

036/2011
EXA

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

Université Saad Dahleb, Blida



Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique

Mémoire en vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en
aéronautique

Spécialité : construction et maintenance aéronautique.

036/2011

Option : Propulsion, Structure

Thème du Mémoire :

*Calcul des performances aérodynamiques d'une aile de
type NLR 7301 en utilisant l'ICEM CFD et
FLUENT*

Présenté par :

Boudjemil Sihem

Ait Belkacem Ismahane

Encadré par:

Mr. TAHI Ali

Mr. ABADA Omar

Promotion : 2010/2011

Table des matières

Introduction	1
---------------------	----------

Généralités sur les ailes	3
----------------------------------	----------

Introduction

1	Définition d'une aile	3
2	Caractéristiques aérodynamiques d'une aile	4
2-1	Profil 2D	4
2-2	Aile 3D	5
2-3	Définition des forces et moments	5
2-3.1	Portance, traînée	5
2-3.2	Moment quart de corde	7
2-3.3	Forces et moments appliqués à un profil 2D	8
2-4	Coefficients aérodynamiques.....	11
2-4-1	Coefficients d'une aile	11
2-4.2	Coefficients de pression et de frottement.....	12
2-4.3	Finesse d'un profil ou d'une aile	12
2-4.4	Centre de pression	12
2-4.5	Centre aérodynamique	13
3	Caractéristiques géométriques d'une aile	13
3-1	Les types de voilures (selon leurs formes dans le plan)	13
3-2	Architecture de l'aile	17
3-2.1	Longerons	18
3-2.2	Nervures	19
3-2.3	Ensemble voilure	20
4	Calcul De distribution de charge	21
4-1	Calcul de la distribution de L et M. et intégration le long de l'axe de référence	21
4-2	Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure	23
4-2.1	Déterminer l'Effort Tranchant discrétisé entre les nervures	23

7-7	Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines	43
8	présentation d'ICEM CFD.....	44
8.1	Principe de fonctionnement	45
8.1.1	Le modeleur DDN	45
8.1.2	l'interface	46
8.1.3	Le maillage	49
9	présentation de FLUENT	49
9.1	Définition	49
9.2	Domaines d'application du FLUENT	50
9.3	Les procédures de simulation	51
9.4	Choisir un solveur.....	52
9.5	Discrétisation	53
9.6	La convergence	53
	1. Résidus	53
	2. Convergence.....	54
9.7	Équations D'Euler	54

Construction De La Géométrie 56

1	La construction du model à l'aide du SOLID WORKS.....	56
2	Les procédures de maillage par l'ICEM CFD 4.2.....	62
	1) L'importation de la géométrie	62
	2) Création des familles	62
	3) Création des courbes, des points sur la géométrie.....	64
	4) Spécification d'un point matériel	64
	5) Définition les paramètres des éléments sur les familles (paramètre mesh.....	65
	6) Enregistrer sous le fichier sous format TETIN	66
	7) lancer maillage à partir de la fonctionnalité Meshing	67
	8) sauvegarde le maillage sous format MESH	67
3	Principales étapes de simulation sous FLUENT.....	68
	1. Importation de la géométrie	68
	2. Vérification du maillage importé	68
	3. Lissage du maillage	69

4. Vérification de l'échelle	70
5. Choix du solveur	70
6. Choix du modèle de turbulence	70
« Choix de model non visqueux	71
« Choix de model visqueux	71
7. Définition des caractéristiques du fluide.....	72
8. Conditions aux limites usuelles	72
9. Choix des critères de convergence	73
10. Initialisation des calculs	74
11. Lancement de la simulation	74
12. Sauvegarde du fichier	75

Application sur NLR 7301 76

1 NLR 7301 avec l'aileron	76
---------------------------------	----

Partie 1	78
----------------	----

2 Cas stationnaire	78
--------------------------	----

interprétation des résultats de fluent

Partie 2	90
----------------	----

3 cas quasi stationnaire	90
--------------------------------	----

interprétation des résultats de fluent

L'Etude aérodynamique.....	155
----------------------------	-----

Conclusion.....	158
------------------------	------------

Liste des figures

- Figure I-1** : Principe de la création de portance par une aile
- Figure I-2** : Profil d'aile
- Figure I-3** : aile 3D
- Figure I-4** : Efforts et moment aérodynamiques
- Figure I-5**: Distribution d'efforts surfaciques
- Figure I-6** : Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados
- Figure I-7** : Moments aérodynamiques 3D
- Figure I-8** : aile rectangulaire
- Figure I-9** : aile elliptique
- Figure I-10** : voilure en flèche
- Figure I-11** : voilure à flèche négative (inversée)
- Figure I-12**: voilure Delta
- Figure I-13**: voilure gothique
- Figure I-14**: Architecture de l'aile
- Figure I-15**: longerons coque
- Figure I-16**: longerons triangulée
- Figure I-17** : longerons en flexion
- Figure I-18**: longerons en torsion
- Figure I-19**: nervure triangulée
- Figure I-20**: nervure coque
- Figure I-21**: aile d'une seule pièce
- Figure I-22**: demi-voilure
- Figure I-23**: une station avec l'axe élastique
- Figure I-24**: la distribution de l'effort tranchant due à portance

Figure I-25 : les charges entre les nervures

Figure I-26 : une boîte de l'aile

Figure I-27 : L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons

Figure I-28 : torsion de l'aile

Figure I-29 : moment fléchissant

Figure II-1 : Interface de SOLIDWORKS

Figure II-2 : type des éléments de maillage

Figure II-3 : Géométrie mono-bloc

Figure II-4 : Géométrie Multi-bloc

Figure II-5 : Maillage non structuré

Figure II-6 : la distorsion

Figure II-7 : déviation angulaire

Figure II-8 : indépendance de la solution du maillage

Figure II.9 : L'interface de l'ICEM CFD

Figure II.10 : le modelleur DDN

Figure II.11 : La barre d'outils « File » de l'ICEM

Figure II.12 : La barre d'outils « Geometry » de l'ICEM

Figure II.13 : La barre d'outils « Meshing » de l'ICEM

Figure II.14 : La barre d'outils « Edit Mesh » de l'ICEM

Figure II.15 : La barre d'outils « Output Interfaces » de l'ICEM

Figure II.16 : La barre d'outils « Display Menu » de l'ICEM

Figure II.17 : La barre d'outils « MED Message Menu » de l'ICEM

Figure II.18 : L'interface du FLUENT

Figure II.19 : L'organigramme de la procédure de simulation

Figure III-1 : importation des coordonnées du profil

Figure III-2 : modèle final conçus par SOLIDWORKS

Figure III-3 : perspective du carter avec stator

Figure III-4 : L'importation de la géométrie

Figure III-5 : Création des familles

Figure III-6 : les familles

Figure III-7 : Création le domaine de calcul

Figure III-8 : Création des points matériels

Figure III-9 : Définition les paramètres de maillage

Figure III-10 : L'enregistrement de la géométrie sous format TETIN

Figure III-11 : Lancement le maillage

Figure III-12 : Sauvegarde le maillage sous format msh

Figure III-13 : Importation de la géométrie

Figure III-14 : Vérification du maillage sous FLUENT

Figure III-15 : Lissage de maillage

Figure III-16 : Choix de solveur sous FLUENT

Figure III-17 : Choix du modèle non visqueux

Figure III-18 : Choix du modèle visqueux

Figure III-19 : Définition des caractéristiques du fluide

Figure III-20 : Valeurs des conditions aux limites

Figure III-21 : pressure far-field

Figure III-22 : Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence

Figure III-22 : Initialisation des calculs

Figure III-23 : Lancement de simulation

Figure IV-1 définition des variables de la géométrie de NLR 7301 avec l'aileron

Figure IV-2 le résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-3 le contour de pression statique

Figure IV-4 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-5 les vecteurs de vitesses.

Figure IV-6 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-7 Le coefficient de pression en fonction de la corde dans une station quel que

Figure IV-8 le contour de résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-9 le contour de pression statique

Figure IV-10 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-11 le contour de vitesse

Figure IV-12 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-13 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV-14 le résiduel en fonction de nombre d'itération ($\alpha=3$)

Figure IV.15 Le contour de pression statique sans surfaces de symétrie

Figure IV-16 Le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-17 contour de vitesse

Figure IV.18 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-19 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV -20- le résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-21 Le contour de pression statique

Figure IV-22 Le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

Figure IV-23 les vecteurs de vitesse

Figure IV-24 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-25 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV-26 le résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-27 le contour de pression statique

Figure IV- 28 le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

Figure IV-29 Les vecteurs de vitesse

Figure IV-30 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-31 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV-32 le résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-33 Le contour de pression statique

Figure IV-34 Le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

Figure IV-35 le contour de vitesse

Figure IV-36 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-37 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV-38 le résiduel en fonction de nombre d'itération

Figure IV-39 le contour de pression statique

Figure IV-40 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-41 le contour de vitesse

Figure IV-42 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-43 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-44 La courbe de coefficient de portance

Figure IV-45 La courbe de coefficient de trainé

Figure IV-46 La courbe de finesse

Figure IV-47. Le Contour de résiduel

Figure IV.48 Contour de pression statique sans surface de symétrie

Figure IV.49 Contour de pression statique avec surface de symétrie

Figure IV.50 le contour de vitesse

Figure IV.51 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV.52 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV.53 Contour de résiduel

Figure IV.54 Contour de pression statique

Figure IV.55 Contour de pression statique avec surface de symétrie

Figure IV.56 Les vecteurs de vitesse

Figure IV.57 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV.58 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV.59 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression

Figure IV.60 Contours de résiduel

Figure IV.61 le contour de pression statique

Figure IV.62 Contour de pression statique avec surfaces de symétrie

Figure IV.63 Les vecteurs de vitesse

Figure IV.64 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV.65 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV-66 contour de résiduel

Figure IV-67 contour de pression statique

Figure IV-68 contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-69 contour de vitesse

Figure IV-70 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-71 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV. 72 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression pour

$$\alpha=10$$

Figure IV-73 contour de résiduel

Figure IV-74 contour de pression statique

Figure IV-75 contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

Figure IV-76 contour de vitesse

Figure IV-77 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

Figure IV-78 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

Figure IV. 79 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression

Figure IV-80 La courbe de CL en fonction de α

Figure IV-81 La courbe de CD en fonction de α

Figure IV-82 La courbe de finesse en fonction de α

LISTE DES TABLEAUX

Tableau II-1 variation de la qualité des éléments de maillage

Tableau IV-1 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=0$

Tableau IV-2 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=0$

Tableau IV-3 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=3$

Tableau IV-4 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=6$

Tableau IV-5 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=8$

Tableau IV-6 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=10.1$

Tableau IV-7 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=13.1$

Tableau IV-8 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=3$

Tableau IV-9 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=6$

Tableau IV-10 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=8$

Tableau IV-11 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=10.1$

Tableau IV-12 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=13.1$

REMERCIEMENTS

Au terme de ce travail, il nous est agréable d'exprimer notre profonde gratitude ainsi que le plus grand respect à tous ceux qui nous ont aidés ou soutenus de près ou de loin.

Nous tenons à remercier le bon dieu, le tout puissant de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteurs Monsieur TAHI Ali de nous avoir guidé à fin de réussir à réaliser notre PFE.

On saisit cette occasion pour remercier les enseignants du Département d'aéronautique de Blida, qui n'ont jamais failli à leur mission sacrée, et qui nous a initié à assurer notre future tâche.

*BOUDJEMIL SIHEM
AIT BELKACEM ISMAHANE*

DÉDICACE

Je souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de

Concrétisation de tous mes efforts fournis

Ces six dernières années :

A ma très chère mère, ma raison de vivre, symbole de courage et de

Sacrifice, que dieu la garde madame TIZEGHENIA YAMINA.

A l'esprit de mon très cher père défunt, source de mes ambitions dans

Ma vie et que sans lui je ne serai jamais

Ce que je suis aujourd'hui.

J'ose espérer que l'aboutissement de l'objectif que je m'étais fixé les

Comblera d'aise et de fierté à l'égard de leur rejeton.

A mes frères Kamel Fayçal et mes sœurs Lamia, Aziza et mes nièces

Dima, Assile

A mes beaux frère Abdallah et Ridha

A toute la famille BOUDJEMIL et TIZEGHENIA

A tout mes amis les aéronauticiens et tout ceux avec j'ai passé

De bons moments durant mon cursus universitaire

A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin qui me sont cher et que

Je porte a jamais dans mon cœur.

BOUDJEMIL SIHEM

DEDICACES

*En témoignage de tous mon amour je dédie ce
Mémoire :*

*A ma chère et tendre mère qui a tant donné, sans jamais rien
demander que dieu la bénisse.
A la mémoire de mon père défunt, qu'Allah ai pitié de son âme et le
compte parmi ces bien aimés.
Sans mes parents je ne serai jamais ce que je suis aujourd'hui. Les
mots seuls ne sauraient exprimer tout l'amour et
L'affection que je leur porte.*

*A mon cher mari BEN MAATI ZAKARIA Qui ma beaucoup aider
et encourager. Aucun mot ne saurait décrire mon immense gratitude
et ma profonde reconnaissance pour tous ce qu'il a fait pour moi,
que dieu le protège et le garde pour moi.*

*Un spétial dedicace a ma chère grande mère .
A mes ancles et tantes,cousins et cousines.*

*A mes chers frères Mohamed,Tarik,mon beau frère Souhaib et
mes chères sœurs Yasmine Sara et Narimene,et mes belles sœurs
Soumia et Amina je ne pourais jamais exprimer tout l'amour et
l'affection que je vous porte. Puisse Dieu,Tout Puissant, vous
procurer santé et prospérité.*

*A mes beau parents,ma belle famille si petite qu'elle soit, mais si
grande dans mon cœur.*

*A tous mes amis en particulier :Sihem,Safia,Karima,khedaouedj,
Nassima.*

*A tous ceux qui me sont cher et que je porte à jamais
Dans mon cœur.*

Ait belkacem ismahane

RÉSUMÉ

Le projet présent s'inscrit dans le cadre général de l'étude aérodynamique d'une aile. Dans ce sens, une approche numérique de modélisation et d'analyse ayant pour but d'extraire les performances aérodynamiques de l'aile.

On a pris comme exemple d'étude l'aile NLR7301. Le dessin de l'aile a été réalisé par le logiciel SOLIDWORKS, puis on a généré un maillage avec le générateur commercial ICEM CFD. Finalement on a simulé le modèle construit en utilisant le code de calcul FLUENT.

A la suite des calculs, les résultats confirment en effet que cette approche peut nous permettre d'optimiser la forme aérodynamique d'une aile avec un volet mobile.

ABSTRACT

The present project lies within the general scope of the aerodynamic study of a wing. In this direction, a numerical approach of modeling and analysis having for goal to extract the aerodynamic performances from the wing under the effect of a wing type NLR7301 taken as example of study. This is realized by the use of the software SOLIDWORKS, then the generation of a mesh with the code ICEM . Finally we simulated the built model using the fluent code. Following calculations, the results confirm indeed can lead to an optimal aerodynamic form wing with flap

Introduction

Le problème majeur des structures volantes est le poids qui englobe le poids de la structure du carburant et le poids du groupe propulseur .Ce facteur doit être minimisé d'une manière cohérente afin de garder les performances et la résistance de la structure aux efforts aérodynamiques qui sont générés par le déplacement de l'engin dans l'air.

Dans notre travail nous avons réalisé une étude aérodynamique et de structure sur une aile qui est la surface portante qui génère la majeure partie de la portance. Sa forme joue un rôle très important dans la diminution de la traînée et l'augmentation de la force portante.

Le profil qu'on a choisir pour la simulation numérique et l'étude c'est le NLR7301 ce profile est un cas de famille de multi élément cette famille est caractérisée par leur forme.

La première partie de ce travail est consacrée à la construction de l'aile avec le logiciel de construction mécanique SOILDWORKS en trois dimensions, l'aile est constituée de deux éléments :

1. L'élément principal : est constitué de deux partie ; surface extradados, et surface intrados.
2. Le volet : est aussi constitué de deux partie ; surface extradados, et surface intrados.

Introduction

Dans la seconde partie , la géométrie est préparée et maillée avec ICEMCFD qui un logiciel de génération maillage , qui nous a permet de discrétiser notre géométrie d'une manière adaptée afin d'avoir des résultats proches de la réalité en faisant un raffinage de maillage dans les zones a fort gradient de température, de pression et de vitesses.....

La troisième partie est une simulation sur FLUENT dans le but de la détermination des forces et des moments aérodynamiques, sachant que dans notre étude nous avons pris le modèle non visqueux et le modèle visqueux avec calcule subsonique. Cette partie est cruciale car les résultats obtenus sont appliqués dans le dimensionnement de l'ossature de l'aile.

GENERALITE

SUR LES

AILES

CHAPITRE 1

Référence :

FLIGHT DYNAMIQUE PART I-II

METHODE DE MESURE AERODYNAMIQUE

WWW.GOOGLE.FR

Réalisé par : BOUDJEMIL SIHEM

AIT BELKACEM ISMAHANE

I- Introduction :

L'aile portante d'envergure finie est un élément très important, on l'utilise dans le domaine aérospatial (aile d'avion, pales d'hélicoptère, ailes d'une navette spatiale). En construction navale (pales d'hélices de bateaux, gouvernails, bateau à ailes portantes).

En construction mécanique (aérogénérateur : pale des turbine à vent), pour produire la force portante, les ailes ont une forme spéciale et elles sont profilées, ce qui contribue en même temps à la diminution du frottement avec le fluide, c'est-à-dire à la réduction de la traînée.

Dans ce chapitre, on donne les différentes définitions concernant l'aérodynamique de l'aile (Efforts, moments, pressions,...) et l'architecture de l'aile (longerons, nervures, revêtement,...).

On présente les différents types des voilures et leurs domaines d'utilisations.

I-1 Définition d'une aile :

L'aile portante d'envergure finie est l'élément qui crée la force de sustentation, c'est à dire une force verticale permettant d'équilibrer le poids de l'avion. Cette force est due à la différence de pression qui s'établit entre les deux côtés de l'aile. (Une surpression sous l'aile, à l'intrados, et surtout une forte dépression au dessus à l'extrados).

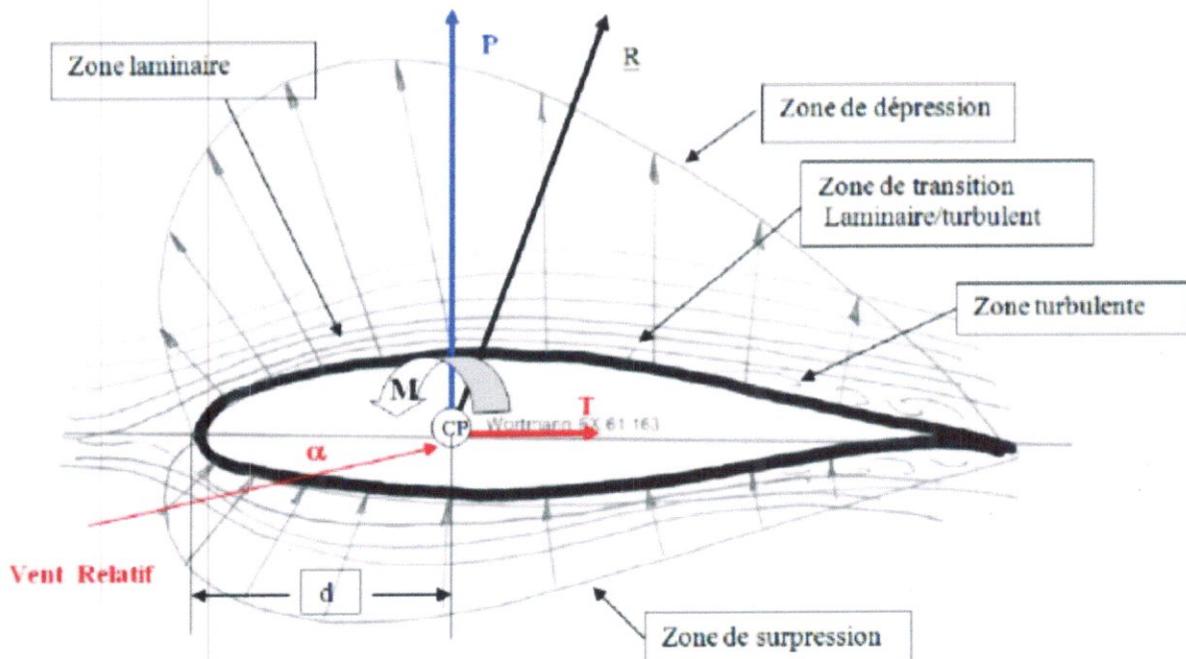


Figure I-1 : Principe de la création de portance par une aile

Pour remplir cette fonction, il y a deux possibilités :

- Soit déplacer un grand volume d'air à petite vitesse : c'est le principe de l'aile battante qui est le mode de vol des oiseaux et des insectes, qui a été la première approche suivie en aéronautique et qui redevient d'actualité ces dernières années pour des applications au vol de drones miniatures en espace clos.
- Soit déplacer un petit volume d'air à grande vitesse : c'est le principe de l'aile fixe, qui est le principe de vol de tous les avions.

I-2 Caractéristiques aérodynamiques d'une aile :

Pour l'étude des caractéristiques de l'écoulement de l'air autour des ailes on peut servir de l'écoulement plan autour du profil de l'aile, donc en deux dimensions.

Nous allons tout d'abord donner les principales définitions utiles par la suite, pour les profils 2D et pour les ailes 3D.

I-2-1 Profil 2D :

Dans cette figure, les propriétés d'un profil sont illustrées comme suit:

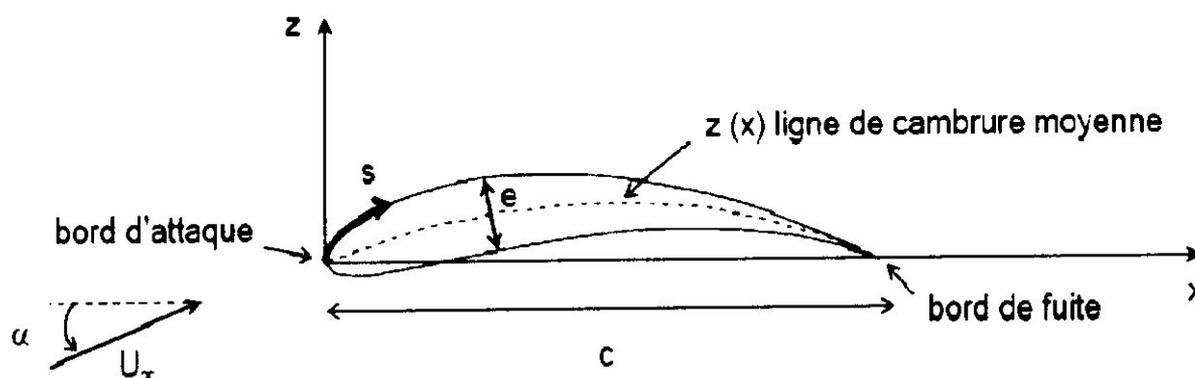


Figure I-2 : Profil d'aile

On définit pour un profil les propriétés suivantes :

C: La corde

E : L'épaisseur

Z(x): La ligne de cambrure moyenne ou squelette

I-2-2 Aile 3D :

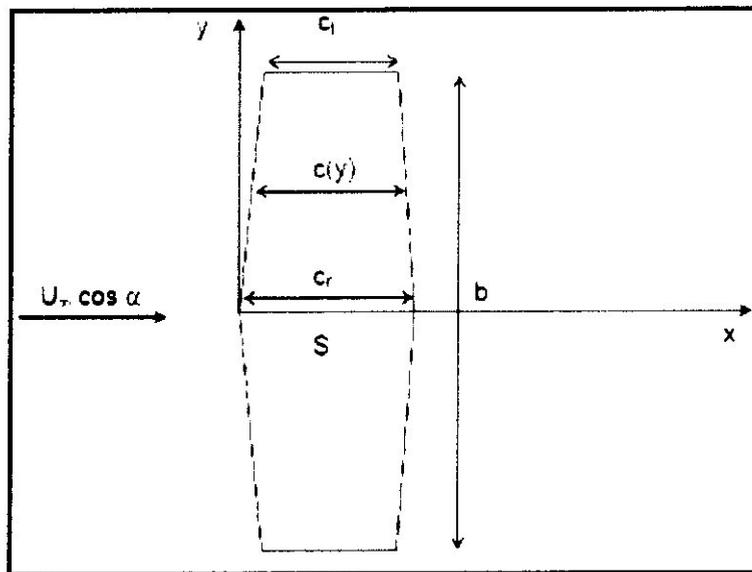


Figure I-3 : aile 3D

On définit pour une aile :

B : L'envergure

Cr : La corde en pied

Ct : La corde en bout d'aile

S : La surface de l'aile.

I-2-3 Définition des forces et moments :

I-2-3.1 Portance, traînée :

Ces notions sont des grandeurs très importantes. Elles modélisent sous forme de vecteur les différentes forces exercées sur le profil.

La portance :

C'est la force, due à la surpression - dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à l'axe du vent relatif. C'est cette composante de la résultante aérodynamique qui maintient l'avion en l'air.

De formule:

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (\text{I-1})$$

L: Force de portance

ρ : Masse volumique du fluide (air à température et pression normales : 1.293 kg/m³)

S: Surface de la vue en plan de l'aile en m²

V: Vitesse relative en m/s

C_L : Coefficient de portance.

La traînée :

C'est la force exercée par le vent relatif sur le profil. Elle au même axe que le vent relatif la traînée est donc un obstacle à la vitesse de l'aile car elle le ralentit. La traînée est une source de pertes de performances aérodynamiques.

De formule :

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_d \quad (\text{I-2})$$

C_d : Coefficient de traînée.

De plus la pression à l'intrados est beaucoup plus importante qu'à l'extrados. En conséquence l'air n'a qu'une envie : passer de l'intrados à l'extrados, pour combler le vide (la nature a horreur du vide). Le passage de l'air du dessous vers le dessus de l'aile crée une déviation des filets d'air, vers l'extérieur d'aile pour l'intrados, et vers l'intérieur pour l'extrados se crée des tourbillons : encore du freinage et de l'énergie perdue (la traînée induite).

Différents points d'application des efforts aérodynamique :

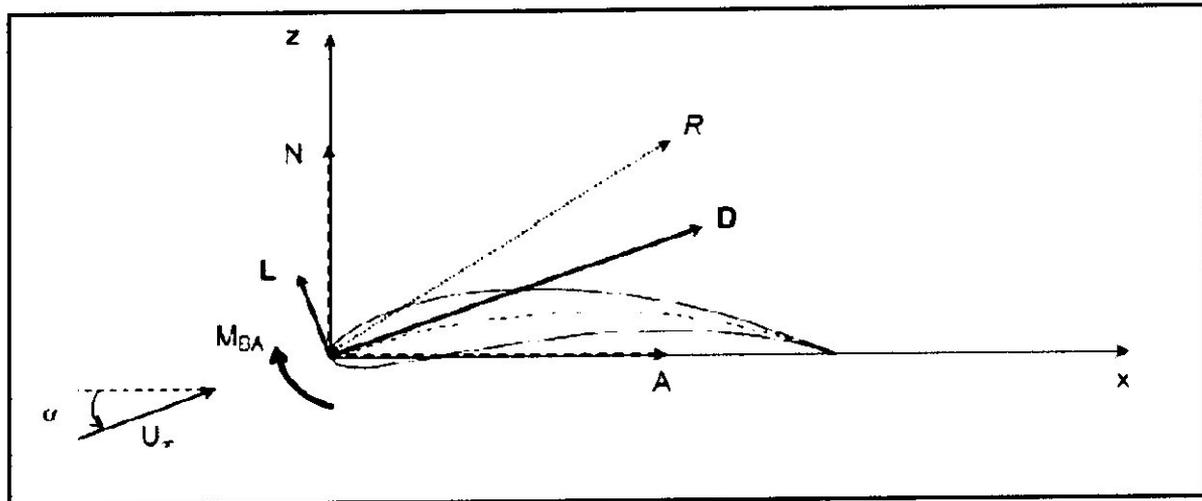


Figure I-4 : Efforts et moment aérodynamiques

On définit les efforts aérodynamiques suivants

A : la force axiale

N : la force normale

D : la traînée

L : la portance

M_{BA} : le moment de tangage de bord d'attaque.

La portance et la traînée peuvent être déterminées à partir des forces axiale et normale connaissant l'angle d'incidence du profil.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (\text{I-3})$$

$$D = N \sin(\alpha) - A \cos(\alpha) \quad (\text{I-4})$$

I-2-3.2 Moment quart de corde :

On définit le moment quart de corde d'un profil comme le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués à $X = C / 4$:

$$M'_{BA} = L' + M'_{C/4} = X_{CP} L' \quad (\text{I-5})$$

Remarque : pour un profil mince symétrique, le centre de pression est situé au quart de corde.

I-2-3.3 Forces et moments appliqués à un profil 2D :

Dans le cas d'un profil 2D, ou d'une aile d'envergure infinie, on définit les forces et moments par unité d'envergure ($b = 1 \text{ m}$), et on note les forces et moments correspondants. On définit $P(s)$ la distribution surfacique de pression et $T(s)$ la distribution surfacique de frottement par contrainte de cisaillement visqueux, sur l'intrados (indice i) et l'extrados (Indice e) du profil.

La figure suivante montre la Distribution d'efforts surfaciques :

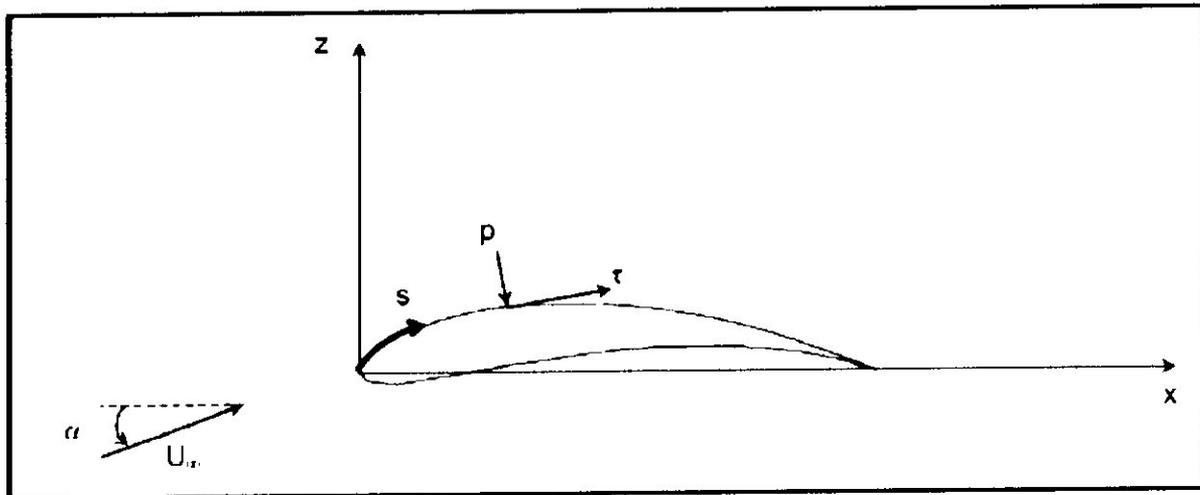


Figure I-5: Distribution d'efforts surfaciques

Examinons les efforts appliqués sur un élément de profil, situé sur le côté extrados puis côté intrados la figure suivante nous montre l'effort surfacique des deux cotés du profil.

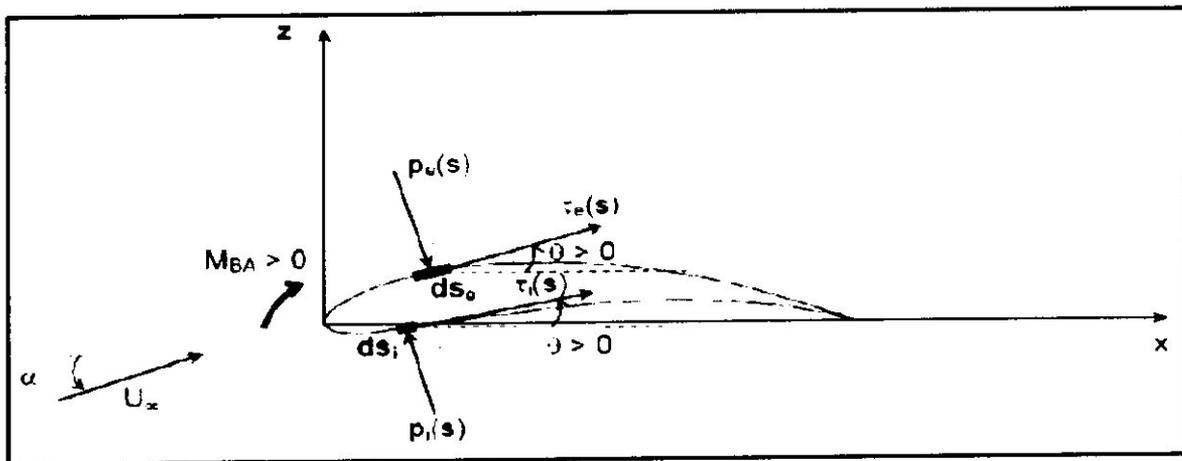


Figure I-6 : Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados

Les équations qui suivent sont celles des forces axiales et radiales sur élément surfacique sur l'intrados et l'extrados.

Sur l'extrados, pour un élément dS_e :

$$dN'_e = -P_e \cos \theta dS_e + \tau_e \sin \theta dS_e \quad (I-6)$$

$$dA'_e = P_e \sin \theta dS_e + \tau_e \cos \theta dS_e \quad (I-7)$$

Sur l'intrados, pour un élément dS_i :

$$dN'_i = P_i \cos \theta dS_i + \tau_i \sin \theta dS_i \quad (I-8)$$

$$dA'_i = -P_i \sin \theta dS_i + \tau_i \cos \theta dS_i \quad (I-9)$$

Les forces normales et axiales totales par unité d'envergure s'obtiennent en intégrant les forces élémentaires du côté extrados et intrados entre le bord d'attaque et bord de fuite :

$$N' = \int_{BA}^{BF} (-P_e \cos \theta + \tau_e \sin \theta) dse + \int_{BA}^{BF} (P_i \cos \theta + \tau_i \sin \theta) dsi \quad (I-10)$$

$$A' = \int_{BA}^{BF} (-P_e \sin \theta + \tau_e \cos \theta) dse + \int_{BA}^{BF} (-P_i \sin \theta + \tau_i \cos \theta) dsi \quad (I-11)$$

On déduit la portance et trainée :

$$L' = N' \cos(\alpha) - A' \sin(\alpha) \quad (I-12)$$

$$D' = N' \sin(\alpha) - A' \cos(\alpha) \quad (I-13)$$

Si l'on décompose les forces normale et axiale en une partie provenant de la distribution de pression et une partie provenant de la distribution de frottement :

$$N' = N'_p + N'_\tau \quad (I-14)$$

$$A' = A'_p + A'_\tau \quad (I-15)$$

Décomposition similaire de la trainée :

$$D' = D'_p + D'_\tau \quad (I-16)$$

Ou :

D'_P : est la trainée de pression.

D'_τ : est la trainée de frottement.

De même que pour les efforts, on peut calculer le moment de tangage au bord d'attaque :

- sur l'extrados, pour un élément ds_e :

$$dM'_{BAe} = (Pe \cos\theta - \tau e \sin\theta)x ds_e + (Pe \sin\theta - \tau e \sin\theta)z ds_e \quad (I-17)$$

- sur l'intrados, pour un élément ds_i :

$$dM'_{BAi} = (Pi \cos\theta - \tau i \sin\theta)x ds_i + (Pi \sin\theta - \tau i \sin\theta)z ds_i \quad (I-18)$$

Le moment résultant des efforts appliqués au profil, calculé au bord d'attaque est alors ;

$$dM'_{BA} = \int_{BA}^{BF} [(Pe \cos\theta - \tau e \sin\theta)x + \int_{BA}^{BF} (Pe \sin\theta - \tau e \sin\theta)z] ds_e + \int_{BA}^{BF} [(-Pi \sin\theta + \tau i \cos\theta)x + \int_{BA}^{BF} (-Pi \sin\theta + \tau i \sin\theta)z] ds_i \quad (I-19)$$

I-2-3.4 Efforts aérodynamiques et moments 3D:

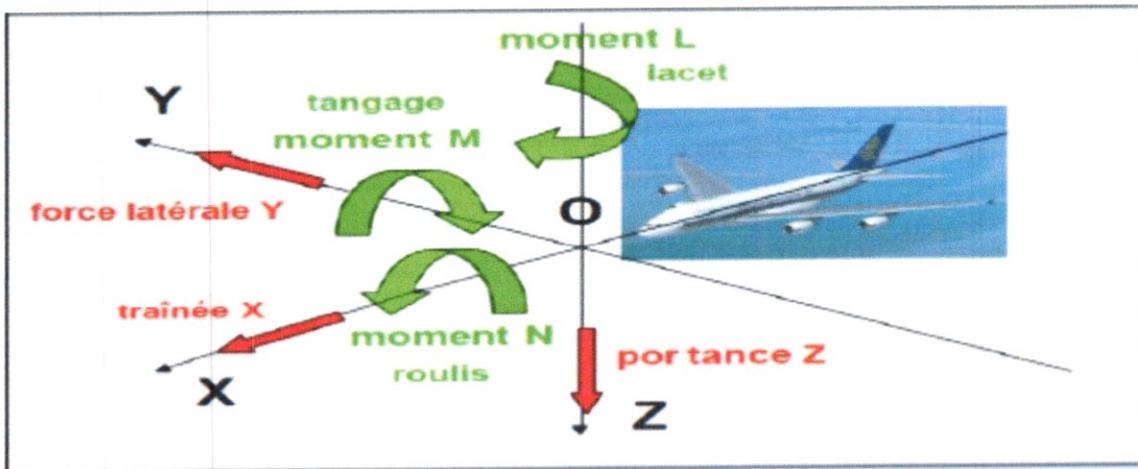


Figure I-7 : Moments aérodynamiques 3D

Dans l'espace, on définit les efforts aérodynamiques et les moments suivants :

D : la traînée

L : la portance

T : la dérive

Mr : le moment de roulis

MT : le moment de tangage

M : le moment de lacet

Dans le cas 2D, il ne reste, comme nous l'avons vu précédemment, que deux forces (traînée et portance) et un moment (moment de tangage). Ce moment pourra être appliqué, par exemple, au bord d'attaque du profil.

I-2-4 Coefficients aérodynamiques:

Les différents coefficients aérodynamiques sont définis à partir de la pression dynamique

I-2-4-1 Coefficients d'une aile :

Pour une aile 3D, on définit les coefficients par rapport à la surface de l'aile

- le coefficient d'effort axial :

$$C_A = \frac{A}{Q_\infty S} \quad (\text{I-20})$$

- le coefficient d'effort normal:

$$C_N = \frac{N}{Q_\infty S} \quad (\text{I-21})$$

- le coefficient de portance :

$$C_L = \frac{L}{Q_\infty S} \quad (\text{I-22})$$

- le coefficient de traînée :

$$C_D = \frac{D}{Q_\infty S} \quad (\text{I-23})$$

- le coefficient de moment :

$$C_{M, BA} = \frac{M_{ba}}{Q_\infty S c} \quad (\text{I-24})$$

I-2-4.2 Coefficients de pression et de frottement :

- le coefficient de pression

$$C_p(s) = \frac{P(s) - P_x}{Q_x} \quad (\text{I-25})$$

- le coefficient de frottement

$$C_r = \frac{\tau(s)}{Q_x} \quad (\text{I-26})$$

Contrairement aux coefficients d'effort et de moment, qui sont globaux, ces deux coefficients sont locaux et sont fonction de la position sur le profil.

I-2-4.3 Finesse d'un profil ou d'une aile :

La finesse f d'un profil ou d'une aile est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée.

$$F = \frac{C_l}{C_d} = \frac{L}{D} \quad (\text{I-27})$$

La finesse est fonction de la forme du profil ou de l'aile, mais également de l'angle d'incidence. Pour une aile d'avion, elle est de l'ordre de 25 et atteint 50 pour une aile de planeur. La finesse f correspond aussi au rapport entre la distance parcourue horizontalement et la distance parcourue verticalement pour un vol plané sans vent extérieur.

I-2-4-4 Centre de pression :

Le centre de pression d'un profil est le point autour duquel le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués au profil est nul :

$$M'_{cp} = 0 \quad (\text{I-28})$$

Par rapport au moment des efforts calculé au bord d'attaque du profil, la position du centre de pression est donnée par la relation :

$$x_{cp} = \frac{-M'_{BA}}{N'} \quad (\text{I-29})$$

Pour de faibles angles d'incidence, $\sin \alpha \approx 0$ et $\cos \alpha \approx 1$ donc $N' \approx L'$

Remarque : la position du centre de pression dépend de l'angle d'incidence du profil.

I-2-4.5 Centre aérodynamique :

Le centre aérodynamique d'un profil est le point du profil pour lequel le moment est indépendant de l'angle d'incidence :

$$M'_{ca}(\alpha) = \text{cst} \quad (\text{I-30})$$

I-3- Caractéristiques géométriques d'une aile :

Les caractéristiques géométriques importantes d'une aile d'avion sont sa forme en plan et son profil aérodynamique, d'après leur formes en plan, on peut répartir les ailes d'avion en plusieurs catégories : rectangulaire, elliptique, trapézoïdale (employées en régime subsonique) Triangulaire (ou Delta), gothique ou double gothique (employées en régime supersonique et hypersonique).

De plus, on tien compte de la surface S , de sa projection dans le plan et de son envergure b qui représente la distance entre les extrémités de l'aile.

Le paramètre géométrique le plus important pour caractériser une aile est son allongement, il s'agit du carrée de l'envergure b et de la projection de la surface de l'aile S .

I-3-1 Les types de voilures (selon leurs formes dans le plan):

- voilure rectangulaire

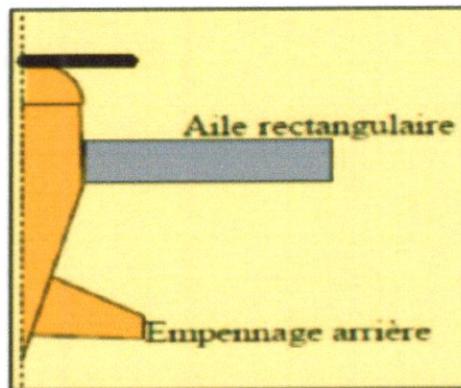


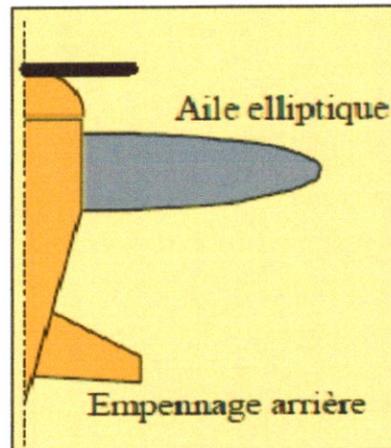
Figure I-8 : aile rectangulaire

Ce type de voilure est, de toute évidence, le modèle le plus simple de voilure. Il est très facile à produire. Malheureusement, il induit beaucoup de traînée. Mais ce type de voilure a l'avantage de décrocher progressivement à partir de l'emplanture.

Ce type de voilure est rencontré sur les avions de voltige et des avions de la

Seconde guerre mondiale, mais aussi sur les avions monoplans, biplans et triplans de la Première guerre mondiale.

- voilure elliptique



-Figure I-9 : aile elliptique

Avantage:

- Excellente finesse en subsonique
- Profil mince

Inconvénients:

- Complexité de la structure
- Décrochage aérodynamique violent
- Faible gain par rapport aux ailes trapézoïdales

- **Aile trapézoïdale**

- **Voilure en flèche positive**

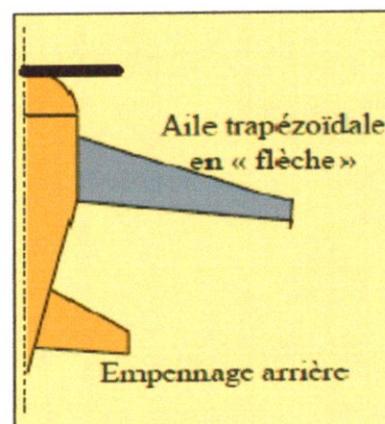


Figure I-10 : voilure en flèche

Quand on parle de flèche, on parle implicitement d'angle. L'angle de flèche est l'angle entre l'aile de l'avion et une ligne imaginaire perpendiculaire au fuselage de l'avion.

Avantage:

- Trainée moindre à Mach 0,7 – 0,8
- Régime haut subsonique / supersonique

Inconvénients:

- Phénomène aéro-élastique
- Performances à basse vitesse

➤ **Voilure à flèche négative**

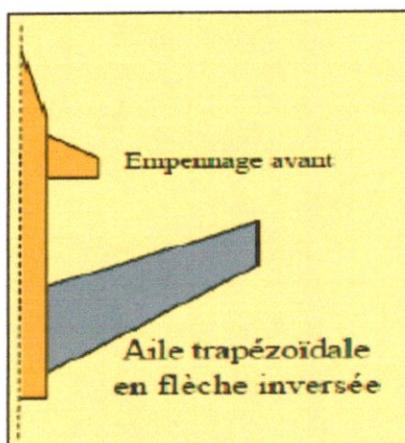


Figure I-11 : voilure à flèche négative (inversee)

Aussi appelé **FSW** (Forward Sweep Wing en anglais), cette configuration est relativement rare, peu d'appareils utilisent la flèche inversée. Ce type de voilure augmente la maniabilité par rapport à une aile en flèche classique de surface alaire analogue. Cette aile est optimisée pour les vitesses transsoniques. Elle permet d'augmenter le rayon d'action de l'appareil et de diminuer la distance de décollage et d'atterrissage. De même, elle diminue un peu la signature radar de l'appareil.

Mais le gros inconvénient d'une telle voilure est sa grande instabilité. Pour avoir une telle voilure, il faut disposer de commandes de vol dernier cri, beaucoup plus performantes que les **CDVE** actuelles, engendrant un problème de coût financier.

- **Voilure Delta**

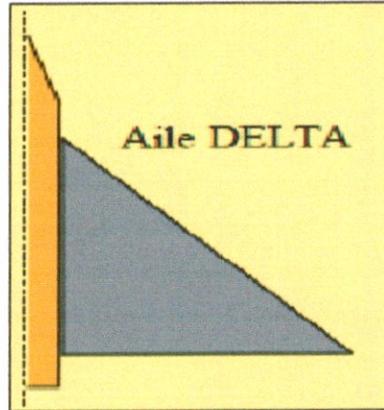


Figure I-12: voilure Delta

Ayant une surface alaire plus importante, la charge alaire (charge par m^2 de voilure) est donc moins importante. En configuration lisse (sans armement) l'avion peut faire des évolutions plus serrées car meilleure répartition des efforts sur les ailes. De même, l'aile delta décale le centre de gravité de l'avion vers l'arrière, augmentant la distance avec le foyer de l'avion. Or, c'est cette distance qui détermine la stabilité de l'appareil. Plus elle est grande, plus l'avion est instable. Ainsi, une aile delta est plus instable qu'une aile en flèche permettant donc d'avoir une excellente maniabilité.

La surface portante est elle aussi plus importante, permettant de repousser les limites des domaines de vol. En particulier, la vitesse de décrochage est plus faible sur les avions delta que sur les avions à flèche de la même génération.

- **Aile gothique**

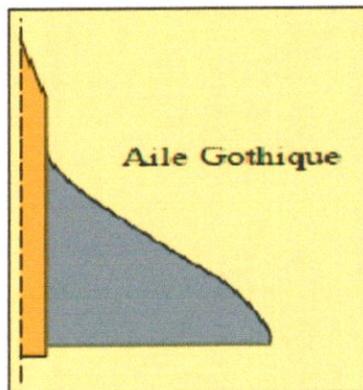


Figure I-13: voilure gothique

Avantages:

- Vortex hypersustentateur
- Performances à basse vitesse

Inconvénients:

- Complexité de la structure
- Forte trainée induite
- Trainée des élevons

I-3-2 Architecture de l'aile :

Généralement l'aile est constituée par :

- Les longerons
- Les nervures
- Le revêtement

La figure suivante montre l'architecture de l'aile :

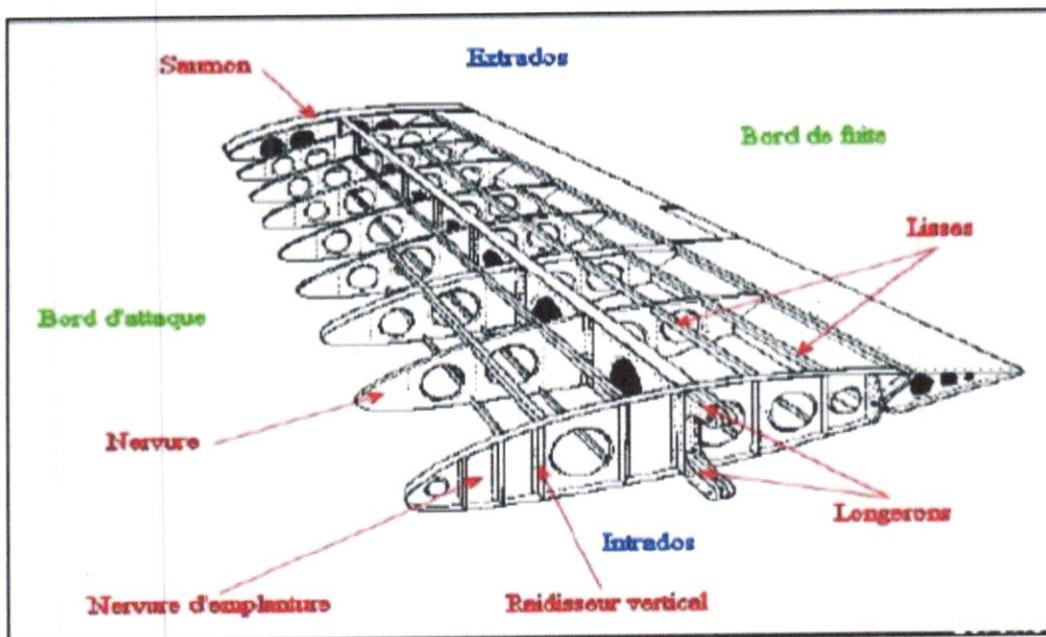


Figure I-14: Architecture de l'aile

I-3-2.1 Longerons :

Le longeron est Moyens de tenir les efforts verticaux ou horizontaux provoquant un cisaillement. Il peut être réalisé par :

- une âme ou revêtement travaillant (cas des longerons et fuselages coques)

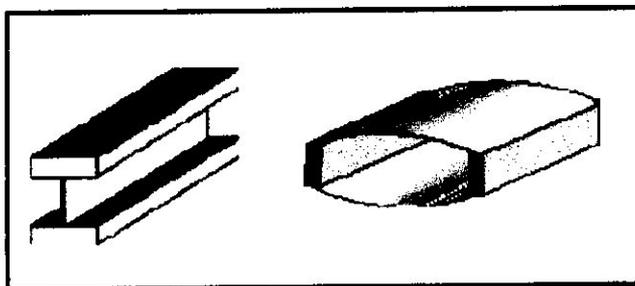


Figure I-15: longerons coque

L'âme, pour travailler correctement sans plissement, est maillée par des raidisseurs placés souvent en face des nervures pour un longeron d'aile.

Une structure triangulée (cas des fuselages dits treillis)

La figure suivante montre les longerons triangulée :

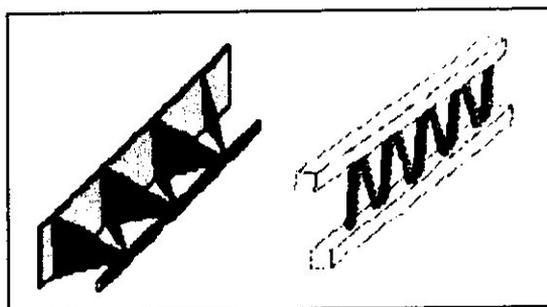


Figure I-16: longerons triangulée

Le principe est identique à celui des fuselages tubulaires métalliques Deux principes sont couramment utilisés :

- longeron encaissant uniquement la flexion
- longeron encaissant la flexion et la torsion
 - Uniquement la flexion

Vue de profil

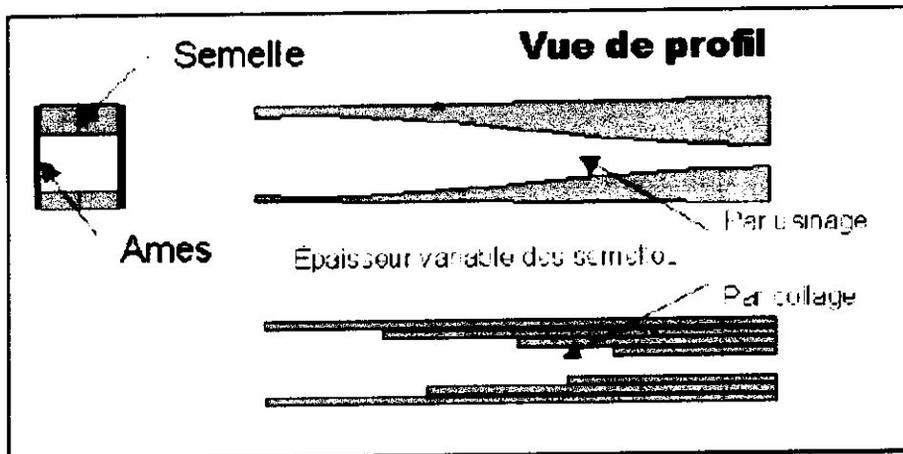


Figure I-17 : longerons en flexion

La largeur est souvent conservée constante pour faciliter la fabrication et montage des nervures. La semelle supérieure a une section plus importante que la semelle inférieure car le bois n'aime pas la compression.

- Flexion et torsion

Vue en plan

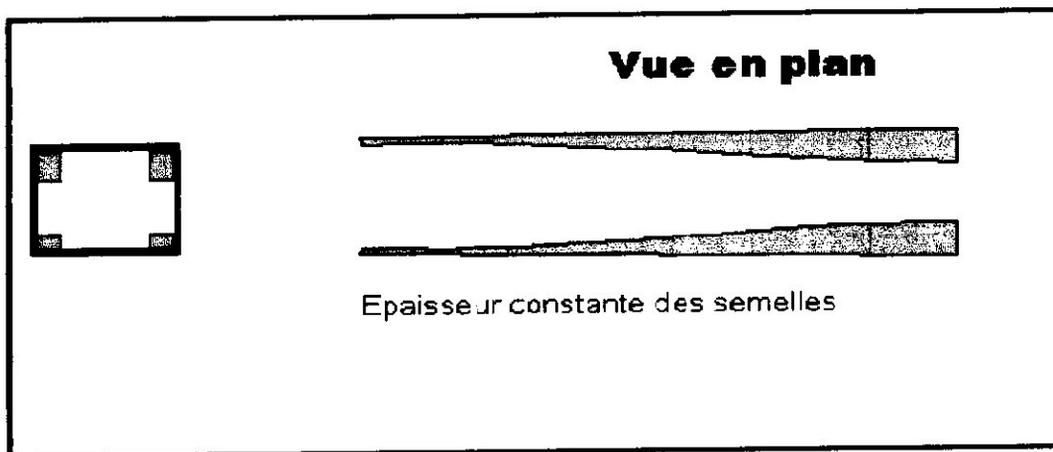


Figure I-18: longerons en torsion

L'épaisseur des semelles est constante. Les âmes et revêtement forment le caisson de torsion.

I-3-2.2 Nervures

Les nervures sont les éléments qui donnent la forme de l'aile et renforcent le revêtement Elles prennent la forme du profil utilisée pour construire l'aile.

Pour leur réalisation plusieurs principes sont en concurrence :

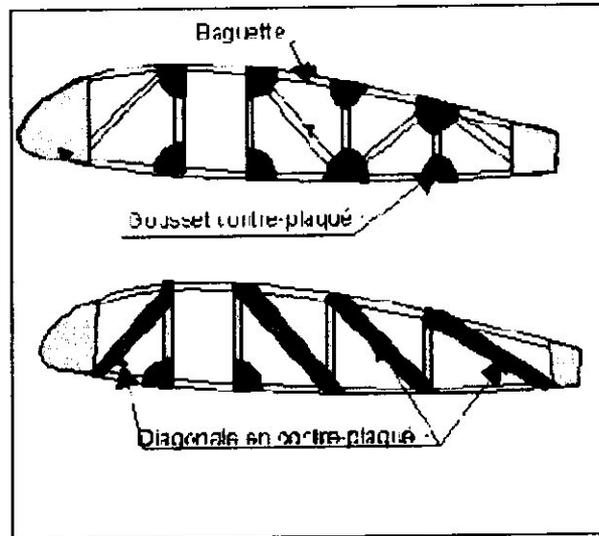


Figure I-19: nervure triangulée

Ce procédé donne sensiblement une égale résistance en vol normal et inversé.
Fabrication plus rapide, mais le sens des diagonales est privilégié pour travailler en traction.

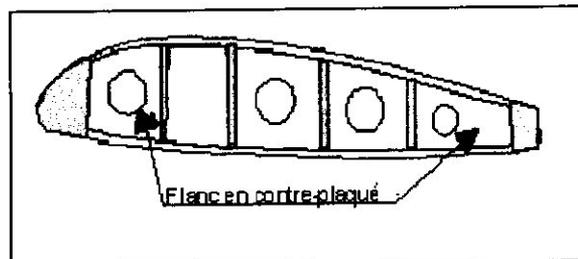


Figure I-20: nervure coque

Solution simple sans diagonale, mais plus lourde. Valable pour les petites nervures.

I-3-2.3 Ensemble voilure :

Deux principes :

- Ailes d'une seule pièce

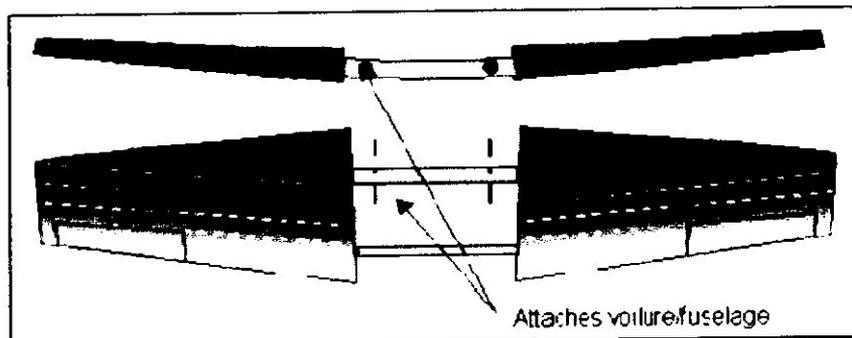


Figure I-21: aile d'une seule pièce

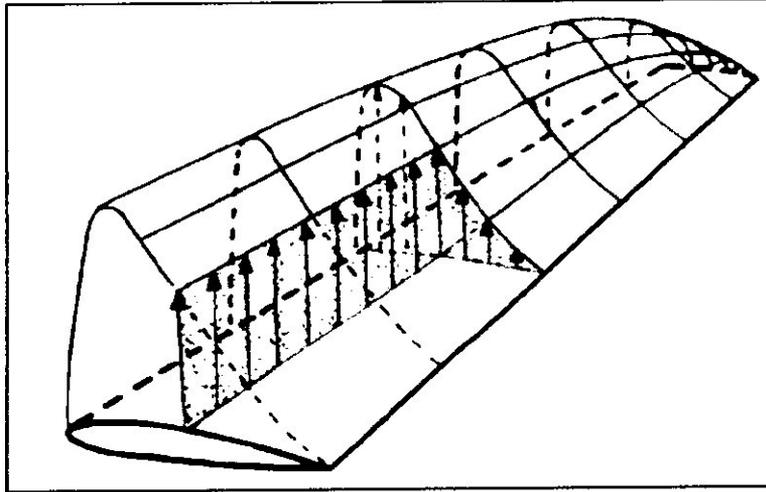


Figure I-24: la distribution de l'effort tranchant due à portance

➤ Les équations à utiliser sont:

a) L'effort tranchant dû à la portance est :

$$V(b) - V(y) = - \int_y^b L(y) dy \quad (\text{I-31})$$

b) L'effort tranchant dû au poids de la structure et du carburant :

$$V_2 - V_1 = - \int_{y_1}^{y_2} w(y) dy \quad (\text{I-32})$$

c) La distribution du moment fléchissant :

$$M_2 - M_1 = - \int_{y_1}^{y_2} V(y) dy \quad (\text{I-33})$$

d) Distribution de la torsion :

Cette distribution est simple à calculer. Cette torsion est générée par le bilan du moment aérodynamique + le moment par rapport à l'axe élastique de la portance, le poids de la structure et le poids du carburant.

$$T = V(x_{elas} - x_{CG}) \quad (\text{I-34})$$

N.B. Il ne faut pas confondre entre ce moment fléchissant et le moment aérodynamique :

i) Le moment aérodynamique + les moments générés par la portance, le poids de la structure et le poids du carburant par rapport à l'axe élastique (repère de structure) génère de la torsion dans la boîte de l'aile (Wing Box).

ii) Le moment fléchissant est la conséquence de la distribution de l'effort tranchant le long de l'envergure.

e) Calcul de ces distributions à l'intersection de la nervure avec l'axe élastique.

I-4-2 Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure :

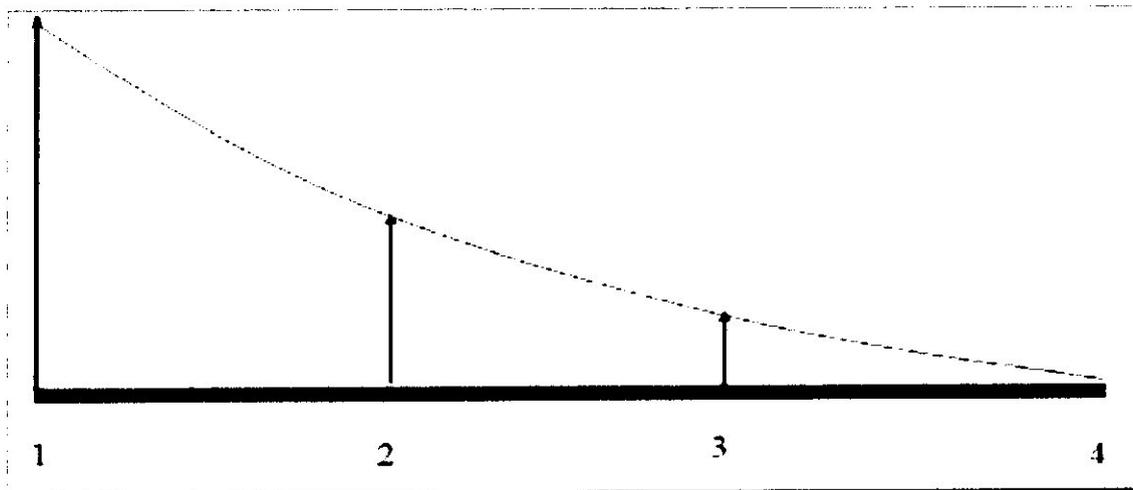


Figure I-25 : les charges entre les nervures

I-4-2.1 Déterminer l'Effort Tranchant discrétisé entre les nervures :

$$V_{D,Bi} = \frac{V_{T,Si} + V_{T,S(i+1)}}{2} \tag{I-35}$$

$V_{T,Si}$: Effort Tranchant théorique à la station i

$V_{D,Bi}$: Effort Tranchant Discrétisé à la baie i

I-4-2.2 Déterminer la force appliquée à chaque nervure :

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,Bi} - V_{D,B(i+1)} \tag{I-36}$$

$F_{A,S(i+1)}$: Force appliquées à la station $i+1$

I-4-2.3 Calcul de la torsion :

Comme pour l'effort tranchant on doit calculer la torsion appliquée à chaque station au niveau des nervures.

$$T_{D,Bi} = \frac{T_{T,Si} + T_{T,S(i+1)}}{2} \quad (I-37)$$

$$T_{A,S(i+1)} = T_{D,Bi} - T_{D,B(i+1)} \quad (I-38)$$

I-4-2.4 Correction du moment fléchissant :

Le moment fléchissant est une conséquence du cisaillement. Donc, il faut corriger ce moment pour coïncider le moment à chaque nervure par l'équation suivante :

$$M_{A,Si} = M_{T,Si} - (M_{T,S(i+1)} \pm V_{D,Bi} \{S_{(i+1)} + S_i\}) \quad (I-39)$$

$S_{(i+1)}$: Coordonne de la station I+1

$M_{T,S(i+1)}$: Moment fléchissant Théorique a la station i+1

$M_{A,Si}$: Moment correctif appliqué à la station i

I-4-3 Dimensionnement et Indice de Charge :

On peut avoir une idée sur les charges internes sans passer par les éléments finis. Cette étape peut être très utile car elle donne un ordre de grandeur des dimensions des différentes composantes de l'aile comme les revêtements, les lisses et les longerons (âme et semelles).

On utilisera ces valeurs pour démarrer les itérations, mais par la suite c'est avec l'outil des Éléments finis qu'on pourra avoir les charges internes plus représentatif et plus précis.

Une boite de l'aile est représentée comme suit :

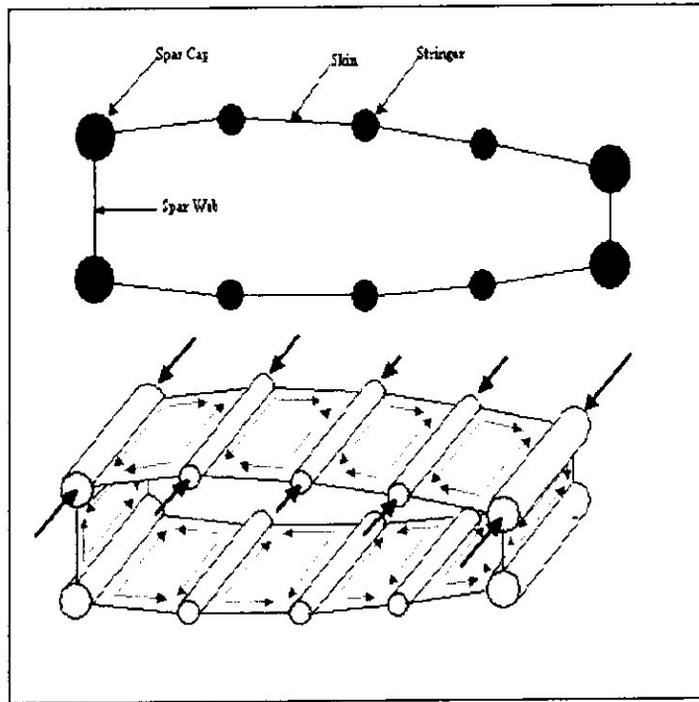


Figure I-26 : une boite de l'aile

L'équilibre des forces :

A) L'effort Tranchant

L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons

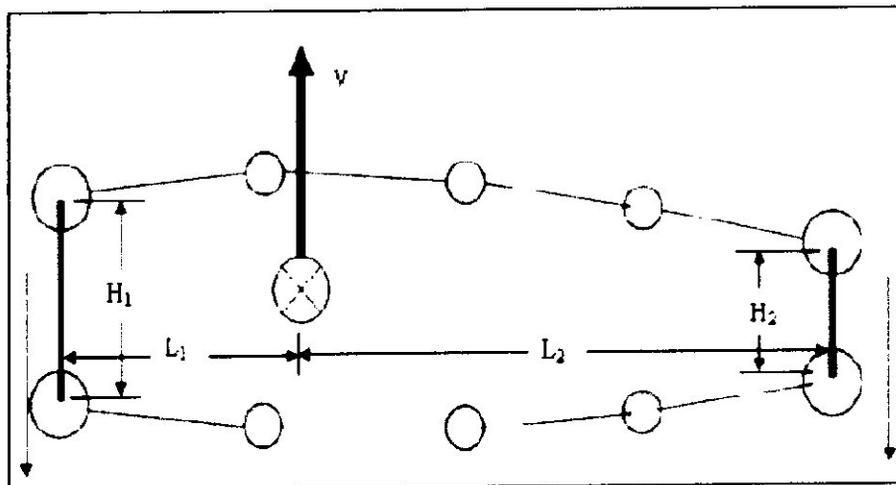


Figure I-27 : L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons

B) Torsion.

Puisque la boîte de l'aile est une cellule fermée, la torsion sera réagit par le cisaillement de cette cellule.

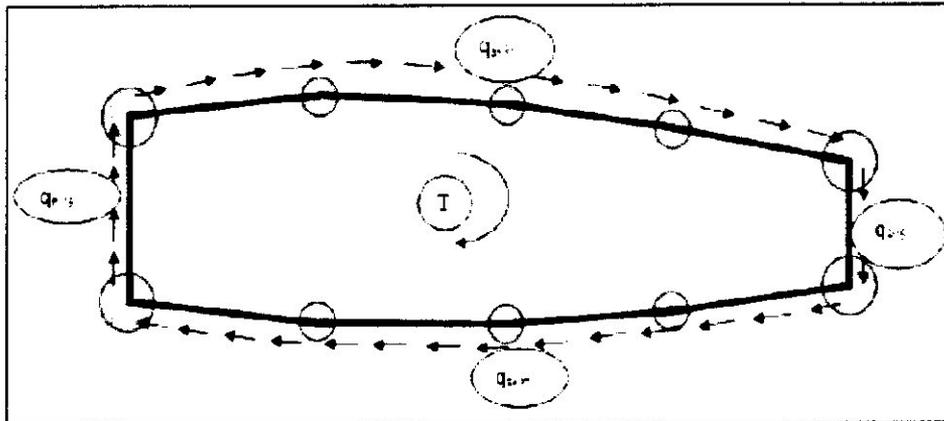


Figure I-28 : torsion de l'aile

C) Moment fléchissant

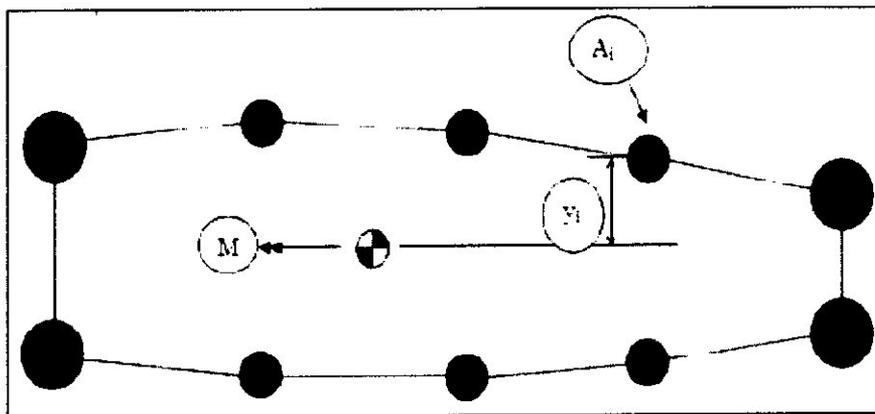


Figure I-29 : moment fléchissant

Pour ce qui est du moment fléchissant, on supposera que les lisses et les semelles des longerons réagiront ce moment.

I-4-3 .1 Détermination des indices de charges de l'âme des longerons :

Donc l'âme des longerons réagiront le l'effort tranchant et la torsion. Ce cisaillement sera comme suit.

L'indice de charges de l'âme des longerons avant est :

$$LI_{F/S} = Q_V \pm Q_S = \frac{L_2 \cdot V}{H_1(L_1+L_2)} \pm \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (I-10)$$

L'indice de charges de l'âme des longerons Arrière est :

$$LI_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 \cdot V}{H_2(L_1+L_2)} \pm \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (I-11)$$

I-4-3.2 Détermination des indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs :

$$LI_{\text{revêtement}} = Q_T = \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (I-42)$$

I-4-3 .3: Détermination des indices de charge des lisses et Semelles des Longerons :

$$LI_{\text{strg}} = \frac{2M}{(H_1+H_2)} * \frac{A_{\text{strg}}}{A_{\text{tot}}} \quad (I-43)$$

M : est le moment fléchissant à la station ou on veut évaluer les aires des lisses et semelles de longerons.

$\frac{A_{\text{strg}}}{A_{\text{tot}}}$: est le rapport des aires de chaque lisse/Semelle par rapport au l'aire total qui réagira le moment fléchissant.

Il faut cependant considère A_{tot} de la partie supérieure quand on veut estimer les charges sur les lisses et semelles supérieures et vis versa avec les lisses et semelle inférieures.

Une fois les charges internes sont estimés. On dimensionnera les différentes composantes selon les permmissibles des matériaux choisis.

- 1) Revêtement supérieur sera vérifié contre la stabilité
- 2) Revêtement Inférieur sera vérifié contre la fatigue

DESCRIPTION DES OUTILS

CHAPITRE 2

Référence :

THESES INGENIEUR

TUTORIELE DE SOLID WORKS

TUTORIELE D'ICEMCFD

COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

WWW.CFD_ONELINE

WWW.GOOGLE.FR

Réalisé par :

BOUDJEMIL SIHEM

AIT BELKACEM ISMAHANE

II.1 Introduction :

La compréhension du comportement des fluides est bien souvent un facteur important dans le développement de produit et de procès. Grâce à la capacité de calcul disponible toujours plus grande, l'analyse des écoulements a de plus en plus tendance à quitter le laboratoire pour entrer dans le monde de la simulation numérique. Des interfaces conviviales et intuitives ainsi que son intégration dans le processus de développement élargissent continuellement la palette d'utilisateurs de calcul fluide. Le rôle central pour ce type de calcul est détenu comme auparavant par l'ingénieur calcul spécialiste en CFD (Computational Fluid Dynamics), mais les environnements de nouvelle génération comme ICEM CFD, GAMIBT et FLUENT donnent un accès à certaines applications aux ingénieurs de mécanique des fluides avec l'importance croissante des calculs couplés comme par exemple l'interaction fluide/structure.

II-2 Intérêt de la simulation :

La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

II-3 CAO :

C.A.O. est l'acronyme de Conception Assistée par Ordinateur. C'est un ensemble de logiciels et de techniques permettant de concevoir et de réaliser des outils et des produits manufacturables. Cette technique est l'équivalent informatique de la table à dessin de l'ingénieur ou de l'architecte. Elle permet de prendre en compte automatiquement un grand nombre de contraintes (résistance des matériaux, capacité d'assemblage, fabrication etc.) pendant la phase de conception d'un ensemble. Les logiciels correspondants sont utilisés pour une ou plusieurs phases du développement.

Ces logiciels permettent par exemple de créer des pièces mécaniques, d'en préparer la fabrication, de les assembler et de simuler leur comportement. Ils permettent également la conception de bâtiments puis d'en tirer les plans facilement ou de créer une maquette numérique en trois dimensions. Ces maquettes numériques résultent de l'assemblage d'un nombre très importants de pièces élémentaires, liées entre elles par des contraintes spatiales ou mécaniques.

En partant d'une modélisation en 3D solide (ou volumique), ces logiciels permettent de réaliser une mise en plan souvent appelée 2D. C'est sur cette mise en plan que vont apparaître toutes les informations telles que cotation, état de surface, tolérancement géométrique, spécification, etc.

La CAO permet aussi de concevoir des systèmes dont la complexité dépasse la capacité de l'être humain comme par exemple en micro-électronique. En effet la miniaturisation (composants dont la taille est de l'ordre du micromètre) et le nombre toujours plus important de composant intégrés à une même puce rendent impossible la conception de tels systèmes sans l'aide de la CAO.

La CAO décolla dans les années 75-90, lorsque le coût de mise en place d'un poste se rapprocha du coût annuel d'un dessinateur. La mise en place fut un peu pénible au début en raison d'une nécessité de reprendre les plans existants.

On s'aperçu à cette occasion que statistiquement près de 10% des cotations sur les plans existants étaient inexacts, que des références de plans existaient en double, qu'une référence unique pouvait correspondre à plusieurs plans légèrement différents, etc. Au bout du compte, le gain de fiabilité de l'information

se révéla constituer un argument supplémentaire important décidant à généraliser la CAO.

La C.A.O est appliquée dans le domaine de la Mécanique des matériaux, des structures et fiabilité. L'objectif de la recherche est la modélisation pour la simulation numérique et expérimentale du comportement des matériaux et des structures en vue de la conception optimale d'un produit industriel.

Exemple: un organe de machine, une structure. Les activités de recherche correspondantes mettent en œuvre les techniques de calculs de structures notamment par éléments finis,

l'analyse du comportement des matériaux nouveaux, la méthodologie de conception par la fiabilité en mécanique, la validation expérimentale.

Les actions dans ce domaine sont :

- Caractérisation des matériaux (Approches micromécaniques et contrôle non destructif par ultrasons)
- Outils d'aide à la conception (calcul des structures par éléments finis)
 - ✓ Validations expérimentales (mesures sans contact : corrélation d'images, interférométrie Speckle, infrarouge....)
 - ✓ Fiabilité en mécanique (fatigue, approches probabilistes)
 - ✓

II.4- Qu'est-ce que c'est le CFD ?

Le mot CFD (**C**omputational **F**luid **D**ynamics) dont la traduction en Français donnerait (Mécanique des Fluides Numérique) (MFN).

Cet outil devient de plus en plus intéressant surtout après l'évolution rapide dans le domaine informatique en termes de vitesse des processeurs et d'espace mémoire disponible.

Ce qui rend la conception assistée par ordinateur et la simulation numérique des phénomènes physiques plus économiques et plus rapides que les méthodes analytiques et expérimentales.

Il permet la résolution numérique des équations qui gouvernent les écoulements des fluides en utilisant différentes approximations. Comme il prédit ce qui se produira qualitativement et quantitativement pour plusieurs problèmes d'écoulements de fluides internes ou externes, et qui peuvent être aussi complexes que:

- les écoulements avec ou sans mouvement relatif (écoulement autour d'une aile, hélice d'avion ou autour d'un rotor d'hélicoptère).
- les écoulements avec ou sans transfert de chaleur.
- les écoulements avec ou sans changement de phase (fusion, congélation, évaporation, etc).
- les écoulements multi-espèces avec ou sans réaction chimique (dispersion de polluants, combustion, etc.).

II.5- La nécessité de la CFD :

L'application des lois fondamentales de la mécanique des milieux continus permet d'aboutir aux équations de conservation Qui sont :

- L'équation de la conservation de masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (\text{II-1})$$

- L'équation de conservation de la quantité de mouvement :

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \nabla \cdot \tau_{ij} \quad (\text{II-2})$$

- l'équation de conservation d'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial x_i} \quad (\text{II-3})$$

Ainsi que les conditions initiale et aux limites.

Il est très difficile pour résoudre ces équations analytiques pour la plupart des problèmes d'ingénierie.

Pour faire à ce problème, l'outil numérique devient très indispensable pour obtenir une solution approchée de problème. C'est le rôle de cette nouvelle discipline (CFD).

II-6- Présentation de SOLIDWORKS :

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SOLIDWORKS a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes. Parmi les plus grandes entreprises utilisant SOLIDWORKS, on peut citer Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO, le Boulch Robert Renaud.

SOLIDWORKS est un modelleur 3D utilisant la conception paramétrique.

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

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SOLIDWORKS.

Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

II-6-1 Les pièces ():

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

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

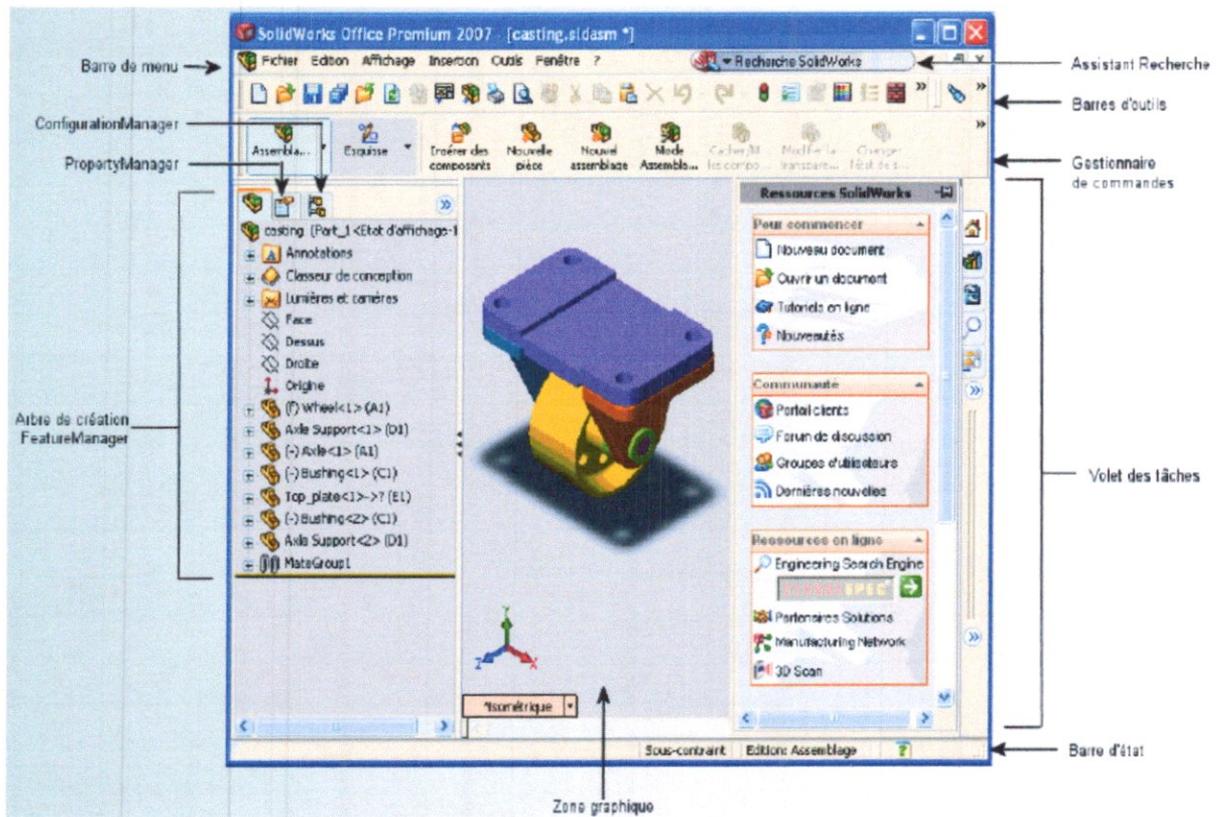


Figure II-1 : Interface de SOLIDWORKS

Parmi les fonctions génératrices on trouve:

L'extrusion : déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction).

Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

La révolution : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

Congés : Congé/Arrondi crée une face interne ou externe arrondie sur la pièce.

Vous pouvez ajouter des congés à toutes les arêtes d'une face, d'un ensemble de faces sélectionnées, à des arêtes sélectionnées ou à des boucles d'arêtes.

Coque : l'outil Coque creuse une pièce, laisse les faces que vous sélectionnez ouvertes et crée des fonctions parois minces sur les faces restantes. Si vous ne sélectionnez aucune face sur le modèle, vous pouvez transformer une pièce volumique en coque, en créant un modèle creux, fermé. Vous avez aussi la possibilité de créer une coque en utilisant différentes épaisseurs.

Des fonctions d'ordre logiciel comme :

La répétition linéaire : La Répétition linéaire apparaît lorsque vous répétez une ou plusieurs fonctions sur une ou deux trajectoires linéaires.

La répétition circulaire : La Répétition circulaire apparaît lorsque vous créez une répétition d'une ou de plusieurs fonctions autour d'un axe.

Les dernières versions autorisent la réalisation de pièces momentanément disjointes, ce qui permet de concevoir un objet fonctionnellement, c'est-à-dire en définissant d'abord les éléments fonctionnels, puis en joignant les différentes parties par de la matière (nervures, carter...).

L'édition de familles de pièces est possible en associant à SolidWorks, le tableur Microsoft Excel: Un tableau devient ainsi éditeur des références (lignes) donnant la valeur des paramètres variables des fonctions (colonnes) :

- valeur de certaines cotes.
- valeur de certaines propriétés (nombre d'occurrence...).
- état de suppression d'une fonction.

Ainsi, il est possible d'obtenir à partir d'un seul fichier de type pièce, l'ensemble des modèles de vis d'assemblage (toutes formes de tête ou dimensions), ou encore toutes les combinaisons de briques LEGO (1x1, 1x2 etc.).

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne s'occupe plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce. Les possibilités d'éditions sont complétées par un ensemble d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface...

II-6-2 Les assemblages :

Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de contraintes d'assemblage associant, deux entités respectives par une relation géométrique

Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision, mesure des jeux, etc.)

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces.

Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin : tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

II-6-3 Les mises en plan ():

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet.

Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

Vues : La projection sur plan du modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de DAO il est possible d'éditer un plan faux!). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic. Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécutée avec un habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non initiés.

Cotation : La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce. Bien sûr, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des cotes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi!).

II-6-4 Fond de plan :

SOLIDWORKS par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

- Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.
- Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.

Des modèles sont proposés (équivalent du .dot de WORD).

II-6-5 Nomenclature :

Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.

II-6-6 Les extensions des fichiers :

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures.

Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers SOLIDWORKS ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre. On retrouve :

.sldprt, pour les fichiers pièce.

.sldasm, pour les fichiers assemblage.

.slddrw, pour les fichiers plans.

.slddrt, pour les fichiers de fond de plan.

Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

II-7-Le maillage :

Un maillage est un ensemble des nœuds qui peuvent être liés entre eux. En général on utilise les systèmes de coordonnées cartésiennes pour décrire les liaisons entre les nœuds.

La technologie d'ICEM CFD développe des outils de génération de maille pour tous les secteurs d'analyse qui exigent un domaine informatique. Principalement concentré sur la dynamique des fluides informatique (CFD) engrené la génération, nos outils peuvent également être utilisés pour l'analyse par éléments finis (FEA).

- ❖ ICEM CFD est un excellent outil de génération de maillage, pour une région d'analyse qui nécessite un domaine de calcul.
- ❖ l'ICEM CFD mesh generation tools (outils de génération de maillage) peut générer les

Types d'éléments suivants:

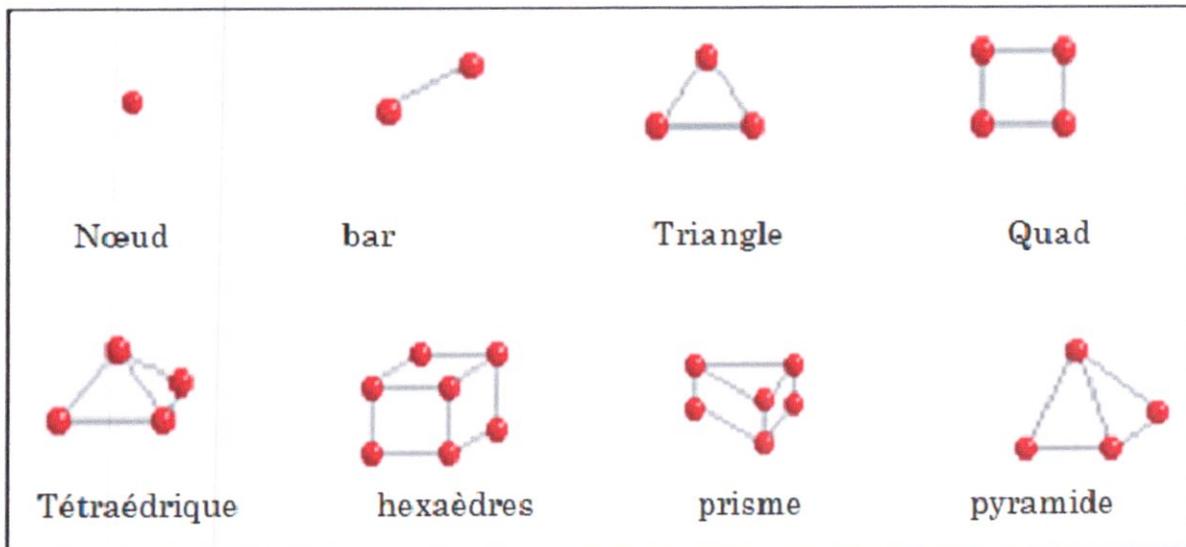


Figure II-2 : type des éléments de maillage

II-7 -1 Choix Du Type De Maillage :

1. Maillage structuré (quadra/hexa) :

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multi bloc.

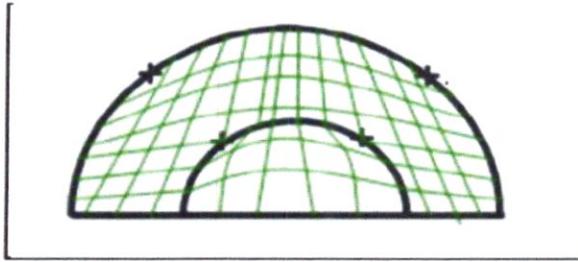


Figure II-3 : Géométrie mono-bloc

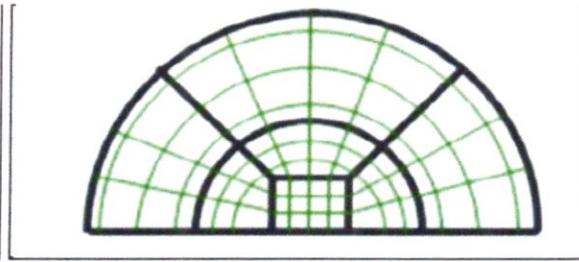


Figure II-4 : Géométrie Multi-bloc

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.

2 .Maillage non structuré

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

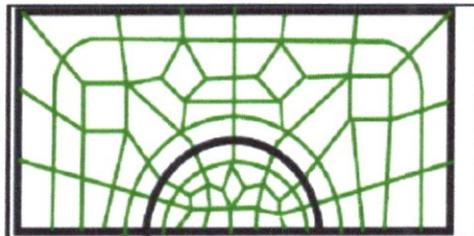


Figure II-5 : Maillage non structuré

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.

II-7 -4Distorsion :

Une bonne qualité de maillage est synonyme d'absence de grandes distorsions d'éléments (Bon skewness).

Le facteur de distorsion F_d (skewness) se calcule de deux façons différentes :

1° Calcul basé sur le volume équilatéral :

$$F_d = \frac{\text{Taille élément optimal} - \text{Taille élément généré}}{\text{Taille élément optimal}}$$

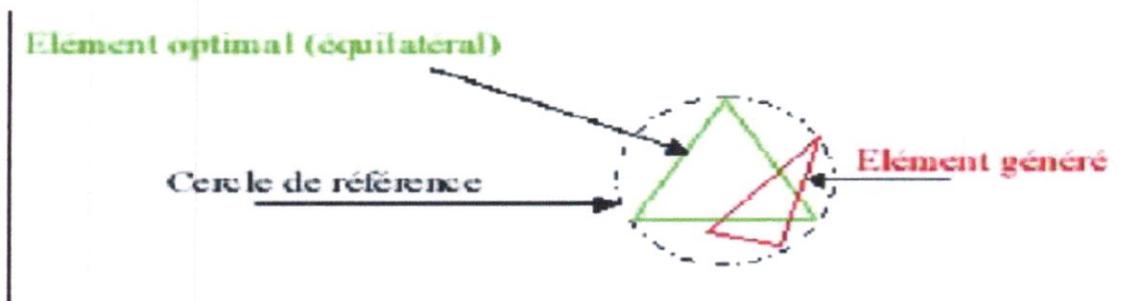


Figure II-6 : la distorsion

Applicable uniquement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques.

2° Calcul basé sur la déviation angulaire :

$$F_d = \max \left[\frac{\theta_{\max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{\min}}{90} \right]$$

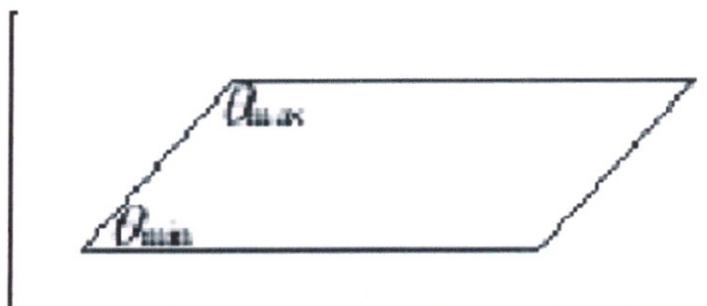


Figure II-7 : déviation angulaire

Applicable pour tout type d'élément

Notons que les grandes valeurs du facteur de distorsion induisent des erreurs de calcul et ralentissent considérablement le processus de convergence.

Quelques distorsions peuvent être tolérées si elles sont situées dans des régions à faible gradient.

Ce tableau illustre la variation de la qualité des éléments de maillage en fonction de la valeur du coefficient de distorsion F_d :

F_d	0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.95	0.95-0.99	0.99-1.00
Qualité	excellent	bon	acceptable	pauvre	Très pauvre	mauvais

Tableau II-1 : variation de la qualité des éléments de maillage

La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage volumique doit être inférieure à 0.90. La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage surfacique structuré ou non, hexaédrique ou tétraédrique doit être inférieure à 0.75.

II-7-5 Nombre total d'éléments :

Un nombre important d'éléments de maillage permet sans doute d'améliorer la précision des calculs, mais pénalise les ressources informatiques en terme de mémoire et alourdit le système. Par voie de conséquence, un compromis entre précision et temps de calcul s'impose.

Des techniques existent pour économiser un certain nombre d'éléments :

- Utilisation des maillages non uniformes, en concentrant la bonne qualité du maillage uniquement dans les zones où c'est nécessaire.
- Utilisation de la fonction adaptation de maillage pour raffiner uniquement sur des zones bien précises.
- Utilisation des éléments de maillage hexaédriques dans les zones adéquates.

II-7 -6 Indépendance De La Solution Du Maillage :

Dans une modélisation CFD, la solution doit être indépendante de la densité du maillage pour être sûr du réalisme de la solution que donne le solveur après convergence.

La figure suivante montre l'indépendance de la solution du maillage :

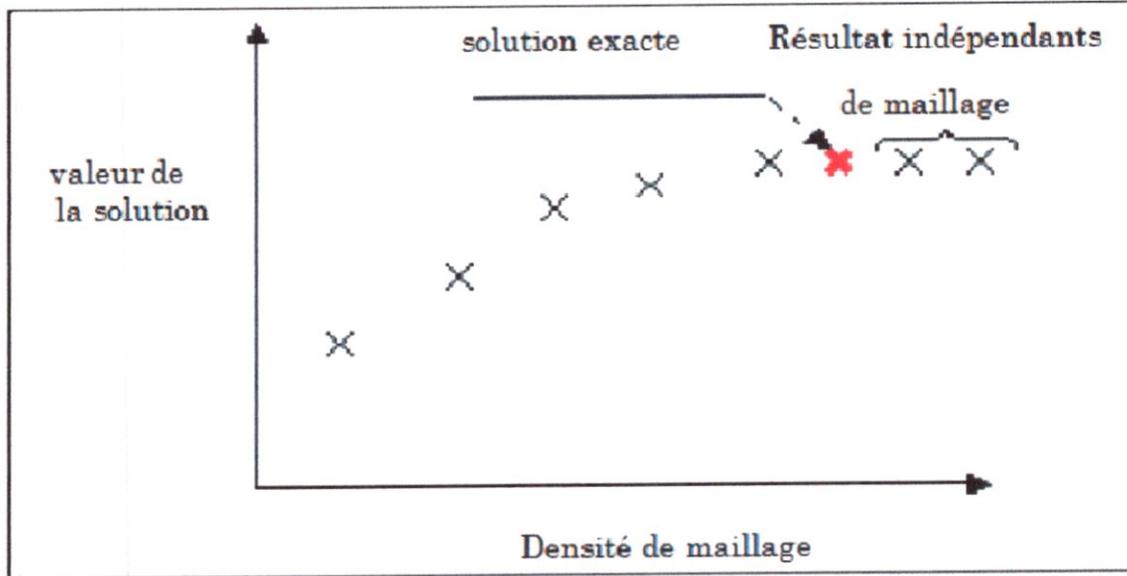


Figure II-8 : *indépendance de la solution du maillage*

Le raffinement du maillage peut se faire aussi sous Fluent et ce en utilisant la fonction « ADAPT », cette fonction adapte la grille de maillage à l'écoulement en intervenant particulièrement sur :

- 1- Les zones à fort gradient
- 2- Les zones définissant les frontières des volumes fluides
- 3- A l'intérieur de certaines zones

Le but du raffinement du maillage sous un code mailleur (ICEM CFD), et de l'adaptation de la grille à la solution sous le solveur (Fluent), est d'obtenir une solution indépendante de la résolution et de la qualité du maillage, cela revient à dire que les paramètres de la solution deviennent insensibles au bout d'un certain nombre d'éléments.

II-7-7 Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines :

Le mailleur ICEM CFD 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.

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

II-8 présentation d'ICEM CFD:

L'ICEM CFD est un logiciel de maillage extrêmement utilisé qui permet de générer des maillages structurés ou non structurés en 2D et en 3D avec plusieurs types d'éléments tel que des hexaèdres ou des tétraèdres.

Le succès de ce logiciel provient sans doute de ce qu'il a été conçu pour ouvrir un grand contrôle sur la génération de maillage et qu'il permette d'exporter son maillage vers un grand nombre de solveurs différents. Il est utilisé par un grand nombre de sociétés aéronautiques.

Il peut lire des géométries venant des logiciels de CAO : AUTOCAD, SOLIDWORKS, CATIA, CADD5, ICEM SURF, PRO E, IDEAS, SOLIDEDGE, etc., ou générer lui-même ses géométries. ICEM sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides comme FLUENT et de mécanique du solide (par exemple MSC -PATRAN /NASTRAN).

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

En résumé, l'ICEM est pour la mécanique des fluides un générateur maillage parmi les plus performants mais il nécessite un investissement en temps conséquent.

La figure suivante montre l'interface *ICEM CFD* :

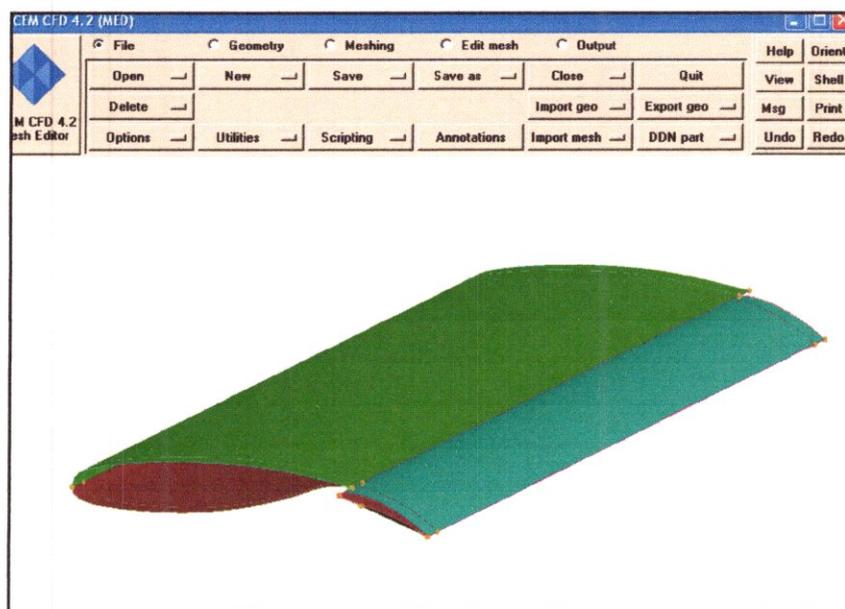


Fig. II.9 L'interface de l'ICEM CFD

II.8.1 Principe de fonctionnement :

Mais généralement l'ICEM-CFD est divisé en 3 parties :

- le modeleur : **DDN**
- l'interface : **DDN => Tetin**
- le mailleur : **Tetin =>Hexa, Tetra,...**

II.8.1.1 Le modeleur DDN :

DDN permet de définir la géométrie (points, lignes, surfaces). Son utilisation est semblable à celle d'un logiciel de CAO. Deux versions de DDN sont disponibles: DDN et DDN (ICEM). La première est en fait une version simplifiée de la deuxième, mais présente cependant suffisamment d'options de CAO pour que la plupart des géométries puissent être générées.

Les unités de base dans DDN sont les inches ou les millimètres. Le choix des unités n'est pas fondamental en ce sens que toutes les dimensions seront par défaut converties en mètres dans FLUENT/IJNS. Comme FLUENT/UNS offre aussi la possibilité de faire une mise à l'échelle du maillage (grid scaling), on peut par exemple décider de prendre la longueur de référence du problème comme longueur unité pour la construction de la géométrie. Cette

approche permet également de travailler avec des dimensions qui correspondent aux tolérances graphiques définies par défaut dans DDN quelles que soient les unités utilisées.

Cette partie du logiciel n'a pas été utilisée car on a préféré utiliser SOLIDWORKS plus convivial et mieux adapté.



Fig. II.10 le modelleur DDN

II.8.1.2 l'interface : DDN => Tetin :

DDN => Tetin permet de définir des « familles » de lignes ou de surfaces qui correspondront aux conditions aux limites. A ces « familles » sont associées les différents éléments de la géométrie (points courbes, surfaces, ...). DDN => Tetin permet de générer un fichier « *.tin » utilisable directement par les différents mailleur. Cet utilitaire sert donc d'interface entre CAO et maillage.

L'interface d'ICEM CFD contient les fonctionnalités suivantes :

A. File : gestion des projets en entrée-sortie des fichiers (import, export)

File	Geometry	Meshing	Edit mesh	Output	Help	Orient
Open	New	Save	Save as	Close	Quit	View
Delete				Import geo	Export geo	Mesh+
Options	Utilities	Scripting	Annotations	Import mesh	DDN part	Undo
						Redo

Fig. II.11 La barre d'outils « File » de l'ICEM

B. Géométrie : Création/réparation, l'outil de créer et ajouter une géométrie aussi bien que pour réparer les mauvaises pièces.

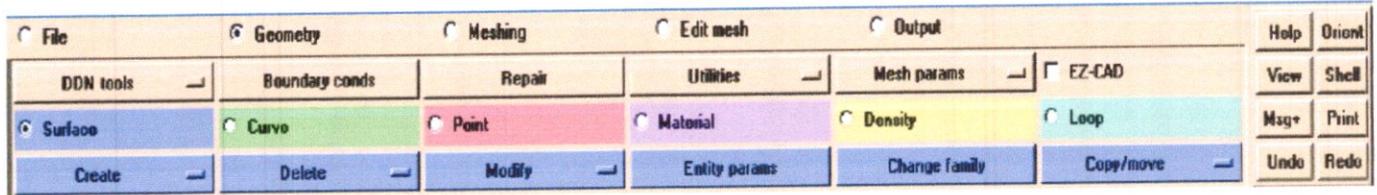


Fig. II.12 La barre d'outils « Geometry » de l'ICEM

C. Meshing : génération maillage.

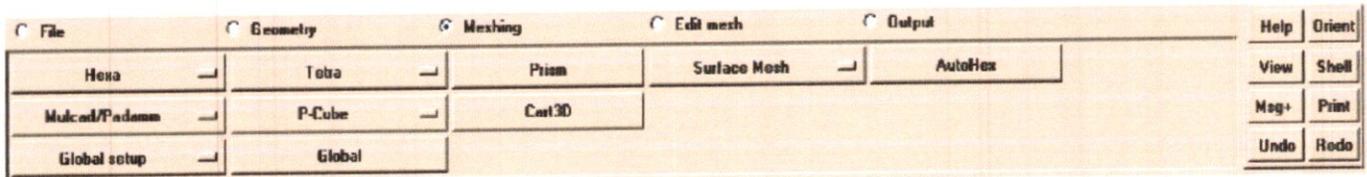


Fig. II.13 La barre d'outils « Meshing » de l'ICEM

D. Edit Mesh : préparation maillage et lissage.

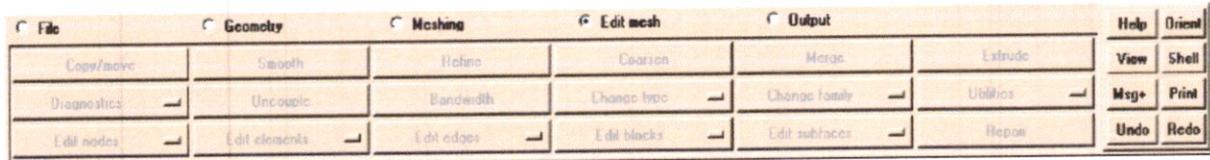


Fig. II.14 La barre d'outils « Edit Mesh » de l'ICEM

E. Output Interfaces : créer des dossiers d'entrée pour différents solveurs.

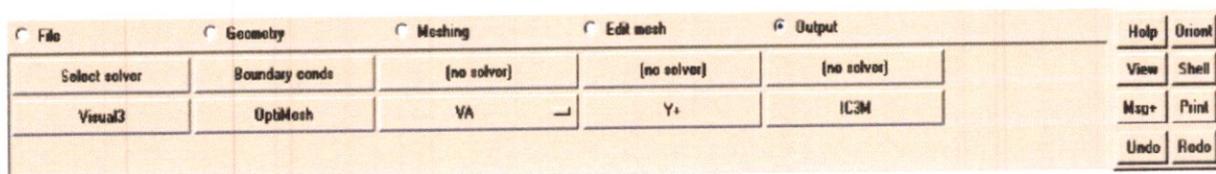


Fig. II.15 La barre d'outils « Output Interfaces » de l'ICEM

F. Display Menu : c'est toujours présent dans ICEM, vous permet de sélectionner rapidement des familles pour des buts d'affichage et d'opérations. Les familles dans ICEM peuvent également tenir plus d'un type d'entité, c'est-à-dire on peut afficher n'importe quelle entité (points, courbes, surfaces, points matériels) par exemple la (Fig. III.9) montre le type courbe qui s'affichera dans l'interface à partir des familles sélectionnées.

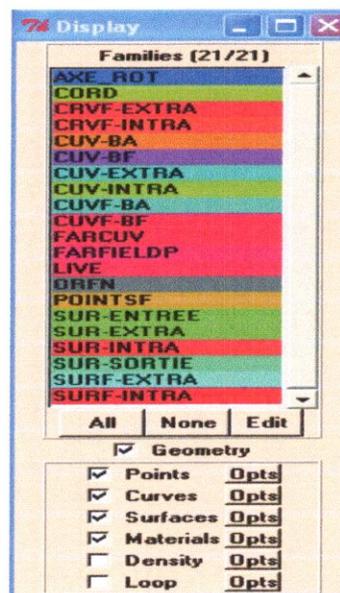


Fig II.16 La barre d'outils « Display Menu » de l'ICEM

G. MED Message Menu : Elle est située dans la partie gauche inférieure de l'interface. Le but de cette fenêtre est de montrer une notation des commandes exécutées et des messages affichés par l'ICEM pendant la session de modélisation ou maillage courante.



Fig. II.17 La barre d'outils « MED Message Menu » de l'ICEM

II.8.1.3 Le maillage :**1. Qu'est ce qu'un maillage avec ICEM-CFD?**

Un maillage est un ensemble des nœuds qui peuvent être liés entre eux. En général on utilise les systèmes de coordonnées cartésiennes pour décrire les liaisons entre les nœuds

La technologie d'ICEM CFD développe des outils de génération de maille pour tous les secteurs d'analyse qui exigent un domaine informatique. Principalement concentré sur la dynamique des fluides informatique (CFD) engrené la génération, nos outils peuvent également être utilisés pour l'analyse par éléments finis (FEA).

II.9 présentation de FLUENT :**II.9.1 Définition :**

FLUENT. Inc est une filiale complètement possédée d'ANSYS.Inc un des programmeurs de logiciel principaux mondiaux de simulation de la technologie. Fluent.Inc a été fondé dans 1988 comme avantage supplémentaire de Hannover, nouveau – le Hampshire Create, Inc. basé, une société de recherche et développement. Son produit principal était le logiciel informatique de dynamique des fluides (CFD) appelé FLUENT. Le 16 février 2006, ANSYS a acquis fluent [1] et a incorporé la technologie de CFD à sa ligne des produits de simulation de technologie de multiphysics.

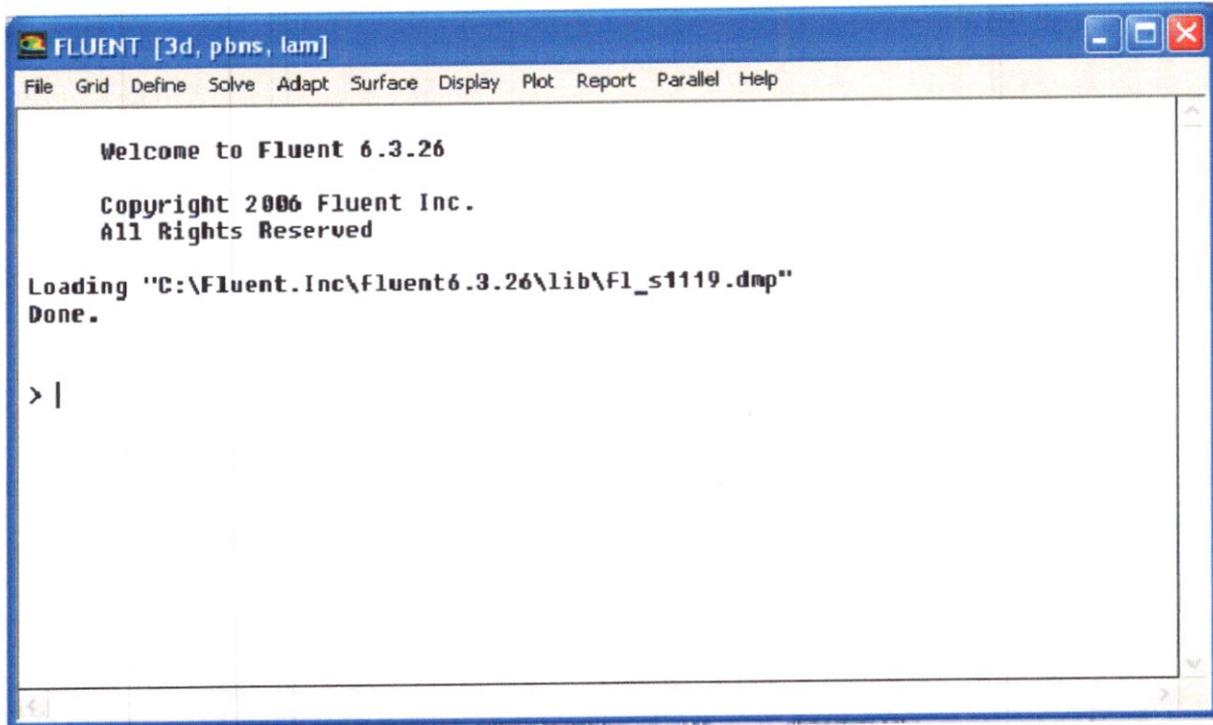


Fig. II.18 L'interface du FLUENT

II.9.2 Domaines d'application du FLUENT :

FLUENT est un logiciel d'usage universel de CFD basé sur la méthode des volumes finis. La technologie FLUENT offre une grande sélection de modèles physiques qui peuvent être appliqués à une grande sélection d'industries :

* Maillage mobile et dynamique :

L'utilisateur a simplement installé le maillage initial et prescrit le mouvement, alors que le logiciel FLUENT change automatiquement la maille pour suivre le mouvement prescrit. C'est utile pour modéliser des états d'écoulement dans et autour des objets mobiles.

*Turbulence :

Un grand nombre de modèles de turbulence sont employés pour rapprocher les effets de la turbulence dans une grande sélection de régimes d'écoulement.

* Acoustique :

Le modèle d'acoustique laisse des utilisateurs exécuter des calculs de bruit « en marche ».

*** Réaction des écoulements :**

La technologie FLUENTE a la capacité de modeler la combustion aussi bien que la chimie finie de taux et la modélisation précise de la chimie extérieure.

*** Transfert de chaleur, changement de phase, et rayonnement :**

Le logiciel FLUENT contient beaucoup d'options pour modeler la convection, la conduction, et le rayonnement.

*** Multi-phase :**

Il est possible de modeler plusieurs différents fluides dans un domaine simple avec FLUENT.

*** Post-traitement :**

Les utilisateurs peuvent post-traiter leurs données dans le logiciel FLUENT, créating - among other things- contours, des pathlines, et des vecteurs pour montrer les données.

II.9.3 Les procédures de simulation :

- ❖ Paramètres de la solution.
 - Choisir le solveur.
 - Schéma de discrétisation.
- ❖ Initialisation.
- ❖ Convergence.
 - Suivi de la Convergence.
 - Stabilité.
 - Régler la Under-relaxation.
 - Fixer le Courant number.
 - Accélérer la Convergence.
- ❖ Précision.
 - Indépendance de maillage.
 - Adaptation.

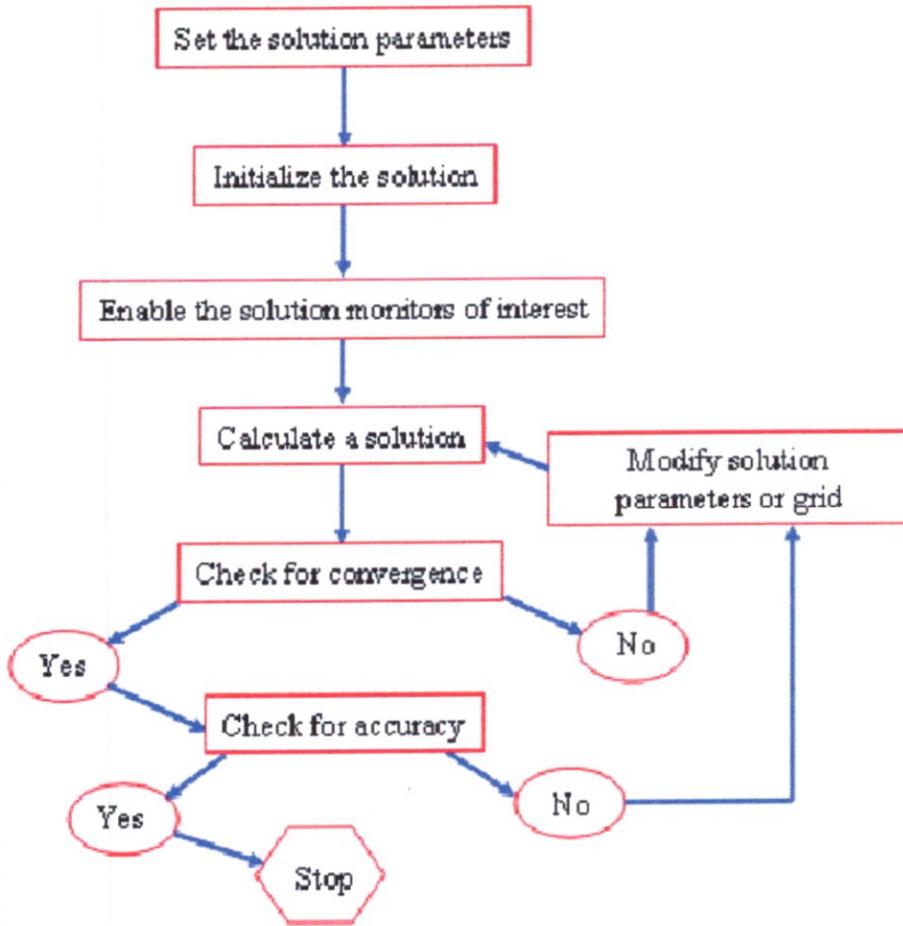


Fig. II.19 L'organigramme de la procédure de simulation

II.9.4 Choisir un solveur:

Les choix sont: Coupled-Implicit, Coupled-Explicit, ou Segregated (Implicite)
 Les Coupled solvers sont recommandés si une forte inter-dépendance existe entre la densité, l'énergie, les moments, et/ou les espèces, par exemple un écoulement compressible à haute vitesse ou les écoulements réactifs.

En général, le solveur Coupled-Implicit est recommandé par rapport au solveur coupled-explicit.

- Temps nécessaire: Le solveur implicite est 2 fois plus rapide (en gros).
- Mémoire nécessaire: Le solveur implicite nécessite deux fois plus de mémoire que les solveurs coupled-explicit ou segregated-implicit!

Le solveur Coupled-Explicit doit être utilisé uniquement pour les écoulements instationnaires quand le temps caractéristique du problème est du même ordre que les phénomènes acoustiques, par exemple suivi d'onde de choc

Le solveur Segregated (implicit) est préférable dans tous les autres cas.

- Nécessite moins de mémoire que le solveur coupled-implicit
- L'approche Segregated offre de la flexibilité dans le traitement de la solution.

II.9.5 Discrétisation (Méthodes d'interpolation):

FLUENT propose de nombreux schéma d'interpolation:

- **First-Order Upwind Scheme** : Facile à converger mais seulement au premier ordre.
- **Power Law Scheme** : Plus précis que le premier ordre quand $Re_{cell} < 5$ (type d'écoulement Bas Reynolds).
- **Second-Order Upwind Scheme** : Utilise des plus grands 'stencil' pour une précision au 2ème ordre, essentiel avec tri/tet maillage ou quand l'écoulement n'est pas aligné avec le maillage.
- **Quadratic Upwind Interpolation (QUICK)** : Appliquer avec maillage quad/hex et hybrides (pas aux tri), utile pour les écoulements rotating/swirling, précis à l'ordre 3 sur un maillage régulier.

II.9.6 La convergence :

1. Résidus :

L'équation de transport de f se présente simplement:

$$\boxed{a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} = b_p} \quad (\text{II-4})$$

Les coefficients a_p , a_{nb} dépendent de la solution.

Les coefficients sont mis à jour à chaque itération.

Au début de chaque itération, l'égalité est fautive, Le décalage est appelé le résiduel, R_p , avec:

$$R_p = a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} - b_p \quad (\text{II-5})$$

R_p doit devenir négligeable au fur et à mesure des itérations, Les résidus que vous suivez sont sommés sur toutes les cellules:

$$R = \sum_{cells} | R_p | \quad (II-6)$$

Par défaut, ils sont dimensionnés, vous pouvez aussi normaliser les résultats.

2. Convergence:

A la convergence:

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

Suivre la convergence avec les résidus:

- En général, une décroissance d'un ordre 3 en magnitude des résidus indique une convergence au moins qualitative.
- Les caractéristiques principales de l'écoulement sont établies.
- Le résidu de l'énergie doit atteindre 10^{-6} pour un solveur segregated
- Les résidus des espèces doivent atteindre 10^{-5} afin d'obtenir la conservation.

Suivre la convergence quantitativement:

- Suivre d'autres variables.
- S'assurer de la conservation de certaines quantités.

II.9.7 Équations D'Euler :

Pour des écoulements non visqueux, on résout les équations d'Euler : L'équation de conservation de masse, les équations de conservation de quantité de mouvement et d'énergie.

- L'équation pour la conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (II-7)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (\text{II-8})$$

- La conservation de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} \quad (\text{II-9})$$

- La conservation de l'énergie est :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial x_i} \quad (\text{II-10})$$

$$h = C_p T$$

$$E = C_v T$$

FLUENT résout les équations intégrales pour la conservation de masse, de quantité de mouvement, pour l'énergie et d'autres grandeurs scalaires telles que la turbulence, en utilisant une technique basée sur les volumes finis.

Travail

effectuer sur le

profil NLR7301

CHAPITRE 3

Référence :

TUTORIEL DE SOLID WORKS

WWW.CFD_ONELINE

WWW.FLUENT_ONELINE

FLIGHT DYNAMIQUE PART I-II

WWW.GOOGLE.FR

Réalisé par :

BOUDJEMIL SIHEM

AIT BELKACEM ISMAHANE

III Construction De La Géométrie

La construction de la géométrie était faite par un logiciel de la CAO « SOLIDWORKS » qu'est bien détaillé dans le chapitre II, L'annulation des parties structures internes de l'aile est obligatoire car elles augmentent le nombre de cellules dans le maillage.

La simulation sur FLUENT de l'écoulement utilisent uniquement les surfaces extérieures de l'aile, les longerons et les nervures ainsi que les lisses sont enlevées.

III.1 La construction du model à l'aide du SOLID WORKS :

Afin de réaliser l'aile en trois dimensions nous avons suivis les étapes suivantes :

Importation des coordonnées du profil

On saisit les coordonnées des points établissant le profile de l'aile dans un fichier *document text* et qui sont les suivants :

La partie principal de l'aile :

Nouveau Document texte.txt - Bloc-notes			
Fichier	Edition	Format	Affichage ?
0.94360	0.01455	0	
0.92878	0.01830	0	
0.92051	0.02008	0	
0.91047	0.02241	0	
0.89870	0.02512	0	
0.88524	0.02819	0	
0.87015	0.03162	0	
0.85349	0.03536	0	
0.83532	0.03941	0	
0.81572	0.04368	0	
0.79476	0.04814	0	
0.77253	0.05273	0	
0.74911	0.05735	0	
0.72459	0.06191	0	
0.69908	0.06628	0	
0.67267	0.07038	0	
0.64547	0.07410	0	
0.61758	0.07737	0	
0.58912	0.08015	0	
0.56019	0.08248	0	
0.53092	0.08438	0	
0.50141	0.08590	0	
0.47178	0.08704	0	
0.44216	0.08781	0	
0.41265	0.08826	0	

Partie 1

IV-2 Cas stationnaire :

Dans ce cas on va lancer le calcul avec angle d'attaque $\alpha=0$.

➤ Cas stationnaire avec écoulement non visqueux :

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;
 $M= 0.185$, on a les résultats suivants ;

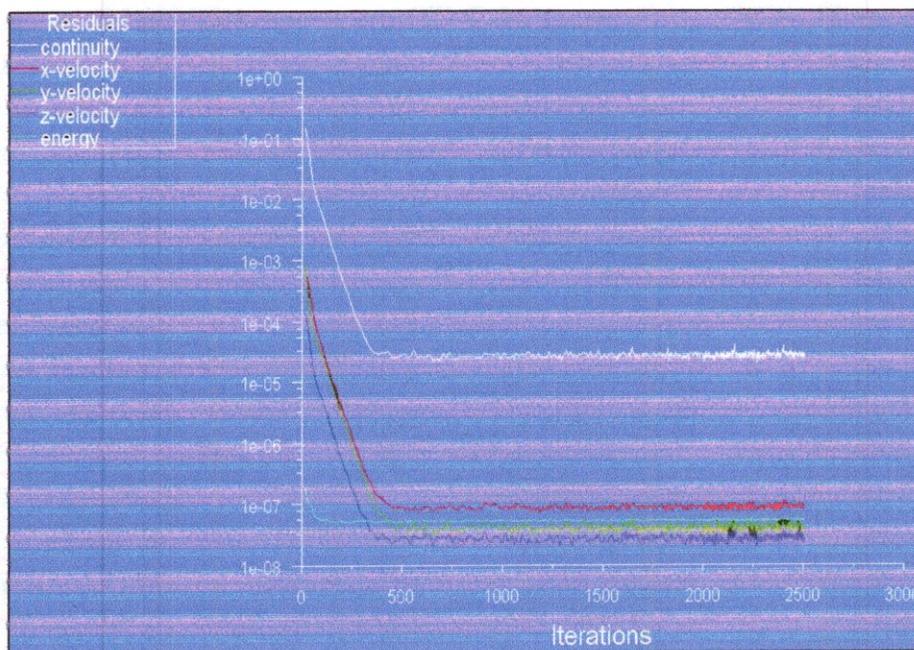


Fig. IV-2 le résiduel en fonction de nombre d'itération

CHAPITRE III

Travail effectuer sur le profil NLR7301

0.38337	0.08838	0
0.35444	0.08818	0
0.32598	0.08768	0
0.29809	0.08687	0
0.27098	0.08577	0
0.24448	0.08440	0
0.21897	0.08276	0
0.19445	0.08087	0
0.17103	0.07874	0
0.14880	0.07638	0
0.12784	0.07381	0
0.11786	0.07245	0
0.10824	0.07103	0
0.09897	0.06958	0
0.09007	0.06807	0
0.08155	0.06650	0
0.07341	0.06488	0
0.06567	0.06317	0
0.05832	0.06137	0
0.05139	0.05943	0
0.04487	0.05731	0
0.03877	0.05506	0
0.03309	0.05268	0
0.02786	0.05009	0
0.02305	0.04717	0
0.01870	0.04373	0
0.01479	0.03978	0
0.01133	0.03544	0
0.00832	0.03076	0
0.00577	0.02582	0
0.00368	0.02064	0
0.00206	0.01516	0
0.00089	0.00959	0
0.00019	0.00422	0
-0.00004	-0.0008	0
0.00019	-0.00552	0
0.00089	-0.00992	0
0.00206	-0.01417	0
0.00368	-0.01804	0
0.00577	-0.02173	0
0.00832	-0.02521	0
0.01133	-0.02851	0
0.01479	-0.03158	0
0.01870	-0.03445	0
0.02305	-0.03717	0
0.02786	-0.03972	0
0.03310	-0.04215	0
0.03877	-0.04443	0
0.04487	-0.04661	0
0.05139	-0.04873	0
0.05832	-0.05073	0
0.06567	-0.05263	0
0.07341	-0.05446	0
0.08155	-0.05622	0
0.09007	-0.05791	0
0.09897	-0.05954	0
0.10824	-0.06109	0
0.11786	-0.06259	0
0.12784	-0.06402	0
0.14880	-0.06672	0
0.17103	-0.06917	0
0.19445	-0.07132	0

CHAPITRE III

Travail effectuer sur le profil NLR7301

```
0.21897 -0.07317 0
0.24448 -0.07470 0
0.27089 -0.07585 0
0.29809 -0.07666 0
0.32598 -0.07704 0
0.35444 -0.07701 0
0.38337 -0.07652 0
0.41265 -0.07550 0
0.44216 -0.07385 0
0.47178 -0.07144 0
0.50141 -0.06819 0
0.53092 -0.06417 0
0.56019 -0.05959 0
0.58912 -0.05459 0
0.61758 -0.04921 0
0.64547 -0.04355 0
```

```
0.67267 -0.03750 0
0.69908 -0.03080 0
0.72459 -0.02362 0
0.74911 -0.01597 0
0.77253 -0.00824 0
0.79476 -0.00080 0
0.81572 0.00585 0
0.83532 0.01115 0
0.85349 0.01472 0
0.87015 0.01702 0
0.88524 0.01818 0
0.89870 0.01843 0
0.91047 0.01807 0
0.94360 0.01455 0
```

le flap :

Nouveau Document texte (2).txt - Bloc-notes

Fichier Edition Format Affichage ?

```
1.205092 -0.102133 0
1.178790 -0.085249 0
1.167564 -0.078726 0
1.154588 -0.071662 0
1.140013 -0.064282 0
1.124077 -0.056694 0
1.106992 -0.049135 0
1.098093 -0.045428 0
1.088996 -0.041798 0
1.079729 -0.038286 0
1.070330 -0.034929 0
1.060832 -0.031728 0
1.051260 -0.028701 0
1.041673 -0.025861 0
1.032094 -0.023205 0
1.022570 -0.020749 0
1.013137 -0.018508 0
1.003821 -0.016532 0
0.994643 -0.014820 0
0.985653 -0.013410 0
0.976874 -0.012269 0
0.968366 -0.011407 0
0.960148 -0.010799 0
0.952264 -0.010473 0
0.944743 -0.010407 0
```

```

0.937624 -0.010583 0
0.930955 -0.010922 0
0.924783 -0.011390 0
0.919139 -0.011985 0
0.914029 -0.012722 0
0.909442 -0.013659 0
0.905415 -0.014812 0
0.901946 -0.016156 0
0.899047 -0.017719 0
0.896720 -0.019522 0
0.895009 -0.021474 0
0.893925 -0.023517 0
0.893589 -0.025374 0
0.893925 -0.027199 0
0.894976 -0.028901 0
0.896887 -0.030054 0
0.899614 -0.030749 0
0.903046 -0.031232 0
0.907107 -0.031741 0
0.911738 -0.032320 0
0.916920 -0.032993 0
0.922644 -0.033757 0
0.928889 -0.034582 0
0.935621 -0.035469 0
0.942821 -0.036418 0
0.950452 -0.037440 0
0.958495 -0.038526 0
0.966901 -0.039670 0
0.975646 -0.040906 0
0.984677 -0.042203 0
0.993974 -0.043586 0
1.003479 -0.045045 0
1.013157 -0.046609 0
1.022976 -0.048257 0
1.032883 -0.050011 0
1.042829 -0.051865 0
1.052791 -0.053820 0
1.062706 -0.055875 0
1.072539 -0.058038 0
1.082262 -0.060300 0
1.091824 -0.062652 0
1.101185 -0.065091 0
1.119166 -0.070188 0
1.135943 -0.075465 0
1.151267 -0.080787 0
1.164948 -0.085915 0
1.176820 -0.090662 0
1.186673 -0.094993 0
1.205092 -0.102133 0
    
```

A l'aide de Barre d'outil des fonctions on peu importer ces coordonnées dans SOLIDE WORKS

Comme le montre la figure suivante :

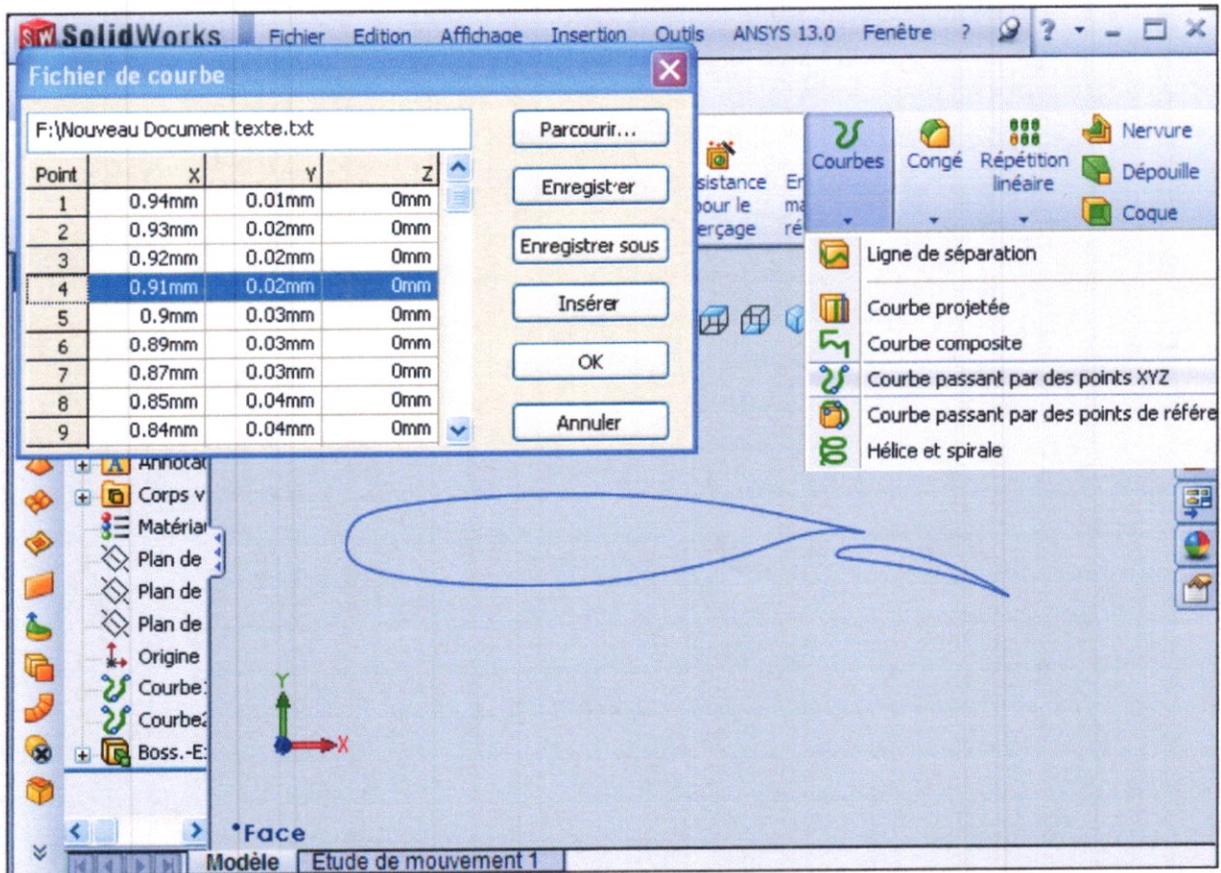


Figure III-1 : importation des coordonnées du profil

Et après nous avons corrigé les erreurs avec SOLID WORKS.

En utilisant la fonction d'extrusion  on aura l'aile en 3D comme le présente la figure suivante :

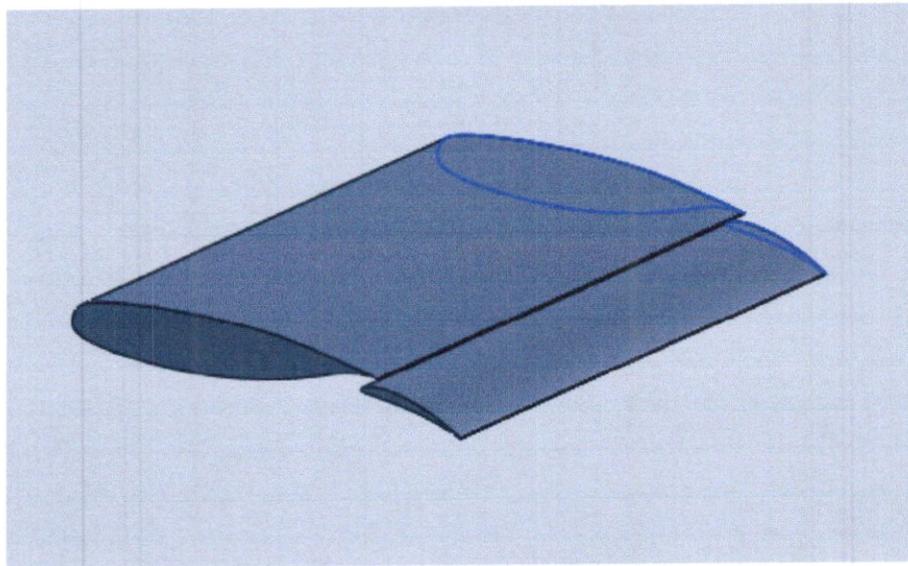


Figure III-2 : modèle final conçu par SOLIDWORKS

La figure III-3 représente le profile en perspective avec ces trois vues standards.

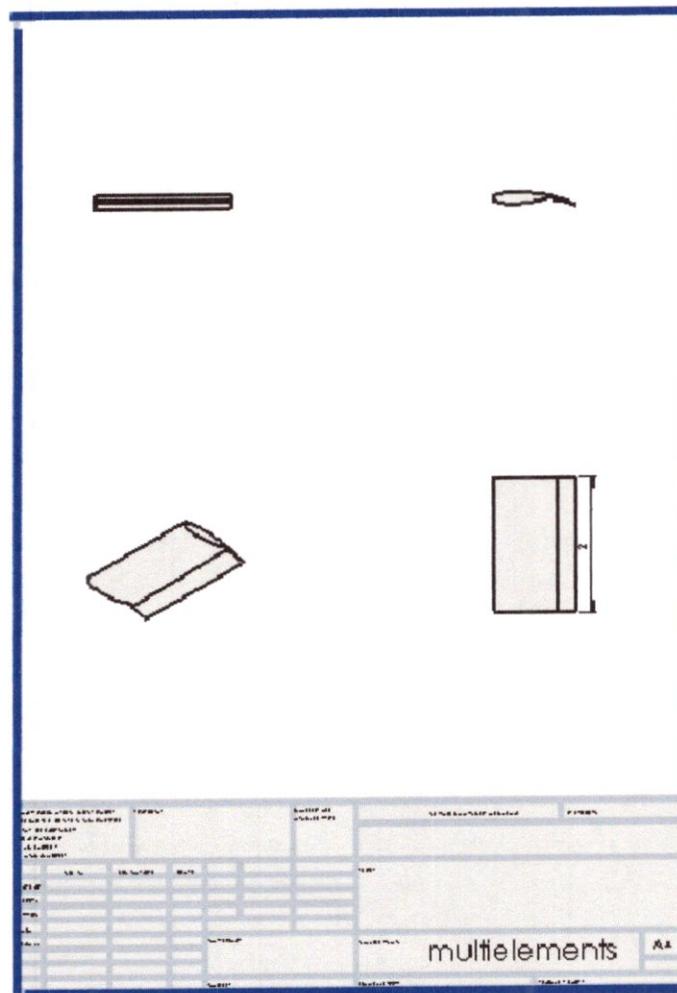


Figure III-3 : perspective du carter avec stator

III-2 Les procédures de maillage par l'ICEM CFD 4.2

Dans cette étape on réalise le maillage du domaine de calcul et pour cela nous avons utilisé un maillage volumique arbitraire et non orthogonal de forme de tétraèdre . Nous pouvant choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du domaine de calcul.

1) **L'importation de la géométrie :** A l'aide de cette fonction on peut importer la géométrie à partir des différents logiciels de modélisation sous différents formats par exemple le format IGES importé du SolidWorks

La figure suivante présente l'importation du fichier IGES de l'aile :

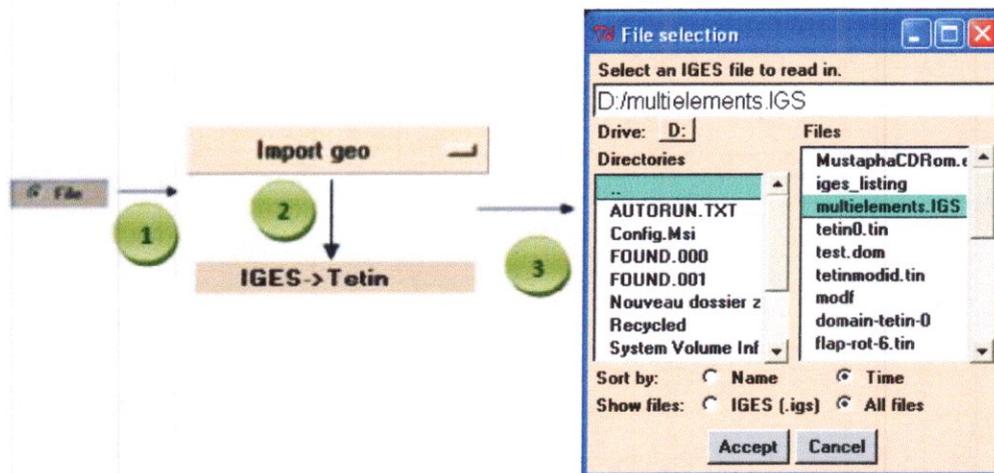


Figure III-4 : L'importation de la géométrie

2) **Création des familles :** le but de cette étape est de faciliter le travail et être claire.

la figure (Fig. III.19) montre la création des familles du surface

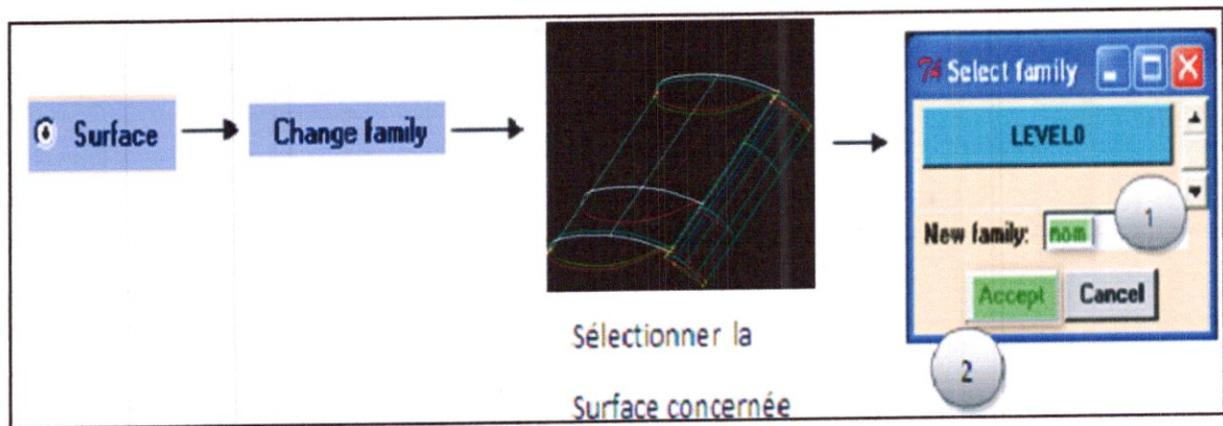


Figure III-5 : Création des familles

Remarque : de même manière pour les courbes, les points et les points matériels

Dans le but de faciliter le maillage on introduit les familles suivantes :

- Sur-intra* : la surface intrados de l'aile.
- Sur-extra* : la surface extrados de l'aile.
- Sur-extraF* : la surface extrados de flap.
- Sur-intraF* : la surface intrados de flap.
- Curv-extra, curv-intra, curv-ba...* : les courbes de l'aile.
- farcurv* : les courbes de domaine de calcul.
- Sur-entree* : la surface d'entrée de domaine de calcul.
- Sur-sortie* : la surface de sortie de domaine de calcul.
- farfield* : les surfaces de domaine de calcul sauf l'entrée et la sortie.
- Live* : point materiel.....



Figure III-6 : les familles

3) Création des courbes, des points sur la géométrie:

la création des courbes et des points sur une partie de la géométrie entraîne des erreurs, l'ICEM peut nettoyer ces erreurs avec création des courbes et des points et quelque fois des surfaces s'il le faut.

Il ya des fonctions communes entre les surfaces, courbes, points et point matériel qui sont :

Creat, delete, modify, params, change family, copy/move

On prend l'exemple pour les courbes appliquant la fonction par exemple CREAT qui contienne des différents outils, par exemple :

- **Extract from surface:** création des courbes à partir des surfaces existantes.

On va sélectionner tout les surfaces concernées, puis cliquons avec la roulette de la souris pour valider l'outil et on va vérifier l'existence des courbes dans le Display Menu.

Avant de mailler le volume on introduit les modifications suivantes : On crée le domaine de calcul qui est parallélépipède qui a pour dimension une longueur de neuf fois la corde d'une hauteur six fois la corde et d'un largeur de deux fois l'envergure.

Donc on obtient dans ICEMCFD la figure suivante

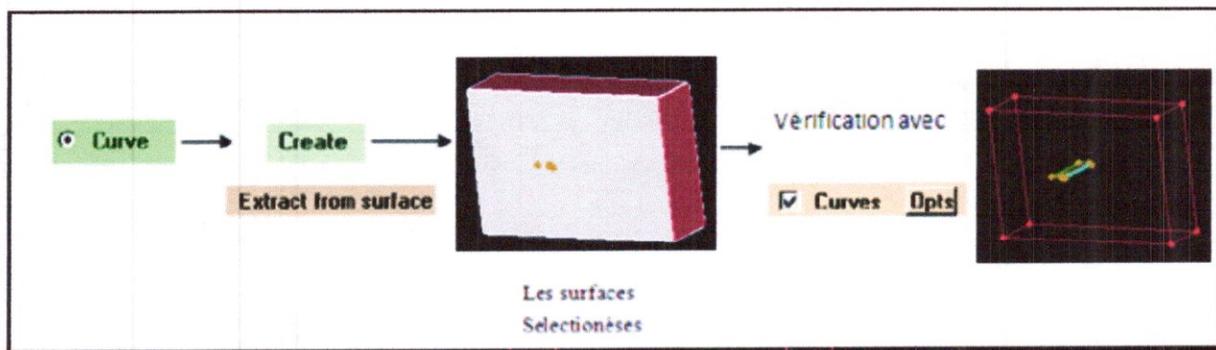


Figure III-7 : Création le domaine de calcul

4) **Spécification d'un point matériel :** Pour créer le maillage du domaine de calcul on crée un point matériel ceci indique à l'ICEM quel volume vous voulez maillez, intérieur ou en dehors des surfaces.

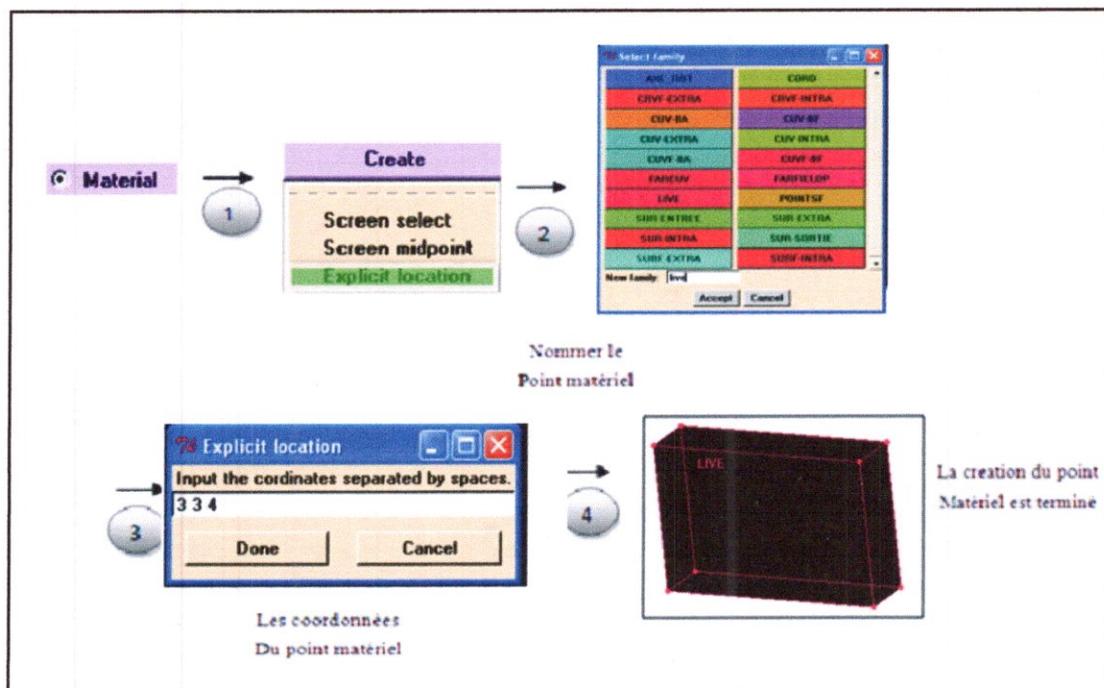


Figure III-8 : Création des points matériels

Afin d'aboutir à un maillage meilleur on procède de la façon suivante :

Option thin cut : Cette option nous l'avons utilisé afin de résoudre les problèmes de discontinuité et de distorsion de maillage.

5) Définition les paramètres des éléments sur les familles (paramètre mesh):

Le control de la taille de maillage des familles sachant que ces dernières dépendent de plusieurs facteurs comme les dimensions de la géométrie et la qualité de maillage, pour cela on utilise le tableau suivant :

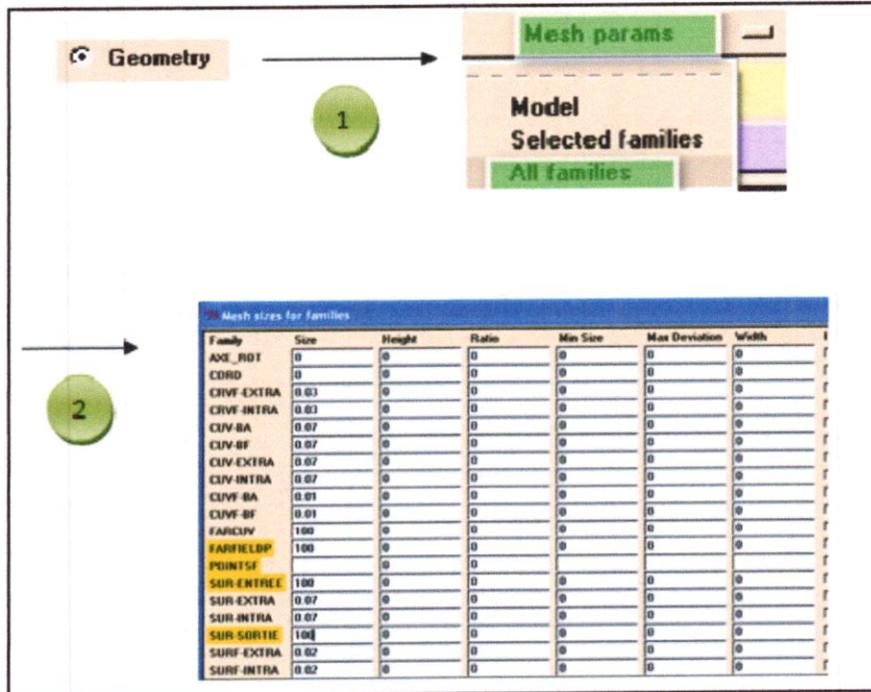


Figure III-9 : Définition les paramètres de maillage

6) Enregistrer sous le fichier sous format TETIN (*.tin) :

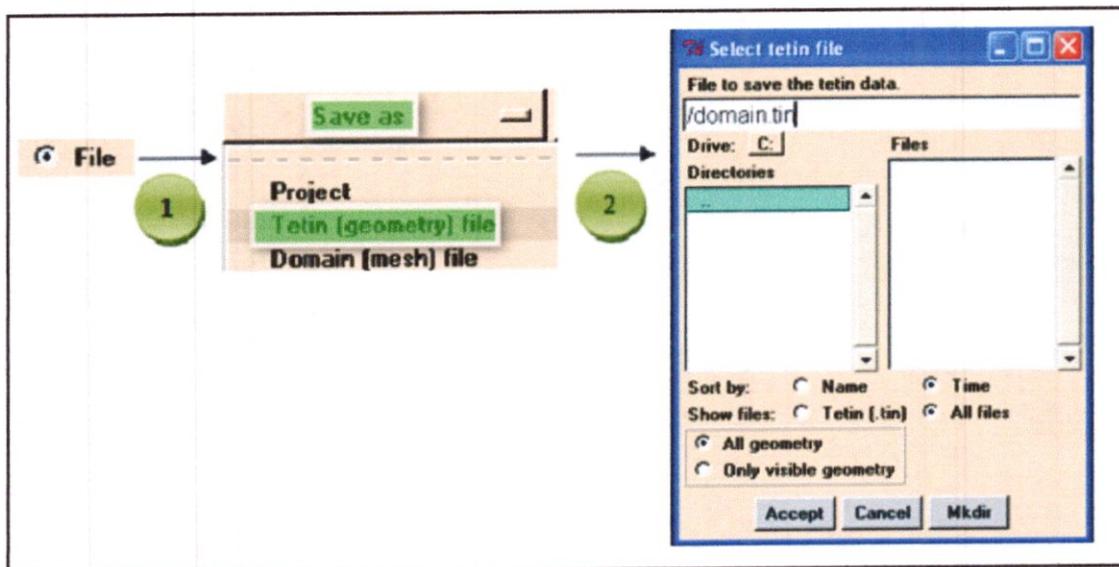


Figure III-10 : L'enregistrement de la géométrie sous format TETIN

7) lancer maillage à partir de la fonctionnalité Meshing :

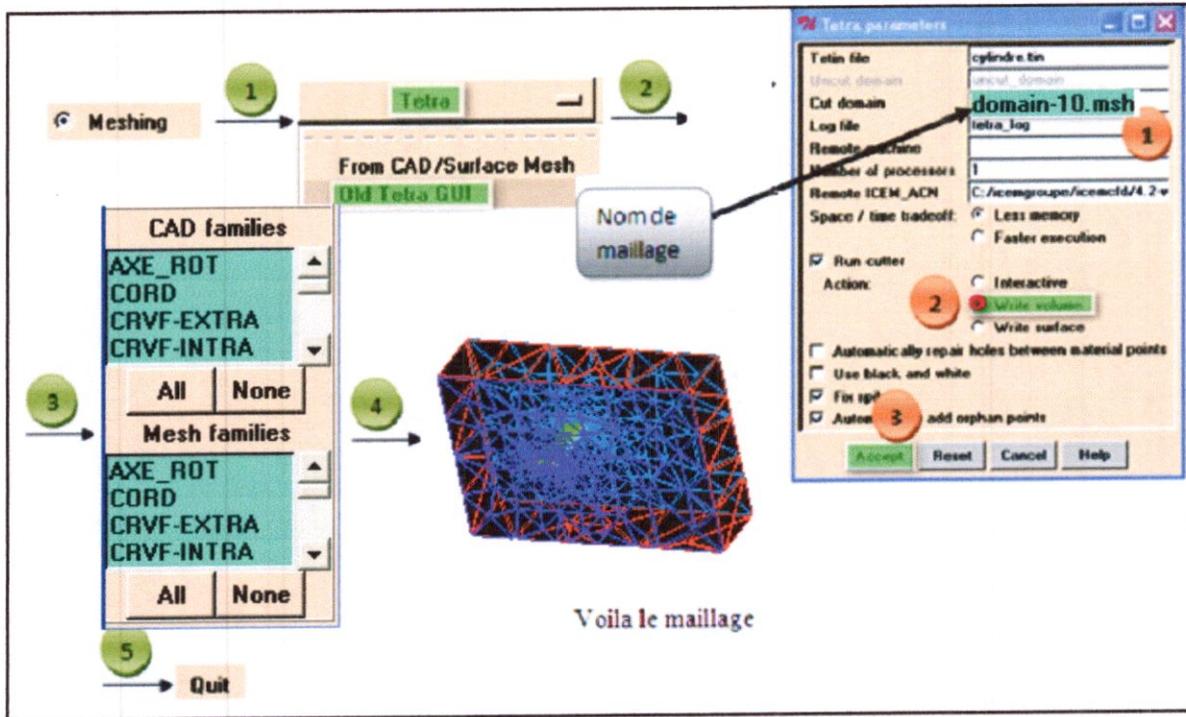


Figure III-11 : Lancement le maillage

8) sauvegarde le maillage sous format MESH (*.msh) :

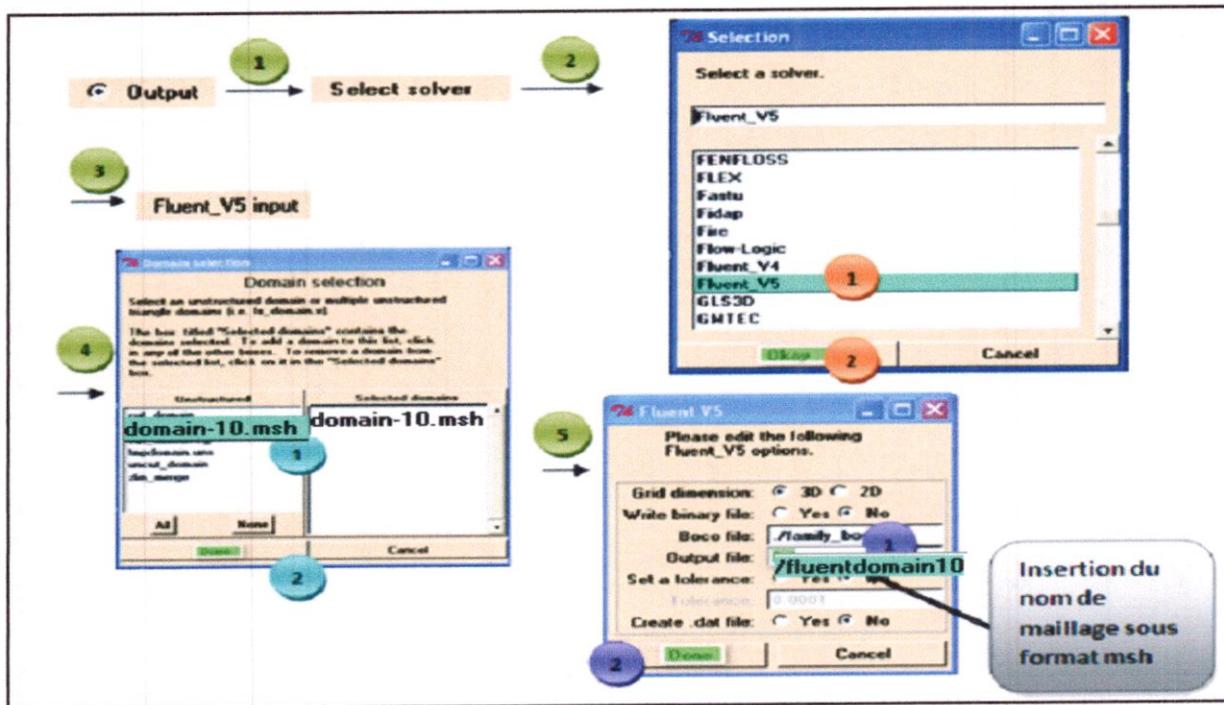


Figure III-12 : Sauvegarde le maillage sous format msh

III.3 Principales étapes de simulation sous FLUENT

Cette partie est une présentation du solveur FLUENT, ses aptitudes, et des instructions pour paramétrer le solveur. Il explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation d'un problème en aérodynamique.

1. Importation de la géométrie (*.msh)

Pour commencer la simulation il faut importer le fichier (*.msh) généré sous ICEM ou bien un autre générateur maillage.

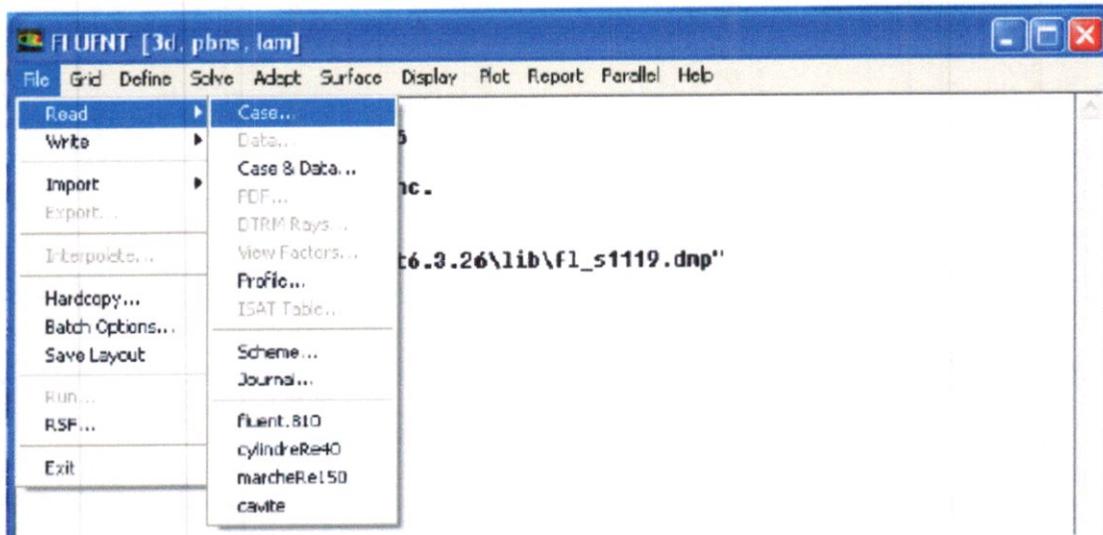


Figure III-13 : Importation de la géométrie

2. Vérification du maillage importé :

Grid → Check

Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

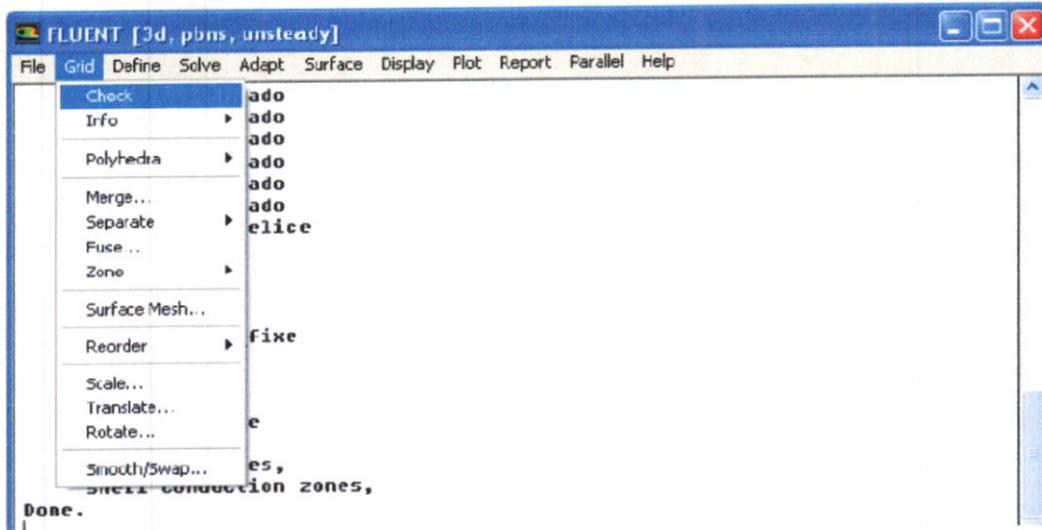


Figure III-14 : Vérification du maillage sous FLUENT

3 Lissage du maillage (smooth and swap the grid) :

Grid → **Smooth/Swap...**

Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le bouton Smooth puis sur le bouton Swap. Répétez jusqu'à ce que FLUENT affiche que zéro faces sont swapped.

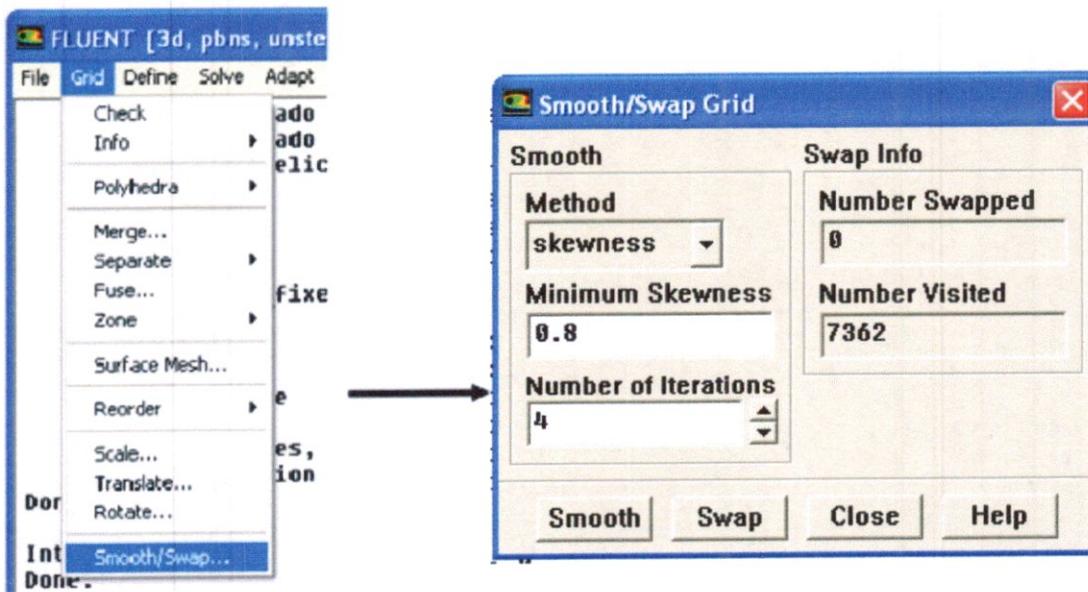


Figure III-15 : Lissage de maillage

4. Vérification de l'échelle :

Grid → Scale

Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.

5. Choix du solveur :

Models → Solver...

Segregated Solver : est le plus approprié pour les écoulements incompressibles (Ventilateurs, pompes...)

- **Coupled Solvers**, les solveurs « coupled implicit » et « coupled explicit », sont plutôt réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse.

C'est là aussi qu'on choisit le régime d'écoulement ; permanent ou instationnaire.

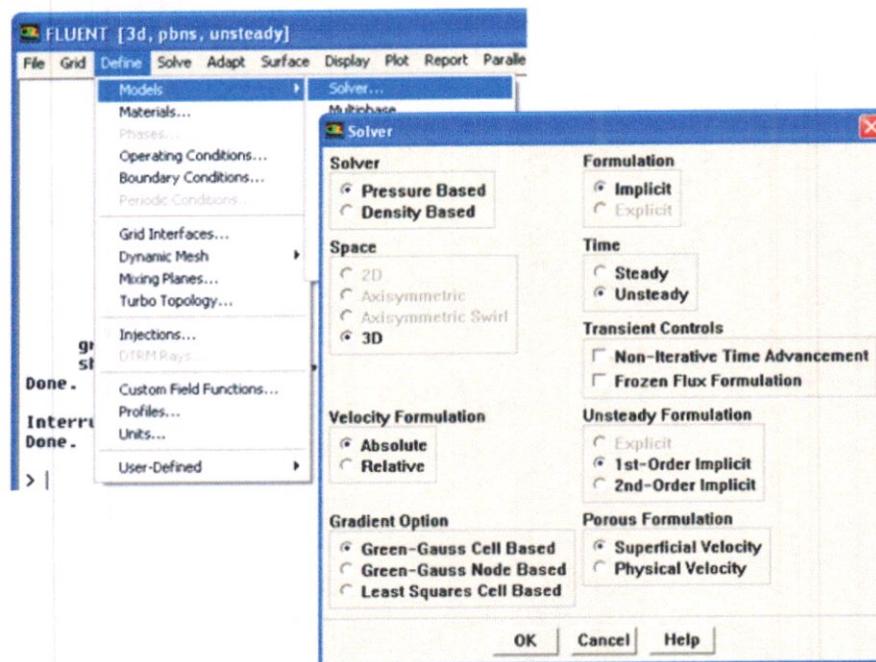


Figure III-16 : Choix de solveur sous FLUENT

6. Choix du modèle de turbulence :

Define → Models → Viscous

FLUENT propose différentes modélisations de l'écoulement turbulent. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents ... etc.

« Choix de model non visqueux :

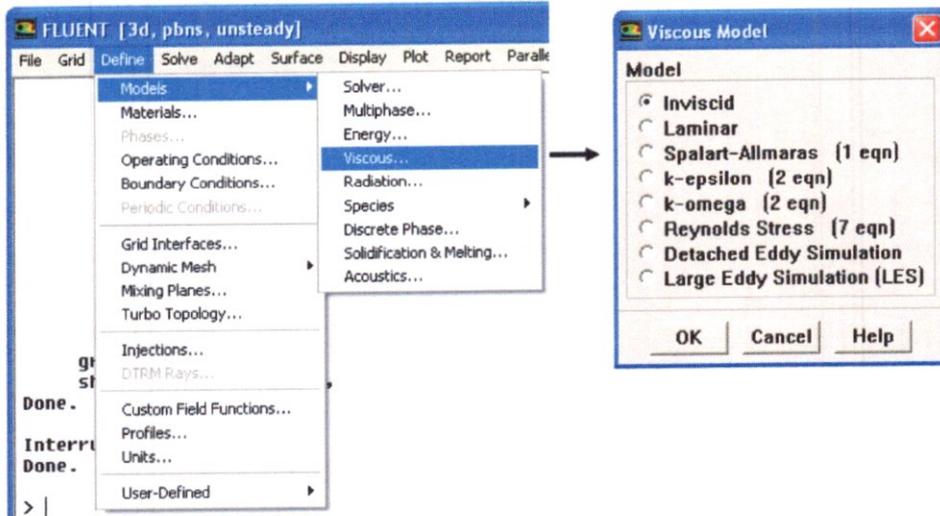


Figure III-17 : Choix du modèle non visqueux

« Choix de model visqueux :

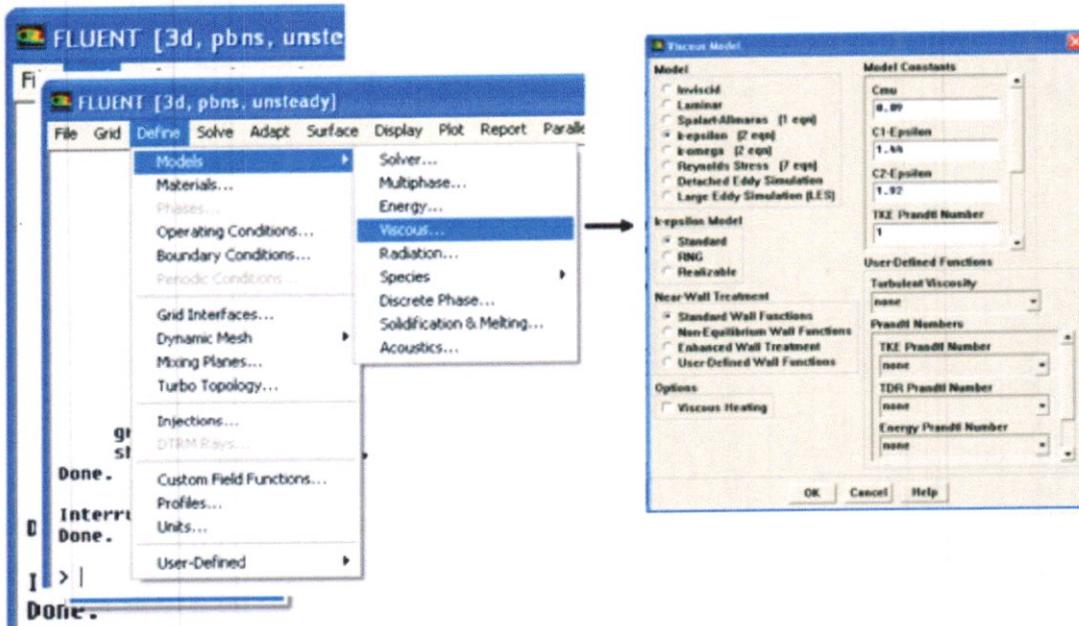


Figure III-18 : Choix du modèle visqueux

7. Définition des caractéristiques du fluide :

Define → **Materials**

Les caractéristiques du fluide sont chargées à partir de la bibliothèque de données de FLUENT.

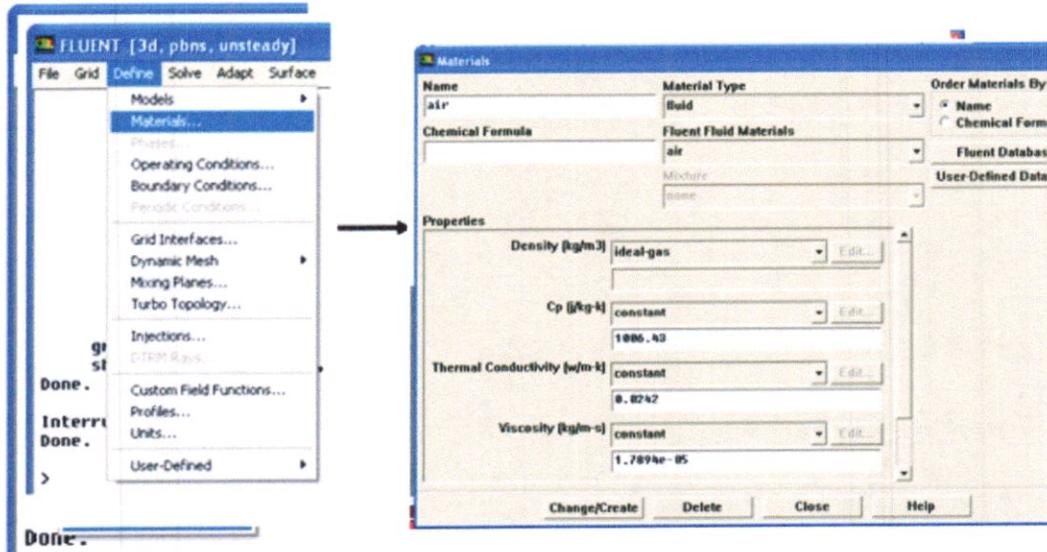


Figure III-19 : Définition des caractéristiques du fluide

8. Conditions aux limites usuelles :

Afin de définir un problème avec une solution unique, il faut fournir des informations sur les variables aux frontières du domaine.

Define → **Boundary Conditions**

Ensuite, il faut fixer les valeurs des conditions aux limites.

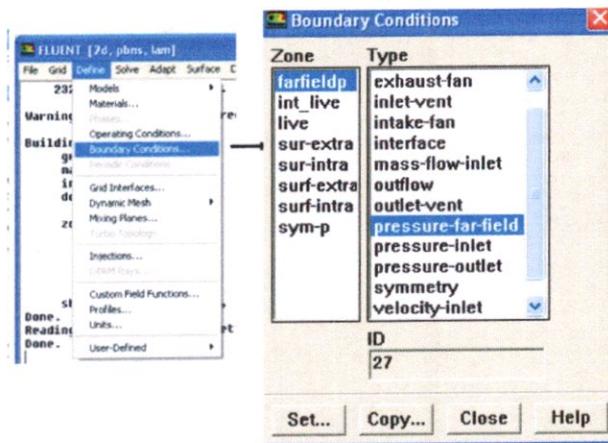


Figure III-20 : Valeurs des conditions aux limites

On voit que dans l'interface de « boundary condition » est composé de deux colonnes partie zone et partie type, pour la première c'est les familles de la géométrie et la deuxième pour les types conditions limites qui sont Velocity Inlet, Pressure Inlet, Mass Flow Inlet, Pressure Outlet, Outflow, Wall....

Pressure far-field :

Utilisée pour des écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

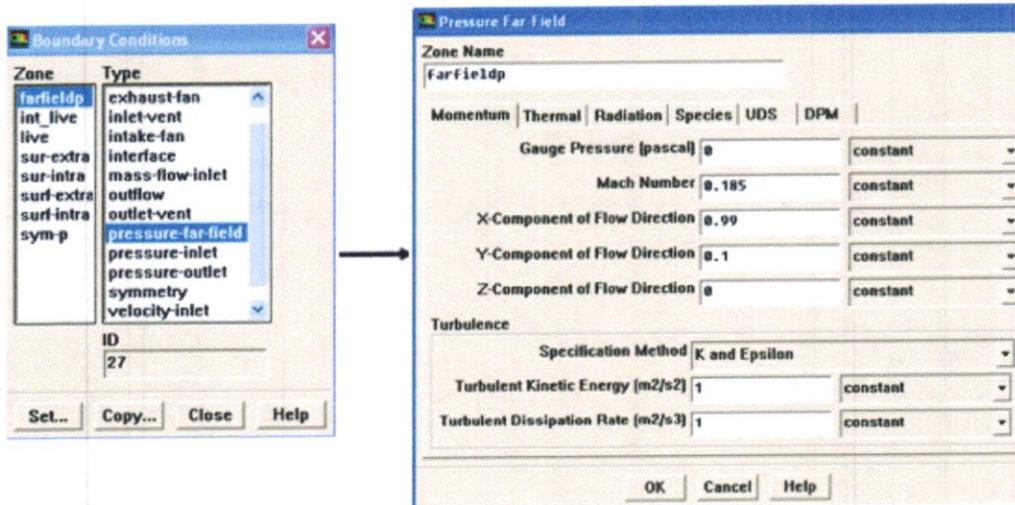


Figure III-21 : pressure far-field

9. Choix des critères de convergence :

Solve → Monitors → Residual...

Il s'agit ici de choisir les critères qui doivent être vérifiés pour que les calculs de la simulation s'arrêtent.

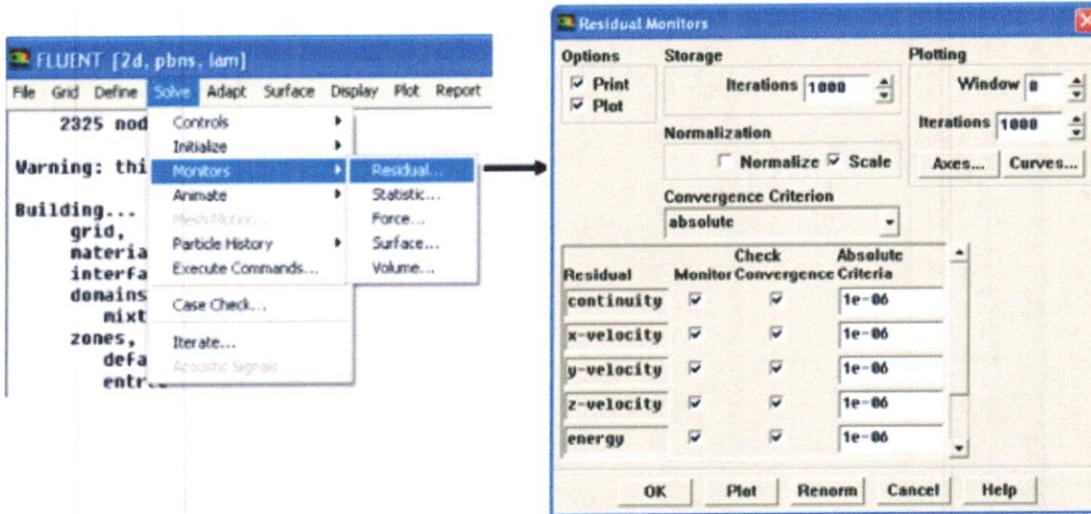


Figure III-22 : Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence

Pour afficher la convergence à l'écran pendant les calculs sous forme d'un graphe, il faut activer l'option Plot. Il est possible de désactiver certains critères d'arrêt de la simulation en décochant la case de convergence.

10. Initialisation des calculs :

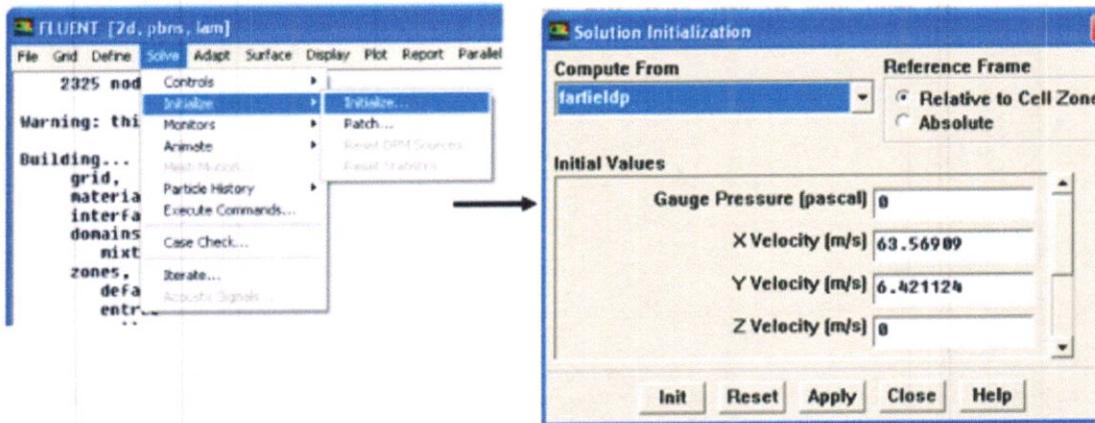


Figure III-22 : Initialisation des calculs

11. Lancement de la simulation :

Solve → iterate

Le paramétrage étant effectué, il ne reste plus qu'à choisir le nombre d'itérations que Fluent devra réaliser.

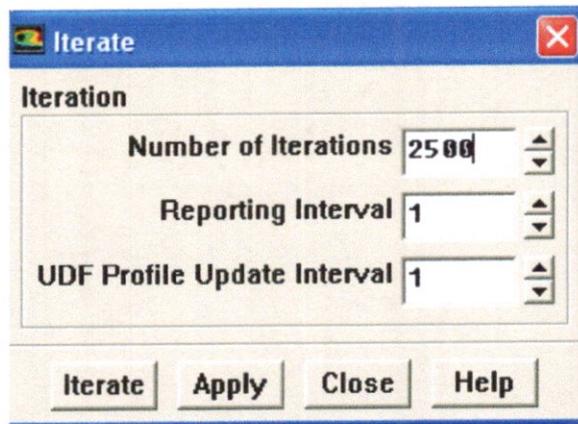


Figure III-23 : Lancement de simulation

12. Sauvegarde du fichier (*.cas) :

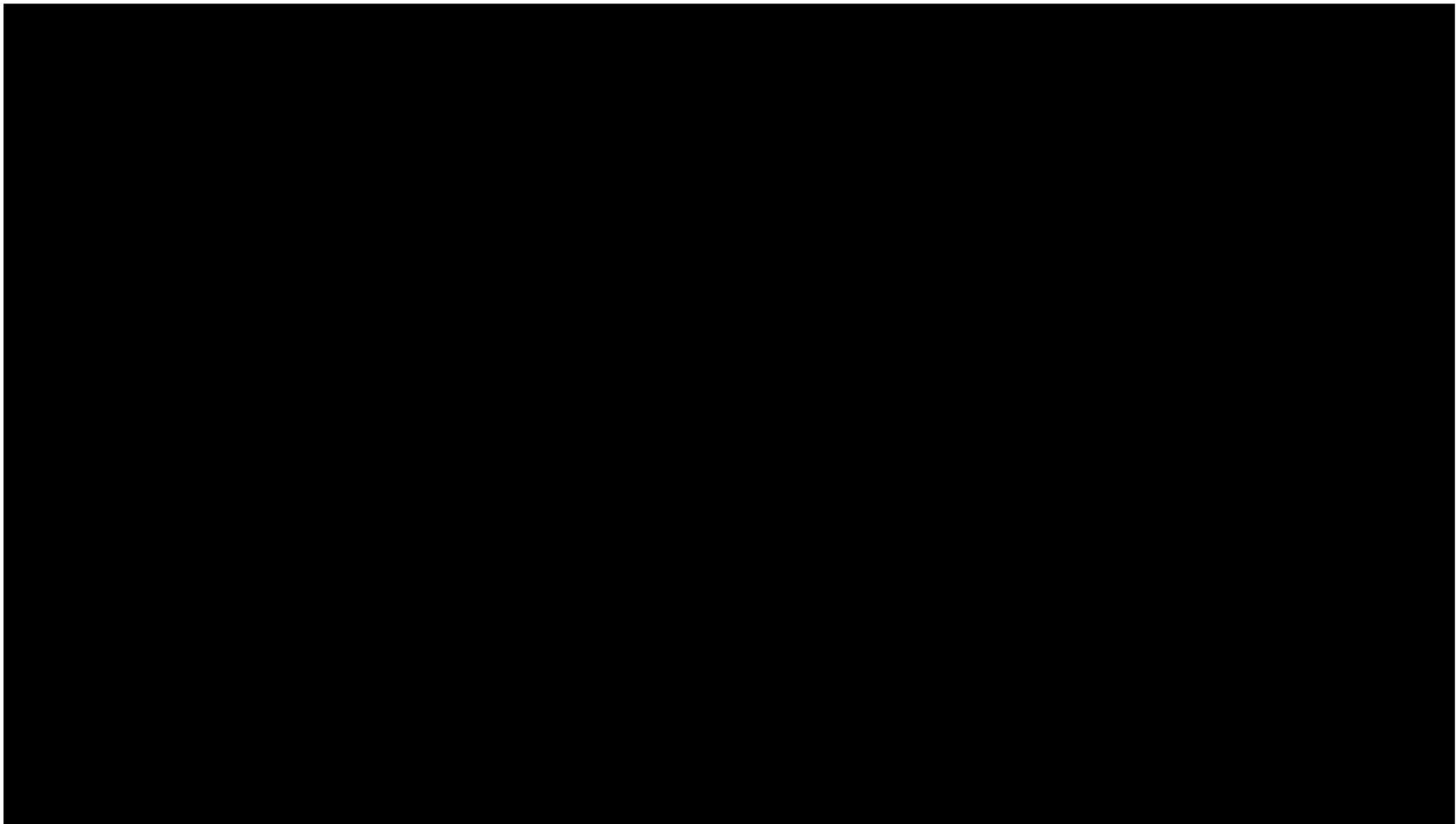
File → **Write** → **Case**

Il est conseillé qu'une fois le paramétrage est effectué, de sauvegarder le fichier en format (*.cas).

بسم الله الرحمن الرحيم
والله اعلم
الكرام

chères jury, Monsieur le
président jury ~~jury~~

honorable assistants toujours
S'agit d'honneur de ^{aujourd'hui} ~~être~~ présente
~~de~~ vous mon projet de fin
d'étude ~~qui~~ ~~pour~~ le Thème
suivant pour → Thème
de Commerce ~~avec~~ le plan
de Travail.



CALCULE DES PERFORMANCES AERODYNAMIQUE

CHAPITRE 4

Références principales:

FLIGHT DYNAMIQUE PART I-II

AGARD -AR -303 /AGARD-AG-300 /

AERODYNAMIQUE SUBSONIQUE

COMPITATIONAL FLUID DYNAMICS

AERODYNAMICS, AERONAUTICS AND FLIGHT MECHANICS

DEFENSE TECHNICAL INFORMATION CENTER COMPILATION PART NOTICE

ADPO107008

WWW.AERODYNAMIQUE.COM

WWW.CFD-ONELINE

WWW.GOOGLE.FR

Réalisé par :

BOUDJEMIL SIHEM

AIT BELKACEM ISMAHANE

0000

IV-Application sur NLR 7301

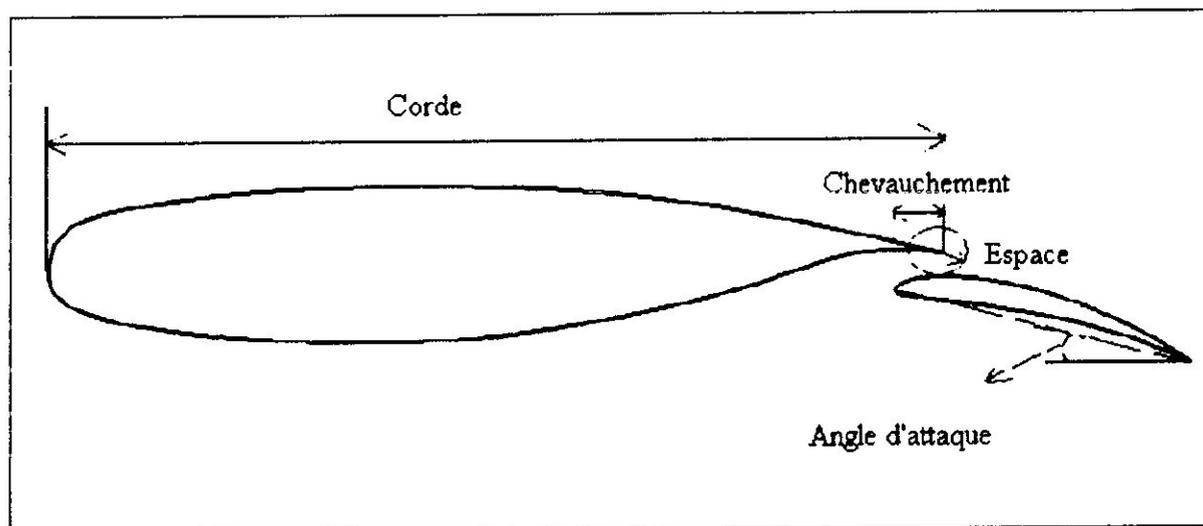


Fig. IV-1 définition des variables de la géométrie de NLR 7301 avec l'aileron

IV.1 NLR 7301 avec l'aileron

Les essais effectués sur NLR 7301 ont été réalisés pour un épaisseur de 2.6% pour cent de longueur de la corde, d'un chevauchement de 5.3% (overlap) de la longueur de corde et d'un angle d'aileron du 20°

La définition de ces derniers variables sont montrées dans la figure 4.15.

Les tests sont exécutés à différentes valeurs d'angle d'attaque; 6° , 10.1° et 13.1°

Le nombre de mach libre de jet pour tous les cas est de 0.185

Détails de configuration

Corde = 1.32 millimètres

Aileron = 32% de la corde

Espace d'aileron – corde 1.3% à 2.6%

Ecoulements mesurés

Nombre de mach = 0.185

Nombre de Reynolds = 2.51×10^6

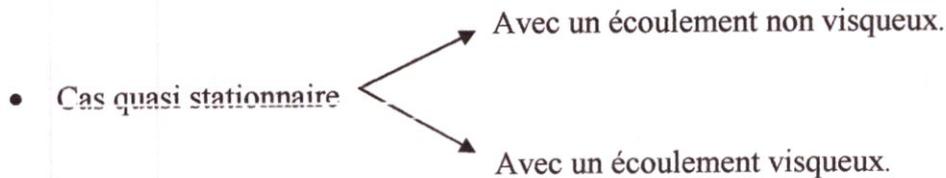
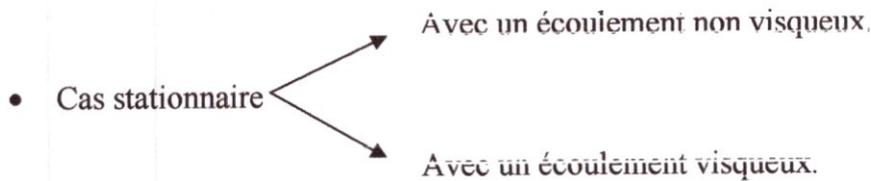
Incidences = 0 à 16°.

Aileron plaçant = 200

D'ailleurs, aux incidences nominales de 6, 10 et 13°. Des mesures plus détaillées ont été faites, à savoir :

- s'enlever la couche de frontière et réveiller les vitesses moyennes
- les efforts turbulents dans l'aile se réveillent
- les forces de portance et de traînée
- la variation de pression et le coefficient de pression

✚ Dans ce chapitre on a divisé le travail en deux parties :



Partie 1

IV-2 Cas stationnaire :

Dans ce cas en vas lancer le calcul avec angle d'attaque $\alpha=0$.

➤ Cas stationnaire avec écoulement non visqueux :

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;
 $M= 0.185$, on a les résultats suivants ;

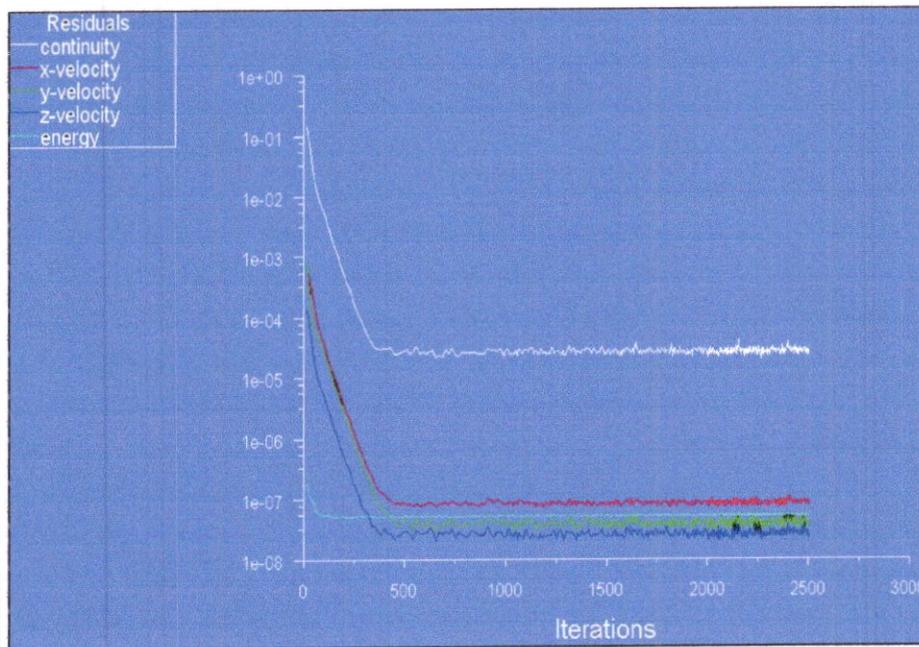


Fig. IV-2 le résiduel en fonction de nombre d'itération

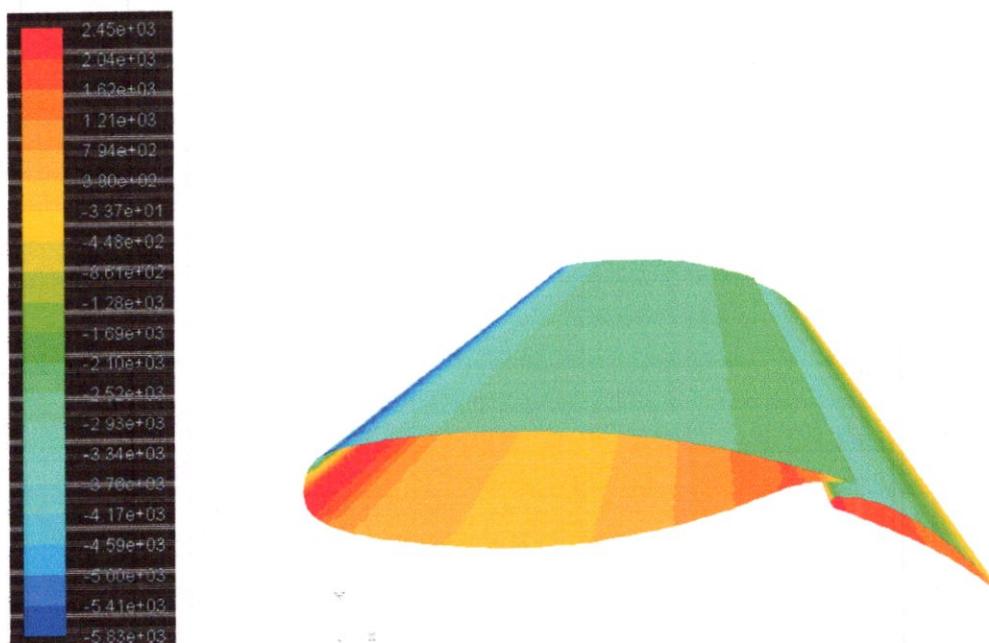


Fig. IV-3 le contour de pression statique

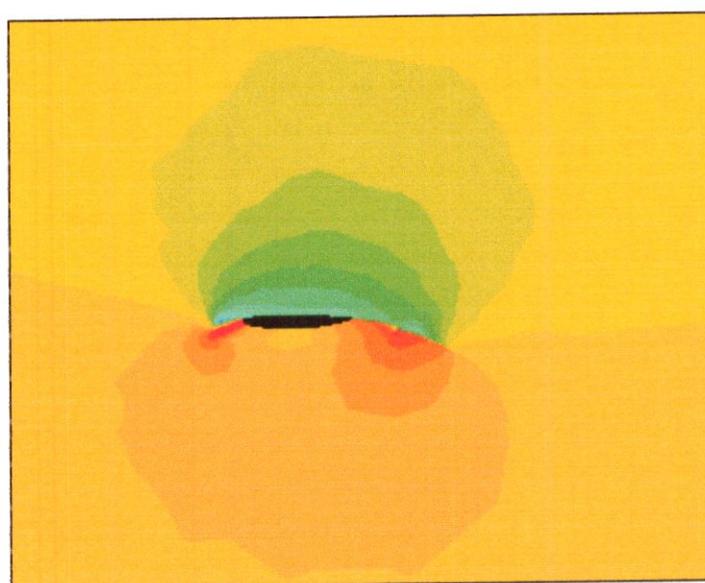


Fig. IV-4 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

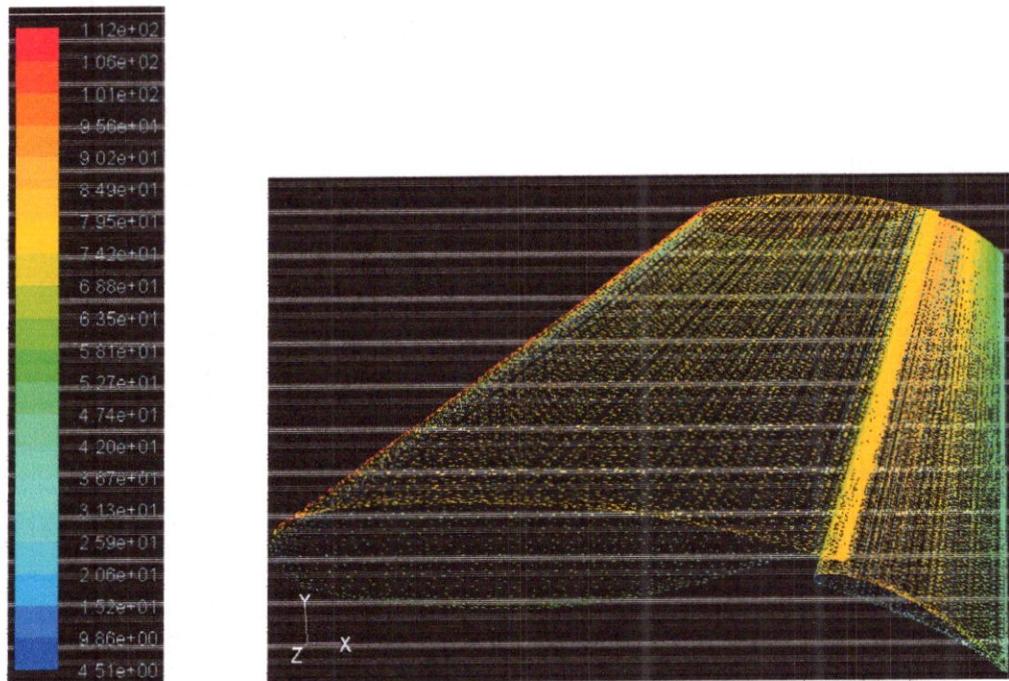


Fig. IV-5 les vecteurs de vitesses.

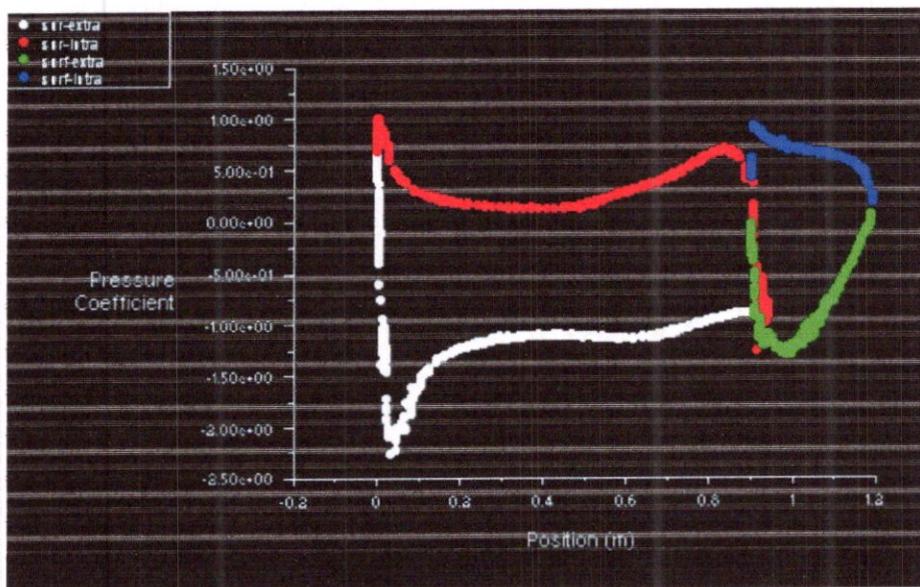


Fig. IV-6 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

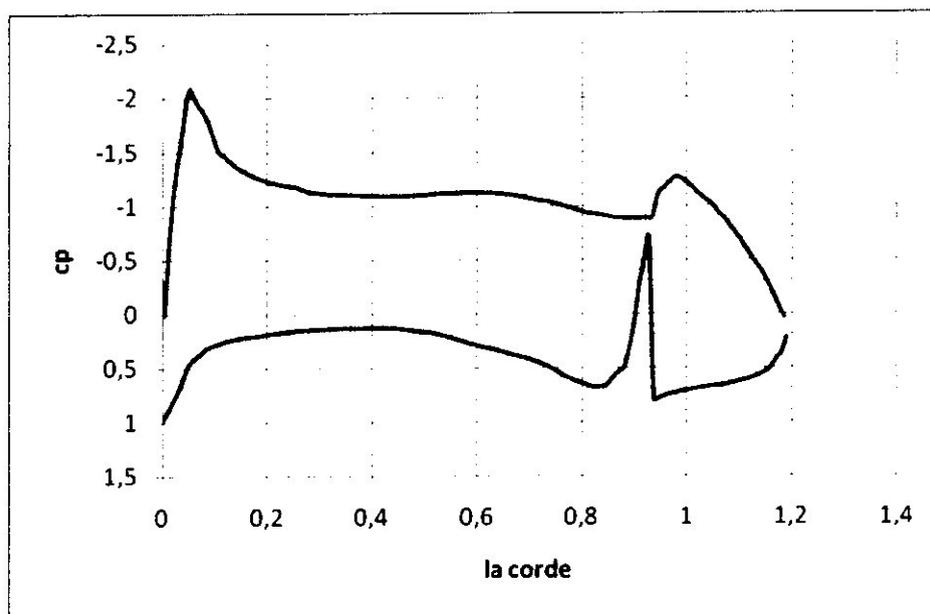


Fig.IV-7 Le coefficient de pression en fonction de la corde dans une station quel quand

o

Résumé :

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

A	Cl	Cd	C m	Cp max	Cp min	Ps max (Pa)	Ps min (Pa)	Vmax (m/s)	Vmin (m/s)
0	0.695	0.064	0.30	1.007	-2.26	2449.289	-5827	111.68	4.50

Tableau IV-1 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=0$

↓ interprétation des résultats de fluent :

A partir de la figure (IV-3) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2449.289 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-5827 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

LA figure (IV-4) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-6) que le coefficient de pression est entre le **-2.26** comme valeur minimale et **1.007** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **111.68 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuit qui est égale **4.50 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.69$$

$$C_d = - 0.0232$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} f V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} f V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
 - Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
 - f : la masse volumique de gaz idéal
 - S : surfaces de l'aile
 - Vitesse calculée et donnée par fluent
- Cas stationnaire avec écoulement visqueux ($\alpha=0$):

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M= 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$, on a les résultats suivants

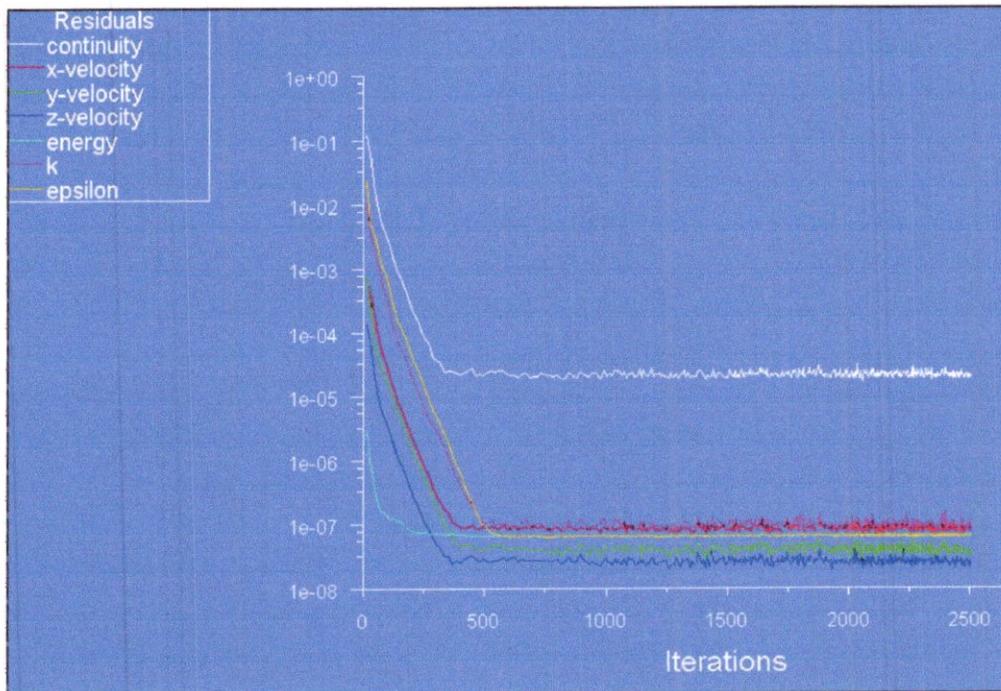


Fig IV-8 le contour de résiduel en fonction de nombre d'itération

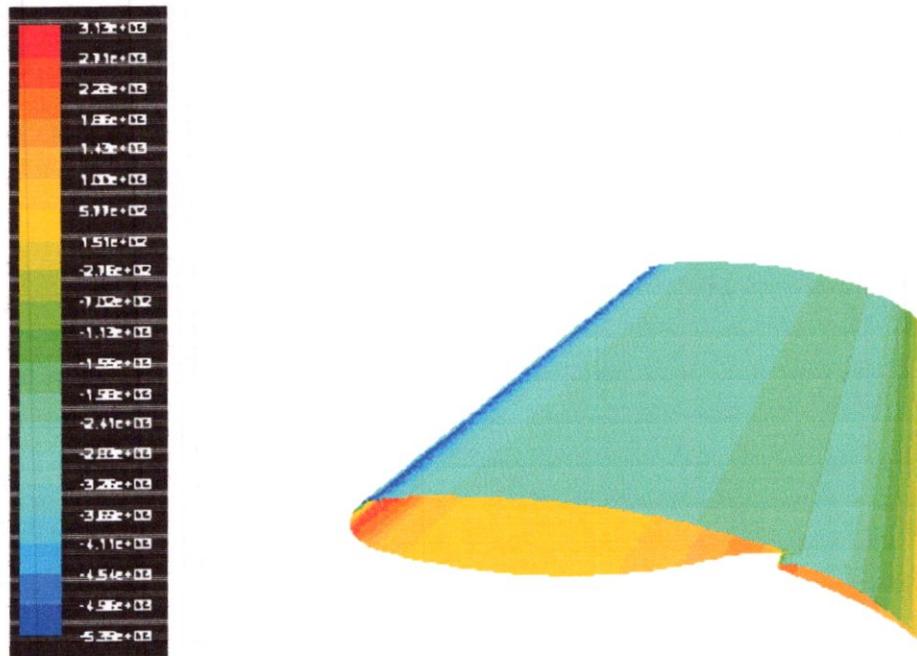


Fig IV-9 le contour de pression statique

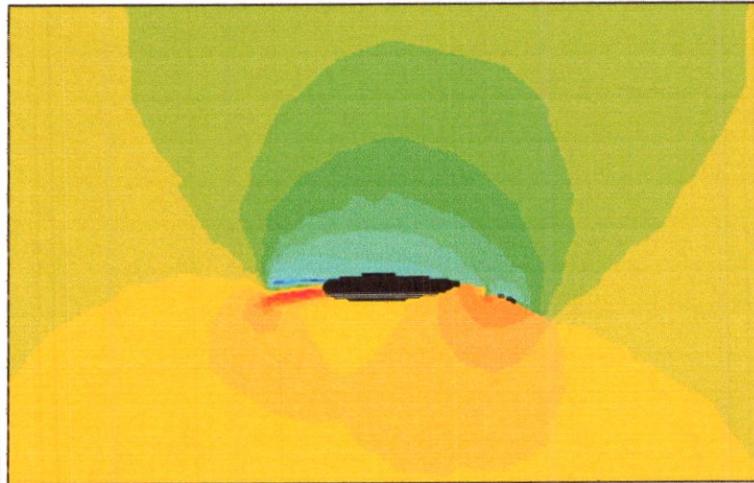


Fig IV-10 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

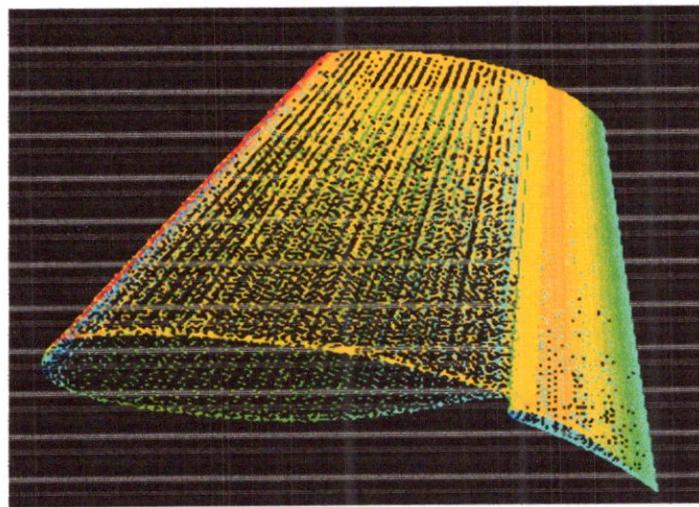
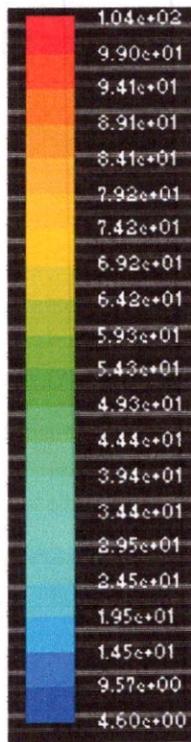


Fig IV-11 le contour de vitesse

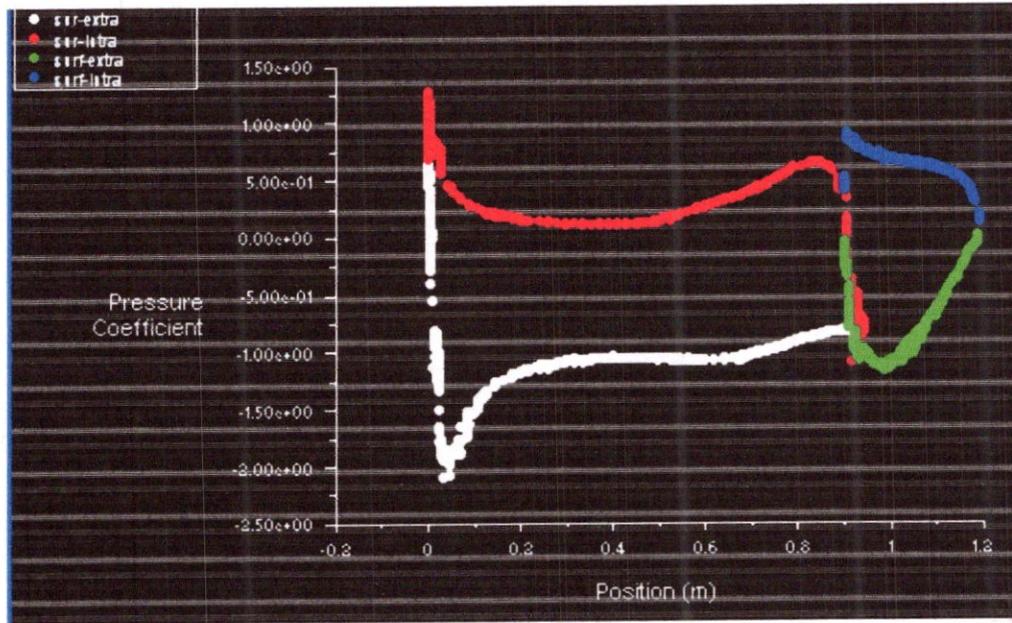


Fig IV-12 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

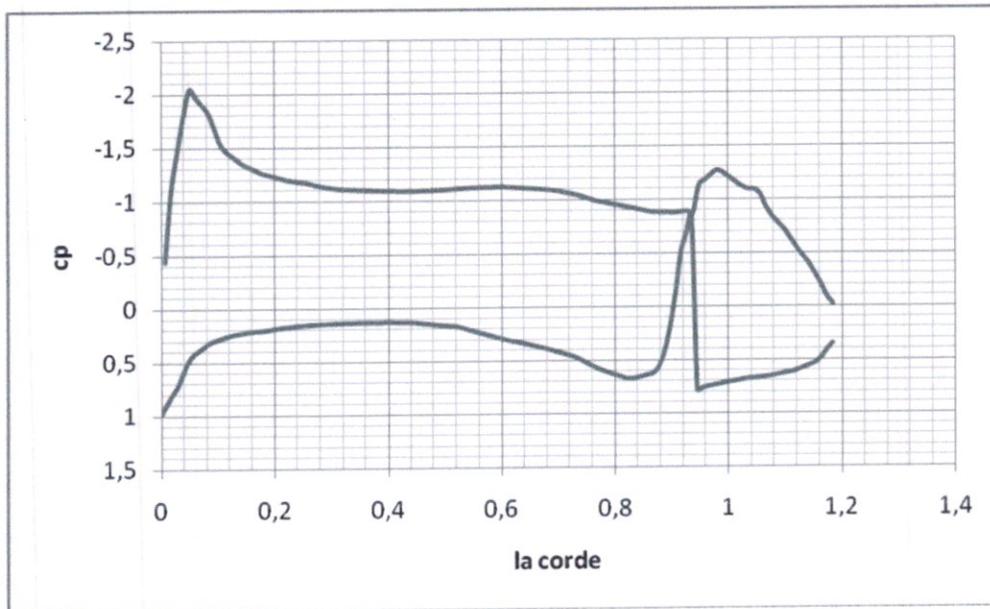


Fig IV-13 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
0	0.65	0.070	0.28	1.29	-2.09	3134	-5390	104	4.6	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-2 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=0$

↓ **interprétation des résultats de fluent :**

D'après le tableau ci-dessus nous observons que les résultats de ce test sont un peu différents de ceux du test précédent, tout simplement parce que l'existence de la viscosité influence les paramètres aérodynamiques d'un écoulement.

Mais la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près de la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale est égale à **3134 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-5390 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de la pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; sur l'extrados il y a une dépression mais sur l'intrados il y a une surpression. La figure (IV-10) illustre bien la dépression et la surpression sur les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-12) que le coefficient de pression est compris entre **-2.09** comme valeur minimale et **1.29** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **104m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **4.60m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.65$$

$$C_d = 0.070$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- f : la masse volumique de gaz idéal
- S : la surface de l'aile
- Vitesse calculée donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{fVL}{Re}$$

- f : masse volumique de gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : c'est le nombre de Reynolds

Partie 2

IV-3 cas quasi stationnaire :



Cas quasi stationnaire avec un écoulement non visqueux :

Des essais ont été réalisés a six angles d'attaques différent des valeurs ; 3,6, 8,10,1, 13.1.

Le nombre de mach libre de jet pour tous les essais était 0.185.

- Pour $\alpha=3$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;
 $M=0.185$, on a les résultats suivants ;

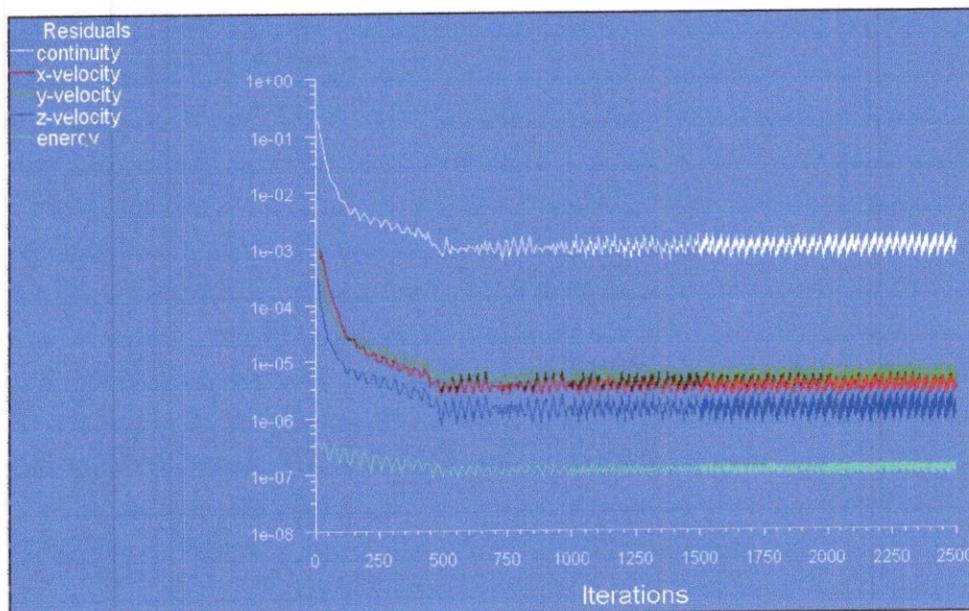


Fig IV-14 le résiduel en fonction de nombre d'itération ($\alpha=3$)

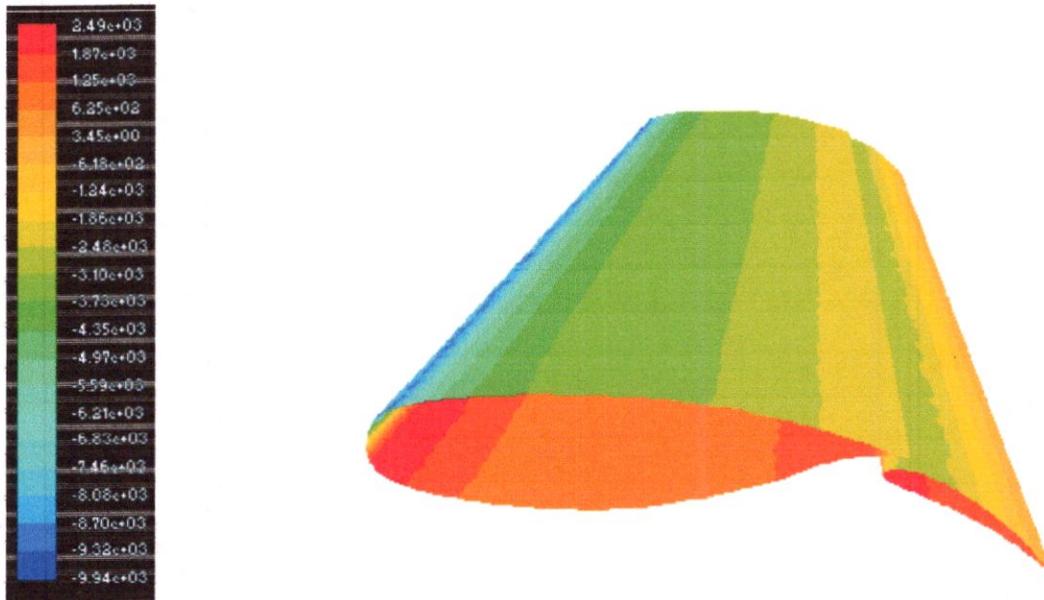


Fig IV-15 Le contour de pression statique sans surfaces de symétrie

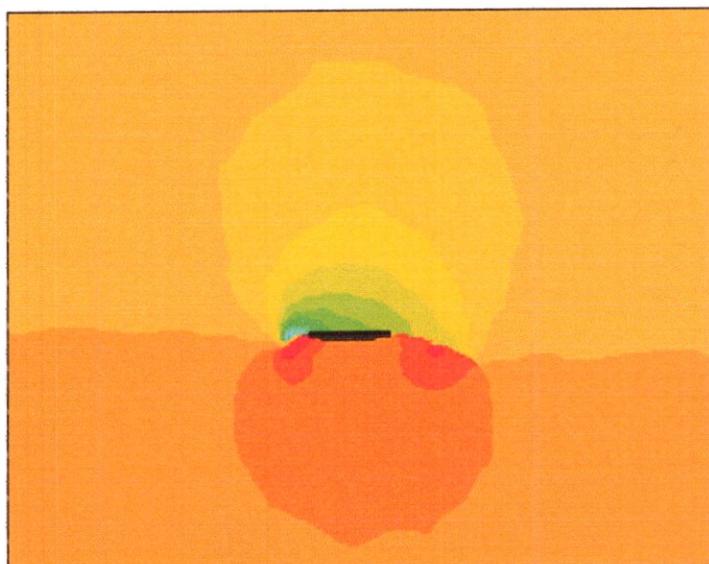


Fig IV.16 Le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

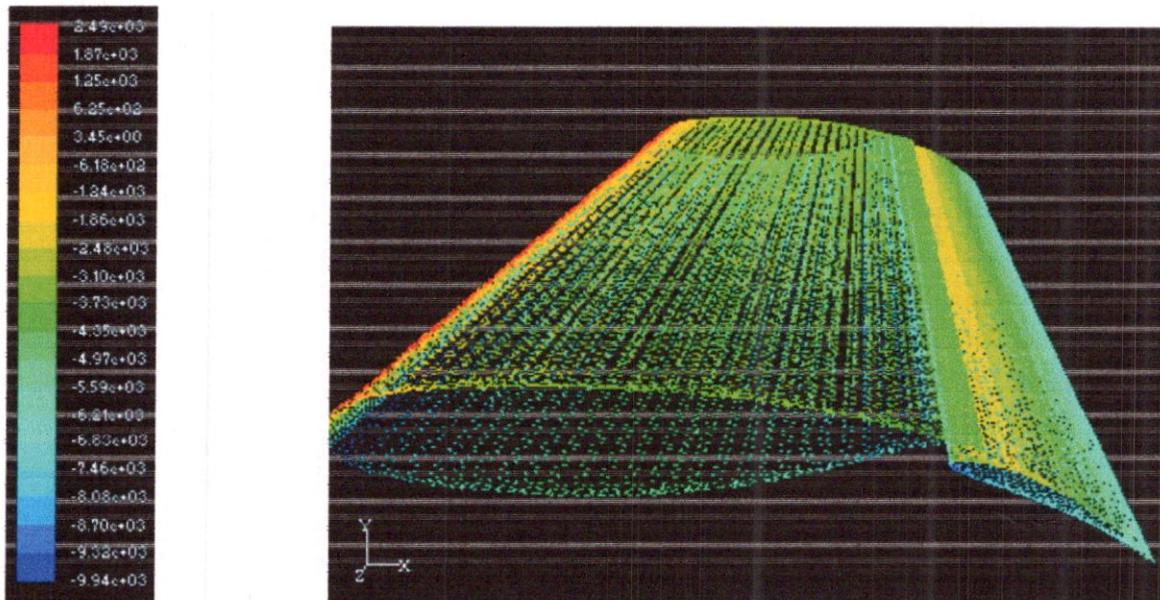


Fig.IV-17 contour de vitesse

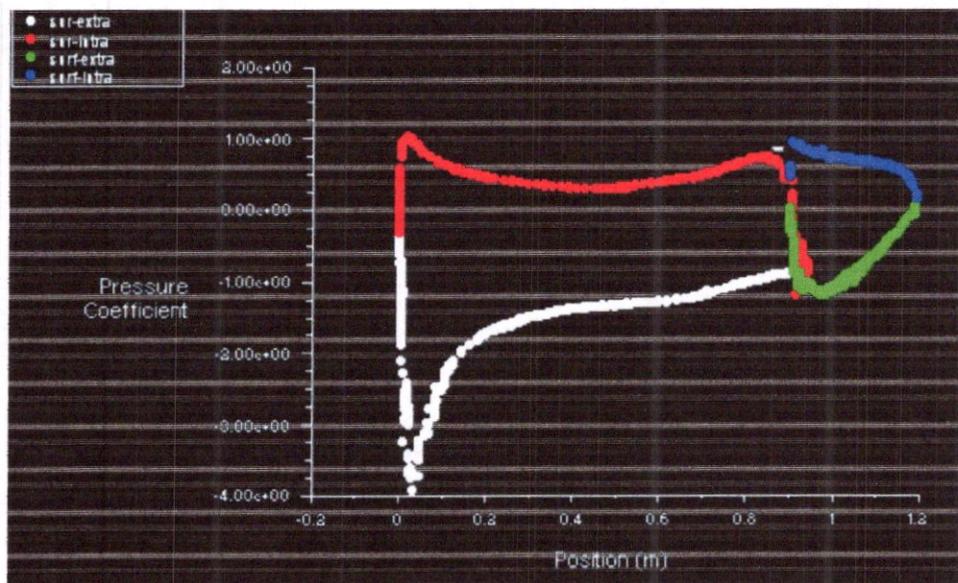


Fig IV.18 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

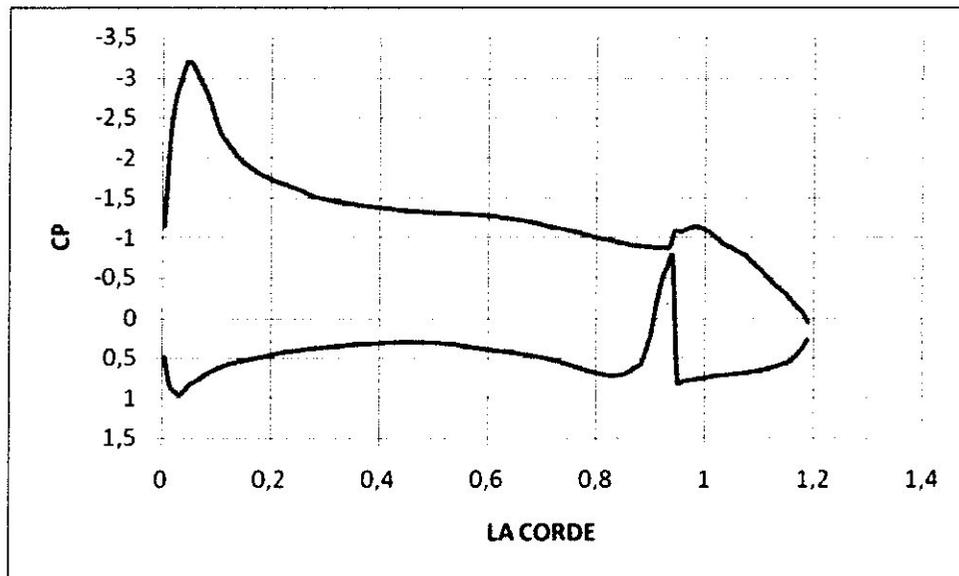


Fig IV-19 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	C_l	C_d	C_m	$C_p \text{ max}$	$C_p \text{ min}$	$\bar{P}_s \text{ max}$ (Pa)	$\bar{P}_s \text{ min}$ (Pa)	\bar{V}_{max} (m/s)	\bar{V}_{min} (m/s)
3	0.876	0.0232	0.339	1.0329	-3.9227	2490	-9942	135.44	4.55

Tableau IV-3 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=3$

↓ interprétation des résultats de fluent :

A partir de la figure (IV-15) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2490Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-9942 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

La figure (IV-16) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV- 18) que le coefficient de pression est entre le **-3.92** comme valeur minimale et **1.03** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **135.44 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **4.55 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$Cl=0.876$$

$$Cd= 0.0232$$

Tel que

$$Cl = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

$$Cd = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- f : la masse volumique de gaz idéal
- S : la surface de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

- Pour $\alpha = 6^\circ$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, on a les résultats suivants ;

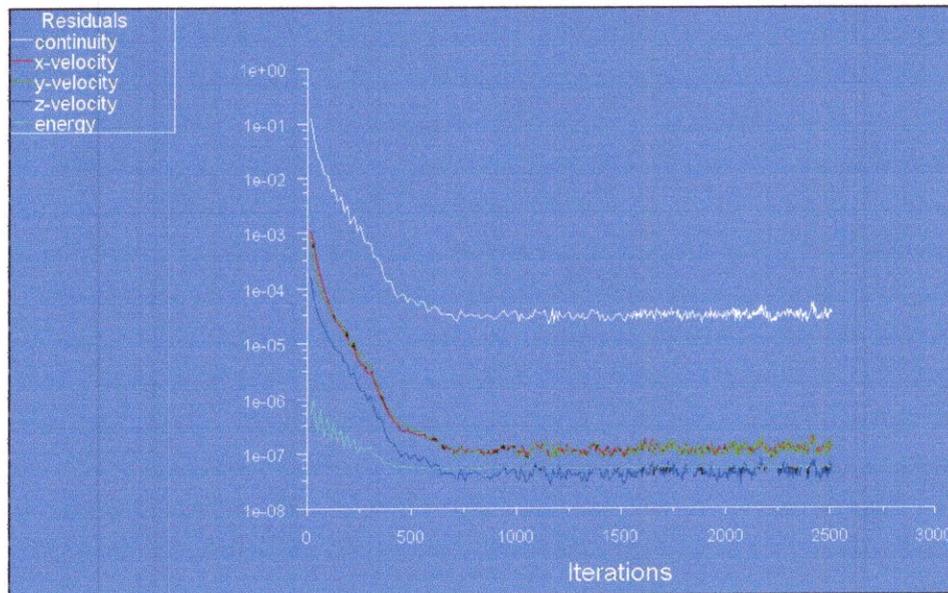


Fig IV-20 le résiduel en fonction de nombre d'itération

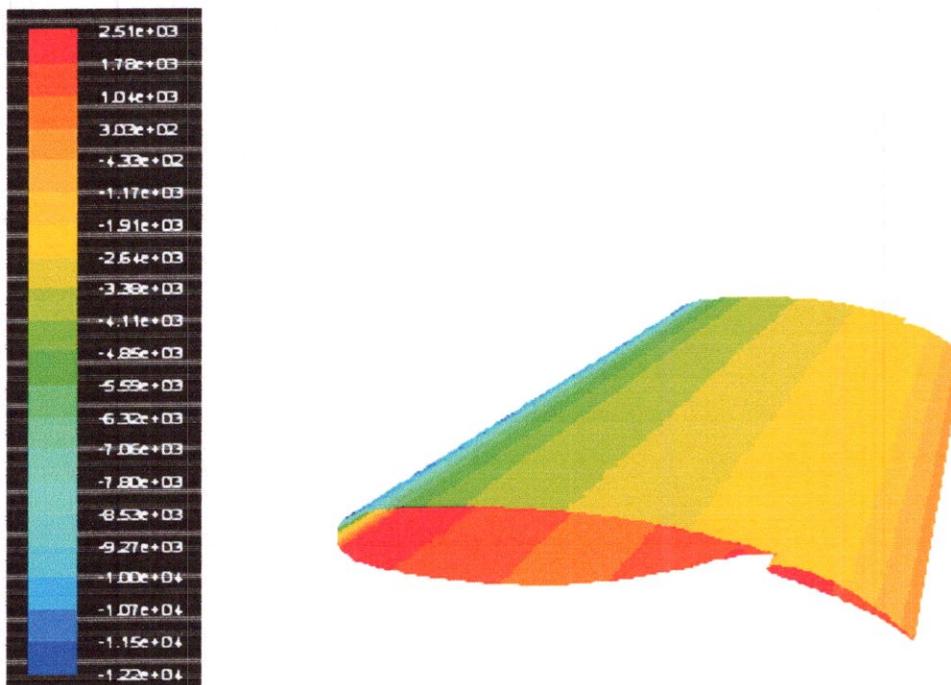


Fig IV-21 Le contour de pression statique

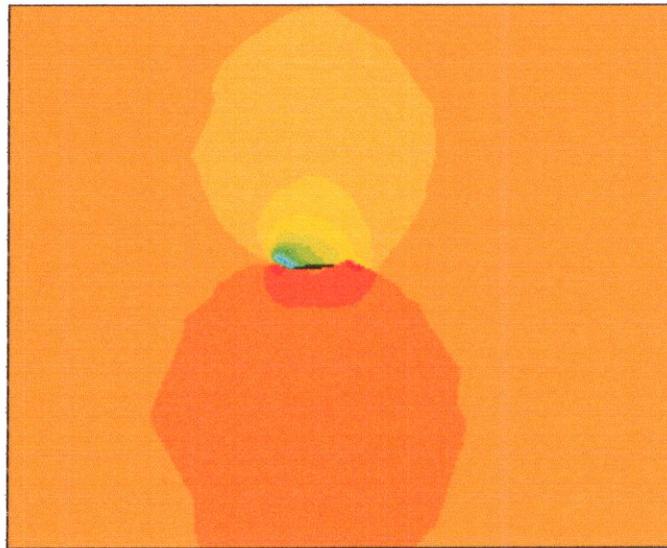


Fig IV-22 Le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

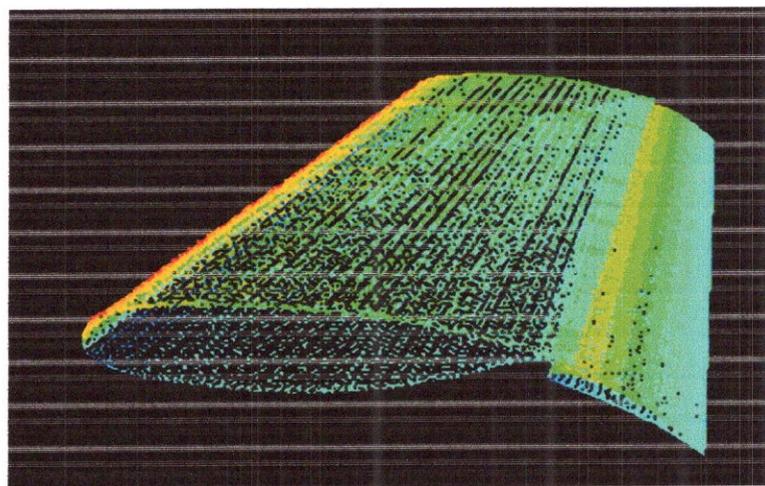
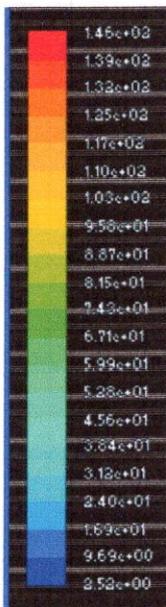


Fig IV-23 les vecteurs de vitesse

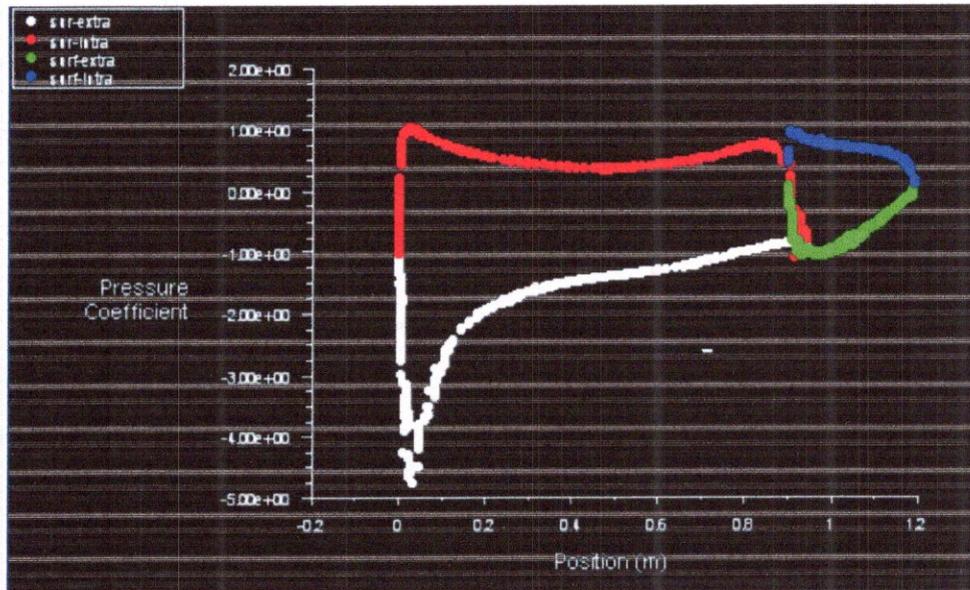


Fig IV-24 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

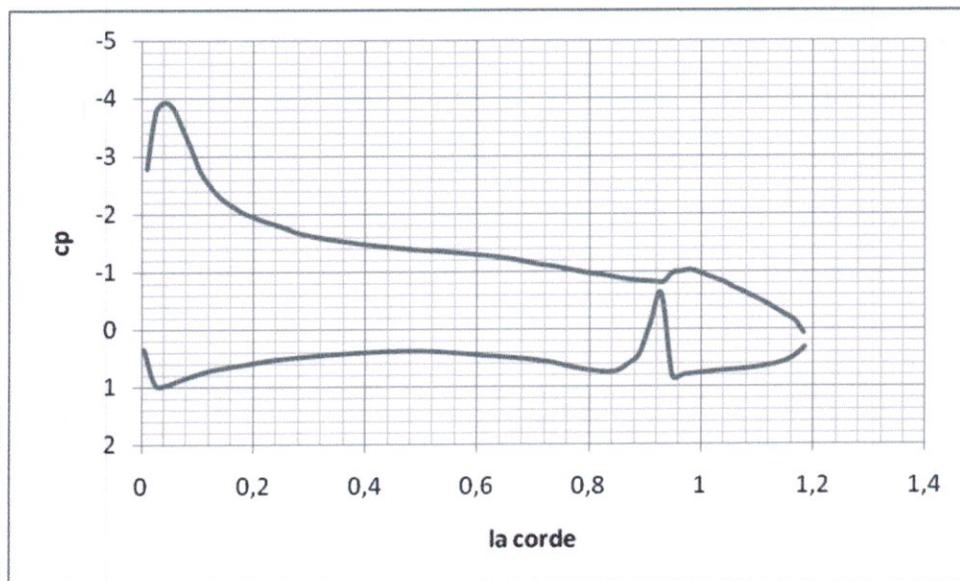


Fig IV-25 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

A	Cl	Cd	C m	Cp max	Cp min	Ps max (Pa)	Ps min (Pa)	Vmax (m/s)	Vmin (m/s)
6	0.94	-0.005	0.344	1.02548	-4.7564	2511.97	-12213	146	2.51

Tableau IV-4 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=6$

↓ **interprétation des résultats de fluent :**

A partir de la figure (IV-21) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2511.97 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-12213 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

La figure (IV-22) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-24) que le coefficient de pression est entre le **-4.75** comme valeur minimale et **1.025** comme valeur maximale, donc la variation de Cp est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **146 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **2.51 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.94$$

$$C_d = - 0.005$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

- Pour $\alpha = 8^\circ$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, on a les résultats suivants ;

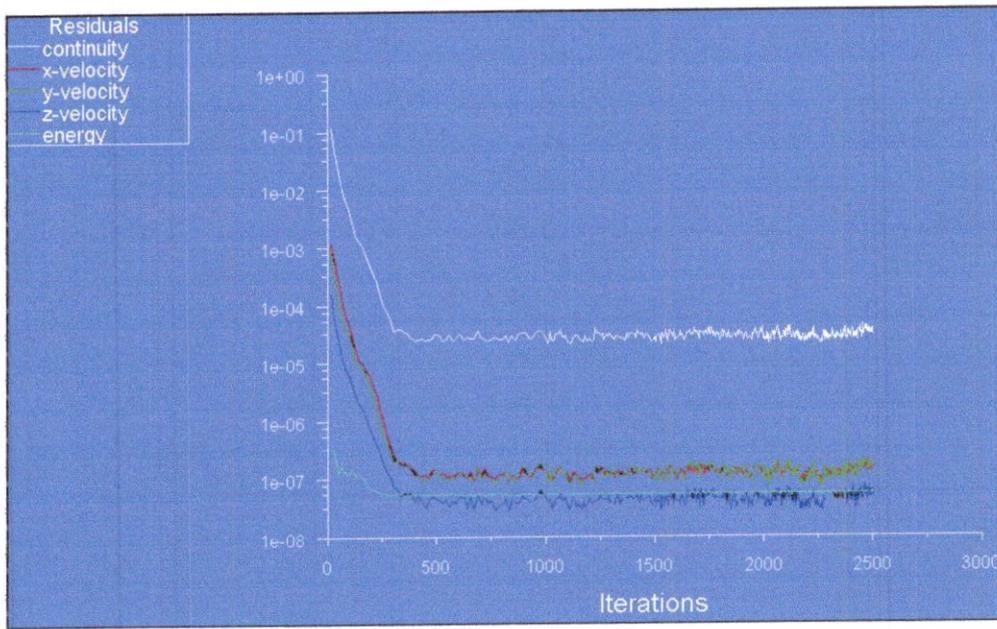


Fig IV-26 le résiduel en fonction de nombre d'itération

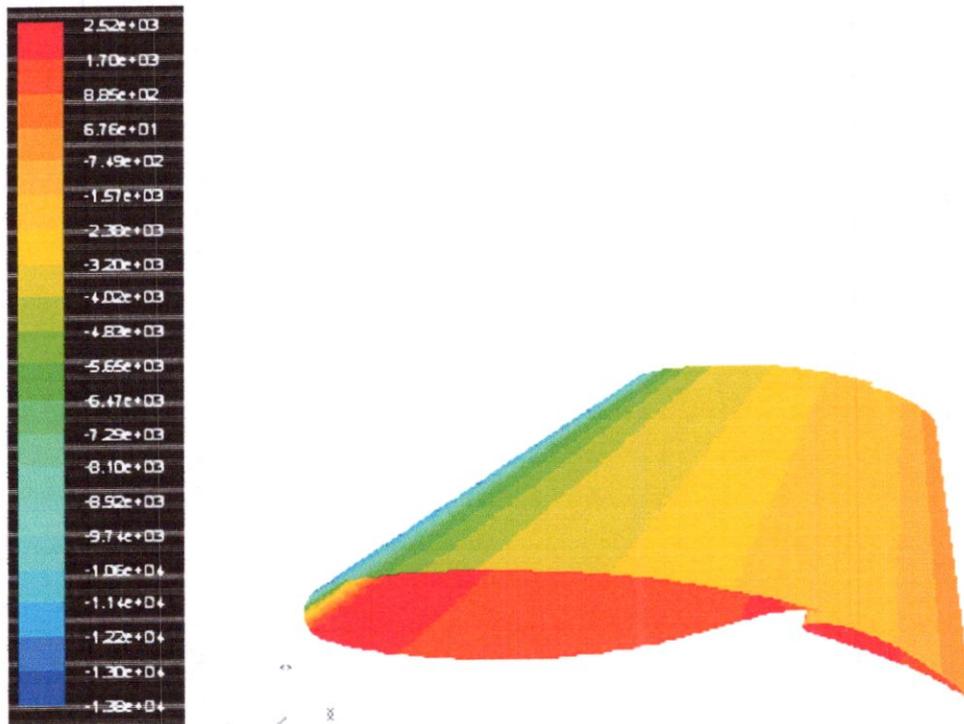


Fig IV-27 le contour de pression statique

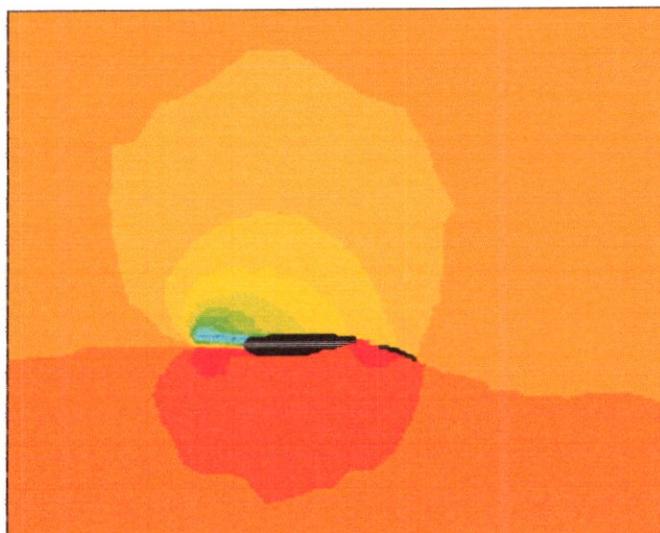


Fig IV- 28 le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

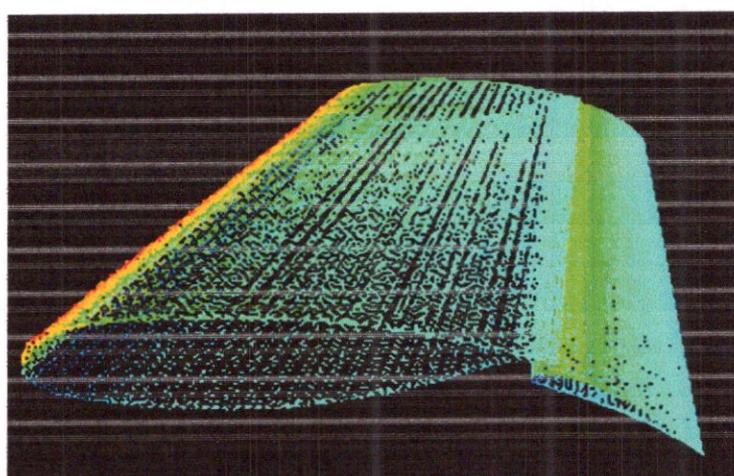
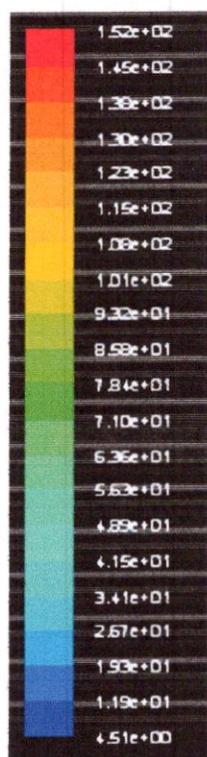


Fig IV-29 Les vecteurs de vitesse

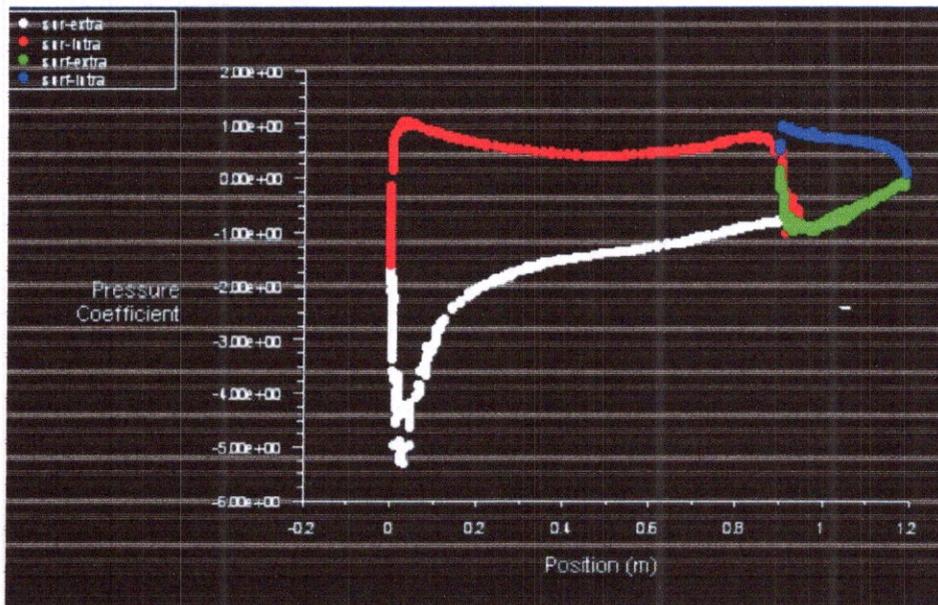


Fig IV-30 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

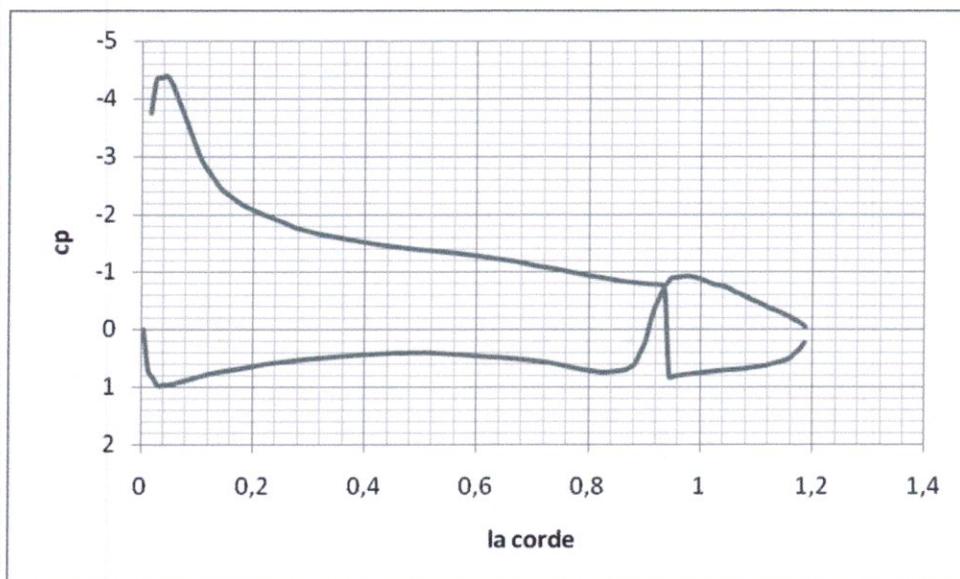


Fig IV-31 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	C m	Cp max	Cp min	Ps max (Pa)	Ps min (Pa)	Vmax (m/s)	Vmin (m/s)
8	0.96	-0.0273	0.341	1.035	-5.30	2518.726	-3822.3	152	4.5

Tableau IV-5 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=8$

✚ **interprétation des résultats de fluent :**

A partir de la figure (IV-27) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2518.726 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-3822.3 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

La figure (de (IV-28) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-30) que le coefficient de pression est entre le **-5.30** comme valeur minimale et **1.035** comme valeur maximale, donc la variation de Cp est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **152 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **4.50 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$Cl = 0.96$$

$$Cd = - 0.0273$$

Tel que

$$Cl = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

$$Cd = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- f : la masse volumique de gaz idéal
- S : la surface de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

- Pour $\alpha = 10.1$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, on a les résultats suivants ;

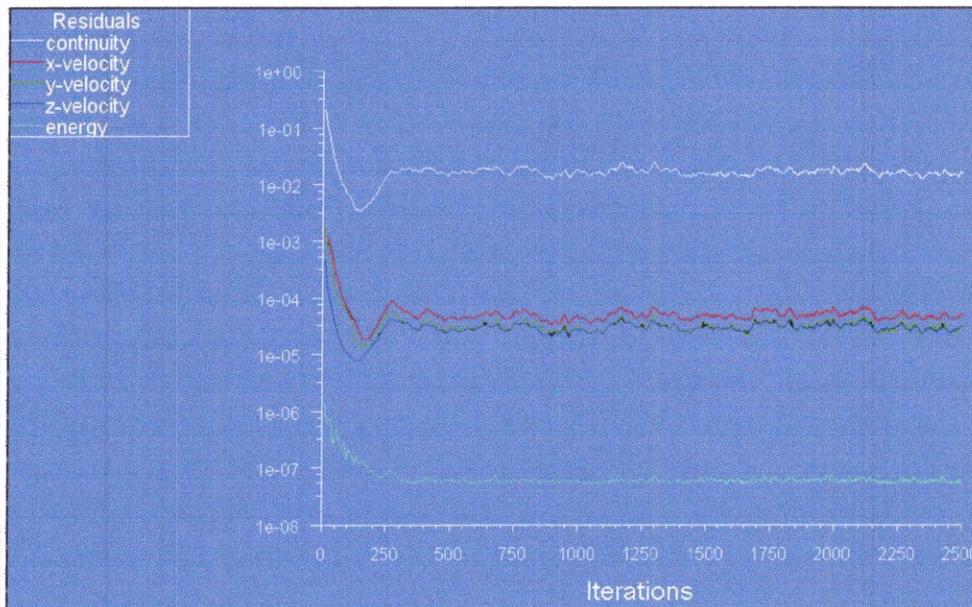


Fig IV-32 le résiduel en fonction de nombre d'itération

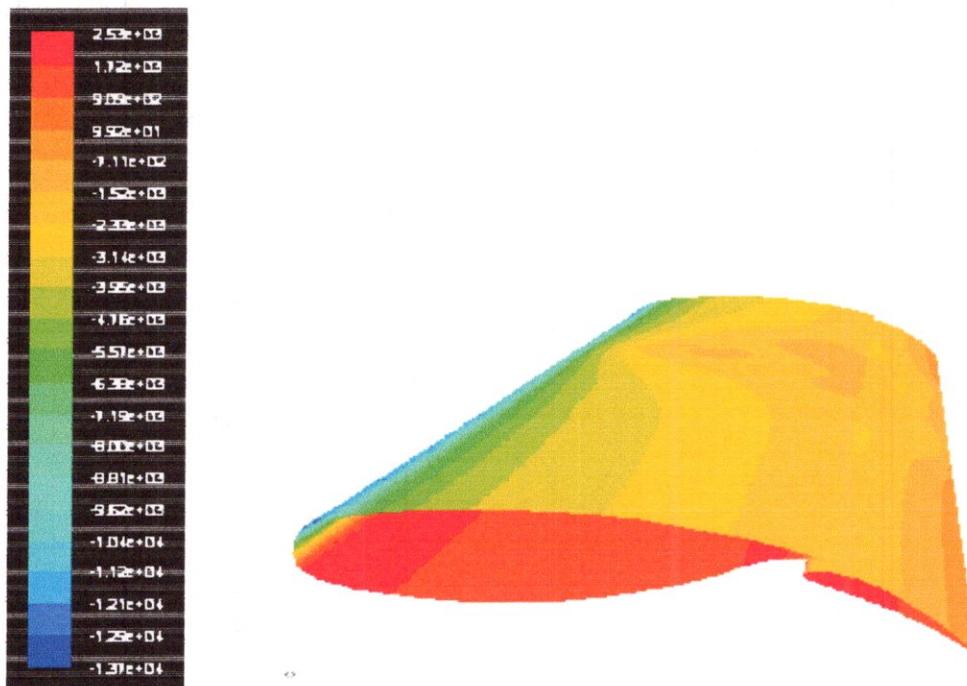


Fig IV-33 Le contour de pression statique



Fig IV-34 Le contour de pression statique avec surfaces de symétrie

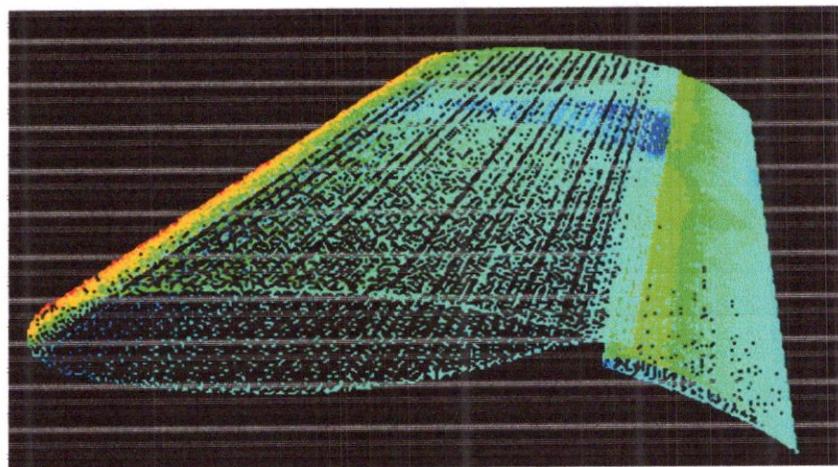
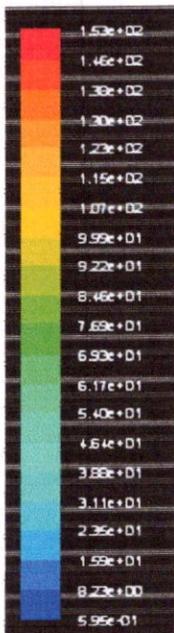


Fig IV-35 le contour de vitesse

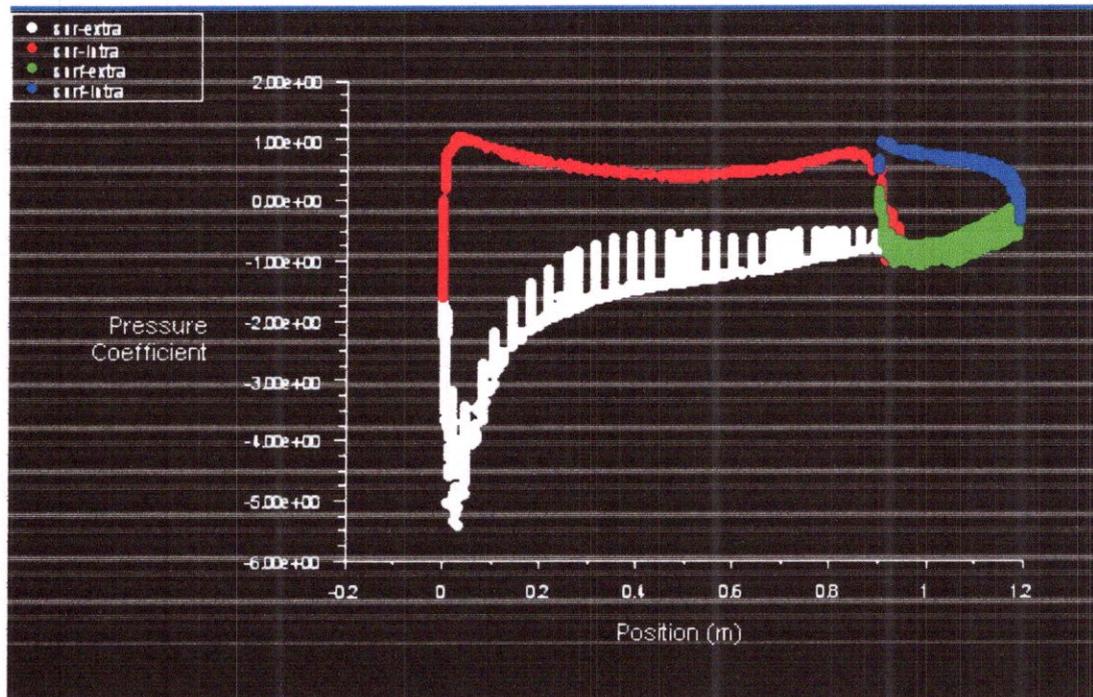


Fig IV-36 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

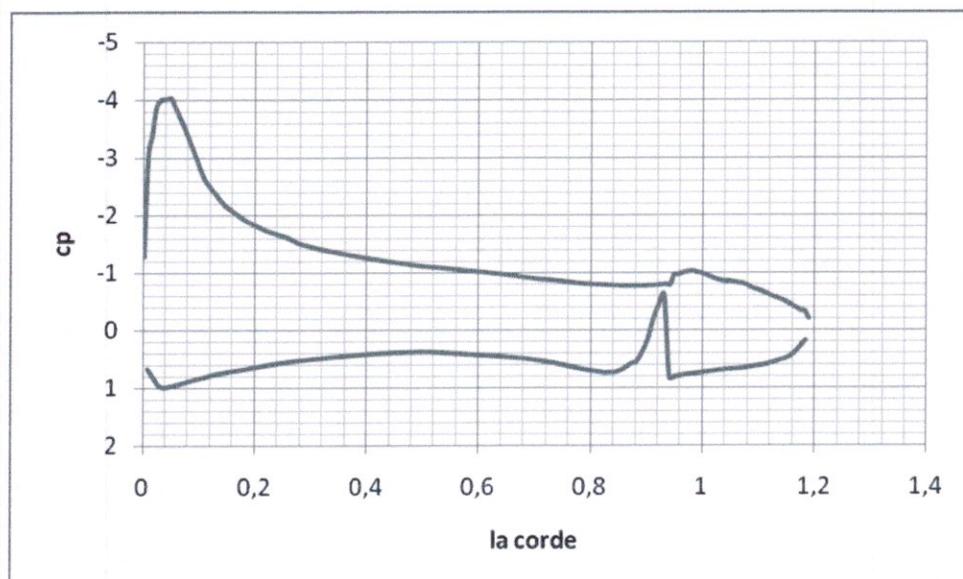


Fig IV-37 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○

Résumé :

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	C m	Cp max	Cp min	Ps max (Pa)	Ps min (Pa)	Vmax (m/s)	Vmin (m/s)
10.1	0.98	-0.019	0.32	1.039	-5.40	2529.26	-13671	153	0.59

Tableau IV-6 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=10.1$

 **interprétation des résultats de fluent :**

A partir de la figure (IV-33) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près de la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2529.26Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-13671 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

La figure (IV-34) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-36) que le coefficient de pression est entre le **-5.40** comme valeur minimale et **1.039** comme valeur maximale, donc la variation de Cp est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **153 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **0.59 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.89$$

$$C_d = -0.019$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

- Pour $\alpha = 13.1$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, on a les résultats suivants ;

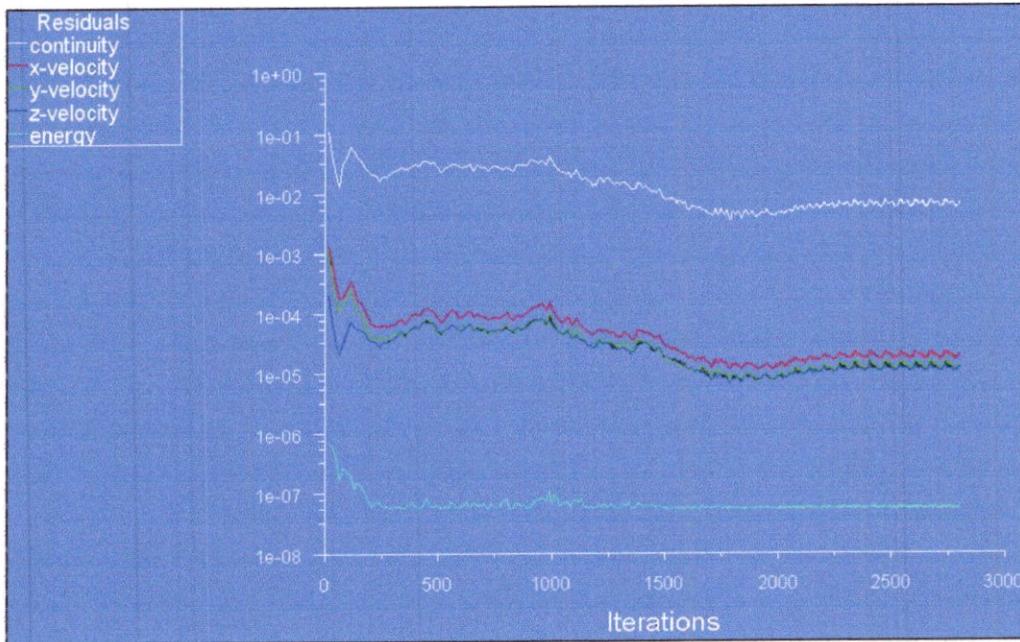


Fig IV-38 le résiduel en fonction de nombre d'itération

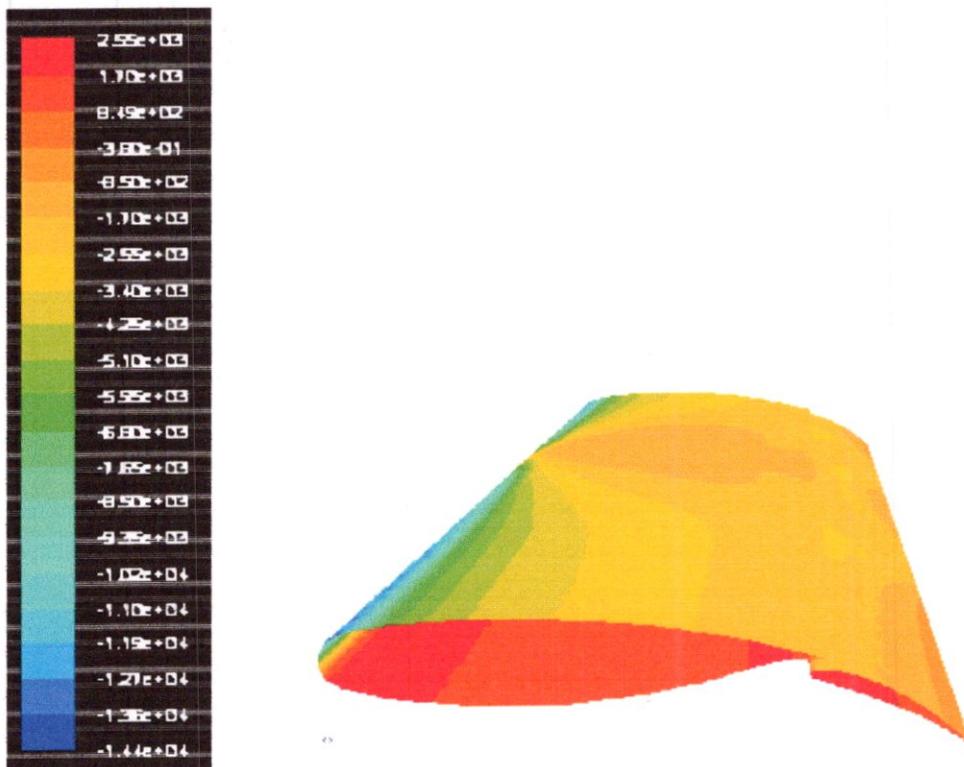


Fig IV-39 le contour de pression statique

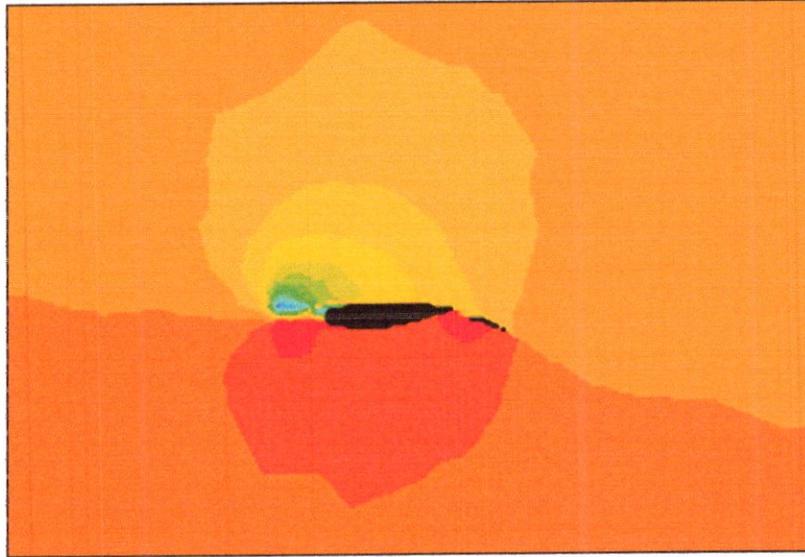


Fig IV-40 le contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

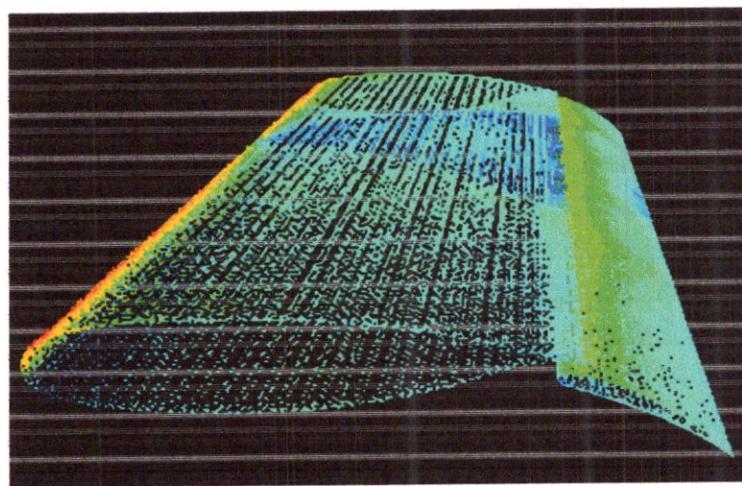
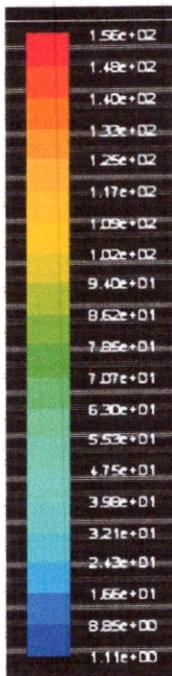


Fig IV-41 le contour de vitesse

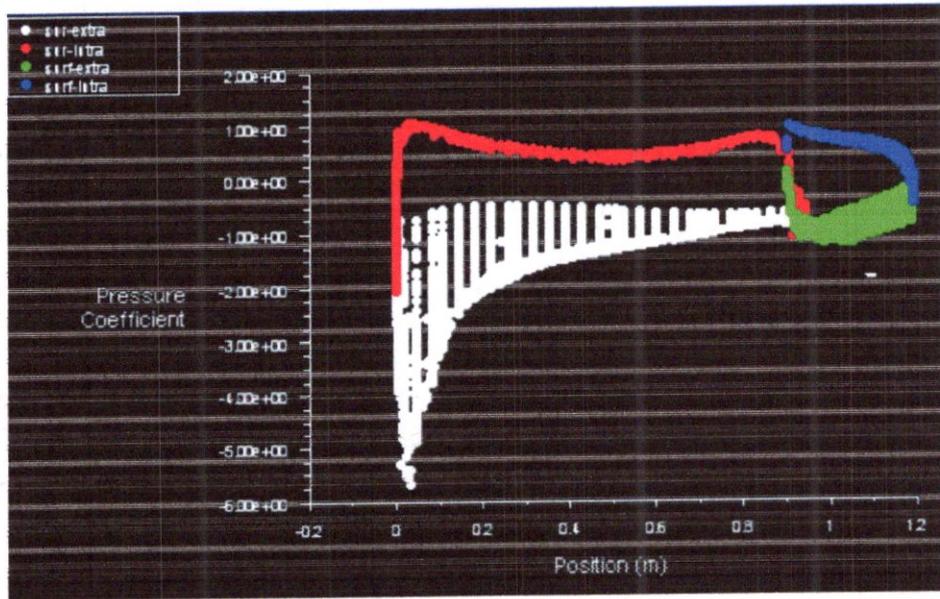


Fig IV-42 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

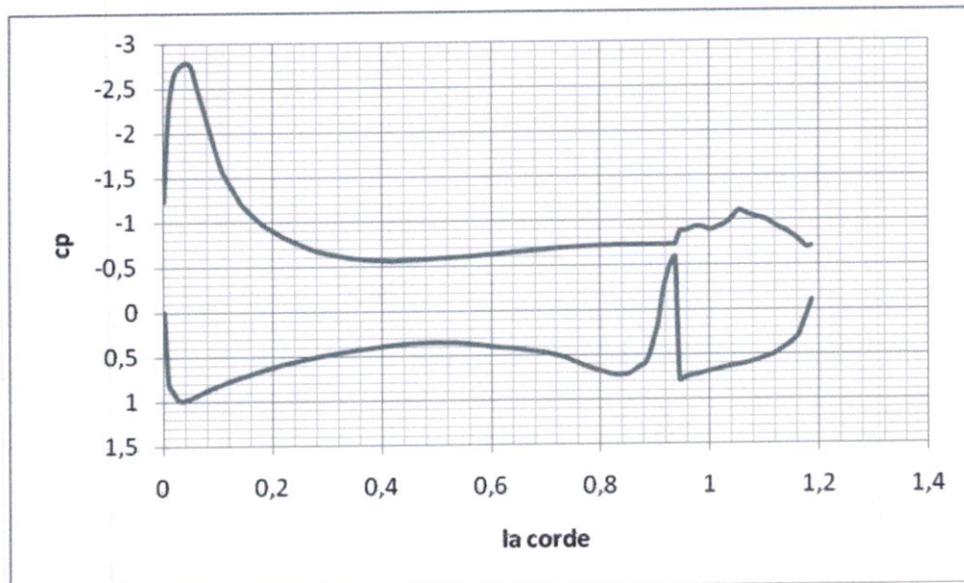


Fig IV-43 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	C m	Cp max	Cp min	Ps max (Pa)	Ps min (Pa)	Vmax (m/s)	Vmin (m/s)
13.1	0.834	-0.003	0.31	1.048	-5.6816	2548.893	-14444	155.85	1.113

Tableau IV-7 résumé de calcul non visqueux avec $\alpha=13.1$

 **interprétation des résultats de fluent :**

A partir de la figure (IV-39) ; nous observons que la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près de la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2548.893 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-14444 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

La figure (IV-40) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-42) que le coefficient de pression est entre le **-5.68** comme valeur minimale et **1.048** comme valeur maximale, donc la variation de Cp est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **155.85 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **1.113 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.834$$

$$C_d = - 0.003$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

• Représentation de C_l et C_d sous forme courbe :

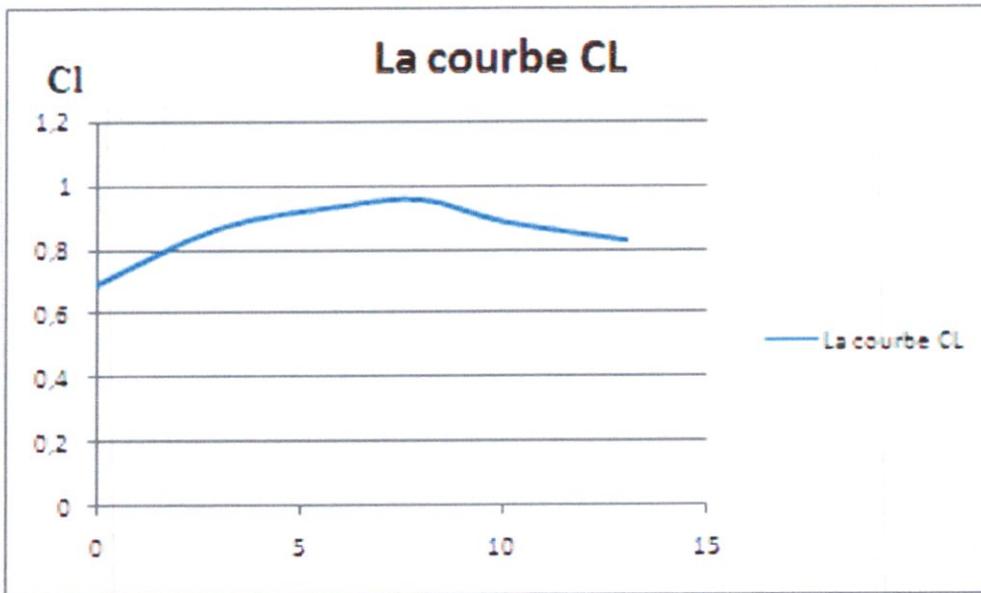


Fig IV-44 La courbe de coefficient de portance

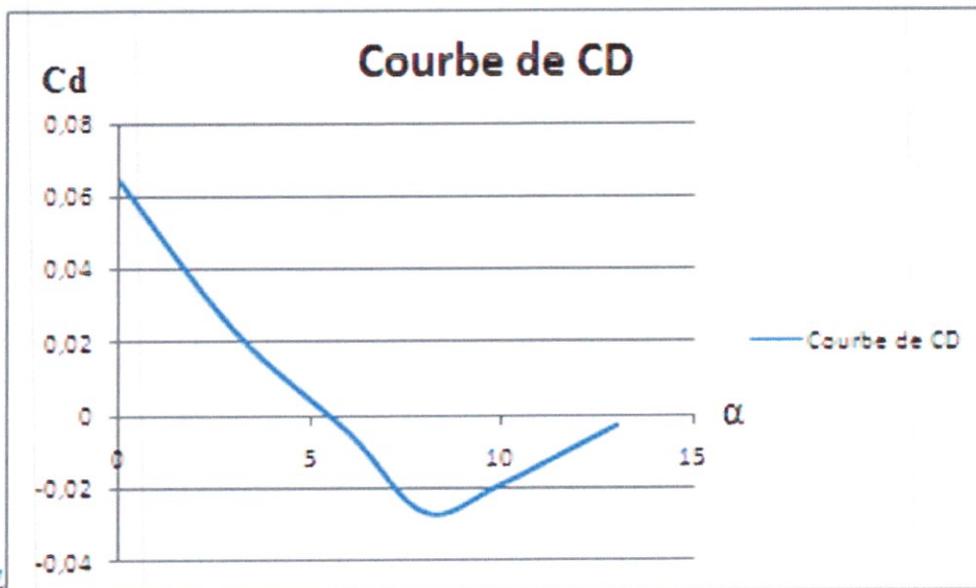


Fig IV-45 La courbe de coefficient de traînée

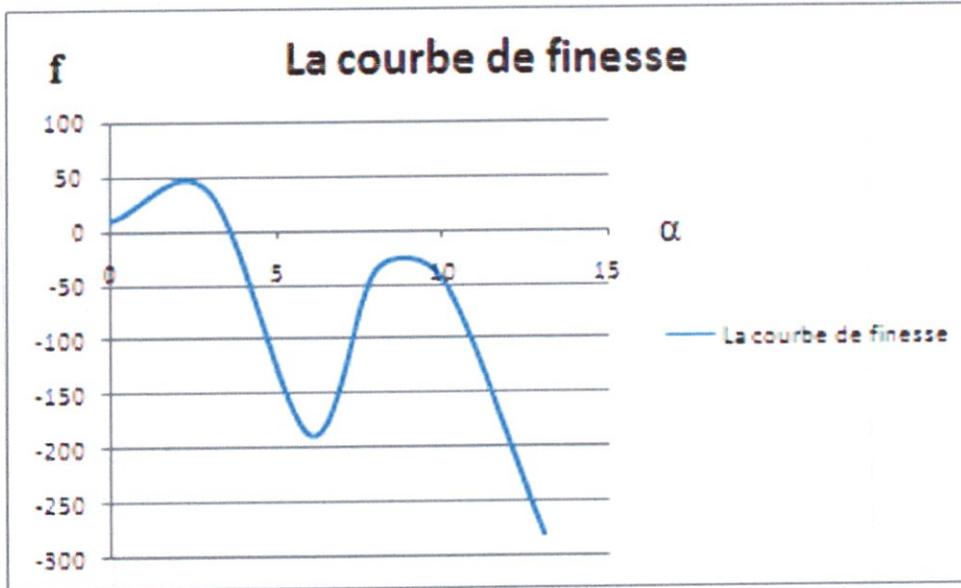


Fig IV-46 La courbe de finesse

D'après cette courbe il est apparait que la finesse maximale égale a ≈ 38 coresspondant a l'angle 3, donc le coefficient de portance maximale et de trainée minimale est coresspondant a cette angle.

➤ **Cas quasi stationnaire avec écoulement visqueux :**

D'après les recherches que on a fait on a trouvé que trois test fait est publier dans les livres et l'internet concernent les angles 6 et 10.1,13.1

• **Pour $\alpha = 3$:**

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$, on a les résultats suivants

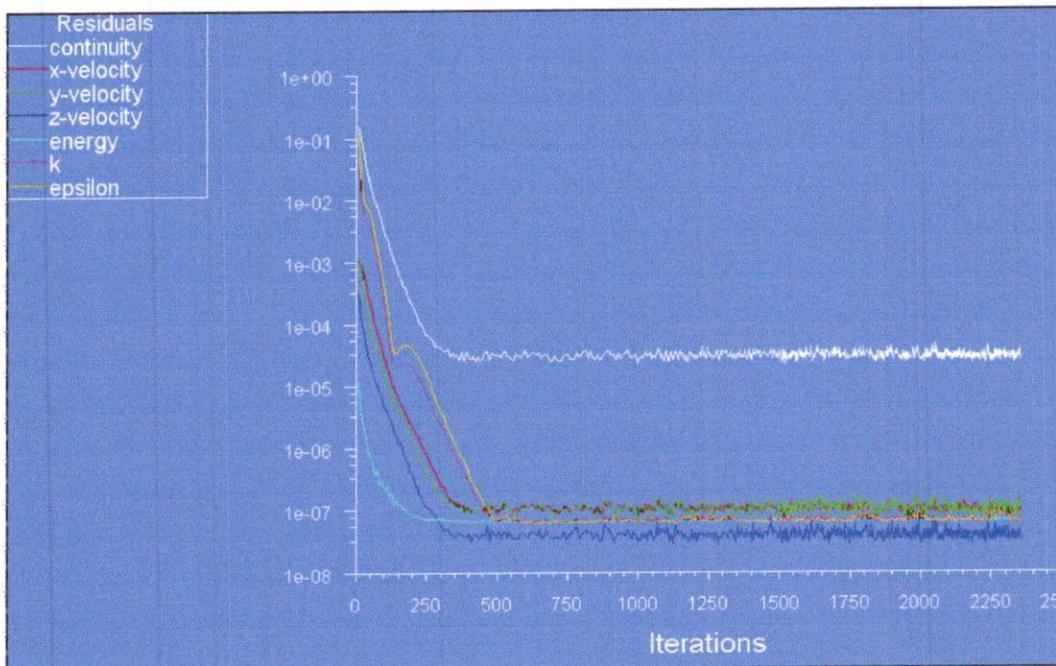


Fig IV-47. Le Contour de résiduel

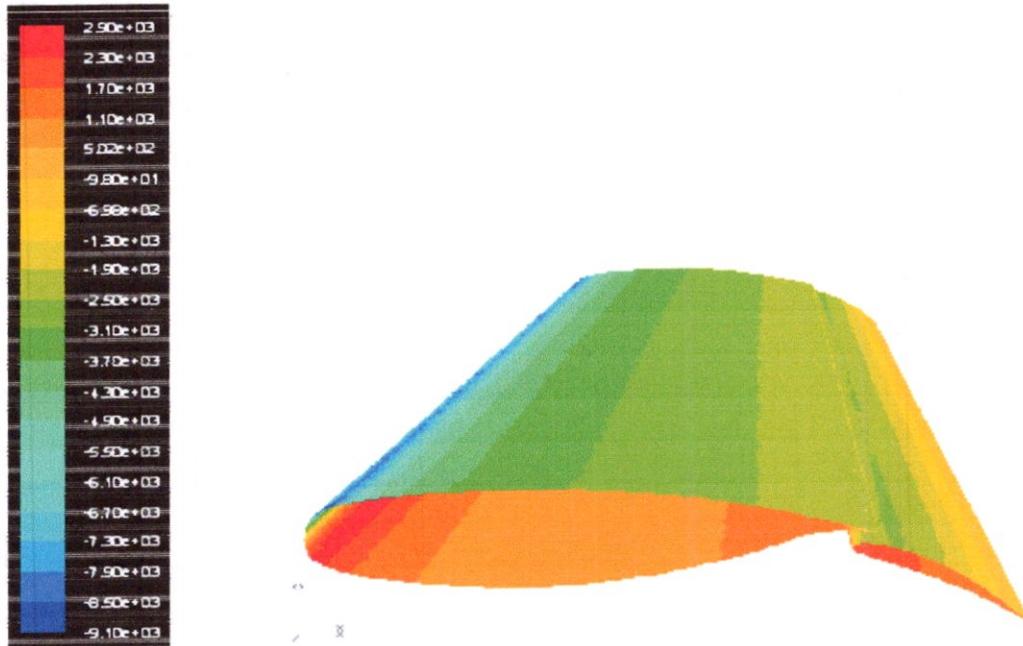


Fig IV.48 Contour de pression statique sans surface de symétrie

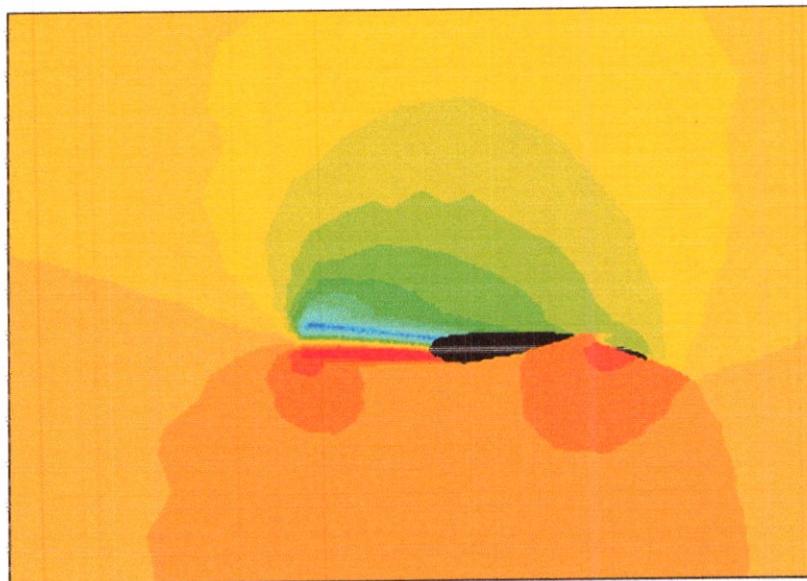


Fig IV.49 Contour de pression statique avec surface de symétrie

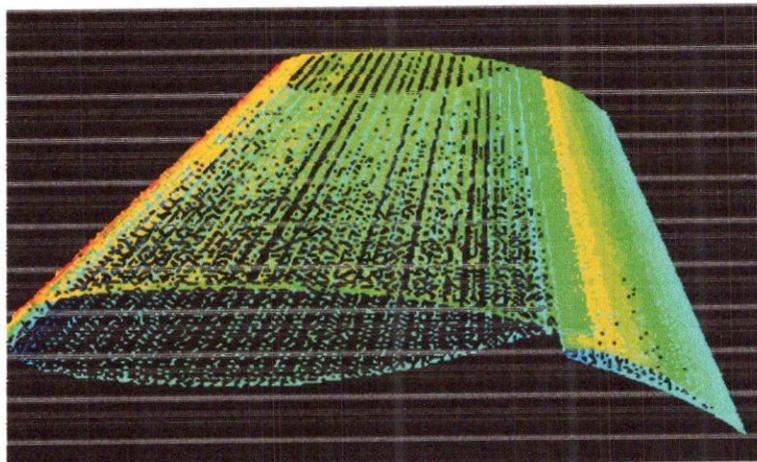
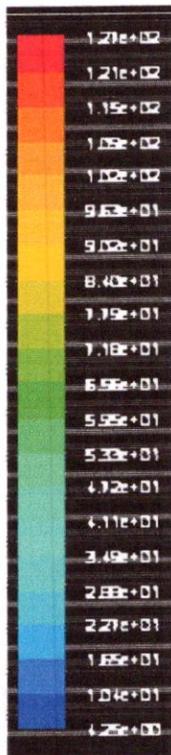


Fig IV.50 le contour de vitesse

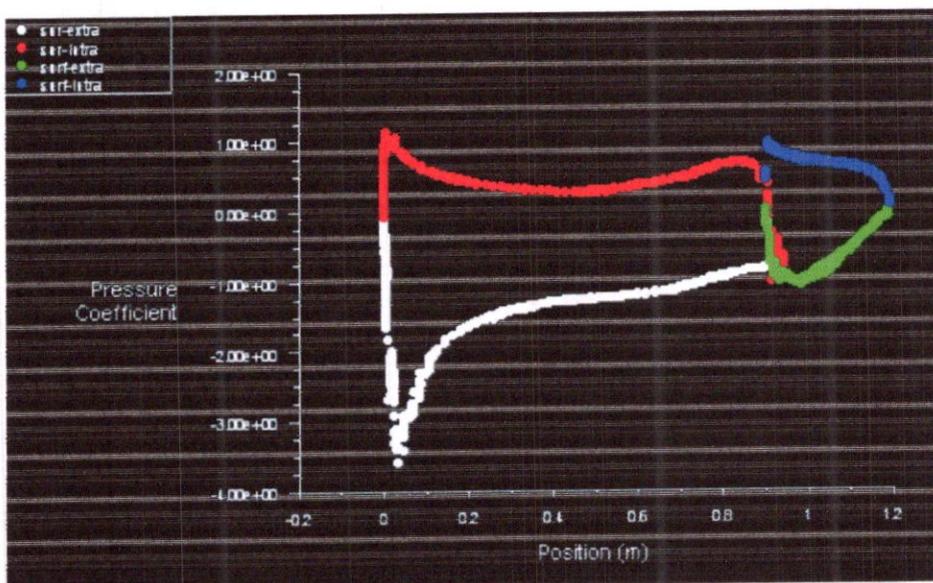


Fig IV.51 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

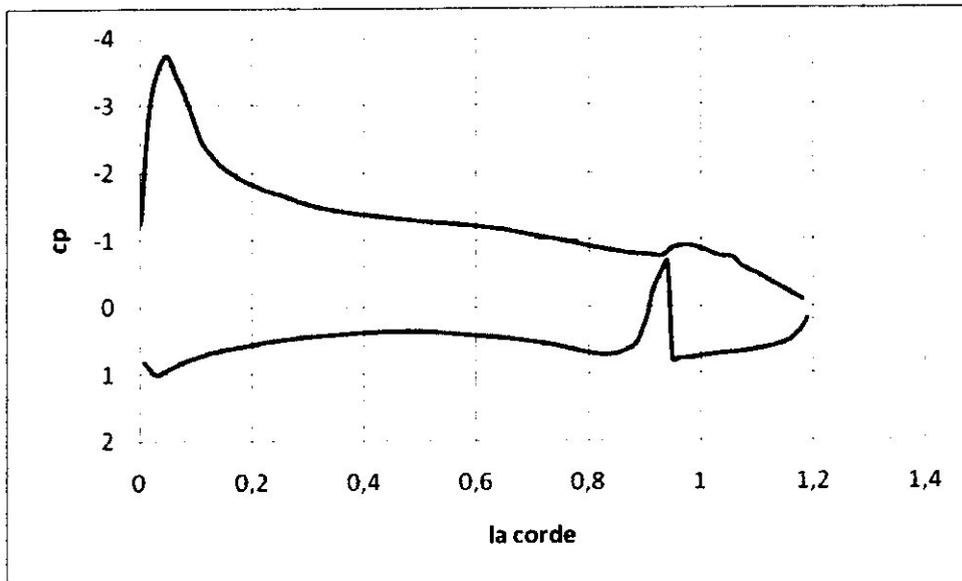


Fig IV.52 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
3	0.81	0.037	0.31	1.13	-3.58	2904	-9104	126	4.25	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-8 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=3$

↓ interprétation des résultats de fluent :

D'après le tableau ci-dessus nous observons que les résultats de ce test sont un peu différents de ceux du test précédent, tout simplement parce que l'existence de la viscosité influence les paramètres aérodynamiques d'un écoulement.

Mais la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et la valeur maximale de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près de la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale est égale à **2904 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-9104 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de la pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression. La figure (IV-49) illustre bien la dépression et la surpression sur les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-51) que le coefficient de pression est entre le **-3.58** comme valeur minimale et **1.13** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **126 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale à **4.25 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$Cl = 0.81$$

$$Cd = 0.037$$

Tel que

$$Cl = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$Cd = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{fVL}{Re}$$

- f : la masse volumique de gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : nombre de Reynolds

- Pour $\alpha = 6^\circ$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$, on a les résultats suivants

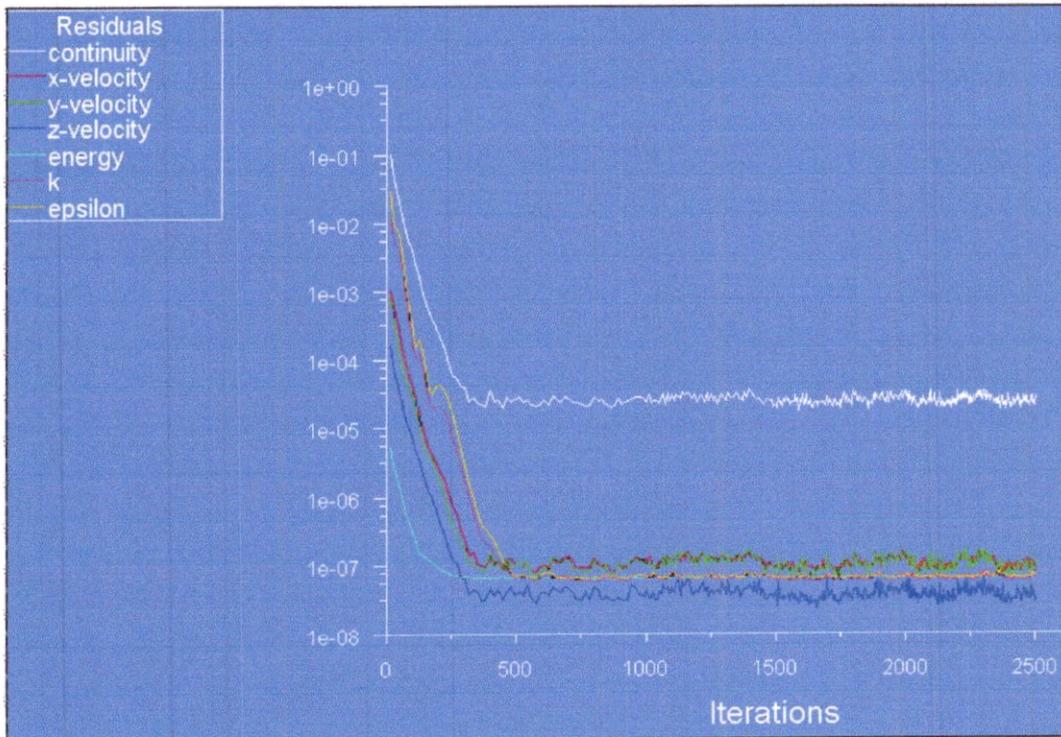


Fig IV.53 Contour de résiduel

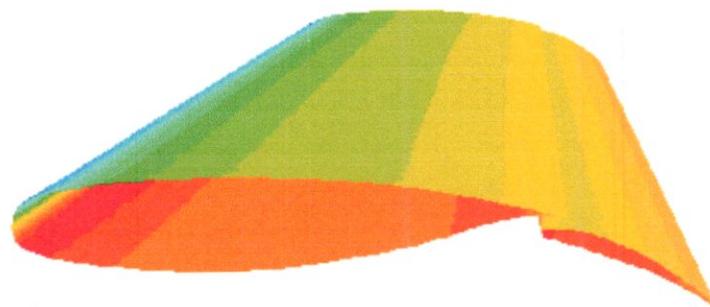
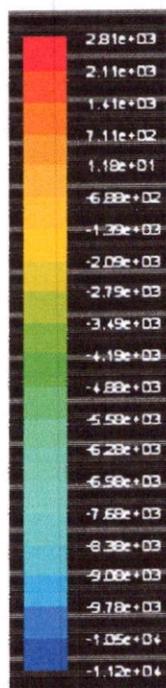


Fig IV.54 Contour de pression statique

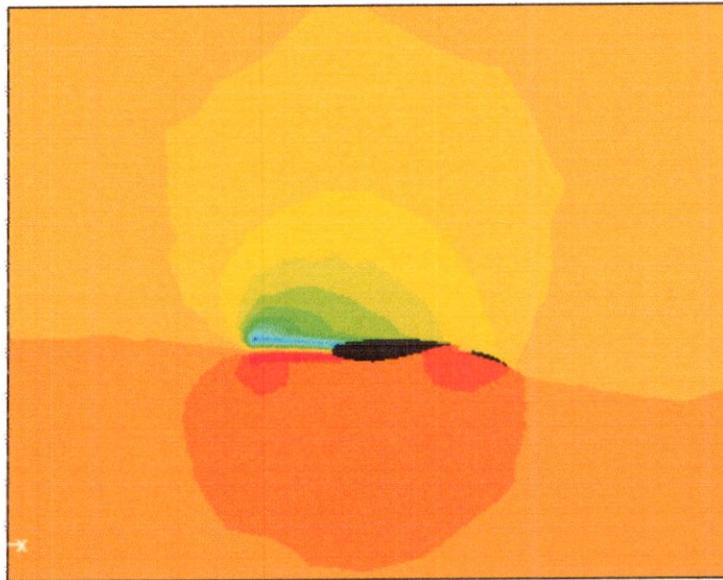


Fig IV.55 Contour de pression statique avec surface de symétrie

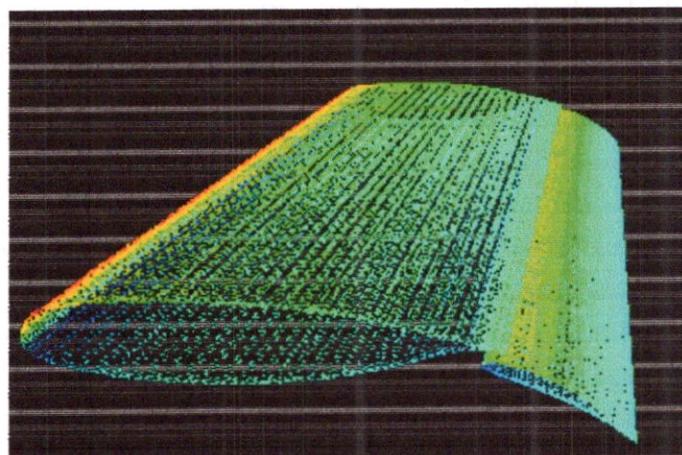


Fig IV.56 Les vecteurs de vitesse

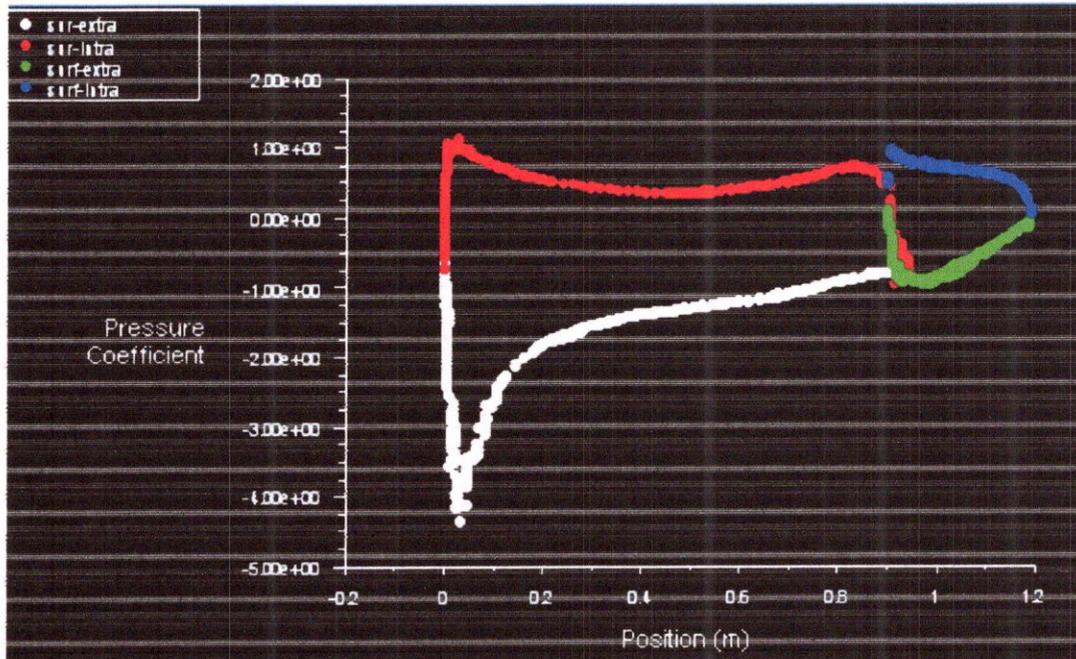


Fig IV.57 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

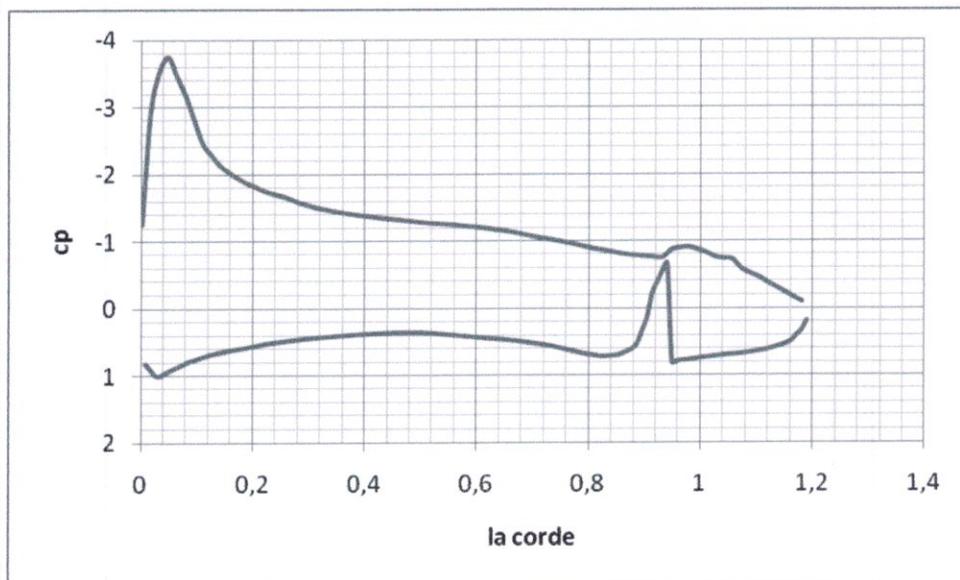


Fig IV.58 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

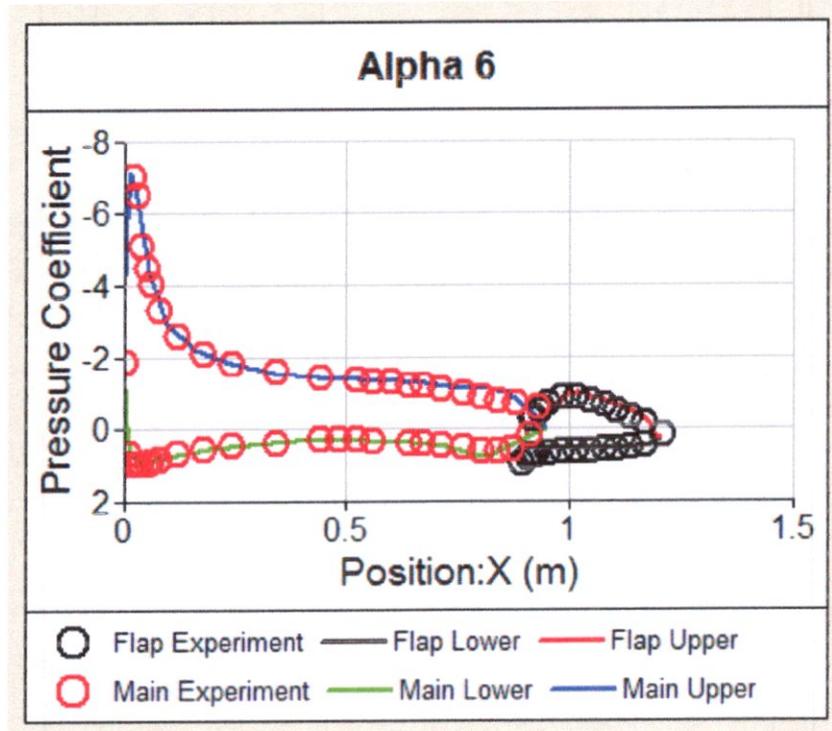


Fig IV.59 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression

o **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
6	0.881	0.013	0.32	1.14	-4.35	2809	-11180	136	3.38	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-9 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=6$

✚ interprétation des résultats de fluent :

D'après le tableau ci dessus nous observons que les résultats de ce test sont un peut changées que le test précédent, tous simplement par ce que l'existence de viscosité influe sur les paramètres aérodynamique d'un écoulement.

Mais la pression statique reste sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2809Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-11180 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression. La figure (IV-55) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados

Et nous observons aussi dans la figure (IV-57) que le coefficient de pression est entre le **-4.35** comme valeur minimale et **1.14** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes. Pour cette angle on peut comparer notre résultats avec l'expérimentales, et d'après les résultats de l'expérimentales notre résultats sont un peut proche à la réalité. La déférence reste toujours dans la construction de la géométrie et la qualité et la taille de maillage.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **136m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuit qui est égale **3.38m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$Cl = 0.88$$

$$Cd = 0.013$$

Tel que

$$Cl = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

$$Cd = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- f : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{fVL}{Re}$$

- f : la masse volumique de gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : nombre de Reynolds

- Pour $\alpha = 8^\circ$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$, on a les résultats suivants

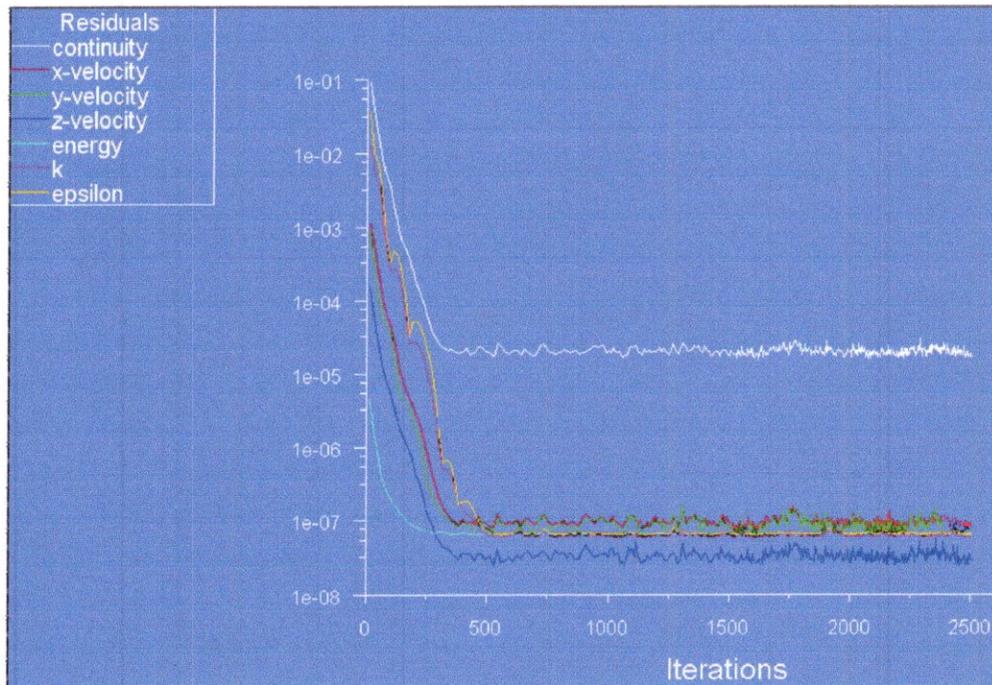


Fig IV.60 Contours de résiduel

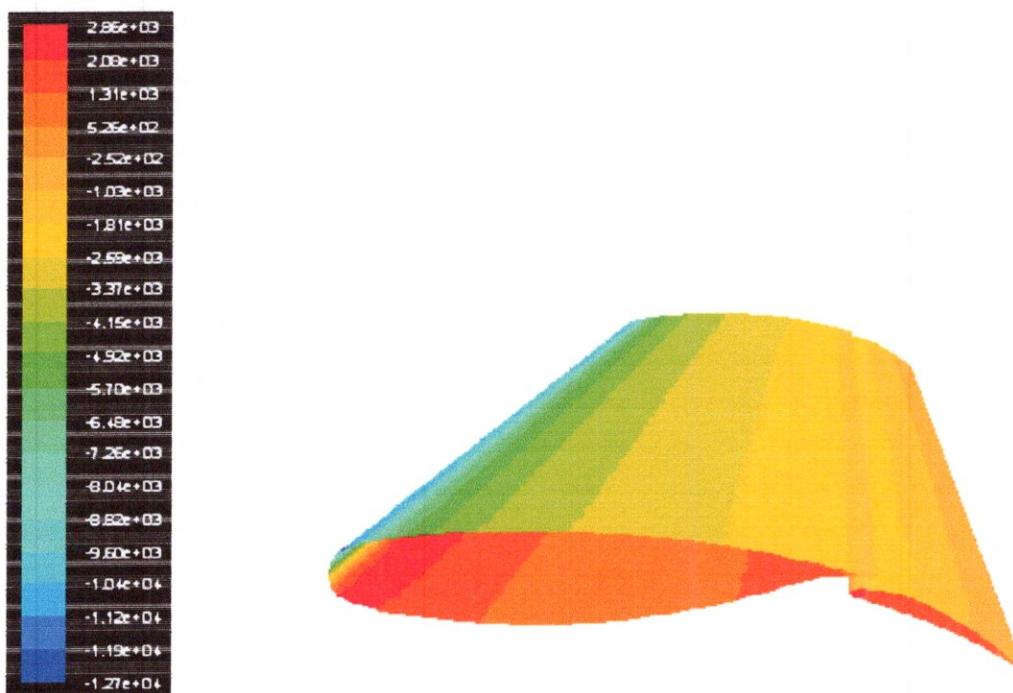


Fig IV.61 le contour de pression statique

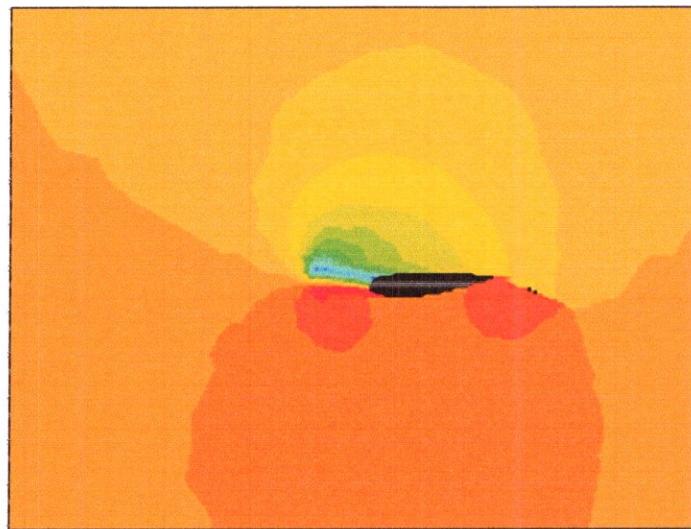


Fig IV.62 Contour de pression statique avec surfaces de symétrie

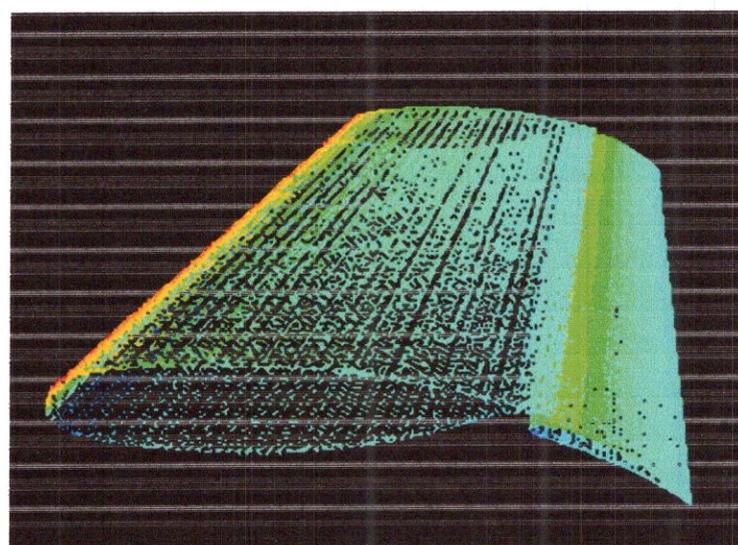
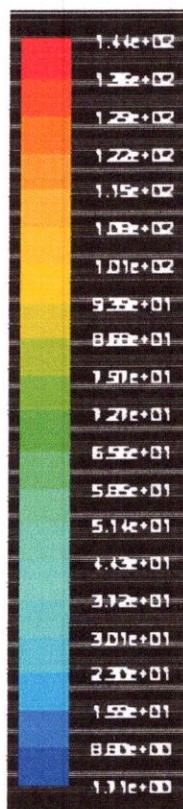


Fig IV.63 Les vecteurs de vitesse

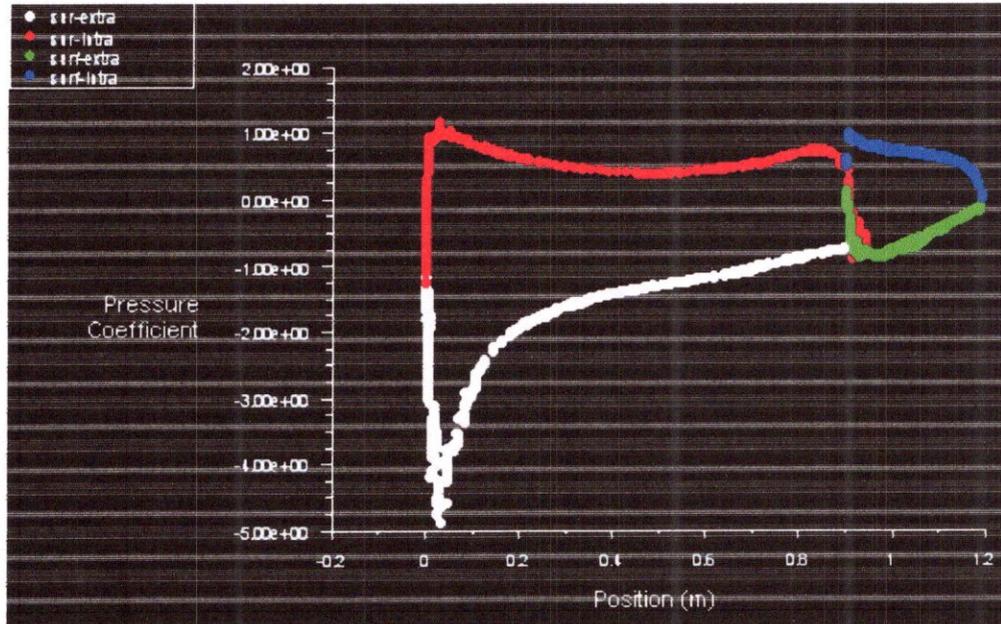


Fig IV.64 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

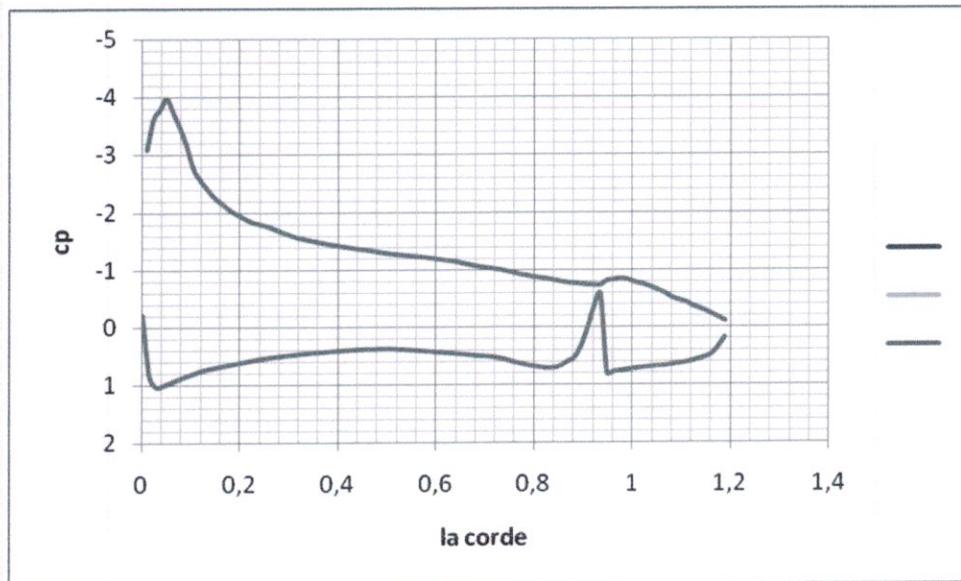


Fig IV.65 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
8	0.91	-0.005	0.32	1.16	-4.86	2862	-12711	143	1.7	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-10 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=8$

✚ **interprétation des résultats de fluent :**

D'après le tableau ci dessus nous observons que les résultats de ce test sont un petit peu changées que le test précédent, tous simplement par ce que l'existence de viscosité influe sur les paramètres aérodynamique d'un écoulement.

Mais la pression statique reste sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2862Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-12711 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression. La figure (IV-62) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados

Et nous observons aussi dans la figure (IV-64) que le coefficient de pression est entre le **-4.86** comme valeur minimale et **1.16** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **143m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **1.7m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.91$$

$$C_d = -0.0053$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{\rho V L}{Re}$$

- ρ : masse volumique d'un gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : nombre de Reynolds

- Pour $\alpha = 10.1$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$, on a les résultats suivants

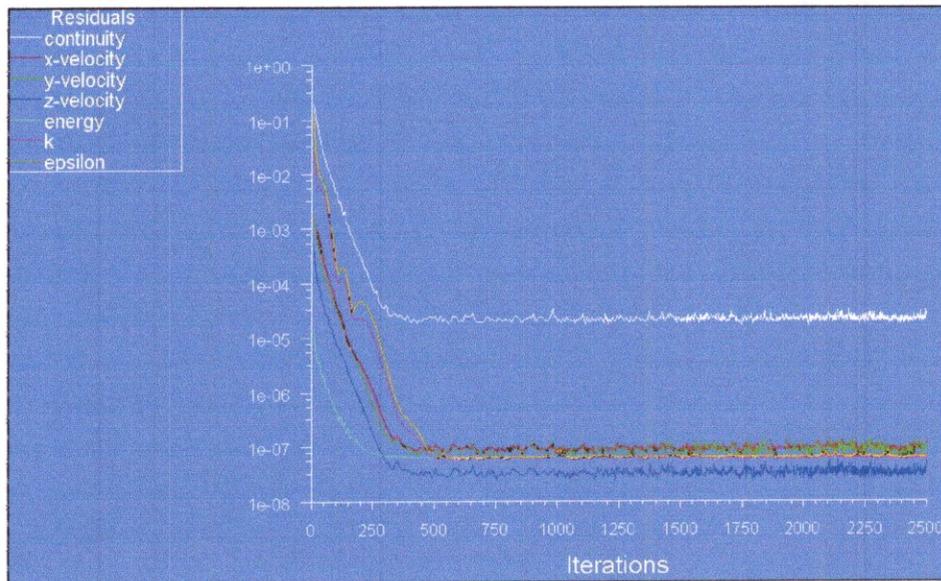


Fig IV-66 contour de résiduel

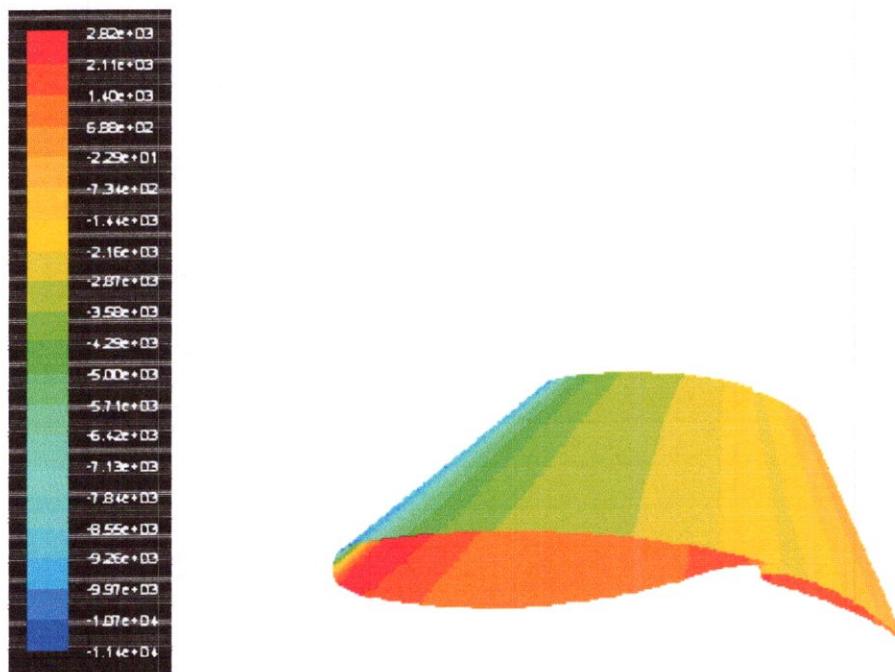


Fig IV-67 contour de pression statique

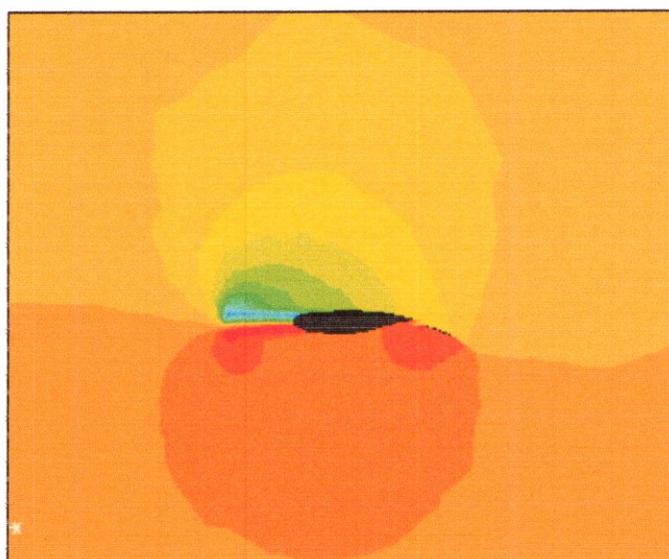


Fig IV-68 contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

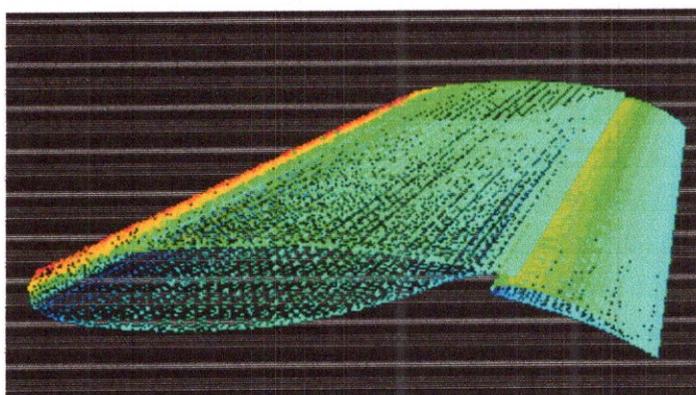


Fig IV-69 contour de vitesse

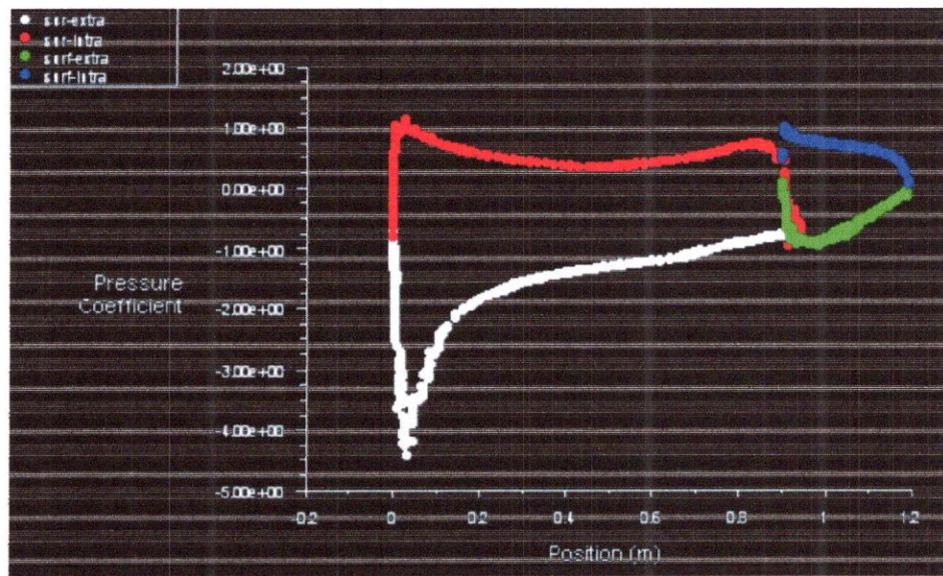


Fig IV-70 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

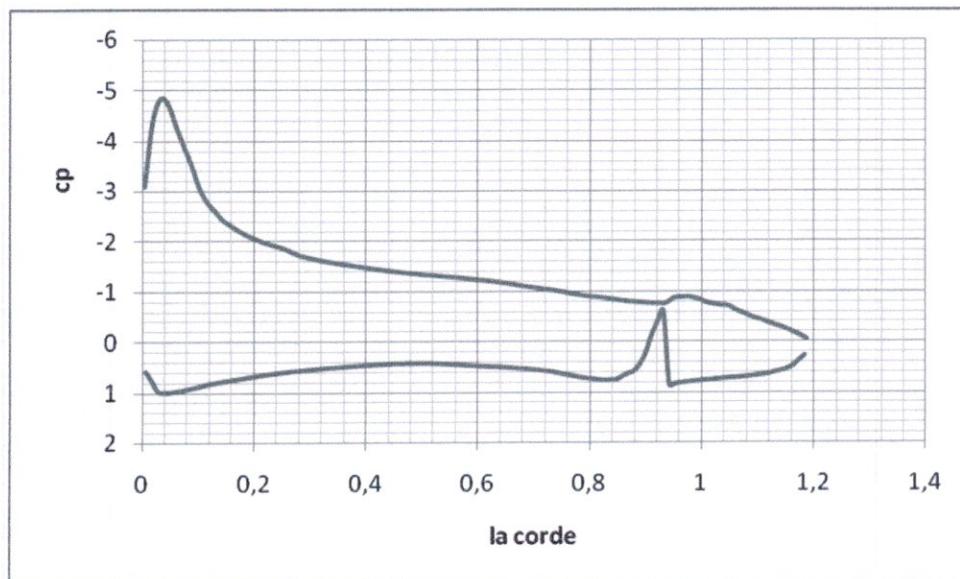


Fig IV-71 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

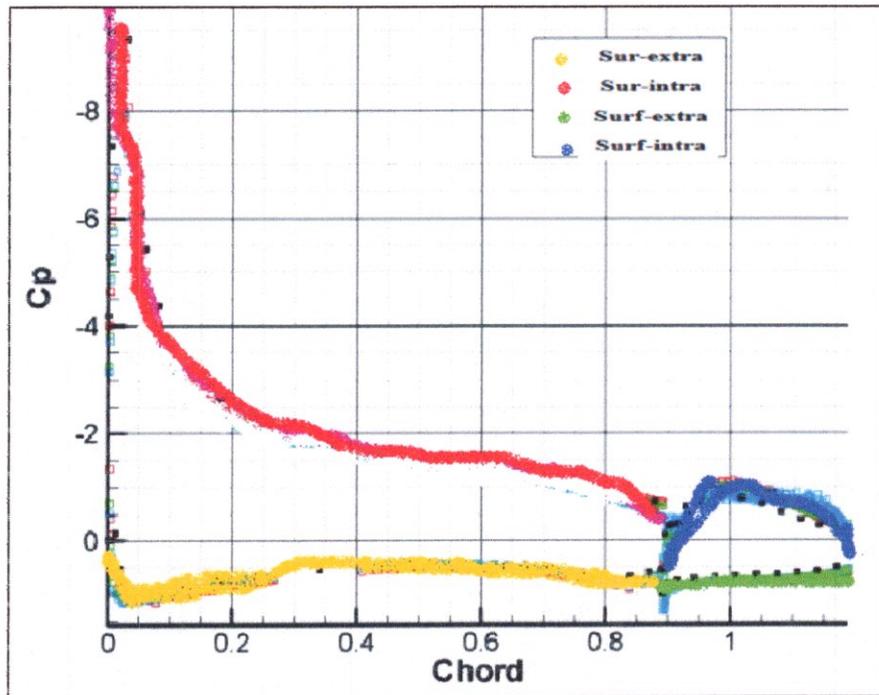


Fig IV. 72 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression pour $\alpha=10$

○ **Résumé :**

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
10.1	0.886	0.010	0.32	1.14	-4.42	2820	-11395	137	2.89	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-11 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=10.1$

✚ interprétation des résultats de fluent :

D'après le tableau ci dessus nous observons que les résultats de ce test sont un petit peu changées que le test précédent, tous simplement par ce que l'existence de viscosité influe sur les paramètres aérodynamique d'un écoulement.

Mais la pression statique reste sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est a l'avant de l'aile et exactement près du la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale égale **2820Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-11395 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression. La figure (IV-68) illustre bien la dépression et la surpression dans les surfaces extrados et intrados

Et nous observons aussi dans la figure (IV-70) que le coefficient de pression est entre le **-4.42** comme valeur minimale et **1.14** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes. . Pour cette angle on peut comparer notre résultats avec l'expérimentales, et d'après les résultats de l'expérimentales notre résultats sont un petit proche à la réalité. La différence reste toujours dans la construction de la géométrie et la qualité et la taille de maillage.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **137m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale **2.89m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$C_l = 0.886$$

$$C_d = 0.010$$

Tel que

$$C_l = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

$$C_d = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- ρ : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{fVL}{Re}$$

- f : masse volumique d'un gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : nombre de Reynolds

- Pour $\alpha = 13.1$:

Dans les conditions d'un gaz idéal et avec un nombre de mach égal a ;

$M = 0.185$, et $Re = 2.51 \times 10^6$, $\mu = 3.97 \times 10^{-6}$ on a les résultats suivants :

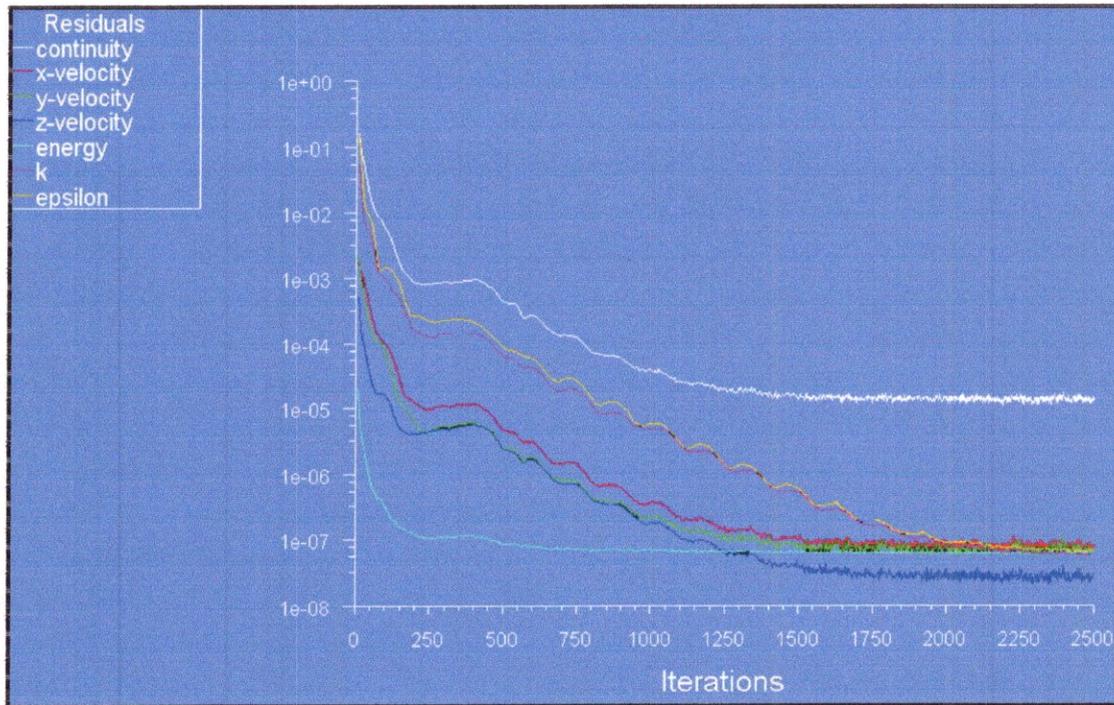


Fig IV-73 contour de résiduel

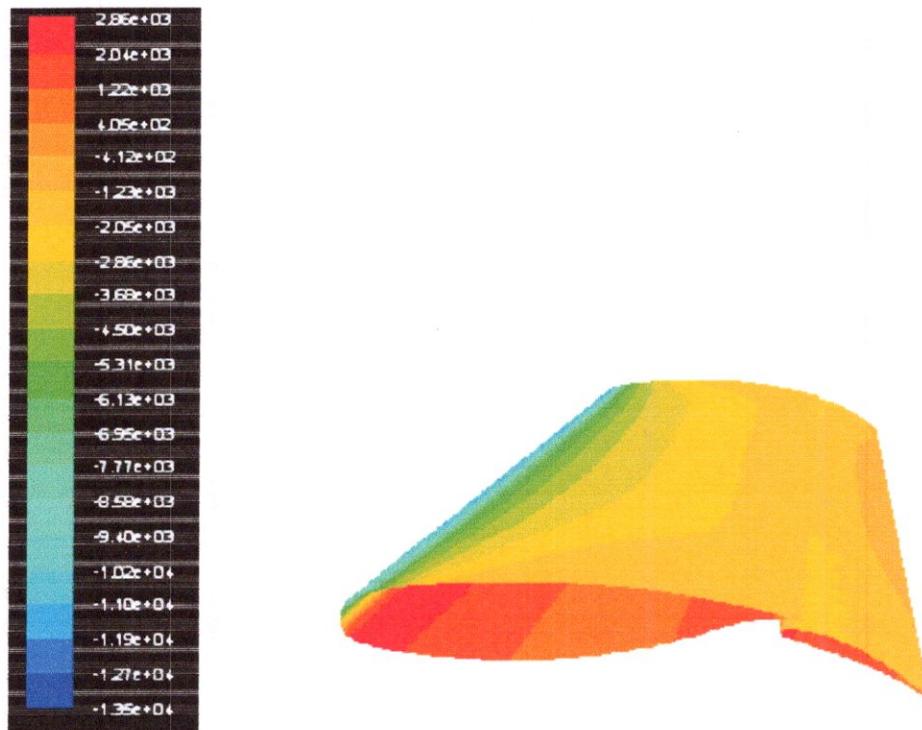


Fig IV-74 contour de pression statique

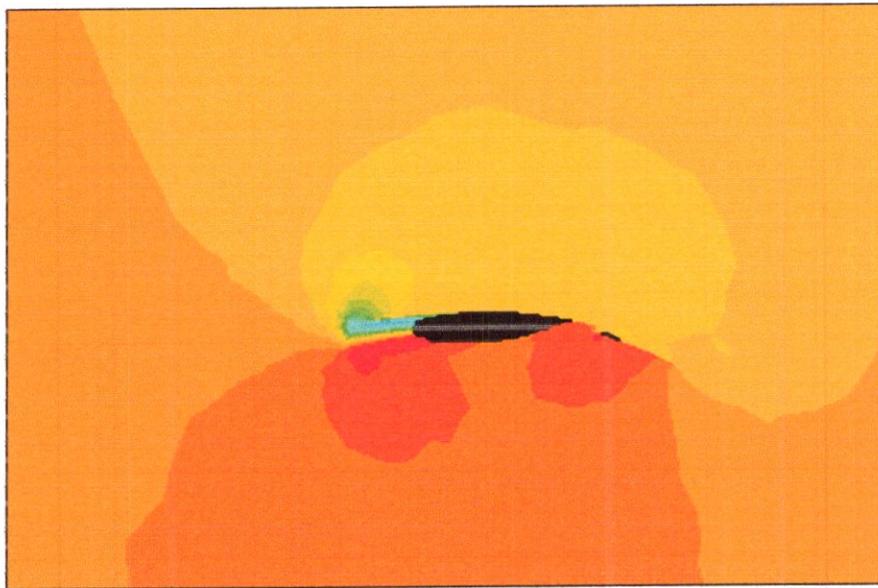


Fig IV-75 contour de pression statique avec les surfaces de symétrie

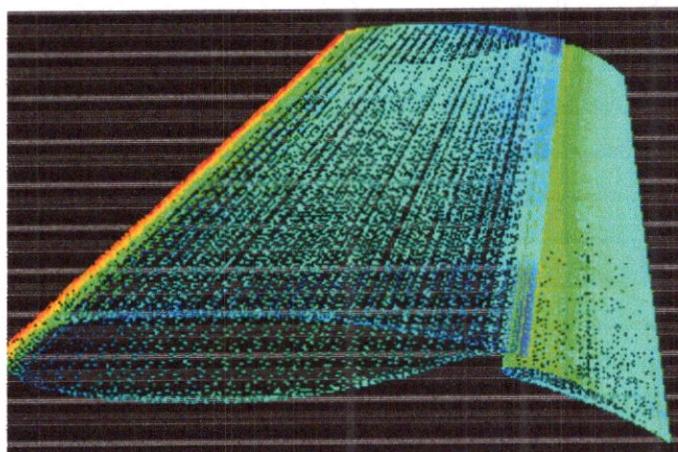
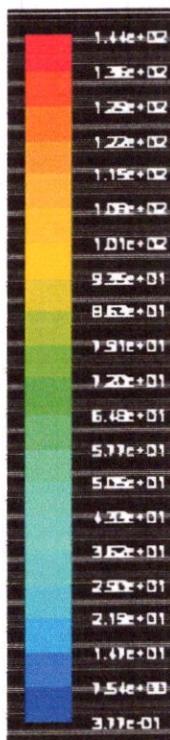


Fig IV-76 contour de vitesse

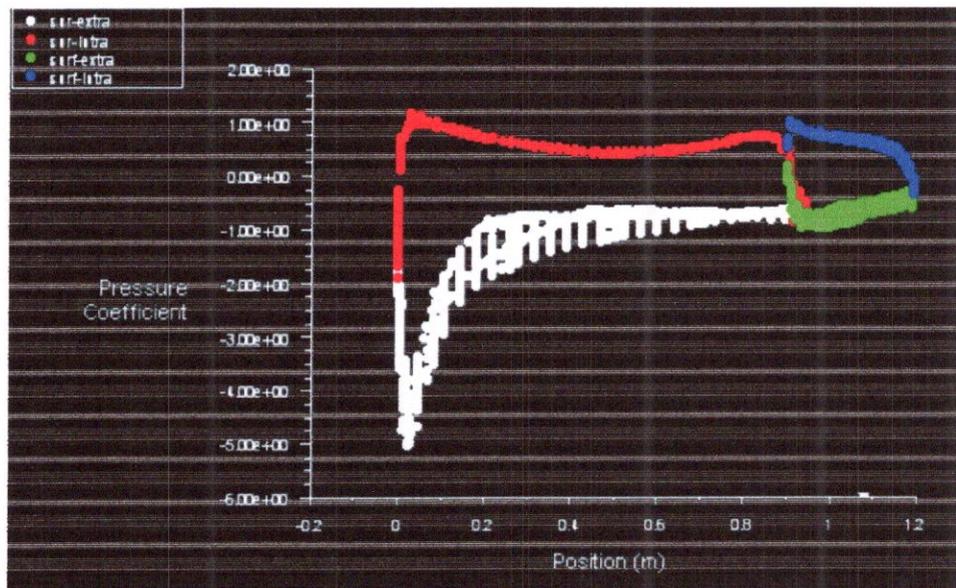


Fig IV-77 la variation de coefficient de pression dans les surfaces de l'aile

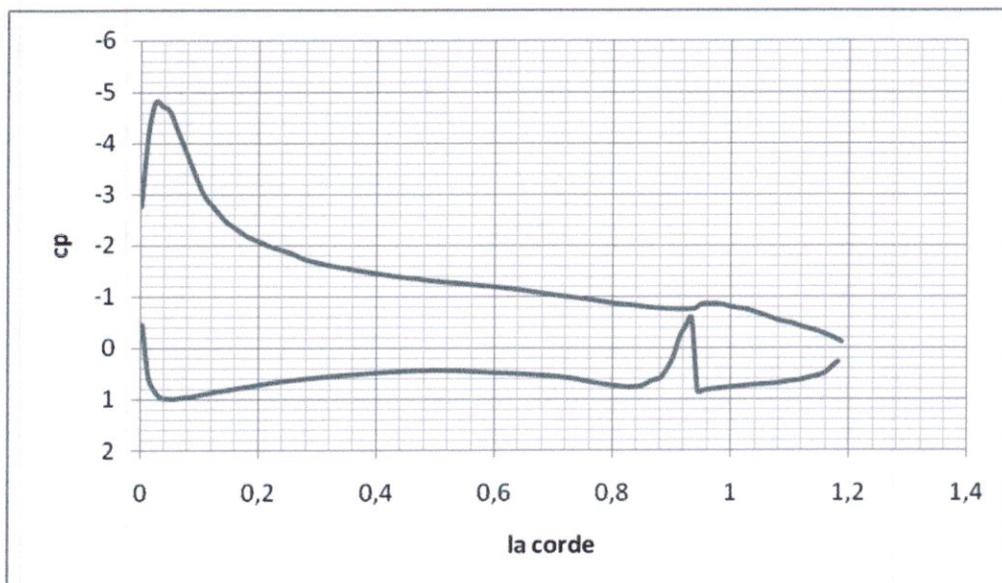


Fig IV-78 la variation de coefficient de pression dans une station de l'aile

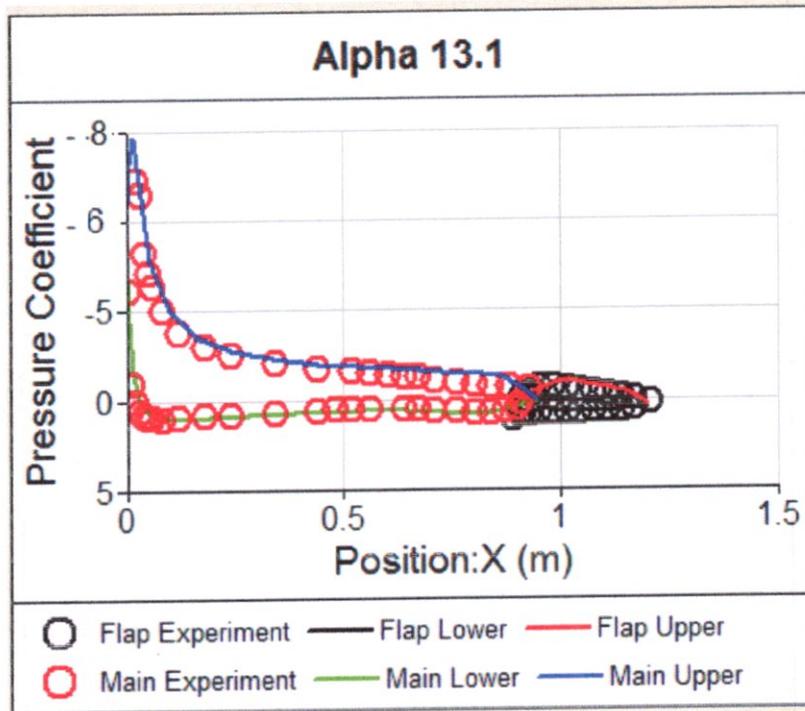


Fig IV.79 les valeurs expérimentales de la variation de coefficient de pression



Résumé :

Les résultats de ce test sont résumés dans ce tableau :

α	Cl	Cd	Cm	Cp max	Cp min	Ps max (pa)	Ps min (pa)	V max	V min	Re	μ
13.1	0.882	-0.02	0.31	1.15	-5.03	2856	-13486	143	0.37	2.52×10^6	3.97×10^{-5}

Tableau IV-12 résumé de calcul visqueux avec $\alpha=13.1$

✚ interprétation des résultats de fluent :

D'après le tableau ci-dessus nous observons que les résultats de ce test sont un peu différents de ceux du test précédent, tout simplement parce que l'existence de la viscosité influe sur les paramètres aérodynamiques de l'écoulement d'air.

Mais la pression statique sur les deux surfaces de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximale de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près de la ligne de bord d'attaque de surface intrados, la pression maximale est égale à **2856 Pa**, et la valeur minimale de la pression est **-13486 Pa** elle est près de la ligne de bord d'attaque de surface extrados.

Donc la répartition de la pression statique sur la surface extrados et la surface intrados n'est pas la même ; sur l'extrados il y a une dépression mais sur l'intrados il y a une surpression. La figure (IV-75) illustre bien la dépression et la surpression sur les surfaces extrados et intrados.

Et nous observons aussi dans la figure (IV-77) que le coefficient de pression est compris entre **-5.03** comme valeur minimale et **1.15** comme valeur maximale, donc la variation de C_p est dans les normes. Pour cet angle on peut comparer nos résultats avec les expérimentaux, et d'après les résultats expérimentaux nos résultats sont un peu proches de la réalité. La différence reste toujours due à la construction de la géométrie et à la qualité et à la taille du maillage.

D'autre part les vecteurs de vitesses montrent que la vitesse maximale est au point de bord d'attaque qui est égale à **143 m/s**, et la vitesse minimale est au point de bord de fuite qui est égale à **0.37 m/s**.

Finalement le coefficient de portance et de trainée d'après les résultats de ce test on a les résultats suivant :

$$Cl = 0.882$$

$$Cd = -0.02$$

Tel que

$$Cl = \frac{\text{Force total de pression}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

$$Cd = \frac{\text{Force total de viscosité}}{\frac{1}{2}fV^2S}$$

- Les forces de pression sont calculées et données par fluent
- Les forces de viscosité aussi calculées et données par fluent
- f : la masse volumique de gaz idéal
- S : surfaces de l'aile
- Vitesse calculée et donnée par fluent

$$\mu = 3.97e-05$$

Cette valeur est calculée avec un Reynolds $Re = 2.51 \times 10^6$

Sachant que

$$\mu = \frac{fVL}{Re}$$

- f : masse volumique d'un gaz idéal
- V : la vitesse (calculée par fluent)
- L : la corde de l'aile
- Re : nombre de Reynolds

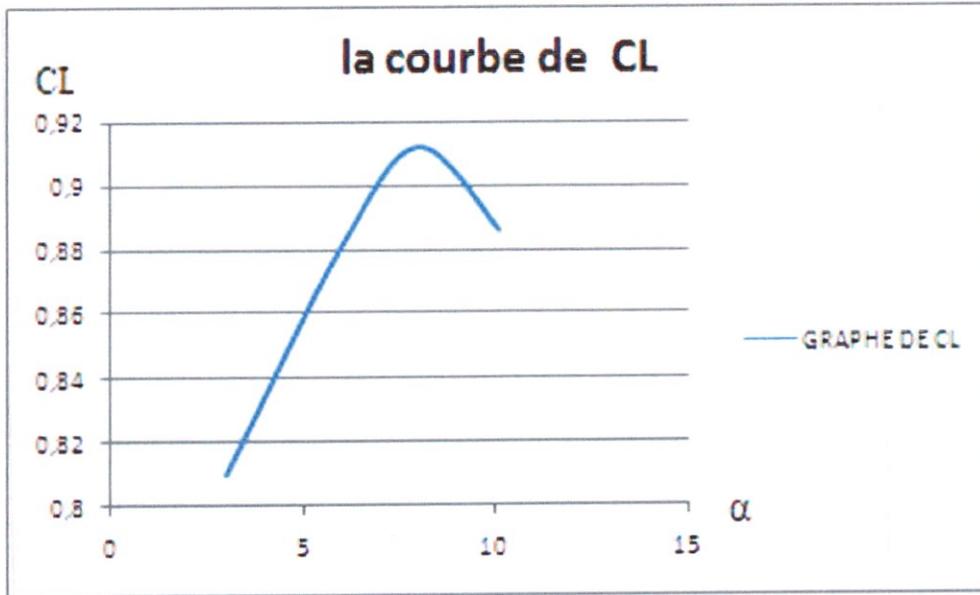


Fig IV-80 La courbe de CL en fonction de α

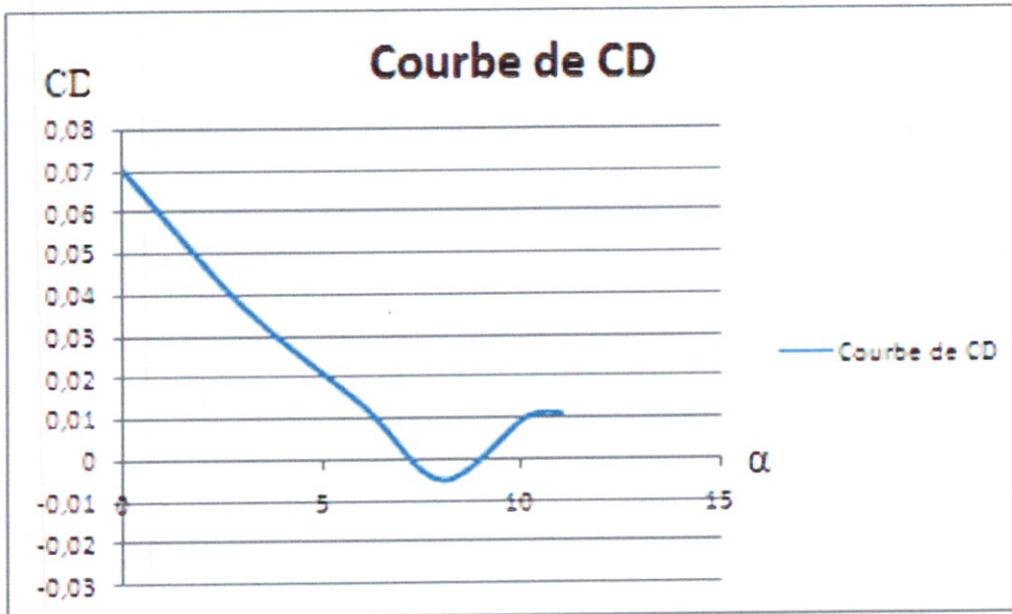


Fig IV-81 La courbe de CD en fonction de α

- Polaire portance / traînée

Il est intéressant de tracer la courbe de portance en fonction de la traînée qui permet de trouver la valeur minimale de la traînée ainsi que la valeur maximale de la portance. A une incidence donnée, on peut définir la finesse $f = \frac{C_l}{C_d}$ et dont la valeur maximale (f_{max}) permet d'apprécier les performances d'une aile.

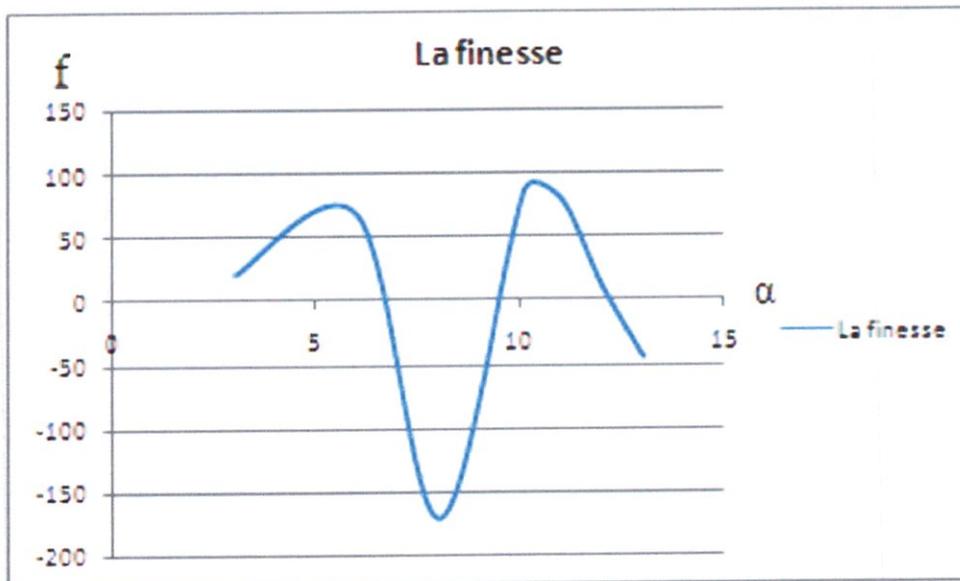


Fig IV-82 La courbe de finesse en fonction de α

D'après la courbe la valeur maximale de finesse ≈ 89 elle est correspondante à l'angle 10,1

Tel que ; $C_L=0.886$ et $C_D=0.010$

L'Etude aérodynamique

En raison de la différence de pressions au-dessus et au-dessous (différence des vitesses des filets d'air) , l'aile subit une force de réaction vers le haut, c'est la portance. En subsonique la portance d'une aile de grand allongement est proportionnelle à la circulation de l'air autour de celle-ci.

Pour une incidence positive (bord d'attaque au-dessus du bord de fuite), cette circulation crée des vitesses plus élevées sur l'extrados et plus faibles sur l'intrados. Selon le théorème de Bernoulli cela se traduit par des pressions plus fortes sur l'intrados que sur l'extrados donc une portance dirigée vers le haut.

La principale différence entre un fluide réel et le fluide parfait est l'existence de la viscosité. Cette viscosité se traduit par la présence d'une couche limite à la surface de l'aile. Au point d'arrêt sur le profil, la vitesse est nulle, il n'y a donc pas de couche limite en ce point. La couche limite part du point d'arrêt et son épaisseur croît jusqu'au bord de fuite où elle est de l'ordre de quelques centimètres. Les couches limites intrados et extrados se rejoignent au bord de fuite et se prolongent en arrière de l'aile ce qui constitue le sillage.

A une certaine incidence, on observe un décollement important de la couche limite. Ce décollement s'est toujours produit dans nos diverses simulations à l'arrière du profil, puis le point de décollement remonte vers le bord d'attaque lorsque l'incidence augmente. Ce décollement se produit quand le gradient du champ de pression devient positif, et d'autant plus que celui-ci est important.

Lorsque l'incidence augmente, on observe :

D'abord aux angles d'incidences moyens, on observe que la portance ne croît plus aussi vite avec l'incidence, dans le même temps on note une augmentation

sensible de la traînée. Puis aux angles d'attaque élevés, l'augmentation de la traînée se poursuit accompagnée alors d'un net fléchissement de la portance.

- **L'effet de viscosité sur la portance et la traînée :**

L'étude effectuée par l'intermédiaire du logiciel FLUENT dans le cas visqueux et non visqueux donne des résultats très proches. On peut donc considérer que l'influence des effets visqueux reste assez faible dans ce domaine.

- **Effet du nombre de Reynolds :**

a- Influence sur le coefficient de portance :

Pour étudier l'influence du nombre de Reynolds sur le coefficient de portance, traçons la courbe reliant ces deux grandeurs. Il apparaît alors que le coefficient de portance maximal est une fonction croissante du nombre de Reynolds. Ce phénomène peut s'expliquer par le fait que le coefficient de portance maximal est principalement fonction de l'état de la couche limite et de son décollement. Du bord d'attaque jusqu'à une abscisse X_T (T point de transition) la couche limite est laminaire puis celle-ci devient turbulente après ce point, ainsi, le frottement local de valeur élevée vers le bord d'attaque diminue rapidement dans la zone laminaire, augmente fortement à la transition puis diminue ensuite. Quand le nombre de Reynolds augmente, le point de transition avance et, la couche limite avançant et ayant la propriété de mieux adhérer, le point de décollement recule. Il en résulte une augmentation du coefficient de portance maximal.

b- Influence sur la traînée

Il est possible de distinguer trois phases :

- On observe une décroissance du coefficient (C_d) de traînée aux faibles nombres de Reynolds certainement due à la diminution du coefficient de frottement de la couche laminaire qui recouvre alors une assez grande partie du profil.

- Ensuite, C_d reste à peu près constant. Cette évolution est assez difficile à expliquer puisque deux effets interviennent en sens opposé : L'avancée du point de transition tend à augmenter la traînée tandis que le coefficient de frottement diminue exerçant ainsi l'effet inverse.

- Enfin, on observe une décroissance lente de C_d aux grands nombres de Reynolds, en effet, lorsque le point de transition atteint sa limite amont, la majeure partie du profil est recouverte d'une couche limite turbulente et c'est alors la décroissance du coefficient de frottement turbulent qui intervient.

Le nombre de Reynolds a donc une influence très significative sur la portance ainsi que sur l'angle de décrochage.

Conclusion

Nous avons fait dans ce projet un calcul subsonique avec des conditions bien déterminées à l'objectif d'avoir des résultats proches de la réalité, nous avons validé notre calcul avec des calculs publiés dans l'internet fait par **Defense Technical Information Center Compilation Part Notice**.

La simulation numérique que nous avons faite avec le solveur FLUENT nous a permis à partir de la différence de pression et à l'aide de TECPLOT d'obtenir les charges aérodynamiques ; la portance et le moment aérodynamique sur l'extrados et l'intrados.

Grâce à ce projet nous avons maîtrisé les logiciels (SOLIDWORKS, ICEMCFD, FLUENT, TECPLOT) malgré ils ont pris beaucoup de temps.

Nous pouvons dire que ce travail est considéré comme un tutoriel et une référence utile pour les futurs projets de fins d'études ; et peut être généralisé sur un modèle complet d'avion.

ANNEX 1

LES COORDONNEES DE NLR7301 & LE VOLET

Tableau N°1 coordonnées de NLR7301

X	Y
11 94360	0 01499
11 94267	0 01519
11 93988	0 01580
11 93524	0 01690
11 92878	0 01830
11 92051	0 02008
11 91047	0 02241
11 89870	0 02512
11 88524	0 02819
11 87015	0 03162
11 85349	0 03536
11 83532	0 03941
11 81572	0 04368
11 79476	0 04814
11 77253	0 05273
11 74911	0 05735
11 72459	0 06191
11 69908	0 06628
11 67267	0 07038
11 64547	0 07410
11 61758	0 07737
11 58912	0 08015
11 56019	0 08248
11 53092	0 08438
11 50141	0 08590
11 47178	0 08704
11 44216	0 08781
11 41265	0 08826
11 38337	0 08838
11 35444	0 08818
11 32598	0 08768

Tableau N°1 coordonnées de NLR7301 (la suite)

0.29809	0.08687
0.27098	0.08577
0.24448	0.08440
0.21897	0.08276
0.19445	0.08087
0.17103	0.07874
0.14880	0.07638
0.12784	0.07381
0.11786	0.07245
0.10824	0.07103
0.09897	0.06958
0.09007	0.06807
0.08155	0.06650
0.07341	0.06488
0.06567	0.06317
0.05832	0.06137
0.05139	0.05943
0.04487	0.05731
0.03877	0.05506
0.03309	0.05268
0.02786	0.05009
0.02305	0.04717
0.01870	0.04373
0.01479	0.03978
0.01133	0.03544
0.00832	0.03076
0.00577	0.02582
0.00368	0.02064
0.00206	0.01516
0.00089	0.00939
0.00019	0.00422
-0.00084	-0.00080
0.00019	-0.00552
0.00089	-0.00992
0.00206	-0.01417
0.00368	-0.01804
0.00577	-0.02173
0.00832	-0.02521
0.01133	-0.02851
0.01479	-0.03158
0.01870	-0.03445

Tableau N°1 coordonnées de NLR7301 (la suite)

0.02395	-0.03717
0.02786	-0.03972
0.03310	-0.04215
0.03877	-0.04443
0.04487	-0.04681
0.05139	-0.04873
0.05832	-0.05073
0.06567	-0.05283
0.07341	-0.05446
0.08155	-0.05622
0.09007	-0.05791
0.09897	-0.05954
0.10824	-0.06109
0.11786	-0.06259
0.12784	-0.06402
0.14880	-0.06672
0.17103	-0.06917
0.19445	-0.07132
0.21897	-0.07317
0.24448	-0.07470
0.27089	-0.07585
0.29809	-0.07686
0.32598	-0.07784
0.35444	-0.07791
0.38337	-0.07652
0.41265	-0.07550
0.44216	-0.07385
0.47178	-0.07144
0.50141	-0.06819
0.53092	-0.06417
0.56019	-0.05959
0.58912	-0.05459
0.61758	-0.04921
0.64547	-0.04355
0.67267	-0.03750
0.69908	-0.03080
0.72459	-0.02362
0.74911	-0.01597
0.77253	-0.00824
0.79476	-0.00080
0.81572	0.00585

Tableau N°1 coordonnées de NLR7301 (la suite)

0.83532	0.01115
0.85349	0.01472
0.87015	0.01702
0.88524	0.01818
0.89870	0.01843
0.91047	0.01807
0.92051	0.01733
0.92878	0.01645
0.93524	0.01539
0.93988	0.01469
0.94287	0.01423
0.94390	0.01419

Tableau N°1 coordonnées de volet

x	y
1.205092	-0.102133
1.204014	-0.101411
1.200754	-0.099373
1.195420	-0.095931
1.188106	-0.091056
1.178790	-0.085249
1.167564	-0.078726
1.154588	-0.071662
1.140013	-0.064282
1.124077	-0.056694
1.106992	-0.049135
1.098093	-0.045428
1.088996	-0.041798
1.079729	-0.038286
1.070330	-0.034929
1.060832	-0.031728
1.051260	-0.028701
1.041673	-0.025861
1.032094	-0.023205
1.022570	-0.020749

Tableau N°1 coordonnée de volet (la suite)

1.013137	-0.018508
1.003821	-0.016532
0.994643	-0.014820
0.985653	-0.013410
0.976874	-0.012269
0.968306	-0.011407
0.960148	-0.010799
0.952264	-0.010473
0.944743	-0.010407
0.937624	-0.010583
0.930955	-0.010922
0.924783	-0.011390
0.919139	-0.011985
0.914029	-0.012722
0.909442	-0.013659
0.905415	-0.014812
0.901946	-0.016156
0.899047	-0.017719
0.896720	-0.019522
0.895009	-0.021474
0.893925	-0.023517
0.893589	-0.025374
0.893925	-0.027199
0.894976	-0.028901
0.896887	-0.030054
0.899614	-0.030749
0.903046	-0.031232
0.907107	-0.031741
0.911738	-0.032320
0.916920	-0.032993
0.922644	-0.033757
0.928889	-0.034582
0.935621	-0.035469
0.942821	-0.036418
0.950452	-0.037440
0.958495	-0.038526
0.966901	-0.039670
0.975646	-0.040906
0.984677	-0.042203
0.993974	-0.043586

Tableau N°2 coordonnée de volet (la suite)

1.003479	-0.045045
1.013157	-0.046669
1.022976	-0.048257
1.032883	-0.050011
1.042829	-0.051865
1.052791	-0.053820
1.062706	-0.055875
1.072539	-0.058038
1.082262	-0.060300
1.091824	-0.062652
1.101185	-0.065091
1.119166	-0.070188
1.135943	-0.075465
1.151267	-0.080787
1.164948	-0.085915
1.176820	-0.090662
1.186673	-0.094993
1.194459	-0.098572
1.200104	-0.101159
1.203556	-0.102670
1.204699	-0.103214

1. **Wendt, John F, et al.** *Computational Fluid Dynamics An Introduction*. Berlin : Springer_Verlag, 1996.
2. **Versteeg, H K and Malalasekera, W.** *An Itrroduction to Computational Fluid Dynamics The Finite Vohume Method*. Malaysia : Prentice Hall, 1995.
5. **Hirsch, Charles.** *Numerical Computation of Internal and External Flows*. NewYork : John Wiley & Sons, 1988.
7. **Hoffmann, Klaus A and Chiang, Steve T.** *Computational Fluid Dynamics for Engineers*. Wichita : Enginnering Education System, 1995.
15. **Preparata, P Franco and Shamos, Michael Ian.** *Computational Geometry an Introduction*. New York : Springer-Verlag, 1985.
25. **Barth, Timothy J and Frederickson, Paul O.** *Higher Order Solution of the Euler Equations*. Reno : AIAA paper AIAA-90-0013, 1990. 28th Aerospace Sciences Meeting.
28. **Barth, Timothy J.** *Recent Developments in High Order K-Exact Reconstruction on Unstructured Meshes*. Reno : AIAA paper AIAA-93-0668, 1993. 31st Aerospace Sciences Meeting.
31. **Blazek, J.** *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. StAugustin : Elsevier, 2001.

34. **Abbott, Ira H and von Doenhoff, Albert E.** *Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data.* New York : Dover Publications, 1959.

35. **AGARD Subcommittee C.** *Test Cases for Inviscid Flow Field Methods.* 1986 : AGARD Advisory Report 211.

36. **Advisory Group for Aerospace Research & Development.** *A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes .* s.l. : AGARD Advisory Report No 303, 1994.

Aerodynamique subsonique

Computational fluid dynamics

Aerodynamics, Aeronautics and flight mechanics

Defense technical information center compilation part notice :

ADPO107008

École Polytechnique de Montréal. Procédure de Calcul Pour un Design Préliminaire D'une Aile D'avion.

WWW.AERODYNAMIQUE.COM

WWW.NLR7301.COM

WWW.CFD_ONELINE.COM

WWW.SOLIDWORKS/ICEMCFD/FLUENT.COM

WWW.GOOGLE.FR