

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique

UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI DE TIZI-OUZOU



Faculté du Génie de la Construction

Département de Génie Mécanique

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme

'MASTER ACADEMIQUE'

En Génie Mécanique

Option : **Energétique**

**Effets de l'Importance de l'Endommagement
sur la Portance et la Traînée d'une Aile Delta**

Proposé et dirigé par :

I. BOUMRAR

Étudié par :

GHEZALI Azouaou

ASSAS Abdelhak

Année universitaire : 2015/2016

Remerciements

Nous voudrions tout d'abord adresser toute notre gratitude à notre encadrant, Monsieur le docteur I. BOUMRAR, de nous avoir donnés la chance de réaliser ce travail et surtout de nous permettre de découvrir le domaine de l'aviation qui nous passionne. Nous vous remercions également de nous avoir accueillis au sein de votre laboratoire.

Nous désirons aussi remercier notre encadrant de stage que nous avons effectué à AIR ALGERIE, Mr BELHAMISI, qui a fourni les outils nécessaires à la réussite de ce stage pratique.

Merci à tous les enseignants qui ont influencé notre parcours universitaire ;

Merci aux enseignants qui nous ont fait l'honneur de participer au jury de la soutenance de ce travail ;

A nos parents, merci pour votre amour, votre confiance et surtout votre soutien ;

A nos frères et sœurs, merci d'être là tout simplement.

A nos parents, sans eux rien n'aurait été possible

A nos frères et sœurs

Liste des figures :

Figure I.1: Image montrant les conséquences de la bataille aérienne de Pearl Harbor ... 3

Figure I.2: Un avion de type Mosquito en action 4

Figure I.3: Image d'un avion à ailes en forme Delta 5

Figure I.4: Quelques exemples d'ailes d'avion de type Delta 7

Figure I.5: Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile 8

Figure I.6: Différents types de profils d'ailes d'avion 9

Figure I.7: Différentes configurations d'une aile d'avion de type Delta 10

Figure I.8: Schéma d'une aile d'avion de type Delta ogive 10

Figure I.9: Schéma résumant les caractéristiques géométriques d'une Aile Delta 11

Figure I.10: Forces aérodynamiques d'une aile d'avion 12

Figure I.11: montrant la zone dépression et la surpression sur une aile d'avion 13

Figure I.12: Moments et efforts aérodynamiques d'une aile d'avion 14

Figure I.13: schéma montrant les différentes forces exercées sur un avion de chasse 16

Figure II.1: le régime LAMINAIRE 27

Figure II.2: le régime intermédiaire 27

Figure II.3: le régime TURBULENT 28

Figure II.4: les différents régimes d'écoulement autour d'un profil d'aile 28

Figure II.5: géométrie de l'ile Delta repère terrestre fixe (X0,Y0,Z0) et repère liés à la
maquette (X,Y,Z) 31

Figure II.6: L'écoulement à l'apex de l'aile 36

Figure II.7: illustration de l'écoulement tourbillonnaire 36

Figure II.8: Régimes d'écoulement observés successivement en augmentant le swirl S (le
tourbillon) depuis le jet sans rotation jusqu'à l'éclatement. 39

Figure III.1: Soufflerie subsonique du département génie mécanique UMMT-O 41

Figure III.2: Image d'une balance aérodynamique 42

Figure III.2: Jauge 43

Figure III.4: pont de Wheatstone 44

Figure III.5: Indicateur de contrainte 44

Figure III.6: Multi-manomètre 45

Figure III.7: Image d'un tube Pitot 46

Figure III.8: Principe d'un tube PITOT 47

Figure III.9: le support 48

Figure III.10: Étalonnage de la balance aérodynamique pour la portance 48

Figure III.11: Étalonnage aérodynamique pour la traînée 49

Figure III.12: Tableau des caractéristiques géométriques des maquettes d'ailes Delta ... 50

Figure III.13: apex 80° 51

Figure III.14: apex 60° 51

Figure III.15: apex 45° 51

Figure III.16: évolution de Cz et Cx en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex
 $\beta=80^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,3m/s$ et $V_0=30m/s$ 53

Figure III.17: évolution de Cz et Cx en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex
 $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32m/s$ et $V_0=30 m/s$ 54

Figure III.18: évolution de Cz et Cx en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex
 $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32m/s$ et $V_0=30m/s$ 55

Figure III.19: tableau montrant l'intervalle de positionnement de l'angle de décrochage.
..... 57

Figure III.20: évolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{ m/s}$	58
Figure III.21: évolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$	58
Figure III.22: evolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$	59
Figure III.23: evolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$	59
Figure III.24: evolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m}$ et $V_0=30\text{m/s}$	60
Figure III.25: evolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m}$ et $V_0=30\text{m/s}$	60
Figure IV.1: Interface GAMBIT.....	64
Figure IV.2: menu principale de gambit.....	65
Figure IV.3: Option pour choisir le logiciel.....	65
Figure IV.4: Menu création des éléments de la géométrie.	66
Figure IV.5: aile delta apex 80° sans endommagement.....	67
Figure IV.6.....	67
Figure IV.7: Exportation du maillage.	68
Figure IV.8: Les conditions aux limites de la simulation.....	71
Figure IV.9: Aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ sans endommagement à $i=15^\circ$ et à $V_0=20,3\text{m/s}$	74
Figure IV.10: Aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec endommagement de 17% de S à $i=15^\circ$ et à $V_0=20,3\text{m/s}$	74
Figure IV.11: Evolution de C_z et C_x en fonction de l'incidence ($^\circ$) pour l'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$	75
Figure IV.12: l'évolution de la polaire et la finesse numériques d'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$	76
Figure IV.13: comparaison de C_z et C_x des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$	77

Liste des abréviations :

Lettres Latines :

C_a : coefficient de résultante aérodynamique

C_m : coefficient du moment de tangage

C_p : coefficient de pression

C_x : coefficient de trainée

C_z : coefficient de portance

d : diamètre de l'endommagement (mm)

D : Longueur caractéristique

e : l'épaisseur de la maquette (mm)

F : la force (N)

F_a : résultante aérodynamique (N)

F_z : force de portance (N)

F_x : force de trainée (N)

f : fréquence d'émission des tourbillons

g : constante de gravité (m/s²)

H : pression totale (Pa)

i : l'angle d'incidence (°)

l_0 : corde de l'aile (m)

L : l'envergure de l'aile (m)

M : le moment (N/m)

m : masse (kg)

n : nombre de fils

$O.x.y.z$: système d'axe de coordonnées cartésiennes

O_x : Axe médian issu de l'apex de l'aile orienté vers le bord de fuite.

O_y : Axe transversal dans le plan de l'aile.

O_z : Axe vertical perpendiculaire à la surface de l'aile.

P : le poids (N)

P_t : pression totale (Pa)

P_s : pression statique (Pa)

R : résistance dominable d'une jauge (Ω)

Re : nombre de Reynolds

S : surface alaire (m^2)

T : température (K°)

U : vitesse de l'air (m/s)

V : vitesse de l'écoulement (m/s)

X_0, Y_0, Z_0 Synthèse d'axe de coordonnées repère fixe

Lettres grecques :

ν : viscosité cinématique (m^2s^{-1})

μ : viscosité dynamique ($kgm^{-1}s^{-s}$)

β : angle d'apex ($^\circ$)

δ : angle de fuite ($^\circ$)

φ_{ba} : Flèche du bord d'attaque ($^\circ$)

λ : L'allongement de l'aile

ρ : la masse volumique (kg/m^3)

Δh : différence des hauteurs d'huile lues sur le manomètre (mm)

ε : Longueur des jauges de contraintes (mm)

φ' : potentiel des vitesses associé au champ perturbé

Γ : Circulation d'un tourbillon

Sommaire

Liste des figures	v
Nomenclature	vii
Introduction générale.....	1

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES AILES DELTA

I. Historique sur l'aviation	2
I.1. L'aviation durant la première guerre mondiale.....	2
I.2. L'aviation entre les deux guerres (première et deuxième).....	2
I.3. L'aviation durant la deuxième guerre mondiale.....	3
I.4. L'aviation durant l'après- guerre : intensification de l'usage de l'avion	4
I.2. Les ailes d'avion	7
I.2.1. Définition des ailes de type Delta	7
I.2.2. Caractéristiques d'un profil.....	7
I.2.2.1. Caractéristique géométriques d'un profil	7
I.2.2.2. Les différents types de profils d'ailes d'avion	9
I.3. Les caractéristiques de l'aile Delta	10
I.3.1. Les caractéristiques géométriques de l'aile Delta.....	10
I.3.2. L'allongement.....	12
I.4. Les caractéristiques aérodynamiques et ses composantes	12
I.4.1. Aérodynamique	12
I.4.2. Mécanique du vol.....	12
I.4.3. Fonctionnement aérodynamique d'une aile d'avion.	13
I.4.4. Composantes des forces et moments aérodynamiques d'une aile d'avion.....	13
I.4.5. Les types de Traînées d'une aile d'avion	15
I.4.6. Les facteurs influents sur la résultante aérodynamique	17
I.5. Les matériaux dans l'aviation générale	18
I.6. Domaine d'utilisations de l'aile Delta	19

CHAPITRE II : ETUDE AERODYNAMIQUE

Introduction	21
II.1. Généralités sur l'aérodynamique.....	22
II.1.1. Définition	22
II.1.2. L'air.....	22
II.1.3. Caractéristiques de l'air.....	22
II.2.Rappels de mécanique des fluides	24
II.2.1. Équations de Navier-Stocks	24

II.2.2. Equation de Bernoulli	24
II.3. Quelques paramètres adimensionnels	25
II.3.1. Le nombre de Mach Ma	25
II.3.2. Le nombre de strouhal St	26
II.3.3. Le nombre de Froude Fr	26
II.3.4. Le nombre de Reynolds.....	26
II.3.5. Le fluide idéal	29
II.3.5.1. Le types d'écoulement	29
II.4. Les charges aérodynamiques	30
II.5. Les efforts aérodynamiques d'une aile Delta	31
II.5.1. Prévision théorique.....	31
II.5.2. Effort potentiel	32
II.5.3. Prévision de la circulation.....	33
II.5.4. Position des tourbillons	34
II.6. Formation des tourbillons a l'extrados d'une aile Delta	35
II.7. Influence de l'angle de flèche de l'aile sur la formation des tourbillons.....	35
II.7.1. Aile Delta à forte flèche	36
II.7.2. Aile Delta à flèche modérée	37
II.8. La portance tourbillonnaire	38
II.9. Effet et de l'incidence sur le tourbillon d'apex	38
II.10. L'éclatement tourbillonnaire.....	39

CHAPITRE III : ETUDE EXPERIMENTALE DES ENDOMMAGEMENTS

Introduction	40
III.1. Présentation de la soufflerie	41
III.2. Instruments de mesure	42
III.2.1. Balance aérodynamique	42
III.2.3. Les jauges de contrainte et le pont de Wheatstone	43
III.2.3.1. Principe des jauges	43
III.2.3.2. Principe de fonctionnement	44
III.2.3.3. Multi-manomètre	45
III.2.3.4. Tube de Pitot (mesure de vitesse).....	45
III.2.4. Le support pour mesurer la portance et la traînée	47
III.3. Etalonnage de la balance aérodynamique	48
III.4. L'erreur expérimentale	49
III.5. Réalisation des maquettes d'aile d'avion de type Delta	49
III.6. Dimension des maquettes d'ailerons et leurs endommagements	50
III.7. Calcul de C_z et de C_x.....	52
III.8. Analyse des résultats de C_z et de C_x	53

III.8-1: Apex $\beta=80^\circ$	53
III.8-2: Apex $\beta=60^\circ$	54
III.8-3: Apex $\beta=45^\circ$	55
III .9. Interprétations des courbes	56
III.9.1. La portance	56
III.9.2. Effet de l'endommagement sur la portance	56
III.9.3. La traînée	56
III.9.4. Effet d'endommagement sur La traînée	57
III.9.5. Le point de décrochage	57
III .10. La polaire et la finesse	57
III.10.2: Apex $\beta=60^\circ$	59
III.10.1: Apex $\beta=80^\circ$	58
III.10.3 : Apex $\beta=45^\circ$	60
III .11. Interprétation des courbes de la polaire et la finesse.....	61
III.11.1. La polaire	61
III.11.2. La finesse	61
III.12. Conclusion.....	61

CHAPITRE IV : SIMULATION NUMERIQUE PAR FLUENT

IV .1. Introduction	62
IV.2. L'Outil de simulation Gambit et Fluent	63
IV.2.1. L'outil Gambit	63
IV.2.2. Définir la géométrie	63
IV.2.3. Construction d'un maillage	63
IV.2.4. Vue globale	64
IV.2.5. Commandes pour la construction de la géométrie	66
IV.2.6. Le maillage.....	66
IV.2.7. Exportation du maillage de Gambit	68
IV.3. L'outil FLUENT	68
IV.3.1. Etapes à suivre en générales	69
IV.4. Définir les paramètres des zones de calcul	70
IV.4.1. Conditions aux limites	70
IV.4.2. Calcul itératif	71
IV.5. Résultats de la simulation numérique	73
IV.5.1. Contours de $-C_p$ numérique à l'extrados des Ailes Delta pour une vitesse $V_0=20,3$ m/s et $i=15^\circ$	73
IV.5.2. Evolution des coefficients aérodynamique C_z et C_x	75

IV.5.3. La polaire et la finesse numérique	76
IV.5.4. Comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques d'Aile Delta à apex $\beta=80^\circ$	77
IV.6. Conclusion	78
Conclusion Générale -----	79

Annexe

Annexe A1

Annexe A2

Références Bibliographiques

INTRODUCTION GENERALE

L'aviation constitue de nos jours un domaine de haute importance, tout du point de vue civil s'agissent du transport aérien crucial, que stratégique et déterminant quand on considère l'aspect militaire sur le quel l'industrie aéronautique a été décisive.

En ce qui concerne l'objectif de cette étude, nous nous intéressons justement aux conséquences inhérentes à l'utilisation de l'aviation moderne dans les conflits, plus précisément, il s'agit d'étudier les effets des endommagements provoqués par des tirs de projectiles sur des avions de combat, les quels à présent sont munis d'aile delta.

Ainsi, le projet mené dans le cadre de notre master, en fin de cycle, se compose de plusieurs parties :

- Etude bibliographique qui comporte les généralités sur les Ailes Delta.
- Détermination des écoulements sur ces ailes, ainsi que les efforts aérodynamiques et le phénomène tourbillonnaire qui se développe autour de l'Aile Delta.
- Etude expérimentale des endommagements qui comporte une présentation de la soufflerie, des moyens de mesure et les résultats expérimentaux obtenues.
- Présentation des résultats de simulation avec le code de calcul Fluent d'une aile delta.

I. Historique sur l'aviation

I.1. L'aviation durant la première guerre mondiale

Au début de la première guerre mondiale, il n'existait qu'une aviation dite 'pour voir de l'autre côté de la colline' qui était limitée à de l'observation, de la surveillance et au renseignement. C'est à la bataille de Verdun que le commandement militaire a commencé à comprendre que l'avion pouvait apporter beaucoup plus et on entrevoyait les liens qui pouvaient exister entre une bataille terrestre et une bataille aérienne. L'armement des avions était inexistant et reste pendant quelques temps encore très sommaire. Ce sont les pilotes qui demandent à être armés de fusils, de mitrailleuses puis quelques bombes lancées à la main.[1]

L'Armée française crée alors une nouvelle armée, l'Armée de l'Air, avec son propre état-major. Après cela, l'aéronautique commence à se développer principalement dans le domaine militaire mais l'adaptation de ces avancées est appliquée aux besoins du transport civil.

I.2. L'aviation entre les deux guerres (première et deuxième)

Les exploits réalisés au cours de la première guerre mondiale ont été possibles grâce au courage et à l'habileté des pilotes mais aussi grâce aux énormes progrès techniques. La finesse (meilleure plané de l'avion) a été améliorée par la généralisation du monoplane et du train rentrant ainsi que par la découverte d'alliages nouveaux comme le Duralumin qui offre une grande résistance pour un faible poids. Grâce à cela, une meilleure rigidité de l'ensemble a été obtenue et les haubans ont été supprimés.

A partir de 1930, toutes les grandes explorations sont terminées. Presque toutes les liaisons ont été faites. L'aviation a perdu un peu de son caractère aventureux et héroïque pour devenir une routine. L'explorateur est remplacé par le commandant de bord. Les avions deviennent plus puissants et les performances s'améliorent encore. On assiste à la mise en place de l'aviation commerciale. Mais aussi à l'aviation de loisir. Le vol à voile commence à se faire connaître et à devenir un sport populaire. [1]

I.3. L'aviation durant la deuxième guerre mondiale

Durant cette seconde guerre mondiale entre 1939 et 1945, les belligérants disposent d'importantes flottes aériennes. De nombreuses batailles aériennes historiques ont des conséquences humaines et matérielles désastreuses, on peut citer la bataille d'Angleterre, ou Pearl Harbor qui ont fait plus de 17000 morts. [1]



Figure I.1: Image montrant les conséquences de la bataille aérienne de Pearl Harbor

Les avions de bombardement prennent de plus en plus d'importance et cela continue encore de nos jours où ils jouent un rôle déterminant dans les conflits. Ces avions sont de plus en plus des monoplans et moins souvent des biplans, grâce aux innovations en matière d'ailes.

Les avions de transport militaire deviennent donc un nouvel atout de guerre et leur importance est comparable à celle des chasseurs ou des bombardiers. Il faut bien entendu transporter le plus d'hommes et de matériel possible, tout en dotant ces appareils de systèmes de navigation de plus en plus perfectionnés, capables de franchir tous les obstacles. Les avions équipés de radars font leur apparition et aident dans le repérage et notamment dans la

localisation des avions ennemis. Les planeurs jouent le rôle d'avion de transport dans de nouvelles missions.

Pendant cette seconde guerre mondiale, tous les avions possèdent des structures métalliques à l'exception du *De Havilland Mosquito* (**Figure I.2**). Cet avion britannique utilise un bombardier léger en bois à grande vitesse dépourvu d'armement défensif. Il entre en service en mai 1942, accomplit de nombreuses missions avec succès et multiplie les exploits. Son habitacle pressurisé lui permet de voler à une altitude de 12000 mètres, il est propulsé par deux moteurs et est capable de transporter une bombe de 1815 kg grâce au matériel utilisé qui est le bois, beaucoup plus léger que n'importe quelle autre structure métallique. [1]



Figure I.2: Un avion de type Mosquito en action

I.4. L'aviation durant l'après- guerre : intensification de l'usage de l'avion

La seconde guerre mondiale entraîne littéralement une révolution de l'aviation. En effet, c'est juste après ce conflit que l'on entre dans l'ère du jet ou l'ère de l'avion à réaction. Un avion à un moteur beaucoup plus petit et beaucoup plus puissant.

Cette invention a une importance capitale étant donné que quasi la totalité des avions aujourd'hui sont des avions à réaction. Ces quelques chiffres à l'échelle mondiale illustrent bien le phénomène de popularité de l'avion à réaction qui prend part à la vie de plus en plus de personnes. [1]

- 1945, 9 millions de passagers
- 1946, 18 millions de passagers
- 1947, 21 millions de passagers
- 1948, 24 millions de passagers, transportés par l'avion DC3, un avion commercial maniable et sûr. *(Selon le site de lycos.fr histoire de l'aviation)*

Cependant, un des inconvénients principal de l'avion à réaction est son coût de production, très élevé pour l'époque.

Le travail de plusieurs ingénieurs durant la seconde guerre mondiale, ont conduit à l'importance de la forme des ailes d'un avion. On s'est rendu compte que les avions dotés d'ailes en forme Delta (**Figure I.3**) présentent une traînée (force de frottement de l'air) nettement plus faible que les ailes droites. Les ailes en forme Delta deviennent donc le modèle de référence et vont aider l'évolution des avions à venir. En une dizaine d'années les progrès nous ont menés à gagner plus de 850km/h de vitesse. [1]



Figure I .3: Image d'un avion à ailes en forme Delta

Les améliorations techniques s'orientent ensuite vers de nouvelles conceptions. De nouveaux métaux comme le titane sont usinés pour faire face à la barrière thermique. De

nouveaux matériaux apparaissent tels que : les composites, les plastiques, les fibres de le verre et les élastomères qui vont avoir une importance capitale dans l'évolution de l'aviation.

Le transport aérien devient alors de plus en plus naturel et commun, les compagnies se multiplient. Les aéroports se transforment, deviennent d'énormes complexes et se basent sur l'électronique et l'informatique. Aujourd'hui le transport aérien est tellement important qu'il pose des problèmes aussi bien de pollution et de bruit dans des zones près de grands aéroports, que de surcharge de l'espace aérien. [1]

Pour le militaire, l'aviation est devenue une des armes les plus importantes. En ce qui concerne le transport civil, l'avion est aujourd'hui le moyen de transport le plus sûr. On cherche à transporter de plus en plus de personnes, des projets d'avions géants permettant de transporter de 600 à 800 personnes sont en cours tels que l'A3XX d'airbus ou le V.L.C.T. (*Very Large Commercial Transport*). Cette histoire de l'aviation permet de mieux comprendre l'évolution de l'aviation qui continue de progresser jusqu'à ce jour. [1]

I.2. Les ailes d'avion

Il existe plusieurs typologies d'ailes d'avions différentes qui sont représentées dans l'annexe A1. Pour cette étude, notre intérêt s'est porté particulièrement sur les ailes de type Delta (Δ).

I.2.1. Définition des ailes de type Delta

Dans cette configuration, l'aile forme quasiment un triangle isocèle dont le sommet se trouve à l'avant de l'avion et la base correspond au bord de fuite de l'aile et les plans fixes de l'empennage disparaissent. Cette forme a été privilégiée sur de nombreux chasseurs supersoniques car elle garantit peu de remous et assure une bonne résistance structurelle pour un poids léger. Différents typologies au sein même de ce modèles sont connus tels que les ailes Delta simples, avec empennage, à géométrie variable ou même des ailes Delta gothique comme représentées dans la (**figure I .4**) ci-dessous.

Il faut savoir que toutes les ailes d'avions partagent un profil commun. Avant de détailler et de donner plus d'informations concernant ces ailes de type Delta, nous allons commencer par donner quelques généralités sur les profils d'ailes d'avions.

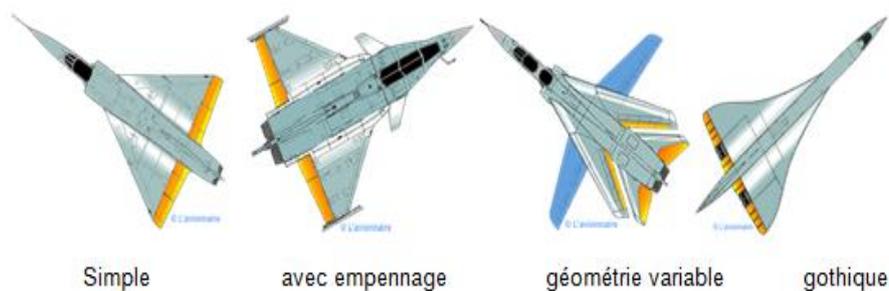


Figure I.4 : Quelques exemples d'ailes d'avion de type Delta

I.2.2. Caractéristiques d'un profil

Le profil d'une aile se détermine par différents paramètres comme suit:

I.2.2.1. Caractéristique géométriques d'un profil [2]

La **figure I.5** ci-dessous résume la composition géométrique d'une aile d'avion.

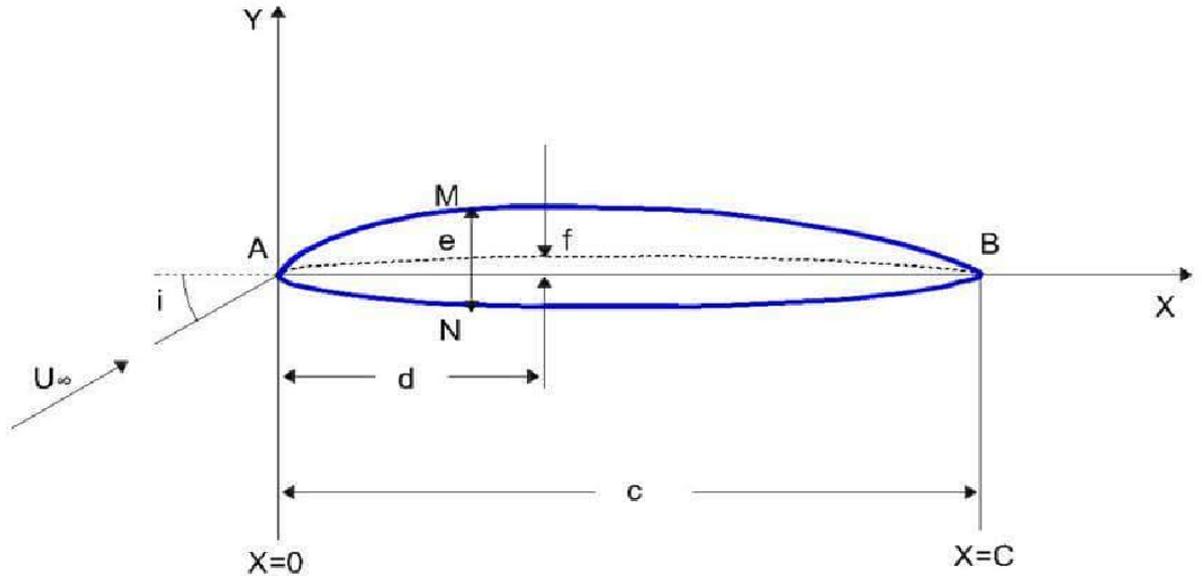


Figure I.5: Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

- A : Bord d'attaque.
- B : Bord de fuite.
- AMB : Extrados.
- ANB : Intrados.
- d : Distance du bord d'attaque à la flèche maximale.
- La corde : Est la ligne droite qui connecte le bord d'attaque avec le bord de fuite (Segment AB).
- L'angle d'attaque : Est l'angle entre la corde du profil et la direction de l'écoulement à l'infini (désigné par la lettre i).
- La ligne moyenne est l'ensemble des points milieux des segments perpendiculaires à la corde (exemple milieu de MN). On l'appelle aussi squelette du profil ou courbure moyenne. La forme de cette ligne moyenne est la base dans la détermination des caractéristiques aérodynamiques des profils d'ailes. Une courbure non-nulle, correspondant à un profil dissymétrique, engendre une portance même à un angle d'incidence nulle.
- La flèche maximale (f) : La plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à la corde AB.

- L'épaisseur maximum du profil (e): C'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados.
- L'épaisseur relative (e/c): Est le rapport de l'épaisseur maximum à la corde du profil.
- Courbure relative (f/c): C'est le rapport de la flèche maximal à la corde du profil.

I.2.2.2. Les différents types de profils d'ailes d'avion

Dans la **figure I.6** ci-dessous sont représentés les différents types d'ailes d'avion.

a- Profil biconvexe symétrique : La ligne moyenne est rectiligne (confondue avec la corde)

b- Profil biconvexe dissymétrique : La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes)

c- Profil en plan convexe : La ligne moyenne est à simple courbure (intrados plat et extrados convexe)

d- Profil creux : La ligne moyenne est à simple courbure (intrados concave, extrados convexes)

e- Profil en double courbure : La ligne moyenne est à double courbure.

f- Profil supercritique : Double courbure inversée .extrados très tendu (grand rayon de courbure). Dans la zone du bord d'attaque de l'extrados rayon de courbure mini forte. Epaisseur relative de l'ordre de 17%.

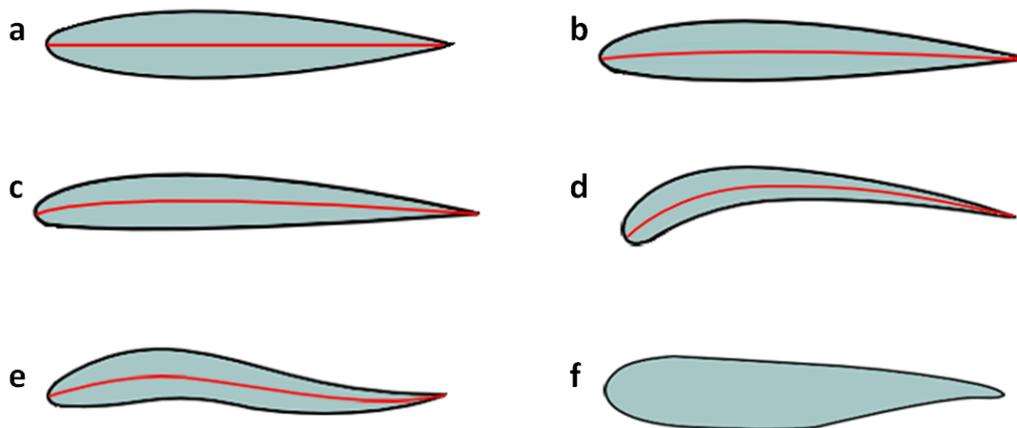


Figure I.6 : Différents types de profils d'ailes d'avion

I.3. Les caractéristiques de l'aile Delta

I.3.1. Les caractéristiques géométriques de l'aile Delta

Ce sont des ailes en tôle triangulaires, à squelette plan, d'épaisseur constante égale à 1 mm et possédant un axe de symétrie. On en distingue 4 types principaux qui sont représentés dans la figure ci-dessous (**figure I.7**)

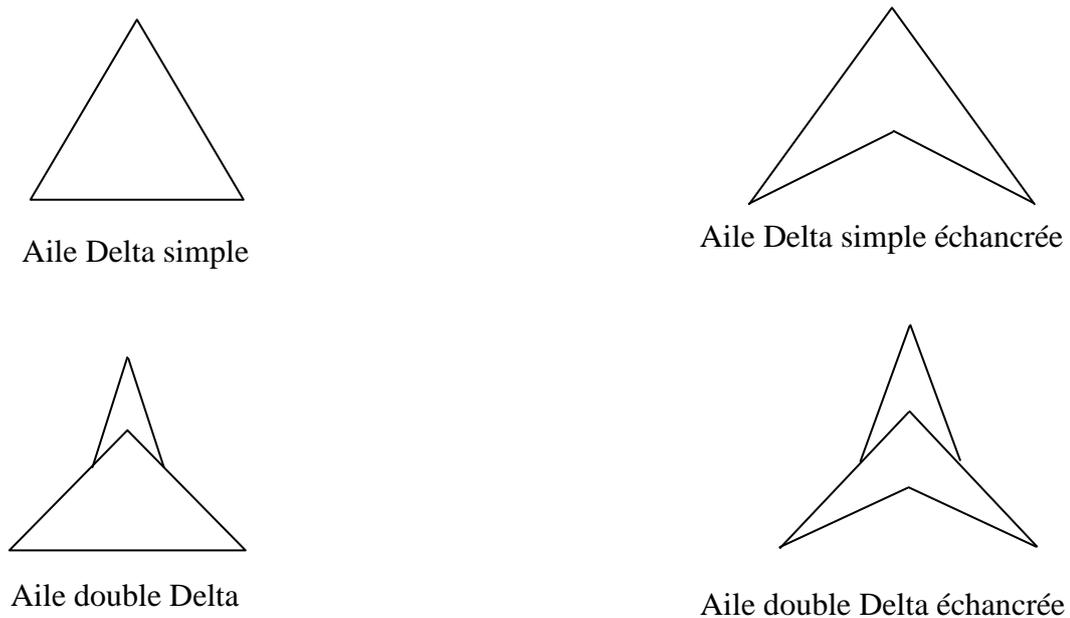


Figure I.7 : Différentes configurations d'une aile d'avion de type Delta

Il existe un autre type d'aile d'avion Delta dit 'ogive'. Ces ailes ont une forme déterminée par l'intersection de deux arcs de cercle de même rayon comme le montre la **figure I.8**. Ce type d'ailes ne sera pas abordé dans cette étude.

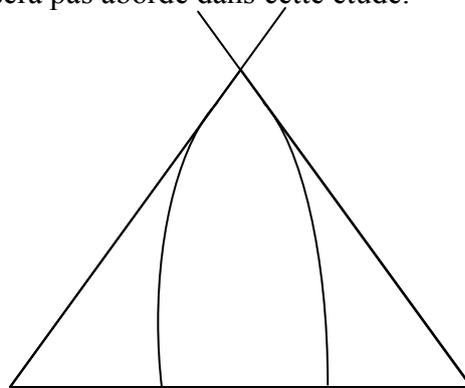


Figure I.8 : Schéma d'une aile d'avion de type Delta ogive

Les caractéristiques géométriques d'une aile de type Delta sont résumées dans le schéma de la **figure A.9** ci-dessous.

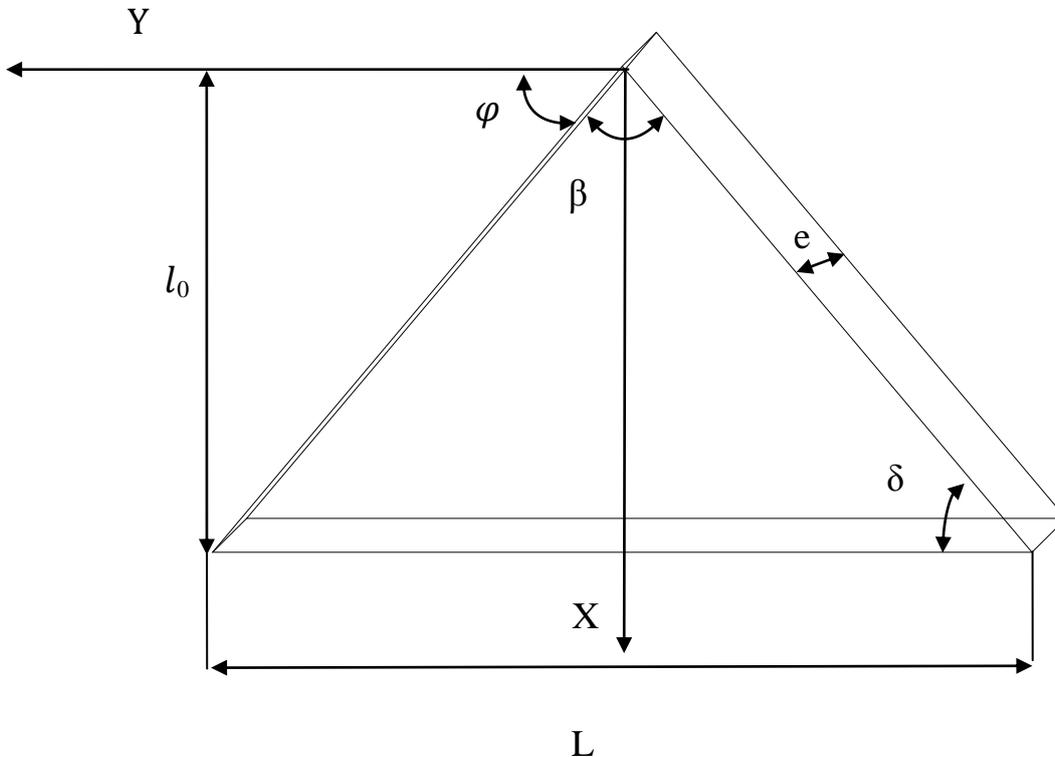


Figure I.9 : Schéma résumant les caractéristiques géométriques d'une Aile Delta

l_0 : corde

β : angle d'apex

L : l'envergure

δ : angle de fuite

φ : flèche du bord d'attaque

e : épaisseur de l'aile

I.3.2. L'allongement

La forme de l'aile selon son profil et son allongement, influe également sur la résultante aérodynamique. L'allongement d'une aile est défini par l'équation ci-dessous.

$$\lambda = \frac{2L}{\ell_0} = 4 \operatorname{tg}\left(\frac{\beta}{2}\right) \dots\dots\dots(I.1)$$

λ : Lambda

ℓ_0 : La corde

L : Envergure

I.4. Les caractéristiques aérodynamiques et ses composantes

I.4.1. Aérodynamique : constituée par la partie de la physique qui étudie les effets de l'air et des gaz sur les déplacements des corps solides.

I.4.2. Mécanique du vol : définie par l'étude des forces s'exerçant lors du vol de l'aéronef comme illustré dans la **figure I.10**.

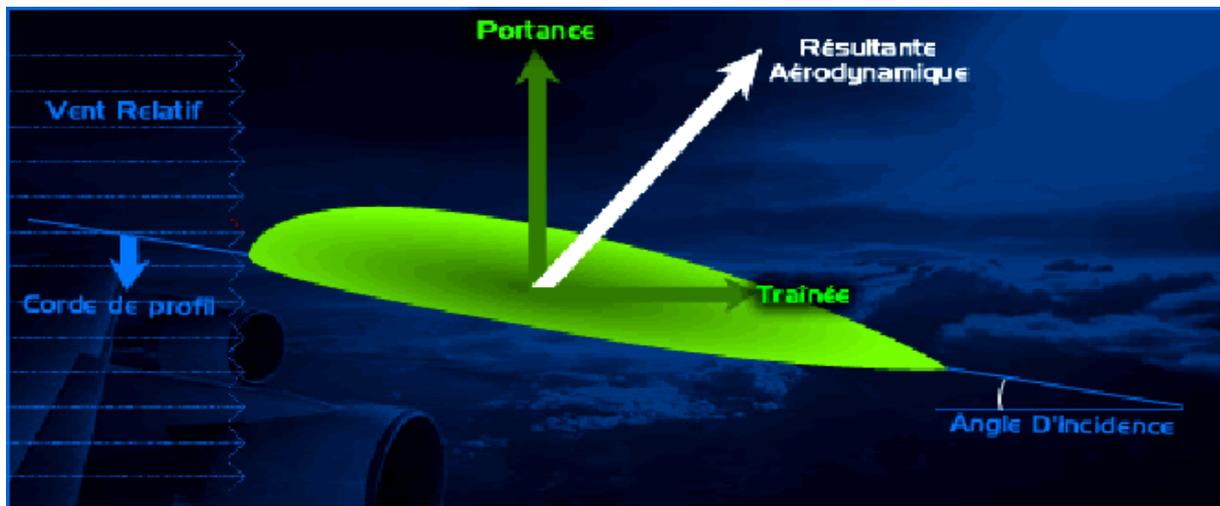


Figure I.10 : Forces aérodynamiques d'une aile d'avion

- La force (ou résultante) aérodynamique (F_a) : c'est la force générée par l'ensemble des surpressions de l'intrados et des dépressions de l'extrados. Elle augmente avec la vitesse et l'angle d'incidence ;

- L'angle d'incidence : c'est l'angle formé entre la corde de l'aile et la trajectoire du vent relatif ;
- Le centre d'application de la force aérodynamique s'appelle le centre de poussée.
- Formule F_a : $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_a$;
- La force aérodynamique se décompose en deux forces.

I.4.3.Fonctionnement aérodynamique d'une aile d'avion

Le vent relatif passe sur l'extrados de l'aile et sur son intrados. Il en résulte une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados. Cette différence de pression crée une force qui porte l'avion : la portance F_z . Cet écoulement crée aussi une force résistance qui tend à freiner l'avion : la Traînée, ceci est résumé dans la **figure I.11**. [3]

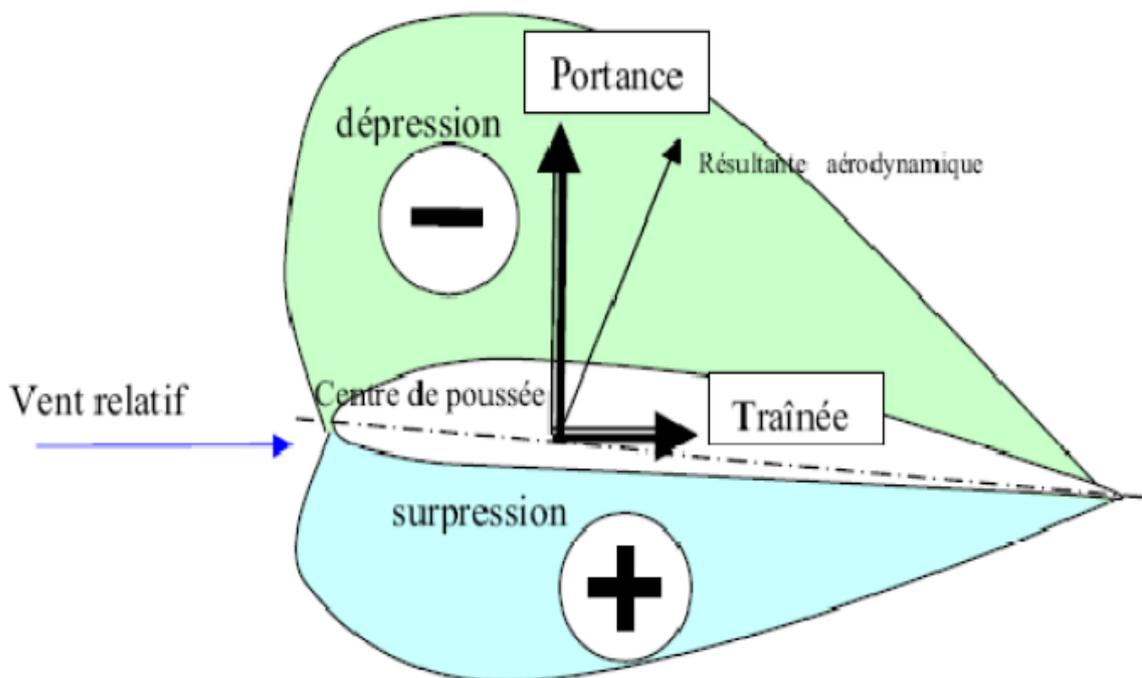


Figure I.11 : montrant la zone dépression et la surpression sur une aile d'avion

I.4.4.Composantes des forces et moments aérodynamiques d'une aile d'avion [4]

Le torseur d'efforts tridimensionnel dans le repère structure est constitué de 3 forces et de 3 moments comme illustré dans la **figure I.12**:

- La force de traînée F_x , la force de dérive F_y , la force de portance F_z ,
- Le moment de roulis M_x , le moment de tangage M_y , et le moment de lacet M_z .

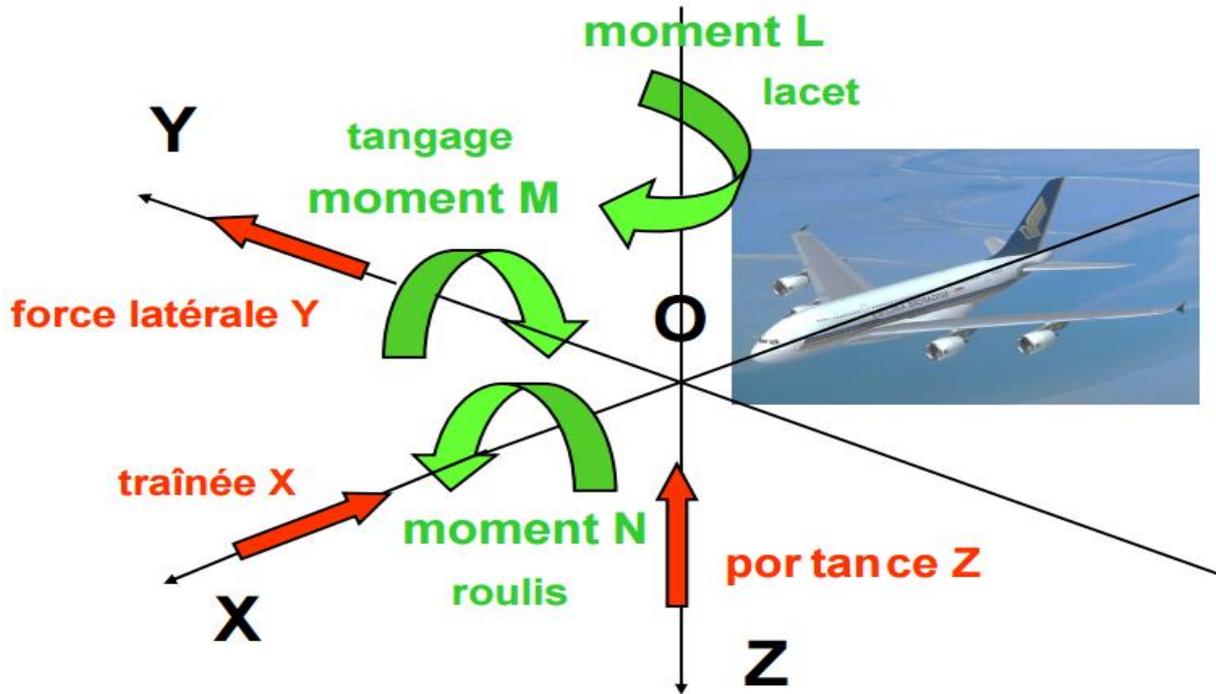


Figure I.12 : Moments et efforts aérodynamiques d’une aile d’avion

Dans le cas bidimensionnel, en considérant le plan vertical, seuls les forces de traînée et de portance et le moment de tangage sont significatifs.

- **La portance (F_z)** est la composante aérodynamique perpendiculaire aux filets d’air du vent relatif. C’est une force, aussi appelée sustentation, dirigée du bas vers le haut, et qui a son centre en un point de l’aile: le centre de poussée. Elle est opposée au poids de l’avion et doit lui être au moins égale pour que l’avion s’élève. Elle résulte de la pénétration dans l’air de l’aile.

- La formule: $F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$ (I.2)

C_z: coefficient de portance
 ρ : densité de l’air
S: surface de l’aile
V: vitesse

- **La traînée (F_x)** est la composante aérodynamique parallèle aux filets d'air du vent relatif, c'est la force opposée au déplacement de l'avion et qui résulte de sa résistance à l'air. C'est donc la résistance à l'avancement, on cherche à la réduire au maximum.

- Formule : $F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$(I.3)

C_x: coefficient de traînée

ρ: densité de l'air

S: surface de l'aile

V: vitesse

- **Moment de tangage** : pour une section bidimensionnelle de corde C.

- La formule : $M_y = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_m C^2$(I.4)

C_z: coefficient de portance

ρ: densité de l'air

S: sur face de l'aile

V: vitesse

I.4.5. Les types de Traînés d'une aile d'avion

Cette Traînée est composée de quatre Traînés différentes (**figure I.13**).

- **La Traînée de profil** : due à la couche limite, aux écoulements turbulents et tourbillonnaire sur l'extrados ainsi que les différents frottements de l'air visqueux sur la surface de l'aile.

- **La Traînée induite** : c'est le résultat de l'écoulement, en bout d'aile, de la surpression (intrados) vers la dépression (extrados), cette Traînée est d'autant plus grande que différence de pression est grande. Ce déplacement d'air forme alors une Traînée tourbillonnaire que l'on voit aux extrémités des ailes, et que l'on appelle « vortex ».

De plus, il existe sur l'extrados, une convergence des filets d'air vers le fuselage. Sur l'intrados, les filets d'air dévient vers l'extérieur de l'aile. Lorsqu'un filet d'air supérieur rencontre un filet d'air inférieur, après le bord de fuite, il se forme là aussi des tourbillons, qui vont se fondre dans les vortex. En général, les vortex absorbent environ 8% de la puissance de l'avion.

- **La Traînée de forme** : Prend en compte des paramètres physiques, visibles tels que la rugosité des ailes et du fuselage, mais aussi la propreté extérieure de l'appareil. Donc, un avion propre aura une Traînée moindre qu'un avion sale.

L'aile est en effet un obstacle pour l'air et elle le freine car elle s'oppose au déplacement de l'air. Cette force est représentée par un vecteur parallèle au vent relatif et partant de l'aile.

- **La Traînée d'onde** : Engendrée lors des écoulements transsoniques, où apparaissent des ondes de chocs

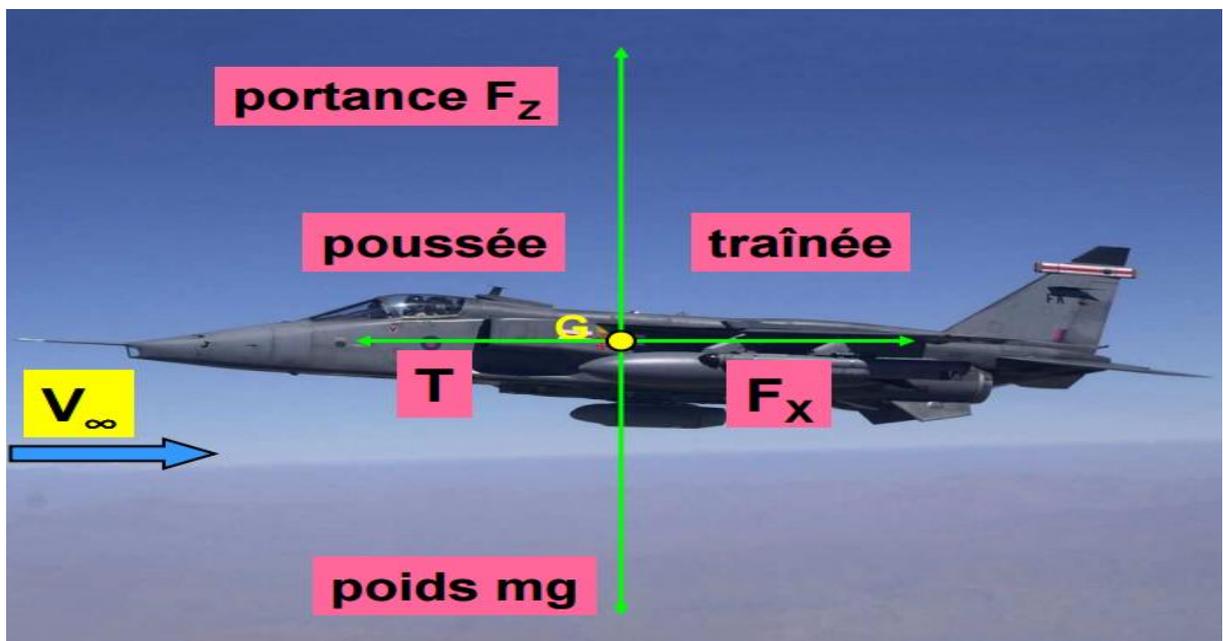


Figure I.13: schéma montrant les différentes forces exercées sur un avion de chasse

A noter que si un avion n'était soumis qu'à ces deux forces, il reculerait et monterait sans arrêt. D'où l'importance du poids d'un avion (qui s'oppose à la portance) et la force de traction créée par son moteur (qui s'oppose à la traînée).

- **Effet de gravité d'un avion** : La position du centre de gravité dépend de la répartition du poids, de la cellule et de la répartition du chargement, mais il faut y ajouter également le déplacement du centre de gravité en vol du à la consommation de carburant, du déplacement de passagers et également pour un avion de combat du largage de matériel ou de Bombes.

- **Le poids P** : c'est la force qui entraine notre aile vers le bas, dont la formule est : $P = mg$
- **Le centre de poussée** : est le point d'application des forces aérodynamiques et il se déplace suivant l'angle d'incidence, il n'est donc pas fixe.
- **Le foyer** : est le point d'application des variations de portance. Il est fixe. Il correspond au centre de gravité aérodynamique d'un profil.
- **Les coefficients C_z et C_x** : sont respectivement les coefficients de portance et de Traînée. Ils varient en fonction :
 - De la forme du profil
 - De l'angle d'incidence

C_z : c'est le coefficient de portance. Il est en quelque sorte l'aptitude à transformer le courant d'air en portance.

C_x : c'est la caractérisation d'un défaut qui est de fabriquer de la traînée avec le même courant d'air.

I.4.6. Les facteurs influents sur la résultante aérodynamique

- **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 elle est importante. La surface alaire d'un avion est la surface totale de la voilure, y compris celle qui traverse le fuselage.
- **La vitesse de déplacement** : l'intensité de la surface augmente avec le carré de la vitesse de l'avion.
- **La masse volumique de l'air** : l'air dans lequel évolue l'avion est pesant et possède une masse volumique ρ . Plus l'air est dense, plus la résultante est grande. la masse volumique de l'air est de 1,225 gr/m³ au niveau de la mer et diminue avec l'altitude.

- **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 (60 à 100 km/h), 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.

- **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.

Pour repérer l'orientation de l'avion par rapport au vent relatif on définit un angle : l'angle d'incidence α entre l'axe longitudinal de l'avion et la direction du vent relatif ou entre l'axe longitudinal de l'avion et sa trajectoire. Lorsque l'incidence de l'aile augmente, l'intensité de la résultante aérodynamique (R_a) augmente, passe par un maximum pour un angle d'incidence compris entre 15° et 18° , puis décroît brusquement. On dit que l'aile décroche.

- **L'état de surface des ailes :** les salissures (insectes) et le givrage des ailes provoquent des décollements des filets d'air pouvant entraîner un angle d'incidence de décrochage plus faible.

I.5. Les matériaux dans l'aviation générale

Un matériau est caractérisé par ses différentes propriétés physiques (masse volumique, résistance mécanique et thermique...etc.). Chaque matériau est constitué de deux domaines : le domaine élastique et le domaine plastique.

Les matériaux sont souvent soumis à des contraintes différentes suivant les domaines de leur utilisation. Il existe différentes sortes de contraintes mécaniques applicables à un matériau :

- Les tractions : allongement longitudinal (force tirant sur les côtés)
- La compression
- Le cisaillement : glissement des sections
- La torsion
- La flexion

Toutes ces contraintes sont exercées sur des avions en vol, à l'atterrissage et au décollage. Les parties qui sont les plus exposées à ces contraintes sont les ailes.

➤ **Matériaux d'aile d'avion**

La partie supérieure des ailes d'un avion subit essentiellement des compressions donc les matériaux utilisés sont pour la partie supérieure sont des alliages d'aluminium résistant à la compression et ayant une bonne stabilité.

La partie inférieure des ailes subites des tractions et les matériaux choisis sont également des alliages d'aluminium plus tolérants à la fatigue et aux dommages que ceux de la partie supérieure.

Le reste des ailes est en matériaux composites.

I.6. Domaine d'utilisations de l'aile Delta

Dans le domaine civil, l'aile Delta a été utilisée uniquement par les supersoniques franco-anglais, Concorde et soviétique Tupolev Tu-144.

Dans le domaine militaire, l'aile Delta est utilisée notamment pour les avions suivants :

- En France : Mirage III et 5, Mirage IV, Mirage 2000, Mirage 4000 et Rafale ;
- Aux Etats-Unis : Convair F-102 Delta Dagger et F-106 Delta Dart, Convair B-58 Hustler, Lockheed A-12 Oxcart et SR-71 Blackbird ;
- Au Royaume-Uni : Gloster Javelin, Avro Vulcan (aile en ogive) ;
- En Union soviétique : Mikoyan-Gourevitch MiG-21, Soukhoï Su-9 et Su-11, Soukhoï Su-15 ;
- En Suède: Saab 35 Draken (aile en double Delta), SAAB 37 Viggen, Saab JAS 39 Gripen;

Dans d'autres pays : Eurofighter Typhoon, Avro CF-105 Arrow, Chengdu J-10.[5]

Introduction

Après avoir mentionné les caractéristiques géométriques de l'aile delta, nous allons nous intéresser à l'étude aérodynamique sur l'extrados des ailes delta.

Différents chercheurs se sont intéressés à améliorer les caractéristiques aérodynamiques à l'extrados d'une aile delta qui est formé par des structures tourbillonnaires, en déterminant les efforts et les moments aérodynamiques supportés par ces ailes en plein vol.

Les études aérodynamiques sur les ailes delta ont été introduites en partie à cause de la compressibilité de l'écoulement en vitesse transsonique et pour réduire l'augmentation de la traînée.

De plus, lorsque l'aile delta évolue à basse vitesse, son incidence doit être élevée pour bénéficier d'une portance supplémentaire causée par les tourbillons. Cette portance supplémentaire et l'amélioration des caractéristiques aérodynamiques permettent une plus grande agilité, en particulier à basse vitesse, des avions militaires.

En effet, l'aile delta génère de la portance à des angles d'incidence beaucoup plus hautes que les ailes traditionnelles de faible flèche.

L'apparition de ces tourbillons à des plages d'incidences très faible permet une réduction locale de la pression et donc d'augmenter la portance de l'aile.

Cependant, l'augmentation du gradient de pression adverse consécutive à une élévation d'incidence peut entraîner une désorganisation soudaine du tourbillon. Cette désorganisation de l'écoulement a pour conséquence la création d'instabilités comme par exemple l'éclatement tourbillonnaire, qui peuvent alors impacter sur la manœuvrabilité du drone ou d'avion militaires, et donc nuire à l'exécution des missions qui lui sont confiées.

II.1. Généralités sur l'aérodynamique

II.1.1. Définition

L'aérodynamique (du grec aer =air et dunamis =force) 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).

II.1.2. L'air

L'air est le mélange gazeux qui constitue l'atmosphère terrestre (voir météo). Comme tous les gaz, il est composé de molécules extrêmement mobiles les unes par rapport aux autres.

Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol de l'avion d'autant plus difficiles.

II.1.3. Caractéristiques de l'air

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

- Masse volumique ρ : la masse volumique est la masse par unité de volume. Elle s'exprime donc en kg/m³ et varie avec l'altitude.
- Pression P : la pression est la force exercée sur une surface unité perpendiculairement à cette surface $p = \frac{F}{S}$. Elle s'exprime en N/m² ou en Pascal Pa et est très petite. On utilise donc couramment le bar qui vaut 10⁵ Pa.
- Température T : la température s'exprime en degrés. On utilise deux échelles : l'échelle Celsius °C et l'échelle kelvin °K (rappelle : $T (K) = T (°C) + 273$).
- Compressibilité X : la compressibilité rend compte du fait que la masse volumique varie lorsque la pression varie. Elle est le rapport entre une variation d'effet (différence de ρ) et une variation de cause (différence de P)
- Vitesse V : la vitesse est bien sûr, la distance parcourue par unité de temps. Elle s'exprime en m/s mais on peut également utiliser le nœud Kt.

- Pression dynamique P_d : la pression dynamique caractérise l'énergie cinétique d'un fluide. La force résultant de la pression dynamique sur une surface perpendiculaire « S » vaut :
- 1 Corps au repos : $P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$
- Force = Pression x Surface => Force aérodynamique = $P_d \times S = \frac{1}{2} \rho V^2 S$
- Viscosité dynamique μ : la viscosité caractérise la cohésion interne d'un fluide. Résistance au déplacement des molécules les unes sur les autres.

Les forces de viscosité sont des forces tangentielles de contact entre deux couches du fluide.

En aérodynamique, on n'utilise jamais directement la viscosité, mais un coefficient sans dimension: le nombre de Reynolds Re (\mathfrak{R}), il chiffre l'influence de la viscosité, sans unité.

II.2. Rappels de mécanique des fluides

II.2.1. Équations de Navier-Stokes [6]

La mécanique des fluides est régie au plan macroscopique par les équations de Navier-Stokes issues des principes de conservation habituels de la mécanique : conservation de la masse et de la quantité de mouvement. Dans le contexte aérodynamique et du vent à basse altitude, ces équations se simplifient :

- Les vitesses rencontrées sont largement inférieures à la vitesse du son et la masse volumique de l'air est supposée constante. C'est l'hypothèse d'incompressibilité ;
- La température de l'air est constante ;
- L'air est un gaz léger dont le poids propre est négligé devant les autres forces.

Ces équations sont complétées par une loi de comportement du fluide. L'air sera considéré comme un fluide newtonien. Cette loi de comportement suppose une relation linéaire entre les contraintes de cisaillement et le gradient de vitesse, via la viscosité μ qui traduit les effets de frottement interne au fluide. Toutes ces hypothèses permettent d'obtenir les équations de l'aérodynamique basse vitesse.

Les équations de Navier-Stokes sont réduites alors à l'équation de continuité et de la quantité de mouvement : $\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right) + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla P + \mu \nabla^2 \vec{V} + \rho \vec{g} \dots \dots \dots (II.1)$$

Où est la vitesse, p la pression, ρ la masse volumique, g l'accélération due aux forces de volume et de surface et t le temps. Ce système d'équations aux dérivées partielles doit être muni de conditions aux limites, notamment sur les parois solides, et initiales.

II.2.2. Equation de Bernoulli [7]

L'équation de Bernoulli est très utile en aérodynamique. Naturellement elle contient des hypothèses simplificatrices par rapport aux équations de Navier-Stokes :

- Fluide non visqueux.
- Écoulement irrotationnel.

$$P_{tot1} - P_{tot2} = P_2 - P_1 = \frac{1}{2}\rho V_1^2 - \frac{1}{2}\rho V_2^2 + (\rho g z_2 - \rho g z_1) = \Delta P = \frac{1}{2}\rho(V_1^2 - V_2^2) \dots \dots \dots (\text{II.2})$$

P_{tot1} = pression totale.

Cette relation est largement utilisée en soufflerie pour calculer la vitesse moyenne à partir de la mesure des pressions statique et totale à l'aide d'un tube de Prandtl (souvent appelé un tube de Pitot double).

II.3. Quelques paramètres adimensionnels

Les essais en soufflerie représentent un moyen d'obtenir des informations fiables sur les écoulements et leurs effets sur les structures. Or il convient de respecter des règles de similitudes afin que le problème simulé en soufflerie sur maquette à échelle réduite, soit bien représentatif du cas réel.

II.3.1. Le nombre de Mach Ma

C'est le rapport de la vitesse du vent avec la célérité du son :

$$Ma = \frac{V}{a} \dots \dots \dots (\text{II.3})$$

Avec

La vitesse du son : $a = \sqrt{\gamma r T} \dots \dots \dots (\text{II.4})$

Et $\gamma=1.4$ pour l'air

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

Voici la classification adoptée suivant la valeur du nombre de Mach :

- $Ma < 0,3$: l'écoulement est incompressible et les effets de densité sont négligés. Dans l'air, un écoulement peut donc être supposé incompressible pour des vitesses allant jusqu'à $V \approx 0,3$ et ' a ' ≈ 100 m/s.
- $0,3 < Ma < 0,8$: l'écoulement est subsonique. Les effets de densité sont importants mais il n'y a pas d'onde de choc.
- $0,8 < Ma < 1,2$: l'écoulement est transsonique. Des ondes de choc apparaissent divisant l'écoulement en différentes régions subsoniques et supersoniques.
- $1,2 < Ma < 3$: l'écoulement est supersonique. Des ondes de chocs apparaissent et il n'y a pas de région subsonique.
- $3 < Ma$: l'écoulement est hypersonique. Les ondes de chocs et autres phénomènes sont particulièrement intenses.

II.3.2. Le nombre de strouhal St

$$St = \frac{fD}{V} \dots\dots\dots (II.5)$$

Avec :

f : fréquence d'émission des tourbillons.

D : longueur caractéristique (diamètre du fil dans les expériences de strouhal).

V vitesse de l'écoulement non perturbé.

II.3.3. Le nombre de Froude Fr

$$Fr_I = \frac{v}{\sqrt{gLc}} \dots\dots\dots (II.6)$$

Avec :

v - vitesse (en m/s)

g - accélération de la pesanteur (9,81 m/s²)

Lc - longueur caractéristique

II.3.4. Le nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds caractérise un écoulement et en particulier la nature de son régime (laminaire, transitoire, turbulent). Il représente le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses. La viscosité d'un fluide est sa capacité à s'écouler, elle varie en fonction de la température du fluide ou des actions mécaniques auxquelles il est soumis. On distingue deux types de viscosité :

- *la viscosité dynamique* (notée μ), qui est le facteur de proportionnalité s'opposant au déplacement de deux plaques, séparés par le fluide, l'une par rapport à l'autre.

- *la viscosité cinématique* (notée ν), qui est la viscosité dynamique divisé par la masse volumique du fluide.

Le nombre de Reynolds Re se calcule grâce aux formules suivantes :

$$\bullet \quad Re = \frac{u_{\infty} D}{\nu} \dots\dots\dots (II.7)$$

- u_{∞} la vitesse du fluide à l'infini en $m.s^{-1}$
- $-D$ le diamètre de la veine ou longueur caractéristique de l'écoulement, en m
- $-\nu$ la viscosité cinématique du fluide, en $m^2.s^{-1}$

Naturellement, il existe d'autres contraintes de similitude pour des essais en soufflerie : en particulier les paramètres liés à la turbulence et la couche limite atmosphérique doivent être correctement reproduits.

Le nombre de Reynolds est le plus important nombre sans dimension en dynamique des fluides. En effet, il montre que l'écoulement se perturbe au-delà d'une certaine vitesse, pour un même fluide et un même tube. Il a été mis en évidence en 1883 par Osborne Reynolds, lors d'une étude sur l'écoulement d'un fluide dans une conduite rectiligne. Il en a déduit les résultats qui suivent :

- Si $Re < 2000$, le régime est LAMINAIRE

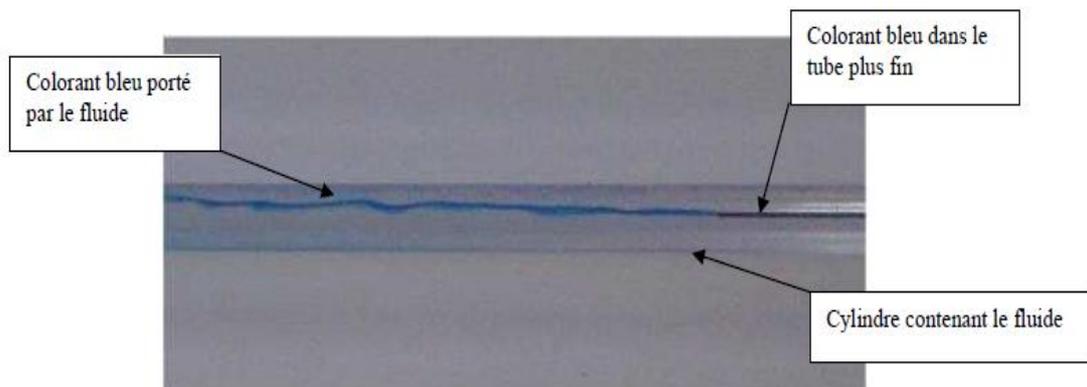


Figure II .1:le régime LAMINAIRE

Sur l'image ci-dessus, l'expérience consiste à envoyer un fluide, à une certaine vitesse dans un cylindre et de visualiser son régime. En envoyant un filet de colorant bleu qui se laisse porter par le fluide dans à un cylindre contenant ce fluide colorant bleu dans le tube plus fin. Ici, le régime est laminaire car on voit que le colorant suit une trajectoire rectiligne lorsqu'il est porté par le fluide.

- Si $2000 < Re < 3000$, le régime est intermédiaire

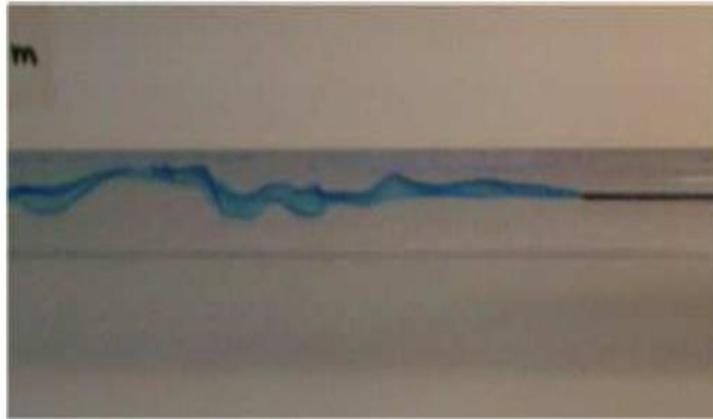


Figure II.2:le régime intermédiaire

Sur cette deuxième image, l'expérience est la même, mais l'écoulement est intermédiaire : on commence à voir que le colorant ne suit plus de trajectoire rectiligne, mais qu'il commence à se disperser dans le cylindre.

- **Si $Re > 3000$, le régime est TURBULENT**



Figure II.3:le régime TURBULENT

Sur cette dernière image, l'expérience est toujours la même mais l'écoulement est turbulent car on voit clairement que le colorant ne suit pas de trajectoire définie, il se disperse dans tout le cylindre.

Par exemple, il serait possible de montrer, grâce à notre soufflerie de département génie mécanique de l'université U.M.M.T-O, les différents régimes d'écoulement autour d'un profil d'aile particulier à l'aide des colorants :

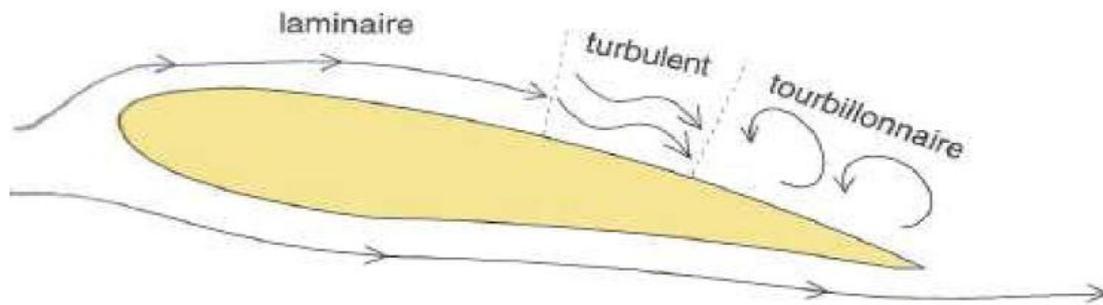


Figure II.4: les différents régimes d'écoulement autour d'un profil d'aile

II.3.5. Le fluide idéal

Le fluide idéal est défini par plusieurs paramètres dont :

- Ecoulement laminaire : vitesse stationnaire en un point
- Non-visqueux : pas de perte d'énergie
- Incompressible : densité unique
- Irrotationnel : pas de tourbillon

II.4. Les charges aérodynamiques [6]

Les charges aérodynamiques peuvent s'évaluer localement sur une structure à l'aide de la distribution de pression à la paroi, ou bien globalement grâce à un torseur d'efforts.

➤ II.4.1. Définition des actions de pression et de frottement

L'action de la pression s'effectue en vertu du principe de Cauchy selon la normale à la paroi et proportionnellement à la pression statique p . L'effort élémentaire de pression dF exercé sur un élément de surface ds de vecteur normal unitaire ' \vec{n} ' s'écrit simplement :

$$\vec{dF} = -pds \vec{n} \dots\dots\dots (II.8)$$

Le signe moins est conventionnel et dépend du sens choisi pour le vecteur \vec{n}

En pratique la pression est rendue adimensionnelle. Comme elle dépend de la vitesse de l'écoulement, on a coutume de la présenter sous la forme d'un coefficient de pression noté C_p donné par :

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2}\rho U_0^2} \dots\dots\dots (II.9)$$

Les valeurs de référence utilisées sont des grandeurs moyennes généralement prélevées à l'amont de la maquette par exemple à l'aide d'un tube de Prandtl. La pression de référence choisie en pratique est souvent la pression statique en amont. Ainsi, un coefficient de pression ne pourra jamais avoir une valeur supérieure à 1 car en appliquant le théorème de Bernoulli en stationnaire, la valeur maximale possible de p est la pression d'arrêt p_0 ce qui donne bien un coefficient au maximum égal à 1.

A l'arrière d'une structure non profilée, le coefficient de pression est négatif, sans borne inférieure en théorie. La traînée de ce type de structure est principalement occasionnée par cette forte dépression.

L'action de la pression ne représente pas la totalité l'effort exercé localement par l'air sur la surface d'une paroi solide. En effet, l'écoulement d'un fluide visqueux produit une couche limite caractérisée par un gradient de vitesse à la paroi. Ce gradient est selon l'hypothèse d'un fluide newtonien linéaire avec les contraintes de cisaillement qui en découlent. Il s'ajoute donc à l'effort de pression, normal à la paroi, un terme de frottement, tangentiel qui est dû à la viscosité du fluide. On définit ainsi le coefficient de frottement par:

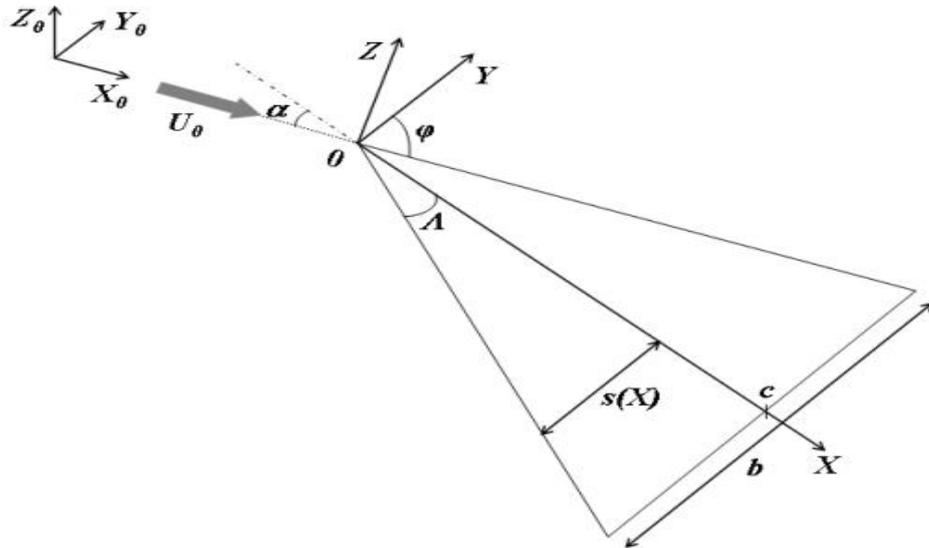
$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U_0^2} \dots\dots\dots (II.10)$$

τ_w : c'est la contrainte tangentielle à la paroi. En pratique pour les structures non profilées, ce terme de frottement est négligeable devant l'action de la pression. L'ordre de grandeur des coefficients de frottement est de 10^{-2} , à comparer à 1 pour des coefficients de pression. Pour les structures très profilées comme une aile d'avion, le terme de frottement contribue au contraire de manière équivalente à l'effort de traînée de sorte qu'il n'est pas possible de le négliger.

II.5. Les efforts aérodynamiques sur aile Delta

II.5.1. Préviation théorique

La résultante des efforts appliqués à l'aile Delta 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 appelé 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 :

$$C_{N=1} = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho_0 U_0^2 S_{aile}} \dots\dots\dots (II.11)$$

$$C_{M=1} = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho_0 U_0^2 S_{aile} c} \dots\dots\dots (II.12)$$

Ou : $(\rho_0 U_0^2 S_{aile} / 2)$ est une mesure du flux de quantité de mouvement disponible dans l'écoulement.

Figure II .5 : géométrie de l'aile Delta repère terrestre fixe (X0,Y0,Z0) et repère liés à la maquette (X,Y,Z).

II.5.2. Effort potentiel

On se déplace 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 ($\partial/\partial X \ll \partial/\partial Y, \partial/\partial Z$), 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 φ' vérifie l'équation de Laplace dans une section droite de l'aile :

$$\frac{\partial^2 \varphi'}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 \varphi'}{\partial Z^2} = 0 \dots\dots\dots (\text{II.13})$$

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

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

$$\lim_{\|X\| \rightarrow \infty} \varphi'(X) = \varphi_0 \quad \text{en } \|X\| \rightarrow \infty \dots\dots\dots (\text{II.14})$$

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

$$\omega' + U_0 \sin \alpha = 0 \quad \text{en } Z = 0 \dots\dots\dots (\text{II.15})$$

Dans chaque section droite (Y , Z) ,une solution exacte de cet écoulement est obtenu 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 :

$$\varphi' = \pm U_0 \sin \alpha \sqrt{s^2(X) - Y^2} \dots\dots\dots (\text{II.16})$$

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 :

$$\Delta p = p_i - p_e$$

$$= \frac{2}{\tan \varphi} \rho_0 U_0^2 \cos \alpha \sin \alpha \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{Y}{s(X)}\right)^2}} \dots\dots\dots (\text{II.17})$$

Les coefficients aérodynamiques se déduisent alors des relations suivantes :

$$C_{N,p} = \frac{2\pi}{\tan \varphi} \cos \alpha \sin \alpha \dots\dots\dots (\text{II.18})$$

$$C_{M_{X=0,P}} = \frac{4\pi}{3 \tan \varphi} \cos^2 \alpha \sin \alpha \dots\dots\dots (\text{II.19})$$

II.5.3. Préviation de la circulation

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

$$\gamma(X, Y) = [\partial\varphi'/\partial Y]_{Z=\pm 0} = \frac{2U_0 \sin \alpha Y}{\sqrt{s^2(X) - Y^2}} \dots\dots\dots (\text{II.20})$$

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

$$\frac{T(X)}{cU_0} = \frac{1}{cU_0} \int_0^{s(X)} \gamma(X, Y) dY = \frac{2 \sin \alpha X}{\tan \varphi C} \dots\dots\dots (\text{II.21})$$

II.5.4. Position des tourbillons

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 (X0, Y0, Z0). 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 U0. L’écoulement amont est supposé uniforme de vitesse (U0,0,0) et de pression P0. En sortie, la vitesse est (U0+U, V, W) et la pression est P0+P. la forme intégrale de l’équation bilan de quantité de mouvement dans le repère terrestre s’écrit :

$$\rho_0 U_0 \iint U dY_0 dZ_0 = \iint -p dY_0 dZ_0 - N \sin \alpha \dots\dots\dots (\text{II.22})$$

$$\rho_0 U_0 \iint V dY_0 dZ_0 = 0 \dots\dots\dots (\text{II.23})$$

$$\rho_0 U_0 \iint W dY_0 dZ_0 = -N \cos \alpha \dots\dots\dots (\text{II.24})$$

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 () et () se réduisent à :

$$Z_{0,c} - Z_{0,c} = 0 \dots\dots\dots (\text{II.25})$$

$$\frac{2Y_{0,c}}{b} = \frac{\pi}{4} \cos^2 \alpha \dots\dots\dots (\text{II.26})$$

Ou $(Y_{0,c}, Z_{0,c})$ 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 : $Y_C = Y_{0,c}$.

II.6. Formation des tourbillons a l'extrados d'une aile Delta [9]

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

A partir de ces expérimentations, il a pu observer l'enroulement d'une couche de mélange issue du bord d'attaque formant un tourbillon à l'extrados de l'aile. Il a notamment remarque l'influence de l'incidence sur la phénoménologie de l'écoulement tourbillonnaire. Avec toutes ces visualisations, le phénomène d'éclatement tourbillonnaire a été d'écrit comme une zone de remous.

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

Sigrarom a défini que l'enroulement de la couche de cisaillement issue du bord d'attaque se produit à des valeurs de vitesses tels que : $u_n < u_t$, avec u_n la composante de vitesse normale au bord d'attaque et u_t la composante tangentielle. La condition nécessaire en fonction de l'angle de flèche ' β ' de l'aile Delta pour former un tourbillon d'apex est $U_\infty \cos \beta < U_\infty \sin \beta$. Il définit ainsi l'angle de flèche minimum que doit avoir l'aile Delta : $\beta > 45^\circ$.

Par ailleurs, en plus de l'angle de flèche de l'aile, d'autres facteurs ont une influence sur l'existence de l'écoulement tourbillonnaire à l'extrados de l'aile Delta : le nombre de Reynolds, la vitesse amont, la forme du bord d'attaque et l'incidence de l'aile qu'on a définie avant.

II.7. Influence de l'angle de flèche de l'aile sur la formation des tourbillons

L'écoulement autour des ailes Delta peut être très différent suivant l'angle de flèche de l'aile. En effet, dans la littérature la topologie de l'écoulement entre les angles de flèche 45° et 80° est définie en deux catégories :

II.7.1. Aile Delta à forte flèche

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

Lorsqu'un gradient de pression adverse apparaît sous la couche de cisaillement, l'écoulement se sépare à nouveau et crée un tourbillon secondaire. L'écoulement secondaire se redirige vers le bord d'attaque, sous le tourbillon principal. Ce tourbillon est donc localisé entre le tourbillon primaire et le bord d'attaque.

Ce tourbillon secondaire possède une vorticité de signe opposé et sa formation est donc liée au gradient de pression adverse sous la couche de cisaillement. L'apparition du tourbillon secondaire modifie la trajectoire du tourbillon primaire vers l'intérieur de l'aile.

En outre, le cœur du tourbillon primaire s'éloigne de la paroi de l'aile au fur et à mesure de son d'envoloppement vers l'aval comme le montre ces **Figure II. 6 et Figure II .7.**

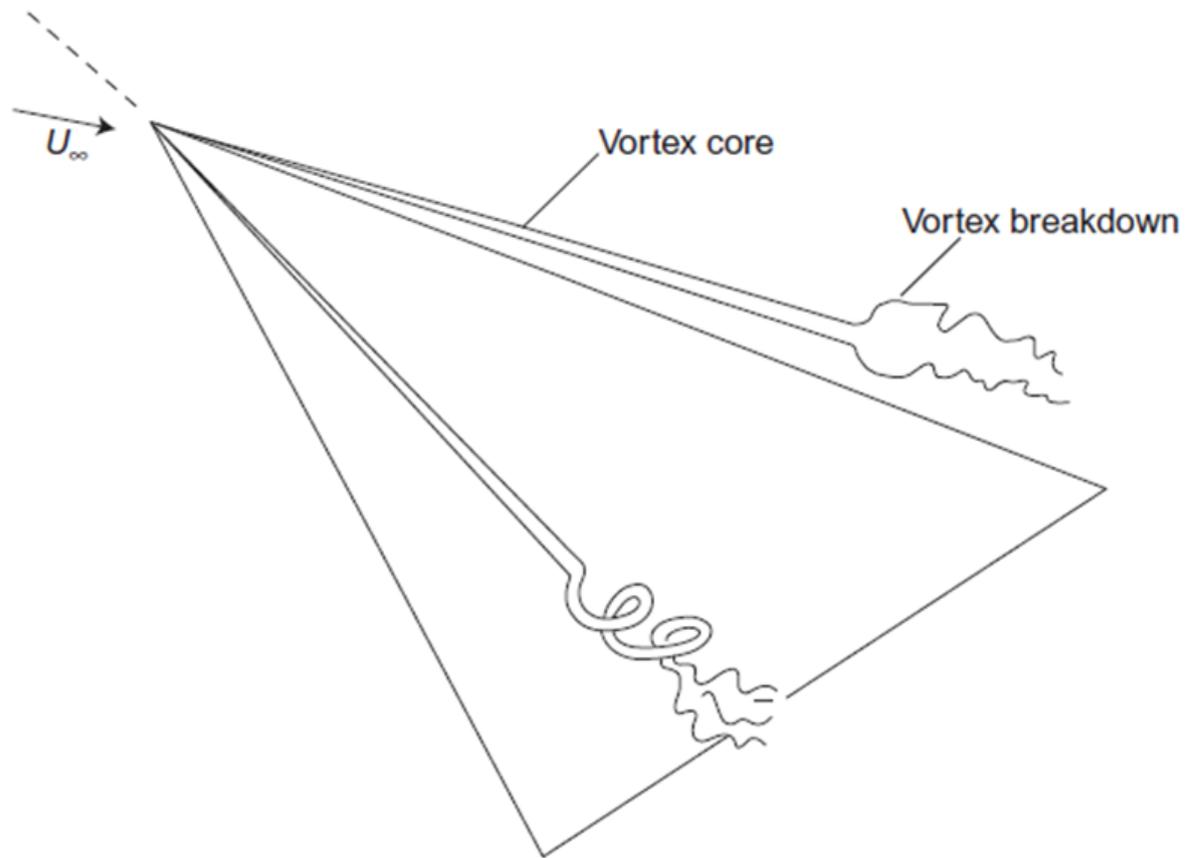


Figure II.6 : L'écoulement à l'apex de l'aile

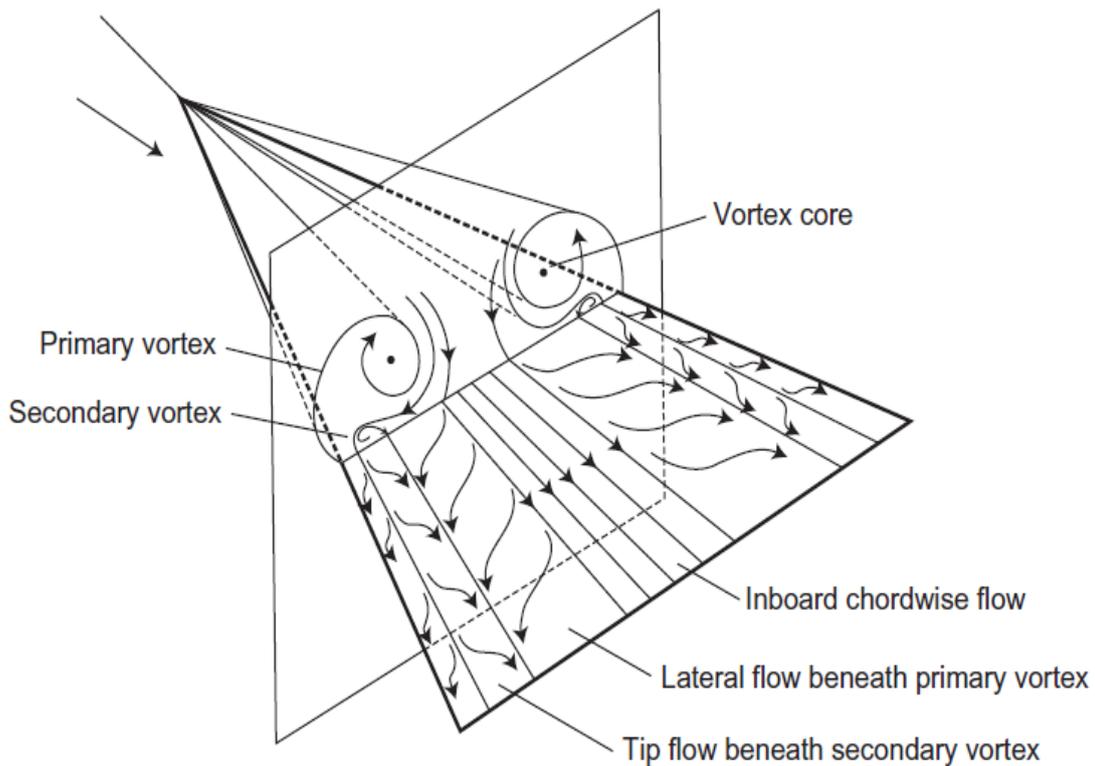


Figure II.7: illustration de l'écoulement tourbillonnaire

II.7.2. Aile Delta à flèche modérée

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

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

Un deuxième tourbillon corotatif se forme au-dessus des ailes Delta à flèche modérée à des incidences peu élevées.

II.8. La portance tourbillonnaire

Des 1966, *Polhamusa* a étudié la contribution de portance relative à la présence de tourbillon à l'extrados d'une aile Delta et a divisé les efforts portants en deux parties : des efforts dits potentiels et des efforts dus à la dépression provoquée par le tourbillon à la surface de l'aile. La présence des tourbillons contribue fortement à l'augmentation de la portance. Les fortes accélérations axiales dans le cœur des tourbillons de type jet permet de créer une dépression à l'extrados de l'aile et d'augmenter significativement le coefficient de portance. Cette portance dite tourbillonnaire augmente avec l'incidence et peut être évaluée en fonction de la flèche de l'aile.

Outre le tourbillon primaire, le tourbillon secondaire induit également une diminution de pression plus faible à l'extrados de l'aile. L'influence des efforts d'origine tourbillonnaire est plus importante à mesure que l'incidence de l'aile est grande. Parallèlement, avec l'augmentation de l'angle de flèche, les tourbillons ont une contribution plus importante sur la portance de l'aile. Par ailleurs, le phénomène d'éclatement tourbillonnaire qu'on verra par la suite remontant vers l'apex avec l'incidence, la portance de l'aile chute brutalement lorsque l'éclatement apparaît à l'extrados de l'aile.

Une première conséquence est que l'éclatement tourbillonnaire dégrade fortement la portance, d'autant plus que l'aile possède un angle de flèche élevé.

II.9. Effet de l'incidence sur le tourbillon d'apex [9]

L'analyse des données expérimentales présentée par Zohar et Re-El montre que l'augmentation de la dépression augmente parallèlement à l'incidence. Wentz et Kolman ont étudié l'intensité des tourbillons ainsi que leurs dépressions générées à l'extrados de l'aile Delta. Les observations expérimentales montrent que l'intensité et la dépression provoquées par les tourbillons d'apex augmente avec l'incidence. De plus, le cœur du tourbillon se déplace vers l'intérieur de l'aile avec l'augmentation de l'incidence.

Par ailleurs, d'autres études ont montré que la distance du cœur du tourbillon d'apex à l'extrados de l'aile Delta augmente également avec l'incidence.

Deux autres chercheurs *Crippa et Rizzi* ont montré qu'une augmentation de l'incidence déplace le point de séparation et la formation des deux tourbillons corotatifs vers l'apex de l'aile Delta (bord d'attaque arrondi).

Par conséquent, la zone d'écoulement attache située entre l'apex de l'aile et le point de séparation se réduit au fur et à mesure de l'augmentation de l'incidence.

En revanche, le tourbillon situé plus à l'intérieur de l'aile se dissipe plus rapidement.

II.10. L'éclatement tourbillonnaire

L'éclatement tourbillonnaire désigne le changement abrupt de la topologie d'un écoulement de type jet tournant (**Figure II.8**). Les tentatives pour retarder son apparition ont fait appel à une grande variété de méthodes de contrôle. La diversité de ces techniques est pour une large part consécutive au fait que le mécanisme de base, responsable de l'éclatement, échappe encore à la théorie. Ce nom recouvre en fait des structures assez diverses.

Expérimentalement, l'éclatement tourbillonnaire a été observé pour la première fois dans le sillage des ailes Delta, son apparition et son évolution nuisent à la stabilité et à la maniabilité des avions supersoniques en induisant une chute brutale de portance aux angles d'incidence élevés.

Le phénomène apparaît également dans les tornades et les trombes : il est alors bénéfique car il en accélère le déclin. Par ailleurs, l'éclatement tourbillonnaire est fréquemment utilisé comme accroche flamme en combustion pour optimiser le mélange dans les injecteurs et en stabiliser le fonctionnement.

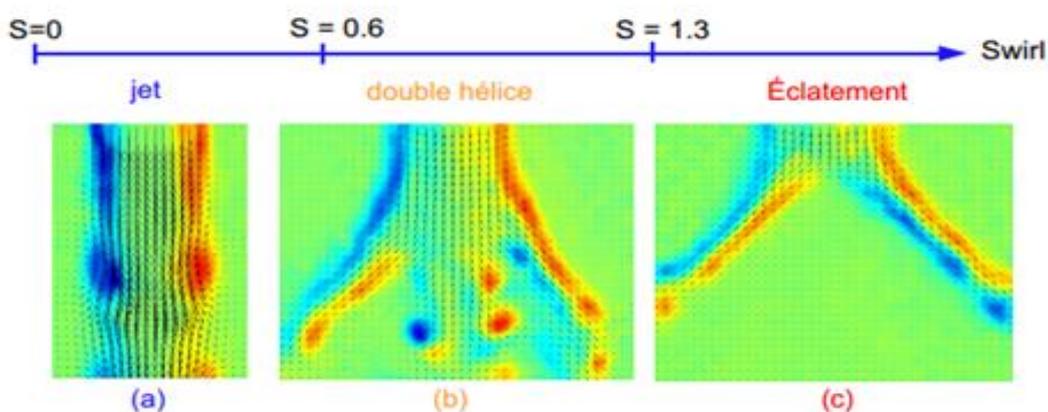


Figure II.8 : Régimes d'écoulement observés successivement en augmentant le swirl S (le tourbillon) depuis le jet sans rotation jusqu'à l'éclatement.

Introduction

Dans cette étude, différents outils ont été utilisés dont un appareil dit soufflerie. Celle-ci est un dispositif expérimental qui permet d'effectuer un grand nombre d'expériences, évaluer et enrichir les connaissances de tout ingénieur ou technicien dans le domaine de la mécanique des fluides, Utilisée en aérodynamique pour visualiser et simuler les conditions rencontrées par tout corps se déplaçant dans l'air, réalisant une simulation expérimentale sur une maquette, en général à échelle réduite en respectant les paramètres de similitude.

Le corps étudié dans une soufflerie et fixé dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz, c'est l'équivalent des conditions réelles. On effectue des mesures très précises souvent impossibles en vol, de façon plus rapide et moins onéreuse, La soufflerie permet aussi de constituer des cas de tests pour valider les calculs.

Le département de génie mécanique de l'université U.M.M.T-O a une soufflerie aérodynamique de marque DELTALAB dans le but d'offrir un outil de pointe dans le domaine d'étude de l'écoulement d'air subsonique autour de profils, ailes d'avion ou autres types de profils. Cet appareil peut servir aussi bien pour des finalités de recherche que d'enseignement. Différents types de mesures peuvent y être faits, que ce soit l'analyse des forces de portance et de traînée à l'aide d'une balance aérodynamique, de la mesure de la répartition des pressions autour d'une aile et mesure du sillage d'une aile.

Ces mesures seront faites pour une aile delta à différentes vitesses et angles d'incidence, puis seront comparées entre elles, avec des prédictions numériques. Dans Cette étude deux objectifs pédagogiques majeurs ont été abordés :

- La mesure des forces de portance et traînée pour une aile Delta avec et sans endommagement en écoulement subsonique par deux vitesses différentes.
- Une comparaison des résultats expérimentaux entre eux et avec des simulations numériques.

Nous allons développer dans les pages qui suivent le déroulement de ces expériences, les moyens de mesures et les résultats obtenus, et leur analyse.

III.1. Présentation de la soufflerie

Cette soufflerie de type aspirante subsonique à faible vitesse ($M \leq 0.3$) (figure III.1), génère un écoulement d'air dans une veine d'essai transparente de section 30x30 cm et de 100 cm de longueur, avec des vitesses réglables de 0 à 45 m/s par l'intermédiaire d'une turbine entraînée par un moteur électrique, dans laquelle différents accessoires (profils d'ailes, tube de Pitot...) peuvent être intégrés pour vérifier les lois de l'aérodynamique subsonique.

La vitesse de l'air est en fonctions de l'ouverture ou de la fermeture de la vanne réglable. Les ailes sont maintenues par un support tubulaire, de façon a perturber le moins possible l'écoulement a l'aval de l'aile.

Ainsi on peut effectuer de nombreuses et différentes expériences qui consiste par exemple à :

- La mesure de vitesse d'écoulement et tracé les profils de vitesse en différentes sections de la veine d'essai.
- La mesure de répartition de pression sur intrados et extrados d'un profil d'aile.
- L'étude de la répartition de pression autour d'un cylindre.
- La mesure de portance, Traînée et moment de portance avec une balance aérodynamique sur différents profils d'aile en fonction de l'incidence.

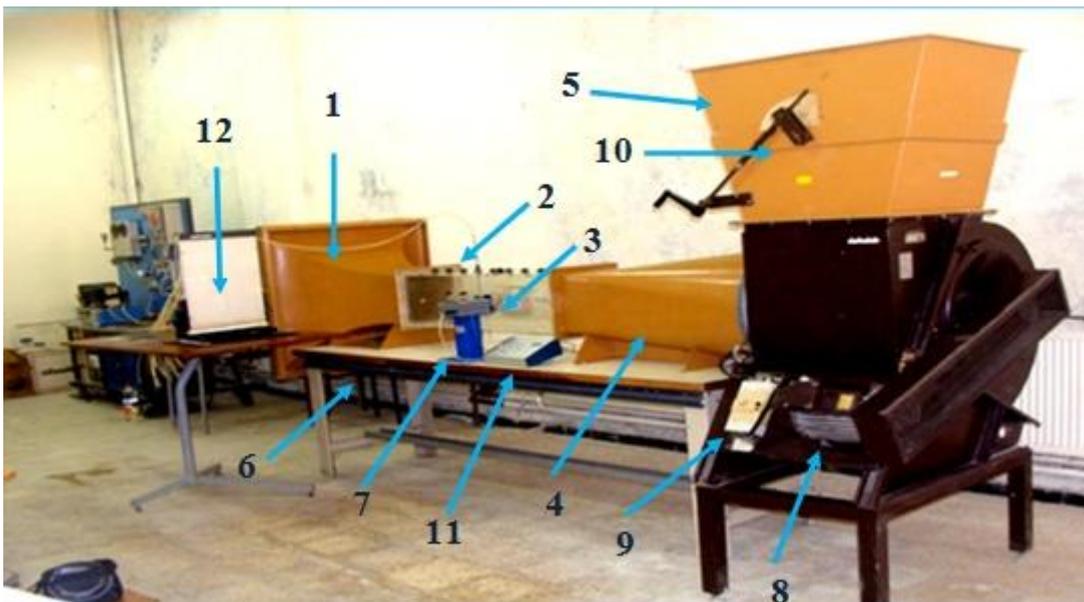


Figure III.1 : Soufflerie subsonique du département génie mécanique UMMT-O

- 1-convergent.
- 2-tube de Pitot.
- 3-veine d'essai.
- 4-divergent.
- 5-diffuseur.
- 6-table.
- 7-balance aérodynamique.
- 8-moteur électrique.
- 9-interrupteur.
- 10- variateur de vitesse.
- 11- l'indicateur de contrainte.
- 12-multi-manomètre.

III.2. Instruments de mesure

Nous avons utilisé dans ce laboratoire un certain nombre d'instrument de mesure pour effectuer nos tests.

III.2.1. Balance aérodynamique

Balance aérodynamique (**figure III.2**) est une composante qui permet de mesurer la portance et la Traînée de modèles aérodynamique en soufflerie.

Il s'agit d'un instrument de mesure de marque DELTALAB qui donne la force exercer sur la balance en mV.



Figure III .2 : Image d'une balance aérodynamique

III.2.3. Les jauges de contrainte et le pont de Wheatstone

III.2.3.1. Principe des jauges

Sous sa forme la plus simple, une jauge (figure III.3) est constituée d'un isolant électrique et d'un fin fil (micromètres) conducteur collé sur un support. Cette feuille très mince est arrangée suivant la forme de la figure (la jauge en bleue), les brins de fil constituant la jauge étant principalement alignés suivant la direction de mesure, on peut admettre que le fil subit les mêmes déformations que la surface sur laquelle la jauge est collée.

R3

La résistance d'un fil conducteur est définie par la loi de Pouillet :

$$R = \frac{\rho L}{s}$$

Où R est la résistance électrique

ρ La résistivité du matériau

L la longueur du fil

s la section du fil

Et avec n=nombre de fil on aura :

$$R = \frac{\rho nL}{s} \dots\dots\dots (III.1)$$

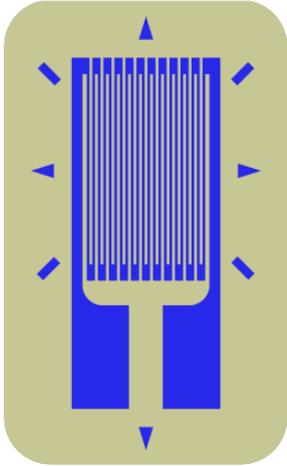


Figure III .3 : Jauge

La jauge subit la même déformation ce qui entraîne une variation relative de sa résistance électrique : [10]

$$\frac{\Delta R}{R} = K \cdot \left(\frac{\Delta L}{L}\right) = K \mathcal{E} \dots\dots\dots (III.2)$$

Avec la variation de longueur :

$$\mathcal{E} = \frac{\Delta L}{L} \dots\dots\dots (III.3)$$

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, alimenté par une tension continue $E=V_a-V_c$ appliquée entre les point B et D. [10]

Le pont de Wheatstone (Figure III.4) est en équilibre si les points B et D sont au même potentiel, comme suit : $R1.R3=R2.R4$

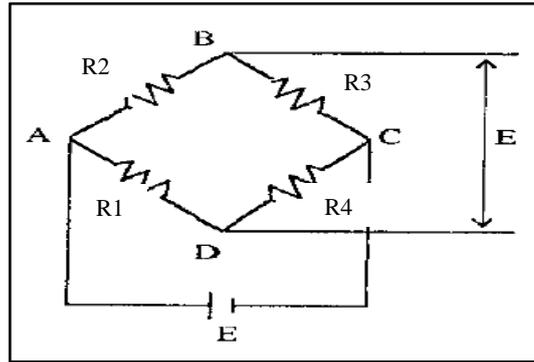


Figure III.4: pont de Wheatstone

Si on rompt l'équilibre en donnant aux résistances des petites variations $\Delta R_1, \Delta R_2, \Delta R_3, \Delta R_4$, il apparait entre B et D une différence de potentiel $\Delta E = V_d - V_b$ dite tension de déséquilibre. [10]

III.2.3.2. Principe de fonctionnement

Le modèle (la maquette d'aile Delta) sera supportée par un bras rigide relié au mécanisme de mesure de la balance. Le bras transmettra l'effort appliqué directement sur la maquette à une cellule de charge à jauge de déformation.

La cellule de charge sera reliée à un indicateur de contraintes (figure III.5) qui transformera le déséquilibre du pont de Wheatstone ΔE , du à la déformation mécanique des jauges, en un signal électronique qui sera traité en (amplification, filtrage, conversion....) puis à la sortie **out put** de l'indicateur des fils électriques reliant à un micro-ordinateur équipé d'un logiciel ESAM qui calcule la valeur moyenne de la portance et la traînée à chaque essai et affiche l'effort mesuré sur l'écran.



Figure III .5: Indicateur de contrainte

III.2.3.3. Multi-manomètre

Ce multi-manomètre (**figure III.6**) non inclinable de 24 tubes verticale qui débouchent d'un réservoir rempli de l'huile avec $\rho_H = 856.418 \text{ kg/m}^3$. Il permet de déterminer la distribution de pression sur des points précis de la maquette, grâce a la différence de la hauteur du liquide entre chaque deux tuyau en peut déduire la différence de pression.



Figure III .6 : Multi-manomètre

III.2.3.4. Tube de Pitot (mesure de vitesse)

Le tube de Pitot (**figure III.7**), équipé de son système de déplacement sur la profondeur de la veine d'essai permettra d'effectuer des mesures de pression. Appelé aussi tube de Pitot-statique ou tube de Prandtl, il est constitué de deux tubes coudés concentriques avec des orifices en communication avec le fluide dont on veut mesurer la vitesse, ils sont disposés de façon particulière :

- Le tube extérieur s'ouvre perpendiculairement à l'écoulement du fluide. La pression à l'intérieur de ce tube est donc égale à la pression ambiante ou pression statique.
- Le tube intérieur est parallèle à l'écoulement du fluide, et est ouvert en son bout, face au flux. La pression à l'intérieur de celui-ci est donc la pression totale, somme de la pression statique et de la pression dynamique.



Figure III.7: Image d'un tube Pitot

La relation de Bernoulli (relation fondamentale dans la mécanique des fluides) nous donne :

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_{air} V_1^2 + \rho_{air} gh_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_{air} V_2^2 + \rho_{air} gh_2 \dots\dots\dots (III.4)$$

P_1 : La pression au point n°1 (P_{Totale}) P_2 : la pression au point n°2 ($p_{statique}$)

V_1 : La vitesse de l'air au point n°1 V_2 : la vitesse de l'air au point n°2

h_1 : L'altitude au point n°1 h_2 : l'altitude au point n°2

ρ_{air} : La masse volumique de l'air. ρ_{huile} : La masse volumique d'huile.

Or, comme nous l'avons dit, $V_1 = 0$ (point d'arrêt) et $h_1 = h_2$ (même altitude).

On a donc : $P_1 - P_2 = \frac{1}{2}\rho_{air} V_2^2 \dots\dots\dots (III.5)$

La différence de pression $P_1 - P_2$ est directement mesurée, à l'autre extrémité des tubes, grâce au tube en U.

On a la relation suivante, dans le tube en U:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_{huile} V_1^2 + \rho_{huile} gh_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_{huile} V_2^2 + \rho_{huile} gh_2 \dots\dots\dots (III.6)$$

Or $V_1 = V_2 = 0$ (les niveaux d'huile sont fixes)

donc, $P_1 - P_2 = \rho_{huile} g (h_2 - h_1)$

On a: $P_1 - P_2 = \rho_{huile} .g.\Delta h$ (III.7)

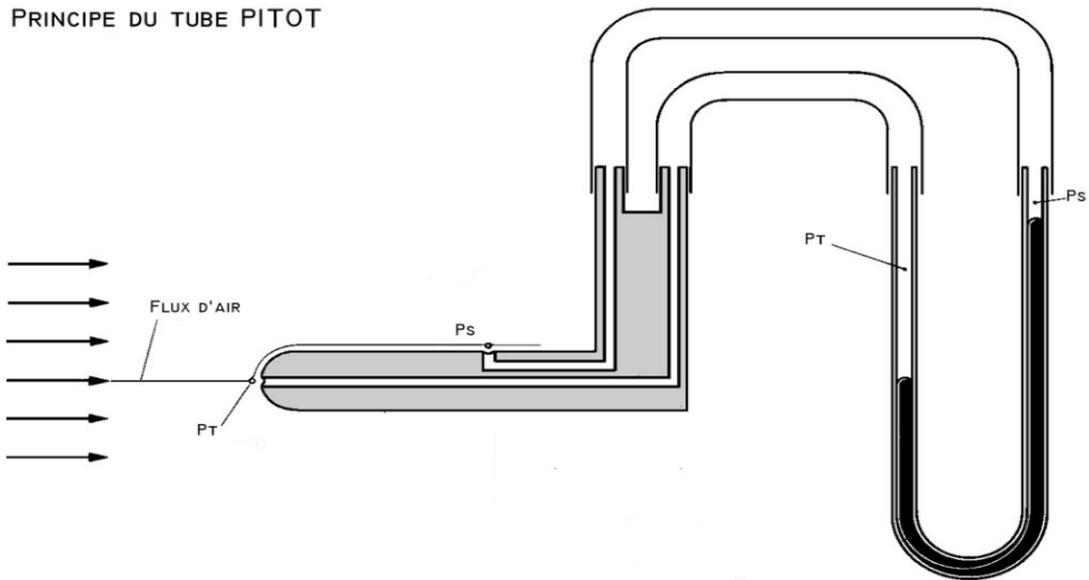


Figure III .8 : Principe d'un tube PITOT

La vitesse au point n° 2 peut donc s'écrire : $\frac{1}{2} \rho_{air} V_2^2 = \rho_{huile} .g.\Delta h$ (III.8)

Soit : $V_2 = \sqrt{\frac{\rho_{huile} 2 g \Delta h}{\rho_{air}}}$ (III.9)

III.2.4. Le support pour mesurer la portance et la traînée

Le support est fait d'une barre mi-cylindrique de 10 mm de diamètre et de 270 mm de longueur, avec une des extrémités cylindrique sur une longueur de 45 mm et relié à la balance aérodynamique par l'intermédiaire d'un encastrement de 40 mm.[10]

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.

À 60 mm de l'autre extrémité il y'a un trou de 4 mm de diamètre taraudé pour la fixation des ailes sur le support avec une vis compatible pour que les ailes soient au milieu de la veine d'essai de la soufflerie.[10]



Figure III.9 : le support

III .3. Etalonnage de la balance aérodynamique

Il est nécessaire avant toute mesure d'étalonner la balance sur un banc d'essai avec des poids de masse connus. Nous pouvons alors tracer les courbes d'étalonnage de la balance pour la portance et la traînée (figure III.10 et III.11). [10]

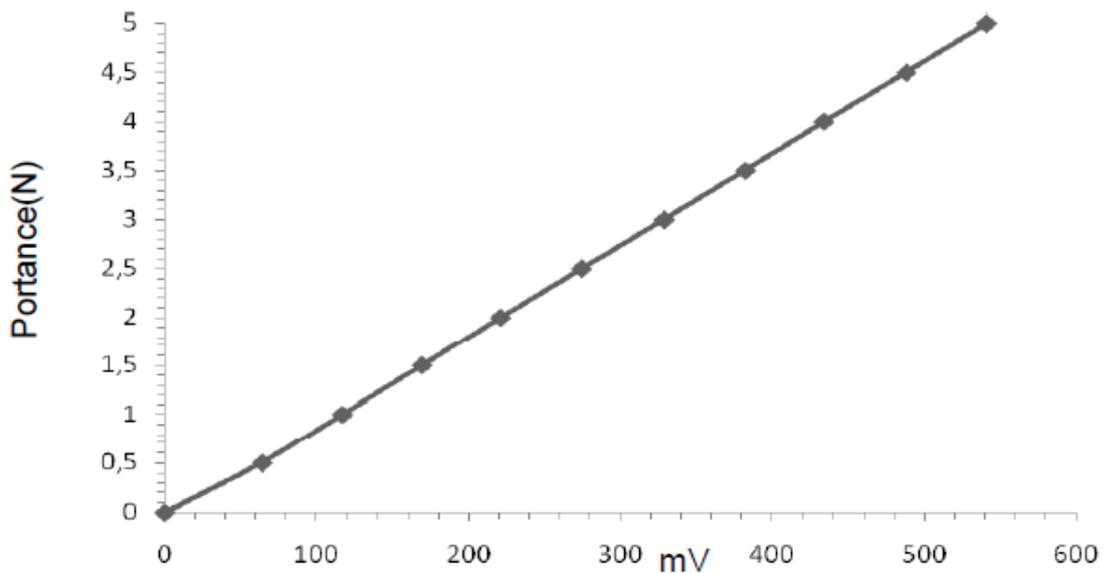


Figure III.10: Étalonnage de la balance aérodynamique pour la portance

La courbe de forme $y=ax$ avec la pente $a = 0.00833$

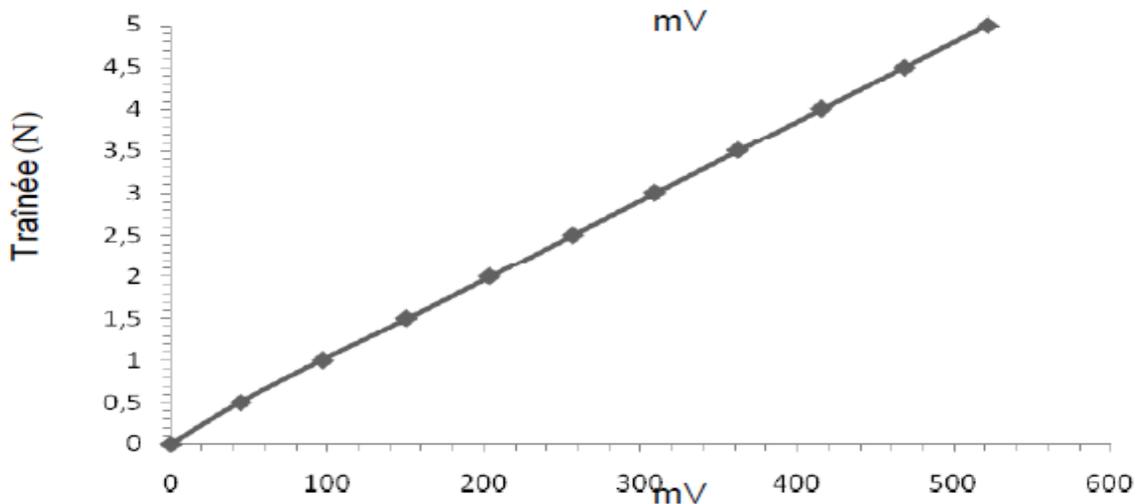


Figure III.11: Étalonnage aérodynamique pour la traînée

En conclusion, nos balances sont bien étalonnées, sur ce, nous pouvons continuer à faire les essais.

III.4. L'erreur expérimentale

Pour mesurer la portance et la Traînée diverses erreurs expérimentales sont susceptibles de s'ajouter aux mesures, ces erreurs expérimentales commises sont dues essentiellement à la détermination préalable des vitesses d'écoulement avant chaque essai sur une maquette utilisée, éventuellement aux erreurs commises lors de la lecture des valeurs de l'angle d'incidence et aux effets de température en particulier sur la masse volumique.

III .5. Réalisation des maquettes d'aile d'avion de type Delta

Nous avons conçu trois maquettes d'aile d'avion de type Delta ayant différents angles d'apex $\beta = 80^\circ, 60^\circ$ et 45° , possédant la même surface alaire, pour étudier le comportement des forces aérodynamiques (portance et traînée) exercées sur chacune de ces maquettes et faire la comparaison des résultats obtenus.

Les maquettes sont réalisées à partir d'une feuille de plexiglas d'épaisseur de 5 mm, dans l'atelier de hall technologie du département "G.M".

Nous avons dessiné les ailes avec toutes les dimensions nécessaires sur une feuille de papier que nous avons collé sur la feuille de plexiglas et à l'aide d'un traceur nous avons tracé les ailes puis nous les avons découpés par une scie manuelle afin de les ajuster avec une fraiseuse.

Après les essais en soufflerie sur les 3 maquettes sans endommagement, nous avons pris ces 3 dernières et nous les avons endommagées à l'aide d'une perceuse et une fraiseuse on faisant des perçages de trous des diamètres bien définis.

III.6. Dimension des maquettes d'ailes et leurs endommagements

Les caractéristiques géométriques des maquettes réalisées sont définies par :

$$S_1 = \frac{L_1 \times l_1}{2} = \frac{16.03 \times 09.55}{2} = 76.40 \text{ cm}^2 \text{ et l'angle d'apex } \beta = 80^\circ$$

$$S_2 = \frac{L_2 \times l_2}{2} = \frac{13.20 \times 11.50}{2} = 76.40 \text{ cm}^2 \text{ et l'angle d'apex } \beta = 60^\circ$$

$$S_3 = \frac{L_3 \times l_3}{2} = \frac{11.24 \times 13.57}{2} = 76.40 \text{ cm}^2 \text{ et l'angle d'apex } \beta = 45^\circ$$

Avec:

Ailes	Caractéristiques géométriques en (Cm)			
	$l(\text{cm})$	$L(\text{cm})$	$S(\text{cm}^2)$	λ
80°	09,55	16,03	76,40	3,36
60°	11,50	13,20	76,40	2,31
45°	13,57	11,24	76,40	1,66

Figure III.12 :Tableau des caractéristiques géométriques des maquettes d'ailes Delta

Après la réalisation des maquettes d'ailes Delta, nous faisons des perçages de trous avec différents diamètres comme les montrent les **figures III.13, III.14 et III.15** ci-dessous:

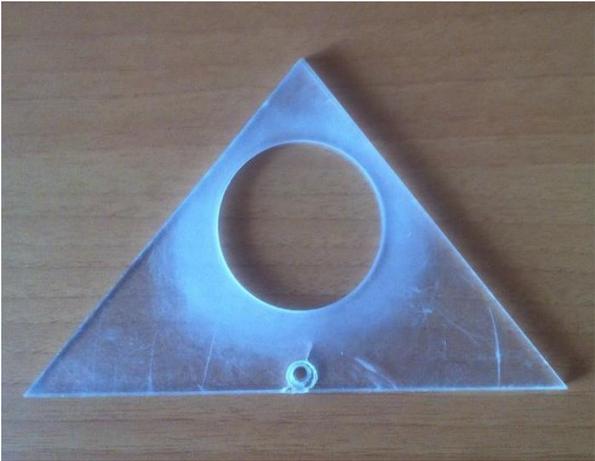
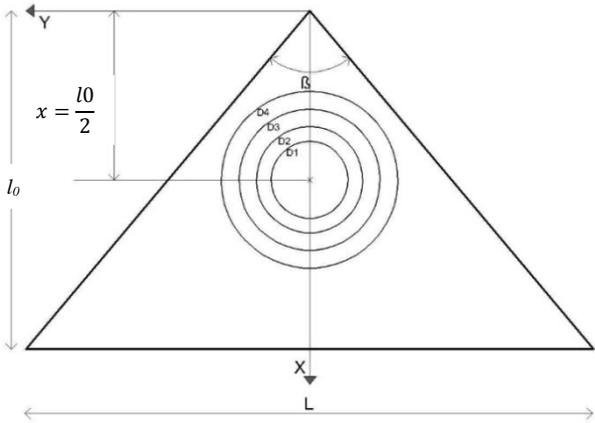


Figure III.13 : apex 80°

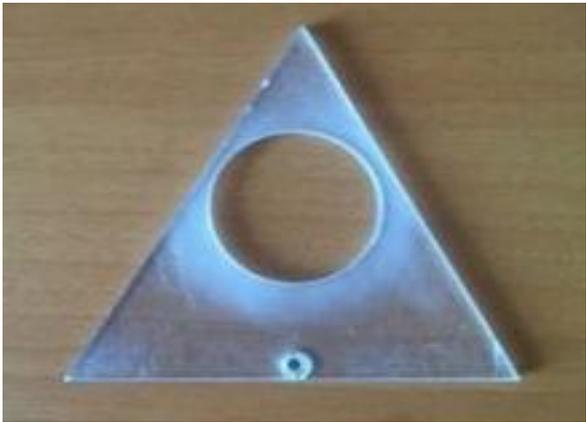
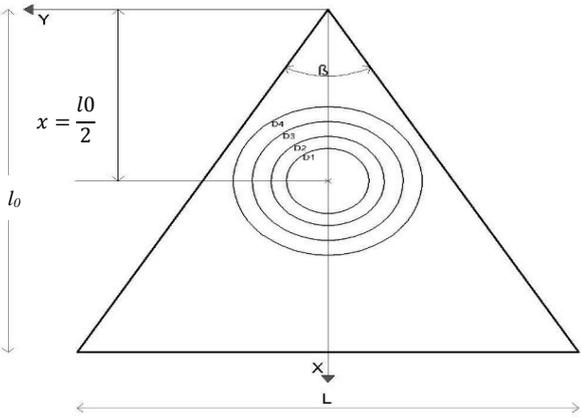


Figure III.14 : apex 60°

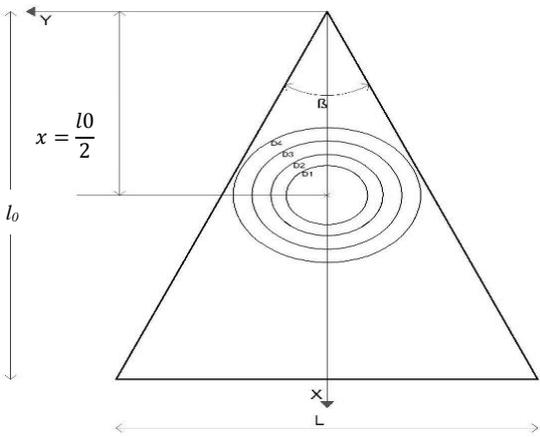


Figure III.15 : apex 45°

III .7. Calcul de Cz et de Cx

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique de notre aile, nous allons définir deux vecteurs qui donnent la résultante des forces aérodynamiques. Ces 2 vecteurs sont nommés coefficients, le premier est le coefficient de la portance, qui se note Cz, et qui dépendent de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, comme le montre la formule :

$$C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho_{air} V^2 S} \dots\dots\dots (III.10)$$

Le deuxième vecteur est le coefficient de la traînée qui dépend de la répartition de la pression (la traînée due à la forme) et du frottement contre la surface (la traînée de frottement, qui crée une résistance). Ce coefficient se note Cx. Cette relation nous donne la formule suivante:

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho_{air} V^2 S} \dots\dots\dots (III.11)$$

III.8. Analyse des résultats de Cz et de Cx

III.8-1: Apex $\beta=80^\circ$

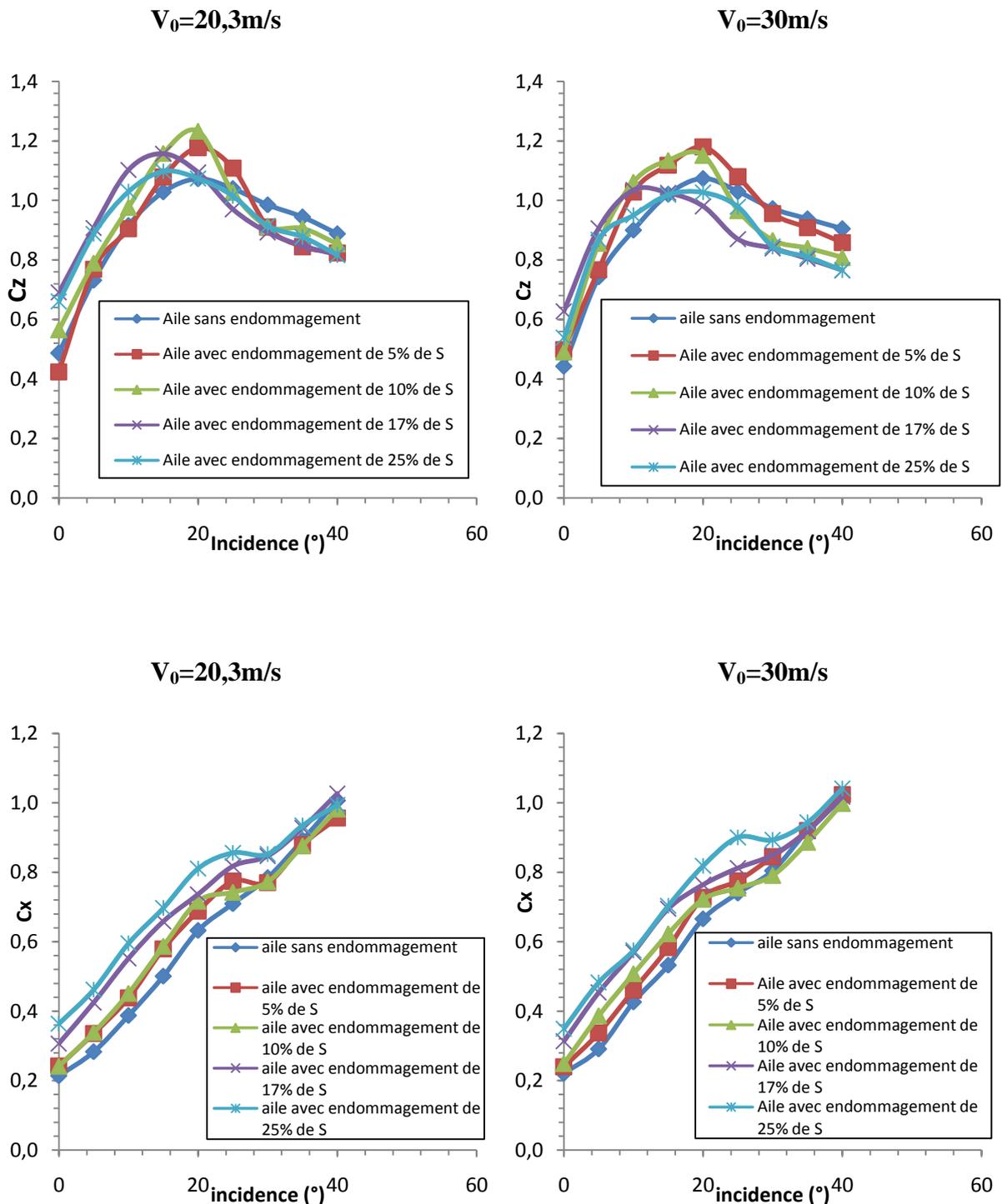


Figure III.16 : évolution de Cz et Cx en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,3\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

III.8-2: Apex $\beta=60^\circ$

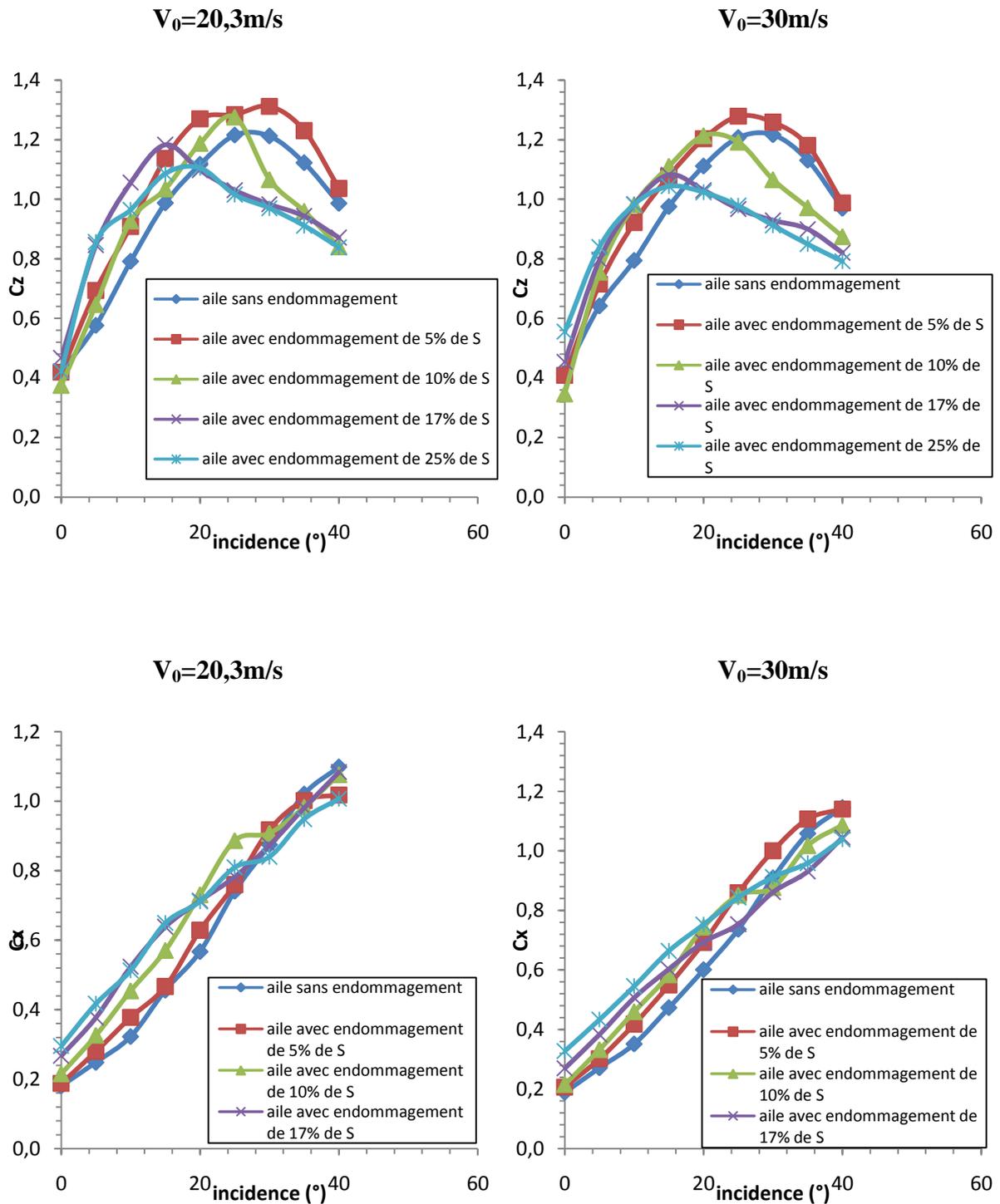


Figure III.17 : évolution de C_z et C_x en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20.32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

III.8-3: Apex $\beta=45^\circ$

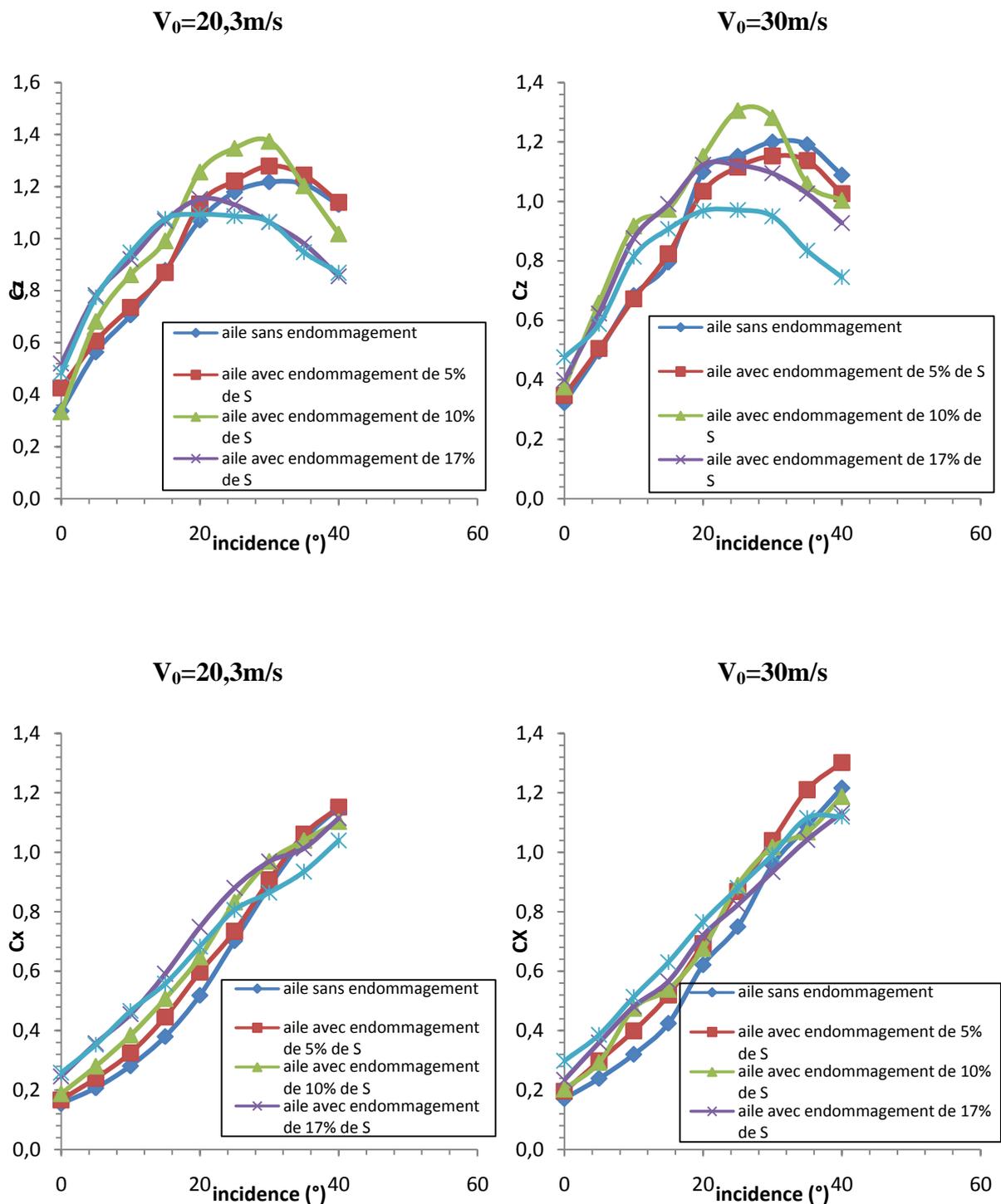


Figure III.18 : évolution de C_z et C_x en fonction de l'incidence pour l'aile d'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

Nous avons fait varier l'angle d'incidence des ailes de 0° à 40° avec un pas de 5° afin d'obtenir les différentes évolutions des coefficients de la portance C_z et la traînée C_x que nous montrent ces figures III.16. III.17. III.18.

III .9. Interprétations des courbes

III.9.1. La portance

On remarque que les évolutions de coefficient de portance, avec un C_z qui croît d'abord rapidement avec l'angle d'incidence entre 0° et 15° , puis plus lentement entre 15° jusqu'à 30° en généralisant toutes les courbes de C_z pour les deux vitesses $V_0=20,30\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$. Au-delà de cet angle, en général, il décroît brusquement par suite du phénomène de décrochage. On remarque aussi que dans toutes les courbes le coefficient de portance C_z augmente avec l'augmentation de vitesse.

III.9.2. Effet de l'endommagement sur la portance

On remarque que dans les courbes obtenue avec l'endommagement de 5%, 10%, 17%, 25% de S à $x = \frac{l_0}{2}$ sont confondues avec celle de sans endommagement pour l'aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$.

Et de ce qui des ailes delta d'angle d'apex $\beta=60^\circ$ et $\beta=45^\circ$, on remarque que dans les courbes obtenue avec l'endommagement de 10%, 17%, 25% de S à $x = \frac{l_0}{2}$ elles croient jusqu'à l'incidence entre 18° à 25° puis il y'a une chute importante.

III.9.3. La traînée

Pour de ce qui est les évolutions de coefficient de traînée C_x avec l'angle d'incidence, par exemple moyen, avec des valeurs faibles pour les petits angles d'incidence de 0° à 15° et sensiblement croissantes pour les angles d'incidence situés entre 15° et 20° , puis avec une très forte valeur lorsque le décrochage apparaît ceci est valable pour toutes les courbes des trois ailes.

Et on peut remarquer aussi que la traînée augmente avec l'augmentation de la vitesse dans toutes les courbes de C_x .

III.9.4. Effet d'endommagement sur La traînée

Contrairement à la portance, la traînée ne décroît jamais mais elle passe par une valeur minimum pour un certain angle d'incidence à une valeur maximum.

Sur ces trois ailes delta de différent angle d'apex $\beta=80^\circ$, $\beta=60^\circ$ et $\beta=45^\circ$. On peut voir que y'a un important décalage des courbes de l'endommagement de 17%, 25% par rapport à celles de 10%, 5% et la courbe de sans endommagement.

III.9.5. Le point de décrochage

Voici un petit tableau qui montre un intervalle de 10° , ou le point de décrochage peut se trouver, pour les trois ailes Delta de différents apex β avec et sans endommagements.

	Apex 80°	Apex 60°	Apex 45°
Sans endommagement	$15^\circ-25^\circ$	$20^\circ-30^\circ$	$25^\circ-35^\circ$
Avec 5% d'endommagement	$15^\circ-25^\circ$	$25^\circ-35^\circ$	$25^\circ-35^\circ$
Avec 10% d'endommagement	$15^\circ-25^\circ$	$20^\circ-30^\circ$	$25^\circ-35^\circ$
Avec 17% d'endommagement	$10^\circ-20^\circ$	$10^\circ-20^\circ$	$15^\circ-25^\circ$
Avec 25% d'endommagement	$10^\circ-20^\circ$	$15^\circ-25^\circ$	$15^\circ-25^\circ$

Figure III .19 :tableau montrant l'intervalle de positionnement de l'angle de décrochage.

III .10. La polaire et la finesse

Il est intéressant de pouvoir déterminer la valeur de l'incidence du décrochage, Ceci est possible grâce à la polaire ainsi que la finesse max. La polaire représente le coefficient de portance Cz en fonction du coefficient de la Traînée Cx. La finesse est le rapport entre le coefficient de portance Cz et le coefficient de traînée Cx, un rapport que l'on cherche à rendre le plus élevé possible, étant donné que la portance est une force utile et la traînée est une force nuisible.

$$Finesse = \frac{portance}{traînée} = \frac{1/2\rho SV^2 Cz}{1/2\rho SV^2 Cx} = \frac{Cz}{Cx} \dots\dots\dots (III.12)$$

III.10.1 : Apex $\beta=80^\circ$

• La polaire

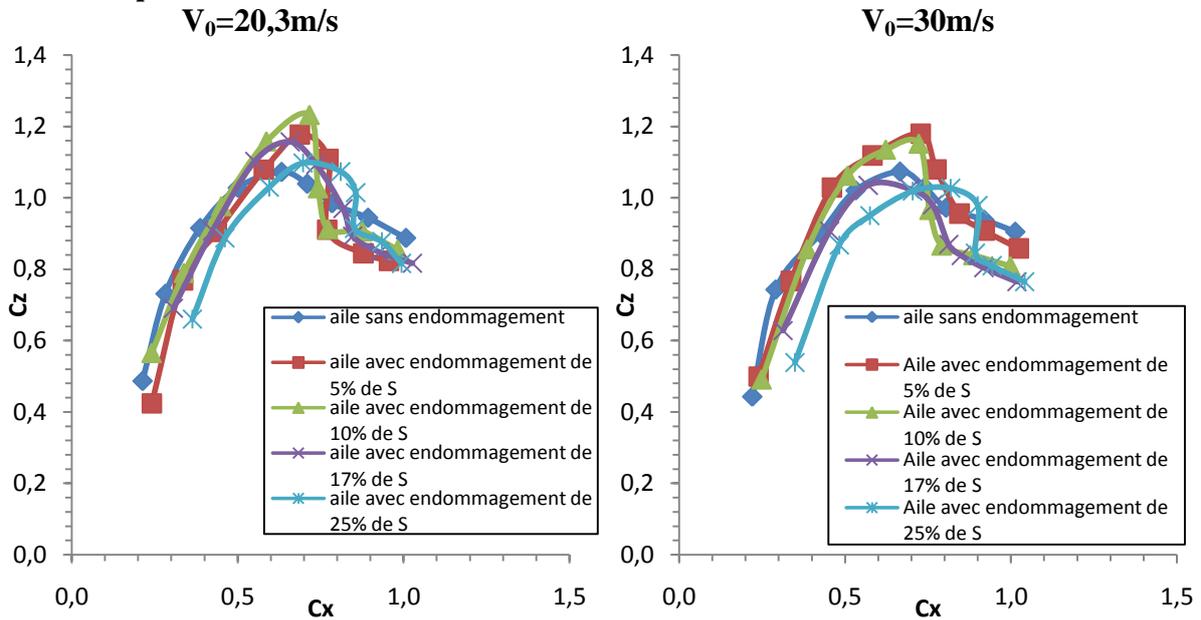


Figure III .20 : évolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $u V_0=30\text{ m/s}$

• La finesse

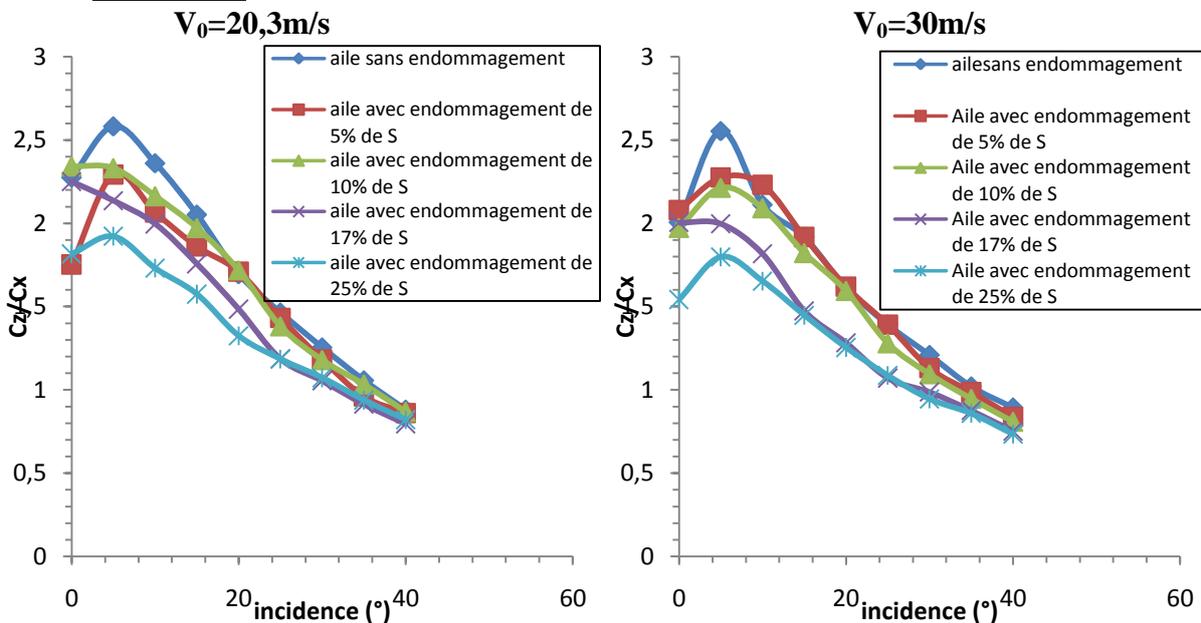


Figure III.21 : évolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

III.10.2 : Apex $\beta=60^\circ$

• La polaire

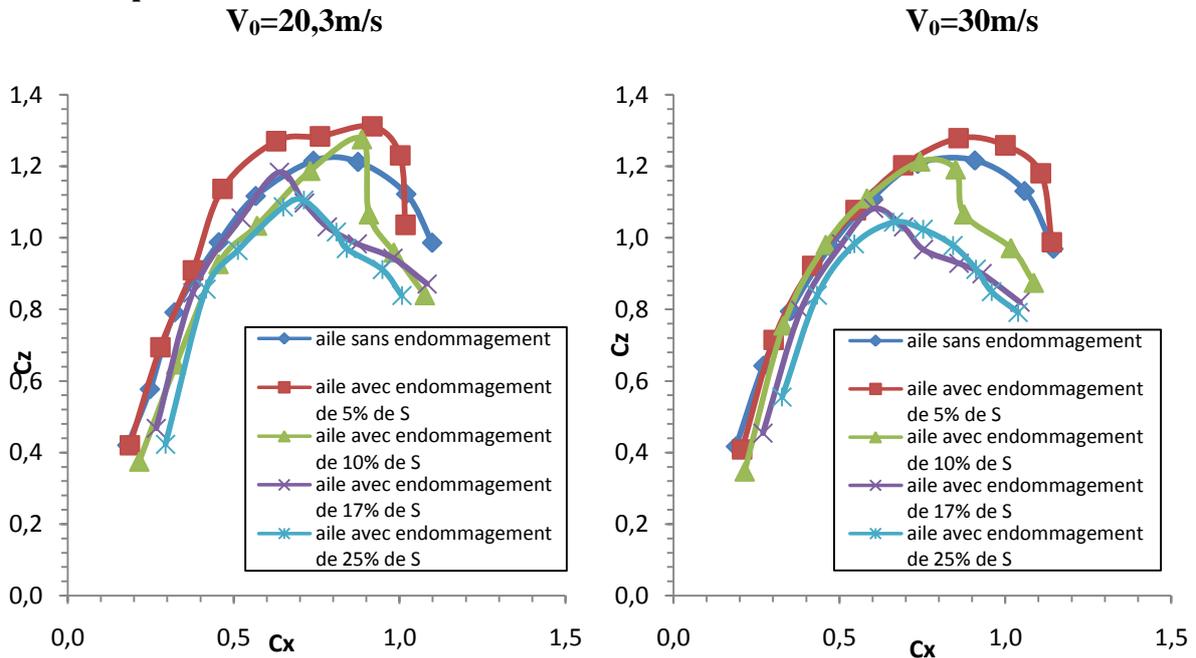


Figure III.22 : evolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

• La finesse :

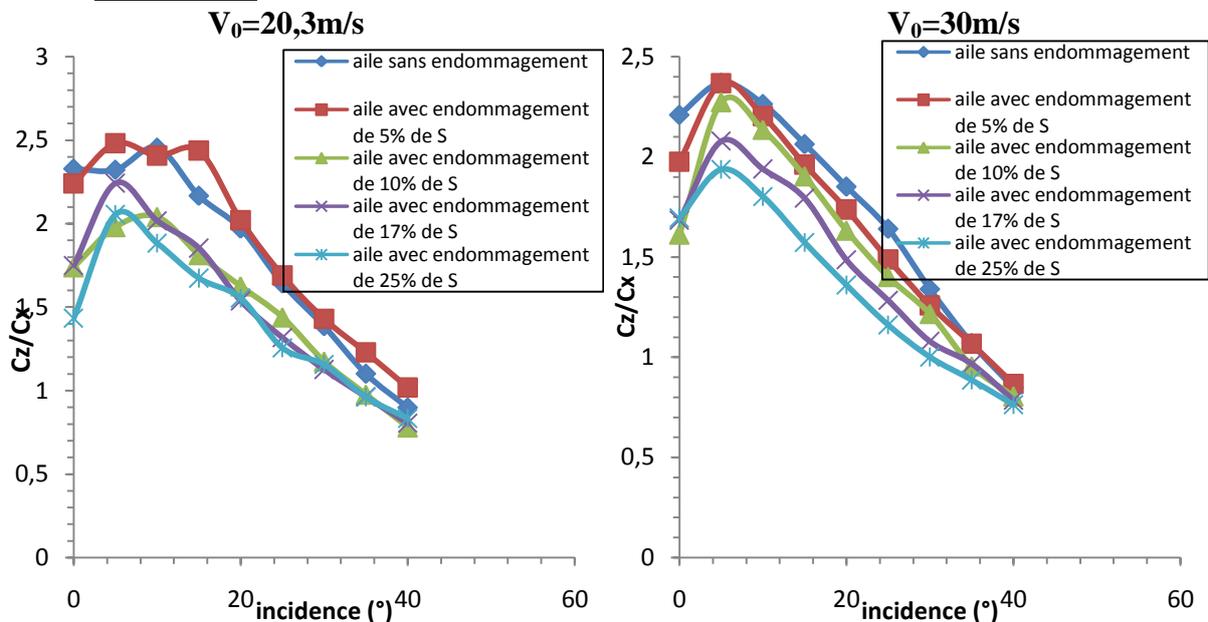


Figure III.23 : evolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=60^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m/s}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

III.10.3 : Apex $\beta=45^\circ$

• La polaire

$V_0=20,3\text{m/s}$

$V_0=30\text{m/s}$

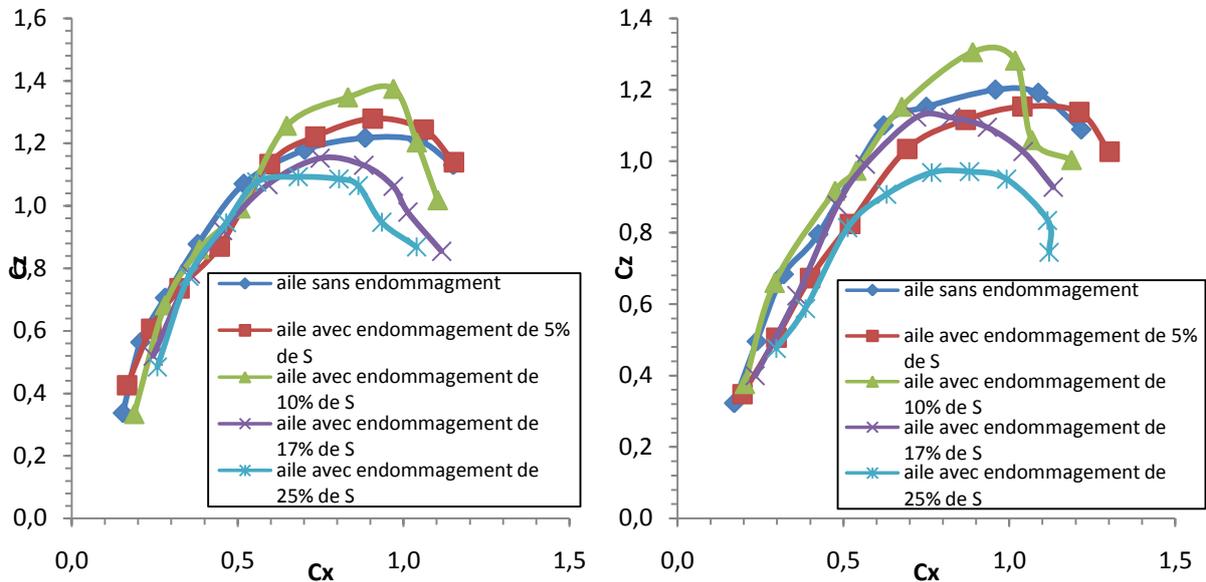


Figure III.24 : evolution de la polaire pour l'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

• La finesse :

$V_0=20,3\text{m/s}$

$V_0=30\text{m/s}$

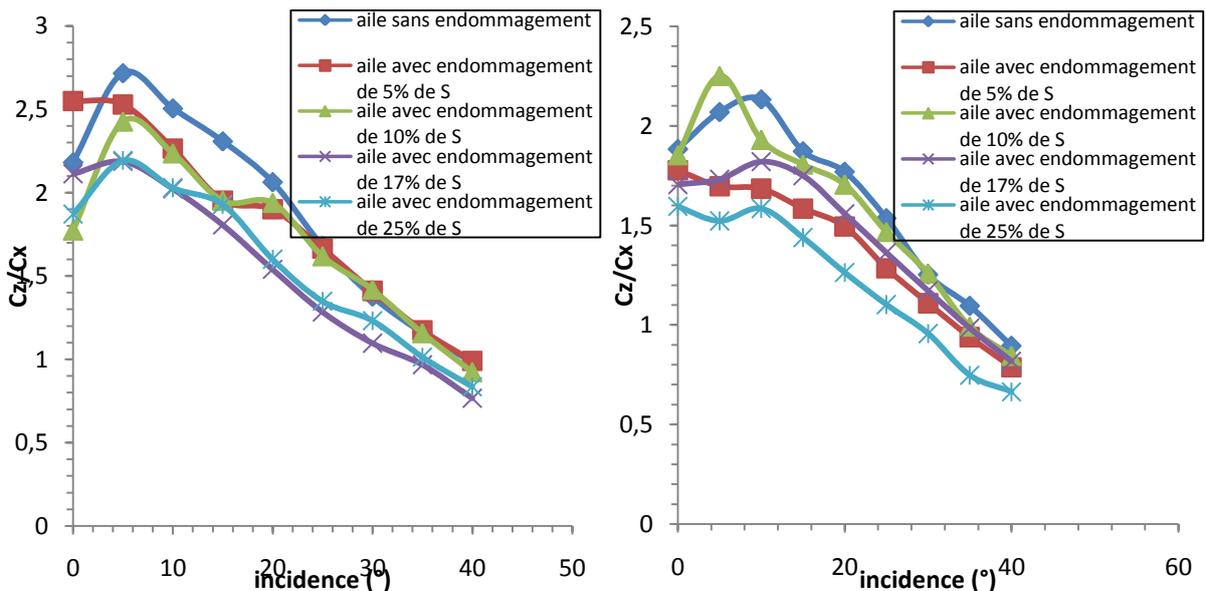


Figure III.25 : evolution de la finesse pour l'angle d'apex $\beta=45^\circ$ avec les deux vitesses $V_0=20,32\text{m}$ et $V_0=30\text{m/s}$.

III .11. Interprétation des courbes de la polaire et la finesse

En principe, la forme générale des polaires et des finesses reste identique mais on relève toutefois des différences sensibles dans chaque courbe de différents endommagements et d'angles d'apex.

III.11.1. La polaire

Les courbes de l'aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ sont presque toutes confondues quelque petites différences près dans les deux vitesses $V_0=20,3\text{m/s}$ et $V_0=28,7\text{m/s}$

Par contre dans l'angle d'apex $\beta=45^\circ$ et $\beta=60^\circ$ on voit qu'il y'a une baisse importante des courbe d'endommagement de 17% et 25% par rapport aux courbes de 10%, 5% d'endommagement et sans endommagement.

III.11.2. La finesse

Le rapport optimum entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée (C_z/C_x) qui permet d'obtenir simultanément une grande portance pour une faible traînée et qui détermine la finesse maximum pour nos courbes avec les différentes tolérances endommagées et angles d'apex.

La finesse maximum dans notre cas des angles d'apex $\beta= 80^\circ, 60^\circ, 45^\circ$ avec toutes les tolérances endommagées (% d'endommagement) sont dans un intervalle entre $[5^\circ-10^\circ]$.

III.12. conclusion

Les variations de l'angle d'incidence et les variations de tolérances endommagées (% d'endommagement) sont susceptibles de perturber profondément l'écoulement de l'air autour de l'aile Delta et entraînant alors des variations concomitantes de portance et de traînée.

Ces variations accélèrent l'apparition du phénomène de 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.

IV .1. Introduction :

La CFD, “Computational Fluid Dynamics” (« Dynamique des Fluides Numérique »), est un ensemble de méthodes numériques permettant d’obtenir une solution approximative d’un problème de dynamique des fluides et/ou de transfert thermique, qui se présente presque toujours sous forme d’un programme ou d’outils informatiques.

Les équations qui interviennent sont celles de la mécanique des fluides, résolues par des méthodes numériques. La solution est approximative et non pas exacte pour plusieurs raisons. Premièrement, parce qu’on résout les équations de Navier-Stokes numériquement en les discrétisant.

Deuxièmement, pour des raisons de limitation de la puissance de calcul et de la mémoire, certains termes des équations à résoudre sont remplacés par des modèles empiriques qui ne sont pas exacts ; c’est en particulier le cas lorsque les écoulements à modéliser sont en régimes turbulents.

Cependant, grâce au développement des méthodes numériques et à des calculateurs de plus en plus puissants avec une grande capacité de mémoire, la CFD permet d’avoir des solutions très satisfaisantes. Ceci est encore plus vrai dans la plupart des domaines de l’industrie où très souvent une prédiction de l’ordre de grandeurs de valeurs moyennes est amplement suffisante.

La simulation se présente presque toujours sous forme d’un programme ou d’outils informatiques. Ces derniers sont couramment appelés des environnements de simulation [11].

IV.2. L'Outil de simulation Gambit et Fluent

IV.2.1. L'outil Gambit

Gambit est un logiciel qui permet de créer des maillages pouvant être utilisés en particulier sous Fluent.

Cet outil est un logiciel de DAO (Dessin Assisté par Ordinateur) et de génération de maillage. Il permet aussi de réaliser des géométries en 2D ou 3D et de construire le maillage. Largement répandu dans l'industrie (automobile, aéronautique, spatiale, ...etc.) en raison de son interface graphique puissante. Il permet de générer un maillage structuré ou non structuré en coordonnées cartésiennes, polaires, cylindriques ou axisymétriques. Il peut réaliser des maillages complexes en deux ou trois dimensions avec des mailles de type rectangle ou triangle.

IV.2.2. Définir la géométrie

La géométrie comprend les positions physiques de points caractéristiques définissent la zone que l'on a à mailler: coordonnées spatiales des quatre sommets d'un carré; du point de départ et du point d'arrivée d'une ligne; du centre et de l'ouverture angulaire d'un arc de cercle. Il faut pouvoir représenter la zone à étudier par un ensemble de figures géométriques simples raccordées les unes aux autres.

Dans le cas d'une géométrie simple engendrée par un assemblage de droites ou bien surfaces, il suffit de donner au logiciel les dimensions en (mm) de chaque point et la manière dont la quelle ils sont reliés les uns aux autres. Dans le cas d'une géométrie très compliquée, on a recours au préprocesseur (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 dans l'espace.

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

IV.2.3. Construction d'un maillage [12]

Pour construire un maillage, il est bon de suivre la démarche suivante:

- définir la géométrie.
- réaliser le maillage.
- définir les paramètres des zones de calcul.

Pour des maillages structurés, on peut faire la liaison entre la géométrie et le maillage, Aussi, avant de réaliser le maillage, il faut spécifier par écrit d'une part la géométrie adoptée pour définir la zone à mailler, d'autre part les numéros des mailles correspondant aux points caractéristiques de la géométrie. Un nœud pourra alors être repéré par ces coordonnées physiques x et y ou indices I et J .

Par ailleurs, il peut être avantageux de définir des points intermédiaires qui ne sont pas indispensables à la définition de la géométrie mais qui permettent de délimiter les zones dans lesquelles les mailles seront adaptées pour raffiner le maillage près des parois par exemple ou bien pour épouser au mieux la forme des obstacles, parois ou autres.

IV.2.4. Vue globale [12]

Après avoir lancé le logiciel, l'interface d'utilisation apparaît, comme la montre la **figureIV.1**

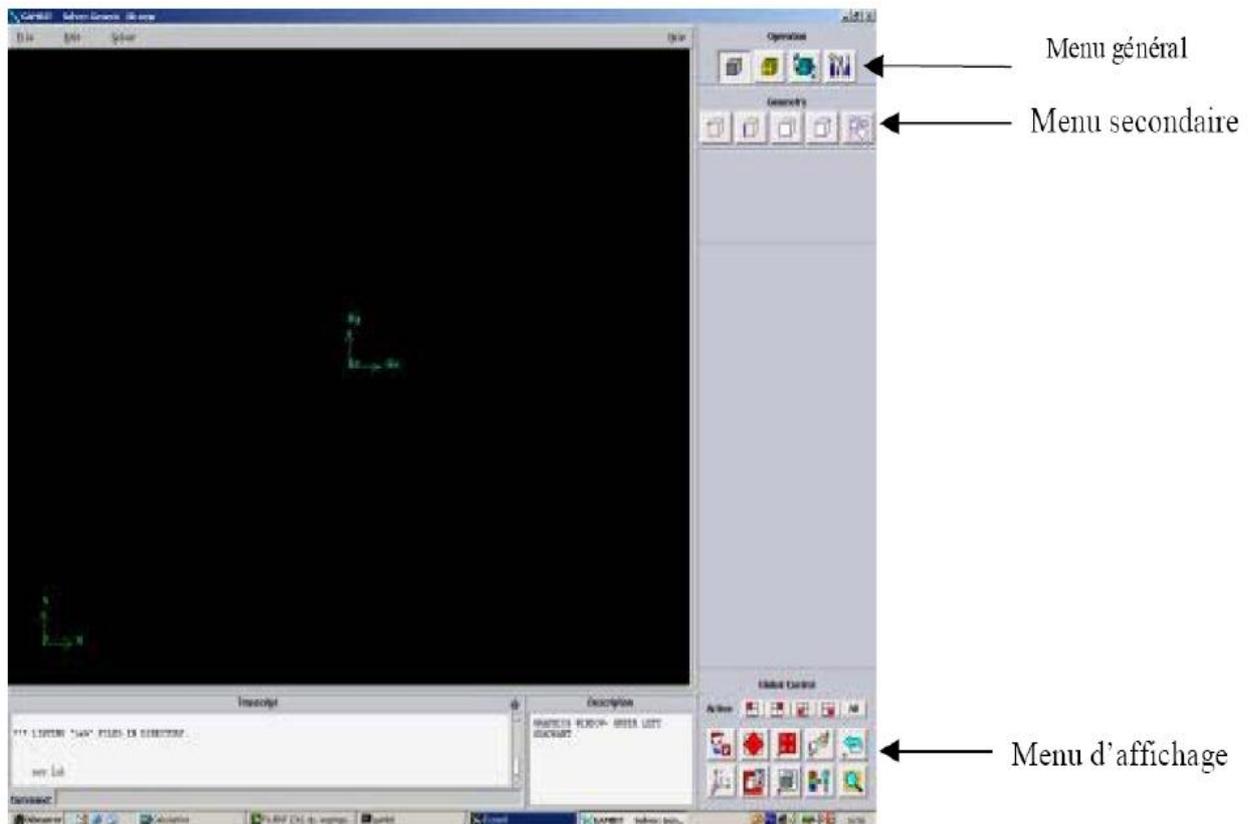


Figure IV.1 : Interface GAMBIT

Et on a la présentation du menu principale sur la **figure IV.2**

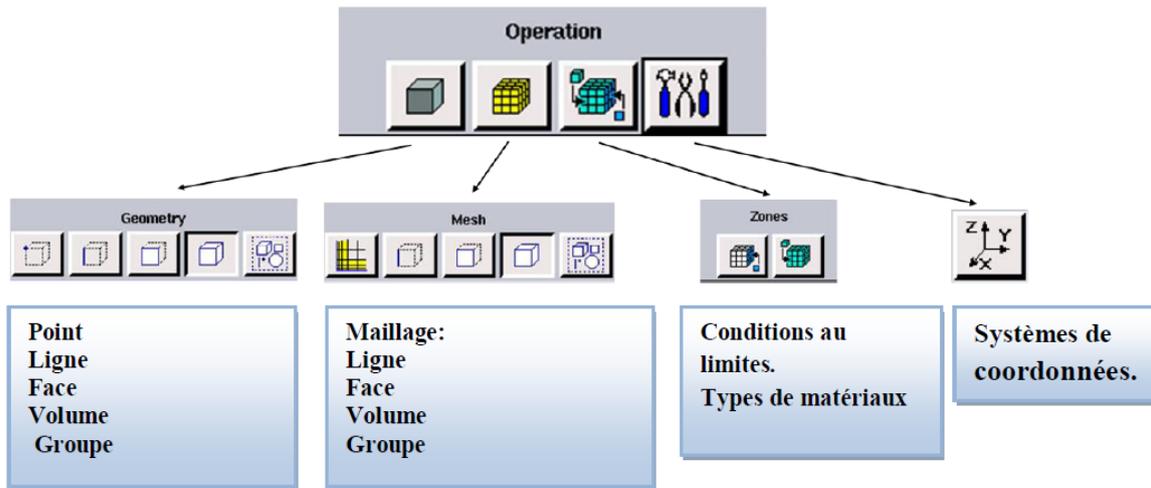


Figure IV.2: menu principale de gambit

L'utilisation de Gambit est simple : principalement il faut prendre les menus en haut à droite et effectuer les tâches en partant du menu de gauche pour aller jusqu'à celui de droite (où normalement on doit avoir fini notre maillage).

Important : Avant même de créer la géométrie il faut choisir le type de solver sur la **figure IV .3**. C'est-à-dire le type de logiciel (ici fluent) qu'on va utiliser par la suite.

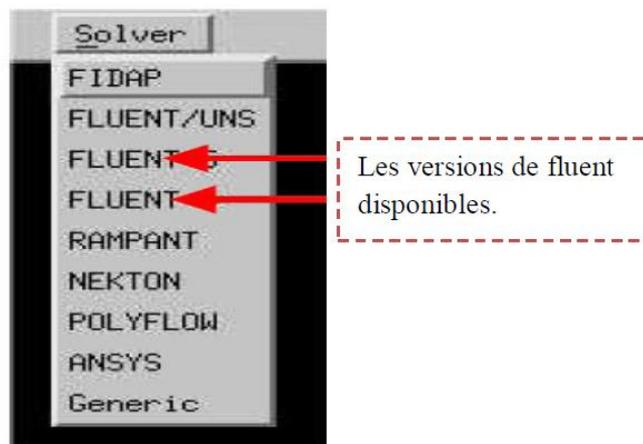


Figure IV.3 : Option pour choisir le logiciel

IV.2.5. Commandes pour la construction de la géométrie [12]

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

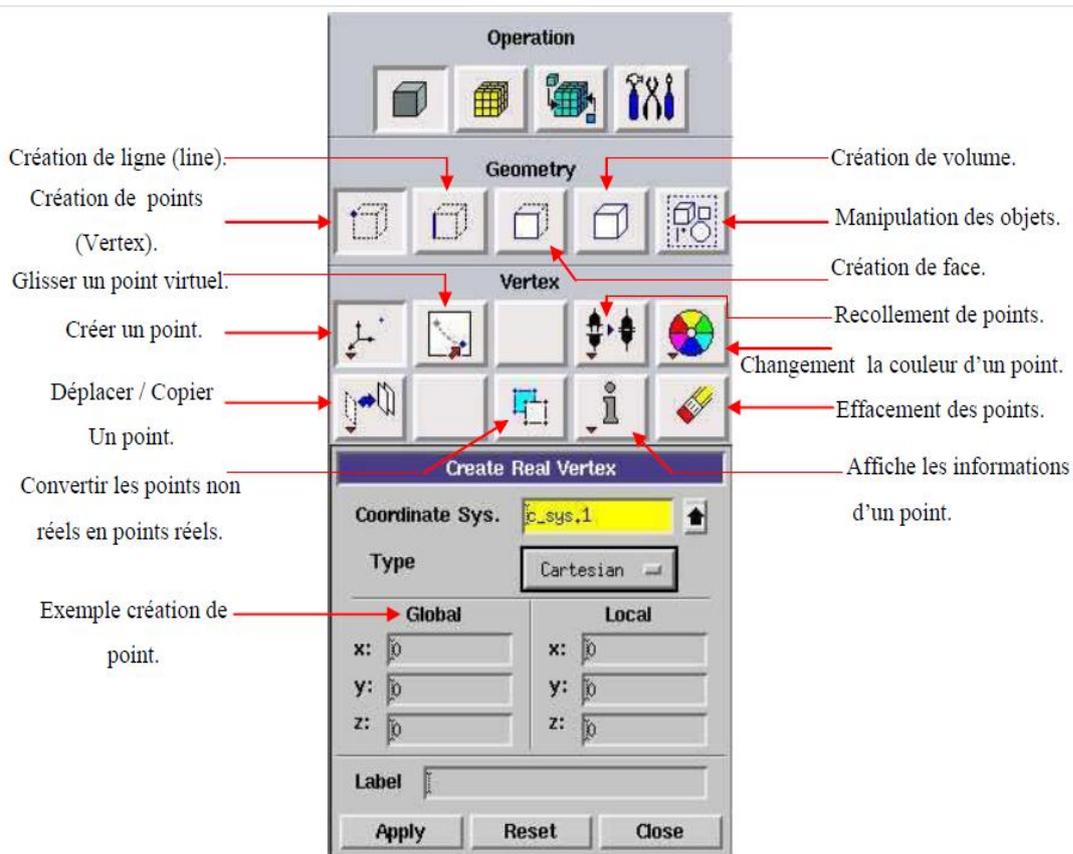


Figure IV.4 : Menu création des éléments de la géométrie.

IV.2.6. Le maillage

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu son influence sur la solution calculée. Un maillage de très bonne qualité est essentiel pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et significatif. La qualité du maillage a un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

Vu que notre aile est triangulaire on utilise une grille suivant les frontières du domaine (<<body-fitted>>) qui est triangulaire et on impose la taille des pas d'espace dans les trois directions du domaine.

La géométrie est faite on 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. (Voir les figures IV.5 et IV.6).

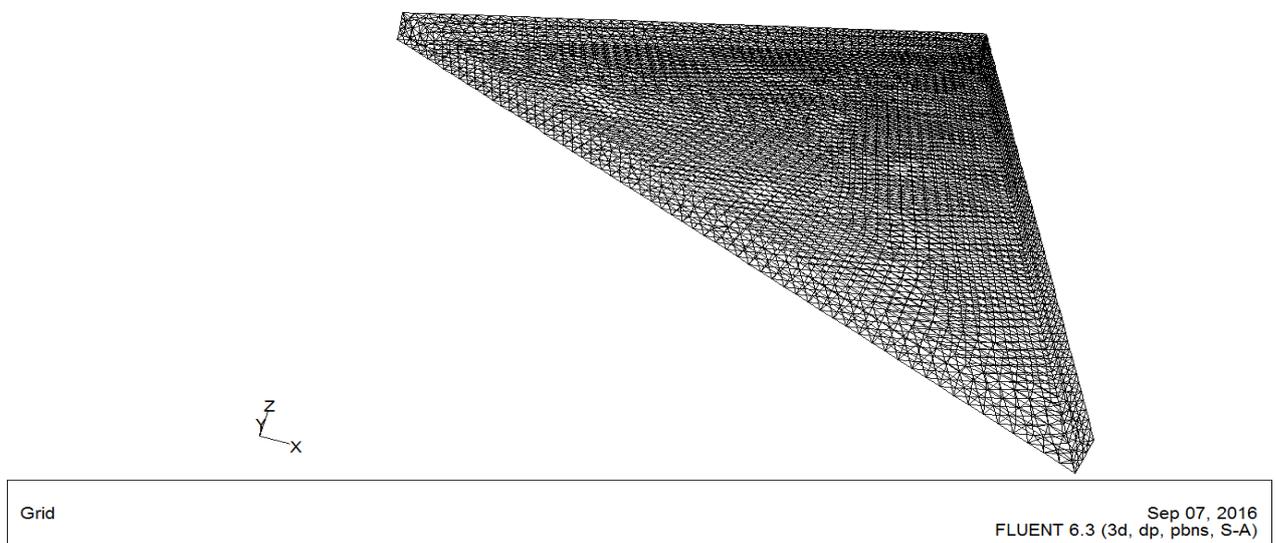


Figure IV.5 : aile delta apex 80° sans endommagement

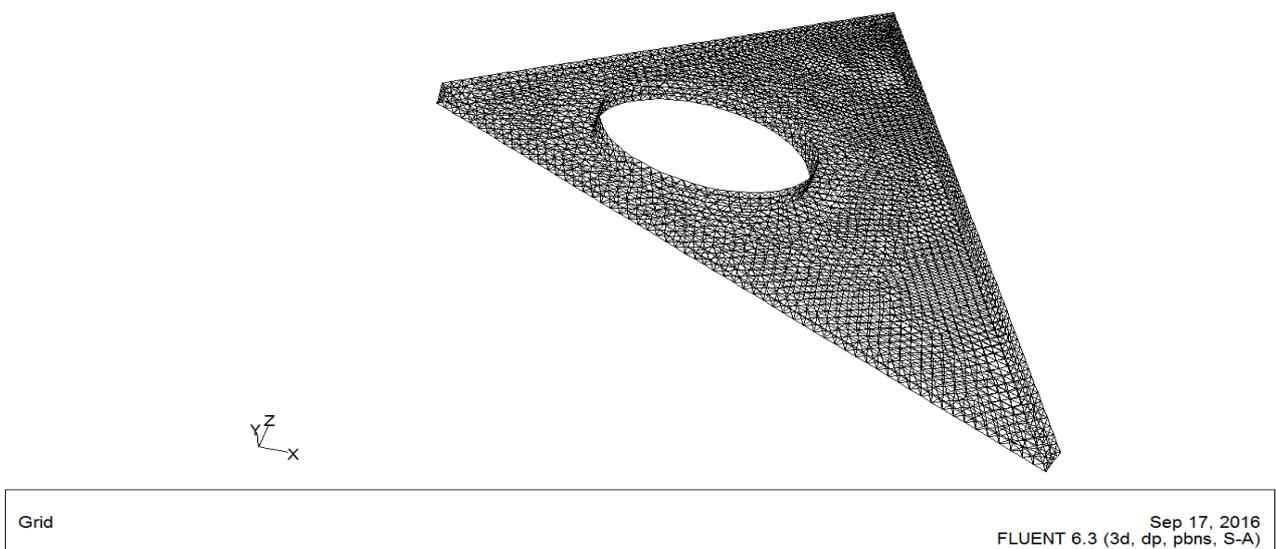


Figure IV.6 : aile delta apex 80° avec endommagement de 17% de S

IV.2.7. Exportation du maillage de Gambit [12]

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.

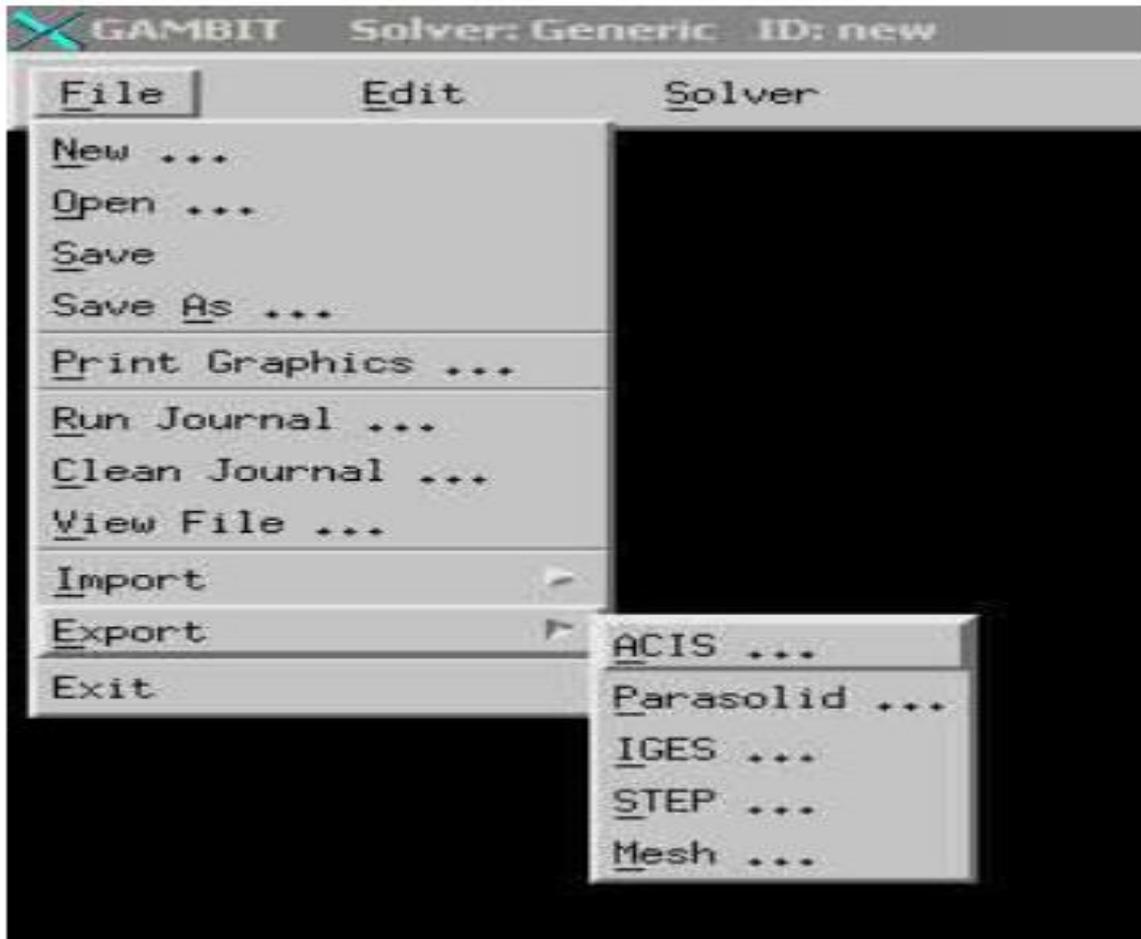


Figure IV.7 : Exportation du maillage.

On peut ensuite fermer Gambit en sauvegardant la session (si on souhaite la rouvrir) et lancer Fluent.

IV.3. L'outil FLUENT

Fluent est un logiciel de calculs numériques en dynamique des fluides CFD (computational fluid dynamics) destiné à effectuer de simulation numériques des problèmes d'écoulements fluides.

Le package Fluent s'appuie sur la méthode de volume-fini pour résoudre les équations régissant le mouvement d'un fluide en écoulement et comprend des modèles physiques différents tels que:

- Ecoulements 2D ou 3D ;
- Ecoulement stationnaire ou instationnaire ;
- Ecoulements incompressibles ou compressibles (subsoniques, transsoniques, supersoniques ou hypersoniques) ;
- Ecoulements non visqueux, laminaires ou turbulents ;
- Fluide Newtonien ou non ;
- Transfert de chaleur forcé, par conduction, par convection ou les deux (conjugue) ou radiatif ;
- Ecoulements avec changements de phases ;
- Ecoulements en milieu poreux.

L'ensemble géométrie et génération de maillage se fait à l'aide du logiciel Gambit qui constitue un préprocesseur livré avec Fluent, dans notre cas l'aile.

IV.3.1. Etapes à suivre en générale [13]

- 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 solver, 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 vérifications 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 conditons >>

- Define → Bounday 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 a 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 volume. 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.

IV.4. Définir les paramètres des zones de calcul

IV.4.1. Conditions aux limites :[10]

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 : à l'entrée l'air arrive à une vitesse constante et une température statique de 30 C° à la pression atmosphérique 101325 Pa et ressorts a même pression.
- Le débit est constant.

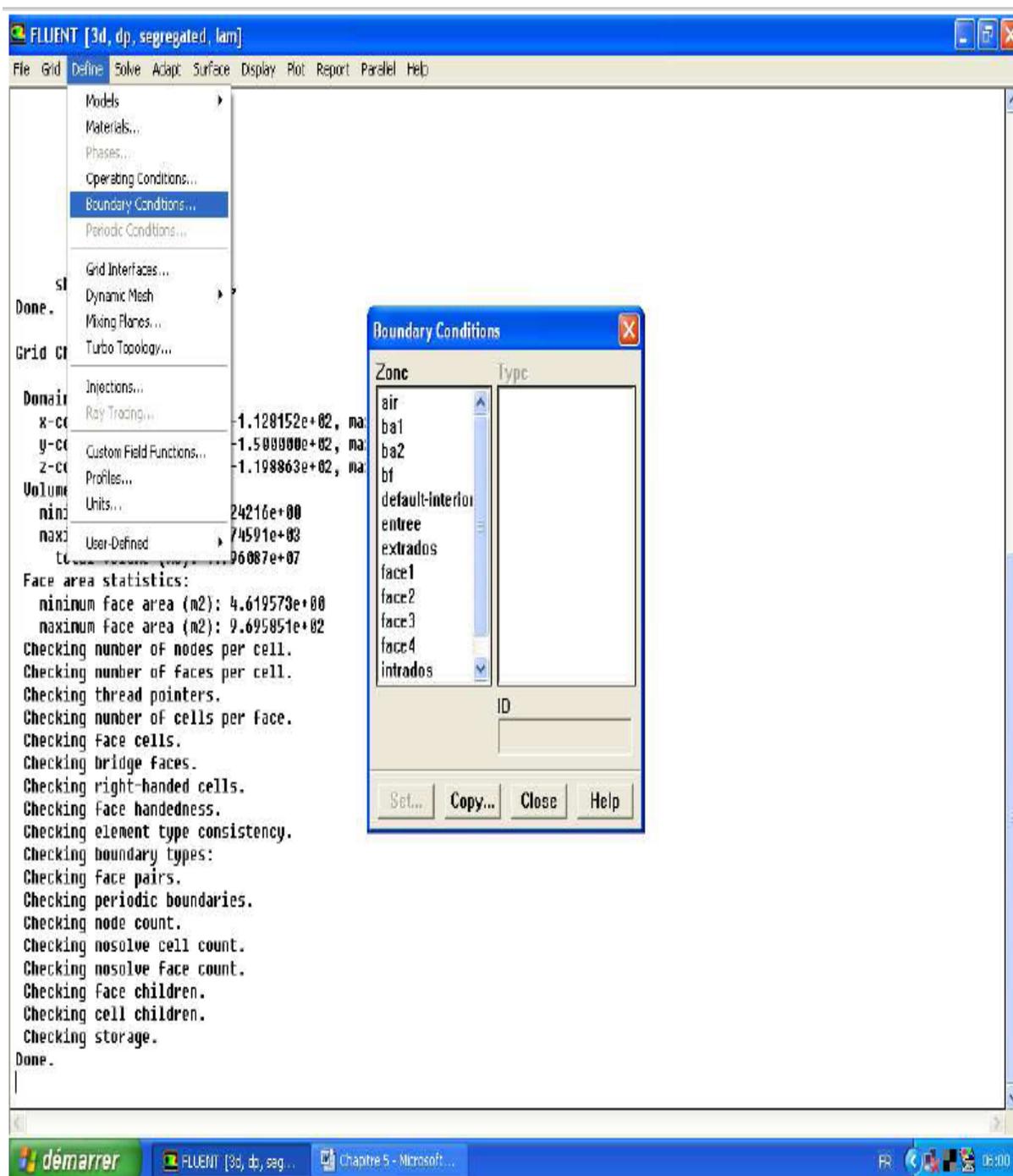
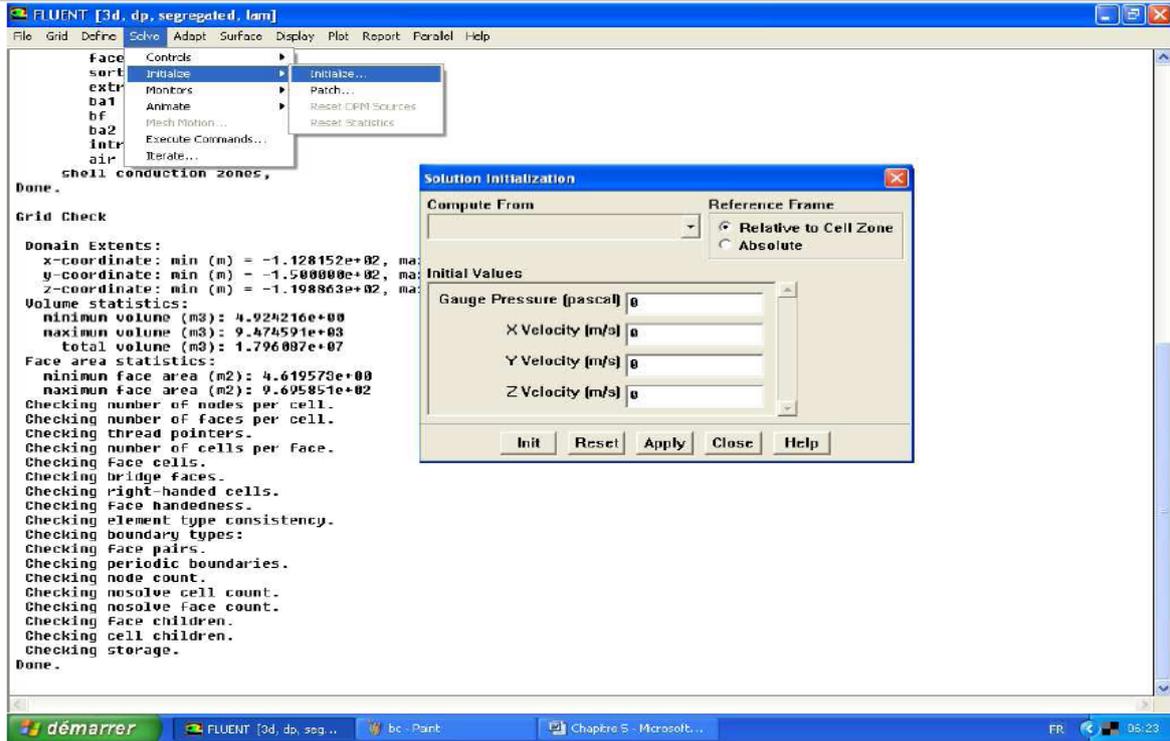


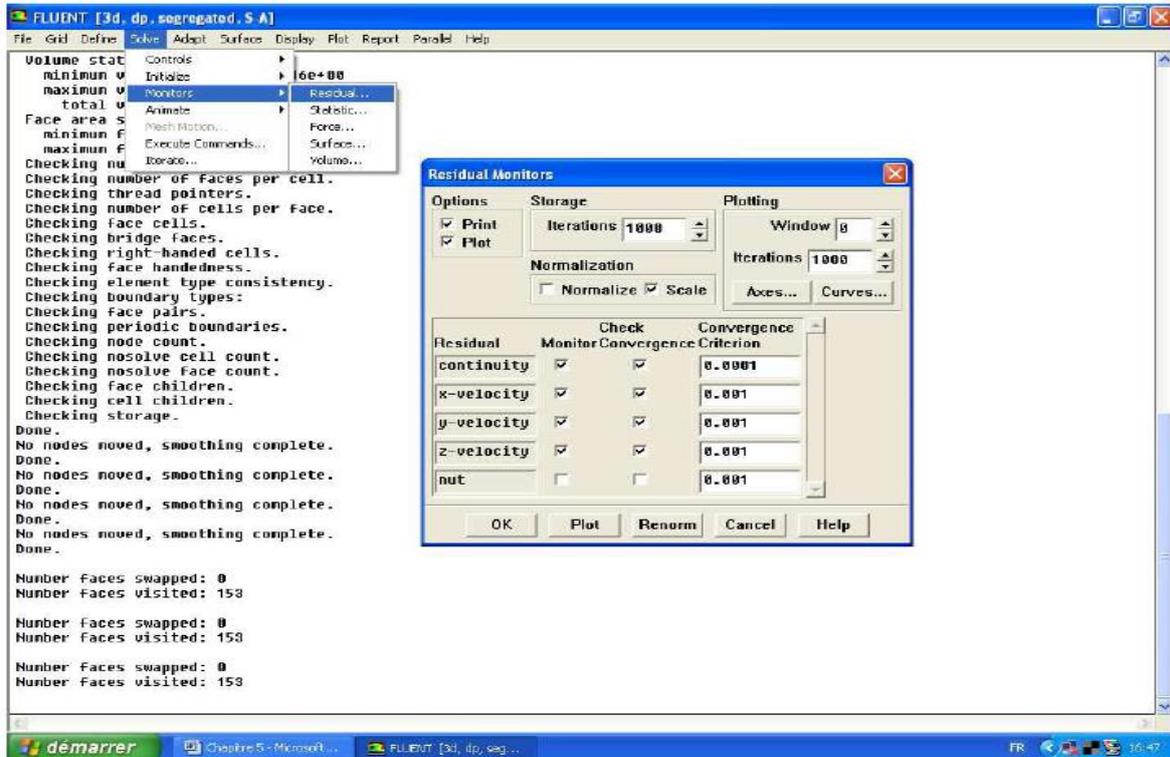
Figure IV.8 : Les conditions aux limites de la simulation

IV.4.2. Calcul itératif : [10]

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>>



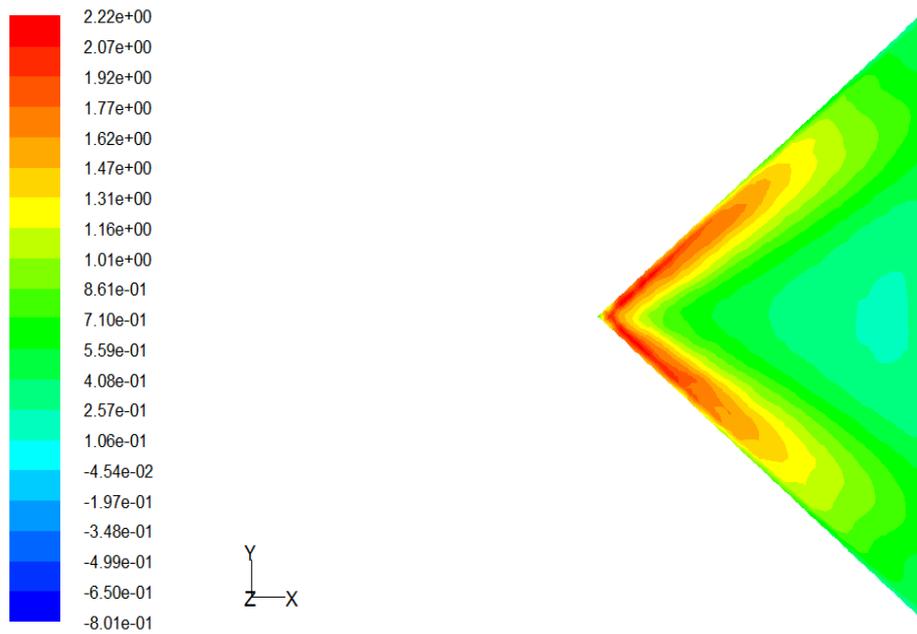
Le calcul itératif est ensuite actionné par la commande <<solver-iterat>>

IV.5. Résultats de la simulation numérique

IV.5.1. Contours de $-C_p$ numérique à l'extrados des Ailes Delta pour une vitesse $V_0=20,3$ m/s et $i=15^\circ$

D'après les **figures IV.9**. On remarque que la simulation numérique confirme l'existence de structure tourbillonnaire se développant à l'extrados de l'aile delta à apex 80° sans endommagement, et que le coefficient de dépression $-C_p$ est beaucoup plus important dans l'aile delta non endommagée.

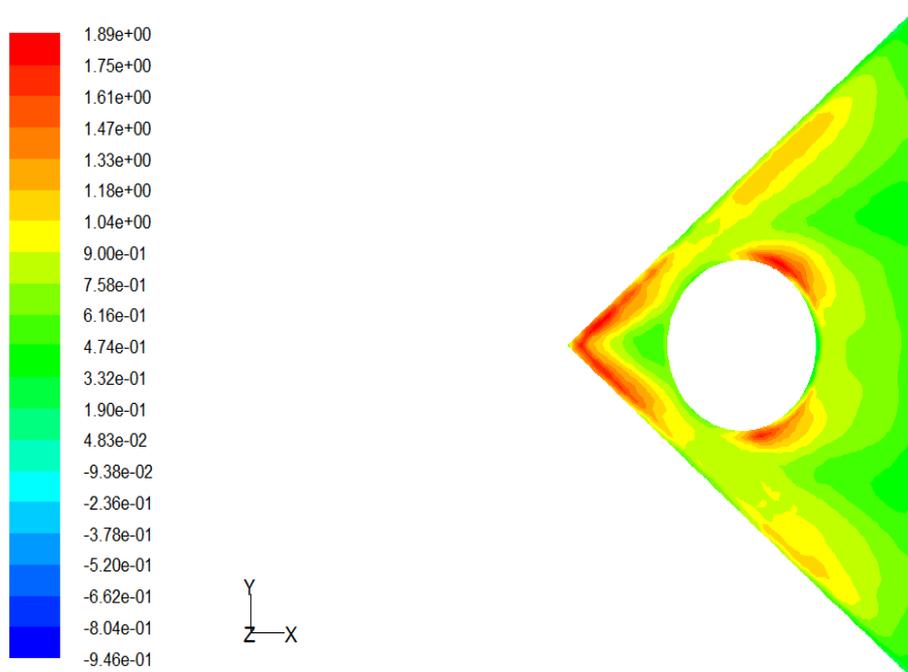
On remarque aussi que la concentration ou bien la valeur maximale de coefficient de dépression $-C_p$ sur l'apex de l'aile et sur les extrémités du trou d'endommagement, puis décroît en descendant vers le bord de fuite.



Contours of -cp

Sep 07, 2016
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

Figure IV.9 : Aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ sans endommagement à $i=15^\circ$ et à $V_0=20,3\text{m/s}$



Contours of -cp

Sep 17, 2016
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, S-A)

Figure IV.10 : Aile delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec endommagement de 17% de S à $i=15^\circ$ et à $V_0=20,3\text{m/s}$

IV.5.2. Evolution des coefficients aérodynamique Cz et Cx

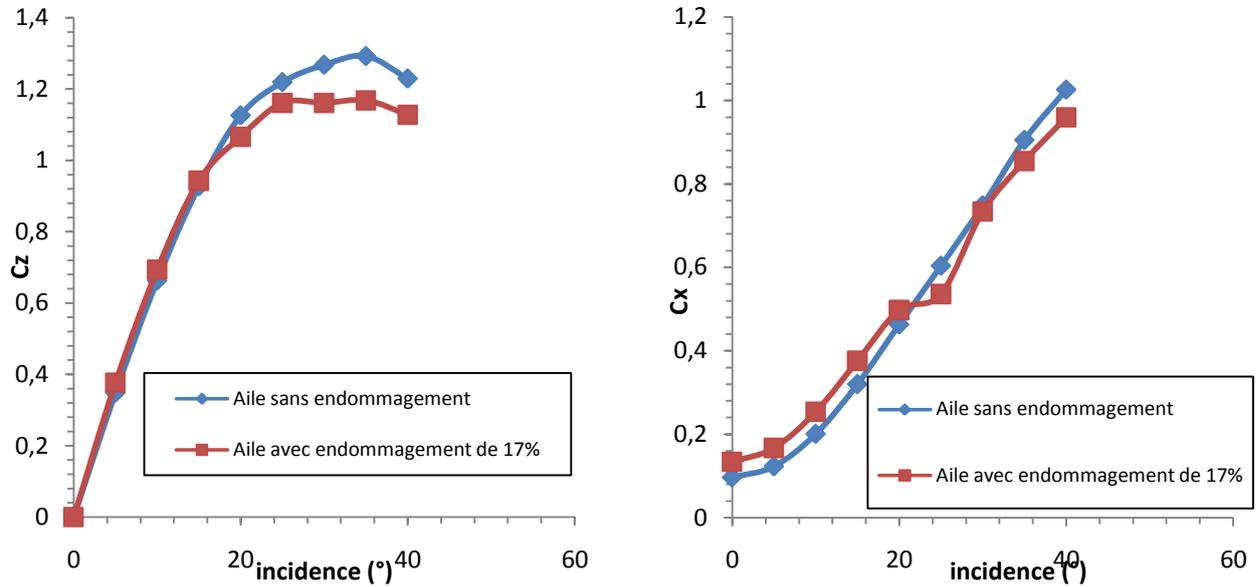


Figure IV.11 : Evolution de C_z et C_x en fonction de l'incidence ($^\circ$) pour l'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$.

D'après la **figure IV.11** : on remarque que les courbes de C_z ont la même allure, et que la courbe de l'aile avec endommagement de 17% est légèrement au dessous de la courbe de l'aile sans endommagement.

Par contre la courbe de C_x avec endommagement de 17% est au dessus de celle de la courbe sans endommagement jusqu'à l'incidence 20° puis elle passe légèrement au dessous de celle sans endommagement.

IV.5.3. La polaire et la finesse numériques

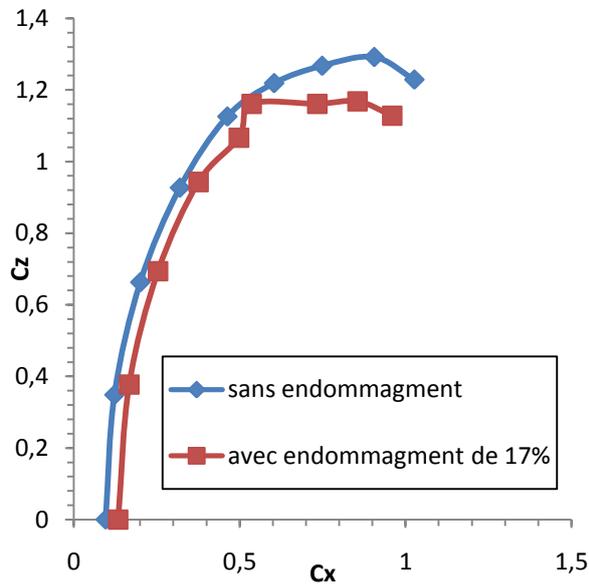
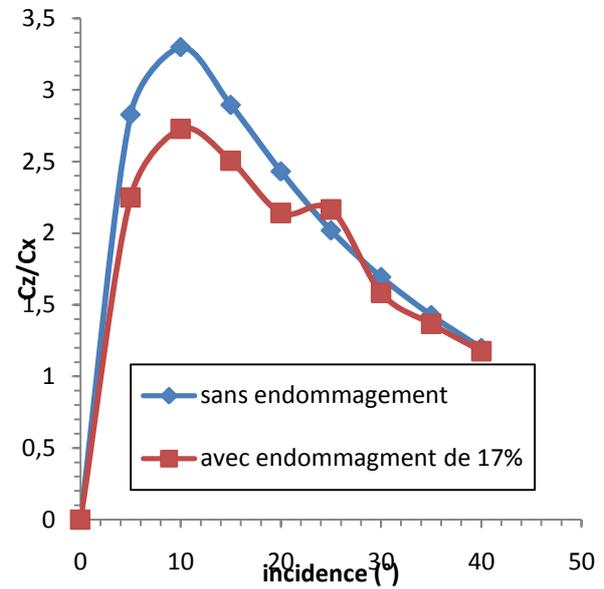
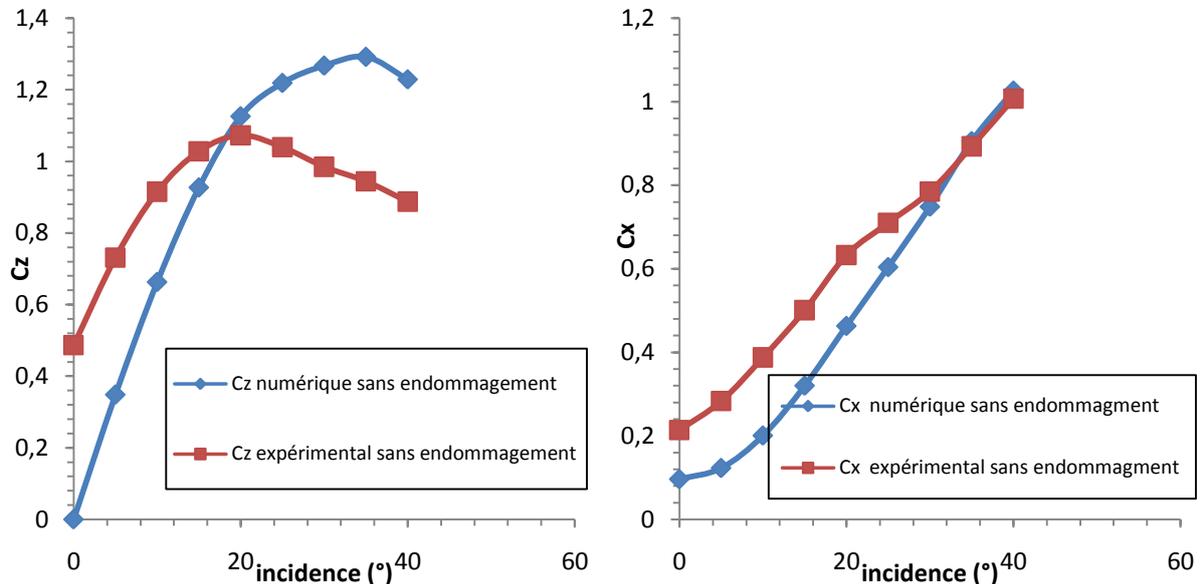
La polaire : $\text{apex } \beta=80^\circ$ La finesse : $\text{apex } \beta=80^\circ$ 

Figure IV.12 : l'évolution de la polaire et la finesse numériques d'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$

IV.5.4. Comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques d'Aile Delta à apex $\beta=80^\circ$

➤ *Sans endommagement :*



➤ *Avec endommagement de 17% :*

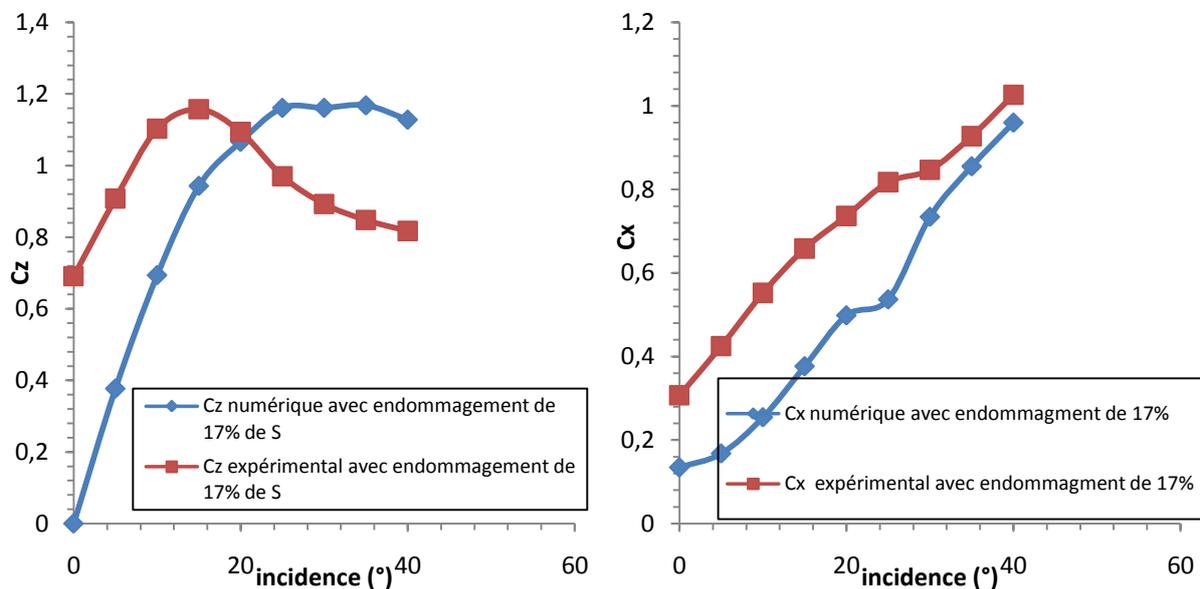


Figure IV.13 : comparaison de C_z et C_x des résultats numériques et expérimentaux pour l'aile d'angle d'apex $\beta=80^\circ$

Remarque : le décalage des courbes de C_z expérimentale par rapport à C_z numérique à $i=0$ dû à l'effet du support.

IV.6. Conclusion

Dans cette partie, nous avons réalisé une simulation numérique sur une Aile Delta d'angle d'apex $\beta=80^\circ$ avec 17% de S endommagé et sans endommagement. De cette simulation numérique on obtient que :

-L'existence de la structure tourbillonnaire se développant à l'extrados des ailes $\beta=80^\circ$, le coefficient de dépression $-C_p$ est important dans l'aile sans endommagement que non endommagée (**voire les figures IV.9. IV.10**).

-Le coefficient de dépression $-C_p$ sur l'apex de l'aile et sur les extrémités du trou d'endommagement, puis décroît en descendant vers le bord de fuite (**voire figure IV.10**).

-Les résultats numériques ne concordent pas avec tous les résultats expérimentaux.

CONCLUSION GENERALE

Ce travail a été élaboré en réalisant des maquettes d'étude à angles d'apex différents $\beta=80^\circ$, puis $\beta=60^\circ$ et $\beta=45$, pour l'étude des forces aérodynamiques qui s'exercent sur ces ailes delta.

Par la suite nous avons effectué des expériences sur ces dernières afin de mesurer le coefficient de portance C_z et de traînée C_x par l'application des contraintes sur la balance aérodynamique à jauge, Après avoir tiré des résultats des expériences effectuées, nous avons endommagé ces maquettes et effectué les mêmes expériences que les précédentes pour mesurer le coefficient de portance et de traînée, afin de comparer les résultats des expériences effectuées sur ces maquettes avec endommagement et ceux des maquettes sans endommagement.

A la fin de ce travail nous avons réalisé une simulation numérique avec le code de calcul Fluent, et les résultats de cette étude indiquent que :

Les variations de l'angle d'incidence et les variations de tolérances endommagées (% d'endommagement) sont susceptibles de perturber profondément l'écoulement de l'air autour de l'aile Delta et entraînant alors des variations concomitantes de portance et de traînée.

Ces variations accélèrent l'apparition du phénomène de décrochage qui s'accompagne d'une brusque chute de portance et d'une forte augmentation de traînée.

Pour toutes les ailes étudiées on constate que l'endommagement de 17 et 25% implique un décrochage précoce de l'aile.

Les résultats numériques sont en bon accord avec l'expérimental en particulier pour l'évolution de la traînée mais l'effet du support amplifie la différence entre la portance expérimentale et numérique.

Références Bibliographiques

- [1] G. Guillermin et F. Gély, «Formes et Matériaux dans l'aviation» Travaux Personnels Encadrés, Ecole Bilingue de Boston, Année 2004-2005, Disciplines: Physique, Histoire.
- [2]CHERRAD ADEL-EDDINE, «ETUDE DE L'ÉCOULEMENT TRANSSONIQUEAUTOUR D'UN OBSTACLE».Mémoire de Magistère, Filière: GENIE MECANIQUE, Option : Energétique, Soutenu le 22/02/2012, université de Batna.
- [3]GHERBI MOHAMED TAHAR: «modélisation par éléments finis d'une pôle d'hélicoptère sous chargement aérodynamique», Mémoire de Magistère, Filière: mécanique et ingénierie des systèmes, option: dynamique des moteurs & vibroacoustique, université M'hamed BOUGARA, Boumerdès, Soutenu le 28/09/2010.
- [4] Conseiller émérite à l'Onera jean.delery@free.fr Jean Détery, Jean-François Bret et Jean-Philippe Vieira. Direction Réseau. Ingénierie Maquettes «MÉTHODES DE MESURE EN AÉRODYNAMIQUE», Partie 1 : Mesure des efforts.
- [5]www.wikipidia.com .
- [6] J.B. Charcot ,La seconde croisière du « Pourquoi-Pas ? » au Groenland, 1931.
- [7] Deborah, Mueller Mentor et M. Eduardo, «L'aérodynamique du vol à voile à la navette spatiale», Session de Maturité 2005, Classe Pyam 3MG4, Lycée Denis-de-Rougemont, 10.12.2004.
- [8] FLORENT RENAC : Contrôle Expérimental de l'Écoulement Tourbillonnaire sur une Aile Delta, Thèse Doctorat de l'université de Paris VI, mars 2004.
- [9] S. Morgand, «Caractérisation et contrôle de l'écoulement autour d'un UCAV générique», Mechanics [physics.med-ph], Université Pierre et Marie Curie - Paris VI, 4 juillet 2014.
- [10]I. BOUMRAR, «comportement des ailes delta à Apex privilégiés avec et sans fuselage -Etude expérimentale et simulation numérique», Thèse de Doctorat le 13 septembre 2012.
- [11] H. Nouri¹ and F. Ravelet¹, «Introduction à la simulation numérique des écoulements», Application au transfert thermique sur plaque plane avec StarCCM+, 1DynFluid - Arts et Metiers ParisTech, 151 boulevard de l'Hôpital, 75013 Paris, France 6 septembre 2013.
- [12] O. BALIMA, T.FONTFREYDE, E. GEORGE, S. MARINHAS, A. REZGUI, « Etude de la convection naturelle dans une cavité carrée en 2D et 3D sous fluent et Gambit », Projet méthode numérique.
- [13]M. MEKSEM, «Evaluation des caractéristiques aérodynamiques d'une aile delta endommagée à l'endroit des tourbillons d'apex», Mémoire de fin d'études pour Master académique, promotion 2013/2014.

D'autres sites internet :

www.avionslegendaires.net .

www.club-concorde.org .

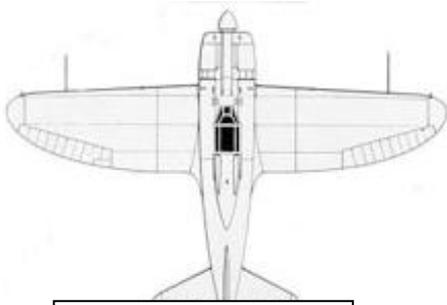
Reynald.Bur@onera.fr .

www.Ciras.ac-lille.fr .

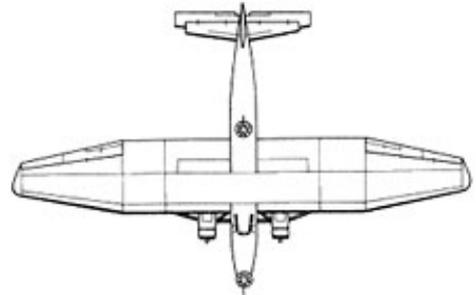
www.voiles-alternatives.com .

www.aviondefutur.e-monsite.com .

ANNEXE A1

A1. Différentes typologies d'ailes d'avion :

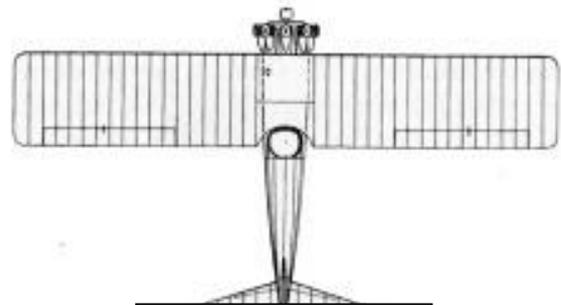
Aile basse



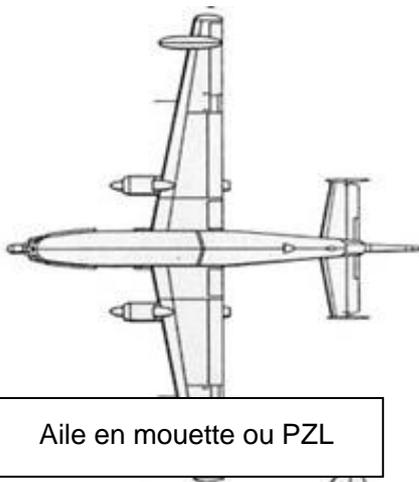
Aile haute



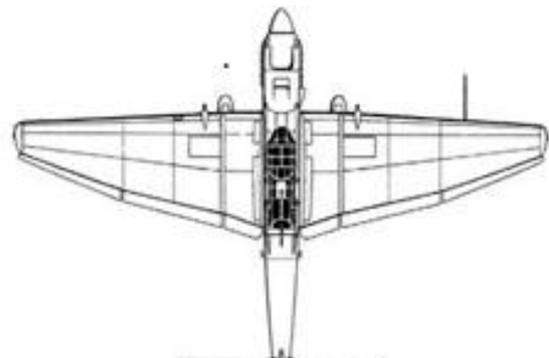
Aile médiane



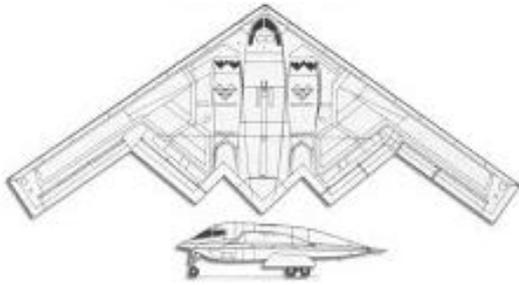
Aile parasol



Aile en mouette ou PZL



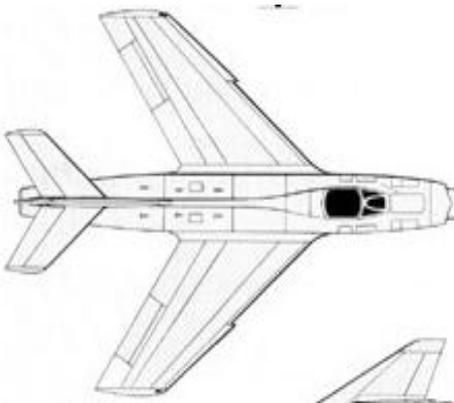
Aile en mouette inversée



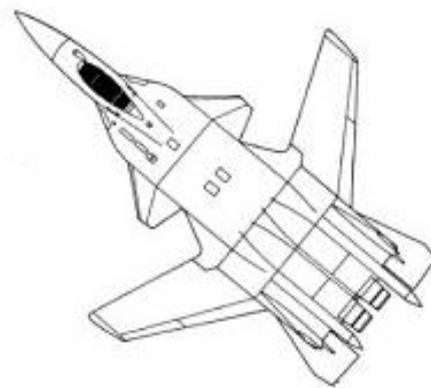
Aile volante



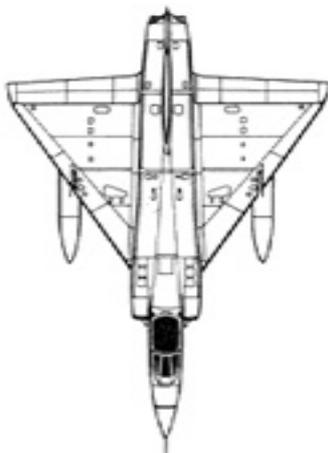
Aile droite



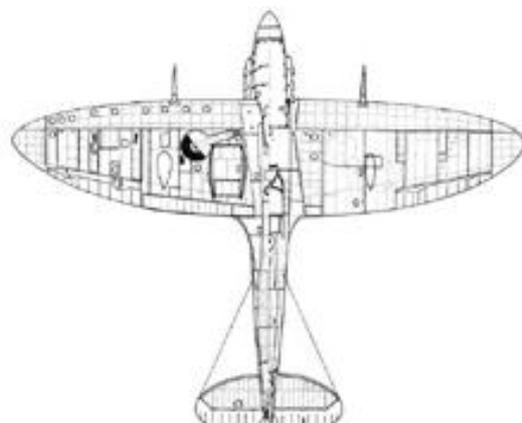
Aile en flèche



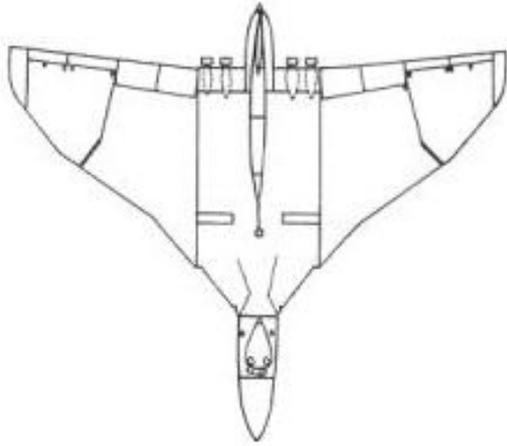
Aile en flèche inversé



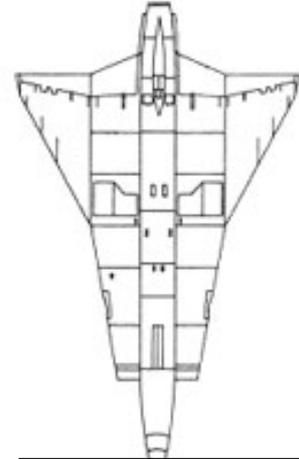
Aile delta



Aile elliptique



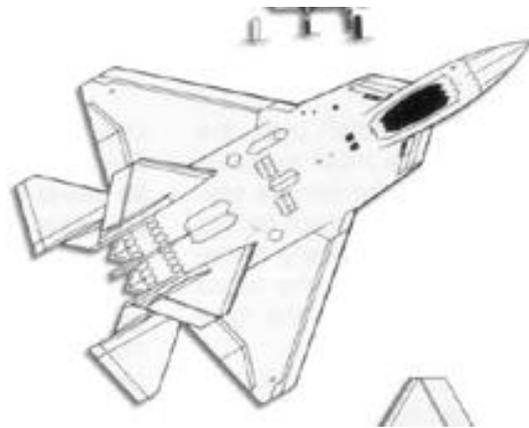
Aile gothique



Aile brisée



Aile à géométrie variable



Aile trapézoïdale

ANNEXE A2

Tableau de résultats expérimentaux:

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,4109	0,935	412,09	1,22	0,00764	0,21401042	0,4869791	2,27549282
5	0,5437	1,404	412,09	1,22	0,00764	0,28317708	0,7312500	2,58230641
10	0,7443	1,7572	412,09	1,22	0,00764	0,38765625	0,9152083	2,36087599
15	0,9617	1,9738	412,09	1,22	0,00764	0,50088542	1,0280208	2,05240719
20	1,2144	2,0587	412,09	1,22	0,00764	0,63250000	1,0722395	1,69524044
25	1,3626	1,9954	412,09	1,22	0,00764	0,70968750	1,0392708	1,46440628
30	1,5063	1,8903	412,09	1,22	0,00764	0,78453125	0,9845312	1,25492929
35	1,7143	1,8124	412,09	1,22	0,00764	0,89286458	0,9439583	1,05722452
40	1,9335	1,7038	412,09	1,22	0,00764	1,00703125	0,8873958	0,88119989

Table 1 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=80^\circ$ sans endommagement à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,8475	1,7003	823,69	1,22	0,00764	0,22070313	0,44278645	2,00625368
5	1,1174	2,8523	823,69	1,22	0,00764	0,29098698	0,74278645	2,55264500
10	1,6369	3,4560	823,69	1,22	0,00764	0,42627604	0,90000000	2,11130796
15	2,0442	3,9199	823,69	1,22	0,00764	0,53234375	1,02080729	1,91757166
20	2,5565	4,1224	823,69	1,22	0,00764	0,66575521	1,07354166	1,61251711
25	2,8417	3,9536	823,69	1,22	0,00764	0,74002604	1,02958333	1,39127986
30	3,0895	3,7338	823,69	1,22	0,00764	0,80455729	0,97234375	1,20854507
35	3,5329	3,6017	823,69	1,22	0,00764	0,92002604	0,93794270	1,01947408
40	3,8901	3,4744	823,69	1,22	0,00764	1,01304688	0,90479166	0,89313899

Table 2 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=80^\circ$ sans endommagement à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,3463	0,8061	412,09	1,22	0,00764	0,18036458	0,41984375	2,32775050
5	0,4768	1,1068	412,09	1,22	0,00764	0,24833333	0,57645833	2,32130872
10	0,6193	1,5195	412,09	1,22	0,00764	0,32255208	0,79140625	2,45357661
15	0,8752	1,8955	412,09	1,22	0,00764	0,45583333	0,98723958	2,16579067
20	1,0886	2,1437	412,09	1,22	0,00764	0,56697917	1,11651042	1,96922652
25	1,4222	2,3328	412,09	1,22	0,00764	0,74072917	1,21500000	1,64027562
30	1,6802	2,3269	412,09	1,22	0,00764	0,87510417	1,21192708	1,38489465
35	1,9591	2,1545	412,09	1,22	0,00764	1,02036458	1,12213542	1,09973967
40	2,1092	1,8930	412,09	1,22	0,00764	1,09854167	0,98593750	0,89749668

Table 3 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=60^\circ$ sans endommagement à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,7233	1,5980	823,69	1,22	0,00764	0,18835938	0,41614583	2,20931840
5	1,0404	2,4648	823,69	1,22	0,00764	0,27093750	0,64187500	2,36908881
10	1,3477	3,0503	823,69	1,22	0,00764	0,35096354	0,79434896	2,26333753
15	1,8153	3,7451	823,69	1,22	0,00764	0,47273438	0,97528646	2,06307497
20	2,3054	4,2672	823,69	1,22	0,00764	0,60036458	1,11125000	1,85095861
25	2,8255	4,6345	823,69	1,22	0,00764	0,73580729	1,20690104	1,64024066
30	3,4874	4,6706	823,69	1,22	0,00764	0,90817708	1,21630208	1,33927854
35	4,0616	4,3419	823,69	1,22	0,00764	1,05770833	1,13070313	1,06901221
40	4,3958	3,7220	823,69	1,22	0,00764	1,14473958	0,96927083	0,84671732

Table 4 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=60^\circ$ sans endommagement à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,2972	0,64830	412,09	1,22	0,00764	0,15479167	0,33765625	2,18135935
5	0,3984	1,08240	412,09	1,22	0,00764	0,20750000	0,56375000	2,71686746
10	0,5409	1,35510	412,09	1,22	0,00764	0,28171875	0,70578125	2,50526899
15	0,7301	1,68500	412,09	1,22	0,00764	0,38026042	0,87760416	2,30790302
20	0,9961	2,05520	412,09	1,22	0,00764	0,51880208	1,07041666	2,06324666
25	1,3484	2,26310	412,09	1,22	0,00764	0,70229167	1,17869791	1,67835953
30	1,6981	2,33710	412,09	1,22	0,00764	0,88442708	1,21723958	1,37630292
35	2,0033	2,32180	412,09	1,22	0,00764	1,04338542	1,20927083	1,15898767
40	2,2079	2,17040	412,09	1,22	0,00764	1,14994792	1,13041666	0,98301553

Table 5 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ sans endommagement à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	Cx	Cz	Finesse
0	0,6583	1,2400	823,69	1,22	0,00764	0,17143229	0,32291667	1,88363967
5	0,9195	1,9031	823,69	1,22	0,00764	0,23945313	0,49559896	2,06971180
10	1,2302	2,6243	823,69	1,22	0,00764	0,32036458	0,68341146	2,13323036
15	1,6309	3,0539	823,69	1,22	0,00764	0,42471354	0,79528646	1,87252437
20	2,3866	4,2234	823,69	1,22	0,00764	0,62151042	1,09984375	1,76963043
25	2,8793	4,4237	823,69	1,22	0,00764	0,74981771	1,15200521	1,53638037
30	3,6786	4,6087	823,69	1,22	0,00764	0,95796875	1,20018229	1,25284075
35	4,1743	4,5742	823,69	1,22	0,00764	1,08705729	1,19119792	1,09580049
40	4,6709	4,1802	823,69	1,22	0,00764	1,21638021	1,08859375	0,89494530

Table 6 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ sans endommagement à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,4404	0,7719	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,24211105	0,42435404	1,75272479
5	0,6104	1,3987	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,33556899	0,76893898	2,29144823
10	0,797	1,6454	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,43815283	0,90456295	2,06449184
15	1,0543	1,9615	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,57960418	1,07833975	1,86047614
20	1,2519	2,1406	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,68823529	1,17680044	1,70988098
25	1,4087	2,0162	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,77443650	1,10841121	1,43124866
30	1,4014	1,656	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,77042331	0,91039032	1,18167546
35	1,5999	1,5361	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,87954920	0,84447499	0,96012250
40	1,7398	1,4977	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,95645959	0,82336449	0,86084607

Table 7 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=80^\circ$ avec endommagement de 5% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,8737	1,8174	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,24009343	0,49942291	2,08011903
5	1,2271	2,7915	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,33720802	0,76710634	2,27487572
10	1,6771	3,7424	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,46086837	1,02841439	2,23147099
15	2,1220	4,0702	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,58312723	1,11849409	1,91809613
20	2,6495	4,2929	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,72808463	1,17969222	1,62026797
25	2,8223	3,9281	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,77557021	1,07944490	1,39180809
30	3,0743	3,4780	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,84482000	0,95575707	1,13131444
35	3,3493	3,3049	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,92039021	0,90818906	0,98674349
40	3,7244	3,1231	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,02346798	0,85823028	0,83855117

Table 8 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=80^\circ$ avec endommagement de 5% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse (F)
0	0,3408	0,7635	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,18735569	0,41973612	2,24031692
5	0,5085	1,2616	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,27954920	0,69356789	2,481022622
10	0,6867	1,6532	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,37751512	0,90885102	2,407455954
15	0,8485	2,0676	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,46646509	1,1366685	2,436770776
20	1,1432	2,3101	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,62847719	1,26998351	2,020731281
25	1,3821	2,3348	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,75981308	1,2835624	1,689313367
30	1,6692	2,3855	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,91764706	1,31143485	1,429127732
35	1,8221	2,2379	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,00170423	1,23029137	1,228198235
40	1,8511	1,8848	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,01764706	1,03617372	1,018205398

Table 9 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=60^\circ$ avec endommagement de 5% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,7525	1,4865	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,20678758	0,40849134	1,97541528
5	1,0983	2,6005	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,30181369	0,71461940	2,36775015
10	1,5218	3,3545	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,41819181	0,92181918	2,20429754
15	1,9993	3,9207	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,54940918	1,07741138	1,96103636
20	2,5196	4,3769	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,69238802	1,20277549	1,73714081
25	3,1261	4,6523	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,85905469	1,27845562	1,48821214
30	3,6397	4,5795	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,00019236	1,25845012	1,25820809
35	4,0281	4,2959	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,10692498	1,18051663	1,06648295
40	4,1488	3,5936	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,14009343	0,98752405	0,86617817

Table 10 : C_x et C_z de l'aile delta β=60° avec endommagement de 5% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,3041	0,7752	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,16717977	0,42616822	2,54916146
5	0,4362	1,1028	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,23980209	0,60626718	2,52819807
10	0,5914	1,3390	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,32512369	0,73611875	2,26411904
15	0,8109	1,5825	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,44579439	0,86998351	1,95153533
20	1,0854	2,0621	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,59670148	1,13364486	1,89985258
25	1,3353	2,2219	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,73408466	1,22149533	1,66397064
30	1,6497	2,3264	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,90692688	1,27894447	1,41019579
35	1,9287	2,2634	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,06030786	1,24431006	1,17353657
40	2,0944	2,0733	412,09	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,15140187	1,13980209	0,98992551

Table 11 : C_x et C_z de l'aile delta β=45° avec endommagement de 5% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,7131	1,2669	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,19596043	0,34814509	1,77660917
5	1,0850	1,8410	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,29815883	0,50590822	1,69677419
10	1,4531	2,4482	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,39931300	0,67276724	1,68481178
15	1,8920	2,9988	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,51992306	0,82407255	1,58498942
20	2,5189	3,7649	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,69219566	1,03459742	1,49466036
25	3,1583	4,0602	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	0,86790327	1,11574608	1,28556501
30	3,7816	4,1958	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,03918659	1,15300907	1,10953035
35	4,4047	4,1398	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,21041495	1,13762023	0,93985969
40	4,7366	3,7363	823,69	1,22	0,00764	0,000382	0,007258	1,30162132	1,02673811	0,78881476

Table 12 : C_x et C_z de l'aile delta β=45° avec endommagement de 5% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,4152	0,9722	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,24139535	0,56523256	2,34152215
5	0,5826	1,358	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,33872093	0,78953488	2,33093031
10	0,7767	1,6797	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,45156977	0,97656977	2,16261104
15	1,01	1,9918	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,58720930	1,15802326	1,97207920
20	1,2332	2,1193	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,71697674	1,23215116	1,71853713
25	1,2774	1,7662	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,74267442	1,02686047	1,38265226
30	1,3293	1,5691	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,77284884	0,91226744	1,18039569
35	1,5072	1,5581	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,87627907	0,90587209	1,03377123
40	1,6898	1,4693	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,98244186	0,85424419	0,86951118

Table 13 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 10% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,8567	1,6902	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,24904070	0,49133721	1,97291934
5	1,3308	2,9454	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,38686047	0,85622093	2,21325518
10	1,7472	3,6530	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,50790698	1,06191860	2,09077381
15	2,1428	3,9036	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,62290698	1,13476744	1,82172857
20	2,4846	3,9617	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,72226744	1,15165698	1,59450213
25	2,5956	3,3236	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,75453488	0,96616279	1,28047464
30	2,7210	2,9799	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,79098837	0,86625000	1,09514884
35	3,0499	2,8883	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,88659884	0,83962209	0,94701465
40	3,4343	2,7811	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,99834302	0,80845930	0,80980112

Table 14 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 10% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,3704	0,6443	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,21534884	0,37459302	1,73947084
5	0,5613	1,1115	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,32633721	0,64622093	1,98022447
10	0,7815	1,5945	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,45436047	0,92703488	2,04030710
15	0,9814	1,7789	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,57058140	1,03424419	1,81261463
20	1,2569	2,0426	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,73075581	1,18755814	1,62510939
25	1,525	2,1948	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,88662791	1,27604651	1,43921311
30	1,5612	1,8332	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,90767442	1,06581395	1,17422495
35	1,6903	1,6501	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,98273256	0,95936047	0,9762172
40	1,8511	1,4449	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,07622093	0,84005814	0,78056290

Table 15 : C_x et C_z de l'aile delta β=60° avec endommagement de 10% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,7399	1,1929	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,21508721	0,34677326	1,61224489
5	1,1429	2,5976	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,33223837	0,75511628	2,27281476
10	1,5807	3,3748	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,45950581	0,98104651	2,13500347
15	2,0076	3,8199	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,58360465	1,11043605	1,90271966
20	2,5578	4,1744	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,74354651	1,21348837	1,63202752
25	2,9269	4,0997	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,85084302	1,19177326	1,40069698
30	3,0148	3,6664	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,87639535	1,06581395	1,21613374
35	3,4994	3,3423	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,01726744	0,97159884	0,95510659
40	3,7371	3,0085	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,08636628	0,87456395	0,80503599

Table 16 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=60^\circ$ avec endommagement de 10% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,3240	0,5745	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,18837209	0,33401162	1,773148148
5	0,4832	1,1729	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,28093023	0,68191860	2,427359272
10	0,6622	1,4810	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,38500000	0,86104651	2,236484446
15	0,8742	1,7060	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,50825581	0,99186046	1,951498513
20	1,1144	2,1612	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,64790698	1,25651162	1,939339555
25	1,4318	2,3179	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,83244186	1,34761627	1,618871351
30	1,6674	2,3646	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,96941860	1,37476744	1,418136020
35	1,7889	2,0696	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,04005814	1,20325581	1,156912069
40	1,8977	1,7515	412,09	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,10331395	1,01831395	0,922959372

Table 17 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ avec endommagement de 10% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,6985	1,2945	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,20305233	0,37630814	1,85325697
5	1,0073	2,2680	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,29281977	0,65930233	2,25156358
10	1,6344	3,1552	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,47511628	0,91720930	1,93049437
15	1,8543	3,3491	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,53904070	0,97357558	1,80612630
20	2,3249	3,9653	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,67584302	1,15270349	1,70557873
25	3,0603	4,4917	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	0,88962209	1,30572674	1,46773192
30	3,5014	4,4098	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,01784884	1,28191860	1,25943908
35	3,6748	3,6451	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,06825581	1,05962209	0,99191792
40	4,0855	3,4522	823,69	1,22	0,00764	0,000764	0,006876	1,18764535	1,00354651	0,84498837

Table 18 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ avec endommagement de 10% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,4851	1,0919	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,30702532	0,69107595	2,25087610
5	0,6712	1,4340	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,42481013	0,90759494	2,13647199
10	0,8722	1,7420	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,55202532	1,10253165	1,99724833
15	1,0402	1,8279	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,65835443	1,15689873	1,75725822
20	1,1637	1,7283	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,73651899	1,09386076	1,48517659
25	1,2915	1,5327	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,81740506	0,97006329	1,18675958
30	1,3378	1,4103	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,84670886	0,89259494	1,05419345
35	1,4657	1,3395	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,92765823	0,84778481	0,91389779
40	1,6220	1,2909	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,02658228	0,81702532	0,79586929

Table 19 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 17% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,9936	1,9913	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,31343849	0,62817035	2,00412640
5	1,4390	2,8736	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,45394322	0,90649842	1,99694232
10	1,8059	3,2803	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,56968454	1,03479495	1,81643501
15	2,2040	3,2493	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,69526814	1,02501577	1,47427404
20	2,4228	3,107	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,76429022	0,98012618	1,28240052
25	2,5749	2,7569	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,81227129	0,86968454	1,07068235
30	2,6945	2,6589	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,85000000	0,83876972	0,98678790
35	2,1916	2,5489	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,69135647	0,80406940	1,16303157
40	3,2258	2,4253	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,01760252	0,76507886	0,75184450

Table 20 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 17% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,422	0,7383	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,26708861	0,46727848	1,74952606
5	0,5962	1,3371	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,37734177	0,84626582	2,24270379
10	0,8268	1,668	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,52329114	1,0556962	2,01741654
15	1,0085	1,8693	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,63829114	1,18310127	1,85354486
20	1,1274	1,7338	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,71354430	1,09734177	1,53787475
25	1,236	1,6278	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,78227848	1,03025316	1,31699029
30	1,3795	1,5533	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,87310127	0,98310127	1,12598767
35	1,5492	1,4904	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,98050633	0,94329114	0,96204492
40	1,7117	1,3762	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,08335443	0,87101266	0,80399602

Table 21 : C_x et C_z de l'aile delta β=60° avec endommagement de 17% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,8555	1,4399	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,26987382	0,45422713	1,68310929
5	1,2154	2,5260	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,38340694	0,79684543	2,07832812
10	1,6061	3,1143	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,50665615	0,98242902	1,93904489
15	1,9118	3,4287	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,60309148	1,08160883	1,79344073
20	2,1977	3,2645	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,69328076	1,02981073	1,48541657
25	2,3884	3,0656	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,75343849	0,96706625	1,28353709
30	2,7288	2,9493	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,86082019	0,93037855	1,08080474
35	2,9491	2,8510	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,93031546	0,89936909	0,96673561
40	3,3107	2,5995	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,04438486	0,82003155	0,78518138

Table 22 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=60^\circ$ avec endommagement de 17% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,3886	0,8211	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,24594937	0,51968354	2,11296963
5	0,5649	1,2353	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,35753165	0,78183544	2,18675871
10	0,7192	1,4553	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,45518987	0,92107595	2,02349833
15	0,9343	1,6876	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,59132911	1,06810127	1,80627207
20	1,1824	1,8206	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,74835443	1,15227848	1,53974966
25	1,3903	1,7855	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,87993671	1,13006329	1,28425519
30	1,5308	1,6794	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,96886076	1,06291139	1,09707342
35	1,6003	1,5491	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,01284810	0,98044304	0,96800599
40	1,7609	1,3508	412,09	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,11449367	0,85493671	0,76710772

Table 23 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ avec endommagement de 17% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=20,3m/s$.

incidence (°)	Fx	Fz	V ²	ρ	S	s	S-s	Cx	Cz	Finesse
0	0,7436	1,2678	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,23457413	0,39993691	1,70494889
5	1,1413	1,9762	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,36003155	0,62340694	1,73153421
10	1,5265	2,7778	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,48154574	0,87627760	1,81971831
15	1,7850	3,1412	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,56309148	0,99091483	1,75977591
20	2,2835	3,5603	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,72034700	1,12312303	1,55914166
25	2,6092	3,5582	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,82309148	1,12246057	1,36371301
30	2,9596	3,4699	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	0,93362776	1,09460568	1,17242194
35	3,3031	3,2544	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,04198738	1,02662461	0,98525627
40	3,5891	2,9392	823,69	1,22	0,00764	0,0012988	0,0063412	1,13220820	0,92719243	0,81892396

Table 24 : Cx et Cz de l'aile delta $\beta=45^\circ$ avec endommagement de 17% de S à $x=l_0/2$ et à $V_0=30m/s$.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,5202	0,9447	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,36377622	0,66062937	1,81603229
5	0,6603	1,2691	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,46174825	0,88748252	1,92200514
10	0,8509	1,4727	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,59503497	1,02986014	1,73075567
15	0,9966	1,5698	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,69692308	1,09776224	1,57515552
20	1,1593	1,5359	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,81069930	1,07405594	1,32485120
25	1,2237	1,4507	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,85573427	1,01447552	1,18550298
30	1,2190	1,3077	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,85244755	0,91447552	1,07276456
35	1,3364	1,2547	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,93454545	0,87741259	0,93886560
40	1,4211	1,1679	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,99377622	0,81671329	0,82182816

Table 25 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	1,0025	1,5466	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,34930314	0,53888502	1,54274314
5	1,3854	2,4914	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,48271777	0,86808362	1,79832539
10	1,6499	2,7272	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,57487805	0,95024390	1,65294866
15	2,0189	2,9242	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,70344948	1,01888502	1,44841250
20	2,3485	2,9470	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,81829268	1,02682927	1,25484351
25	2,5834	2,8082	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,90013937	0,97846690	1,08701710
30	2,5633	2,4248	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,89313589	0,84487805	0,94596808
35	2,7075	2,3251	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,94337979	0,81013937	0,85876269
40	2,9879	2,1955	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,04108014	0,76498258	0,73479701

Table 26 : C_x et C_z de l'aile delta β=80° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,4224	0,6052	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,29538462	0,42321678	1,43276515
5	0,5963	1,2248	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,41699301	0,85650350	2,05399966
10	0,7332	1,3796	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,51272727	0,96475524	1,88161483
15	0,9287	1,5534	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,64944056	1,08629371	1,67266070
20	1,0175	1,5805	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,71153846	1,10524476	1,55331695
25	1,1576	1,4529	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,80951049	1,01601399	1,25509675
30	1,2013	1,3875	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,84006993	0,97027972	1,15499875
35	1,3561	1,3033	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,94832168	0,91139860	0,96106481
40	1,4399	1,1991	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,00692308	0,83853147	0,83276616

Table 27 : C_x et C_z de l'aile delta β=60° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,9403	1,5936	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,32763066	0,55526132	1,69477826
5	1,2440	2,4097	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,43344948	0,83961672	1,93705787
10	1,5653	2,8206	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,54540070	0,98278746	1,80195489
15	1,9049	2,9948	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,66372822	1,04348432	1,57215601
20	2,1599	2,9375	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,75257840	1,02351916	1,36001666
25	2,4195	2,8076	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,84303136	0,97825784	1,16040504
30	2,6171	2,6180	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,91188153	0,91219512	1,00034389
35	2,7513	2,4370	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,95864111	0,84912892	0,88576309
40	2,9798	2,2718	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,03825784	0,79156794	0,76240016

Table 28 : C_x et C_z de l'aile delta β=60° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,3698	0,6923	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,25860140	0,48412587	1,87209302
5	0,5049	1,1072	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,35307692	0,77426573	2,19290948
10	0,6666	1,3527	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,46615385	0,94594406	2,02925292
15	0,7977	1,5387	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,55783217	1,07601399	1,92892064
20	0,9766	1,5628	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,68293706	1,09286713	1,60024575
25	1,1519	1,5533	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,80552448	1,08622378	1,34846774
30	1,2354	1,5218	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,86391608	1,06419580	1,23182774
35	1,3364	1,3550	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,93454545	0,94755245	1,01391798
40	1,4862	1,2421	412,09	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,03930070	0,86860140	0,83575561

Table 29 : C_x et C_z de l'aile delta β=45° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=20,3m/s.

incidence (°)	F _x	F _z	V ²	ρ	S	s	S-s	C _x	C _z	Finesse
0	0,8565	1,3664	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,29843206	0,47609756	1,595329831
5	1,1078	1,6868	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,38599303	0,58773519	1,522657519
10	1,4740	2,3366	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,51358885	0,81414634	1,585210312
15	1,8095	2,6044	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,63048780	0,90745645	1,439292622
20	2,1989	2,7793	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,76616725	0,96839721	1,263950157
25	2,5263	2,7862	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,88024390	0,97080139	1,102877726
30	2,8472	2,7263	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	0,99205575	0,94993031	0,957537230
35	3,2020	2,3950	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,11567944	0,83449477	0,747970019
40	3,2146	2,1385	823,69	1,22	0,00764	0,00191	0,00573	1,12006969	0,74512195	0,665246065

Table 30 : C_x et C_z de l'aile delta β=45° avec endommagement de 25% de S à x=l₀/2 et à V₀=30m/s.