décroche à  $i=25^\circ$ .

# **CHAPITRE 4**



## ***SIMULATION NUMÉRIQUE (CODE CFD FLUENT)***

## 4.1 Introduction :

Les outils de simulation numérique occupent une place prépondérante dans les études de mécanique des fluides. Les lois de la physique peuvent être écrites de différentes manières, dont certaines sont plus efficaces que d'autres et elles sont représentées par un système d'équations aux dérivées partielles. Il n'est pas toujours possible de trouver des solutions analytiques à ce système d'équations. C'est pourquoi il faudrait remplacer le système continu par un système discret dont le comportement est décrit par des équations algébriques qu'on peut résoudre avec les méthodes numériques. La simulation se définit comme l'utilisation ou la résolution de modèles correspondant à un système donné pour étudier le comportement de ce dernier dans un contexte précis. Elle est la suite logique de la modélisation qui est la première approche d'une simulation.

La simulation ne supprime pas l'expérimentation mais la complète. Elle permet d'effectuer l'analyse du problème dans des conditions réalistes (reproduire des tests que l'on fait en expérimentation pour mieux les comprendre et à moindre coût) ou au contraire dans des conditions d'essais extrêmes/marginales (climats extrêmes, défauts d'installations...).

Ces dernières ne peuvent être faites par l'expérimentation (raison de coûts...). Ainsi, elle accroît le champ des tests pour un système. À travers la simulation, le système étudié devient plus flexible. On peut plus facilement faire des études paramétriques. L'utilisation peut aussi faire varier l'échelle de temps pour une étude, ce qui est impossible par ailleurs. La simulation se présente presque toujours sous forme d'un programme ou d'outils informatiques.

## 4.2 Outil de simulation Gambit et Fluent :

### 4.2.1 L'outil Gambit :

C'est un pré-processeur intégré pour l'analyse en CFD (Computation Fluide Dynamics). Il est utilisé pour construire une géométrie et générer son maillage structuré ou non, en coordonnées cartésiennes, polaires, cylindriques ou axisymétriques. Il peut réaliser des maillages complexes en deux ou trois dimensions avec des mailles de type rectangle ou triangle. Il possède en outre de nombreuses possibilités d'extraction qui permettent l'utilisation de ses maillages par des logiciels industriels comme par exemple Fluent.

### 4.2.1.1 Vue globale :

Ce logiciel est utilisé pour définir et créer le modèle d'étude (surface ou volume) et de le mailler suivant le bon vouloir de l'utilisateur.

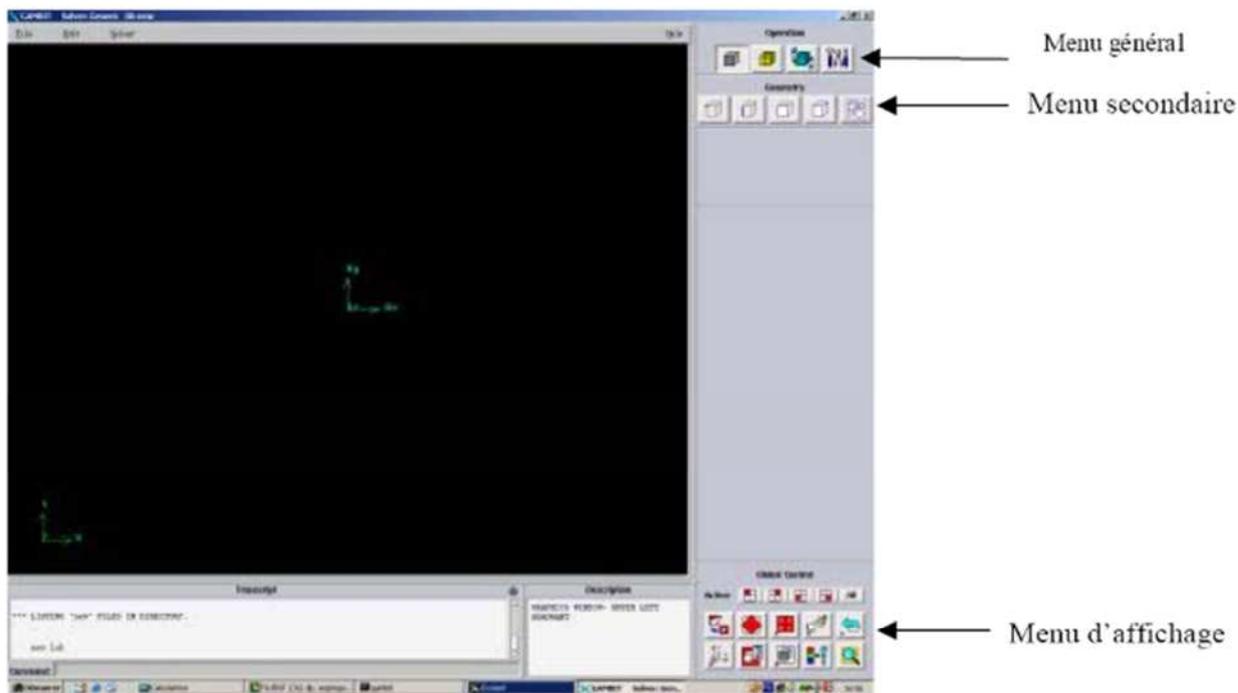


Figure 4.1 : Interface Gambit.

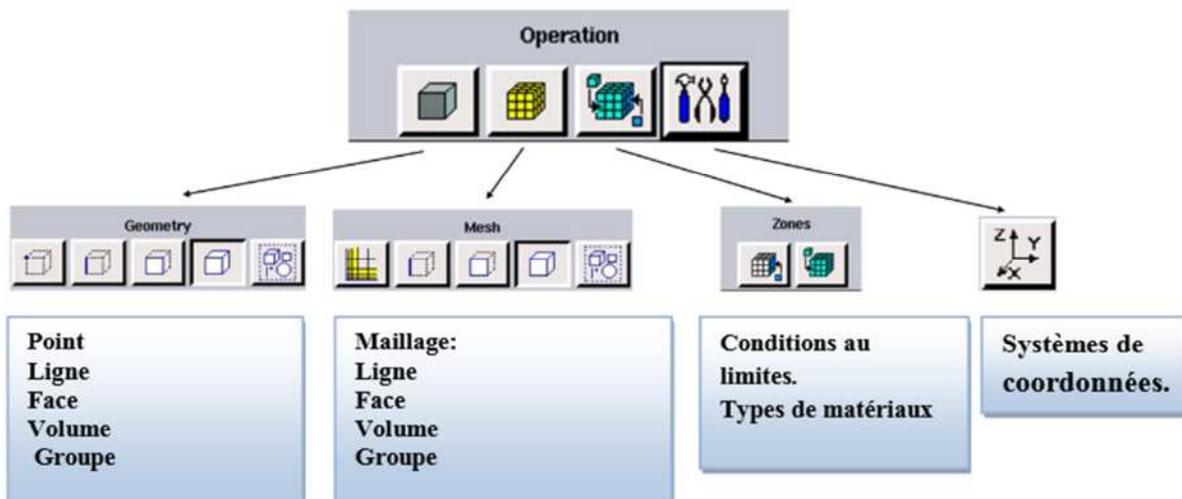
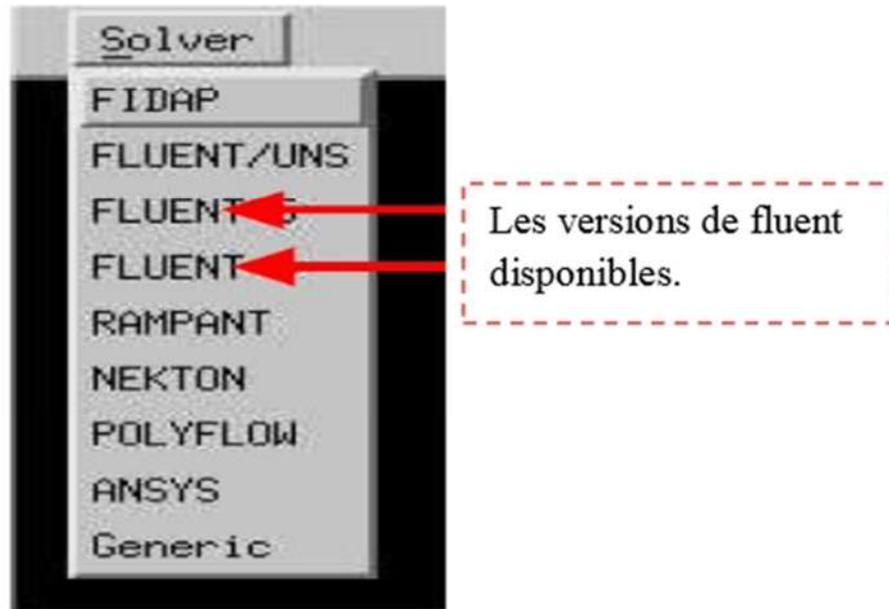


Figure 4.2 : Menu principale de Gambit.

Avant même de créer la géométrie il faut choisir le type de solver ; c'est-à-dire le type de logiciel (ici fluent) qu'on va utiliser par la suite (choisir la bonne version du logiciel dans notre cas choisir Fluent 5/6).



**Figure 4. 3 :** Option pour choisir le logiciel.

Vient maintenant le moment de créer la géométrie à étudier deux possibilités se présentent:

- Créer point par point (extrémités) le système, ligne, face, volume (conseillé pour des géométries complexes) ce qui est notre cas.
- Créer des surfaces simples existantes (cube, cylindre, sphère...) puis extruder pour obtenir les volumes ou les surfaces voulus.

#### 4.2.1.2 Définir la géométrie :

La géométrie est construite en choisissant un système de coordonnées, ces coordonnées varient selon l'étude, il peut employer les coordonnées cartésiennes, cylindrique ou bien sphériques et il y a un menu qui nous permet de créer des points, lignes ,surface et volume. Dans le cas d'une géométrie simple engendrée par un assemblage de droites ou bien surfaces ,il suffit de donner au logiciel les dimension en (mm) de chaque point et la manière dont la quelle ils sont reliés les uns aux autres .Dans la cas d'une géométrie très compliquée, on a recours au pré-processeur (gambit) afin d'indiquer, dans le système de coordonnées choisi, les

coordonnées des points délimitant chaque géométrie de forme potentiellement irrégulières. il est ensuite possible d'introduire une zone solide dans l'espace.

Enfin pour caractériser la géométrie de l'aile on a choisi un système de coordonnées cartésiennes.

#### 4.2.1.3 Le 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. Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable. Il ya différents types de maillage, maillage structuré (quadra/hexa), maillage non structuré (tri/tétra.), maillage hybride.

Une bonne qualité de maillage repose sur une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc ...etc.)

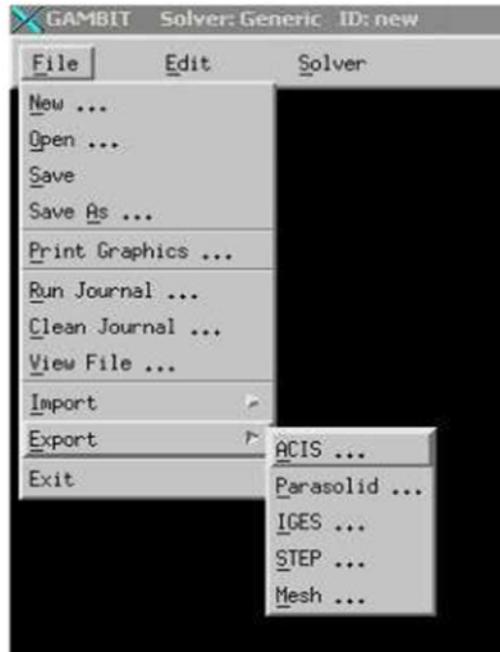
Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

Et puisque notre géométrie est triangulaire on choisit d'utiliser une grille suivant les frontières du domaine « body-fitted » qui est triangulaire et on impose la taille des pas, et après avoir bâti la géométrie, construit sa grille de résolution en subdivisant les arêtes des blocs en petits segments et on précise que les grilles ne varient pas avec le temps.

#### 4.2.1.4 Conditions aux Limites :

Gambit peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser. Comme conditions aux limites, on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition Mass flow Inlet ou une Velocity inlet, la pression à la sortie en utilisant la condition Pressure Outlet, aux frontières ou sont définies des conditions de symétrie, la composante normale de la vitesse est imposée nulle et toutes les autres variables sont régies des conditions de Neumann avec des gradients normaux nuls. Pour les écoulements laminaires, il est possible de prescrire, soit la valeur de la vitesse tangentielle, soit celle de la contrainte tangentielle, soit une relation combinant la vitesse tangentielle et la contrainte tangentielle. Le logiciel autorise également la spécification de la valeur des scalaires, de leur flux ou d'une combinaison des deux.

#### 4.2.1.5 Exportation du maillage de Gambit :



**Figure 4.4 :** Exportation du maillage vers Fluent.

Une fois que la géométrie a été créée, que les conditions aux limites ont été définies, il faut exporter le maillage, en point .msh (mesh = maillage en anglais) pour que Fluent soit capable de le lire et de l'utiliser. On peut ensuite fermer Gambit en sauvegardant la session (si on souhaite l'ouvrir) et lancer Fluent.

#### 4.2.2 L'outil Fluent :

La simulation en Mécanique des Fluides Numérique (Computational Fluid Dynamics : CFD), est utilisée pour la modélisation, la visualisation et l'analyse des écoulements fluides et transferts thermiques. Depuis plus de 10 ans, Fluent, leader mondial en Simulation numérique des écoulements Fluides logiciels et services. S'emploie à offrir la solution de simulation la plus adaptée, que ce soit pour l'ensemble de l'industrie, Il permet de résoudre les écoulements fluides (champs de vitesses, de température...), c'est la raison pour laquelle on la choisi pour réaliser notre simulation.

Le logiciel propose de nombreux modèles physiques et schémas numériques avec lesquels l'utilisateur est normalement en mesure de modéliser la quasi-totalité des problèmes de base de la mécanique des fluides. L'un des avantages de fluent réside dans la possibilité de créer des sous programmes en langage C dans le but de spécifier des options tops compliquées .sur le plan physique, elles permettent par exemple de spécifier des conditions initiales et aux

limites ,de modifier des lois de comportement au niveau des parois.sur le plan numérique, elles rendent également possible la spécification d'une grille variant avec le temps , la modification des schémas de résolution

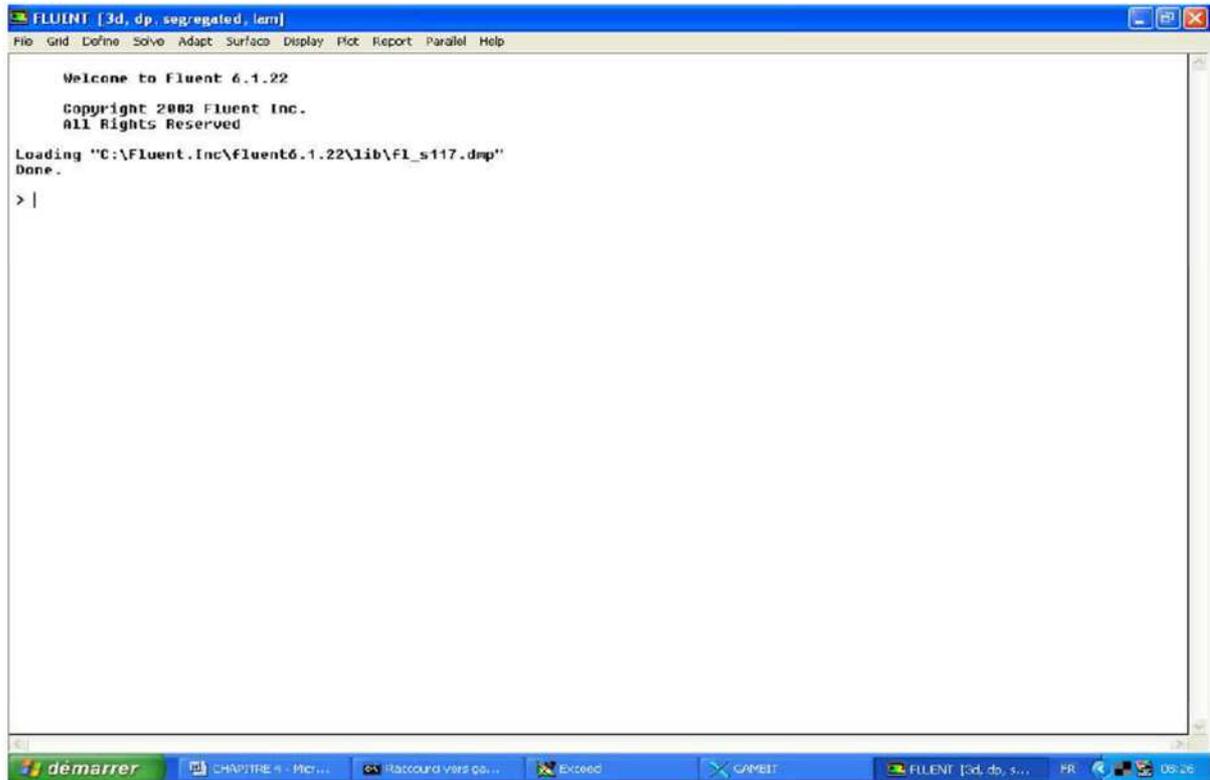


Figure 4.5: Interface Fluent.

#### 4.2.2.1 Étapes générales :

- Fluent version : on choisit 3D.
- File →Read→Case : pour l'importation de la géométrie.
- Grid →Check : Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.
- Grid→ Scale : Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.
- Define→ Models →Solve : pour le choix du solveur.

Segregated Solver : est le plus approprié pour les écoulements incompressibles

Coupled Solvers, les solveurs « coupled implicit » et « coupled explicit », sont plutôt réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse. C'est là aussi qu'on choisit le régime d'écoulement ; permanent ou instationnaire

- Display → Grid : affichage de la grille et vérification des conditions.
- Define → Models → Viscous : Choix du modèle de turbulence

Define → Operating → conditions : Avant de choisir les conditions aux limites, il faut choisir d'abord la valeur de la pression de référence « operating conditions ».

- Define → Boundary Conditions: Ensuite, il faut fixer les valeurs des conditions aux limites.
- Solve → controls → solution : le choix de la solution.
- Solve → Iterate : lancement du calcul Pour commencer les calculs il faut d'abord choisir le nombre des itérations.

Les trois grandes méthodes numériques utilisées dans les codes tridimensionnels sont les différences finies, les éléments finis et les volumes finis.

La méthode des volumes finis, consiste à discrétiser le domaine de l'écoulement en une multitude de volumes de contrôle puis d'effectuer des bilans (de masse, de quantité de mouvement....) sur ces petits volumes. Pour cette raison, la formulation fait apparaître des intégrales triples de volume. L'avantage déterminant des volumes finis par rapport aux autres méthodes est qu'ils sont conservatifs ; en bref, tout ce qui sort d'un volume de contrôle entre dans un autre

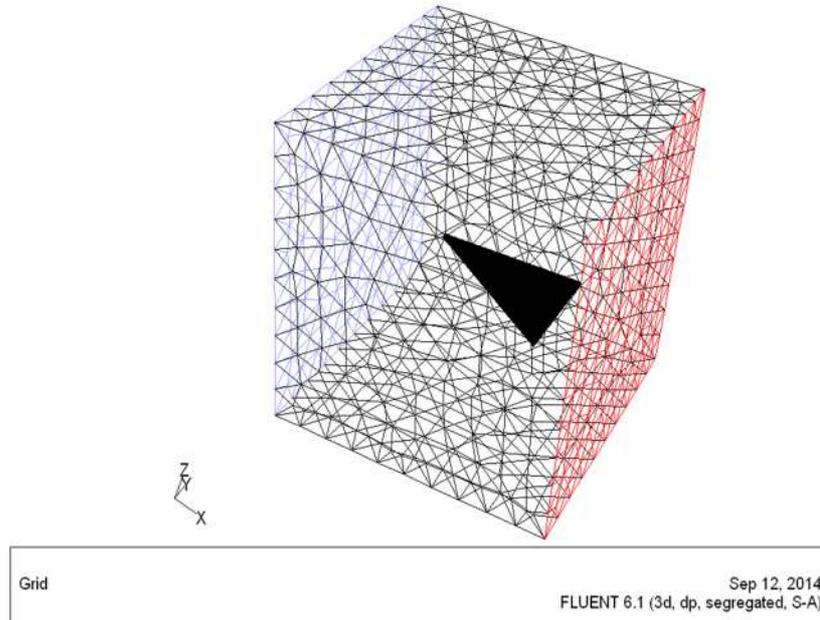
## 4.3 Méthodologie et résultats de calcul :

### 4.3.1 Description de l'aile et du milieu extérieur :

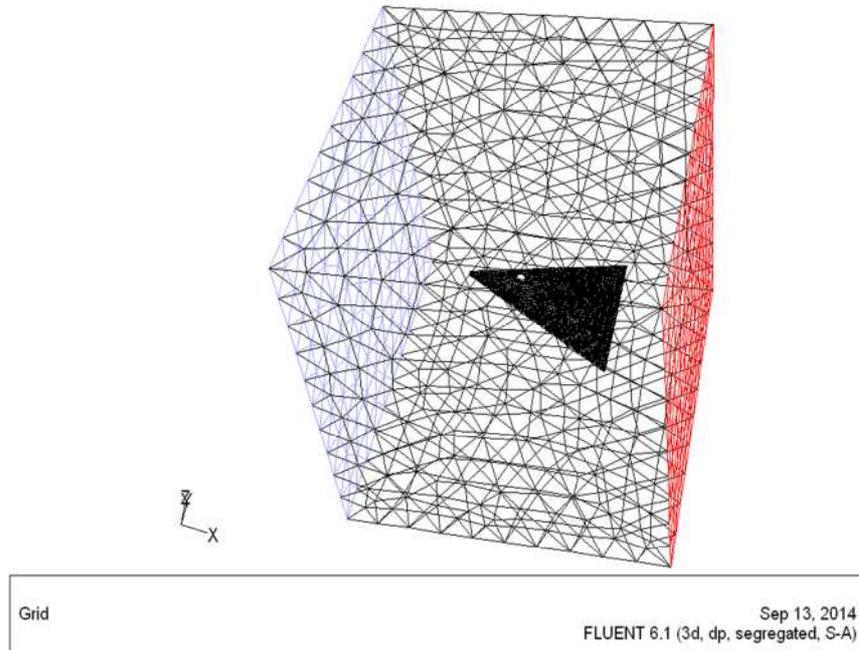
L'aile delta a la forme d'une plaque triangulaire d'épaisseur ( $e=5\text{mm}$ ) de corde  $l_0$  et d'envergure  $2L$  (voir le chapitre 3), le milieu extérieur est définie comme un cube d'air de hauteur et longueur  $h=300\text{mm}$  de vitesse supposée constante.

### 4.3.2 Le choix du maillage :

Le maillage choisi est triangulaire avec un pas de 15mm serait suffisant, ce qui permet d'avoir un gain sur le nombre de mailles et par conséquent sur le temps de calcul.

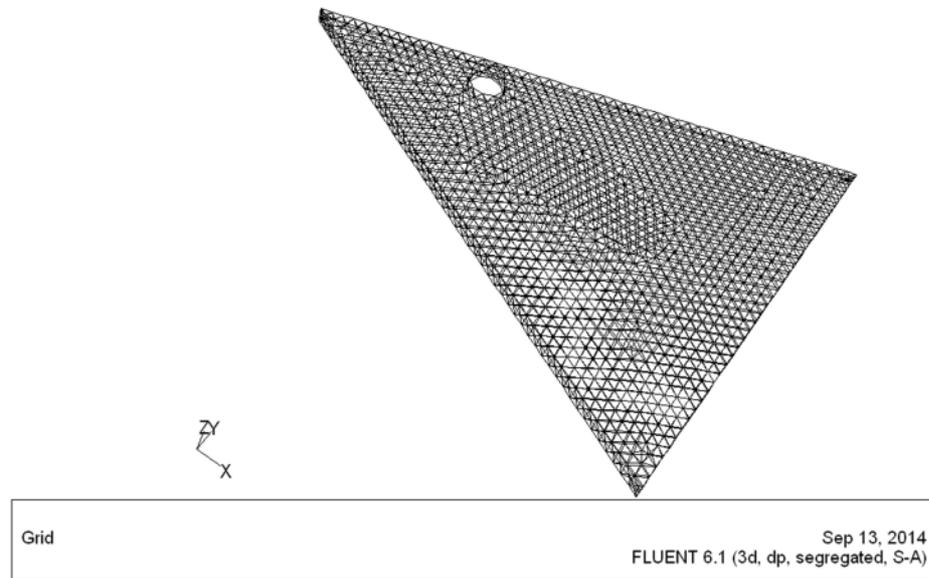


**Figure 4.6 :** Maillage de la géométrie autour de l'aile delta d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  sans endommagement.



**Figure 4.7 :** Maillage de la géométrie autour de l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  avec endommagement à

$$x_1 = \frac{1}{3}l_0.$$



**Figure 4.8 :** Maillage des différentes surfaces de l'aile delta d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ .

### 4.3.3 Conditions aux limites :

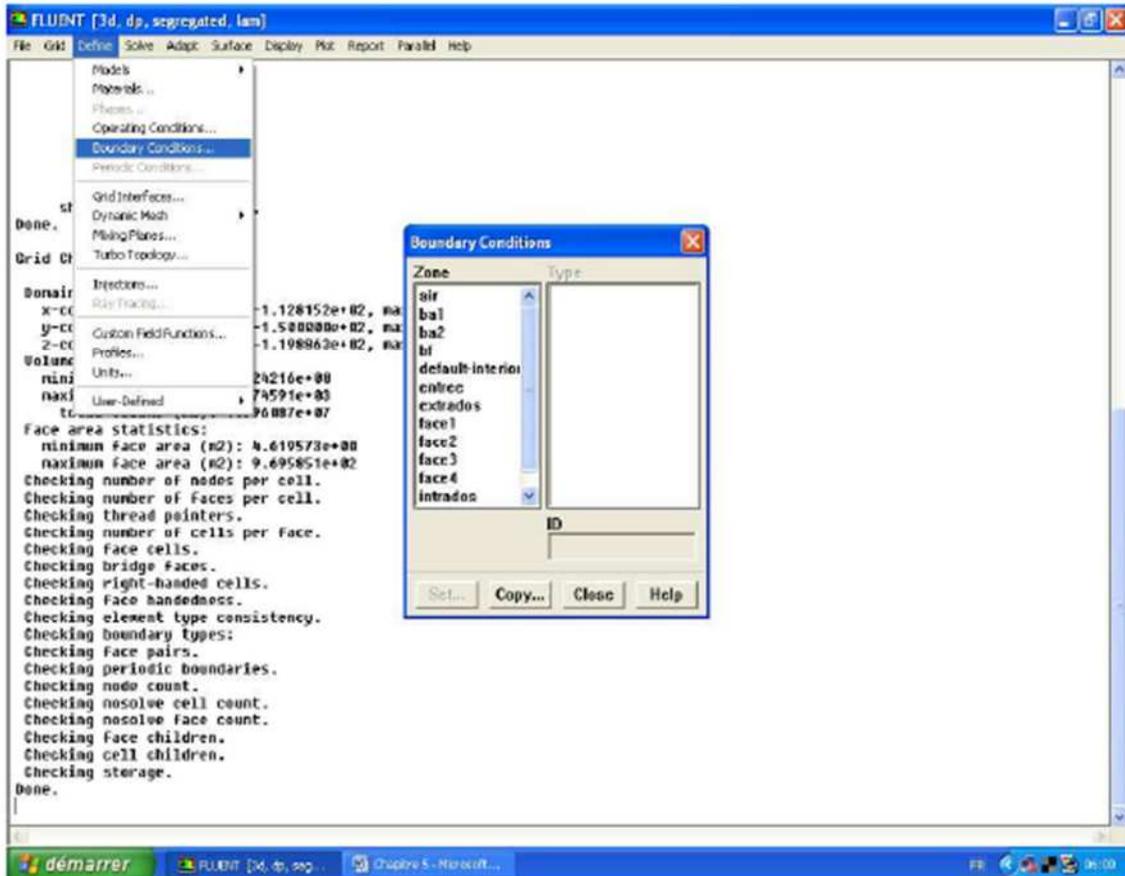
On définit les conditions aux limites par la commande « Define-Boundary conditions »

- les parois de l'aile sont solides, et l'écoulement est freiné au contact de ces parois (conditions de non glissement).

#### Milieu extérieur :

- entrée du milieu extérieur : l'air arrive avec une vitesse constante et une température statique de 293°K à la pression atmosphérique 101325 Pa.
- Les parois qui définissent le milieu extérieur sont solides (conditions de non glissement).

- Sortie du milieu extérieur : l'air sort à la pression atmosphérique 101325 Pa.
- Le débit est constant.



#### 4.3.4 Propriétés de l'air :

L'aile delta est immergée dans l'air en écoulement avec une vitesse constante donnée, cet air a les propriétés suivantes :

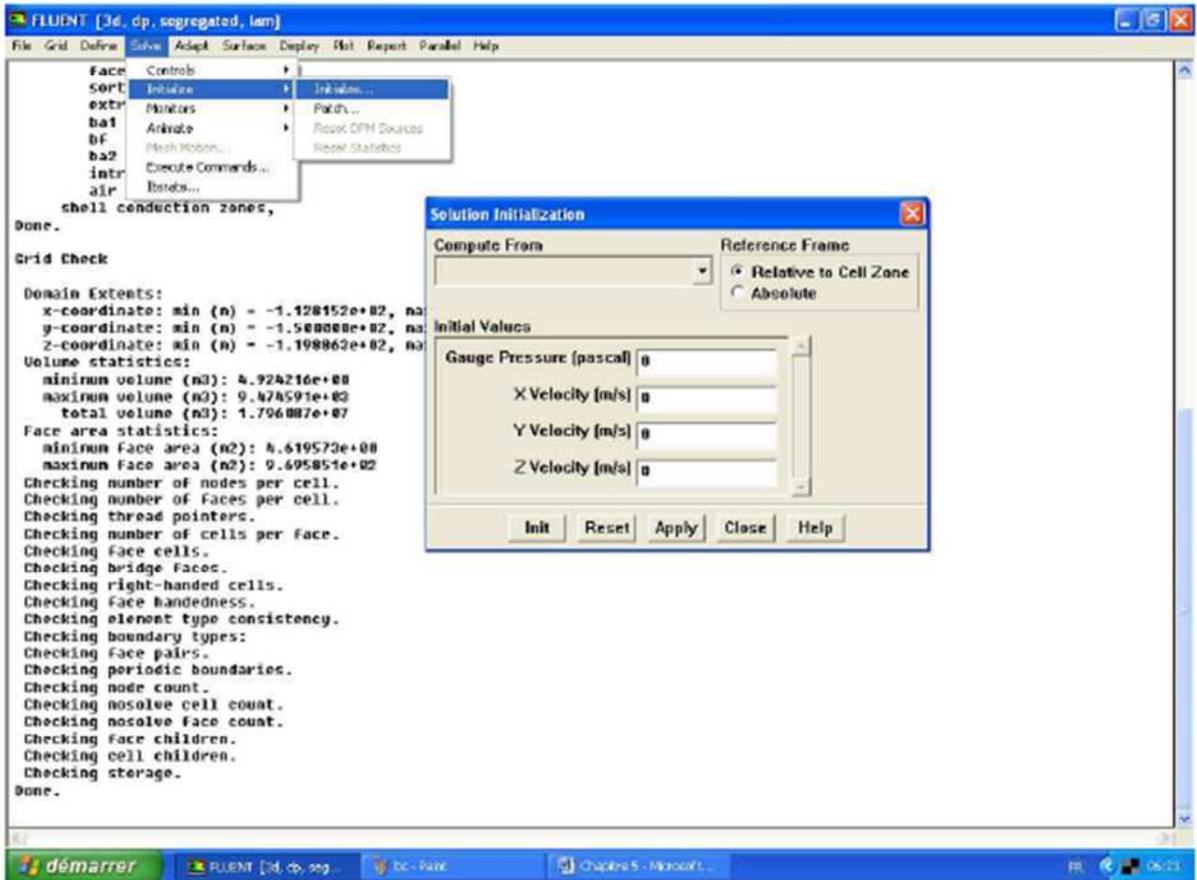
Conductivité thermique :  $\lambda = 0,0386 \text{ W.m}^{-1}.\text{K}^{-1}$ .

Capacité calorifique :  $C = 0,46 \text{ j.Kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$ .

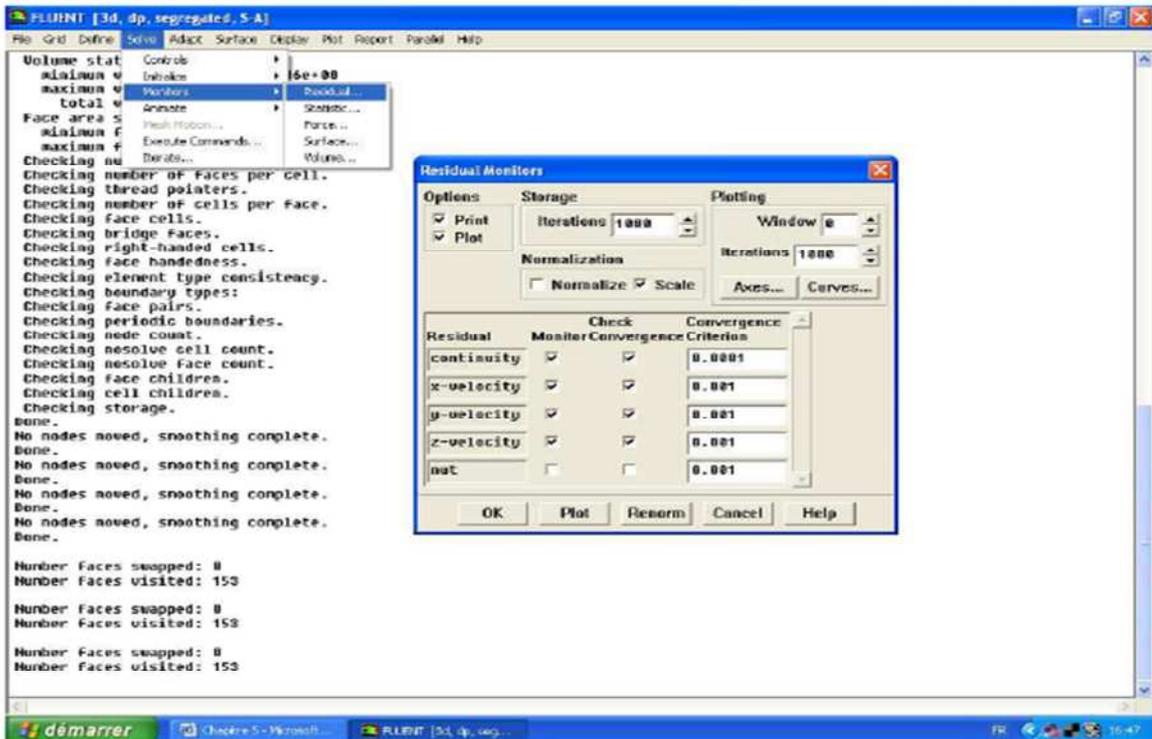
Masse volumique :  $\rho = 1,225 \text{ Kg.m}^{-3}$ .

#### 4.3.5 Calcul itératif :

Avant de lancer les itérations on doit d'abord initialiser la solution en activant la commande « Initialize-Initialize-solution-Initialisation »



Les critères de convergence sont fixés en activant la commande « Monitors-Residual-Residual-Monitors »



Le calcul itératif est ensuite actionné par la commande « solver-interat ».

## **4.4 Résultats de la simulation numérique :**

### **4.4.1 Contours de $-C_p$ numérique à l'extrados et à l'intrados des ailes**

#### **Delta, pour une vitesse $V_0 = 20.3\text{m/s}$ :**

D'après les figures ci-dessous on remarque que la simulation numérique confirme l'existence de la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados des ailes delta et que l'endommagement se trouve sous le tourbillon. On remarque que le coefficient de dépression  $-C_p$  est important pour les ailes non endommagée comparées aux ailes endommagées et aussi les valeurs maximales de ce coefficient sont obtenues au voisinage de l'apex et décroît lorsqu'on s'approche du bord de fuite de l'aile.

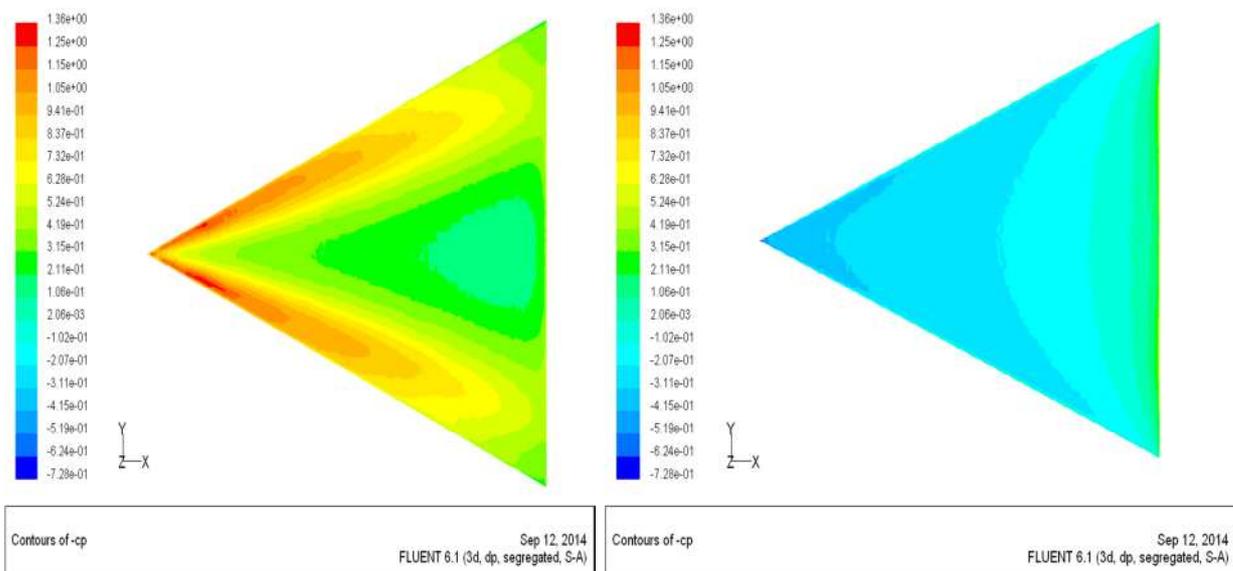


Figure 4.9 : Aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  non endommagée à  $i = 15^\circ$ ,  $V_o = 20.3$  m/s.

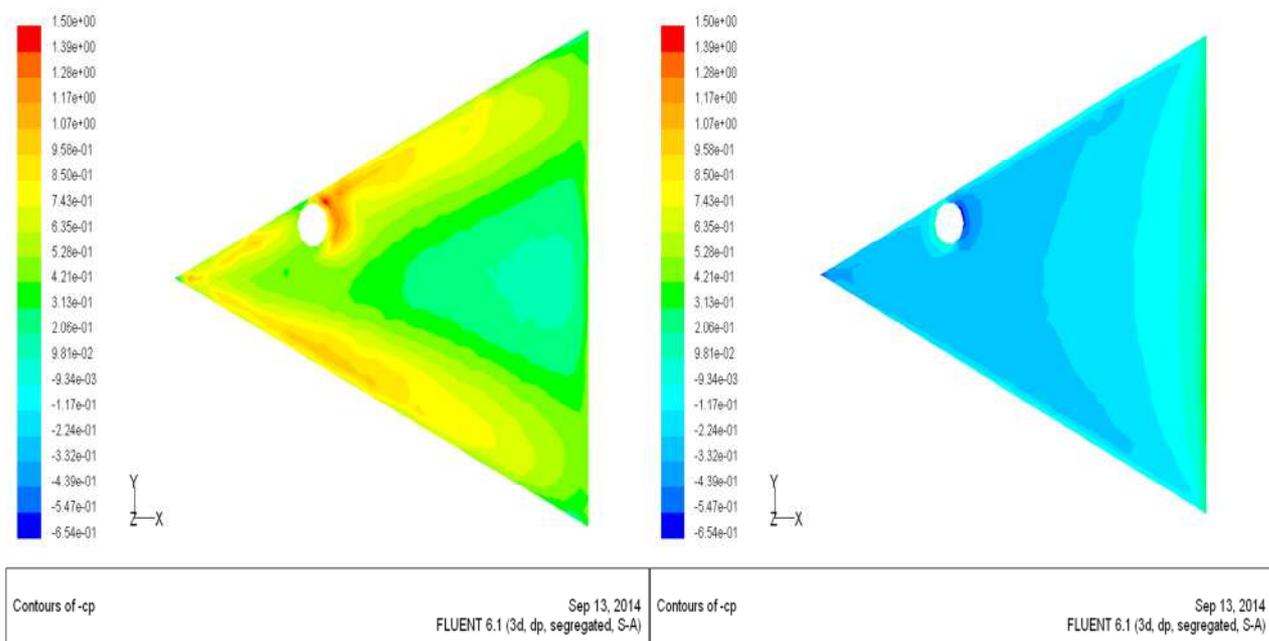


Figure 4.10 : Aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ , à l'incidence  $i = 15^\circ$ ,  $V_o = 20.3$  m/s .

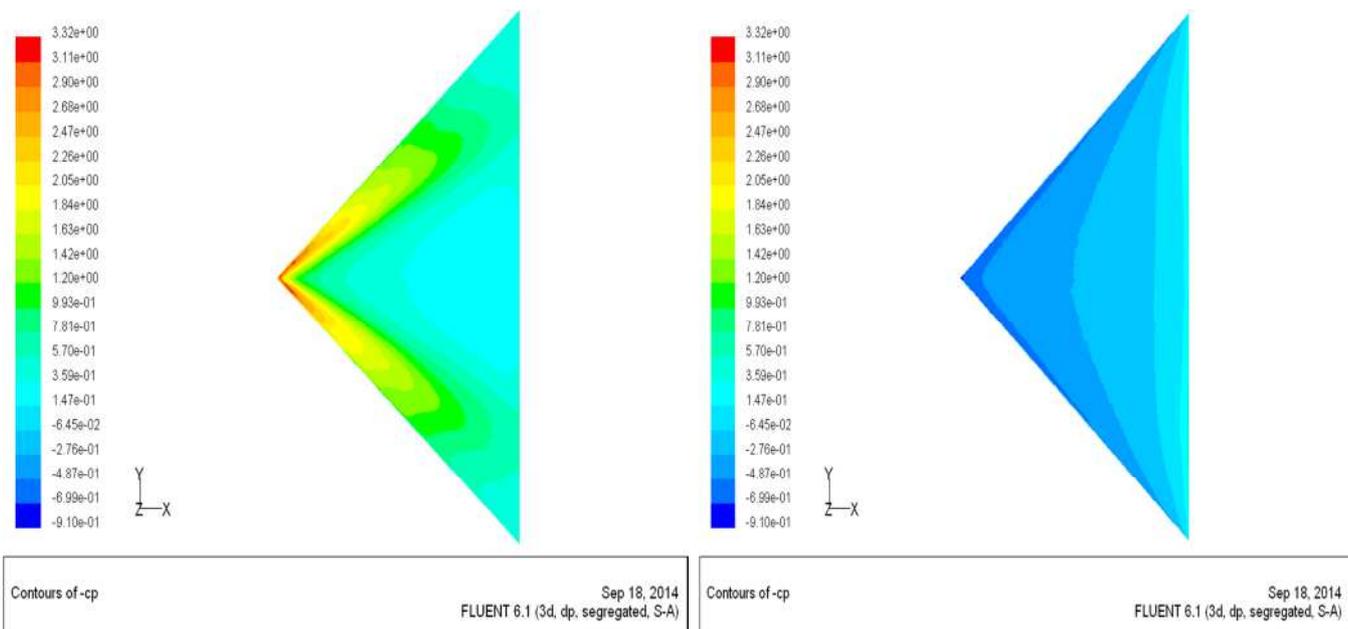


Figure 4.11: Aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$  non endommagée à  $i=15^\circ$ ,  $V_o=20.3$  m/s.

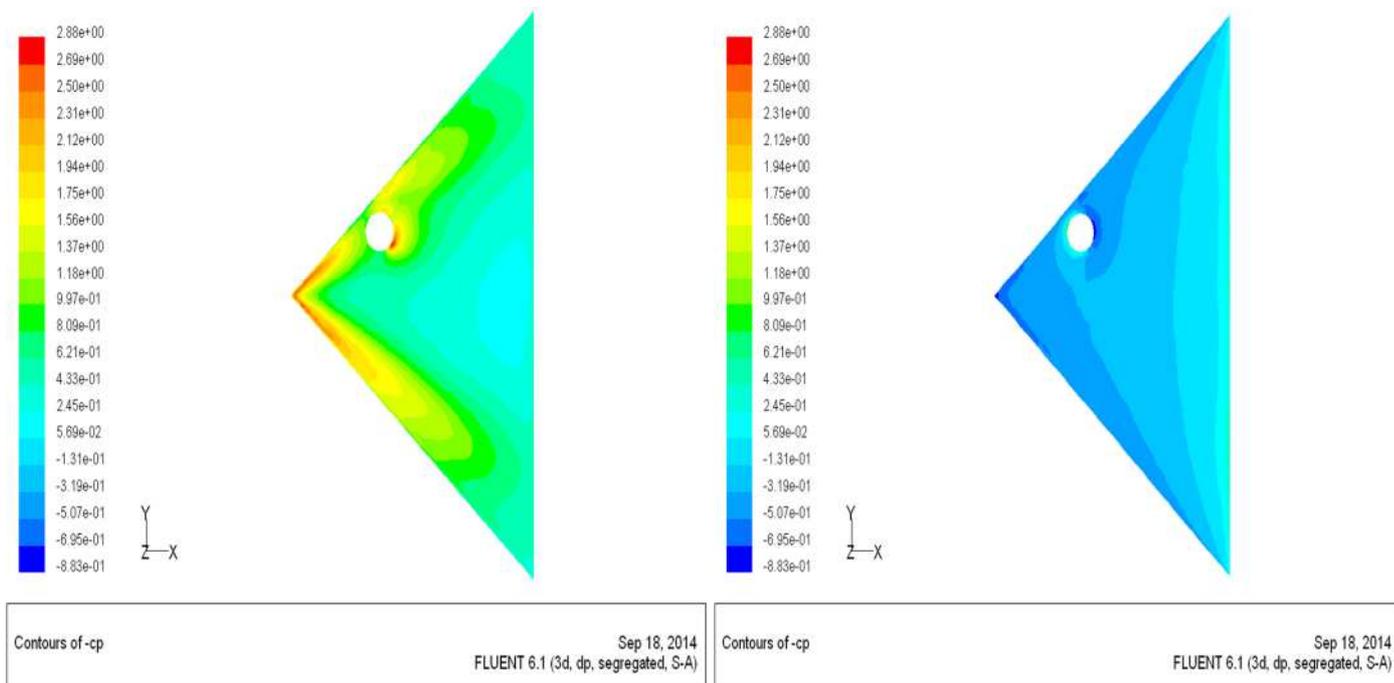
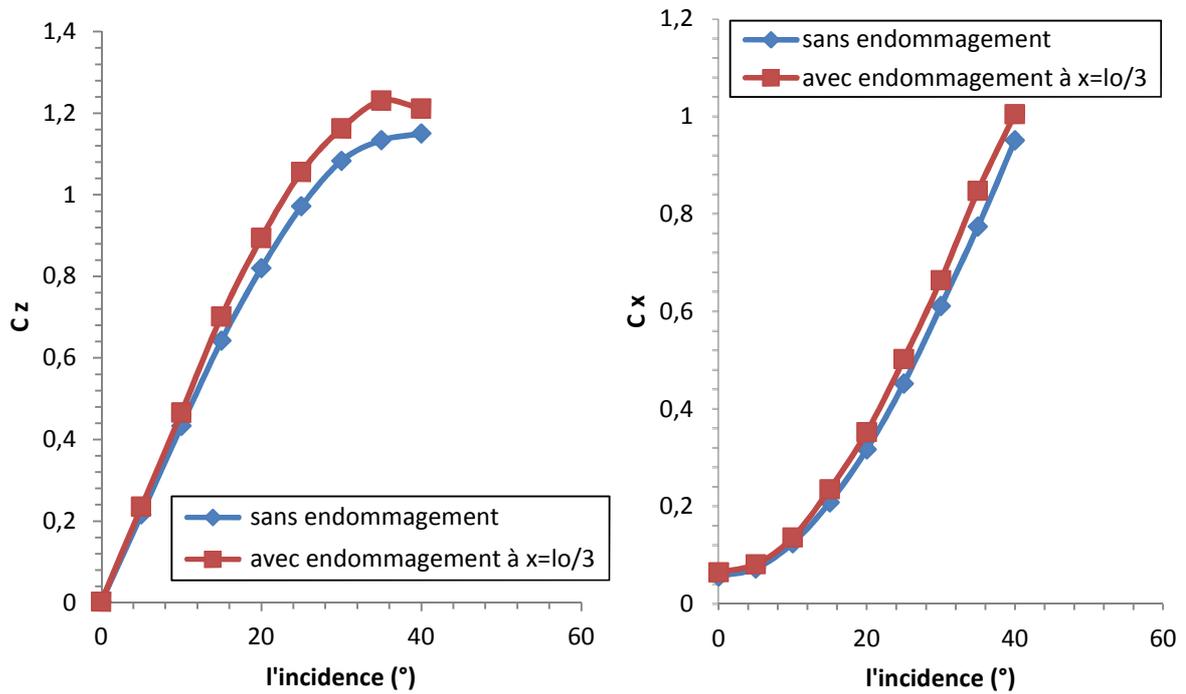
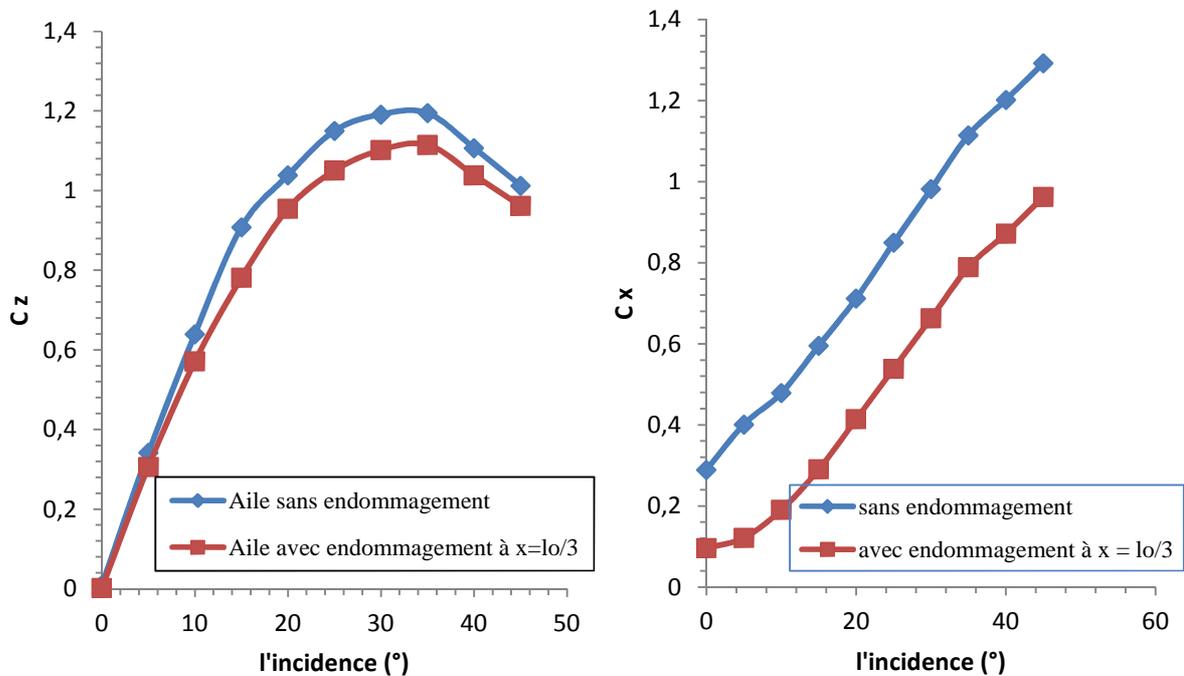


Figure 4.12 : Aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$  avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ , à l'incidence  $i = 15^\circ$ ,  $V_o = 20.3$  m/s.

4.4.2 Evolution des coefficients aérodynamiques  $C_z$  et  $C_x$  :Figure 4.13 : Evolution de  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$ .Figure 4.14 : Evolution de  $C_z$  et  $C_x$  en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$ .

D'après la figure 4.13 on remarque que les courbes de  $C_z$  ont la même allure et on remarque aussi l'influence de l'endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ , la courbe correspondante est au dessus de celle obtenue avec l'aile sans endommagement, pour les courbes de  $C_x$  on remarque que les deux courbes sont presque confondues celle endommagée est légèrement au dessus.

D'après la figure 4.14 on remarque que les courbes de  $C_z$  ont la même allure et on remarque aussi la différence entre les deux courbes obtenues, la courbe avec endommagement se situe au dessous de celle obtenue pour le cas de l'aile non endommagée. Pour l'évolution de  $C_x$  on remarque une différence remarquable telle que la courbe de l'aile non endommagée est au dessus de celle correspondant au cas de l'aile avec endommagement.

4.4.3 La polaire et la finesse numérique :

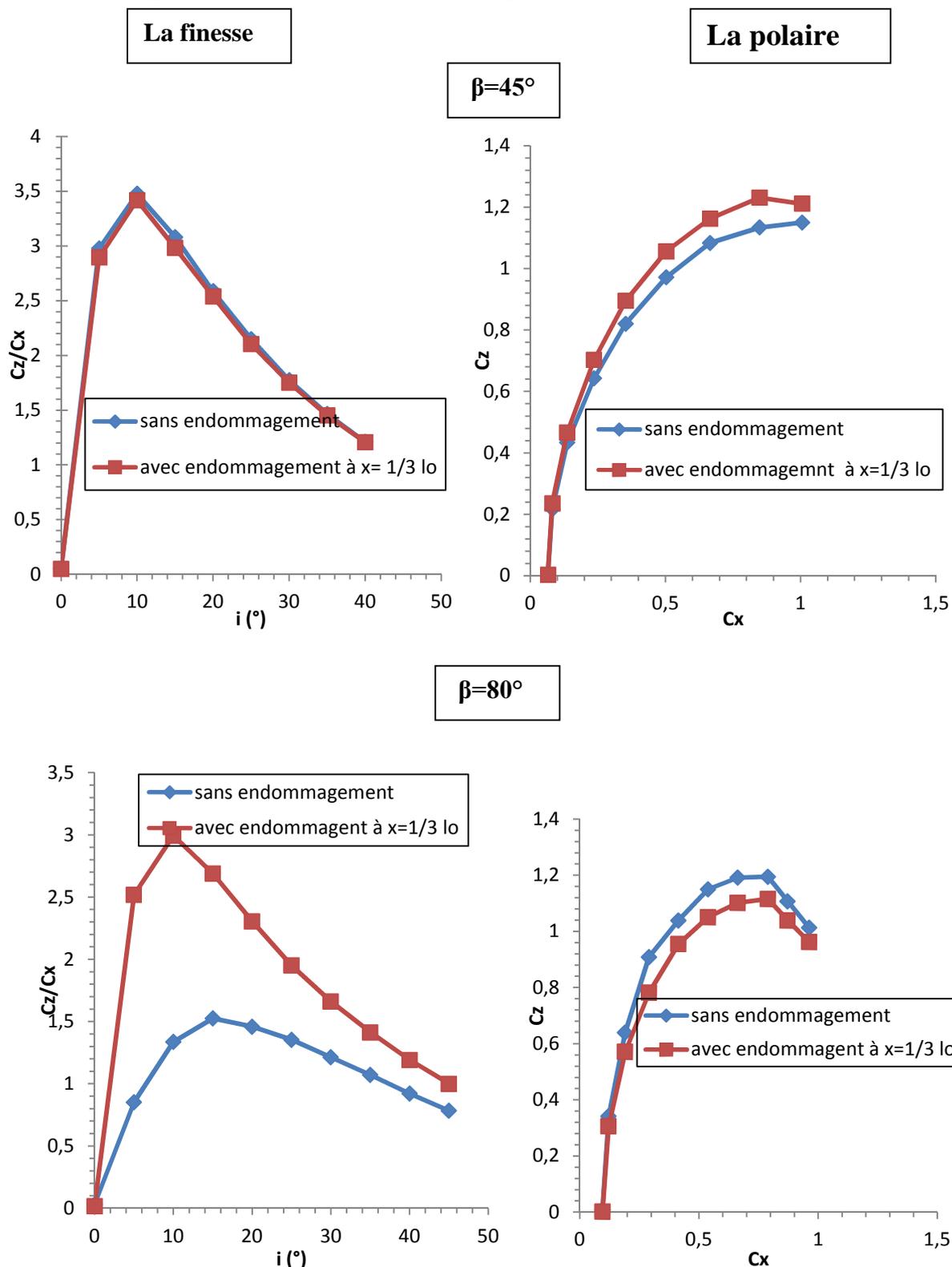
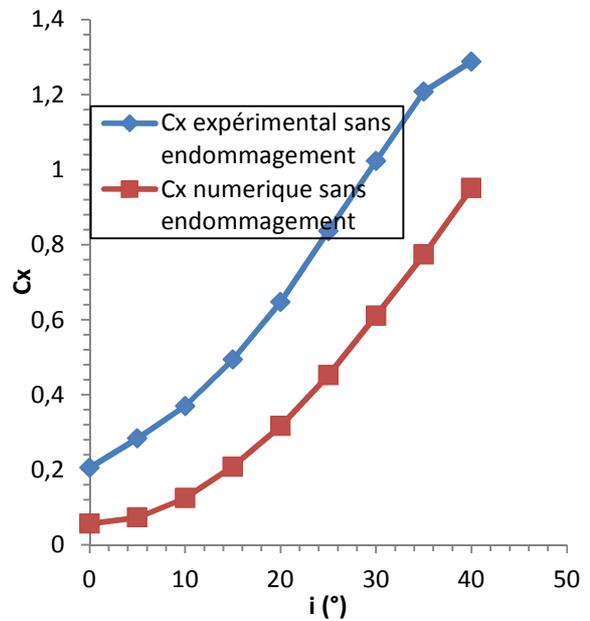
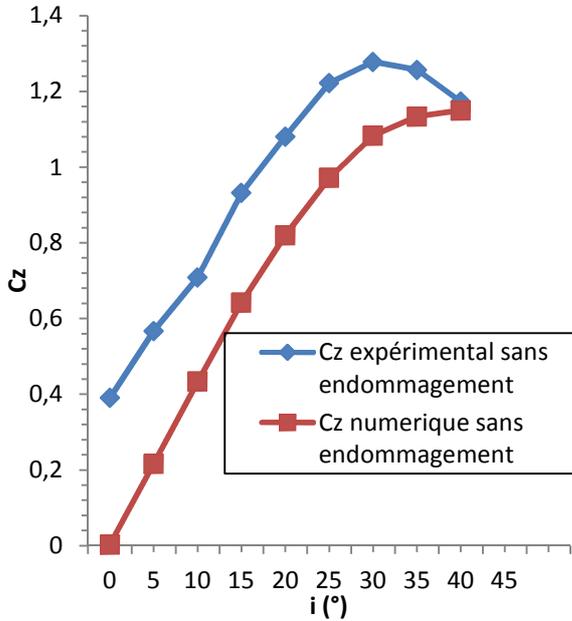


Figure 4.15 : Evolution de la finesse et la polaire pour les deux angles d’apex.

### 4.5 Comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques :

$\beta=45^\circ$

➤ Sans endommagement :



➤ avec endommagement à  $x = 1/3l_0$  :

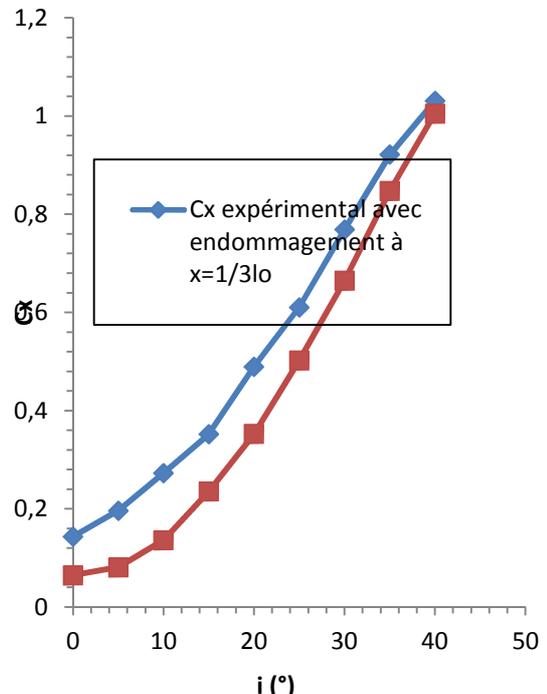
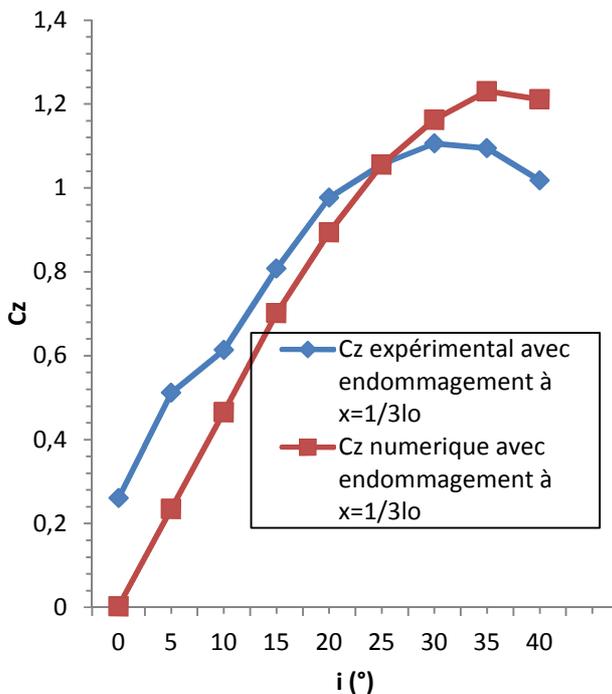
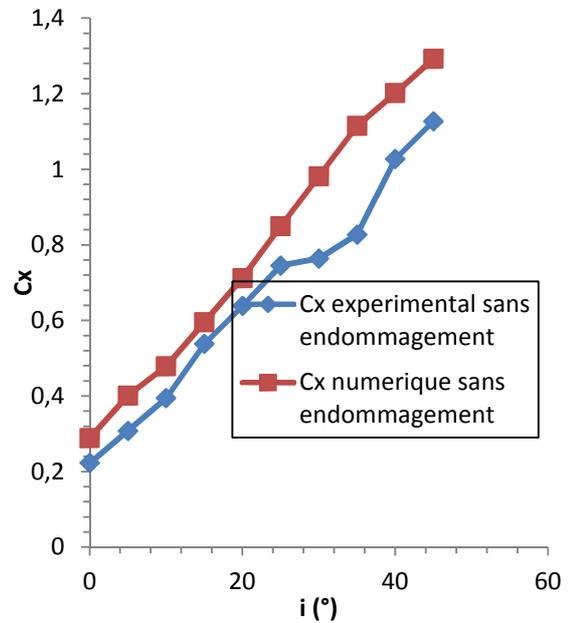
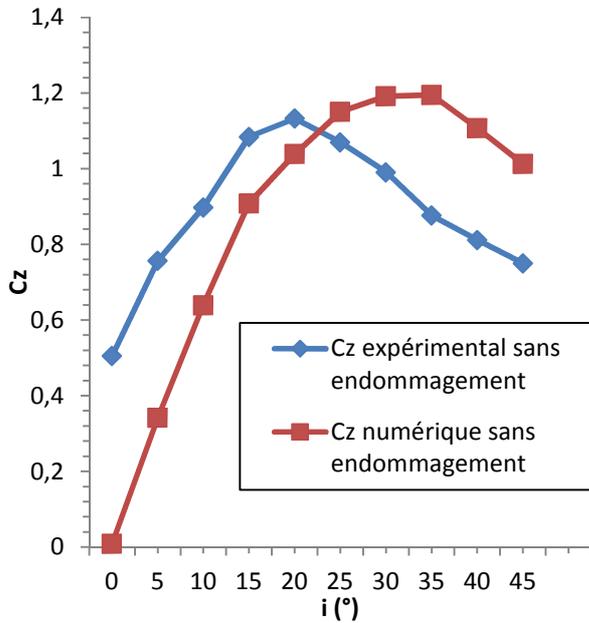


Figure 4.16 : comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile  $\beta=45^\circ$

$\beta=80^\circ$

➤ Sans endommagement :



➤ avec endommagement à  $x = 1/3l_0$  :

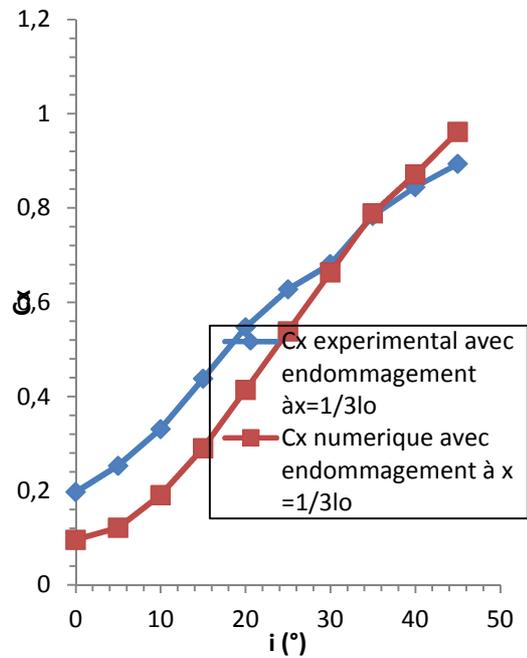
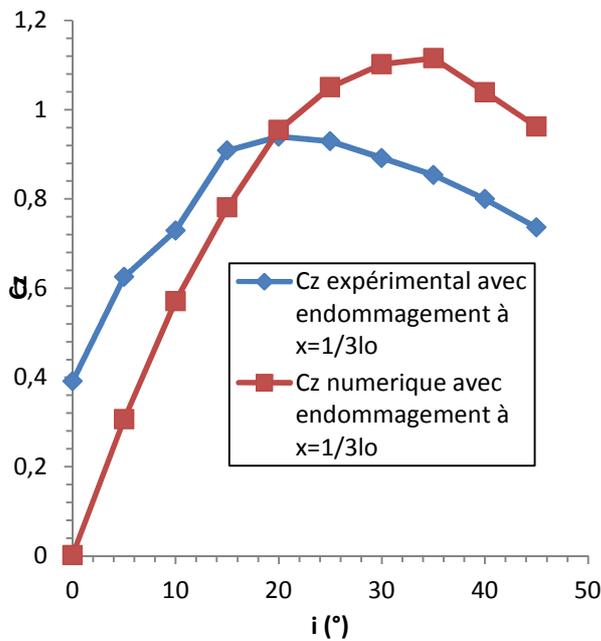


Figure 4.17 : comparaison des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile  $\beta=80^\circ$

## 4.6 Conclusion :

A partir des résultats numériques obtenus nous remarquons:

- L'existence de la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados des ailes, le coefficient de la dépression  $-C_p$  est importante pour les ailes non endommagées comparé aux ailes endommagées et aussi la valeurs maximale de ce coefficient est obtenue au voisinage de l'apex de l'aile et décroît lorsqu'on s'approche du bord de fuite de l'aile.
- Pour l'aile avec endommagement situé à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  les deux coefficients aérodynamiques ( $C_z$  et  $C_x$ ) diminuent pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$ , relativement au cas de l'aile non endommagée, mais pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  les deux coefficients augmentent.
- Les résultats numériques ne concordent pas tous les résultats expérimentaux.

# CONCLUSION GENERALE

## CONCLUSION GENERALE

Nous avons consacré notre travail à mettre en évidence l'influence de l'endommagement sous les tourbillons sur les caractéristiques aérodynamiques des ailes Delta et cela en réalisant deux maquettes avec l'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$  et  $\beta = 80^\circ$  .pour effectuer les mesures nécessaires, nous avons utilisé une balance aérodynamique à jauge de contraintes pour mesurer les deux coefficients de portance  $C_z$  et de traînée  $C_x$ . Nous avons aussi réalisé une simulation numérique à l'aide du code de calcul Fluent

Les résultats qui se dégagent après notre étude sont comme suit :

- la mesure des coefficients aérodynamiques de portance  $C_z$  et de traînée  $C_x$  augmentent avec l'augmentation de l'angle d'incidence  $i$  jusqu'au décrochage ou les courbes de  $C_z$  diminuent et celles de  $C_x$  changent d'allure au delà du décrochage mais continuent toujours d'augmenter.
- L'augmentation de la vitesse de l'écoulement entraîne souvent une augmentation de la portance et de la traînée, pour  $V_o = 31$  m/s on obtient des valeurs plus grandes par rapport à  $V_o = 20$  m/s et des coefficients presque égaux.
- La présence d'un endommagement à l'abscisse  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  sous le tourbillon principal de l'aile delta entraîne une diminution remarquable de la portance et pour les autres endommagements situés à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$  et  $x_3 = 0,8l_0$  il y a une légère influence, mais qui reste négligeable.
- d'après les résultats obtenus on constate qu'on a aussi une influence de l'angle d'apex sur les valeurs des coefficients  $C_z$  et  $C_x$ . L'aile d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$  nous donne une valeur de  $C_z$  maximale à un angle d'incidence plus important  $i=35^\circ$  que l'aile d'angle d'apex  $\beta= 80^\circ$  ; ça veut dire que l'aile d'angle d'apex  $\beta=45^\circ$  décroche tardivement par rapport à l'aile  $\beta=80^\circ$ .

- 
- la simulation numérique confirme l'existence de la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados des ailes Delta
  - la simulation numérique nous a donné une approche acceptable entre les résultats numériques et expérimentaux pour l'aile d'angle d'apex  $\beta = 80^\circ$  et il ya une différence concernant les résultats numériques de l'aile d'angle d'apex  $\beta = 45^\circ$ .

# **BIBLIOGRAPHIE**

## Bibliographie

[1] M. BENKIR, « Persistance et destruction des structures tourbillonnaires concentrées, en particulier au dessus d'aile Delta : Critères angulaires de stabilité aux écoulements », Thèse de Doctorat, Université de Valenciennes, Avril 1990.

[2] F. RENAK, « Contrôle expérimental de l'écoulement tourbillonnaire sur une aile Delta », thèse de Doctorat, Université Paris VI, Mars 2004.

[3] I. BOUMRAR, « Comportement des ailes Delta à apex privilégiés avec et sans fuselage étude expérimentale et simulation numérique », Thèse de Doctorat, UMMTO, Septembre 2012.

[4] R. TEFFAHI et F. NAIT MERZEG, « Comportement d'une aile Delta en présence d'un endommagement de forme circulaire », Mémoire de Fin d'étude, UMMTO (2013).

[5] S. DJELLAL and A.OUIBRAHIM, "Aerodynamic performances of battle-damaged and repaired wings of an aircraft model", Journal of Aircraft, (2008).

[6] ONERA, site internet : [www.Onera.fr](http://www.Onera.fr).

[7] Wikipedia, encyclopédie libre, site Internet officiel : [www.wikipedia.com](http://www.wikipedia.com)

# ANNEXES

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , sans endommagement à $V_0 = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,7501	0,3951	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,39057451	0,20572722
5	1,0887	0,5448	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,566882374	0,2836755
10	1,3613	0,7107	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,708824263	0,37005906
15	1,7899	0,9487	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,93199482	0,49398485
20	2,0753	1,2435	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,080601626	0,64748621
25	2,3471	1,6064	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,222126958	0,836447
30	2,4543	1,9651	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,277945632	1,02322086
35	2,4142	2,32	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,257065699	1,20801608
40	2,2524	2,4739	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,172816991	1,28815129
45	1,8627	2,6	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,969901532	1,35381112

**A1 : Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , sans endommagement à  $V_0 = 20.3$  m/s.**

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à $x_1 = \frac{1}{3}l_0$ ; $V_0 = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,4958	0,2728	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,26082423	0,1435112
5	0,9727	0,3731	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,51170579	0,19627576
10	1,1669	0,5186	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,61386809	0,27281857
15	1,5356	0,669	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,80782915	0,35193911
20	1,8564	0,9304	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,97659158	0,48945314
25	2,0075	1,1602	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,05608037	0,61034343
30	2,1023	1,461	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,10595156	0,76858452
35	2,0811	1,7516	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,09479893	0,92145971
40	1,9348	1,9599	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,01783527	1,03103956
45	1,7197	2,0852	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,90467816	1,09695581

**A2 : Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3}l_0$  ;  $V_0 = 20.3$  m/s.**

Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$  ;  $Vo = 20.3$  m/s

i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,673	0,3228	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,35404338	0,16981457
5	1,1319	0,4555	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,59545573	0,23962372
10	1,5606	0,6322	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,82098083	0,33257983
15	1,7693	0,81	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,93077111	0,42611462
20	2,1947	1,1753	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,15456019	0,61828705
25	2,4381	1,5057	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,28260501	0,79209973
30	2,4684	1,7995	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,29854485	0,94665834
35	2,3602	2,1255	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,24162435	1,11815633
40	2,2086	2,3372	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,16187253	1,2295248
45	1,9313	2,3361	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,01599403	1,22894613

**A3** : Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ ,  $Vo = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ ,  $Vo = 20.3$  m/s

i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,6096	0,3667	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,32069071	0,19290893
5	1,1039	0,4647	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,58072584	0,24446354
10	1,3259	0,6571	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,69751281	0,34567891
15	1,838	0,8519	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,96691194	0,44815685
20	2,002	1,114	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,053187	0,58603912
25	2,1884	1,4577	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,15124597	0,7668485
30	2,3881	1,8793	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,25630163	0,98863852
35	2,3762	2,2175	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,25004143	1,16655453
40	2,2533	2,4206	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,18538774	1,27339883
45	1,9266	2,5008	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,01352151	1,31558943

**A4** : Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ ,  $Vo = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , sans endommagement à $V_0 = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,9702	0,4279	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,50517983	0,22280607
5	1,4534	0,5912	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,75678042	0,30783582
10	1,7239	0,7572	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,89762885	0,39427146
15	2,0818	1,0329	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,08398615	0,5378275
20	2,1748	1,2264	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,13241094	0,63858229
25	2,0542	1,4311	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,06961493	0,74516888
30	1,902	1,467	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,99036491	0,76386189
35	1,6825	1,589	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,87607201	0,82738688
40	1,5588	1,9723	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,81166184	1,02696988
45	1,4404	2,1649	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,75001136	1,12725604

**A5:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , sans endommagement à  $V_0 = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ , $V_0 = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,7439	0,3754	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,39134156	0,19748571
5	1,1882	0,4815	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,62507332	0,25330147
10	1,3861	0,6294	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,72918207	0,33110684
15	1,7271	0,8322	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,90857106	0,43779332
20	1,7862	1,0401	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,93966165	0,54716274
25	1,7662	1,1931	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,9291403	0,62765105
30	1,695	1,2951	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,8916843	0,68130993
35	1,622	1,4899	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,85328137	0,78378787
40	1,5205	1,6058	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,79988553	0,84475908
45	1,3992	1,6997	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,73607355	0,89415681

**A6:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ ,  $V_0 = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ , $Vo = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,8256	0,4349	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,43432127	0,22878673
5	1,255	0,6392	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,66021463	0,3362623
10	1,6369	0,8411	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,86111978	0,44247532
15	1,8149	1,0673	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,95475978	0,56147177
20	1,9259	1,3099	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,01315327	0,68909573
25	1,8925	1,4616	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,99558262	0,76890016
30	1,7694	1,5934	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,93082371	0,83823585
35	1,6702	1,7549	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,87863782	0,92319574
40	1,5721	1,9467	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,82703061	1,02409547
45	1,4506	2,1302	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,76311342	1,12062884

**A7:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ ,  $Vo = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ , $Vo = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	0,7862	0,4295	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,41359422	0,22594596
5	1,3404	0,5013	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,70514079	0,2637176
10	1,674	0,6647	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,88063688	0,34967702
15	2,0589	0,9687	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,08312024	0,50960152
20	2,0921	1,1207	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,10058567	0,58956377
25	2,0194	1,3265	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,06234057	0,69782845
30	1,9143	1,4411	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,00705089	0,75811578
35	1,8158	1,6466	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,95523324	0,86622263
40	1,7418	1,8188	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,91630425	0,95681145
45	1,5966	1,9721	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,83991926	1,03745758

**A8:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ ,  $Vo = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , sans endommagement à $V_0 = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,4472	0,8591	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,32313349	0,19182144
5	2,3106	1,1335	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,51591504	0,25308998
10	2,9564	1,5142	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,66011046	0,33809337
15	3,8668	2,0584	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,86338625	0,45960336
20	4,698	2,8047	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,04897812	0,6262386
25	5,3351	3,6019	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,19123099	0,80423889
30	5,4892	4,3822	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,22563872	0,97846572
35	5,4467	5,1625	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,21614924	1,15269254
40	4,9356	5,737	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,10202989	1,28096796
45	4,2183	5,803	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,94186982	1,29570457

**A9:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , sans endommagement à  $V_0 = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ , $V_0 = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,3463	0,8062	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,30370501	0,18186658
5	2,1013	1,1182	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,47402164	0,25224908
10	3,0836	1,4963	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,69561372	0,33754275
15	3,5434	1,9727	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,79933768	0,44501141
20	4,3868	2,5716	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,98959602	0,58011423
25	4,8086	3,3904	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,08474775	0,76482318
30	4,9836	4,0567	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,12422511	0,91513043
35	4,9885	4,8943	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,12533048	1,10408038
40	4,6058	5,2448	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,03899912	1,1831479
45	4,072	5,5414	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,91858188	1,25005639

**A10:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ ,  $V_0 = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à $x_2 = \frac{1}{2} l_0$ , $Vo = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,6127	0,933	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,363800834	0,21047075
5	2,6775	1,2474	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,604003679	0,28139466
10	3,2487	1,6358	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,732857797	0,36901185
15	4,3748	2,3859	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,986888999	0,53822311
20	5,064	3,1126	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,14236214	0,70215569
25	5,6904	3,5846	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,283668547	0,80863178
30	5,3127	4,4742	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,198465115	1,00931214
35	5,1457	5,111	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,16079243	1,15296463
40	4,7439	5,6675	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,0701524	1,27850265
45	4,2066	5,8786	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,948945612	1,32612363

**A11:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2} l_0$ ,  $Vo = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à $x_3 = \frac{4}{5} l_0$ , $Vo = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	V <sup>2</sup>	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,7035	0,822	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,38428395	0,18543082
5	2,1609	1,0721	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,4874665	0,24184961
10	2,7861	1,4188	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,6285022	0,32005991
15	3,7751	2,0778	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,85160571	0,46872039
20	4,3537	2,713	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,98212916	0,61201194
25	5,0096	3,3929	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,13009032	0,76538715
30	5,167	4,2928	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,16559739	0,96839103
35	5,1647	5,1667	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,16507854	1,16552971
40	4,8339	5,5491	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,09045505	1,25179339
45	4,2893	5,7583	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,96760149	1,29898576

**A12:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 45^\circ$ , avec endommagement à  $x_3 = \frac{4}{5} l_0$ ,  $Vo = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , sans endommagement à $V_0 = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,8711	1,0779	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,41778267	0,2406755
5	3,009	1,4051	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,67185508	0,31373333
10	3,6125	1,8773	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,80660568	0,41916701
15	4,1822	2,4643	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,93380935	0,55023346
20	4,5597	3,0973	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	1,01809824	0,69157087
25	4,2109	3,4899	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,94021754	0,77923132
30	3,8693	3,6057	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,86394446	0,80508736
35	3,854	3,8768	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,86052824	0,86561907
40	3,6303	4,4605	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,81058009	0,99594868
45	3,3207	4,8684	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9205042	0,74145203	1,08702535

**A13:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , sans endommagement à  $V_0 = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ , $V_0 = 20.3$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,9537	0,9821	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,4407253	0,22154697
5	2,9865	1,3565	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,67370943	0,30600597
10	3,6256	1,7926	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,81788076	0,40438356
15	4,2662	2,6347	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,96239047	0,59434864
20	4,4919	2,8428	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,013305	0,64129287
25	4,4114	3,2702	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,99514541	0,73770787
30	4,1447	3,4941	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,9349819	0,78821634
35	4,0169	3,8675	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,90615215	0,87244976
40	3,6938	4,2997	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,83326565	0,96994757
45	3,3526	4,652	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,75629607	1,04942114

**A14:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_1 = \frac{1}{3} l_0$ ,  $V_0 = 20.3$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ , $Vo = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,5373	1,0115	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,34679173	0,22817917
5	3,1052	1,413	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,70048636	0,31875152
10	3,968	1,8089	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,89512104	0,4080606
15	4,3709	2,3227	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,98600922	0,52396614
20	4,581	2,9451	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	1,03340461	0,66437021
25	4,3899	3,3478	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,99029533	0,75521326
30	4,0161	3,5017	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,90597168	0,78993079
35	3,9788	3,9959	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,89755736	0,90141486
40	3,6868	4,4132	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,83168656	0,99555146
45	3,3828	4,8244	412,09	1,22	0,00764	0,5	1,9008969	0,76310874	1,08831199

**A15:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_2 = \frac{1}{2}l_0$ ,  $Vo = 31$  m/s.

Cz et Cx de l'aile Delta $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ , $Vo = 31$ m/s									
i	P (Cz)	T (Cx)	$V^2$	$\rho$	S	K		Cz	Cx
0	1,9823	1,1442	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,44717703	0,25811429
5	3,1541	1,4694	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,71151746	0,33147451
10	3,843	1,935	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,86692293	0,43650686
15	4,5456	2,586	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,02541891	0,58336266
20	4,8856	3,1986	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,10211779	0,72155599
25	4,6305	3,6809	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	1,04457107	0,83035561
30	4,3533	3,7565	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,98203892	0,84740983
35	3,8609	3,9361	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,8709609	0,88792489
40	3,6114	4,536	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,81467745	1,02325329
45	3,3021	4,856	412,09	1,22	0,007562	0,5	1,9008969	0,74490403	1,09544047

**A16:** Cz et Cx de l'aile Delta  $\beta = 80^\circ$ , avec endommagement à  $x_3 = \frac{4}{5}l_0$ ,  $Vo = 31$  m/s.

Étalonnage de la balance aérodynamique pour la portance et la traînée				
Poids (N)	P		T	
	Valeurs lues (N)	Valeurs calculées (mV)	Valeurs lues (N)	Valeurs calculées (mV)
0	0,01	5	0,02	3,56
0,5	0,55	59,03	0,45	51,3
1	1,08	113,15	0,96	102,11
1,5	1,61	160,72	1,48	154,05
2	2,14	220,66	1,98	204,27
2,5	2,7	274,06	2,51	256,67
3	3,22	327,78	3,01	307,82
3,5	3,75	380,84	3,54	360,17
4	4,3	434,89	4,06	411,73
4,5	4,81	488,47	4,58	463,78
5	5,37	542,83	5,1	515,58

**25:Étalonnage de la balance aérodynamique pour la portance et la traînée.**