

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



UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA.

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique.



Mémoire pour l'obtention  
du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique.  
Filière : construction et maintenance en aéronautique.

Spécialités: - Propulsion.

- Structure.

THEME

# ETUDE ET AMELIORATION DES PERFORMANCES DE L'AVION ZLIN 142

PRESENTES PAR :

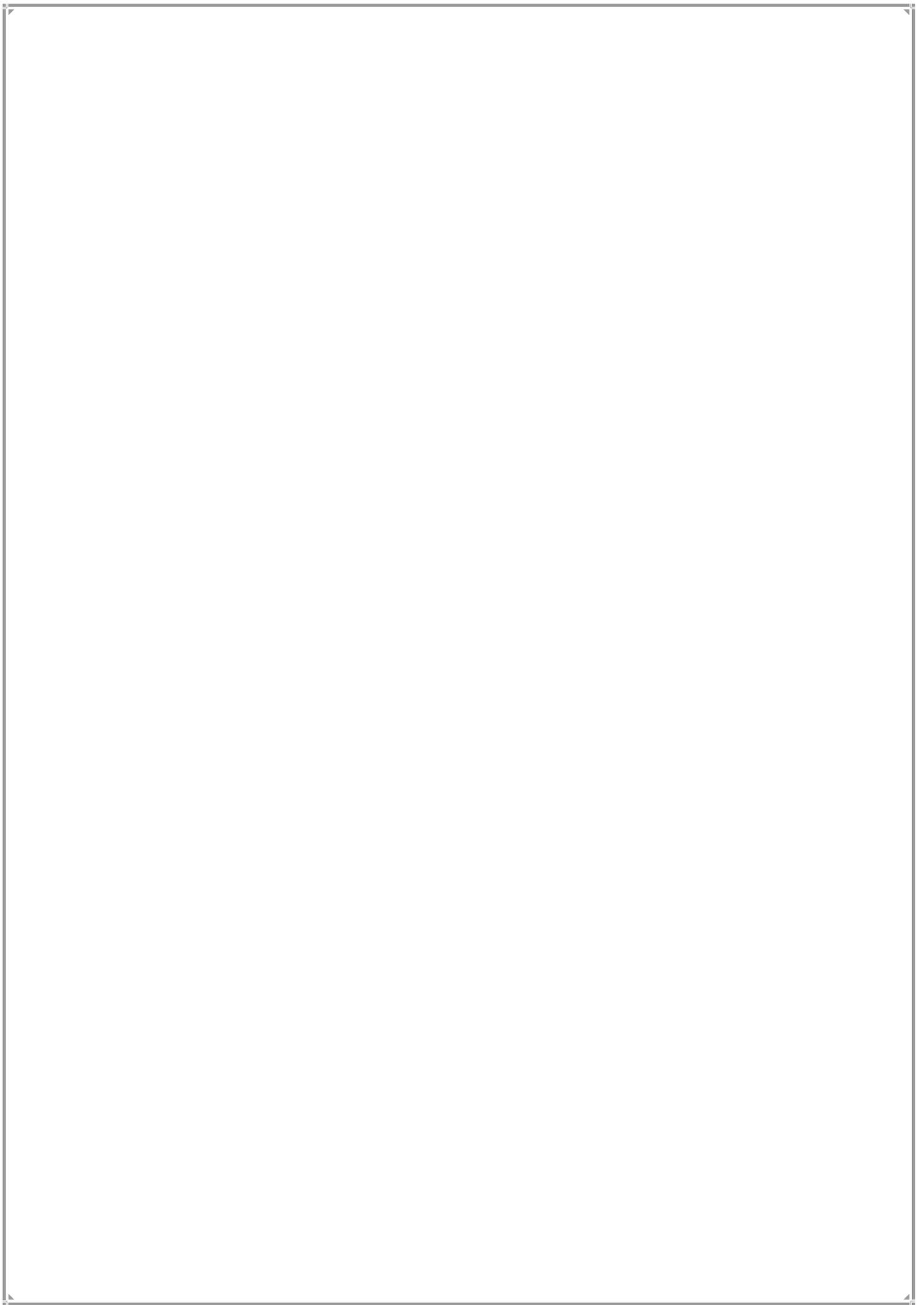
M<sup>r</sup>:MEHALEM ABDERRAHMANE .

M<sup>r</sup>:EL GHAZI ZAKARIA .

ENCADRE PAR :

D<sup>r</sup>: ALLALI ABDERRAZAK

ANNEE UNIVERSITAIRE 2009 /2010



# Remerciements

Ce travail a été réalisé dans le cadre d'un projet de fin d'études, pour obtenir le diplôme \*ingénieur d'état en aéronautique\* à l'université de Saad Dahleb Blida / département d'aéronautique Blida

Avant tout, nous remercions ALLAH tout puissant de nous avoir donné la volonté et le courage de mener à bien ce travail. Et d'une façon toute particulière, on remercie nos chers parents pour leur patience et le bonheur qui nous ont apporté.

On tient à remercier notre encadreur le docteur Mr.Allali Abderrazak pour nous avoir fait travailler sur un projet aussi intéressant et riche. Nous lui sommes reconnaissants tout particulièrement pour la confiance qu'il nous a témoignée et la liberté qui nous a laissé.

Nos remerciements s'adressent également à Messieurs les jurys pour avoir accepté d'évaluer ce travail, avec l'espoir d'être à la hauteur de leur attente.

Nous tenons également à exprimer notre gratitude aux nombreuses personnes qui nous ont apporté leur aide précieuse avec beaucoup de gentillesse.

Nous remercions aussi tous ceux qui, tout au long de ces années d'études, nous ont encadré, observé, aidé, conseillé et même supporté.

Enfin, on souhaite exprimer toute notre gratitude à l'ensemble des personnes, qui bien en marge de ce travail, ont contribué largement à son aboutissement. Que ce soit depuis toujours, depuis plusieurs années ou quelques mois seulement, nombreux sont celles et ceux qui ont participé à notre épanouissement. On les remercie sincèrement.

## دراسة و تحسين أداء الـ Zlin 142

هذا هو ديناميكي الهواء لنموذج طائرة .  
التحليل صه أجريت ( Zlin 142 )  
تم استخدام البرمجيات الإعلامية التالية Fluent SOLIDWORKS, ICEM  
للتصميم والتحليل.  
عليها بنتائج النموذج  
جديد .

## RESUME

### Etude et amélioration des performances de l'avion Zlin 142

Le travail présent s'inscrit dans le cadre général de l'étude aérodynamique d'un modèle volant en se basant sur une modification d'aile et voir les principales améliorations des caractéristiques aérodynamique ( $C_p, C_z, C_x$ ). Dans ce sens, une approche numérique de modélisation et d'analyse ayant pour but d'extraire les caractéristiques du modèle pris comme exemple d'étude (l'avion Zlin 142 avec changement de l'aile) utilisant les logiciels SOLIDWORKS, ICEM CFD et le Fluent qui sont des puissants outils de conceptions et d'analyses.

En comparant les résultats obtenue avec celles du modèle original afin d'obtenir un nouvel modèle plus performant.

## ABSTRACT

### Study and improvement of performance of the aircraft Zlin 142

The present work is a part of the overall aerodynamic study of a flying model. In this direction, a numerical approach of modeling and analysis designed to extract the characteristics of the model as an example of study (Zlin 142 aircraft with a change of the wing) was undertaken by the software SOLIDWORKS, ICEM and Fluent which are powerful tools for design and analysis. By comparing the results obtained with those of the original model to obtain a new model more efficient.



*Je dédie ce modeste travail :*

*A ma mère, c'est vrai elle n'est qu'une personne pour le monde mais pour moi elle est tout le monde, n'oublie jamais, très chère maman, qu'au plus profond de mon être tu as et tu auras toujours une place toute spéciale.*

*A ma source d'inspiration et de bonheur mes sœurs, je leurs souhaite un avenir plein de succès une vie pleine de joie avec mes beaux frères.*

*A mes frères pour son encouragement durant cette période et pour son soutien moral dans les moments critiques.*

---

*A tous les familles MEHALLEM et KENNAZ.*

*A tous mes amis: TAREK, FOU'ED, BAHI, KAMEL, ABDOU, WALID, BOUZI, TAKI, BILEL, HAMZA, WAHEB, AMINE, OMAR, HAKIM et leurs familles.*

*A mon binôme ZAKI et sa famille.*

*A tous mes amies du D.A.B et mes camarades de la 6ème promotion d'ingénieur-pilote.*

*A tous ceux et celles dont les noms n'ont pu être cités.*

*Tous ceux qui sont proches de mon cœur et qui m'encouragent à donner le meilleur en moi.*

**ABDOU**





*Je dédie ce modeste travail :*

*A ma mère, c'est vrai elle n'est qu'une personne pour le monde mais pour moi elle est tout le monde, n'oublie jamais, très chère maman, qu'au plus profond de mon être tu as et tu auras toujours une place toute spéciale.*

*A ma source d'inspiration et de bonheur mes sœurs, je leurs souhaite un avenir plein de succès une vie pleine de joie avec mes beaux frères.*

*A mes frères pour son encouragement durant cette période et pour son soutien moral dans les moments critiques.*

---

*A tous les familles EL GHAZI et LEGGAT et DIB.*

*A tous mes amis d'enfance : FARID, HAKIM, ISMAIL, YOUNES, SAMIR, KADER, HAMZA, MOUSSA, MOULAY AHMED, MOHAMED AMINE et leurs familles.*

*A mon binôme ABDOU et sa famille.*

*A tous mes amies du D.A.B et mes camarades de la 6ème promotion d'ingénieur-pilote.*

*A tous ceux et celles dont les noms n'ont pu être cités.*

*Tous ceux qui sont proches de mon cœur et qui m'encouragent à donner le meilleur en moi.*

**ZAKI**



# ETUDE ET AMÉLIORATION DES PERFORMANCES DE

## L'AVION ZLIN 142

# Sommaire

**Introduction générale.**

## **CHAPITRE I : Description de l'avion *Zlin 142***

Introduction.....	3
I-1- Caractéristiques générales et destination de l'avion.....	3
I-1-1- Les dimensions de l'avion.....	3
I-1-2- Moteur d'avion M 337 AK.....	4
I-1-3- Hélice V 500 A.....	5
I-1-4- Remplissage des réservoirs.....	5
I-1-5- Poids et centrages.....	5
I-2- Inscriptions importantes sur l'avion.....	6
I-3- Description technique.....	8
I-3-1- Fuselage.....	8
I-3-2- Aile.....	8
I-3-3- Empennage.....	9
I-3-4- Commandes de vol.....	10
I-3-5- Equilibrage.....	11
I-3-6- Dispositif d'atterrissage.....	11
I-3-7- Unité de propulsion.....	14
I-3-8- Système de carburant.....	15
I-3-9- Système de lubrification.....	16
I-3-10- Cabine.....	17
I-3-11- Tableau de bord.....	17
I-3-12- Panneaux de commande.....	17
I-3-13- Sièges et ceintures de fixation.....	18
I-3-14- Aération et chauffage de la cabine.....	18
I-3-15- Dispositif pare-feu.....	20
I-3-16- Système de pression totale et statique.....	20
I-3-17- Système électrique.....	20
I-3-18- Protection du système électrique.....	21

## **CHAPITRE II : Etude théorique de l'aérodynamique**

Introduction .....	22
II-1- Le profil d'aile .....	22
II-2- caractéristiques des angles d'une aile .....	23
II-3- Paramètres Géométrique d'une aile .....	24
II-4- Quelques forme d'aile.....	25
II-5- Formes géométriques des profils d'ailes.....	25
II-6- Désignation des profils d'ailes.....	27
II-6-1- Les profils NACA .....	28
II-7- Les forces aérodynamiques.....	28
II-7-1- Le poids (la gravité).....	29
II-7-2- Notion de portance et de traînée .....	30
II-7-3- La résultante aérodynamique (R) .....	39
II-8- La polaire: $C_z = f(C_x)$ .....	40
II-9- partition des pressions et des vitesses autour d'un profil .....	44

## **CHAPITRE III: Méthodes numériques appliquées sur l'avion Zlin 142**

Introduction .....	46
III-1- Les avantages de la simulation numérique .....	46
III-2- Equation de Navier Stokes .....	46
III-3- Turbulence .....	47
III-3-1- Description de la turbulence.....	48
III-3-2- Simulation de la turbulence.....	48
III-3-3- Modèles de turbulence .....	50
III-4- Méthode de volume fini.....	51
III-5- Les schémas numériques de résolution .....	53
III-5-1- Le modèle de résolution Séparé (Segregated).....	53
III-5-2- Modèle de résolution couplée (Coupled) .....	53
III-6- Linéarisation approches implicite et explicite .....	53
III-6-1- Forme Implicite .....	54
III-6-2- Forme Explicite .....	54
III-7- Choix d'un modèle de résolution.....	54
III-8- Couplage pression vitesse.....	54
III-9- Discrétisation (Méthodes d'interpolation).....	55
III-10- Convergence .....	55

III-11- les logiciels utilisés pour notre travail .....	55
III- 11-1- NACA Aerofoil Sections .....	56
III- 11-2- SolidWorks .....	56
III- 11-3- ICEM CFD 4.2 .....	58
III- 11-4- FLUENT.....	60
III-12- Etapes de calcul du logiciel Fluent .....	61

## **CHAPITRE IV: *Simulation numérique***

Introduction .....	62
IV-1- Choix de l'aile d'avion.....	62
IV-1-1- Forme de l'aile .....	62
IV-1-2- Profil d'aile .....	63
IV-2- La conception de l'avion par diffère logiciel .....	64
IV-2-1- Le SOLIDWORKS .....	64
IV-2-2- L'ICEM CFD .....	66
IV-2-3- FLUENT .....	69
IV-3- Application du code FLUENT à la résolution du problème .....	70
IV-3- 1- Problème et Objectifs .....	70
IV-3- 2- Conditions initiales et aux limites .....	70

## **CHAPITRE V: *Résultats et interprétation***

Introduction .....	74
V-1- Influence de l'incidence sur le coefficient de portance $C_z$ .....	74
V-2- Influence de l'incidence sur le coefficient de traînée $C_x$ .....	75
V-3- Courbe de la polaire .....	76
V-4- Courbe de la finesse .....	77
V-5- Influence de l'incidence sur le coefficient pression .....	78
V-6- Distribution des vecteurs vitesses autour de l'avion .....	81
V-7- Influence des incidences sur les contours des vitesses .....	81
V-8- Influence des incidences sur les contours des pressions .....	83
V-9- Comparaison des caractéristiques aérodynamiques.....	85

**Conclusion générale et perspectives.**

# LISTE DES FIGURES

## **CHAPITRE I : Description de l'avion ZLIN 142**

<i>Figure 1.1 : Le schéma de l'avion Zlin 142.....</i>	<b>07</b>
<i>Figure 1.2 : Raccordement de la partie arrière du fuselage avec le squelette du fuselage.....</i>	<b>08</b>
<i>Figure 1.3 : Raccordement de l' aile avec le fuselage.....</i>	<b>09</b>
<i>Figure 1.4 : Suspensions du stabilisateur.....</i>	<b>10</b>
<i>Figure 1.5 : Commande des volets de courbure.....</i>	<b>11</b>
<i>Figure 1.6 : Raccordement du train d'atterrissage principal.....</i>	<b>12</b>
<i>Figure 1.7 : Raccordement du train d'atterrissage avant.....</i>	<b>13</b>
<i>Figure 1.8 : Disposition du moteur.....</i>	<b>14</b>
<i>Figure 1.9 : Système de carburant.....</i>	<b>15</b>
<i>Figure 1.10 : Système d'huile.....</i>	<b>16</b>
<i>Figure 1.11 : Aération et chauffage de la cabine.....</i>	<b>19</b>
<i>Figure 1.12 : Système de pression totale et statique.....</i>	<b>20</b>

## **CHAPITRE II : Etude théorique de l'aérodynamique**

<i>Figure 2.1: Caractéristiques d'un profil d'aile.....</i>	<b>22</b>
<i>Figure 2.2: Profil d'aile.....</i>	<b>23</b>
<i>Figure 2.3 : La surface de référence et l'envergure.....</i>	<b>24</b>
<i>Figure 2.4 : Quelques formes de l'aile.....</i>	<b>25</b>
<i>Figure 2.5 : Profil biconvexe symétrique.....</i>	<b>25</b>
<i>Figure 2.6 : Profil biconvexe dissymétrique.....</i>	<b>26</b>
<i>Figure 2.7 : Profil plan convexe.....</i>	<b>26</b>
<i>Figure 2.8 : Profil creux.....</i>	<b>26</b>
<i>Figure 2.9 : Profil à double courbure.....</i>	<b>26</b>
<i>Figure 2.10 : Profil laminaire.....</i>	<b>27</b>
<i>Figure 2.11 : Profil supercritique.....</i>	<b>27</b>
<i>Figure 2.12 : Les forces exercent sur l'avion.....</i>	<b>28</b>
<i>Figure 2.13 : Poids de l'avion.....</i>	<b>29</b>
<i>Figure 2.14 : Expérience de la main .....</i>	<b>30</b>
<i>Figure 2.15 : Expérience de la main avec <math>R</math>.....</i>	<b>30</b>
<i>Figure 2.16 : Expérience de la main avec l'angle d'incidence( ) .....</i>	<b>31</b>
<i>Figure 2.17 : Expérience de la main avec décomposition de <math>R</math>.....</i>	<b>32</b>
<i>Figure 2.18 : Expérience de la main et l'effet du vent.....</i>	<b>32</b>

<i>Figure 2.19 : Décomposition de R.....</i>	<i>32</i>
<i>Figure 2.20 : Répartition des pressions autour d'un profil.....</i>	<i>33</i>
<i>Figure 2.21: Force de portance exercée sur l'aile.....</i>	<i>33</i>
<i>Figure 2.22 : Variation de la portance en fonction de l'incidence.....</i>	<i>34</i>
<i>Figure 2.23 : Décrochage de l'aile.....</i>	<i>35</i>
<i>Figure 2.24: Présentation de la force de traîné.....</i>	<i>36</i>
<i>Figure 2.25 : Tourbillons marginaux - tourbillons libres.....</i>	<i>37</i>
<i>Figure 2.26 : Variation de la traînée en fonction de l'incidence.....</i>	<i>38</i>
<i>Figure 2.27 : Les composantes de R.....</i>	<i>40</i>
<i>Figure 2.28: La polaire.....</i>	<i>40</i>
<i>Figure 2.29 : Polaire de l'aile et de l'Avion complet.....</i>	<i>42</i>
<i>Figure 2.30 : Courbe de finesse.....</i>	<i>43</i>
<i>Figure 2.31 : Répartition des forces de pression autour d'un profil.....</i>	<i>43</i>
<i>Figure 2.32 : Ecoulement de l'air.....</i>	<i>44</i>

## **CHAPITRE III: Méthodes numériques appliquées sur l'avion Zlin142**

<i>Figure 3.1 : Le profil NACA 23012 (NACA Aerofoil sections) .....</i>	<i>55</i>
<i>Figure 3.2 : Interface de SolidWork 2008.....</i>	<i>57</i>
<i>Figure 3.3: Fenêtre principale d'ICEM CFD 4.2.....</i>	<i>58</i>
<i>Figure 3.4: Interface FLUENT.....</i>	<i>59</i>

## **CHAPITRE IV: Simulation numérique**

<i>Figure 4.1 : Répartition de la portance le long de l'envergure.....</i>	<i>62</i>
<i>Figure 4.2 : Géométrie de l'aile.....</i>	<i>63</i>
<i>Figure 4.3 : Géométrie de fuselage réalisé par SOLIDWORKS.....</i>	<i>64</i>
<i>Figure 4.4: Géométrie du fuselage-empennages réalisé par SOLIDWORKS .....</i>	<i>64</i>
<i>Figure 4.5: Géométrie de la demi-aile réalisée par SOLIDWORKS .....</i>	<i>65</i>
<i>Figure 4.6: Géométrie de l'avion réalisée par SOLIDWORKS .....</i>	<i>65</i>
<i>Figure 4.7: Le volume de contrôle.....</i>	<i>66</i>
<i>Figure 4.8: Création des familles .....</i>	<i>66</i>
<i>Figure 4.9: Paramètres de maillage .....</i>	<i>67</i>
<i>Figure 4.10 : Génération du maillage par ICEM CFD .....</i>	<i>67</i>
<i>Figure 4.11: Thin cut .....</i>	<i>68</i>
<i>Figure 4.12: Les conditions initiales .....</i>	<i>70</i>
<i>Figure 4.14 : Erreur de convergence .....</i>	<i>72</i>
<i>Figure 4.15 : Le diagramme des résiduelles.....</i>	<i>72</i>

## **CHAPITRE V: Résultats et interprétations**

<i>Figure 5.1 : Courbe <math>C_z</math> en fonction d'incidence .....</i>	<b>74</b>
<i>Figure 5.2 : Courbe <math>C_x</math> en fonction d'incidence .....</i>	<b>75</b>
<i>Figure 5.3 : Courbe de la polaire.....</i>	<b>76</b>
<i>Figure 5.4 : Courbe de la finesse .....</i>	<b>77</b>
<i>Figure 5.5 : Le coefficient de pression pour <math>\alpha = -4</math>.....</i>	<b>78</b>
<i>Figure 5.6 : Le coefficient de pression pour <math>\alpha = 0</math> .....</i>	<b>78</b>
<i>Figure 5.7 : Le coefficient de pression pour <math>\alpha = 10</math>.....</i>	<b>79</b>
<i>Figure 5.8 : Le coefficient de pression pour <math>\alpha = 15</math>.....</i>	<b>79</b>
<i>Figure 5.9 : Distribution des vecteurs vitesses autour de l'avion .....</i>	<b>80</b>
<i>Figure 5.10 : Répartition de la vitesse autour de l'avion pour différents angles d'incidence...</i>	<b>82</b>
<i>Figure 5.11 : Répartition de la pression autour de l'avion pour différents angles d'incidence</i>	<b>84</b>
<i>Figure 5.12 : Comparaison des courbes de portance .....</i>	<b>85</b>
<i>Figure 5.13 : Comparaison des courbes de traînée .....</i>	<b>85</b>

# LISTE DES TABLEAUX

## **CHAPITRE I : Description de l'avion ZLIN 142**

<i>Tableau 1.1 : Caractéristiques du moteur de l'avion.....</i>	<b>04</b>
<i>Tableau 1.2 : Les réservoirs à carburant de l'avion Zlin 142.....</i>	<b>05</b>
<i>Tableau 1.3 : Le poids maximum de décollage et d'atterrissage de l'avion Zlin 142.....</i>	<b>05</b>
<i>Tableau 1.4 : Inscriptions importantes sur l'avion Zlin 142.....</i>	<b>06</b>

## **CHAPITRE II : Etude théorique de l'aérodynamique**

<i>Tableau 2.1: Points de fonctionnement remarquable de la polaire.....</i>	<b>41</b>
---	-----------

## **CHAPITRE V : Résultats et Interprétations**

<i>Tableau 5.1: Influence de l'incidence sur le coefficient de portance <math>C_z</math>. ....</i>	<b>74</b>
<i>Tableau 5.2: Influence de l'incidence sur le coefficient de portance <math>C_x</math> ....</i>	<b>75</b>
<i>Tableau 5.3: les valeurs de la polaire ....</i>	<b>76</b>
<i>Tableau 5.4: les valeurs de la finesse. ....</i>	<b>77</b>



Symboles	Désignation	Unité
$l$	Corde du profil	M
$e$	Epaisseur maximale	M
$h$	Epaisseur relative en pourcentage de la corde	-
$y$	Flèche maximale	M
$C$	Courbure relative	-
$B$	Envergure	M
$S$	Surface alaire	$m^2$
$yc$	Ligne moyenne	M
$d$	Position de la flèche en pourcentage de la corde	-
$M$	Nombre de Mach	-
$R$	Constante de gaz parfait	$J.Kg^{-1}$
$a$	Vitesse de son	m/s
$V_0$	Vitesse de l'écoulement à l'infini	m/s
$U, V$	Vitesse d'écoulement du fluide	m/s
$u, v, w$	Composante de la vitesse suivant les directions X, Y et Z	m/s
	Vitesse moyenne	m/s
$a_0$	Vitesse de son ambiante	m/s
$P$	Pression statique	Pa
$P_0$	Pression à l'infini	Pa
$R$	Force aérodynamique totale	N
$F_Z$	Force de portance	N
$F_X$	Force de traînée	N
$C_R$	Coefficient aérodynamique total	-
$C_Z$	Coefficient de portance	-
$C_X$	Coefficient de traînée	-
$f$	Finesse	-
$f_{max}$	Finesse maximum d'un profil	-
$Re$	Nombre de Reynolds	-
$Sm$	Terme source.	-
$K$	Energie cinétique turbulente	$Kg.m^{-2}.S^{-2}$
$T$	Température	K

	Allongement	-
	Dièdre d'une voilure	-
$\psi$	Fleche d'une voilure	-
	Angle d'incidence	-
$\alpha_0$	Angle de portance nulle	-
	Angle de calage	-
	la viscosité cinématique	$[m^2/s]$
	Fonction de dissipation	-

### Notations :

˘	Relatif à correction.
-	Relatif à la moyenne au sens de Reynolds.

### Abréviation Description

NACA	National Advisory Committee for Aeronautics.
GO	Gottingen.
M.Selig	Michael Selig.
HQ	Helmut Quabeck.
MH	Martin Hepperle.
CFD	Computational Fluid Dynamics (simulation numérique du fluide).
DNS	Simulation Numérique Direct.
RANS	Modélisation Statique de la turbulence (Reynolds Average Navier-Stokes).
LES	Simulation des tourbillons des grandes échelles (Large Eddy Simulation).
PPF	Pression loin des Parois (Pressure Far Field).
SA	Spalart Allmaras.



## Introduction générale

L'étude et l'analyse de l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle relèvent du domaine de la mécanique des fluides externes, science qui explore l'évolution des paramètres caractérisant tout fluide, tels que la pression, la vitesse ou la température, quand celui-ci bute sur un obstacle quelconque. C'est à cela que l'aérodynamique tient son essor, elle s'intéresse aux phénomènes résultant des mouvements relatifs des corps par rapport à l'air.

Le déplacement d'un avion en vol, l'analyse des forces exercées par le vent sur un bâtiment ou encore le fonctionnement d'un moulin à vent constituent des exemples d'applications de l'aérodynamique. Alors l'aérodynamique est l'étude des phénomènes qui apparaissent lorsqu'un corps est en mouvement par rapport à un fluide ou lorsque le fluide est en mouvement et le corps étant fixe.

L'aérodynamique a connue depuis le début du siècle un développement sans précédent. C'est une discipline dont les applications sont pratiques et multiples, son étude théorique est basée sur des méthodes mathématiques extrêmement complexes.

Divers moyens, expérimentaux ou calculatoires, existent pour ces études. Le développement continu de l'informatique a permis, à moindre coût, de faire des études aérodynamiques numériques fiables. Les théoriciens ont la possibilité de traiter numériquement des problèmes jusqu'ici inabordables.

Depuis trois décennies environ, on dispose d'un autre moyen de résoudre les équations complexes qui régissent le mouvement des corps dans un fluide réel : il s'agit de l'utilisation des méthodes numériques avec l'informatique qui est toujours en développement, produits des appareils de plus en plus puissants. L'utilisation des méthodes numériques dans les études aérodynamiques sert à fournir un moyen rapide et bon marché de simuler les écoulements des fluides ainsi qu'à mettre au point des outils complémentaires aux données obtenues dans les tunnels aérodynamiques en vue de la conception des véhicules aérospatiaux.

L'air en mouvement apporte une pression sur la main. Le vol est basé sur ce principe: s'appuyer sur l'air. Tout l'art, maintenant, étant de maximiser ce facteur d'appui : la portance, tout en réduisant la résistance de l'air au vol qui engendre des pertes plus que substantielles d'énergie, et donc de carburant.

Les ailes constituent le système sustentateur principal de l'avion. Leurs qualités aérodynamiques dépendent essentiellement de leur position par rapport au fuselage et de leurs caractéristiques géométriques (forme, surface, profil). Les concepteurs spécialistes en aérodynamiques, afin de limiter la consommation du carburant, jouent sur la forme géométrique de l'avion pour augmenter leurs performances aérodynamiques. Puisque l'aile représente l'élément le plus essentiel dans l'avion et vu son influence importante sur les coefficients aérodynamiques, il est nécessaire d'étudier sa forme et sa position par rapport au fuselage.

Le présent mémoire a pour objet l'étude et amélioration des performances de l'avion Zlin 142. Pour cela nous allons utiliser le logiciel de calcul numérique « Fluent » pour déterminer les coefficients aérodynamiques sur l'avion Zlin 142 mais avec une aile trapézoïdale de profil NACA23012 à échelle réelle.

Ce travail comporte cinq chapitres et il est développé selon le plan suivant:

- Le premier chapitre étudié à la description de l'avion Zlin 142.
- Le second chapitre est consacré à l'étude théorique de l'aérodynamique.
- Le troisième chapitre présente les méthodes numériques, ainsi une brève représentation du code de calcul SOLIDWORKS, ICEM et FLUENT qu'on travaille avec.
- Le quatrième chapitre présente la simulation numérique,
- Le cinquième chapitre, présente une discussion générale des résultats obtenus représentés sous forme des graphes.

Nous terminons ce travail par une conclusion générale et des perspectives.

---

# CHAPITRE

---

# I

## Description de l'avion Zlin 142

---

---

1

---



---

# CHAPITRE

---

# II

## Etude théorique de l'aérodynamique

---



---

2

---

---

# CHAPITRE

---

# III

## Méthodes numériques appliquées sur l'avion Zlin 142

---

3

---

---

**CHAPITRE**

**IV**

**Simulation Numérique**

---

4



---

# CHAPITRE

---

# V

## Résultats et Interprétations

---

5

---





# Conclusion générale et Perspectives

---





# Introduction générale

---



## Introduction :

Il y a maintenant plus de soixante-dix ans, la firme Zlin fondée en 1934 par Tomas Bata en Tchécoslovaquie, produisait son premier avion. Peu à peu, Zlin s'est taillé une réputation solide dans le domaine des avions légers d'acrobatie et de tourisme. Depuis la fin de la Seconde Guerre mondiale, les avions Zlin sont conçus et fabriqués par Moravan Narodni Podnik à Otrokovice.

### I-1- Caractéristiques générales et destination de l'avion [01] :

L'avion Zlin 142 est un monoplane en porte-à-faux à ailes basses monomoteur avec train d'atterrissage principal et avant fixes. L'unité de propulsion est le moteur d'avion inverse M 337 AK à six cylindres en ligne avec compresseur de suralimentation et l'hélice V 500 A hydrauliquement ajustable avec révolutions constantes.

L'avion Zlin 142 est destiné pour l'entraînement aérien fondamental, pour celui de navigation et pour les vols de tourisme et de sport.

#### I-1-1- Les dimensions de l'avion :

Hauteur :	2,910 m
Longueur :	7,750 m
Envergure :	9,760 m
Aile :	
- Profondeur /constante/	1,420 m
- Montée	6°
- Longueur SAT	1,460 m
- Surface	14,50 m <sup>2</sup>
Ailerons :	
- Déviation en haut	21° ± 1°
- Déviation en bas	17° ± 1°
- Surface 2 x 0,704 m <sup>2</sup>	1,408 m <sup>2</sup>
Volets de courbure :	
- Positions fermé	0°
- Décollage	14° ± 1°
- Atterrissage	37° ± 1°
- Surface 2x0, 704 m <sup>2</sup>	1,408 m <sup>2</sup>
Empennages horizontaux :	
- Déviation du gouvernail de profondeur :	
En haut	30° ± 1°
En bas	27° ± 1°
- Surface du stabilisateur	1,230 m <sup>2</sup>
- Surface du gouvernail de profondeur	1,360 m <sup>2</sup>
Surface totale des empennages horizontaux	2,590 m <sup>2</sup>
Empennages verticaux :	

- Déviations du gouvernail de direction :	
à droite	$30^{\circ} \pm 2^{\circ}$
à gauche	$30^{\circ} \pm 2^{\circ}$
- Surface du profilé de quille	0,540 m <sup>2</sup>
- Surface du gouvernail de direction	0,810 m <sup>2</sup>
- Surface totale des empennages verticaux	1,350 m <sup>2</sup>
Train d'atterrissage :	2,440 m
Empattement	1,750 m
Dimensions des roues :	
- Train d'atterrissage principal	420x150 mm
- Train d'atterrissage avant	350x135 mm
Gonflage des pneus 250 kPa	2,5 kp/cm <sup>2</sup>

### I-1-2- Moteur d'avion M 337 AK :

Diamètre intérieur :	105 mm
Course :	115 mm
Volume total des cylindres :	5,97 litres
Taux de compression :	6,3
Sens de rotation :	à gauche

**Tableau 1.1 : Caractéristiques du moteur de l'avion Zlin 142.**

Régime	Puissance		Révolutions rev/min	Pression d'admission		Note
	KW	K		KPa	At	
décollage max	154±2%	210±2,5%	2750±30	118 ± 1	1,2 ± 0,01	/1/
Permanent max	125±2%	170±2,5%	2600±3%	98±2	1,0 ±0,02	-
tourisme max	103±2%	140±2,5%	2400±3%	90±2	0,92±0,02	/2/
	110max	150 max	2400±3%	90±2	0,92±0,02	/3/
Service de courte durée	132-2%	180±2,5%	2750±30	100±2	1,02±0,02	/4/

Légende relative à la colonne Note:

/1/ Puissance de décollage maximale, le compresseur étant mis en marche avec la limitation de temps max de 5 minutes.

/2/ Puissance de tourisme maximale recommandée en hauteur de 0 m MSA, le compresseur étant mis hors de marche.

/3/ Puissance du tourisme maximale en hauteur de 1 200 m MSA.

/4/ Puissance de service de courte durée, le compresseur étant mis hors de marche avec la limitation de temps max de 5 minutes.

**I-1-3- Hélice V 500 A :**

Nombre de pales : 2

Diamètre de l'hélice : 2000 mm

Sens de rotation : à gauche.

**I-1-4- Remplissage des réservoirs :**Remplissage des réservoirs à carburant :**Tableau 1.2 : Les réservoirs à carburant de l'avion Zlin 142.**

Nom	Classe	
	d'entraînement / U /	Normale / N /
Réservoirs principaux	2 x 60 1	2 x 60 1
Réservoirs additionnels	-	2 x 50 1
Total	120 1	220 1

Remplissage du réservoir à huile :

Remplissage admissible maximum : 12 1

Quantité d'huile minimum : 07 1

**I-1-5- Poids et centrages :**Poids et centrage d'un avion vide :

Poids : 730 kg + 3 %

Centrage :  $21,5 \pm 2$  % SAT.

/SAT - longueur de la corde de référence moyenne/.

Note:

Le poids et le centrage d'un avion vide sont identiques pour les classe U et N.

Poids maximum de décollage et d'atterrissage :**Tableau 1.3 : Le poids maximum de décollage et d'atterrissage de l'avion Zlin 142.**

Classe	Poids	
	maximum de décollage /kg/	Maximum d'atterrissage /kg/
d'entraînement / U /	1000	1000
normale / N /	1300	1280

**I-2- Inscriptions importantes sur l'avion :***Tableau 1.4 : Inscriptions importantes sur l'avion Zlin 142.*

Texte	Situation de l'inscription
Carburant min: 78 oct.60 1 attention! ne pas ouvrir la vanne s'il y a du carburant dans les réservoirs additionnels.	Goulots de remplissage des réservoirs à carburant principaux /sur les deux ailes.
Carburant min: 78 oct. 50 1 attention! vide au cas des vols (acrobatiques).	Goulots de remplissage des réservoirs à carburant additionnels /sur les deux ailes/.
Huile - 12 l	Capot de moteur gauche.
Ne pas pousser ici !	Partie supérieure des ailerons et volets de courbure.
Ne pas marcher ici !	Bord d'attaque auprès de la racine des deux ailes, volets de courbure auprès du fuselage
Ne pas lever ici!	Le stabilisateur.
Appuyer ici! Appuyer ici ! 28 V, 150 A	Le fuselage. - Derrière la paroi pare feu en bas. - sous la surface de quille /derrière le couple/. - Prise de courant de la source extérieure.
AMG-10; 400 kpa (4 kp/ cm <sup>2</sup> ) Pneu 250 kpa (2,5 kp/cm)	Amortisseur du train d'atterrissage avant.
Remplir les freins par le mélange à freins AMG-10 Pneu 250 kpa (2,5 kp/cm <sup>2</sup> )	Ressort du train d'atterrissage principal.

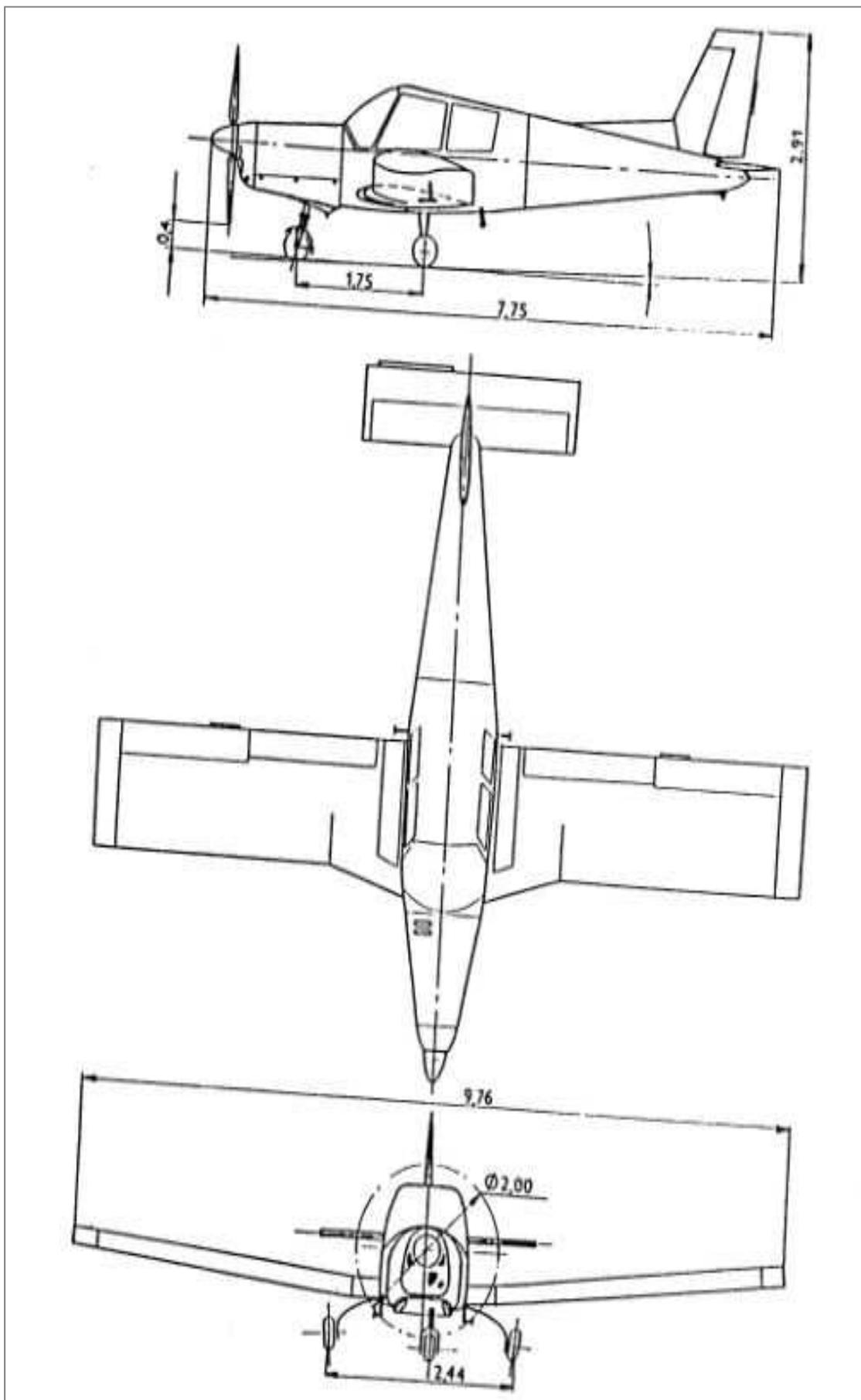
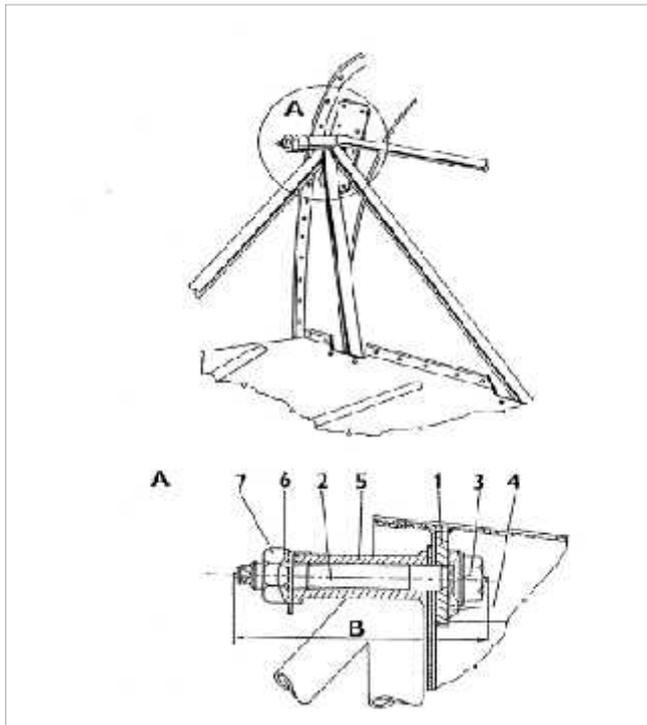


Figure 1.1 : Le schéma de l'avion Zlin 142.

### I-3- Description technique :

#### I-3-1- Fuselage :

Est de construction mixte. La partie porteuse centrale est de construction en treillis, soudée à partir des tubes en acier et couverte d'un capot fait de laminassions en verre. La partie arrière est une semi-coque. Le raccordement de la partie arrière du fuselage avec le squelette du fuselage est fait par des vis.



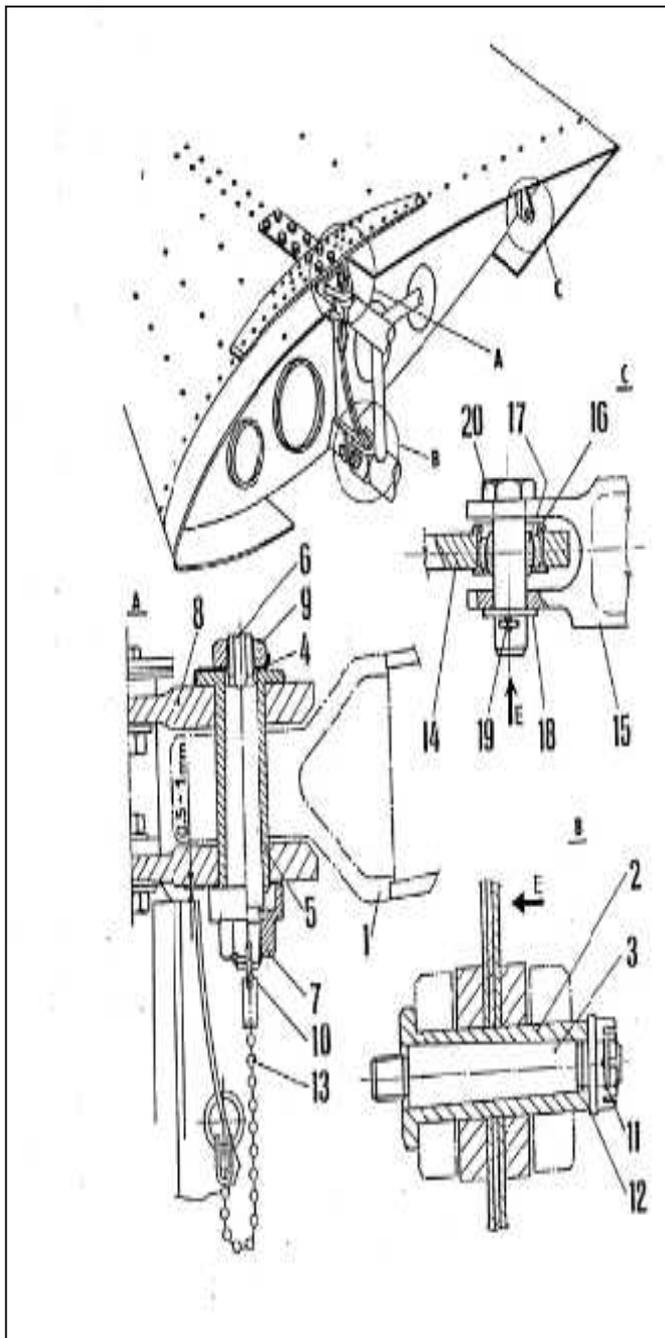
A-Détail de la suspension d'en haut.  
B-Longueur de la tige serrée : la tige est serrée afin qu'on atteigne la précontrainte nécessaire. La précontrainte se mesure selon la prolongation de la tige ; la longueur /B/ est notée à propos des tiges individuelles dans le protocole de nivellement.

1. Suspension de la partie arrière du fuselage.
2. Tige de la suspension.
3. Support sphérique.
4. Rondelle de sûreté.
5. Douille de la suspension du squelette de fuselage.
6. Rondelle de sûreté.
7. Ecou.

*Figure 1.2 : Raccordement de la partie arrière du fuselage avec le squelette du fuselage.*

#### I-3-2- Aile :

Est toute en acier avec poutre principal et auxiliaire. L'aile est raccordée avec le fuselage moyennant les boulons selon la *Figure 1.3*. La construction de l'aile est divisée près le fuselage. La projection horizontale est rectangulaire. L'aile est couverte de tôle de duralumin couverte d'aluminium. Les volets de courbure et les ailerons sont en forme de fente, tous en acier, de dimensions identiques.



A-Suspension d'en haut de l'aile.

B-Suspension d'en bas de l'aile.

C-Suspension arrière de l'aile.

E-Direction du vol.

1-Suspension d'en haut de l'aile sur la poutre de la partie centrale.

2-Douille sectionnée de la suspension d'en bas.

3-Boulon conique de la suspension d'en bas.

4-Rondelle de sûreté.

5-Douille sectionnée de la suspension d'en haut.

6-Boulon conique de la suspension d'en haut.

7-Ecrou d'en bas du boulon conique.

8-Monture inférieure de l'aile.

9-Ecrou d'en haut du boulon conique.

10-Epingle de sûreté.

11-Goupille fendue.

12-Ecrou.

13-Chaîne.

14-Poutre arrière de l'aile.

15-Suspension arrière de l'aile de fuselage.

16-Douille du palier.

17-Palier de joint.

18-Support.

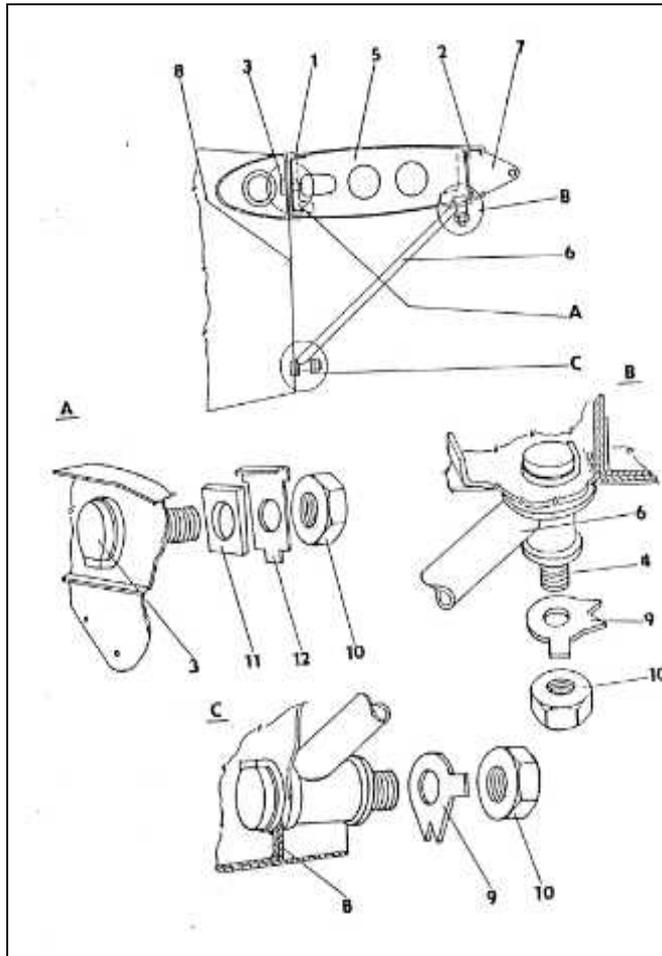
19-Goupille fendue.

20-Boulon de la suspension arrière.

*Figure 1.3 : Raccordement de l'aile avec le fuselage.*

### I-3-3- Empennage :

Les empennages sont autoporteurs, de construction tout en acier, couverts de tôle de duralumin. Les gouvernails sont balancés partiellement du point de vue matériel et aérodynamique. Le raccordement du stabilisateur avec la partie arrière du fuselage se voit sur la *Figure 1.4*. Le gouvernail de profondeur a une surface stabilisatrice d'allègement. Le gouvernail de direction à une surface stabilisatrice fixe.



A-Raccordement de la poutre avant du stabilisateur près du fuselage.

B-Raccordement du montant et du stabilisateur dans la suspension arrière.

C-Fixation des montants du stabilisateur dans le fuselage.

1-Poutre avant du stabilisateur.

2-Poutre arrière du stabilisateur.

3-Boulon ajusté de la fixation d'en haut avant.

4-Boulon ajusté du raccordement du stabilisateur avec le montant.

5-Nervure du stabilisateur.

6-Montants du stabilisateur.

7-Suspension centrale du gouvernail de profondeur sur le stabilisateur.

8-Couple de fuselage.

9- Rondelle de sûreté.

10-Ecrou.

11-Support.

12-Rondelle de sûreté.

*Figure 1.4 : Suspensions du stabilisateur.*

### I-3-4- Commandes de vol :

Les commandes de l'avion sont doubles. Elles comprennent les commandes du gouvernail de profondeur et des ailerons, du gouvernail de direction, de la roue avant, les commandes des volets de courbure et des surfaces stabilisatrices. Les commandes manuelles fonctionnent par manivelles, les commandes de pied fonctionnent par pédales comprenant les freins des roues principales. Les commandes de profondeur et les gouvernes de gauchissement fonctionnent par tiges, la commande de direction est contrôlée avec les tiges et les câbles. Les commandes de la roue avant sont raccordées aux commandes de direction. Les commandes des volets de courbure et des surfaces stabilisatrices sont mécaniques. Pendant le stationnement de l'avion, on peut assurer les commandes manuelles par le cliquet d'arrêt qui se trouve sous le tableau d'appareils contre la manivelle de commande de gauche. On commande les volets de courbure par la manivelle située entre les sièges. Les volets de courbure ont 3 positions d'arrêt: fermée, décollage, atterrissage. On commande les arrêts par un bouton sur la manivelle. Les volets de courbure sortent quand la manivelle se lève.

### I-3-5- Equilibrage :

L'avion est pourvu de l'équilibrage longitudinal et de direction. Les roues de commande avec les indicateurs de position centrale se trouvent sur le panneau entre les sièges. On commande l'équilibrage longitudinal par une roue qui tourne autour d'un axe de rotation horizontale.

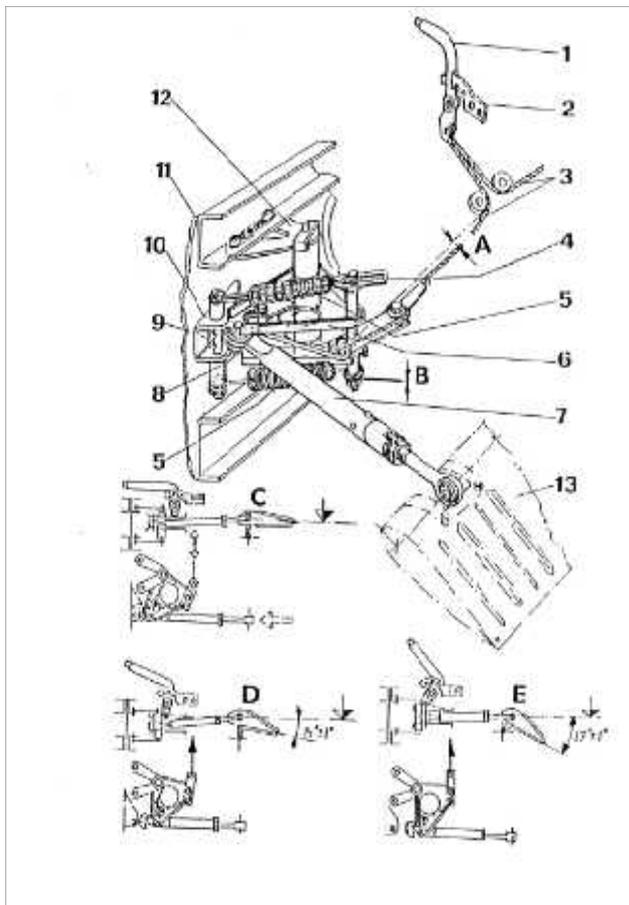
Les forces dans les commandes du gouvernail de profondeur sont équilibrées de manière aérodynamique.

Rotation de la roue de commande : En avant : l'avion sera lourd en avant.

En arrière : l'avion sera lourd en arrière.

L'équilibrage de direction est commandé par une roue avec l'axe de rotation verticale.

Les forces dans les commandes de pied sont équilibrées par les ressorts.



A-Jeu du câble 6-10 mm.

B-Jeu axial de 0,5 mm environ.

C-Volets de courbure en position FERMÉE.

D-Volets de courbure en position DÉCOLLAGE.

E-Volets de courbure en position ATERRISSAGE.

1-Manivelle des volets.

2-Segment.

3-Câble.

4-Tige de butée.

5-Ressort de traction.

6-Manivelle.

7-Tige de traction.

8-Ressort.

9-Came.

10-Console /sur la poutre de l'aile/.

11-Poutre de l'aile.

12-Suspension de manivelle /sur la bande supérieure et inférieure de la poutre de l'aile/.

13-Volet de courbure.

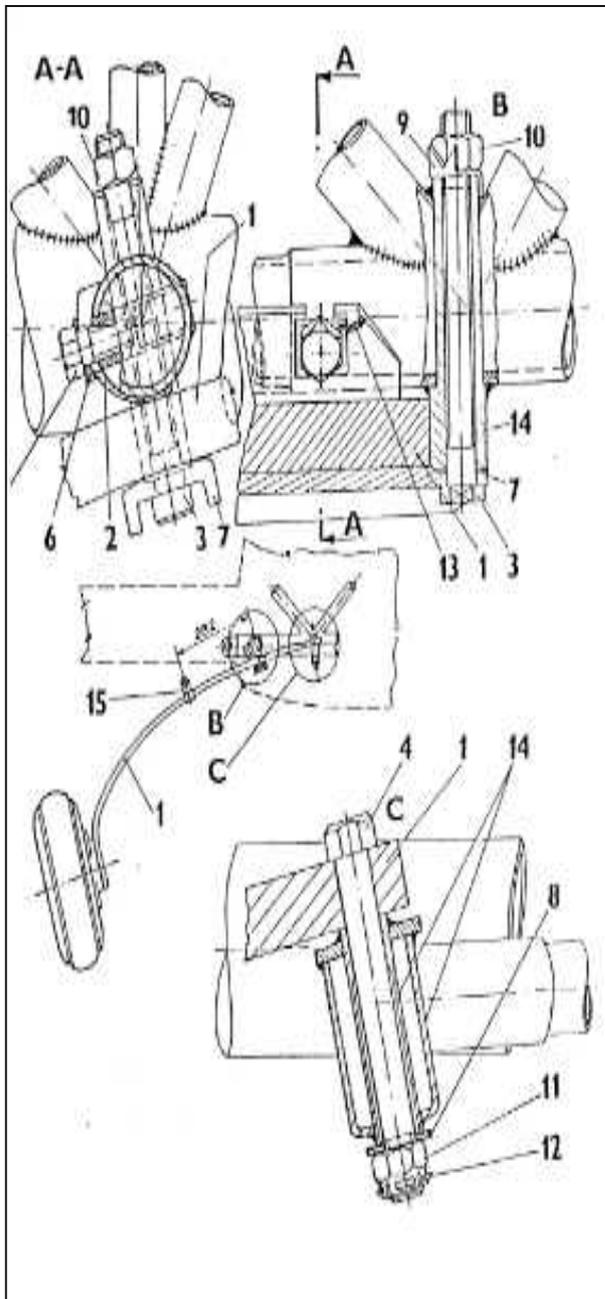
*Figure 1.5 : Commande des volets de courbure.*

### I-3-6- Dispositif d'atterrissage :

Est composé de trois roues et du train d'atterrissage avant. Le train d'atterrissage principal est fait des ressorts plats en acier fixés sur la poutre de la partie centrale.

Les roues du train d'atterrissage sont pourvues de frein hydrauliques de disque avec définition automatique du jeu. Les patins des freins situés sur les pédales des commandes de pied commandent indépendamment les freins des roues du train d'atterrissage principal.

Pour assurer la fonction correcte des freins, la désaération du système entier des freins est nécessaire. Le frein de stationnement commande les freins des deux roues du train d'atterrissage principal au même temps.



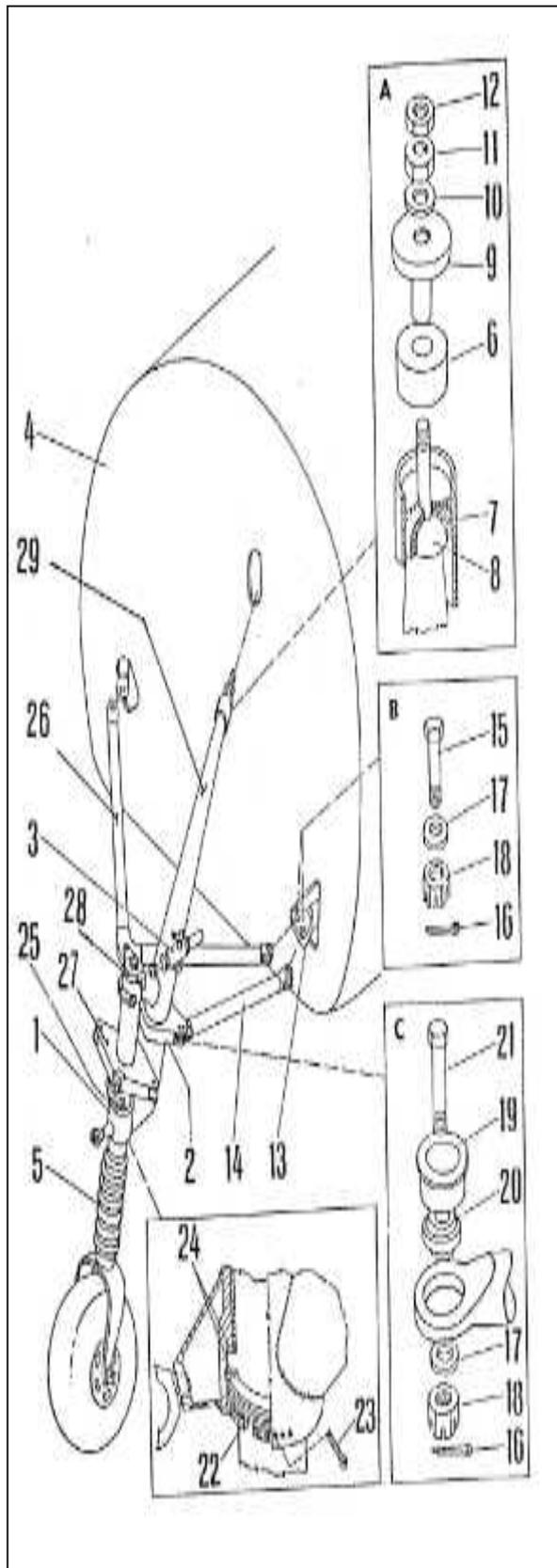
1. Jambe du train d'atterrissage.
2. Entretoise de rappel /pour déterminer le jeu entre le squelette du fuselage et la jambe du train d'atterrissage/.
3. Tiges pour fixer la bague de serrage.
4. Tige de fixation de la jambe du train d'atterrissage.
5. Vis fixant l'entretoise de rappel.
6. Rondelle avec surface de contact de forme cylindrique.
7. Bague de serrage de la jambe du train d'atterrissage.
8. Support.
9. Rondelle de sûreté.
10. Ecou.
11. Ecou à créneaux.
12. Goupille fendue.
13. Assurance des vis /cordelette/.
14. Squelette du fuselage.
15. Douille de l'interrupteur de l'indicateur du décrochage /seulement a la jambe droite du train d'atterrissage/.

A-A Section dans le lieu de la vis qui tient l'entretoise de rappel.

B-Lieu de fixation de la jambe du train d'atterrissage.

C-Lieu d'incorporation de la jambe du train d'atterrissage.

*Figure 1.6 : Raccordement du train d'atterrissage principal.*



A-Détail du raccordement supérieur du train d'atterrissage avant.

B-Ancrage des montants du train d'atterrissage avant avec le fuselage.

C-Ancrage des montants du train d'atterrissage avant avec le porte-raccordement du train d'atterrissage.

1-Amortisseur hydropneumatique.

2-Porte-fixation du train d'atterrissage.

3-Amortisseur des vibrations latérales.

4-Paroi pare-feu.

5-Couverture de cuir.

6-Amortisseur de caoutchouc.

7-Douille du joint.

8-Joint de la fixation supérieure du train d'atterrissage sur le porte-train d'atterrissage.

9-Couvercle d'appui de l'amortisseur.

10-Support.

11-Ecrou.

12-Ecrou de sûreté.

13-Suspension sur le squelette du fuselage.

14-Montant de la fixation du train d'atterrissage avant.

15-Boulon ajusté.

16-Goupille fendue.

17-Support.

18-Ecrou à créneaux.

19-Douille de bordure.

20-Palier à joints.

21-Boulon ajusté.

22-Ecrou.

23-Goupille fendue.

24-Anneau axial.

25-Bourrage.

26-Montant double.

27-Douille des commandes de vol.

28-Douille.

29-Fixation de l'amortisseur.

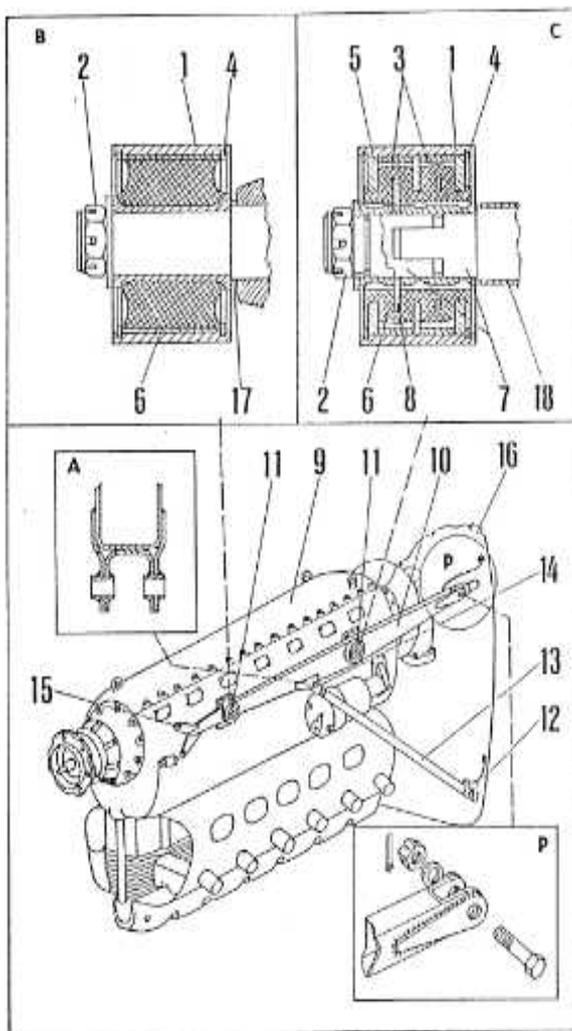
**Figure 1.7 :** Raccordement du train d'atterrissage avant.

Le train d'atterrissage avant a un amortisseur hydropneumatique et un amortisseur des vibrations latérales. La roue est gouvernable par les pédales des commandes de pied.

### I-3-7- Unité de propulsion :

Le moteur M 337 AK est un moteur inverse quatre-temps à piston et six cylindres en ligne, refroidi par l'air, de rotation à gauche avec distribution par soupapes et arbre à cames sur les culasses, avec injection de carburant à pression basse dans l'espace avant les soupapes d'admission. Le moteur n'a pas de réducteur, dispose d'un compresseur de remplissage et convient aux vols acrobatiques et sur le dos.

On commande le moteur moyennant les tiges de traction de l'admission, la manivelle de la richesse du mélange et la tige de traction du compresseur. Les tiges de traction de l'admission /droite et gauche/ commandent l'ajustage du clapet d'étranglement du moteur. En ajustant la manivelle de la richesse du mélange, on influence la richesse du mélange admis. Le compresseur de remplissage s'ouvre ou se ferme par la tige de traction du compresseur. On commande les révolutions de l'hélice par une tige de traction.



A- Section du lieu de disposition de la fin d'en haut du montant.

R- Section de l'amortisseur avant.

C- Section de l'amortisseur arrière.

P- Ancrage dans le fuselage de la poutre du lit de moteur.

1- Douille du lit d'amortisseur.

2- Ecrou.

3- Bagues d'écartement.

4- Anneau de sûreté.

5- Anneau d'amortisseur extérieur.

6- Caoutchouc de l'amortisseur.

7- Cales métalliques avec talon de front.

B- Anneau intérieur.

9- Moteur.

10- Poutre principal du lit de moteur.

11- Boulons de suspension du moteur.

12- Boulon de suspension du montant vers le fuselage.

13- Montant du lit de moteur.

14- Œillet ajustable du montant.

15- Collier du capot avant du moteur.

16- Paroi pare-feu.

17- Entretoise de rappel.

18- Entretoise de rappel.

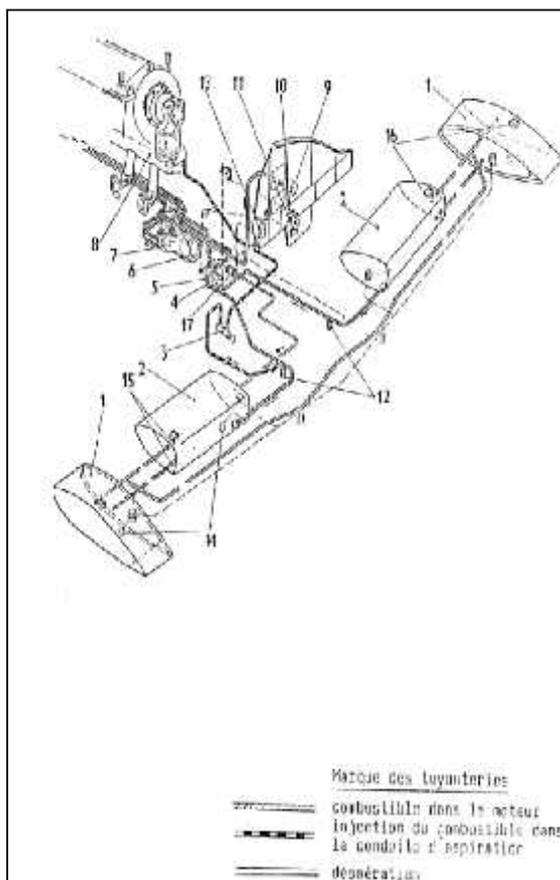
Figure 1.8 : Disposition du moteur.

### I-3-8- Système de carburant :

On fournit le carburant dans le moteur par la pompe qui fait, partie du moteur. Les réservoirs à carburant principaux se trouvent dans les ailes, il y a des réservoirs additionnels aux bouts des ailes. A partir des réservoirs, on amène le carburant vers le robinet à carburant d'où il procède à travers le filtre à la pompe d'injection du moteur. Moyennant le robinet à carburant, on ouvre, si besoin est, l'alimentation du carburant, indépendamment à partir des réservoirs de gauche ou de droite et on ferme le système de carburant. On commande le robinet à carburant par manivelle située sur le panneau entre les sièges. L'état du carburant est indiqué par l'indicateur quadruple situé sur le tableau de bord.

La pompe d'alimentation à main sert à remplir le système de carburant avant de mettre en marche le moteur. Elle est située en commun avec le filtre de carburant sur le devant de la paroi pare-feu et est commandée par la tige de traction sur le panneau sous le tableau de bord.

Pour l'injection du carburant dans la tuyauterie d'aspiration du moteur lors de la mise en marche on utilise une pompe d'injection à main, située dans la partie gauche de la cabine sous le tableau de bord.



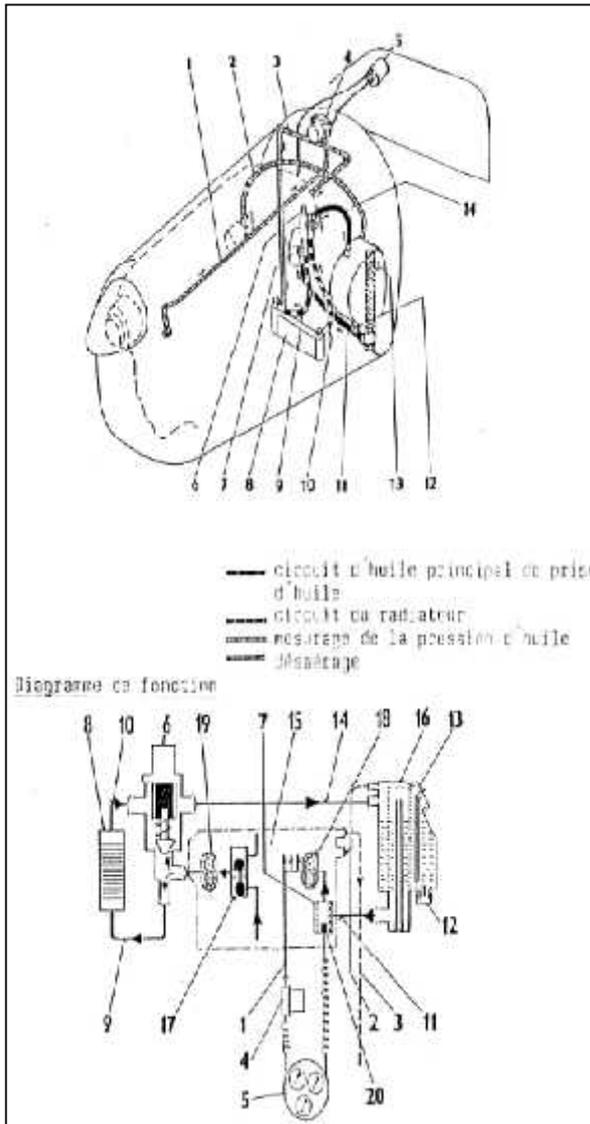
- 1-Réservoir à carburant additionnel.
- 2-Réservoir à carburant principal.
- 3-Pompe d'injection à main.
- 4-Robinet de carburant.
- 5-Filtre de carburant avec pompe d'alimentation /d'inondation/.
- 6-Désaération de la pompe d'injection.
- 7-Pompe d'injection /sur le moteur/.
- 8-tuyauterie d'aspiration du moteur.
- 9-Indicateur de la pression du carburant.
- 10-Commande du robinet de carburant.
- 11-Commande de la pompe d'alimentation /d'inondation/.
- 12-Vidange de carburant.
- 13-Indicateur quadruple de la jauge de carburant.
- 14-Organe émetteur flottant de la quantité de carburant dans le réservoir.
- 15-Soupape sphérique.
- 16-Ouvertures de remplissage.
- 17-Soupape de retenue.

**Figure 1.9 :** Système de carburant.

### I-3-9- Système de lubrification :

À partir du réservoir à huile, l'huile est aspirée, de réservoir au filtre d'entrée du moteur, à la pompe de pression du moteur. Après avoir graissé les paliers, elle descend au collecteur, d'ici elle est aspirée à travers la soupape sphérique par la pompe d'aspiration et retourne au réservoir à travers la soupape thermostatique de sûreté et le réfrigérant. Les deux pompes font partie du moteur.

Le réservoir à huile est situé sur la partie avant de la paroi pare-feu et est accessible après avoir ôté le capot gauche latéral du moteur.



- 1- Tuyau vers l'émetteur de la pression d'huile.
- 2- Désaération du réservoir à huile.
- 3- Tube de désaération de l'armoire de moteur.
- 4- Emetteur de la pression d'huile.
- 5- Indicateur triple.
- 6- Soupape thermostatique de sûreté.
- 7- Armoire du filtre d'entrée du moteur.
- 8- Réfrigérant de l'huile.
- 9- Tuyau d'alimentation de l'huile au réfrigérant de l'huile.
- 10- Tuyau de sortie de l'huile du réfrigérant.
- 11- Tuyau de prise de l'huile du réservoir.
- 12- Soupape d'évacuation.
- 13- Tubulure de remplissage du réservoir à huile.
- 14- Tuyau d'huile condensant du moteur au réservoir.
- 15- Moteur.
- 16- Réservoir à huile.
- 17- Soupape sphérique de tombée.
- 18- Pompe d'entrée /à pression/ de l'huile.
- 19- Pompe de sortie /à aspiration/ de l'huile.
- 20- Capteur du thermomètre.

*Figure 1.10 : Système de lubrification.*

**I-3-10- Cabine :**

La cabine de l'avion offre un confort et une vue suffisants au cours du vol, permet de commander de manière commode l'avion et le moteur, l'hélice et l'équipement. La cabine est pourvue d'un tableau de bord, des tableaux de commande, d'un système de direction et de commande, de ventilation et chauffage, des sièges du pilote et des passagers. Si le client exprime un désir spécial, on monte à côté du siège gauche un extincteur de bord. Pour la montée et la descente, on se sert des marchepieds et des surfaces déterminées sur les ailes.

La porte de la cabine possède un dispositif de rejet de secours. Il y a une cale qui assure la porte de la cabine en position ouverte. Au cours du stationnement de l'avion, on peut fermer la porte de la cabine à clé.

**I-3-11- Tableau de bord :**

Le tableau de bord se compose du cadre porteur et de deux panneaux sur lesquels il y a des appareils de bord et les masques de couverture.

Le panneau gauche, sur lequel se trouvent les appareils de vol et de navigation, est pourvu des ressorts de quatre amortisseurs. Sur le panneau droit, il y a des appareils de moteur et sur commande du client ; l'armoire de la station d'aéronef et du récepteur de navigation; le panneau est pourvu de quatre cale-ressorts cylindriques. Pendant, le démontage des panneaux on quitte les masques de couverture /chacune d'eux est fixée par quatre vis/, on dévisse le vis de fixation aux coins des panneaux et on ôte les panneaux.

**I-3-12- Panneaux de commande :**

Dans la cabine de l'avion, il y a trois panneaux de commande :

A / Sur le panneau situé dans la partie inférieure du tableau de bord, il y a l'interrupteur principal, le levier de la soupape de carburant, la tige de l'extincteur et du commutateur de commande du moteur, c'est-à-dire, le bouton du démarreur, le commutateur magnétos, la commande de la correction et la tige du gaz.

B / Sur le panneau situé sous le tableau de bord il y a la tige de la pompe d'alimentation /d'inondation/, la tige de commande du compresseur et la tige de commande de l'hélice. Sur commande du client on monte la tige du frein de stationnement et la commande du chauffage. Au-dessous de ce panneau, il y a la tige de commande du compresseur et la tige de commande de l'hélice.

C / Sur le panneau central, entre les sièges, sont placés les interrupteurs des circuits électriques, lampe témoin du chauffage de la tuyère Pitot et les capteurs de la pression d'attaque, les équilibrages longitudinal et de direction et le levier des volets de courbure. Sur le côté droit du panneau, il y a deux fusibles de la lampe témoin du générateur. Les avions pourvus des dispositifs de remorquage des planeurs ont sur le panneau central un interrupteur de coupage du câble de remorquage.

Si l'avion est pourvu du VA-mètre et de l'éclairage, il y a sur la partie droite du panneau central aussi deux coupe-circuits du VA-mètre en coupe circuit de l'éclairage de la cabine, les gradateurs de lumière du tableau de bord sont montés sur le devant de ce panneau-ci.

### **I-3-13- Sièges et ceintures de fixation :**

#### **Sièges :**

Les sièges d'avant sont ajustables en quatre positions dans les quelles ils sont arrêtés. Le dispositif de blocage est commandé avec la poignée située au-dessous de la partie d'avant des sièges - en levant la poignée on libère le siège pour son réajustage. Les dossiers des sièges d'avant sont\_basculants pour faciliter l'accès aux sièges arrière. L'inclinaison du dossier est réglable aux trois positions à l'aide d'une roue à main qui commande l'excentrique en arrière près du siège. Les sièges arrière sont fixes.

#### **Ceintures de fixation :**

Tous les sièges sont pourvus des ceintures de fixation. Sur les sièges arrière, il y a des ceintures abdominales de deux parties.

### **I-3-14- Aération et chauffage de la cabine :**

#### **Aération :**

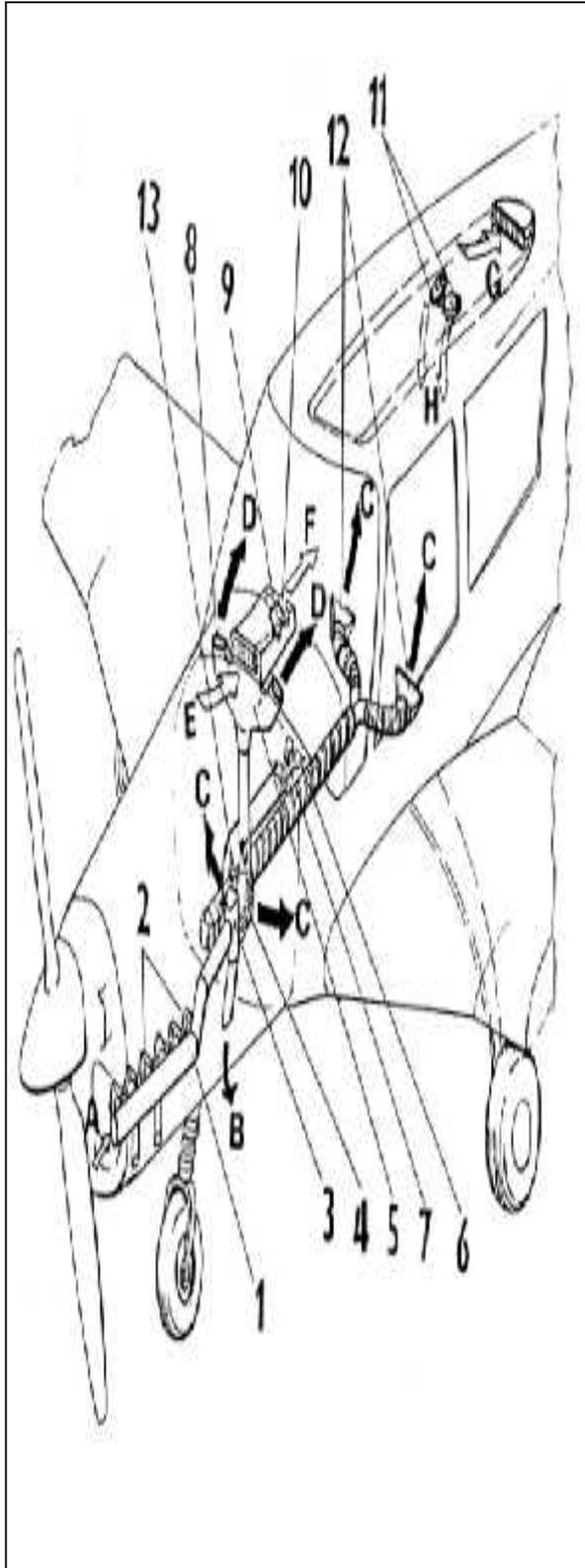
L'air frais est admis à la cabine à travers le tunnel du tableau de bord et à travers la gaine d'aération du plafond. L'admission de l'air par le tunnel du tableau de bord est réglée par deux leviers, situés sur le côté gauche de ce tunnel-ci. On ouvre l'admission de l'air à la cabine avec le levier d'avant et en ajustant convenablement le levier arrière on règle l'admission de l'air sur les têtes de l'équipage et sur le verre avant de la cabine. Si le levier d'avant se trouve dans la position OUVERTE et celui arrière dans la position FERMÉE, l'air frais est admis à l'aide des tuyères sur le verre avant et coule à la partie supérieure de la cabine.

Les passagers sur les sièges arrière peuvent régler l'admission de l'air frais par l'ajustage des volets d'aération sur la gaine d'aération du plafond.

#### **Chauffage :**

Le chauffage de la cabine est réalisé à l'air chaud avec l'échangeur sur les échappements du moteur. L'air échauffé dans l'échangeur est admis à la chambre de répartition sur la paroi pare-feu et conformément à la position du levier il coule à la cabine eu bien il est enlevé au-dessous du fuselage hors de l'avion. Le chauffage est commandé par les leviers situés sur le panneau au-dessous du tableau de bord ; à l'aide du levier supérieur qui commande le clapet dans la chambre de répartition on ferme et on ouvre l'admission de l'air échauffé à la cabine, à l'aide du levier inférieur on commande le clapet situé dans la tuyauterie derrière de la chambre de répartition. Si le levier supérieur se trouve dans la position OUVERTE et celui inférieur dans la position FERMÉE, l'air chaud coule à la cabine sur les pieds de l'équipage et des passagers.

En réajustant le levier inférieur à la position OUVERTE, une partie d'air échauffé coule à la chambre de mélange où est mélangée avec de l'air froid et passe à travers les tuyères sur le verre d'avant et le long du plafond à la partie de derrière de la cabine.



1. Echangeur.
  2. Echappements du moteur.
  3. Chambre de répartition.
  4. Orifices de sortie de l'air chaud sur les pieds de l'équipage sur les sièges d'avant.
  5. Chambre de mélange.
  6. Commande du chauffage /fermé - ouvert/.
  7. Commande de l'admission de l'air chaud à la chambre de mélange /fermé - ouvert/.
  8. Tuyère de sortie de l'air sur le verre d'avant.
  9. Commande de l'admission de l'air froid à la chambre de mélange.
  10. Réglage de l'admission de l'air de a la cabine.
  11. Clapets de sortie de l'air froid vers les sièges de derrière.
  12. Tuyère de sortie de l'air chaud vers les sièges de derrière.
  13. Clapet de réglage de l'admission de l'air chaud vers le sièges de derrière.
- A- Entrée de l'air dans le système de chauffage.  
 B- Evacuation de l'air chaud hors de l'avion /chauffage ferme /.  
 C- Admission de l'air chaud à la cabine sur les pieds de l'équipage et des passagers /chauffage ouvert/.  
 D- Admission de l'air chaud sur le verre d'avant / chauffage ouvert, levier de commande d'admission de l'air chaud à la chambre de mélange ouvert /.  
 E-Entrée de l'air frais dans le tunnel d'aération sur le tableau de bord.  
 F- Admission de l'air à l'espace de la cabine.  
 G- Entrée de l'air frais dans la gaine d'aéragé de plafond.  
 H- Admission de l'air sur les têtes des passagers.

*Figure 1.11 : Aération et chauffage de la cabine.*

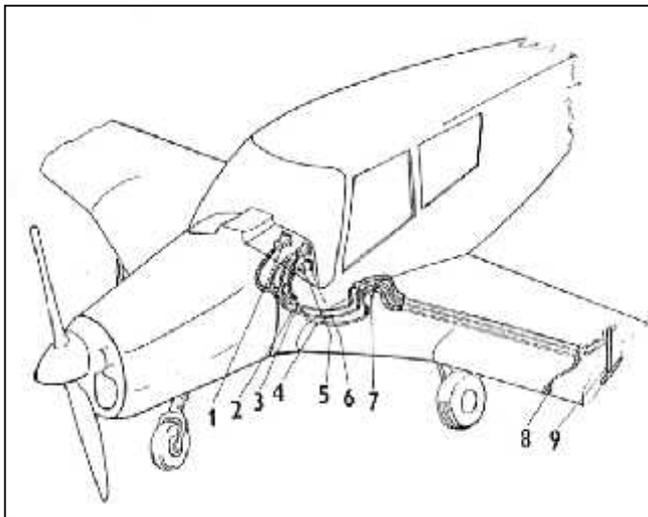
**I-3-15- Dispositif pare-feu :**

Le dispositif pare-feu de l'avion Z 142 se compose:

- 1/ De la paroi pare-feu qui sépare l'espace du moteur de la cellule.
- 2/ De l'extincteur du moteur commandé à partir de la cabine de l'avion.
- 3/ De l'extincteur de bord situé dans la cabine de l'avion auprès du siège gauche.

**I-3-16- Système de pression totale et statique :**

À la tuyère Pitot situé sous l'aile gauche sont raccordés par tuyauterie les appareils de bord à diaphragme, à savoir altimètre, indicateur de vitesse et indicateur de vitesse ascensionnelle. L'indicateur de vitesse est pourvu de signalisation de vitesse de chute. La pression pour la signalisation s'amène par la tuyauterie du capteur de pression d'attaque; le capteur est situé sur le côté inférieur de l'aile gauche près de bord d'attaque. Lors du décrochage de l'avion, un signal d'avertissement sonore retentit.



- 1 – Variomètre.
- 2 - Tuyauterie de la pression totale.
- 3 - tuyauterie de la pression statique.
- 4 - Tuyauterie de la signalisation de la vitesse de chute.
- 5 – Altimètre.
- 6 - Tachymètre.
- 7 - Cuve de condensation.
- 8 - Capteur de la pression d'attaque.
- 9 - Tuyère Pitot.

*Figure 1.12 : Système de pression totale et statique.*

**I-3-17- Système électrique :**

Le système électrique est à un conducteur /pôle positif/, le conducteur de mise à la terre est représenté par le squelette métallique de l'avion /pôle négatif/. Le réseau de courant continu est alimenté par la dynamo située sur le moteur. Une batterie d'accumulateurs accessible après avoir ouvert la couverture droite du moteur sert de source d'énergie électrique de secours.

Pour démarrer le moteur, on recommande d'employer une source extérieure de courant continu /28V/150A/ lequel peut être raccordé au réseau de l'avion par la prise de courant de source extérieure se trouvant du côté gauche du fuselage. La connexion est automatique et assurée contre endommagement, du à l'inversion des pôles. Le système électrique se compose de circuits électrique qui sont protégés et contrôlés. L'interrupteur principal commande tous les circuits à l'exception de l'allumage /on commande les magnétos par le commutateur magnéto/ et l'éclairage de la cabine.

**I-3-18- Protection du système électrique :**

A/ On protège par les coupe-circuits fusibles situés sur le côté droit du panneau entre les sièges la lampe de contrôle du générateur, le VA-mètre et l'éclairage de la cabine.

B/ Le raccordement de la source extérieure est protégé automatiquement par contacteur et diode contre endommagement par l'inversion des pôles.

C/ Les batteries et les autres circuits électriques non mentionnés sous A/ et B/ sont protégés par les interrupteurs automatiques AZD.

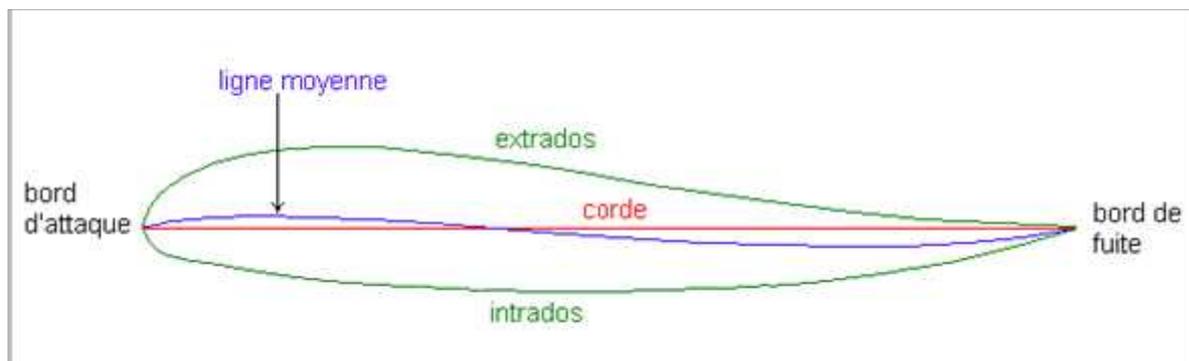
## Introduction :

L'aérodynamique dans le domaine du vol à voile se concentre sur l'étude de la dynamique des fluides, c'est-à-dire l'étude des liaisons entre les forces et les mouvements d'un corps.

La dynamique du vol est donc l'étude des différentes forces qui s'appliquent en vol à l'ensemble **aile+pilote**.

On va se concentrer sur celles qui régissent l'aile, car c'est cela qui permet de comprendre le fonctionnement de l'avion.

## II-1- Le profil d'aile [02]:



*Figure 2.1: Caractéristiques d'un profil d'aile.*

Le profil d'aile est la section de l'aile obtenue par la coupe d'un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion, ses caractéristiques géométriques sont :

- **L'extrados** : C'est la partie supérieure de l'aile qui relie le bord d'attaque au bord de fuite.
- **L'intrados** : C'est la partie inférieure de l'aile qui relie le bord de fuite au bord d'attaque.
- **Le bord de fuite** : C'est le point le plus en arrière du profil où se joignent l'extrados et l'intrados.
- **Le bord d'attaque** : C'est le point le plus en avant du profil où se joignent l'extrados et l'intrados.
- **La ligne moyenne "yc"** : C'est le lieu des points équidistants de l'intrados et de l'extrados. Si le profil est symétrique, la ligne moyenne et la corde du profil sont confondues.
- **La corde du profil (l)** : C'est la droite de référence servant à la définition de la forme du profil, elle est représentée par la droite AF « Figure 2.2 » qui relie les extrémités de la ligne moyenne.
- **L'épaisseur maximum "e"** : C'est la distance maximale entre l'extrados et l'intrados. Elle est représentée en pourcentage de la corde.
- **L'épaisseur relative "h"** : C'est le rapport entre l'épaisseur maximum et la corde de profil, soit :

$$h = \frac{e}{l} \quad (2-1)$$

$h$  : Est représenté en pourcentage de la corde, il permet de classer les profils :

- si  $h < 6\%$  : le profil est dit mince, (avion supersonique).
- si  $6\% < h < 12\%$  : le profil est dit semi-épais, (avion de transport).
- si  $h > 12\%$  : le profil est dit épais.

• **Flèche maximum (ou cambrure maximum) "y"**: C'est la distance maximum entre la ligne moyenne et la corde de profil.

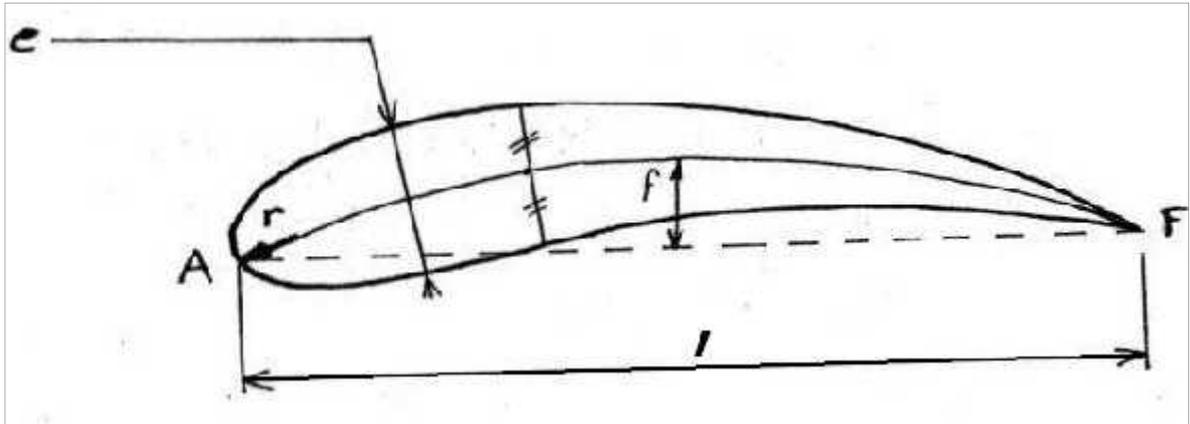


Figure 2.2: Profil d'aile.

• **La courbure relative "C"** : C'est le rapport entre la flèche maximum et la corde du profil.

$$c = \frac{y}{l} \quad (2-2)$$

## II-2- caractéristiques des angles d'une aile :

➤ **Angle d'incidence (  $\alpha$  ) :**

C'est l'angle formé par la corde du profil et la direction du vent relatif.  $\alpha$  est positif lorsque la ligne AF est au dessus de celle du vecteur vitesse.

➤ **Angle de portance nulle (angle de profil  $\alpha_0$ ) :**

C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle. (Pour un profil biconvexe symétrique,  $\alpha_0 = 0$ ).

➤ **Angle de calage (  $\theta$  ) :**

C'est l'angle formé par la corde et l'axe longitudinal de l'avion. Il peut être variable tout le long de l'aile si l'aile est vrillée.

➤ **Dièdre (  $\delta$  ) :**

C'est l'angle que fait le plan des cordes de chaque aile " plan de l'aile " avec le plan horizontal. Il peut être positif ou négatif.

➤ **La flèche ( $\varphi$ ) :**

La flèche de l'aile est l'angle compris entre la ligne du bord d'attaque et la perpendiculaire au plan de symétrie du fuselage.

**II-3- Paramètres Géométrique d'une aile :**

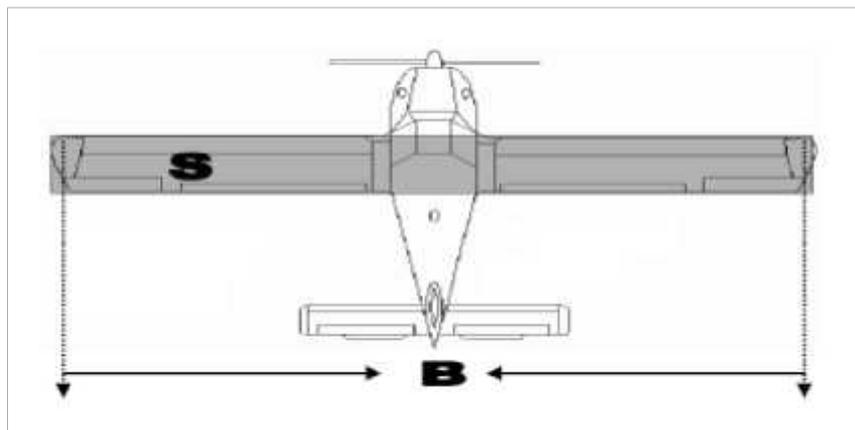
L'aile est caractérisée par les paramètres géométriques principaux suivants:

❖ **Surface alaire (S) :**

La surface alaire (S) est composée des surfaces des 2 demi-ailes et de la surface de fuselage comprise entre les deux. On peut définir également la surface nette de l'aile qui se compose seulement de la surface des demi-ailes.

❖ **L'envergure (B) :**

L'envergure est la distance entre les deux plans tangents aux extrémités de l'aile et parallèles au plan de symétrie.



*Figure 2.3 : La surface de référence et l'envergure.*

❖ **Allongement (  $\lambda$  ) :**

L'allongement est défini par le rapport entre l'envergure et la surface alaire de l'aile :

$$\lambda = B^2/S \quad (2-3)$$

Cette grandeur, sans dimension, joue un rôle important dans l'étude de la traînée induite.

**Remarque :** Ordre de grandeur :

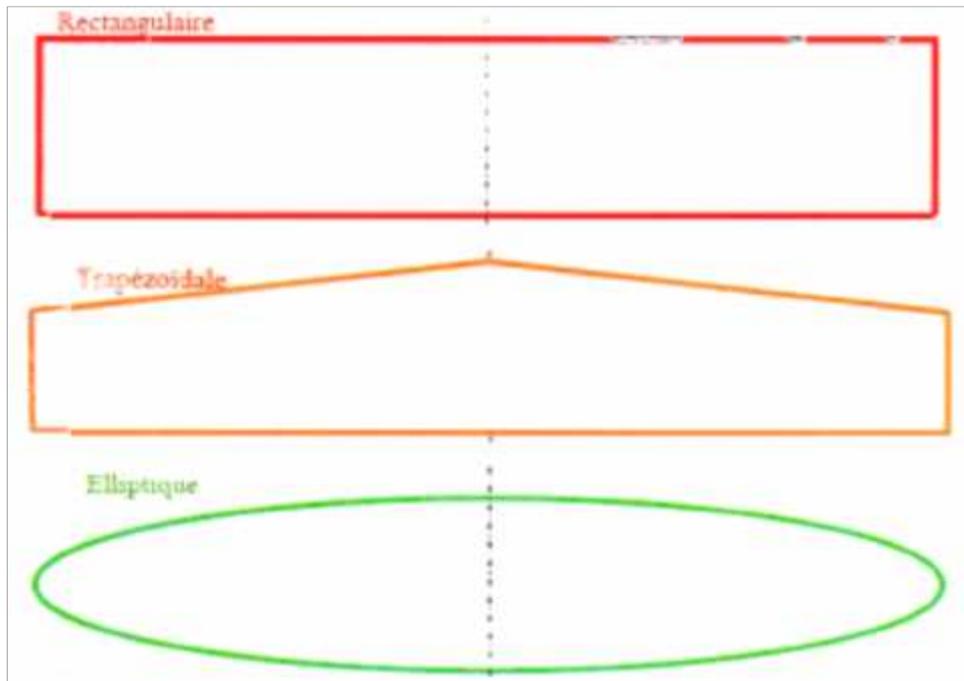
- Pour les planeurs  $\lambda = 20$  à  $22$ .
- Pour les avions classiques  $\lambda = 6$  à  $12$ .
- Pour les avions rapide  $\lambda = 3$  à  $5$ .
- 

❖ **Effilement :**

L'effilement est le rapport entre la corde en extrémité de l'aile et la corde de l'emplanture.

## II-4- Quelques forme d'aile :

L'aile la plus simple, et la plus facile à construire, est une aile dont la forme en plan est rectangulaire, mais son rendement sera meilleur si elle est elliptique. Compte tenu des difficultés de réalisation d'une telle aile, une forme trapézoïdale est un bon compromis.



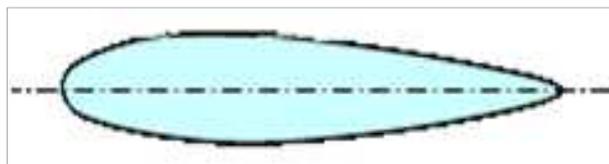
*Figure 2.4 : Quelques formes de l'aile.*

## II-5- Formes géométriques des profils d'ailes [03] :

Il existe un multiple de familles de profils, on connaît à présent des notions d'optimisation qui nous permettent de les classer :

- **Profil biconvexe symétrique :**

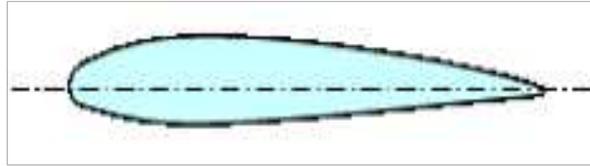
Le profil est biconvexe symétrique si l'intrados et l'extrados du profil sont convexes et symétriques par rapport à la corde, la ligne moyenne du profil et la corde de référence sont confondues ( $f = 0$ ). Ce profil est principalement utilisé pour les empennages verticaux et horizontaux.



*Figure 2.5 : Profil biconvexe symétrique.*

- **Profil biconvexe dissymétrique :**

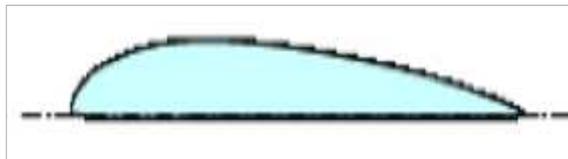
Le profil est biconvexe dissymétrique si la courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. L'écoulement de l'air est ralenti, la portance est optimisée. Ce profil est le plus employé pour les ailes surtout sur les avions de loisir.



*Figure 2.6 : Profil biconvexe dissymétrique.*

- **Profil plan convexe :**

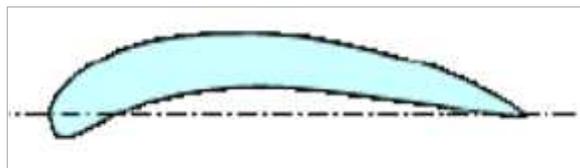
Le profil est plan convexe si l'extrados est convexe et l'intrados est plan. La portance est augmentée et permet alors une plage de vitesse infinie, utilisé surtout pour les parachutes.



*Figure 2.7 : Profil plan convexe.*

- **Profil creux :**

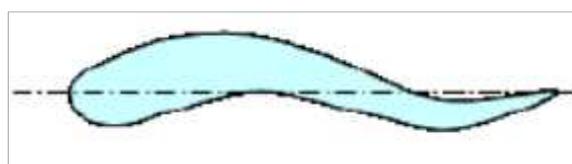
Le profil est creux si l'extrados est concave et l'intrados convexe. L'écoulement d'air est meilleur lorsqu'il est faible, peu de phénomène de décollement et donc de décrochage. Ce profil est généralement utilisé pour les avions destinés au vol lent et les planeurs.



*Figure 2.8 : Profil creux.*

- **Profil à double courbure :**

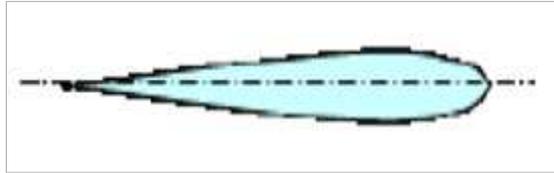
Le profil est à double courbure si la ligne moyenne coupe la corde du profil. Contrairement, aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinale de l'avion, ce profil est auto stable. Mais il est assez peu répandu, et il est utilisé principalement pour les ailes volantes.



*Figure 2.9 : Profil à double courbure.*

• **Profil laminaire :**

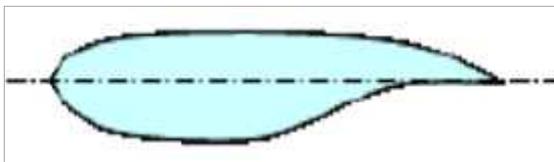
Le profil laminaire est un profil mince, biconvexe symétrique, avec un bord d'attaque à lame de couteau. Il est utilisé principalement pour les avions à grande vitesse puisque son épaisseur est faible. Il n'entraîne pas d'onde de choc importante.



*Figure 2.10 : Profil laminaire.*

• **Profil supercritique :**

Le profil supercritique est un profil épais avec un extrados tendu et une forte courbure au bord de fuite ainsi qu'au bord d'attaque. Il est adapté au vol subsonique rapide (Mach 0,85).



*Figure 2.11 : Profil supercritique.*

**II-6- Désignation des profils d'ailes :**

Au début du vingtième siècle, les méthodes classiques en hydrodynamique ont été appliquées avec succès aux profils d'ailes. Il devenait alors possible de prédire les caractéristiques aérodynamiques pour certaines géométries de profils d'ailes d'une manière théorique. A partir de 1915, les profils suivants ont été développés :

- Profils NACA.
- Profils Göttingen.
- Profils Ritz.
- Profils M. Selig.
- profils M.H.
- profils CLARK .
- Profils H.Q.

**II-6-1- Les profils NACA [04] :**

❖ **NACA 4 chiffres :**

C'est la première famille des profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), et a été développée dans les années cinquante. La distribution d'épaisseur pour les profils NACA 4 chiffres est sélectionnée pour correspondre de près à celle des profils Göttingen et Clark,

- **Le 1<sup>er</sup> chiffre** représente la valeur de la cambrure maximum (flèche max « y ») en pourcentage de la corde.
- **Le 2<sup>ème</sup> chiffre** indique le nombre de dizaine de l'abscisse (*d*) de la cambrure maximum le long de la corde à partir du bord d'attaque.

- *Les deux derniers chiffres* donnent l'épaisseur maximum ( $e$ ) en pourcentage de la corde.

❖ **NACA 5 chiffres :**

Du fait que la forme de la ligne moyenne utilisée pour les profils NACA 4 chiffres n'était pas convenable pour les positions extrêmes en avant de la cambrure maximale, une nouvelle série de lignes moyennes a été développée correspondant aux profils NACA 5 chiffres.

- *Le 1<sup>er</sup> chiffre* donne le coefficient de portance idéal :  $C_z$  qui est le coefficient de portance à l'angle d'attaque usuel du vol en palier compris habituellement entre  $2^\circ$  à  $3^\circ$  ;

La plupart de ces profils ont une courbure relative de 2% et il existe en fait une certaine relation entre le coefficient de portance idéal et la courbure relative.

Cette relation peut parfois amener à une confusion sur le sens réel du premier chiffre, «on admet que le premier chiffre indique la courbure relative».

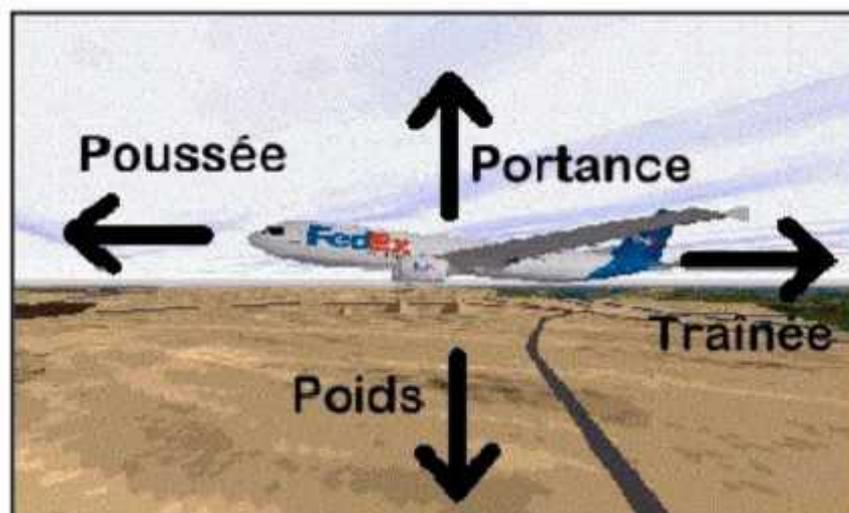
- *Le 2<sup>ème</sup> et le 3<sup>ème</sup> chiffre* représente le double de l'abscisse de la flèche maximum en pourcentage de la corde.
- *Le 4<sup>ème</sup> et le 5<sup>ème</sup> chiffre* donne l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.

❖ **NACA 6 chiffres :**

- *Le 1<sup>er</sup> chiffre* c'est le numéro de la série.
- *Le 2<sup>ème</sup> chiffre* est la position du point de pression minimal en dixièmes de la corde.
- *Le 3<sup>ème</sup> chiffre* étendu en dixièmes de  $C_z$  de part et d'autre du  $C_{zi}$  de la bosse laminaire.
- *Le 4<sup>ème</sup> chiffre* valeur du  $C_z$  maxi en dixièmes (0,6).
- *Les deux derniers chiffres* sont l'épaisseur relative exprimée en % de la corde.

**II-7- Les forces aérodynamiques [05] :**

La Physique d'un avion en vol peut se résumer par l'équilibre de quatre forces opposables deux à deux comme le montre l'image ci-dessous :



*Figure 2.12 : Les forces exercent sur l'avion.*

Ces quatre forces agissent deux par deux. La portance (en fait la somme de toutes les forces qui s'exercent vers le haut) s'oppose au poids (ou plus exactement la somme de toutes les forces dirigées vers le bas) et la poussée s'oppose à la traînée. On admet que les quatre forces en vol s'exercent en un point unique appelé centre de gravité.

### II-7-1- Le poids (la gravité) :

C'est une force verticale dirigée de haut en bas, appliquée au centre de gravité et l'intensité :

$$P = m.g \quad (2-4)$$

Où

P : poids en newton (N).

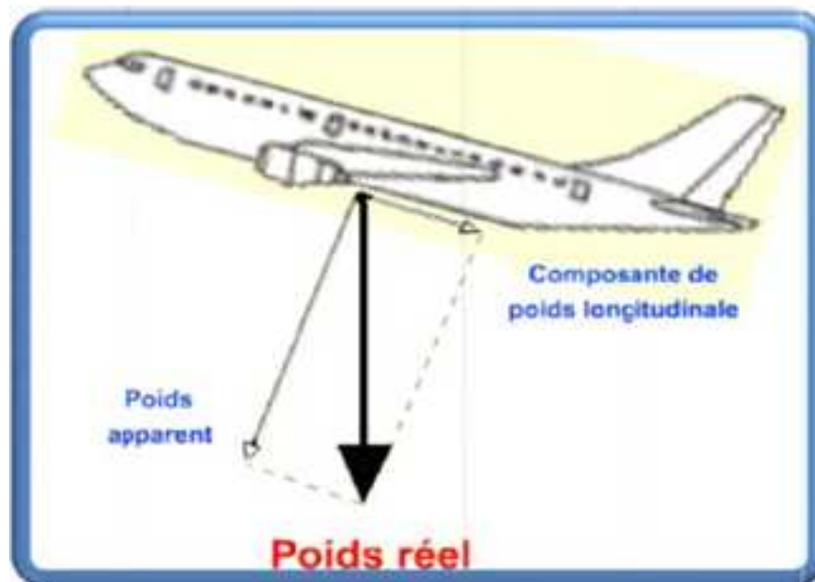
m : masse en kg.

g : accélération de la pesanteur en  $m/s^2$  (9,81  $m/s^2$ ).

C'est une force qui agit sur la masse totale de l'avion ; elle s'applique en un point « le centre de gravité » ; elle est dirigée vers le centre de la terre et s'exprime en Newton.

C'est contre cette force que l'aéronef doit lutter pour s'élever dans les airs. Pour que l'altitude soit constante, il faut que la valeur de la portance soit égale à celle du poids.

Le poids joue aussi un rôle dans le choix des matériaux et dans la structure de l'avion car la voilure et le fuselage subissent des efforts importants.



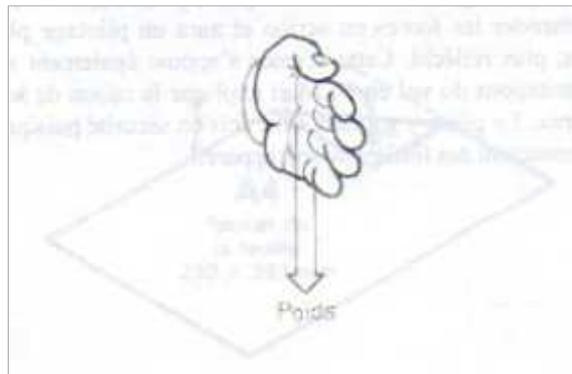
*Figure 2.13 : Poids de l'avion.*

## II-7-2- Notion de portance et de traînée :

### A- L'expérience de la main à la portière d'une voiture :

Comme l'oiseau, l'avion est plus lourd que l'air, pour qu'il vole, il faut faire apparaître une force capable de s'opposer à son propre poids. Pour comprendre l'origine de cette force, installez vous dans une voiture un jour où le vent ne souffle pas.

La voiture étant à l'arrêt, si vous sortez la main par la fenêtre elle a naturellement tendance à tomber et vous ne ressentirez rien de spécial.

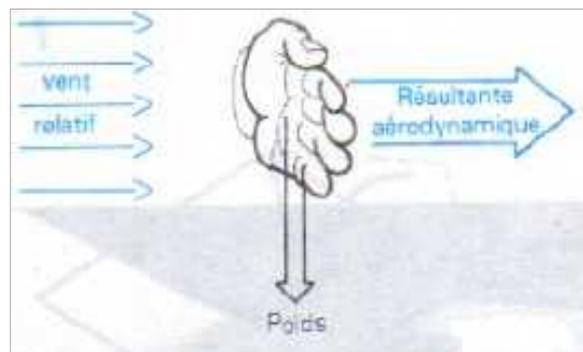


*Figure 2.14 : Expérience de la main.*

Lorsque la voiture commence à rouler vous ressentez un courant d'air sur la main du à la vitesse du véhicule. Vous ressentiriez exactement la même chose si la voiture était arrêtée et s'il soufflait un vent de face assez fort.

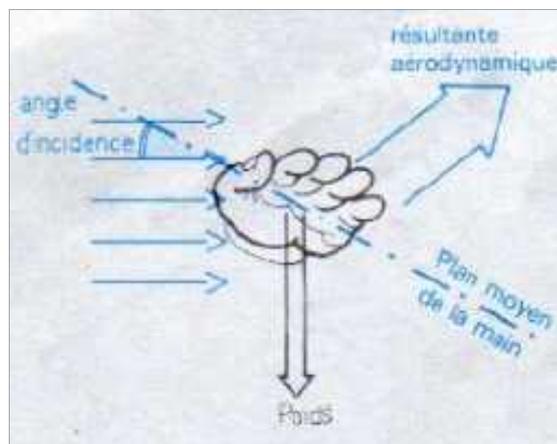
Du point de vue aérodynamique, les deux cas sont parfaitement similaires : l'effet ressenti sera le même que ce soit la main entraînée à la vitesse de la voiture qui rencontre de l'air immobile ou d'une main immobile qui reçoit un courant d'air de même vitesse. Ce mouvement relatif à l'air par rapport à l'objet s'appelle **le vent relatif**.

Par la fenêtre de la voiture placez la main perpendiculairement au vent relatif au fur et à mesure que la vitesse augmente vous ressentez une force de plus en plus grande qui tire votre bras vers l'arrière cette force aérodynamique s'appelle **la résultante aérodynamique**.



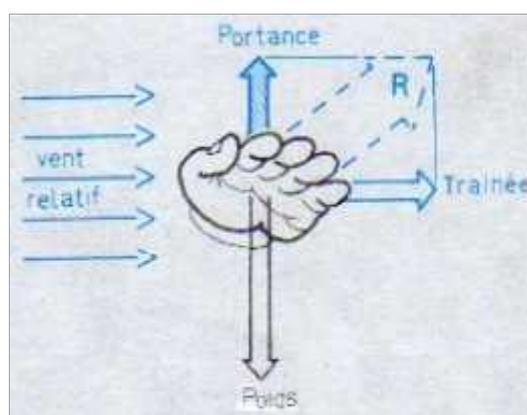
**Figure 2.15 : Expérience de la main avec R.**

Maintenant pivoter la main la paume vers le sol l'arrière légèrement relevé, l'angle que forme le plan moyen de la main avec le vent relatif s'appelle **l'angle d'incidence**.

**Figure 2.16 : Expérience de la main avec l'angle d'incidence ( ).**

Vous ressentez alors une force qui non seulement vous tire le bras vers l'arrière, mais tend également à le soulever en créant avec la main un angle d'incidence assez faible avec le vent relatif, vous avez modifié l'orientation de la résultante aérodynamique et on peut maintenant la décomposer en deux parties (forces) :

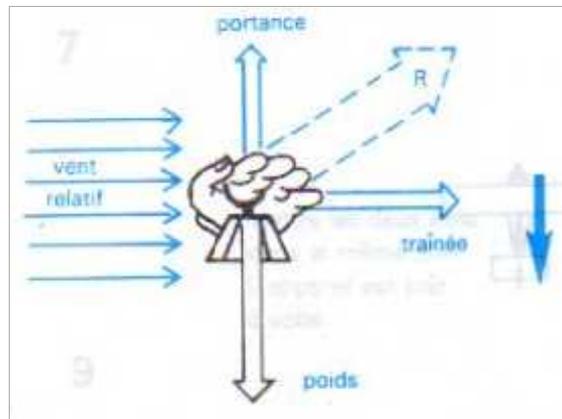
- \_ Une composante dirigée vers l'arrière, parallèle au vent relatif, et qui s'oppose au mouvement, c'est la **traînée**.
- \_ Une composante perpendiculaire au vent relatif, dirigée vers le haut, qu'on appelle la **portance**.

**Figure 2.17 : Expérience de la main avec décomposition de R.**

Si le vent relatif est assez fort vous pouvez trouver une position de la main telle que la portance compense totalement le poids et la traction musculaire compense la traînée. Vous avez alors réalisé **l'équilibre en vol** de votre main. En fait, si on désire réellement voler, il faut étudier et adapter d'autres formes que celle offerte par la main.

En effet, sur cette dernière, les forces de traînée sont grandes et les forces de portance assez faible ;

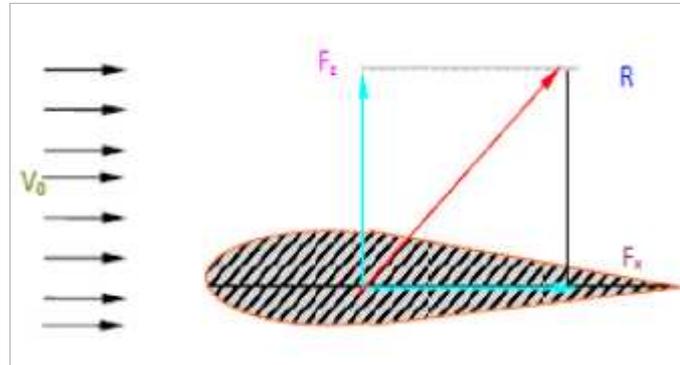
- \_ La force de la main est déjà trop faible pour sustenter une masse de 1kg à 100km/h,
- \_ Son profil est peu aérodynamique et lui confère un rendement portance/trainée très défavorable.



**Figure 2.18 :** Expérience de la main et l'effet du vent.

**Donc pour voler il faut :**

- Une surface de forme et de caractère étudié,
- un angle d'incidence adéquat,
- une vitesse suffisante par rapport à l'air.



**Figure 2.19 :** Décomposition de R.

**B- La portance :**

**a-)Définition :**

La portance, comme son nom l'indique, est la force exercée sur une aile qui tend à la porter, donc à la tirer vers le haut.

On conçoit aisément qu'ayant une incidence positive par rapport aux filets d'air, il règne une surpression sur l'intrados de l'aile due à la poussée de l'air.

En plus de cette surpression, une dépression se crée sur l'extrados, et qui tend à aspirer l'aile vers le haut ce qui contribue à la soulever.

Contrairement à ce que l'on pourrait croire, cette dépression fait plus que contribuer à la portance puisque c'est elle qui assure 75% de cette force, les 25 autres % étant fournis par la surpression à l'intrados.

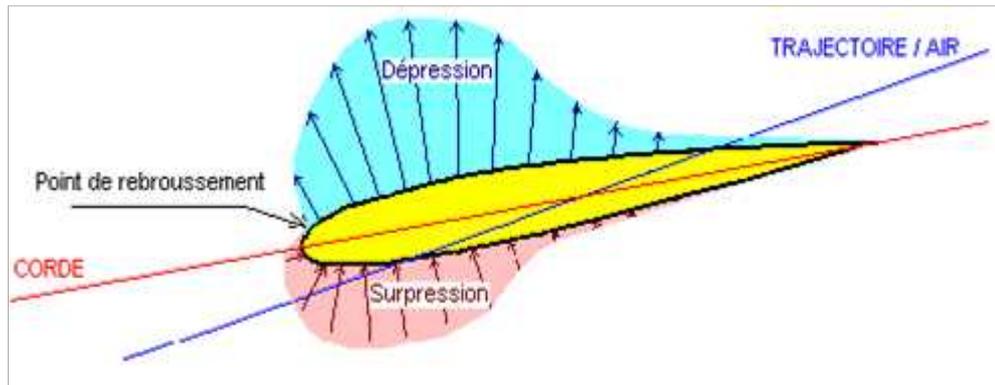


Figure 2.20 : Répartition des pressions autour d'un profil.

**b-) Caractéristiques :**

- **Point d'application :** Centre de poussée.
- **Direction :** Perpendiculaire à l'écoulement de l'air (pris en amont du profil).
- **Sens :** de l'intrados vers l'extrados.
- **Intensité :**  $F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$   
 :  $\rho$  : masse volumique de l'air en kg/m<sup>3</sup>       $S$  : surface de l'aile en m<sup>2</sup>  
 $V$  : vitesse en m/s       $C_z$  : coefficient de portance du profil

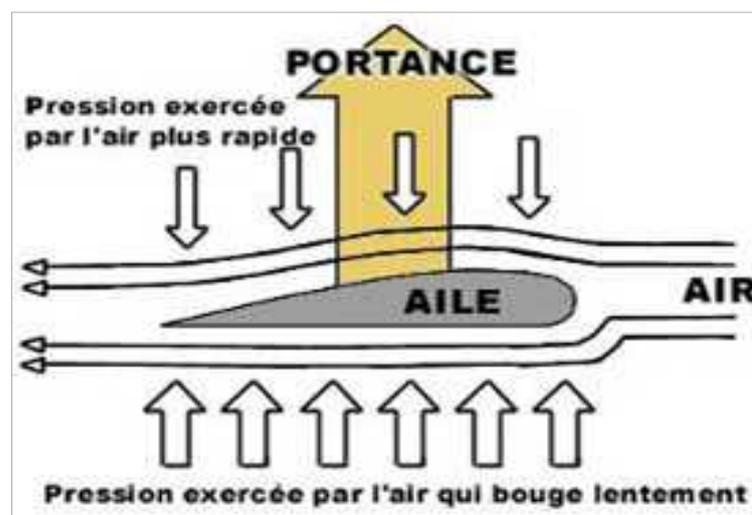


Figure 2.21: Force de portance exercée sur l'aile.

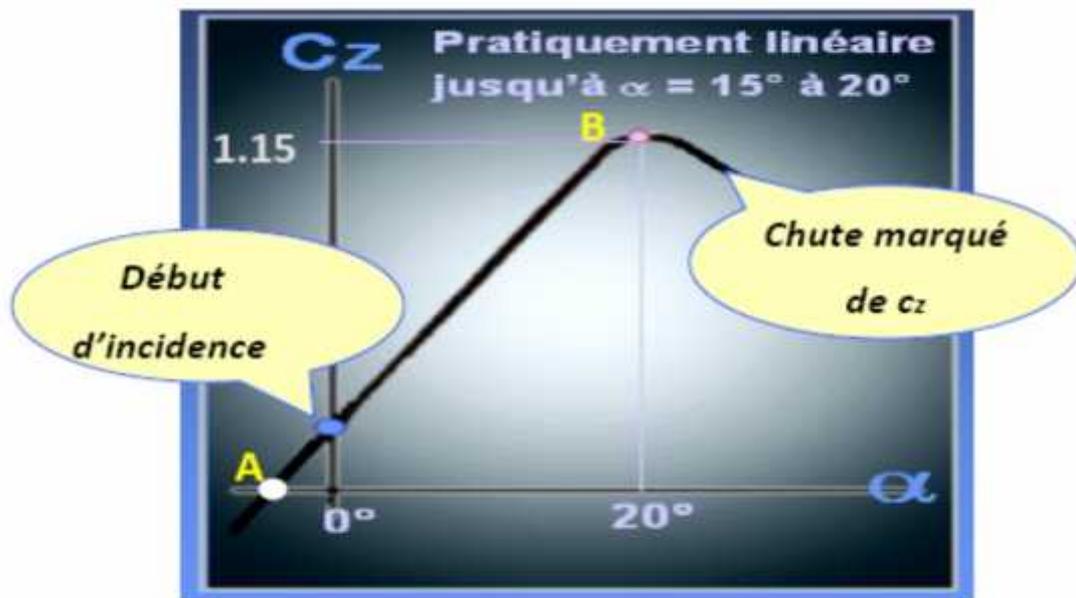
c-) Courbe de  $C_z = f(\alpha)$  [06] :

Figure 2.22 : Variation de la portance en fonction de l'incidence.

Cette courbe est :

- Linéaire pour  $\alpha$  compris entre  $-10^\circ$  et  $+13^\circ$ ,
- Croissante puis décroissante alors  $C_z$  passe par un maximum : point B,
- Coupe l'axe des  $\alpha$  :  $C_z = 0$  : point A.

• **Le point A:**

- Pour  $\alpha_0 = -1^\circ 30'$  : on a  $C_z = 0 \Rightarrow F_z = 0$ ,  $\alpha_0$ : angle de portance nul de profil.
- Pour  $\alpha < -1^\circ 30'$ , on a  $C_z < 0$  ce qui correspond à une portance dirigée de l'extrados vers l'intrados, donc un avion en vol sur le dos.
- Pour un profil biconvexe symétrique  $\alpha_0 = 0$ .

• **Le point B:**

- Pour  $\alpha = 20^\circ$ ,  $C_z$  passe par un maximum ( $C_z \text{ max} = 1,15$ ).
- Pour des valeurs de  $\alpha > 20^\circ$ ,  $C_z$  décroît brusquement parce que les filets d'air n'épousent plus le contour du profil. On dit que pour  $\alpha = 20^\circ$  l'aile décroche.
- $\alpha = 20^\circ$  est appelée incidence de décrochage ou incidence critique.
- $C_z = 1.15$  est appelé  $C_z$  de décrochage ou  $C_z$  maximum.

d-) **Décrochage :**

On parle par habitude du décrochage d'un avion mais en réalité le phénomène qui nous intéresse est le décrochage de l'aile car les filets d'air circulant autour d'une aile en épousant à peu la forme. Le décrochage se traduit par une perte brutale de portance due à une incidence de l'aile trop grande. Lors du décrochage, les filets d'air normalement laminaires, deviennent turbulents sur l'extrados de l'aile. Ces turbulences détruisent la zone qui est normalement le siège de la dépression aspirant l'aile vers le haut (voir *Figure 2.23*).

Donc on appelle **angle de décrochage du profil** l'angle limite, au-delà duquel il se produit une perte de portance, il est étonnant de constater que cet angle est à peu près le même quelle que soit la forme de profil, mais cette forme a une grande influence sur la quantité de portance que l'on peut obtenir de cet angle.

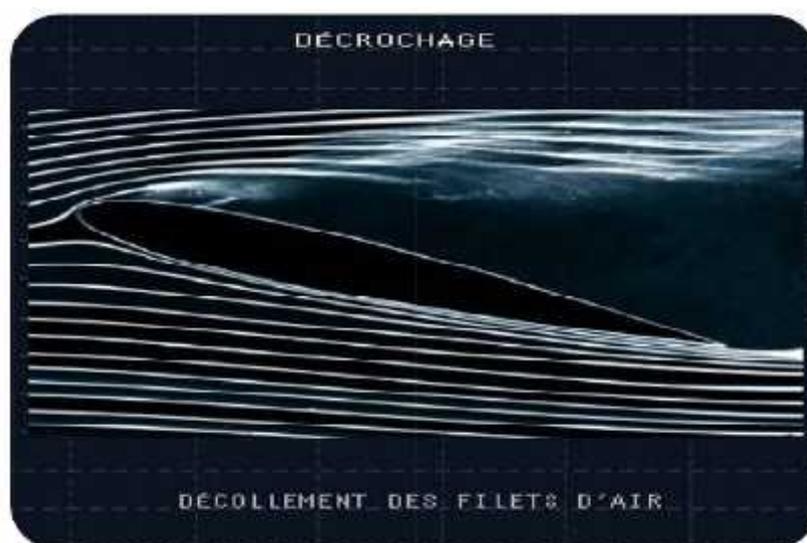
### **Quelle est donc la cause d'une chute de portance aussi brutale ?**

Contrairement à ce à quoi on pourrait s'attendre, la vitesse relative à laquelle se déplace l'aile dans le fluide a très peu d'effet sur l'angle auquel le décrochage se produit; en fait, une aile décroche à un certain angle et non pas à une certaine vitesse. Il n'est pas correct de parler de la vitesse de décrochage d'une aile. Observons ce qui se passe, tant que l'angle sous lequel le profil rencontre le fluide est relativement petit, le fluide est défléchi par le profil et l'écoulement reste collé à la surface, mais il devient de plus en plus turbulent avec l'augmentation de l'angle d'attaque.

Soudain, quand on atteint l'angle critique d'environ  $15^\circ$ , l'écoulement change d'apparence, il se sépare de l'extrados pour former des tourbillons semblables à ceux qui se produisent derrière une plaque plane perpendiculaire au vent relatif, il n'y a même plus de déflexion vers le bas au bord de fuite et par conséquent, il n'y a plus beaucoup de portance produite par la déflexion vers le bas du fluide .

En fait, certaines expériences démontrent que le fluide qui s'est écoulé en dessous de l'intrados fait le tour du bord de fuite et se met à s'écouler vers l'avant sur l'extrados ; en bref, l'écoulement s'est changé en écoulement complètement turbulent et s'est décollé plus loin ; ce décollement est la cause de la perte de portance.

L'angle de décrochage est donc l'angle d'attaque pour lequel le coefficient de portance d'un profil est maximal et au-delà duquel ce coefficient commence à décroître parce que l'écoulement devient de plus en plus turbulent.

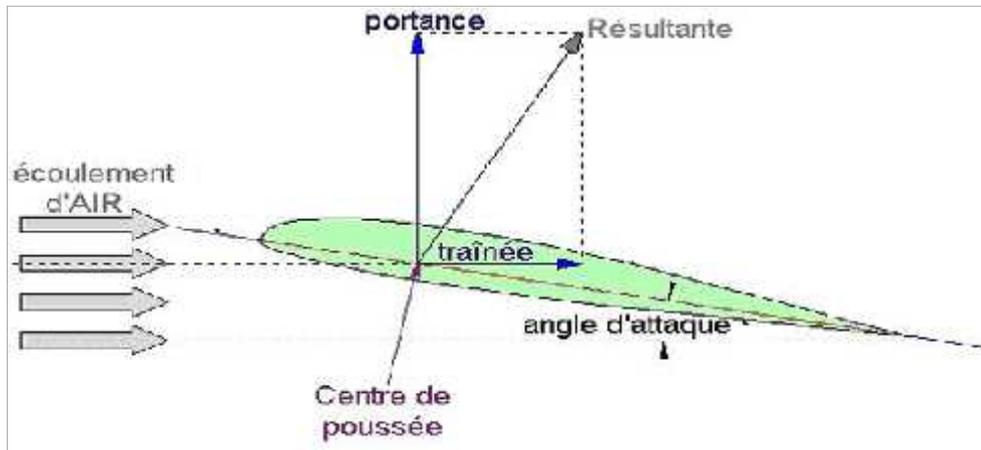


*Figure 2.23 : Décrochage de l'aile.*

**C- La traînée :**

**a)-Définition :**

Contrairement à la portance qui tend à porter l'aile, la force de traînée tend à tirer l'aile en arrière et donc à le freiner.



*Figure 2.24: Présentation de la force de traînée.*

**b)-Caractéristiques :**

- **Point d'application :** Centre de poussée.
- **Direction :** Parallèle à l'écoulement de l'air.
- **Sens :** du bord d'attaque vers le bord de fuite.
- **Intensité :**  $F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_x$

En effet,  $F_x$  est proportionnelle à:

- la pression dynamique :  $q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_p^2$
- la surface de référence (S),
- un coefficient aérodynamique  $C_x$  qui tient compte de :
  - \* la forme de profil.
  - \* l'état de surface de profil.
  - \* l'incidence de profil.

On peut déterminer la valeur de  $C_x$ , qui est très inférieure à la valeur de  $C_z$  pour une même aile et une même incidence. On peut ainsi déterminer la valeur de  $C_x$  pour chaque valeur de  $\alpha$ , ce qui nous permet de construire la courbe de  $C_x = f(\alpha)$ .

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_p^2 \cdot S} \tag{2-5}$$

### c)-Origine de la traînée :

La traînée totale est la somme de trois traînées élémentaires:

- La traînée de forme.
- La traînée frottement.
- La traînée induite.

#### - Traînée de forme : ( $C_x$ forme)

Elle est due à l'épaisseur du profil. Elle est évidemment plus importante pour l'avion complet que pour l'aile seule.

#### - Traînée de frottement : ( $C_x$ frottement)

Elle est la conséquence de la couche limite qui existe car l'air n'est pas un fluide parfait: il possède un certain coefficient de viscosité qui dépend de l'état de surface du profil.

#### - Traînée induite : ( $C_x$ induit)

C'est la rançon obligatoire du mode de sustentation de l'avion: s'il y a portance il y a traînée induite. En effet, la sustentation est assurée par la diminution de pression à l'extrados et par l'augmentation de pression à l'intrados (zone de dépression sur l'extrados et zone de surpression sur l'intrados: qui sont à l'origine de la portance). Or, pour un gaz, les différences de pression tendent toujours à se compenser, les gaz s'écoulent naturellement des hautes pressions vers les basses pressions. C'est exactement ce qui se produit autour de l'aile.

Il s'ensuit que :

\* **Aux extrémités d'ailes** l'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés : *tourbillons marginaux*.

\* **Aux bords de fuite** les filets d'air d'intrados et d'extrados se présentent suivant des directions différentes. Ceci donne naissance à des tourbillons tout au long du bord de fuite, ces tourbillons sont appelés : *tourbillons libres*.

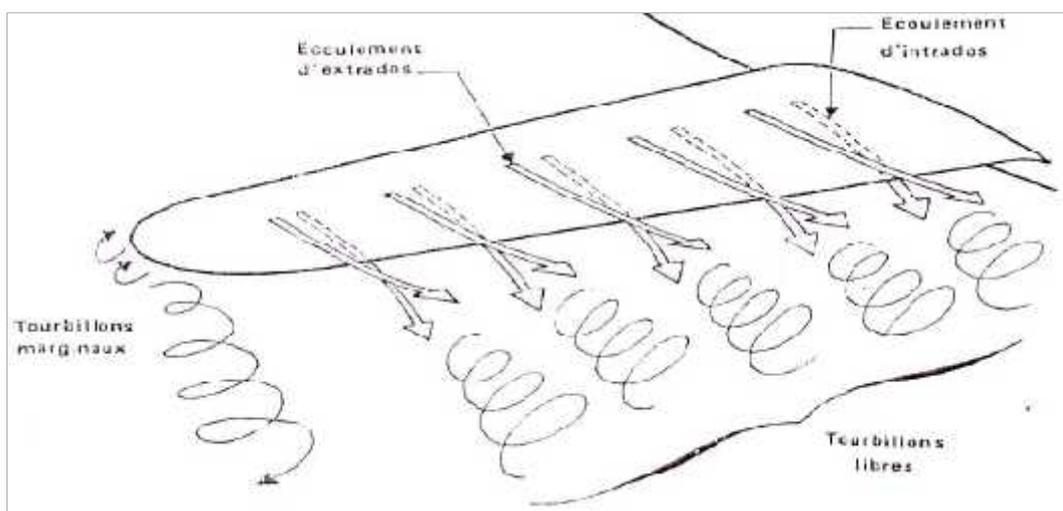


Figure 2.25 : Tourbillons marginaux - tourbillons libres.

Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante (la traînée induite).  
Si la portance est nulle alors la traînée induite est nulle.

La valeur de  $C_x$  induit est donnée par la formule de PRANDTL :

$$C_{x_{ii}} = C_z^2 / \pi \cdot \lambda \quad (2-6)$$

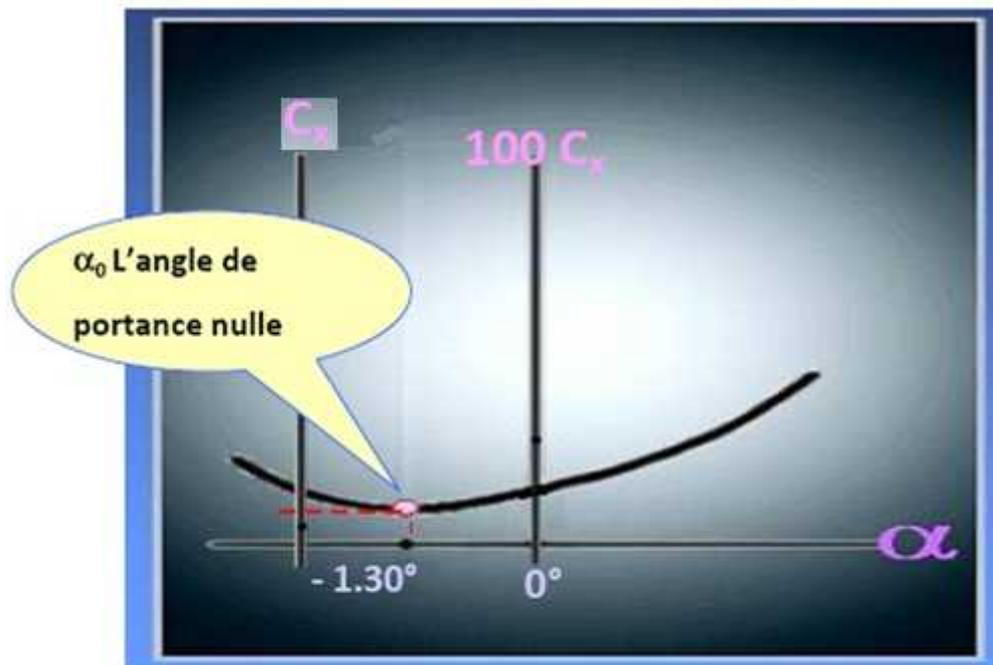
La traînée induite sera d'autant plus importante que :

- Le  $C_z$  sera élevé (pression différentielle importante entre l'intrados et l'extrados).
- Allongement sera faible (pour une aile très longue, les déviations d'intrados et d'extrados seront moins importantes et par suite les tourbillons libres moins intense).

**En résumé :**

$$C_x \text{ totale} = C_x \text{ forme} + C_x \text{ frottement} + C_x \text{ induit} \quad (2-7)$$

d)- Courbe de  $C_x = f(\alpha)$  :



*Figure 2.26 : Variation de la traînée en fonction de l'incidence.*

Cette courbe possède approximativement la forme d'une parabole pour les incidences comprises entre  $-10^\circ$  et  $16^\circ$ .

- Cette courbe ne coupe pas l'axe des  $\alpha$  : en effet quelque soit l'incidence de l'aile, on ne pourra jamais annuler la traînée.
- Pour  $\alpha_0 = -1^\circ30'$ , cette courbe passe un minimum or  $\alpha_0 = -1^\circ30'$  représente l'angle de portance nulle.

En effet, on a vu dans le paragraphe précédent que le  $C_x$  induit est proportionnel à  $C_z^2$ . En conséquence on aura le  $C_x$  total minimum quand le  $C_x$  induit sera nul, c'est-à-dire à l'incidence de  $C_z$  nul.

Le  $C_x$  minimum est alors égal à la somme de  $C_x$  frottement et du  $C_x$  forme, et  $C_x$  de profil ( $C_x \text{ min} = C_x \text{ frottement} + C_x \text{ forme} + C_x \text{ profil}$ ).

### II-7-3- La résultante aérodynamique (R) :

#### a)- Origine :

La somme des forces de :

- Surpression intrados.
- Dépression extrados.
- Frottement sur le profil (du fait de la viscosité de l'air).

Donne une force résultante appelée " résultante aérodynamique : R ".

#### b)- Caractéristiques de R :

- **Point d'application:** C'est le centre de poussée (intersection entre la corde et R).
- **Direction :** Oblique par rapport à l'écoulement de l'air.
- **Sens :** Vers l'arrière de l'intrados vers l'extrados.

- **Intensité :**  $R = \frac{1}{2} \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_R$

- La résultante R est proportionnelle à:
- La pression dynamique :  $q = \frac{1}{2} \cdot V_p^2$
- La surface de référence (S).
- Un coefficient aérodynamique  $C_R$  qui tient compte de tous ce qui est difficile à chiffrer, à savoir:
  - \* La forme de profil.
  - \* L'état de surface de profil.
  - \* L'incidence de profil.

#### c)- Composantes de R:

R se décompose en deux forces :

- L'une parallèle à l'écoulement de l'air: la traînée  $F_x$ ,
- L'autre perpendiculaire à l'écoulement de l'air: la portance  $F_z$ .

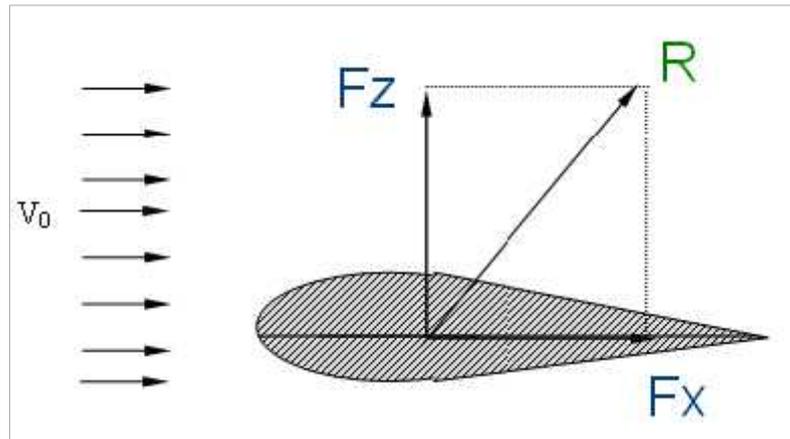


Figure 2.27 : Les composantes de R.

## II-8- La polaire: $C_z = f(C_x)$

### a)- Définition :

On appelle polaire la courbe donnant les variations de  $C_z$  en fonction de  $C_x$ .

Cette représentation graphique résume en une seule courbe les deux courbes vues précédemment :  $C_z = f(\alpha)$  et  $C_x = f(\alpha)$ .

### b)- Détermination :

En partant des courbes  $C_z = f(\alpha)$  et  $C_x = f(\alpha)$ , on détermine pour chaque valeur de  $\alpha$  le couple  $(C_z, C_x)$ , que l'on reporte sur un graphique ayant en abscisse  $100C_x$  et en ordonnée  $100C_z$  (pour éviter les décimales)

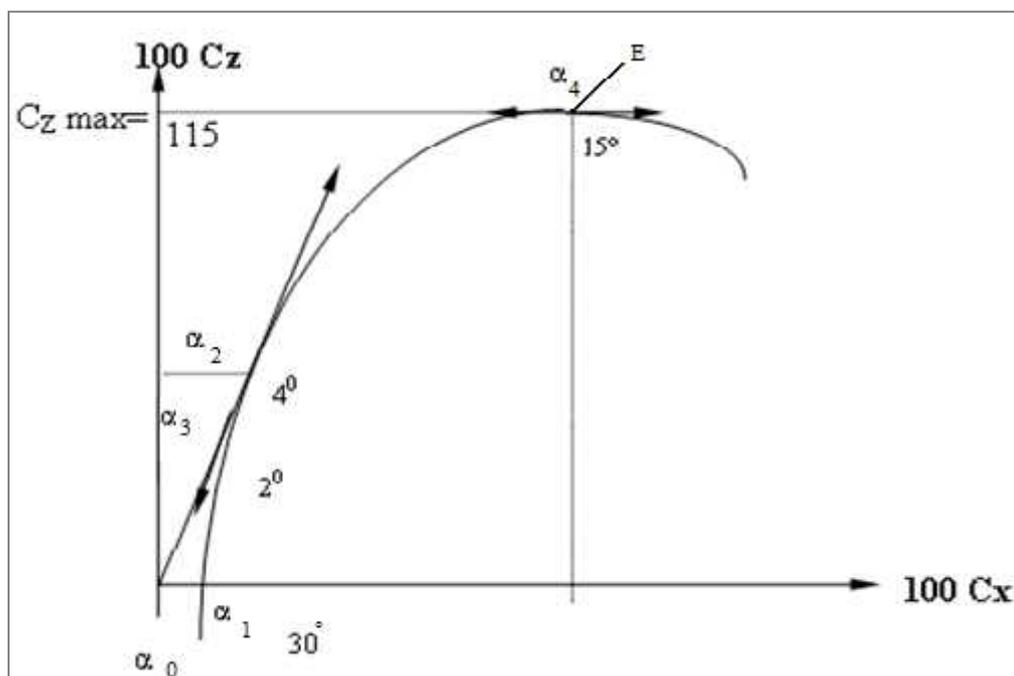


Figure 2.28: La polaire.

**c)- Points de fonctionnement remarquable :**

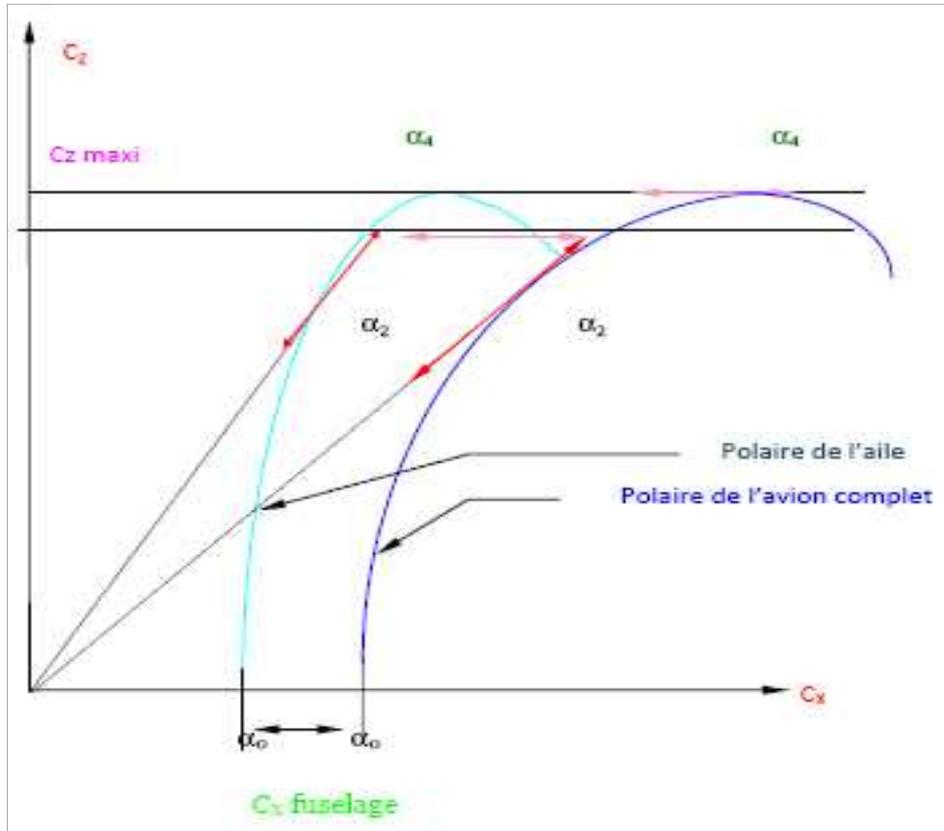
*Tableau 2.1: Points de fonctionnement remarquable de la polaire.*

<b>0</b>	<p>Le point de portance nulle, situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des <math>100C_x</math> donne la valeur de l'angle d'incidence pour lequel <math>100C_x = 0</math>. Cet angle est presque toujours négatif mais peut cependant pour certains profils atteindre des valeurs positives élevées.</p>
<b>1</b>	<p>Le point de traînée minimum, pour lequel la tangente à la polaire est perpendiculaire à l'axe des <math>100 C_x</math>. Une aile calée à cette incidence permet d'obtenir la plus grande vitesse en trajectoire horizontale. (utilisé pour obtenir la vitesse maximum).</p>
<b>2</b>	<p>Le point de finesse maximum, pour lequel la tangente à la polaire passe par l'origine, correspondant à l'incidence pour laquelle le rapport <math>C_z/C_x</math> (finesses) est maximum. L'angle d'incidence correspondant à ce point est dénommé angle optimum. C'est l'angle d'incidence correspondant auquel un avion doit voler par vent nul afin d'obtenir le maximum de rayon d'action (en cas de panne moteur par exemple).</p>
<b>3</b>	<p>Le point de vitesse de descente (<math>V_z</math>) minimale D n'apparaît pas directement sur la courbe. L'angle de <math>V_z</math> minimale est celui pour lequel le rapport <math>C_{x3} / C_{z2}</math> est minimal, consommation minimale et aptitude de planer la plus grande distance.</p>
<b>4</b>	<p>Le point de portance maximum E pour lequel la tangente à la polaire est parallèle à l'axe des <math>100 C_x</math>. Ce point détermine la valeur de l'angle d'incidence permettant une portance maximum qui pour une vitesse donnée, permet d'emporter la charge maximum (ce point représente un intérêt pratique lorsque l'avion est lourdement chargé) ATTENTION au-delà de ce point, il y a risque de décrochage aérodynamique.</p>

**d)- polaire de l'aile et de l'Avion complet :**

La différence entre la polaire de l'avion complet et la polaire de l'aile correspondant  $C_x$  dû au fuselage et à la présence des empennages.

La légère chute de  $C_z$  est due au fait que l'empennage horizontal est souvent déporteur.



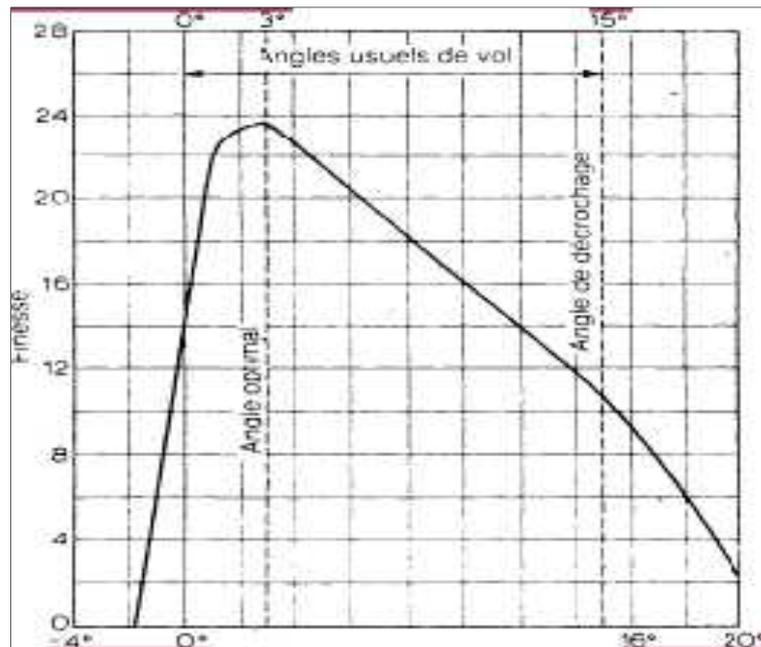
*Figure 2.29 : Polaire de l'aile et de l'Avion complet.*

**e)- Courbe de la Finesse :**

Nous arrivons maintenant à une courbe très intéressante qui fait apparaître la relation entre la portance et la traînée à différents angles d'incidence.

La courbe de portance nous indique que l'on a la plus grande portance aux environs de  $15^\circ$ , la courbe de traînée que l'on a la plus faible traînée aux environs de  $0^\circ$ , mais ces deux angles sont des extrêmes, et ni l'un ni l'autre ne convient pour donner les meilleures conditions de vol.

On obtient ces conditions quand le rapport de la portance à la traînée est maximal. Ce rapport s'appelle *la finesse* et s'écrit :  $C_z / C_x$ .

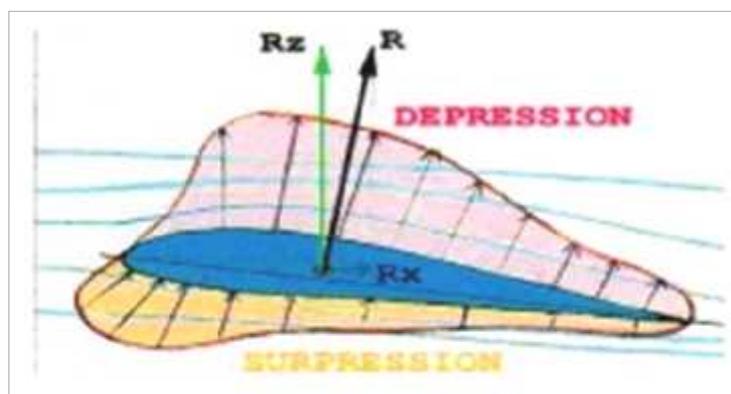


*Figure 2.30 : Courbe de finesse.*

Le fait le plus intéressant à noter dans cette courbe de finesse est qu'elle est maximale pour un angle d'incidence d'environ  $3^\circ$  à  $4^\circ$  que l'on appelle angle optimal. Plutôt que sous un angle de  $15^\circ$  qui produirait la portance nécessaire à une vitesse basse mais peu économique, ou sous un angle de  $0,5^\circ$  qui produirait aussi la portance nécessaire à une vitesse élevée, mais pas économique. La tendance moderne, particulièrement pour les avions très rapides, est de caler les ailes à un angle inférieur de celui qui donne la meilleure finesse car bien souvent, le constructeur recherche d'avantage une vitesse que l'économie.

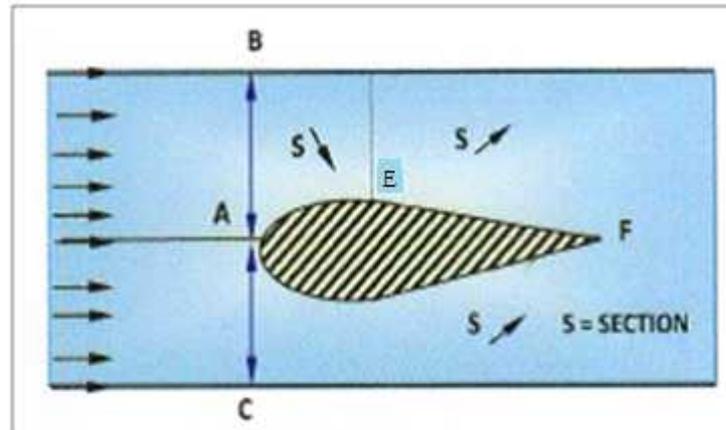
### II-9- partition des pressions et des vitesses autour d'un profil [07] :

Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport au vent relatif subit des forces de surpression à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados. On peut visualiser la répartition et l'intensité des forces de pression sur la (*Figure 2.30*).



*Figure 2.30 : Répartition des forces de pression autour d'un profil.*

Si on prend un profil place à incidence nulle dans un écoulement d'air, à une certaine distance du profil (B pour l'extrados, C pour l'intrados), les filets d'air ne sont plus perturbés par ce dernier.



**Figure 2.31 :** *Ecoulement de l'air.*

Il s'ensuit que l'écoulement d'air se fait :

- **à l'extrados :**
  - De A à E dans un convergent.
  - De E à F dans un divergent.
- **à l'intrados :**
  - Pratiquement dans un divergent seulement Les variations de pression et de vitesse seront alors régies, en incompressible, par :
    - ✓ D'une part, la loi de conservation du débit ( $S_u = Cste$ ),
    - ✓ D'autre part, la loi de conservation de l'énergie ( $P_s + 1/2 \cdot \rho U^2 = Cste$ ).

Soient  $P_0, \rho_0, U_0,$  et  $T_0$  les conditions en écoulement non perturbé.

Soient  $P, U$  et  $T$  les conditions en un point voisin du corps perturbateur.

\* La pression statique extérieure  $P_0$  a été transformée localement en  $P$ . Soit  $dS$  l'élément de surface entourant le point considéré.

- Si  $P > P_0$  apparition d'une force de poussée ( $dF = - P_0 \cdot dS$ )
- Si  $P < P_0$  La forme aspirer au contraire la surface.

On définit le coefficient de pression comme suit :

$$C_P = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho_0 U_0^2} \quad (2-8)$$

- $C_p > 0 \Rightarrow$  une surpression locale.
- $C_p < 0 \Rightarrow$  une dépression locale.

Afin de pouvoir soulever la voilure vers le haut, il faut que le profil réponde au double souci suivant :

- Avoir l'intrados pousse (surpression:  $C_p > 0$ ).
- Avoir l'extrados aspire (dépression:  $C_p < 0$ ).

Partons du point d'arrêt ( $U = 0$ ) et acheminons sur l'extrados, la vitesse doit le plus rapidement possible devenir positif.

Partons de  $U=0$  pour avoir une surpression, nous devons rester en sous vitesse  $U < U_0$ .

$$C_p = 1 - (U / U_0)^2 \quad (2-9)$$

Si l'incidence augmente :

- La dépression maximale avance sur l'extrados.
- Le point d'arrêt recule sur l'intrados.

**Remarque :**

- Il faut noter que l'impact des filets d'air sur le bord d'attaque crée une zone de surpression en amont de ce dernier.
- Il est évident que les variations de pression et de vitesse dépendent de la forme du profil et de l'incidence.
- En pratique, la forme des zones de dépression et de pression peut être différente. En effet, les filets d'air sont en réalité défléchis vers le haut bien en amont du bord d'attaque et vers le bas bien en aval du bord de fuite.
- Du fait des formes respectives de l'extrados et de l'intrados, la zone de dépression extrados sera prépondérante sur la zone de surpression intrados.

Surpression intrados + dépression extrados = résultante

**Introduction :**

La simulation numérique représente aujourd'hui une bonne alternative à de nombreux essais effectués en soufflerie. L'économie potentielle est évidente puisque fabrication, installation, et réglage des maquettes ont disparus de la procédure.

Dans ce chapitre, nous allons présenter le logiciel de calcul FLUENT et les différentes notions théoriques de base. Surtout les équations principales régissant l'écoulement et la théorie de modélisation de la turbulence.

**III-1- Les avantages de la simulation numérique :**

On reconnaît aujourd'hui la simulation numérique comme un moyen de conception efficace et indispensable à l'élargissement du champ d'application de l'aérodynamique. Dans la phase de conception d'un nouveau design d'avion, par exemple, la simulation numérique donne l'occasion :

- De simuler des phénomènes physiques complexes.
- D'étudier les interactions de plusieurs disciplines (thermodynamique, aéroélasticité, etc.).
- D'améliorer les modèles théoriques en passant des fluides parfaits (équations d'Euler) aux fluides réels (équations de Navier-Stokes).
- De mieux optimiser l'appareil en tenant compte d'un plus grand nombre de paramètres, donc en se rapprochant de plus en plus de l'écoulement réel.
- De raccourcir la durée de mise au point du prototype final.

**III-2- Equation de Navier Stokes [08] :**

Les équations de Navier Stokes sont des équations différentielles non linéaires régissant l'écoulement étudié. Ces équations, lorsqu'elles ne sont pas simplifiées, elles n'ont pas de solutions analytiques et ne sont donc pas utiles pour des simulations numériques.

Ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques à des problèmes de la dynamique des fluides.

Pour un fluide Newtonien, incompressible, isotherme et à propriétés constantes; avec  $\rho$ ,  $\nu$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $w$  et  $p$  représentant respectivement la masse volumique, la viscosité cinématique, les trois composantes de la vitesse et la pression statique instantanées et  $(x, y, z)$  un repère de coordonnées cartésiennes, les équations de Navier Stokes s'écrivent sous la forme :

❖ **Equation de continuité :**

$$d \quad \vec{U} = 0 \quad (3-1)$$

❖ **Equation de quantité de mouvement :**

$$\frac{\partial}{\partial t} + d \quad (\rho \vec{U}) = \nu d \quad g \quad u - \frac{\partial}{\partial t} + S_M \quad (3-2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} + d \quad (\rho \vec{U}) = \nu \quad g \quad v - \frac{\partial}{\partial t} + S_M \quad (3-3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} + d \quad (\rho \vec{U}) = \nu \quad g \quad w - \frac{\partial}{\partial t} + S_M \quad (3-4)$$

❖ **Conservation de l'énergie interne :**

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + d \quad (\rho \vec{U}) = - p d \quad \vec{U} + d \quad (k g \quad T) + S_e \quad (3-5)$$

### III-3- Turbulence :

L'observation d'une carte météorologique, de tourbillons dans un torrent, d'un panache de fumée soumis à un vent violent, ou bien encore de vortex par temps humide sur les extrémités d'un aéronef au décollage, illustre parfaitement les principales propriétés de ce phénomène avec les caractéristiques suivantes:

*Imprévisibilité :*

- Importantes et irrégulières fluctuations spatiales et temporelles.
- Grande sensibilité aux conditions initiales.

*Mélange :*

- Augmentation des transferts pariétaux.
- Fortes diffusions et dissipation de toutes les grandeurs.

*Large spectre d'échelles spatiales :*

- Coexistence de tourbillons de tailles très diverses.
- Tridimensionnalité.

#### III-3-1- Description de la turbulence :

L'intensité de la turbulence peut-être représenté par la valeur du nombre de Reynolds, qui est un nombre adimensionnelle caractéristique définit par :

$$R_e = \frac{L}{\nu} = \frac{L^2/\nu}{L/U} = \frac{\tau_v}{\tau_c} \quad (3-6)$$

Il s'agit du rapport entre le temps visqueux ( $\tau_v$  : temps nécessaire à la viscosité pour amortir une perturbation) et le temps cinétique ( $\tau_c$  : temps caractéristique de déplacement des particules du fluides).

Il peut être aussi caractérisé par le rapport de l'effet cinématique par l'effet de viscosité.

$L$  : longueur caractéristique du domaine.

$\nu$  : Viscosité cinématique du fluide.

Ainsi par exemple l'écoulement sur une plaque plane sera considéré comme laminaire jusqu'à  $Re = 3 \cdot 10^5$ , les éventuelles instabilités étant immédiatement amorties par la viscosité. Au-delà un régime de transition vers la turbulence se met en place, puis rapidement l'écoulement devient le siège de fortes instabilités.

### III-3-2- Simulation de la turbulence :

Dans le cas où le régime est turbulent, plusieurs schémas de modélisation sont disponibles pour modéliser et résoudre les équations précédentes : La simulation numérique directe (DNS), la simulation à grandes échelles (LES) et la simulation statistique de la turbulence (RANS).

Les capacités du ordinateur et de sa mémoire, l'objet de l'étude, la complexité géométrique de l'écoulement, le degré de précision recherché sont des facteurs qui vont nous orienter vers le choix de l'une de ces méthodes.

#### ➤ Simulation Numérique Directe DNS :

La simulation numérique directe DNS (Direct Numerical Simulation) résout directement les équations de transport. Elle donne accès à toutes les informations physiques de l'écoulement.

Cependant elle nécessite des schémas numériques d'ordre élevés ainsi qu'une résolution très fine, donc des maillages très denses. Quoique son coût machine la prohibe pour les études de type "industriel" elle s'inscrit plutôt dans le cadre des études fondamentales sur de très petits domaines spatio-temporels.

#### ➤ Simulation à grandes échelles LES :

Le calcul avec la modélisation LES (Large Eddy Simulation) est basé sur une résolution directe des équations de Navier-Stokes pour les grosses structures et sur une modélisation des petites échelles dénommées alors "sous-maille".

Le filtre est ainsi mis en place et l'action de la turbulence sous-maille conduit nécessairement à l'introduction d'une viscosité turbulente  $\nu_t$ . Les équations ne sont plus moyennées, mais filtrées.

➤ **Simulation statistique de la turbulence RANS :**

La modélisation statistique de la turbulence RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) conduit à la détermination de valeurs moyennées. Les grandeurs caractérisant l'écoulement sont décrites comme la somme d'une partie moyenne et d'une partie fluctuante :

$$\mathbf{U} = \bar{\mathbf{U}} + \dot{\mathbf{U}} \quad (3-7)$$

Où :

$\bar{\mathbf{U}}$  est la partie moyenne.

$\dot{\mathbf{U}}$  est la partie fluctuante

Dans le cas d'un fluide incompressible et newtonien, les équations de Navier-Stokes « moyennées » deviennent :

L'équation du champ moyen :

$$\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3-8)$$

$$\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial t} + \bar{U}_j \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{U_i U_j}}{\partial x_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} \right) = 0 \quad (3-9)$$

Les termes  $\overline{\partial U_i U_j}$  donnent naissance aux tensions de Reynolds. Ils proviennent du non linéarité des équations de Navier Stokes et s'interprètent comme des contraintes.

Seules les valeurs moyennes sont connues, donc ce terme est impossible à calculer et c'est sur lui que va reposer la modélisation. Ce terme, multiplié par la densité est appelé contraintes de Reynolds. Il est noté **Rij**.

La formulation d'une équation de transport pour **Rij** va permettre la modélisation et donc la résolution, tout en générant un nouveau terme caractéristique de l'écoulement en lui-même, la viscosité turbulente  $\nu_t$ .

Plusieurs modèles sont possibles, citons par exemple :

- Le modèle de longueur de mélange (1925)
- Le modèle k-
- Le modèle k- (1972)

Où l'énergie cinématique turbulente **K** est donnée par,

$$\mathbf{K} = \frac{1}{2} \overline{U_i U_i} \quad (3-10)$$

Et le taux de dissipation de cette dernière est défini par,

$$\varepsilon = \nu \cdot \overline{\frac{\partial U_i}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial U_i}{\partial x_j}} \quad (3-11)$$

Cette dissipation thermique résulte du travail des tensions visqueuses, elle est présentée dans les structures les plus fines de l'écoulement caractérisées par un Reynolds proche de l'unité.

Le coût de ces méthodes est parmi les plus intéressants et fait que ces modèles sont très utilisés pour les applications industrielles où le compromis ordre de grandeur/rapidité est important.

### III-3-3- Modèles de turbulence :

Un modèle de turbulence est une procédure numérique pour fermer les équations de l'écoulement. Le logiciel FLUENT offre la possibilité de choisir l'un des modèles de turbulence suivants :

- Le modèle à une équation Spalart Allmaras.
- Le modèle à deux équations K-
  - Model K- standard
  - Model K- renormalization – group (RNG)
  - Model K- réalisable
- Le modèle à deux équations k- $\omega$ 
  - Models K&  $\omega$  standard
  - Models K&  $\omega$  shear-stress transport (SST)
- RMS « Reynolds Stress Model »
- Model Large Eddy Simulation LES .....

Le choix entre ces modèles est basé principalement sur les résultats que donne chacun des modèles suivant les conditions aux limites déjà prédéfinies. Il est vrai qu'un modèle peut donner plusieurs résultats par rapport à un autre modèle, mais ceci est dû principalement à la nature du cas étudiés et à la correspondance modèle de turbulence-conditions aux limites. Mais, il faut garder à l'esprit que si tous ces modèles existent simultanément, c'est qu'actuellement aucun d'entre eux n'a vraiment réussi à faire l'unanimité parmi les chercheurs.

#### ❖ **Modèle à deux équations K& :**

Ce modèle est le plus utilisé dans l'industrie, largement testé, semi empirique. L'équation de  $k$  (énergie cinétique de turbulence) est obtenue en faisant la soustraction de l'équation de l'énergie mécanique de sa forme moyennée par rapport au temps. L'équation de  $\omega$  est obtenue par un raisonnement physique.

Ce modèle est valable uniquement pour des écoulements entièrement turbulents. Il donne une exactitude raisonnable pour la majorité des écoulements turbulents.

L'équation de l'énergie cinétique turbulente est :

$$\underbrace{\rho \cdot U_i \frac{\partial}{\partial x_i}}_{cc} = \underbrace{v_i \left( \frac{\partial U_j}{\partial x_i} + \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \frac{\partial U_j}{\partial x_i}}_{g_i} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (v_i / \sigma_k) \frac{\partial}{\partial x_i} \right\}}_{d_i} - \underbrace{\rho \cdot \varepsilon}_{dest} \quad (3-12)$$

L'équation pour le taux de dissipation est :

$$\underbrace{\rho \cdot U_i \frac{\partial}{\partial x_i}}_{cc} = \underbrace{C_1 \left( \frac{\varepsilon}{k} \right) v_i \left( \frac{\partial U_j}{\partial x_i} + \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \frac{\partial U_j}{\partial x_i}}_{g_i} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (v_i / \sigma_\varepsilon) \frac{\partial}{\partial x_i} \right\}}_{d_i} - \underbrace{C_2 \cdot \rho \left( \frac{\varepsilon^2}{k} \right)}_{d_i} \quad (3-13)$$

Les modèles de turbulence nous permettent de fermer les équations de l'écoulement moyen.

Les équations du modèle seront discrétisées en utilisant une méthode de discrétisation. Les logiciels de calcul sont basés sur la méthode des volumes finis pour la discrétisation des équations.

### III-4- Méthode de volume fini :

La méthode des volumes finis est basée sur le concept d'intégration des équations sur une cellule de calcul, elles sont souvent d'ordre peu élevé (ordre un ou deux), mais les schémas utilisés sont choisis de façon à fournir des approximations physiquement réalistes, même sur des maillages très simples.

Si la variable dépendante est notée  $\Phi$ , l'équation différentielle de conservation générale se met sous la forme :

$$\frac{\partial(\rho \Phi)}{\partial t} + d(\rho \vec{V} \Phi) = d(\Gamma \nabla^2 \Phi) + S_\Phi \quad (3-14)$$

Soit :

$$\left( \begin{array}{l} \text{Taux d'augmentation} \\ \text{de } \Phi \text{ dans l'élément fluide} \end{array} \right) + \left( \begin{array}{l} \text{Taux net de } \Phi \text{ en sortie} \\ \text{de l'élément fluide} \end{array} \right) = \left( \begin{array}{l} \text{Taux d'augmentation} \\ \text{de } \Phi \text{ du a la diffusion} \end{array} \right) + \left( \begin{array}{l} \text{Taux d'augmentation} \\ \text{de } \Phi \text{ du a la source} \end{array} \right)$$

Où :  $\Gamma$  est le coefficient de diffusion et  $S_\Phi$  le terme source ;

Les trois termes dans l'équation différentielle générale sont le terme de convection, le terme de diffusion et le terme source.

Suivant la valeur de, on obtient :

<b>Equations</b>	
<b>Continuité</b>	<b>1</b>
<b>x,y,z : quantité de mouvement</b>	<b>u,v,w</b>
<b>Energie interne</b>	<b>e</b>

Pour résoudre un tel système d'équations en régime permanent, en utilisant FLUENT, on doit utiliser la méthode des volumes finis, c'est une technique intégrale appliquée aux formes conservatives des équations aux dérivées partielles ; Cette intégration sur un volume de contrôle fixé dans l'espace, représente l'étape clé de cette méthode.

L'avantage de la forme conservative des équations gouvernantes du point de vue numérique est qu'elle convient mieux à la programmation, du fait que les équations de continuité, quantité de mouvement et d'énergie, sont toutes exprimées par la même équation générique de conservation, ceci permet de simplifier et d'organiser une logique dans un programme de calcul.

Les avantages énumérés entraînent que la méthode des volumes finis représente actuellement la base de plusieurs codes de calcul commerciaux performants dans le domaine de la mécanique des fluides et du transfert de chaleur, tels que FLUENT, CFX, TASC FLOW et STAR-CD.

### **III-5- Les schémas numériques de résolution :**

Les schémas numériques de résolution sont basés sur la méthode des volumes finis. Deux types d'algorithmes sont proposés:

#### **III-5-1- Le modèle de résolution Séparé (Segregated) :**

Dans ce modèle les équations sont résolues séparément:

1. Résolution des équations de quantité de mouvement en chaque point dans tout le domaine
2. Résolution des équations de continuité et correction en chaque point dans tout le domaine
3. Résolution des autres équations (énergie, turbulence, scalaire) en chaque point dans tout le domaine

4. Test de convergence.

### **III-5-2- Modèle de résolution couplée (Coupled) :**

Dans ce modèle les équations sont résolues simultanément :

- 1- Résolution des équations de quantité de mouvement, de continuité et d'énergie en chaque point dans tout le domaine.
- 2- Résolution des autres équations (turbulence, scalaire) en chaque point dans tout le domaine.
- 3- Test de convergence.

### **III-6- Linéarisation approches implicite et explicite :**

Ces deux approches, toutes les équations sont linéarisées afin de construire un système d'équations algébriques des variables dépendantes qui sera plus tard résolu numériquement.

Dans la méthode de la résolution séquentielle, chaque équation discrétisée est linéarisée implicitement, avec respect de la variable dépendante de cette équation.

En résumé, la méthode de la résolution séquentielle résout un simple champ de variable en considérant toutes les cellules au même temps. Elle résout alors pour le prochain champ d'une variable en considérant encore toutes les cellules au même temps, et ainsi de suite, il n'y a aucune option explicite pour cette méthode (séquentielle). Cette linéarisation peut prendre la forme explicite ou implicite.

#### **III-6-1- Forme Implicite :**

Pour une variable donnée ; la valeur inconnue en chaque cellule est calculée par l'utilisation d'une relation incluant des valeurs existantes et des valeurs des cellules voisines inconnues, par conséquent chaque valeur inconnue apparaît dans plus d'une équation dans le système, alors ces équations doivent être résolues simultanément donnant les quantités inconnues.

#### **III-6-2- Forme Explicite :**

Pour une variable donnée ; la valeur inconnue en chaque cellule est calculée par l'utilisation d'une relation incluant des valeurs existantes, par conséquent chaque valeur inconnue apparaît seulement dans une seule équation dans le système.

### **III-7- Choix d'un modèle de résolution :**

Les choix possibles sont : Couplé -Implicite, Couplé -Explicit, ou Séparé (Implicite). Les modèles des résolutions Couplé sont recommandés si une forte interdépendance existe entre la densité, l'énergie, les moments et/ou les espèces.

- 1- En général, le modèle de résolution Couplée-Implicit est recommandé par rapport au modèle de résolution Couplée- Explicit.

- a. Temps nécessaire: Le modèle de résolution Couplée-Implicit est 2 fois plus rapide.
  - b. Mémoire nécessaire: le modèle de résolution Couplée-Implicit nécessite deux fois plus de mémoire que les modèles des résolutions couplée-explicit ou séparé-implicite.
- 2- Le modèle de résolution Couplée-Explicit doit être utilisé uniquement pour les écoulements instationnaires quand le temps caractéristique du problème est du même ordre que les phénomènes acoustiques.
- 3- Le modèle de résolution Séparé-Implicite est préférable dans tous les autres cas.
- a. Nécessite moins de mémoire que le modèle de résolution Couplée – Implicite.
  - b. L'approche Séparé offre de la flexibilité dans le traitement de la solution.

### III-8- Couplage pression vitesse :

Il est ensuite possible de distinguer à l'intérieur de ces schémas généraux des schémas propres à chaque grandeur, notamment le couplage pression vitesse est référé à la manière dont la conservation de la masse est prise en compte quand on utilise le « le modèle de résolution séparé ».

Trois méthodes possibles:

- ✓ SIMPLE : Schéma par défaut, robuste.
- ✓ SIMPLEC : Convergence plus rapide pour les problèmes simples (par exemple des écoulements laminaires sans modèles physiques).
- ✓ PISO : Utile pour les écoulements instationnaires.

### III-9- Discrétisation (Méthodes d'interpolation) :

Les variables (stockées au centre des cellules) doivent être interpolées aux faces des volumes de contrôle:

$$\frac{(\rho)_{t+} - (\rho)_{t-}}{\Delta t} V + \sum_f \rho_f V_f A_f = \sum_f \Gamma_f (\nabla \cdot)_{\perp f} A_f + S \quad (3-15)$$

### III-10- Convergence :

Pour la convergence:

- Toutes les équations de conservation discrétisées se conforment dans chaque cellule à une tolérance spécifiée.
- La solution ne change plus avec le temps.
- Respect de la conservation de la masse, de l'énergie et des espèces.

La convergence est visualisée par l'intermédiaire des résidus qui représente la variation de la solution entre deux itérations. Pour les équations moyennées (**RANS**), les résidus doivent donc être de plus en plus faibles au fur et à mesure que la solution avance dans le temps. Pour la **LES**, l'appréciation est différente puisqu'elle doit tenir compte de l'instationnarité de la solution.

Un des facteurs importants qui permet d'obtenir une bonne convergence est le réglage des coefficients de relaxation. Pour chaque grandeur on peut ainsi limiter la variation de la solution en conservant une partie de la solution au pas précédent. La contrepartie est l'augmentation de la durée de la simulation.

Pour la LES il convient également de préciser le pas du temps d'intégration  $\Delta t$  ainsi que le nombre  $n$  d'itérations comprises dans ce pas de temps.

$$\Delta t = \frac{1L}{4U} \quad (3-16)$$

### III-11- les logiciels utilisés pour notre travail :

#### III- 11-1- NACA Aerofoil Sections :

Comme indiquer leur nom, c'est un logiciel utilisée pour le dessin des profils NACA quatre, cinq et six chiffres, par exemple le profil NACA 23012 :

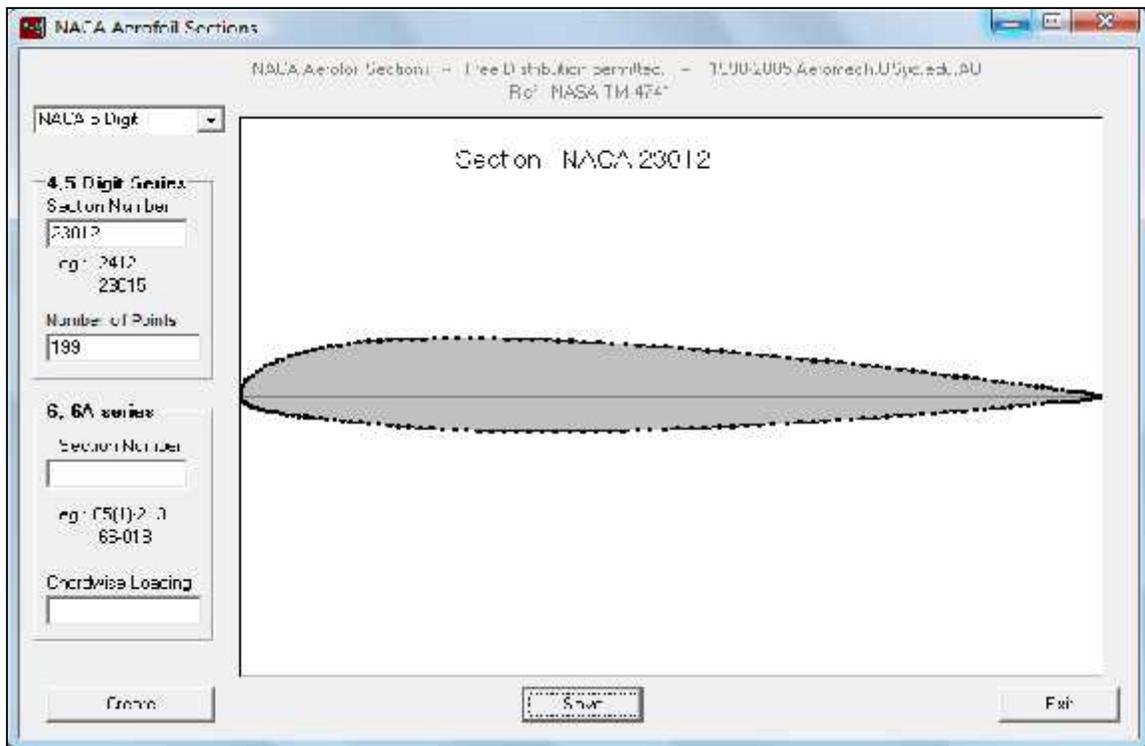


Figure 3.1 : Le profil NACA 23012 (NACA Aerofoil sections).

### III- 11-2- SolidWorks :

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SOLIDWORKS a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes.

Parmi les plus grandes entreprises utilisant SOLIDWORKS, on peut citer Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO, le Boulch Robert Renaud.

SOLIDWORKS est un modéleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

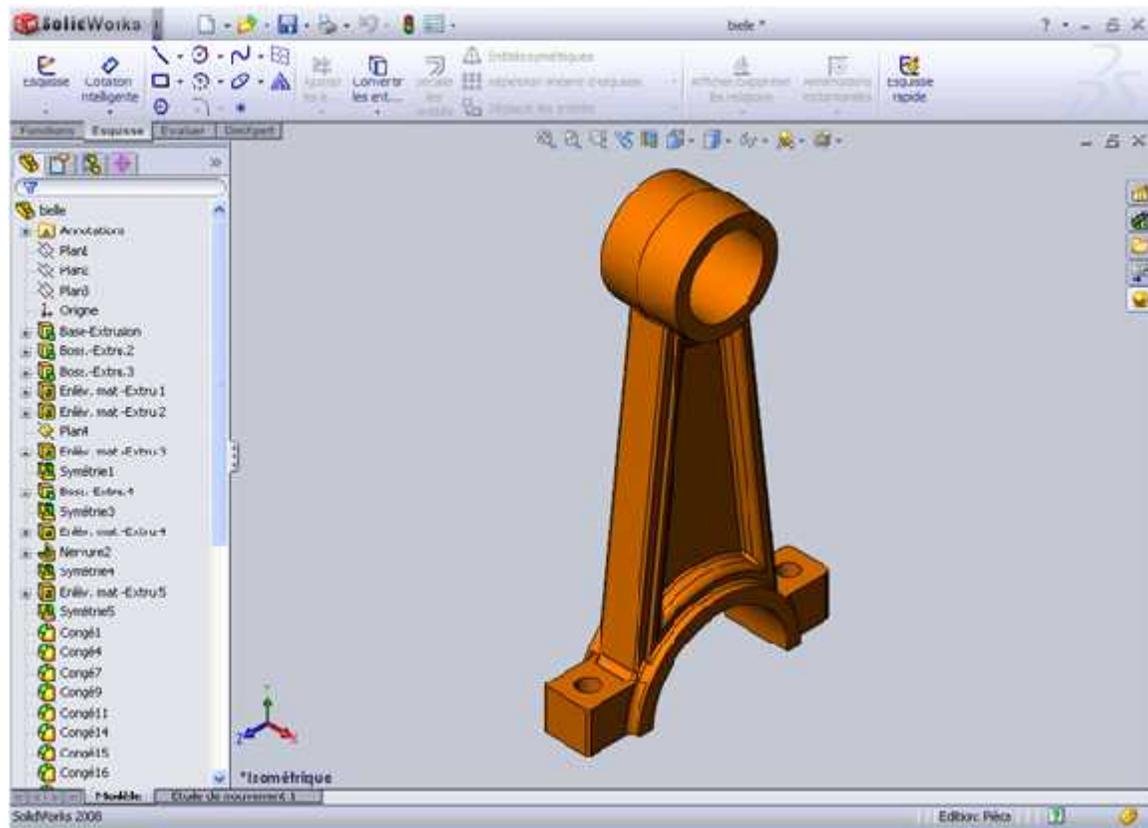
Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SOLIDWORKS. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SOLIDWORKS permet d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode.

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)... Cette organisation est rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer.

Les différents types des fichiers sont :

- .Sldprt**, pour les fichiers pièce.
- .Sldasm**, pour les fichiers assemblage.
- .Slddrw**, pour les fichiers plans.
- .Sldprt**, pour les fichiers de fond de plan.



*Figure 3.2 : Interface de SolidWorks.*

### III- 11-3- ICEM CFD 4.2 :

ICEM est un mailleur commercial ouvert (par opposition à limité à seul code de calcul. Il peut lire des géométries venant des logiciels de CAO classiques : Autocad, Nastran, etc., ou générer lui-même ses géométries. ICEM sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides (Fluent, Star CD, ...) et de mécanique du solide (Nastran, Patran, ...), soit dans des formats définis par l'utilisateur lui-même par le biais de routines en Fortran.

Par rapport à la concurrence, ICEM est un mailleur très puissant en terme de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage. La contre partie de cette puissance vient de la complexité de l'outil (il existe de multiples options) et d'une convivialité perfectible.

ICEM génère des maillages 2D ou 3D structurés ou non structurés à base d'hexaèdres et prismes, de tétraèdres, ...

En résumé, ICEM est pour la mécanique des fluides un des mailleurs les plus performants mais il nécessite un investissement en temps conséquent.

ICEM est divisé en 3 parties :

- Le modeleur : **DDN**
- L'interface : **DDN => Tetin**
- Le mailleur : **Hexa, Tetra,...**

DDN permet de définir la géométrie (points, lignes, surfaces).

Son utilisation est semblable à celle d'un logiciel de CAO.

DDN => Tetin permet de définir des « familles »

de lignes ou de surfaces qui correspondront aux conditions aux limites.

A ces « familles » sont associés les différents éléments de la géométrie (points courbes, surfaces, ...).

DDN => Tetin permet de générer un fichier « \*.tin » utilisable directement par les différents mailleurs.

Cet utilitaire sert donc d'interface entre CAO et maillage.

La géométrie ainsi créée est maillée dans un des mailleurs d'ICEM : Hexa pour un maillage hexaédrique,

Tetra pour un maillage tétraédrique,...

Le maillage peut alors être exporté vers un code de calcul.

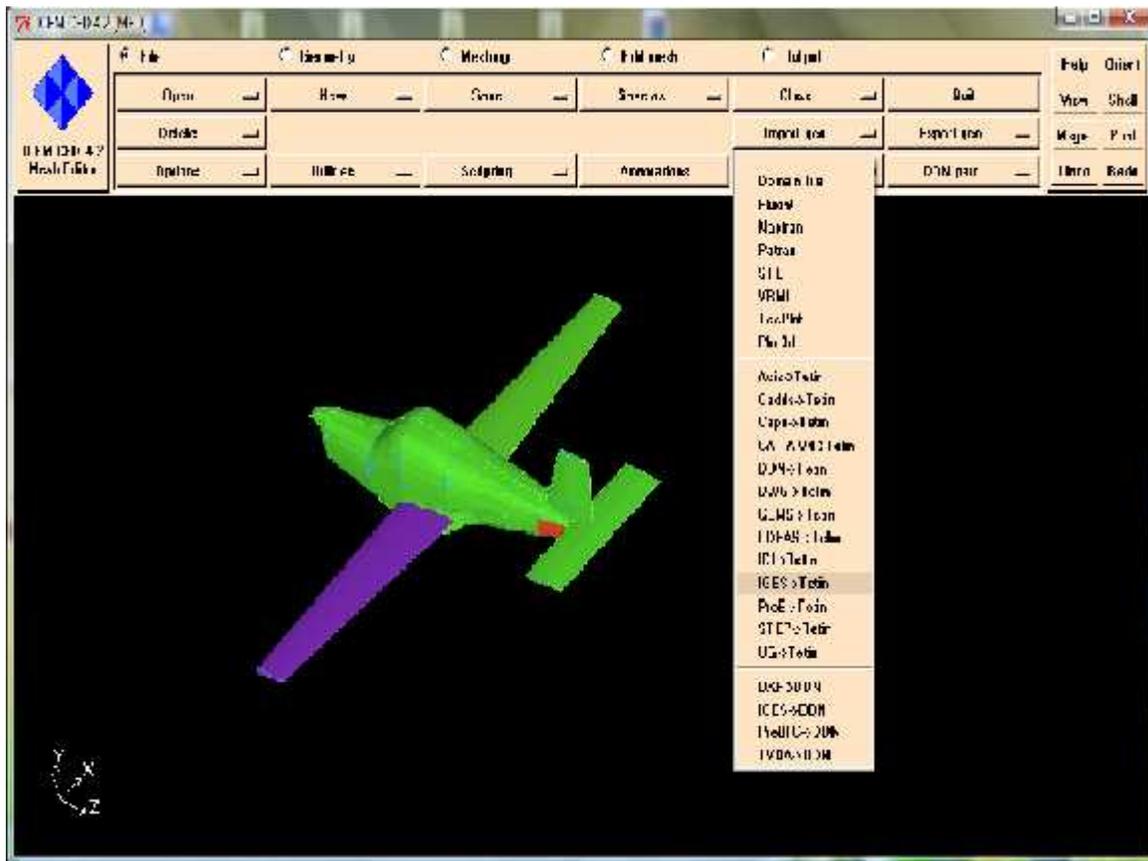
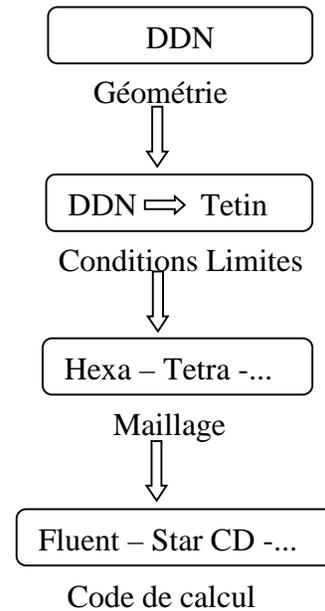
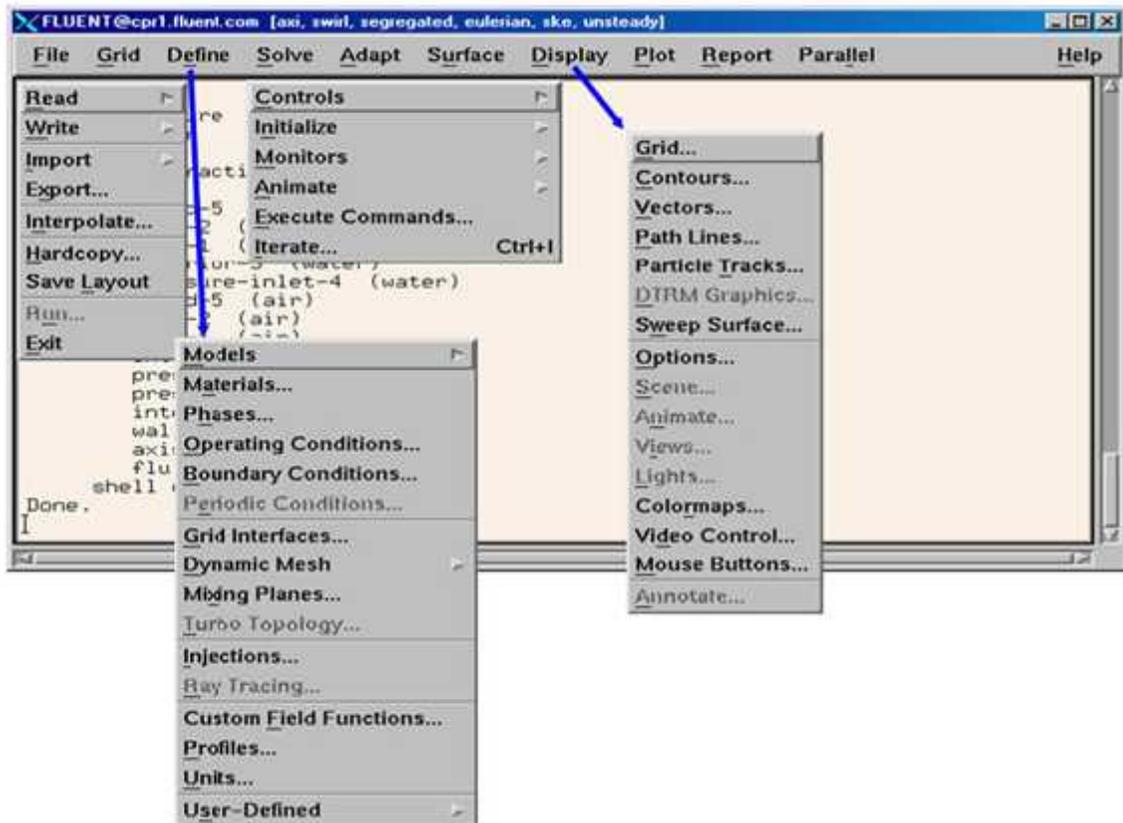


Figure 3.3: Fenêtre principale d'ICEM CFD 4.2.

**III- 11-4- FLUENT [09] :**

Gambit et FLUENT sont des logiciels, sous licence commerciale, permettant de réaliser des simulations 2D ou 3D en mécanique des fluides allant de la construction du maillage avec Gambit à la résolution des équations de Navier Stokes et au post-traitement avec FLUENT.

Largement répandus dans l'industrie (automobile, aéronautique, espace, etc.) en raison de leur interface graphique puissante et de l'abondance de leurs options, ils permettent de réaliser des simulations sur tous types de géométries complexes (fixes ou mobiles) associées à des maillages fixes ou adaptatifs et avec des modèles physiques variés (diphasiques, turbulents, etc.).



*Figure 3.4: Interface FLUENT.*

FLUENT est un Code de calcul CFD (Computational Fluid Dynamics) capable de simuler des problèmes des écoulements de fluide. Il est basé sur la méthode des volumes finis pour résoudre les équations régissant les écoulements fluides.

Le logiciel de calcul Fluent propose de nombreux schéma d'interpolation:

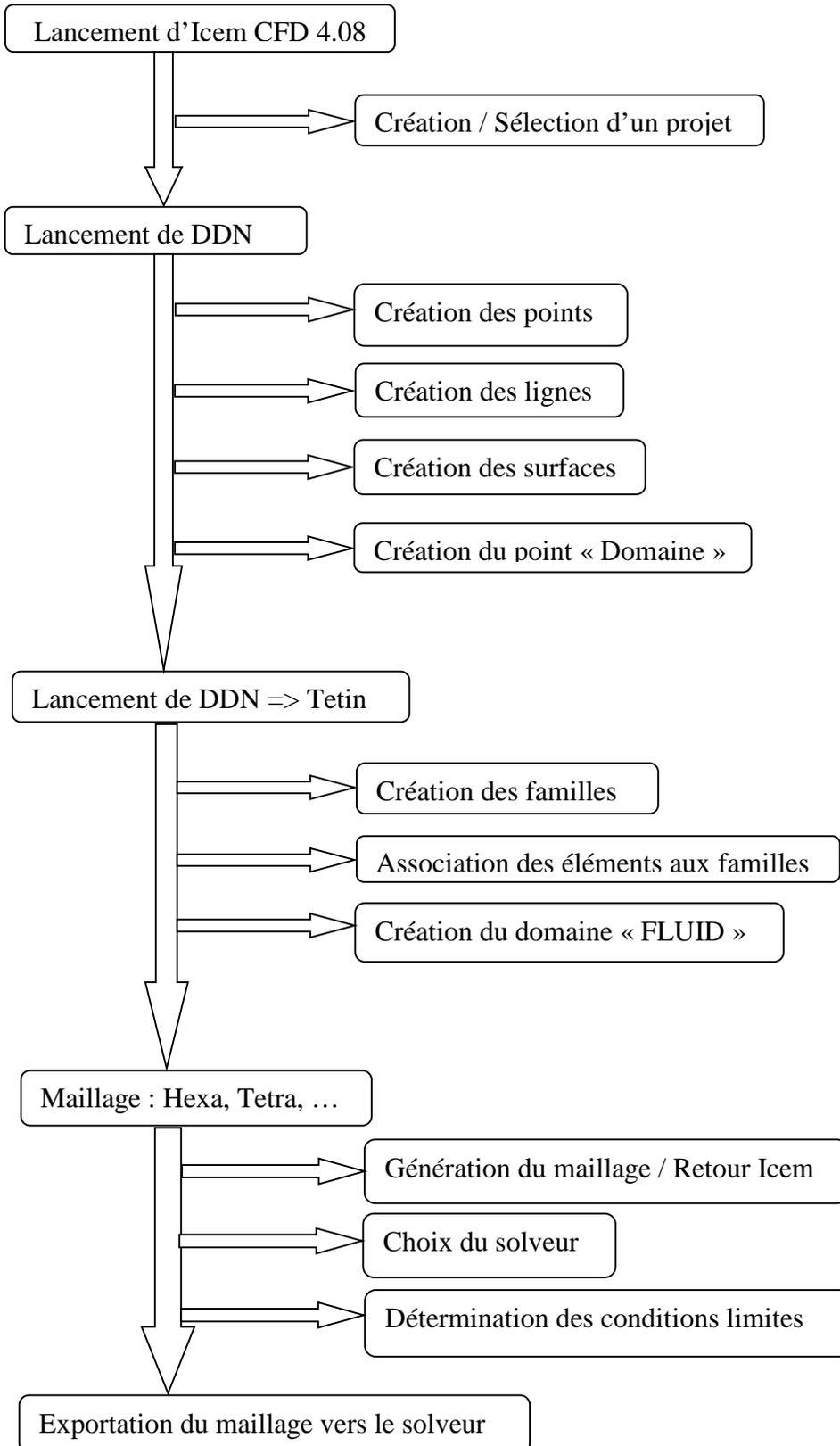
- Premier Ordre **Upwind first order** : Converge facilement mais seulement au premier ordre.
- Le schéma de loi en puissance ; il est plus précis que le schéma du premier ordre pour des écoulements à faibles nombre de Reynolds.
- Le schéma de second ordre (**Upwind second order**) : Il est utilisé avec un maillage **triangulaire/tétraèdre** ou quand l'écoulement n'est pas aligné avec le maillage.
- Le schéma d'interpolation quadratique (QUICK) : Appliqué avec maillage **quadratique / hexaèdre** et hybrides.

### **III-12- Etapes de calcul du logiciel Fluent :**

La résolution d'une manière générale suit les sept étapes suivantes :

1. Création de la géométrie dans SolidWorks.
2. Maillage de la géométrie dans ICEM.
3. Définition des frontières dans ICEM.
4. Exporter le problème vers FLUENT.
5. Résolution.
6. Analyse des résultats.
7. Raffinage du maillage s'il y a lieu.

**En Résumé**



## Introduction :

Les logiciels de simulation numérique des écoulements par la méthode des volumes finis peuvent maintenant être considérés comme de véritables "expériences numériques" lorsque les simulations sont faites avec soin.

L'avantage des "efficacités numériques" est que toutes les quantités physiques liées à l'écoulement (champ de vitesse, champ de pression, contraintes etc.), sont immédiatement disponibles.

Dans une expérience, l'obtention de ces quantités en tous points du champ est souvent impossible ou très difficile en pratique. En revanche, la simulation numérique directe des équations de Navier-Stokes est encore limitée à des nombres de Reynolds modérés.

### IV-1- Choix de l'aile d'avion :

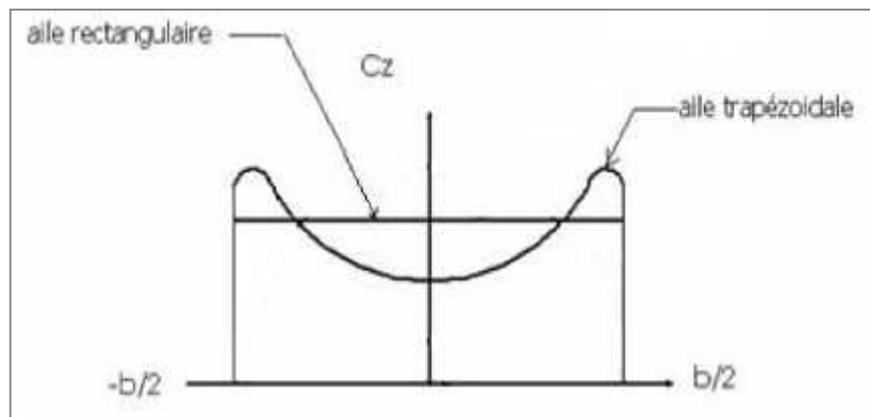
Le choix de l'aile consiste en un choix de sa forme en plan, ainsi que de son profil :

#### IV-1-1- Forme de l'aile :

La forme en plan de l'aile que nous allons utiliser a été faite en se basant sur une étude expérimentale réalisée par la NASA.

L'étude de la NASA consistait à déterminer la répartition de la portance le long de l'envergure pour différentes formes d'ailes existantes (aile trapézoïdale et rectangulaire)

Les résultats obtenus peuvent être illustrés par la figure suivante :



*Figure 4.1 : Répartition de la portance le long de l'envergure.*

On remarque bien sur cette figure que la répartition de la portance est plus elliptique dans le cas d'une aile trapézoïdale que pour une aile rectangulaire.

La répartition elliptique de la portance le long de l'envergure d'une aile a une grande importance du point de vue aérodynamique, parce qu'elle limite au maximum la traînée produite par les tourbillons autour de l'aile. Ceci nous a permis d'opter pour une aile trapézoïdale pour toute notre étude.

#### IV-1-2- Profil d'aile :

Le profil idéal est caractérisé par les paramètres suivants :

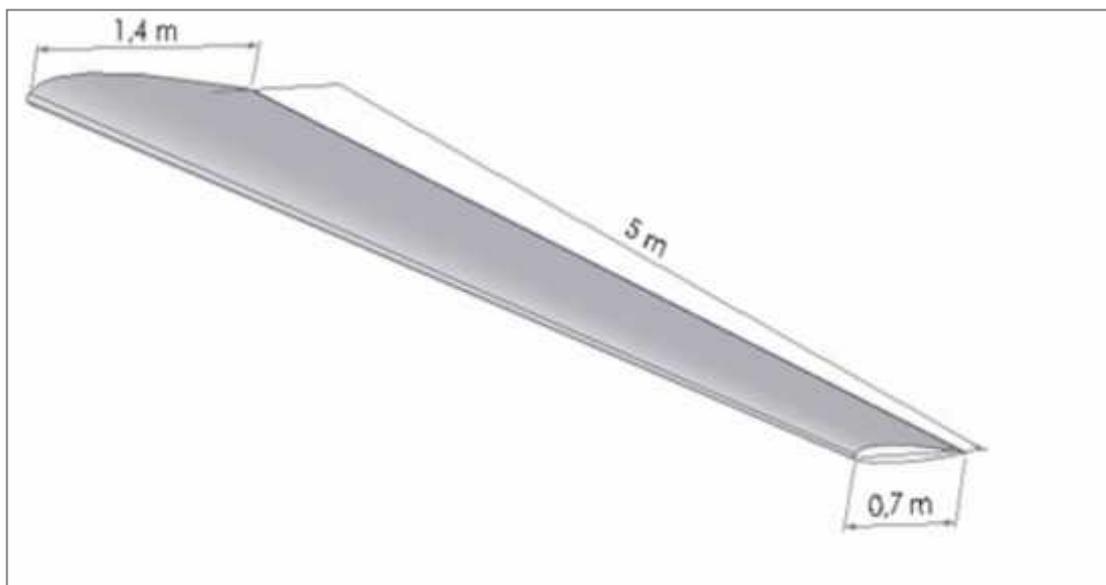
- Un coefficient de portance élevé.
- Un coefficient de traînée bas.
- Une finesse maximale.
- Une valeur élevée du rapport :  $c_x^{1/2} / c_x$  (la puissance requise est petite).

Malheureusement, il n'existe pas de profil qui puisse répondre à toutes ces exigences, mais on peut toujours faire un compromis en fonction de la mission et l'utilisation de l'aile.

Le profil NACA 23012, est le profil le plus utilisable pour les avions volants à des vitesses moyennes.

A partir d'une étude expérimentale réalisée par l'E.S.E.M (Ecole Supérieure de l'Energie et des Matériaux- France) sur plusieurs profils d'ailes, le profil NACA 23012 donne de bonnes caractéristiques aérodynamiques par rapport aux autres profils.

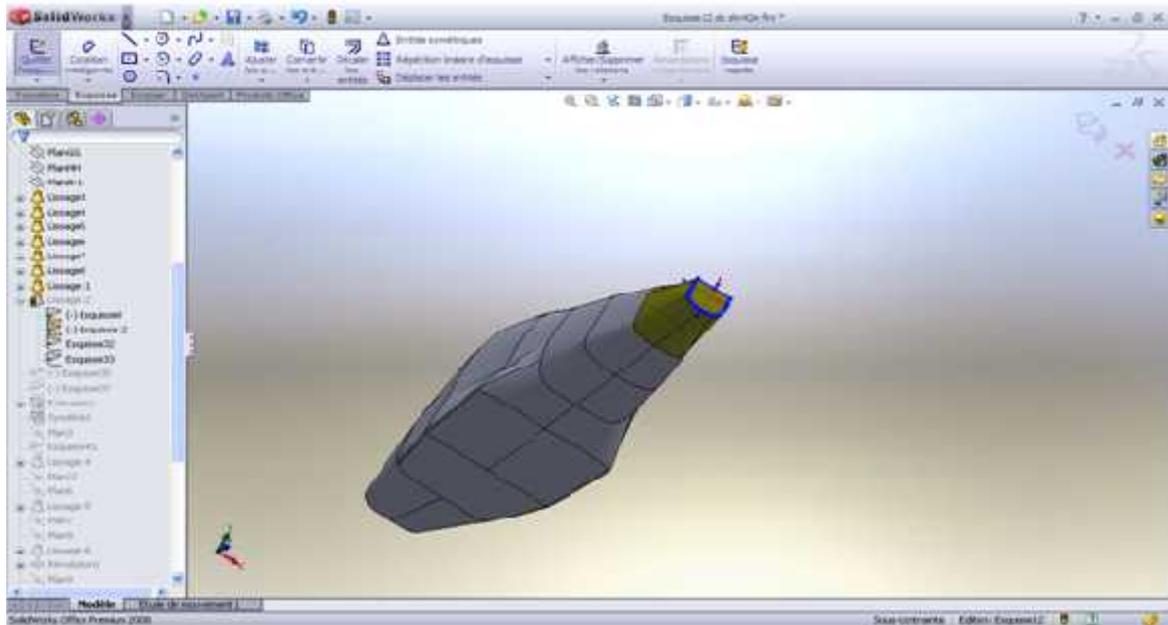
**Conclusion :** nous allons choisir une aile trapézoïdale avec un profil NACA23012.



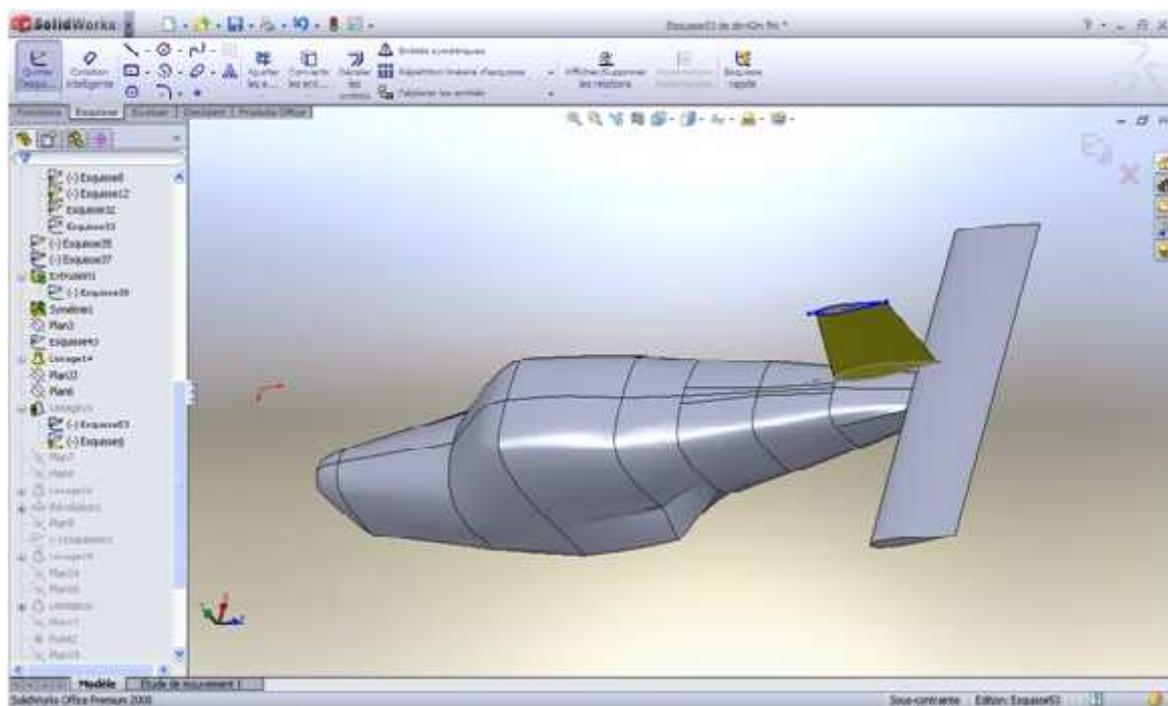
**Figure 4.2 :** Géométrie de l'aile.

Les caractéristiques de l'aile sont définies comme suit:

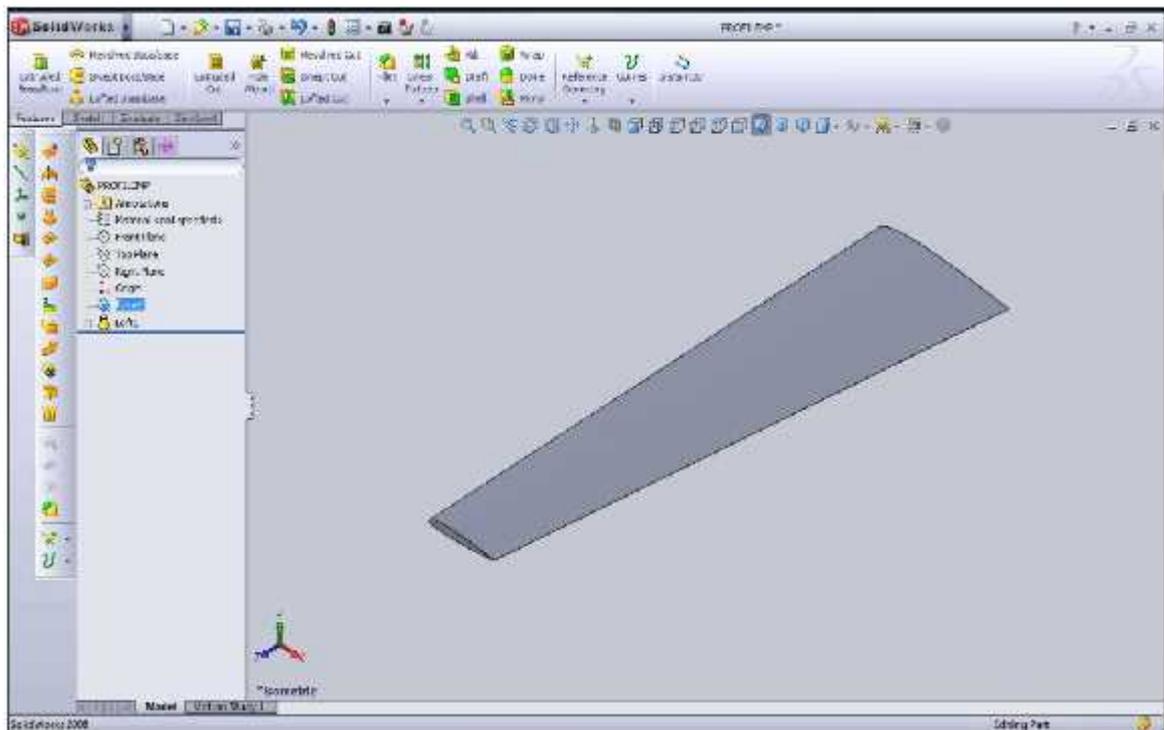
- la corde du profil à la racine  $l_{max} = 1,4$  m ;
- l'effilement ( $l_{min}/l_{max}$ ) est de 0,5 ;
- l'envergure  $B/2 = 5$  m ;

**IV-2- La conception de l'avion par diffère logiciel :****IV-2-1- Le SOLIDWORKS :****a) Etape 1 (le fuselage) :**

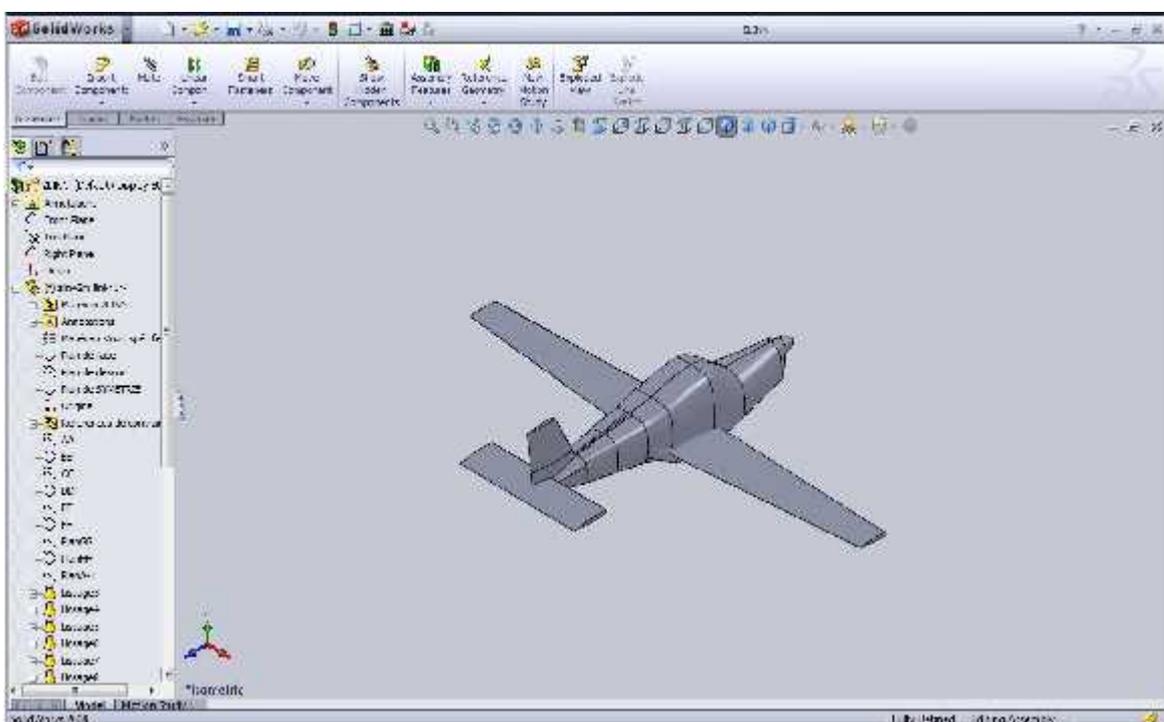
*Figure 4.3 : Géométrie de fuselage réalisé par SOLIDWORKS.*

**b) Etape 2 (fuselage-empennages) :**

*Figure 4.4: Géométrie du fuselage-empennages réalisé par SOLIDWORKS.*

**c) Etape 3 (aile) :**

*Figure 4.5: Géométrie de la demi-aile réalisée par SOLIDWORKS.*

**d) Etape 4 (l'avion) :**

*Figure 4.6: Géométrie de l'avion réalisée par SOLIDWORKS.*

### IV-2-2- L'ICEM CFD:

Est un logiciel qui fait maillage après avoir créé le volume de contrôle ; On doit passer par les étapes suivantes :

#### a) Etape 1 (le volume de contrôle) :

Après l'enregistrement de l'avion dans le SolidWorks sous forme \*. IGES\*, on l'importe vers l'ICEM CFD et on crée le volume de contrôle.

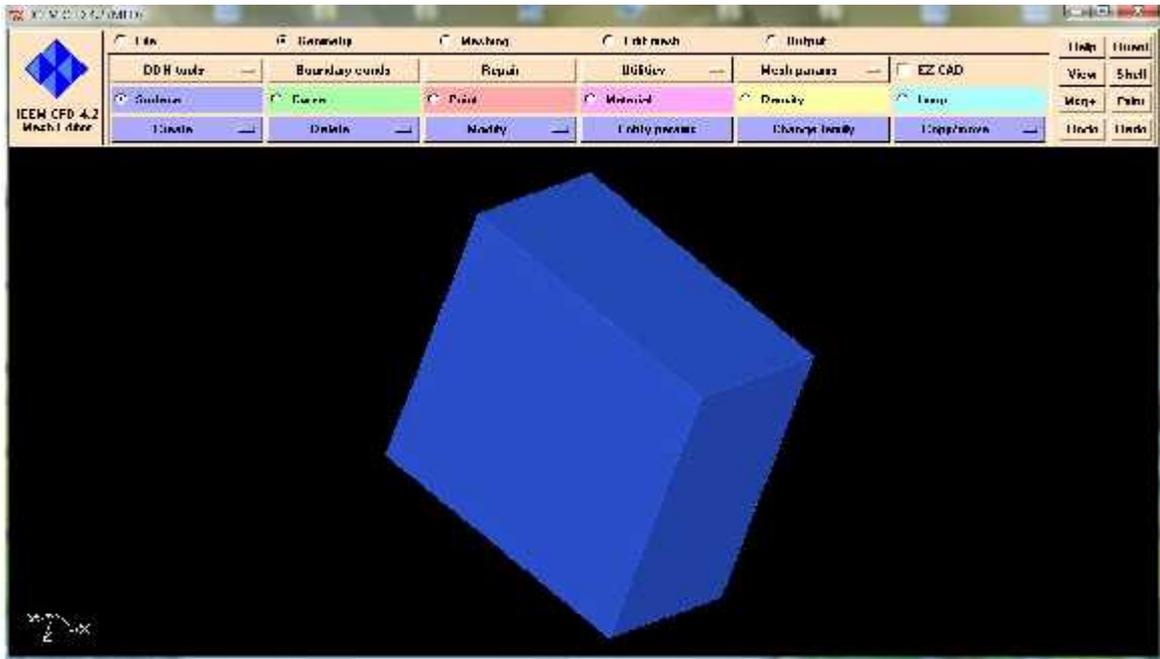


Figure 4.7: Le volume de contrôle.

#### b) Etape 2 (création des familles) :



Figure 4.8: Création des familles.

## c) Etape 3 (paramètres de maillage) :

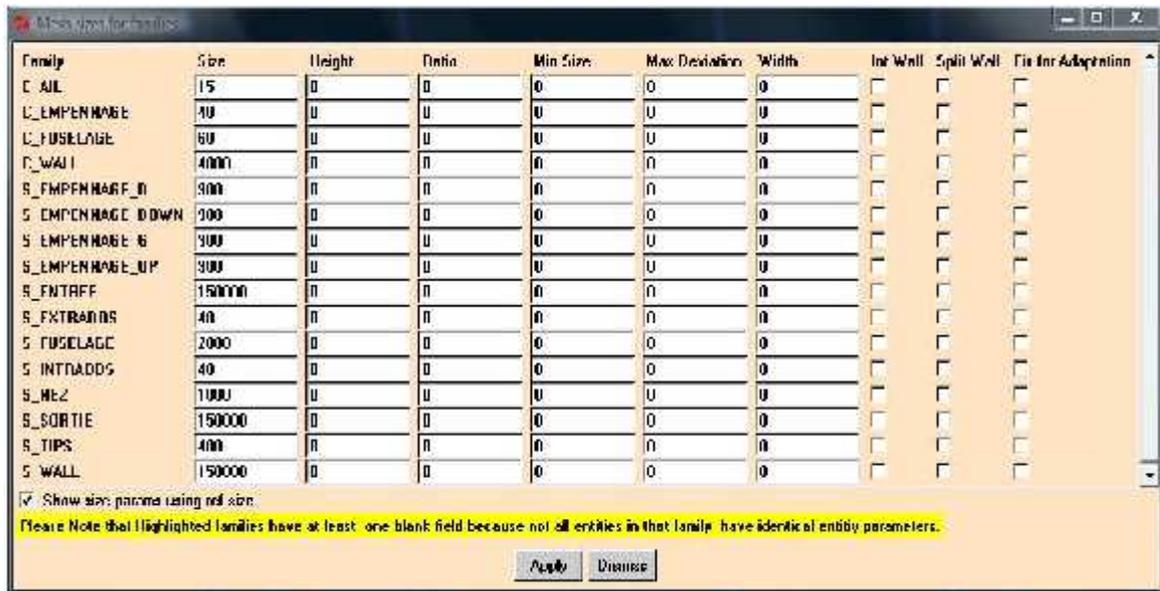


Figure 4.9: Paramètres de maillage.

## d) Etape 4 (génération de maillage) :

On passe à l'option de génération du maillage tetrahydrique.

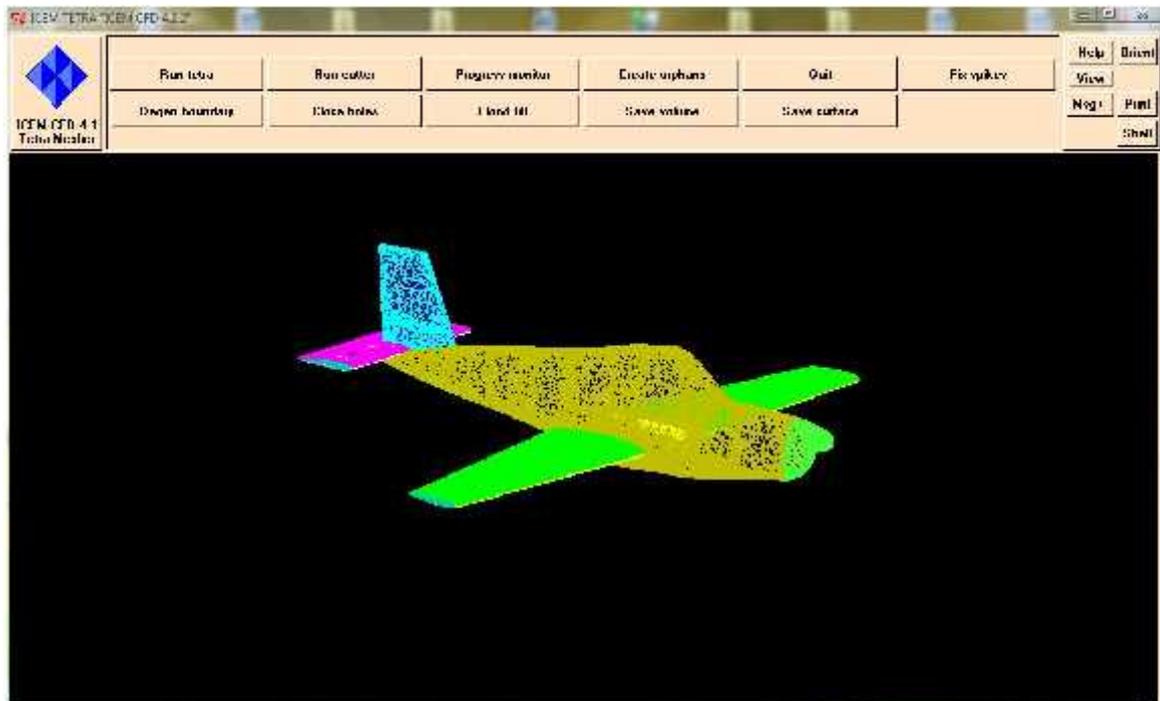
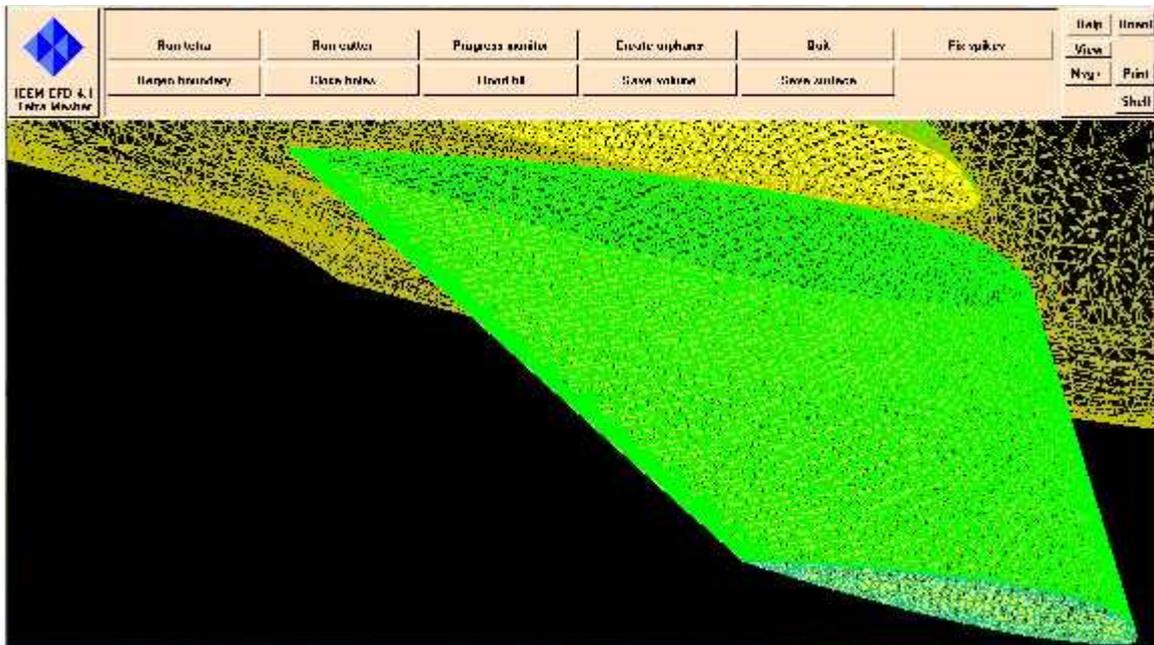


Figure 4.10 : Génération du maillage par ICEM CFD.

### e) Etape 5 (thin cut) :

Cette étape raffiner le maillage au niveau de bord de fuit des ailes et des dérives.



*Figure 4.11: Thin cut.*

### IV-2-3- FLUENT:

Le code de calcul FLUENT permet de définir les conditions aux limites et initiales du système, le type de résolution (régime permanent ou transitoire), les paramètres du solveur, parmi lesquels : le pas de temps, le nombre d'itération, le critère de convergence ainsi que la nature des fluides (ou solides) en présence.

Les conditions aux limites sont de quatre types : inlet, outlet, wall et symmetry.

- Les conditions de type **inlet** sont utilisées dans le cas d'un écoulement entrant à l'intérieur du domaine.
- Les conditions de type **outlet** sont quant à elles utilisées dans le cas d'un écoulement sortant à l'extérieur du domaine.
- La condition aux limites de type **wall** est attribuée aux parois imperméables à l'écoulement.
- Enfin, si l'écoulement présente un plan de **symmetry**, il est possible d'attribuer la condition symétrie à ce plan.

### IV-3- Application du code FLUENT à la résolution du problème :

#### IV-3- 1- Problème et Objectifs :

Notre projet consiste principalement à étudier l'aérodynamique du modèle volant **Zlin 142** avec une modification de l'aile.

Cette étude implique d'estimer les différents coefficients aérodynamiques ( $C_z$ ,  $C_x$ ,  $C_p$ ) et la polaire de l'appareil pour différents angles d'incidence. De plus il convient d'estimer le champ de pression et le champ de vitesse sur la géométrie.

Un autre objectif consiste essentiellement à bien maîtriser un outil puissant de la simulation numérique (FLUENT), et de comprendre d'un point de vue théorique les fondements de la méthode des volumes finis.

#### IV-3- 2- Conditions initiales et aux limites :

Dans cette étape, on fournit au logiciel les conditions initiales qui représentent l'état de base du modèle à l'instant où on commence la simulation, ainsi que les conditions aux limites qui doivent être appliquées à toutes les régions aux extrémités du domaine de calcul.

On prendra les conditions de travail suivantes :

$r = 287.143 \text{ Pa/Kg.k}$ ,  $T = 298\text{k}$  et  $U_0 = 50 \text{ m/s}$ .

$a = (\gamma \cdot r)^{1/2} = 340,1 \text{ m/s}$

$$M = V/a = V/(\gamma \cdot r)^{1/2} \quad (4-1)$$

On trouve que le nombre de Mach est subsonique:  $M=0,1444$

Nous considérons un écoulement tridimensionnel autour de l'avion pour différents angles d'incidence et un nombre de Mach 0,14.

- **Les conditions initiales:**

On calcule la pression et la masse volumique correspondante à l'altitude de vol **1500 m** :

$$P = P_0 \left(1 - \frac{L}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4-2)$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{L}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1} - 1} \quad (4-3)$$

Avec :

$P_0 = 101325$  pascal ;

$Z = 1500$  m ;

$L = 6,5 \cdot 10^{-3}$  ;

$g = 9.81$  m/s<sup>2</sup> ;

$r = 287$  ;

$T_0 = 288.15$ K ;

$\rho_0 = 1.2$  /m<sup>3</sup> ;

On trouve:  $P = 85000$  pascal ;

$\rho = 1.0$  k /m<sup>3</sup>.

- Le fluide c'est : air.
- L'écoulement est subsonique.
- La pression de référence : 101325 pascal.
- L'écoulement non visqueux.
- Le régime est stationnaire.
- Linéarisation approches implicite.
- Fluide incompressible.
- La vitesse d'entrée :  $U_0 = 50$  m/s.

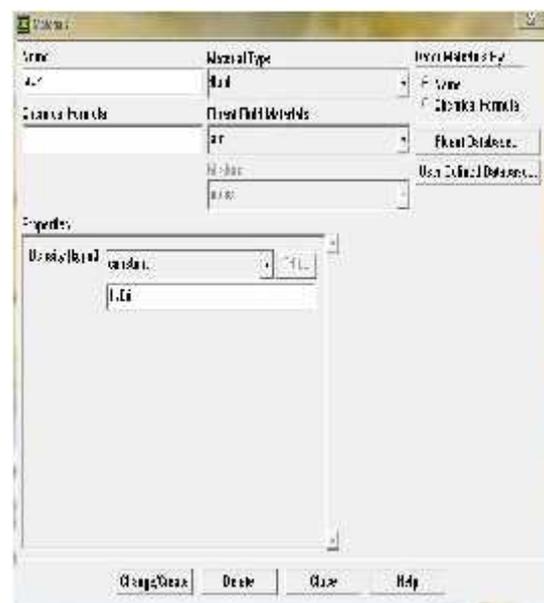
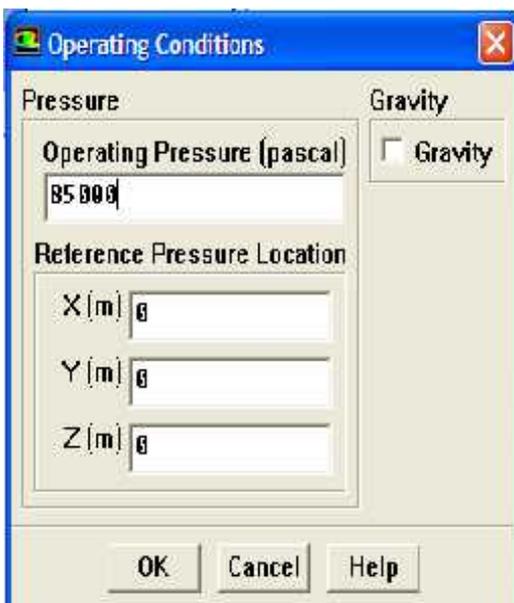
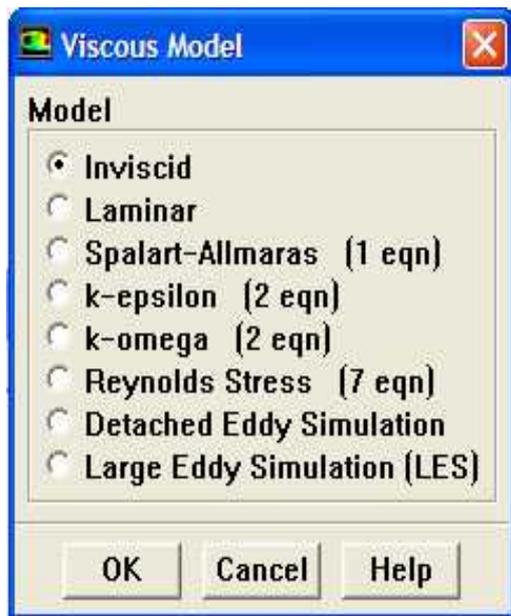


Figure 4.12: Les conditions initiales.

- **Les conditions aux limites :**
  - Entrée du domaine : Velocity Inlet.
  - Sortie du domaine : pressure Outlet.
  - Les Parois : Wall.

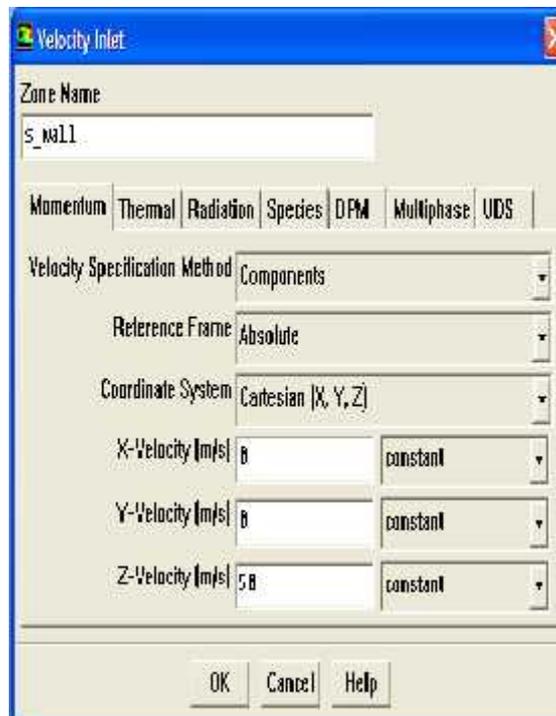
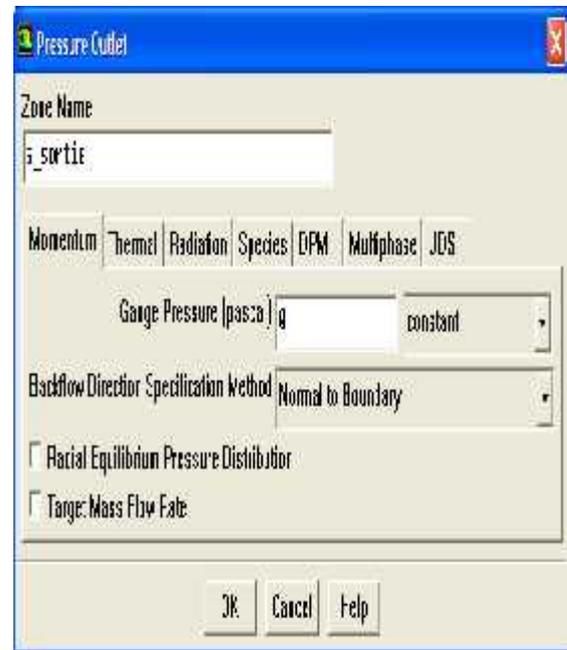
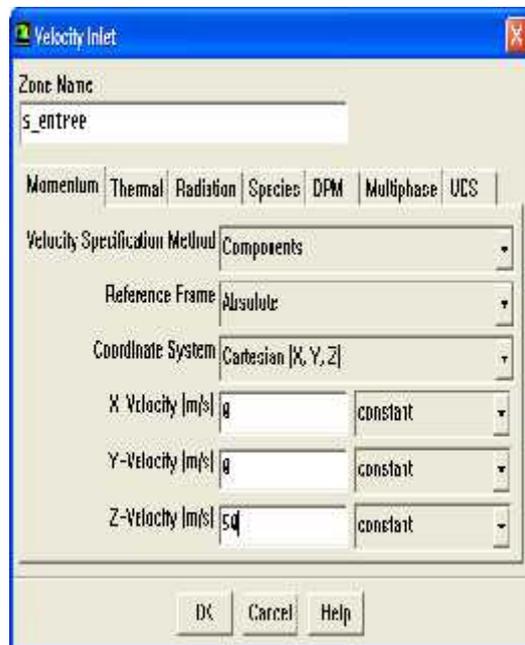
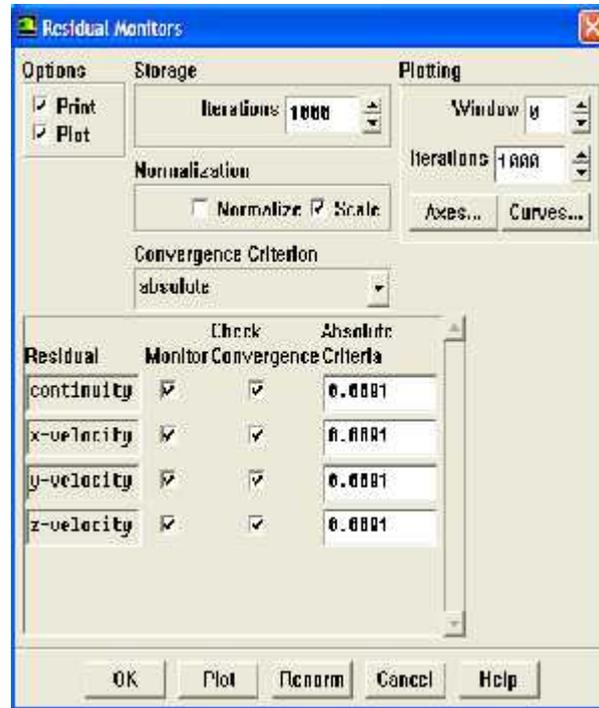


Figure 4.13 : Les conditions aux limites.

Deux paramètres essentiels sont décrits avant le déroulement du calcul.

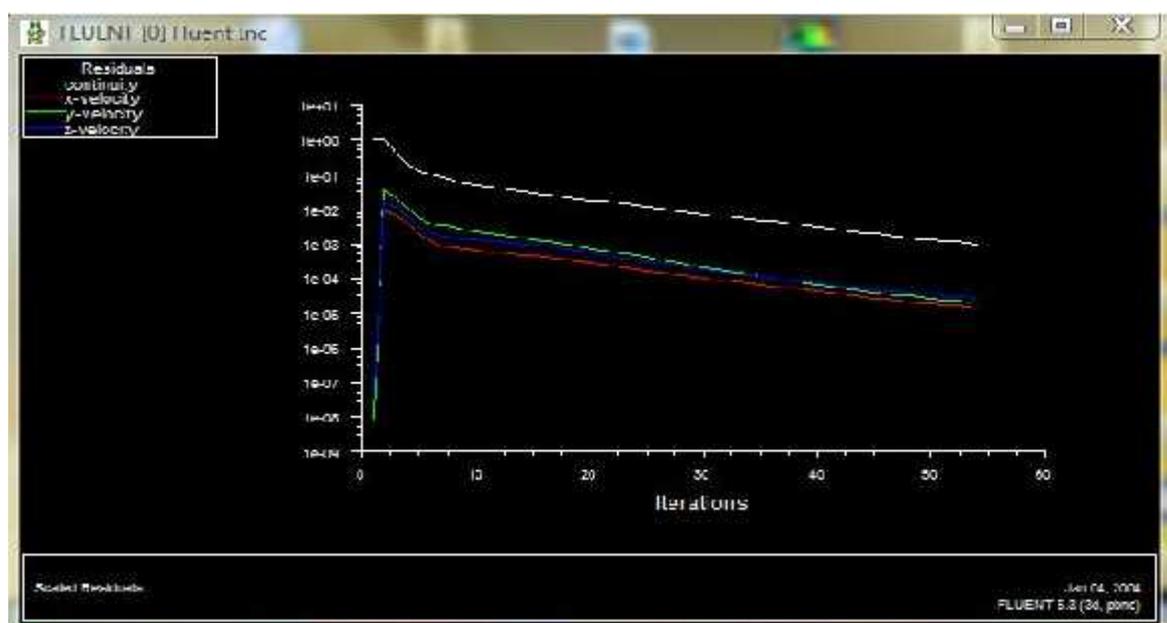
- Nombre max d'itération= 1000.
- Erreur de convergence=  $10^{-4}$ .
- Le temps de convergence pour chaque angle d'incidence = 4H.



*Figure 4.14 : Erreur de convergence.*

Le déroulement du calcul s'arrête quand tous les graphes convergent vers la valeur d'erreur donnée.

Le résultat du calcul est montré sur la *Figure 4.15*.



*Figure 4.15 : Le diagramme des résiduelles.*

On fait varier l'angle d'incidence relativement au vecteur vitesse c'est-à-dire : au lieu de faire varier l'angle d'incidence de l'avion, on joue sur l'angle du vecteur vitesse de manière à ce qu'il prenne les valeurs suivantes (-4°, -2°, 0°, 5°, 7°, 10°, 12°, 15°, 20°, 25°). Sachant que l'expression de la vitesse l'entrée du domaine est définie comme suit :

$$\vec{U} = \vec{U}_X + \vec{U}_Y + \vec{U}_Z \quad (4-4)$$

- Effectuer des mesures de vitesse et de pression pour différents angles d'incidence.
- Etablir une série de graphes de divers coefficients aérodynamiques qui caractérisent le vol de notre modèle.
- A l'aide de logiciel l'Origine, on trace ces différents graphes.

Les caractéristiques recherchées sont :

- Coefficient de portance  $C_z = f(\alpha)$ .
- Coefficient de trainée  $C_x = f(\alpha)$ .
- La polaire de l'avion  $C_z = f(C_x)$ .
- La finesse de l'avion.
- Le coefficient de pression.
- Les contours de pression et les contours de vitesse.

## Introduction :

Le code de calcul FLUENT est basé sur la résolution des équations de Navier Stokes utilisant la méthode des volumes finis.

La simulation est constituée de trois étapes :

La première consiste à déterminer le domaine numérique de calcul et par suite faire le maillage à l'aide du logiciel ICEM.

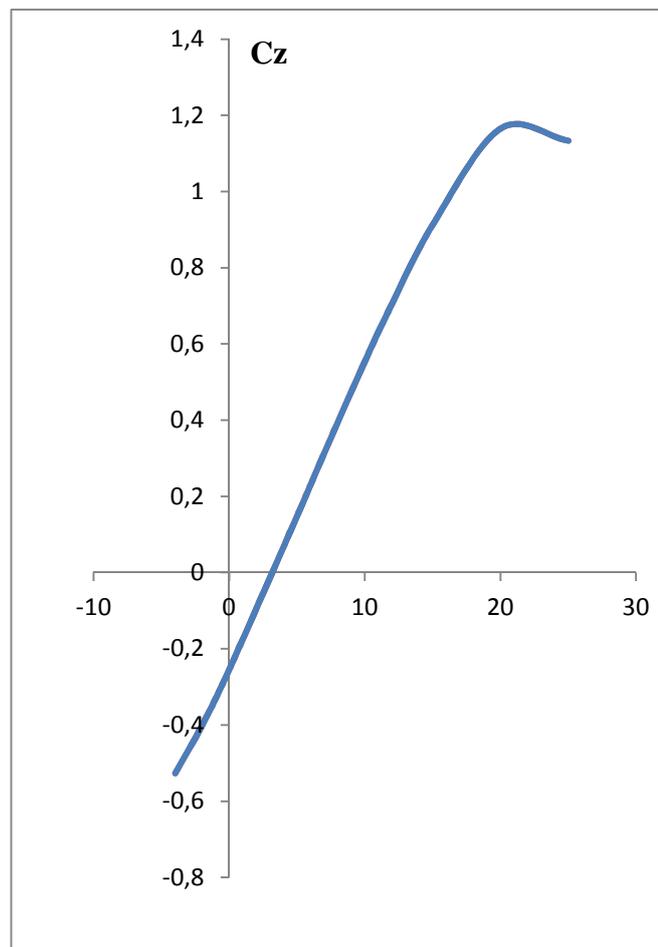
La seconde étape est la simulation qui nécessite un choix des conditions initiales et les conditions aux limites.

La dernière étape est le solver, elle consiste à présenter les résultats obtenus sous forme de contours, vecteurs et courbes.

### V-1- Influence de l'incidence sur le coefficient de portance $C_z$ :

*Tableau 5.1.*

L'angle d'incidence ( $\alpha$ )	Le coefficient de portance ( $C_z$ )
-4	-0.526
-2	-0.399
0	-0.252
5	0.15
7	0.315
10	0.556
12	0.707
15	0.914
20	1.166
25	1.134



*Figure 5.1 : Courbe  $C_z$  en fonction d'incidence.*

A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance  $C_z$  en fonction de l'angle d'incidence, on tire des points marquants interprétés comme suit :

- Lorsque l'angle d'incidence est nul ; on obtient un coefficient de portance - 0.252.
- Entre l'angle  $-4^\circ$  et  $20^\circ$  le coefficient  $C_z$  augmente rapidement formant approximativement une droite, ce qui signifie qu'il y a une augmentation aussi importante avec l'augmentation de l'incidence sur cette tranche du graphe.
- Les angles d'incidences négatives correspondent à des valeurs de  $C_z$  négatives, produisant également une portance négative. Ce qui signifie qu'elle se dirige de l'extrados vers l'intrados. Ceci montre la réduction de pression à l'intrados et l'augmentation de la pression au niveau de l'extrados.
- Pour l'angle d'incidence =  $20^\circ$ ,  $C_z$  passe par un maximum ( $C_z \text{ max}=1.166$ ), au delà de cet angle on aura le phénomène de décrochage qui interprétés par une chute de portance. Par ce que les filets d'air n'épousent plus le contour de l'aile.

## V-2- Influence de l'incidence sur le coefficient de trainée $C_x$ :

Tableau 5.2.

L'angle d'incidence ( $\alpha$ )	Le coefficient de trainée ( $C_x$ )
-4	0.016
-2	0.021
0	0.023
5	0.013
7	0.022
10	0.067
12	0.104
15	0.168
20	0.274
25	0.279

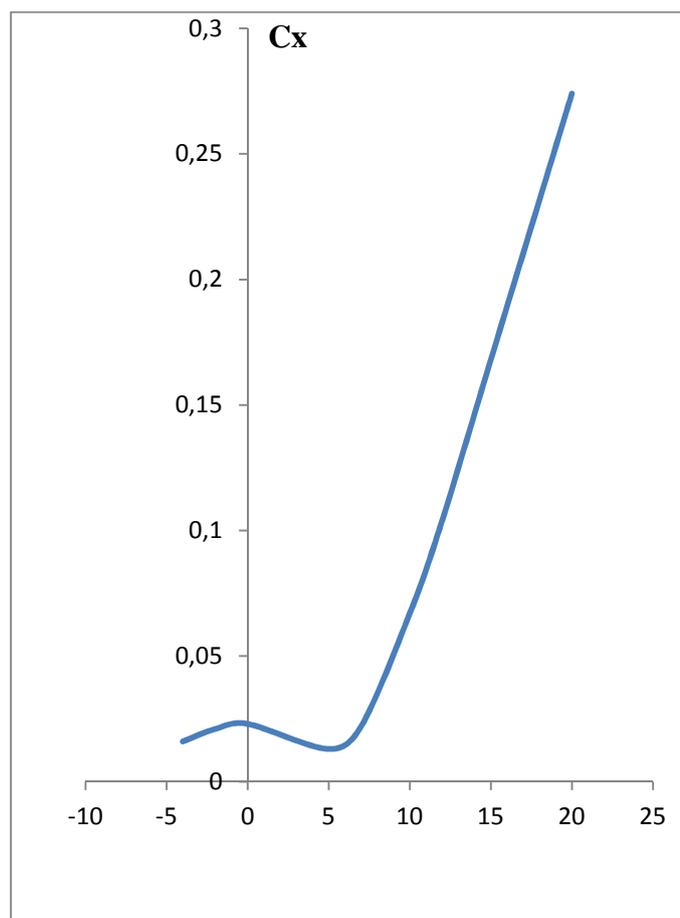


Figure 5.2 : Courbe  $C_x$  en fonction d'incidence.

Cette courbe possède approximativement la forme d'une parabole pour les incidences comprises entre  $-1^\circ$  et  $20^\circ$ . Cette courbe ne coupe pas l'axe des incidences ce qui signifie que la traînée ne pourra jamais être nulle car si on arrive à annuler la traînée induite, on ne pourra jamais annuler la traînée qui dérive de la forme du modèle. Pour l'incidence  $5^\circ$  cette courbe passe par un minimum de 0,013 qui représente le coefficient de traînée de forme (fuselage).

### V-3- Courbe de la polaire :

Tableau 5.3.

Le coefficient de portance (Cz)	Le coefficient de traînée (Cx)
<b>-0.526</b>	<b>0.016</b>
<b>-0.399</b>	<b>0.021</b>
<b>-0.252</b>	<b>0.023</b>
<b>0.15</b>	<b>0.013</b>
<b>0.315</b>	<b>0.022</b>
<b>0.556</b>	<b>0.067</b>
<b>0.707</b>	<b>0.104</b>
<b>0.914</b>	<b>0.168</b>
<b>1.166</b>	<b>0.274</b>
<b>1.134</b>	<b>0.279</b>

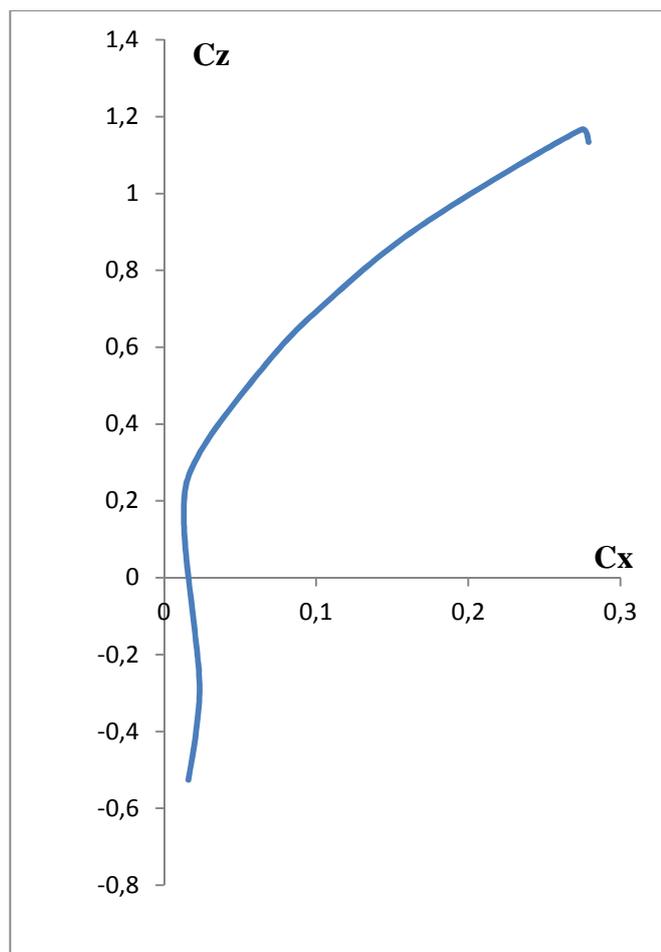


Figure 5.3 : Courbe de la polaire.

On constate sur la partie correspond au Cz Positif de la polaire de révolution du coefficient de portance Cz est plus grande que révolution du coefficient Cx correspond.

- Pour Cz max=1.166 on a : Cx =0.274.

Malgré le point pris sur la polaire correspond au Cz max, elle n'a au qu'un intérêt usuel pour le vol du modèle car elle a aussi un coefficient de traînée élevée.

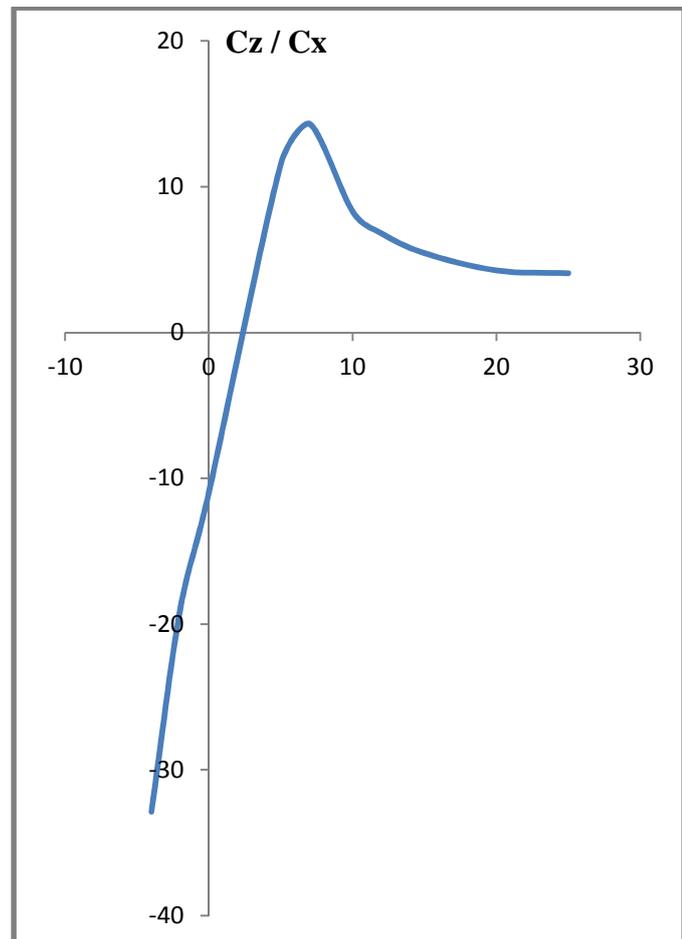
- D'autre part on prend l'incidence  $4^\circ$  correspond a Cz nul et Cx = 0.03 (minimum de traînée induite).

Ces deux derniers points pris ne représentent pas les meilleures conditions de vol du modèle. Donc comment on peut déterminer ces conditions si la polaire seule n'a pas pu?

#### V-4- Courbe de la finesse :

*Tableau 5.4.*

L'angle d'incidence ( $\alpha$ )	La finesse ( $C_z / C_x$ )
-4	-32.875
-2	-19
0	-10.956
5	11.538
7	14.318
10	8.298
12	6.798
15	5.440
20	4.255
25	4.064



*Figure 5.4 : Courbe de la finesse.*

La courbe de finesse en fonction de l'incidence peut nous servir des autres caractéristiques complémentaires de vol du modèle.

Pour l'incidence  $7^\circ$  on a le rapport  $C_z / C_x$  est maximum 14.318, ce qui nous montre qu'elle correspond à l'angle optimal de vol.

Les angles qui se trouvent entre  $7^\circ$  et  $20^\circ$  ont une finesse importante, ce qui nous permis de définir un intervalle contient les angles usuels de vol.

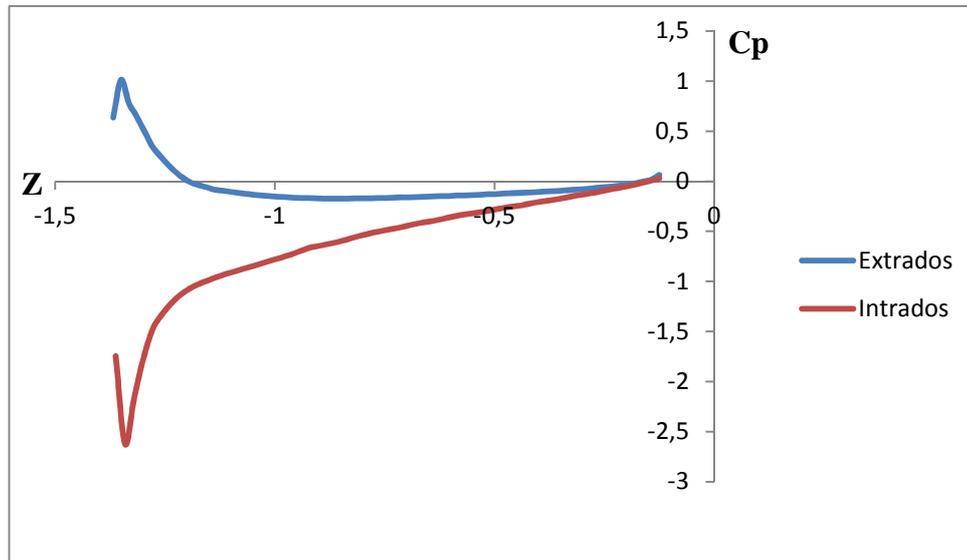
**V-5- Influence de l'incidence sur le coefficient pression:**

Figure 5.5 : Le coefficient de pression pour  $\alpha = -4$ .

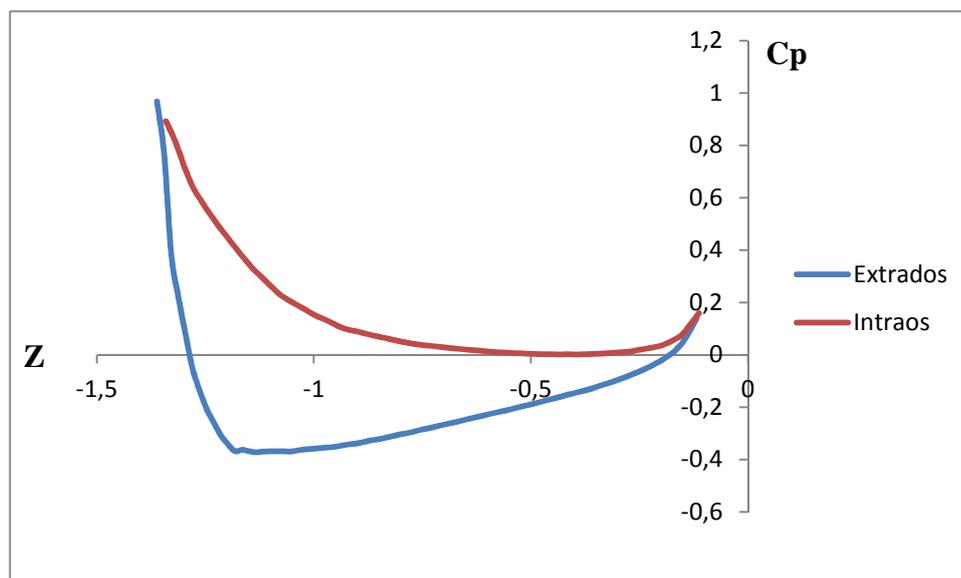


Figure 5.6 : Le coefficient de pression pour  $\alpha = 0$ .

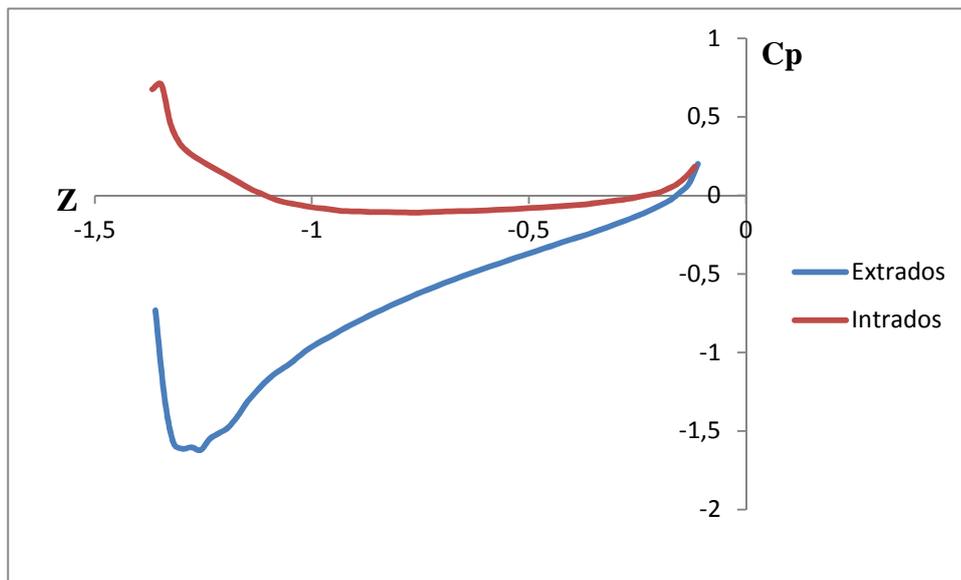


Figure 5.7 : Le coefficient de pression pour  $\alpha = 10$ .

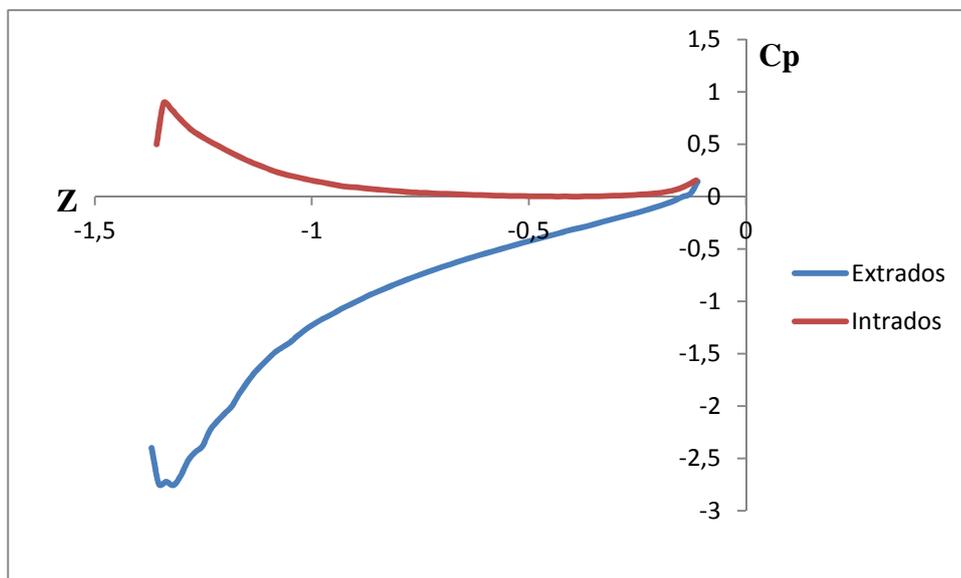


Figure 5.8 : Le coefficient de pression pour  $\alpha = 15$ .

Ce graphique représente la variation des distributions de pression sur l'intrados et l'extrados de profil de notre aile, en fonction de la position sur le profil, en faisant varier l'incidence de l'aile.

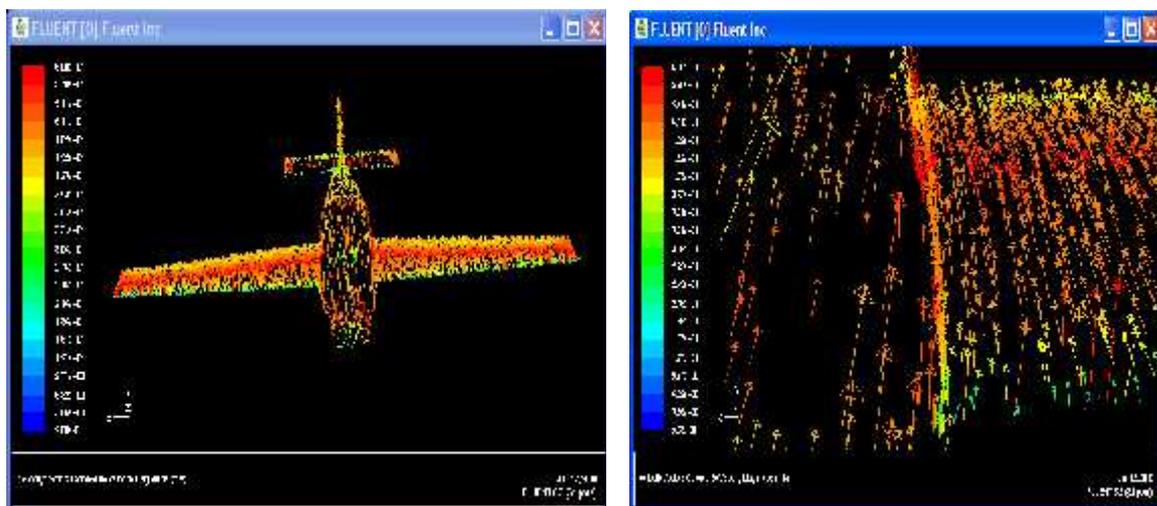
Les pressions sont réparties sur l'intrados et l'extrados d'une manière d'assurer une portance en appliquant la loi de Bernoulli. On peut expliquer cette répartition comme suit : La vitesse tangentielle sur les parois du profil est supérieure à la vitesse infinie, car les lignes de courant du fluide, considéré comme parfait se rapprochent les unes des autres, ce qui, par application du théorème de conservation du débit, nous permet de dire que la vitesse le long du profil est supérieure. D'où, par application du théorème de Bernoulli, on en déduit que la pression le long de ce même profil est inférieure à celle à l'infini. Ce phénomène est particulièrement visible juste après le bord d'attaque. Mais ce n'est pas vérifié au niveau du bord d'attaque lui-même, qui est un point d'arrêt, donc où la vitesse s'annule, et où le  $C_p$  tend vers 1. On a de même une décélération au bord de fuite qui fait augmenter le  $C_p$ .

Encore, l'augmentation de l'incidence permet de différencier les pressions à l'intrados et l'extrados. Sur l'extrados, la vitesse tangentielle augmente par rapport à la vitesse normale sous incidence nulle, donc, la pression diminue par rapport au profil sous incidence nulle.

À l'inverse, l'intrados voit sa vitesse tangentielle diminuer par rapport à précédemment, du fait de l'augmentation de l'obstacle que produit l'aile à l'écoulement venant de l'infini. D'où, augmentation de la pression par rapport au profil sous incidence nulle.

Le point d'arrêt est toujours le bord d'attaque, et la pression tend donc toujours vers 1 à ce niveau. Les courbes pour l'incidence  $-4^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  et  $15^\circ$  en sont représentatives.

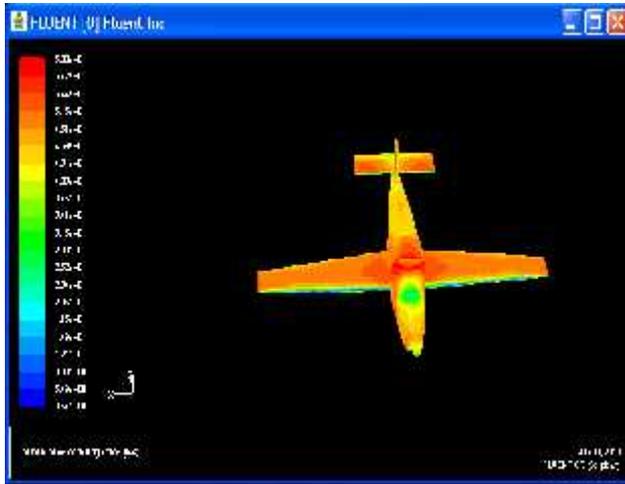
### V-6- Distribution des vecteurs vitesses autour de l'avion :



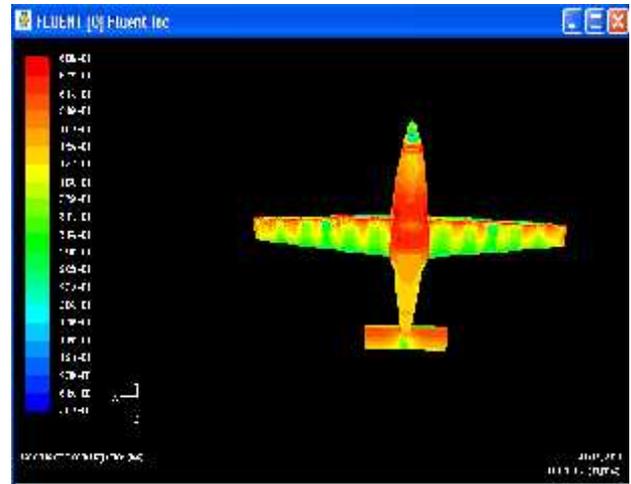
*Figure 5.9 : Distribution des vecteurs vitesses autour de l'avion.*

On remarque que la direction des filets d'air suit bien l'avion.

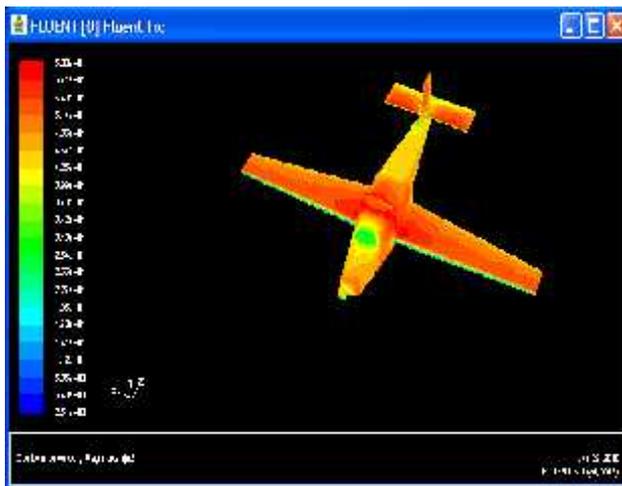
**V-7- Influence des incidences sur les contours des vitesses :**



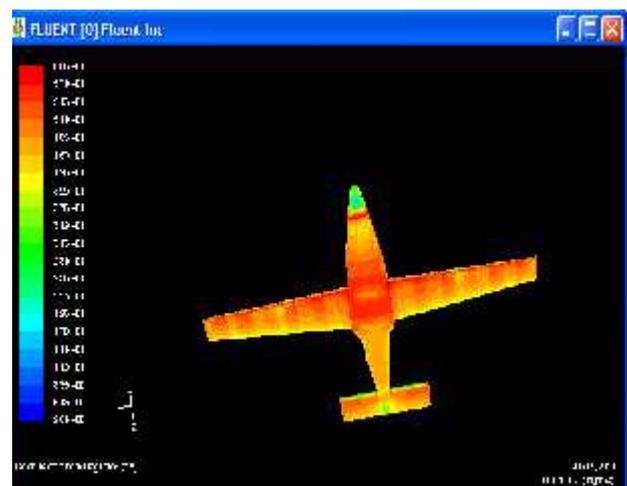
*Angle -4(extrados).*



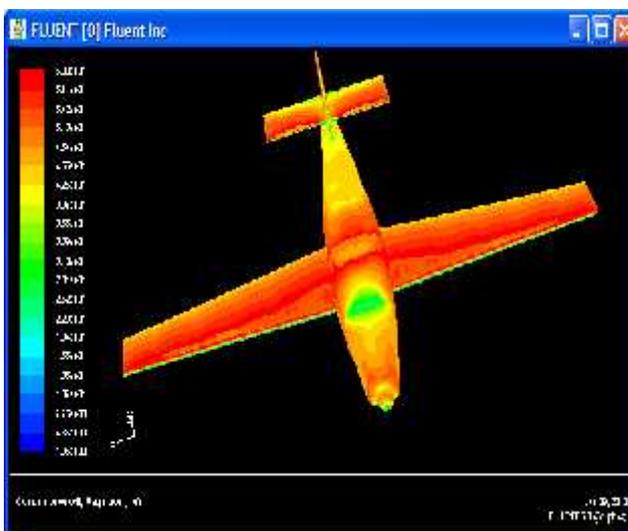
*Angle -4(intrados).*



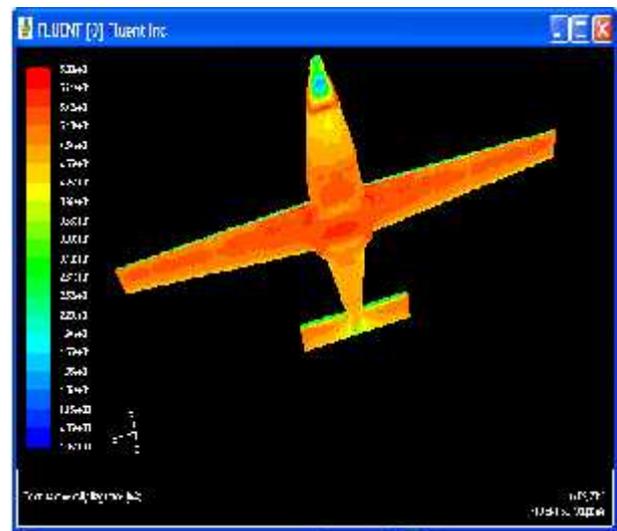
*Angle 0(extrados).*



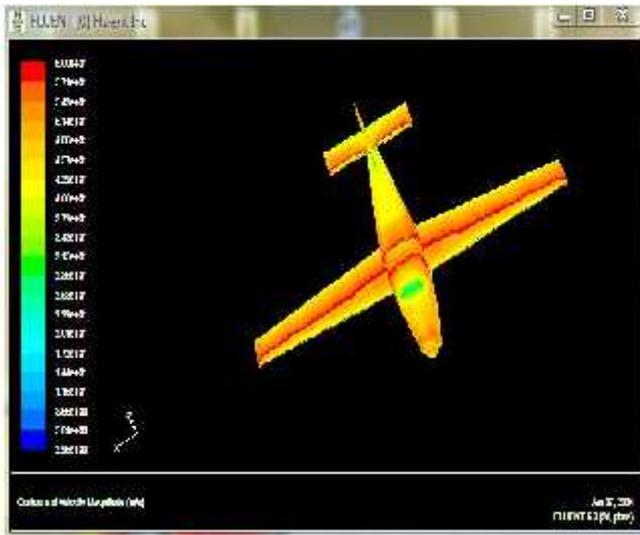
*Angle 0(intrados).*



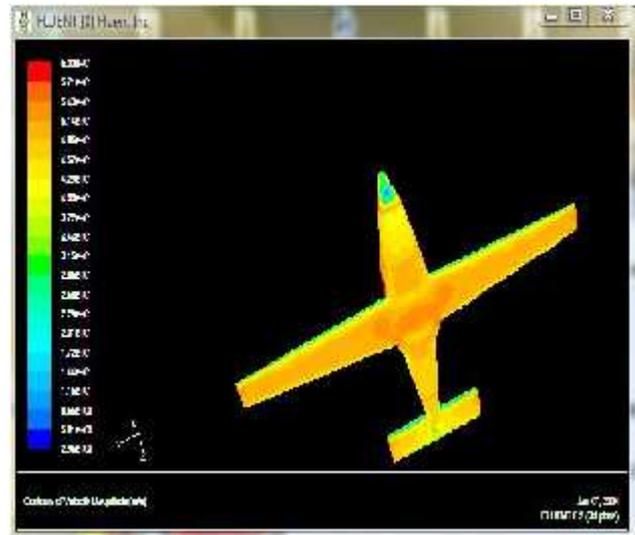
*Angle 5(extrados).*



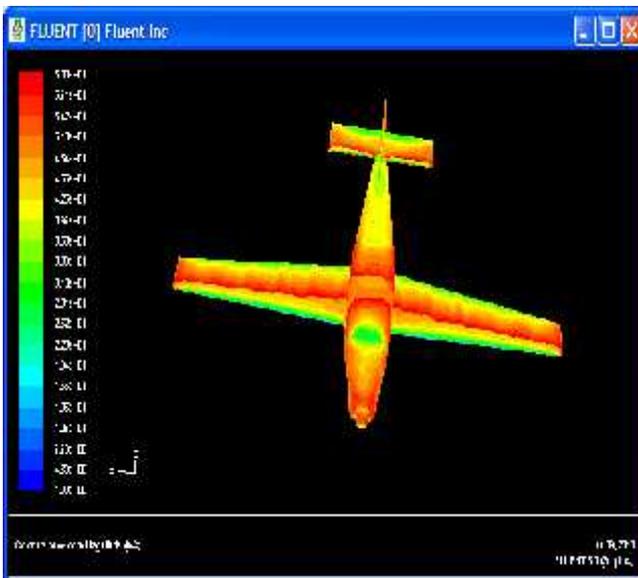
*Angle 5(intrados).*



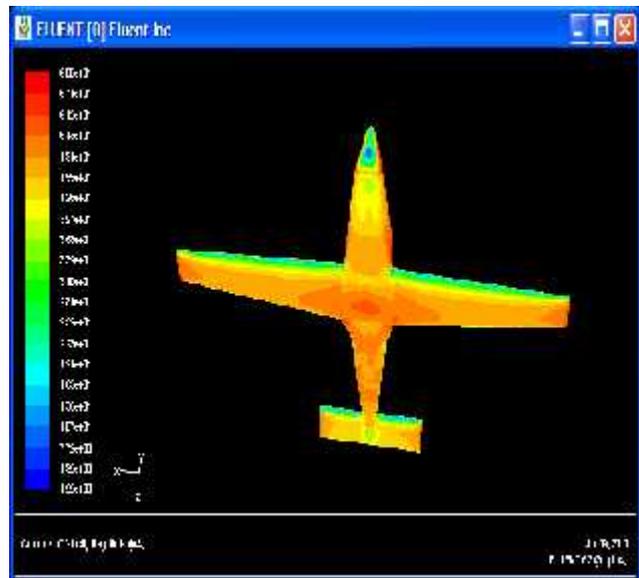
Angle 10(extrados).



Angle 10(intrados).



Angle 15(extrados).



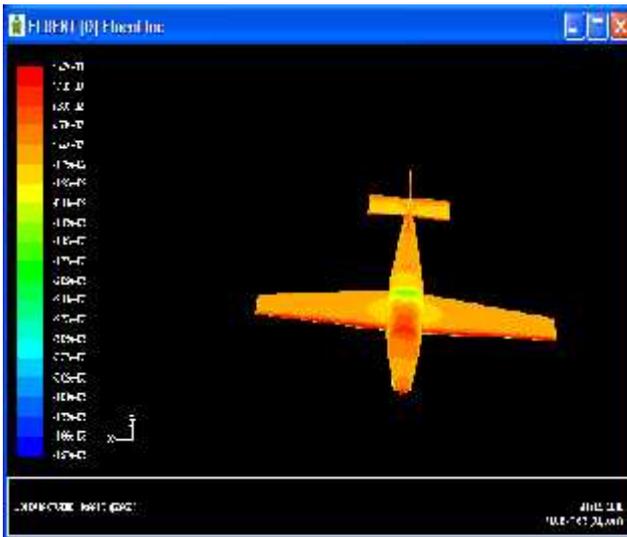
Angle 15(intrados).

**Figure 5.10** : Répartition de la vitesse autour de l'avion pour différents angles d'incidence.

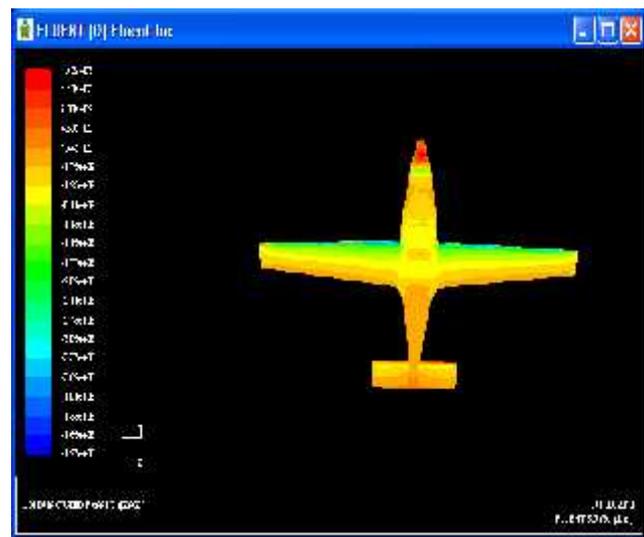
**La figure 5.10** : montre Les contours des vitesses autour de l'avion pour les différentes incidences ( $-4^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$ ,  $15^{\circ}$ ).

- Pour une incidence nulle on ne remarque aucune perturbation de l'écoulement, car les lignes de courant épousent parfaitement la surface du modèle.
- L'écoulement devient perturbé, à partir de certain angle loin de l'angle nul. ça est montré sur les angles voisins à celle de décrochage.

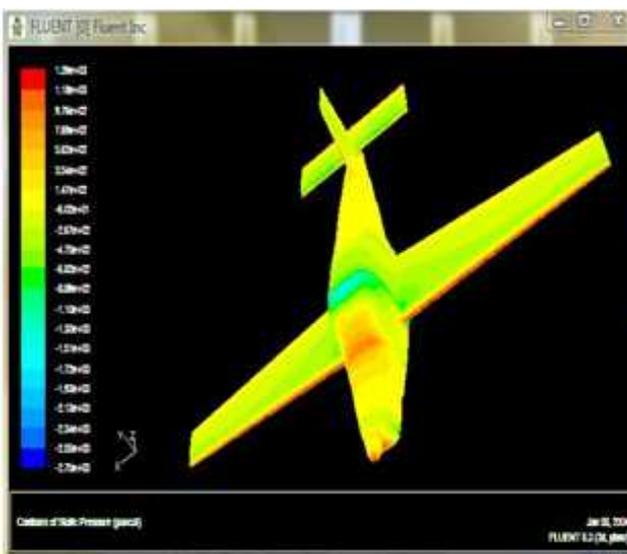
**V-8- Influence des incidences sur les contours des pressions :**



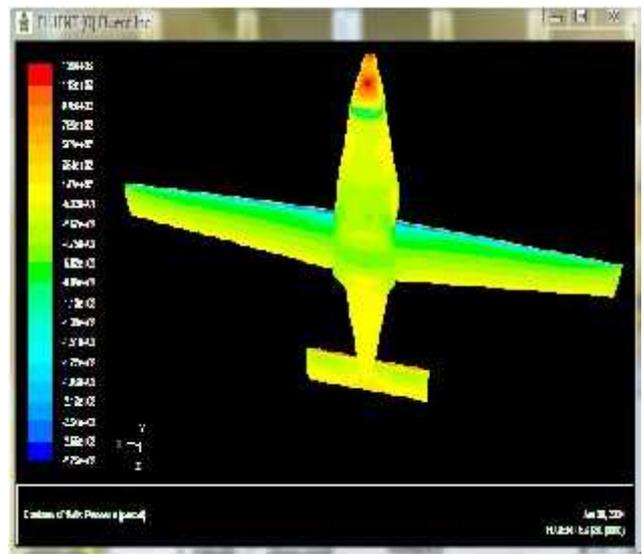
*Angle -4(extrados).*



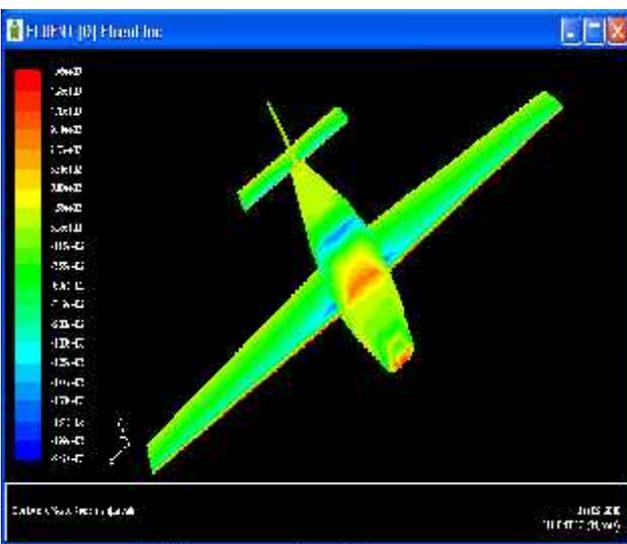
*Angle -4(intrados).*



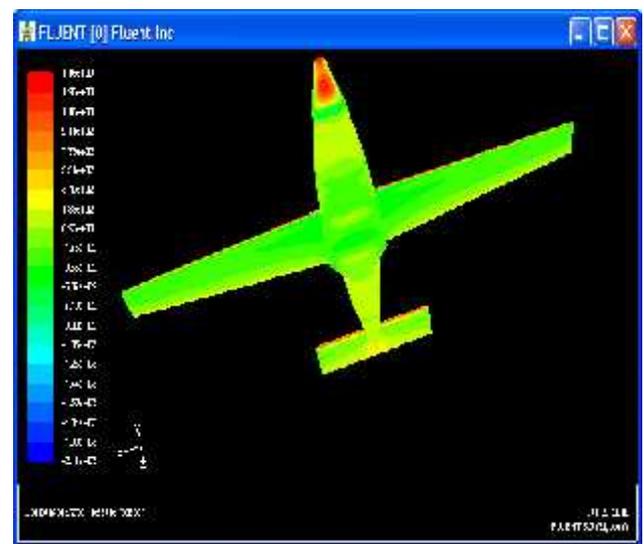
*Angle 0(extrados).*



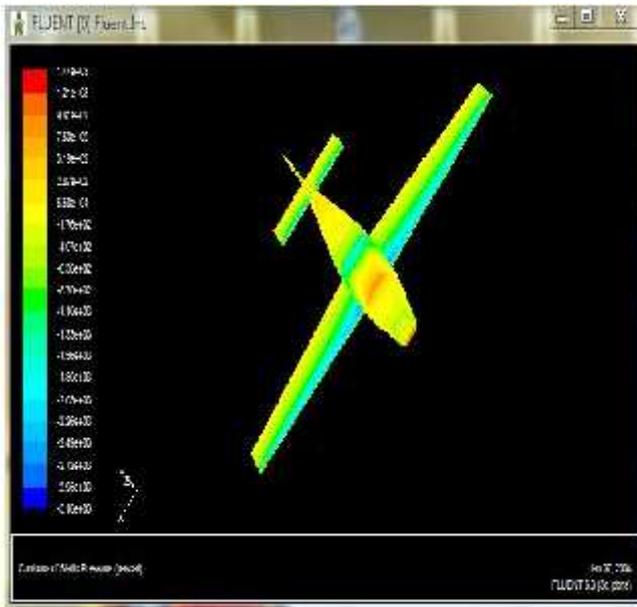
*Angle 0(intrados).*



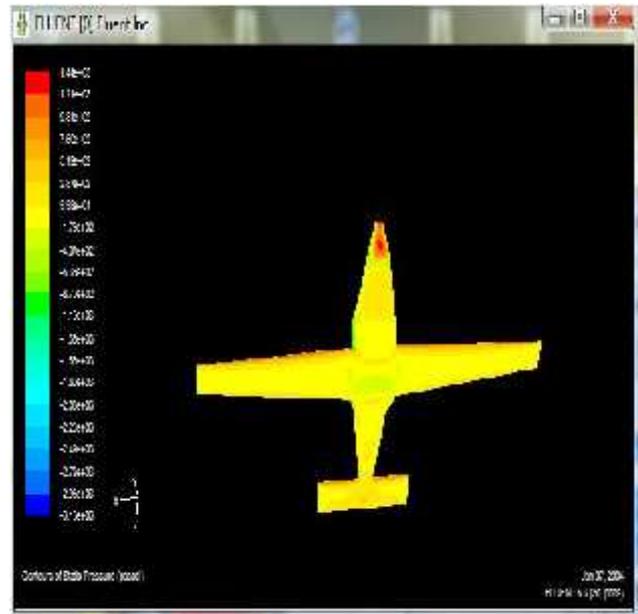
*Angle 5(extrados).*



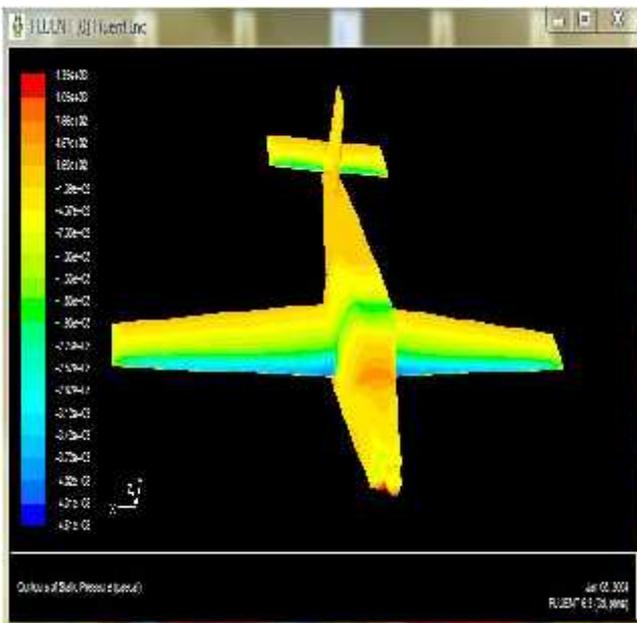
*Angle 5(intrados).*



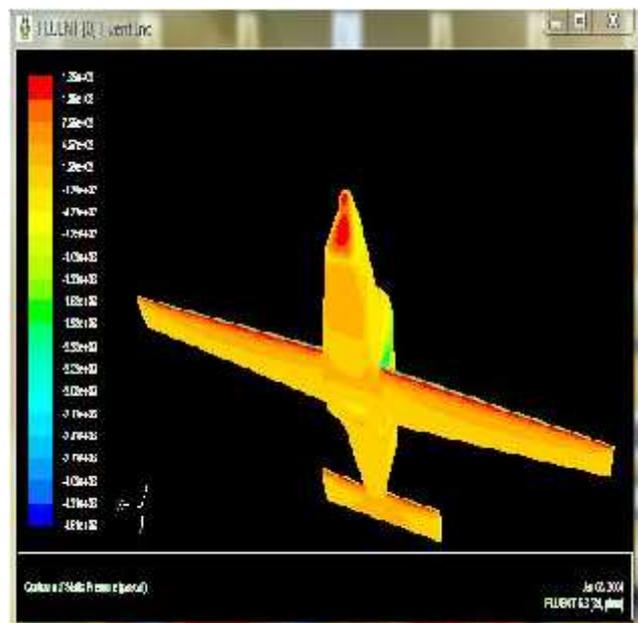
*Angle 10(extrados).*



*Angle 10(intrados).*



*Angle 15(extrados).*



*Angle 15(intrados).*

**Figure 5.11** : Répartition de la pression autour de l'avion pour différents angles d'incidence.

**La figure 5.11** : montre Les contours des pressions autour de l'avion pour les différentes incidences ( $-4^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$ ,  $15^{\circ}$ ).

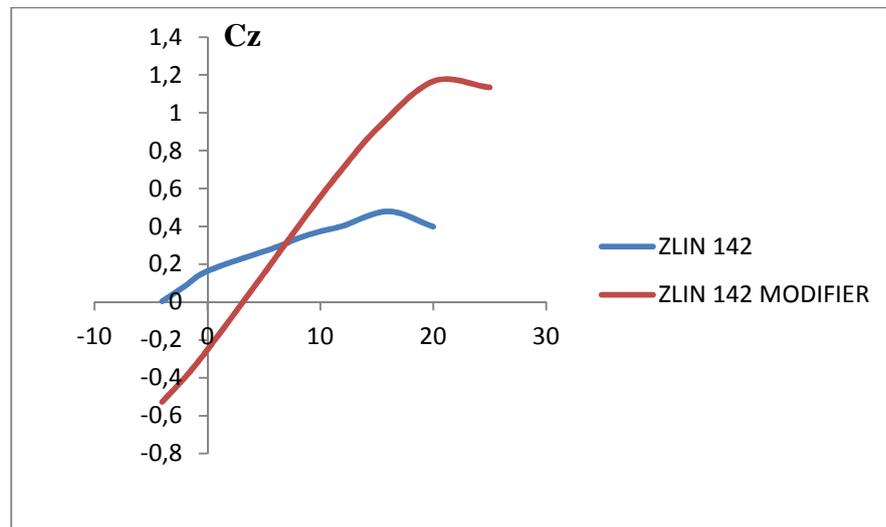
Sur la partie avant du fuselage, la distribution des pressions diminue en changeant l'angle d'incidence positivement et augmente dans le cas contraire.

En faisant varier l'angle d'incidence, on constate la création d'une zone de dépression sur extrados et une zone de surpression sur intrados.

Donc le fait de varier l'angle d'incidence fait augmenter l'écart de pression entre l'intrados et l'extrados de l'avion, ce qui entraine une augmentation de portance.

### V-9- Comparaison des caractéristiques aérodynamiques:

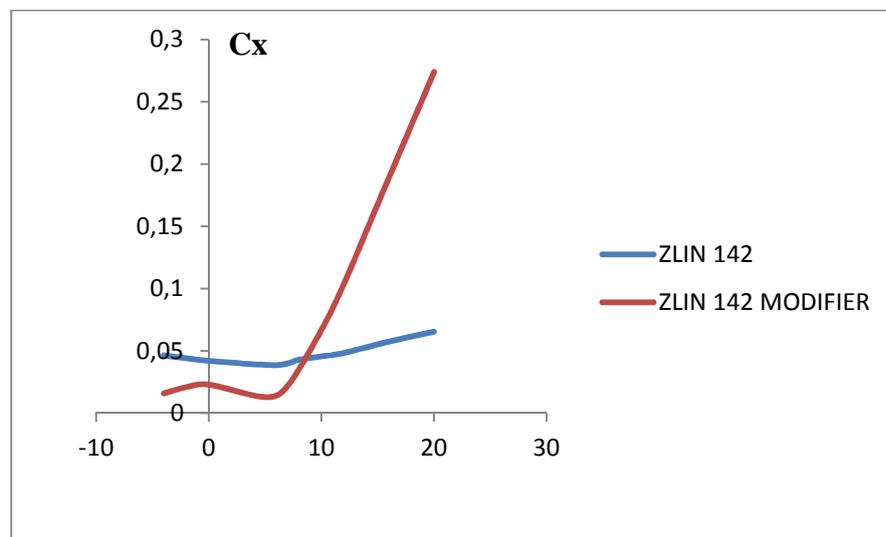
Dans cette section, nous allons comparer les principales caractéristiques pour un avion (Zlin142 modifier) avec celui présenté dans [10].



*Figure 5.12 : Comparaison des courbes de portance.*

On remarque que, l'allure de la courbe est dans les normes.

En comparant avec les anciens résultats, on remarque que la portance a été améliorée et la zone de décrochage s'éloigne vers les grands angles d'incidence (de 16° vers 22°) ce qui est important pour un avion léger de voltige en tenant compte ces manœuvres.



*Figure 5.13 : Comparaison des courbes de traînée.*

On sait qu'il y a toujours un compromis entre la portance et la traînée, donc on ne peut pas avoir une amélioration de portance sans augmentation de traînée. Pour les incidences faibles la traînée est meilleure en comparant avec les anciens résultats. Pour les grandes incidences (les manœuvres) automatiquement les traînées sont grandes, c'est le coût d'un cas anormal, par exemple on s'intéresse à la mission mais pas à la consommation.

Le but de ce projet est d'améliorer les performances d'un modèle d'avion (Zlin 142) on effectue un changement total de l'aile à partir d'une étude aérodynamique qu'on peut généraliser sur tous les modèles volants qui vont être conçus.

Le projet se déroule comme prévu, les objectifs sont complètement atteints malgré qu'ils ne représentent pas toutes les caractéristiques du modèle : nous avons bien obtenu la courbe du coefficient de portance et celle de la traînée, polaire, la finesse, le coefficient de pression et la distribution de la pression et la vitesse autour du modèle.

Afin de confirmer notre étude, nous avons fait des comparaisons des résultats obtenus sur le nouvel modèle avec celles de modèle original.

Pour atteindre cet objectif, nous avons utilisé les moyens suivants:

- 1) Application NACA Aerofoil Section pour déterminer les points de profil NACA23012.
- 2) Logiciel de conception SolidWorks pour la conception de la géométrie de l'avion en 3D.
- 3) Logiciel de conception ICEMCFD pour définir le maillage.
- 4) code de calcul FLUENT pour déterminer les conditions aux limites et les coefficients aérodynamiques.
- 5) Machines de calcul: nous avons utilisé 2 ordinateurs. Les caractéristiques de chacun est comme suit: micro processeur dual core de 2.11 GHz et 2 Go de RAM.

C'est donc un projet qui nous pince dans la réalité de l'ingénieur, avec les soucis et les contraintes dues aux outils (logiciels et matériels) à disposition. Nous avons pu nous familiariser avec les techniques de maillage et nous rendre compte de leur importance en simulation numérique.

Il y a lieu de signaler l'une des majeures difficultés qu'on a rencontré lors de l'utilisation de ce logiciel; qui nécessitent des calculateurs beaucoup plus puissants que ceux qu'on a utilisés surtout pour le logiciel de calcul FLUENT.

Par exemple, le temps de calcul de chaque angle d'incidence prend environs quatre heures avec les ordinateurs utilisés.

A la lumière des résultats trouvés plusieurs perspectives à envisagés, on peut les résumées dans les points suivants :

- 1) On peut généraliser ce travail sur les autres avions.
- 2) Faire par la suite des modifications d'optimisations dans la forme.
- 3) Etudié d'autre caractéristiques pour définir des meilleurs conditions de vol.
- 4) réaliser ce model pour confirmer notre résultats.



# BIBLIOGRAPHIE



[01] **V.n.zaitsev** «construction des aéronefs».



[02] Sites web: [http://fr.wikipedia.org/wiki/Profil\\_\(aÃ©ronautique\)](http://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_(a%C3%A9ronautique)).



[03] **Ion paraschivoiu**: aérodynamique subsonique, Editions de l'école Polytechnique de Montrel, 1998.



[04] **A.C.Kermode** : Mécanique du vol  
Traduction : Didier Féminier  
Modulo Editeur 1982.



[05] Mrs **Korib & Bennedja** / mémoire de fin d'étude,  
Thème: «Etude de l'influence d'angle de flèche sur le profil d'aile NACA 23012»  
Promotion : ES-air 2007-2008.



[06] **A. Bonnet et J. Luneau**, Aérodynamique : Théories de la Dynamique des Fluides,  
Editions Cépaduès, Tome I, 4eme édition, septembre 1989.



[07] Sites web: <http://www.chez.com/aerodynamique>.



[08] **Ingel.ryhming** Mécanique des fluides ,deuxième édition Lausanne.



[09] Fluent Inc décembre 2004.



[10] Mrs **Bouزيد & Birram** / mémoire de fin d'étude,  
Thème: «Etude Aérodynamique d'une maquette volante»  
Promotion : D.A.B 2008-2009.