REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

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

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLÔME
MASTER ACADEMIQUE EN GENIE MECANIQUE

Option : ENERGETIQUE ACADEMIQUE

Thème

Etude Expérimentale et Numérique des Spoilers et des Aérofreins

Réalisé par :

M : BENAMEUR Brahim

M : BERRADJ Djilali

Dirigé par :

M : I. BOUMRAR.

Promotion 2017/2018

Remerciements

Nous exprimons nos sincères remerciements à notre encadreur, M. I. BOUMRAR, pour sa disponibilité et ses conseils durant toute la période de la réalisation de ce projet de fin d'études.

Nos vifs remerciements vont également aux membres du jury qui ont accepté d'examiner ce travail.

Un grand merci à nos encadreurs durant notre stage à Air Algérie, M^{rs} MOUSSI Ahmed, SEGHIER Riad, BELAHSENE Yacine, et MAKHLOUFI Tarek.

Enfin, nous remercions tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Dédicaces

Je dédie ce travail

À la mémoire de ma chère cousine Djedjiga

À ma très chère mère et mon très cher Père

À mes chers frères, mes chères sœurs
À tous mes amis, qui ont toujours été présents pour moi
À mes neveux et nièces.

À ceux qui m'ont toujours encouragé pour que je réussisse dans mes études

À une chère personne qui m'a soutenu dans les moments les plus difficiles de ma vie

À mes chers amis de la promotion Génie mécanique énergétique 2017/2018

À tous mes amis et frères de l'association TALA u GUELLID, du groupe TAFSUT et ETS PYB

Le jour est venu pour leur dire merci…

B. Brahim

Dédicaces

Je dédie ce travail à :

La mémoire de mes grands mères « YEMMA FATMA » et

« YEMMA KHELOUDJA »,

« Que DIEU ait leurs âmes et leurs accorde le paradis ».

Mes très chers parents qui m'ont tant soutenue tout au long de mes études, que Dieu les garde et les protège.

Mes très chers frères, sœurs et ma belle sœur

Mon cher neveu MATHYS

Tous mes amis (es) : Fateh, Said, Kouceila,

Moukrane ,Anissa,Mehrez ,Juba ,Lynda ,Anis,

Mes amis (es) de la promotion : Brahim, Youcef, Abdennour, Kouceila, Lounes, Azdine, Massi, Sofia, Zahir, Gundogan, Salim, Celia Randa, Liza, Amel ,Chrif,Farid,Nacer .

B. Djillali

Table des matières

Nomenclature I

Table de Figures II

Introduction Générale 1

Chapitre I : Ailes d'Avions

1 Introduction 3

2 Rôles d'un avion 3

3 Description d'un avion 4

4 L'avion en vol 4

4.1 La poussée (Thrust) 4

4.2 La traînée (Drag) 4

4.3 Le poids (Weight) 5

4.4 La portance (Lift) 5

5 La voilure 6

5.1 Spécificités de l'aile d'avion 6

5.2 Le profil d'aile 7

5.2.1 Caractéristiques géométriques du profil 7

5.3 Différentes formes de profils 7

5.4 Principe du vol 9

5.5 Diffèrent types d'ailes 9

5.5.1 Aile droite 9

5.5.2 Aile elliptique 10

5.5.3 Aile trapézoïdale 10

5.5.4 Aile volante 11

5.5.5 La Flèche 11

5.6 Les éléments d'une aile d'avion 12

5.6.1 Les surfaces de contrôle 12

5.6.2 Les hypers sustentateurs 13

5.7 Les hypo sustentateurs 16

Chapitre II : Hypo-Sustentation et AéroFreinage

1 Introduction 18
2 Systèmes de freinage aérodynamique 18
2.1 Le parachute 18
2.2 Les inverseurs de poussée (Thrust reversers) 19
2.2.1 Moteurs Jet 19
2.2.2 Moteurs à hélice 20
2.3 Les spoilers et aérofreins 21
2.3.1 Les aérofreins 21
2.3.2 Emplacement des aérofreins 21
3 Description des destructeurs de portance, ou spoilers 24
3.1 Description 24
3.2 Emplacement des spoilers 25
3.3 Fonctions 25
3.3.1 Fonction « aéro-freinage » 25
3.3.2 Fonction « amélioration de la pente de descente » 26
3.3.3 Fonction « roulis » 27
4 Décrochage et décollement de la couche limite sur les profils avec aéro-freins 28
4.1 L'air 28
4.1.1 La résistance de l'air 30
4.1.2 Facteurs influençant la résistance de l'air 31
4.1.3 Forme du corps 31
4.2 Couche limites 32
4.3 Théorie des couche limite 33
4.4 Équations de la couche limite 33
4.5 Couche limite turbulente 35
4.6 Le phénomène de décollement de couche limite sur un profil d'aile 36
4.6.1 Physique du décollement 36
4.6.2 Les causes et effets de décollement 37
4.6.3 Classification des différents états de la couche limite 39
4.7 Ecoulement autour d'un profil avec un spoiler 39
4.7.1 Modèle de répartition de la pression de spoiler 41

5 Analyse de l'atterrissage 41
5.1 Les forces influençant l'atterrissage 41
6 Conclusion 43

Chapitre III : Approche expérimentale

1 Introduction 45
2 Techniques expérimentales de mesure 45
2.1 Souffleries 45
2.2 Multi-manomètre 46
2.3 Tube de Pitot 47
2.4 Balance aérodynamique 48
2.5 Indicateur de contraintes 51
2.6 Micro-ordinateur et chaîne d'acquisition des données 51
3 Conception du profil aérodynamique 52
3.1 Réalisation de la maquette 52
3.2 Caractéristiques aérodynamiques et dimensions 52
3.3 Etapes de conception de la maquette 53
3.4 Réalisation des aérofreins à échelle réduite 54
4 Les essais effectués 56
5 Présentation des résultats expérimentaux 57
5.1 Coefficient de portance Cz 57
5.2 Coefficient de traînée Cx 59

Chapitre IV : Simulation numérique

1 Introduction 63
2 Outils de simulation : (Gambit et Fluent) 63
2.1 Gambit 63
2.1.1 Répertoire 63
2.1.2 Interface principale de Gambit 64
2.2 Code Fluent 67
2.3 Fenêtre de démarrage 67
2.3.1 Interface principale 68
2.3.2 Modèle numérique utilisé par le code *Fluent* 69

3 Simulation numérique de l'écoulement autour du profile Boeing 737 root 70
3.1 Courbes de la trainée et de la portance 72
3.2 Courbes de la finesse et de la polaire numérique 73

Chapitre V : Discussion des résultats

1 Introduction 76
2 Confrontation des résultats expérimentaux et des résultats numériques 76
2.1 Comparaison de la finesse et polaire numériques et expérimentales du profil 76
2.2 Comparaison du Cx numérique et expérimentale du profil 77
2.3 Effet de la position x/c et de l'incidence des spoilers 77
2.4 Comparaison des coefficients de portance et de trainée suivant l'angle d'attaque en diminuant les surfaces des spoilers 78
Conclusion Générale 82
Références Bibliographiques.....
Annexes .....

Table Des Figures

Chapitre I :

FIGURE (I.1) : forces principales en vol 5
FIGURE (I.2) : les axes de manœuvres 6
FIGURE (I.3) : paramètres géométriques d'un profile 7
FIGURE (I.4) : profile biconvexe symétrique 8
FIGURE (I.5) : profile biconvexe dissymétrique 8
FIGURE (I.6) : profile convexe 8
FIGURE (I.7) : profile laminaire 9
FIGURE (I.8) : représentation de l'écoulement de l'air autour d'un profile d'aile 9
FIGURE (I.9) : ah Broussard 10
FIGURE (I.10) : supermarine spitfire. 10
FIGURE (I.11) : lokheed martin f-22 raptor 10
FIGURE (I.12): NORTHROP b-2 spirit 11
FIGURE (I.13) : aile mystère iv 11
FIGURE (I.14) : airbus a-320 12
FIGURE (I.15) : sukhoi su-47 berkut 12
FIGURE (I.16) : extrémité d'aile d'un A320 12
FIGURE (I.17) : sukhoi su-30 12
FIGURE (I.18) : représentation d'une aile d'avion avec emplacement des ailerons haute vitesse 13
FIGURE (I.19) : profile avec bord d'attaque fixe 14
FIGURE (I.20) : profile avec bord d'attaque Kruger 14
FIGURE (I.21) : profile avec bord d'attaque Kruger a fente 14
FIGURE (I.22) : profile avec bord d'attaque « slats » 14
FIGURE (I.23) : profile avec bord de fuite d'intrados 15
FIGURE (I.24) : profile avec bord des volets de courbure 15
FIGURE (I.25) : profile avec des volets de courbure a fente 16
FIGURE (I.26) : profile avec volets zap 16
FIGURE (I.27) : profile avec volets Fowler 16

Chapitre II :

FIGURE (II.1) : Dassault mirage avec parachute de freinage. 18
FIGURE (II.2) : inverseur de poussée en section cylindrique 19
FIGURE (II.3) : inverseur de poussée en corolle de pétales. 20
FIGURE (II.4) : inverseur de poussée en valves d'une coquille 20
FIGURE (II.5) : inverseur de poussée par variation de pas d'hélice 20
FIGURE (II.6) : écoulement autour d'un profile d'aile avec aérofrein ferme 21
FIGURE (II.7) : écoulement autour d'un profile d'aile avec aérofrein déployé 21
FIGURE (II.8) : aérofreins sur l'extrados et l'intrados 22

FIGURE (II.9) : aérofreins sous le fuselage 22
FIGURE (II.10) : aérofreins au cône de queue 22
FIGURE (II.11) : aérofreins sur le fuselage 23
FIGURE (II.12) : aérofreins autour de la tuyère d'éjection 23
FIGURE (II.13) : aérofreins sur la partie latérale du fuselage 23
FIGURE (II.14) : écoulement autour d'un profile d'aile avec spoiler rentre 24
FIGURE (II.15) : écoulement autour d'un profile d'aile avec spoiler déployé 24
FIGURE (II.16) : emplacement des spoilers sur les ailes d'un b737-ng 25
FIGURE (II.17) spoilers et aéro freins levés pour la fonction aéro-freinage: 26
FIGURE (II.18) : spoilers levés symétriquement pour la fonction lift dumper 27
FIGURE (II.19) : spoiler levé d'un côté pour la fonction roulis 28
FIGURE (II.20) : Couche limite laminaire 29
FIGURE (II.21) : Couche limite laminaire et turbulente 29
FIGURE (II.22) : Ecoulement tourbillonnaire 30
FIGURE (II.23) : Répartition des forces sur un corps 30
FIGURE (II.24) : Répartition de la pression sur la surface d'un corps 31
FIGURE (II.25) : couche limite développée sur un corps solide 32
FIGURE (II.26) : écoulement d'un fluide idéal et d'un fluide visqueux sur une paroi plane .. 32
FIGURE (II.27) : profil de vitesse au travers d'une couche limite au-dessus d'une plaque 33
FIGURE (II.28) : décollement de la couche limite 36
FIGURE (II.29) : profils de vitesse lors de décollement 37
FIGURE (II.30) : existence de décollement dans une tuyère 37
FIGURE (II.31) : décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion 38
FIGURE (II.32) : les différents états de la couche limite 39
FIGURE (II.33) : champ d'écoulement typique du a un aileron géométrique macro monte à l'arrière 40
FIGURE (II.34) : effet d'un déflecteur sur les coefficients aérodynamiques 40
FIGURE (II.35) : champ d'écoulement typique du a un aileron géométrique macro monte à l'arrière 41

FIGURE (II.36) : dela force de freinage avec la distance. [atpl ground training series, fourth edition, oxford aviation academy] 42

Chapitre III :

FIGURE(III.1) : soufflerie du département 46
FIGURE(III.2) : multi-manomètre 47
FIGURE (III.3) : tube de Pitot 47
FIGURE(III.4) : balance aérodynamique. 48
FIGURE (III.5) : schéma détaille de la balance aérodynamique 48
FIGURE(III.6) : disposition des jauges de contrainte 49
FIGURE(III.7) : jauge de contrainte. 49

FIGURE(III.8) : pont de Wheatstone 50
FIGURE(III.9) : indicateur de contrainte 51
FIGURE(III.10) : micro-ordinateur 51
FIGURE(III.11) : l'aile d'un Boeing 737 52
FIGURE(III.12) : représentation 3d du profile à étudier 53
FIGURE (III.13) : évolution du coefficient de portance suivant l'angle d'attaque 53

FIGURE (III.14) : évolution du coefficient de portance suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=50% 54
FIGURE (III.15) : évolution du coefficient de portance suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=65% 54
FIGURE (III.16) : évolution du coefficient de portance suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=65% 55
FIGURE (III.17) : évolution du coefficient de portance suivant l'angle d'attaque 55
FIGURE (III.18) : évolution du coefficient de trainée suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=50% 56
FIGURE (III.19) : évolution du coefficient de trainée suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=65% 58
FIGURE (III.20) : évolution du coefficient de trainée suivant l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=80% 58
FIGURE (III.21) : evolution de la finesse suivant l'angle d'attaque α a 20.3 et 31 m/s 59
FIGURE (III.22): evolution de la finesse suivant l'angle d'attaque α a 20.3 et 31 m/s 60
FIGURE (III.23) : évolution du coefficient de trainée en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=65%. 60
FIGURE (III.24) : évolution du coefficient de trainée en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération a x/c=80%. 61

Chapitre IV :

FIGURE(IV.1) : fenêtre du répertoire 63
FIGURE(IV.2) : interface principale 64
FIGURE(IV.3) : barre du menue principale 64
FIGURE (IV.4) : répertoire d'outils d'opérations 65
FIGURE (IV.5) : menue de création des géométries. 65
FIGURE (IV.6) : menue de maillage 66
FIGURE (IV.7) : menue de définition de conditions aux limites. 66
FIGURE(IV.8) : menue d'outils 67
FIGURE (IV.9) : fenêtre de contrôle générale 67
FIGURE(IV.10) : fenêtre de démarrage 67
FIGURE(IV.11) : interface principale 68
FIGURE (IV.12) : contours -Cp du profile simuler sans spoiler a 20.3m/s. 70
FIGURE (IV.13) **:** vecteurs vitesse autour du profile a α=0° sans spoiler 70
FIGURE (IV.14) : contours -cp du profile simulé à 20.3m/s avec spoiler déployé à 60° à 80% de la corde 71

FIGURE (IV.15) : vecteurs vitesse autour du profile a α=0° avec spoiler déployé a 80% de la chorde à60° 71
FIGURE(IV.16) :évolution du cx et du cz suivant l'angle d'attaque pour un profil Sans spoiler a v=20.3m/s 72

FIGURE(IV.17) :évolution du cx et du cx pour le profil avec un spoiler déployé a 60° a 80% de la chorde. 72
FIGURE(IV.18) :évolution de la finesse suivant l'angle d'attaque pour le profil sans spoiler obtenue par simulation numérique 73

FIGURE (IV.19): évolution de la polaire, suivant l'angle d'attaque, pour le profil sans spoiler obtenue par simulation numérique 73
FIGURE (IV.20) : évolution de la finesse suivant l'angle d'attaque, pour le profil avec spoiler déployé a 60° a 80% de la chorde. 73
FIGURE (IV.21): évolution de la polaire pour le profil avec spoiler déployé à 60° à 80% de la chorde 74
Figure (IV.22) **:** Polaire numérique en fonction de l'angle d'attaque pour le profil avec spoiler déployé à β=60° à x/c=80% de la corde 74

Chapitre V :

FIGURE (V.1) : évolution des polaires numérique et expérimentale sans spoiler et avec spoiler incline a β=60°, à 20.3m/s 76
FIGURE (V.2): évolution des polaires numérique et expérimentale sans spoiler et avec spoiler incline a β=60°,a 20.3m/s……..76
FIGURE (V.3) : évolution de cx numérique et expérimentale pour un profil sans spoiler et avec spoiler 77
FIGURE (V.4) : évolution du coefficient de la trainée avec les angles β a différentes positions de la corde a α = 0° 77
FIGURE (V.5) : évolution du coefficient de la trainée avec les angles β a différentes positions de la corde a α = 5°. 78
FIGURE (V.6) : différentes configurations de l'aile étudié dans la seconde étape de l'expérimentale 79
FIGURE (V.7) : courbes comparatives du cx du profil avec deux spoilers inclines de β = 60°, places 80
FIGURE (V.8) : courbes comparatives du cx du profil avec un spoiler inclines de β = 60°, places a x/c =80% 81

Nomenclature

a: Accélération	[m/s^2]
B : Envergure	[m]
C : Longueur de la corde	[cm]
Cz : Coefficient de portance	
Cx : Coefficient de traînée	
Cp : Coefficient de pression	
D : Trainée aérodynamique	[N]
e : Epaisseur relative (maximale sur la profondeur du profil)	[m]
f : Finesse	
g : Force de gravité.	[N]
h : Epaisseur maximale de l`intrados a l`extrados	[m]
Ma : Nombre de Mach	
m : Masse	[Kg]
P_0 : Portance	[N]
p: Polaire	
Pa : Pression d'arrêt.	[Pa]
Pm : Pression statique au point m.	[Pa]
P= Poids	[N]
Rx : Force de trainée	[N]
Rz : Force de portance	[N]
Re : Nombre de Reynolds	
S : Surface de la voilure	[m^2]
T : Traînée	[N]
Ti : Force d'inverseurs de poussées	[N]
V : Vitesse	[m/s]
Vo : vitesse initiale de l`avion	[m/s]
V_1 : Vitesse de vol [m/s]	[N]
ρ : Masse volumique	[kg/m^3]
ρ_a : Masse volumique de l'air à la température d'essai.	[kg/m_3]
ρ_h : Masse volumique de l'huile.	[kg/m_3]
Δh: Dénivellation d'huile lue sur le multi-manomètre.	[mm]
λ : Allongement	[mm]
μ: Viscosité dynamique	[kg/m.s]
ϑ: Viscosité cinématique	[m_2/s]

μ : Coefficient de frottement

$\propto$: Angle d'attaque

A: Angle de calage

φ: Angle de flèche

Introduction générale

Introduction Générale

Le transport aérien est devenu l'un des plus répandus, des plus rapides et sures, par conséquent le domaine de l'aéronautique est en avancement continu, la course à la technologie a été lancée dès la seconde guerre mondiale et la guerre froide, les puissances mondiales ce sont battus pour contrôler les airs, non seulement pour le combat mais aussi pour le transport, la surveillance, et différentes autres missions ; pour cela l'homme a fait intervenir beaucoup de domaines distincts pour pouvoir contrôler les appareils volant dans les airs, dont les principaux sont l'aérodynamique, la mécanique des fluides … etc

Depuis, l'homme est arrivé à exercer, un contrôle quasi-total sur les appareils volants, et ce grâce à son innovation dans ce domaine, qui lui a permis d'inventer des appareils, continuellement des appareils répondants à ses besoins, comme le vol en hauteur, en vitesse, et puis aussi gagner en autonomie et surtout d'augmenter la sécurité, ce qui appelle à bien étudier, les vols depuis le roulage de l'appareil vers la piste pour décoller jusqu'à son atterrissage dans le terminal d'arrivée, dans les cas les plus difficile afin d'améliorer les équipements de ces derniers. Mais l'homme n'arrivant pas à satisfaction, il ne cesse de chercher l'amélioration en appelant à de nouvelles techniques, et de nouveaux moyens technologiques comme les souffleries aérodynamiques de dernière génération, les logiciels de simulation numérique, qui permettent la visualisation du comportement de l'air autour de ces appareils afin d'étudier les états d'équilibre, et de déterminer de nouvelles méthodes de mieux contrôler, et manœuvrer les avions de manière simple, et sans risque.

Dans ce mémoire où nous nous sommes intéressés à l'atterrissage de l'avion en nous consacrant au premier chapitre aux différents types de spoilers, à leurs classifications... etc.

Le deuxième chapitre est dédié à l'aérodynamique en général de ces derniers.

Le troisième chapitre comprend une étude expérimentale réalisée dans la soufflerie de la faculté. Elle consiste à réaliser et à mettre en épreuve une maquette d'aile d'avion avec des spoilers dans différentes configurations n, avec différents angles d'incidences. Nous avons ensuite procédé à l'étude avec le cas de trois spoilers dans différentes positions suivant la corde, pour commencer ensuite à diminuer le nombre de spoilers afin de baisser la surface et d'en étudier ainsi l'influence en vue de montrer l'influence de cette diminution de spoilers sur la distance d'atterrissage. Le quatrième chapitre comporte une simulation numérique, réalisée avec le code de calcul Fluent, simulant ainsi le meme profile NACA dans les mêmes conditions

aux limites, les mêmes vitesses et mêmes dimensionnements, nous respecterons aussi les configurations des spoilers, afin de reproduire exactement les cas identiques de la partie expérimentale, cela afin d'essayer de confirmer les résultats obtenus lors de l'experience.

Enfin, le cinquième et dernier chapitre, est consacré à l'analyse des résultats. En effet nous allons nous nous intéressons plus en détails à ces résultats exprimés par des graphes et des courbes afin de voir et de montrer le comportement aérodynamique des spoilers et aérofreins étudiés.

Nous terminons ce travail par une conclusion générale.

Chapitre I

Les ailes d'Avions

1 Introduction

L'avion est de nos jours le moyen de transport le plus sure, les avions d'aujourd'hui sont dotés de technologies très avancées, mais pour etre arrivé à ce stade, beaucoup de recherches ont été faites, et l'évolution de l'avion est passée par plusieurs étapes.

L'idée de faire voler l'homme remonte à 1500 quand Leonard de Vinci, dessina les premiers croquis de la machine volante, plusieurs réalisations se sont succédé commençant par des planeurs, des ailes sans propulsions, que les inventeurs lançaient à partir de hauteurs, comme les travaux de Otto Lilienthal en 1890. Par la suite vient le tour des avions à moteur comme celui de Clément Ader « L'EOL » en 1880 doté d'une hélice entraînée par un moteur à vapeur, il fit aussi plusieurs essais pour l'armée, avec l'avion no 3 en 1897mais c'est quand arriva le tour des frères Wright deux américains qui fabriquaient des bicyclettes que cela devin possible, Ils parcourent 12.35m lors de leurs premiers vol à bord de leurs appareil appelé « Le Flyer » qui veut dire la volante en français, et lors du second qui a duré plus longtemps ils ont pu diriger leurs vol. C'est ainsi que la course vers la conquête du ciel fut lancée.

Au début de la première guerre mondiale, les armées ont pensées que l'avion est un moyen de regarder de l'autre côté de la colline, il fut donc un moyen d'observation, après cela ils ont été équipés d'appareils photo, petit à petit les pilotes ont demandé d'emmener des fusils mitrailleurs avec eux, en suite des bombes qui sont larguées à la main.

Après la première guerre mondiale l'avancée technologique a pris de l'ampleur dans le domaine de l'aéronautique les avions étaient dotés d'hélices entrainées par des moteurs à piston, en suite viennent les avions à hélices entraînées par des turbopropulseurs et ceux à réaction. Le premier avion doté de turboréacteur fut le Henkel He 178et ce en 1939.

2 Rôles d'un avion

L'avion est devenu aujourd'hui un moyen très efficace pour assouvir les besoins de l'homme en qualité de transport, il a diverses vocations, il joue un rôle primordial dans le domaine militaire, il est donc chargé de multiples taches, transport, reconnaissance, chasse, bombardement. L'invention de l'avion a révolutionné le domaine de transport civil, on transporte aujourd'hui des millions de passagers à travers le monde entiers, les cargaisons aussi. Le domaine du tourisme n'a pas lui aussi résisté à l'invasion aéronautique, on trouve de nos jours des compagnies pour faire de la voltige, des courses d'avions, des balades aériennes…etc.

On constate alors que l'avion doit transporter une charge en toute sécurité d'un point A à un point B sur une distance plus au moins longue en un temps plus au moins long selon ledit avion. On comprend aisément que pour se balader le pilote privé a besoin d'un avion de dimensions modestes et relativement faibles. Contrairement aux exigences d'un avion de vols commerciaux, intercontinentaux, qui suscitent une grande capacité en passagers, en carburant, et une vitesse élevée.

3 Description d'un avion

Malgré la divergence et la variété de vocations des avions comme on l'a cité dans le paragraphe précédent, ce qui leurs vaut des géométries, des performances, et des caractéristiques différentes, les avions gardent néanmoins de multiples points en commun. Les parties principales restent les mêmes malgré des diversités géométriques, on peut distinguer trois parties primordiales dans un avion.

a- Le fuselage : La partie la plus massive généralement allongée souvent en forme de fuseau de section cylindrique ou ovale, profilé à l'avant, et à l'arrière, ce dernier peut avoir des sections de formes différentes selon la vocation de l'avion, son rôle et de transporter les passagers le fret ou le courrier.

b- L'empênage : Composé principalement d'un plan verticale appelé dérive, et d'un plan horizontal depart et d'autre de la queue de l'avion, appelés gouvernes, il est notable que sur les avions de transport modernes, ces plans sont mobile sur un axe horizontal. Le rôle de l'empênage, est d'assurer une stabilité sur l'axe du Lacet grâce à la dérive, et une stabilité selon l'axe de tangage grâce aux gouvernes de profondeur.

c- La voilure : On la trouve symétriquement de part et d'autre du fuselage, disposé dans un plans confondu ou proche de l'horizontal, elle peut être constitué d'une voir deux paires d'ailes, de formes diverses, en fonction de la vocation de l'avion en question.

Dans ce chapitre nous allons nous intéresser de prêt à cette partie de l'appareil.

4 L'avion en vol

Tout objet en déplacement est soumis à une multitude de forces qui agissent sur sa trajectoire, son accélération…etc. Tout avion en vol est soumis à quatre forces majeures qui sont :

4.1 La poussée (Thrust)

Comme le veut le 3^{éme} principe de Newton (Action/ Réaction) c'est la force qui pousse l'avion vers l'avant elle est engendrée par les réacteurs qui aspirent l'air, le compriment et l'éjecte en arrière afin de produit la force de propulsion vers l'avant.

4.2 La traînée (Drag)

C'est la force due au contact de l'air avec le corps de l'avion, c'est une pression qui fait en sorte que l'avion est ralenti vue qu'elle est orientée dans le sens opposé du déplacement. La traînée est régie par l'équation suivante :

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 Cx \qquad (I.1)$$

- T : Traînée (force en Newton)
- ρ : Masse volumique [kg/m^3]
- V : vitesse [m/s]
- Cx : Coefficient de traînée

4.3 Le poids (Weight)

C'est la force qui tire l'avion vers le bas, elle est relativement liée à la masse et à la gravité terrestre.

$$P = m \times g \qquad \text{(I.2)}$$

- P= Poids [N]
- m : masse [Kg]
- g : Force de gravité.

4.4 La portance (Lift)

C'est la force principale, elle est la responsable dans la sustentation de l'avion vers le haut, elle est due à l'écoulement de l'air autour des ailes. Et elle est régie par l'équation suivante :

$$P_0 = \frac{1}{2} . \rho . \mathrm{V}^2 . Cz \qquad \text{(I.3)}$$

- P_o : Portance [N]
- ρ: Masse volumique [kg/m^3]
- V : vitesse [m/s]
- Cz : Coefficient de portance

Nous noterons que ces forces s'opposent deux à deux, la poussée s'oppose à la traînée et la portance s'oppose au poids.

Figure I.1: Forces principales en vol [L'avionaire.com]

L'avion dans ses mouvements autour de trois axes de références, ces axes sont :

- **L'axe de tangage :**

C'est quand l'avion fait le mouvement du cabrer (nez levé par rapport à l'horizontale), ou le mouvement de piquer (Nez baissé par rapport à l'horizontale) ces deux mouvements se font pour monter ou descendre, et cela selon l'axe du tangage, c'est un axe horizontal, suivant l'envergure des ailes.

- **L'axe de Lacet :**

Lorsqu'on veut corriger la trajectoire horizontale de l'avion, on bouge la gouverne verticale pour permettre ça, et l'avion bouge selon l'axe du lacet qui est vertical à l'avion.

- **L'axe de roulis :**

Dans le gauchissement, les virages, l'avion se penche d'un côté pour créer un déséquilibre de portance sur les deux ailes afin d'aller dans la direction voulue, ce dernier bouge suivant l'axe du roulis, qui est un axe longitudinal de l'avion.

La figure suivante nous montre ces trois axes principaux.

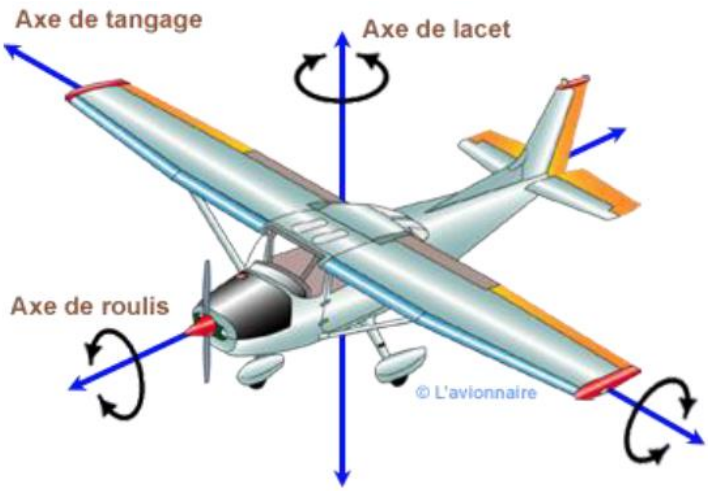


Figure I.2 : Les axes de manœuvres [L'avionaire.com]

5 La voilure

C'est l'ensemble de la surface portante de l'avion elle est essentiellement constituée par les ailes, on peut aussi dire que c'est l'ensemble des profils d'aile depuis leur emplanture jusqu'à leurs extrémités.

5.1 Spécificités de l'aile d'avion

L'aile est sans doute la partie la plus importante de l'avion, car sans les ailes l'avion ne volerait jamais, cette dernière est caractérisée par certains paramètres qui sont les suivants :

- **L'envergure (B)**

C'est la longueur prise de l'extrémité de la voilure à une autre, perpendiculairement à l'axe longitudinale de l'avion.

- **La surface (S)**

Qui est la surface de la voilure, regroupant ainsi les deux ailes

- **La profondeur (l_o)**

Appelée aussi la longueur de la corde, nous verront qu'en partant de l'emplanture de l'aile vers son extrémité la profondeur de l'aile varie, l'épaisseur est modifié la courbure aussi, nous seront donc obligé de définir une profondeur moyenne qui est

$$lo = \frac{S}{B} \qquad \text{(I.4)}$$

- **L'allongement**

Qui est le rapport de l'envergure sur la profondeur moyenne $\lambda=\frac{B}{lo}$ avec $l_o=\frac{S}{B}$ ce qui donne que :

$$\lambda = \frac{B^2}{S} \qquad (I.5)$$

5.2 Le profil d'aile

C'est une section verticale par un plan, parallèle au plan de symétrie de l'avion. La partie la plus en avant s'appelle le bord d'attaque, la partie la plus en arrière s'appelle le bord de fuite, du bord d'attaque au bord de fuite on trouve sur le dessus l'extrados, et au-dessous du profil, l'intrados.

5.2.1 Caractéristiques géométriques du profil

Figure I.3 : Paramètres géométriques d'un profile

- **L'épaisseur maximum (h)**

C'est le plus grand segment BC perpendiculaire à la corde et mesuré de l'intrados à l'extrados,

- **L'épaisseur relative (e)**

Elle est égale à l'épaisseur maximum sur la profondeur du profil $e = h/l_o$ elle exprimée en pourcentage, et détermine, les profile mine, semi-épais et épais.

- **La flèche maximum (f) et courbure relative (c)**

f est la distance maximale entre la ligne moyenne, et la corde, tandis que c'est le rapport entre la flèche maximale et la longueur de la corde.

- **Angle de calage**

C'est l'angle **α** entre la corde du profil de l'aile et l'axe longitudinal de l'aéronef. Ceci permet de diminuer la traînée en vol de croisière.

5.3 Différentes formes de profils

- **Biconvexe symétrique**

L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde. La ligne moyenne est rectiligne et est confondue avec la corde. Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

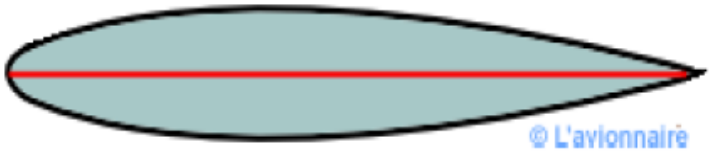


Figure I.4 : Profile biconvexe symétrique [L'avionaire.com]

- **Biconvexe dissymétrique**

La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes). Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion de loisir.

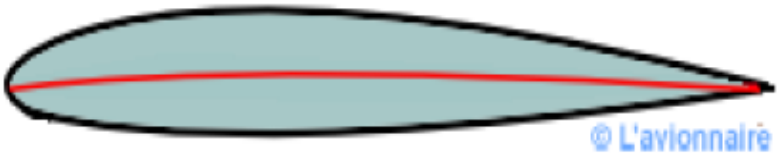


Figure I.5 : Profile biconvexe dissymétrique [L'avionaire.com]

- **Convexe**

Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados cambé (convexe). La ligne moyenne est à simple courbure.

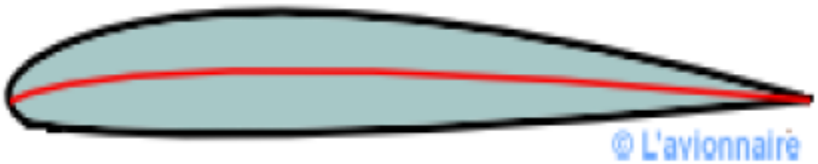


Figure I.6 : Profile convexe [L'avionaire.com]

- **Laminaire**

D'abord il faut savoir qu'il n'existe pas plus de profils laminaires que de profils turbulents. Ces expressions sont trompeuses car on pourrait croire que certains profils sont laminaires jusqu'au bord de fuite. Si cette dernière notion est employée dans les calculs théoriques pour initialiser un calcul avec un point d'arrêt turbulent, il n'en reste pas moins vrai que tout profil comporte dans la réalité une partie laminaire, qui peut évidemment être plus ou moins importante et une partie turbulente. Les ailes à profil dit "laminaire" ont été développées à l'origine pour faire voler un avion plus vite. L'épaisseur h d'une aile à profil laminaire est généralement plus faible qu'une aile à profil aérodynamique conventionnel, le bord d'attaque est plus "pointu" et ses surfaces supérieures et inférieures sont presque symétriques par rapport à la corde. La partie la plus épaisse h d'une aile laminaire se produit à environ50%de la corde, alors que pour une aile classique, la partie la plus épaisse se trouve à environ entre20 et 30%.

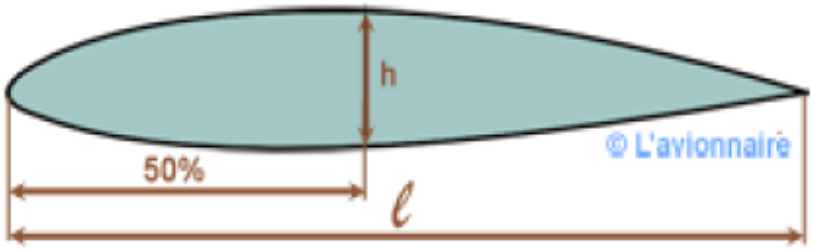


Figure I.7 : Profile Laminaire [L'avionaire.com]

5.4 Principe du vol

En se déplaçant, l'aile revoit de l'air qui vient du sens inverse, une partie de cette air passe sous l'aile (intrados) mais comme, l'espace est rétrécis, les filets d'air, se regroupe et ça crée donc un surpression, qui pousse l'aile vers le haut, mais le phénomène principale se passe du côté de l'extrados, vue que l'espace après le bord d'attaque est élargis, les filets d'air s'éloignent, les uns des autres tentant d'occuper tout l'espace, créant ainsi une dépression, responsable de la sustentation de l'aile vers le haut.

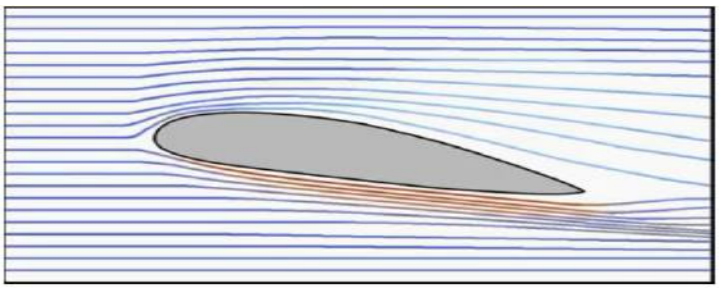


Figure I.8 : Représentation de l'écoulement de l'air autour d'un profile d'aile [L'avionaire.com]

5.5 Diffèrent types d'ailes

Les ailes d'avions ont souvent des géométries différentes les unes des autres, dépendant ainsi de la vocation de l'avion, on trouve cependant :

Une aile rectangulaire destinée précisément pour les avions lents, Une forme elliptique pour ceux qui sont relativement rapides, des ailes trapézoïdales pour des avions moyennement rapides.

Des ailes trapézoïdales avec flèche peu accentuée, et avec flèche assimilée, pour les avions qui évoluent en régime subsonique élevé. Dans ce qui concerne l'usage à vocation militaire, on trouve, les ailes trapézoïdales en flèche accentuées, pour les régimes transsoniques et supersonique, tout comme les ailes d'avions à forme Delta, ajouté à ça quelques réalisations d'avions légers et rapides. Nous avons aussi une forme assez spécifique qui est l'aile gothique, comme celle du Concorde qui est un avion de transport supersonique.

5.5.1 Aile droite

Les ailes droites forment un angle droit avec l'axe du fuselage. Ce type d'ailes est utilisé uniquement pour les aérodynes ayant une vitesse relativement faible (inférieur à Mach 0.7).

Figure I.9 : AH Broussard [L'avionaire.com]

5.5.2 Aile elliptique

L'avantage de l'aile elliptique est la diminution de la courbure à son extrémité entraînant un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur et une traînée minimale en vol subsonique. L'inconvénient d'une telle aile est le vol à basses vitesses avec un décrochage plus rapide et lus brutal, ainsi que la complexité de la structure.

Figure I.10 : Super marine Spitfire. [L'avionaire.com]

5.5.3 Aile trapézoïdale

Cette aile très performante se caractérise par un faible allongement avec un bord d'attaque à flèche positive alors que le bord de fuite a une flèche négative. Comme l'aile elliptique, l'aile trapézoïdale a un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur mais à basses vitesses le décrochage est réparti sur toute sa surface.

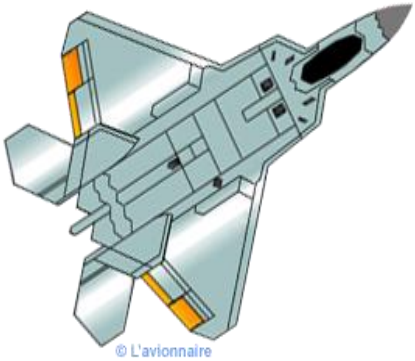


Figure I.11: Lokheed Martin F-22 Raptor [L'avionaire.com]

5.5.4 Aile volante

L'aile volante ne possède ni fuselage, ni empennage horizontal. Certaine comme le bombardier stratégique Northop B2 n'a plus de dérive. Le pilotage assisté par ordinateur se fait à travers les gouvernes situées toutes dans l'aile. Bien que le concept soit ancien, l'aile volante pose des problèmes de stabilité notamment en tangage et lacet.

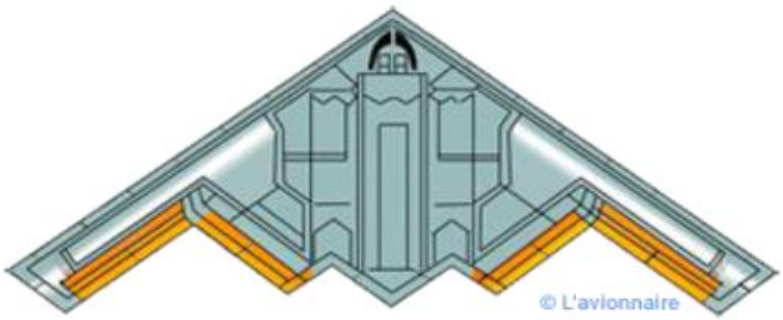


Figure I.12 : Northrop B-2 Spirit[L'avionaire.com]

5.5.5 La Flèche

L'angle de flèche désigne l'angle formé entre le lieu des points situés au quart avant de la corde moyenne aérodynamique et l'axe transversal. Elle peut être positive ou négative. Si ce lieu de points n'est pas une droite (flèche variable), on prend alors parfois le bord d'attaque comme référence. Pour un avion volant en subsonique Mach inférieur à 0.7 la flèche optimale est nulle ou faiblement positive inférieure à 5°.

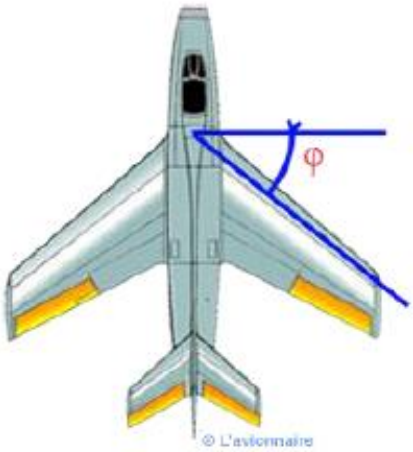


Figure I.13 : Aile mystère IV [L'avionaire.com]

Pour un avion de ligne volant en transsonique Mach entre 0,72 et 0.90, la flèche optimale sera de25 à 35 degrés. Pour un avion supersonique la flèche sera généralement de 35 à 45 degrés, mais pourra atteindre beaucoup plus comme le Concorde.

Les ailes à flèche positive ont une meilleure pénétration dans l'air aux hautes vitesses, et retardent l'apparition du Mach critique. Ce type d'aile améliore aussi la stabilité de l'aérodyne autour de son axe de lacet et sert également de stabilisateur autour de l'axe de roulis, mais entraîne la couche limite vers le bout d'aile (saumon). D'où des performances médiocres aux basses vitesses.

Les ailes à flèche négative ont une meilleure maniabilité, elles entraînent la couche limite vers l'emplanture de l'aile, mais crée une instabilité de l'aérodyne notamment autour de l'axe de lacet.

Figure I.14 : Airbus A-320[L'avionaire.com]

Figure I.15 : Sukhoi Su-47 Berkut [L'avionaire.com]

5.6 Les éléments d'une aile d'avion

L'avion se déplace dans l'air et par ce déplacement la sustentation devient possible, elle est rendue possible grâce aux caractéristiques de l'air et à celles des ailes, si les ailes n'étaient pas ce qu'elles sont l'avion ne volerait pas. Et pour contrôler ce vol et faire les manœuvres nécessaires pour se déplacer, nous avons sur chaque appareil des surfaces dédiés au guidage des mouvements de l'avion. La majorité de ces dites surfaces sont situés sur les ailes pour les avions de transport.

On y trouve donc trois catégories de surfaces sur une aile et qui sont :

5.6.1 Les surfaces de contrôle

Qui sont les ailerons, des surfaces de contrôle horizontale, situées sur les ailes, au niveau du bord de fuite, et généralement à l'extrémité, pouvant braquer vers le haut ou vers le bas, diminuant ainsi la portance vers le côté envers lequel on tourne, et l'augmentant du côté opposé, déséquilibrant alors la portance entre les ails, qui permet à l'aérodyne de tourner sur son axe de roulis vers la gauche ou vers la droite.

Pour les appareils de combat ils sont parfois dotés à l'avant, de ce qu'on appelle les empênage canard, pour assurer une meilleure manœuvrabilité, et donner une meilleure stabilité à l'avion dans les airs.

Figure I.16 : Extrémité d'aile d'un A-320[L'avionaire.com]

Figure I.17 : Sukhoi Su-30[L'avionaire.com]

Pour certains avions de transport, les ailerons ne suffisent pas à de grandes vitesses donc on trouvera qu'ils sont équipés de ce que l'on appelle les ailerons de forte vitesse, ils sont situés sur les bords de fuites entre les volets d'hyper sustentations. Comme pour certains avions privés (jets) les ailerons sont absents mais ils sont équipés de spoilers sur l'extrados de l'aile, et ils sont les responsables dans le contrôle du roulis, aidés par des surfaces qu'on appelés compensateurs.

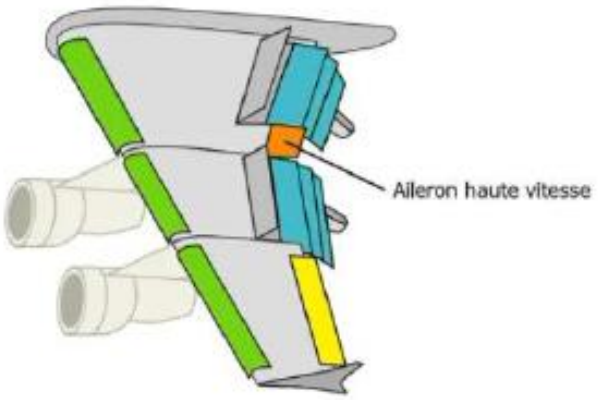


Figure I.18 : Représentation d'une aile d'avion avec emplacement d
ailerons haute vitesse. [L'avionaire.com]

5.6.2 Les hypers sustentateurs

L'hyper sustentation est le maintien de l'équilibre entre le poids et la portance de l'avion, tandis que la vitesse décroît à des limites inferieures bien définies, pour des raisons de sécurité.

Cela veut dire que plus faible sera la vitesse, le Cz devra être plus fort, et la surface de la voilure plus importante, sans pour autant s'approcher du décrochage.

a. Les dispositifs de bord d'attaque

Ce sont des dispositifs mobiles, automatiques ou commandés par l'équipage, ils modifient l'écoulement de l'air spécialement à l'extrados de l'aile et augmentent ainsi le Cz max par augmentation de l'incidence.

A partir d'une certaine incidence, l'écoulement de l'air devient très perturbé, les filets d'air doivent revenir en arrière pour contourner les bords d'attaques et suivre l'extrados de l'aile, ainsi ils perdent beaucoup d'énergie, essentiellement sous forme de chaleur, et parcourent l'extrados de plus en plus lentement, les effet de la viscosité se font sentir de plus en plus, la couche limite devient plus épaisse, donc le rendement aérodynamique diminue, ce qui mène au phénomène de décrochage.

Avec un dispositif de bord d'attaque, l'air est dévié de façon moins brutale, que sans ce dispositif, il en ressort que le Cz augmente, donc la portance aussi, nous pouvons donc grâce à ces dispositifs aller à de plus fortes incidences, améliorer le rendement aérodynamique, et retarder le décrochage.

Les dispositifs de bord d'attaques sont divers, certains sont fixes, et d'autres sont mobiles, en voici quelques-uns :

- Bec fixe de bord d'attaque appelé « Handley-Page »

Figure I.19 : Profile avec bord d'attaque fixe

Effet de fente permettant de faibles vitesses d'approche. Equipant le Fi 156 Fiessler.

- Bec de bord d'attaque appelés « Volets Kruger »

Figure I.20 : Profile avec bord d'attaque Kruger

Augmentation de la surface et de la courbure, type de volet facile à réaliser, et rendement satisfaisant. Equipant les Boeing 747.

- Bec Kruger à fente

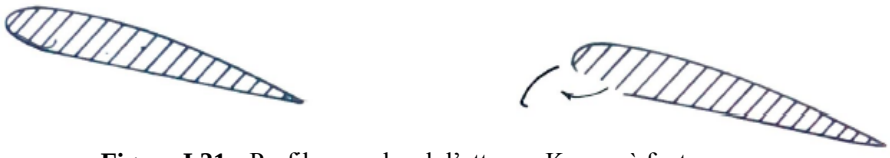


Figure I.21 : Profile avec bord d'attaque Kruger à fente

Augmentation de la surface et de la courbure avec en plus un effet de fente.

- Bec à fente dit « Slats »

Figure I.22 : Profile avec bord d'attaque « Slats »

Augmentation de la surface et de la courbure, très bon effet de fente ; le bec a généralement deux positions plus ou moins avancées devant la voilure, afin d'optimiser la courbure générale et l'écoulement de l'air à l'extrados en fonction de la vitesse de l'avion. Le rendement aérodynamique est meilleur qu'avec les deux volets Kruger, mais la réalisation technique est beaucoup plus délicate. Il équipe la majorité des avions de transport moderne.

b. Les dispositifs de bord de fuite

Ces dispositifs sont commandés par l'équipage, ils modifient l'écoulement de l'aire du fait d'un changement plus au moins accentué de la courbure de la voilure, le Cz max augmentera ainsi par accroissement de la courbure de l'aile, cette courbure pouvant être prononcée selon le dispositif choisi, la surface de la voilure pouvant éventuellement être modifiée, aussi selon le dispositif choisi.

Les dispositifs du bord de fuite permettent, aussi le retardement du décrochage, et ce par augmentation de la surface de la voilure qui permet l'accroissement du Cz sans pour autant changer l'incidence α de la voilure, par ailleurs nous sommes limités par une courbure excessive de la voilure qui entrainera à un moment donné un décrochage de la couche limite.

Les dispositifs de bord de fuites sont aussi nombreux, voyons quelques types :

- **Volets d'intrados**

Avec lequel on augmente la courbure, mais sans agir sur l'extrados, on influence essentiellement les surpressions à l'arrière de l'intrados, ce type améliore mieux le Cz max mais induit de très fortes traînées.

Figure I.23 : Profile avec bord de fuite d'intrados

- **Volets de courbure**

L'augmentation de la courbure modifie, modifie l'écoulement de l'air à l'extrados comme à l'intrados, ce type augmente bien le Cz mais on est limité dans le braquage du volet car la couche limite risque de se décrocher rapidement.

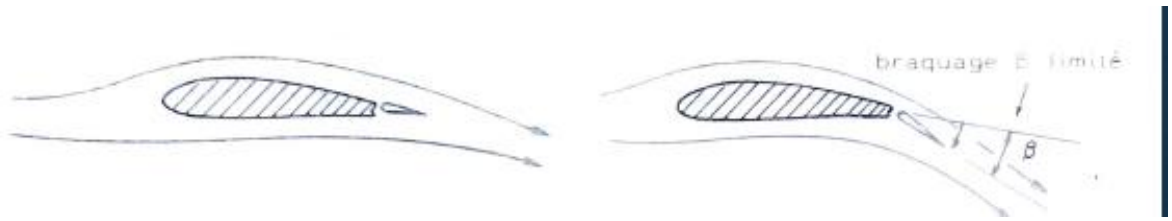


Figure I.24 : Profile avec bord des volets de courbure

- **Les volets de courbure à fente**

L'augmentation de courbure peut être plus grande grâce à l'effet de fente, en effet le piquage d'intrados permet de régénérer la couche limite, sur l'extrados du volet. L'efficacité sur le Cz max est supérieure à celle provoquée par le volet de courbure.

Figure I.25 : Profile avec des volets de courbure à fente

- **Les volets Zap**

Ici on retrouve le principe du volet d'intrados avec une augmentation dela surface de la voilure, y a une bonne amélioration du Cz max, augmentation de la courbure limitée.

Figure I.26 : Profile avec volets ZAP

- **Volets Fowler**

C'est un volet zap très amélioré avec un effet de fente, en effet son braquage peut de la sorte accentuer fortement la courbure et la surface de la voilure.

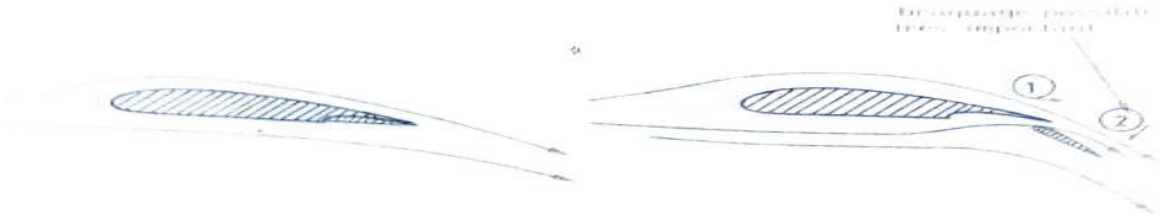


Figure I.27 : Profile avec volets Fowler

5.7 Les hypo sustentateurs

Qui sont les spoilers ou aérofreins, ce sont des surfaces mobiles situées à l'extrados des ailes généralement, au repos elles sont plaquées contre la voilure de l'avion leurs braquage crée une augmentation de traînée et une diminution de portance, et on les trouve souvent décalés par rapport aux ailerons afin de ne pas provoquer des perturbations de l'écoulement autour de ces derniers. Ils jouent le rôle du spoiler en vol et le rôle d'aérofrein (frein aérodynamique) au sol.

L'objet principal du présent mémoire est l'étude des spoilers de l'aile d'un avion de transport, dans le prochain chapitre on se rapprochera d'avantages un peu plus de ce type de surfaces de contrôle.

Chapitre II

Hypo-Sustentation et Aéro-Freinage

1 Introduction

Aux commandes de l'avion, l'équipage souhaite pouvoir suivre le profil idéal de vol : montée sans palier, croisière à la meilleure altitude, descente sans palier, sans contraintes de route, de vitesse.

Malheureusement, les avions sont nombreux à se croiser, à se poser sur un même aérodrome, les obstacles existent, les zones réservées aussi. Le contrôleur de la circulation aérienne est obligé de modifier fréquemment le profil de l'avion ; l'équipage, de lui-même, modifiera parfois ce profil, toujours à cause des contraintes liées à son environnement. Deux de ces modifications vont nous intéresser maintenant :

a) L'augmentation de la pente de descente.
b) La diminution de la vitesse, en vol comme au sol après l'atterrissage.

Dans ce chapitre nous allons voir de près la fonction hypo sustentation aero-freinage, qui est une fonction primordiale , vue qu'elle est utilisée beaucoup en atterrissage, et en changement d'altitude, elle nous permet aussi de réduire la vitesse de descente et d'augmenter la pente de descente, à l'atterrissage l'avion doit s'arrêter avant la fin de la piste donc tous les moyens sont bon, pour réduire sa vitesse, il existe plusieurs moyens de le faire, ces moyens ont évolué au fil du temps avec l'évolution de l'aviation, et de l'aérodynamique.

Pour réaliser le freinage de l'avion l'équipage de ce dernier utilise divers moyens, opérants soit avec l'air comme le parachute, les spoilers et les aérofreins, sois avec une force mécanique comme les blocs de freins des trains d'atterrissage, ou avec une sorte de frein moteur qui sont les inverseurs de poussées.

2 Systèmes de freinage aérodynamique

2.1 Le parachute

De nombreux avions de combat sont équipés de parachutes de freinage. Il s'agit d'un petit parachute caché dans un carénage situé généralement à l'emplanture de la dérive, qui est déployé par le pilote à l'atterrissage pour réduire la distance de roulage de son appareil. Ce système est utilisé également sur les navettes spatiales ou sur les dragsters.

Inconvénient du système : lorsqu'on sort le parachute, il est nécessaire d'en remettre un autre avant de redécoller et pour conditionner un pébroque il faut un séchoir, une presse, un spécialiste du pliage.... Donc ce n'est pas vraiment pratique à utiliser sur les bases étrangères !

Figure II.1 : Dassault Mirage avec parachute de freinage [avionslegendaires.net]

Quelques prototypes d'avions civils possèdent un parachute de freinage. C'est le cas de Concorde, qui l'utilise également dans une autre situation que la nécessité de s'arrêter rapidement sur la piste : la situation aérodynamique très particulière du "décrochage parachutal" c'est à dire l'avion qui décroche sans baisser le nez ni réagir à aucune manœuvre ou remise plein gaz. Dans cette situation extrême, l'utilisation du parachute permet de rabaisser le nez et de sortir du décrochage comme on le ferait sur n'importe quel autre appareil.

2.2 Les inverseurs de poussée (Thrust reversers)

Les mécanismes d'inversion de la poussée peuvent être appliqués aux deux aéronefs équipés turboréacteurs, et même des avions à hélice, et en particulier à ceux qui ont la propulsion turbopropulseurs. Ce système permet d'éviter les inconvénients du parachute de queue : il consiste à envoyer vers l'avant, et non plus vers l'arrière, une grande partie des gaz des réacteurs : les « reverses » feront l'objet d'une étude dans le chapitre consacré au réacteur. Néanmoins, il faut dire que ce système est relativement lourd, et n'est donc pas utilisé sur les avions de chasse, par exemple, ce qui explique encore la présence de parachute(s) de queue sur ces appareils.

2.2.1 Moteurs Jet

Dans le cadre de moteurs à réaction il existe différents types d'inverseurs de poussée, qui sont classés en fonction de la morphologie des structures utilisées pour dévier l'écoulement de gaz d'échappement. De telles structures peuvent prendre diverses formes, venant à ressembler à une corolle de pétales, les valves d'une coquille, ou tout simplement une section cylindrique de la nacelle qui loge le moteur, qui est déplacé vers l'arrière lorsque l'inversion de poussée est activée.

La tâche de l'inversion de poussée est de détourner la sortie du jet de gaz moteur contrairement à la direction de déplacement, de sorte que la poussée au lieu d'avancer l'acte plane comme un frein. Leur fonctionnement est basé sur les tuiles métal résistant à la chaleur et qui forme de manière appropriée, être immergé dans le jet de gaz par l'action de actionneurs (Souvent, le type de pneu), le dévient en inversant sa direction. L'inversion temporaire de la direction dans laquelle ils sont éjectés les gaz d'échappement du moteur, ce qui les amène à être expulsé vers l'avant plutôt que vers l'arrière, produit un freinage important (généralement de l'ordre de la moitié de la poussée maximale délivrée par le moteur dans des conditions normales). Leur utilisation contribue de manière significative à la réduction de la distance d'arrêt, ce qui se produirait autrement avec un kilométrage de piste simplement excessive, en particulier dans le cas d'un grand avion de ligne et chasse Haute performance. Dans des cas très rares, les inverseurs de poussée sont utilisés pour permettre à l'avion de se déplacer vers l'arrière dans les opérations de taxing sans l'aide d'un câble.

Figure II.2 : Inverseur de poussée en section cylindrique [http://boowiki.info]

Figure II.3 : Inverseur de poussée en corolle de pétales [http://boowiki.info]

Figure II.4 : Inverseur de poussée en valves d'une coquille[http://boowiki.info]

Les moteurs à réaction ont une vitesse de rotation minimale, ce qui est nécessaire pour que le moteur arrête, qui produit encore un sérieux coup de pouce, ce qui empêcherait l'avion à atterrir dans des espaces confinés. Sans les inverseurs, aussi, le freinage sera laissé à la seule action des freins mécaniques, ce qui devrait dissiper la chaleur dans l'ensemble "énergie cinétique avions, avec des problèmes évidents de dimensionnement des freins eux-mêmes.

En général, il existe des mécanismes de sécurité qui permettent inverseurs entrent en fonction à la condition que toutes les voitures sont en contact avec la piste, afin d'éviter leur utilisation accidentelle en vol.

L'efficacité est particulièrement élevée Inverseurs à grande vitesse, et pour cette raison sont disponibles immédiatement après le contact du train d'atterrissage principal avec la piste. À des vitesses plus faibles, leur utilisation peut provoquer des phénomènes d'ingestion par les moteurs d'objets étrangers qui peuvent être présents sur le terrain (*ingestion FOD*), Et il est donc évité ou au moins limitée à l'intensité minimale.

2.2.2 Moteurs à hélice

Dans le cas d'hélice d'avion, l'inversion de poussée est mise en œuvre au moyen d'une variation de l'hélice à pas de façon à donner aux pales une rétrécir négatif.

La plupart des avions turbopropulseurs est équipé de systèmes de variation du pas de l'hélice, qui sert à maximiser l'efficacité avec laquelle l'hélice elle-même absorbe la puissance du moteur à toutes les vitesses et dans toutes les conditions de vol. L'inclinaison des lames (qui, dans le régime de vol normal varie dans le contexte des angles positifs) peut être amené à des angles négatifs, avec pour effet d'inverser le sens de la poussée produite par l'hélice.

Cependant, en aucun cas, ni avec des moteurs à réaction, ni avec des moteurs à hélices, l'inversion de poussée est basée sur une inversion de la rotation du vilebrequin.

Figure II.5 : Inverseur de poussée par variation de pas d'hélice[http://boowiki.info]

2.3 Les spoilers et aérofreins

2.3.1 Les aérofreins

Ces dispositifs, lorsqu'ils sont déployés, provoquent une forte augmentation de la traînée sans affecter la portance.

Concrètement, ceci veut dire que, si les aérofreins sont situés sur la voilure, ils ne devront pas affecter le diagramme de pression de la voilure. Comment faire ? il suffira de placer ces dispositifs de telle sorte que l'écoulement de l'air ne soit pas affecté le long de l'extrados.

L'aile en lisse se déplace à une vitesse Vo et une incidence α, il en résulte une portance Rz et une traînée Rx1. Si l'on déploie les aérofreins, ceux-ci n'affectent pas la portance : en effet, le long de l'extrados, l'air passe entre les montants ou supports des aérofreins ainsi les dépressions d'extrados ne sont pas modifiées, Rz est donc de même valeur.

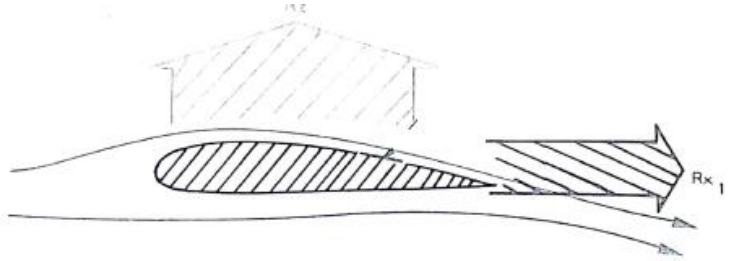


Figure II.6 : Ecoulement autour d'un profile d'aile avec aérofrein fermé[Aérodynamique, mécanique du vol, P.DUMAITRE, ENAC Toulouse, France]

Par contre, les filets d'air situés largement au-dessus du profil (écoulement ne participant pas à la portance) se heurtent violement aux plaques déployées au-dessus du profil (ces plaques sont souvent percées d'une multitude de trous afin d'augmenter les frottements par effet de viscosité de l'air traversant ces trous) provoquant une très forte traînée, Rx2, très supérieur à Rx1.

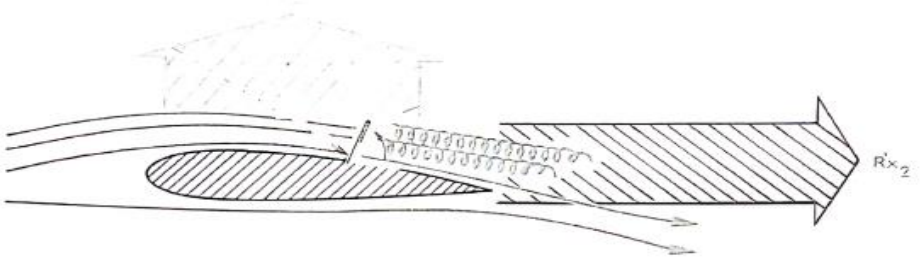


Figure II.7 : Ecoulement autour d'un profile d'aile avec aero-frein déployé[Aérodynamique, mécanique du vol, P.DUMAITRE, ENAC Toulouse, France]

2.3.2 Emplacement des aérofreins

Les aérofreins sont toujours placés de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion. Ils sortent en même temps, et généralement en totalité ; il n'est pas fréquent de voir des aérofreins avec plusieurs positions de braquage.

a -Les aérofreins peuvent être placés sur et sous les ailes : c'est le cas de toutes les « caravelle », depuis la CARA III jusqu'à la CARA XII.

Figure II.8 : Aérofreins sur l'extrados et l'intrados[L'avionnaire.com]

b- Les aérofreins peuvent être placés sur ou sous le fuselage, à mi-chemin entre le nez et la queue de l'avion. Comme l'Etendard.

Figure II.9 : Aérofreins sous le fuselage[L'avionnaire.com]

Le système ventral est aussi employé sur de nombreux avions militaires (« Jaguar », F8 « Crusader », A7 « Corsair II », F5 « Tigershark », Mig 25).

c- Dans le cône de queue. Sur les avions Fokker 28-4000 et le BAE-146 les aérofreins sont au cône de queue.

Figure II.10 : Aérofreins au cône de queue[L'avionnaire.com]

d- Sur le fuselage, Certains avions portent leurs aérofreins sur leurs fuselages comme est le cas du Sukhoi Su-30 ou l'Eurofighter Typhoon.

Figure II.11 : Aérofreins sur le fuselage [Esquadrilles.org]

e- Autour de la tuyère d'éjection Comme sur le modèle MIG-23.

Figure II.12 : Aérofreins autour de la tuyère d'éjection [fracademic.com]

f- Sur la partie latérale du fuselage. Le cas de l'A4 Skyhawk

Figure II.13 : Aérofreins sur la partie latérale du fuselage

3 Description des destructeurs de portance, ou spoilers

3.1 Description

Ces dispositifs, qui peuvent se déployer progressivement (c'est-à-dire à différents braquages, contrairement à la plupart des aérofreins), provoquent une augmentation de la traînée d'autant plus importante que le braquage est fort, tout en diminuant fortement la portance derrière eux.

Les spoilers sont donc conçus pour augmenter plus ou moins le freinage aérodynamique de l'avion, mais aussi pour détériorer la portance dudit avion : en conséquence, les déporteurs seront systématiquement disposés sur la voilure. En effet, il faut perturber l'écoulement de l'air à l'extrados de la voilure afin de détruire une partie de la portance.

Sur le profil classique en « lisse » le spoiler est encastré dans la voilure. La vitesse d'écoulement de l'air autour du profil provoque une portance Rz1 et une traînée Rx1 correspondant à une incidence de vol α.

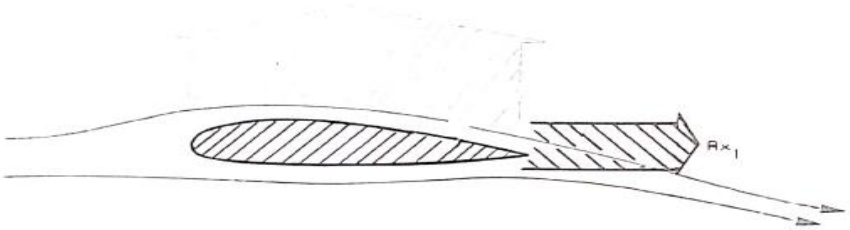


Figure II.14 : Ecoulement autour d'un profile d'aile avec spoiler rentré [Aérodynamique, mécanique du vol, P. DUMAITRE, ENAC Toulouse, France]

Quand il s'agit du même profil à la même vitesse et à la même incidence, mais avec le spoiler déployé : l'écoulement de l'air est fortement perturbé, en particulier le long de l'extrados, derrière le spoiler : la couche-limite est totalement décollée, l'écoulement y est fortement tourbillonnaire. En conséquence, sur toute la profondeur de l'aile derrière le spoiler, la portance a été gommée.

D'autre part, plus le braquage de spoiler est important, plus la traînée augmente, du fait de l'augmentation de la surface frontale qui s'oppose à l'écoulement ; le Cz diminue encore, du fait de surpressions à l'extrados, Rz chute encore.

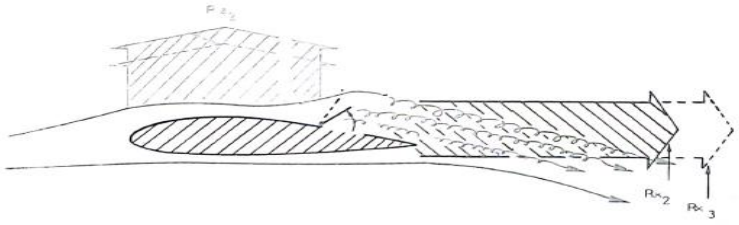


Figure II.15 : Ecoulement autour d'un profile d'aile avec spoiler déployé [Aérodynamique, mécanique du vol, P. DUMAITRE, ENAC Toulouse, France]

3.2 Emplacement des spoilers

Les spoilers sont toujours situés sur la voilure. Ils sont toujours positionnés de façon symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

Ils sont placés en moyenne entre 75% et 80% de la profondeur de la voilure, juste avant les volets hypersustentateurs de bord de fuite.

Il est intéressant de constater que les spoilers ne sont jamais placés devant les ailerons en effet, si tel était le cas, les ailerons seraient masqués, et donc totalement inefficaces, en cas de sortie des spoilers.

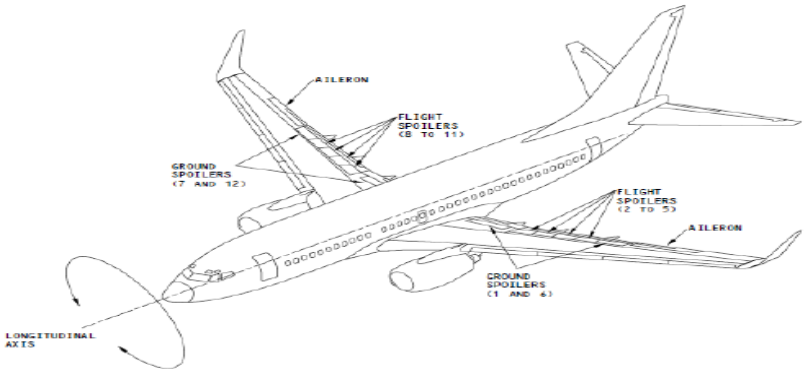


Figure II.16 : Emplacement des spoilers sur les ailes d'un B737-NG [Boeing, Aircraft Maintenance Manual, june 2018]

Vous pouvez alors vous étonner du fait qu'ils sont placés devant les hypersustentateurs de bord de fuite : en fait, bien que la commande de sortie des spoilers soit mécaniquement possible lorsque les volets de bord de fuite sont braqués, cette procédure est interdite en utilisation normale de l'avion. En résumé, lorsque l'équipage aura sorti les volets afin de voler à faible vitesse, il n'utilisera plus, en vol, les spoilers, sauf dans un cas que nous allons étudier dans le paragraphe relatif aux fonctions de ces dispositifs : la fonction « roulis ».

3.3 Fonctions

Les aérofreins et les spoilers peuvent être utilisés de façons différentes selon les besoins de l'équipage on parlera ainsi des différentes fonctions de ces dispositifs.

3.3.1 Fonction « aérofreinage »

Nous avons vu précédemment que la sortie des aérofreins et des spoilers provoque une augmentation de la traînée : en conséquence, un avion animé d'une vitesse Vo, verra sa vitesse diminuer si l'équipage décide de maintenir la même altitude. A la condition double d'augmenter progressivement l'angle d'incidence (Rz doit rester constante pour s'opposer au poids) et modifier la force de propulsion du ou des moteurs.

$$Rz = \frac{1}{2}\rho . \mathrm{s} . \mathrm{V0}^2 . \mathrm{Cz0} \qquad \text{(II.1)}$$

Si Vo diminue, la seule variable permettant le maintien de Rz sera Cz (nous ne considérons pas bien sûr, les faibles vitesses occasionnant la sortie des hypersustentateurs, d'autant que leur utilisation est généralement peu compatible avec l'utilisation des dispositifs de freinage en vol). Pour que Cz augmente, il faudra donc « monter » sur la polaire, ce qui veut dire qu'il faudra augmenter l'incidence de vol : l'avion quittera l'incidence α_0 (faible) pour passer progressivement à l'incidence α_1, correspondant au vol horizontal à la vitesse V_1.

$$Rz = \frac{1}{2}\rho.\,s.\,V1^2.\,Cz1 \qquad \text{(II.2)}$$

Où $V_1<V_0$

$Cz_1>Cz_0$, du fait que $\alpha_1> \alpha_0$

Pour un avion équipé de spoilers, comme le Boeing B 727 ou comme le « Mercure », le principe est le même braquage important, afin de créer une forte traînée ; seulement, comme il y a une baisse de portance à incidence constante à la sortie des spoilers, il sera nécessaire de cabrer l'avion plus rapidement pour que Rz reste constante.

Figure II.17 : Spoilers et aéro freins levés pour la fonction aéro-freinage. [L'avionaire.com]

En résumé, pour réduire rapidement la vitesse tout en restant à la même altitude, on utilisera la fonction « AEROFREINAGE » en commandant la sortie des :

- Aérofrein pour avions qui en sont pourvus.
- spoilers pour les avions qui en sont pourvus.

La sortie de l'un ou de l'autre de ces dispositifs en fonction aéro-freinage sera obligatoirement symétrique par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

3.3.2 Fonction « amélioration de la pente de descente »

Nous avons vu que la sortie des aérofreins ou des spoilers provoque une dégradation importante de la finesse, quelle que soit l'incidence α de la voilure : en conséquence, tout en sortant les aérofreins ou les spoilers, selon son équipement.

Si, pour une raison ou pour une autre, il est nécessaire de descendre plus vite (instruction de contrôle, ou début de descente trop tardif par exemple), l'équipage peut sortir les spoilers : le plan de descente Θ_1 sera alors beaucoup plus fort, les niveaux de vol seront libérés plus rapidement.

On pourrait prendre le même exemple avec un avion équipé d'aérofreins, leur sortie améliorant fortement la pente de descente, du fait de la dégradation de la finesse de l'avion.

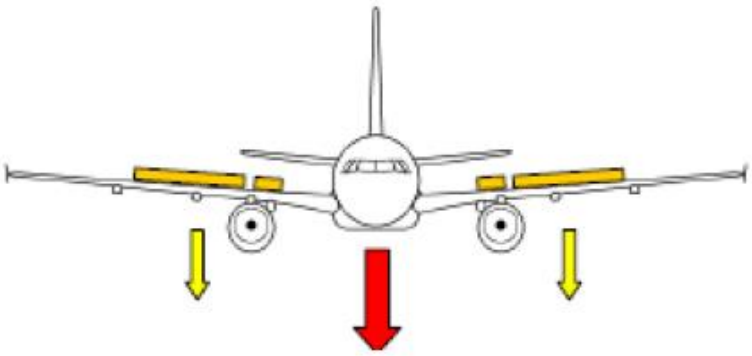


Figure II.18 : Spoilers levés symétriquement pour la fonction lift dumper.[L'avionaire.com]

3.3.3 Fonction « roulis »

En principe, l'inclinaison de l'avion (fonction roulis) est obtenue par le braquage des ailerons, en agissant sur le manche ou sur le volant, les avions modernes suivent ce principe, mais ils sont souvent très lourds, entachés d'inerties importantes. Ouvrons une parenthèse : les BOEINGS B 727 et B 747 sont pourvus de deux ailerons à chaque demi-voilure (de nombreux autres avions de ligne sont équipés ainsi) ; d'autant plus il y'a l'aileron interne, appelé aileron « toutes vitesses » qui fonctionne dans toute la plage de vitesse de vol de l'avion ; son bras de levier, par rapport à l'axe longitudinal de l'avion, est faible. Et l'aileron externe, appelé aileron « basses vitesses son bras de levier est, par contre, très important.

En conséquence, les forces provoquées par son braquage à haute vitesse déformeraient la structure, très mince à son extrémité, de la voilure c'est pourquoi les ailerons externes sont automatiquement neutralisés, dans tous les sens du terme, au-delà d'une certaine vitesse. Refermons cette parenthèse et revenons à la lourdeur, à l'inertie de certains aéronefs : à basse vitesse, il arrive que l'action, même importante, sur les gouvernes de gauchissement (ailerons) ne soit pas suffisamment efficace, je veux dire que le temps de réponse de l'avion peut être relativement long, même s'il y a ailerons internes et externes en fonction simultanée : dans ce cas, et de façon automatique, les spoilers, et eux seuls, peuvent « aider » les ailerons dans la fonction « roulis », les volets de bord de fuite étant rentrés ou sortis. Comment ?

Très simplement, le B 727 s'incline à gauche , du fait que les ailerons interne et externe sont abaissés à droite (en bleu), tandis que les ailerons interne et externe sont relevés à gauche (en rouge) ; si l'équipage veut une inclinaison plus rapide de l'avion, le pilote va tourner plus fortement son volant à gauche : en conséquence, à partir d'un certain braquage des ailerons, les spoilers de gauche et eux seuls, vont se révéler, provoquant une forte baisse de portance de l'aile gauche : celle-ci s'abaisse.. Bien sûr, sur l'aile droite, les spoilers restent rentrés.

De même, pour une inclinaison rapide à droite, les ailerons de gauche s'abaissent, les spoilers restent rentrés, tandis qu'à droite, ailerons et spoilers se relèvent.

Enfin, il faut dire que la fonction « roulis » des spoilers est commandée automatiquement, et n'agit sur l'ouverture que de quelques spoilers, non pas sur la totalité.

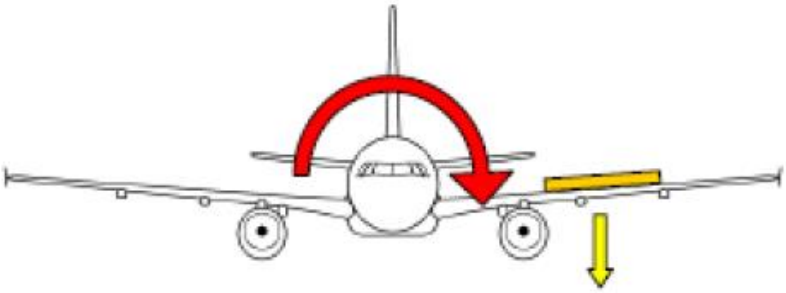


Figure II.19 : Spoiler levé d'un côté pour la fonction roulis [L'avionaire.com]

4 Décrochage et décollement de la couche limite sur les profils avec aéro freins

4.1 L'air

a) Existence

L'air est le mélange gazeux qui constitue l'atmosphère terrestre. 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 difficile.

b) Propriété physiques :

- L'air est compressible : il est possible de réduire son volume en le comprimant

- L'air est expansible : il tend à occuper un volume toujours plus grand

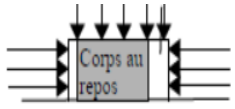
- L'air est élastique : résultante des 2 précédentes. C'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précède une compression ou une détente.

- L'air est pesant par rapport aux autres corps, le poids de l'air reste faible, toutefois, il est déjà possible de donner trois paramètres principaux définissant l'état de l'air ambiant :

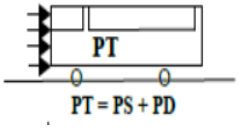
* **masse volumique**, notée **ρ**, et exprimée en kg/m^3

* **la pression**, force exercée par unité de surface, notée **P**, et exprimée en Pascal (Pa)

C'est l'effet porteur du aux actions combinées des pressions et dépressions de l'air. La pression est l'application d'une force sur une surface : **p=f/s**



1/ Corps au repos : on appelle ≪pression statique P_S ≫, la pression exercée par l'air immobile sur toute la surface d'un corps au repos.



2/ Corps en mouvement : on appelle ≪pression dynamique P_D≫,
L'énergie acquise par l'air grâce à sa vitesse, ou pression due à la vitesse
Du vent relatif applique sur une surface perpendiculaire aux filets d'air
La valeur de cette pression peut être exprimée par la loi de Bernoulli :

$$p_d = {}^1\!/_2\, \rho V^2 S \qquad \text{(II.3)}$$

La force résultante de la pression dynamique sur une surface perpendiculaire ≪**S** ≫ vaut :

Force = Pression x Surface ====> Force aérodynamique = P_D x S = 1/2 ρV2 S

* **la température,** notée T, et exprimée en Kelvin (K)
(Rappelle : T (K) = T (°C) + 273)
* **la viscosité** : la viscosité caractérise la cohésion interne d'un fluide. Résistance au déplacement des molécules les unes sur les autres, varie avec les fluides.
Les forces de viscosité sont des forces tangentielles de contact entre deux couches du fluide.
Nombre de **Reynolds,** il chiffre l'influence de la viscosité, sans unité.

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

a) L'écoulement laminaire : les particules d'air suivent des trajectoires parallèles et l'air en mouvement se comporte comme s'il était constitué de lames superposées glissant parfaitement les unes sur les autres. Au voisinage d'une surface solide, la vitesse de l'écoulement ralentit au fur et à mesure que l'on s'en approche pour finalement s'annuler au contact de celle-ci.

Cette couche d'air freinée s'appelle " **la couche limite** ". La couche limite est cette couche d'air dans laquelle se produit l'effet de cisaillement, c'est la couche entre la surface et la limite de l'écoulement non ralenti que l'on appelle aussi l'écoulement potentiel (laminaire). [24]

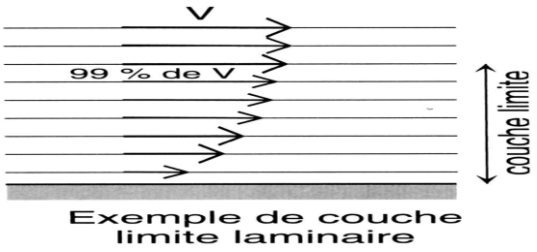
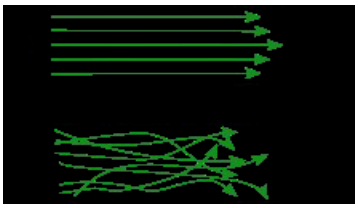


Figure 20 : couche limite laminaire [24]

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



Ecoulement laminaire

Ecoulement turbulent

Figure 21 : couche limite laminaire et turbulente [24]

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

Figure 22 : Ecoulement tourbillonnaire [24]

4.1.1 La résistance de l'air

a) Les causes :

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

Cette action de l'air se traduit en chaque point de la surface du corps par :

- une force élémentaire de pression perpendiculaire à la surface.

- une force élémentaire de frottement tangente à la surface.

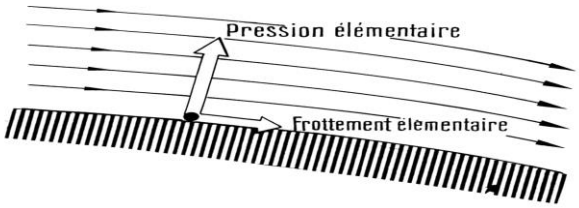


Figure 23 : répartition des forces sur un corps [24]

b) Paramètres influençant la résistance de l'air :

Les forces de pression dépendent de la forme du corps et la disposition que celui-ci occupe par rapporta la direction de la vitesse relative.

Les forces de frottement, dues à la viscosité de l'air, ont un effet directement en rapport avec l'étendue de la surface du corps et aussi avec l'état de cette surface. Plaçons une plaque plane perpendiculairement au courant d'air (vent relatif). A l'avant de la plaque, l'air va exercer une forte pression, tandis qu'à l'arrière se forme un " vide " qui tend à aspirer la plaque.

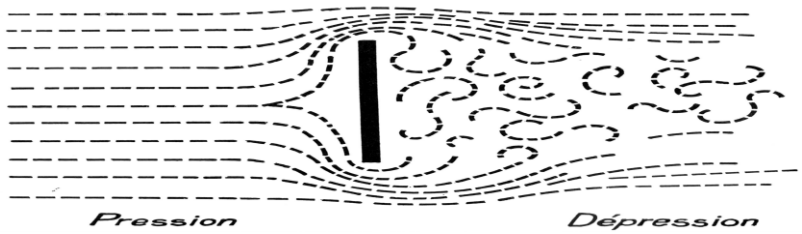


Figure 24 : répartition de la pression sur la surface d'un corps [24]

Dans ces conditions, la plaque est soumise à une force horizontale : la résistance de l'air. Un installant un appareil (dynamomètre) relie à la plaque, on va pouvoir mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui font varier cette force.

4.1.2 Facteurs influençant la résistance de l'air

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

b) Vitesse : En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi : La résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse
(PM : si la vitesse de l'écoulement triple, la résistance est multipliée par neuf).

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

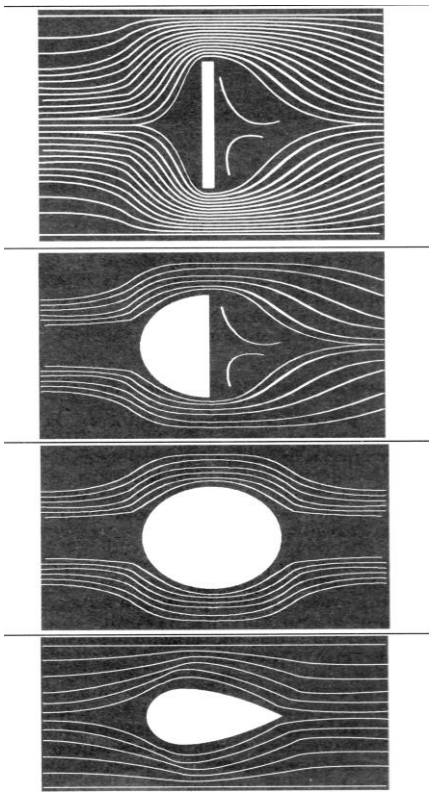
4.1.3 Forme du corps

Un disque plat perpendiculaire au courant d'air d'une soufflerie,
Les filets d'air s'entassent à l'avant du disque et le contournent
Difficilement.

Si nous ajoutons une demi-sphère à l'avant de ce disque, nous remarquons que la zone de pression diminue d'une façon appréciable Mais, qu'à l'arrière, la dépression et les tourbillons subsistent.

Ajoute d'une seconde demi-sphère à l'arrière, nous obtenons, nous obtenons un corps sphérique.
L'écoulement est amélioré, la résistance est fortement diminuée, mais n'est pas complètement résorbée.

Pour combler cette zone, étirons la demi-sphère arrière pour obtenir, sensiblement, la forme d'un œuf. Les filets d'air se rejoignent à l'arrière sans présenter de tourbillons. Il n'existe plus, qu'une très faible résistance de l'air. Le corps obtenu est un corps fuselé, avec pourtant un même maitre couple. .[24]



4.2 Couche limites

La couche limite est la zone d'interface entre un corps et le fluide environnant lors d'un mouvement relatif entre les deux, conséquence de sa viscosité. Elle est un élément important en mécanique des fluides.

Lorsqu'un fluide réel s'écoule le long d'une paroi supposée fixe, les vitesses sur la paroi sont nulles alors qu'à l'infini (c'est-à-dire loin de l'obstacle) elles sont égales à la vitesse de l'écoulement non perturbé. Sur une normale à la paroi, la vitesse doit donc dans tous les cas varier entre 0 et un maximum. La loi de variation dépend de la viscosité du fluide qui induit un frottement entre les couches voisines : la couche la plus lente tend à freiner la couche la plus rapide qui, en retour, tend à l'accélérer.

Dans ces conditions, une forte viscosité égalise au maximum les vitesses. Au contraire, si le fluide est peu visqueux, les différentes couches sont beaucoup plus indépendantes : la vitesse à l'infini se maintient jusqu'à une courte distance de l'obstacle et il y a une variation plus forte des vitesses dans la petite épaisseur de la couche limite.[22]

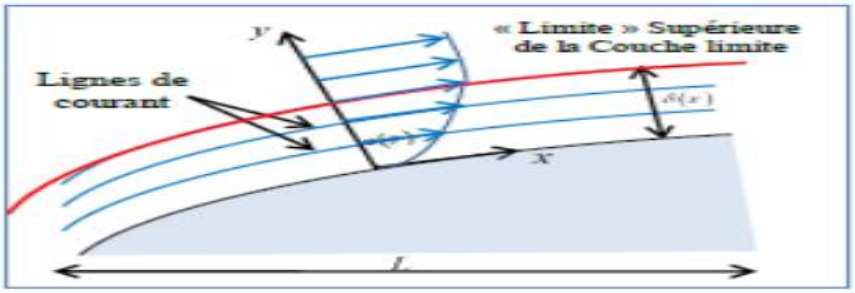


Figure II.25 : Couche limite développée sur un corps solide.[22]

Dans le premier cas, il faut utiliser les équations générales du fluide visqueux. Dans le second, on peut utiliser dans la couche limite des équations simplifiées complétées par des résultats expérimentaux. Les équations, également plus simples, du fluide parfait appliquées au-delà de la paroi « engraissée » par la couche limite fournissent les conditions aux limites pour le calcul.

En fait, ce n'est pas la viscosité elle-même qui intervient. Comme toujours en mécanique des fluides, c'est un nombre sans dimension qui caractérise le phénomène : le nombre de Reynolds. Celui-ci décrit le rapport des forces liées à la vitesse aux forces de frottement. Ainsi, au lieu d'augmenter la viscosité, on peut obtenir un phénomène semblable en diminuant la vitesse ou les dimensions de l'obstacle.

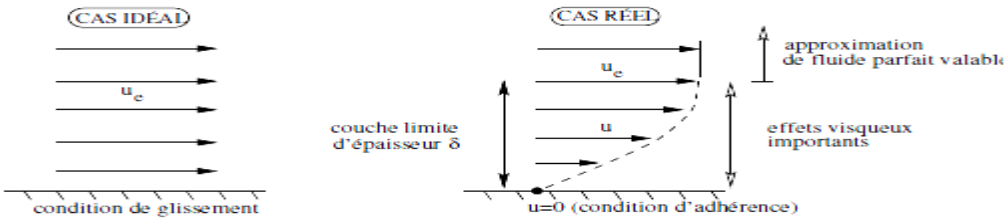


Figure II.26: Ecoulement d'un fluide idéal et d'un fluide visqueux sur une paroi plane. .[22]

4.3 Théorie des couches limites

La définition même de la couche limite réside dans le fait qu'elle représente la région de l'écoulement où les effets visqueux sont au moins aussi importants que les effets inertiels (en termes d'ordre de grandeur). Ce n'est en effet pas le cas loin de la paroi, où l'écoulement est alors dit « d'Euler », et où les effets visqueux ne se font pratiquement pas ressentir. Un fluide parfait est par définition non conducteur et à ses coefficients de Lamé nuls (c'est-à-dire pas de viscosité).

On définit en général l'épaisseur de la couche limite telle que :
$\mathrm{U}\,(\Delta(x)) = 0.99\,.\,Ue$

Avec :

- Ue, la vitesse uniforme de l'écoulement sans obstacle
- $\Delta(x)$, l'épaisseur de la couche limite en fonction de x.

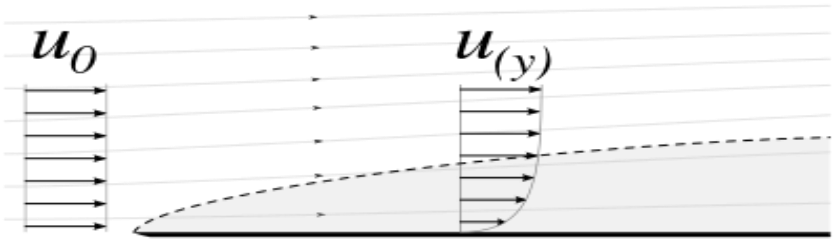


Figure II.27 : Profile de vitesse au travers d'une couche limite au-dessus d'une plaque.

Le profil de vitesse au sein de la couche limite dépend de sa nature laminaire ou turbulente. L'endroit où se produit la transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent dépend du nombre de Reynolds (**Re**) et de la géométrie de l'écoulement (profil).
Dans une couche où :

- Si **Re :** est suffisamment élevé, la couche est turbulente.
- Si **Re << 1** : l'équation est linéaire car les phénomènes de diffusion dominent est l'écoulement est laminaire.

4.4 Équations de la couche limite

La compréhension et la modélisation des équations de la couche limite sont peut-être une des plus importantes avancées de la dynamique des fluides. En utilisant l'analyse d'échelle, les équations de Navier-Stokes peuvent être écrites sous forme simplifiée. En effet, les équations de Navier-Stokes originales sont elliptiques alors que les équations simplifiées sont paraboliques. Cela simplifie grandement la résolution des équations. La simplification repose sur la division en deux de l'espace dans lequel s'écoule le fluide : la couche limite et le reste de l'espace (le reste étant facile à résoudre par de nombreuses méthodes). La couche limite est alors gouvernée par des équations différentielles partielles faciles à résoudre. Les équations de Navier-Stokes et de continuité, pour un écoulement bidimensionnel incompressible en coordonnées cartésiennes, sont [15] :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \text{(II.4)}$$

$$u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x} + v\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) \quad \text{(II.5)}$$

$$u\frac{\partial y}{\partial x} + v\frac{\partial y}{\partial x} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial y} + v\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2}\right) \quad \text{(II.6)}$$

Où :

u et v sont les composantes de la vitesse.

ρ : la masse volumique, p la pression.

ϑ : la viscosité cinématique du fluide en un point.

Un écoulement qui a un nombre de Reynolds élevé peut-être simplifié. La simplification consiste à diviser l'espace en deux régions. La première est la région où l'écoulement du fluide n'est pas affecté par la viscosité la majorité de l'espace.

L'autre région proche des surfaces du domaine est la région où la viscosité joue un rôle important (couche limite). Alors u et v sont respectivement la vitesse sur la ligne de courant et la vitesse normale à la ligne de courant à l'intérieur de la couche limite. En utilisant l'analyse d'échelle, les équations de mouvement pour la couche limite se simplifient et deviennent comme le montre[15] :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \text{(II.7)}$$

$$u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x} + v.\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad \text{(II.8)}$$

Et si le fluide est incompressible, ce qui est le cas d'un liquide dans les conditions standards :

$$\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad \text{(II.9)}$$

Une analyse asymptotique montre que v, la vitesse normale, est petite comparée à u, la vitesse sur une ligne de courant, et que les propriétés de ses variations dans la direction de la ligne de courant sont généralement moins importantes que dans la direction normale.

La pression statique p est indépendante de y, alors la pression au bord de la couche limite est la pression de la ligne de courant. La pression externe peut être calculée en appliquant le théorème de Bernoulli.

Alors u_0 est la vitesse du fluide en dehors de la couche limite, où u et u_0 sont parallèles. En remplaçant **P**, les équations deviennent d'apres [15]:

$$u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} = u_0.\frac{\partial u_0}{\partial x} + v.\frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} \quad \text{(II.10)}$$

Avec les conditions limites :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \text{(II.11)}$$

[15] montre que pour un fluide dans lequel la pression statique p ne dépend pas de la direction d'écoulement du fluide :

$$\frac{\partial p}{\partial y} = 0 \qquad \text{(II.12)}$$

Donc u_0 reste constant.

Les équations de mouvement simplifiées sont :

$$u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} = v.\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \qquad \text{(II.13)}$$

On utilise ces approximations dans un grand nombre de problèmes scientifiques et d'ingénierie. L'analyse précédente concerne toute couche limite (laminaire ou turbulente), mais les équations sont principalement utilisées pour étudier la couche limite laminaire. En effet, la moyenne de la vitesse correspond à la vitesse instantanée, car les fluctuations de vitesses sont absentes. .[13]

4.5 Couche limite turbulente

Le traitement de la couche limite turbulente est rendu difficile par la dépendance de l'écoulement à la variable temps. Une des techniques les plus courantes, quand l'écoulement est considéré comme turbulent, est d'appliquer la décomposition de Reynolds. Dans ce cas, les propriétés instantanées de l'écoulement sont décomposées entre la moyenne et les fluctuations à la moyenne. En appliquant cette technique, les équations de la couche limite, développées dans la référence [15], donnent une couche limite pleinement turbulente représentées par les équations suivantes :

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \qquad \text{(II.14)}$$

$$\bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + v\left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}\right) - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} - \frac{d(\overline{u'^2})}{dx} \qquad \text{(II.15)}$$

$$\bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + v\left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}\right) - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial x} - \frac{d(\overline{u'^2})}{dy} \qquad \text{(II.16)}$$

En utilisant la même technique de calcul pour l'équation instantanée, les équations deviennent dans sa forme classique, en se référant à [15]:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \qquad \text{(II.17)}$$

$$\bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + v\left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}\right) - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} \qquad \text{(II.18)}$$

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} = 0 \qquad \text{(II.19)}$$

Le terme additionnel $u'.v'$ dans la couche limite turbulente est connu sous le nom de « contrainte partagée de Reynolds ». La solution aux équations de la couche limite turbulente nécessite l'utilisation de modèles de turbulences, dont le but est d'exprimer la contrainte de Reynolds partagée dans des termes connus de variables de l'écoulement et ses dérivés.
Le manque de précision et la non généralisation de ces modèles constituent l'obstacle majeur dans le succès des prédictions des propriétés des écoulements turbulents, dans la science de la dynamique des fluides. .[13]

4.6 Le phénomène de décollement de couches limites sur un profil d'aile

4.6.1 Physique du décollement

Dans le cas d'un écoulement autour d'un profil, les particules sont soumises à un mouvement du aux forces d'inertie et sont ralenties par les forces de viscosité (frottement pariétal). Le gradient de pression dicté par la zone fluide parfait de l'écoulement peut exercer une action favorable ou défavorable. Dans le cas d'un gradient de pression de sens contraire à celui de l'advection, l'advection peut être compensée par les forces de viscosité et dépression. Lorsque cela se produit, la couche limite s'écarte de la paroi du profil, il y a décollement de la couche limite. Cet équilibre entre les différentes actions se traduit par L'équation de la quantité de mouvement dans chaque direction :

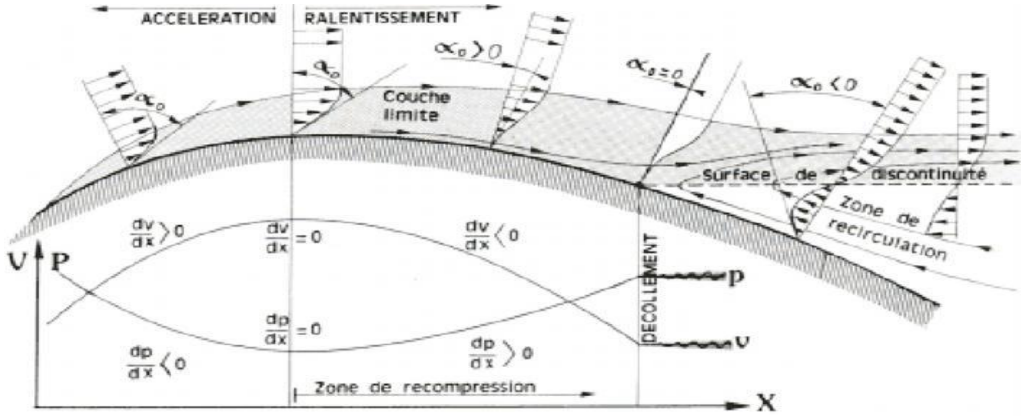


Figure II.28 : Décollement de la couche limite. [22]

D'après le bilan des forces influant sur les fluides visqueux, on trouve qu'au sein de la couche limite les particules fluides sont ralenties par les forces du frottement visqueux ou par la présence des forces de pression. La théorie de Prandtl de couche limite nous montre que la pression est constante dans chaque section droite de la couche limite c.à.d. le gradient de pression transversal et nul, par contre le gradient de pression longitudinal est exprimé par la relation suivante d'apres [15] :

$$\frac{dP}{dx} = -\rho U_E \frac{dU_E}{dx} \qquad \text{(II.20)}$$

Où : UE est la vitesse d'écoulement externe. Cette dernière relation est obtenue en dérivant l'équation d'énergie de Bernoulli à la lisière de la couche limite

$$P + \frac{\rho}{2} U_E^2 = Cst \qquad \text{(II.21)}$$

Si l'écoulement est accéléré ($\frac{dU_E}{dx} > 0$, $\frac{dP}{dx} < 0$), il existe d'après l'équation de Bernoulli une pression plus élevée à l'amont qu'à l'aval et dans ce cas il n'existe plus de phénomène de décollement.

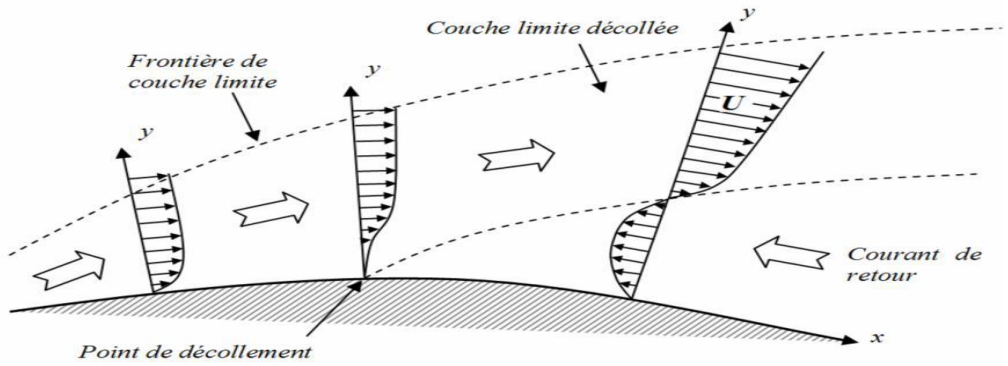


Figure II.29 Profils de vitesse lors de décollement. [22]

Si l'écoulement est retardé ($\frac{dU_E}{dx} < 0$, $\frac{dP}{dx} > 0$), toutes les particules fluides se trouvent ralenties et si la différence entre la pression à l'amont et à l'aval est suffisamment importante la vitesse des particules fluides à proximité de la paroi s'annule ou peuvent même prendre des valeurs négatives d'où la naissance du phénomène du décollement.

La figure (II.29) illustre l'évolution de la couche limite sur un corps profilé de l'écoulement sain vers l'écoulement décollé. Le décollement se manifeste dans les écoulements internes comme les écoulements externes. Le fluide qui s'écoule, par exemple, dans un canal convergent divergent peut se décoller dans la deuxième partie divergente où la condition du gradient de pression défavorable est satisfaite**,** figure (II.29).

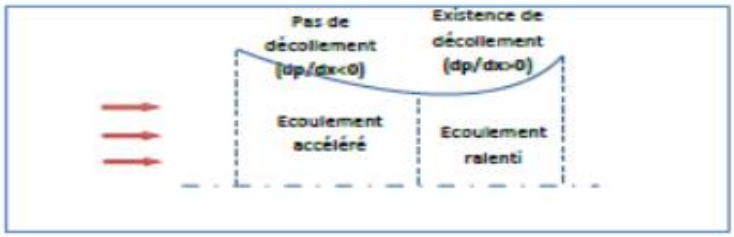


Figure II.30 Existence de décollement dans une tuyère. [22]

4.6.2 Les causes et effets de décollement

Généralement les décollements de couche limite se produisent donc sur des fortes courbures de paroi ou en présence d'un obstacle venant perturber le champ de pression environnant par exemple en aéronautique le décollement se produit lors des phases de vols ou les incidences aérodynamiques sont plus fortes comme le montre la figure suivante :

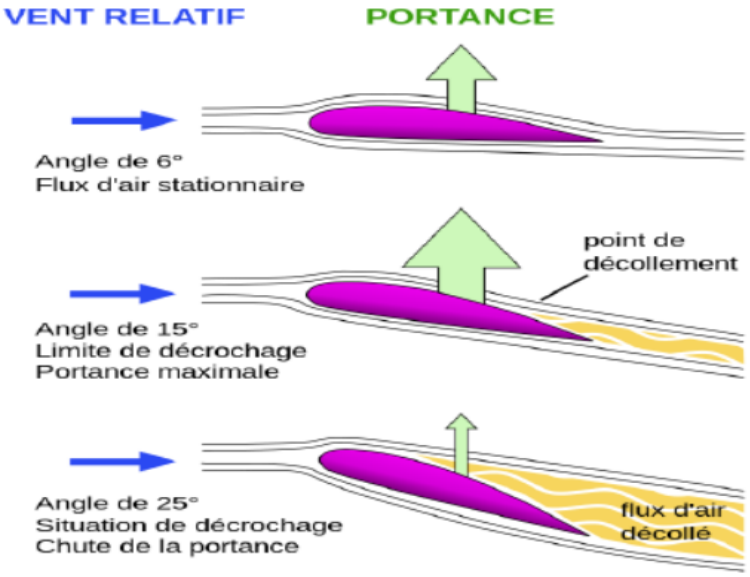


Figure II.31 : Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion. [15]

La figure II.30 montre qu'au fur et à mesure que l'angle d'incidence augmente, l'air passant sur l'extrados, doit "alimenter" seul, une zone, s'élargissant de plus en plus (Cette zone approximativement triangulaire est comprise entre, d'une part, une ligne horizontale passant par le sommet de l'extrados et d'autre part la paroi de ce même extrados).

Puisque, à mesure que l'angle d'attaque augmente, la zone est de plus en plus grande, il lui faut de plus en plus d'air, ce qui n'est possible que si le flux d'air accélère. En fait, il apparaît, dans cette zone une légère dépression qui favorise l'accélération du flux en amont.

Cette accélération, se traduit par une baisse supplémentaire de la pression statique, et donc par une augmentation de la portance. Cette accélération est surtout sensible sur le "sommet" du profil, avant de se disperser dans la zone "en jaune ", c'est donc près de ce sommet que la portance augmentera le plus.

Plus l'angle d'incidence augmente, plus le "sommet" se rapproche du bord d'attaque, c'est pourquoi la portance avance un peu avec l'incidence. Lorsque ce dernier devient trop grand, l'écoulement ne peut suivre le contour du profil (virage trop court) ; l'air forme alors des turbulences qui détruisent la portance, c'est le décrochage.

On a vu l'influence croissante de la pression dynamique, sous l'intrados avec l'angle d'incidence. On a vu aussi comment l'air passant sur l'extrados est accéléré au fur et à mesure que l'augmentation de l'angle d'incidence "ouvre" un secteur qu'il est seul à pouvoir "alimenter".

L'augmentation de la portance avec l'angle d'incidence vient à la fois de l'augmentation de l'action de la pression dynamique sous l'intrados, et de l'augmentation de la vitesse d'écoulement sur l'extrados à cause de la légère dépression qui règne en aval. .[15]

4.6.3 Classification des différents états de la couche limite

On peut citer les états suivants :

a. La couche limite laminaire

Couche dans laquelle les filets d'air sont tous parallèles. Le frottement est réduit au minimum. Elle peut transiter précocement en turbulent.

b. La Transition laminaire (turbulent de la couche limite)

Cette transition de l'écoulement est située à environ 15% de la corde pour les profils courants dit « turbulents » et jusqu'à 50 – 60% pour les profils à laminaire étendue dit « laminaires ».

c. La couche limite turbulente

Couche dans laquelle le frottement est plus important qu'en laminaire. Cette couche est plus « Stable » que la couche limite laminaire. (Voir Fig.II.32). [22]

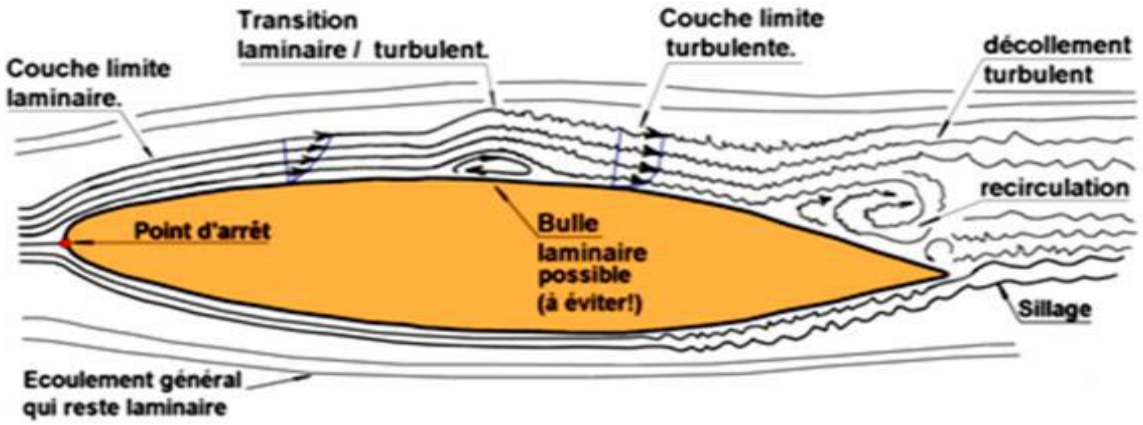


Figure II.32 : Les différents états de la couche limite. [22]

4.7 Ecoulement autour d'un profil avec un spoiler

Cette section traite du champ d'écoulement autour d'un profil aérodynamique bidimensionnel avec spoiler géométrique dévié et présente l'effet de la déflexion de spoiler sur les coefficients aérodynamiques globaux d'une surface de levage.

Un spoiler dévié provoque généralement la séparation de l'écoulement sur une surface de levage. L'étendue et les caractéristiques détaillées de la séparation dépendront en général de la hauteur effective du becquet (hauteur frontale projetée), de la position dans le sens des cordes, de la section de la pale, de l'incidence de la pale et du nombre de Mach et de Reynolds.

La figure (II.33) montre les caractéristiques typiques du champ d'écoulement stable autour d'une aile avec spoiler géométrique dévié monté vers l'arrière à un angle d'attaque positif faible, Il y a deux régions principales de séparation identifiées dans la figure. L'une d'entre elles, appelée bulle à charnière, est située juste en avant de la position de charnière du spoiler et englobe la région inférieure du spoiler. La deuxième région de séparation provient de la pointe du spoiler et émane à l'arrière du spoiler sous la forme d'une couche de cisaillement libre.

Si cette séparation reste complètement détachée de la surface du voile, une pression de base à peu près constante est formée. Lorsque le déportement du spoiler est faible et / ou si le spoiler est situé à l'avant, l'écoulement séparé de l'embout du spoiler peut se rattacher devant le bord de fuite. Cela peut entraîner une modification non linéaire de la portance avec la déviation du spoiler, comme illustré à la figure (II.34 a). [23]

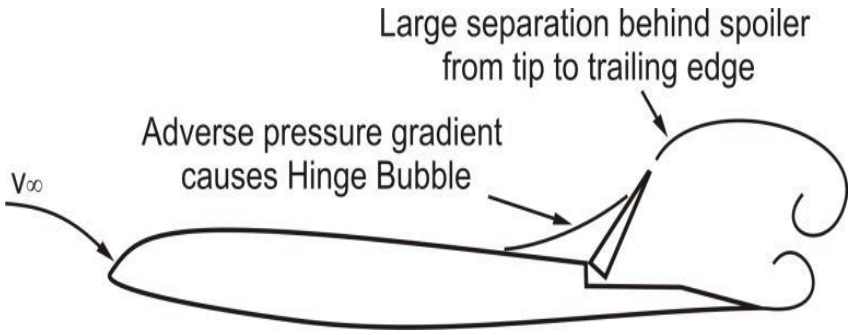


Figure II.33: Champ d'écoulement typique dû à un spoiler géométrique macro monté à l'arrière. .[23]

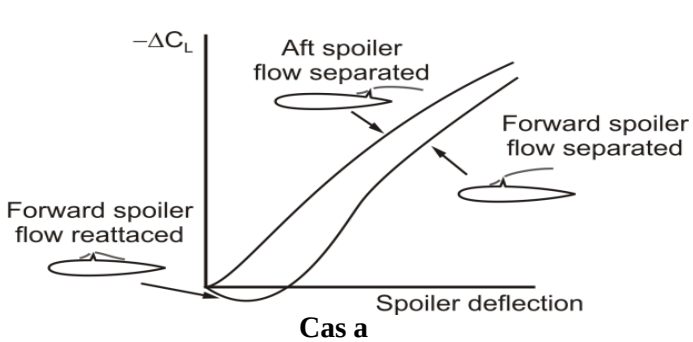
Les figure (II.34) illustre l'effet d'un déflecteur sur les coefficients aérodynamiques globaux d'une aile. Un spoiler dévié monté vers l'arrière provoque :

Une perte de portance conforme au modèle qualitatif de la figure (II.34) Cas a.

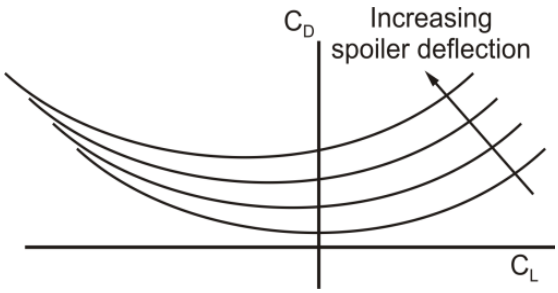
Une augmentation de la traînée conforme au modèle qualitatif de la figure (II.34) Cas b.

Et une augmentation du moment de tangage conforme au modèle qualitatif de Figure (II.34) Cas c.

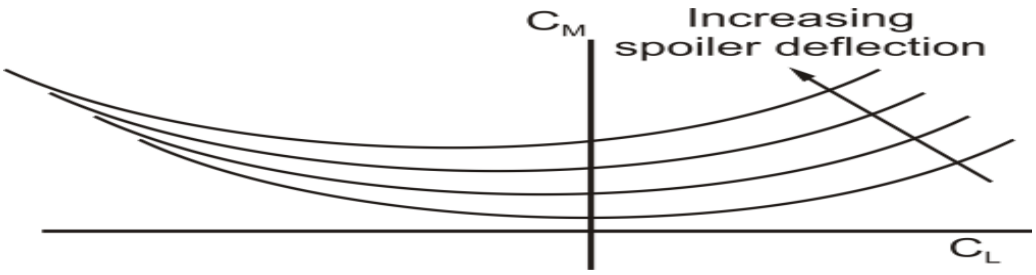
L'emplacement dans le sens des cordes est une variable intéressante, de sorte qu'un spoiler de surface supérieure monté vers l'avant à faibles déviations peut provoquer une augmentation de la portance, en raison du recollement de l'écoulement en aval du spoiler, et provoque généralement une réduction du moment de tangage.



Cas a



Cas b



Cas c

Figure II.34 : Effet d'un déflecteur sur les coefficients aérodynamiques. [23]

4.7.1 Modèle de répartition de la pression de spoiler

La séparation de l'écoulement sur une surface de levage entraîne une modification de la répartition de la pression de surface et donc une modification des forces et des moments globaux. La figure II.35 présente un modèle qualitatif de la variation de la répartition de la pression superficielle pour une surface portante avec aileron arrière dévié à la surface supérieure. Il y a une augmentation de la pression devant le spoiler et une diminution de la pression en aval du spoiler. La pression sur la surface inférieure diminue avec la déviation du spoiler. Cette diminution est relativement faible comparée aux modifications sur la surface supérieure et est associée à la réduction de la circulation autour de la surface portante, due à une modification de la cambrure effective de la surface portante.

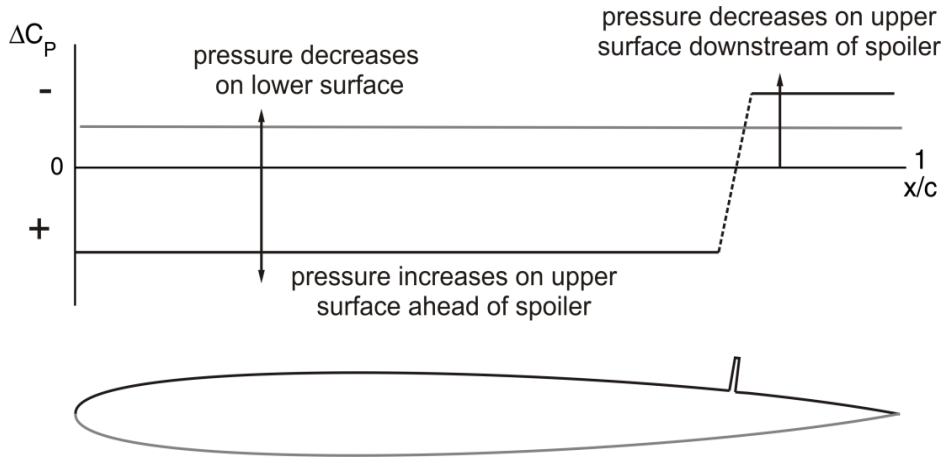


Fig.II.35 : Effet de la flèche / hauteur croissante du spoiler sur la distribution de pression à la surface de la section de l'aile. [23]

5 Analyse de l'atterrissage

C'est la dernière phase du vol, et c'est une phase primordiale de ce dernier, elle est divisée en plusieurs phases l'approche, la descente et le rouler au sol, donc elle consiste à transférer l'appareil d'un domaine d'évolution (L'air) au domaine d'arrêt (Le sol), elle commence à cinquante pieds au-dessus de la limite de la piste d'atterrissage et elles achèvent à l'arrêt totale de l'avion.

5.1 Les forces influençant l'atterrissage

Donc pour mieux comprendre ce processus, on analysera cette phase du côté des forces auxquelles l'avion est soumis, on trouve :

La poussée :

La portance : Même si cette force permet de surpasser le poids en l'air , une fois au sol la portance n'est plus nécessaire, en réalité pendant le roulage, la portance évite de concentrer la charge de l'avion sur les trains d'atterrissage, diminuant ainsi l'efficacité des blocs de freins présents dans ces derniers, donc pour éviter cela, dès que les trains principaux touchent le sol, les spoilers se déploient pour réaliser rapidement la destruction de portance, afin de permettre que la charge de l'avion se concentre sur les trains afin que les freins soient efficaces.

Le poids : Est une force qui agit verticalement sur l'appareille en question, et ce en son centre de gravité, pendant le vol cette force est surpassée par la force de portance ce qui assure le maintien de l'avion en l'air, quant à l'atterrissage le poids est moins élevé qu'au décollage, et c'est dû à la consommation du carburant durant le vol, sans oublier de soumettre qu'il y a un poids limité, autorisé l'atterrissage, appelé (MLW : Maximum landing weight).

La trainée : On reconnaitra deux types de trainée durant l'atterrissage

La trainée induite : Cette force dépends de la portance, et elle est proportionnelle à l'angle d'attaque, durant la première phase de l'atterrissage il y a assez de portance générée et l'angle d'attaque est relativement élevé, de ce fait la trainé induite est aussi élevé à son tour, mais une fois les roues du nez ont touché le sol, l'angle d'attaque est quasi nul, donc la trainée induite aussi.

La trainée parasite :Elle est en fonction des surfaces qui font face à l'air lors du roulage et de la vitesse, plus communément connu sous le nom de trainée de forme, la configuration de l'avion à l'atterrissage est telle que tous les volets et les becs d'attaques sont totalement sorties, ce qui augmente la trainée de forme, et une fois les trains principaux ont touché le sol, les spoilers et aérofreins sont déployés, la vitesse décroit rapidement, et donc cette force est réduite à zéro lorsque l'avion est amené à un arrêt totale.

La forces de freinage et frottement : Appelée trainée de freinage, divisé en force de frottements entre les roues et la piste, et aussi la force de freinage qui est une force de frottements entre les disques de freins et les plateaux, la première commence dès le toucher des trains avec la piste, mais au tout début elle est faible car il y a encore assez de portance qui maintient la charge de l'avion.

Quand la vitesse diminue et la portance est détruite, la charge sur les rues augmente induisant ainsi une élévation de frottements, la trainée de freinage s'accroit avec l'avancement du roulage, et atteint une valeur maximale juste avant d'atteindre l'arrêt totale.

La trainée de freinage est la plus importante des forces durant l'atterrissage, par conséquent cette force est efficace quand la charge de l'avion est concentrée sur les roues, et qu'il y a assez de frottement entre les roues et la piste.

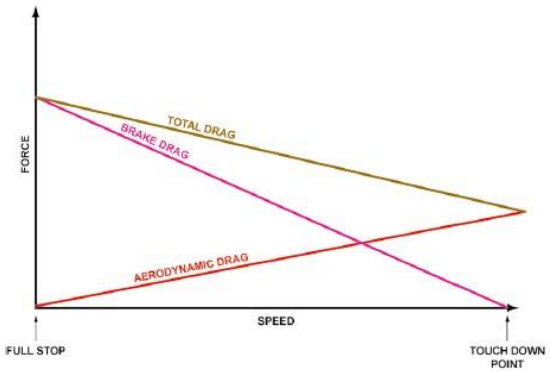


Figure II.36 : Evolution Dela force de freinage avec la distance. [ATPL Ground training series, fourth edition, Oxford aviation academy]

Les inverseurs de poussée : La poussée est une force primordiale pour permettre de garder la vitesse nécessaire à l'aire pour induire la portance nécessaire, mais à l'atterrissage ,cette dernière est réduite au maximum dans le but de ramener l'avion à un état d'arrêt, mais pour les résidus des poussées produits par les moteurs (Turbopropulseurs, Turboréacteurs) ils sont redirigés vers le sens inverse, afin de créer un certain effet de freinage et de réduire la vitesse de l'avion qui augmente l'efficacité de l'atterrissage.

Le but de cette analyse, est de déterminer la distance nécessaire à l'avion pour l'atterrissage, et prévoir des solutions en cas de défaillance système ou d'imprévues, ou de mauvaises conditions météo, la formule de cette donnée dépend des paramètres donnés ci-dessus :

$$S = \frac{V^2}{2a} \tag{II.22}$$

$$a = \frac{D+\mu(P-P0)+T}{m} \tag{II.23}$$

D : Trainée aérodynamique T : Force d'inverseurs de poussées

μ : Coefficient de frottement m : Masse

P : Poids V : Vitesse

P_0 : Portance a : Accélération

6 Conclusion

Le but de notre travail est de déterminer l'impact de la trainée et de la destruction de portance sur la distance d'atterrissage en cas de disfonctionnement de certains des spoilers et aérofrein, et son influence sur la distance de l'atterrissage.

Chapitre III

Approche expérimentale

1 Introduction

Apres la présentation de la soufflerie, et ses différents éléments constitutifs, ainsi que le matériel de mesure utilisé dans la présente étude expérimentale, on expose les principe de réalisation de la maquette d'aile, de cinq séries de trois aérofrein, modèles, par la suite on procède aux mesures des coefficients de trainée et de portance, les résultats seront présentés sous forme de courbes évolutives en fonction de l'angle d'incidence de l'emplacement des aérofreins sur l'extrados de la maquette suivant la corde.

2 Techniques expérimentales de mesure

2.1 Souffleries

Les souffleries sont des dispositifs expérimentaux utilisées en aérodynamique pour simuler les conditions rencontrées par un corps se déplaçant dans l'air, et ce sur une maquette en général à échelle réduite. Le corps étudié dans une soufflerie est souvent fixé, (Immobile), dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz, ça nous permet ainsi d'obtenir le comportement de ce dernier, et d'avoir les paramètres nécessaires à l'étude voulue (Portance, Trainée, moments, etc.) sans avoir à dépenser des sommes exorbitantes ou à gaspiller des matériaux pour faire des essais à l'échelle réelle. Ceci dit il faut respecter les règles de similitude, afin d'obtenir des résultats quasi réels. Les essais en soufflerie sont présents dans beaucoup de domaines tel que la conception, de véhicules aussi bien terrestres qu'aérien avant leurs mises en service.

On peut classer les souffleries comme suit :

- **Subsoniques :** Mach< 0.3 et une vitesse d'écoulement de 0 à 200 m/s (écoulement incompressible) utilisées pour véhicules terrestres, avions en phase de décollage ou d'atterrissage.
- **Transsoniques :** 0,9 < Mach < 1,1 utilisées sur des avions de transport civils (Airbus, Boeing), avions militaires...etc.
- **Supersoniques :** 1,6 < Mach < 4 utilisées avions de transport (Concorde), avions militaires, missiles.
- **Hypersoniques :** Mach > 5 véhicules hypersoniques (Navette Spatiale), corps de rentrée.

La soufflerie utilisée est de type aspirante subsonique à faible vitesse(M=0.3), l'air en mouvement par rapport au corps à étudier arrive à la veine d'essais par l'intermédiaire d'un ventilateur entraîné par un moteur électrique. La vitesse de l'air est en fonction de l'ouverture ou de la fermeture de la vanne réglable. Les ailes sont maintenues par un support de façon à perturber le moins possible l'écoulement à l'aval de l`aile.

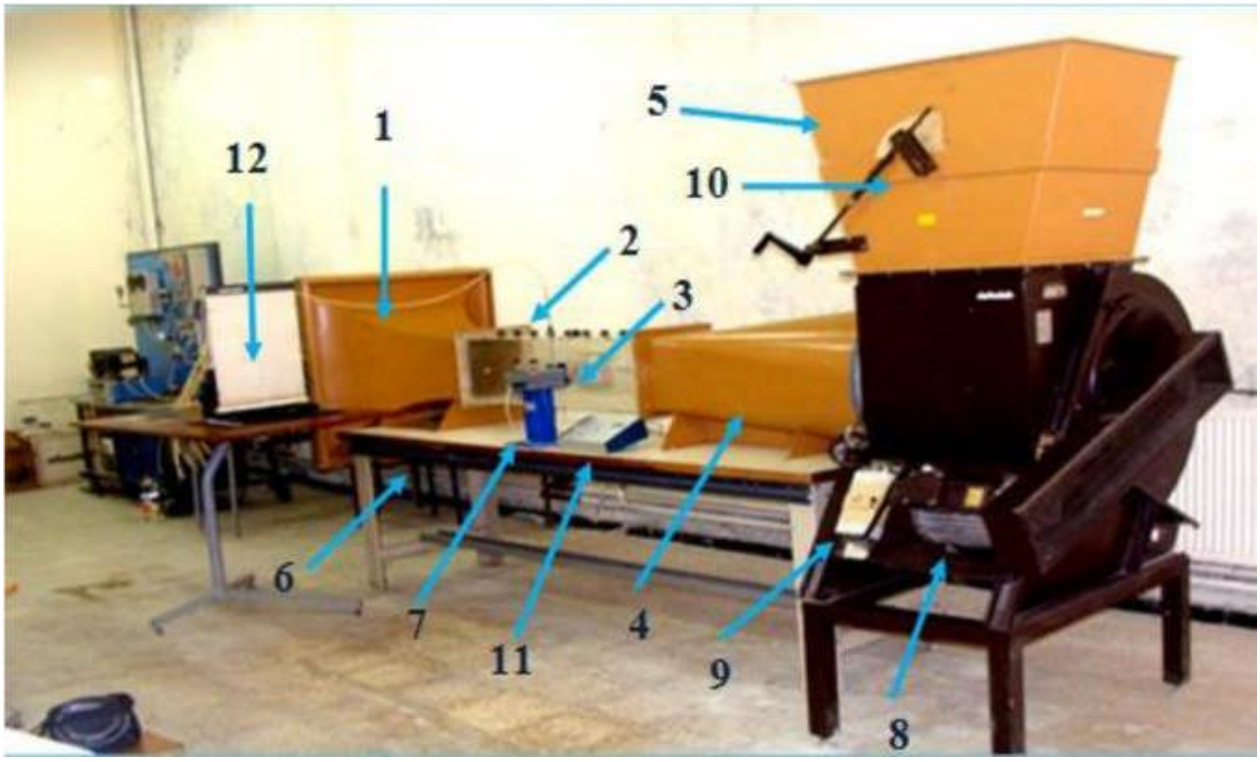


Figure III.1: Soufflerie du Département

1- Convergent.
2- Tube de Pitot.
3-Veine d'essai.
4-Divergent.
5- Diffuseur.
6- Table.
7- Balance aérodynamique.
8- Moteur électrique.
9- Disjoncteur.
10- variateur de vitesse.
11- l'indicateur de contrainte.
12- multi-manomètre.

Caractéristiques de la soufflerie :

- ✓ Dimensions de la veine : 30x30x100 cm.
- ✓ Longueur : 4 m.
- ✓ Vitesse dans la veine : variable de 0 à 45 m/s.
- ✓ Puissance du moteur : 4 KW.
- ✓ Vitesse du moteur : 1440 tr/mn.

2.2 Multi-manomètre

Pour la mesure de la pression sur les ailes ou même la mesure de la vitesse de l'écoulement de l'air dans la veine d'essai, on utilisera un multi-manomètre non inclinable constitué de 24 tubes disposés verticalement, muni à sa base de quatre vices réglables pour tarer le niveau du multi manomètre afin d'obtenir le même niveau d'huile sur tous les tubes au départ. Ces tubes débouchent sur un même réservoir rempli d'huile de masse Volumique $\rho = 856.418$ Kg/m^3.

Ainsi, les mesures de pression seront données par les relevés des Dénivellations de hauteurs lues sur le multi- manomètre qui est gradué de haut en bas de 2 en 2 mm.

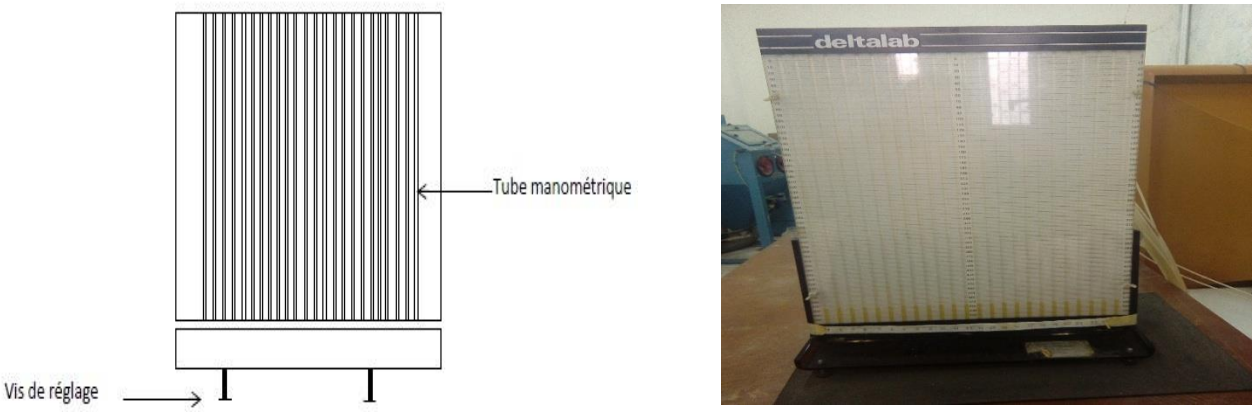


Figure III.2 : Multi-manomètre

2.3 Tube de Pitot

Pour la mesure de la vitesse on utilisera le tube de Pitot, formé de deux tubes concentriques, relié au multi-manomètre ce qui permet de lire deux dénivellations l'une Correspondant à la pression totale et l'autre à la pression statique.

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

$$P_a = p_m + \rho V_m \qquad \text{(III.1)}$$

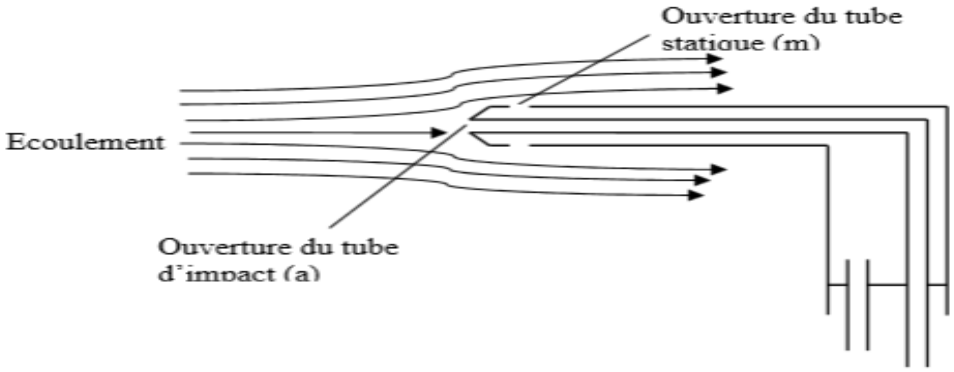


Figure (III.3): Tube de Pitot

D'autre part sur le manomètre on a :

$$Pa = Pm + \rho g \Delta h \rho_h \qquad \text{(III.2)}$$

D'où on tire la relation suivante :

$$V_m = \sqrt{\frac{2\rho g \Delta h}{\rho}} \qquad \text{(III.3)}$$

Avec :

- Pa : pression d'arrêt.
- Pm : pression statique au point m.
- ρ : Masse volumique de l'air à la température d'essai.
- ρ_h : Masse volumique de l'huile.

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

2.4 Balance aérodynamique

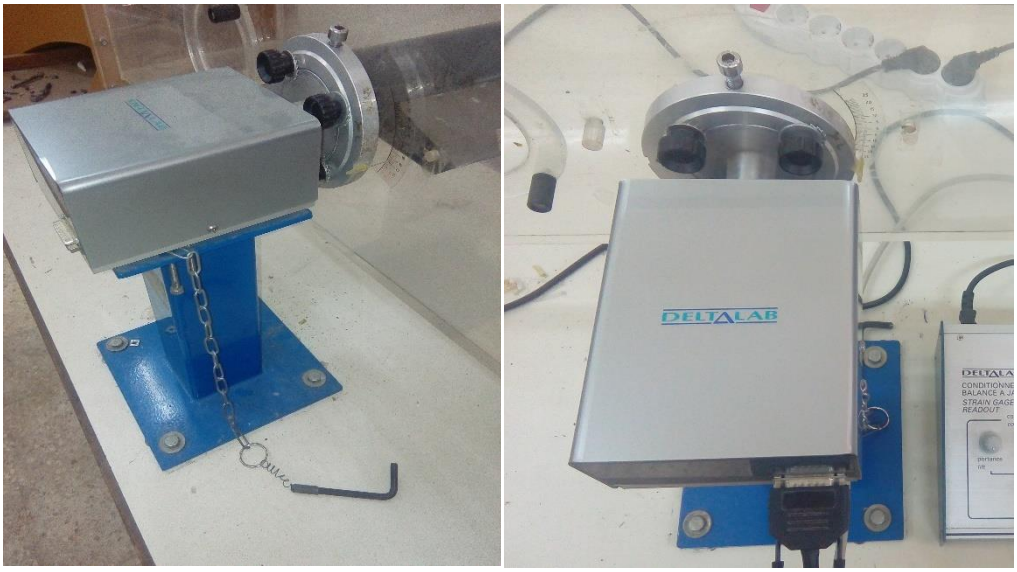


Figure III.4 : Balance aérodynamique

On utilise la balance aérodynamique à jauge de contrainte pour mesurer les efforts aérodynamiques qui s'exercent sur l'aile (Portance, Traînée), cette dernière se compose essentiellement des éléments suivants :

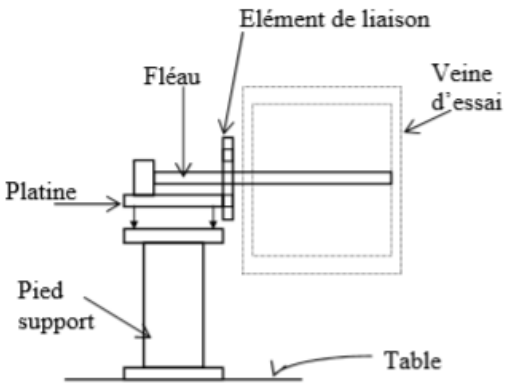


Figure III.5 : Schéma détaillé de la balance aérodynamique

- **Pied-support :** Ce pied-support permet d'avoir une balance autoporteuse indépendante de la veine. Il transmet des efforts aérodynamiques à la table de manipulation à laquelle il est lié rigidement.
- **Platine :** Permet l'orientation du fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais, et assure l'horizontalité de l'aile.
- **Fléau-dynamométrique :** Cette pièce maîtresse de la balance est équipée de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion par les actions dynamométriques. Le découplage des actions de portance et traînée, est réalisée par câblage des jauges. La

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

- **Jauges de contraintes et pont de Wheatstone**

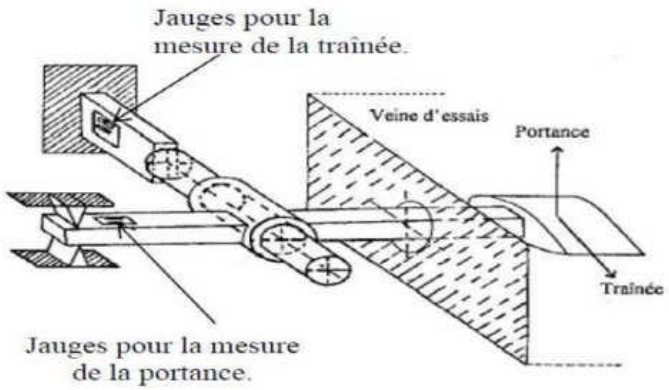


Figure III.6 : Disposition des jauges de contrainte

La jauge : est un circuit métallique peu épais (de l'ordre du μm), ayant une résistance électrique qui varie lorsqu'il subit une déformation. La jauge doit être apte à résister à haute température et à l'usure. La jauge de contrainte est fixée sur un support qui est un lien entre le corps d'épreuve et la jauge.

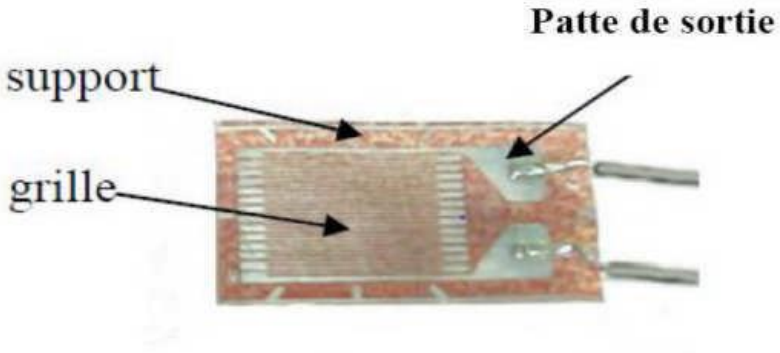


Figure III.7 : Jauge de contrainte

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

$$R = \frac{\rho n L}{S} \qquad \text{(III.4)}$$

Avec :

ρ : Résistivité du métal de la jauge

n : nombre de brins

L : longueur de chaque brin

S : section du fil résistant

Si le corps d'épreuve sur laquelle la jauge est collée subit une variation relative de longueur :

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \qquad \text{(III.5)}$$

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

$$\frac{\Delta R}{R} = K\frac{\Delta D}{D} = K\boldsymbol{\varepsilon} \quad \text{(III.6)}$$

Avec : K= 1+2.υ telle que : υ : coefficient de Poisson du matériau.

La mesure de la variation relative de la résistance ne peut s'effectuer directement car les variations de conductibilité de la jauge sont trop faibles pour être mesurées directement avec un ohmmètre. Il est donc nécessaire de faire un montage en pont de Wheatstone qui est un ensemble de quatre résistances, il est alimenté par une tension continue E=Va−Vc appliquée entre les points B et D.

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

$$R1.R3 = R2.R4 \quad \text{(III.7)}$$

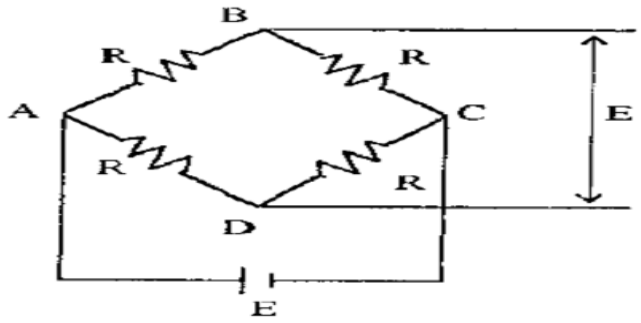


Figure III.8 : Pont de Wheatstone

Si on rompt l'équilibre en donnant aux résistances des petites variations ΔR1, ΔR2, ΔR3et ΔR4, il apparaît entre B et D une différence de potentiel ΔE=VD-VB dite tension de déséquilibre.

- **Élément de liaison :** Il permet de monter la maquette sur la balance et de l'orienter en incidence.

➢ **Dispositif électronique de mesure :**

Pour la mesure des efforts aérodynamiques, on a été confronté au problème des variations rapide (Fluctuations) de la valeur de l'effort mesuré, ce qui nous a incités à utiliser une chaîne d'acquisition de données empruntée au laboratoire de résistance des matériaux.

Les figures ci-dessous donne le schéma du dispositif électronique utilisé pour la mesure des efforts aérodynamiques, il comporte un indicateur de contraint piloté par un micro-ordinateur d'une part, d'autre part ce même indicateur de contrainte est relié au pont complet de Wheatstone par l'intermédiaire de quatre fils.

2.5 Indicateur de contraintes

Cet appareil électronique nous permet de transformer le déséquilibre du pont de Wheatstone ΔE, dû à la déformation mécanique des jauges, en un signal électronique qui sera traité en traversant plusieurs étages (amplification, filtrage, conversion...) ; par la suite il sera obtenu sous forme d'une tension à la sortie Out Put de l'appareil, ainsi on pourra obtenir les deux principaux efforts s'exerçant

sur l'aile à savoir la portance et la traînée, par conséquent les deux coefficients aérodynamiques correspondants Cz et Cx ; l'étalonnage ayant été effectué au préalable par pesé.

Figure III.9 : Indicateur de contrainte

2.6 Micro-ordinateur et chaîne d'acquisition des données

L'enregistrement et le traitement par le calcul de la valeur moyenne de chaque signal électrique obtenue à la sortie (out put) de l'indicateur de contrainte, sera reçu par une interface installée sur le port arrière d'un micro- ordinateur, où on a chargé le logiciel ESAM1000.

Figure III.10 : Micro-ordinateur

3 Conception du profil aérodynamique

3.1 Réalisation de la maquette

Notre recherche consiste à étudier l'évolution de la trainée en variant l'angle d'attaque, en changeant l'emplacement et l'angle d'inclinaison des spoilers sur une aile d'avion lors de l'atterrissage, cela en comparant les résultats obtenus à chaque position sur l'extrados de l'aile.

Pour mener notre étude nous avons réalisé un prototype d'aile d'un BOEING 737 ROOT AIRFOIL, [NACA 2519] qu'on a pu approcher lors de notre stage pratique au sein de la compagnie aérienne Air Algérie.

Figure III.11 : Aérofreins sur l'aile d'un BOEING 737

3.2 Caractéristiques aérodynamiques et dimensions

Les dimensions de la maquette ont été adaptées de façon à satisfaire les limites de la chambre d'essai de la soufflerie du laboratoire de l'UMMTO, dont les dimensions de la veine d'essai sont de 30x30x100cm. L'aile a une envergure de 25cm et une longueur de corde de 18cm. Elle conserve cependant les caractéristiques de sa forme originale.

- La courbure maximale est à 0,2% à 5% de la corde.
- L'épaisseur maximale du profil est quant à elle de 15.4%à 19.6 % de la corde pour une corde maximale de 3.96 m
- La corde est de 3,96m
- Les aérofreins sont positionnés à 50%,65% et 80% de la corde.

Les dimensions générales du modèle sont présentées sur la Figure suivante :

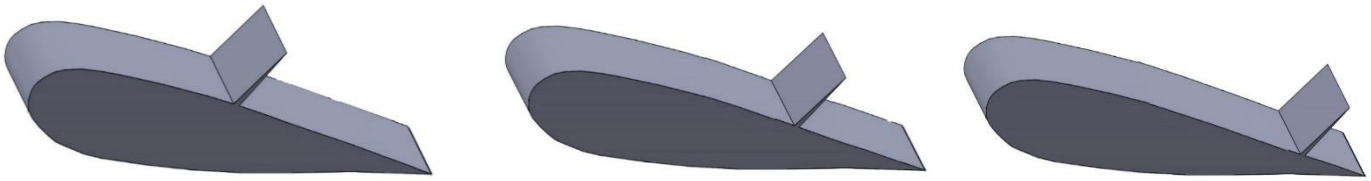


Figure III.12 : Représentation 3D du profil à étudier

	Model réelle	Maquette
Corde [m]	**3.96**	**0.18**
Envergure [m]	**17.155**	**0.25**
Courbure maximale	**0.2%**	**0.2%**
Epaisseur maximale	**15.4%**	**15.4%**

Table III.1 : Caractéristiques géométrique de l'aile

3.3 Etapes de conception de la maquette

Pour assurer une approche géométrique réaliste équivalente à l'aile d'avion d'origine, nous avons utilisés le logiciel PROFILI pour dessiner et imprimer notre profil NACA de type **BOEING 737 ROOT AIRFOIL,** puis on a découpé le profil pour le coller sur une plaque d'Aluminium de 4mm d'épaisseur. On a tracé puis découpé les nervures de notre profile d'aile en Aluminium puis nous les avons assemblées à l'aide d'une tige. Ensuite, nous l'avons recouvert avec une feuille d'Aluminium de faible épaisseur dans le but d'alléger la maquette afin qu'elle rentre dans le seuil de masse toléré par la balance aérodynamique.

Figure III.13 : Maquette réalisée avec support pour mesure de portance et de trainée

A la fin nous obtenons un profil à tester que l'on finalise en égalisant la surface après ponçage, lissage et peinture.

Figure III.14 : Maquette finale

3.4 Réalisation des aérofreins à échelle réduite

A partir d'une plaque de tôle de 2mm d'épaisseur nous avons découpé des éléments de 70mm de longueur et de 27mm de largeur qui représentent les aérofreins, ces derniers composés de deux pièces l'un représentant le corps du spoiler et l'autre sa base que nous avons soudé ensembles pour former l'angle β voulu, pour pouvoir en fin les coller sur l'aile, dans notre cas cette inclinaison β est variable de (10°,20°,40°,60°,90°).

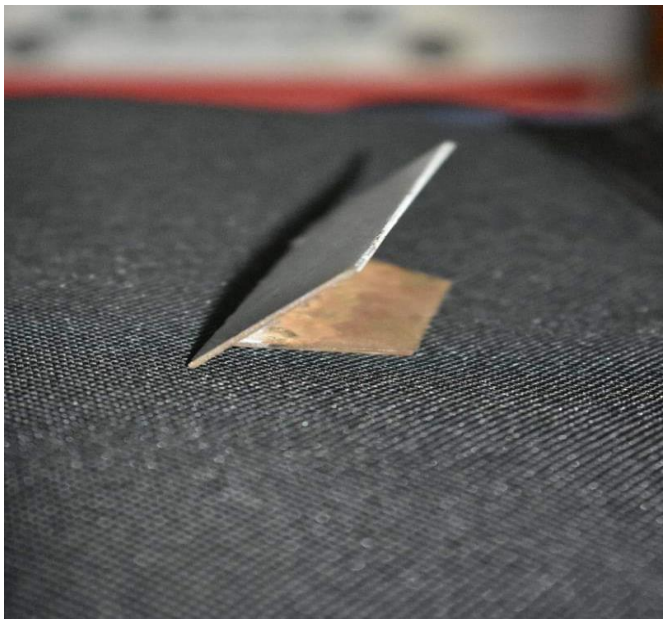


Figure III.15 : Aérofrein étudié

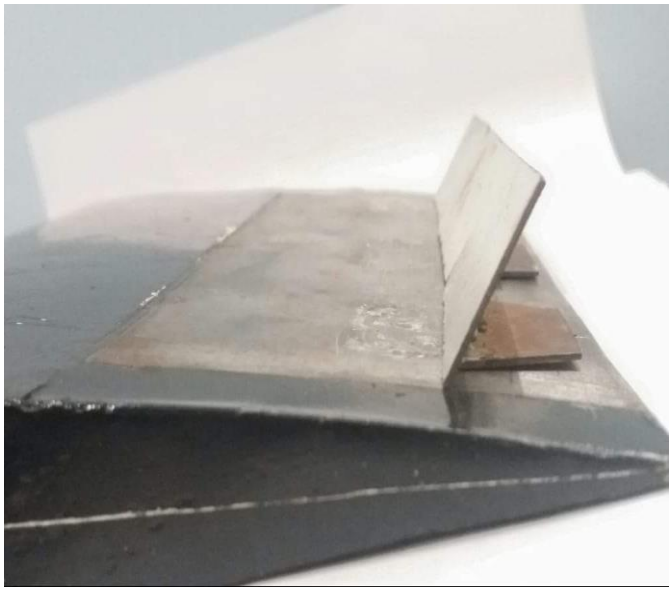


Figure III.16 : Série d'aérofreins

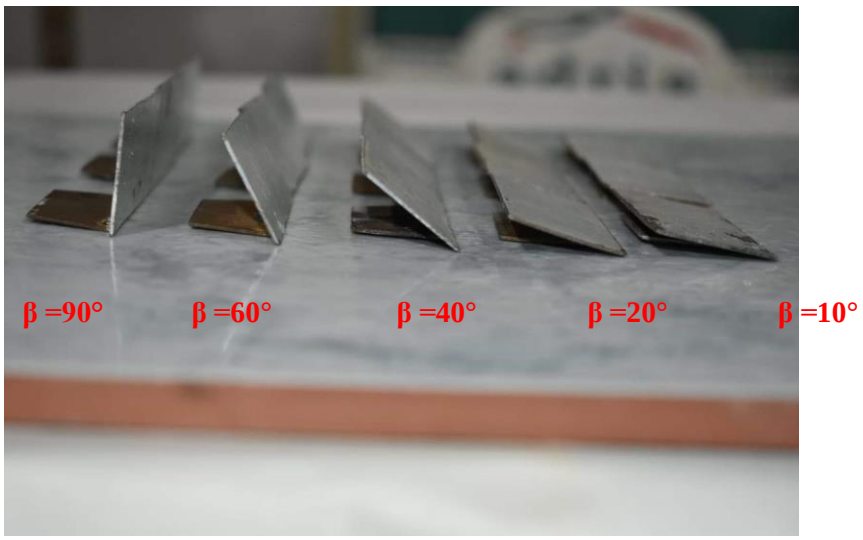


Figure III.17 : Cinq séries d'aérofreins

	Model réelle	**Maquette**
Longueur[mm]	**1490**	**70**
Largeur[mm]	**584.2**	**27**
Inclinaison	**10°,20°,40°,60°**	**10°,20°,40°,60°,90°**

Table III.2 : Caractéristique géométrique de l'aérofrein

Les cinq séries de spoilers réalisés serons placés à une position longitudinale x/c=50% ; on prélève les mesures des coefficients de trainée et de portance pour deux vitesses d'écoulement d'abord V_0=20.3m/s, puis V_0=31m/s, par la suite on procède aux mêmes mesures en plaçant ces mêmes séries à la position x/c=65% puis x/c=80%

4 Les essais effectués :

Notre travail consiste à mesurer la traînée engendrée par les spoilers suivant différentes positions sur l'aile et suivant différents angles d'attaque et angles d'incidence de ces derniers, ensuite une fois nous avons déterminé la position optimale suivant la corde pour les spoilers on étudiera l'influence du dysfonctionnement de l'un de ces derniers sur le freinage de l'avion lors de l'atterrissage.

Pour réaliser tout cela on commence par régler la vitesse de l'écoulement d'air dans la veine d'essai, ensuite on place la maquette et on remet à zéro la balance aérodynamique. Ensuite on commence à faire les changements de l'angle d'attaque, et les changements des angles d'incidences pour la serie de spoilers des spoilers.

Figure III.18 : Montage de la maquette avec aérofrein dans la veine d'essai

Nous structurons notre travail comme suit :

- **1ere étape :**

Etudier ce cas si les spoilers étaient positionnés à 50% de la corde, ensuite faire varier l'angle d'attaque 0°,5°,10°,15° et 20°, et ce pour toutes les incidences des spoilers nommé β tout cela à une vitesse de 20.3 m/s afin de prélever les valeurs du Cx et du Cz à chaque cas.

Refaire exactement la même manipulation, pour les mêmes valeurs de l'angle d'attaque α et les mêmes valeurs de l'incidence β pour la même position x/c mais cette fois-ci pour une vitesse de 31m/s.

Soixante manipulations ont été réalisées pour chaque position x/c.

β (°)	Mesure de Cx	Mesure de Cz
0	1	1
10	1	1
20	1	1
40	1	1
60	1	1
90	1	1

Table III.3 : Nombre de tests réalisés pour un angle d'attaque α et une vitesse V_0

- **2eme étape**

Simuler des cas de dysfonctionnement de l'un des spoilers, afin de déterminer son influence sur l'efficacité du freinage lors de l'atterrissage. Nous allons procéder comme suit :

Nous allons fixer l'angle d'attaque A à 0° tel que c'est le cas lors de l'atterrissage, nous allons aussi fixer l'incidence B du spoiler à 60° afin de se rapprocher au maximum des cas réels.

5 Présentation des résultats expérimentaux

5.1 Coefficient de portance Cz

Un coefficient qu'on peut déduire à partir de l'expression de la force de portance :

$$Fz=\frac{1}{2}\rho.v^2.S.Cz \quad \text{(III.8)}$$

D'où :

$$Cz=\frac{Fz}{\frac{1}{2}S\rho v} \quad \text{(III.9)}$$

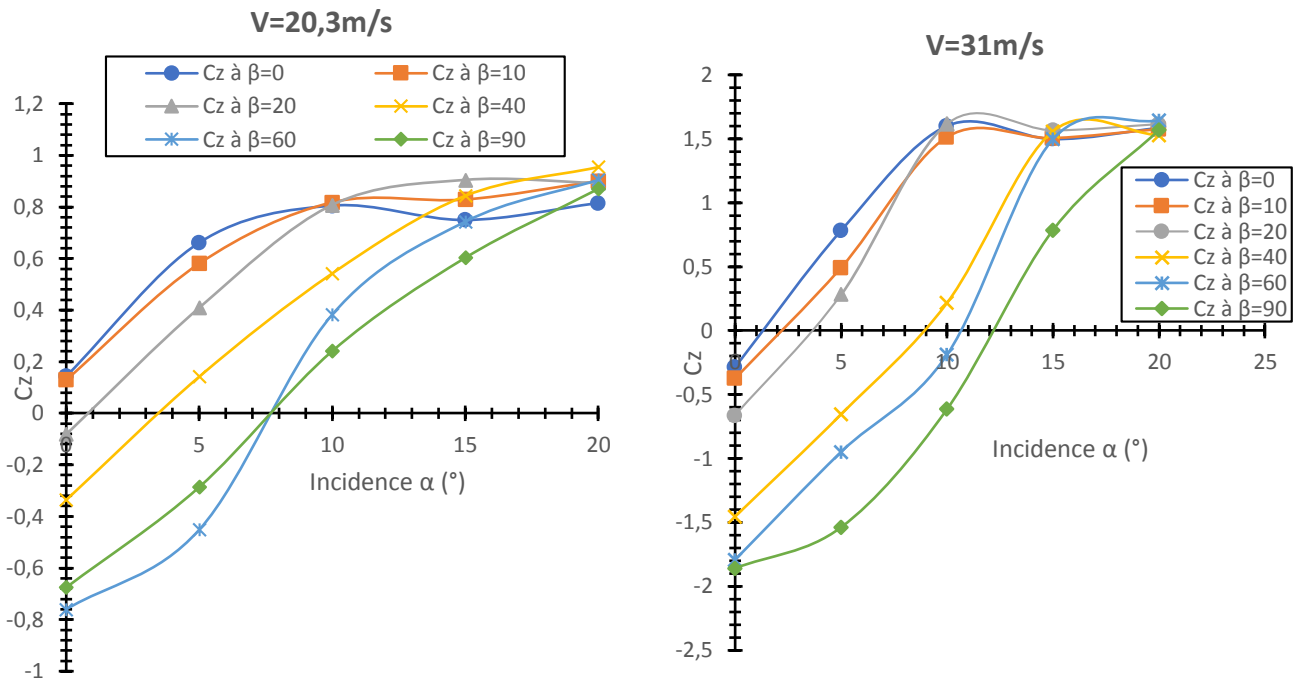


Figure III.19 : Evolution du coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=50%

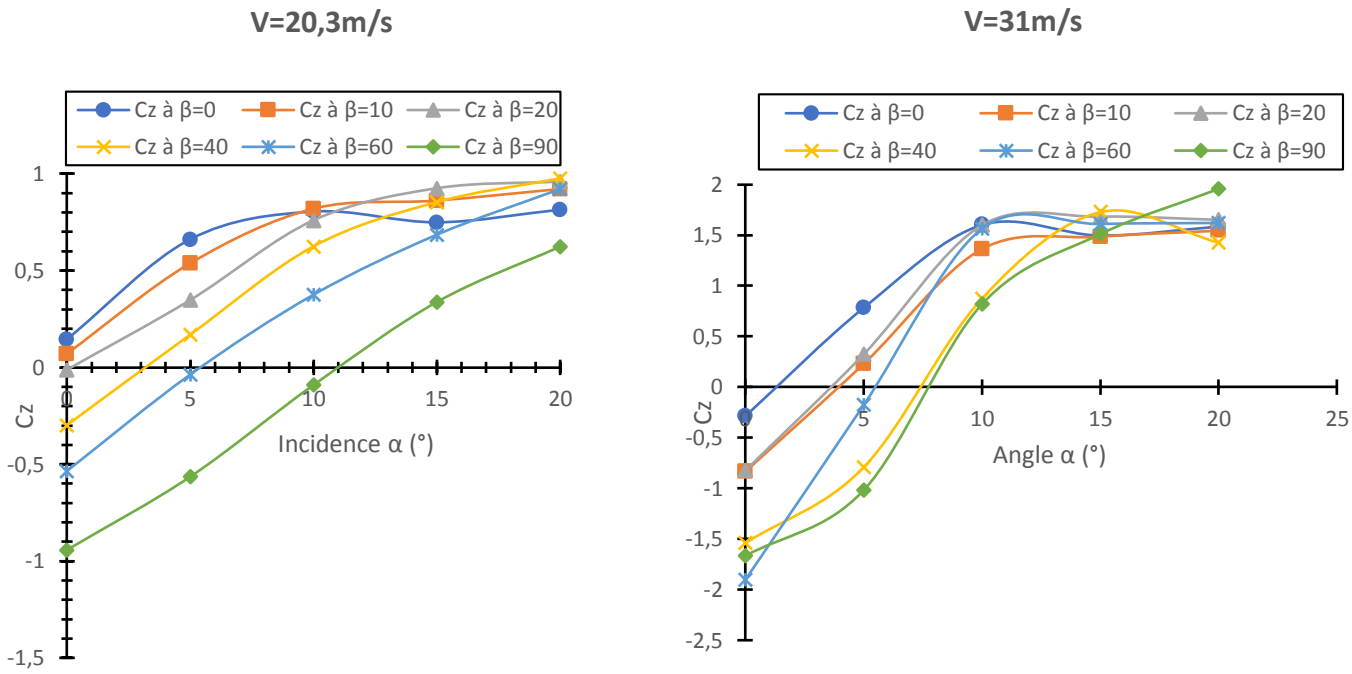


Figure III.20 : Evolution du coefficient de portance en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=65%

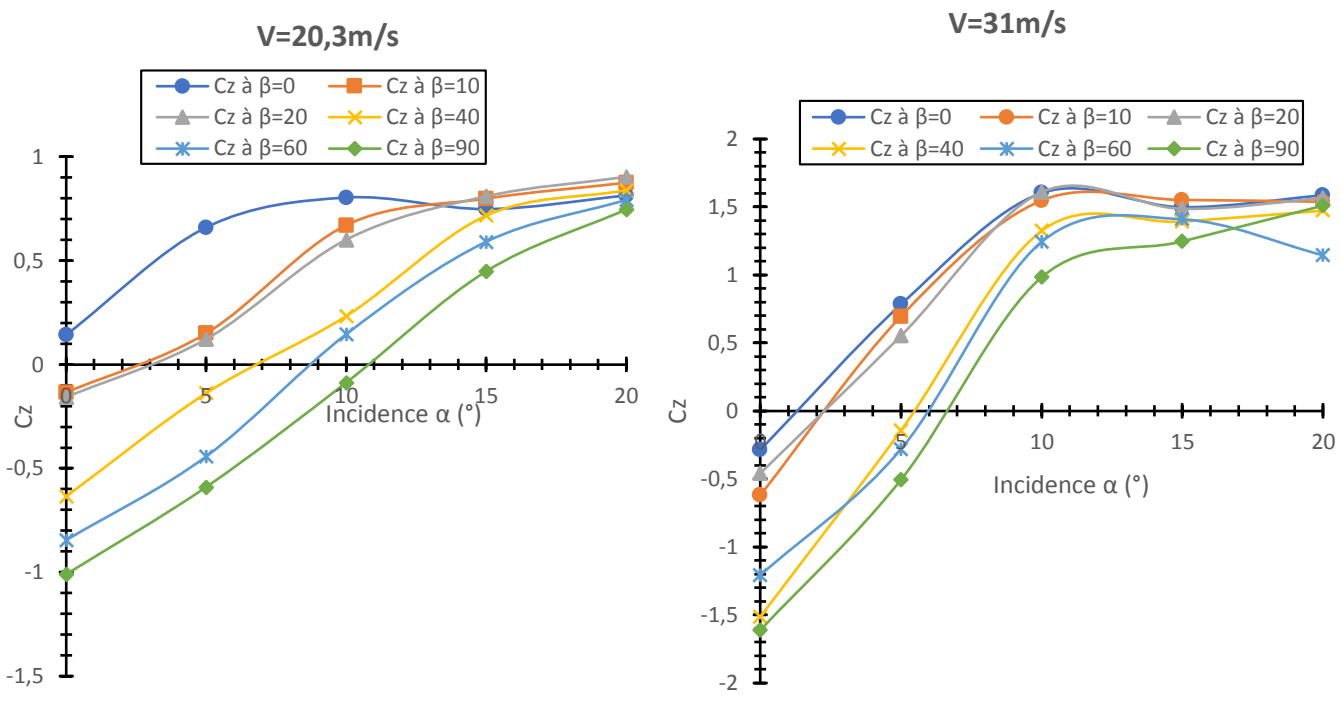


Figure III.21 : Evolution du coefficient de portance en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=80%

Les courbes suivantes montrent que le coefficient de portance augmente simultanément avec l'augmentation de l'angle d'attaque, jusqu'à atteindre un angle ou en remarque le phénomène de décrochage, et ce pour les deux vitesses choisis.

Les résultats obtenus sont tres affectés par l'inclinaison des spoilers β pour toutes les positions x/c considérés, quel que soit la vitesse d'écoulement V_0

5.2 Coefficient de traînée Cx

Un coefficient qu'on peut déduire à partir de l'expression de la force de portance :

$$Fx=\frac{1}{2}\rho.v^2.S.Cx \qquad \text{(III.10)}$$

D'où :

$$Cx=\frac{Fx}{\frac{1}{2}S\rho v} \qquad \text{(III.11)}$$

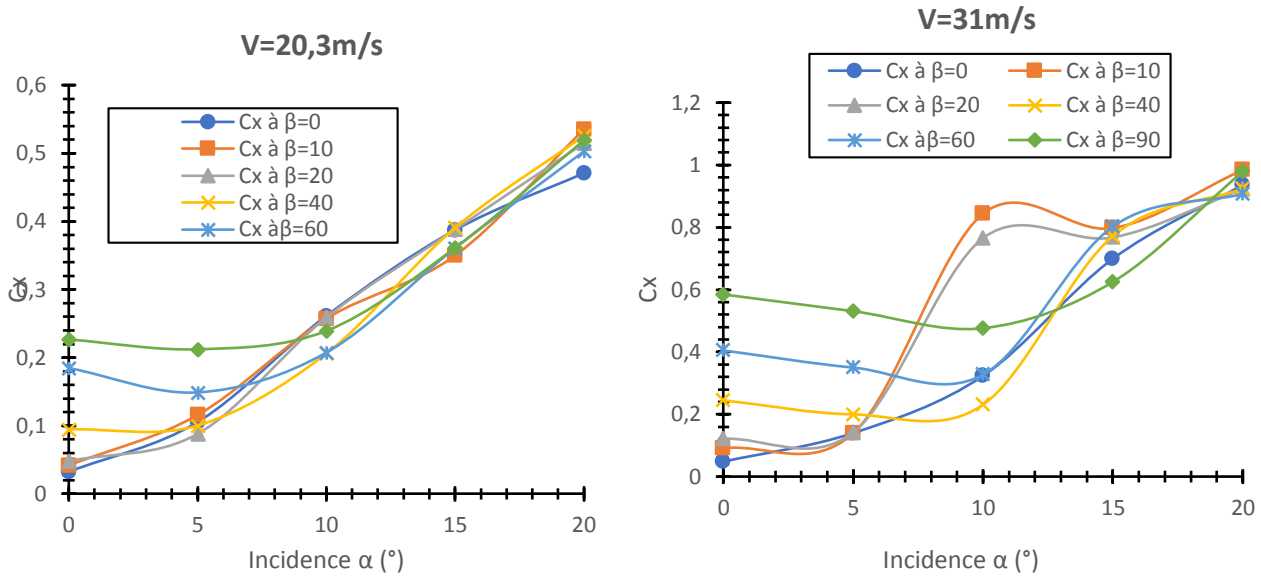


Figure III.22 : Evolution du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=50%

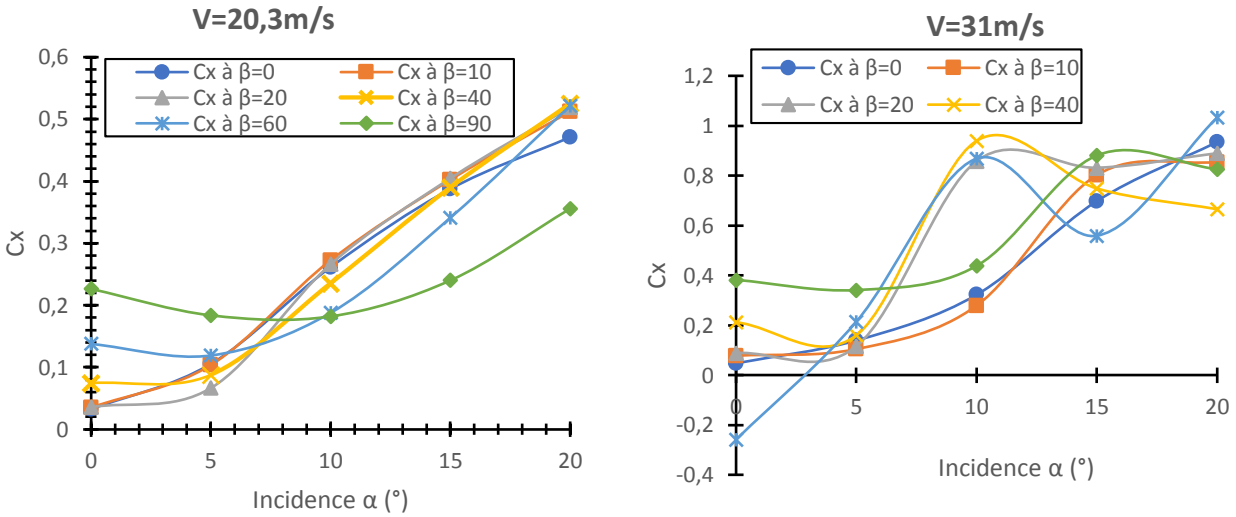


Figure III.23 : Evolution du coefficient de traînée en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=65%

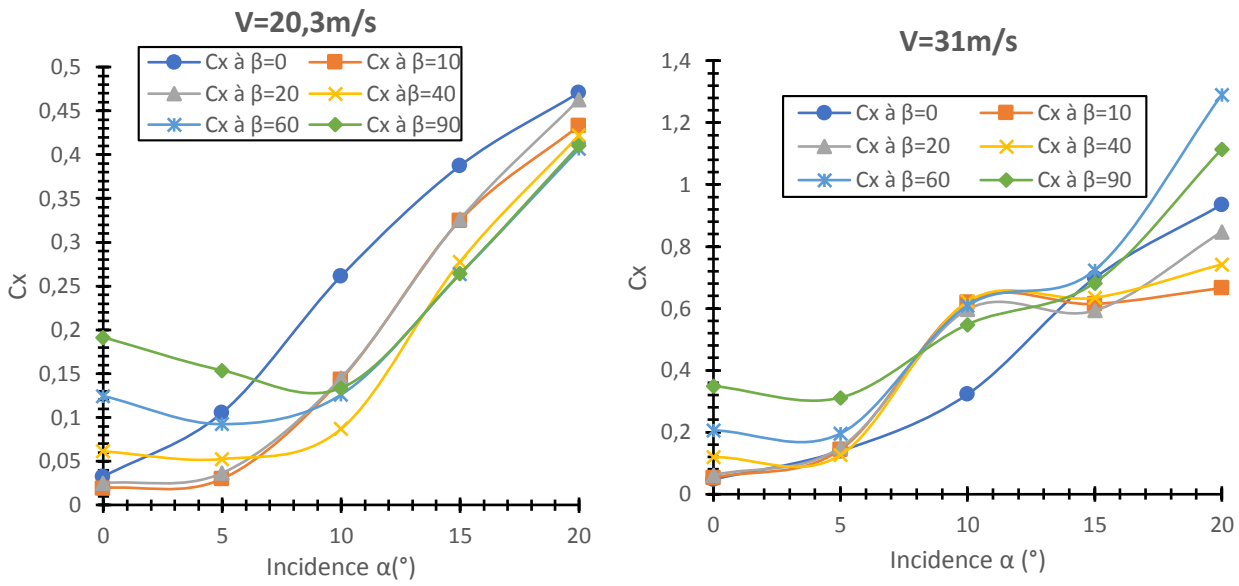


Figure III.24 : Evolution du coefficient de traînée en fonction l'angle d'attaque pour tous les angles d'incidence d'aérofrein pris en considération à x/c=80%

Les courbes suivantes montrent que le Cx augmente avec l'angle d'attaque α et l'inclinaison des spoilers β pour toutes les positions x/c considérées, quel que soit la vitesse de l'écoulement V_0.

Un comportement particulier de différentes évolutions apparait à partir d''un angle d'attaque α=10°

Les différents résultats obtenus seront analysés et discutés dans le chapitre V après la simulation numérique.

Chapitre IV

Simulation numérique

1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons observer l'effet des spoilers sur les caractéristiques aérodynamiques d'un profil d'aile via le logiciel de simulation numérique (CFD) Fluent.

Comme le profil expérimental de l'aile de Boeing 737ROOT a été choisi et placé à plusieurs angles d'attaque avec et sans spoilers. La section d'aile est conçue avec un spoiler incliné de plusieurs angles β (10°, 20°,40°,60°,90°) avec l'horizontal. La géométrie de l'aile 2-D sans spoiler et avec spoiler a été conçue dans Gambit. La simulation numérique a été réalisée par ANSYS Fluent pour observer l'effet de la position du spoiler sur les caractéristiques aérodynamiques de ce profil particulier. Les résultats obtenus à partir du processus de calcul ont été tracés sur le graphique et les hypothèses conceptuelles ont été vérifiées la traînée augmente ce qui obéit à la fonction de base d'un spoiler.

2 Outils de simulation : (Gambit et Fluent)

2.1 Gambit

C'est le meilleur logiciel pour la conception de géométries, de maillages et de génération de set de génération de systèmes structurés ou non structurés. Ce logiciel englobe trois fonctions principales, qui sont :

- Conception des géométries.
- Maillage de des structures
- Définitions des conditions aux limites.

2.1.1 Répertoire

Au lancement nous avons en premier la fenêtre du répertoire de démarrage.

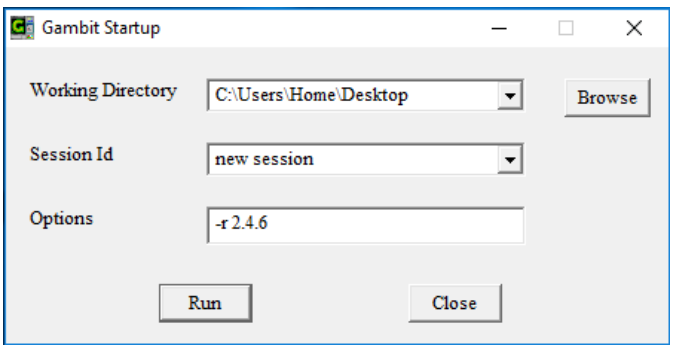


Figure IV.1 : Fenêtre du répertoire

Cette fenêtre permet de choisir le répertoire de travail, en suite elle permet de donner un nom à la session débutée.

2.1.2 Interface principale de Gambit

Après le lancement de gambit il nous affiche l'interface principale.

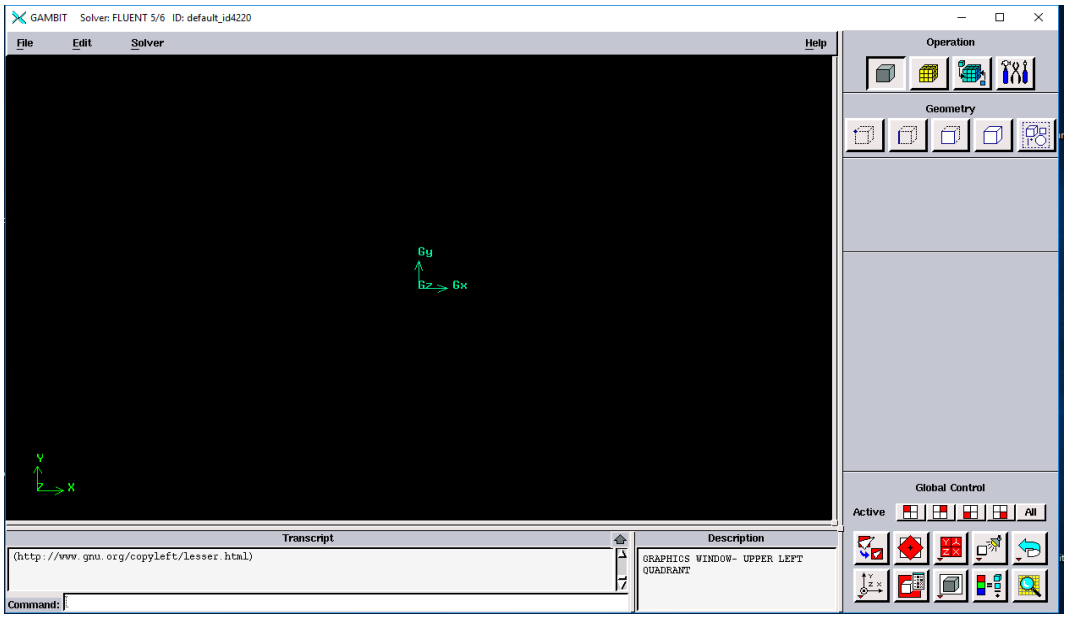


Figure IV.2 : Interface principale

a. **Barre du menue principale :** On la trouve en haut de l'interface principale ; divisée en trois éléments principaux :
   - **File :** Destiné à créer de nouvelles sessions de travail, ouvrir des fichiers préalablement créés, imprimer ou encore, importer des fichiers ou les exporter vers d'autres outils. Ou alors à fermer les sessions active.
   - **Edit :** Réservé pour tout ce qui est éditions des données de la session de travail,
   - **Solver :** Pour choisir le solver avec lequel on compte continuer la simulation.

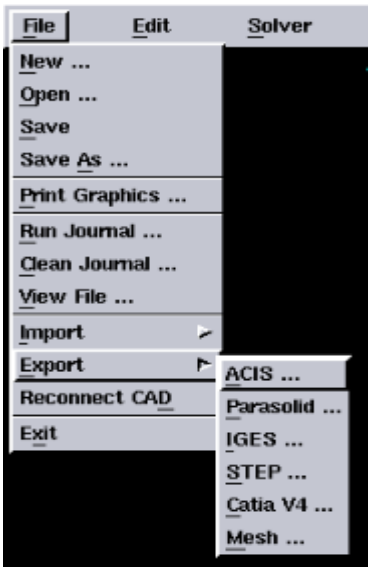


Figure IV.3 : Barre du menu principale

b. Répertoire d'outils d'opérations :

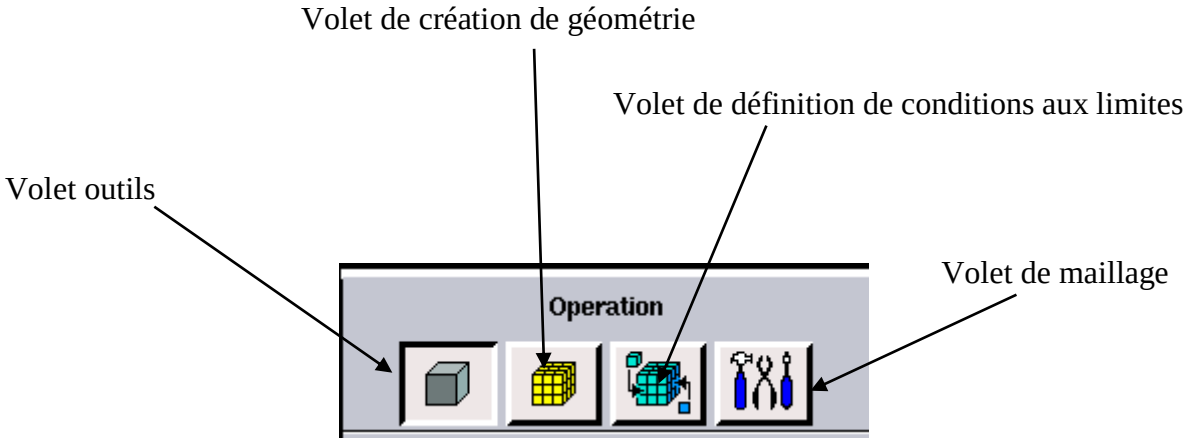


Figure IV.4 : Répertoire d'outils d'opérations

Le répertoire d'opération comporte quatre volets principaux :

- **Bouton de création de géométries :** le premier englobe toutes les opérations de création de la géométrie, telle la création des points, des lignes des surfaces et des volumes, leur déplacement, et leurs rotations selon un axe voulu…etc.

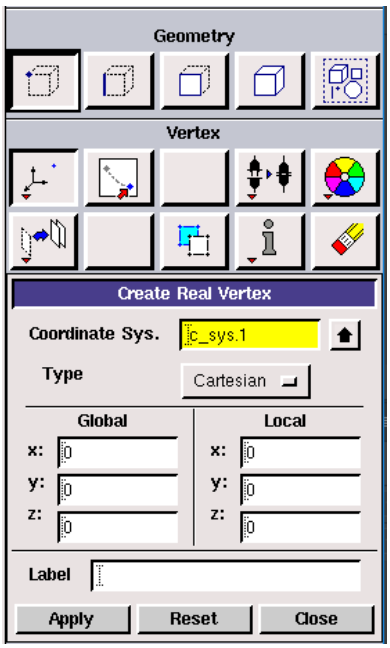


Figure IV.5 : Menu de création des géométries

- **Bouton de maillage :** Le second volet lui est réservé au maillage des structures, cette opération nous offre aussi l'option de mailler selon une ligne, une surface ou un volume.

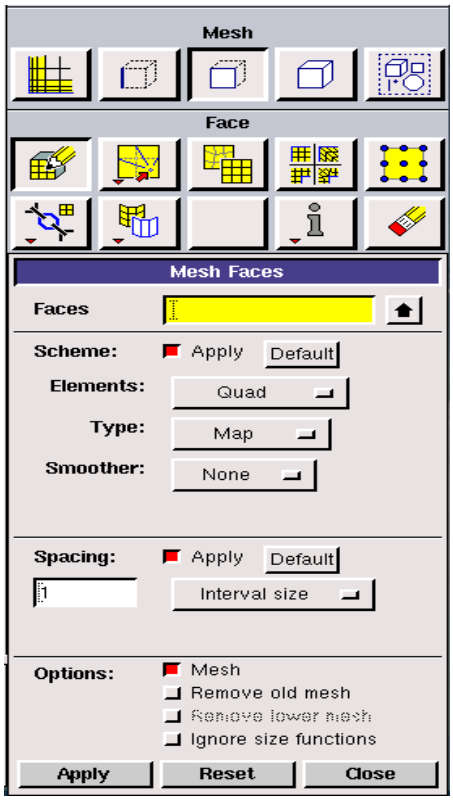


Figure IV.6 : Menu de maillage

- **Bouton de définition des conditions aux limites :** Le troisième volet lui, comporte la troisième étape qui se réalise sur gambit, et qui est la définition des limites.

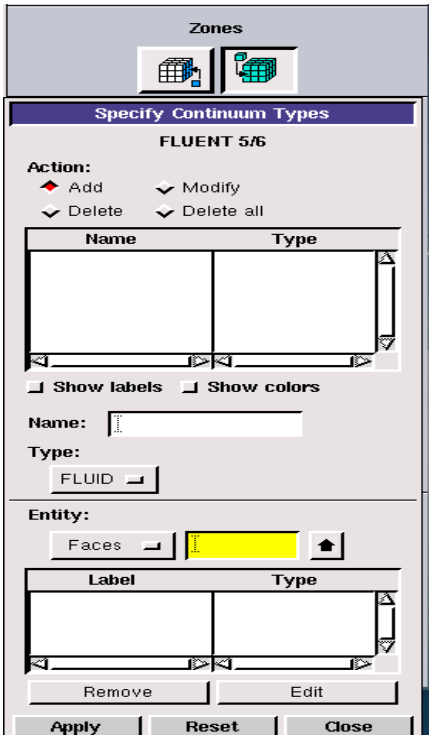


Figure IV.7 : Menue de définition de conditions aux limites

- **Bouton des outils :**

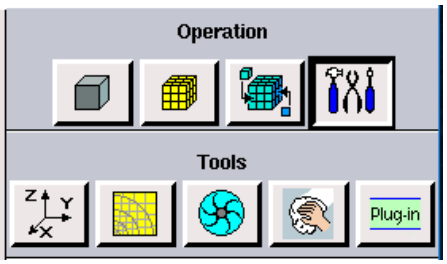


Figure IV.8 : Menue d'outils

c. **Fenêtre de contrôle générale :** Elle concerne l'affichage, l'orientation, le zoom, la lumière, et la vérification du maillage.

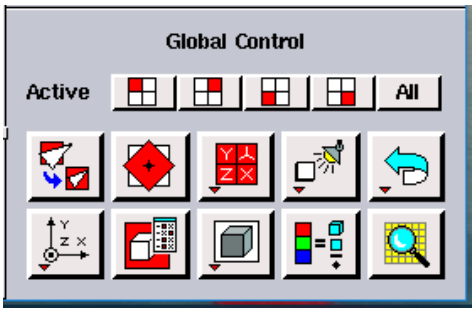


Figure IV.9 : Fenêtre de contrôle générale

2.2 Code Fluent

C'est un programme informatique destiné à la simulation des écoulements et des transferts de chaleur, c'est un logiciel, très fiable, utilisé dans divers domaines, pour la flexibilité de ses résultats, et son adaptation à toutes les sortes de maillage, il permet de raffiner le maillage selon les conditions aux limites, les géométries les résultats précédemment obtenus, ses qualités nous permettent de bien étudier, les couches limites, couches à cisaillement…etc.

2.3 Fenêtre de démarrage

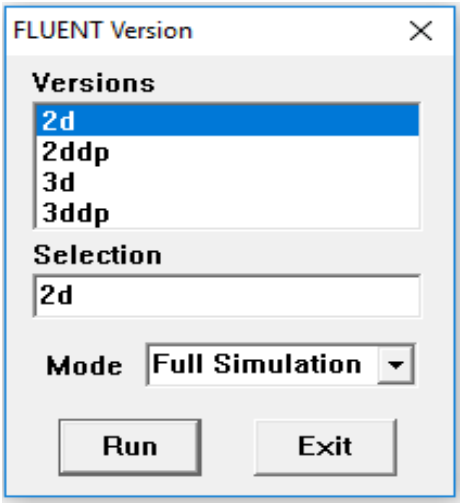


Figure IV.10 : Fenêtre de démarrage

Permet le choix de dimensions

2d : Deux dimensions
2ddp : Deux dimensions doubles précision
3d : Trois dimensions
3ddp : Trois dimensions doubles précision.

2.3.1 Interface principale

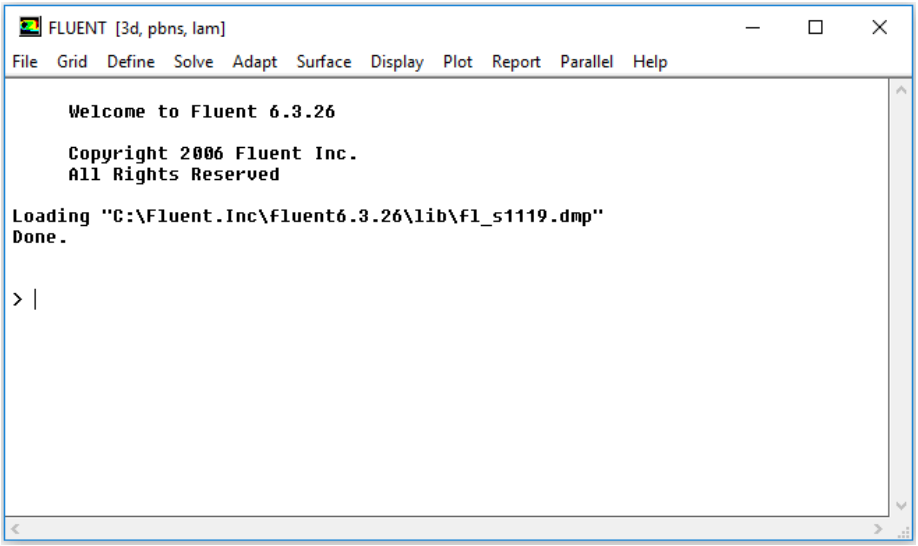


Figure IV.11 : Interface principale

Pour la procédure numérique on aura besoin des fonctions suivantes :

- **File :** Comporte les opérations réalisables sur les fichiers : lecture, sauvegarde, importation... etc.
- **Grid:** Pour les opérations de vérification et de manipulation du maillage et de la géométrie.
- **Define:** Permet de définir les phénomènes physiques les matériaux et les conditions aux limites.
- **Solve:** Pour le choix des équations à résoudre, des schémas de discrétisations, les critères de convergence afin d'initialiser le calcul et le démarrer.
- **Adapt :** Pour adapter le maillage selon les paramètres voulus.
- **Surface :** Pour créer des points, des lignes et des plans nécessaires à l'affichage des résultats.
- **Display et plot :** Pour afficher les résultats afin d'être exploités.
- **Report :** permet d'afficher des rapporte englobant les détails du phénomène étudié.
- **Parallel :** Pour le calcul parallèle.
- **Help :** Pour donner des orientations à l'utilisateur, en cas de besoin.

Condition aux limites utilisées par le code *Fluent*

Sur le code Fluent les types de conditions aux limites sont les suivants :

Conditions d'entrée et de sortie de l'écoulement

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

Mur et condition du pole

Mur (Wall), axe de symétrie (axis), conditions périodique, plan de symétrie (symétrie).

Cellules des zones internes

Fluide ou solide (de différent type).

Condition des faces internes

Ventilation, radiation, mur intérieur. Mission par le d'une façon plus générale nous aurons quatre types de conditions aux limites ou chacun d'eux nécessite une étude approfondie :

• **A l'entrée du domaine :** On insert la valeur de la variable dont il s'agit.
•**A la sortie du domaine :** On insert la valeur aussi si elle est connue, soit on déclare que c'est un régime établi.
•**A la paroi :** On définit la variable posée ou bien on définit un autre gradient (vitesse, temps…)
•**Sur l'axe de symétrie :** où le gradient de la variable posé suivant la direction perpendiculaire l'axe de symétrie est nul.

2.3.2 Modèle numérique utilisé par le code *Fluent*

Sur le code fluent la méthode des volumes finis est utilisée, pour la discrétisation des équations de transport, c'est la méthode ou on intègre, les équations de conservations, appliqués sur des volumes de contrôle. A partir des centres de volume on peut évaluer les flux aux surfaces des volumes, et ce par interpolation. La grille nous permet ainsi d'étudier des écoulements à géométrie complexe. Cette méthode donne des résultats très fiables, par sa garantie de la conservation des bilan massique et thermique sur toute la structure étudiée.

3 Simulation numérique de l'écoulement autour du profile Boeing 737 root

Après avoir dessiné le profil sur gambit, avec les mêmes dimensions que la maquette décrite dans la partie expérimentale, cette simulation a pour but la reproduction des résultats obtenu en expérimental.

Dans notre travail nous avons opté pour la simulation de deux cas ; un profil sans spoiler à un premier angle d'attaqiue de α=0°, afin de montrer l'ecoulement de l'air autour du profil étudié.

Pour le second cas, nous avons simulé le meme profile avec un spoiler déployé à x/c 80% de la corde à β=60° pour un angle d'attaque de α=0° et nous avons obtenu les résultats suivants :

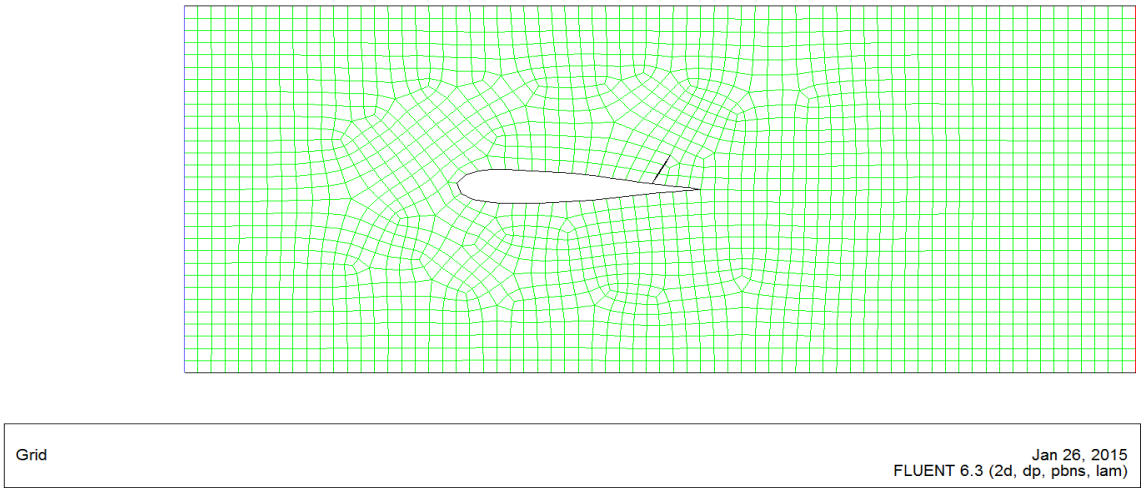


Figure IV.12 : Maillage de la géometrie

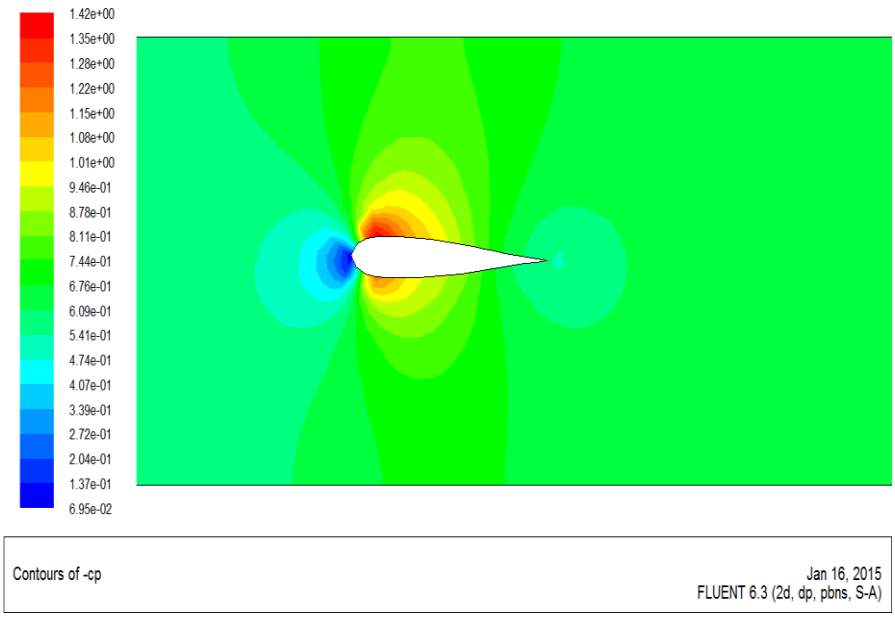


Figure (IV.13) : Contours -Cp du profile simulé sans spoiler à V_0=20.3m/s, α=0°

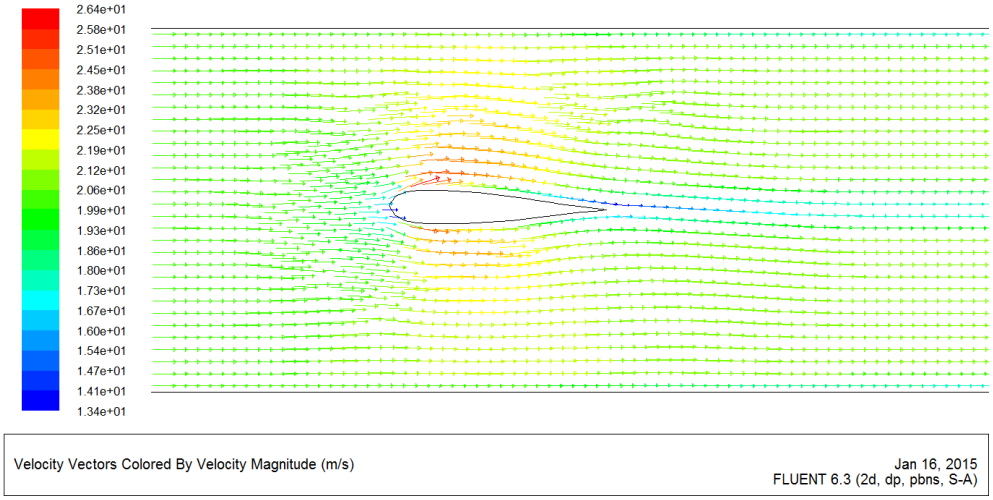


Figure (IV.14) : Vecteurs vitesse autour du profile sans spoiler V_0=20.3m/s, à α=0° sans spoiler

La figure IV.13 montre qu'on a une zone de dépression maximale (en rouge), situé à l'endroit de la flèche maximale du profile, et la dépression est minimale au point d'arrêt (zone bleu). La figure IV.14 montre une vitesse maximale de l'ordre 26.4m/s au-dessus du profile.

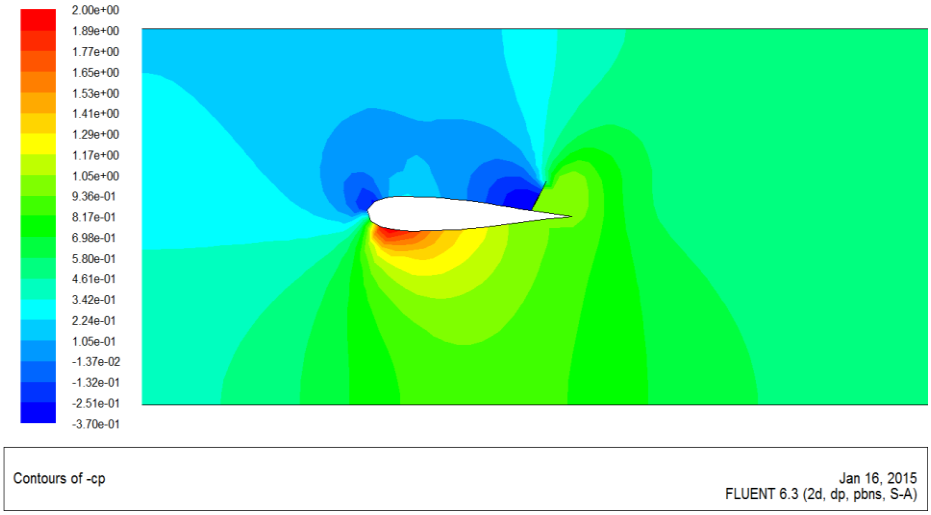


Figure (IV.15) : Contours -Cp du profile simulé à α=0°,V_0=20.3m/s avec spoiler déployé à β=60° à x/c=80% de la corde

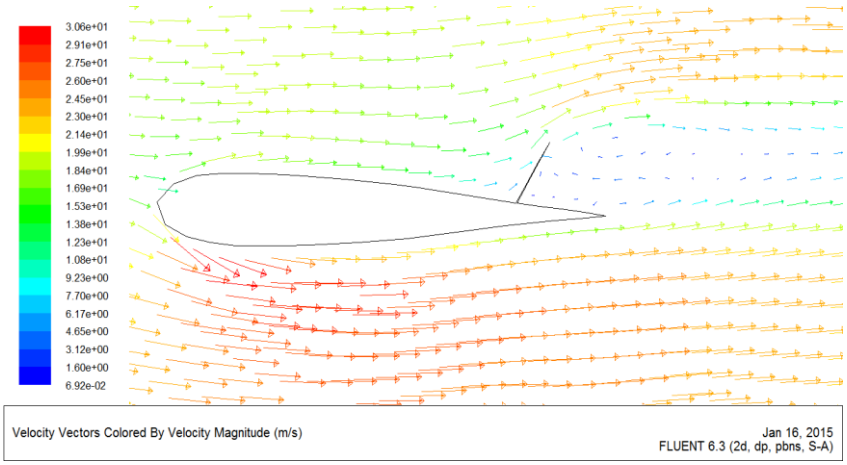


Figure (IV.16) : Vecteurs vitesse autour du profile à α=0°,V_0=20.3m/s avec spoiler déployé à β=60° à x/c=80% de la corde

Les figures IV.15 et IV.16 montrent une zone de dépression maximale à l'intrados du profile, une zone de recirculation intense est détectable à l'aval du spoiler.

3.1 Courbes de la trainée et de la portance

La simulation est réalisée à une vitesse de V_0=20.3m/s et nous avons relevé les courbes de Cx.

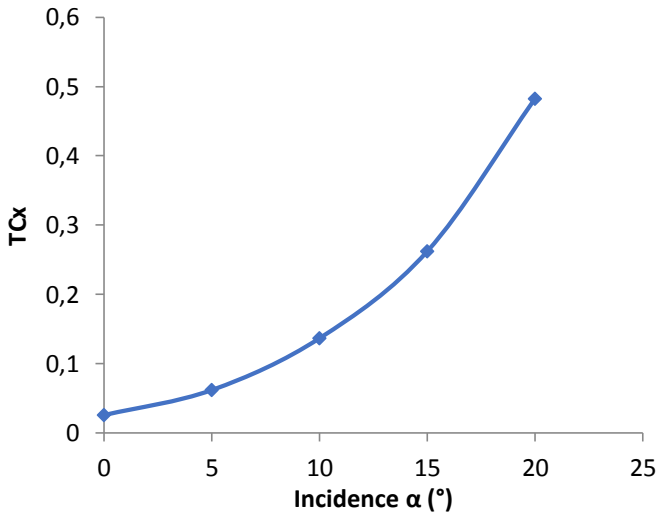


Figure (IV.17) : Evolution du coefficient de trainée Cx en fonction de l'angle d'attaque pour un profile sans spoiler à V_0=20.3m/s

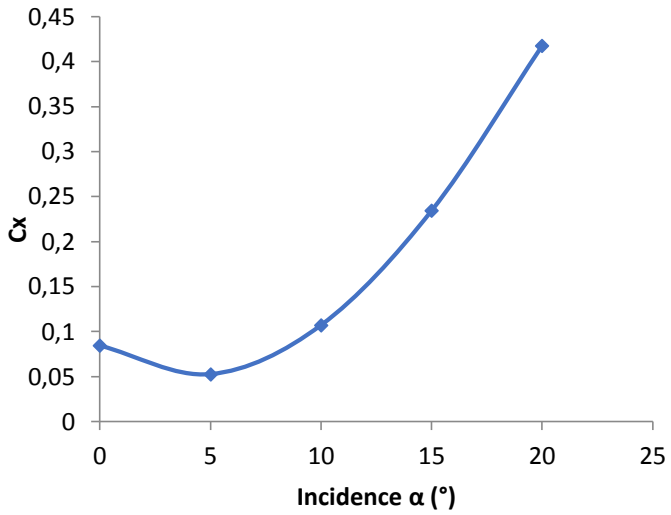


Figure (IV.18) : Evolution du coefficient de trainée Cx en fonction de l'angle d'attaque pour un profile avec spoiler déployé à x/c=80% de la corde, a β=60°, à V_0=20.3m/s

Les courbes de Cx augmentent avec l'augmentation de α avec des allures légèrement similaires si on compare le cas du profil sans et avec spoiler.

3.2 Courbes de la finesse et de la polaire numérique

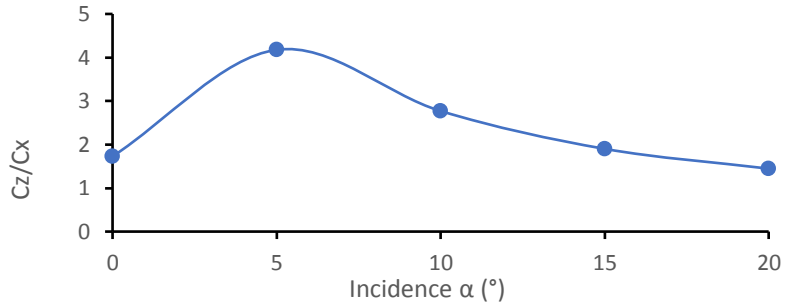


Figure (IV.19) : Evolution de la Finesse numérique en fonction de l'angle d'attaque pour le profile sans spoiler

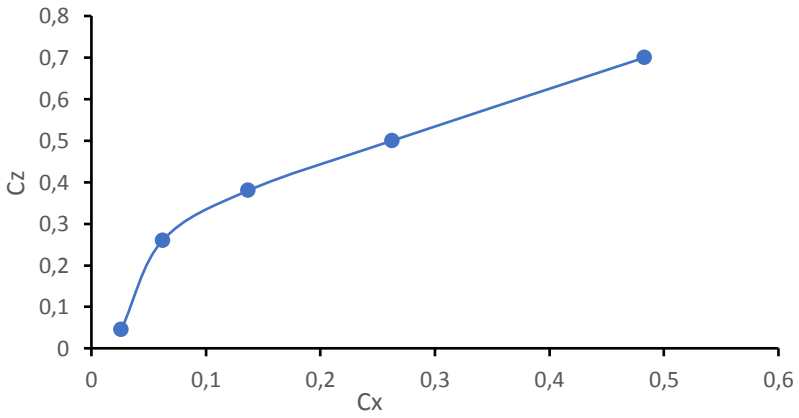


Figure (IV.20) : Polaire numérique, en fonction de l'angle d'attaque, pour le profile sans spoiler

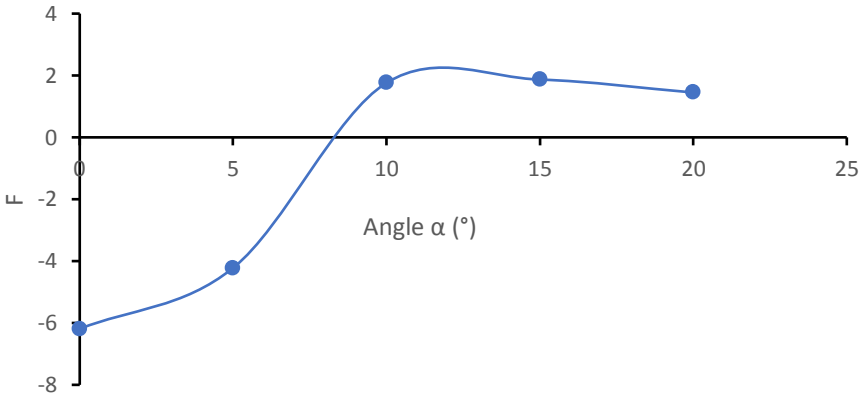


Figure (IV.21) : Finesse numérique en fonction de l'angle d'attaque, pour le profile avec spoiler déployé à β=60° à x/c=80% de la corde

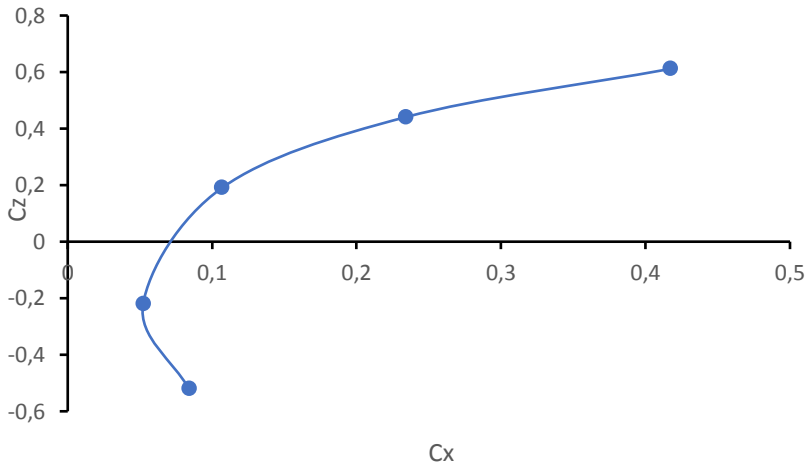


Figure (IV.22) : Polaire numérique en fonction de l'angle d'attaque pour le profile avec spoiler déployé à β=60° à x/c=80% de la corde

Pour le cas du profile avec un spoiler déployé à β=60°, à la position x/c=80% de la corde, on constate que les meilleures finesses sont situées à une incidence comprise entre α=10° et α=15°.

Chapitre V

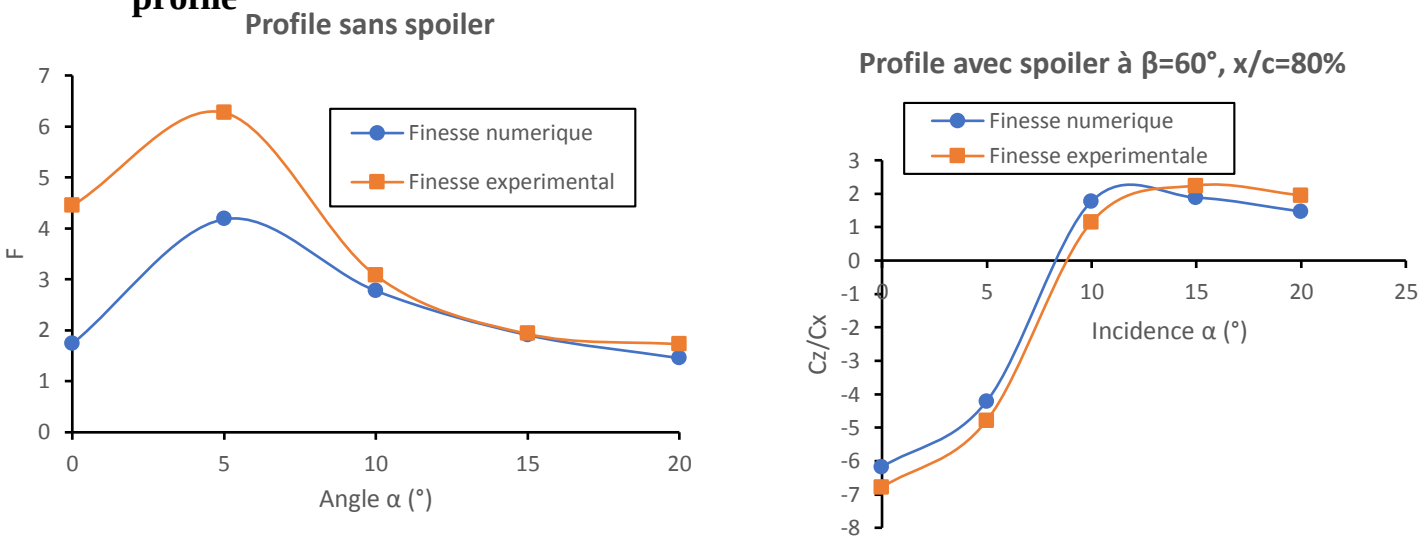
Analyse des résultats

1 Introduction

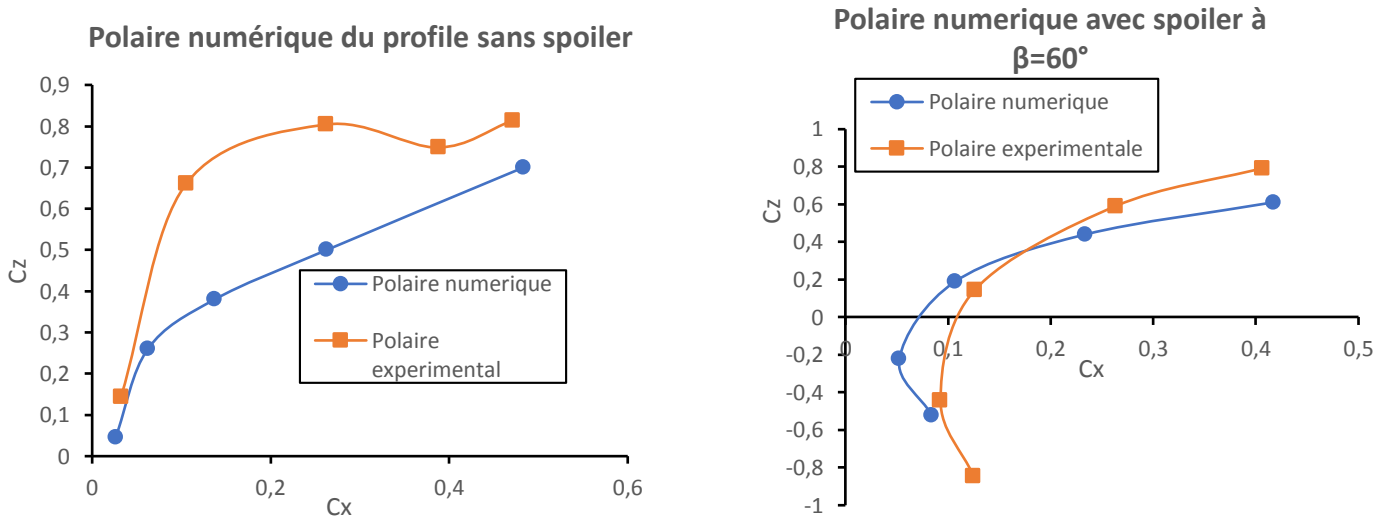
Dans le présent chapitre nous allons effectuer une analyse des résultats obtenus lors de l'approche expérimentale et de la simulation numérique effectuée, en tenant compte des différents paramètres géométriques et cinématique, étudiés.

2 Confrontation des résultats expérimentaux et des résultats numériques

2.1 Comparaison de la finesse et polaire numériques et expérimentales du profile



Figue V.1 : Evolution des finesses numérique et expérimentale sans spoiler et avec spoiler incliné à β=60°, à 20.3m/s



Figue V.2 : Evolution des polaires numérique et expérimentale sans spoiler et avec spoiler incliné à β=60°,à 20.3m/s

D'apres les figures V.1 et V.2 pour le cas du profile sans spoiler on constate que la finesse maximale et numérique est atteinte à α=5° pour les deux cas, expérimentale et numérique, et aussi la polaire optimale est atteinte à α=5° pour les valeurs expérimentales et numériques.

Pour le cas du profile avec spoiler déployé à β=60°, la finesse maximale est obtenue entre α=10° et α=15°, de meme pour la polaire et ceci est valable pour les deux cas expérimentale et numérique.

2.2 Comparaison du Cx numérique et expérimentale du profile

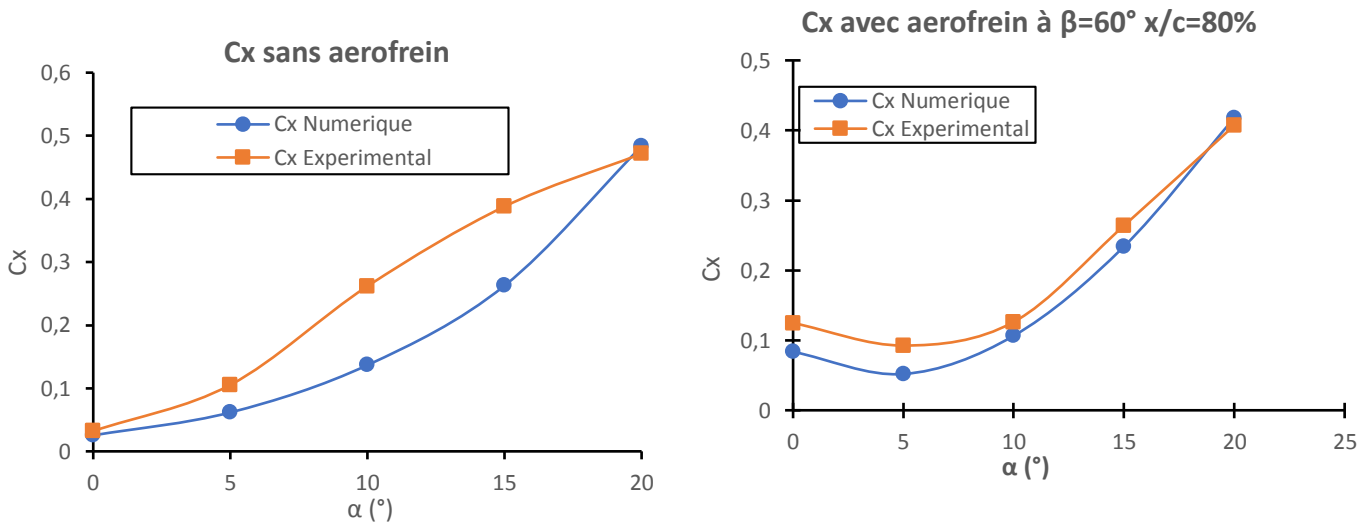


Figure V.3: Evolution de Cx numérique et expérimentale pour un profil sans spoiler et avec spoiler

La figure V.3 montre un bon accord entre les evolutions numériques et experimentale du coefficient de trainée, pour le rofile sans spoiler et avec spoiler.

2.3 Effet de la position x/c et de l'incidence des spoilers

Nous allons comparer les coefficients de traînée pour le profil avec spoiler et ce pour deux angles d'attaque α = 0° et de α = 5° à deux vitesses 20.3m/s et 31 m/s.

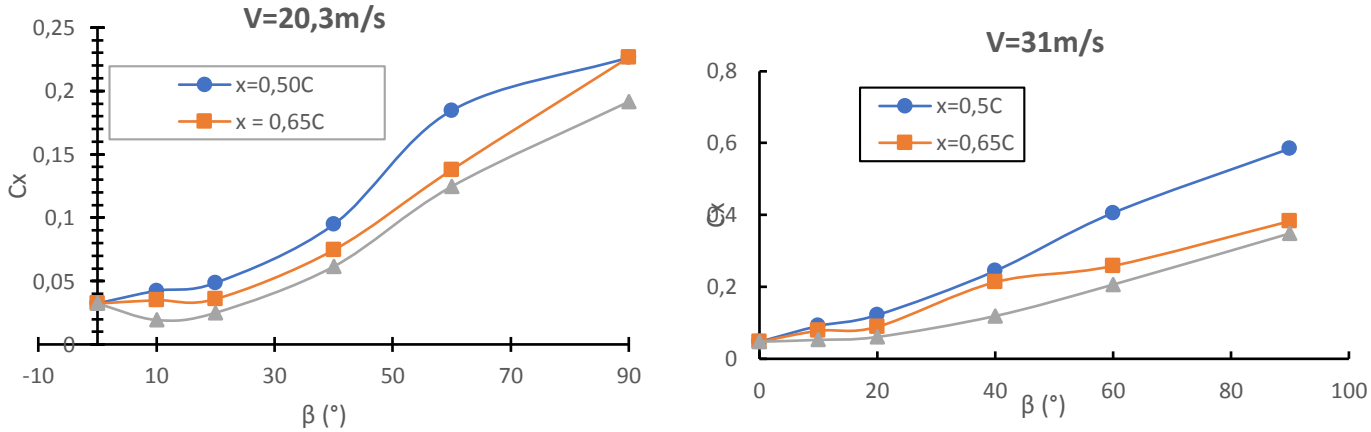


Figure V.4: Evolution du coefficient de la traînée avec les angles β à différentes positions de la corde à α = 0°

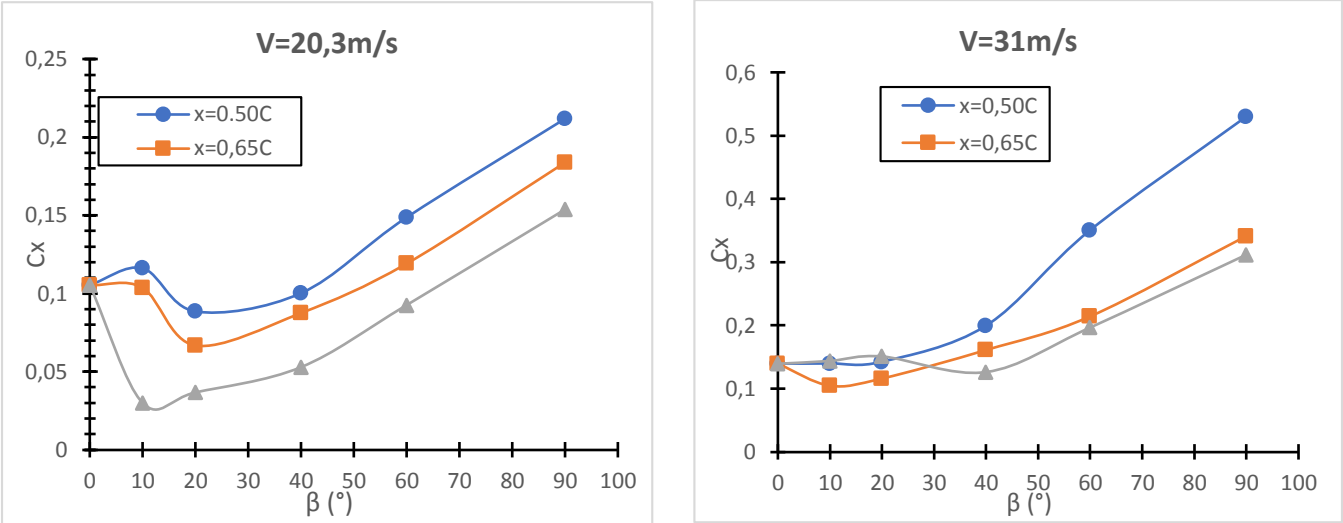


Figure V.5: Evolution du coefficient de la traînée avec les angles β à différentes positions de la corde à α = 5°

On constate que la traînée maximale est atteinte à la position x/c=50%, puis x/c=65% et en fin x/c=80%

Nous remarquons sur ces graphes l'augmentation du coefficient de trainée avec l'accroissement de l'angle d'inclinaison du spoiler, pour les trois positions considérées suivant la corde de l'aile.

2.4 Comparaison des coefficients de portance et de trainée suivant l'angle d'attaque en diminuant les surfaces des spoilers

En supprimant un spoiler des trois présents sur la maquette nous obtenons les configurations suivantes :

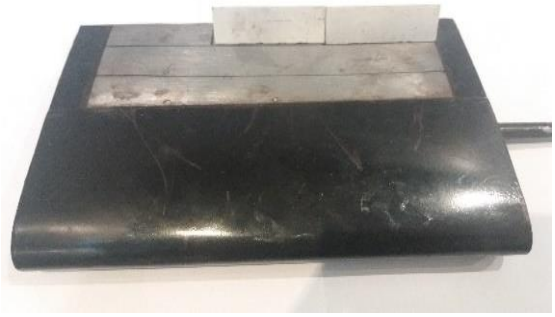
Cas **A** : Deux spoilers gauche fonctionnent

Cas **B** : Deux spoilers droits fonctionnent

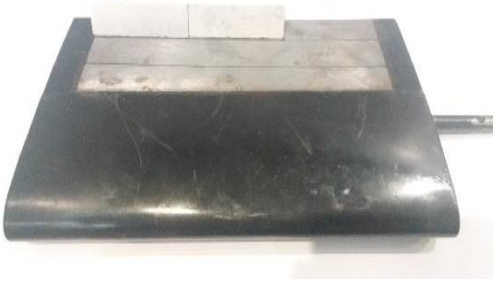
Cas **C** : Les spoilers d'extrémité fonctionnent

Cas D : Les trois spoilers fonctionnent (Pour comparer)

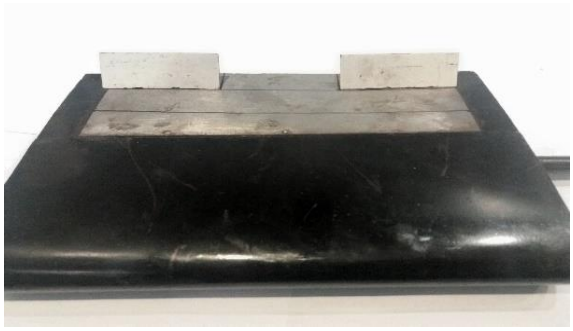
Et nous les avons comparés au cas où les trois spoilers fonctionnent.



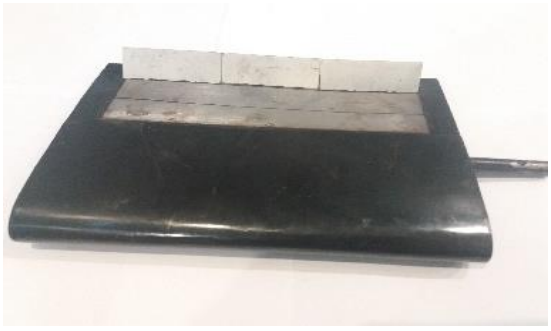
Cas A



Cas B



Cas C



Cas D

Figure V.6: Différentes configuration de l'aile étudié dans la seconde étape de l'expérimentale

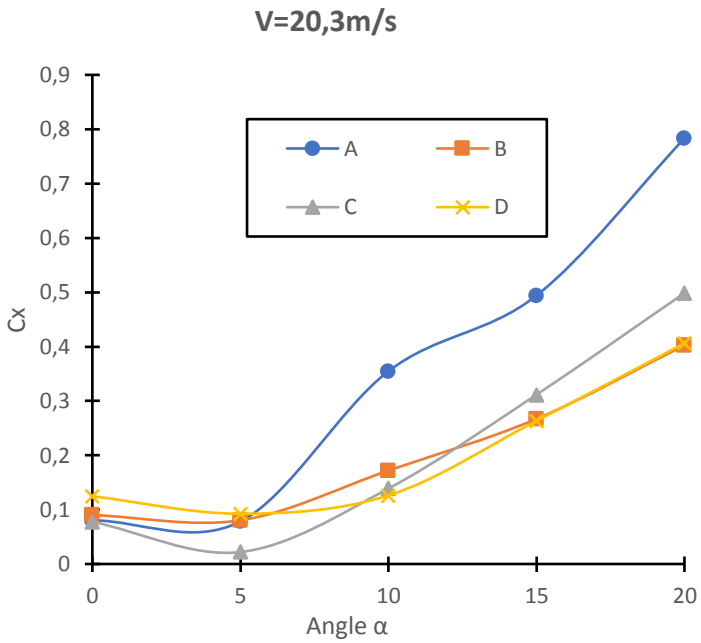


Figure V.7: Courbes comparatives du Cx du profil avec deux spoilers inclinés de β = 60°, placés à x/c =80%

D'apres ces résultats, nous remarquons une influence du nombre de spoilers sur l'évolution du Cx, on voit que la traînée augmente avec l'augmentation de cette surface, et ce pour une évolution de l'angle d'attaque jusqu'à α = 5°, à partir de cette incidence les trois évolutions sont confondues, et augmentent avec α mais avec des valeurs moins importantes que celles du cas D.

Maintenant nous allons supprimer les deux spoilers d'extrémité, et nous allons garder que celui du milieu cas E, et le comparer au cas où les trois spoilers étaient présents.

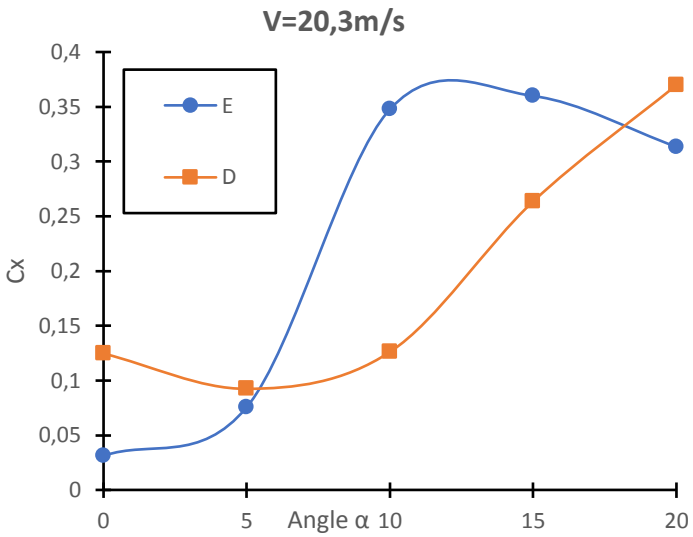


Figure V.8: Courbes comparatives du Cx du profil avec un spoiler inclinés de β = 60°, placés à x/c =80%

Nous remarquons qu'a α=0° la traînée avec trois spoilers est assez grande que celle avec un seul, et à partir de α = 5° l'inversion des évolutions, suite à l'intervention de la traînée de forme, qui est dû à l'augmentation de l'angle d'attaque.

Comme nous l'avons constaté sur les graphes précédents, à un angle d'attaque α = 0° la traînée on voit qu'elle augmente avec l'augmentation de la surface des spoilers, car ils créent une surface s'opposante au sens du déplacement.

Avec l'évolution de l'angle d'attaque, la traînée de forme prends le dessus sur la traînée parasite crée par les aérofreins.

Conclusion Générale

Ce travail avait pour premier objectif la caractérisation générale de l'écoulement autour d'un profil d'aile, et de montrer l'influence de la diminution des surfaces des aérofreins sur la distance d'atterrissage d'un avion.

Nous avons commencé par l'étude de l'aile sans aérofreins, pour voir le comportement de l'air s'écoulant autour d'un profil d'aile, cela a montré l'évolution des forces de traînée et de portance avec la variation de l'angle d'attaque. Nous avons en effet remarqué une augmentation de portance et de trainée suivant l'augmentation de l'angle d'attaque, des forces qu'on appelle portance ou traînée de forme jusqu'à un certain degrés ou l'aile décroche, qui est de 15° pour notre profil.

Ensuite nous avons procédé à l'étude du même profil aux même conditions mais cette fois avec la présence de cinq séries de spoilers , à trois positions différentes de la corde, de la nous avons déduit l'influence de ces obstacles sur l'évolution des forces de portance et de traînée, nous avons constaté que plus nous rapprochons les spoilers du bord de fuite, plus nous obtenons moin de traînée et moin de portance détruite, mais aussi plus l'angle d'incidence β augmente plus la force de portance diminue, et la traînée augmente.

Dans l'étape qui a suivi nous avons opté pour la position réelle des aérofreins qui est de 80% de la longueur de la corde, pour étudier l'effet de la diminution de la surface des spoilers sur la distance d'atterrissage. Réduite d'abord à 2/3 de la surface initiale, nous avons largement constaté une évolution, dans les résultats, car comparé aux cas étudiés précédemment, la portance a augmenté tandis que la traînée a diminué pour les mêmes angles d'attaques α, les mêmes inclinaisons β et aussi les mêmes vitesses. Puis réduite à 1/3 de la surface initiale, la différence des résultats est devenue flagrante toujours pour les mêmes configurations que les tests précédents, plus précisément pour l'angle d'attaque de 0° qui est celui de l'atterrissage.

Ceci à bien démontré l'influence majeure de la surface des aérofreins, sur la force de portance et celle de traînée, qui sont des paramètres primordiaux lors de l'atterrissage, puisque la distance d'atterrissage est calculée en fonction de ces forces.

Ensuite nous avons essayé de confirmer nos résultats expérimentaux par une simulation numérique, où nous avons tracé le profil de notre maquette sur Gambit et ensuite nous l'avons exporté vers Fluent et nous l'avons soumis aux mêmes conditions d'écoulement que dans la soufflerie. Les résultats sont assez satisfaisants vue qu'ils sont très proche de ceux obtenus en expérimentale, et les courbes comparatives en chapitre V montrent parfaitement cela.

Enfin ce mémoire nous a permis de nous initier au travail expérimental et aux différentes techniques de mesure utilisée en aérodynamique. Les recherches faites nous ont permis d'approfondir nos connaissances, et d'enrichir celles déjà acquises. La diversité des étapes de ce travail nous a permis une manipulation variée, déjà en stage pratique qui nous a permis une première approche du sujet, puis en atelier pour la réalisation de la maquette, ensuite en soufflerie pour les tests, et enfin la mise à l'épreuve des connaissances acquises pour le logiciel de CFD Gambit et Fluent. Pour tout cela, nous pouvons dire que l'objectif tracé a été en grande partie atteint.

Références Bibliographiques

[1] le site https://www.lavionnaire.fr

[2] Xavier Bertrand, « Modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle de la voilure d'un avion de transport », Thèse Doctorat ,2008

[3] Blair G. McLachlan and K. Karamcheti," An Experimental Study of Airfoil-Spoiler Aerodynamics", Stanford University, NASA-CR-177328-19850006487, 1984

[4] M. D. Dobson," An Investigation of the Pressure Distributions on a 45 Degree Swept Half Wing Including the Effects of Upper Surface Spoilers", Aerodynamics Dept., R.A.E, Bedford 1971

[5] component maintenance manual (CMM) with illustrated parts list spoiler actuation power control unit assembly part number 251a1270-4-5-6

[6] component maintenance manual with illustrated parts list flight spoiler assembly no. 2 and 11-part number113a4200-1-2-3-4

[7] Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual «Chapitre 57 Wings - Top View - Wing Tips - General Description »

[8] Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual « Chapter 06 Dimensions and Areas»

[9] Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual «Chapter 29 Hydraulic Power»

[10] Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual «Chapter 51 Structures»

[11]. Mohammed Kheir-aldeen Abbas, « aerodynamic study of a new configuration of spoiler on a model wing in low subsonic wind tunnel », International Journal of Art & Humanity Science (IJAHS) e-ISSN: 2349-5235, www.ijahs.com Volume 2 Issue 5, (Sept-Oct 2015), PP. 26-35

[12] M. Ouidah Abdelkader, « contrôle du décollement de la couche limite sur les ailes d`avions par jet synthétique », mémoire magister, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf,2013

[13] Friha Mounir Et Ferhaoui Fateh, « Caractérisation de l'Ecoulement Autour d'une Maquette Générique d'un Avion à Aile Delta », Mémoire de Fin D'études,2017

[14] M. Meksem, « Evaluation des caractéristiques aérodynamiques d'une aile Delta Endommagée à l'endroit des tourbillons d'apex », Mémoire de fin d'études, UMMTO, (2014).

[15] «Herrmann Schlichting, Klaus Gersten, E. Krause, H. Jr. Oertel, C. Mayes Boundary-Layer Theory 8th edition Springer 2004»

[16] Mohammad Mashud ,Mausumi Ferdous and Shahriar Hossain Omee, « Effect Of Spoiler Position On Aerodynamic Characteristics Of An Airfoil", Khulna University of Engineering & Technology KUET, Khulna-9203, 2012 Bangladesh E-mail: mdmashud@yahoo.com

[17] Florian van Stillfried, « Computational fluid-dynamics investigations of vortex generators for flow-separation control", these doctorat, Royal Institute of Technology
School of Engineering Sciences Line FLOW Centre Department of Mechanics SE - 100 44 Stockholm,2012

[18] http://dmorieux.pagesperso-orange.fr/ledecrochage.htm#S1 sur la technique du vol

[19] L, C, Woods, theory of Aerofoil Spoilers, New Zealand scientific defense corps, present seconded to the Aerodynamics Division of the N.P.L,1956

[20] Tarek Jandali, A Potential Flow Theory for Airfoil Spoilers, University of British Columbia, 1964,1966

[21] A.E.P Veldman « boundary layers in fluid dynamics», University of Groningen, Institute for Mathematics and Computer Science P.O. Box 407 9700 AK Groningen. The Netherlands .2010

[22] Saadi Mohamed Chérif, "Etude de la séparation de la couche limite sur un profil", Mémoire magister, université mentouri-constantine faculté des sciences exactes département de physique, 2012.

[23] Christopher Donald Harley, « aerodynamic performance of low form factor spoilers», Thesis submitted to the University of Manchester for the degree of Doctor of Philosophy in the Faculty of Engineering and Physical Sciences, 2010.

[24] du puy de Goyne, Thierry, Plays. Yves, Lepourry, Besse, jacques, « Initiation à l`aéronautique », cépadués-Editions, Toulouse,1995,186 pages, ISBN 2.85428.372.4.

Annexes A

Cx suivant l'incidence α à V=20,3m/s x/c=50%

Angle α	**Cx à** β=0	**Cx à β=10**	**Cx à β=20**	**Cx à β=40**	**Cx àβ=60**	**Cx à β=90**
0	0,0323136	0,0422224	0,0484792	0,094556	0,1845272	0,2264416
5	0,1053976	0,116116	0,0884576	0,1001704	0,14872	0,211992
10	0,2615096	0,2575056	0,2594504	0,206096	0,2072664	0,2390696
15	0,387596	0,3502488	0,388476	0,390984	0,3608528	0,361152
20	0,4711256	0,5351632	0,514976	0,5260728	0,5028584	0,5194464

Cx suivant l'incidence α à V=20,3m/s

α	**Cx à** β=0	**Cx à β=10**	**Cx à β=20**	**Cx à β=40**	**Cx à β=60**	**Cx à β=90**
0	0,0323136	0,0349448	0,035904	0,0745184	0,1377552	0,2263888
5	0,1053976	0,1036992	0,066748	0,0875336	0,1191872	0,184008
10	0,2615096	0,27258	0,2662352	0,2349072	0,1878976	0,1823008
15	0,387596	0,4023272	0,4047912	0,3895232	0,341308	0,2402048
20	0,4711256	0,5122128	0,5190856	0,5243744	0,5218928	0,3554496

Cx suivant l'incidence α à V=20,3m/s c/x=80%

Angle α	**Cx à β=0**	**Cx à β=10**	**Cx à β=20**	**Cx àβ=40**	**Cx à β=60**	**Cx à β=90**
0	0,0323136	0,0193336	0,0250272	0,0614768	0,1246608	0,1915936
5	0,1053976	0,02992	0,0365728	0,052756	0,0924792	0,1537096
10	0,2615096	0,1434576	0,1450768	0,087164	0,1261744	0,1336192
15	0,387596	0,32494	0,3262952	0,2777192	0,2636216	0,2643344
20	0,4711256	0,4328368	0,462836	0,4219072	0,40678	0,4107224

Cz/Cx=f(α) spoilers à x/c=0,80 V=20,3m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,0323136	0,143616	4,44444444	0,0193336	-0,133804	-6,92080109	0,0250272	-0,1565432	-6,25492264
5	0,1053976	0,6607656	6,26926609	0,02992	0,150392	5,02647059	0,0365728	0,1232176	3,36910491
10	0,2615096	0,8044168	3,07605075	0,1434576	0,6706832	4,67513189	0,1450768	0,6015152	4,14618464
15	0,387596	0,7487832	1,93186514	0,32494	0,798732	2,45809072	0,3262952	0,8098992	2,48210577
20	0,4711256	0,8141848	1,7281693	0,4328368	0,874764	2,02100191	0,462836	0,9032672	1,95159236

	β=40			β=60			β=90		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,0614768	-0,6346296	-10,3230747	0,1246608	-0,845416	-6,7817309	0,1915936	-1,0110672	-5,27714496
5	0,052756	-0,1372976	-2,60250209	0,0924792	-0,4422704	-4,78237701	0,1537096	-0,590392	-3,84095723
10	0,087164	0,2342648	2,68763251	0,1261744	0,1457808	1,15539127	0,1336192	-0,0872608	-0,65305585
15	0,2777192	0,7178248	2,58471434	0,2636216	0,5911312	2,24234736	0,2643344	0,4490552	1,69881483
20	0,4219072	0,84018	1,99138578	0,40678	0,7926952	1,94870741	0,4107224	0,7469264	1,81856748

Cz=f(Cx) x/c=0,80L V=20,3m/s

	β=0		β=10		β=20	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0323136	0,143616	0,0193336	-0,133804	0,0250272	-0,1565432
5	0,1053976	0,6607656	0,02992	0,150392	0,0365728	0,1232176
10	0,2615096	0,8044168	0,1434576	0,6706832	0,1450768	0,6015152
15	0,387596	0,7487832	0,32494	0,798732	0,3262952	0,8098992
20	0,4711256	0,8141848	0,4328368	0,874764	0,462836	0,9032672

	β=40		β=60		β=90	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0614768	-0,6346296	0,1246608	-0,845416	0,1915936	-1,0110672
5	0,052756	-0,1372976	0,0924792	-0,4422704	0,1537096	-0,590392
10	0,087164	0,2342648	0,1261744	0,1457808	0,1336192	-0,0872608
15	0,2777192	0,7178248	0,2636216	0,5911312	0,2643344	0,4490552
20	0,4219072	0,84018	0,40678	0,7926952	0,4107224	0,7469264

Cz/Cx=f(α) spoilers à x/c=0,50 V=20,3m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,0323136	0,143616	4,44444444	0,0422224	0,1298264	3,07482284	0,0484792	-0,0810128	-1,67108368
5	0,1053976	0,6607656	6,26926609	0,116116	0,5802808	4,99742327	0,0884576	0,409244	4,6264425
10	0,2615096	0,8044168	3,07605075	0,2575056	0,81742496	3,17439683	0,2594504	0,8074792	3,11226809
15	0,387596	0,7487832	1,93186514	0,3502488	0,828344	2,36501595	0,388476	0,9044728	2,32825915
20	0,4711256	0,8141848	1,7281693	0,5351632	0,8999848	1,68170158	0,514976	0,8924344	1,73296309

	β=40			β=60			β=90		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,094556	-0,33594	-3,55281526	0,1845272	-0,7602584	-4,12003434	0,2264416	-0,6744672	-2,97854811
5	0,1001704	0,1420408	1,41799174	0,14872	-0,4516952	-3,03721893	0,211992	-0,2854896	-1,34669988
10	0,206096	0,5424056	2,63181042	0,2072664	0,3826944	1,846389	0,2390696	0,2416832	1,01093238
15	0,390984	0,8433656	2,15703354	0,3608528	0,743424	2,06018631	0,361152	0,6032576	1,67037037
20	0,5260728	0,9549144	1,81517539	0,5028584	0,905652	1,801008	0,5194464	0,8703992	1,67562852

Cz/Cx=f(α) spoilers à x/c=0,65 V=20,3m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,0323136	0,143616	4,44444444	0,0349448	0,0710336	2,03273735	0,035904	-0,011792	-0,32843137
5	0,1053976	0,6607656	6,26926609	0,1036992	0,538076	5,18881534	0,066748	0,347732	5,20962426
10	0,2615096	0,8044168	3,07605075	0,27258	0,8203712	3,00965295	0,2662352	0,759264	2,8518543
15	0,387596	0,7487832	1,93186514	0,4023272	0,8620568	2,14267591	0,4047912	0,92444	2,2837453
20	0,4711256	0,8141848	1,7281693	0,5122128	0,9220112	1,80005498	0,5190856	0,9591296	1,84772916

	β=40			β=60			β=90		
α	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,0745184	-0,2980208	-3,99929145	0,1377552	-0,5351016	-3,88443848	0,2263888	-0,942128	-4,16154863
5	0,0875336	0,1688808	1,92932542	0,1191872	-0,037488	-0,31453042	0,184008	-0,5637368	-3,06365375
10	0,2349072	0,6242368	2,65737619	0,1878976	0,3749768	1,99564444	0,1823008	-0,0901296	-0,49440046
15	0,3895232	0,8528608	2,18949937	0,341308	0,6842792	2,00487302	0,2402048	0,3384304	1,40892438
20	0,5243744	0,9751192	1,85958582	0,5218928	0,920392	1,76356524	0,3554496	0,624668	1,75740246

Cz=f(Cx) x/c=0,50 V=20,3m/s

	β=0		β=10		β=20	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0323136	0,143616	0,0422224	0,1298264	0,0484792	-0,0810128
5	0,1053976	0,6607656	0,116116	0,5802808	0,0884576	0,409244
10	0,2615096	0,8044168	0,2575056	0,81742496	0,2594504	0,8074792
15	0,387596	0,7487832	0,3502488	0,828344	0,388476	0,9044728
20	0,4711256	0,8141848	0,5351632	0,8999848	0,514976	0,8924344

	β=40		β=60		β=90	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,094556	-0,33594	0,1845272	-0,7602584	0,2264416	-0,6744672
5	0,1001704	0,1420408	0,14872	-0,4516952	0,211992	-0,2854896
10	0,206096	0,5424056	0,2072664	0,3826944	0,2390696	0,2416832
15	0,390984	0,8433656	0,3608528	0,743424	0,361152	0,6032576
20	0,5260728	0,9549144	0,5028584	0,905652	0,5194464	0,8703992

Cz=f(Cx) x/c=0,65L V=20,3m/s

	β=0		β=10		β=20	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0323136	0,143616	0,0349448	0,0710336	0,035904	-0,011792
5	0,1053976	0,6607656	0,1036992	0,538076	0,066748	0,347732
10	0,2615096	0,8044168	0,27258	0,8203712	0,2662352	0,759264

15	0,387596	0,7487832	0,4023272	0,8620568	0,4047912	0,92444
20	0,4711256	0,8141848	0,5122128	0,9220112	0,5190856	0,9591296

	β=40		β=60		β=90	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0745184	-0,2980208	0,1377552	-0,5351016	0,2263888	-0,942128
5	0,0875336	0,1688808	0,1191872	-0,037488	0,184008	-0,5637368
10	0,2349072	0,6242368	0,1878976	0,3749768	0,1823008	-0,0901296
15	0,3895232	0,8528608	0,341308	0,6842792	0,2402048	0,3384304
20	0,5243744	0,9751192	0,5218928	0,920392	0,3554496	0,624668

Cz=f(Cx) x/c=0,80L V=20,3m/s

	β=0		β=10		β=20	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0323136	0,143616	0,0193336	-0,133804	0,0250272	-0,1565432
5	0,1053976	0,6607656	0,02992	0,150392	0,0365728	0,1232176
10	0,2615096	0,8044168	0,1434576	0,6706832	0,1450768	0,6015152
15	0,387596	0,7487832	0,32494	0,798732	0,3262952	0,8098992
20	0,4711256	0,8141848	0,4328368	0,874764	0,462836	0,9032672

	β=40		β=60		β=90	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0614768	-0,6346296	0,1246608	-0,845416	0,1915936	-1,0110672
5	0,052756	-0,1372976	0,0924792	-0,4422704	0,1537096	-0,590392
10	0,087164	0,2342648	0,1261744	0,1457808	0,1336192	-0,0872608
15	0,2777192	0,7178248	0,2636216	0,5911312	0,2643344	0,4490552
20	0,4219072	0,84018	0,40678	0,7926952	0,4107224	0,7469264

Annexes B

Cz suivant l'incidence α à V=31m/s x/c=50%

Angle α	Cz à β=0	Cz à β=10	Cz à β=20	Cz à β=40	Cz à β=60	Cz à β=90
0	-0,2873112	-0,3756456	-0,6639424	-1,4526424	-1,7927448	-1,8579352
5	0,7825224	0,4917	0,2801128	-0,6535936	-0,9488688	-1,5371576
10	1,6018288	1,5142776	1,617	0,2180728	-0,1877568	-0,6126472
15	1,4979712	1,5058472	1,5669456	1,559712	1,4982616	0,7880224
20	1,5856016	1,5766256	1,6152576	1,5279352	1,6447288	1,5698408

Cz suivant α x/c=0,65 V=30m/s

Angle α	Cz à β=0	Cz à β=10	Cz à β=20	Cz à β=40	Cz à β=60	Cz à β=90
0	-0,2873112	-0,8326736	-0,8229056	-1,5416192	-1,9032904	-1,6667552
5	0,7825224	0,2290728	0,3221416	-0,7940856	-0,178992	-1,0186528
10	1,6018288	1,3617736	1,5955456	0,872036	1,5626336	0,8182064
15	1,4979712	1,4840584	1,6798144	1,7265336	1,6099424	1,5106872
20	1,5856016	1,5435464	1,649164	1,4261544	1,620432	1,9578328

Cx suivant l'incidence α à V=31m/s x/c=80%

Angle α	Cz à β=0	Cz à β=10	Cz à β=20	Cz à β=40	Cz à β=60	Cz à β=90
0	-0,2873112	-0,6217376	-0,4600024	-1,5172608	-1,2100352	-1,6146064
5	0,7825224	0,693836	0,5511792	-0,1459304	-0,282084	-0,5072144
10	1,6018288	1,546028	1,6073288	1,32374	1,2438976	0,9842536
15	1,4979712	1,5505864	1,48544	1,3921424	1,4095488	1,248324
20	1,5856016	1,5371752	1,5633376	1,4729968	1,1454784	1,5112416

Cx à α=0 et α=5, α=10 suivant β

	α=0			α=5			α=10		
β	**Cx 1**	**Cx 2**	**Cx 3**	**Cx 1**	**Cx 2**	**Cx 3**	**Cx 1**	**Cx 2**	**Cx 3**
0	0,0478808	0,0478808	0,0478808	0,0478808	0,0478808	0,0478808	0,3228808	0,3228808	0,3228808
10	0,0916432	0,0782936	0,053108	0,0916432	0,0782936	0,053108	0,8432864	0,2792152	0,6194496
20	0,1221704	0,089276	0,0612568	0,1221704	0,089276	0,0612568	0,7658464	0,8580528	0,5971152

40	0,24464	0,2131096	0,1193984	0,24464	0,2131096	0,1193984	0,2304544	0,9398488	0,622644
60	0,4056624	-0,25828	0,2066152	0,4056624	-0,25828	0,2066152	0,327976	0,8680848	0,6098752
90	0,5844344	0,38236	0,3489552	0,5844344	0,38236	0,3489552	0,4760448	0,4384072	0,5483456

Cx à α=15 et α=20 suivant β

	α=15			**α=20**		
β	**Cx 1**	**Cx 2**	**Cx 3**	**Cx 1**	**Cx 2**	**Cx 3**
0	0,6984824	0,6984824	0,6984824	0,9354664	0,9354664	0,9354664
10	0,797324	0,8021288	0,6146976	0,9839632	0,854788	0,6664504
20	0,7681608	0,8313008	0,5933752	0,923252	0,8895392	0,8481176
40	0,771408	0,7488976	0,6350432	0,9238152	0,6658432	0,7428872
60	0,8031232	0,5587736	0,7241872	0,9077904	1,0328648	1,2901856
90	0,624844	0,881056	0,6827304	0,9790792	0,8256248	1,1143

Cz à α=0 et α=5, α=10 suivant β

	α=0			α=5			α=10		
β	**Cz 1**	**Cz 2**	**Cz 3**	**Cz 1**	**Cz 2**	**Cz 3**	**Cz 1**	**Cz 2**	**Cz 3**
0	-0,2873112	-0,2873112	-0,2873112	0,7825224	0,7825224	0,7825224	1,6018288	1,6018288	1,6018288
10	-0,3756456	-0,8326736	-0,6217376	0,4917	0,2290728	0,693836	1,5142776	1,3617736	1,546028
20	-0,6639424	-0,8229056	-0,4600024	0,2801128	0,3221416	0,5511792	1,617	1,5955456	1,6073288
40	-1,4526424	-1,5416192	-1,5172608	-0,6535936	-0,7940856	-0,1459304	0,2180728	0,872036	1,32374
60	-1,7927448	-1,9032904	-1,2100352	-0,9488688	-0,178992	-0,282084	-0,1877568	1,5626336	1,2438976
90	-1,8579352	-1,6667552	-1,6146064	-1,5371576	-1,0186528	-0,5072144	-0,6126472	0,8182064	0,9842536

Cz à α=15 et α=20 suivant β

	α=15			**α=20**		
β	**Cz 1**	**Cz 2**	**Cz 3**	**Cz 1**	**Cz 2**	**Cz 3**
0	1,4979712	1,4979712	1,4979712	1,5856016	1,5856016	1,5856016
10	1,5058472	1,4840584	1,5505864	1,5766256	1,5435464	1,5371752
20	1,5669456	1,6798144	1,48544	1,6152576	1,649164	1,5633376
40	1,559712	1,7265336	1,3921424	1,5279352	1,4261544	1,4729968
60	1,4982616	1,6099424	1,4095488	1,6447288	1,620432	1,1454784
90	0,7880224	1,5106872	1,248324	1,5698408	1,9578328	1,5112416

Cz/Cx=f(α) à x/c=0,5 V=30m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,0478808	-0,2873112	-6,00055137	0,0916432	-0,3756456	-4,09900134	0,1221704	-0,6639424	-5,43456025
5	0,1395592	0,7825224	5,60710007	0,1397	0,4917	3,51968504	0,142428	0,2801128	1,96669756
10	0,3228808	1,6018288	4,96105312	0,8432864	1,5142776	1,79568602	0,7658464	1,617	2,11138944
15	0,6984824	1,4979712	2,14460837	0,797324	1,5058472	1,88862646	0,7681608	1,5669456	2,03986665
20	0,9354664	1,5856016	1,69498509	0,9839632	1,5766256	1,60232171	0,923252	1,6152576	1,74953057

	β=40			β=60			β=90		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,24464	-1,4526424	-5,9378777	0,4056624	-1,7927448	-4,41930236	0,5844344	-1,8579352	-3,17903121
5	0,1995136	-0,6535936	-3,27593507	0,3508208	-0,9488688	-2,70471078	0,5306576	-1,5371576	-2,89670326
10	0,2304544	0,2180728	0,9462731	0,327976	-0,1877568	-0,57247116	0,4760448	-0,6126472	-1,28695282
15	0,771408	1,559712	2,02190281	0,8031232	1,4982616	1,86554392	0,624844	0,7880224	1,26115062
20	0,9238152	1,5279352	1,65394031	0,9077904	1,6447288	1,81179356	0,9790792	1,5698408	1,60338489

Cz/Cx=f(α) à x/c=0,65 V=30m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,5441	-3,2649	-6,00055137	0,0782936	-0,8326736	-10,6352703	0,089276	-0,8229056	-9,21754559
5	1,5859	8,8923	5,60710007	0,1048432	0,2290728	2,18490851	0,11616	0,3221416	2,77325758
10	3,6691	18,2026	4,96105312	0,2792152	1,3617736	4,87714709	0,8580528	1,5955456	1,85949583
15	7,9373	17,0224	2,14460837	0,8021288	1,4840584	1,85014975	0,8313008	1,6798144	2,02070586
20	10,6303	18,0182	1,69498509	0,854788	1,5435464	1,80576517	0,8895392	1,649164	1,85395315

	β=40			β=60			β=90		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,2131096	-1,5416192	0,16724834	-0,25828	-1,9032904	7,3690971	0,38236	-1,6667552	-4,35912543
5	0,1612336	-0,7940856	-0,28633676	0,2144296	-0,178992	-0,8347355	0,3414928	-1,0186528	-2,98294078
10	0,9398488	0,872036	0,46896368	0,8680848	1,5626336	1,80009326	0,4384072	0,8182064	1,86631606
15	0,7488976	1,7265336	0,85442104	0,5587736	1,6099424	2,88120699	0,881056	1,5106872	1,71463244
20	0,6658432	1,4261544	0,76925051	1,0328648	1,620432	1,56887136	0,8256248	1,9578328	2,37133478

Cz/Cx=f(α) à x/c=0,80 V=30m/s

	β=0			β=10			β=20		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,0478808	-0,2873112	-6,00055137	0,053108	-0,6217376	-11,7070423	0,0612568	-0,4600024	-7,50940957
5	0,1395592	0,7825224	5,60710007	0,144012	0,693836	4,81790406	0,1511136	0,5511792	3,64744934
10	0,3228808	1,6018288	4,96105312	0,6194496	1,546028	2,49580918	0,5971152	1,6073288	2,69182362
15	0,6984824	1,4979712	2,14460837	0,6146976	1,5505864	2,52251904	0,5933752	1,48544	2,50337392
20	0,9354664	1,5856016	1,69498509	0,6664504	1,5371752	2,30651103	0,8481176	1,5633376	1,84330286

	β=40			β=60			β=90		
α	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**	**Cx**	**Cz**	**Cz/Cx**
0	0,1193984	-1,5172608	-12,7075472	0,2066152	-1,2100352	-5,85646748	0,3489552	-1,6146064	-4,62697332
5	0,1263768	-0,1459304	-1,1547246	0,1967944	-0,282084	-1,43339445	0,311916	-0,5072144	-1,62612498
10	0,622644	1,32374	2,12599816	0,6098752	1,2438976	2,03959367	0,5483456	0,9842536	1,79495121
15	0,6350432	1,3921424	2,1922011	0,7241872	1,4095488	1,94638734	0,6827304	1,248324	1,82842891
20	0,7428872	1,4729968	1,98280008	1,2901856	1,1454784	0,88784001	1,1143	1,5112416	1,35622507

Cz=f(Cx) Sans spoilers et avec spoiler à x/c=0,80 et V=30m/s

	β=0		β=10		β=20	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,0478808	-0,2873112	0,053108	-0,6217376	0,0612568	-0,4600024
5	0,1395592	0,7825224	0,144012	0,693836	0,1511136	0,5511792
10	0,3228808	1,6018288	0,6194496	1,546028	0,5971152	1,6073288
15	0,6984824	1,4979712	0,6146976	1,5505864	0,5933752	1,48544
20	0,9354664	1,5856016	0,6664504	1,5371752	0,8481176	1,5633376

	β=40		β=60		β=90	
α	Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0	0,1193984	-1,5172608	0,2066152	-1,2100352	0,3489552	-1,6146064
5	0,1263768	-0,1459304	0,1967944	-0,282084	0,311916	-0,5072144
10	0,622644	1,32374	0,6098752	1,2438976	0,5483456	0,9842536
15	0,6350432	1,3921424	0,7241872	1,4095488	0,6827304	1,248324
20	0,7428872	1,4729968	1,2901856	1,1454784	1,1143	1,5112416

Cz=f(Cx) Sans spoilers et avec spoiler à x/c=0,65 et V=30m/s

β=0		β=10		β=20	
Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0,0478808	-0,2873112	0,0782936	-0,8326736	0,089276	-0,8229056
0,1395592	0,7825224	0,1048432	0,2290728	0,11616	0,3221416
0,3228808	1,6018288	0,2792152	1,3617736	0,8580528	1,5955456
0,6984824	1,4979712	0,8021288	1,4840584	0,8313008	1,6798144
0,9354664	1,5856016	0,854788	1,5435464	0,8895392	1,649164

β=40		β=60		β=90	
Cx	Cz	Cx	Cz	Cx	Cz
0,2131096	-1,5416192	-0,25828	-1,9032904	0,38236	-1,6667552
0,1612336	-0,7940856	0,2144296	-0,178992	0,3414928	-1,0186528
0,9398488	0,872036	0,8680848	1,5626336	0,4384072	0,8182064
0,7488976	1,7265336	0,5587736	1,6099424	0,881056	1,5106872
0,6658432	1,4261544	1,0328648	1,620432	0,8256248	1,9578328

Annexes C

Cx suivant α x/c=0,65 V=30m/s

Angle α	**Cx à** β=0	**Cx à β=10**	**Cx à β=20**	**Cx à β=40**	**Cx àβ=60**	**Cx à β=90**
0	0,5441	0,8897	1,0145	2,4217	-2,935	4,345
5	1,5859	1,1914	1,32	1,8322	2,4367	3,8806
10	3,6691	3,1729	9,7506	10,6801	9,8646	4,9819
15	7,9373	9,1151	9,4466	8,5102	6,3497	10,012
20	10,6303	9,7135	10,1084	7,5664	11,7371	9,3821

Cz suivant α x/c=0,65 V=30m/s

Angle α	**Cz à β=0**	**Cz à β=10**	**Cz à** β=20	**Cz à β=40**	**Cz à β=60**	**Cz à β=90**
0	-3,2649	-9,4622	-9,3512	-17,5184	-21,6283	-18,9404
5	8,8923	2,6031	3,6607	-9,0237	-2,034	-11,5756
10	18,2026	15,4747	18,1312	9,9095	17,7572	9,2978
15	17,0224	16,8643	19,0888	19,6197	18,2948	17,1669
20	18,0182	17,5403	18,7405	16,2063	18,414	22,2481

Cx suivant α 1 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=31m/s

Angle α	Cx A	Cx Comp
0	-0,4724	2,3479
5	3,152	2,2363
10	1,0023	6,9304
15	1,9466	8,2294
20	4,2916	14,6612

Cz suivant α 1 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=31m/s

Angle α	Cz A	Cz Comp
0	-0,4157	-13,7504
5	10,5145	-3,2055
10	15,0511	14,1352
15	16,7012	16,0176
20	22,1254	13,0168

Cx suivant α 1 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=20,3m/s

Angle α	Cx A	Cx Comp
0	0,357	1,4166
5	0,8621	1,0509
10	3,9529	1,4338
15	4,0899	2,9957
20	3,9194	4,6225

Cz suivant α 1 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=20,3m/s

Angle α	Cz A	Cz Comp
0	-0,5153	-9,607
5	4,5198	-5,0258
10	10,2067	1,6566
15	10,4795	6,7174

20	10,7577	9,0079

Cx suivant α 2 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=31m/s

Angle α	Cx A	Cx B	Cx C	Cx Comp
0	2,0511	2,2427	1,8686	2,3479
5	2,1387	1,9293	2,4167	2,2363
10	9,7179	3,2074	7,2385	6,9304
15	9,0877	7,843	8,219	8,2294
20	10,1227	8,4492	2,205	14,6612

Cx suivant α 2 spoiler, β=60 x/c=0,8 V=20,3m/s

Angle α	Cx A	Cx B	Cx C	Cx Comp
0	0,9173	1,0274	0,8875	1,4166
5	0,8911	0,9177	0,2561	1,0509
10	4,0327	1,9574	1,5822	1,4338
15	5,6138	3,0361	3,5426	2,9957
20	8,8997	4,5739	5,6659	4,6225