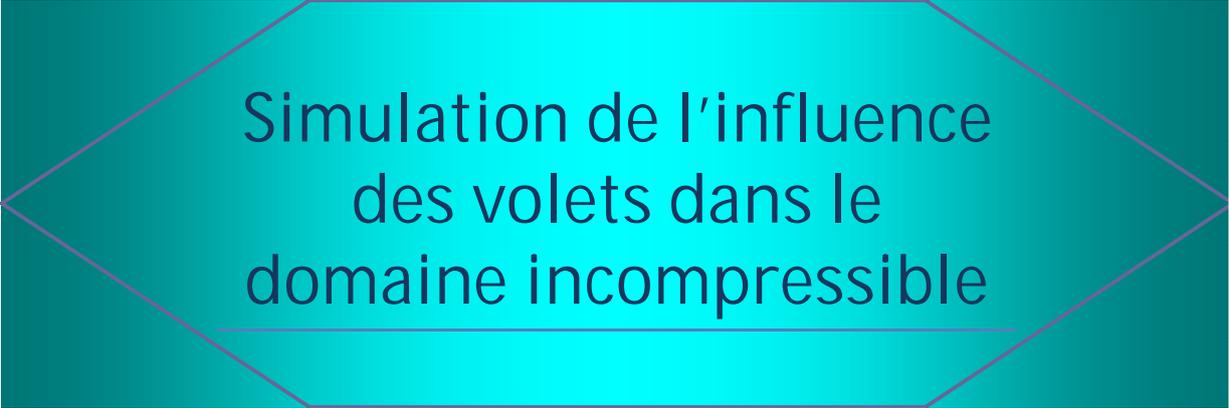


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE DE SAAD DAHLAB DE BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'étude

Dans le cadre de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état
En aéronautique.
Option : structure

Thème



Simulation de l'influence
des volets dans le
domaine incompressible

Réalisé par : LADJNEF SAMIR
ZAIDI AHMED

Promoteur :
M^r ZEBBICHE .T

Promotion 2009

PLAN DE TRAVAIL

Introduction

- Chapitre I

Notion fondamentale de mécanique
des fluides

- Chapitre II

Généralités sur les corps profilé

- Chapitre III

Présentation de logiciel

- Chapitre IV

Analyse et interprétation des
résultats

- Conclusion Générale

ملخص:

في إطار إثراء معلوماتنا حول الديناميكية الهوائية ، هذا العمل المتواضع يتلخص في بحث حول سير التيار الهوائي حول مقطع لجناح الطائرة، يهدف هذا العمل إلى دراسة مقاومة المقطع NACA0012 في المجال الهوائي الغير قابل للضغط و فحص مختلف المعاملات (الضغط، القوة المقاومة للهواء والقوة الرافعة... الخ) وهذا بدلالة تغير زاوية الدفة و زاوية خط التلاقي

Résumé :

Dans le but d'enrichir les connaissances aérodynamiques, le présent travail constitue une recherche sur le comportement de l'écoulement d'air atmosphérique autour des profils aérodynamiques, notre travail a pour but d'étudier la résistance d'un profil NACA quatre chiffres (NACA 0012) dans le domaine incompressible et examiner les différentes coefficients (la pression, la traînée, la portance, la finesse et la polaire) en fonction de variation d'angle de volet, pour différents angles d'incidences.

Abstract:

For the purpose to enriching the aerodynamics acquaintances, the power present constitutes a search on the behavior of the flow of atmospheric bearing round aerofoils Sections, our power has for goal to study the resistance of a shaped NACA four number (NACA 0012) in the incompressible domain and to examine different coefficients (the pressure, the Drag, the lifting capacity, the fineness and the polar) in function of flap's angle, for different angles of incidence.

Remerciement

Nous tenons à remercier « Dieu » le tout puissant de nous avoir donné le courage, la force et la volonté pour réaliser ce mémoire.

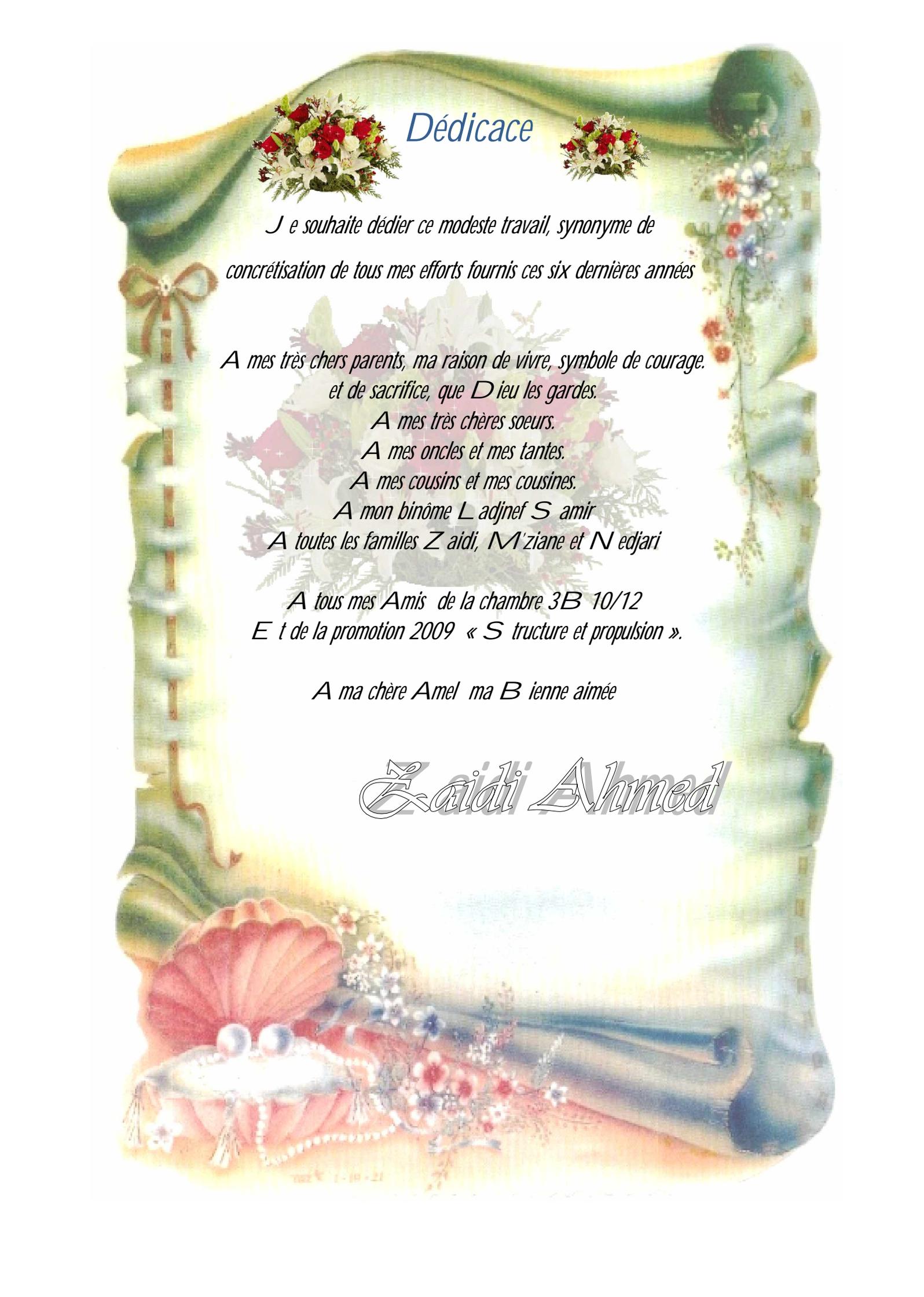
Nous tenons à remercier notre promoteur monsieur ZEBBICHE . T qui nous a aidé et guidé durant toute la période de la réalisation de ce mémoire.

Nous tenons à remercier encore les membres de jury qui nous donnent l'honneur d'examiner notre humble travail.

Notre reconnaissance à nos professeurs qui nous ont encadrés dans notre étude universitaire, sans oublier nos amis de la promotion.

C'est pour nous autant un plaisir qu'un devoir d'exprimer notre gratitude et reconnaissance, à toutes les personnes qui ont contribué de loin ou de près à la réalisation de ce mémoire.





Dédicace

*J e souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de
concrétisation de tous mes efforts fournis ces six dernières années*

*A mes très chers parents, ma raison de vivre, symbole de courage.
et de sacrifice, que D ieu les gardes.*

A mes très chères soeurs.

A mes oncles et mes tantes.

A mes cousins et mes cousines.

A mon binôme L adjnef S amir

A toutes les familles Z aidi, M'ziane et N edjari

*A tous mes Amis de la chambre 3B 10/12
E t de la promotion 2009 « S tructure et propulsion ».*

A ma chère Amel ma B ienne aimée

Zaidi Ahmed

DEDICACE

C'est avec une immense fierté que je dédie ce mémoire de fin d'études aux personnes les plus chères à mon cœur, celles qui m'ont offert l'amour et la volonté afin de toujours poursuivre mon idéal avec courage et honnêteté, à mes très chers parents.

Je dédie également ce mémoire à :

F Ma chère mère.

F Mon cher père.

F A MES FRERES

F A Mes Sœurs.



F A Ma grande famille.

F A Mon cher binôme Zaidi.

F A tous mes amis et mes amies.

F A tous ce qui aime l'ALGERIE.



LADJNEF SAMIR

SOMMAIRE

Remerciement	
Dédicaces	
Table des matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
Introduction générale	01

CHAPITRE I : Notions fondamentales de mécanique des fluides

I.1 Introduction	02
I.2 Equations fondamentales de la mécanique des fluides	02
I .2.1 Lois des gaz parfait	02
I .2.2 Equation de conservation de masse	03
I .2.3 Loi de conservation d'énergie	03
I .2.3.1 Fluide incompressible (équation de BRNOULLI)	04
I .2.3.2 Fluide compressible (équation de SAINT-VENAINT)	04
I .2.3.3 Influence du nombre de MACH sur la loi de conservation du débit	04
I.3 Dynamique des fluides (Equation de NAVIER- STOCKS)	05
I.4 Couche limite	06
I .4.1 Définition de la couche limite	06
I .4.2 Développement de la couche limite	07
I .4.2.1 Couche limite laminaire	08
I.4.2.2 Transition de la couche limite	08
I.4.2.3 Couche limite turbulente	09
I.4.2.4 Décollement de la couche limite.....	09
I .4.3 Paramètres de la couche limite	13
I.4.3.1 Epaisseur de la couche limite	13

**CHAPITRE II : Généralités sur les corps profilés & présentation
géométrique du corps Etudiée**

II.1 Introduction	15
II.2 Définition du profil	15
II.3 Géométrie des profils	15
II.3.1 Définitions géométriques	15
II.3.2 Références d'un profil	16
II.3.3 Caractéristiques géométriques d'un profil	16
II.3.4 Classification des profils et optimisation	17
II.3.5 Caractéristiques géométriques d'une voilure	19
II.3.5.1 Profil de référence	19
II.3.5.2 Corde moyenne ou profondeur moyenne "lm"	19
II.3.5.3 Allongement " ë"	19
II.4 La résultante aérodynamique	19
II.4.1 La portance	21
II.4.2 La traînée	21
II.4.3 Caractéristiques de la résultante aérodynamique	23
II.5 Caractéristiques aérodynamiques des profils	23
II.5.1 Courbe de portance	24
II.5.2 Décrochage	25
II.5.3 Conséquences du décrochage	27
II.5.4 Courbe de traînée	28
II.5.5 La Polaire $C_z = f(C_x)$	29
II.5.5.1 Définition	29
II.5.5.2 La Détermination	29
II.5.6 Courbe de finesse	29
II.5.7 Centre de poussée et coefficient de moment	31
II.5.8 Foyer de l'aile	33
II.5.8.1 Détermination du foyer sur un profil	34
II.6 Génération des profils NACA	35
II.6.1 Famille de profils à quatre chiffres	35
II.6.2 Famille de profils à 5 chiffres	37
II.6.3 La famille 1X-XXX	37
II.6.4 Famille de profils laminaires	38

II.7 Dispositifs hypersustentateurs	39
II.7.1 Volets	40
II.7.1.1 Les principaux types de volets	40
II.7.2 L'influence des volets sur le profil	41
II.7.3 L'influence des volets sur le profil NACA0021	43
II.7.3.1 Introduction	43
II.7.3.2 formulation mathématique du problème	44
II.7.3.3 Etude expérimentale	45

Chapitre III :présentation de code de calcul fluent 6.3

III.1 Introduction	51
III.2 Description de Méthode des volumes fini	51
III.2.1 .Introduction	51
III.2.2. Principe de la méthode des volumes finis	52
III.2.3. Etapes de résolution	54
III.2.3.1. Maillage	53
III.2.3.2. Discrétisation	53
III.2.3.3. Résolution des équations	54
III.2.4. Modélisation de la turbulence	56
III.2.4.1. Modèles k-	56
III.3. Présentation du logiciel	58
III.3.1. AUTOCAD	59
III.3.2. GAMBIT	61
III.3.3. FLUENT 6.3	68

Chapitre IV : analyse et interprétation des résultats

IV.1. Introduction	75
IV.2. But.....	75
IV.3.Les résultats obtenues a partir du fluent	76
IV.4 .les graphes des résultats obtenus	101
IV.5. Conclusion.....	105
Conclusion générale	106

Les annexes

Références bibliographiques

LISTE DES FIGURES :

Fig. I.1	Schéma de présence de la couche limite	06
Fig. I.2	Répartition des vitesses au voisinage d'une Paroi	06
Fig. I.3	Développement d'une couche limite le long d'une paroi solide	07
Fig. I.4	Couche limite laminaire sur un profil	08
Fig. I.5	Influence essentielle de la transition dans l'estimation du frottement	08
Fig. I.6	Couche limite turbulente sur un profile	09
Fig. I.7	Profils de vitesse typiquement observés dans une couche limite de plaque plane	09
Fig. I.8	Comparaison frottement laminaire/ frottement turbulent	10
Fig. I.9	Ecoulement non contrôlé	10
Fig. I.10	Écoulement contrôlé	10
Fig. I.11	Gradient de pression défavorable (a) & Gradient de pression défavorable (b)	11
Fig. I.12	Décollement sur un profil	12
Fig. I.13	Décollement sur profil - Evolution du profil des vitesses	12
Fig. I.14	Epaisseur de la couche limite	14
Fig. II.1	La géométrie d'un profil	15
Fig. II.2	Références d'un profil	16
Fig. II.3	Profil biconvexe symétrique	17
Fig. II.4	Profil biconvexe dissymétrique	18
Fig. II.5	Profil plan convexe	18
Fig. II.6	Profil creux	18
Fig. II.7	Profil à double courbure	19
Fig. II.8	La résultante aérodynamique	20
Fig. II.9	Effet de surpression et dépression autour de l'aile	20
Fig. II.10	Schémas représente la traînée sur un profile d'aile	22
Fig. II.11	Schémas représente La résultante aérodynamique sur un profile d'aile	23
Fig. II.12	Courbe de portance	25
Fig. II.13	Décrochage d'un profile de l'aile	26
Fig. II.14	Point de décollement sur un profile d'aile	28
Fig. II.15	Courbe de traînée	28
Fig. II.16	La polaire	29
Fig. II.17	Courbe de finesse	30
Fig. II.18	Courbe du centre de poussée et du coefficient de moment	31

Fig. II.19 Coefficient de moment par rapport à différents points de références	32
Fig. II.20 Foyer de l'aile	34
Fig. II.21 Géométrie du profil NACA 0012	36
Fig. II.22 Volet d'intrados	39
Fig. II.23 Volet de courbure	39
Fig. II.24 Volet de courbure à fente	40
Fig. II.25 Volet Fowler	40
Fig. II.26 Courbe $C_z = f(\alpha)$ pour 3 braquages de volets	42
Fig. II.27 Courbe de finesse pour deux braquages de volets	42
Fig. II.28 Vue générale de la soufflerie subsonique TE44CH	45
Fig. II.29 Vue du profils dans la vaine d'aisé de la soufflerie	46
Fig. II.30 vue e générale du profil avec le volet	46
Fig. II.31 Fixation du volet avec le profil	47
Fig. II.32 disposition du profil NACA0021 et du plan de mesure de sillage	48
Fig. III.1 Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal	52
Fig. III.2 Maillage à deux dimensions	53
Fig. III.3 Présentation d'un point d'intégration point dans un volume de contrôle	54
Fig. III.4. vue d'esquisse de la géométrie étudier	60
Fig. III.5. vue global de la géométrie étudier dans le volume de contrôle	60
Fig. III.6. vue précisant la variation de l'angle de volet	61
Fig. III.7. barre d'outils de GAMBIT	62
Fig. III.8. generation de maillage 2D sur la geometrie	64
Fig. III.9. qualité de maillage au bout de la frontière du profil	65
Fig. III.10. Condition aux limites préétablies de la géométrie	66
Fig. III.11. Spécification de l'intérieur de volume	67
Fig. III.12. l'allure de convergence de solution volet 0° à incidence 35°	73
Fig. III.13. les contours de la pression dynamique	74
Fig. IV.1 contours de distribution de pression	92
Fig. IV. 2 champs de distribution de vitesse	95
Fig. IV. 3 Distribution de CP sur l'intrados	97
Fig. IV. 4 Distribution de CP sur l'extrados	97
Fig. IV.5 Distribution de CP sur l'intrados	98

Fig. IV. 6	Distribution de CP sur l'extrados	98
Fig. IV. 7	Distribution de CP sur l'intrados	99
Fig. IV. 8	Distribution de CP sur l'extrados	99
Fig. IV. 9	courbe representant ()	101
Fig. IV.10	Fig. IV. 9 courbe representant ()	102
Fig. IV.11	courbe de polaire	103
Fig. IV. 12	courbe de finesse	104

LISTE DES TABLEAUX:

Tab. II.1	Evaluation du coefficient de portance C	49
Tab. III.1	Nombre d'éléments et nombre d'éléments pour chaque angle de volet	67

NOMENCLATURE

C_p	Coefficient de pression.	
C_x	Coefficient de traînée.	
C_z	Coefficient de portance.	
r	Constante des gaz parfaits	
Re	Nombre de Reynolds.	
x, y, z	Coordonnées cartésiennes	
dV	Elément de volume	
τ	Gradient de vitesse	
dS	Elément de surface	
CF	Coefficient de frottement global	
Cf	Coefficient de frottement local	
M	Nombre de Mach. Coefficient de diffusion	
F_z	Force de portance	[N]
R	Résultante aérodynamique s'exerçant sur un obstacle	[N]
F_x	Force de traînée.	[N]
δ	Epaisseur de la couche limite	[m]
l	Corde du profil d'aile	[m]
e	Epaisseur maximale du profil d'aile	[m]
S	Surface	[m ²]
T	Température.	[K°]
t	Temps	[s]
U	Vitesse de l'air	[m.s ⁻¹]
ρ	Masse volumique du fluide.	[Kg.m ⁻³]
μ	Viscosité dynamique.	[Kg.m ⁻¹ .s ⁻¹]
ν	Viscosité cinétique	[m ² .s ⁻¹]
P	Pression.	[Pa]
ε	Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente	[Kg.m ⁻¹ .s ⁻²]
K	Energie cinétique turbulente	[Kg.m ⁻¹ .s ⁻²]
U.	Vitesse de l'écoulement libre	[m.s ⁻¹
]		

U0	Vitesse d'entrée	[m.s ⁻¹
]		
c	Célérité du son	[m.s ⁻¹]
V	Volume.	[m ³]
it	Viscosité turbulente	[Kgm .s]
m	Masse	[Kg]
α	Angle d'incidence.	[deg°]
g	Accélération de la pesanteur	[m.s]
λ	Allongement	



INTRODUCTION

INTRODUCTION :

Les recherches des entreprises aujourd'hui dans le domaine de l'aéronautique s'appuient notamment sur l'aérodynamique appliquée à l'avion où elle s'effectue dans la perspective du développement durable et sécuritaire.

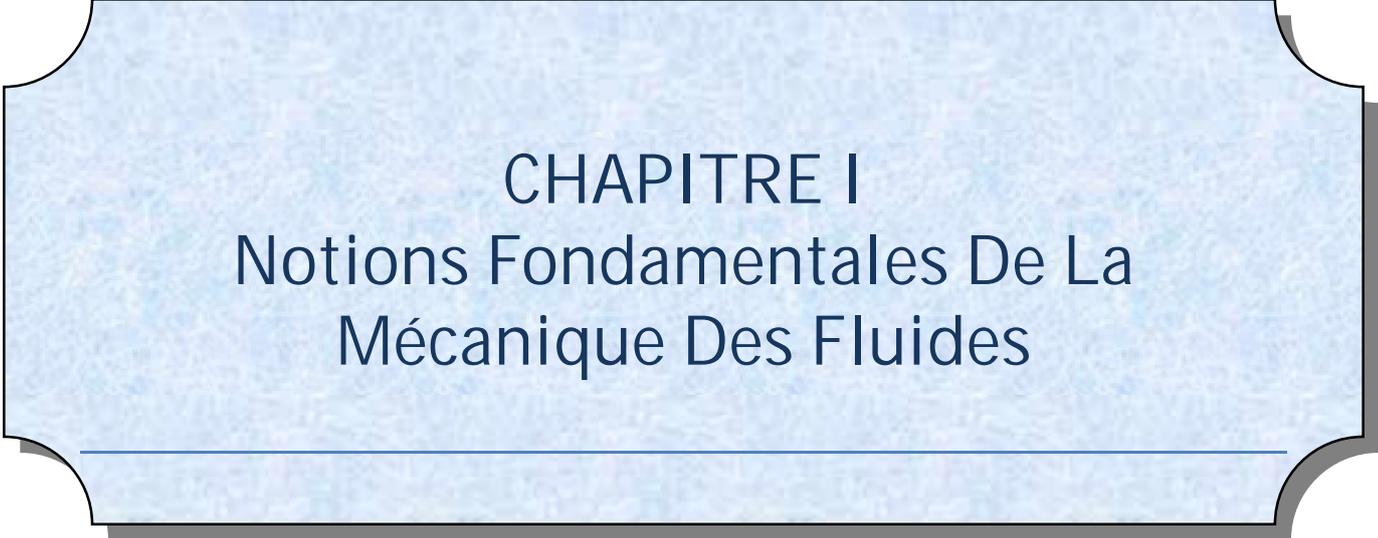
L'aérodynamique est une grande partie d'application de la mécanique des fluides, à travers lui on peut modéliser Les équations permettant d'expliquer les différents phénomènes qui se passent lors de déplacement des aéronefs, La catégorie inclut aussi une présentation des différents éléments d'un aéronef qui permettent l'application pratique des théories de l'aérodynamique (ailes, empennage, volets, hélice et rotors, etc....).

Les laboratoires (aérodynamiques, énergétiques, propulsions) sont doter d'une petite soufflerie subsonique afin d'étudier l'aérodynamique de corps profilés (cylindres, profils d'aile, corps immergée, ...) pour l'illustration des cours de mécanique des fluides incompressible. Cette soufflerie permettra l'étude expérimentale des performances aérodynamiques (mesure de traînée, portance, polaire, moments de tangage, ...), et la comparaison de plusieurs de ces méthodes de mesures (par exploration du sillage, balance aérodynamique, prise de pression statique sur les corps) .

De plus, les lignes de courant entourant le corps placé dans la veine d'essais seront visualisées par un système spécifique à prévoir.

La conduite d'une étude expérimentale en soufflerie passe par la conception d'un modèle qui consomme énormément de temps, de l'argent et de l'énergie, ainsi que les conditions très difficiles, voir impossible a réaliser expérimentalement tels que certains problèmes de combustion, le cas des très hautes températures et certaines catégories des écoulements non stationnaires, donc l'étude expérimentale a été remplacée par l'étude numérique.

La qualité des outils numériques de prévision de l'aérodynamique est devenue l'un des en jeu majeur pour la conception des aéronefs et véhicules terrestre futurs, grâce a la résolution des équations de NAVIER-STOCKS qui restes l'approche la plus usitée pour caractériser les écoulements stationnaires.



CHAPITRE I
Notions Fondamentales De La
Mécanique Des Fluides

I .1. 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. Cette science est un domaine de la physique qui étudie les différents phénomènes naturels qui se déroulent lorsqu'un corps se déplace dans un espace contenant de l'air. En d'autres termes, elle est la « science du mouvement de l'air ». Elle demande une bonne connaissance de la mécanique des fluides qui se base sur les principes et lois fondamentales qui se développaient dans cet domaine.

I .2. Equations fondamentales de la mécanique des fluides :

I .2.1. Lois des gaz parfait :

On appelle gaz parfait un gaz satisfaisant aux conditions suivantes :

- Le volume propre des molécules de gaz est négligeable par rapport au volume V du récipient contenant le gaz.
- L'énergie cinétique moyenne des molécules croît avec la température absolue du gaz.
- La quantité du mouvement échangée lors du choc élastique des molécules avec les parois du récipient est seule responsable de la pression p du gaz.

Autrement dit :

Un gaz est considéré comme parfait si le fluide n'exerce aucun frottement sur les parois d'un corps se déplaçant dans ce fluide. De plus, un volume de fluide se déplaçant n'affecte, n'est ni affecté par les mouvements de volumes adjacents. D'où :

- Û Les forces de viscosité sont nulles.
- Û Les particules n'exercent entre elles que des forces de pression (sauf dans la couche limite, traitée plus loin).

La loi des gaz parfaits relie les trois grandeurs P , ρ ou v et T sous la forme :

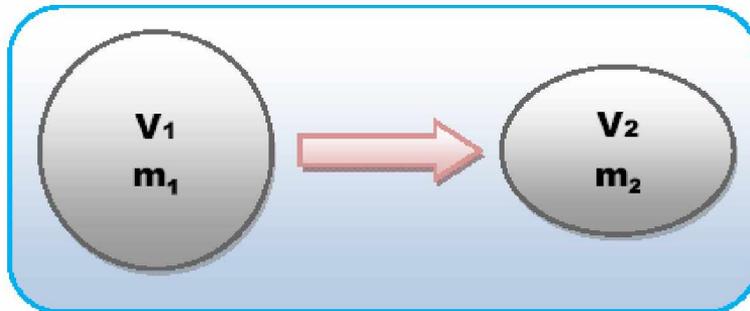
$$= \quad (I.1)$$

Ou : $- =$ (loi de Mariotte)

(Avec $r = 287$ pour l'air, dans le système légal d'unités)

Les gaz parfaits obéissent à cette loi, les gaz réels la suivent sensiblement.

I.2.2. Equation de conservation de masse :



$$V_1 \neq V_2, m_1 = m_2$$

En faisant tendre le volume Ω (variation de la masse dans le volume) vers zéro, mais la masse reste toujours constante, donc la masse se conserve.

A partir de l'équation du bilan sur le volume de contrôle des grandeurs essentielles, il en résulte la forme locale du bilan de masse, appelée équation de continuité :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (I.2)$$

Si la masse volumique est constante l'équation (1) s'écrit :

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (I.3)$$

I.2.3. Loi de conservation d'énergie :

La loi de conservation des énergies potentielles de pression et cinétiques, S'écrit :

$$\rho \left(\frac{D}{Dt} \left(\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} \right) \right) = 0 \quad (I.4)$$

(Équation de BERNOULLI généralisé) ou (SAINT-VENANT)

Hypothèses :

- Û Fluide parfait, compressible ou non.
- Û Ecoulement permanent.

I .2.3.1. Fluide incompressible (équation de BRNOULLI) :

- Û Fluide incompressible \implies la masse volumique est constante.
- Donc : $\rho = \text{cte.}$

Pression statique+Pression dynamique=Pression

Û Pression statique \implies P.

Û Pression dynamique \implies —

Alors :

$$+ \text{ —} = \quad (\text{Équation de BERNOULLI}) \quad (I.5)$$

I .2.3.2. Fluide compressible (équation de SAINT-VENAINT) :

Les équations de continuité, de la dynamique et de l'énergie du modèle de mouvement de fluide parfait compressible peuvent être intégrés sous les hypothèses suivantes :

- Û Fluide parfait.
- Û Ecoulement permanent.
- Û Mouvement unidirectionnel.
- Û Forces volumiques négligeables.

$$+ \text{ —} = \quad (\text{Loi de saint venant}) \quad (I.6)$$

Et : $\text{ —} = 1.4$ Pour l'air.

I .2 .3.3. Influence du nombre de MACH sur la loi de conservation du débit (Théorème de HUGONIOT) :

A partir de ces trois équations :

$$\text{ —} + \text{ —} + \text{ —} = 0 \quad (\text{Continuité du débit}) \quad (I.7)$$

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{constante} \quad (\text{BERNOULLI}) \quad \Rightarrow \quad \rho v^2 + p = \text{constante} \quad (\text{I.8})$$

$$v = c \quad (\text{Vitesse du son}) \quad \Rightarrow \quad \rho v^2 = \rho c^2 = \text{constante} \quad (\text{I.9})$$

On peut trouver une relation entre la section S et la vitesse v , (en éliminant p), et on peut obtenir :

$$v = c \sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}} \quad (\text{Théorème d'HUGONIOT}) \quad (\text{I.10})$$

Ce théorème, permet d'expliquer les différences fondamentales constatées entre les écoulements subsoniques et les écoulements supersoniques.

I.3. Dynamique des fluides (Equation de NAVIER-STOCKS) :

Si nous faisons tendre le volume de contrôle vers zéro, comme nous l'avant fait précédemment pour le bilan de masse, nous obtenons l'équation de NAVIER-STOCKS qui est l'écriture locale du bilan de quantité de mouvement :

$$\rho \frac{dv}{dt} = - \frac{dp}{dx} + \mu \frac{d^2v}{dx^2} \quad (\text{I.11})$$

Si la masse volumique est constante, le dernier terme peut être écrit sous la forme explicite simple ; c'est l'équation de NAVIER-STOCKS :

$$\rho \frac{dv}{dt} = - \frac{dp}{dx} + \mu \frac{d^2v}{dx^2} + \Delta \rho g \quad (\text{I.12})$$

I.4. Couche limite :

I.4.1. Définition de la couche limite :

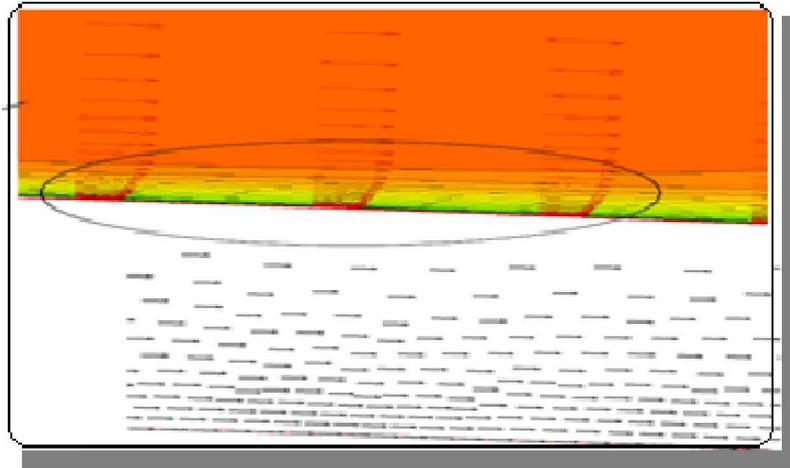


Fig. I.1 : Schéma de présence de la couche limite

Lorsqu'un écoulement rencontre une surface solide, il est globalement défléchi par cette dernière, si cette surface impose un changement de direction. Par ailleurs, comme la vitesse sur la surface solide est nulle, se développe une zone dans laquelle la vitesse varie entre zéro (à la paroi) et la vitesse U du flux principal non perturbé par le frottement sur la paroi. Cette zone est appelée couche limite.

Les équations et les conditions aux limites sont différentes.

Par exemple, on considère l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle fixe;

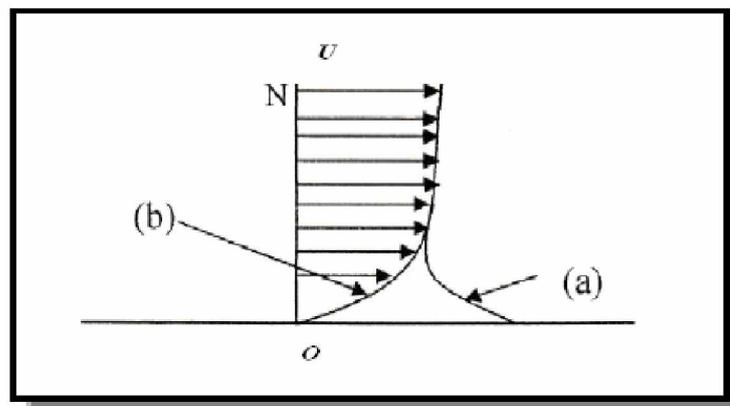


Fig. I.2: Répartition des vitesses au voisinage d'une Paroi

(a): fluide parfait, (b): fluide visqueux.

Pour un fluide parfait on admet le glissement des particules sur les parois solides, alors que pour un fluide visqueux on admet qu'il y a une adhérence.

- ✓ la courbe (a) représente le profil des vitesses à la paroi dans un fluide parfait, la valeur U étant celle qui règne loin de l'obstacle.
- ✓ la courbe (b) représente le profil des vitesses à la paroi dans un fluide visqueux.
- ✓ la différence entre les deux courbes est un défaut de vitesse qui apparaît donc au voisinage de la paroi, dans une condition d'écoulement $\vec{v} \neq 0$ cette zone est la cause de l'apparition la couche limite.
- ✓ les gradients de vitesse sont élevés, et les forces de viscosité mise en jeu sont importantes dans la couche limite. Mais en dehors de cette dernière les gradients de vitesse sont faibles, et les forces de viscosité sont négligeables.

I .4.2. Développement de la couche limite :

La couche limite se développe le long d'un obstacle à partir d'un point d'arrêt A. Au voisinage de ce point, l'écoulement dans la couche limite est d'abord laminaire, mais à partir d'une certaine distance, il devient turbulent. Le passage de l'écoulement laminaire vers l'écoulement turbulent s'effectue le long d'une zone critique appelée « *zone de transition* » d'étendue faible .

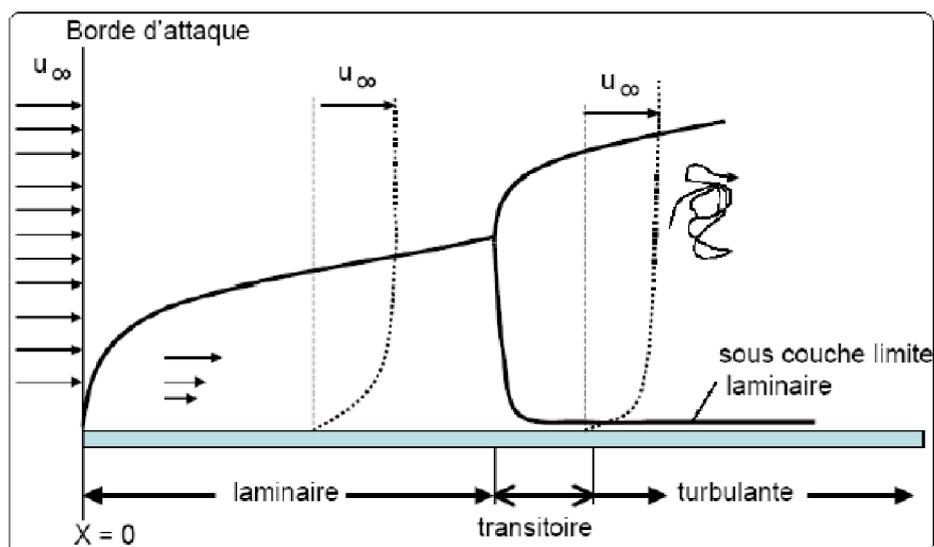


Fig. I.3: Développement d'une couche limite le long d'une paroi solide

I .4.2.1. Couche limite laminaire :

On dit que la couche limite est laminaire si les vecteurs vitesse restent parallèles entre eux sur une normale à la paroi.

La couche limite laminaire n'est pas d'autant plus importante que le nombre Reynolds est grand.

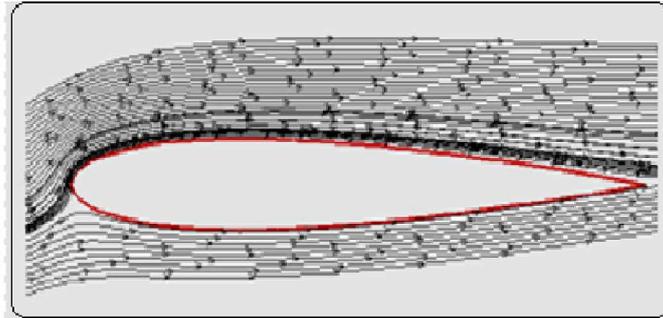


Fig. I.4 : Couche limite laminaire sur un profil

I .4.2.2. Transition de la couche limite :

On dit que le point de changement de la couche limite laminaire à la couche limite turbulente est le point de transition de la couche limite, tel qu'à partir de ce point de transition, les vecteurs vitesse ne sont plus parallèles entre eux, mais les vecteurs vitesse moyenne restent parallèles entre eux .

Ù le point de transition est le point de commencement de l'écoulement instable.

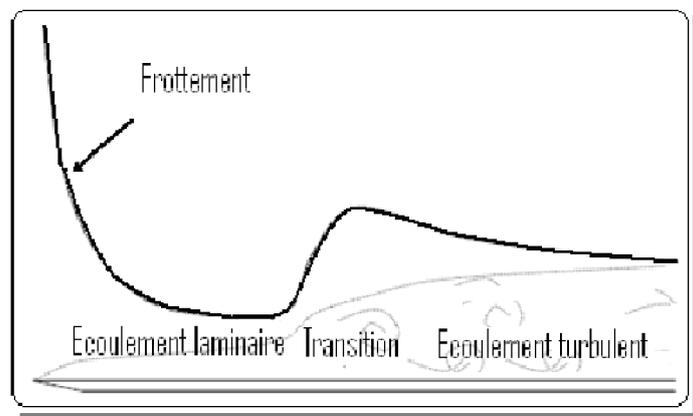


Fig. I.5 : Influence essentielle de la transition dans l'estimation du Frottement

I .4.2.3. Couche limite turbulente :

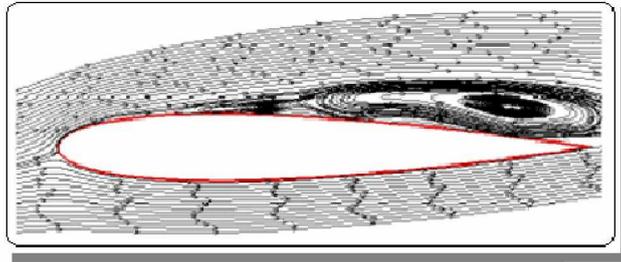


Fig. I.6 : Couche limite turbulente sur un profil

On dit que la couche limite est turbulente lorsqu'il y a :

- Û un écoulement instable. ce dernier ne doit pas être conforme à la norme, et les lignes du courant ne sont pas équilibrées. Puisque les vecteurs vitesse ne sont plus parallèles entre eux.
- Û brassage de l'écoulement, transfert de quantité de mouvement des régions haute vitesse vers les régions basse vitesse bien plus efficace que par simple diffusion visqueuse connue dans le cas laminaire.
- Û La couche limite turbulente est plus épaisse que la couche limite laminaire.
- Û Le profil de vitesse croît beaucoup plus rapidement avec la distance à la paroi.
- Û Le frottement turbulent est bien plus élevé que le frottement laminaire.
- Û Meilleure résistance de la couche limite turbulente aux gradients de pression adverse (plus difficile à faire le décollement).

I .4.2.4. Décollement de la couche limite :

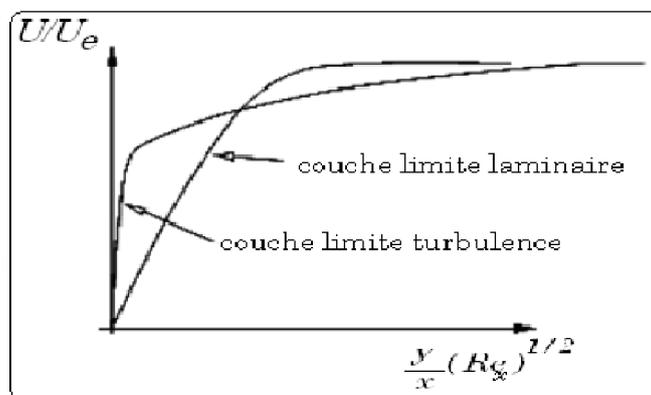


Fig. I.7 : Profils de vitesse typiquement observés dans une couche limite de plaque plane

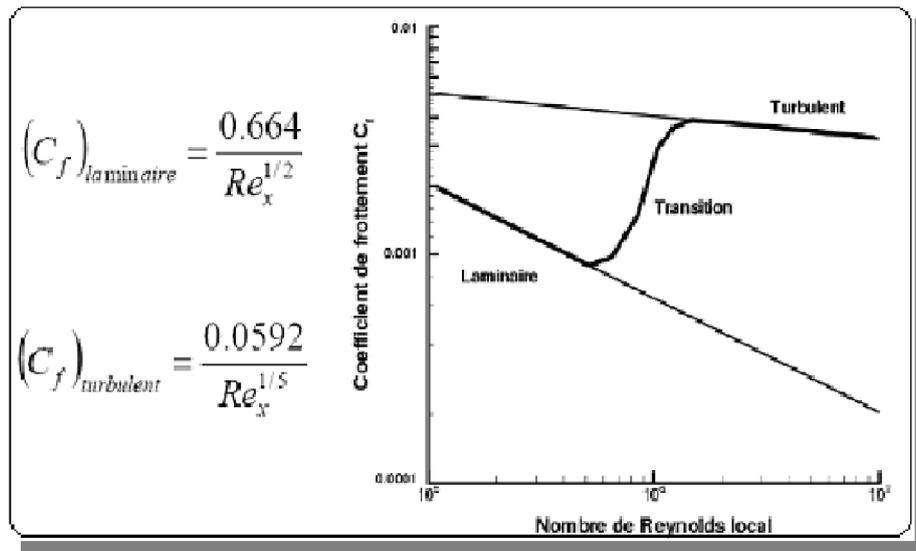


Fig. I.8 : Comparaison frottement laminaire / frottement turbulent

- La viscosité ralentit l'écoulement en particulier près de la paroi.
- Gradient de pression positif \Rightarrow contribue à ralentir l'écoulement
- Ce ralentissement peut aller jusqu'à l'annulation de la vitesse près de la paroi puis à son inversion: c'est le décollement.

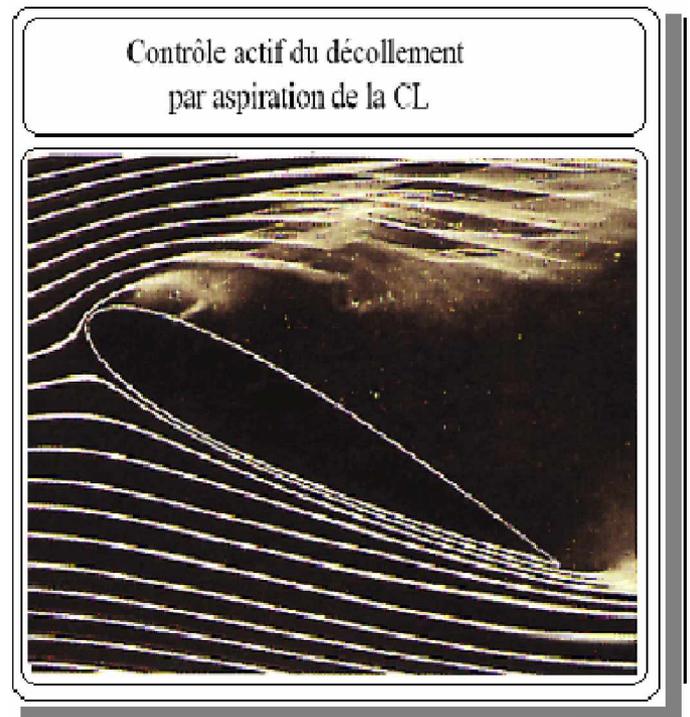
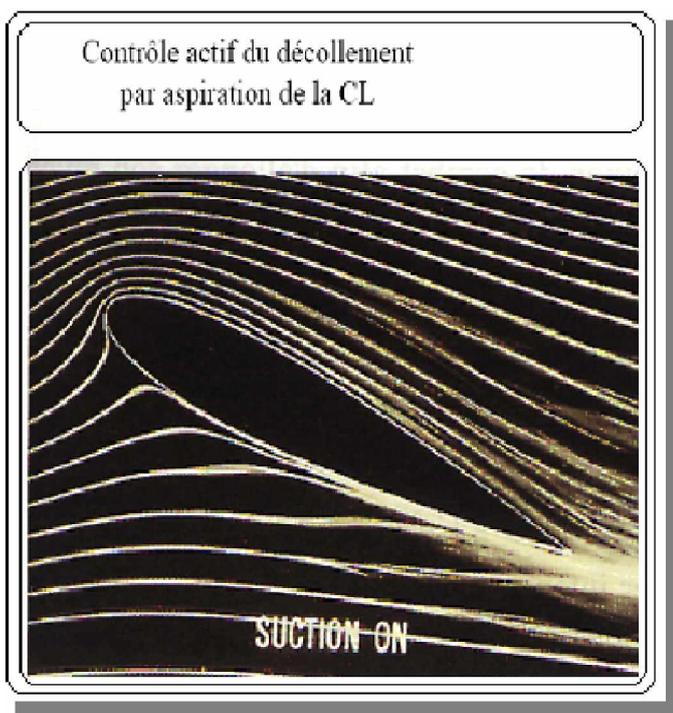


Fig. I. 9 : Écoulement contrôlé

Fig. I.10 : Ecoulement non contrôlé

Ce phénomène de décollement s'explique comme suit : Lorsqu'il y a une augmentation du gradient de pression, les particules fluides sont ralenties à la fois par le frottement contre la paroi du Corps, et ne peuvent surmonter les effets d'un gradient de pression élevé. Par conséquent, elles se déplacent dans le sens inverse de l'écoulement.

- A un certain moment, un courant de retour apparaît. On dit que la couche limite se sépare de la paroi et le point où ce phénomène prend naissance (point de séparation) est appelé point de décollement.
- A partir de ce point de séparation, la couche limite décolle, les particules près de la paroi voient leur mouvement s'inverser et entraîner à la formation de tourbillons (d'où forte augmentation de la traînée) ou le gradient de vitesse est nul $\frac{dv}{dy} = 0$, et aussi, la force du frottement :

$$\tau_w = \mu \left. \frac{dv}{dy} \right|_{y=0} = 0$$

- le coefficient local C_f est diminué rapidement au point de décollement.

La séparation ou le décollement de la couche limite turbulente se fait moins facilement et moins brusquement que la couche limite laminaire. Dans la couche limite turbulente on ne peut pas définir la position du point de décollement, contrairement au cas laminaire.

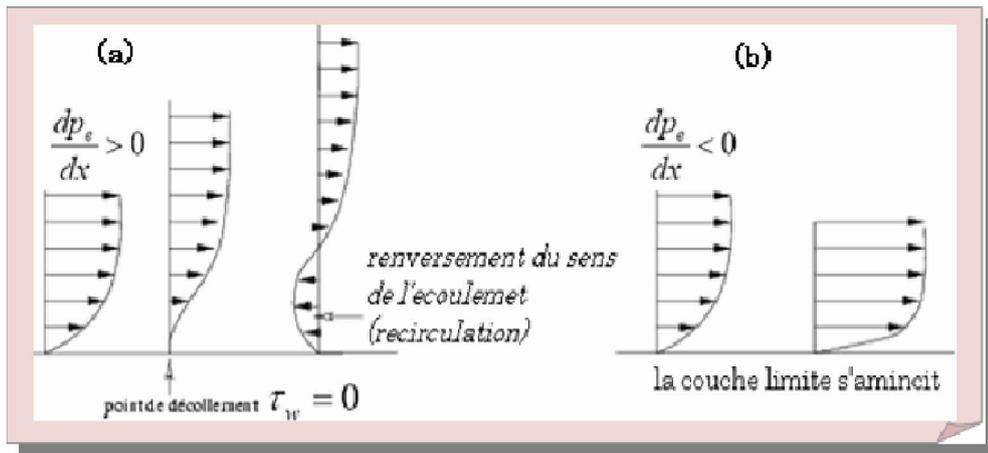


Fig. I.11 : Gradient de pression défavorable (a) & Gradient de pression défavorable (b)

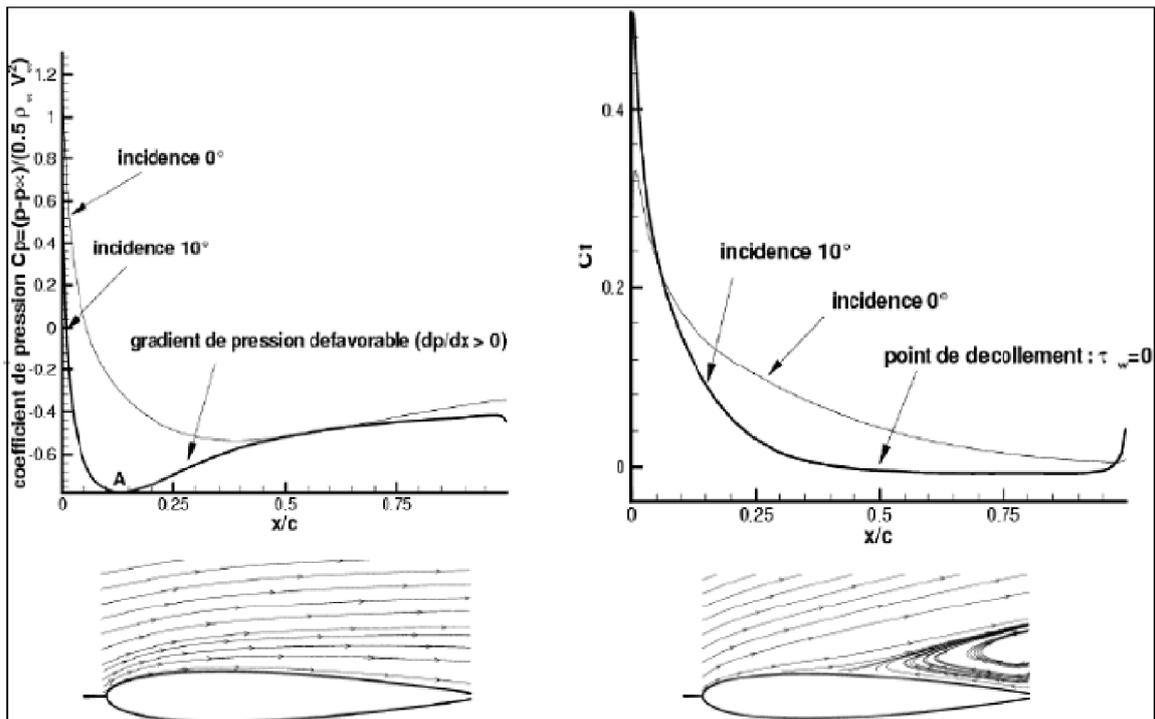


Fig. I.12 : Décollement sur un profil

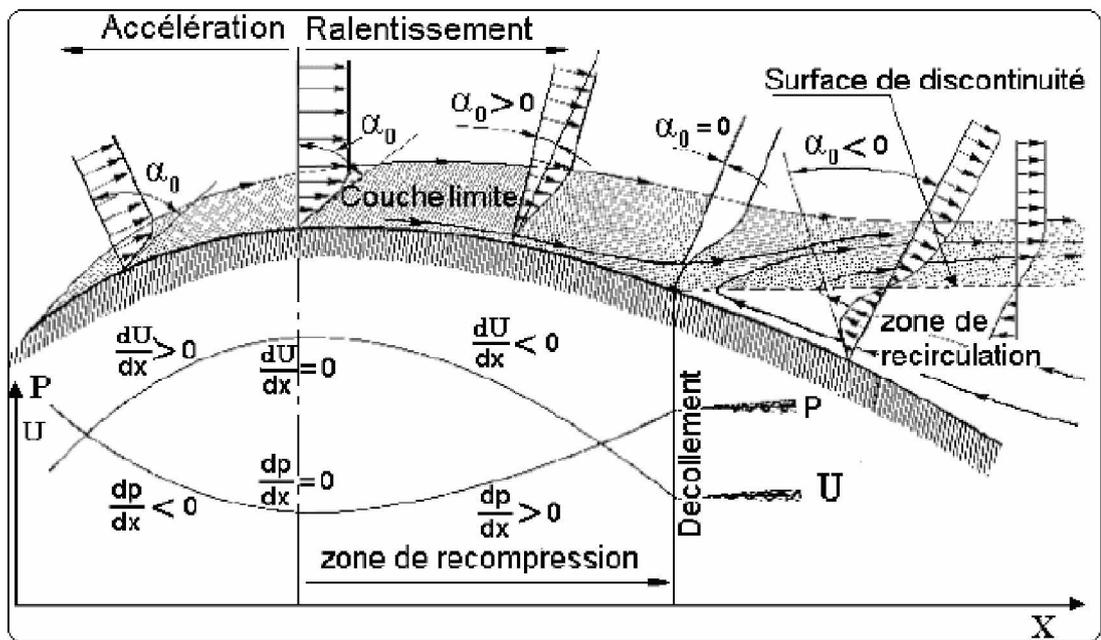


Fig.I.13: Décollement sur profil - Evolution du profil des vitesses

La figure (Fig. I.13) montre le phénomène qui arrive sur le long d'un profil .le décollement se produit précisément lorsque le gradient de vitesse devient nul. A noter que la recirculation inverse carrément ce gradient.

. (Alpha pour $y=0$) représente la pente des courbes de variation de vitesse (ou gradient de vitesse) au point de contact avec la surface ($y=0$).

Dans la phase de décollement, l'écoulement se recercle et produit des tourbillons variables et instables. Ces tourbillons ne sont pas non plus parallèles à l'écoulement, puisqu'ils se referment plus ou moins loin derrière le profil avec ceux venus du côté opposé du profil.

Le point de décollement est un point singulier en effet c'est le lieu où doit y avoir :

- Ü le gradient de vitesse s'annule.
- Ü la contrainte tangentielle s'annule.
- Ü le coefficient de frottement local devient nul.

Le sommet du profil (point où la tangente à la surface du profil est parallèle à l'écoulement général) constitue le lieu où change le sens des variations de la vitesse locale, et des variations de la pression statique :

- Ü en amont, c'est une zone d'accélération des filets d'air et donc de détente.
- Ü en aval, c'est une zone de recompression et de ralentissement de ces filets.

C'est la raison pour laquelle, ce sommet est appelé "*Point de Recompression*".

I .4.3. Paramètres de la couche limite :

I .4.3. 1. Epaisseur de la couche limite :

L'épaisseur est définie conventionnellement par la distance a la paroi où la vitesse U a atteint une certaine fraction de la valeur extérieure ; généralement est la valeur de y pour laquelle on a $u = 0,99$

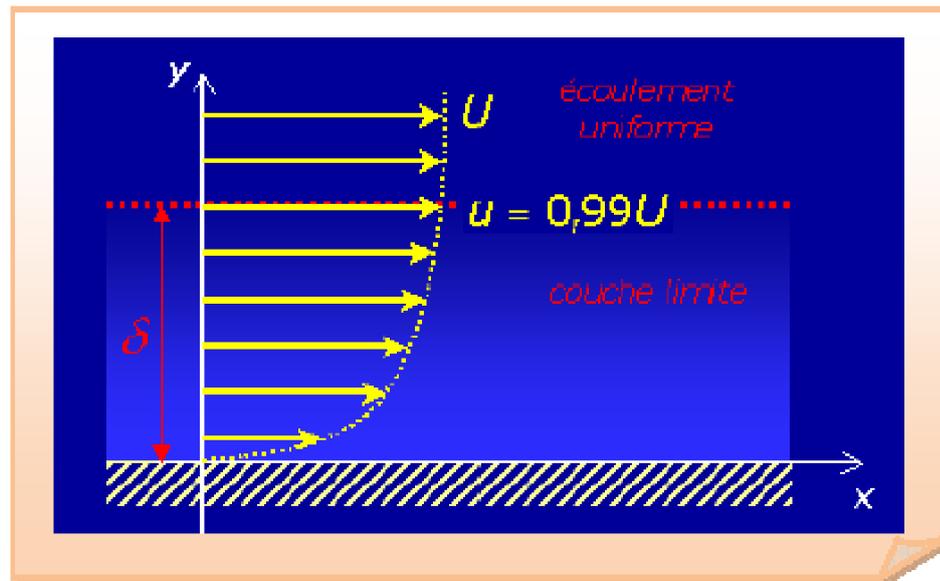
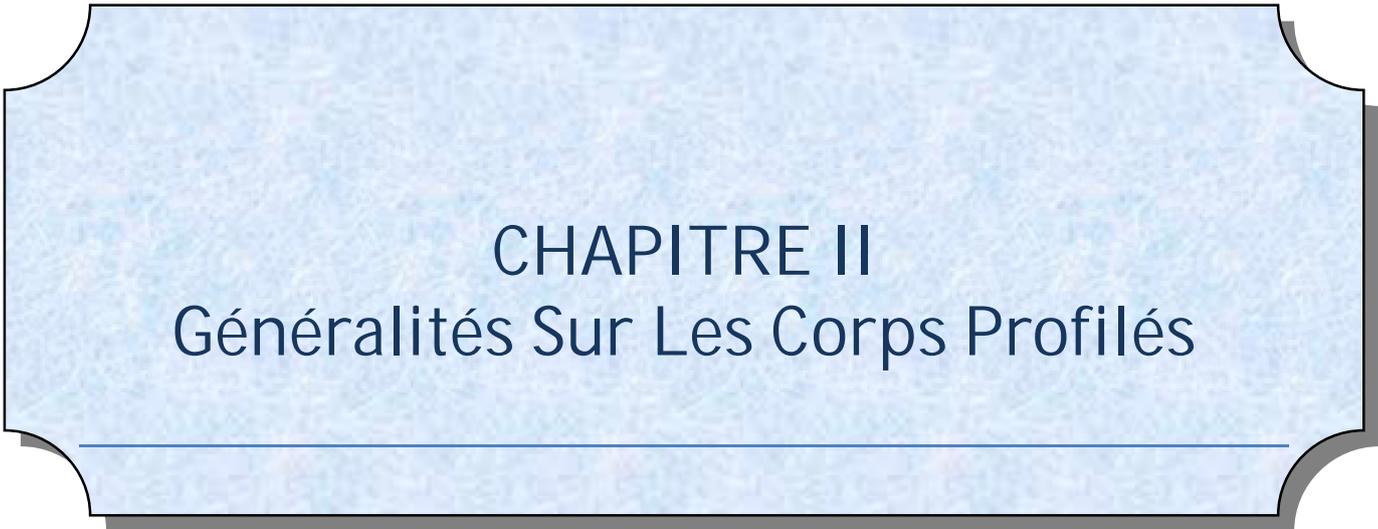


Fig. I.14: Epaisseur de la couche limite

La contrainte tangentielle a la paroi = —

Le coefficient de frottement local = —.

Le coefficient de frottement global = $-\int$.



CHAPITRE II
Généralités Sur Les Corps Profilés

II.1. Introduction :

L'aérodynamique est l'étude des phénomènes qui apparaissent lorsqu'il existe un mouvement relatif entre un corps et le fluide dans lequel il baigne. On trouve par exemple ces phénomènes dans les turbines et sur les ailes des avions.

II.2. Définition du profil :

Le profil d'un élément aérodynamique est le contour de cet élément dans un fluide en mouvement relatif. Dans le cas d'une aile d'avion, d'une pale d'hélice ou de rotor, le profil est le contour de la coupe transversale ou "section", qui est constante ou variable d'un bout à l'autre de l'élément.

II.3. Géométrie des profils :

II.3.1. Définitions géométriques :

- ☑ **Profil d'aile:** C'est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion.
- ☑ **Extrados :** Dessus du profil en mouvement normal.
- ☑ **Intrados :** Dessous du profil en mouvement normal.
- ☑ **Bord de fuite :** Le point le plus en arrière du profil.
- ☑ **Bord d'attaque :** Le point le plus en avant du profil.

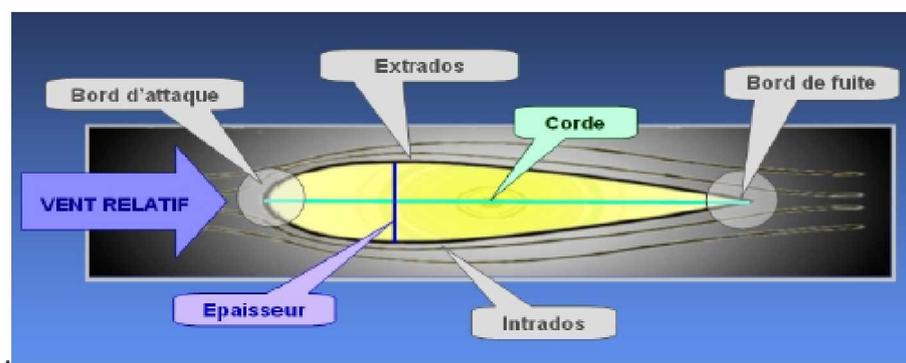


Fig. II.1. La géométrie d'un profil

II.3.2. Références d'un profil :

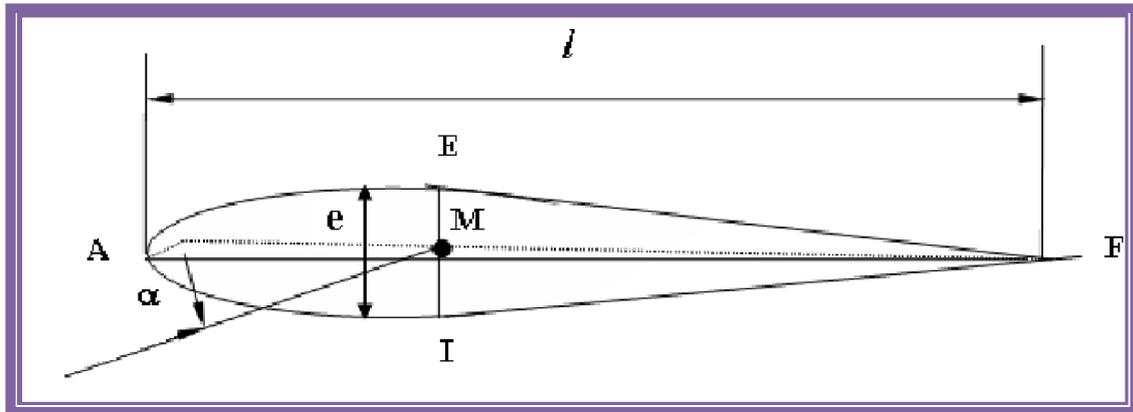


Fig. II.2. Références d'un profil

Les profils d'ailes destinés à produire une portance à des vitesses subsoniques ont généralement un bord d'attaque arrondi, une épaisseur maximale placée vers le tiers avant, et un bord de fuite fin sur l'arrière. La distance du bord d'attaque au bord de fuite s'appelle la corde, Donc :

- ✚ **Corde de profil** : C'est la droite AF, la ligne joignant le bord de fuite et le bord d'attaque sa longueur est l encore appelé profondeur de l'aile. Si le profil est symétrique la ligne moyenne est confondue avec la corde
- ✚ **Ligne moyenne**: C'est le lieu des points M équidistants de l'intrados et de l'extrados.
- ✚ **Angle d'incidence** (α) : C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse.
- ✚ **Angle de portance nulle** (β) : C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle.
- ✚ **Angle de calage** (β) : C'est l'angle formé par la corde et l'axe longitudinal de l'avion.

II. 3.3. Caractéristiques géométriques d'un profil :

- ✚ **Épaisseur maximum "e"**: C'est le segment EI (perpendiculaire à AF) la distance maximum entre l'intrados et l'extrados. Son abscisse est comptée en % de la corde.
- ✚ **Épaisseur relative "h"** : C'est Le rapport de l'épaisseur maximale du profil à sa longueur Son abscisse est comptée en %, il permet de classer les profils :

- Û Si $h < 6\%$: le profil est dit **mince**,
- Û Si $6\% < h < 12\%$: le profil est dit **semi épais**,
- Û Si $h > 12\%$: le profil est dit **épais**.

✚ **Flèche maximum (cambrure maximum) "f"** : C'est La distance entre la corde et le sommet de la ligne moyenne s'appelle la flèche.

✚ **La courbure relative "c"** : C'est Le rapport de la flèche à la corde : $c = f/l$

II. 3.4. Classification des profils et optimisation :

Il existe une multitude de familles de profils, et ils sont classés suivant différents critères parmi ces critères : la forme de la ligne moyenne.

1-Ligne moyenne droite :

il existe un seul type de profil qui possède cette forme de ligne moyenne c'est le profil biconvexe symétrique (**Fig. II.3**). Son extrados est courbé et symétrique à son intrados d'où la forme d'une goutte d'eau.

- **Remarque** : il existe un type spécial de profil appelé « **profil laminaire** », il est mince, biconvexe, symétrique, dit "**en lame de couteau**". Son épaisseur est faible, n'entraînant pas d'onde de choc importante. Il est donc destiné aux avions très rapides.



Fig. II.3. Profil biconvexe symétrique

2-Ligne moyenne à simple courbure : On a trois types : les biconvexes dissymétriques et les plans convexes et les profils creux.

A -Les biconvexes et dissymétriques : (**Fig. II.4**) : la courbure est plus prononcée à l'extrados, l'écoulement de l'air est ralenti, la portance optimisée. Ce sont les profils les plus utilisés surtout sur les avions de loisirs.



Fig. II.4. Profil biconvexe dissymétrique

B -Les plans convexes : (Fig. II.5) c'est une évolution du biconvexe dissymétrique, il optimise au maximum la portance et permet alors une plage de vitesse infinie surtout orientée vers celles des parachutes et autres parapentes. (Deltaplane ou aile libre).

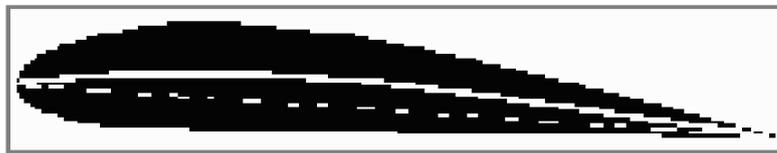


Fig. II.5. Profil plan convexe

C -Les profils creux : la particularité est que l'extrados y est concave, l'écoulement d'air est le meilleur lorsqu'il est faible, peu de phénomène de décollement et donc de décrochage, optimisé pour les avions destinés au vol lent (Fig. II.6).



Fig. II.6. Profil creux

3-Ligne moyenne à double courbure : Elle comprend un seul type de profil appelé : profil à double courbure (Fig. II.7) Des études ont démontré qu'il était auto stable, c'est à dire le profil parfait qui se suffit à lui seul pour sustenter l'avion en toute situation; Mais contrairement à ce qu'on pourrait croire, ce profil est assez peu répandu, et est utilisé pour les ailes volantes, avions du reste assez rares et complexes.



Fig. II.7. Profil à double courbure

- **Remarque** : il existe un dernier type de profil appelé « Profil supercritique » ; ils ont un extrados relativement plat et un intrados convexe.

II. 3.5. Caractéristiques géométriques d'une voilure :

II. 3.5.1. Profil de référence :

Sur les avions modernes le profil diffère au fur et à mesure que l'on s'éloigne du fuselage. On dit que l'aile est vrillée, et il faut distinguer le vrillage géométrique et le vrillage aérodynamique :

- ✓ Il y a vrillage géométrique quand le profil reste semblable à lui-même le long de l'aile, seul l'angle de calage varie.
- ✓ Il y a vrillage aérodynamique quand la courbure du profil varie le long de l'aile. Généralement les profils de références sont choisis au niveau de l'encastrement de l'aile dans le fuselage.

✓

II. 3.5.2. Corde moyenne ou profondeur moyenne " l_m " :

Définie par le rapport : $l_m = S / B = \text{Surface de référence} / \text{envergure}$.

II. 3.5.3. Allongement " λ " :

Il est défini par le rapport : $\lambda = B / l_m = B^2 / S$.

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

II. 4. La résultante aérodynamique :

On appelle résultante aérodynamique la somme de la portance et de la traînée. Cette résultante aérodynamique a donc un effet porteur lié à la portance et un effet freineur lié à la traînée.

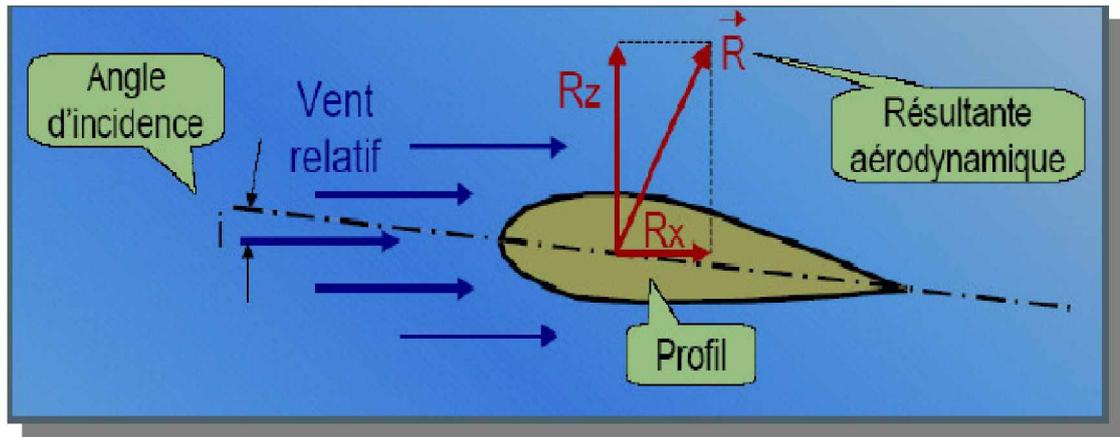


Fig. II.8. La résultante aérodynamique

La portance et la traînée sont les projections orthogonales (sur l'axe x et Z de l'avion) d'une force appelée « Résultante aérodynamique » (d'où R_z et R_x). Cette résultante est appliquée en un point spécifique de la corde de l'aile, le centre de poussée. La « Résultante aérodynamique » est définie par la relation suivante :

$$R = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x$$

La résultante aérodynamique est créée par l'effet de surpression et dépression autour de l'aile, comme le montre le schéma suivant.

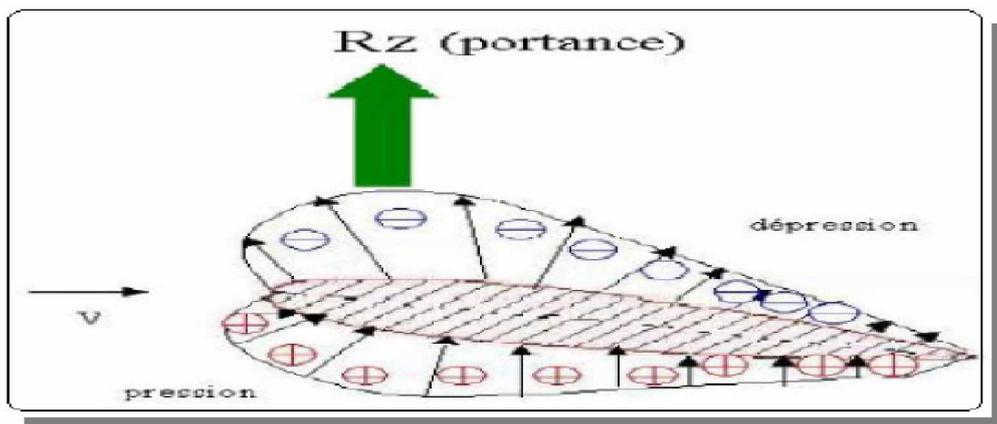


Fig. II.9. Effet de surpression et dépression autour de l'aile

II. 4.1. La portance :

La portance est la partie utile de la résultante. Dès que celle-ci est égale ou supérieure au poids de l'avion, celui-ci peut se maintenir en équilibre dans l'air. La portance est la combinaison d'une surpression (sur l'intrados) et d'une dépression (sur l'extrados).

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

II. 4.2. La traînée :

La traînée par contre, est la partie nuisible de cette résultante. Il faut savoir que plus cette traînée sera faible, plus l'avion avancera facilement. Cette traînée est composée de trois traînées différentes. Voici la formule de calcul de la traînée :

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

✚ **Traînée de forme** : (*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** : (*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.

✚ **Traînée induite** : (*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*.

Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante (la traînée induite).
 Si la portance est nulle \Rightarrow la traînée induite est nulle. La valeur du C_x induit est donnée par la formule de PRANDTL : $C_x \text{ induit} = C_z^2 / \dots$

La traînée induite sera d'autant plus importante que :

- ✓ Le C_z sera élevé (pression différentielle importante entre intrados et 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 intenses).

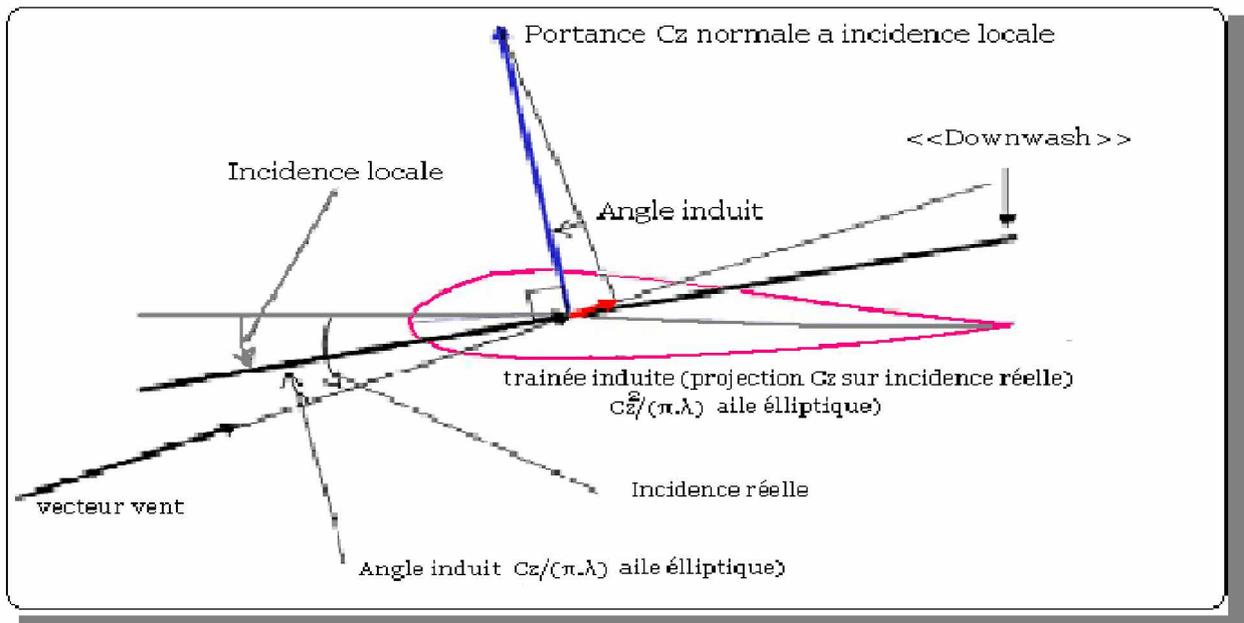


Fig. II.10. Schémas représente la traînée sur un profile d'aile

En résumé:

$$= \quad + \quad +$$

II. 4.3. Caractéristiques de la résultante aérodynamique :

- ✚ **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 :** $R = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_R$

La résultante R est proportionnelle à :

- ✓ la pression dynamique : $P = \frac{1}{2} \rho V^2$
- ✓ 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.

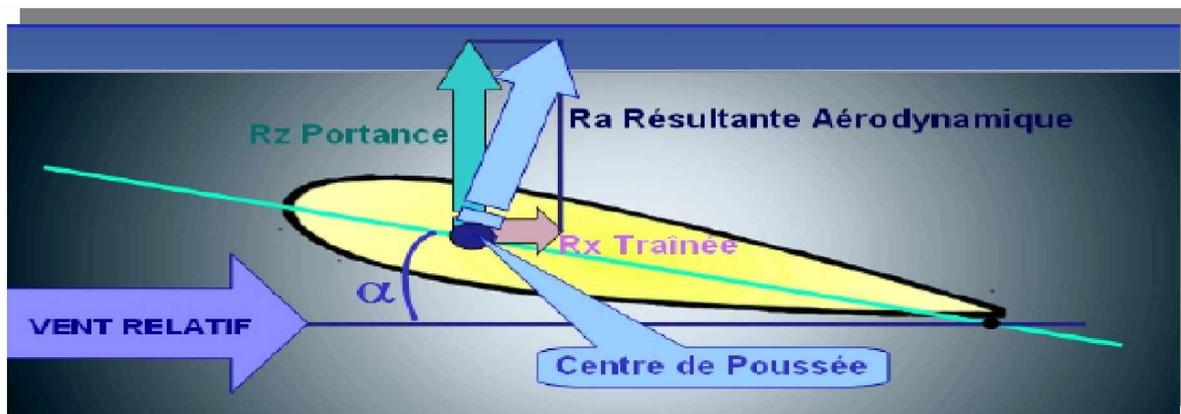


Fig. II.11. Schémas représente La résultante aérodynamique sur un profil d'aile

II. 5. Caractéristiques aérodynamiques des profils :

La meilleure façon de consigner les résultats des expériences sur les profils aérodynamiques consiste à tracer des courbes qui indiquent comment :

- ✚ le coefficient de portance.
- ✚ le coefficient de traînée.
- ✚ le rapport de la portance à la traînée et la position du centre de poussée, ou le coefficient de moment.

Sont modifiés par les variations de l'angle d'attaque à l'intérieur de la plage des angles de vol ordinaires.

Les figures suivantes représentent des exemples typiques de courbes. Elles ne font pas référence à un profil aérodynamique particulier; elles ne sont là que pour montrer le type de courbe que l'on peut obtenir avec un profil aérodynamique d'usage courant.

A la fin de ce chapitre, nous présentons une table qui donne les valeurs de C_x , C_y / C_z , la position du centre de poussée et C_m pour le profil « NACA 0012 ».

Il est bien plus intéressant de reporter sur un graphique les coefficients de portance, de traînée et de moment de tangage plus tôt que la portance, la traînée et le moment de tangage parce que les coefficients, à toutes fins pratiques, ne dépendent pas de la masse volumique de l'air, de l'échelle de la surface portante et de la vitesse utilisée au cours de l'expérience, tandis que la portance, la traînée et le moment dépendent des conditions réelles au moment de l'expérience.

En d'autres mots, supposant que l'on prenne un profil d'aile particulier et qu'on l'essaie sur différentes balances, à des vitesses différentes, dans toutes sortes de souffleries à travers le monde, et même au cours de vols d'essai, on devrait obtenir les mêmes courbes indiquant comment changent les coefficients avec les variations d'angle d'attaque.

Attardons-nous maintenant quelques instants sur les courbes pour voir ce qu'elles veulent dire, car un graphique bien compris fournit une énorme quantité d'informations sous une forme compacte et commode.

II. 5.1. Courbe de portance :

On note que la valeur de C_l (donc la valeur de C_z) augmente puis passe par une valeur maximale pour enfin décroître rapidement. Pour les avions légers, la valeur de i correspondant au coefficient C_z maximal est comprise entre 15 et 18°. Pour les avions plus lourds et propulsés par des turbomachines. Cette limite peut être reculée grâce à un « effet de propulsion » lié à la présence de la turbomachine.

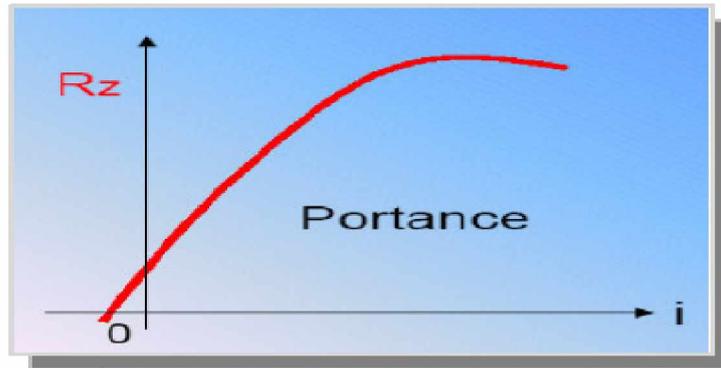


Fig. II.12 courbe de portance

On retiendra que jusqu'à une valeur limite de i , augmenter l'incidence revient à augmenter la portance.

Remarquons d'abord que la variation du coefficient de portance est proportionnelle à celle de l'angle d'attaque, aussi que :

- ∅ Lorsque l'angle d'attaque a atteint 0° , on obtient déjà un coefficient de portance positif, donc une portance ; c'est une propriété de la plupart des profils courbes, que l'on appelle aussi profils cambrés. une plaque plane ou une surface portante à profil symétrique ne produise, bien sûr, aucune portance avec un angle d'attaque nul.
 - ☑ Entre 0° et environs 12° , la courbe est sensiblement une droite, ce qui signifie qu'il y a une augmentation uniforme de la portance avec une augmentation d'angle d'attaque.
 - ☑ Au-dessus de 12° , bien que la portance continue à augmenter encore un peu, l'augmentation est relativement petite et la courbe s'incurve pour former un sommet arrondi
 - ☑ A environs 15° , le coefficient de portance atteint un maximum et au-delà de cet angle, il commence à décroître ; la courbe pointe alors vers le bas.

II. 5.2. Décrochage :

La dernière observation est le facteur le plus important qui va nous permettre de comprendre les pourquoi et les comment du vol.

En effet, après une augmentation assez uniforme de la portance par rapport à l'angle d'attaque, on atteint un point où toute augmentation ultérieure de ce dernier - l'angle d'attaque- se traduit par une perte de portance.

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 à 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° , 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.



Fig. II.13. Décochage d'un profil de l'aile

Ce qui se produit apparaît beaucoup plus clairement lorsqu'on parle de pressions. On remarque que la dépression s'accroît sur l'extrados jusqu'à ce qu'on atteigne l'angle critique, surtout dans le voisinage d'un bord d'attaque, mais cette dépression proche du bord d'attaque disparaît quand on atteint l'angle de décrochage; c'est là que se trouve la cause de la perte de portance, car les pressions sur les autres régions du profil restent à peu près les mêmes qu'avant l'angle critique.

Certains ont tendance à penser que toute la portance disparaît après l'angle critique; cela n'est pas vrai, ainsi qu'on peut facilement le voir sur la courbe de la portance ou sur le diagramme du relevé des pressions. En fait, l'aile continue à produire de la portance jusqu'à un angle d'attaque de 90° , mais il n'est pas courant de tracer des graphiques qui vont très au-delà de l'angle critique parce qu'il est extrêmement difficile de piloter un avion au-delà de cet angle.

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.

II. 5.3. Conséquences du décrochage :

Nous l'avons dit, le décrochage se traduit par un enfoncement de l'avion vers le sol. Deux comportements existent : certains avions **s'enfoncent** en conservant leur incidence initiale (ce qui est particulièrement vicieux puisque le pilote ne se rend pas forcément compte qu'il décroche) alors que d'autres prennent « instinctivement » une assiette à piquer. Dans tous les cas, le décrochage est un phénomène dangereux (perte non contrôlée d'altitude), surtout s'il se produit à proximité du sol.

On veillera donc, lors des phases critiques de vol (atterrissage et décollage), enfin, si le décrochage a lieu lorsque le vol n'est pas symétrique (on parle alors de décrochage dissymétrique), il y a de fortes chances pour que l'avion amorce une vrille (spirale incontrôlable descendante).

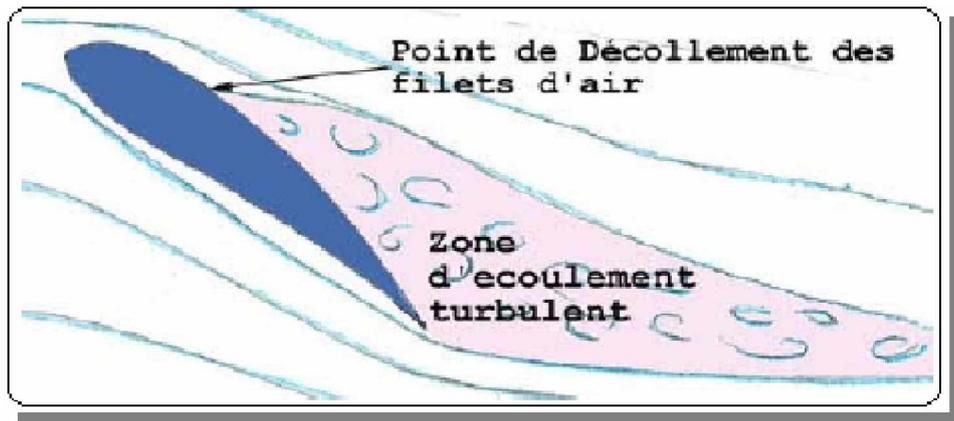


Fig. II.14. point de décollement sur un profile d'aile

II. 5.4. Courbe de traînée :

Regardons maintenant la courbe du coefficient de traînée Nous trouvons bien ici ce à quoi nous pouvons nous attendre.

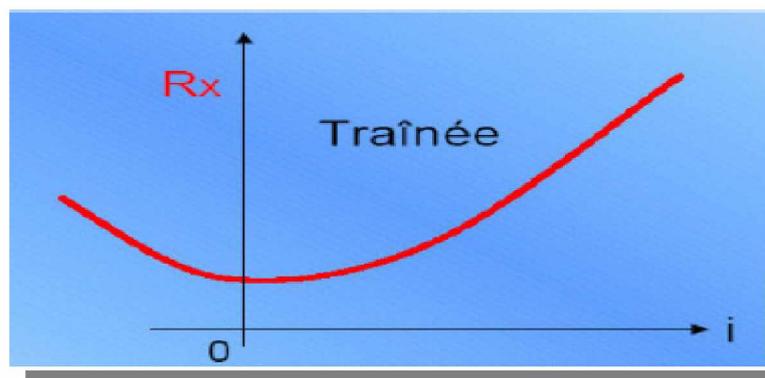


Fig. II.15. Courbe de traînée

- Ø La traînée est minimale aux environs de 0° , ou même à un angle légèrement négatif.
- Ø Elle augmente dans les deux directions à partir de cet angle.
- Ø Jusqu'à environ 6° , l'augmentation de traînée n'est pas très rapide, puis elle devient de plus en plus accentuée, particulièrement après l'angle de décrochage, quand l'écoulement devient turbulent.

II. 5.5. la Polaire :

II. 5.5.1. Définition :

On appelle polaire la courbe donnant les variations du coefficient de portance en fonction de celui de traînée C_X c'est-à-dire $C_Z = f(C_X)$.

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

II. 5.5.2. La Détermination :

En partant des courbes $C_Z = f(\alpha)$ et $C_X = f(\alpha)$, on détermine pour chaque valeur de α 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).

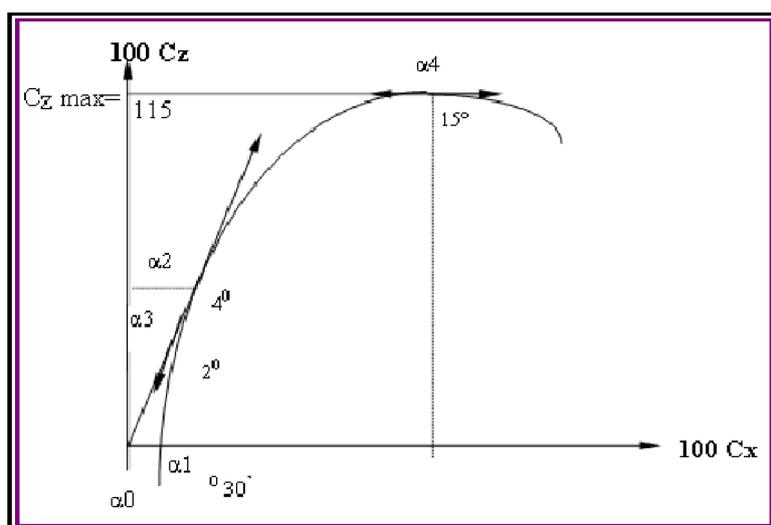


Fig. II.16. La polaire

II. 5.6. Courbe de finesse :

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

Dans un paragraphe précédent, nous en étions venus à la conclusion qu'il fallait essayer d'obtenir d'un profil la plus grande valeur portance, mais aussi la plus petite en traînée.

La courbe de portance nous indique que l'on a la plus grande portance à environ (15°), la courbe de traînée que l'on a la plus faible traînée à environ (0°), 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 $\frac{C_x}{C_z}$.

Le lecteur ayant à sa disposition les courbes de portance et de traînée de n'importe quel profil peut facilement tracer la courbe de finesse en relevant de la courbe de portance le C_z de chaque angle d'attaque et en le divisant par le C_x correspondant au même angle. Notons qu'il importe peu de tracer la courbe $\frac{C_x}{C_z}$ ou la courbe $\frac{C_z}{C_x}$ car toutes deux auront les mêmes valeurs numériques puisque $\frac{C_x}{C_z} = \frac{1}{\frac{C_z}{C_x}}$.

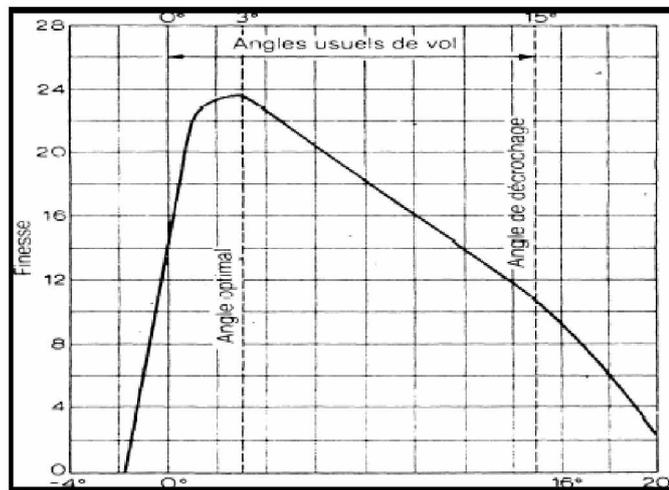


Fig. II.17. Courbe de finesse

Nous nous apercevons que la finesse augmente rapidement jusqu'à environ 3° ou 4°, angles auxquels la portance est presque 24 fois plus grande que la traînée (certains profils ont une finesse encore plus grande).

La finesse décroît ensuite progressivement parce que, bien que la portance continue à augmenter, la traînée augmente encore plus rapidement, jusqu'à l'angle de décrochage où la portance n'est plus que de 10 à 12 fois plus grande que la traînée. Même après l'angle de décrochage, la finesse continue à décroître pour atteindre 0 à 90°.

Le fait le plus intéressant à noter dans cette courbe de finesse est que la finesse est maximale pour un angle d'attaque d'environ 3° à 4°. En d'autres mots, c'est à cet angle que le profil donne ses meilleures performances. C'est à cet angle qu'il est le mieux capable de faire

ce qu'on lui demande: produire la plus grande portance possible tout en ayant une petite traînée.

C'est pourquoi, quand un avion est en vol de croisière, les ailes rencontrent l'air à peu près sous cet angle, que l'on appelle *angle optimal*, plutôt que sous un angle de 15° , qui produirait la portance nécessaire à une vitesse basse mais peu économique.

Sous un angle de $0,5^\circ$, qui produirait aussi la portance nécessaire à une vitesse élevée, mais pas économique non plus. Cela explique aussi pourquoi lorsqu'un avion est placé en "assiette de réglage" en vue d'une inspection ou d'une réparation, les ailes font un angle de 3° à 4° avec l'horizontale. À ce moment-là, l'avion se trouve en assiette usuelle de croisière et l'angle d'attaque correspond à l'angle de "calage des plans".

La tendance moderne, Particulièrement pour les avions très rapides, est de caler les ailes à un angle inférieur à celui qui donne la meilleure finesse car bien souvent, le constructeur recherche davantage la vitesse que l'économie.

II. 5.7. Centre de poussée et coefficient de moment :

Examinons les courbes qui nous montrent comment la position du centre de poussée et le coefficient de moment de tangage varient quand l'angle d'attaque augmente.

Le centre de poussée se déplace progressivement vers l'avant au fur et à mesure que l'angle d'attaque augmente, tout au long de la plage des angles usuels de vol, et cela tend vers l'instabilité. Au-dessus de 12° , le centre de poussée commence à reculer, mais cela n'a pas beaucoup d'importance puisque ces angles ne sont pas couramment utilisés en vol.

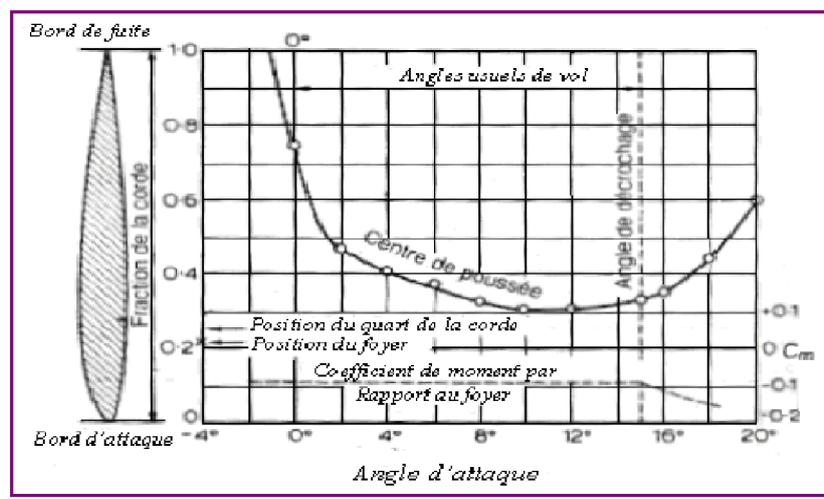


Fig. II.18. Courbe du centre de poussée et du coefficient de moment

Alors que nous disions précédemment que cette même augmentation d'angle d'attaque produit un mouvement vers l'avant, donc déstabilisant, du centre de poussée.

Cette constatation n'est un paradoxe qu'en apparence, car il faut toujours se rappeler que lorsqu'on parle de moment, il faut se préoccuper de savoir où est le point de référence. Lorsqu'on considère la stabilité de l'avion tout entier, notre point de référence doit être le centre de gravité, et le centre de gravité est toujours, ou presque toujours, en arrière du bord d'attaque de l'aile, si bien que les changements du moment de tangage avec l'angle d'attaque ressemblent plus à ceux qui se produisent par rapport au bord de fuite, et ceux-ci sont très certainement instables.

II. 5.8. Foyer de l'aile :

Mais le choix de différents points de référence a une autre conséquence majeure. Car si l'on enregistre une augmentation régulière du moment piqueur par rapport au bord d'attaque et une diminution régulière de ce moment par rapport à un point situé près du bord de fuite, il doit y avoir un point de la corde par rapport auquel le moment de tangage ne varie pas avec l'augmentation de l'angle d'attaque; le moment par rapport à ce point conserve la faible valeur négative (moment piqueur) qu'il a à l'angle de portance nulle. Ce point s'appelle le foyer de l'aile.

On peut donc considérer de deux manières différentes les effets d'une augmentation de l'angle d'attaque sur le moment de tangage d'un profil aérodynamique, ou d'un avion :

- Ø D'une part, on peut considérer que la portance varie et que son point d'application (centre de poussée) se déplace.
- Ø D'autre part, on peut considérer que le point d'application (foyer) est fixe et que seule la portance varie.

Ces deux raisonnements sont également justifiés sur le plan théorique, l'idée d'un centre de poussée mobile peut sembler plus simple à première vue.

Aux vitesses subsoniques, l'expérience démontre que le foyer de l'aile se trouve habituellement au quart de la corde à partir du bord d'attaque (0,25l).

II. 5.8.1. Détermination du foyer sur un profil :

A la portance nulle, le profil n'est soumis qu'à un couple. Comme le moment d'un couple est le même par rapport à n'importe quel point, ce moment doit être égal au moment par rapport au foyer qui, par définition, reste le même quelque soit l'angle d'attaque. Le coefficient de ce moment par rapport au foyer s'écrit C_{M_0} .

A toutes fins pratiques, on peut considérer que le foyer d'un profil se trouve sur la corde, bien qu'en vérité il puisse être légèrement au dessus ou au dessous. Supposons donc qu'il est sur la corde, à une distance x du bord d'attaque et appelons α l'angle d'attaque. Le moment par rapport au foyer de l'aile, c'est-à-dire $C_{M_0} \cdot q \cdot S \cdot l$, est égal au moment par rapport au bord d'attaque ($C_{M_{BA}} \cdot q \cdot S \cdot l$) plus les moments de R_z et R_x par rapport au foyer, les bras de levier sont $x \cdot \cos \alpha$ et $x \cdot \sin \alpha$ respectivement.

Nous avons donc :

$$C_{M_0} \cdot q \cdot S \cdot l = C_{M_{BA}} \cdot q \cdot S \cdot l + C_{R_z} \cdot q \cdot S \cdot x \cdot \cos \alpha + C_{R_x} \cdot q \cdot S \cdot x \cdot \sin \alpha$$

En divisant les deux membres par $q \cdot S$, nous obtenons :

$$C_{M_0} \cdot l = C_{M_{BA}} \cdot l + C_{R_z} \cdot x \cdot \cos \alpha + C_{R_x} \cdot x \cdot \sin \alpha$$

$$x = l \cdot (C_{M_0} - C_{M_{BA}}) / (C_{R_z} \cos \alpha + C_{R_x} \sin \alpha)$$

Ou, en fraction de la corde :

$$x/l = (C_{M_0} - C_{M_{BA}}) / (C_{R_z} \cos \alpha + C_{R_x} \sin \alpha)$$

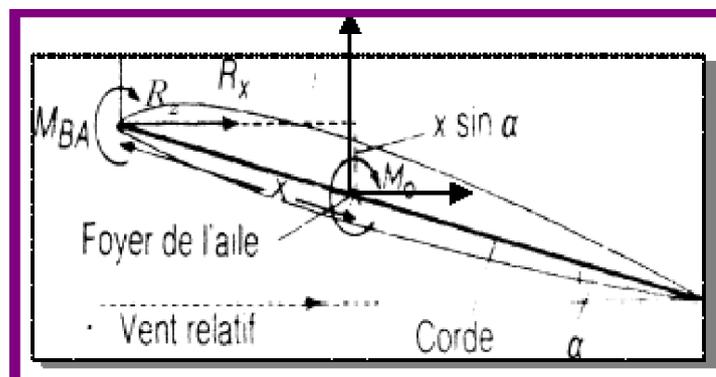


Fig. II.20. Foyer de l'aile

Notons que pour les petits angles, α cos est environ 1 et α sin est presque nul. Nous pouvons donc négliger la trainée et dire que:

$$x/l = (C_x - C_{x'}) / (C_l) \text{ Approximativement.}$$

Si l'on appelle "y" la distance du centre de poussée (CP) au bord d'attaque, et sachant qu'il n'ya pas de moment par rapport au centre de poussée, on peut vérifier la position du centre de poussée de la figure

$$y/l = - C_{x'} / (C_l \cos \alpha + C_{x'} \sin \alpha)$$

$$y/l = - C_{x'} / C_l \text{ (approximativement)}$$

II .6. Génération des profils NACA :

Le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), ancien acronyme de la NASA, a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi celles ci, on peut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires portant la désignation NLF. Dans ce travail, nous nous sommes principalement intéressés aux profils à quatre chiffres.

II.6.1. Famille de profils à quatre chiffres :

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Le premier indique la cambrure maximale relative en pourcentage de la corde ; le deuxième représente la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde.

Remarquons qu'un profil symétrique sera nécessairement du type 00xx.

Il faut également préciser les expressions permettant de calculer les coordonnées des points d'un profil. Dans le cas des profils symétriques de cette famille, on se sert de l'expression suivante :

$$y = \frac{e}{0.20} (0.296\sqrt{x} - 0.126 x - 0.351 x^2 + 0.2843 x^3 - 0.1015 x^4)$$

Et le rayon de courbure au bord d'attaque est égal à $r = 1,1019 t$ où t désigne l'épaisseur relative maximale du profil.

Dans le but d'étudier systématiquement l'effet de la variation de la cambrure et de la forme de la ligne moyenne, la forme des lignes moyennes est exprimée analytiquement comme deux arcs d'une parabole tangents à la position de l'ordonnée maximale de la ligne moyenne.

Les équations définissant les lignes moyennes sont les suivantes :

$$= - (2 - x^2) \quad \text{En avant de l'ordonnée maximale}$$

$$= \frac{1}{(1 - 2p)} (1 - 2x) + \epsilon - x^2 \quad \text{En arrière de l'ordonnée maximale}$$

Ou :

m : l'ordonnée maximale de la ligne moyenne exprimée comme une fraction de la corde.

p : la position de l'ordonnée maximale.

Le système de dénombrement pour les profils NACA à 4 chiffres est basé sur la géométrie du profil.

Le premier chiffre indique la valeur de la cambrure maximum (flèche max « f ») en % de la corde.

Le second 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 % de la corde.

Notre travail consiste à étudier un profil NACA quatre chiffres qui est le NACA 0012.

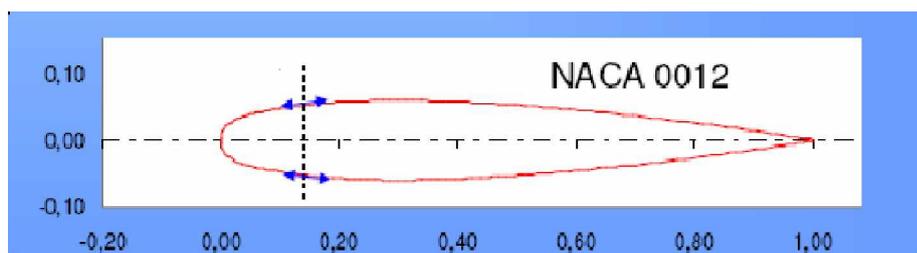


FIG II.21. Géométrie du profil NACA 0012

- Û Le 0 indiquent la cambrure maximale (0%).
- Û Le deuxième 0 indiquent la position de la cambrure maximale (00%).
- Û Le 12 indique l'épaisseur relative maximale (12%).

II.6.2. Famille de profils à 5 chiffres :

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils. L'idée générale est très semblable à celle de la famille précédente, et d'ailleurs la même distribution d'épaisseur le long de la corde c est utilisée. Par contre la cambrure est définie de manière plus complexe, une fonction cubique est utilisée pour la première partie de la cambrure, du bord d'attaque jusqu'à une abscisse p qui correspond au point de cambrure maximale, et de cette abscisse jusqu'au bord de fuite, la cambrure décroît linéairement. L'équation suivante traduit cette variation :

$$z = - \left(-3 \frac{x^2}{c^2} + (3 - m) \frac{x}{c} \right) \quad \text{Pour } 0 < x < p$$

$$z = - \left(1 - \frac{x}{c} \right) \quad \text{Pour } p < x < c$$

L'abscisse p est choisie par le dessinateur, et les valeurs de m et de $k1$ sont tabulées par rapport à p . Les cinq chiffres font référence aux choix du dessinateur : le premier donne les vingt tiers du coefficient de portance caractéristique cl , les deux suivants donnent vingt fois le rapport p/c , et les deux derniers donnent l'épaisseur maximale divisée par la corde. L'obtention des coordonnées finales du profil se fait comme pour un profil NACA à quatre chiffres.

II.6.3. La famille 1X-XXX :

La famille NACA 1X-XXX, généralement appelée 16-XXX comme il sera expliqué plus bas, est issu d'un changement de démarche dans la conception d'un profil :
 Au lieu de partir de l'aspect géométrique et d'étudier ensuite le comportement Aérodynamique, on postule une distribution de pression moyenne autour du profil, Et on utilise une méthode inverse pour reconstituer une forme de profil susceptible D'atteindre cette distribution. En spécifiant la distribution de pression, on spécifie Entre autre les caractéristiques de la portance. Des paramètres importants du

Comportement aérodynamique sont de cette manière imposés lors de l'élaboration Du profil. Dans la nomenclature de cette famille, le premier 1 fait référence à une série commune, ici une série destinée à des profils d'aile avec une petite zone faiblement supersonique.

Le chiffre suivant indique l'emplacement du minimum de pression en dixièmes de La corde. Un minimum de pression à 60% de la corde est rapidement devenu un Choix standard, d'où le nom commun 16-XXX de cette famille. Le premier chiffre Après le tiret donne dix fois le coefficient de portance théorique, un 2 correspondant Ainsi à $cl = 0.2$. Enfin les deux derniers chiffres donnent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

II.6 .4. Famille de profils laminaires :

Cette famille constitue en quelque sorte une amélioration de la précédente. On cherche toujours à spécifier non pas la géométrie d'un profil mais ses caractéristiques aérodynamiques.

Cependant la résolution du problème inverse est faite avec une méthode plus performante. De plus, une meilleure connaissance du comportement des couches limites a permis d'agrandir encore la zone de couche limite laminaire pour un coefficient de portance donné, ce qui minimise la traînée du profil dans ces conditions. Leur nomenclature est différente de celle de la série précédente.

Exemple pour le NACA 662 _ 215 :

- Ø Le premier 6 représentent la désignation de la série (profil laminaire).
- Ø Le deuxième 6 représentent la position de la pression minimale (60%).
- Ø L'indice 2 indique que la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de Portance caractéristique pour laquelle il existe un gradient de pression favorable vaut 0.2.
- Ø Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique 0.2.
- Ø Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%).

Parmi les profils laminaires, on peut mentionner deux autres séries développées à chaque fois comme une amélioration de la série précédente : la série 7-XXX et la série 8-XXX.

II .7. Dispositifs hypersustentateurs :

L'aile d'un avion est étudiée pour offrir un maximum de rendement en croisière, c'est à dire à vitesse élevée. Ses performances dans des phases de vol plus lent (décollage et atterrissage) sont donc faibles et ont conduit à la conception d'artifices aérodynamiques visant à les améliorer : les dispositifs hypersustentateurs.

Ces dispositifs permettent d'obtenir une portance plus forte à faible vitesse d'où leurs noms: hypersustentateurs.

Il existe deux familles de dispositifs hypersustentateurs: les dispositifs de bord d'attaque (becs) et ceux de bord de fuite (volets).

Le but est de diminuer les distances nécessaires à l'avion tant au décollage qu'à l'atterrissage.

On sait que la distance nécessaire est donnée par la formule:

$$L = \frac{V^2}{2a}$$

Avec: L = distance nécessaire.

V = vitesse de décollage (VDEC) ou d'atterrissage (VATT),

a = accélération au décollage ou décélération à l'atterrissage.

En Technique d'Utilisation (T.U), on constate que les vitesses de décollage et d'atterrissage sont fonction de la vitesse de décrochage (VS).

En mécanique du vol, on démontre que la vitesse de décrochage (vitesse minimum) est donnée par la formule:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Zmax}}}$$

En conséquence : diminuer L revient à :

• diminuer V.

• diminuer V min .

• augmenter S et CZ max.

« C'est le but des dispositifs hypersustentateurs ».

II .7.1. Volets :

Le volet simple ou le volet de courbure utilise le même principe d'un aileron ou une autre gouverne, il donne au profil une " courbure variable ". Son principe consiste (comme celui des fentes) à diminuer la vitesse d'atterrissage avec les volets sortis, tout en étant capable d'atteindre la vitesse maximale avec les volets rentrants.

Actuellement les volets sont devenus une nécessité absolue sur les avions modernes très rapides car ils permettent :

- ✚ D'augmenter la portance.
- ✚ D'augmenter la traînée à basse vitesse ou elle peut être utile.

II .7.1.1. Les principaux types de volets :

✓ Les volets d'intrados:

Ils augmentent la portance grâce à l'augmentation de la courbure de l'aile. Leur inconvénient est de générer une forte traînée (2 bords de fuite).

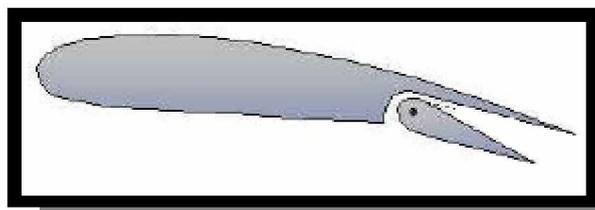


Fig. II .22 . Volet d'intrados

✓ Les volets de courbure:

Très efficace par l'augmentation de la courbure de l'intrados et de l'extrados. Son braquage est limité sous peine de voir le décrochage des volets (extrados).

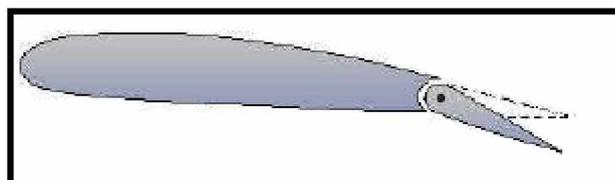


Fig. II .23. Volet de courbure

✓ *Les volets de courbure à fente :*

Présentent les caractéristiques des volets de courbure améliorées par la présence de la fente qui permet de recoller les filets d'air sur l'extrados du volet afin de pouvoir en augmenter le braquage.

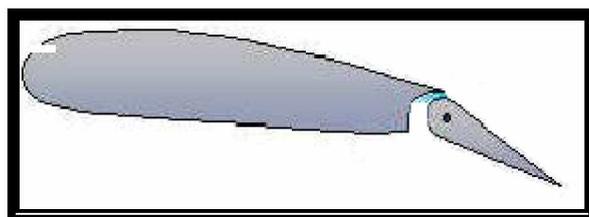


Fig. II .24. Volet de courbure à fente

✓ *Les volets Fowler :*

Les volets sont placés sur des glissières qui leur permettent de reculer lors de leur sortie. C'est le type de volet le plus efficace puisqu'il permet d'augmenter la portance comme un volet de courbure à fente avec, en supplément, une augmentation de la surface de l'aile.

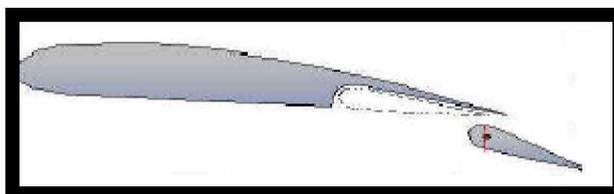


Fig. II .25. Volet Fowler

II.7.2. L'influence des volets sur le profil:

On peut remarquer que pour une même incidence, l'aile avec des volets braqués a une portance plus importante que volets rentrés.

Les volets ont donc un principe de fonctionnement différent et complémentaire des becs. Pour les volets, l'augmentation de portance est créée par augmentation de la courbure, de la surface et par effet de fente.

La sortie des volets se traduit par un couple piqueur et une augmentation de portance plus ou moins notable selon le type d'avion. Il conviendra de contrer ces effets par une action piquée sur le manche.

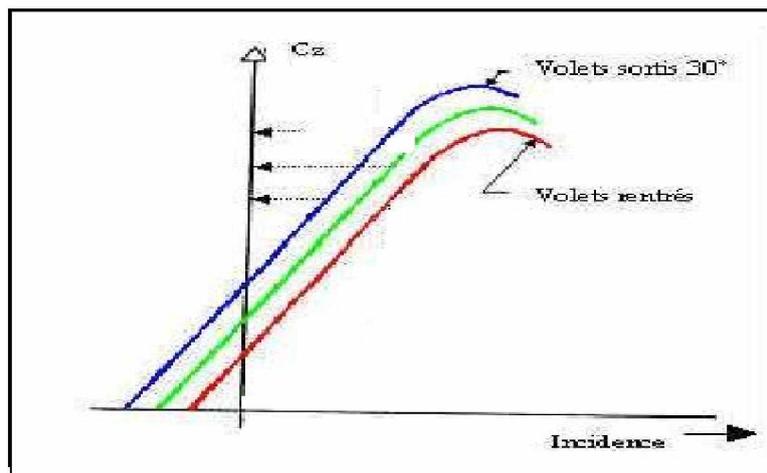


Fig. II.26. Courbe $C_z = f(\alpha)$ pour 3 braquages de volets

Lors de l'étude d'une aile, il est tracé une courbe caractéristique de cette aile: la finesse. Pour tracer cette courbe, on mesure en soufflerie les C_z (coefficients de portance) et les C_x (coefficients de traînée) à différentes incidences.

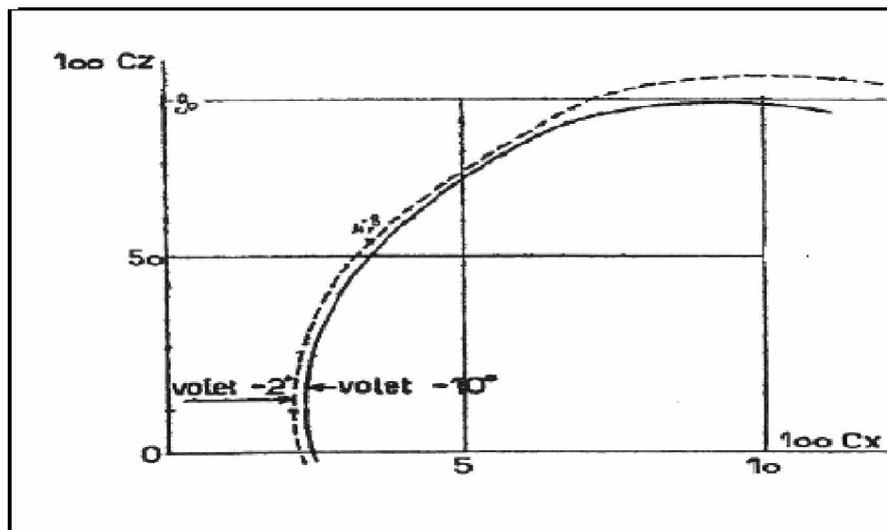


Fig. II.27. Courbe de finesse pour deux braquages de volets

La courbe ci-contre représente deux finesesses d'une même aile avec deux braquages de volets différents. L'augmentation du braquage des volets à 2 effets:

- Ø Un déplacement de la finesse vers le haut traduisant une augmentation de la portance max pour une même incidence
- Ø Un déplacement vers la droite traduisant une augmentation de la traînée.

∨ . On remarque également que lorsque l'incidence augmente au-delà de l'incidence de portance maximum, la portance décroît alors que la traînée continue à augmenter. Puis, brusquement, la courbe s'arrête : on a atteint l'incidence de décrochage. La traînée est la force aérodynamique qui s'oppose à l'avancement de l'avion (frottements).

Sur les volets, cette traînée est un effet secondaire qui accompagne l'augmentation de portance et dont la connaissance est indispensable au pilotage.

Cependant, les volets peuvent être utilisés dans certaines circonstances comme aérofreins.

II.7.3. L'influence des volets sur le profil NACA0021:

II.7.3.1 Introduction :

Afin d'optimiser l'influence des volets sur les performances du profil, on a pris l'exemple du NACA0021 muni d'un volet effectués en soufflerie subsonique. Une aile du profil NACA 0021 muni d'un volet a été réalisée et le but des expériences a été d'analyser l'influence du volet sur les forces aérodynamiques et l'effet de l'angle d'incidence du volet sur l'aile. Les résultats des expériences ont montré que l'utilisation du volet a une influence directe sur la distribution de pression et donc sur les forces aérodynamiques du profil. Le volet joue un rôle considérable dans l'amélioration de la portance du profil NACA0021.

La connaissance des caractéristiques des profils d'aile est un thème d'activités très important dans le domaine de l'aérodynamique. Elle consiste principalement en la détermination des coefficients de portance, de traînée et du moment aérodynamique pour différentes configurations du profil d'aile dans un écoulement de fluide. Elle s'intéresse également au point de transition, point de séparation, etc.

La méthode expérimentale la plus utilisée pour la caractérisation des profils d'aile emploie une soufflerie dans laquelle est installée une aile de section constante et d'envergure finie. Les Extrémités de l'aile sont adossées à des surfaces planes qui limitent l'écoulement, empêchent la formation de tourbillons de bout d'aile et forcent l'uniformité 2-D de l'écoulement.

La caractérisation en soufflerie permet le contrôle des paramètres de l'expérimentation (principalement les nombres de Reynolds (Re) et de Mach (M)) et facilite la prise de mesures.

Sa principale force est de simuler plusieurs conditions expérimentales difficiles. Plusieurs souffleries aérodynamiques ont vu le jour : grâce à Wenham (1871) puis à Philips (1891) en Angleterre, grâce à Lacour (1890) au Danemark, à Joukowski (1903) en Russie, à Râteau (1909) et à Eiffel (1909) en France, on doit d'ailleurs à EIFFEL la mise au point de techniques d'essai en soufflerie qui sont encore en usage de nos jours (Anderson (1980) ; Philips (2000)).

Actuellement, on dispose de grandes souffleries qui sont indispensables autant pour valider et améliorer les méthodes de calcul que pour effectuer des essais en vol afin de compléter les mesures prises en soufflerie (Bauer (1975) ; Roskam (1977) ; Roskam (1979) ; Nelson (1989)).

Pour les amateurs de trimaran voici une application directe du volet sur un profil hydrodynamique ou foil. Le principe est d'une simplicité mécanique : plus la surface en contact avec l'eau (surface mouillée) est réduite, moins il y a de frottements susceptibles de freiner la coque. Et si celle-ci est hors de l'eau car élevée par des foils, la surface mouillée est réduite au maximum. Il en résulte que la force du vent est doublée à partir de 8 nœuds. Plus de deux fois la vitesse du vent : à 22 nœuds, sont atteint 40 nœuds et ainsi de suite jusqu'aux 46 nœuds (88km/h). Les foils sont munis de volets (flaps) qui agissent exactement comme ceux d'avion : orientés vers le bas, ils augmentent la portance du foil et soulèvent la coque hors de l'eau, inclinés vers le haut, le foil descend entraînant la coque avec lui. Cette approche fournit des informations au sujet de la façon dont les forces changent. Toutefois quant on change l'incidence du volet, l'écoulement autour du profil peut prendre différents aspects.

Le NACA0021 muni d'un volet, similaire au safran d'un gouvernail (voir figure) construit dans le laboratoire de génie maritime et testé en soufflerie TE44 permet de citer les innovations, l'utilité du volet et l'effet de l'incidence de ce dernier sur l'aile.

II.7.3.2. Formulation mathématique du problème :

L'analyse dimensionnelle permet d'écrire:

Pour la traînée

$$= - \quad (1)$$

Pour la portance

$$= - \quad (2)$$

Avec (ou) le coefficient de traînée

(Ou) le coefficient de portance.

Et sont deux coefficients sans dimension qui dépendent :

- de la forme géométrique du corps
- de la rugosité de la paroi
- de la viscosité du fluide
- de l'angle d'incidence α .

C_x et C_z ne sont pas constants, mais sont proportionnels à toute une série de facteurs adimensionnels tenant compte des différents facteurs en jeu, c'est-à-dire :

C_x et $C_z = f(\text{Re}, \text{Fr}, \text{Ma})$

II.7.3.3. Etude expérimentale :

Les expériences ont été menées sur le profil NACA0021 avec la soufflerie TE44, pour des angles d'incidence du profil par rapport à la direction de l'écoulement, 0° , 5° , 10° et 25° avec une variation de l'angle de l'incidence du volet (0° , 5° , 10° , 15° , 20° , et 25°)

Les tests ont été effectués sous les conditions initiales suivantes :

- Pression de l'air atmosphérique de 1,0012 bar.
- Ecoulement uniforme avec une vitesse de 20 m/s.

La **Figure II.28** montre la soufflerie, l'équipement de l'expérience, notamment la balance utilisée pour obtenir par affichage les forces de traînée, de portance et les moments.

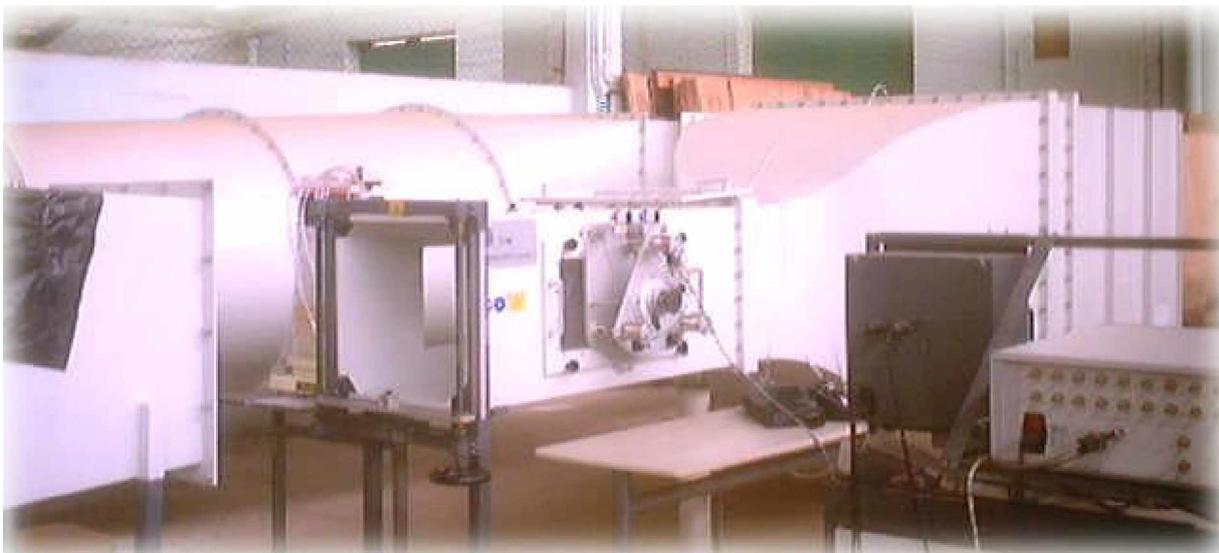


Figure II.28. Vue générale de la soufflerie subsonique TE44CH

La **Figure II.29** montre la position du profil devant un écoulement uniforme et les dimensions du profil.

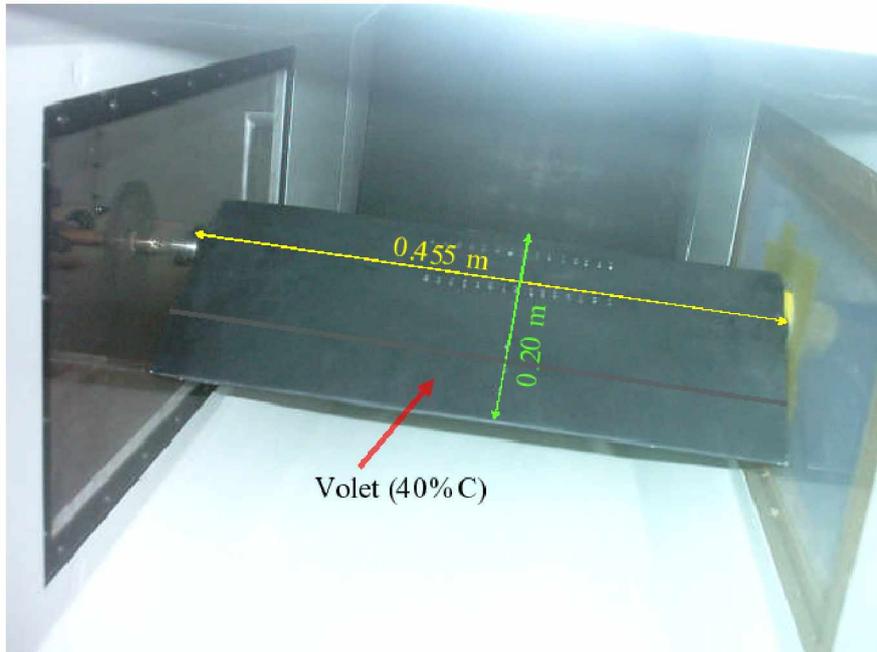


Figure II.29. Vue du profil dans la vaine d'aisé de la soufflerie

- Réalisation du profil NACA 0021 :

Le profil NACA 0021 a été réalisé dans le laboratoire de Génie Maritime d'Oran. Les figures suivantes donnent un aperçu sur le profil.



Figure II.30. Vue générale du profil avec le volet.



Figure II.31. Fixation du volet avec le profil.

- Procédure expérimentale:

* *Distribution du coefficient de pression*

Les pressions mesurées sur le profil sont données sous forme de coefficient, dont la définition est :

$$= \frac{\text{---}}{\text{---}} \quad (3)$$

Le calcul du coefficient de portance du profil a été calculé en fonction du coefficient de pression par la formule suivante :

$$= \int \quad (4)$$

Avec :

: Coefficient de portance

* **Sillage du profil NACA 0021 :**

La mesure du sillage a été effectuée pour la vitesse d'écoulement de 20m/s à différents angles d'incidence du profil et du volet sur un plan distant de 30 mm du bord de fuite (voir **Fig. II.32**) :

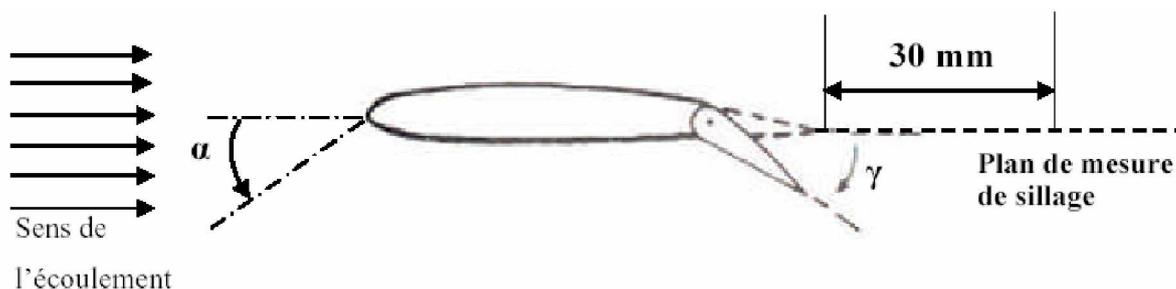


Fig. II.32. Disposition du profil NACA0021 et du plan de mesure de sillage.

Le coefficient de traînée est calculé à partir de la formule suivante :

$$C_D = \frac{2}{C} \int \left(1 - \frac{U}{U_\infty}\right) \frac{U}{U_\infty} dy \quad (5)$$

- Discussions des résultats :

* Coefficient de pression :

La distribution du coefficient de pression (c_p) sur la surface du profil et du volet ; l'évolution du c_p lorsque le profil et le volet sont à incidence nulle ; la différence de pression est très faible (profil symétrique).

Le c_p évolue lorsque le volet est incliné à 25° . La différence de pression entre l'intrados et l'extrados indique clairement que la portance créée augmente proportionnellement à l'angle d'incidence du volet.

Les graphes du c_p adoptent la même allure : Le c_p décroît le long de la surface de l'extrados du profil et du volet, ainsi que sur l'intrados du profil, tandis qu'il atteint une valeur minimale (pression importante) sur le bord d'attaque du volet puis décroît le long de l'intrados du volet.

* Coefficient de portance C_z :

Le tableau ci-dessous montrent comment le coefficient de portance varie en fonction de l'incidence du profil et du volet, il est à noter :

- Le coefficient de portance C_z augmente lorsque l'incidence du volet augmente.
- Le coefficient de portance C_z max est atteint pour 0° d'incidence du profil et 25° d'incidence du volet, (Voir tableau [1]).

Angles de volet	Angle de profil 0°	Angle de profil 5°	Angle de profil 10°	Angle de profil 25°
0	0,06937	0,45087	0,61414	0,23897
5	0,08981	0,3256	0,60009	0,28092
10	0,28723	0,28119	0,56894	0,31078
15	0,45254	0,21403	0,5182	0,32744
20	0,55138	0,1427	0,48624	0,32129
25	0,66539	0,19855	0,39552	0,30838

Tableau II.1. Evolution du coefficient de portance C_z .* **Sillage :**

La distribution transversale de la vitesse de l'écoulement dans le sillage du profil avec variation du l'angle d'incidence du volet. Dans l'ensemble il est à noter :

Présence de deux zones de l'écoulement

- Zone d'écoulement libre.
- Zone d'écoulement du sillage.

Zone d'écoulement du sillage : En aval du profil la vitesse diminue pour former une cloche ou un creux qui tend à augmenter de largeur et de profondeur avec l'augmentation du l'angle d'incidence du profil et du volet.

* **Coefficient de traînée C_x**

L'évolution du coefficient de traînée en fonction de l'incidence du profil et du volet.

Il est clair que le C_x augmente avec l'augmentation de l'incidence du profil et diminue avec l'augmentation de l'incidence du volet :

- C_x min = 0.44764 est atteinte à 10° d'incidence du profil et à 25° d'incidence du volet.

- $C_x \text{ max} = 2.88593$ est atteinte à 25° d'incidence du profil et à 0° d'incidence du volet.

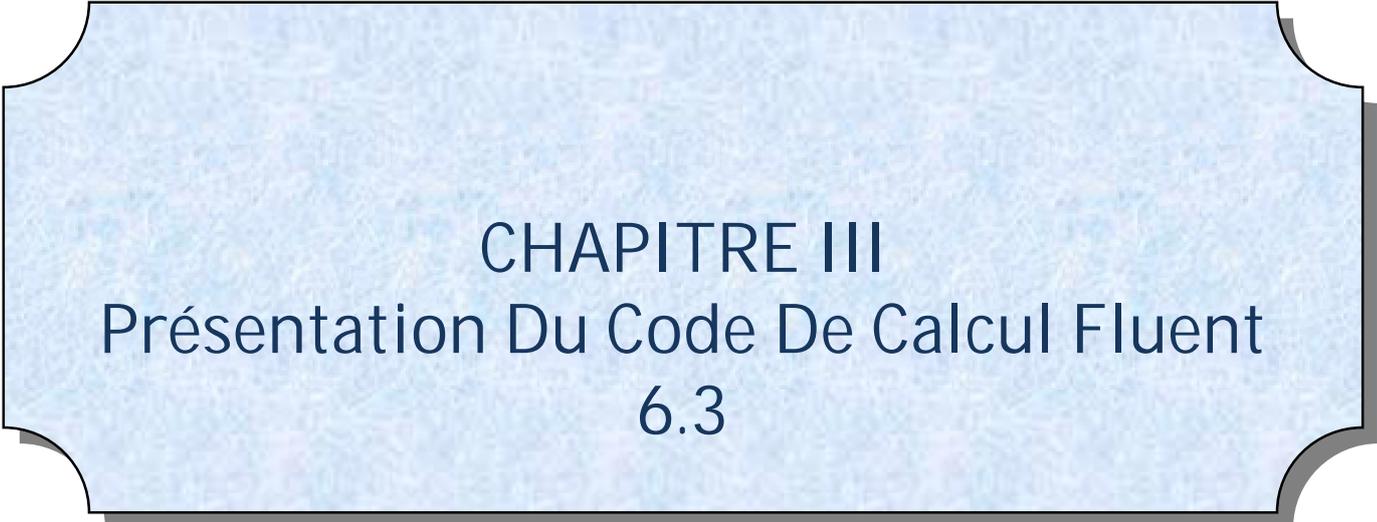
- Conclusion :

Ce travail est un essai à la contribution de l'enrichissement des tests effectués en soufflerie et a permis d'aboutir aux conclusions suivantes :

L'utilisation du volet à une influence directe sur la distribution de pression et donc sur les forces aérodynamiques du profil.

Si le volet est trop incliné l'écoulement décélère dans la zone de l'écoulement libre.

Le volet joue un rôle considérable dans l'amélioration de la portance du profil NACA0021.



CHAPITRE III
Présentation Du Code De Calcul Fluent
6.3

III.1. Introduction :

Généralement l'étude scientifique d'un phénomène physique passe par la formulation d'une ou plusieurs lois sous forme d'équations mathématiques reliant les différentes variables intervenant dans le déroulement du phénomène en question.

L'obtention d'informations qualitatives et quantitatives sur des processus tels que l'écoulement d'un fluide ou le transfert de chaleur est le but primordial de la simulation numérique. Cette dernière permet la réduction du temps de la conception (design) et du développement d'un projet donné.

La conduite d'une étude expérimentale en soufflerie passe par la conception d'un modèle qui consomme énormément de temps et d'argent, alors qu'en simulation numérique on peut rapidement, facilement et pour un moindre coût tester plusieurs configurations géométriques, un large éventail de nombre de Reynolds, de nombre de Mach, etc. et pour cela on utilise d'un côté et pour cela on utilise d'un côté des calculateurs électroniques (PC's, stations de calcul ou super computer vectoriel) et d'un autre côté des disciplines tels que les mathématiques, l'informatique, la physique du problème étudié. La qualité des résultats obtenus dépend essentiellement du niveau de complexité du problème étudié, des logiciels utilisés (AUTOCAD, Gambit et Fluent6.3), de la machine de calcul disponible (capacité de stockage, mémoire vive) et du savoir faire de l'utilisateur (maîtrise et spécialisation dans le domaine étudié et expérience dans le domaine de la simulation numérique).

III.2. Description de Méthode des Volumes Finis :

III.2.1 .Introduction :

Parmi les méthodes numériques qui existent, on se concentre dans notre étude à la méthode des volumes finis, qui est utilisée depuis environ quatre décennies (1960). Elle doit son nom à son principe même dont la première étape est d'intégrer les équations sur un volume élémentaire.

La méthode des volumes finis (*MVF*) est utilisée par les ingénieurs pour résoudre numériquement sur les maillages structurés des problèmes de mécanique des fluides ; sous forme d'équation aux dérivées partielles et non-linéaires.

L'avantage de la résolution par la méthode des volumes finis réside dans le caractère conservatif des équations, ainsi que dans la simplicité de la discrétisation du domaine

D'écoulement, cette méthode a prouvé son efficacité dans la résolution des problèmes de mécanique des fluides et de transfert de chaleur.

III.2.2. Principe de la méthode des volumes finis :

Le principe de cette méthode est de diviser le domaine de calcul en un certain nombre de volumes élémentaires dits volumes de contrôle, de sorte que chacun entoure un point de maillage P, les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs position N.S.W.E. (North, South, West, East). Elle consiste à faire l'intégration de l'équation régissant le mouvement sur un volume de contrôle pour obtenir une équation discrétisée au point nodal P (Fig.III .1).

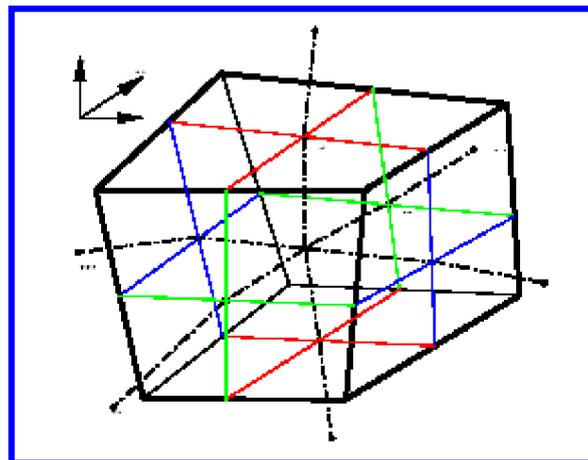


Fig.III .1. Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal

Le transport d'une variable par convection - diffusion dans un système de coordonnées cartésiennes, est défini par l'équation stationnaire, qui s'écrit sous la forme générale suivante :

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + \sum_{i=1}^3 u_i \frac{\partial \phi}{\partial x_i} - \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) = S$$

La composante de la vitesse suivant la direction x_i .

La masse volumique.

Γ . Le coefficient de diffusion.

Une des variables suivantes = 1, 2, 3, ...

Le terme source relatif à la variable

L'équation (3-1) s'écrit encore sous la forme suivante :

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial t} \right)_{\text{cell}} = \Gamma \left(\frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \dots \quad (\text{III.2})$$

Et en intégrant sur un volume de contrôle (théorème de la divergence) :

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial t} \right)_{\text{cell}} \cdot V_{\text{cell}} = \Gamma \left(\frac{\partial \phi}{\partial x} \right)_{\text{cell}} \cdot \Delta x + \dots \quad (\text{III.3})$$

III.2.3. Etapes de résolution :

III.2.3.1. Maillage :

La première étape de cette méthode est de diviser le domaine de calcul en un nombre fini et discret de volume de contrôle, on dit qu'on génère un **maillage**. L'opération consiste à définir un certain nombre de nœuds, ensuite les frontières des volumes de contrôle ou sont placées exactement deux nœuds consécutifs.

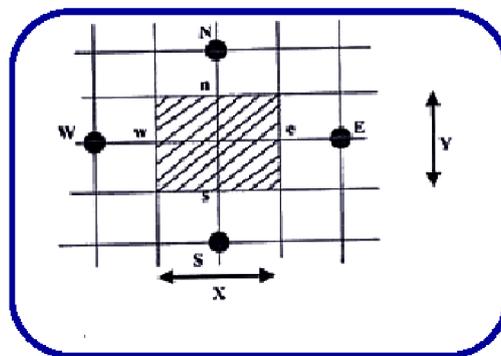


Fig.III.2. Maillage à deux dimensions

III.2.3.2. Discrétisation :

Considérons la forme moyenne des équations de conservation de masse, quantité de mouvement et d'énergie, exprimées en coordonnées cartésiennes :

$$\dots + \dots = 0 \quad (\text{III.4})$$

Ces équations peuvent être intégrées dans un volume de contrôle, en utilisant le théorème de la divergence de Gauss pour convertir les intégrales de volume en intégrales de surface comme suit:

$$-\int \dots + \int \rho U_j \, dn = 0 \tag{III.5}$$

$$-\int \dots \, dv + \int \rho U U \, dn = -\int P \, dn + \int \mu \dots + \dots \, dn + \int S \, dv \tag{III.6}$$

$$-\int \rho \Phi \, dv + \int \rho U \, \Phi \, dn = \int \Gamma \dots \, dn + \int S_\Phi \, dv \tag{III.7}$$

III.2.3.3. Résolution des équations :

La première étape pour résoudre numériquement ces équations continues est d'employer des fonctions discrètes, considérant maintenant un élément de maille isolé tel que des points d'intégration IP_n sont situés au centre de chaque segment de surface dans un élément 3D entourant le volume de contrôle.

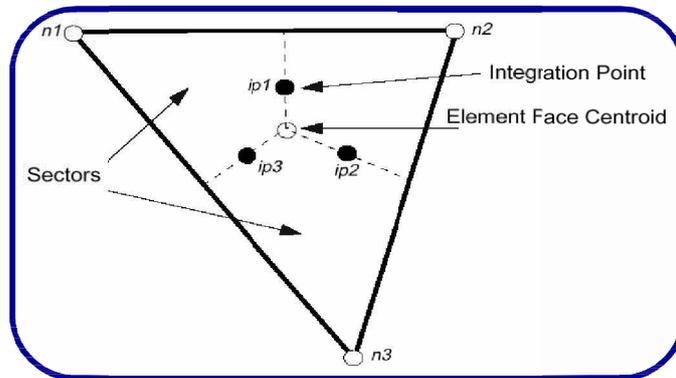


Fig.III.3. présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle.

La forme discrète des équations intégrales est écrite comme suite :

$$V \frac{\dots}{\Delta} + \sum \rho U \, \Delta n = 0 \tag{III.8}$$

Sachant que :

V : est le volume d'intégration de la grandeur Φ .

Ip : est l'indice du point d'intégration.

Δn_j : est la surface d'intégration de la grandeur Φ .

Δt : est un intervalle de temps (time step)

L'indice supérieur 0 se rapporte à l'ancienne valeur du temps.

L'équation (III.8) sera construite pour tous les points nœuds du domaine de calcul en vue d'incorporer réservé aux nœuds de frontières, le système d'équation résultant sera un système d'équation algébrique linéaire comportant autant d'inconnus que d'équation matricielle disponible.

Ces fonctions sont également employées pour le calcul des diverses quantités géométrique, telles que les positions, les coordonnées des points d'intégral (ip), les surface et les différents vecteurs, les équations de formes sont également applicables pour les coordonnées cartésiennes, dans ce cas, elles peuvent être écrites de la manière suivant :

$$= \sum \quad (.9)$$

$$= \sum \quad (.10)$$

$$= \sum \quad (.11)$$

D'après l'approche standard d'élément fini, des fonctions de forme sont employées pour évaluer les dérivés pour tous les termes de diffusion, par exemple, pour un dérivé dans la direction x au point d'intégration IP

$$\frac{\partial \Phi}{\partial x} = \quad \Phi \quad (.12)$$

Les dérivées cartésiennes des fonctions de forme peuvent être exprimées en termes de leurs dérivés locaux par l'intermédiaire de la matrice de transformation de jacobien :

$$\begin{bmatrix} \text{---} \\ \text{---} \\ \text{---} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{---} & \text{---} & \text{---} \\ \text{---} & \text{---} & \text{---} \\ \text{---} & \text{---} & \text{---} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{---} \\ \text{---} \\ \text{---} \end{bmatrix} \quad (.13)$$

III.2.4. Modélisation de la turbulence :

En général, tout écoulement turbulent est décrit par des équations différentielles aux dérivées partielles. En (1974), CEBICI et SMITH ont estimé qu'avec les ordinateurs de nos jours, il est pratiquement impossible de pouvoir résoudre les équations instables de Navier Stokes. Malheureusement les résolutions des équations exactes peuvent dériver des équations générales de Navier-Stokes, tendent vers une infinité de solutions (équations). De là ont s'orienté vers le domaine de la modélisation de la turbulence.

Le code de calcul Fluent 6.3 permet d'utiliser des différents modèles de turbulence qui appliqué principalement les modèles suivants :

- Le modèle a zéro équation ou le modèle de longueur de mélange.
- Le modèle a deux équations : k - , k - .
- Reynolds stress équation model (RSM).
- Large Eddy simulation (LES)

Notons que parmi tous ces modèles, on a utilisé le modèle k - , ce dernier sera donc notre outil, afin de calculer la distribution de la viscosité turbulente .

III.2.4.1. Modèles k - :

Il est possible de développer des équations de transport similaires pour d'autres paramètres de la turbulence y compris le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente . L'équation exacte de contient cependant un certain nombre de termes non mesurables.

Le modèle k - présenté est le modèle développé par Launder et Spalding. Il comporte deux équations, l'une pour k et l'autre pour ϵ basées sur une meilleure compréhension des processus causant le changement de ces variables.

On utilise k et ϵ pour définir une échelle de vitesse U et une échelle de longueur l représentatives des grandes échelles de la turbulence comme suit :

$$U = k^{1/2} \quad \text{et} \quad l = k^{1/2} / \epsilon \quad (.14)$$

En utilisant la même approche que celle utilisée pour le modèle de longueur de mélange, on spécifie la viscosité turbulente comme suit

$$\mu_t = C_\mu \rho k^2 / \epsilon \quad (III.15)$$

Où C_μ est une constante adimensionnelle.

Le modèle standard utilise les équations de transport suivantes pour k et ϵ

$$\frac{dk}{dt} + \nabla \cdot (k \mathbf{u}) = P_k - \epsilon + \nabla \cdot (D_k \nabla k) \quad (III.16)$$

$$\frac{d\epsilon}{dt} + \nabla \cdot (\epsilon \mathbf{u}) = \frac{C_\epsilon}{k} P_k - \epsilon + \nabla \cdot (D_\epsilon \nabla \epsilon)$$

$$\frac{d\epsilon}{dt} + \nabla \cdot (\epsilon \mathbf{u}) = \frac{C_\epsilon}{k} P_k - \epsilon + \nabla \cdot (D_\epsilon \nabla \epsilon) \quad (III.17)$$

D'où ϵ : Le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente, en d'autres termes ;

Taux de variation de k ou ϵ + transport de k ou ϵ par convection = Transport de k ou ϵ par diffusion + Production de k ou ϵ - Taux de destruction de k ou ϵ

Ces équations contiennent cinq constantes ajustables $C_\mu, C_\epsilon, C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}, \sigma_k$.

Les constantes utilisées dans ce modèle ont obtenues à partir des données expérimentales d'une variété de configurations d'écoulements.

$$C_\mu = 0.09, C_\epsilon = 1.04, C_{1\epsilon} = 1.44, C_{2\epsilon} = 1.92, \sigma_k = 1.0$$

Le terme de production dans l'équation de k est dérivé directement du terme exact de production dans l'équation (III-14). En utilisant la relation exprimant le tenseur de Reynolds.

$$\rho \frac{d\phi}{dt} = - \overline{\rho \phi' u'} = - \overline{\rho \phi' u'} + \overline{\rho \phi' u'} - \overline{\rho \phi' u'} \quad (III-16)$$

Une forme modélisée des processus de transport apparaît dans le second membre de l'équation (III-16). Les termes turbulents de transport sont représentés par un). Les nombre de terme de diffusion de la variable scalaire considérée (k ou Prandtl et relie la diffusivité de k et avec la viscosité turbulente . Le terme de pression dans l'équation exacte de k ne peut être directement mesuré et ses effets sont pris en compte dans le terme de diffusion dans l'équation (III-16).

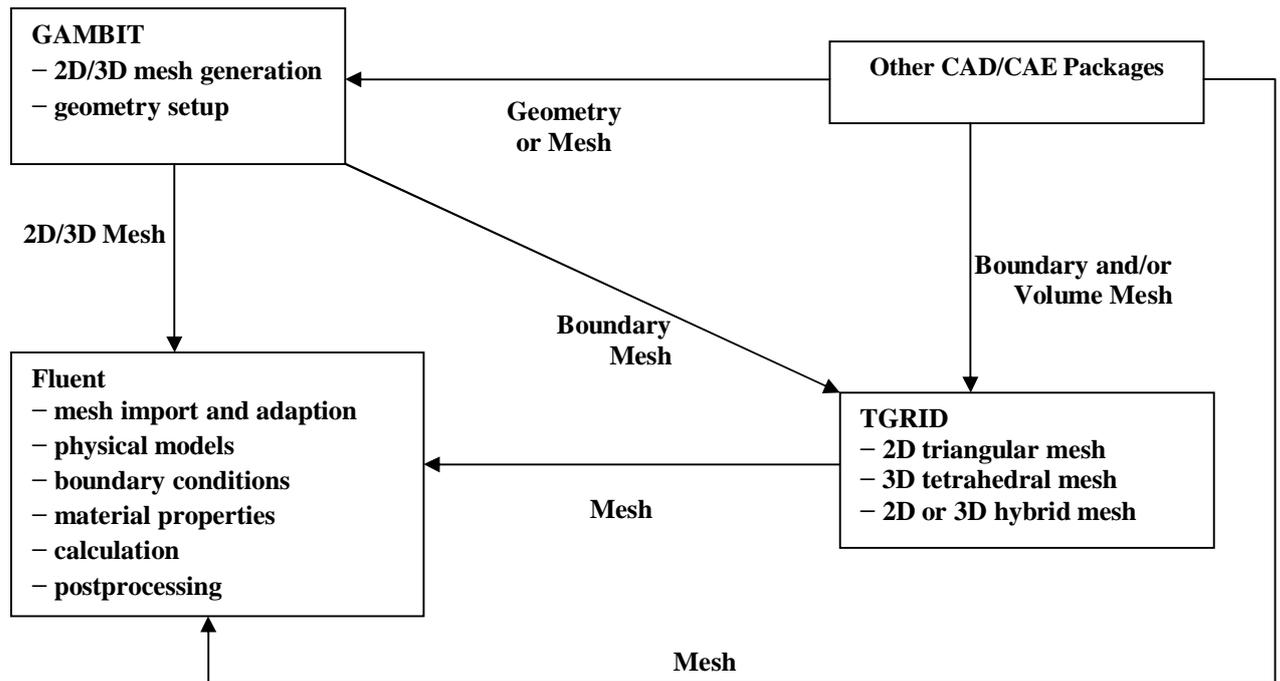
La production et la destruction de l'énergie cinétique turbulente sont en rapport direct. Le taux de dissipation est élevé lorsque la production de k est grande. L'équation du modèle (III-17). Pour suppose que sa production et sa destruction sont proportionnelles aux termes de production et de destruction dans l'équation de k (III-16).

L'adoption de cette forme assure que augmente rapidement lorsque k augmente rapidement et qu'elle diminue suffisamment rapidement pour éviter des valeurs négatives de l'énergie turbulente k si celle-ci diminue. Le facteur /k dans les termes de production et de destruction de assurent une dimension correcte de ces termes.

III.3. Présentation du logiciel :

Dans notre travail On a utilisé trois logiciels :

- Un logiciel de DAO ; AUTOCAD
- Un logiciel de maillage ; GAMBIT
- Un logiciel de simulation FLUENT



III.3.1. AUTOCAD:

On a utilisé le logiciel **AUTOCAD MECHANICAL 2006** qui est menu pour la conception mécanique assiste par ordinateur afin de dessiner les géométries exigées pour notre travail

Et nous avons sauvegardé les données sous format IGES pour que le logiciel de maillage puisse le lire.

Et les figures ci-dessous montrent un aperçu de l'un des géométries dessinées en concentrant Sur les dispositifs des volets sur le profil d'une part et le positionnement du profil complet au volume de contrôle d'une autre part.

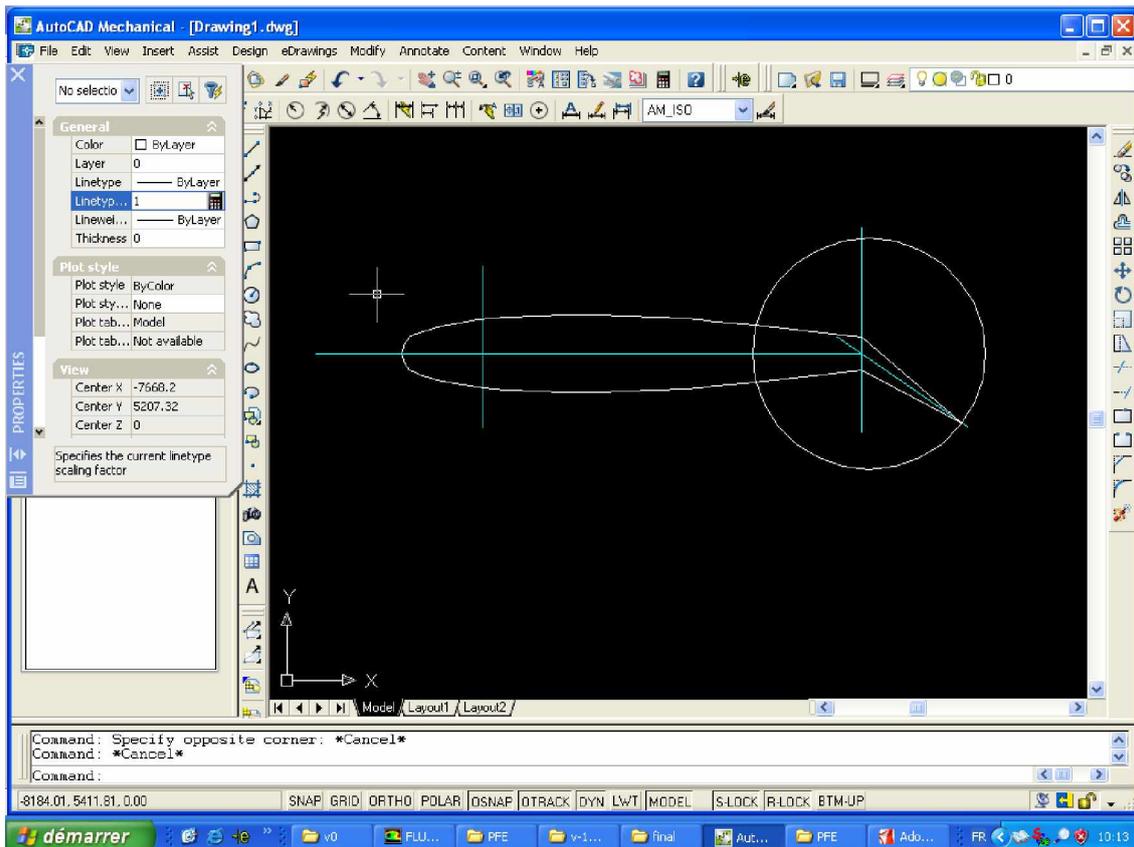


Fig. III.4. vue d'esquisse de la géométrie étudié

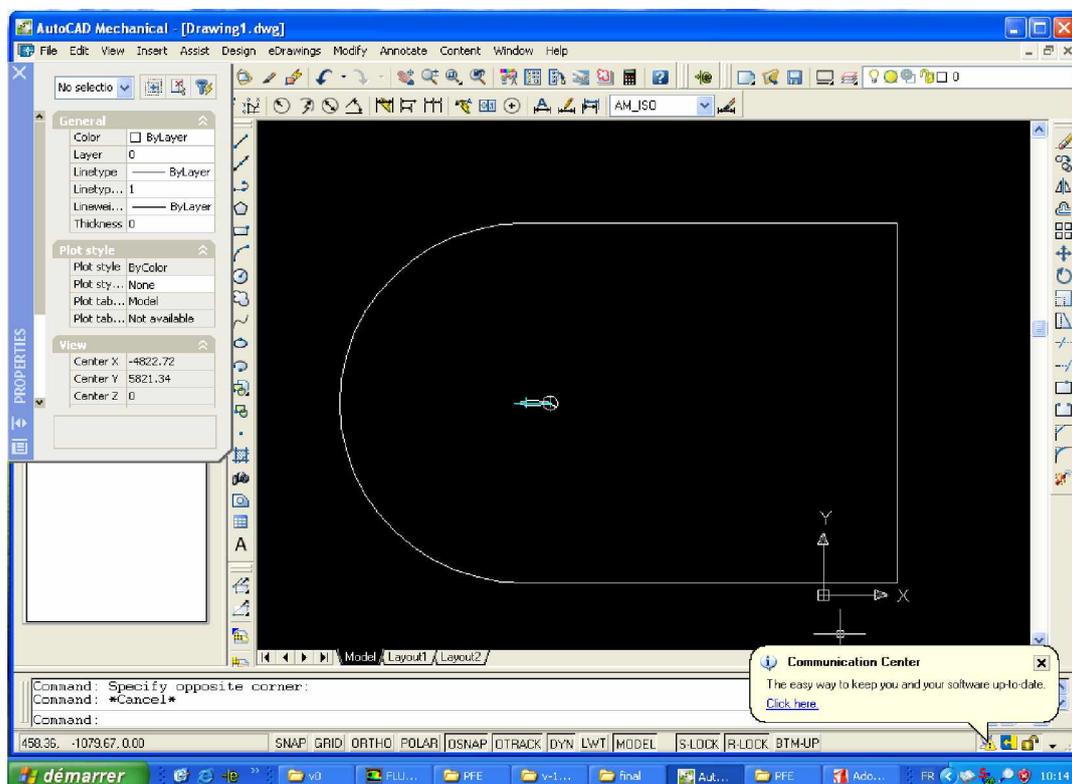


Fig. III.5. vue global de la géométrie étudié dans le volume de contrôle

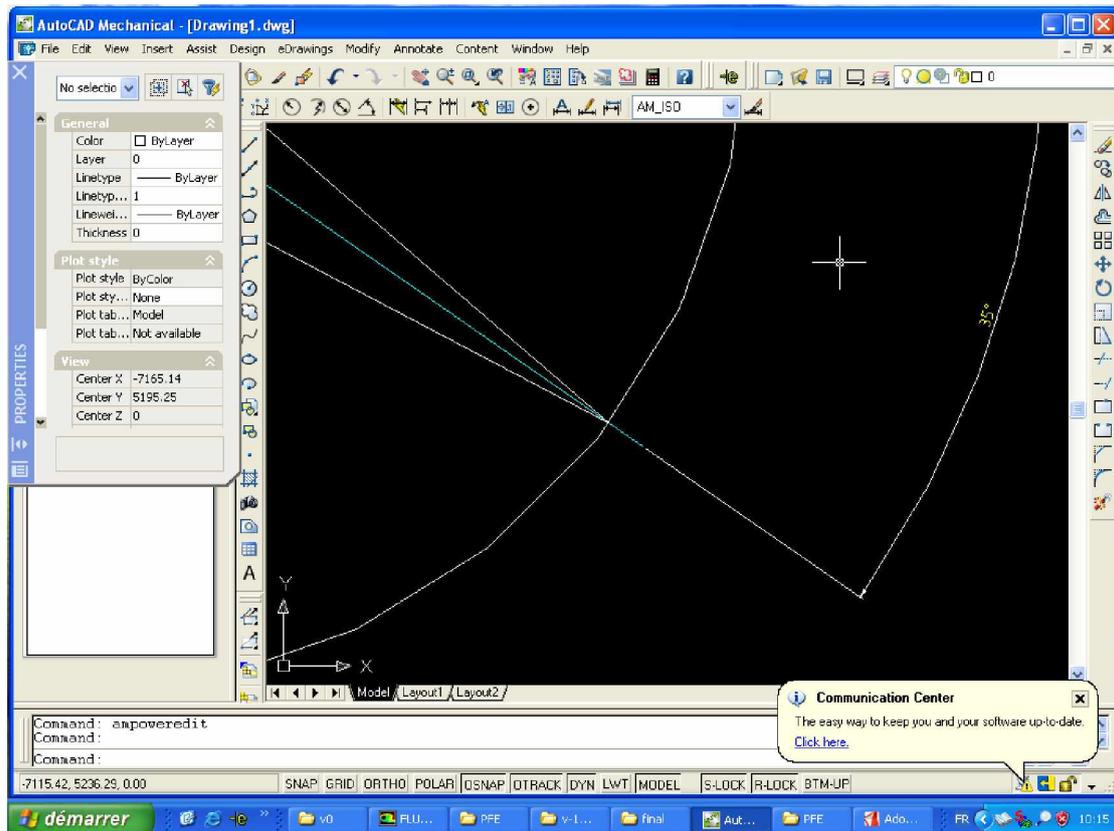


Fig. III.6. vue précisant la variation de l'angle de volet

III.3.2. GAMBIT:

1) Introduction :

Le logiciel Gambit est un mailleur 2D/3D; pré-processeur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers *.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des Problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques. Gambit regroupe trois fonctions : définition de la géométrie des problèmes (construction si la Géométrie est simple ou bien import de la géométrie CAO), le maillage et sa vérification, la

Définition des frontières (Types de conditions aux limites) et définitions des domaines de Calculs.

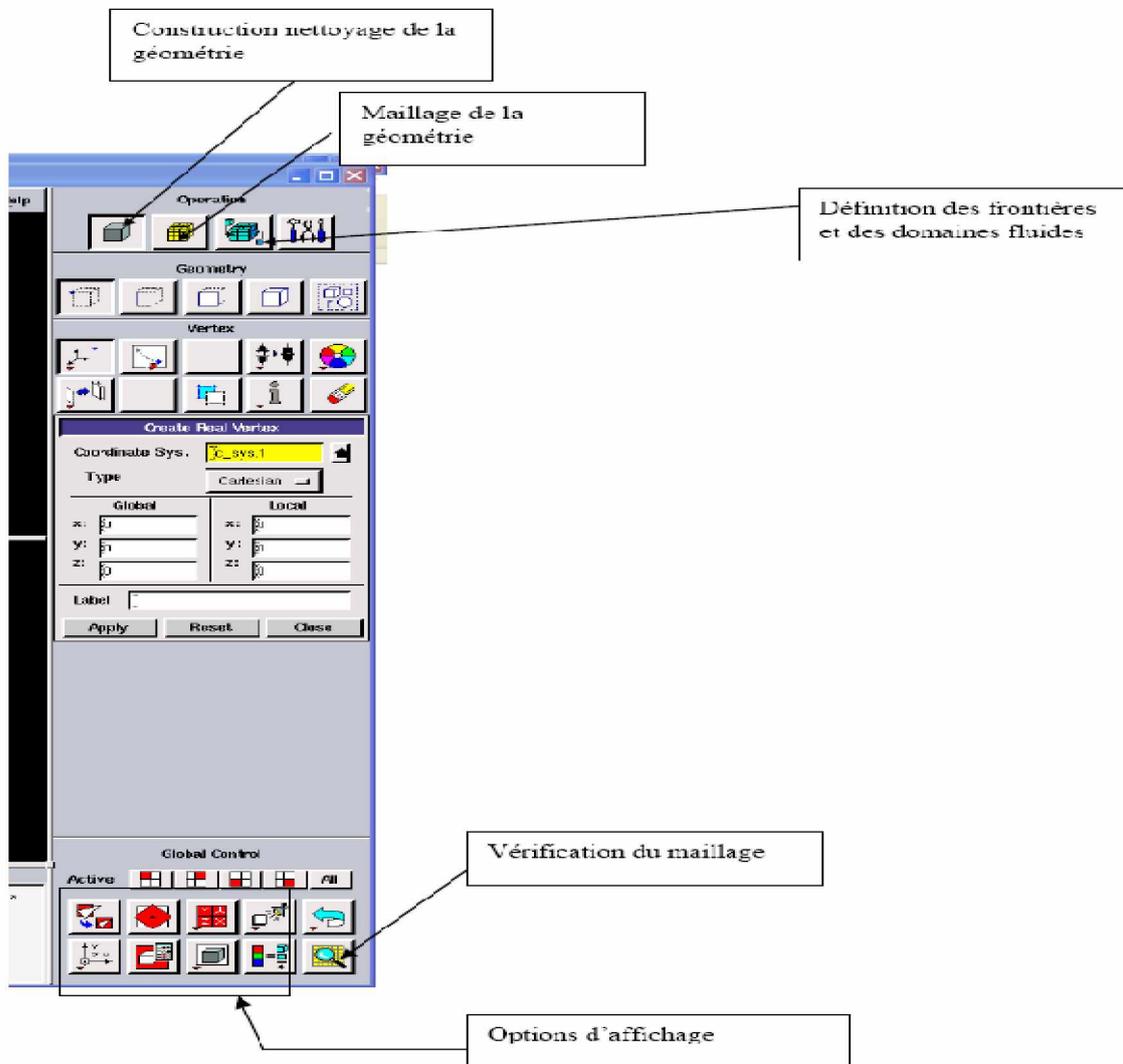


Fig. III.7. barre d'outils de GAMBIT

Démarrage de Gambit

Le chemin de l'application de Gambit est le suivant : **:/Fluent.Inc/ntbin/ntx86/Gambit.exe**

Vous pouvez créer un raccourci dans la barre des tâches. S'il y a un problème d'exécution, supprimez tous les fichiers *.lok dans le répertoire **:/Fluent.Inc/ntbin/ntx86** et relancez Gambit.exe.

2) Import De La Géométrie Et Nettoyage De La Cao :

Souvent la géométrie est conçue par des logiciels de la CAO (AUTOCAD, CATIA...).

Dans le cas des turbomachines, elle peut être aussi conçue par des logiciels de dimensionnement

(Problème inverse) comme BladeGen+ et Turbo Gen. Dans ce cas, on a recours à

L'importation de la géométrie. Il est conseillé d'importer des fichiers sous format ACIS (*.sat). Souvent il est indispensable de nettoyer la géométrie.

Dans notre cas on importe la géométrie sous format IGES a partir de l'AUTOCAD

3) Maillage :

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.

Pour les applications en turbomachines, la technique de génération de maillage peut être résumée sous la forme suivante :

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants de la turbomachine, moyeu, volute, stator, rotor ...etc., sous forme de données numériques, fichier CAD préétabli ou plutôt sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous Gambit.
- La géométrie qui représente les différents domaines fluides est décomposée en sous domaines « maillables ».
- Maillages des sous domaines fluides.

La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD dans le design des turbomachines.

Choix du type de maillage

Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes

Maillage non structuré (tri/tétra.)

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

Ses avantages :

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés

Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré

Maillage hybride

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré

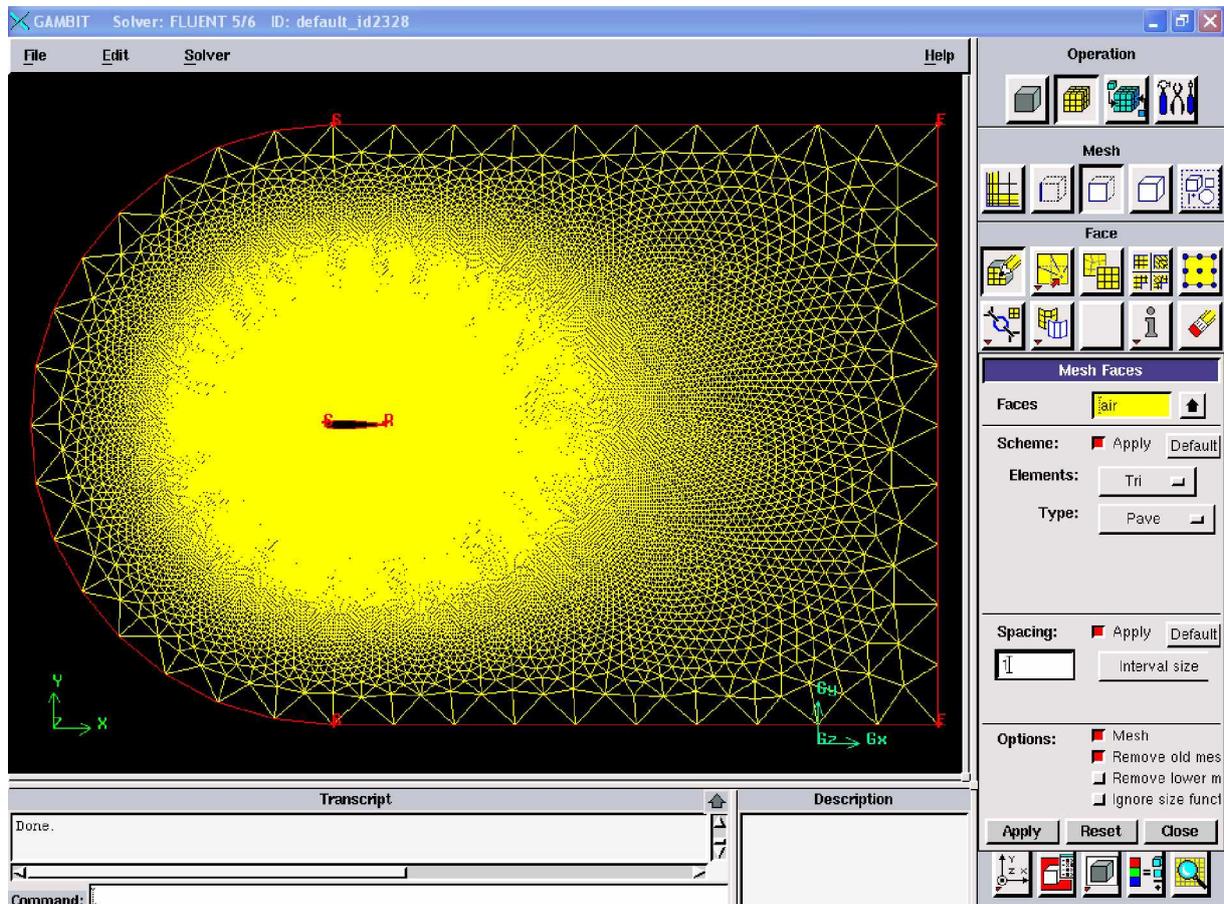


Fig.III.8. generation de maillage 2D sur la geometrie

Techniques générales de génération du maillage

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne **Q**ualité des éléments
- Assurer une bonne **R**ésolution dans les régions à fort gradient
- Assurer un bon **L**issage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier
- Minimiser le nombre **T**otal des éléments (temps de calcul raisonnable)

On peut se souvenir de ces règles en utilisant la formulation mnémotechnique **QRLT**.

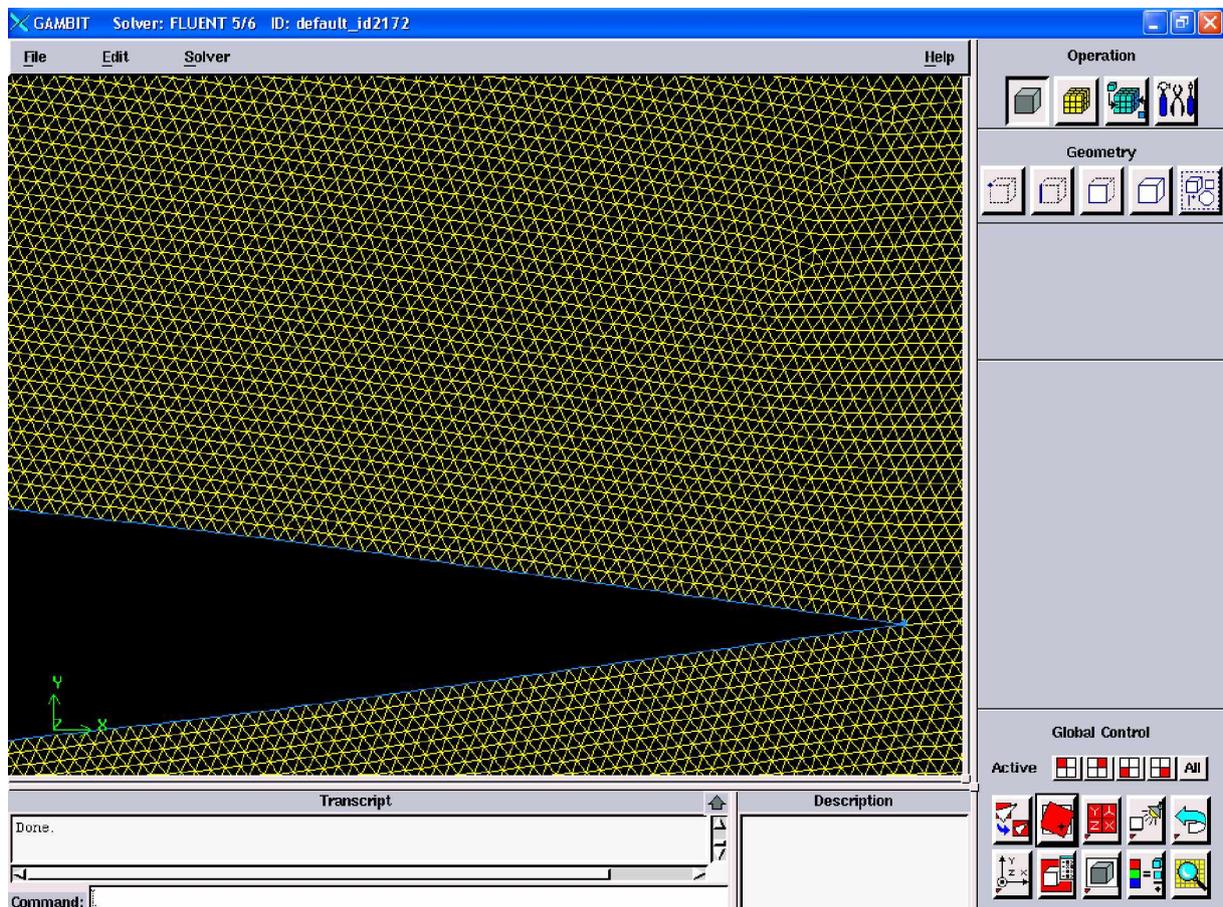


Fig.III.9. qualité de maillage au bout de la frontière du profil

4) Conditions aux limites et définition de domaines :

Le maillage Gambit peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser, ainsi nous devons spécifier le logiciel solveur avec lequel on veut traiter le fichier maillage. Comme conditions aux limites, on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition *Mass flow Inlet* ou une *Velocity inlet*. La pression à la sortie en utilisant la condition *Pressure Outlet*. La figure suivante résume les différentes conditions qu'on peut imposer pour un écoulement périodique.

Ensuite, on procède à la définition des domaines de calcul.

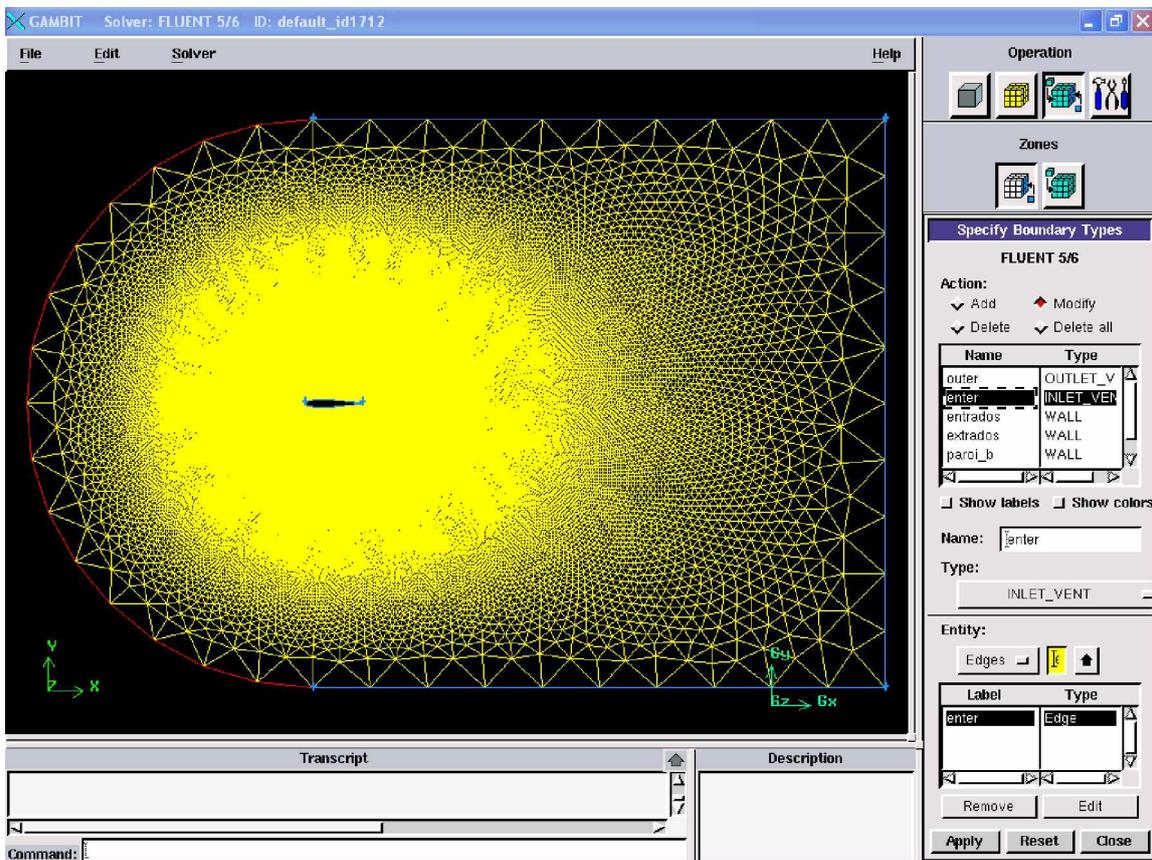


Fig.III.10.Condition aux limites préétablies de la géométrie

En définissant l'intérieur du volume comme un fluide dans notre cas c'est l'air ou plus précisément le gaz parfait incompressible qui sera défini par suite dans le solveur .

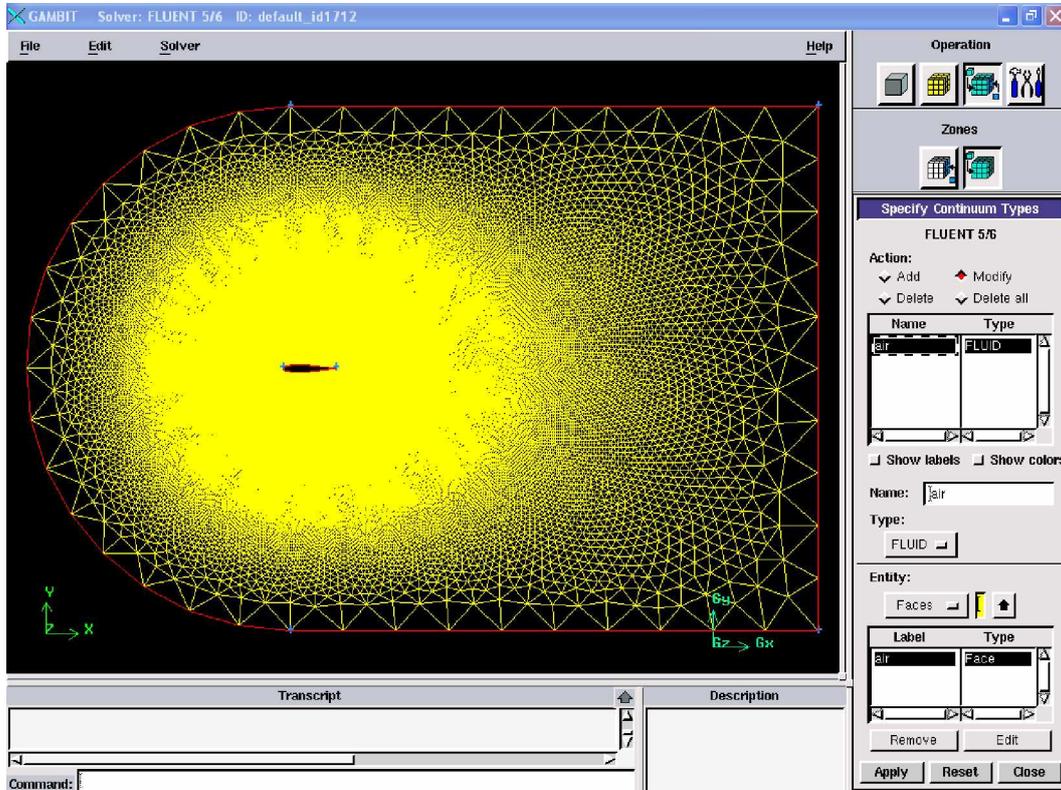


Fig.III.11. Spécification de l'intérieur de volume

La génération du maillage du domaine de calcul a pour but de définir l'ensemble d'éléments ou de nœuds dans lesquels notre logiciel, en se basant sur la résolution des équations de Navier-Stokes par la méthode des volumes finis, va calculer les différents paramètres de l'écoulement. Le domaine numérique considéré dans notre simulation est constitué de :

	Angle de volet -10°	Angle de volet 0°	Angle de volet 10°	Angle de volet 20°	Angle de volet 25°	Angle de volet 35°
Nombre d'éléments	110495	109016	110151	109176	109176	109104
Nombre Des nœuds	55373	54633	55201	54699	54713	54677

Tab. III.1. Nombre d'éléments et nombre d'éléments pour chaque angle de volet

Du fait que les solutions de la simulation numérique ne sont que des approximations, l'analyse de la qualité du maillage ainsi que son influence sur les résultats est un point fondamental qui mérite une attention particulière. Théoriquement, les erreurs liées au maillage doivent disparaître pour des mailles de plus en plus fines, jusqu'à atteindre asymptotiquement des valeurs indépendantes de la taille des mailles. Ainsi, pour analyser la qualité du maillage et son influence sur la solution, le maillage a été raffiné autour du profil ainsi que des prismes ont été introduit (Fig.III.11).

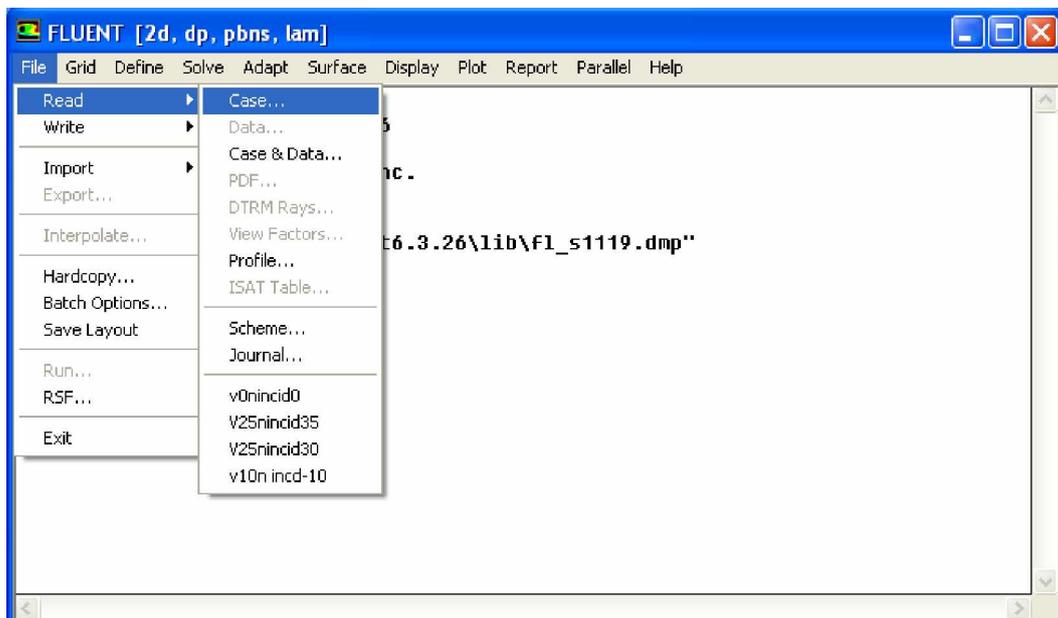
GAMBIT permet également d'exporter un fichier contenant toutes les données de la géométrie et du maillage vers FLUENT.

III.3.3. FLUENT 6.3 :

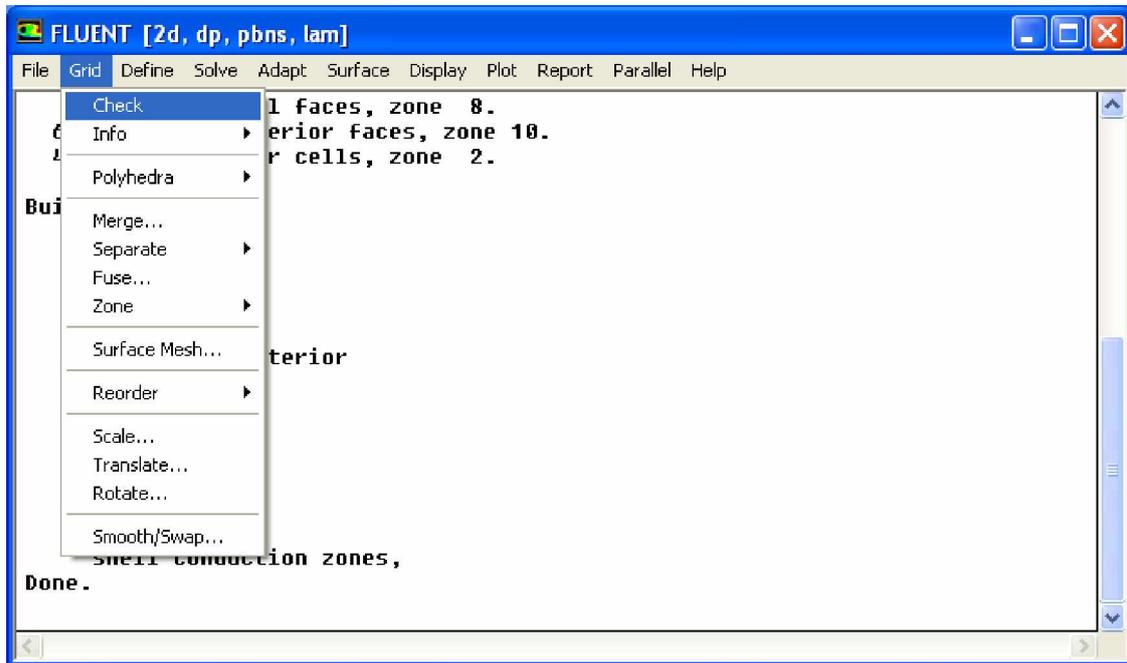
C'est un logiciel qui a la catégorie du solveur, il caractérise la dernière étape de simulation en retrouvant la solution des équations modélisant le phénomène étudiée.

En commençant à importer la géométrie sous format .MSH a travers GAMBIT

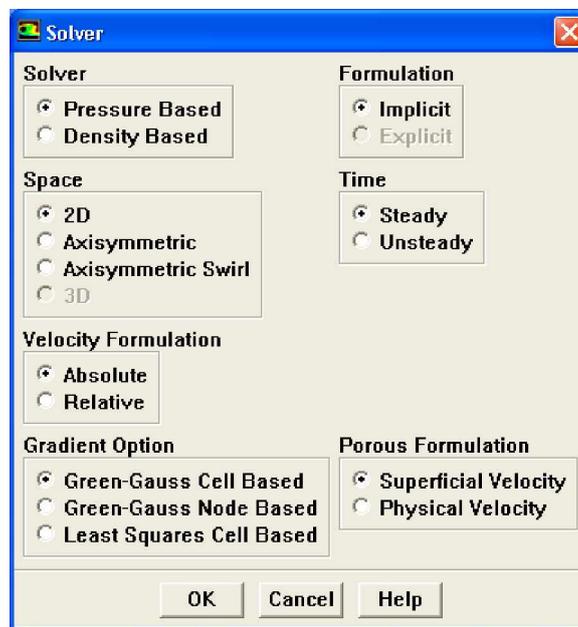
File → **Read** → **Case...**



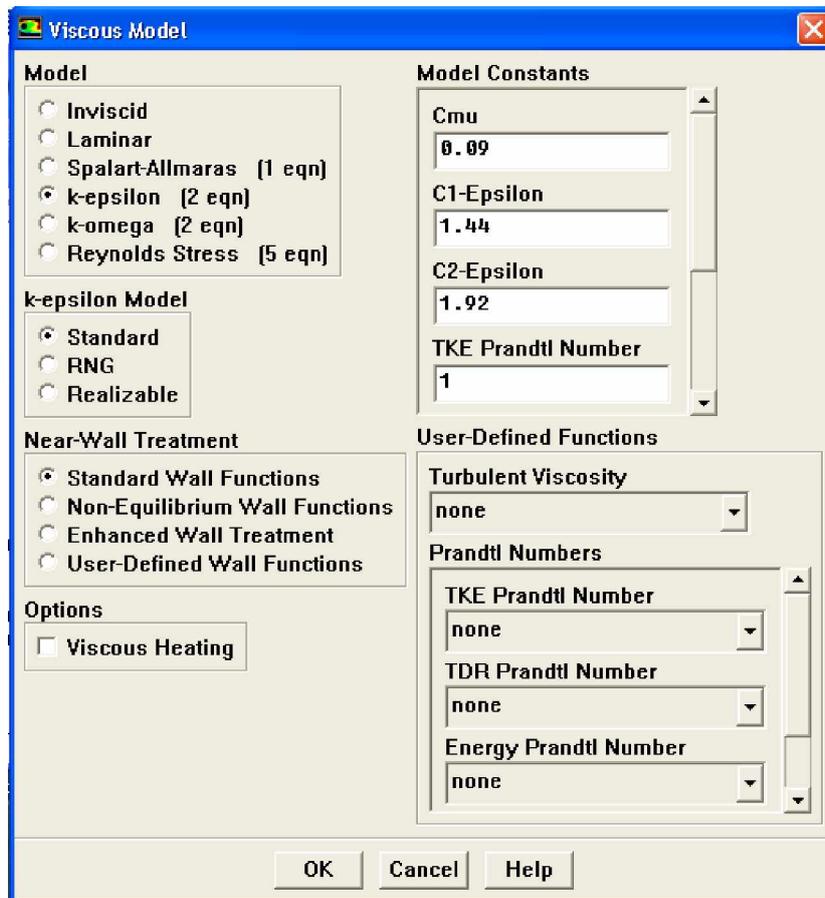
En vérifiant la géométrie pour qu'il n'y ait pas un volume négatif : **Grid** → **Check**



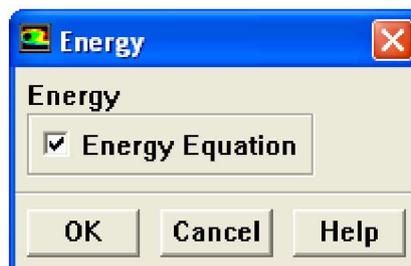
Choix du solveur : **Define** → **Models** → **Solver...**



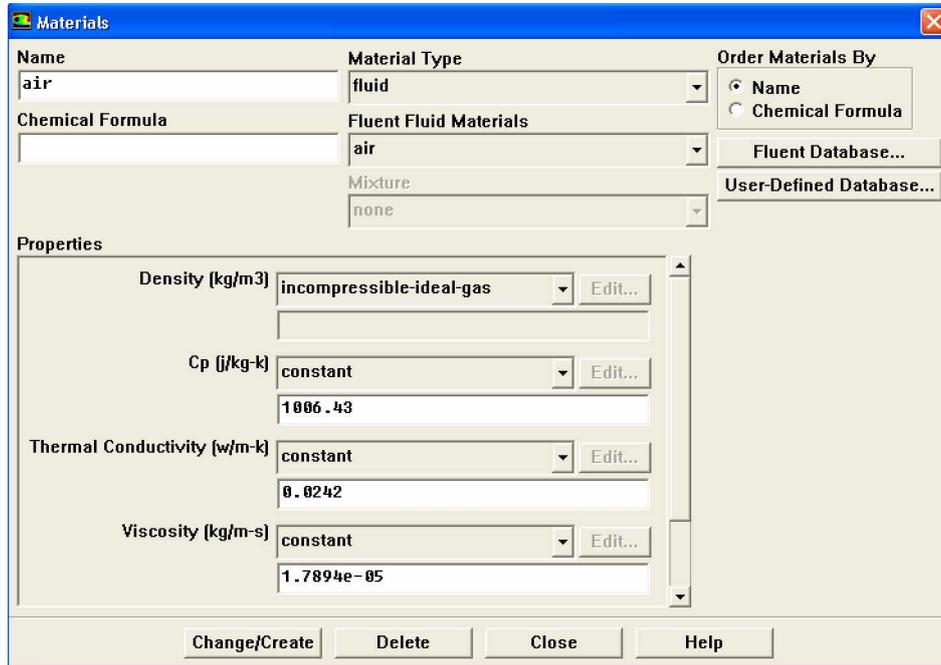
Choix du modèle de turbulence : **Define** → **Models** → **Viscous**



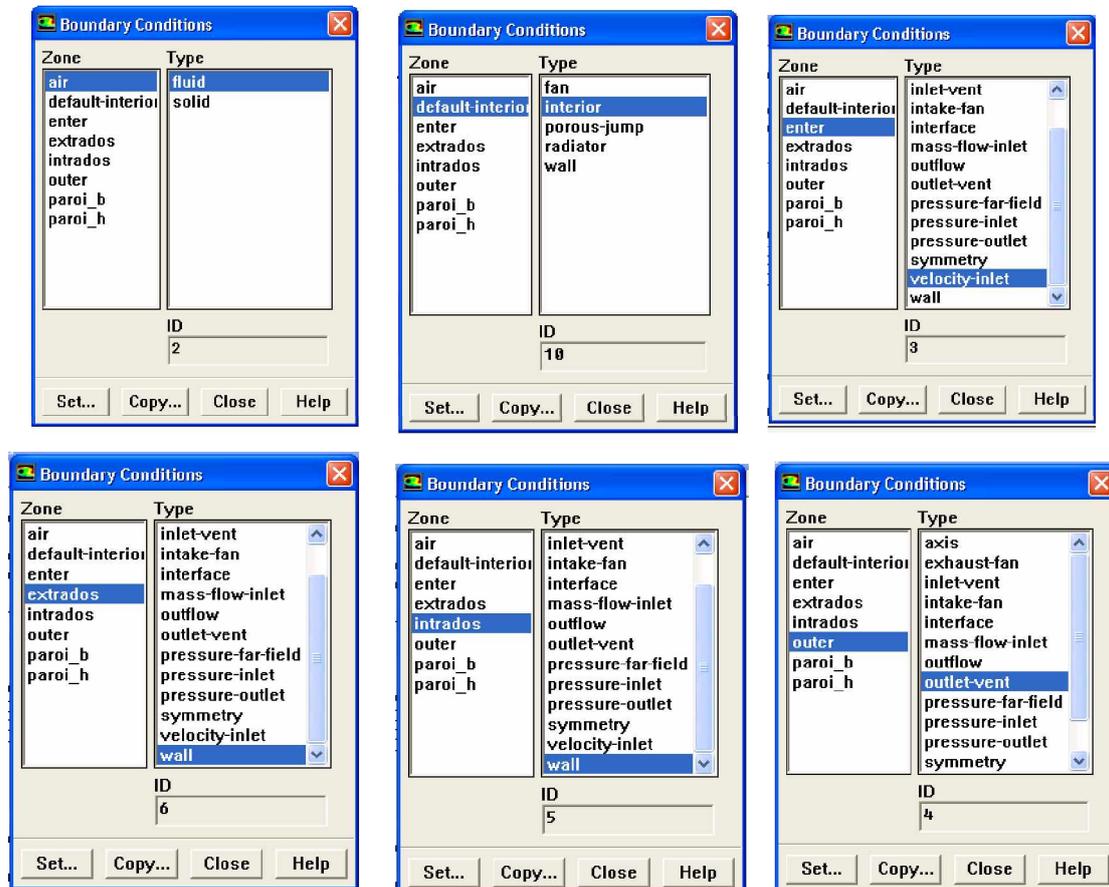
Inclure l'équation d'énergie : **Define** → **Models** → **Energy**

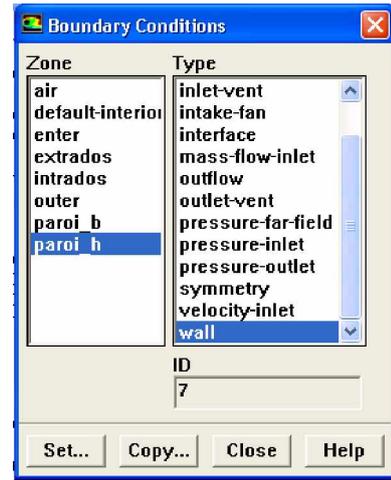
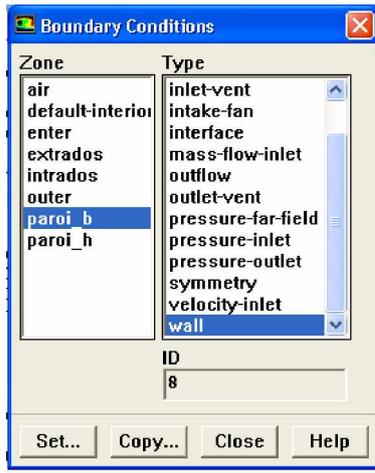


Définition des caractéristiques du fluide : **Define** —————> **Materials**

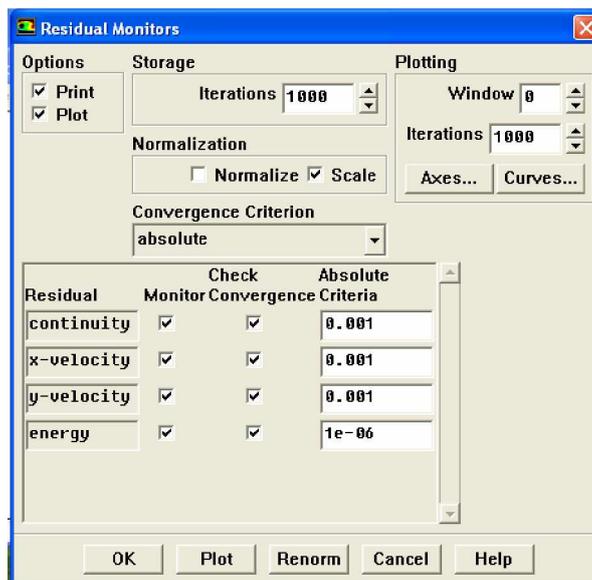
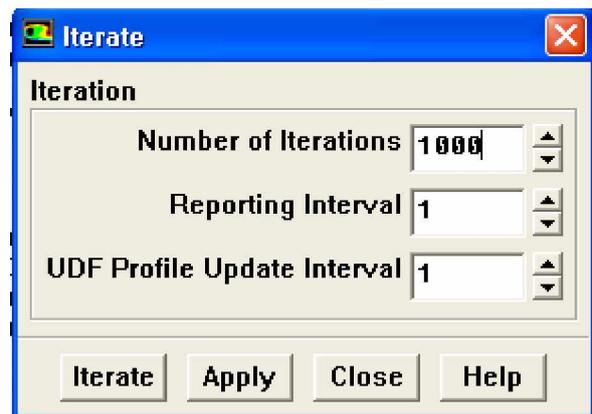
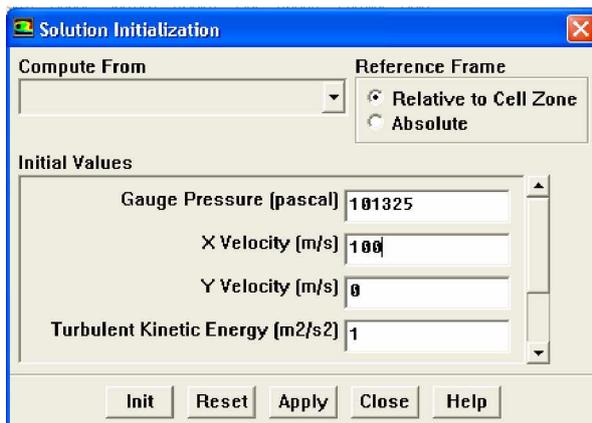


Conditions aux limites usuelles : **Define** —————> **Boundary Conditions**

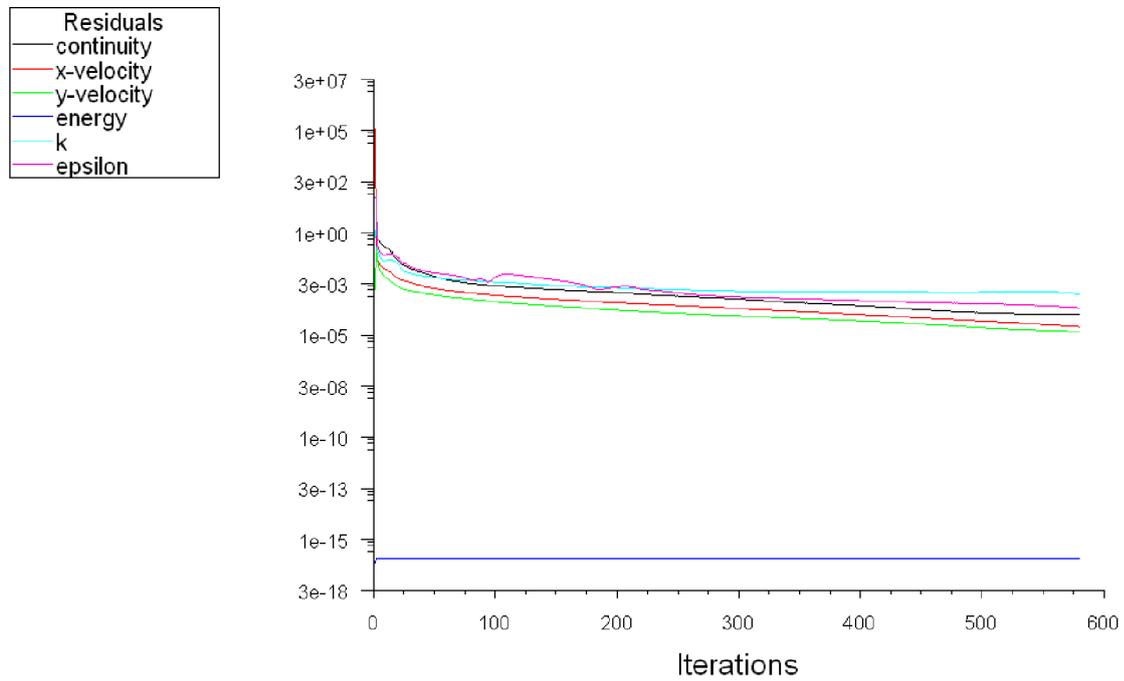




Choix des critères de convergence : **Solve** → **Initialize** → **Initialize**
 → **Monitors** → **Residual...**
 → **Iterate**



Après tous ça on laisse l'itération jusqu'à ou la solution converge ,des que la convergence ce on a obtenu l'allure de convergence



Scaled Residuals

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig.III.12. l'allure de convergence de solution volet 0° à incidence 35°

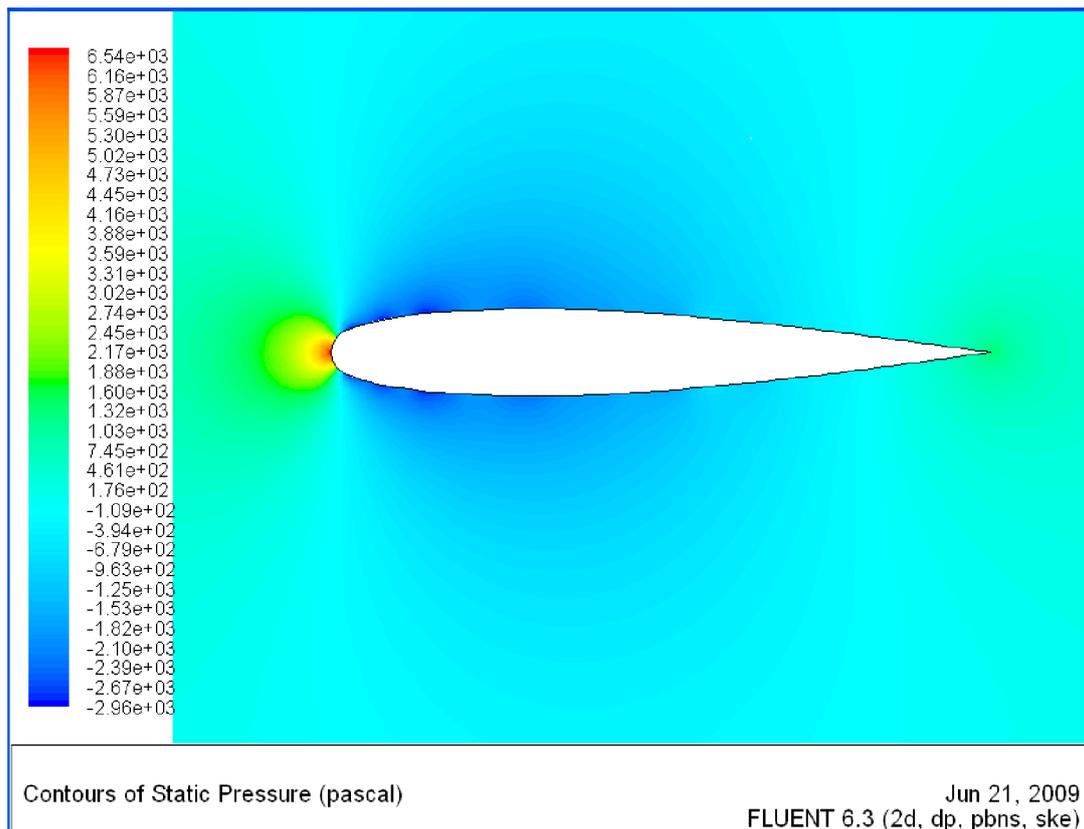


Fig.III.13. les contours de la pression dynamique

Conclusion :

Nous avons présenté dans ce chapitre les différents niveaux de modélisation numérique actuellement applicable à l'habitat. Ainsi, la description de codes de calcul Fluent 6.3 qui l'un des codes de champs basé sur la méthode de volume finis.

Les procédures de travaille du Fluent 6.3, sont les suivant :

- réalisation de la géométrie à partir AUTOCAD.
- maillage et définition des conditions de travaille à partir GAMBIT.
- Fluent 6.3 solveur.
- option des résultats.
- Graphe des résultats a l'aide de GRAPHWIN

CHAPITRE IV

Analyse Et Interprétation Des Résultats

IV.1. Introduction :

La partie numérique a été réalisée grâce au logiciel de dynamique des fluides, Fluent 6.3. se basant sur la méthode des volumes finis et la résolution des équations de Navier Stokes, ce logiciel permet de donner des résultats numériques de hautes qualités dans le traitement des problèmes liés à l'étude de l'écoulement des fluides , et ça dans un intervalle de temps très réduit.

IV.2. But :

Le calcul et interprétation des résultats de la simulation numérique, va nous permettre de valider l'influence l'une des éléments hypersustentateur (volets de courbure) et l'angle d'attaque sur les performances du profil (NACA 0012) puis métriser et valider les performances du code de calcul Fluent 6.3 , qui est le but de notre travail. .

L'étude comprend :

-  L'écoulement de l'air autour du profil NACA 0012.
-  La répartition de pression sur la surface du profil NACA 0012.
-  L'influence des volets de courbure sur les performances du profil.
-  L'influence de l'angle d'incidence sur le profil NACA 0012.

Les hypothèses considérées pour le fluide sont les suivantes :

-  Le fluide est incompressible.
-  L'écoulement est bidimensionnel.
-  Le régime est turbulent.

IV.3. Les résultats obtenues a partir du fluent :

Volet -10°:

Incidence -10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	261.12016	18.994859	280.11502	0.04263	0.00310	0.04573
intrados	-268.68648	23.257909	-245.42858	-0.04386	0.00379	-0.04006
net	-7.5663268	42.252768	34.686442	-0.00123	0.06898	0.00566

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-1286.355	0.40635943	-1285.9487	-0.21001	0.00006	-0.20995
intrados	-3237.6043	-3.0320897	-3240.6364	-0.52858	-0.49503	-0.52908
net	-4523.9593	-2.6257302	-4526.585	-0.73860	-0.42869	-0.73903

Incidence 0°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	148.81083	19.613547	168.42438	0.02429	0.00320	0.02749
intrados	20.715138	24.593823	45.308961	0.00338	0.00401	0.00739
net	169.52597	44.207371	213.73334	0.02767	0.00721	0.03489

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-236.35833	1.3183275	-235.04	-0.03858	0.00021	-0.03837
intrados	-2716.9937	-1.4916139	-2718.4853	-0.44359	-0.00024	-0.44383
net	-2953.3521	-0.17328638	-2953.5253	-0.48217	-0.00002	-0.48220

Incidence 10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-116.86021	19.912929	-96.947283	-0.01907	0.00325	-0.01582
intrados	274.56353	23.181621	297.74515	0.04482	0.00378	0.04861
net	157.70331	43.09455	200.79786	0.02574	0.00703	0.03278

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	1017.4095	2.702127	1020.1116	0.16610	0.00044	0.16654
intrados	-1312.437	0.16855613	-1312.2684	-0.21427	0.00002	-0.21424
net	-295.02748	2.8706831	-292.1568	-0.04816	0.00046	-0.04769

Incidence 20°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	148.81083	19.613547	168.42438	0.02429	0.00320	0.02749
intrados	20.715133	24.593823	45.308956	0.00338	0.00401	0.00739
net	169.52596	44.20737	213.73333	0.02767	0.00721	0.03489

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-236.35831	1.3183275	-235.03998	-0.03858	0.00021	-0.03837
intrados	-2716.9938	-1.4916139	-2718.4854	-0.44359	-0.00024	-0.44383
net	-2953.3521	-0.17328639	-2953.5254	-0.48217	-0.00002	-0.482208

Incidence 30°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-679.9662	10.677638	-669.28856	-0.11101	0.00174	-0.10927
intrados	340.77279	20.544664	361.31745	0.05563	0.00335	0.05899
net	-339.19341	31.222301	-307.9711	-0.05537	0.00509	-0.05028

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	2481.923	5.0556721	2486.9786	0.40521	0.00082	0.40603
intrados	1010.935	2.7625323	1013.6975	0.16505	0.00045	0.165501
net	3492.858	7.8182045	3500.6762	0.57026	0.00127	0.57153

Incidence 35°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-753.28653	3.7211016	-749.56543	-0.12298	0.000607	-0.12237
intrados	287.10904	19.747761	306.8568	0.04687	0.00322	0.05009
net	-466.17749	23.468862	-442.70863	-0.07611	0.00383	-0.07227

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	3167.6057	5.3355109	3172.9412	0.51716	0.00087	0.51803
intrados	1465.6534	3.6052769	1469.2587	0.23929	0.00058	0.23987
net	4633.2591	8.9407878	4642.1999	0.75645	0.00145	0.75791

Volet 0°:

Incidence -10° :

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

Extrados	234.36247	20.857817	255.22029	0.03826	0.003405	0.04166
Intrados	-249.81548	21.429619	-228.38586	-0.04078	0.00349	-0.03728

Net	-15.453004	42.287437	26.834432	-0.00252	0.006904	0.00438
-----	------------	-----------	-----------	----------	----------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

Extrados	-169.94027	0.061105803	-169.87916	-0.02774	0.000009	-0.02773
Intrados	-2254.3026	-2.9638446	-2257.2664	-0.36804	-0.00048	-0.36853

Net	-2424.2428	-2.9027388	-2427.1456	-0.39579	-0.00047	-0.39626
-----	------------	------------	------------	----------	----------	----------

Incidence 0°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

Extrados	54.44027	22.207943	76.648214	0.00888	0.00362	0.01251
Intrados	63.14956	21.819719	84.969279	0.01031	0.00356	0.01387

Net	117.58983	44.027662	161.61749	0.01919	0.00718	0.02638
-----	-----------	-----------	-----------	---------	---------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

Extrados	1203.9386	1.3491065	1205.2877	0.19656	0.00022	0.19678
Intrados	-1168.2291	-1.2968847	-1169.526	-0.19073	-0.00021	-0.19094

net	35.709451	0.052221803	35.761673	0.00583	0.000008	0.00583
-----	-----------	-------------	-----------	---------	----------	---------

Incidence 10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-236.7531	21.504517	-215.24858	-0.03865	0.00351	-0.03514
intrados	236.82482	20.934812	257.75963	0.03866	0.00341	0.04208
net	0.071719961	42.439329	42.511049	0.000011	0.00692	0.00694

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	2014.8592	2.9060771	2017.7652	0.32895	0.00047	0.32943
intrados	236.71009	-0.085393972	236.62469	0.03864	-0.000013	0.03863
net	2251.5692	2.8206831	2254.3899	0.367603	0.00046	0.36806

Incidence 20°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-569.7484	18.424925	-551.32348	-0.09302	0.003008	-0.09001
intrados	280.66454	19.923775	300.58832	0.04582	0.00325	0.04907
net	-289.08386	38.3487	-250.73516	-0.04719	0.00626	-0.04093

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	2991.5648	4.4795453	2996.0444	0.48841	0.00073	0.48915
intrados	1118.7025	1.1287572	1119.8313	0.18264	0.00018	0.18282
net	4110.2673	5.6083025	4115.8756	0.67106	0.00091	0.67197

Incidence 30°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-777.9167	10.111171	-767.80553	-0.12700	0.00165	-0.12535
intrados	228.79271	18.71188	247.50459	0.03735	0.00305	0.040408
net	-549.12399	28.823051	-520.30094	-0.08965	0.004705	-0.08494

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	3480.1256	5.498545	3485.6241	0.56818	0.00089	0.56908
intrados	1699.9777	2.3344047	1702.3121	0.27754	0.00038	0.27792
net	5180.1033	7.8329497	5187.9362	0.84573	0.00127	0.84701

Incidence 35° :

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-774.03921	1.7430711	-772.29614	-0.12637	0.00028	-0.12608
intrados	170.77351	17.967599	188.74111	0.02788	0.00293	0.03081
net	-603.2657	19.71067	-583.55503	-0.98492	0.00321	-0.09527

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4101.5101	5.7421226	4107.2522	0.66963	0.00093	0.67057
intrados	2078.0604	3.0966061	2081.157	0.33927	0.000505	0.33978
net	6179.5705	8.8387288	6188.4092	1.008909	0.00144	1.01035

Volet 10°:

Incidence -10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	275.50709	23.325486	298.83258	0.04498	0.003808	0.04878
intrados	-118.21105	19.830252	-98.380798	-0.01929	0.00323	-0.01606

net	157.29604	43.155738	200.45178	0.02568	0.00704	0.03272
-----	-----------	-----------	-----------	---------	---------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	1302.2968	-0.1748284	1302.122	0.21261	-0.000028	0.21259
intrados	-998.41935	-2.6875956	-1001.1069	-0.163007	-0.00043	-0.16344

net	303.87746	-2.862424	301.01504	0.04961	-0.00046	0.04914
-----	-----------	-----------	-----------	---------	----------	---------

Incidence 0°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	45.633872	24.279749	69.913621	0.00745	0.00396	0.01141
intrados	132.08334	19.644589	151.72793	0.02156	0.003207	0.02477

net	177.71721	43.924338	221.64155	0.02901	0.00717	0.03618
-----	-----------	-----------	-----------	---------	---------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	2417.0436	1.3140043	2418.3576	0.39461	0.00021	0.39483
intrados	194.09321	-1.3915158	192.7017	0.03168	-0.00022	0.03146

net	2611.1368	-0.077511452	2611.0593	0.426308	-0.000012	0.42629
-----	-----------	--------------	-----------	----------	-----------	---------

Incidence 10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-310.11971	23.654967	-286.46474	-0.05063	0.00386	-0.04676
intrados	259.76068	18.894885	278.65557	0.042409	0.00308	0.04549
net	-50.359029	42.549852	-7.8091763	-0.00822	0.00694	-0.00127

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	3531.9523	3.2510777	3535.2034	0.57664	0.00053	0.57717
intrados	1187.8263	-0.32264815	1187.5036	0.19393	-0.000052	0.19387
net	4719.7786	2.9284295	4722.707	0.77057	0.00047	0.77105

Incidence 20°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-568.06203	19.326342	-548.73568	-0.09274	0.00315	-0.08958
intrados	278.38203	18.571105	296.95313	0.04545	0.00303	0.04848
net	-289.68	37.897447	-251.78255	-0.04729	0.00618	-0.041107

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	3744.0011	4.5389069	3748.54	0.61127	0.00074	0.61201
intrados	1971.8675	0.60021142	1972.4677	0.32193	0.000097	0.32203
net	5715.8686	5.1391184	5721.0077	0.933203	0.00084	0.934043

Incidence 30°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-800.58096	9.0584046	-791.52255	-0.13071	0.00148	-0.12923
intrados	190.35357	17.249742	207.60332	0.03107	0.00281	0.03389
net	-610.22739	26.308147	-583.91924	-0.09962	0.00429	-0.09533

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4365.6825	6.0193099	4371.7018	0.71276	0.00098	0.71374
intrados	2374.9201	1.93603	2376.8561	0.38774	0.00032	0.38806
net	6740.6026	7.9553398	6748.5579	1.10051	0.00129	1.10180

Incidence 35°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-715.76668	0.69283766	-715.07384	-0.11685	0.00011	-0.11674
intrados	144.09789	16.41232	160.51021	0.02353	0.00268	0.02621
net	-571.66879	17.105157	-554.56363	-0.09333	0.00279	-0.09054

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4498.4338	5.9368878	4504.3707	0.73444	0.00097	0.73541
intrados	2703.7205	2.4282812	2706.1488	0.44142	0.000396	0.44182
net	7202.1543	8.365169	7210.5195	1.17586	0.00137	1.17723

Volet 20°:

Incidence -10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	371.52155	25.440319	396.96187	0.06066	0.00415	0.06481
intrados	60.742443	18.230623	78.973067	0.00992	0.00297	0.01289

net	432.264	43.670942	475.93494	0.07057	0.00713	0.07770
-----	---------	-----------	-----------	---------	---------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	2558.4338	-0.46764092	2557.9662	0.417703	-0.000076	0.417627
intrados	245.77221	-2.4546138	243.3176	0.04013	-0.000401	0.03972

net	2804.206	-2.9222547	2801.2838	0.45783	-0.00048	0.45735
-----	----------	------------	-----------	---------	----------	---------

Incidence 0°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	40.874213	27.349687	68.223901	0.00667	0.00447	0.01114
intrados	278.99708	17.479717	296.4768	0.04555	0.00285	0.04840

net	319.87129	44.829405	364.7007	0.05222	0.00732	0.05954
-----	-----------	-----------	----------	---------	---------	---------

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
-----------	---------------------	--------------------	------------------	-------------------------	------------------------	----------------------

extrados	4113.5241	1.6393325	4115.1634	0.67159	0.00027	0.67186
intrados	1403.5332	-1.3049554	1402.2283	0.22915	-0.00021	0.22894

net	5517.0573	0.33437707	5517.3917	0.90074	0.00006	0.90070
-----	-----------	------------	-----------	---------	---------	---------

Incidence 10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-207.07038	24.648678	-182.4217	-0.03381	0.00402	-0.02978
intrados	347.98295	17.225669	365.20862	0.05681	0.00281	0.05962
net	140.91258	41.874347	182.78692	0.02301	0.00684	0.02985

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4042.371	2.8459374	4045.2169	0.65998	0.00046	0.66044
intrados	2201.882	-0.68190973	2201.2001	0.35949	-0.00011	0.35938
net	6244.253	2.1640277	6246.417	1.01947	0.00035	1.01982

Incidence 20°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-611.5746	20.166067	-591.40853	-0.09985	0.00329	-0.09656
intrados	320.42164	16.61622	337.03786	0.05231	0.00271	0.05502
net	-291.15296	36.782287	-254.37067	-0.04754	0.00601	-0.04153

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4896.5999	5.0698908	4901.6698	0.79944	0.00083	0.80027
intrados	2724.5793	0.48747213	2725.0668	0.44483	0.00008	0.44491
net	7621.1792	5.5573629	7626.7366	1.24427	0.00091	1.24518

Incidence 30°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-751.09281	7.624289	-743.46852	-0.12262	0.00124	-0.12138
intrados	216.4314	15.514282	231.94568	0.03533	0.00253	0.03786
net	-534.66141	23.138571	-511.52284	-0.08729	0.00377	-0.08352

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4893.1999	6.4875032	4899.6874	0.79889	0.00106	0.79995
intrados	2955.5212	1.60739	2957.1286	0.48253	0.00026	0.48279
net	7848.7211	8.0948933	7856.816	1.28142	0.00132	1.28274

Incidence 35°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-643.12605	-0.34417297	-643.47023	-0.1050	-0.00006	-0.10506
intrados	173.23003	14.580877	187.8109	0.02828	0.00238	0.03066
net	-469.89603	14.236704	-455.65932	-0.07671	0.00232	-0.07439

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4941.4453	6.2341853	4947.6795	0.80676	0.00102	0.80778
intrados	3206.8898	2.0263428	3208.9161	0.52357	0.00033	0.52390
net	8148.3351	8.2605281	8156.5956	1.33034	0.00134	1.33168

Volet 35°:

Incidence -10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	554.07029	24.406632	578.47692	0.09046	0.00398	0.09444
intrados	310.14046	15.65978	325.80024	0.05064	0.00255	0.05319
net	864.21075	40.066412	904.27716	0.14109	0.00654	0.14763

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	3349.8328	0.97676083	3350.8095	0.54691	0.00016	0.54707
intrados	1475.2505	-2.4744647	1472.776	0.24085	-0.00040	0.24045
net	4825.0833	-1.4977039	4823.5856	0.78777	-0.00024	0.78752

Incidence 0°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	247.44654	25.471223	272.91776	0.04039	0.00416	0.04455
intrados	480.51893	15.527678	496.0466	0.07845	0.00254	0.08099
net	727.96546	40.998901	768.96436	0.11885	0.00669	0.12554

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	4488.9722	2.7565537	4491.7288	0.73289	0.00045	0.73334
intrados	2424.2854	-1.6963605	2422.5891	0.3958	-0.00028	0.39552
net	6913.2577	1.0601932	6914.3178	1.12869	0.00017	1.12886

Incidence 10°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-140.25368	23.628374	-116.62531	-0.02289	0.00385	-0.01904
intrados	533.35837	15.208038	548.5664	0.08708	0.00248	0.08956
net	393.10468	38.836413	431.9411	0.06418	0.00634	0.07052

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	5052.5249	4.4790567	5057.004	0.8249	0.00073	0.82563
intrados	3091.7294	-0.94058265	3090.7889	0.50477	-0.00015	0.50462
net	8144.2544	3.5384741	8147.7929	1.32967	0.00058	1.33025

Incidence 20°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-589.48284	18.751591	-570.73125	-0.09624	0.00306	-0.09318
intrados	483.05136	15.157377	498.20874	0.07887	0.00247	0.08134
net	-106.43148	33.908968	-72.522508	-0.01738	0.00554	-0.01184

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	5893.5286	6.5870311	5900.1156	0.96221	0.00107	0.96328
intrados	3532.3491	0.16198351	3532.5111	0.57671	0.000026	0.576735
net	9425.8776	6.7490146	9432.6267	1.53892	0.00110	1.54002

Incidence 30°:

Force vector: (1 0 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-614.36495	4.5019536	-609.86299	-0.1003	0.00074	-0.09956
intrados	345.81217	13.230811	359.04298	0.05646	0.00216	0.05862
net	-268.55278	17.732765	-250.82001	-0.04384	0.00289	-0.04095

Force vector: (0 1 0)

Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	5593.4071	7.1123737	5600.5195	0.91321	0.00116	0.91437
intrados	3594.4871	1.1141345	3595.6013	0.58685	0.00018	0.58703
net	9187.8943	8.2265082	9196.1208	1.50006	0.00134	1.50140

Incidence 35°:

Force vector: (1 0 0)

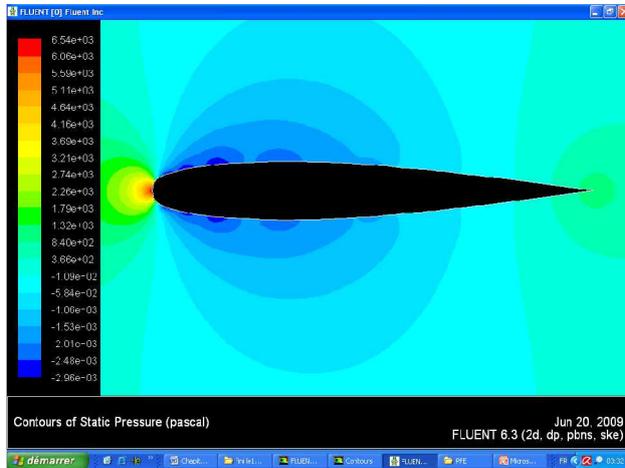
Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	-524.41847	-1.138229	-525.5567	-0.08562	-0.00019	-0.08581
intrados	320.09569	12.009432	332.10512	0.05226	0.00196	0.05422
net	-204.32278	10.871203	-193.45158	-0.03335	0.00177	-0.03158

Force vector: (0 1 0)

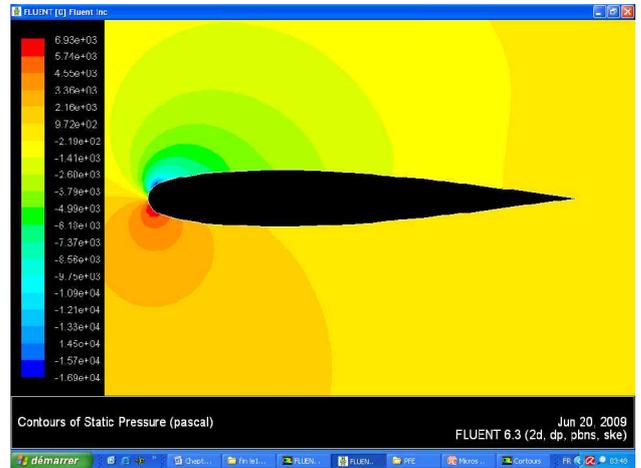
Zone name	Pressure force n	viscous force n	total force n	pressure coefficient	viscous coefficient	total coefficient
extrados	5331.5759	6.5333556	5338.1093	0.87046	0.00107	0.87153
intrados	3761.0487	1.4189385	3762.4677	0.61405	0.00023	0.61428
net	9092.6246	7.9522942	9100.5769	1.48451	0.00129	1.48580

Contours de pressions :

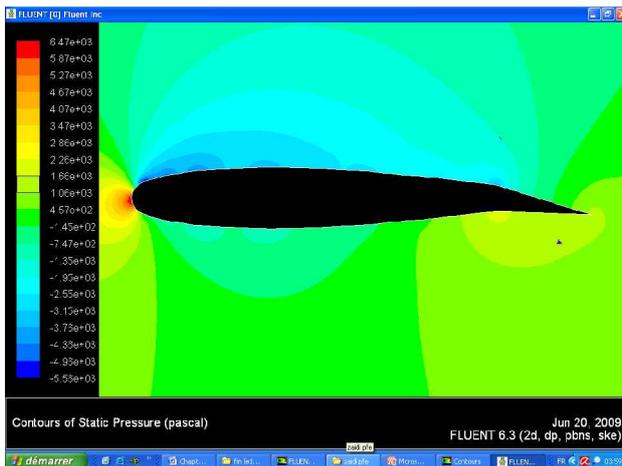
Voilet 0 incidence 0



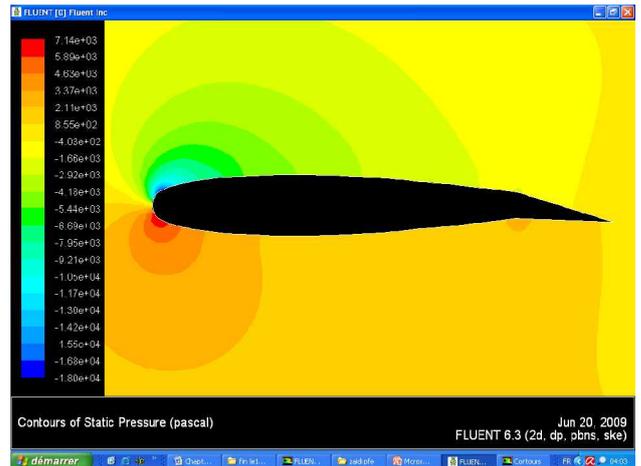
Voilet 0 incidence 20



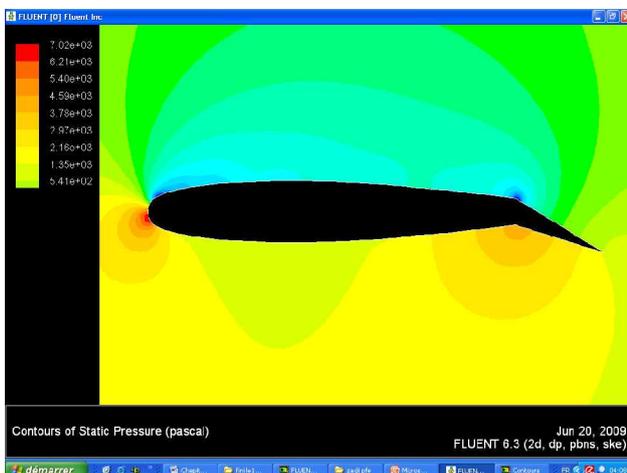
Voilet 10 incidence 10



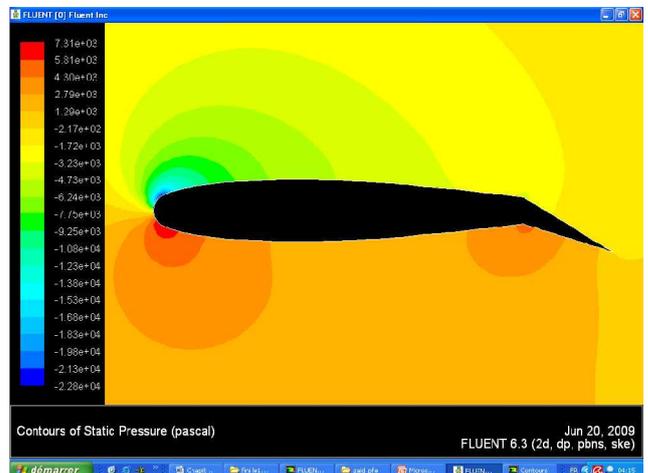
Voilet 10 incidence 20



Voilet 25 incidence 10

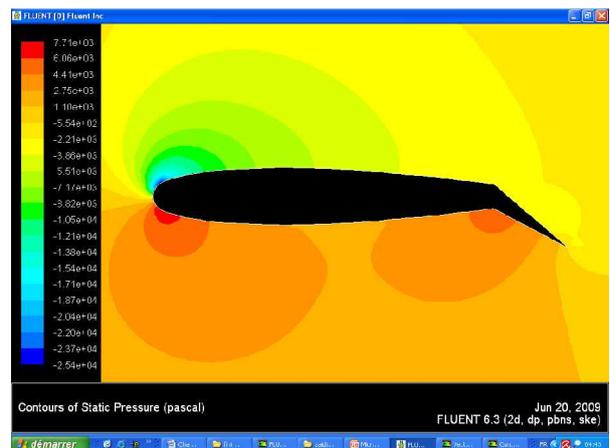
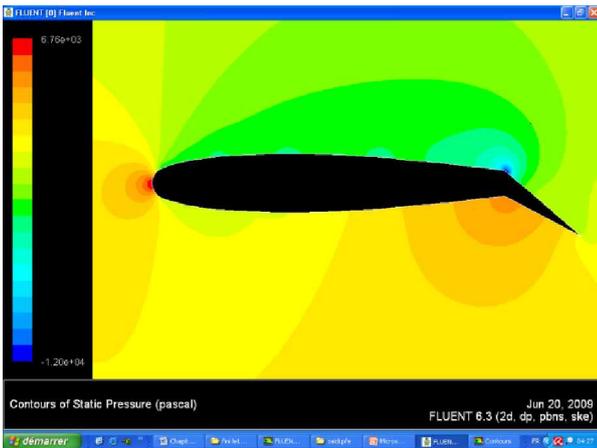


Voilet 25 incidence 20



Volet 35 incidence 0

Volet 35 incidence 20



volet 35 incidence 30

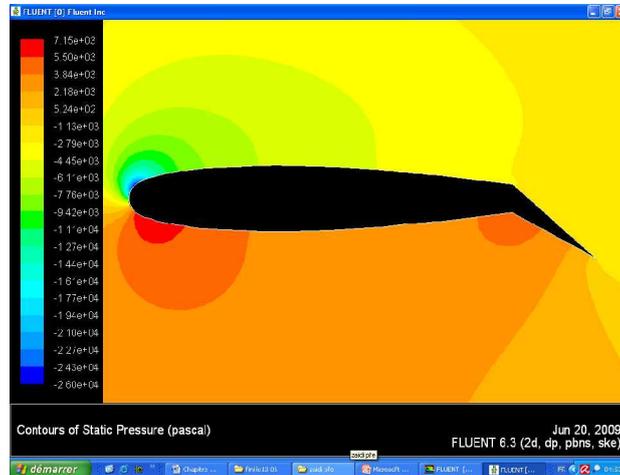
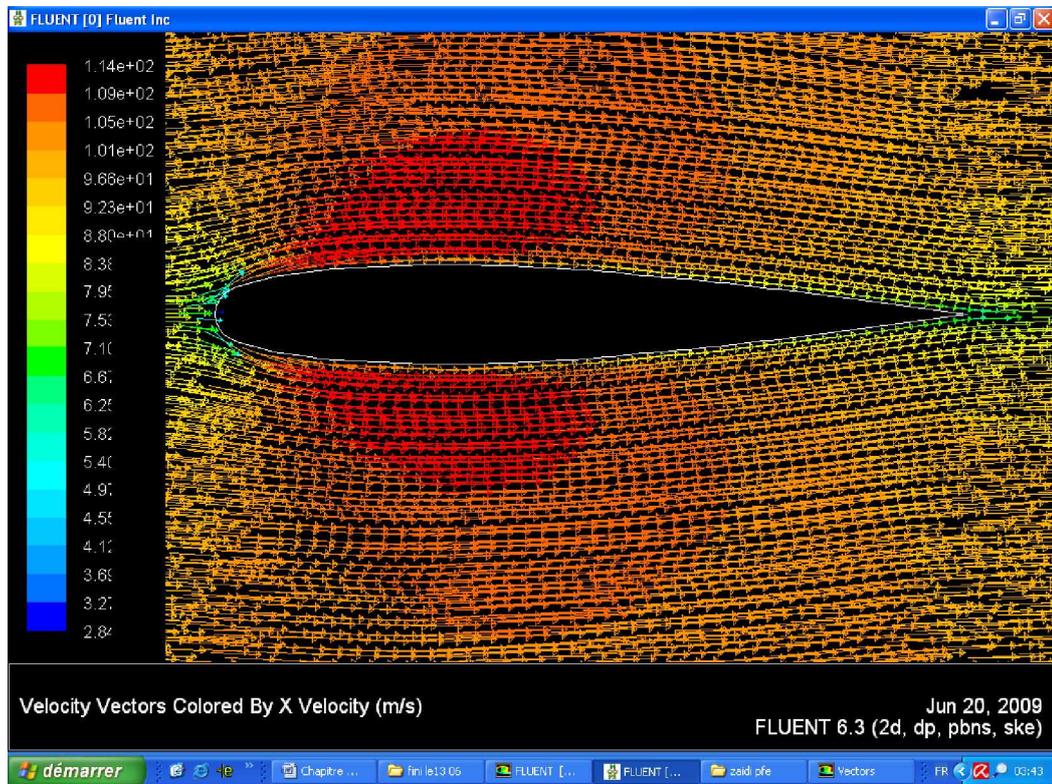


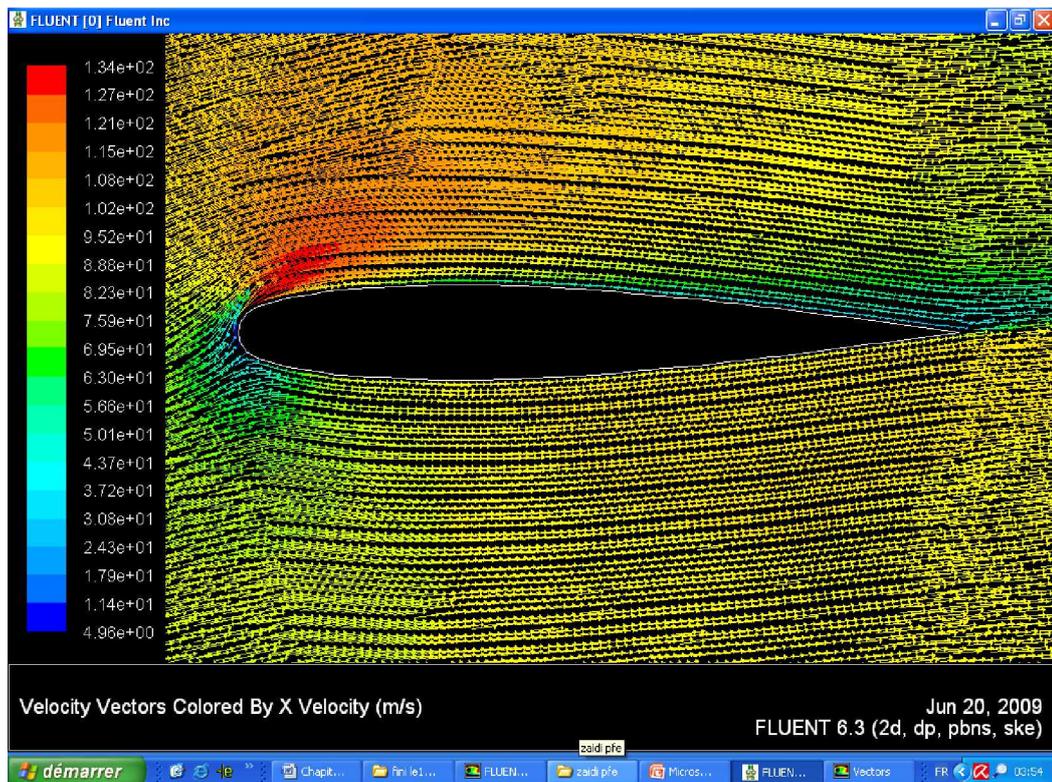
Fig. IV.1 contours de distribution de pression

Champ des vitesses

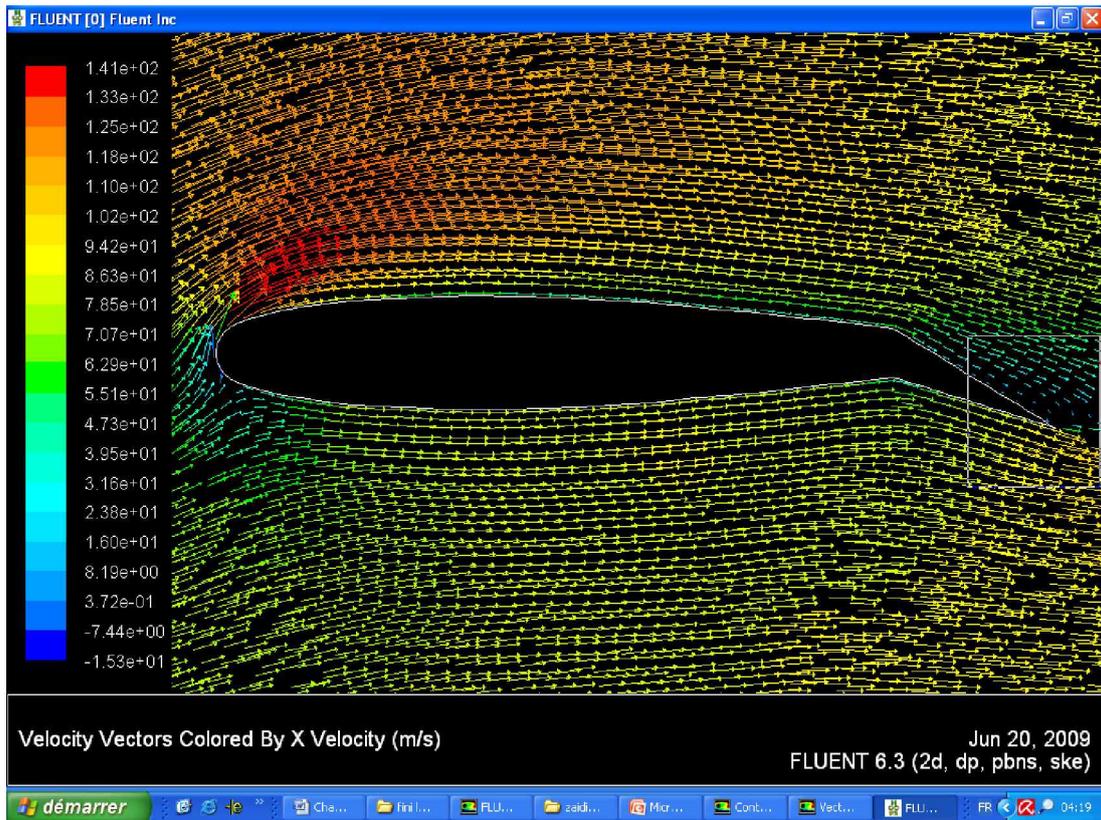
Volet 0 incidence 0



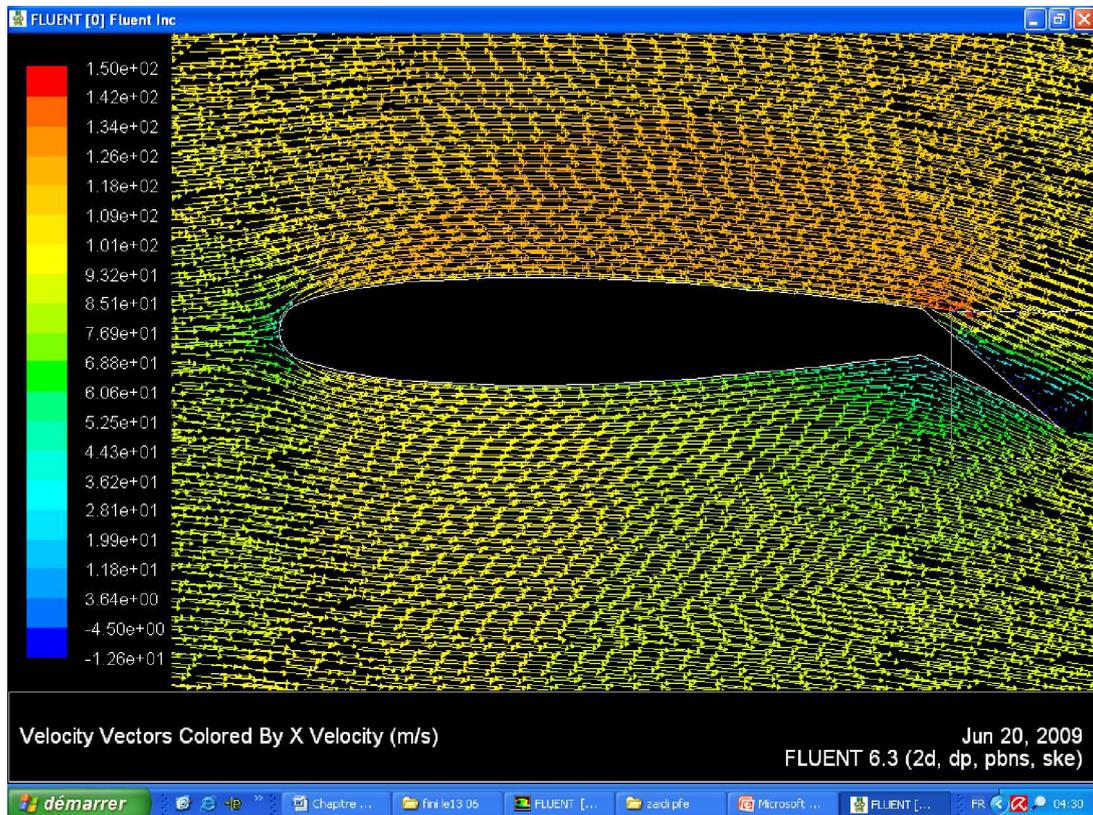
Volet 0 incidence 20



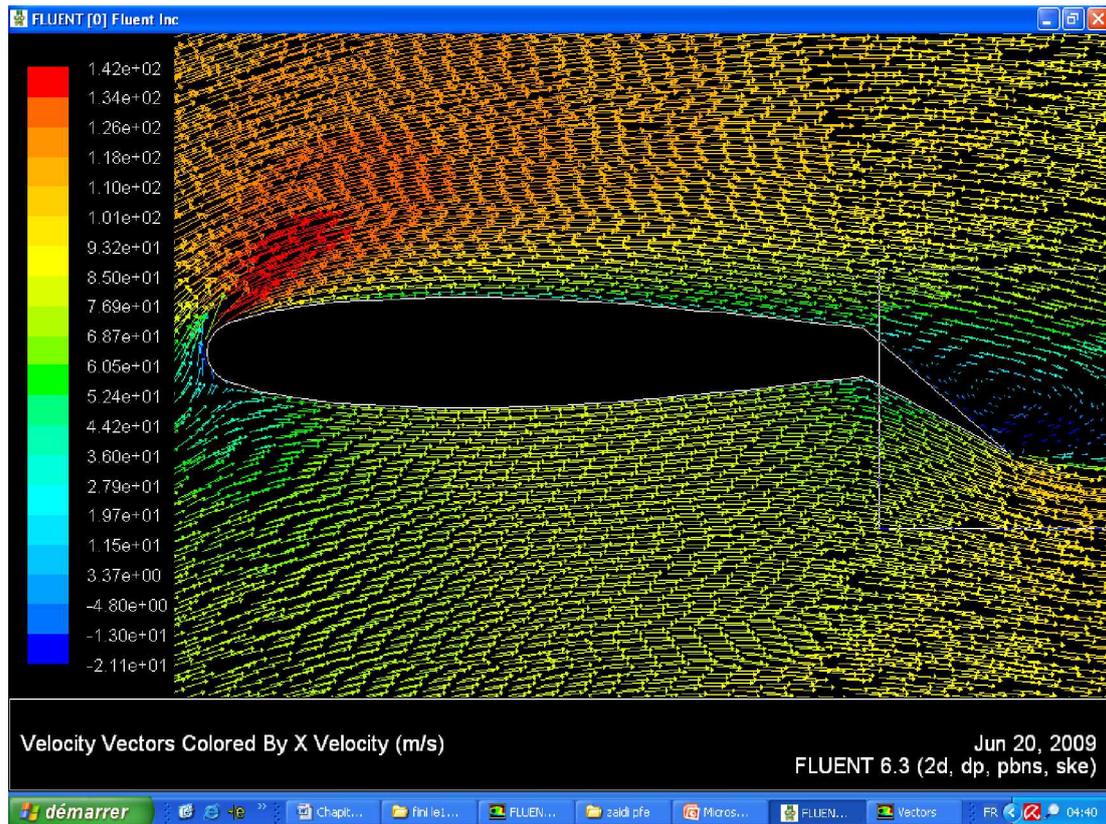
Volet 25 incidence 20



Volet 35 incidence 0



Voilet 35 incidence 20



Voilet 35 incidence 20

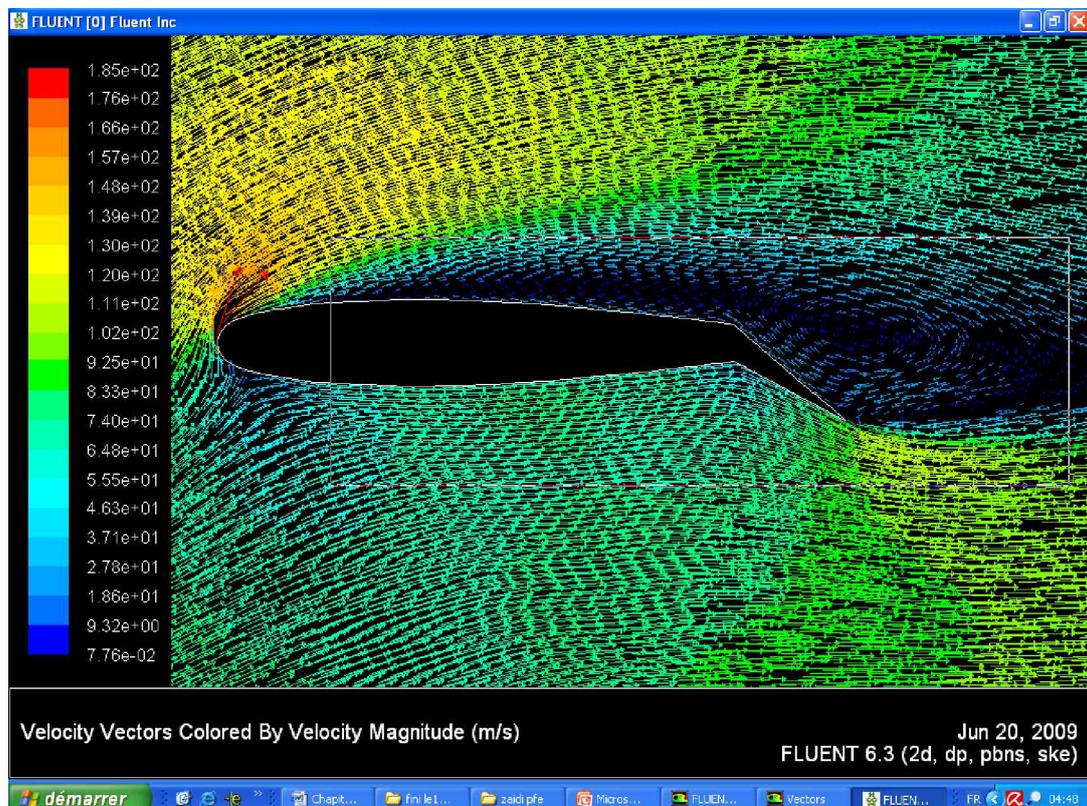
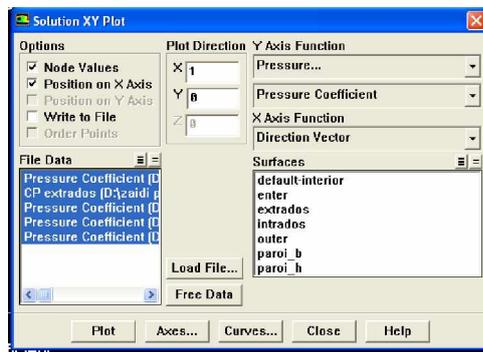


Fig. IV. 2 champs de distribution de vitesse

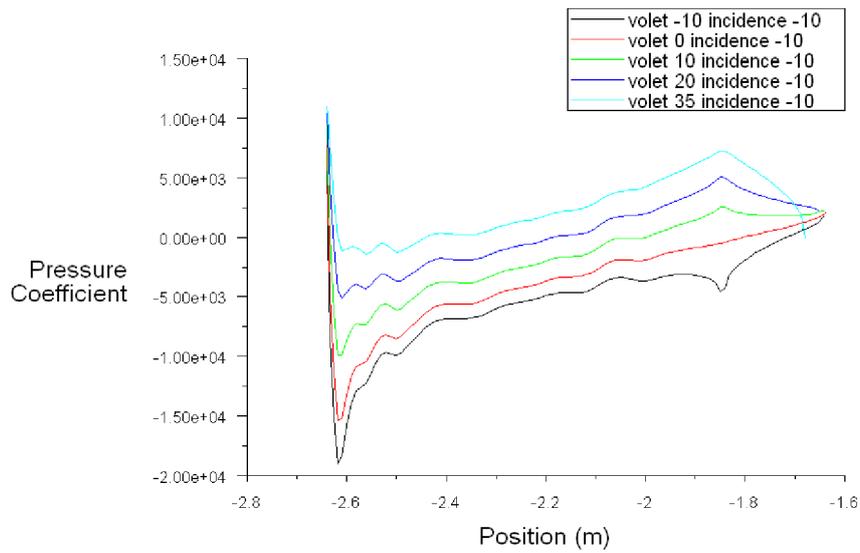
Distribution de coefficient de pression pour différentes angles d'incidence :

Dans le but de représenté toutes les coefficients dans un seul graphe on a fait les étapes suivants :

- Fluentes \implies plot \implies XYplot \implies couché la case "write to file" pour le CP dans l'intrados et puis l'extrados
- Répétée ces instructions pour chaque angle d'incidence
- Ouvrir les fichiers par « bloc-notes » puis changer le nom de chaque graphe
Exemple : ((xy/key/label "**intrados**") devient ((xy/key/label "**volet -10 incidence 10**")
- Rassemblé les courbes de même incidence on utilisé l'option "load file" dans le menu de « XYplot »
- Enregistré une nouveau copie qui contient toutes ensemble



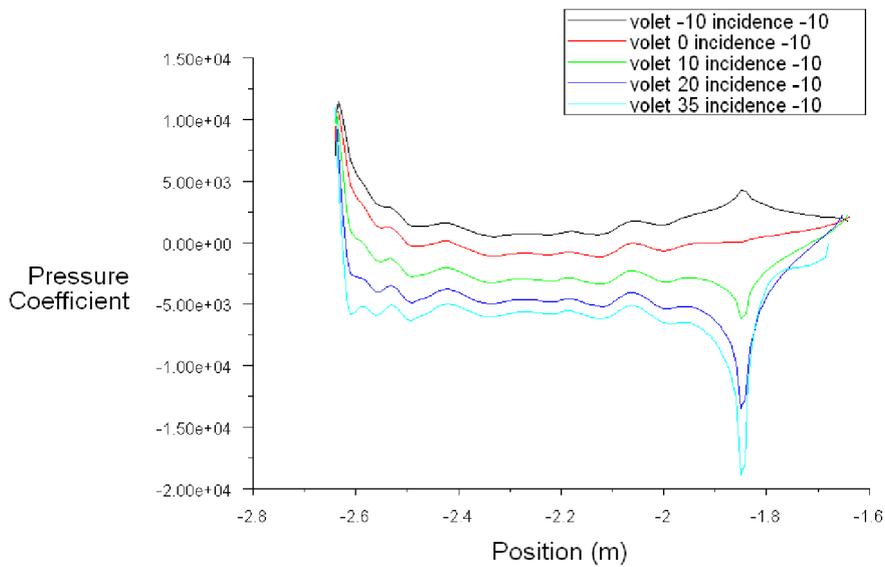
1- pour $\alpha = -10^\circ$



Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 3 Distribution de CP sur l'intrados

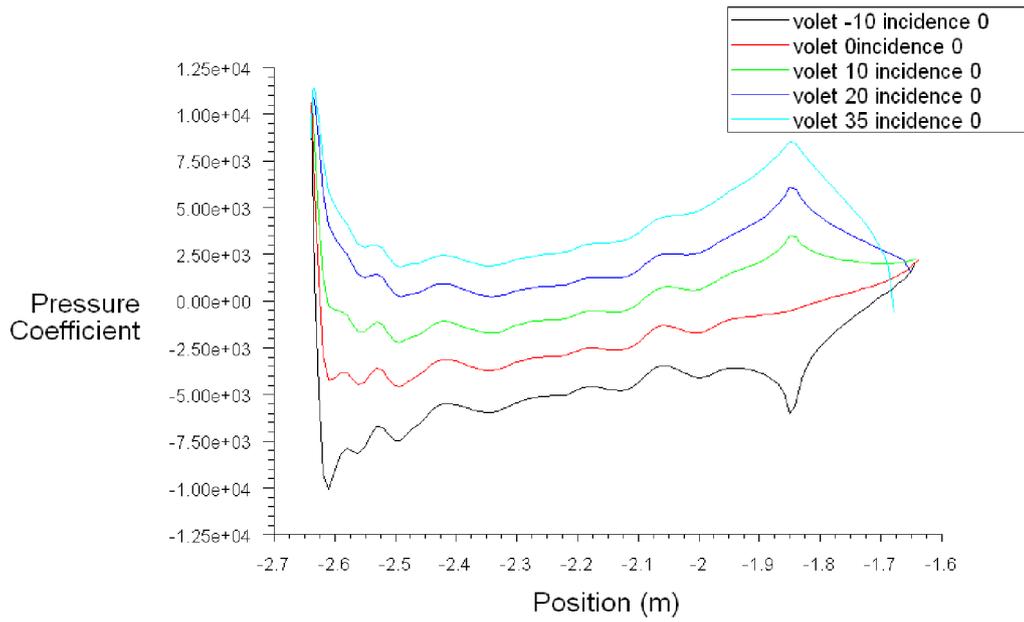


Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 4 Distribution de CP sur l'extrados

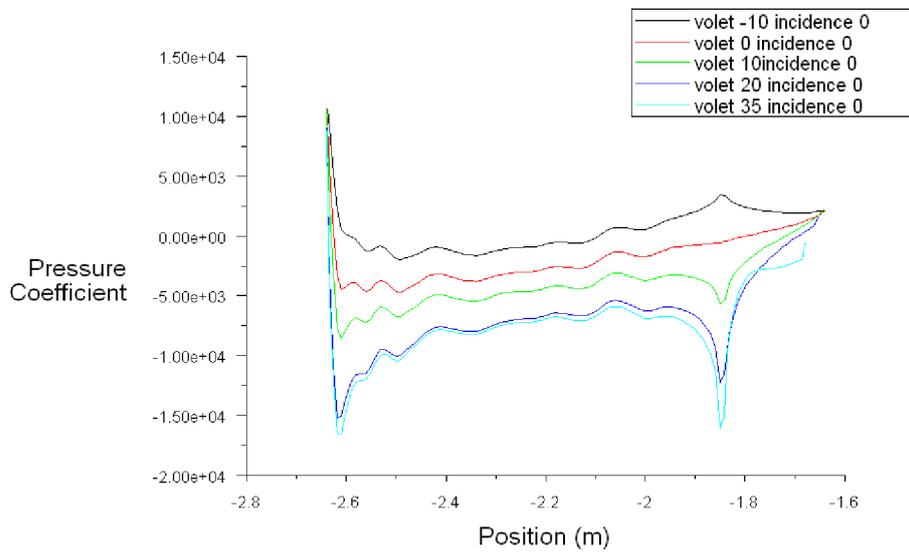
2- pour $\alpha = 0^\circ$



Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 5 Distribution de CP sur l'intrados

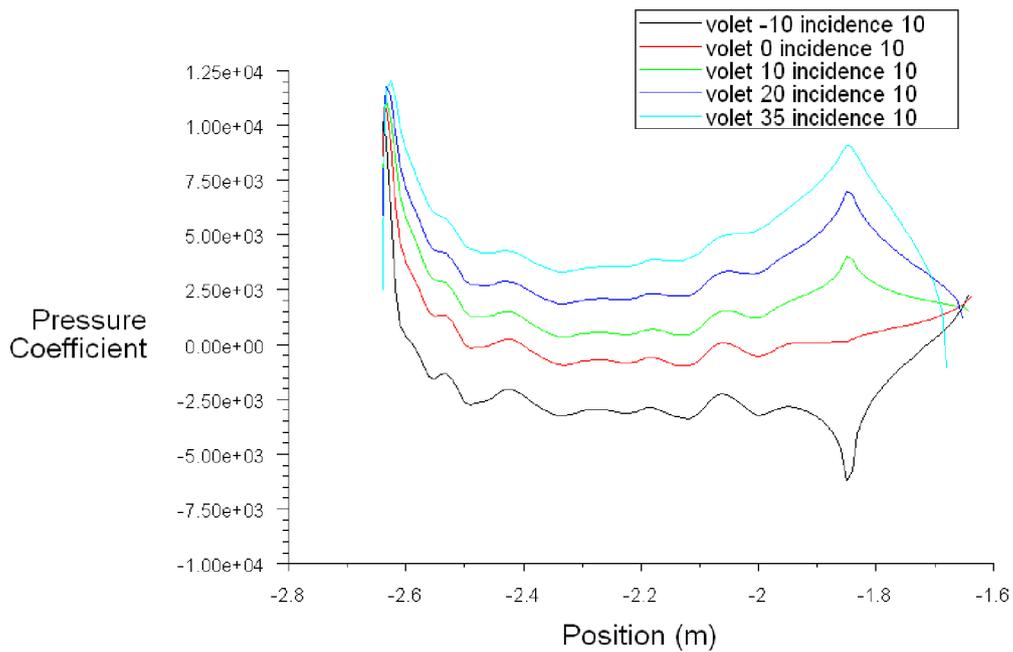


Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 6 Distribution de CP sur l'extrados

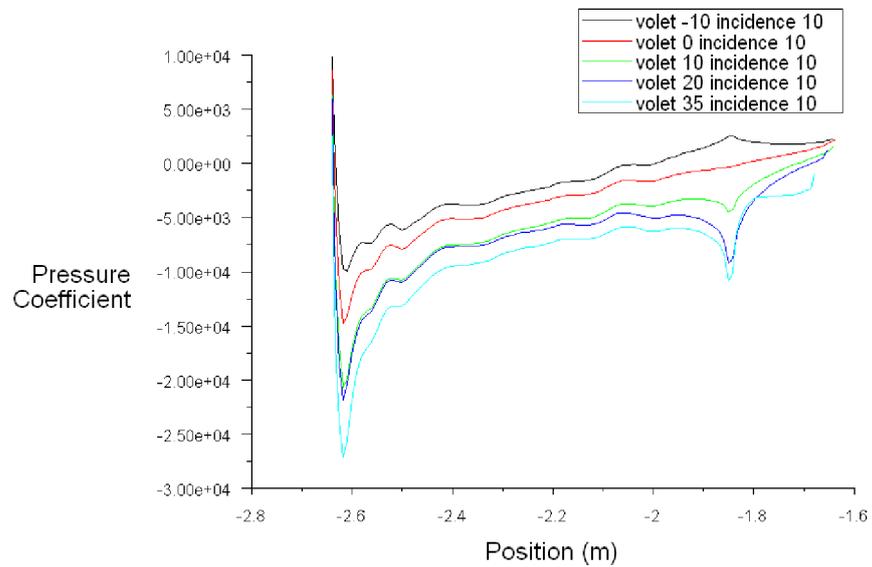
3- pour $\alpha = 10^\circ$



Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 7 Distribution de CP sur l'intrados



Pressure Coefficient

Jun 21, 2009
FLUENT 6.3 (2d, dp, pbns, ske)

Fig. IV. 8 Distribution de CP sur l'extrados

Interprétation :

*- On a observé que les coefficients de pression suivent respectivement l'ordre croissant dans l'intrados pour les différents volets et l'ordre devient décroissant ce qui due à l'augmentation de la surpression à l'intrados et la diminution de la dépression à l'extrados a cause de augmentation progressive de l'angle de volet.

*- une autre observation une chute brutale du coefficient de pression pour le volet -10 augmentation brusque pour les autres volets dans la position de fixation du volet au profil et celle-ci est due à cause de changement brusque de la courbure de la géométrie qui produise un écoulement turbulent.

IV.4. les graphes des résultats obtenus :

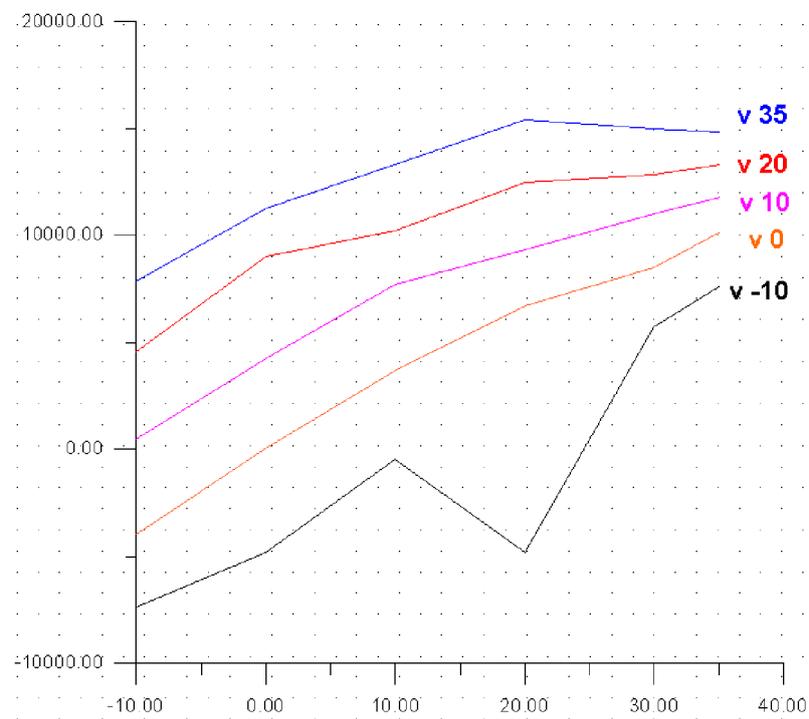


Fig. IV. 9 courbe representant ()

Interpretation :

On a constaté que l'augmentation de l'angle de volet entrainera l'augmentation du coefficient de trainée hors qu'on a une cas d'exeption (volet -10) qui n'est semblable a celle des autres volets car il sert d'une etude aerodynamique de la formula 1 ce qui correspond a l'appui aerodynamique.

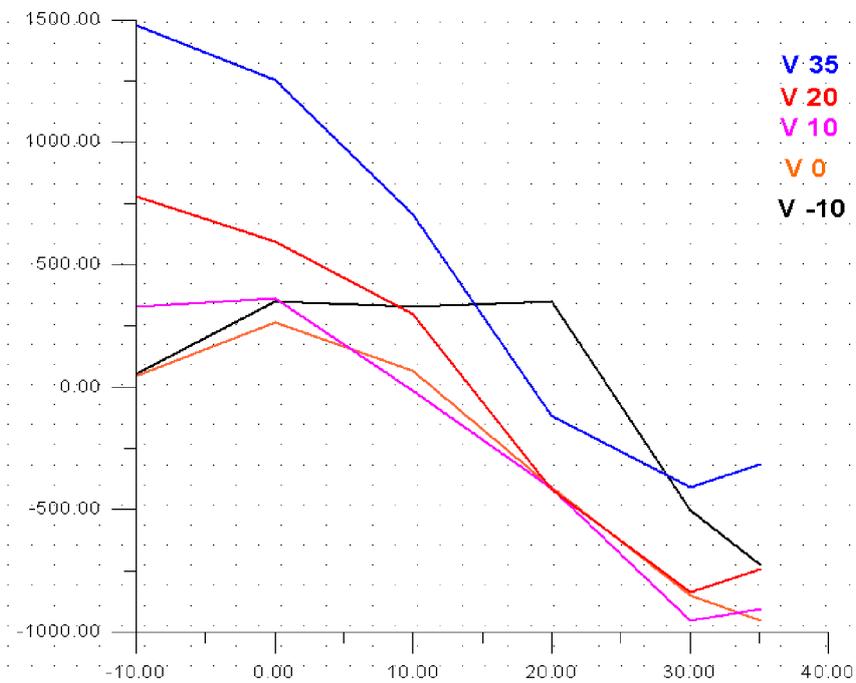


Fig. IV. 10 courbe representant ()

Interpretation :

On a constaté que le coefficient de portance se diminue en fonction l'angle d'incidence a cause de l'augmentation de la projection du surface sur la vertical et la diminution dans l'horizontal hors on peut observer qu'il y avait une ordre croissant de coefficient de portance a partir de l'angle de volet -10° jusqu'à le volet 35°

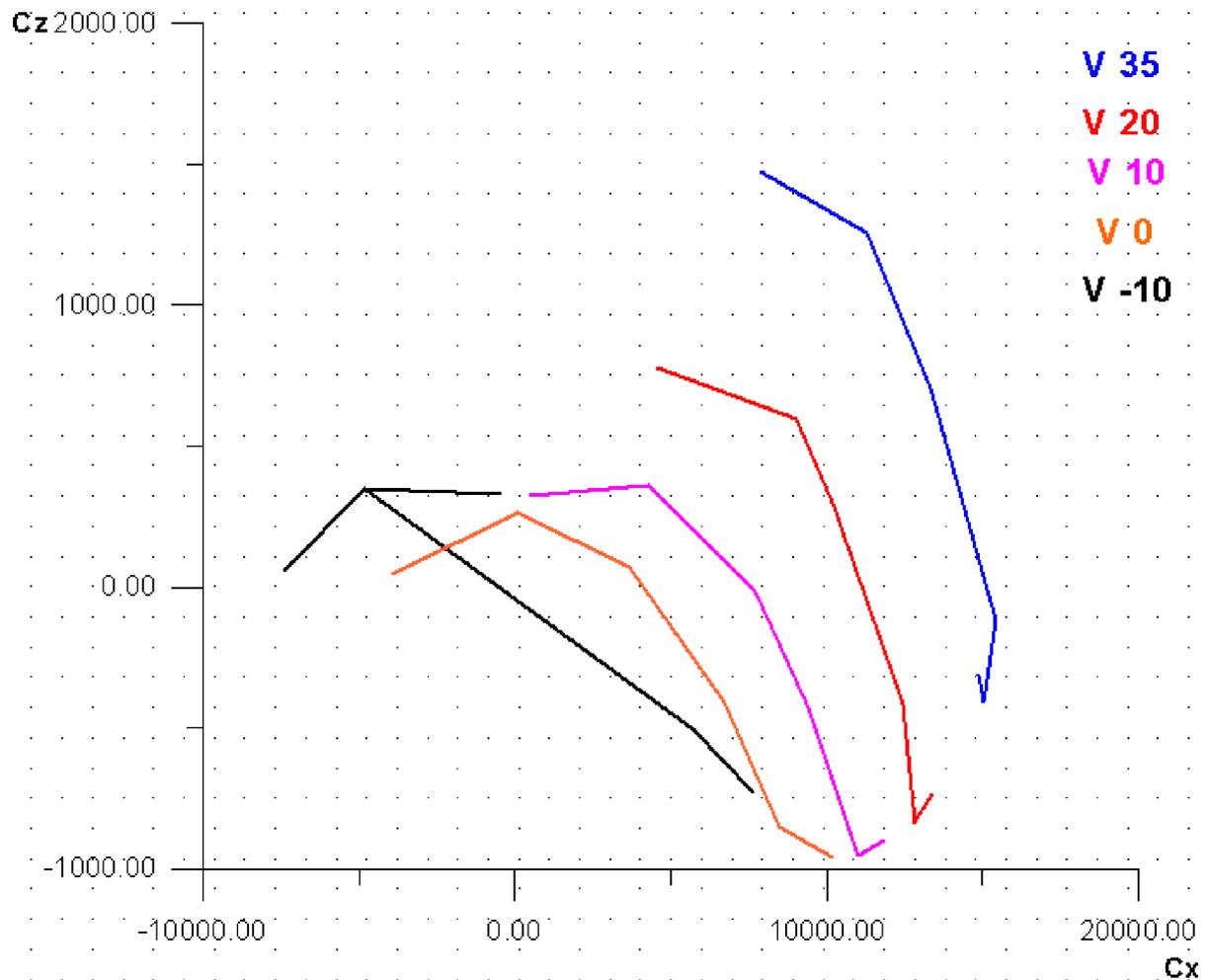


Fig. IV. 11 courbe de polaire

Interpretation :

On a observé un décalage des courbes des différents volets vers la droite, ce qui implique l'augmentation de C_z et C_x dans la même direction en respectant l'ordre croissant de l'angle de volet. Dans ce graphique, il apparaît bien l'influence du volet sur les différentes performances du profil d'aile.

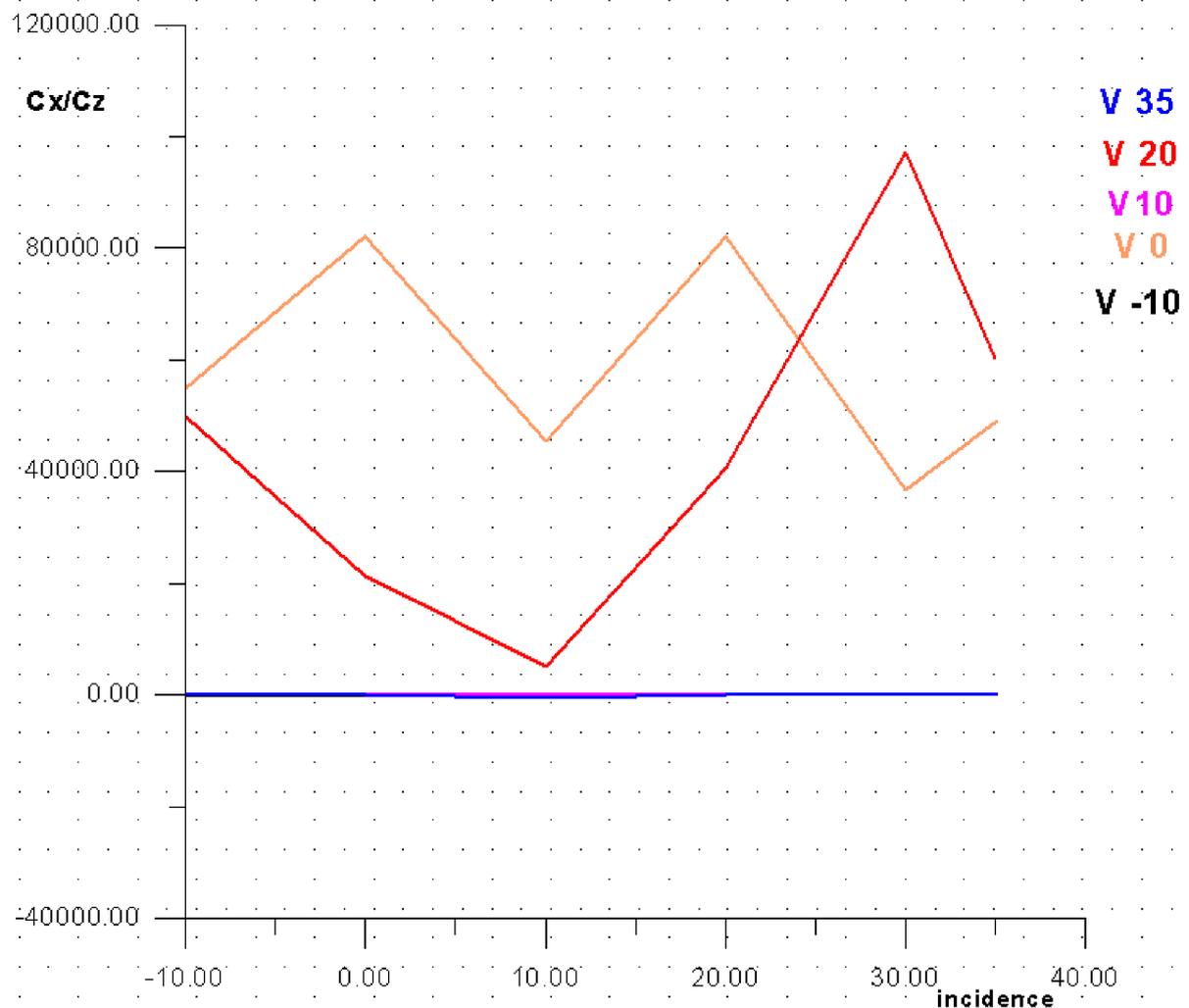


Fig. IV. 12 courbe de finesse

Interpretation :

En principe le rapport C_z/C_x représente la tangente de l'angle de résultante aérodynamique qui se varie en fonction de l'angle d'incidence jusqu'à avoir une valeur critique qui implique une valeur maximale de portance avec la valeur minimale de traînée qui impose la valeur minimale de l'angle de résultante aérodynamique et c'était le but de l'étude d'un aérodynamicien.

IV.5.conclusion :

On peut conclure de ce chapitre que les résultats obtenus ayant toujours une marge d'erreur variée d'un résultat à un autre, et cette erreur vient systématiquement :

- l'erreur dans la partie DAO : précision de position de tous les points.
- l'erreur dans le maillage : qualité de maillage et volume de contrôle.
- l'erreur dans la partie simulation : mauvaise position de problème concernant les conditions aux limites et choix du modèle.



CONCLUSION

CONCLUSION GENERALE :

Les volets sont un excellent moyen d'améliorer la polyvalence et les performances d'un profil en élargissant son domaine de vol (vol à basse vitesse, vol à fort C_z , vol de vitesse,...). Leur utilisation est particulièrement indiquée dans les disciplines exigeant un domaine de vol étendu comme les compétitions ou encore la voltige.

Ces bonnes performances sont cependant assez délicates à définir théoriquement, et en cas de mauvais choix il est très facile d'obtenir des résultats tout à fait inverses de ceux souhaités... Il n'est donc pas inutile d'analyser en détail le fonctionnement des volets afin de mieux appréhender leur influence sur les performances du profil a étudié.

À partir de l'expérience présentée dans notre travail, les résultats obtenus montre la fiabilité de la méthode numérique, donc on peut dire qu'elle est satisfaisante méthode de modélisation pour résoudre ce genre des problèmes.

Après l'illustration des résultats, il a été possible de mettre les lumières sur les points suivants :

- ✚ L'importance de l'investigation numérique afin de valider les phénomènes physique décrit par l'expérimentale et la théorie.
- ✚ L'évaluation et l'analyse de la distribution des pressions sur les surfaces du profil NACA 0012 avec modification géométrique et l'angle d'attaque de se profil.
- ✚ L'analyse des variations des coefficients de portance, trainé, polaire et finesse en fonction de la variation de l'angle des volets et l'angle d'attaque.
- ✚ Finalement, l'expérience nous permet de visualiser réellement des résultats contestables à la réalité avec une marge d'erreur bornée.

Arrivant a la fin de notre modeste travail, nous souhaitons que l'étude concernant ce domaine, continue pour aboutir a des résultats meilleurs, et soit traité dans les prochains PFE, et aborde ce que nous n'avions pas abordé tel que :

- ✚ Simulation de l'influence des volets dans le Domain compressible.
- ✚ Proposition des solutions concernant le contrôle de la couche limite.
- ✚ Etude de l'influence des dispositifs de bords d'attaque



REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Références bibliographiques

[1] **D. Cauvin** *Aérodynamique-Mécanique du vol Institut aéronautique JEAN MERMOZ*

[2] **PIERE-LOUIS, Jean- Paul CHABRAD, Pascal ESPOSITO, Dominique**

LAURENCE *Mécanique des fluides appliqués. Dépôt local* : janvier 2003.

[3] **COMOLET. (R)** *Mécanique Expérimentale des Fluides Tome II.*

Édition MASSON. PARIS, 1982

[4] **COMOLET. (R)** *Mécanique expérimentale des fluides, statique et dynamique des fluides* **Tome I.** édition MASSON. PARIS 1961,1990

[5] Physique appliquée à l'aérotechnique et initiation a l'aéronautique [PDF]

www.onera.com

[6] *Documentation* Fluent 6.3 Fichier Help

[7] **Uec_td_aero2006** UEC (*Drone d'observation*)

Notions d'aérodynamique 03/2006 , fichier PDF .

[8] **Cd.rom** *la maîtrise du vol* édition cépadués

[9] *Aeropilot école de parapente de leschoucas* **www.leschoucas.com**

[10] *Volets et performances première partie* **www.onera.com**

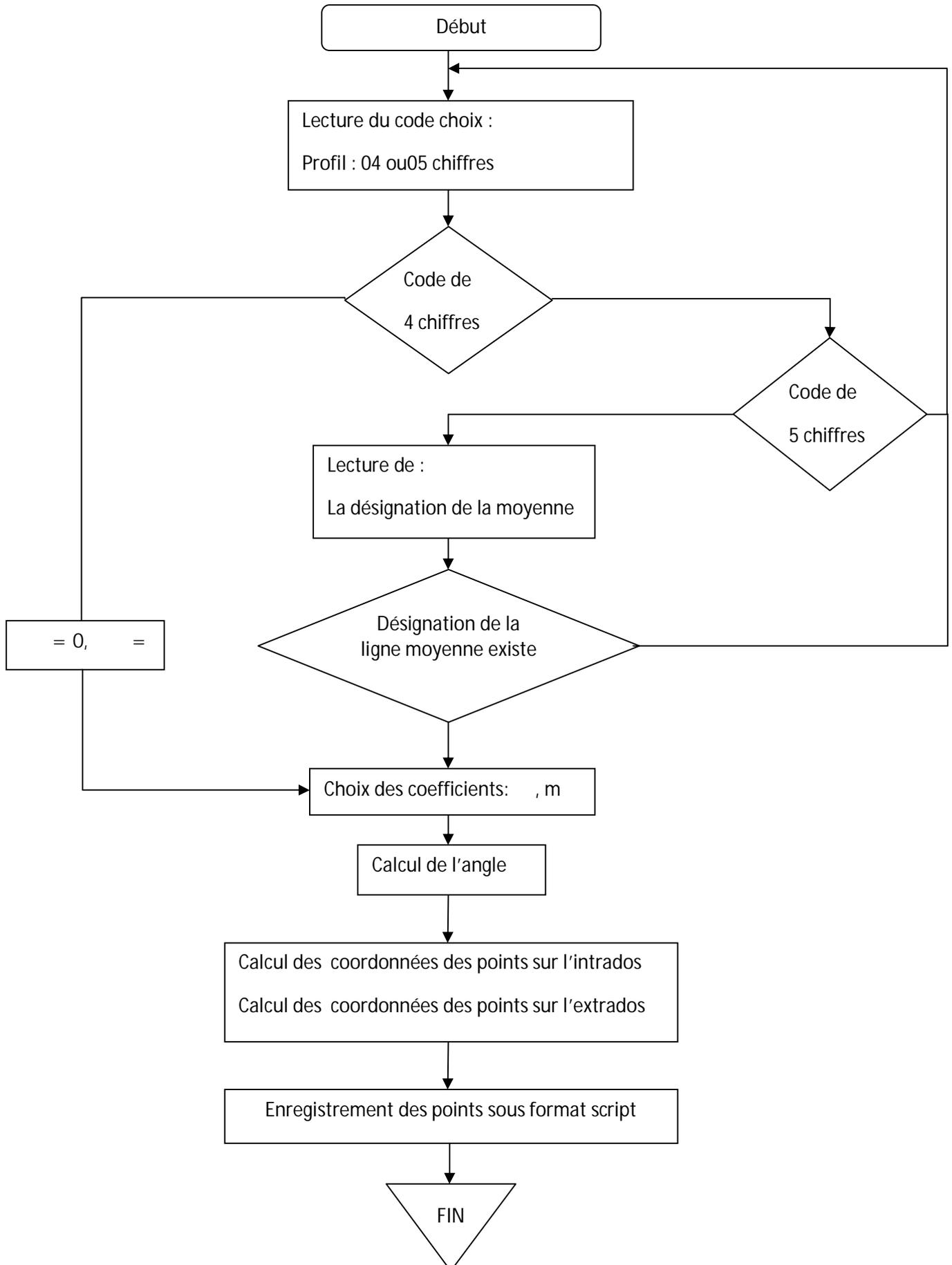
[11] Les Dossiers Techniques de F1-Forecast Auteur : Dominique Madier

L'Aérodynamique d'une Formule 1 **<http://www.f1-forecast.com>**

[12] influence du volet sur les performances du profil naca0021 f. meddane, t. yahiaoui, l. adjlout *Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohammed BOUDIAF*

ANNEXE

Annexe A : conception de la géométrie



Coordonnée du profil NACA 0012

x	y	z	x	y	z
1.000000	0.001260	0	0.000000	0.000000	0
0.999753	0.001295	0	0.000247	-0.002779	0
0.999013	0.001398	0	0.000987	-0.005521	0
0.997781	0.001571	0	0.002219	-0.008223	0
0.996057	0.001812	0	0.003943	-0.010884	0
0.993844	0.002120	0	0.006156	-0.013503	0
0.991144	0.002496	0	0.008856	-0.016078	0
0.987958	0.002937	0	0.012042	-0.018607	0
0.984292	0.003443	0	0.015708	-0.021088	0
0.980147	0.004012	0	0.019853	-0.023517	0
0.975528	0.004642	0	0.024472	-0.025893	0
0.970440	0.005333	0	0.029560	-0.028213	0
0.964888	0.006082	0	0.035112	-0.030473	0
0.958877	0.006887	0	0.041123	-0.032671	0
0.952414	0.007746	0	0.047586	-0.034803	0
0.945503	0.008658	0	0.054497	-0.036867	0
0.938153	0.009619	0	0.061847	-0.038859	0
0.930371	0.010628	0	0.069629	-0.040776	0
0.922164	0.011681	0	0.077836	-0.042615	0
0.913540	0.012778	0	0.086460	-0.044374	0
0.904508	0.013914	0	0.095492	-0.046049	0
0.895078	0.015088	0	0.104922	-0.047638	0
0.885257	0.016297	0	0.114743	-0.049138	0
0.875056	0.017539	0	0.124944	-0.050547	0
0.864484	0.018809	0	0.135516	-0.051863	0
0.853553	0.020107	0	0.146447	-0.053083	0
0.842274	0.021429	0	0.157726	-0.054207	0
0.830656	0.022773	0	0.169344	-0.055233	0
0.818712	0.024135	0	0.181288	-0.056160	0
0.806454	0.025514	0	0.193546	-0.056987	0
0.793893	0.026905	0	0.206107	-0.057714	0
0.781042	0.028307	0	0.218958	-0.058340	0
0.767913	0.029717	0	0.232087	-0.058866	0
0.754521	0.031131	0	0.245479	-0.059292	0
0.740877	0.032547	0	0.259123	-0.059619	0
0.726995	0.033962	0	0.273005	-0.059848	0
0.712890	0.035374	0	0.287110	-0.059980	0
0.698574	0.036778	0	0.301426	-0.060017	0
0.684062	0.038172	0	0.315938	-0.059960	0
0.669369	0.039553	0	0.330631	-0.059812	0
0.654508	0.040917	0	0.345492	-0.059575	0

0.639496	0.042263	0	0.360504	-0.059251	0
0.624345	0.043585	0	0.375655	-0.058844	0
0.609072	0.044882	0	0.390928	-0.058355	0
0.593691	0.046149	0	0.406309	-0.057789	0
0.578217	0.047383	0	0.421783	-0.057148	0
0.562667	0.048581	0	0.437333	-0.056436	0
0.547054	0.049739	0	0.452946	-0.055655	0
0.531395	0.050854	0	0.468605	-0.054810	0
0.515705	0.051923	0	0.484295	-0.053904	0
0.500000	0.052940	0	0.500000	-0.052940	0
0.484295	0.053904	0	0.515705	-0.051923	0
0.468605	0.054810	0	0.531395	-0.050854	0
0.452946	0.055655	0	0.547054	-0.049739	0
0.437333	0.056436	0	0.562667	-0.048581	0
0.421783	0.057148	0	0.578217	-0.047383	0
0.406309	0.057789	0	0.593691	-0.046149	0
0.390928	0.058355	0	0.609072	-0.044882	0
0.375655	0.058844	0	0.624345	-0.043585	0
0.360504	0.059251	0	0.639496	-0.042263	0
0.345492	0.059575	0	0.654508	-0.040917	0
0.330631	0.059812	0	0.669369	-0.039553	0
0.315938	0.059960	0	0.684062	-0.038172	0
0.301426	0.060017	0	0.698574	-0.036778	0
0.287110	0.059980	0	0.712890	-0.035374	0
0.273005	0.059848	0	0.726995	-0.033962	0
0.259123	0.059619	0	0.740877	-0.032547	0
0.245479	0.059292	0	0.754521	-0.031131	0
0.232087	0.058866	0	0.767913	-0.029717	0
0.218958	0.058340	0	0.781042	-0.028307	0
0.206107	0.057714	0	0.793893	-0.026905	0
0.193546	0.056987	0	0.806454	-0.025514	0
0.181288	0.056160	0	0.818712	-0.024135	0
0.169344	0.055233	0	0.830656	-0.022773	0
0.157726	0.054207	0	0.842274	-0.021429	0
0.146447	0.053083	0	0.853553	-0.020107	0
0.135516	0.051863	0	0.864484	-0.018809	0
0.124944	0.050547	0	0.875056	-0.017539	0
0.114743	0.049138	0	0.885257	-0.016297	0
0.104922	0.047638	0	0.895078	-0.015088	0
0.095492	0.046049	0	0.904508	-0.013914	0
0.086460	0.044374	0	0.913540	-0.012778	0
0.077836	0.042615	0	0.922164	-0.011681	0
0.069629	0.040776	0	0.930371	-0.010628	0

0.061847	0.038859	0	0.938153	-0.009619	0
0.054497	0.036867	0	0.945503	-0.008658	0
0.047586	0.034803	0	0.952414	-0.007746	0
0.041123	0.032671	0	0.958877	-0.006887	0
0.035112	0.030473	0	0.964888	-0.006082	0
0.029560	0.028213	0	0.970440	-0.005333	0
0.024472	0.025893	0	0.975528	-0.004642	0
0.019853	0.023517	0	0.980147	-0.004012	0
0.015708	0.021088	0	0.984292	-0.003443	0
0.012042	0.018607	0	0.987958	-0.002937	0
0.008856	0.016078	0	0.991144	-0.002496	0
0.006156	0.013503	0	0.993844	-0.002120	0
0.003943	0.010884	0	0.996057	-0.001812	0
0.002219	0.008223	0	0.997781	-0.001571	0
0.000987	0.005521	0	0.999013	-0.001398	0
0.000247	0.002779	0	0.999753	-0.001295	0
			1.000000	-0.001260	0

Annexe B : lexique des mots clés

AERODYNAMIQUE : branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach auquel on se place. L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0.2 environ, et se placer dans cette classe d'écoulements permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude de ces écoulements. L'aérodynamique compressible quant à elle se subdivise en aérodynamique subsonique, transsonique, supersonique et hypersonique. L'étude de l'aérodynamique s'applique aux avions, aux véhicules automobiles, aux trains, mais aussi à nombre d'applications industrielles qui nécessitent l'étude d'écoulements d'air.

AILERON : élément aérodynamique complexe d'un profil d'aile possédant des surfaces en forme d'aile d'avion afin de générer de l'appui aérodynamique à l'avant et à l'arrière de la profil.

ANGLE D'ATTAQUE : différence entre la direction dans laquelle pointe un aileron et la direction du flux d'air

C.F.D. : acronyme anglais pour Computational Fluid Dynamics. Simulation par ordinateur de l'écoulement des fluides autour d'un profil d'aile.

COUCHE LIMITE : zone située au voisinage d'un corps immergé dans un fluide en mouvement en dehors de laquelle on peut négliger les effets de la viscosité.

DECROCHAGE : phénomène au cours duquel un appendice aérodynamique arrête de générer de la déportance.

DECOLLEMENT DE LA COUCHE LIMITE : rupture de l'adhérence de la couche limite sur un élément aérodynamique qui provoque une chute de la déportance et une augmentation de la traînée, ce qui correspond à une baisse notable des performances aérodynamiques.

DEPORTANCE : Force verticale dirigée vers le sol, qui a pour effet de plaquer l'objet au sol.

ECOPE DE FREIN : pièce située à côté de la roue et devant les triangles de suspension, servant à l'admission de l'air afin de refroidir le disque de frein.

ÉCOULEMENT LAMINAIRE : Un écoulement laminaire est un écoulement régulier d'un fluide, où toutes les couches suivent des trajectoires parallèles, diminuant ainsi les résistances. C'est le contraire d'un écoulement turbulent.

ÉCOULEMENT TURBULENT : écoulement ayant un état qui conduit à la naissance de turbulences.

EQUATIONS DE NAVIER-STOKES : équations aux dérivées partielles non-linéaires qui décrivent le mouvement des fluides. Elles gouvernent par exemple les mouvements de l'air de l'atmosphère, les courants océaniques, l'écoulement de l'eau dans un tuyau, et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides. Elles sont nommées d'après deux physiciens du XIXe siècle, Claude Navier et George Stokes.

EXTRADOS : face supérieure d'une aile d'avion. L'air doit parcourir une distance plus grande au niveau de l'extrados que de l'intrados, ce qui provoque une accélération de l'air et donc une dépression, ce qui permet à l'avion de voler.

FLAP : petit aileron ajouté au profil pour ajouter de la portance.

FLUX AÉRODYNAMIQUE : autre nom donné au flux d'air qui règne autour d'une F1.

GRADIENT : grandeur vectorielle qui indique comment une grandeur physique varie en fonction de ses différents paramètres.

INCIDENCE : angle donné à un aileron par rapport à la direction du flux aérodynamique.

INTRADOS : face inférieure d'une aile d'avion.

LOI DE BERNOULLI : statue que dans le flux d'un fluide, une augmentation de vitesse se produit simultanément avec la diminution de la pression. Ce principe est une simplification de l'équation de Bernoulli qui déclare que la somme de toutes les formes d'énergie dans un fluide coulant le long d'un chemin inclus est identique à deux points quelconques dans ce chemin.

NOMBRE DE MACH : nombre sans dimension, noté Ma , qui exprime le rapport de la vitesse locale d'un fluide sur la vitesse du son dans ce même fluide. Par extension, lorsqu'un objet solide est en mouvement par rapport à un fluide, on peut associer à cet objet un nombre de Mach en considérant la vitesse relative de l'écoulement autour de l'objet. On dit ainsi d'un avion qu'il vole à Mach 1 si sa vitesse est égale à celle du son, à Mach 2 si sa vitesse correspond à deux fois la vitesse du son, et ainsi de suite. Il est nommé en l'honneur du physicien et philosophe autrichien Ernst Mach.

NOMBRE DE REYNOLDS : Grandeur sans dimension qui caractérise un écoulement. En particulier la nature du régime (laminaire, transitoire, turbulent etc. ...). Il représente le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses ou le rapport (qualitatif) du transfert par convection par le transfert par diffusion de la quantité de mouvement. Il est le plus important nombre sans dimension en dynamique des fluides. Il a été mis en évidence en 1883 par Osborne Reynolds.

ONDE : propagation d'une perturbation, qui produit sur son passage une variation réversible de propriétés physiques locales. Comme on peut modéliser l'intensité de la perturbation par l'énergie, on peut dire qu'une onde est un transport d'énergie sans transport de matière. Illustrons la notion de « transport d'énergie sans transport de matière ». Dans le cas d'une onde mécanique, on observe de petits déplacements locaux et éphémères des éléments du milieu qui supportent cette onde, mais pas de transport global de ces éléments. Il en est ainsi pour une vague marine qui correspond aux oscillations verticales de molécules d'eau qui agitent le bateau en mer. Dans ce contexte, un déplacement horizontal de matière est un courant ; or, on peut avoir une vague sans courant, voir même une vague allant à contre-courant. La vague transporte horizontalement l'énergie du vent qui lui a donné naissance au large, et ce indépendamment du transport global de l'eau.

ONDE DE CHOC : type d'onde, mécanique ou d'une autre nature, associé à l'idée d'une transition brutale. Elle peut prendre la forme d'une vague de haute pression, et elle est alors souvent créée par une explosion ou un choc de forte intensité.

PORTANCE : force perpendiculaire à la direction de la vitesse, dirigée vers le haut et qui permet à l'objet de voler.

SIMULATION NUMERIQUE : calcul réalisé par ordinateur afin de prévoir le comportement d'une F1 face à un phénomène physique complexe.

TRAINEE : force aérodynamique qui s'oppose à l'avancement d'un mobile dans l'air.

TURBULENCE : La turbulence désigne l'état d'un fluide, liquide ou gaz, dans lequel la vitesse présente en tout point un caractère tourbillonnaire : tourbillons dont la taille, la localisation et l'orientation varient constamment. Les écoulements turbulents se caractérisent donc par une apparence très désordonnée, un comportement non prévisible et l'existence de nombreuses échelles spatiales et temporelles. De tels écoulements apparaissent lorsque la source d'énergie cinétique qui met le fluide en mouvement est relativement intense devant les forces de viscosité que le fluide oppose pour se déplacer.

SOUFFLERIE : appareil permettant d'effectuer des tests aérodynamiques.

VISCOSITE : désigne la capacité d'un fluide à s'écouler. Lorsque la viscosité augmente, la capacité du fluide à s'écouler diminue. La viscosité tend à diminuer lorsque la température augmente. Par contre, on pourrait croire que la viscosité d'un fluide s'accroît avec sa densité mais ce n'est pas nécessairement le cas.

VORTEX : dans un écoulement à surface libre, un vortex est un tourbillon d'axe vertical muni d'une dépression plus ou moins importante sur cet axe.