

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère de l'Enseignement et de la Recherche Scientifique**  
**Université Saad Dahlab, Blida**  
**Faculté des Sciences de l'Ingénieur**  
**Département d'Aéronautique**



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

**Option : Propulsion, Structure**

*Thème du Mémoire :*

*Génération de Maillage Modulaire Autour d'un*  
*Avion en Utilisant l'ICEM CFD*

**Présenté par :**

*CHAABNIA Abdeslam*

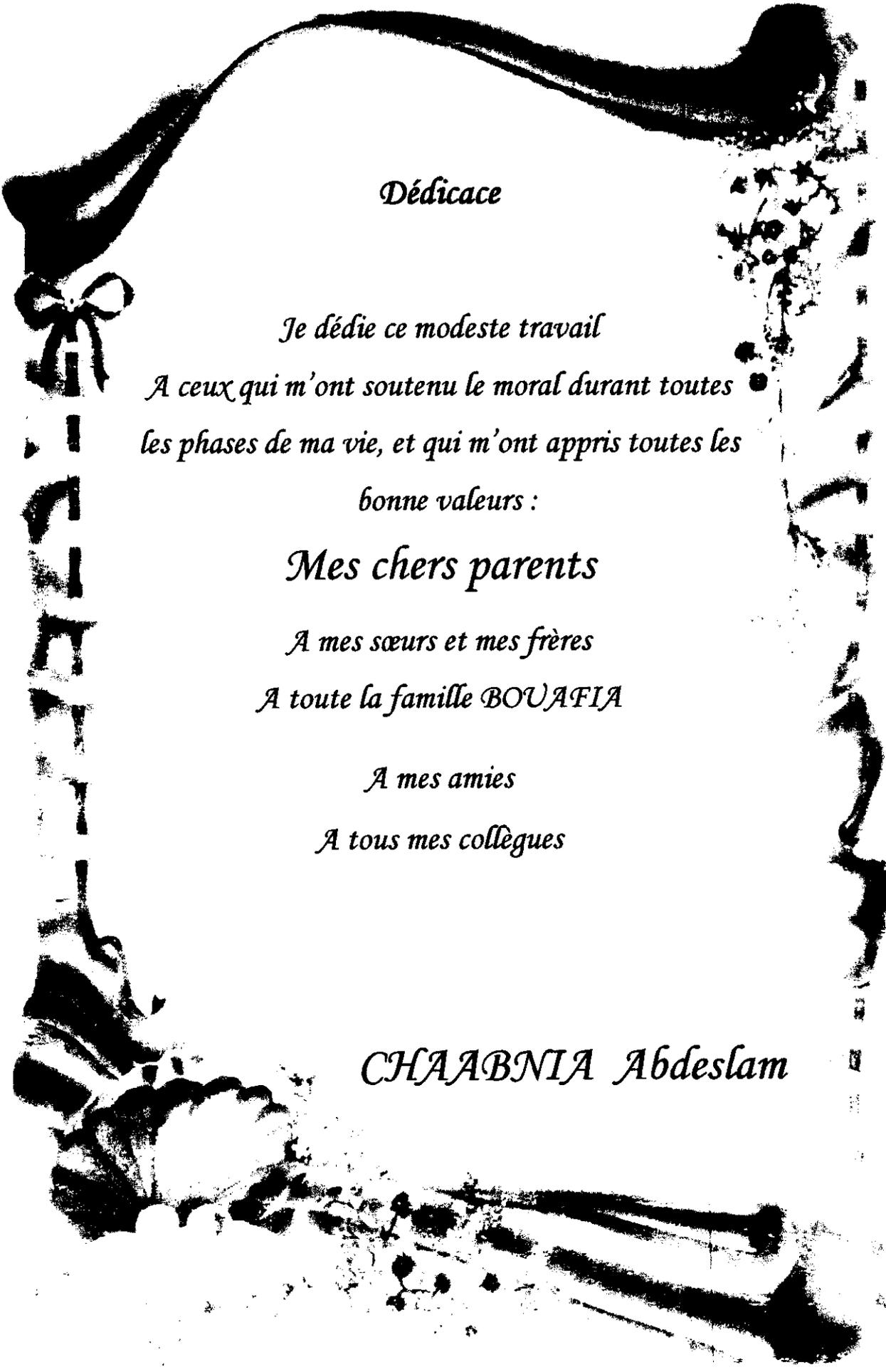
*GUEBLI Wassila*

**Encadré par:**

*Mr. TAHI Ali*

**Promotion : 2007-2008**

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



*Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail  
A ceux qui m'ont soutenu le moral durant toutes  
les phases de ma vie, et qui m'ont appris toutes les  
bonne valeurs :*

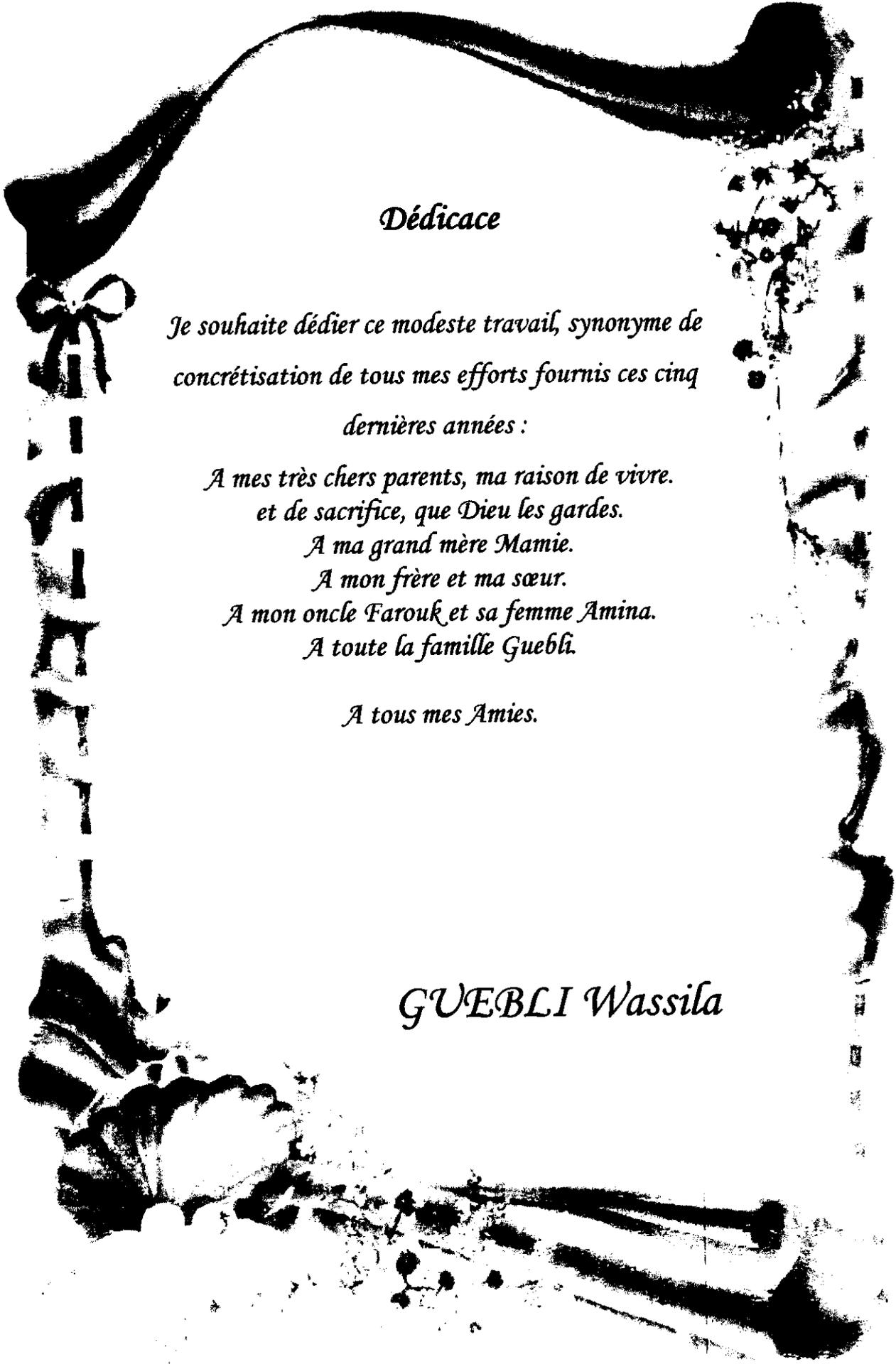
*Mes chers parents*

*A mes sœurs et mes frères  
A toute la famille BOUAFIA*

*A mes amies*

*A tous mes collègues*

*CHAABNIA Abdeslam*



*Dédicace*

*Je souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de  
concrétisation de tous mes efforts fournis ces cinq  
dernières années :*

*A mes très chers parents, ma raison de vivre.  
et de sacrifice, que Dieu les gardes.*

*A ma grand mère Mamie.*

*A mon frère et ma sœur.*

*A mon oncle Farouk et sa femme Amina.*

*A toute la famille Guebli.*

*A tous mes Amies.*

*GUEBLI Wassila*

## 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 promoteur 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.*

*CHAABNIA Abdeslam, GUEBLI Wassila*

## Résumé :

*Dans ce projet, on a utilisée l'ICEM CFD pour générée des maillages modulaire sur les configurations DLR F4 /F6 et faire l'assemblage de ces éléments, suivie d'une petite partie de calcule pour valider ce travaille en utilisent FLUENT.*

## Abstract:

*In this project, we used the ICEM CFD in order to generate instructed grids based on modular geometry of DLR F4 / F6 , and gathered there elements, following by a little parts of calcul to validate this work using fluent.*

## *NOMENCLATURE DES SYMBOLES*

$p$  : la pression

$\rho$  : Masse volumique.

$T$  : Température.

$g$  : L'accélération de la pesanteur.

$V$  : Vitesse incidente du fluide en amont du profil.

$M$  : Nombre de MACH.

$\alpha$  : Angle d'incidence.

$C_p$  : Coefficient de pression.

$C_d$  : Coefficient de trainée.

$C_l$  : Coefficient de Portance.

$C_m$  : Coefficient de Moment.

$E$  : l'énergie totale.

$h$  : l'enthalpie statique.

Exp: Expérimental.

up : extradors .

dn : intrados

$x,y,z$  : coordonnées cartésiennes.

$t$  : temps.

$\tau_{ij}$  : tenseur de contrainte.

# SOMMAIRE

	<u>Page</u>
Sommaire.....	01
Liste des figures .....	03
Liste des tableaux.....	05
<b>Introduction.....</b>	<b>06</b>
<b><u>CHAPITRE I : introduction au phénomène d'interaction fluide-structure</u></b>	
I-1 Introduction .....	07
I-2 Représentation .....	09
<b><u>Chapitre II : Introduction a la CFD de base</u></b>	
II-1 Introduction .....	10
II-2 La nécessité de la CFD.....	10
II-3 Applications de la CFD.....	11
<b><u>Chapitre III: ICEM CFD</u></b>	
III-1 Introduction .....	13
III-2 Principe de fonctionnement.....	13
III-3 Génération de maille d'ANSYS ICEM CFD .....	16
III-3-1 Qu'est ce qu'un maillage?.....	16
III-3-2 Type de maillage .....	17
<b><u>Chapitre IV : GENERALITE SUR FLUENT</u></b>	
IV- 1 Fluent.....	21
IV-2 Bases du solveur.....	22
IV-3 Conditions aux limites.....	25
IV-4 Procédure de simulation .....	26
IV-5 Choisir un solveur.....	28
IV-6 Discrétisation (Méthodes d'interpolation).....	29
IV-7 Convergence (Introduction).....	29
IV-7-1 Résidus .....	29
IV-7-2 Convergence.....	30
IV-7-3 Équations D'Euler.....	30

## **Chapitre V : L'Etude Pratique**

V-1 Introduction .....	32
V.2 maillage de la configuration aile- fuselage (DLR F4).....	39
V. 3 maillage de la configuration aile- fuselage-nacelle (DLR F6).....	40
V. 4 configuration aile- fuselage-nacelle-empennage horizontale et son maillage.....	41
V. 5 configuration aile- fuselage-nacelle-empennage horizontale et verticale et son maillage.....	42
V. 6 configuration aile- fuselage-nacelles+ nacelle arrière-empennages et son maillage.....	44
V. 7 configuration aile- fuselage-2nacelles-empennages horizontale et verticale et son maillage.....	45
V. 8 configuration aile- fuselage-nacelles avec un dièdre positive et négative et son maillage.....	46
V. 9 aperçu finale de l'avion bimoteur et son maillage.....	48
V. 10 configuration de l'avion avec nacelle arrière et son maillage.....	50
V. 11 configuration de l'avion quadrimoteur et son maillage.....	52
V-12 Résultats par FLUENT .....	55
V-12 -1 Les Conditions aux limites .....	55
V-12-2 Les résultats sur DLR-F4 .....	56
V-12-3 Comparaison avec les résultats expérimentaux .....	58
V-12-4 L'écoulement autour de DLR-F4 .....	60
V-12-5 Tableaux des forces de pression pour la configuration DLR F4.....	63
V-13 Les résultats sur DLR-F4 avec changement de dièdre.....	64
V-13-1 mesure de coefficient de pression pour chaque station.....	66
V-13-2 l'écoulement autour de l'avion.....	68
V-13-3 Tableaux des forces de pression pour la configuration DLR F4 avec un dièdre de 2° .....	70
V-14 Analyse des résultats.....	71
<b>Conclusion.....</b>	<b>72</b>
<b>Annexe A : Démarche de génération de maillage.....</b>	<b>73</b>
<b>Annexe B : fichier “ summery “ de FLUENT .....</b>	<b>79</b>
<b>Bibliographie .....</b>	<b>83</b>

## **Liste des figures :**

- Figure (I.5.1) : Diagramme  
Figure(III.2.1) : schéma de principe de fonctionnement d'ICEM CFD  
Figure (III.2.2): Fenêtres d'ICEM CFD  
Figure (III.3.1) : fenêtre d'Icem représente le maillage  
Figure (III.3.2) : exemple de maillage tétraédrique  
Figure (III.3.5) : type des éléments de maillage  
Figure (IV.4.1) : Organigramme de la procédure de la simulation numérique  
Figure (V.1) : l'avion DLR F4  
Figure (V.2) : l'avion DLR F6  
Figure (V.3) : maillage de fuselage  
Figure (V.4) : l'aile  
Figure (V.5) : maillage d'aile  
Figure (V.6) : la nacelle + pylône  
Figure (V.7) : maillage nacelle + pylône  
Figures (V.8) : la dérive horizontale  
Figures (V.9) : maillage de la dérive horizontale  
Figures (V.10) : la dérive verticale  
Figures (V.11) : maillage de la dérive verticale  
Figures (V.12) : aile-fuselage  
Figures (V.13) : maillage aile-fuselage  
Figures (V.14) : aile-fuselage-nacelle  
Figures (V.15) : maillage aile-fuselage-nacelle  
Figures (V.16) : aile-fuselage-nacelle-dérive horizontale  
Figures (V.17) : maillage aile-fuselage-nacelle-dérive horizontale  
Figures (V.18) : aile-fuselage-nacelle-empennages  
Figures (V.19) : maillage aile-fuselage-nacelle-empennages  
Figures (V.20) : aile-fuselage-nacelles+nacelle arrière-empennages  
Figures (V.21) : maillage aile-fuselage-nacelles+nacelle arrière-empennages  
Figures (V.22) : aile-fuselage-2nacelles-empennages  
Figures (V.23) : maillage aile-fuselage-2nacelles-empennages  
Figures (V.24) : avion (DLR F6) avec un angle de dièdre positif  
Figures (V.25) : maillage d'avion (DLR F6) avec un angle de dièdre positif  
Figures (V.26) : avion (DLR F6) avec un angle de dièdre négatif  
Figures (V.27) : maillage d'avion (DLR F6) avec un angle de dièdre négatif  
Figures (V.28) : avion bimoteur  
Figures (V.29) : maillage de l'avion bimoteur  
Figures (V.36) : avion quadrimoteur  
Figures (V.37) : maillage de l'avion quadrimoteur

- Figure (V.42) : Historique des résidus (DLR-F4)  
Figure (V.43) : Historique des Coefficient de trainée (DLR-F4)  
Figure (V.44) : Historique des Coefficient de Portance (DLR-F4)  
Figure (V.45) : Historique des Coefficient de Moment (DLR-F4)  
Figure (V.46) : station de mesure de Cp pour DLR-F4  
Figure (V.47) : La station 23.8 % de demi-envergure du DLR-F4  
Figure (V.48) : La station 40.9% de demi-envergure du DLR-F4  
Figure (V.49) : La station 63.6 % de demi-envergure du DLR-F4  
Figure (V.50) : Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4  
(extrados)  
Figure (V.51) : Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4  
(intrados)  
Figure (V.52) : Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4  
(extrados)  
Figure (V.53) : Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4  
(intrados)  
Figure (V.54) : Historique des résidus  
Figure (V.55) : Historique des Coefficient de Trainée (DLR-F4)  
Figure (V.56) : Historique des Coefficient de Portance (DLR-F4)  
Figure (V.57) : Historique des Coefficient de Moment (DLR-F4)  
Figure (V.58) : La station 23.9 % de demi-envergure  
Figure (V.59) : La station 40.9% de demi-envergure  
Figure (V.60) : La station 63.6 % de demi-envergure  
Figure (V.61) : Répartition du coefficient de pression (extrados)  
Figure (V.62) : Répartition du coefficient de pression (intrados)  
Figure (V.63) : Répartition du nombre de Mach (extrados)  
Figure (V.64) : Répartition du nombre de Mach (intrados)

## **Liste des tableaux :**

Tableau (V. 1): Paramètres de maillage de fuselage

Tableau (V.2): Paramètres de maillage de l'aile

Tableau (V.3): Paramètres de maillage de la nacelle

Tableau (V.4): Paramètres de maillage de la dérive horizontale

Tableau (V.5): Paramètres de maillage de la dérive verticale

Tableau (V.6): Paramètres de maillage aile-fuselage

Tableau (V.7): Paramètres de maillage aile-fuselage-nacelle

Tableau (V.8): Paramètres de maillage aile-fuselage- nacelle-dérive  
horizontale

Tableau (V.9): Paramètres de maillage aile-fuselage-empennages-nacelle

Tableau (V.10): Paramètres de maillage aile-fuselage-nacelles+nacelle  
arrière-empennages

Tableau (V.11): Paramètres de maillage aile-fuselage-dérives-2nacelle

Tableau (V.12): Paramètres de maillage d'avion avec un angle positif

Tableau (V.13): Paramètres de maillage d'avion avec un angle négatif

Tableau (V.14) : définition des conditions aux limites

Tableau(V.15) : Force de pression suivant X

Tableau(V.16) : Force de pression suivant Y

Tableau(V.17) : Force de pression suivant Z

Tableau(V.18) : Force de pression suivant X (2°)

Tableau(V.19) : Force de pression suivant Y (2°)

Tableau (V.20) : Force de pression suivant Z (2°)

# *introduction*

## *Introduction :*

L'avènement de l'informatique et la puissance toujours croissante des ordinateurs ainsi que leur coût toujours décroissant a donné naissance à une nouvelle option aux ingénieurs pour la résolution de leurs problèmes. Cette option étant la simulation sur ordinateurs des phénomènes physiques. Parmi ces phénomènes, ceux reliés aux écoulements des fluides présentent un intérêt particulier.

Dans le processus de simulation des écoulements fluides, les étapes principales sont la modélisation de la géométrie par un outil de CAO (Conception Assistée par Ordinateur) tels que Solid works ou Catia. La deuxième étape est la génération de maillage dans le domaine de calcul. C'est l'étape la plus consommatrice du temps « humain » car c'est un processus interactif qui nécessite l'intervention la plus grande de l'utilisateur. Ces deux étapes sont suivies par l'étape du calcul et celle de l'exploitation des résultats.

Comme mentionnée plus haut, dans le processus de simulation numérique d'un problème CFD, la génération de maillage étant celle qui prend le plus de temps. Pour cela, dans ce PFE, nous proposons une méthode de génération de maillage modulaire. Ceci signifie que l'utilisateur génère des maillages autour de configurations simples où il peut définir les paramètres de son maillage. Une fois le maillage généré autour de ces configurations simples on construit notre ou nos configurations simples en les combinant. C'est cette procédure qui a été utilisée dans ce PFE où l'objectif final est de générer un maillage autour de plusieurs configurations d'avions.

### **I-1 Introduction :**

La simulation numérique de phénomènes couplés a connu un essor constant ces dernières années. Ce développement est dû en particulier aux succès précédents de la simulation numérique en général, mais aussi à l'accroissement permanent des performances des calculateurs.

Parmi ces phénomènes couplés se trouvent les interactions fluide-structure. Elles mettent en jeu une structure toujours mobile, rigide ou déformable, et un fluide liquide ou gazeux, en écoulement autour ou contre une partie de la structure. Ces phénomènes sont dits couplés, parce que l'évolution de chacun des deux éléments dépend de celle de l'autre. Ainsi par exemple, la forme de la voile d'un bateau (en régime permanent) dépend de l'écoulement de l'air autour de celle-ci. Réciproquement, cet écoulement dépend de la forme de la voile.

On pourrait citer un très grand nombre d'exemples du même type. Parmi ceux-ci, on peut exhiber entre autres les phénomènes hydroélastiques (fluide en phase liquide) : écoulements autour d'un navire, d'un sous-marin, d'une digue dans un port ou de piles de pont, écoulements liquides à l'intérieur de conduites, mouvements de liquides dans un réservoir, etc... On distingue également les phénomènes aéroélectriques où le fluide est en phase gazeuse : écoulements autour des véhicules aériens (avions, missiles, etc..) et terrestres (trains à grande vitesse, automobiles, etc.), influence du vent sur les constructions souples (ponts suspendus, réfrigérants de centrale nucléaire, etc.).

Les exemples sont très nombreux. Pour certains d'entre eux, des équations simples et/ou linéaires suffisent à représenter précisément l'évolution du fluide. Des théories ont alors permis de réduire à l'interface fluide-structure le domaine qu'il faut discrétiser pour simuler numériquement le phénomène couplé. C'est le cas par exemple des équations intégrales appliquées à des phénomènes de type acoustique en analyse spectrale. Pour d'autres problèmes, ces simplifications sont impossibles. Par exemple, pour un profil d'aile en régime transsonique, certaines parties de l'écoulement sont supersoniques. Comme des effets purement non linéaires peuvent être prépondérants, une linéarisation globale est insuffisante.

Ainsi, dans le cas général, on se retrouve devant les contraintes suivantes. D'abord, il faut simuler numériquement l'évolution du fluide et de la structure. De plus, il faut utiliser des schémas assez précis en temps et en espace pour ne rien rater du couplage et disposer simultanément de toutes les inconnues liées au fluide et à la structure. Les progrès récents des performances des

supercalculateurs permettent maintenant des simulations numériques utiles de problèmes réels complexes.

Ces simulations sont devenues de véritables enjeux industriels. Par exemple, le phénomène de flottement, bien connu des aérodynamiciens, peut provoquer la ruine d'un avion. Ainsi, il intervient fortement dans la définition des limites du domaine de vol des avions de ligne et sur la manœuvrabilité des avions de chasse. Connaissant mal les mécanismes liés au flottement, les constructeurs préfèrent sur-dimensionner les structures et réduire les domaines de vol, pour s'épargner des essais réels très coûteux. La simulation numérique, si elle est assez précise et fiable, peut s'avérer une excellente solution.

Mais qu'est-ce qu'une simulation fiable ? Les questions posées par un constructeur d'avions, par exemple, sont assez simples : dans quels régimes de vol un avion peut-il être instable ? Quels sont les modes et les fréquences propres de ces instabilités ? Peut-il exister des régimes marginalement stables, où la structure adopte un régime oscillant d'amplitude non destructive, mais qui peut engendrer une fatigue prématurée. La réponse à ces questions permettraient alors de délimiter plus précisément les domaines de vol, voire de les étendre par addition de contrôles actifs.

Cependant, les résultats d'une simulation numérique dépendent fortement du modèle physique choisi et des méthodes et algorithmes employés. Pour satisfaire un industriel, le numéricien doit savoir répondre aux deux questions suivantes : si une simulation d'une interaction fluide-structure prédit un comportement satisfaisant (stable, ou stable sans cycles limites d'oscillation), l'est-il réellement ? Si la simulation prédit une instabilité ou un comportement non satisfaisant, peut-on la "suivre" et modifier par exemple la structure (en l'alourdissant ou en la raidissant) sans risquer de voir apparaître des produits d'industriels concurrents plus performants.

**I-2 Représentation :**

La figure suivante montre un exemple de schéma de calcul de l'interaction fluide-structure.

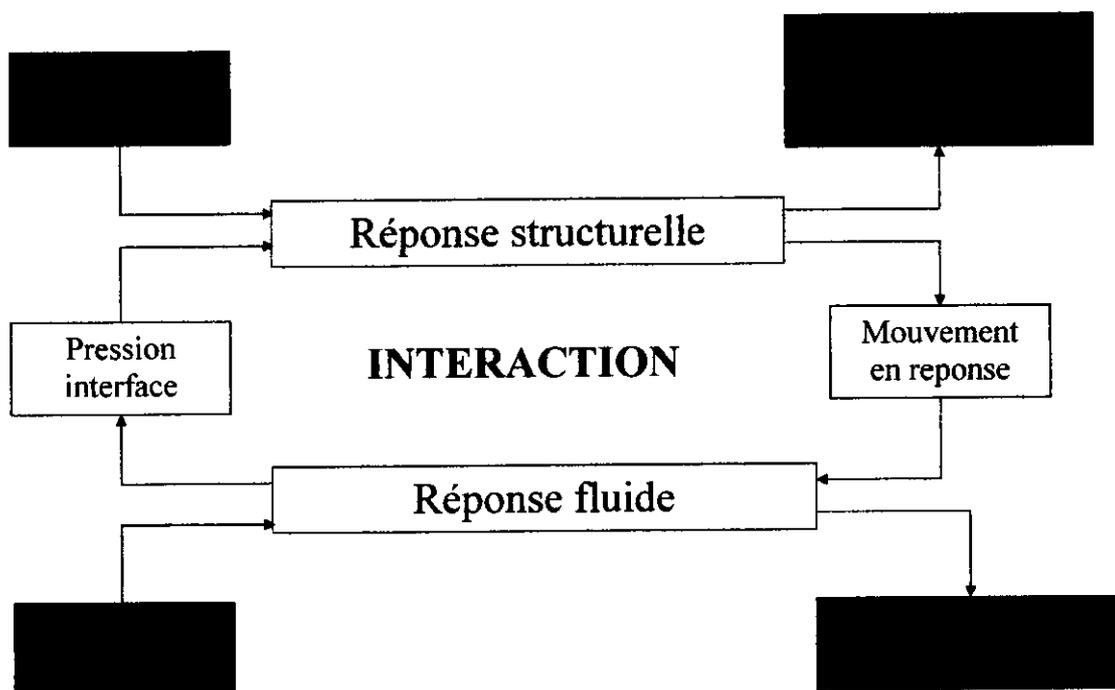


Figure (I.5.1) : Diagramme

Le but de ce travaille est justement de généré des maillages sur des géométries déformés sou l'action chargement externe comme montre la figure suivante :

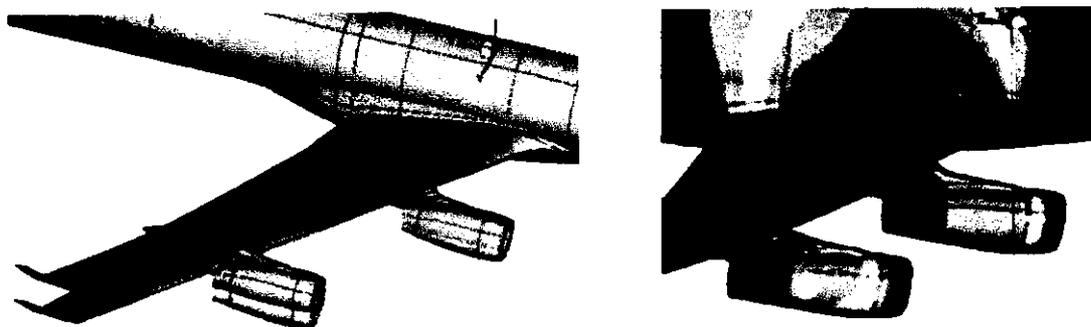


Figure (I.5.2)

# ***Chapitre II***

## ***Introduction a la***

### ***CFD de base***

### **II-1 Introduction :**

Le mot CFD (Computational Fluid Dynamics) 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 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.),
- les écoulements avec ou sans mouvement relatif (écoulement autour d'une aile d'avion ou autour d'un rotor d'hélicoptère)

### **II-2 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 :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

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

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

➤ l'équation de conservation d'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial x_j}$$

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 face 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-3 Applications de la CFD :

La CFD est utile dans une grande variété d'applications, nous notons un peu pour vous donner une idée de son utilisation dans l'industrie. Les simulations ci-dessous ont été effectuées par FLUENT.

Bio-ingénierie médicale est un domaine en pleine expansion et CFD utilise pour étudier l'appareil sanguin et respiratoire.

La figure suivante montre les zones de surpression et de dépression et une vue en coupe qui révèle la distribution des vecteurs vitesses, au niveau de la pompe qui joue le rôle du cœur en chirurgie.

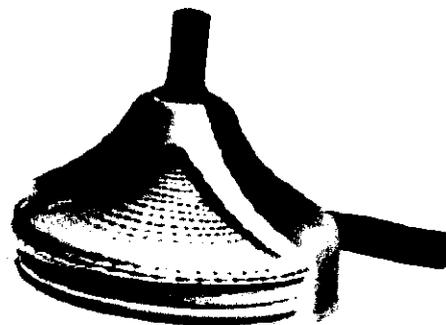


Figure (II. 3.1)

La CFD peut être utilisé pour simuler l'écoulement sur un véhicule. Par exemple, il peut être utilisé pour étudier l'interaction des hélices ou rotors avec l'avion. La figure suivante montre la prédiction du champ de pression induit par l'interaction du rotor d'hélicoptère avec un fuselage en vol vers l'avant. Rotors et hélices peuvent être représentés avec des modèles de complexité variable.

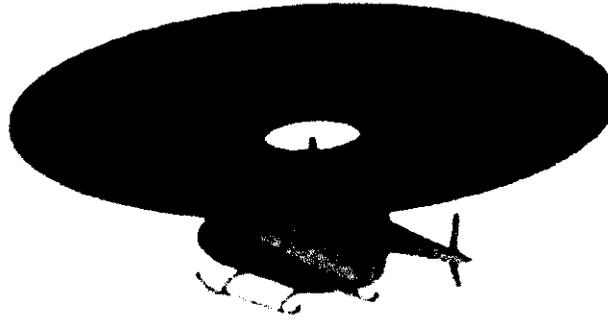


Figure (II. 3.2)

La CFD est devenu un outil très exigée pour l'industrie. Toutefois, il faut noter que la simulation des écoulements est difficile et peuvent induire des erreurs pour cela il faut faire des tests numériques pour obtenir des solutions validées.

# ***Chapitre III***

***ICEM CFD***

### **III-1 INTRODUCTION :**

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 ait été conçu pour offrir 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 classiques : Autocad, Nastran, etc., ou générer lui-même ses géométries. Icem sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides (Fluent, Star CD, ...) et de mécanique du solide (Nastran, Patran, ...).

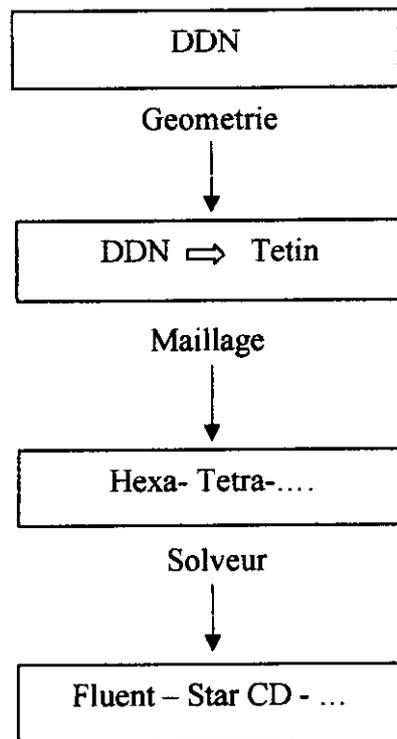
Par rapport à la concurrence, Icem est un mailleur très puissant en termes de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage. La contrepartie de cette puissance vient de la complexité de l'outil (il existe de multiples options) et d'une convivialité perfectible.

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

### **III-2 PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :**

Icem est divisé en 3 parties :

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



Figure(III.2.1) : schéma de principe de fonctionnement d'ICEM CFD

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

La géométrie ainsi créée est maillée dans un des maillages d'Icem : Hexa pour un maillage hexaédrique, Tetra pour un maillage tétraédrique, ...  
Le maillage peut alors être exporté vers un code de calcul.

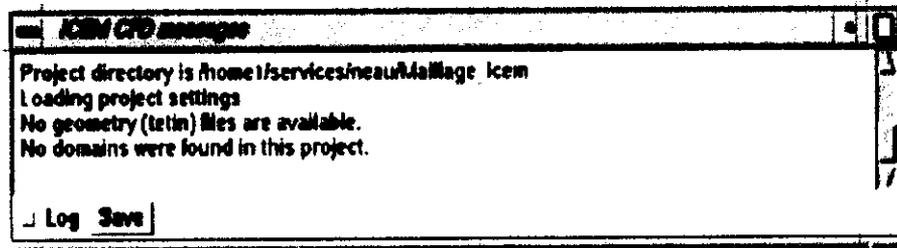
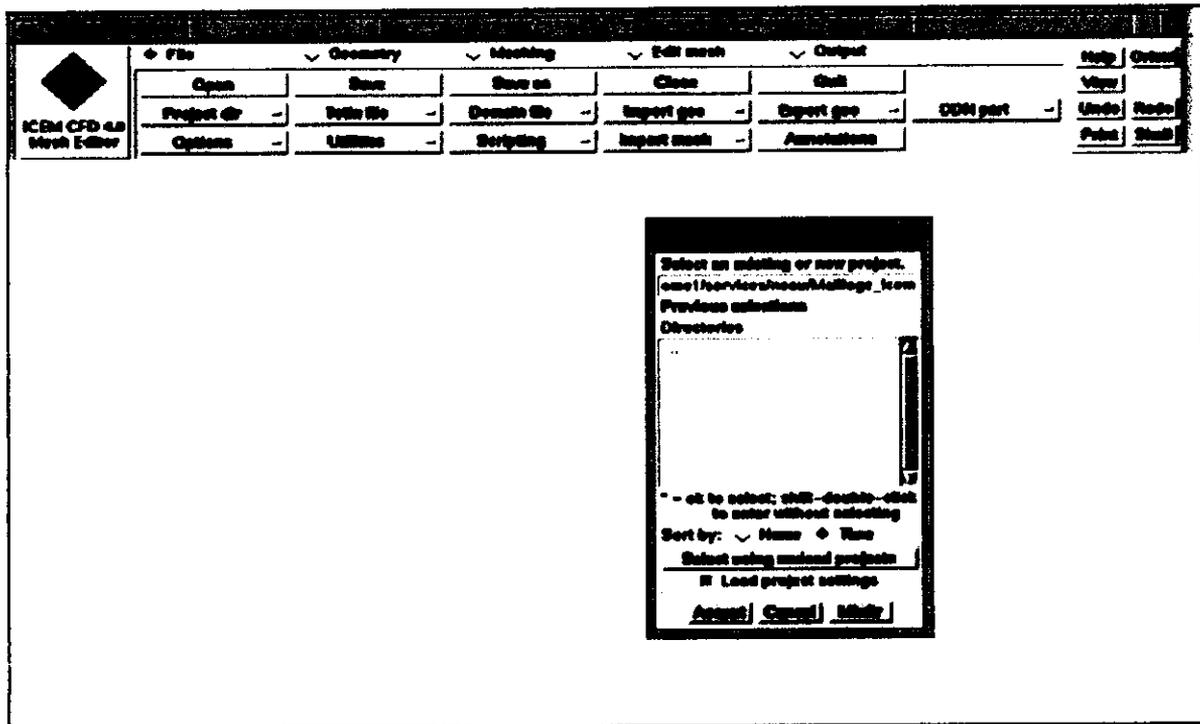


Figure (III.2.2): Fenêtre d'ICEM CFD

### III-3 Génération de maille d'ICEM CFD :

#### III-3-1 Qu'est ce qu'un 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) engrener la génération, nos outils peuvent également être utilisés pour l'analyse par éléments finis (FEA) .

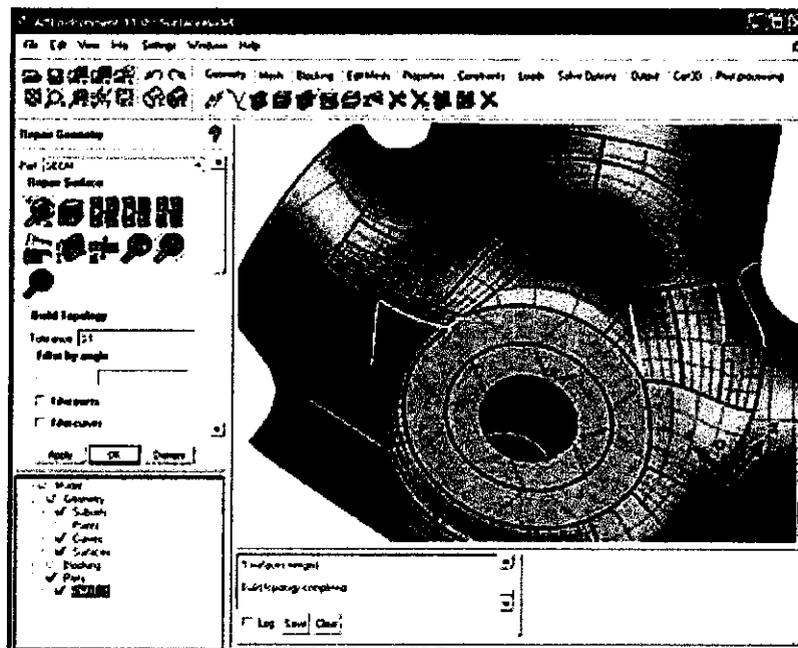


Figure (III.3.1) : fenêtre d'Icem représente le maillage

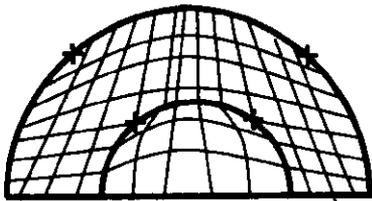
### III-3-2 Type de maillage :

#### ➤ MONO-BLOC STRUCTURE :

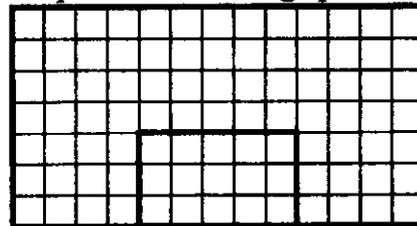
Le maillage est représenté par un bloc unique (représentation matricielle)

#### GRILLE TOPOLOGIQUE (I, J, K)

Géométrie mono-bloc



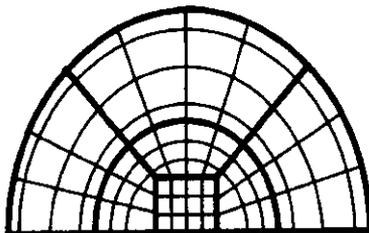
Représentation logique



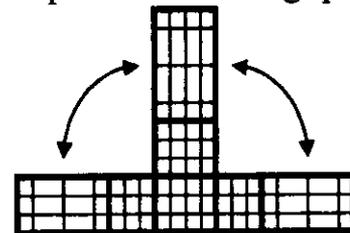
#### ➤ MULTI-BLOC STRUCTURE :

Le maillage est représenté par de multiples blocs

Géométrie Multi-bloc



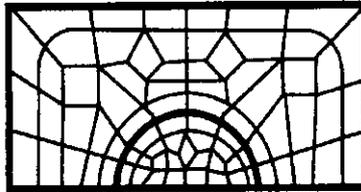
Représentation Logique



Cette structure donne un contrôle plus complet sur la répartition du maillage, d'où une bonne qualité de maillage. La création de maillages multi-blocs demande plus de ressource humaine qu'un maillage non structuré.

➤ **NON STRUCTURE :**

Le maillage n'a pas de représentation logique.



Maillage non structuré

L'utilisation de couches limites (structurées) aux frontières permet d'accroître la qualité du maillage. Les degrés de liberté sont plus nombreux.

➤ **MAILLAGE TETRAEDRIQUE :**

↓ **Description et raison d'utilisation :**

Le maillage tétraédrique est celui qui nous intéresse particulièrement. La raison est assez simple ; en effet, le tétraèdre est la figure géométrique possédant un volume la plus simple.

Elle possède 4 sommets, donc 4 faces triangulaires. Ainsi, si on veut raffiner le maillage en certains endroits, ce modèle permet le niveau de détail le plus élevé. Très intéressant pour la modélisation.



Figure (III.3.2) : exemple de maillage tétraédrique

➤ MAILLAGE HEXAEDRIQUE :

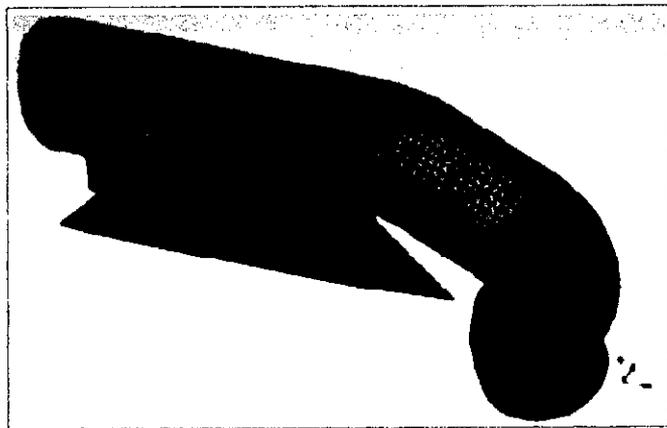


Figure (III.3.3)

➤ MAILLAGE PRISMATIQUE :



Figure (III.3.4)

- ❖ *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:

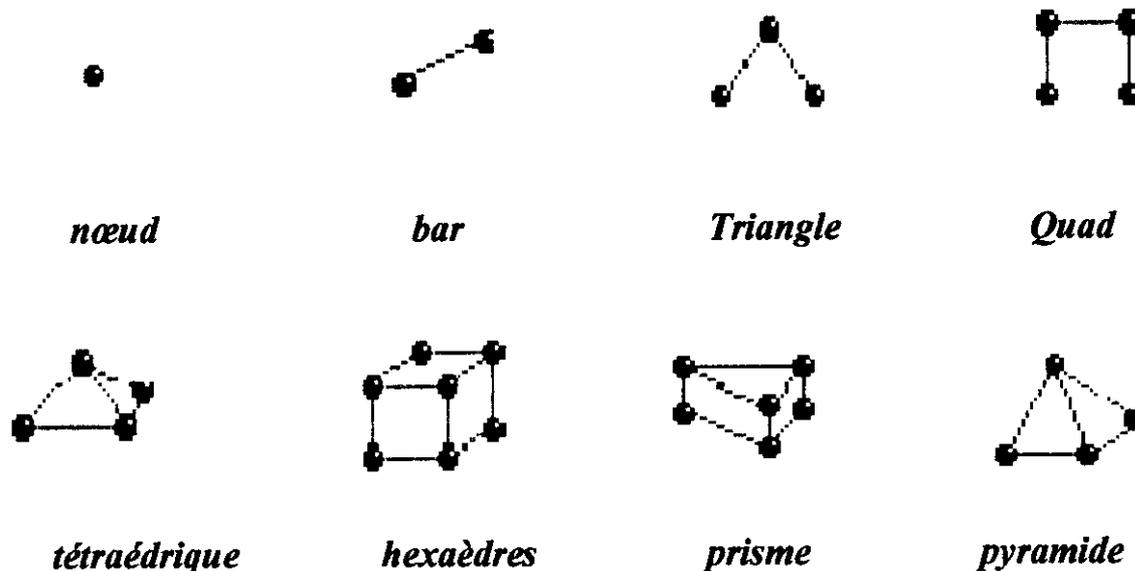


Figure (III.3.5) : type des éléments de maillage

Tous ces types d'éléments peuvent être soit linéaire ou cellules quadratique, avec l'option de pointe centrés sur les nœuds.

# ***Chapitre IV***

***GENERALITE***

***SUR FLUENT***

#### IV- 1 Fluent :

*Fluent* est un code de calculs utilise la méthode des volumes finis, résout les équations de Navier-Stokes et les équations de la chaleur (couplées ou non) pour la modélisation d'écoulements (compressibles et incompressibles) et de transfert de chaleur dans des géométries complexes.

Fluent peut modéliser les phénomènes suivants:

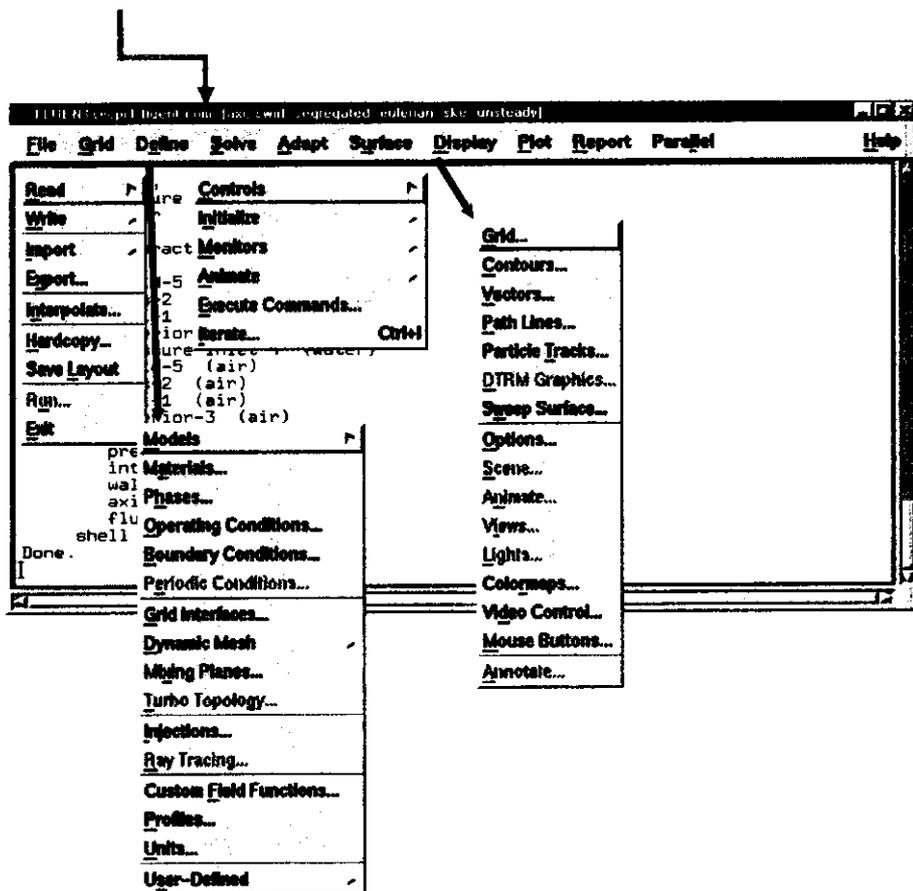
- Écoulement dans des géométries 2D ou 3D en utilisant des maillages adaptatifs structurés ou non structurés.
- Écoulement incompressible ou compressible .
- Analyse stationnaire ou instationnaire.
- Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent.
- Écoulement Newtonien ou non-Newtonien.
- Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée .
- Transfert de chaleur couplé conduction/convection .
- Transfert de chaleur par rayonnement .
- Repère de référence inertielle (stationnaire) or non-inertiels (en rotation) .
- Multiples repères de référence en mouvement, incluant des interfaces glissantes et des plans de mélange .
- Mélange et réaction d'espèces chimiques, incluant des modèles de combustion et des réactions de surface.
- Source volumique arbitraires de chaleur, masse, quantité de mouvement, turbulence, et espèces chimiques.
- Calculs de trajectoires Lagrangiennes pour une phase dispersée de particules/gouttes/bulles, incluant le couplage avec la phase continue.

- Écoulement à travers les matériaux poreux .
- Modèles pour turbine 1D/échangeur de chaleur .
- Écoulements diphasique, incluant la cavitation.
- Écoulements à surface libre avec surfaces complexes.

#### IV-2 Bases du solveur :

##### ↳ Résolution

➤ Solveur:



- Le menu est tel que les opérations se font de gauche à droite.
  - Importer et dimensionner maillage.
  - Sélection des modèles physiques.
    - Définir les propriétés des matériaux.
    - Définir les conditions de calcul.

- Définir les conditions aux limites.
  - Fournir une solution initiale.
  - Régler les paramètres du solveur.
  - Régler les moniteurs de convergence.
  - Calculer et surveiller la solution.
- 
- Post-Processing
    - Interaction avec le solveur
    - Analyses

✚ *Données du solveur*

```

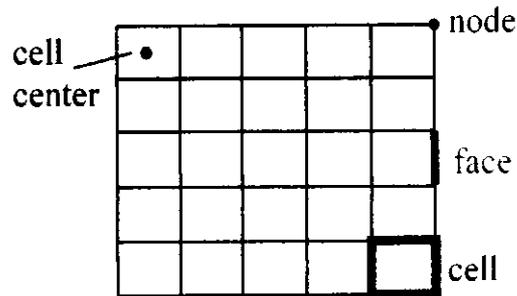
FLUENT: (p) fluent.com [user: wall: conduction zones] [file: unsteady]
File  Grid  Define  Solve  Adapt  Surface  Display  Plot  Report  Parallel  Help

fluid-5 (water)
axis-2 (water)
wall-1 (water)
interior-3 (water)
pressure-inlet-4 (water)
fluid-5 (air)
axis-2 (air)
wall-1 (air)
interior-3 (air)
pressure-inlet-4 (air)
pressure-inlet-4
interior-3
wall-1
axis-2
fluid-5
shell conduction zones,
Done.
adapt/          grid/          solve/
display/       parallel/     surface/
define/        plot/         view/
file/          report/       exit
>|
  
```

- Les commandes graphiques (GUI) ont un équivalent texte (TUI).
  - Des commandes avancées sont uniquement valables en TUI.
  - 'Entrée' montre les commandes TUI au niveau courant.
- Possibilité d'écrire un journal.

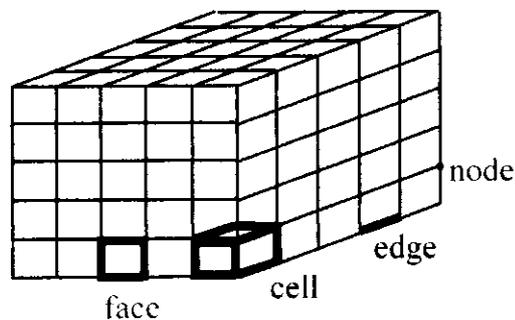
↓ **Composants du maillage :**

- Les composants sont définis dans un préprocesseur.



Maillage simple 2D

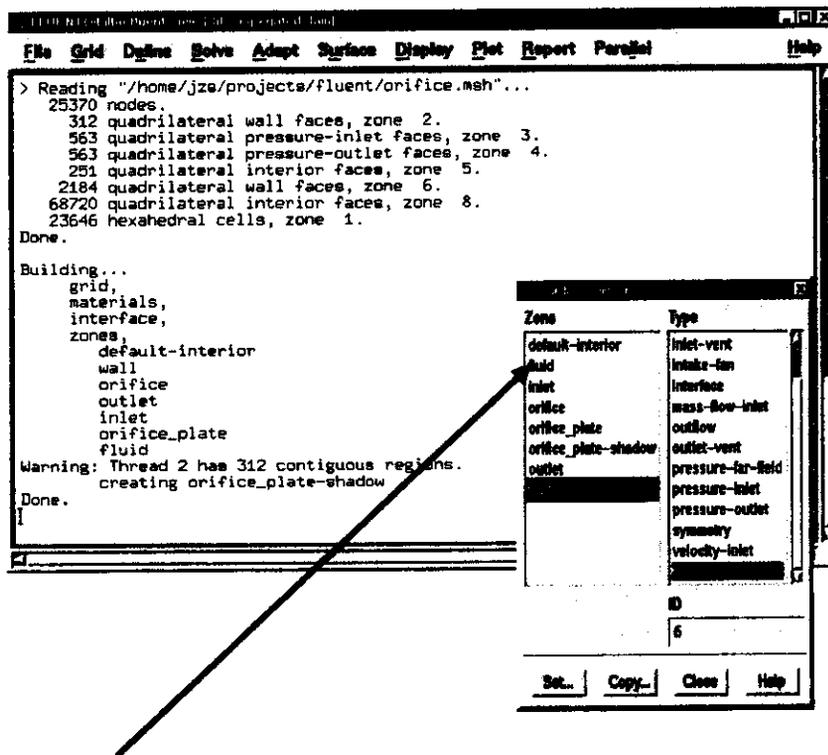
- **Cell** = volume de contrôle divisant la géométrie
  - Le domaine de calcul est défini par un maillage qui représente le fluide et les faces solides qui interviennent.



Maillage simple 3D

- **Face** = frontière d'une cell
- **Edge** = frontière d'une face
- **Node** = point de maillage
- **Zone** = groupe de noeuds, face et/ou cell
  - Les conditions limites sont assignées aux faces zones.
  - Les données des matériaux et les termes sources sont assignés aux cell zones.

### ↳ Lecture du maillage: Zones



Default-interior est une zone de cellules internes (pas utilisée).

### IV-3 Conditions aux limites :

Définir les conditions aux limites :

- Afin de définir un problème avec une solution unique, il faut fournir des informations sur les variables aux frontières du domaine.
  - Spécifier les flux de masse, quantité de mouvement, énergie, etc. dans le domaine.
- Définir les conditions aux limites implique:
  - Identifier la position des frontières (c.g., entrées, parois, symétric)
  - Donner les informations sur ces frontières
- Les conditions aux limites et les modèles employé dépendent de types des données.
- Vous devez connaître l'information nécessaire aux frontières et positionner ces frontières ou l'information est connue ou peut être correctement approchée.

- Des mauvaises conditions aux limites ont un impact sur les résultats.

❖ *Conditions aux limites disponibles:*

- Types de conditions limites pour les faces externes (*External Faces*) utilisées par le calcul.
  - Champ lointain (Pressure far-field): paroi (Wall), symétrie (Symmetry).

**IV-4 Procédure 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
  - Adaption

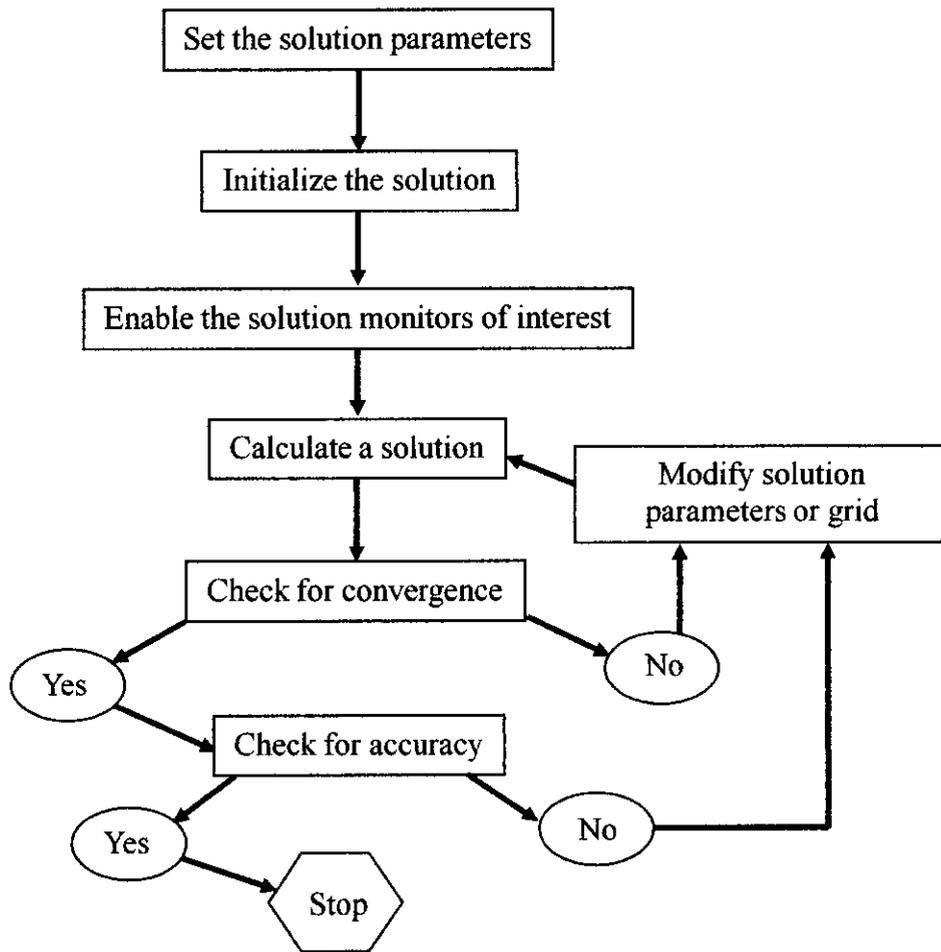


Figure (IV.4.1) : Organigramme de la procédure de la simulation numérique

**IV-5 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.
  - e.g., écoulement compressible a 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.
    - e.g., 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.

**IV-6 Discretisation (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.

**IV-7 Convergence (Introduction):****IV-7-1 Residus:**

- L'équation de transport de  $f$  se présente simplement:

$$a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} = b_p$$

- 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 fausse.
  - Le décalage est appelé le residual,  $R_p$ , avec:

$$R_p = a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} - b_p$$

- $R_p$  doit devenir *négligeable* au fur et à mesure des itérations.
- Les résidus que vous suivez sont sommés sur toutes les cellules:
  - Par défaut, ils sont dimensionnés.
  - Vous pouvez aussi normaliser les résultats.

$$R = \sum_{cells} |R_p|$$

**IV-7-2 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.

**IV-7-3 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

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w) = 0$$

- La conservation de quantité de mouvement :

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

- La conservation de l'énergie est :

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

$$h = C_p T$$

$$E = C_v T$$

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.

# ***Chapitre V***

***Etude***

***Pratique***

***V-1 Introduction :***

ICEM CFD est un excellent générateur de maillage, il peut générer des géométries complexe, comme il peut générer des maillages non structurée sur des géométries déférentes et les rassemblée pour faire un maillage sur tout la géométrie construite par ces éléments, il permet a un maillage modulaire.

Il possède une technique de modification de toute la géométrie sans revenir a l'outil CAO.

Pour cela notre travaille est de construire avec l'ICEM CFD un avion complet, par l'assemblage de plusieurs éléments (aile, nacelle, fuselage,...), avec des instructions simple de ce logiciel. et la génération de maillage de chaque élément de l'avion.

On prend le fuselage et on essaye de voir bien la géométrie s'il n'y a pas un manque de surface ou un trou quelque part, car sa influe sur le maillage.

La figure (V.3) montre le fuselage bien fini avec son maillage.

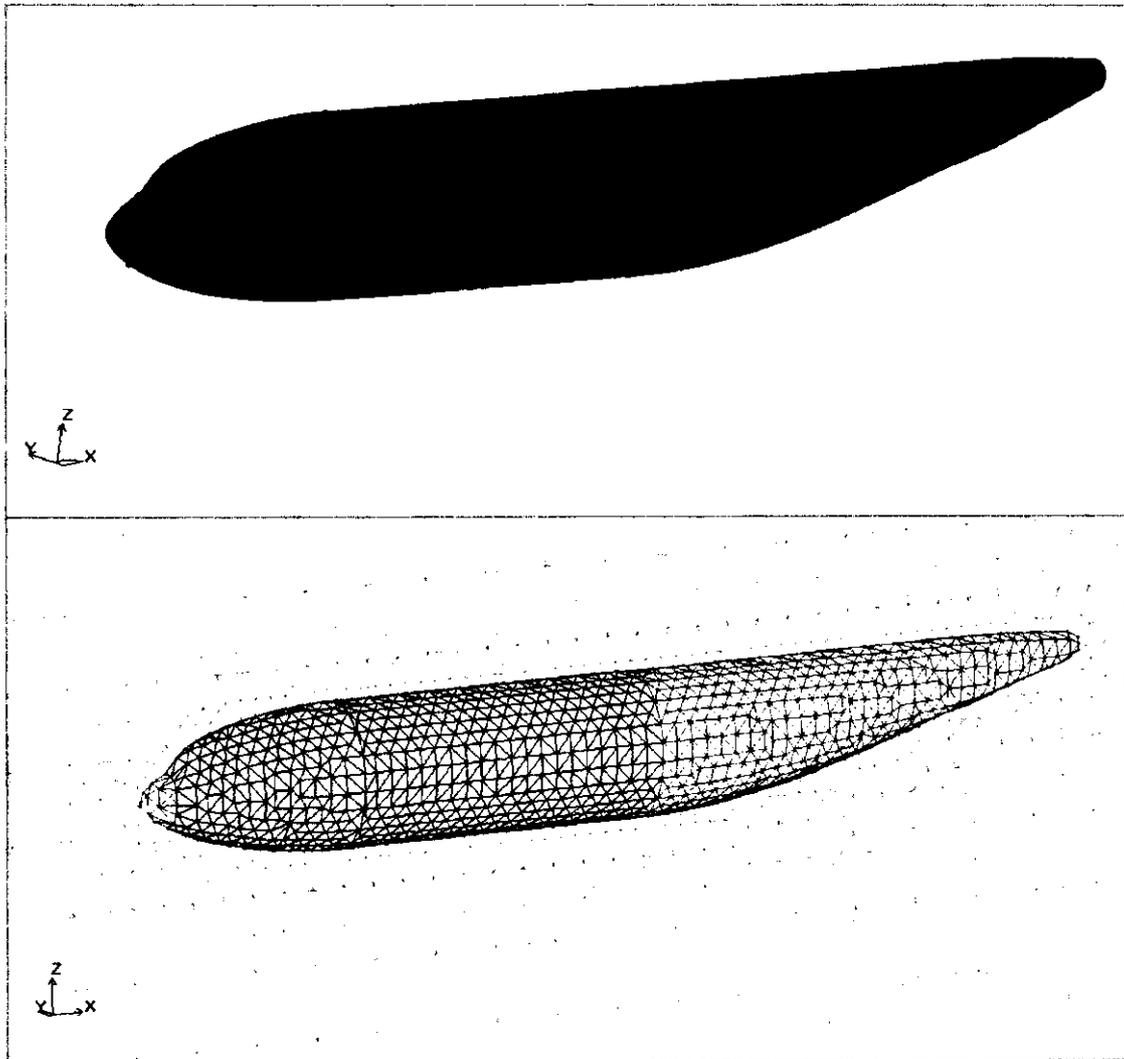


Figure (V.3) : maillage de fuselage

Tableau (V. 1): Paramètres de maillage de fuselage

Nombre de triangles	1899
Nombre de nœuds	1146641
Nombres d'éléments tétra	1109905

La figure suivante montre la nacelle pris séparément on lui applique un maillage non structuré comme montre dans la figure (V.7).

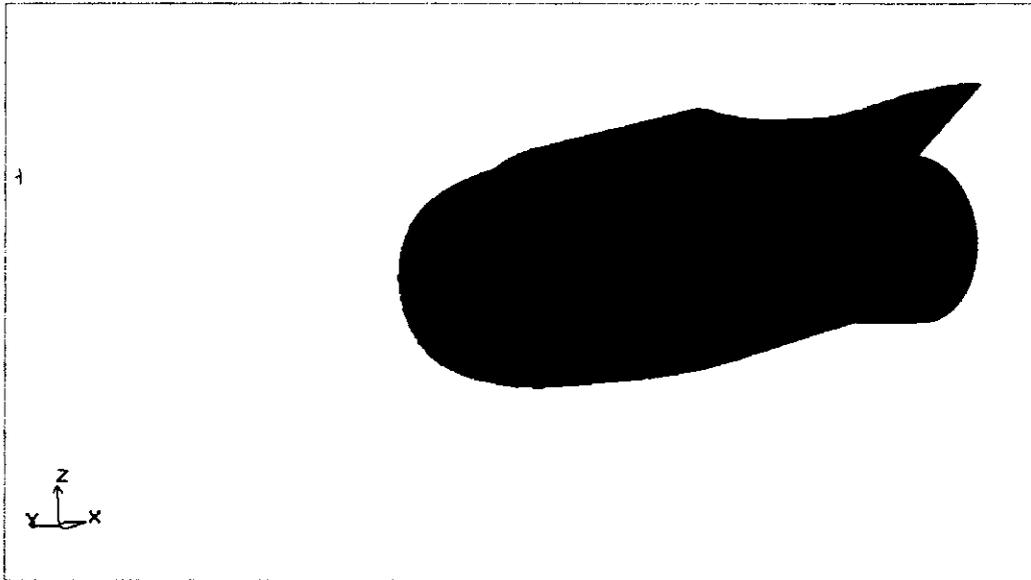


Figure (V.6) : la nacelle + pylône

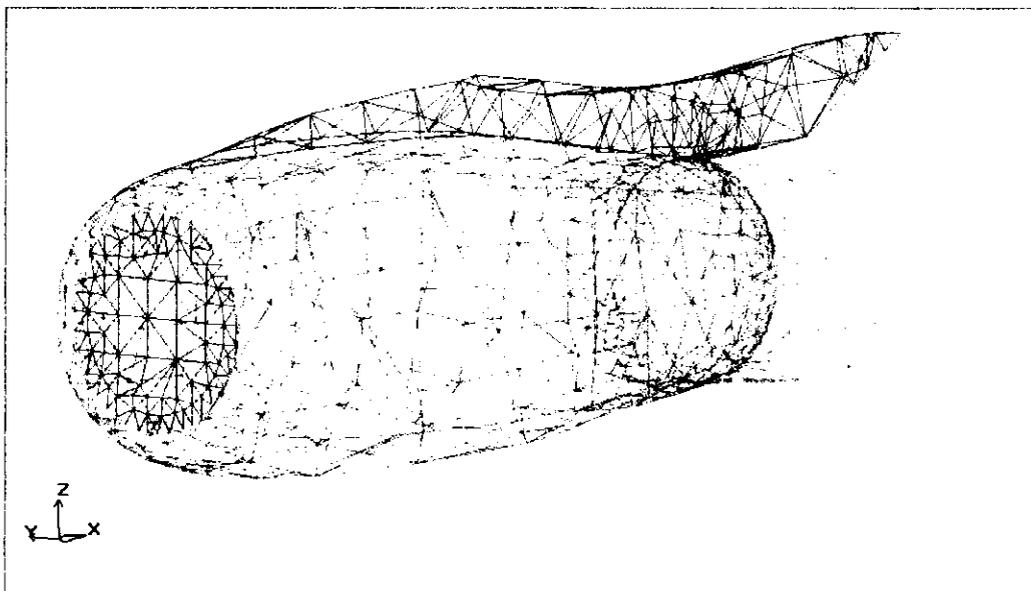
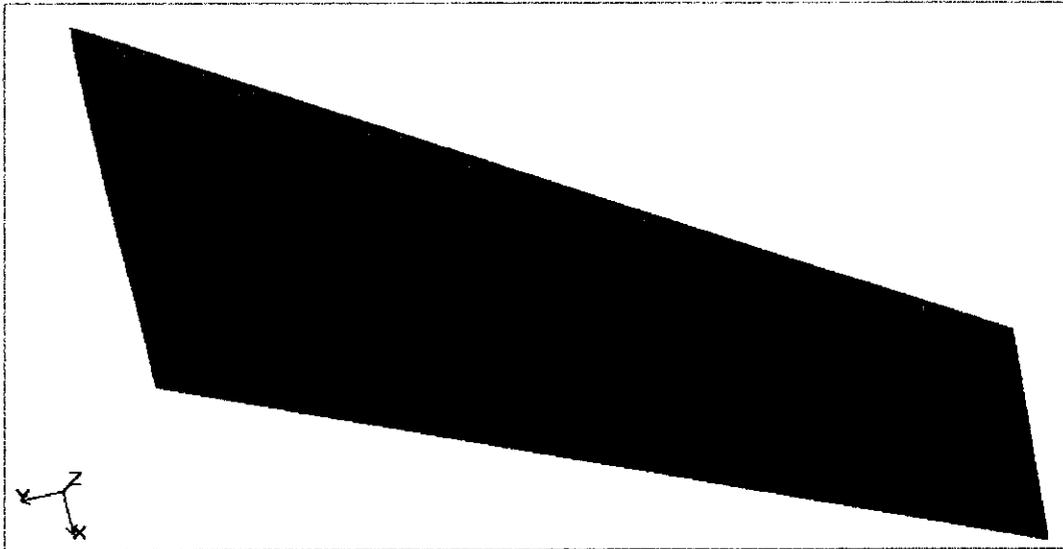


Figure (V.7) : maillage nacelle + pylône

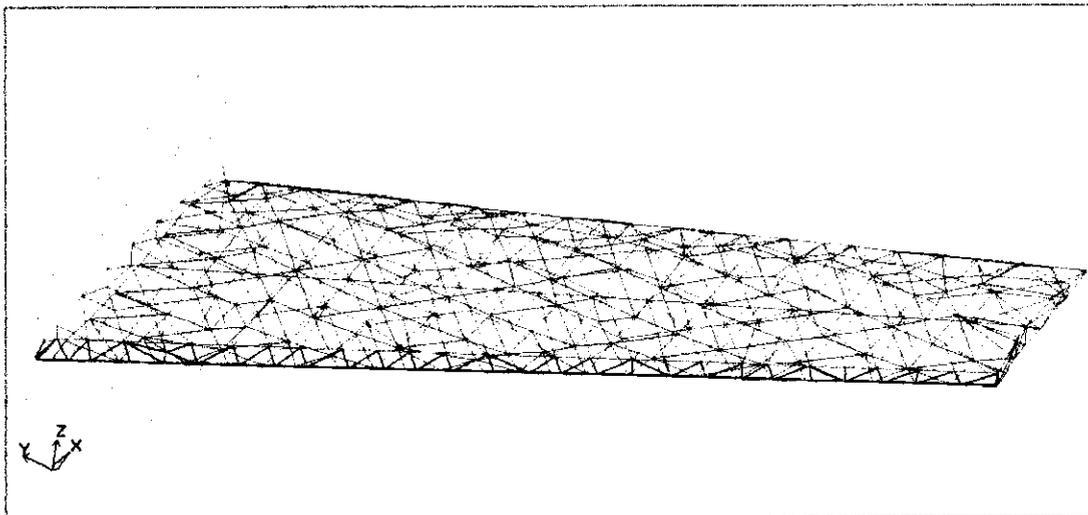
Tableau (V.3): Paramètres de maillage de la nacelle

Nombre de triangles	2202
Nombre de nœuds	239023
Nombres d'éléments tétra	1371940

Les figures (V.8) et (V.10) montrent la dérive horizontale et verticale que nous a construis a partir des fonctions simple de l'ICEM (voire annexe A), et leurs maillage [figure (V.9) et (V.11) respectivement].



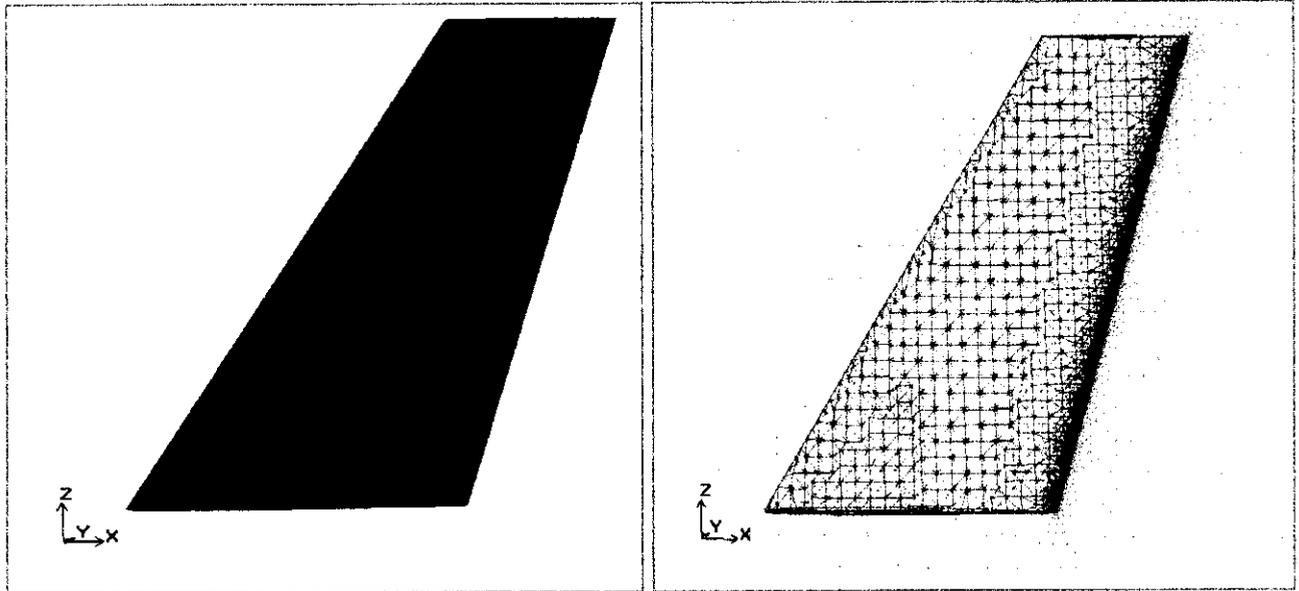
Figures (V.8) : la dérive horizontale



Figures (V.9) : maillage de la dérive horizontale

Tableau (V.4): Paramètres de maillage de la dérive horizontale

Nombre de triangles	16370
Nombre de nœuds	60308
Nombres d'éléments tétra	335436



Figures (V.10) : la dérive verticale

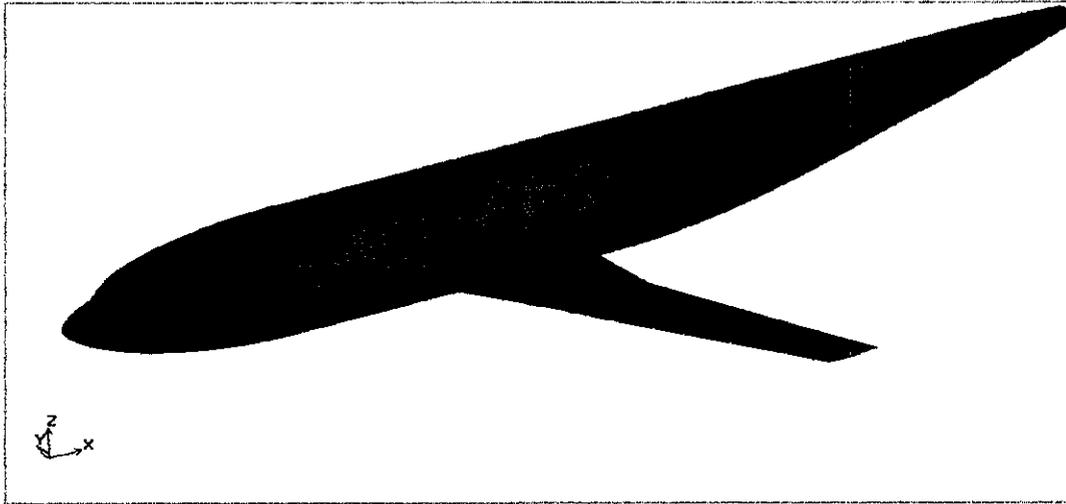
Figures (V.11) : maillage de la  
dérive verticaleTableau (V.5): Paramètres de maillage de la dérive verticale

Nombre de triangles	3251
Nombre de nœuds	78048
Nombres d'éléments tétra	407840

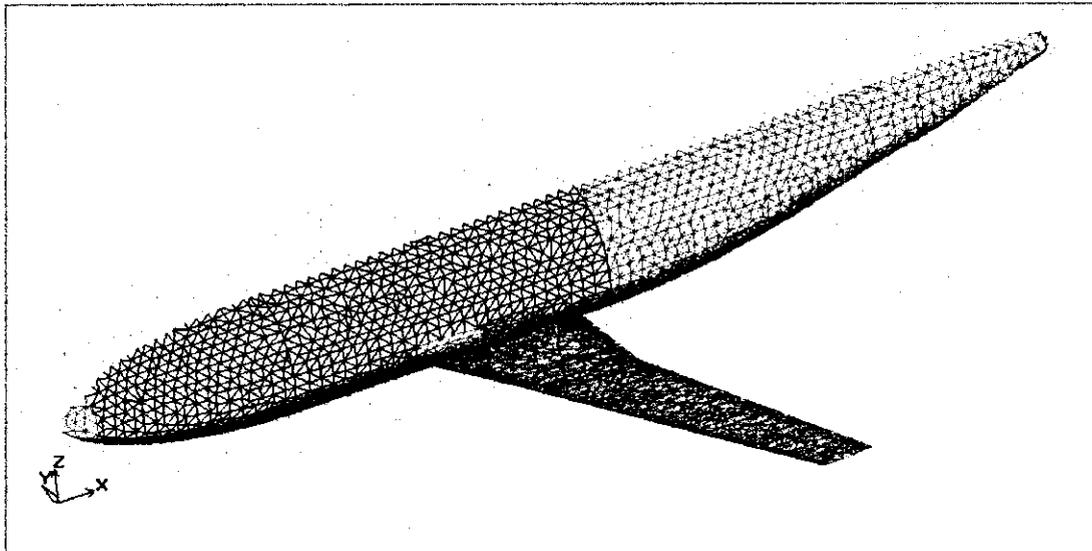
### V.2 maillage de la configuration aile- fuselage (DLR F4) :

Après de faire le maillage de chaque élément, on commence maintenant le montage de ces éléments et faire le maillage de l'ensemble.

On monte le fuselage et l'aile avec l'instruction « Merge » de l'ICEM et on aperçut la géométrie.



Figures (V.12) : aile-fuselage



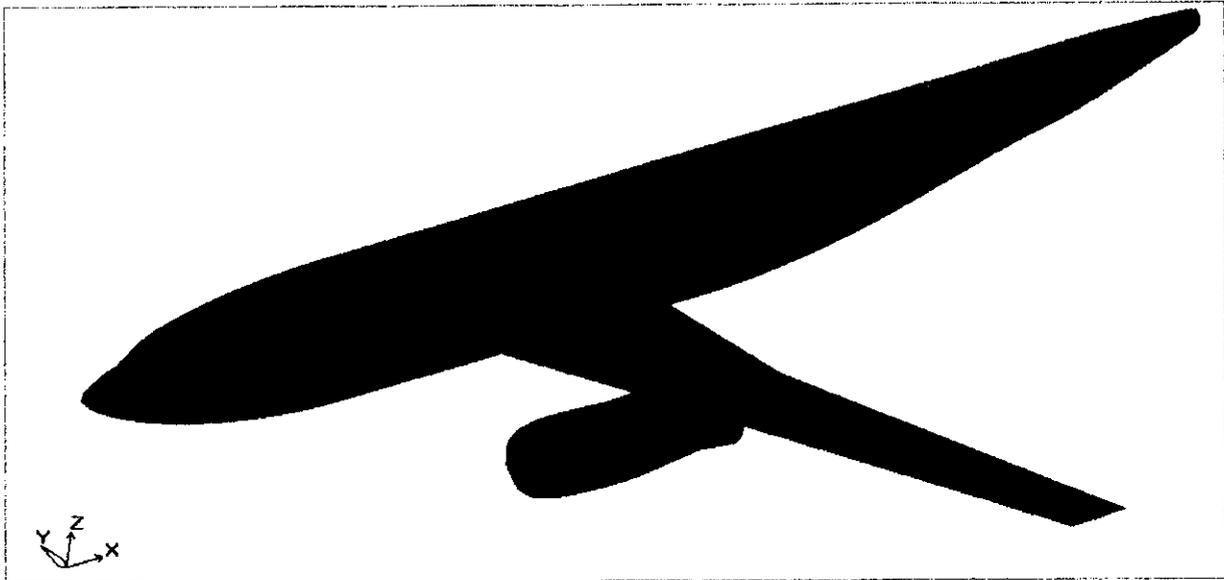
Figures (V.13) : maillage aile-fuselage

Tableau (V.6): Paramètres de maillage aile-fuselage

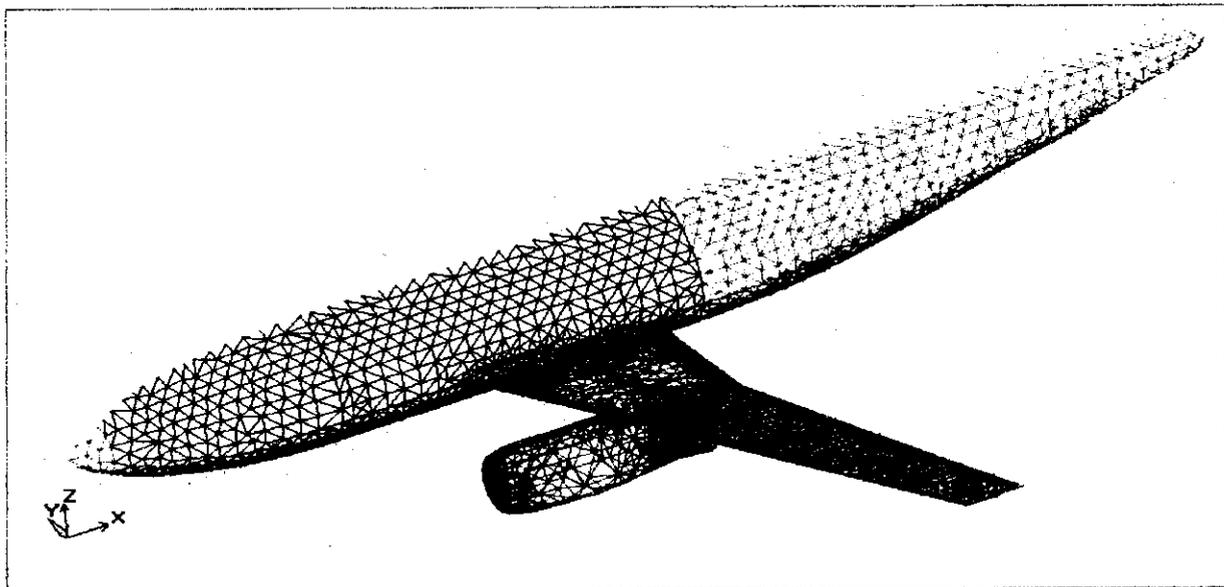
Nombre de triangles	5184
Nombre de nœuds	70162
Nombres d'éléments tétra	385342

**V. 3 maillage de la configuration aile-fuselage-nacelle (DLR F6) :**

On monte la nacelle et on fait le maillage de l'ensemble comme montrée dans la figure si dessous.



Figures (V.14) : aile-fuselage-nacelle



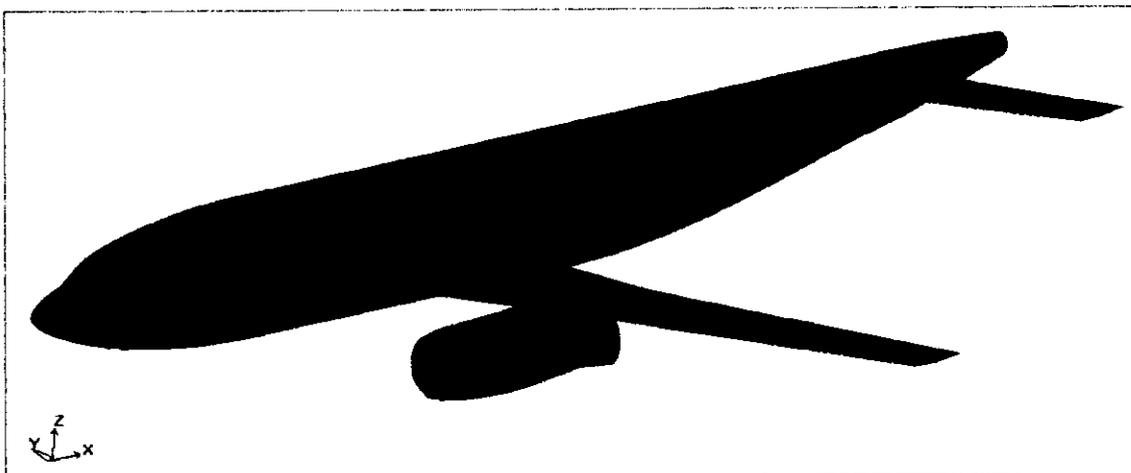
Figures (V.15) : maillage aile-fuselage-nacelle

Tableau (V.7): Paramètres de maillage aile-fuselage-nacelle

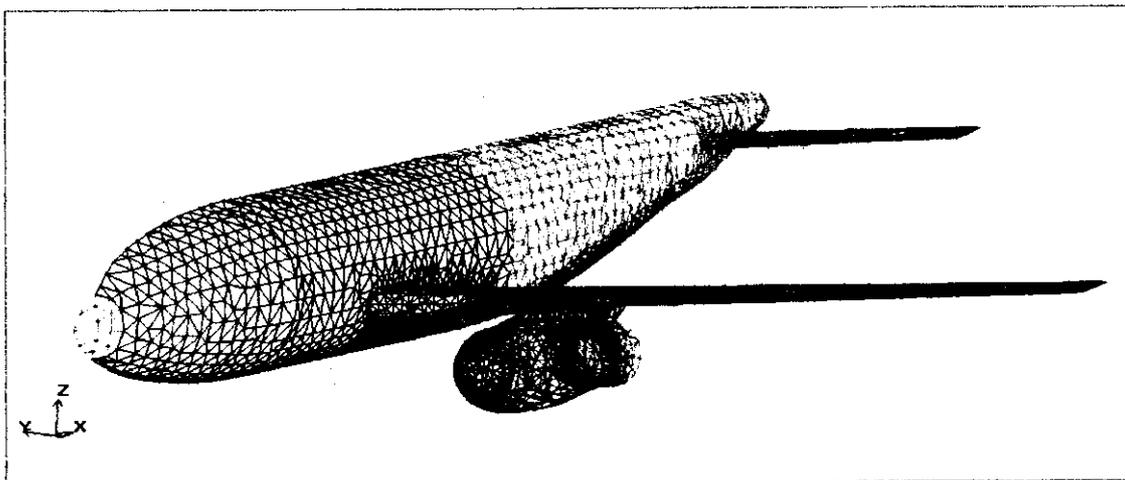
Nombre de triangles	8836
Nombre de nœuds	248700
Nombres d'éléments tétra	1418289

### V. 4 configuration aile- fuselage-nacelle-empennage horizontale et son maillage :

Les figures suivantes montrent la dérive horizontale montée en arrière et son maillage.



Figures (V.16) : aile-fuselage-nacelle-dérive horizontale



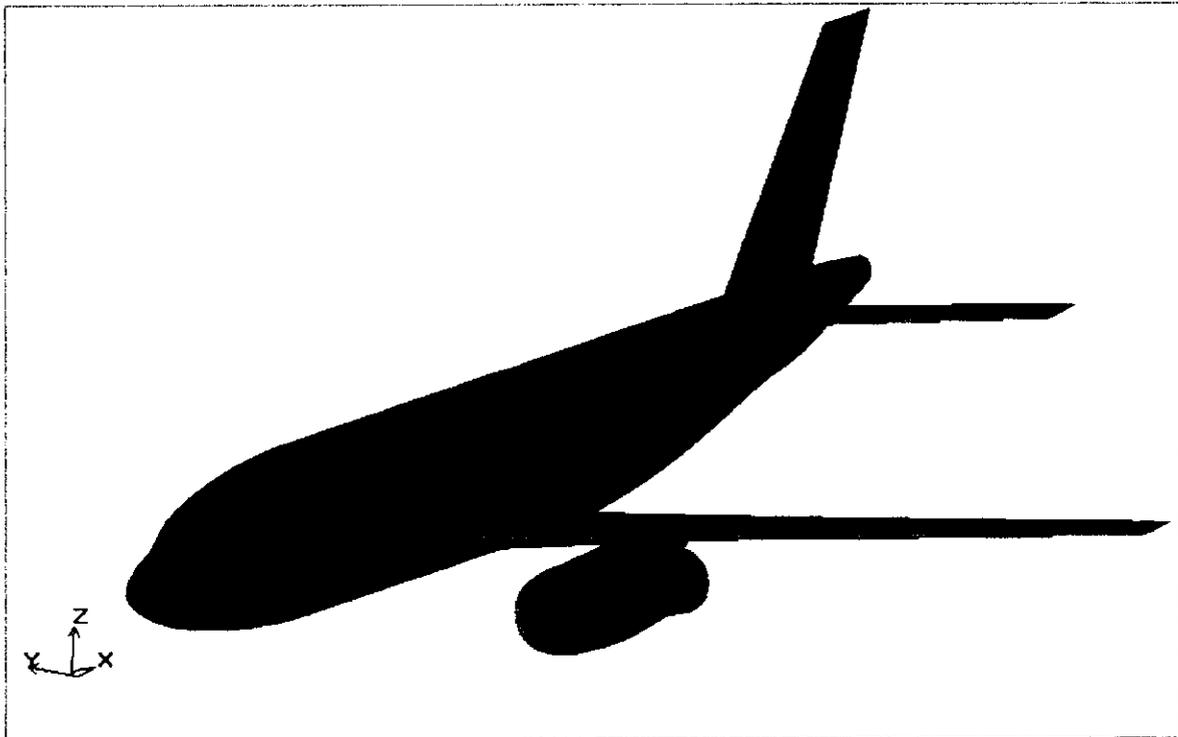
Figures (V.17) : maillage aile-fuselage-nacelle-dérive horizontale

Tableau (V.8): Paramètres de maillage aile-fuselage-nacelle-dérive horizontale

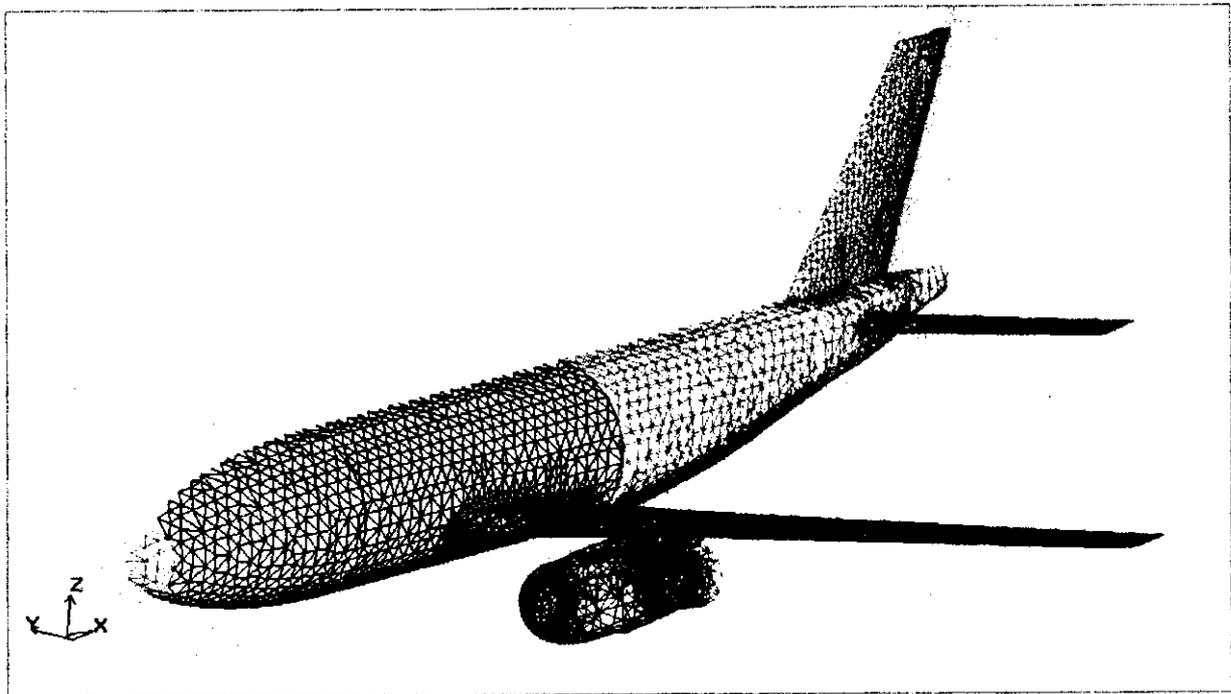
Nombre de triangles	9925
Nombre de nœuds	248700
Nombres d'éléments tétra	1418289

### ***V. 5 configuration aile- fuselage-nacelle-empennage horizontale et verticale et son maillage :***

La figure (V.18) montre les deux dérives verticales et l'horizontale, avec son maillage montré dans la figure(V.19).



Figures (V.18) : aile-fuselage-nacelle-empennages

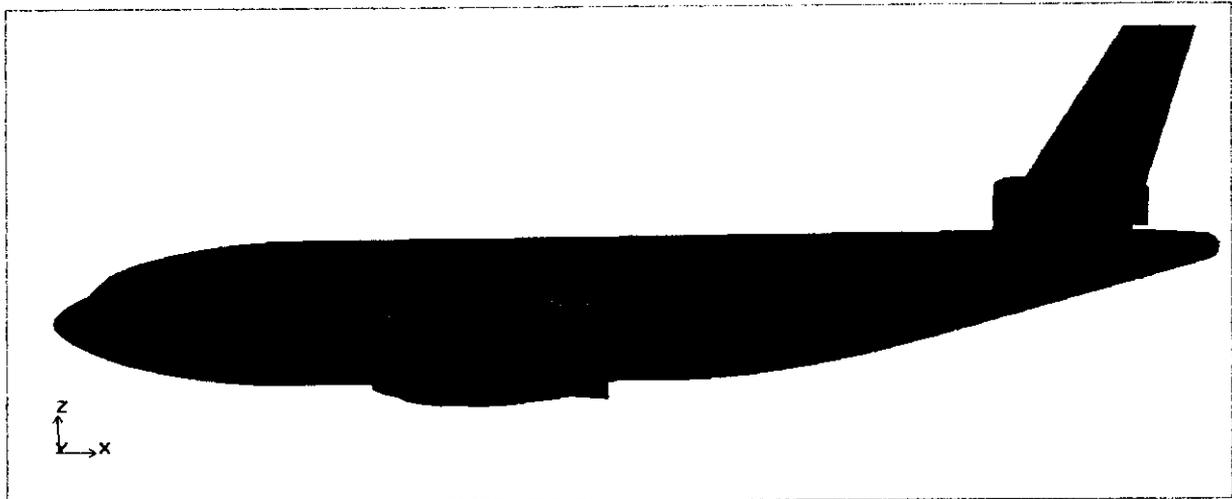


Figures (V.19) : maillage aile-fuselage-nacelle-empennages

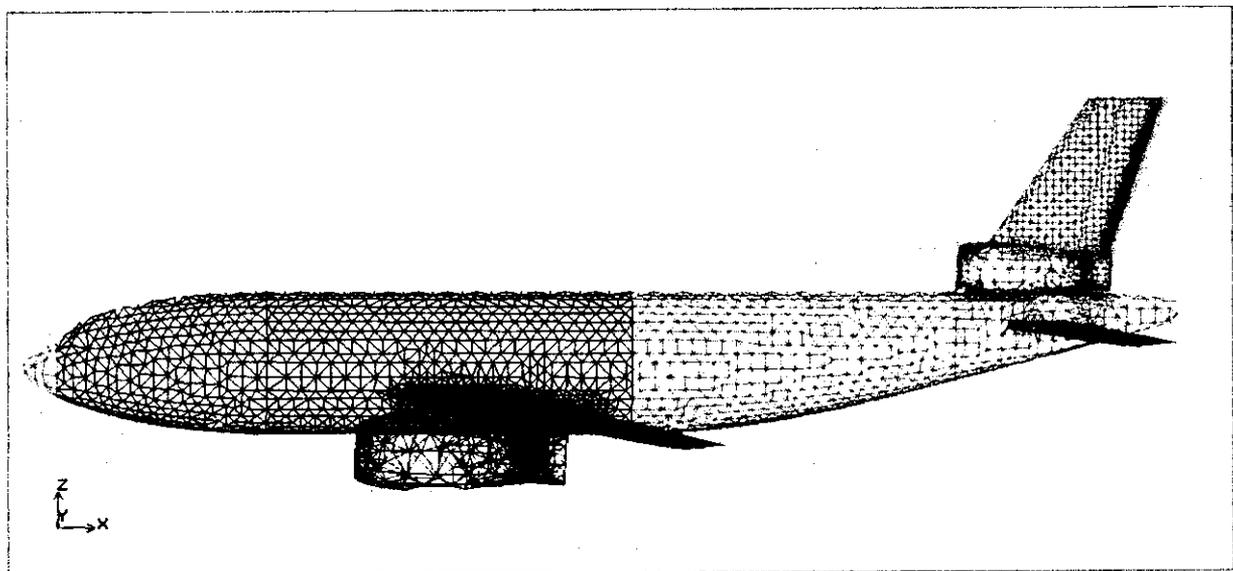
Tableau (V.9): Paramètres de maillage aile-fuselage-empennages-nacelle

Nombre de triangles	15575
Nombre de nœuds	87294
Nombres d'éléments tétra	468693

**V. 6 configuration aile-fuselage-nacelles+ nacelle arrière-empennages et son maillage :**



Figures (V.20) : aile-fuselage-nacelles+nacelle arrière-empennages

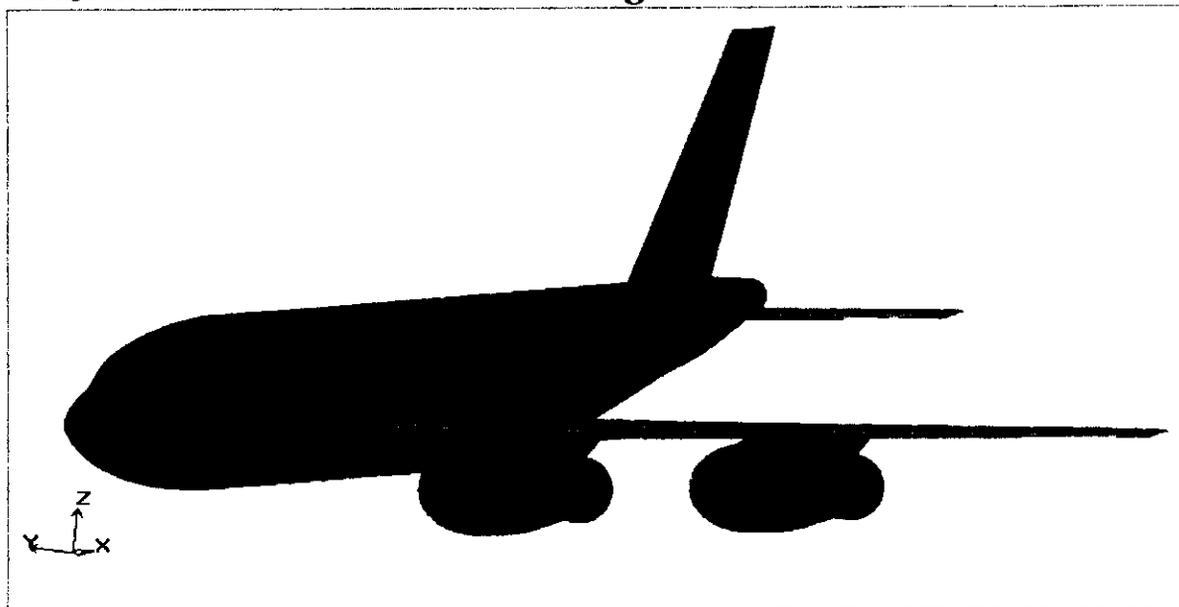


Figures (V.21) : maillage aile-fuselage-nacelles+nacelle arrière-empennages

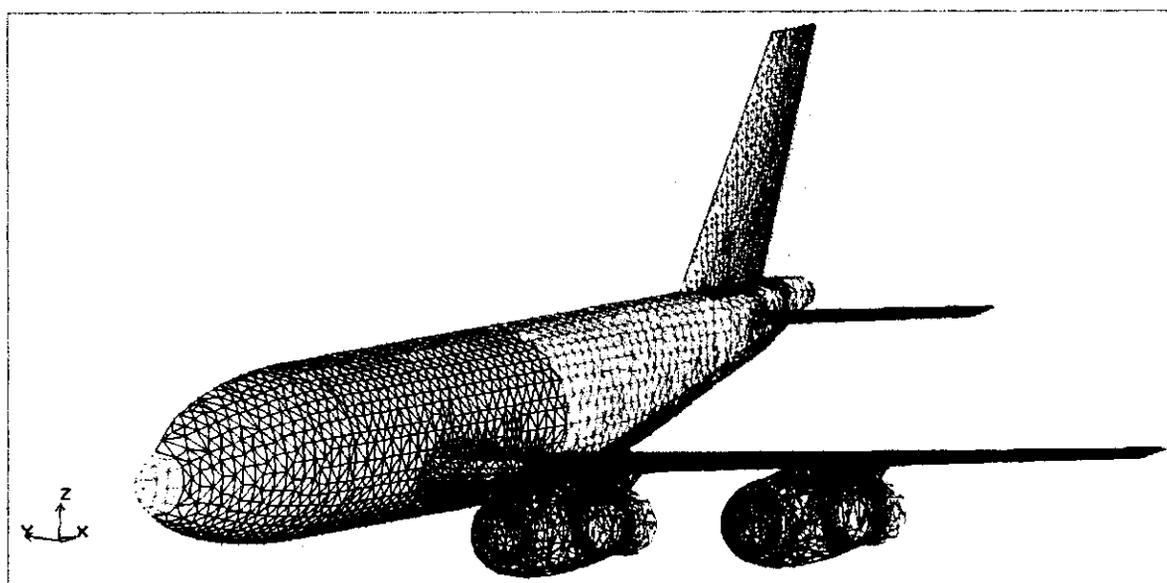
Tableau (V.10): Paramètres de maillage aile-fuselage-nacelles+nacelle arrière-empennages

Nombre de triangles	16809
Nombre de nœuds	86949
Nombres d'éléments tétra	465702

**V. 7 configuration aile- fuselage-2nacelles-empennages horizontale et verticale et son maillage :**



Figures (V.22) : aile-fuselage-2nacelles-empennages



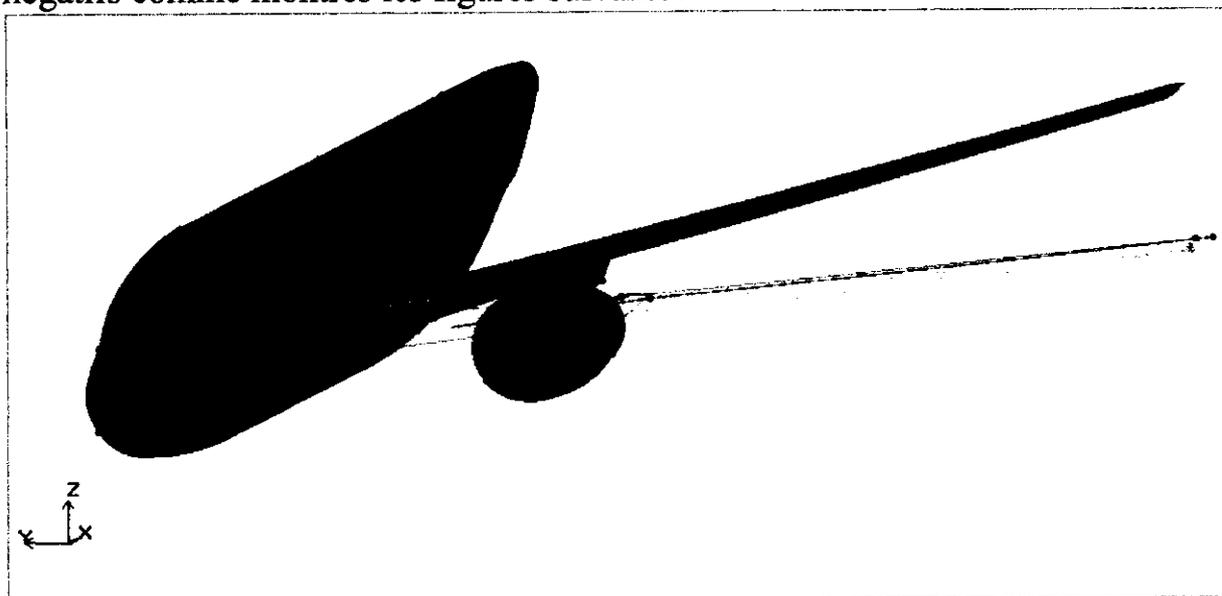
Figures (V.23) : maillage aile-fuselage-2nacelles-empennages

Tableau (V.11): Paramètres de maillage aile-fuselage-dérives-2nacelle

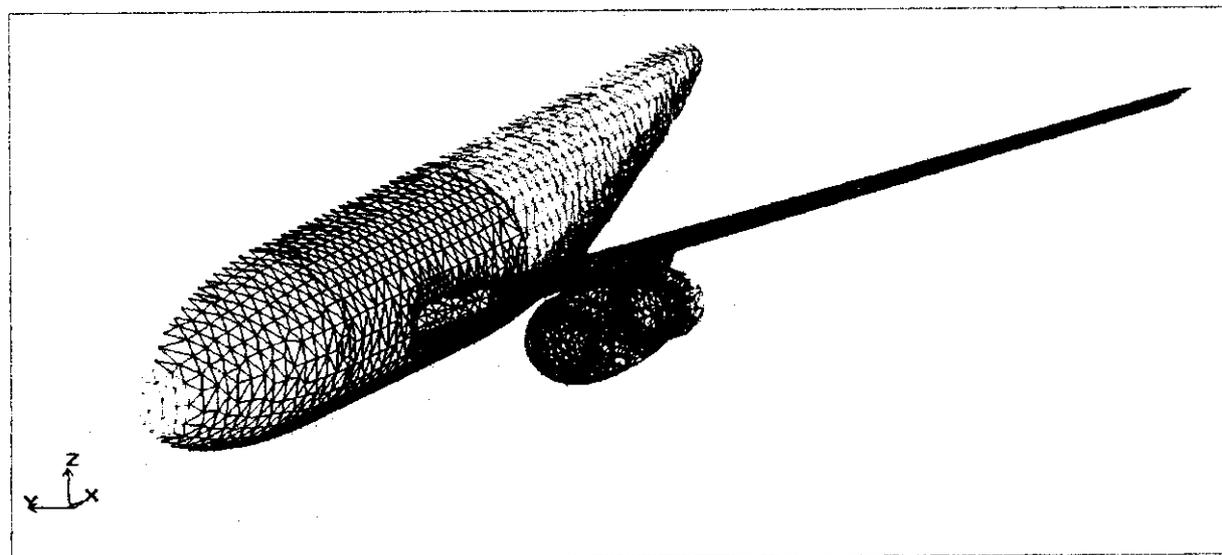
Nombre de triangles	11369
Nombre de nœuds	89017
Nombres d'éléments tétra	476042

### V. 8 configuration aile-fuselage-nacelles avec un dièdre positive et négative et son maillage :

On peut aussi changer l'angle de dièdre avec plusieurs degrés positifs ou négatifs comme montres les figures suivantes.



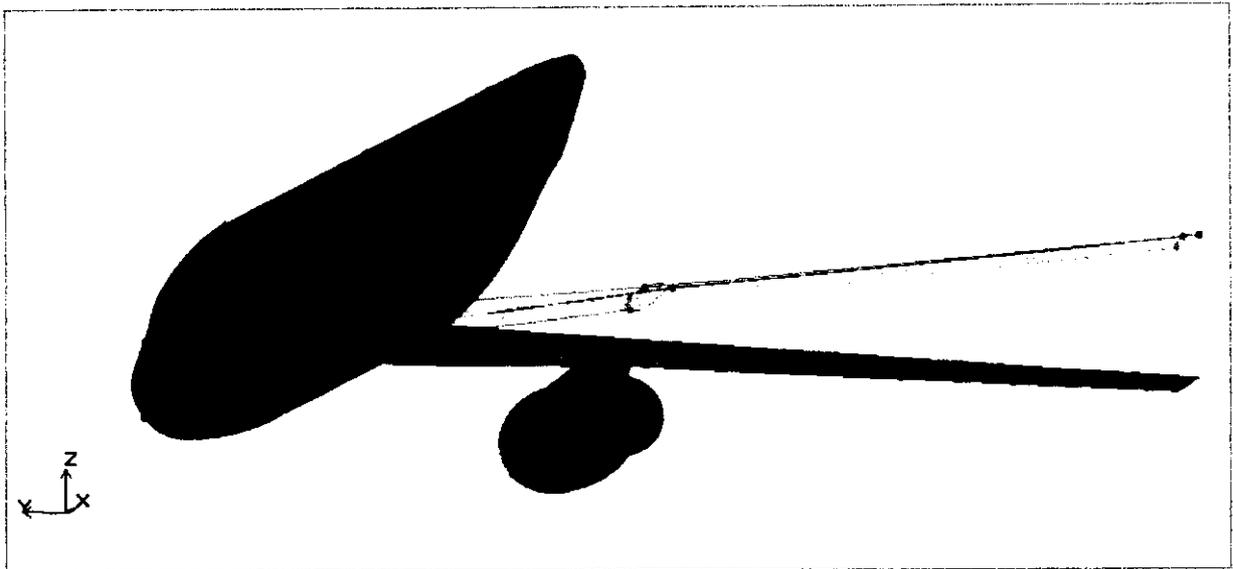
Figures (V.24) : avion (DLR F6) avec un angle de dièdre positif



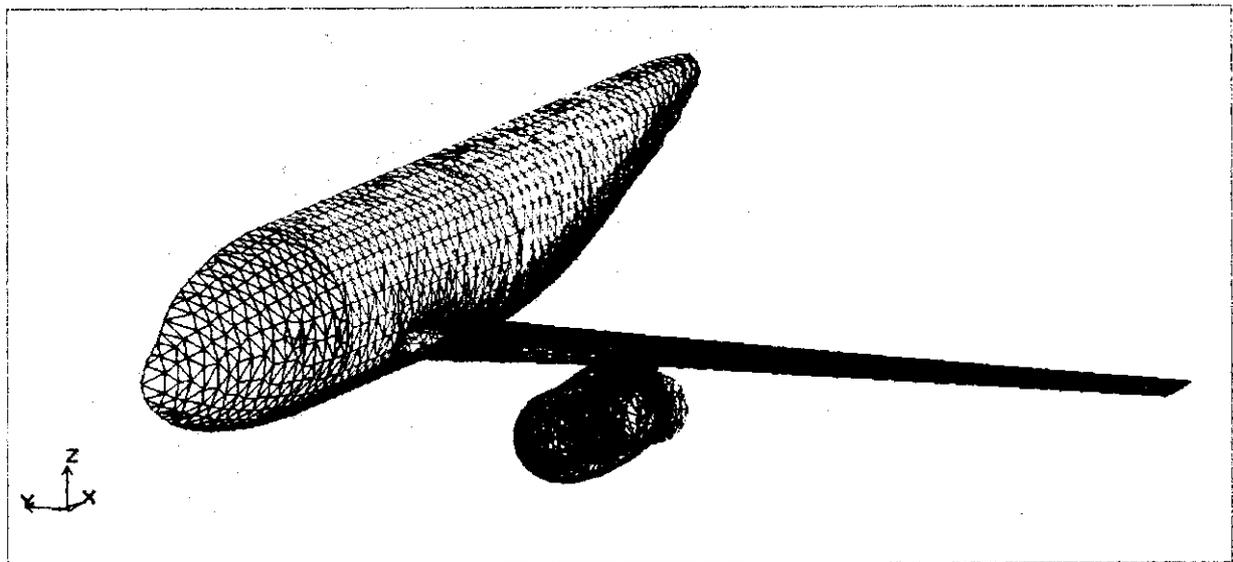
Figures (V.25) : maillage d'avion (DLR F6) avec un angle de dièdre positif

Tableau (V.12): Paramètres de maillage d'avion avec un angle positif

Nombre de triangles	8818
Nombre de nœuds	248916
Nombres d'éléments tétra	1420725



Figures (V.26) : avion (DLR F6) avec un angle de dièdre négatif



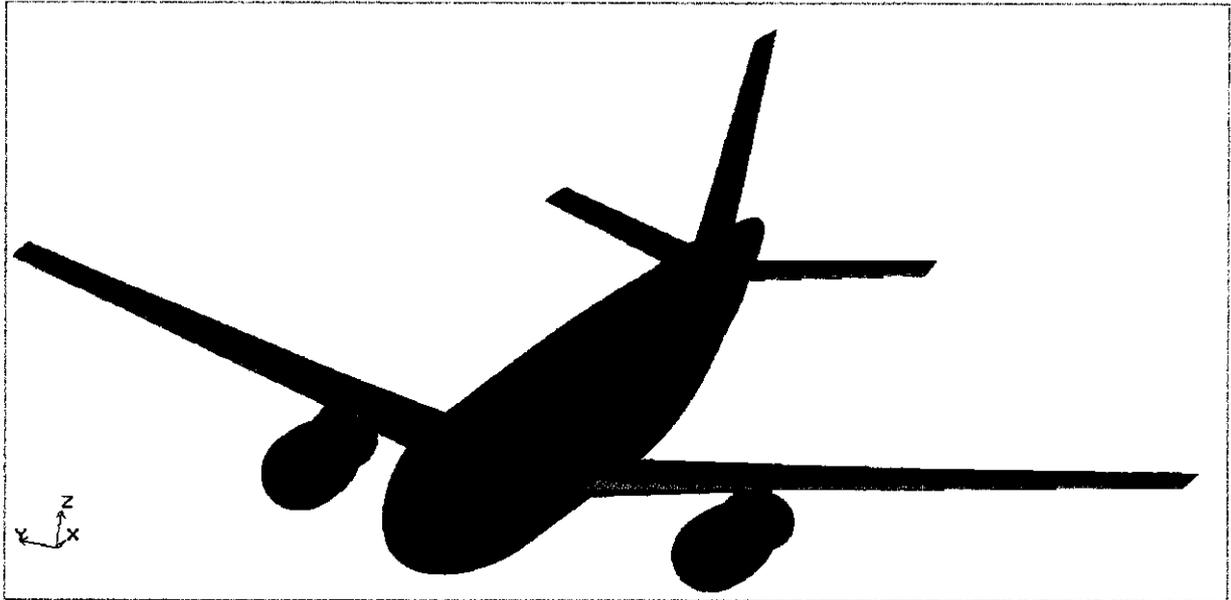
Figures (V.27) : maillage d'avion (DLR F6) avec un angle de dièdre négatif

Tableau (V.13): Paramètres de maillage d'avion avec un angle négatif

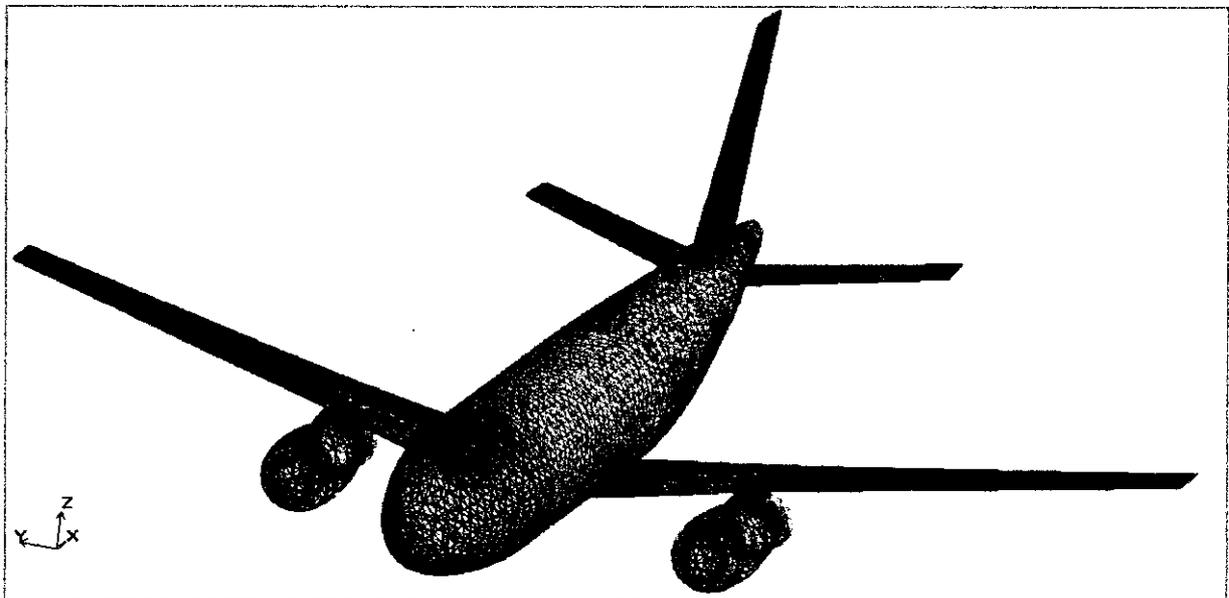
Nombre de triangles	9342
Nombre de nœuds	249513
Nombres d'éléments tétra	1424687

**V. 9 aperçu finale de l'avion bimoteur et son maillage :**

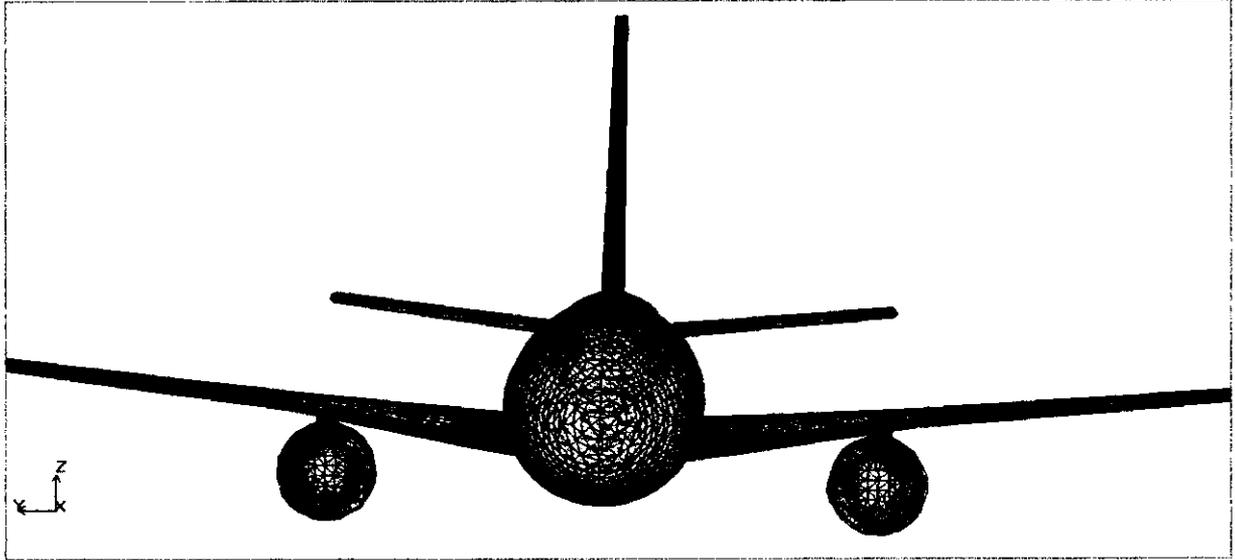
Dans les figures suivantes on aperçu les différentes positions de l'avion bimoteur et son maillage non structuré.



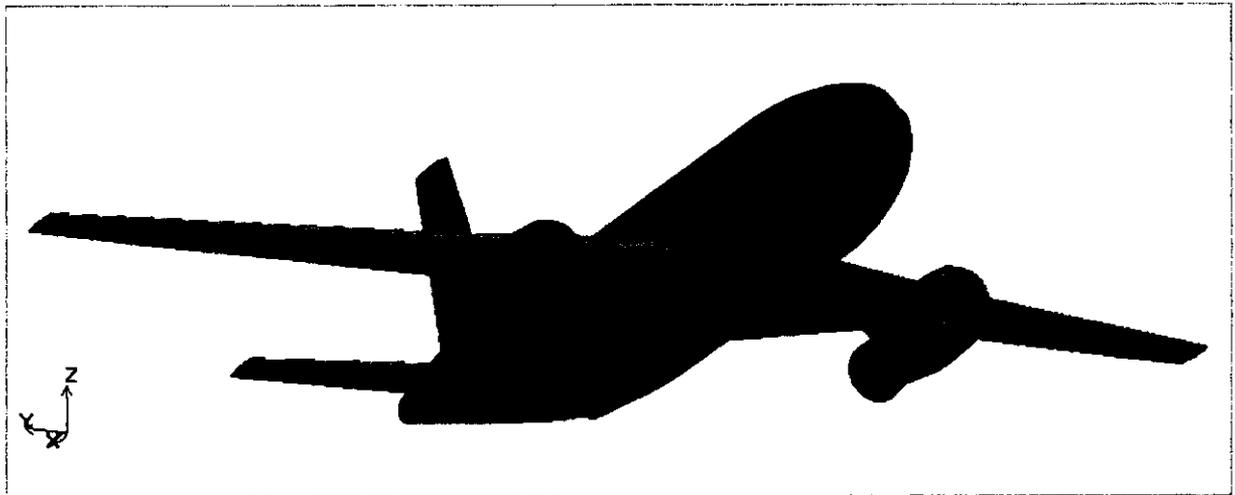
Figures (V.28) : avion bimoteur



Figures (V.29) : maillage de l'avion bimoteur



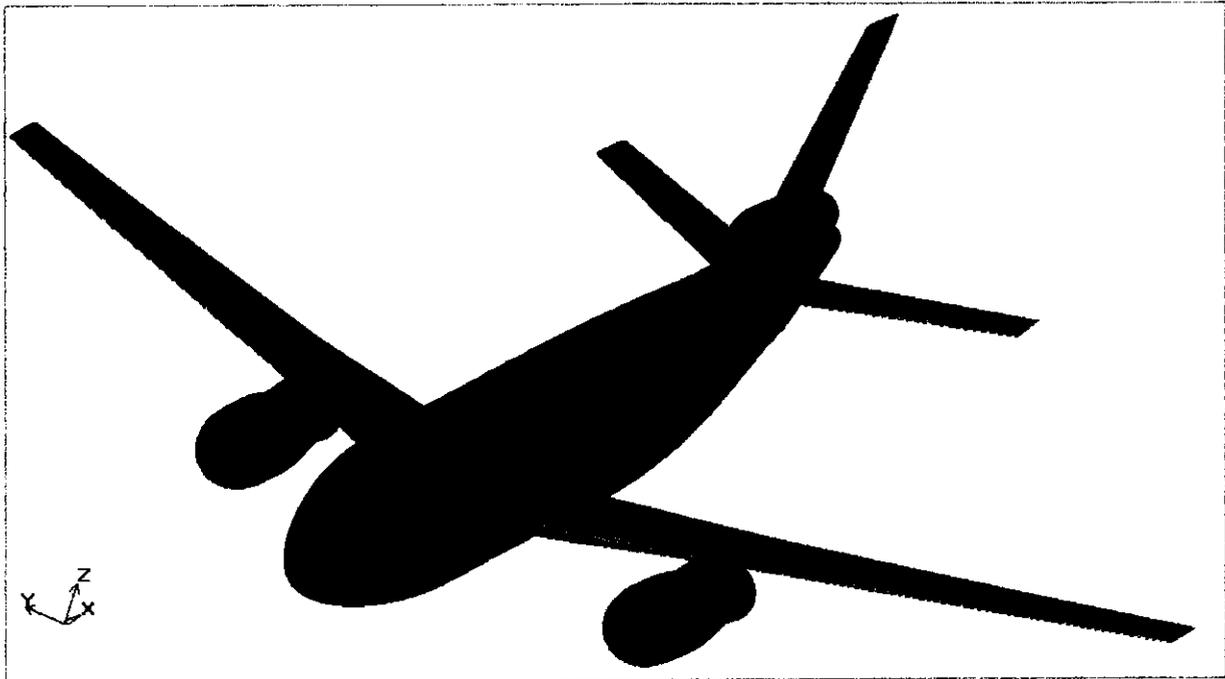
Figures (V.30)



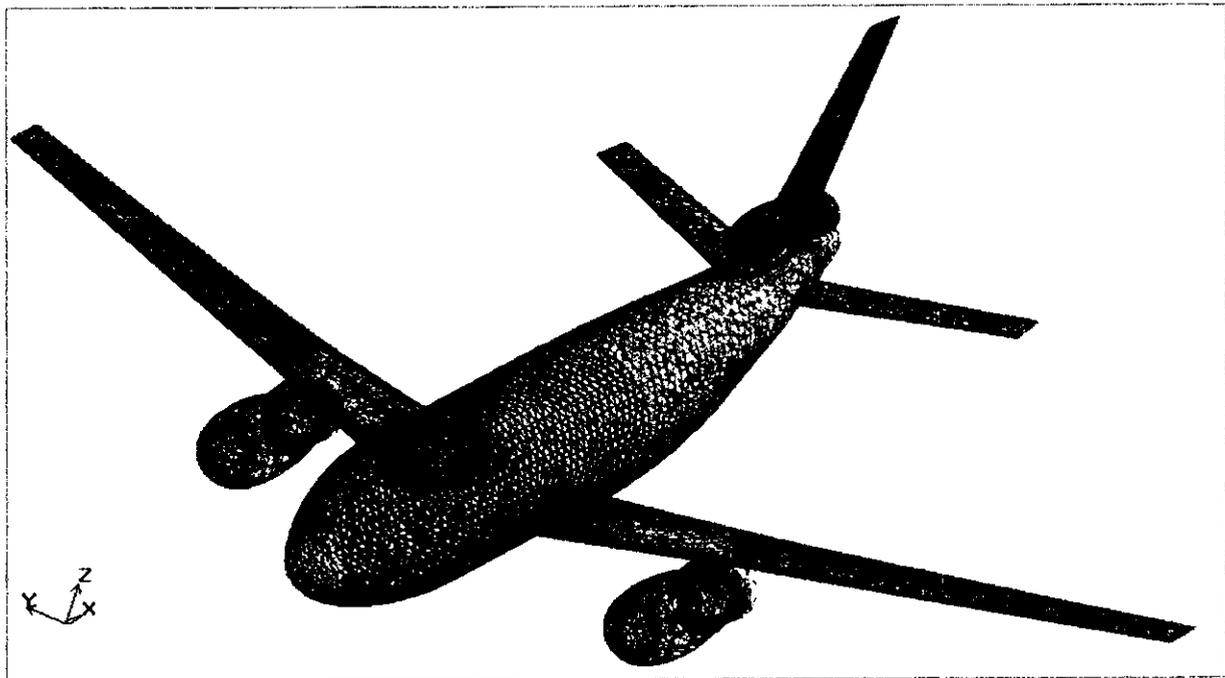
Figures (V.31)

### V. 10 configuration de l'avion avec nacelle arrière et son maillage :

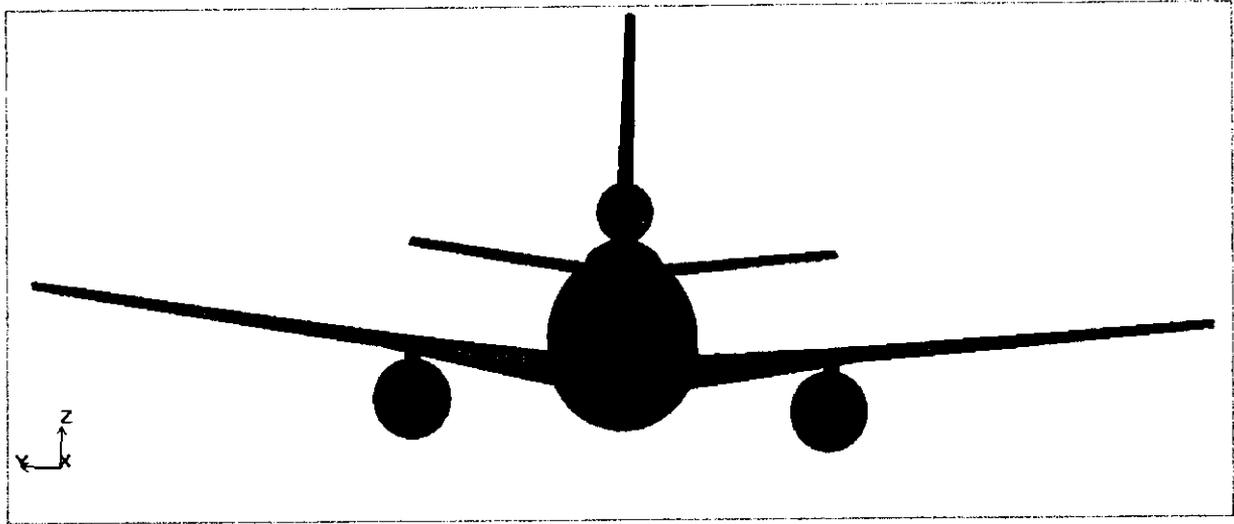
Dans les figures suivantes on voit les différentes positions de l'avion avec une nacelle montée en arrière et son maillage non structure :



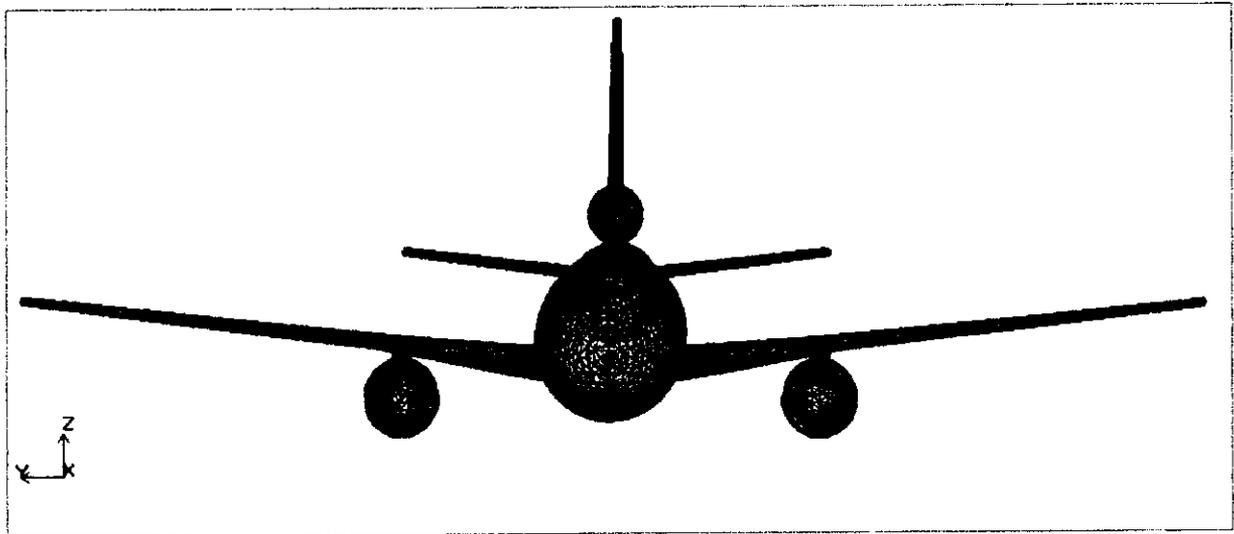
Figures (V.32)



Figures (V.33)



Figures (V.34)



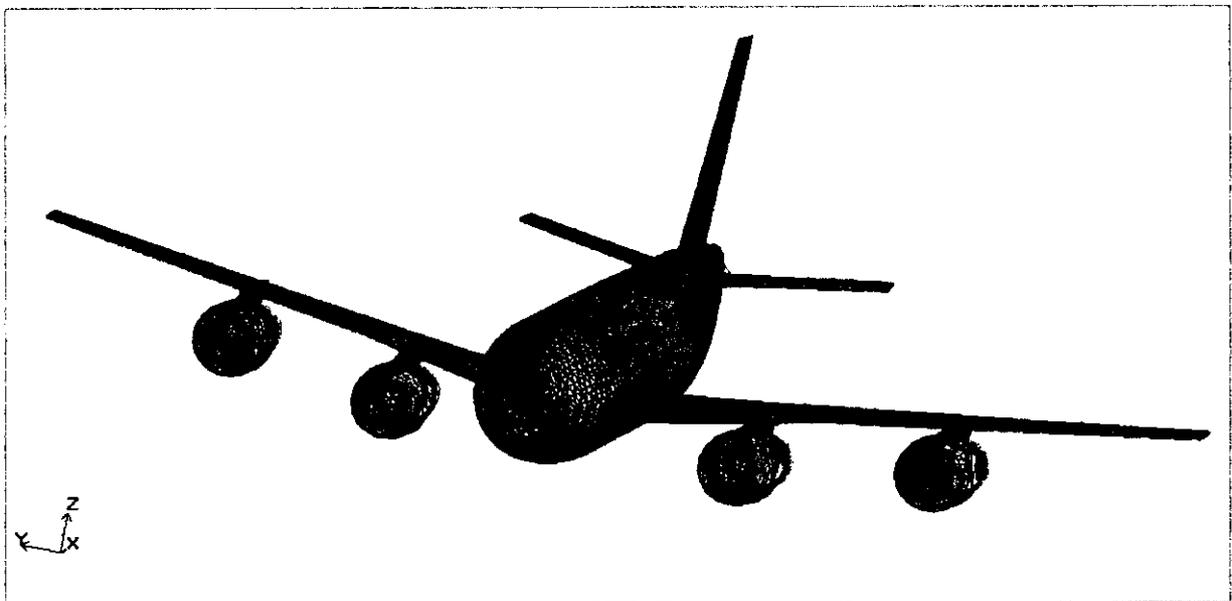
Figures (V.35)

**V. 11 configuration de l'avion quadrimoteur et son maillage :**

Les figure suivante montre les différentes positions de l'avion quadrimoteur et son maillage non structurée :



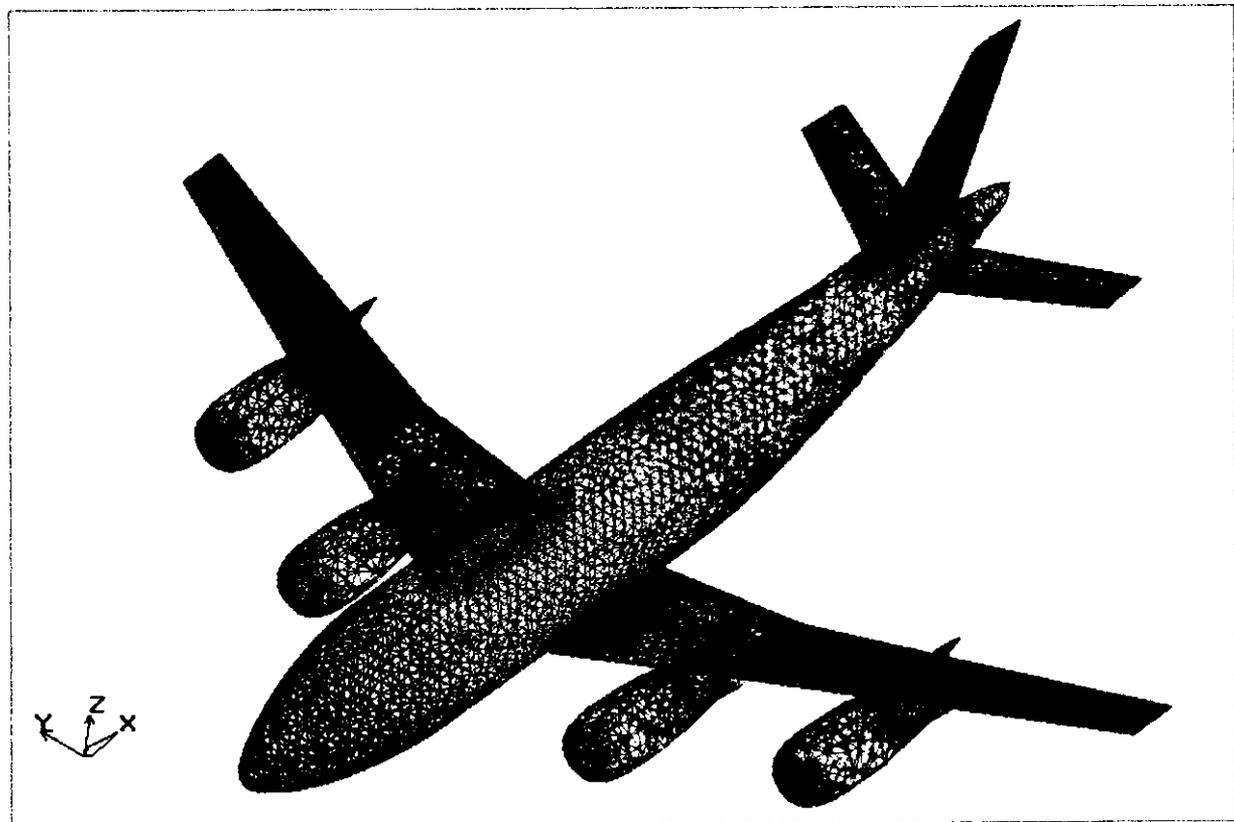
Figures (V.36) : avion quadrimoteur



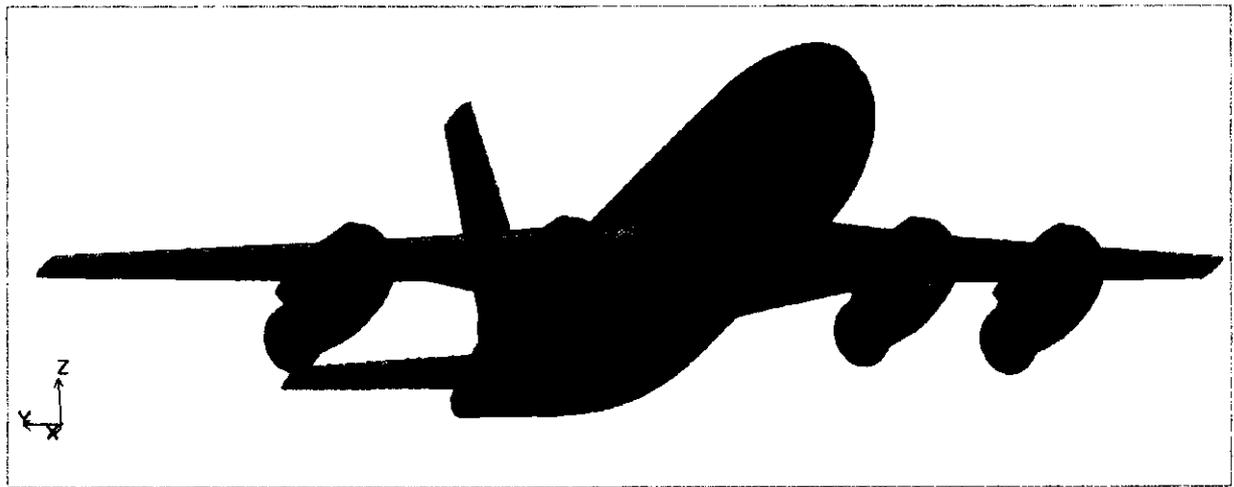
Figures (V.37) : maillage de l'avion quadrimoteur



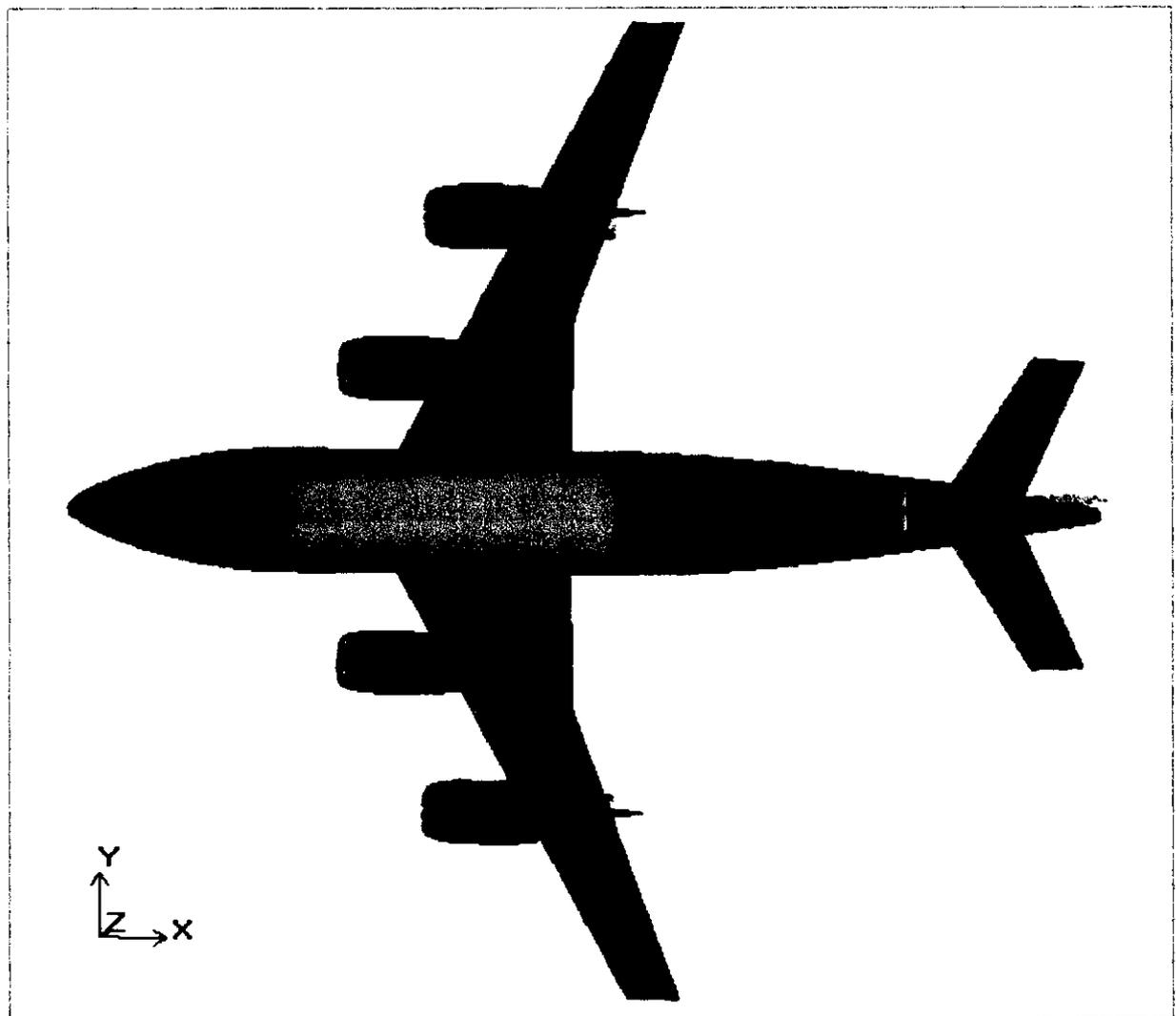
Figures (V.38)



Figures (V.39)



Figures (V.40)



Figures (V.41)

**V-12 Résultats par FLUENT :**

Comme exemple de calcul on prend les résultats obtenue autour du DLR F4 dans un écoulement a  $M_\infty=0.75$  et un angle d'attaque  $\alpha=1^\circ$ .

**V-12 -1 Les Conditions aux limites :**

Cette phase est la plus importante, par ce qu'on doit savoir le type de condition qui convient à chaque zone.

Il existe plusieurs types de conditions aux limites dans fluent ; parmi lesquels, on cite :

- Condition 'pressure inlet' : la pression totale et la température totale sont données à l'entrée du domaine.
- Condition 'pressure outlet' :
- Condition 'symmetry' : les gradients normaux et la vitesse normale au plan de symétrie sont nuls.
- Condition 'wall' : condition de paroi solide.

Les conditions aux limites sont spécifiées en général dans le solveur.

Tableau (V.14) : définition des conditions aux limites

Nom	Type
FAR_IN	Pressure-far-field
FAR_OUT	Pressure-far-field
FAR_BOT	Pressure-far-field
FAR_TOP	Pressure-far-field
FAR_SIDE	Pressure-far-field
FAR_SYM	symmetry
FUSELAGE	wall
WING_UP	wall
WING_DN	wall
WING_TIP	wall
WING_LE	wall
WING_TE	wall
Live1	fluid
Int-live1	interior

Le calcul non visqueux est fait pour les conditions suivante :

$$T_{\infty}=233\text{K} ; P_{\infty}=93218.8\text{Pa} ; M_{\infty}=0.75 ; \alpha=1^{\circ}$$

### V-12-2 Les résultats sur DLR-F4 :

Les résultats obtenus pour la configuration DLR - F4 sont présentés si dessous.

#### ↓ Historique de convergence :

La figure ci-dessous montre l'histoire de convergence exprimée en termes de résidus

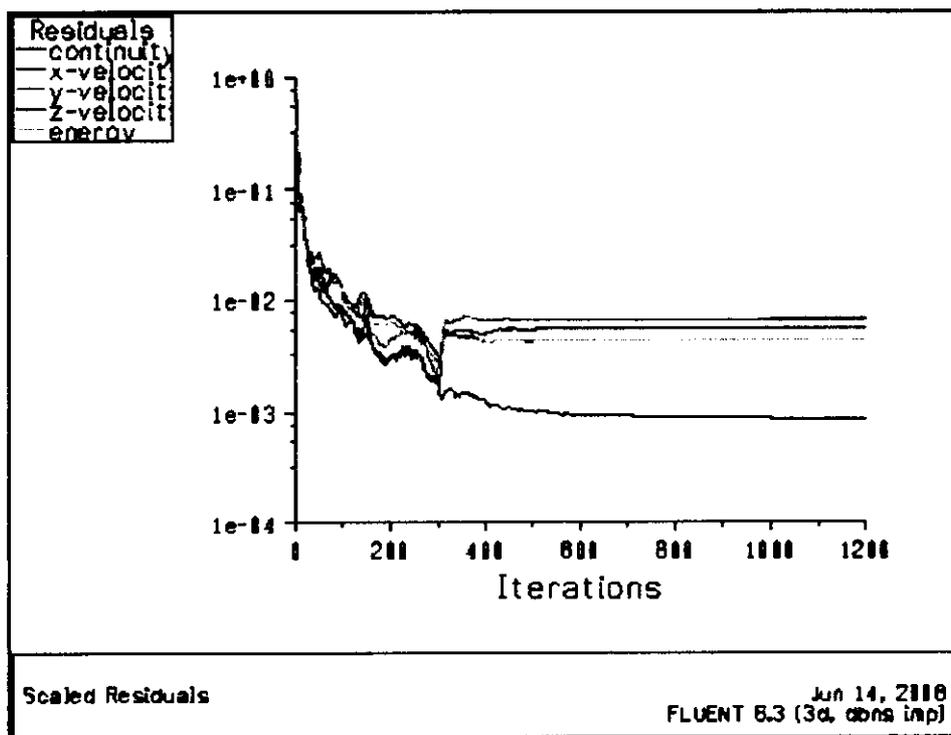


Figure (V.42) : Historique des résidus (DLR-F4)

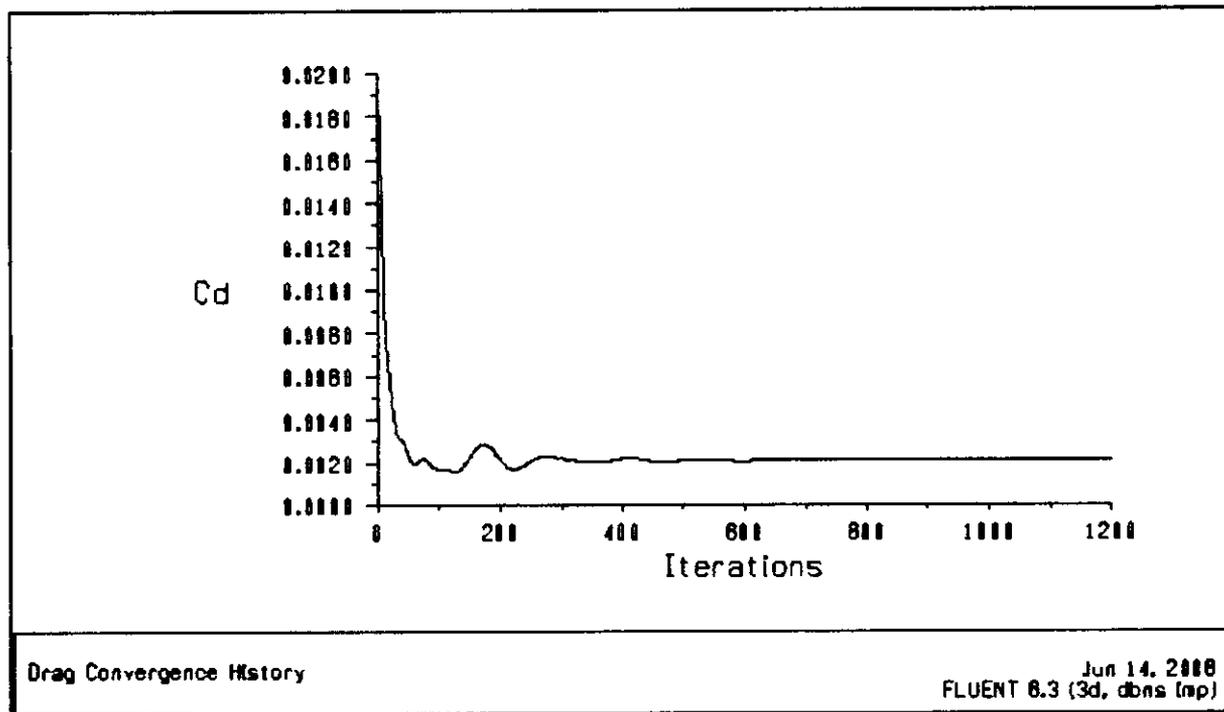


Figure (V.43) : Historique des Coefficient de trainée (DLR-F4)

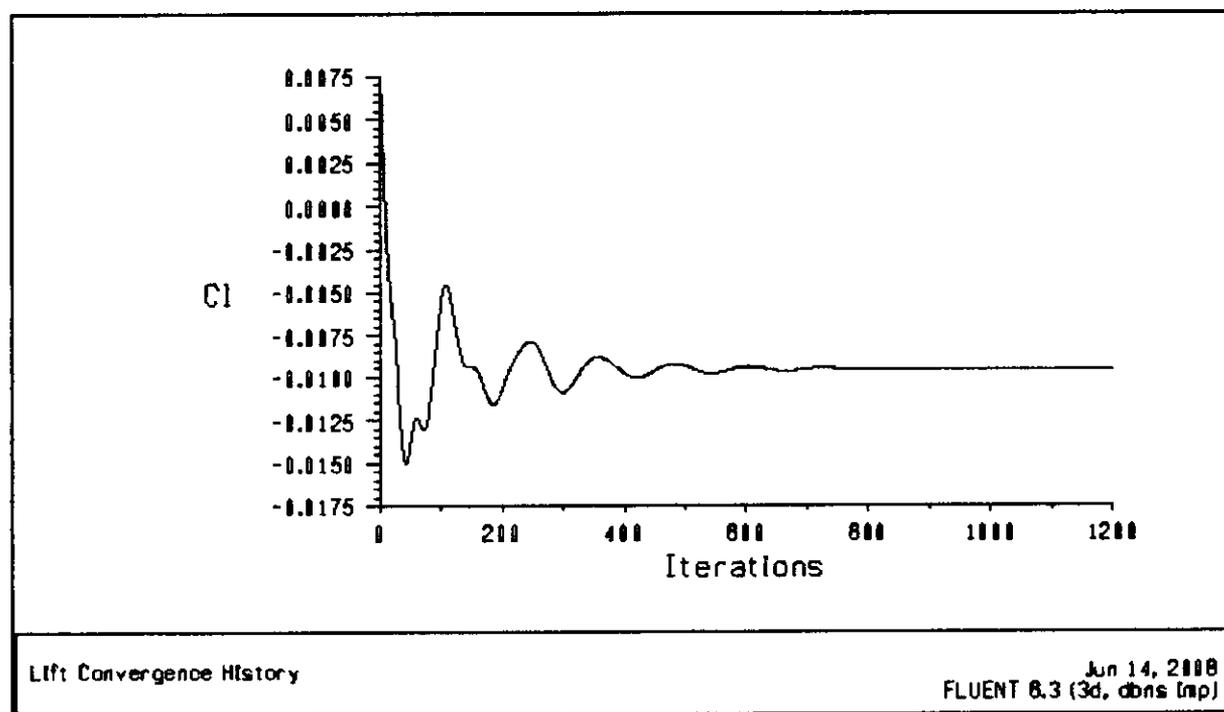


Figure (V.44) : Historique des Coefficient de Portance (DLR-F4)

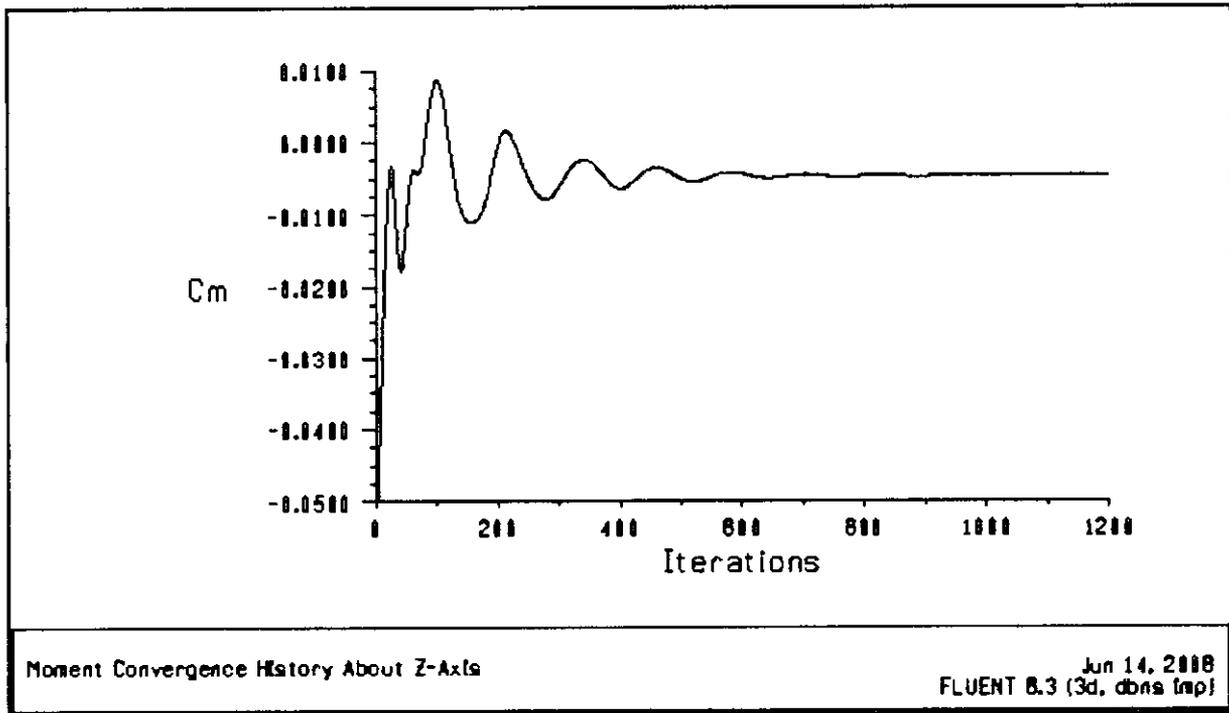


Figure (V.45) : Historique des Coefficient de Moment (DLR-F4)

V-12-3 Comparaison avec les résultats expérimentaux :

Pour tester la précision des résultats obtenus par le calcul, le coefficient de pression obtenu est comparé à celui qui a été mesuré dans la soufflerie aux mêmes conditions de l'écoulement de calcul (nombre de mach 0.75, angle d'attaque 1°) aux stations situées à 18.5%, 23.8%, 33.1%, 40.9%, 51.2%, 63.6%, 84.4% , de la demi-envergure comme montré dans la figure (V.46)

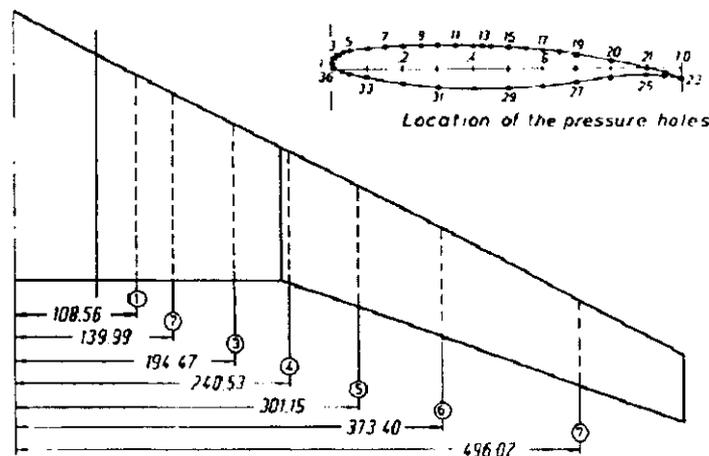


Figure (V.46) : station de mesure de Cp pour DLR-F4

Dans ce rapport nous presentons les résultats de la distribution de pression aux stations 2 (23.8%), 4 (40.9%), et 6 (63.6%).

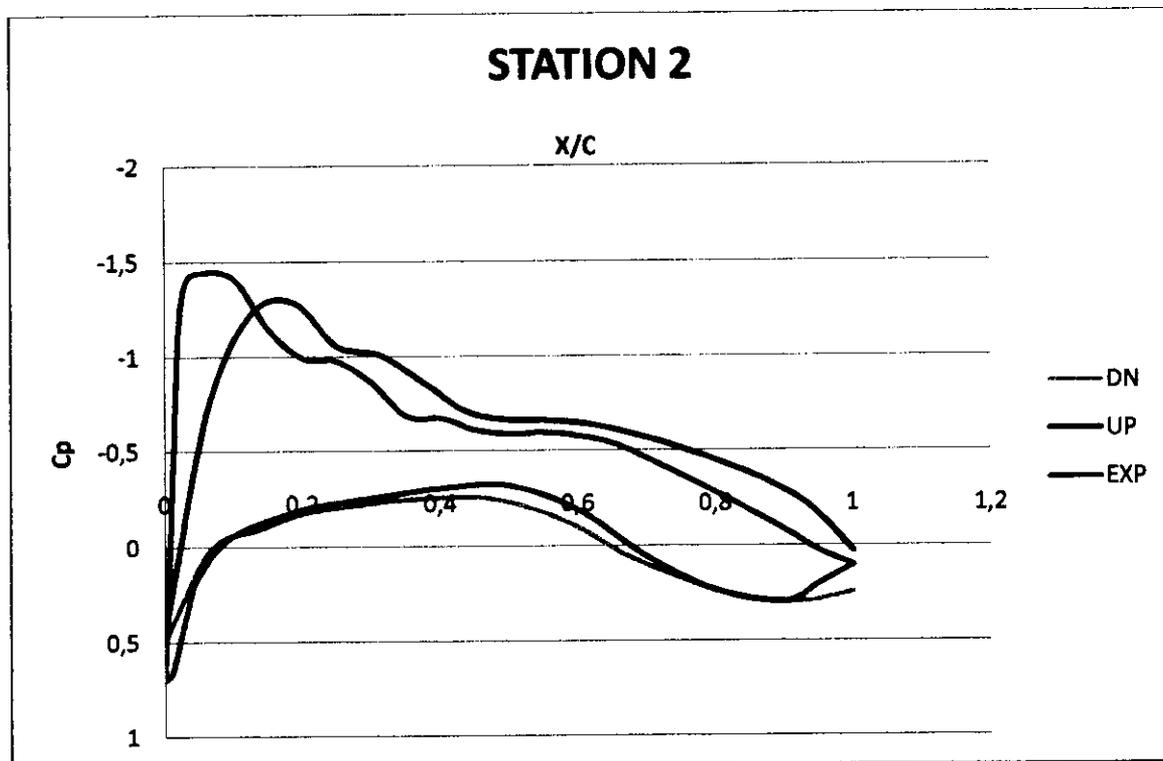


Figure (V.47) : La station 23.8 % de demi-envergure du DLR-F4

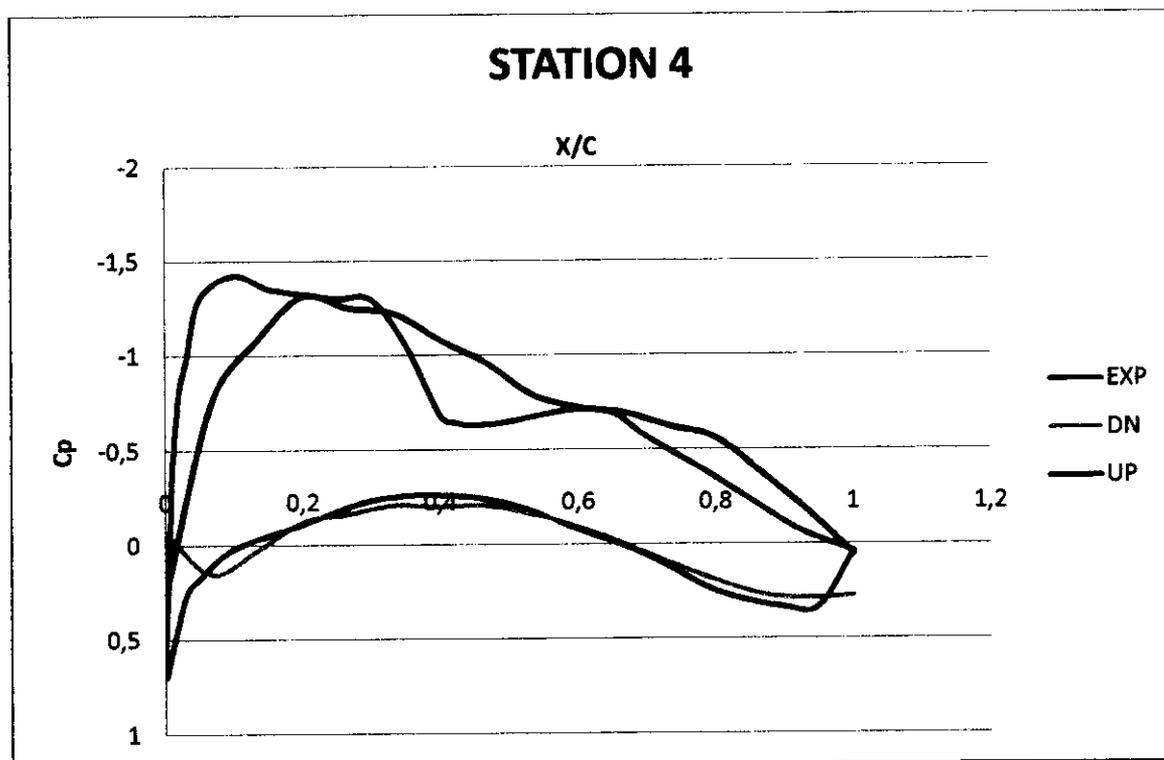


Figure (V.48) : La station 40.9% de demi-envergure du DLR-F4

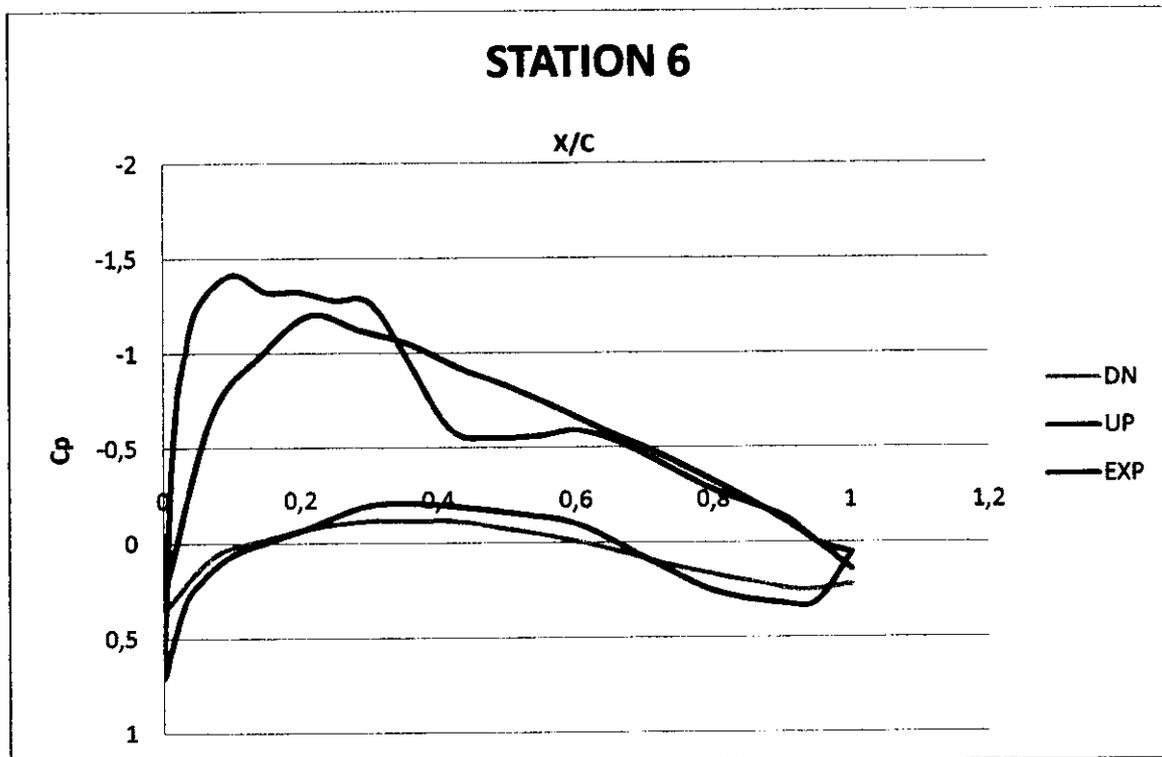


Figure (V.49) : La station 63.6 % de demi-envergure du DLR-F4

*V-12-4 L'écoulement autour de DLR-F4 :*

Les figures (V.50), (V.51), (V.52) et (V.53) montrent respectivement la distribution de pression sur toute la surface de la configuration l'intrados et l'extrados ainsi que la distribution de nombre de Mach (intra /extra).

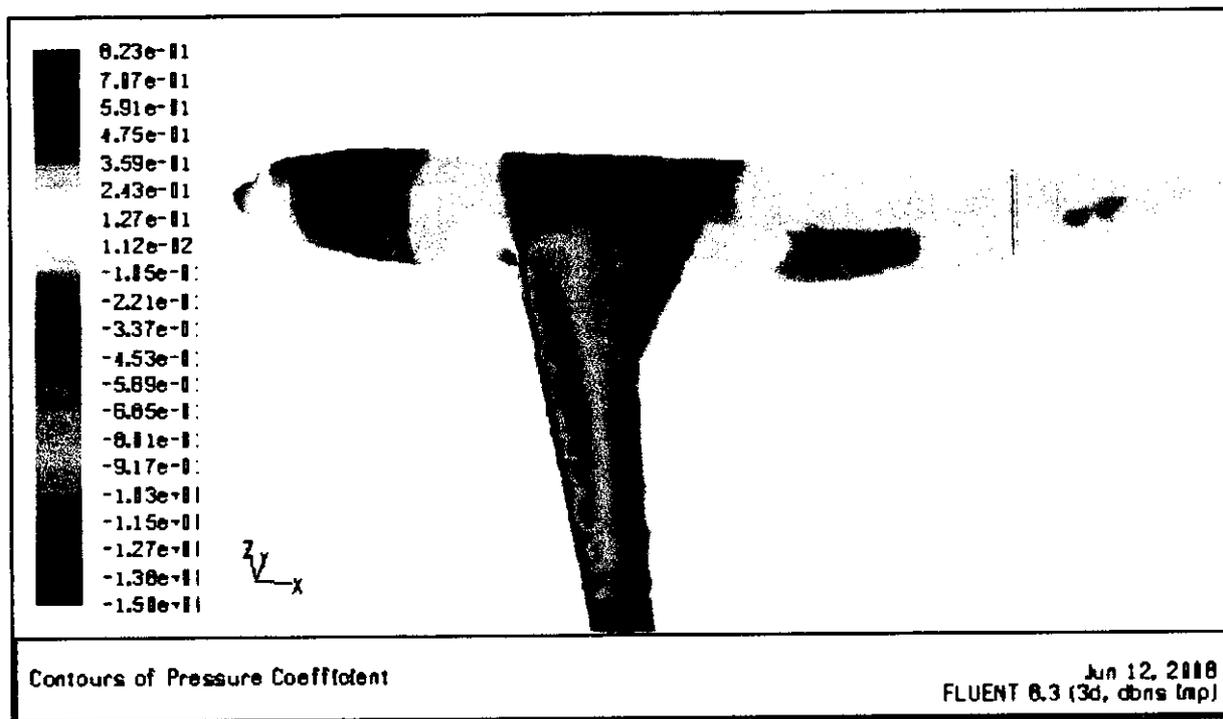


Figure (V.50) : Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (extrados)

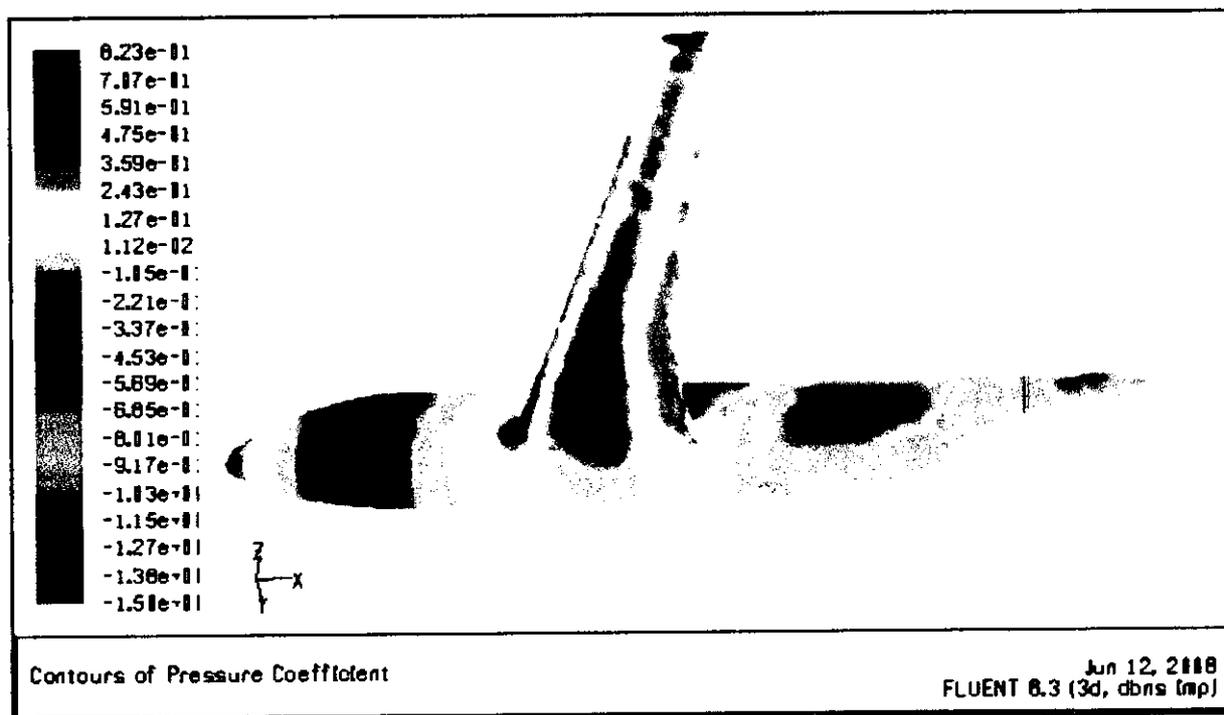


Figure (V.51) : Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (intrados)

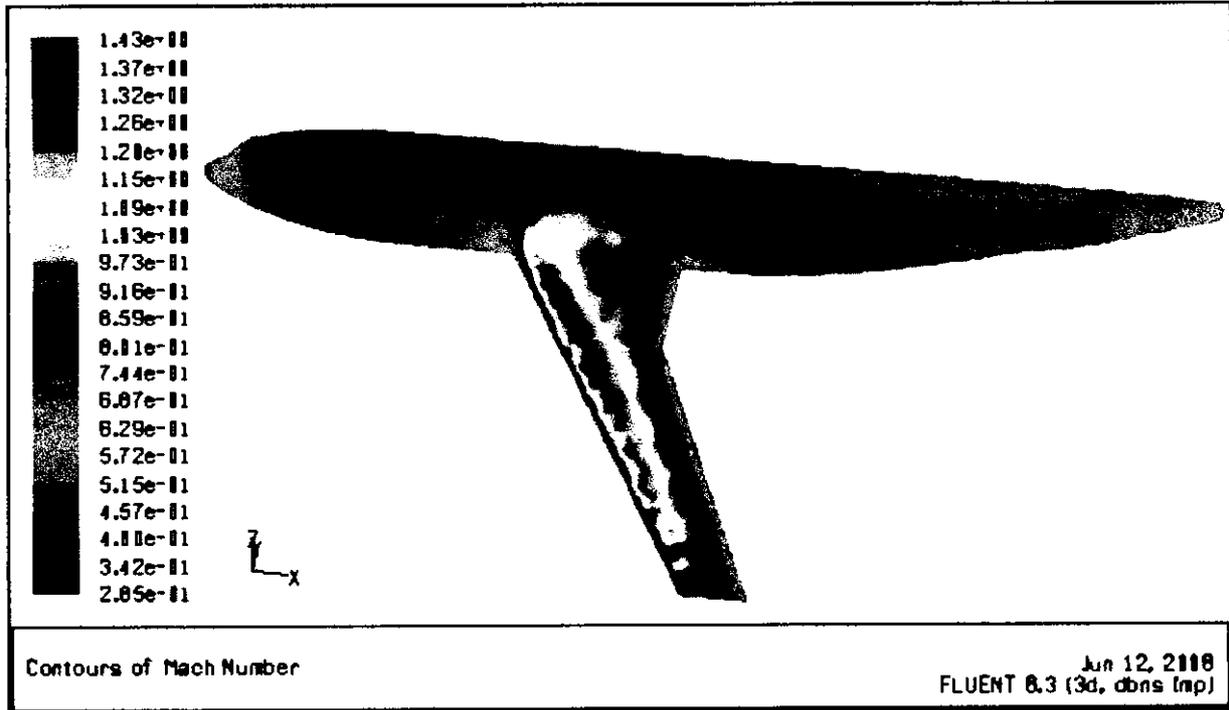


Figure (V.52) : Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (extrados)

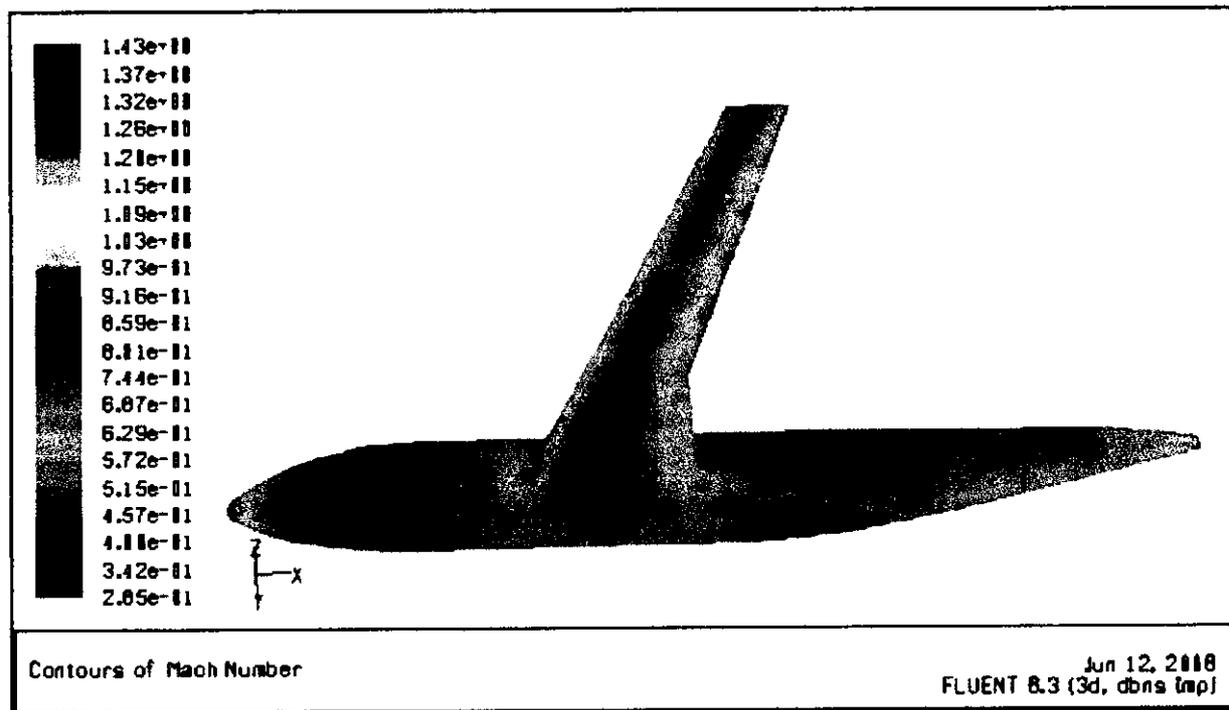


Figure (V.53) : Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (intrados)

*V-12-5 Tableaux des forces de pression pour la configuration  
DLR F4 :*

*Vecteur force : (X 0 0)*

<i>NOM DE ZONE</i>	<i>FORCE DE PRESSION (N)</i>
<i>AILE</i>	<i>145.7837</i>
<i>FUSELAGE</i>	<i>16.3248</i>

*Tableau(V.15) : Force de pression suivant X*

*Vecteur force : (0 Y 0)*

<i>NOM DE ZONE</i>	<i>FORCE DE PRESSION (N)</i>
<i>AILE</i>	<i>302.2292</i>
<i>FUSELAGE</i>	<i>-1034.0362</i>

*Tableau(V.16) : Force de pression suivant Y*

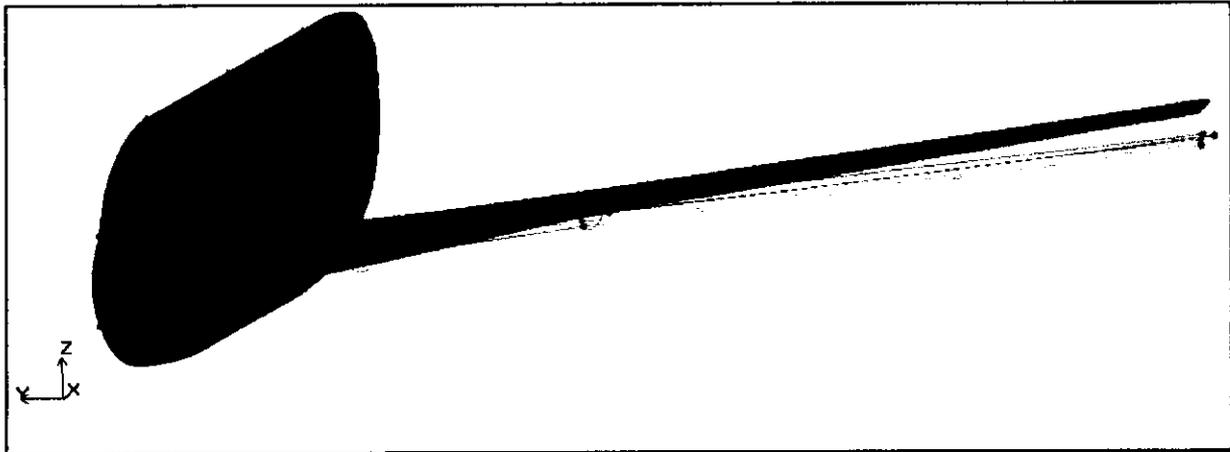
*Vecteur force : (0 0 Z)*

<i>NOM DE ZONE</i>	<i>FORCE DE PRESSION (N)</i>
<i>AILE</i>	<i>3282.8832</i>
<i>FUSELAGE</i>	<i>630.5552</i>

*Tableau(V.17) : Force de pression suivant Z*

**V-13 Les résultats sur DLR-F4 avec changement de dièdre:**

Dans cette partie de calcul on change le dièdre ( $2^\circ$ ) de DLR-F4 et on refait les calculs sur la nouvelle géométrie avec les mêmes conditions aux limites.



❖ **Historique de convergence :**

La figure ci-dessous montre l'histoire de convergence exprimée en termes de résidus

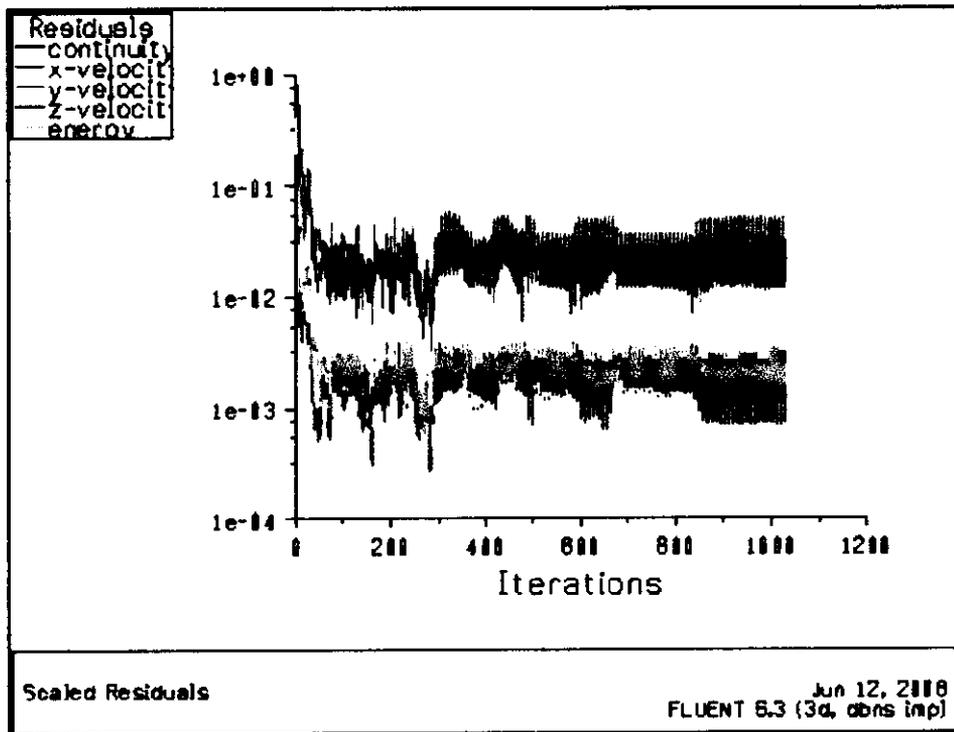


Figure (V.54) : Historique des résidus

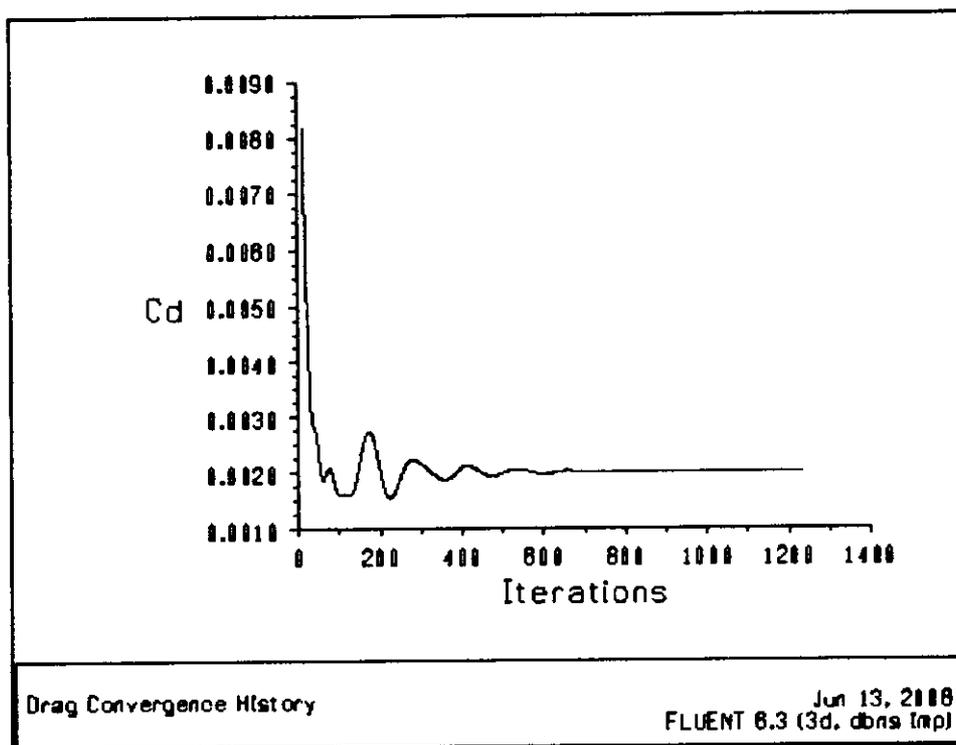


Figure (V.55) : Historique des Coefficient de Trainée (DLR-F4)

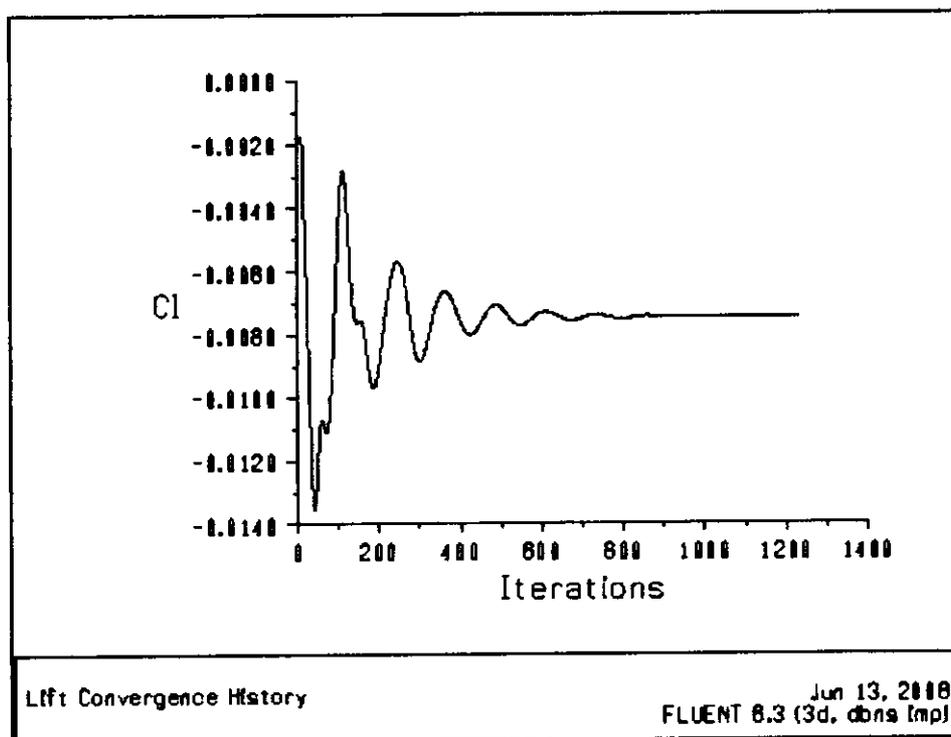


Figure (V.56) : Historique des Coefficient de Portance (DLR-F4)

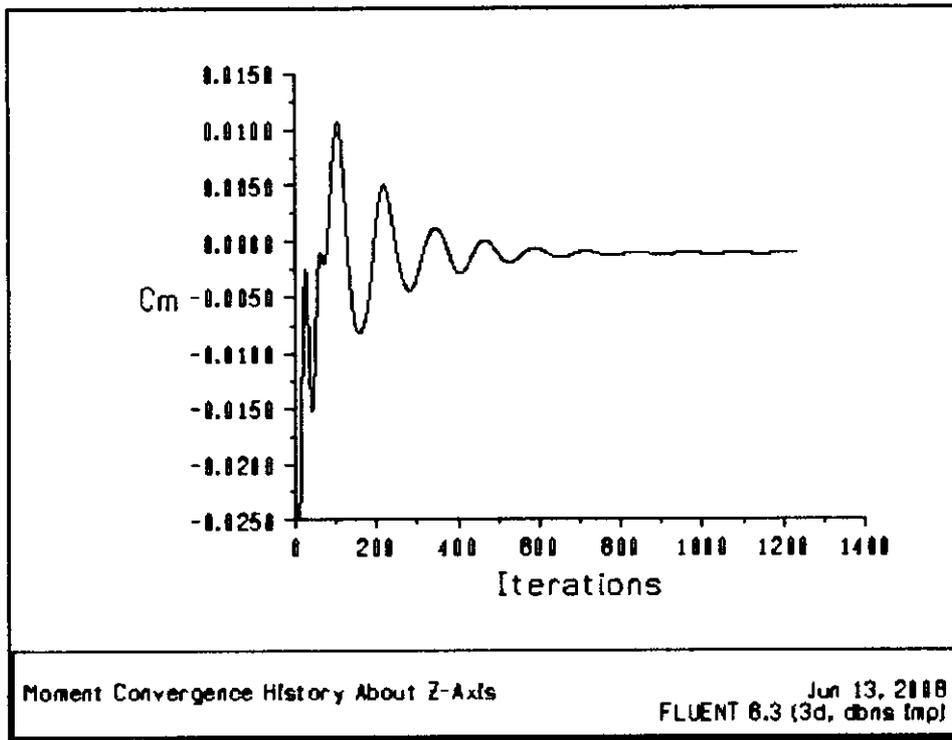


Figure (V.57) : Historique des Coefficient de Moment (DLR-F4)

*V-13-1 mesure de coefficient de pression pour chaque station :*

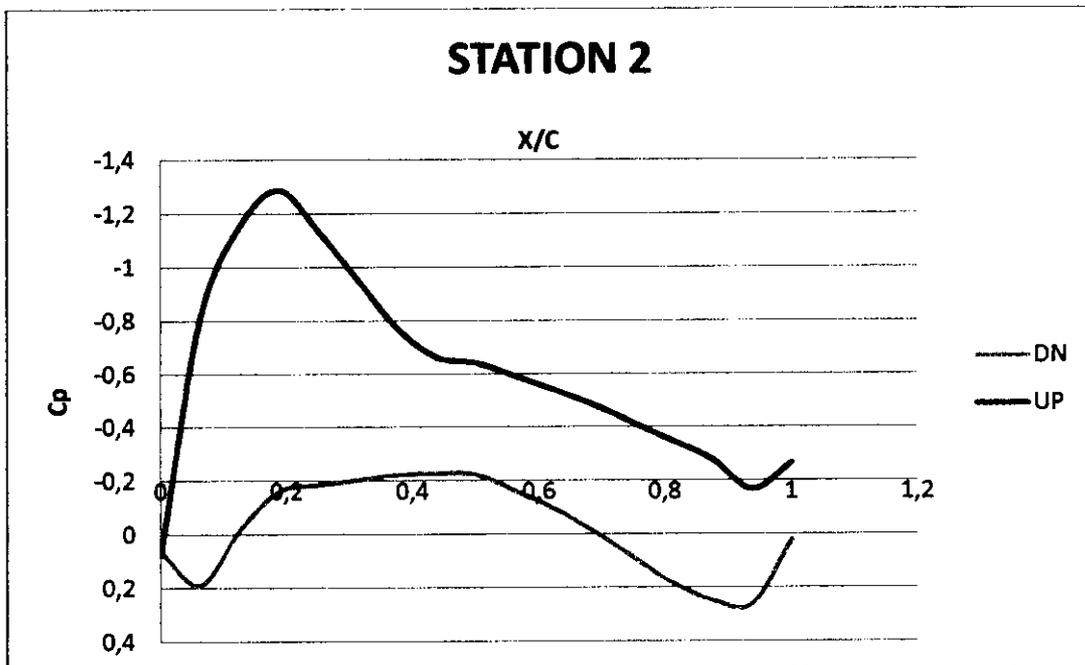


Figure (V.58) : La station 23.9 % de demi-envergure

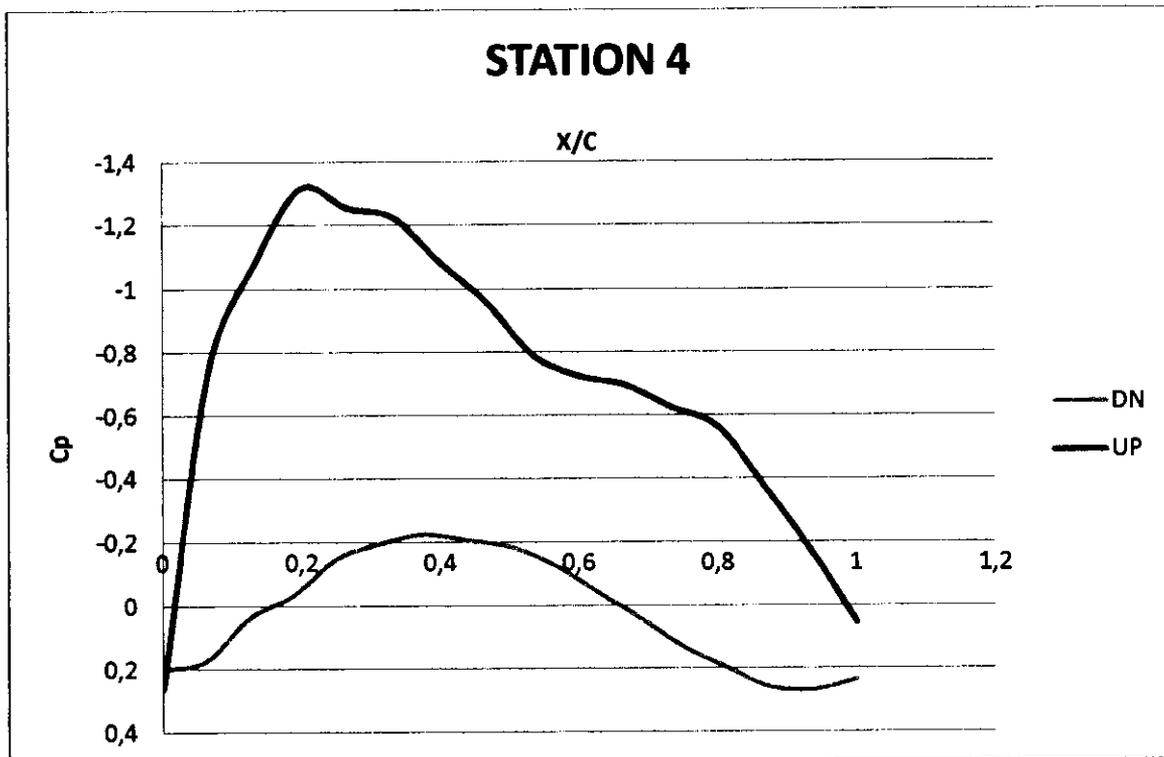


Figure (V.59) : La station 40.9% de demi-envergure

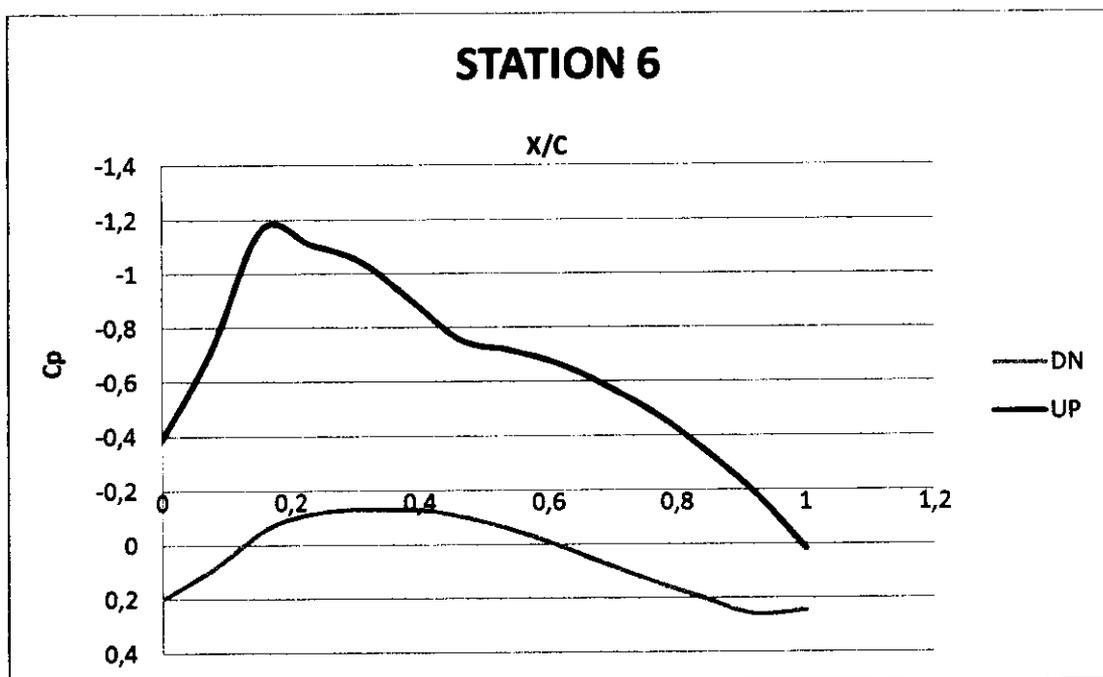


Figure (V.60) : La station 63.6 % de demi-envergure

V-13-2 l'écoulement autour de l'avion :

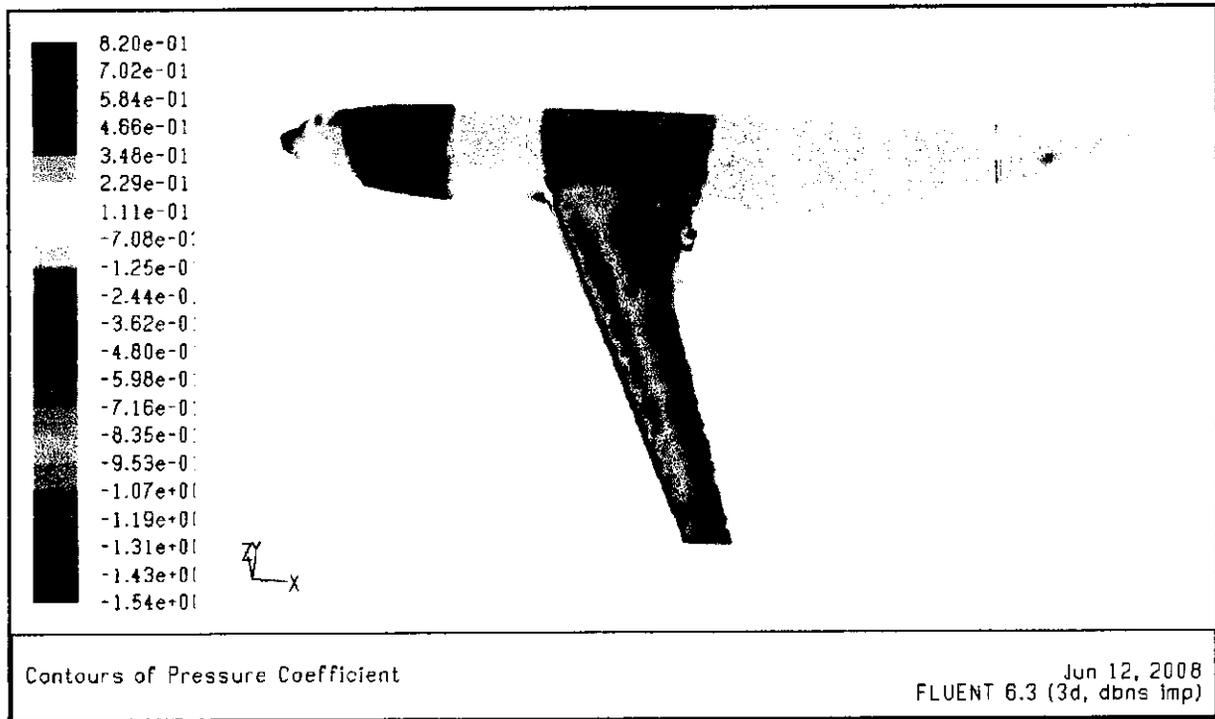


Figure (V.61) : Répartition du coefficient de pression (extrados)

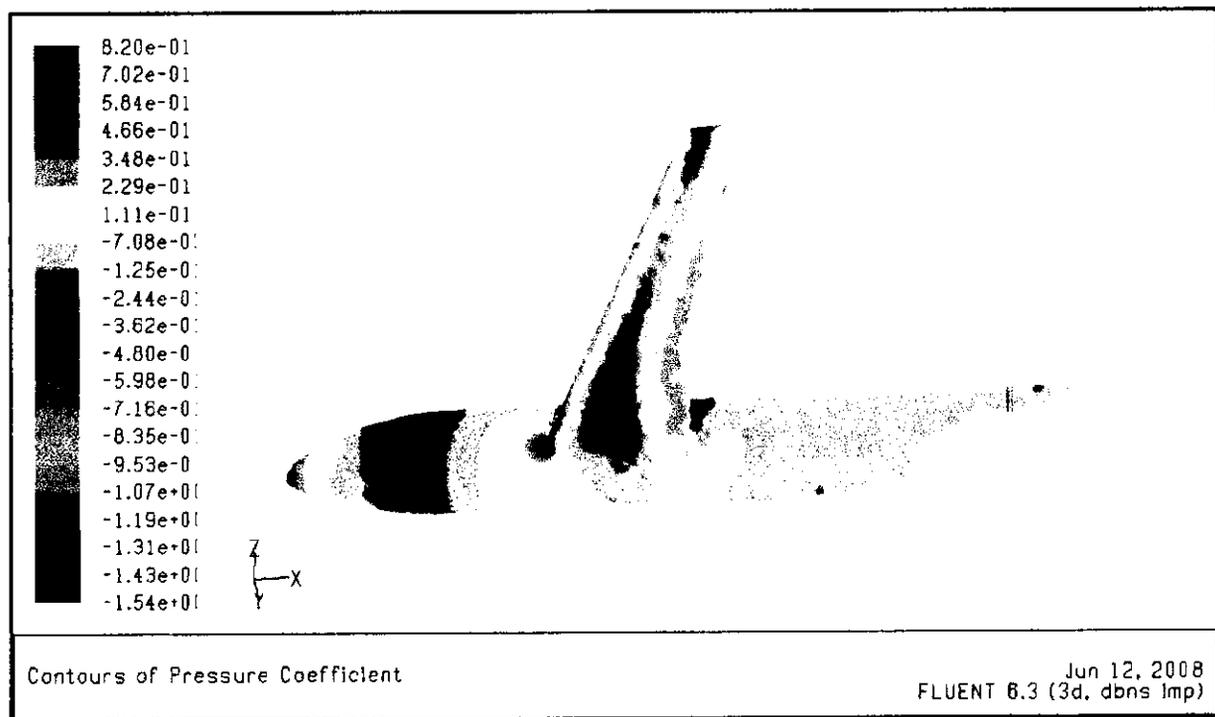


Figure (V.62) : Répartition du coefficient de pression (intrados)

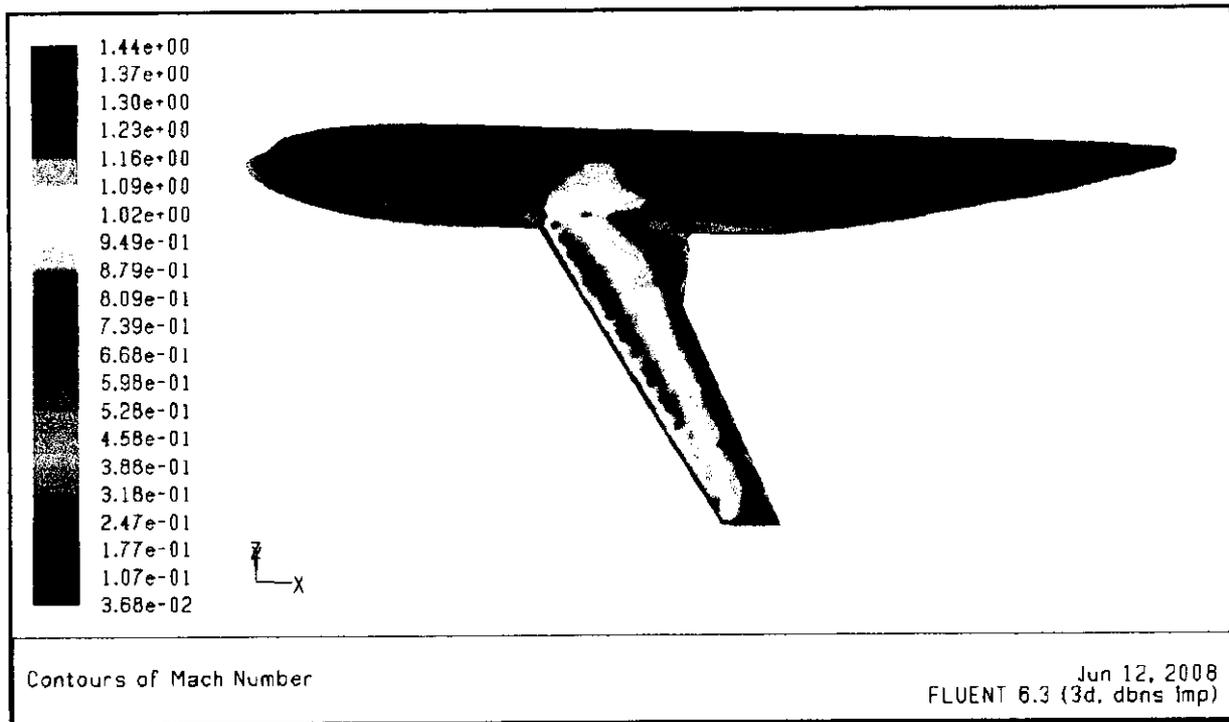


Figure (V.63) : Répartition du nombre de Mach (extrados)

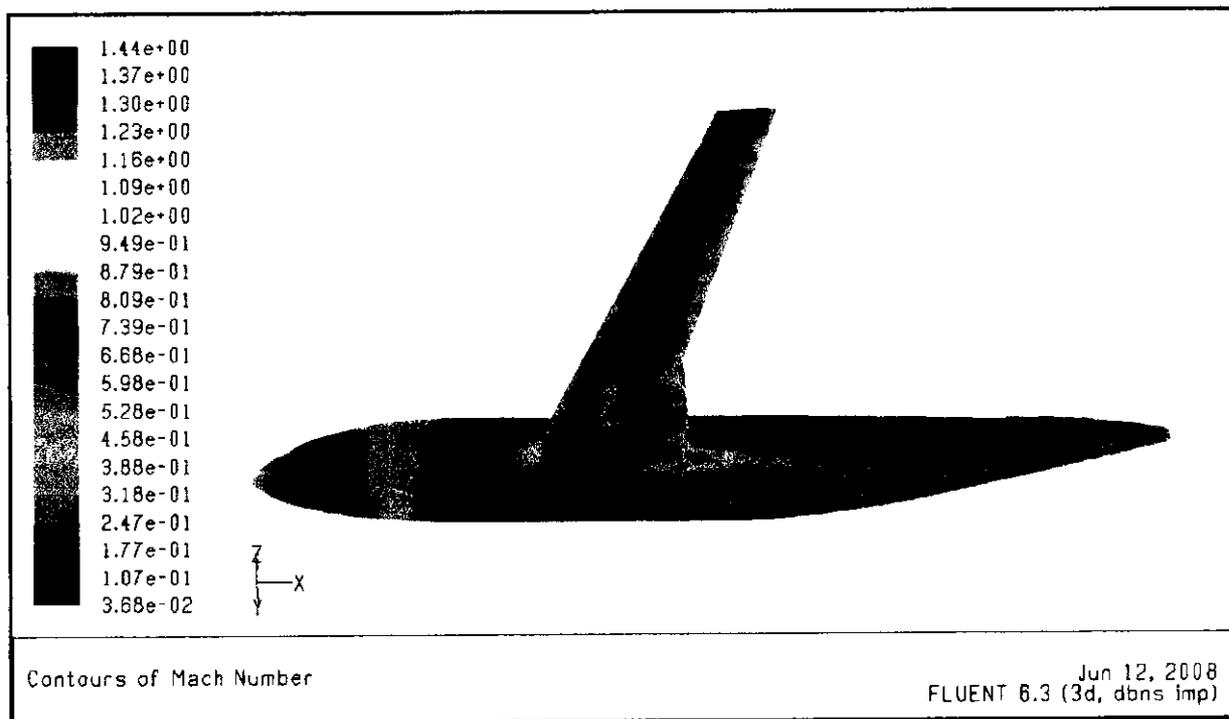


Figure (V.64) : Répartition du nombre de Mach (intrados)

V-13-3 Tableaux des forces de pression pour la configuration  
DLR F4 avec un dièdre de 2° :

Vecteur force : (X 0 0)

NOM DE ZONE	FORCE DE PRESSION (N)
AILE	71.406278
FUSELAGE	9.506912

Tableau(V.18) : Force de pression suivant X (2°)

Vecteur force : (0 Y 0)

NOM DE ZONE	FORCE DE PRESSION (N)
AILE	199.389088
FUSELAGE	-499.290403

Tableau(V.19) : Force de pression suivant Y (2°)

Vecteur force : (0 0 Z)

NOM DE ZONE	FORCE DE PRESSION (N)
AILE	1581.956892
FUSELAGE	290.641178

Tableau (V.20) : Force de pression suivant Z (2°)

### V-14 Analyse des résultats :

Les figures (42 et 54) montrent les histoires de convergence de DLR F4.

Ces figures montrent que tous les résidus ont baissés d'au moins trois ordres de grandeurs donc ça montre que toutes les solutions sont convergées.

La distribution de pression obtenue par le calcul est relativement proche de la distribution de  $C_p$  mesurées.

Les figures (50 – 51 – 61 – 62 ; 52 – 53 – 63 – 64) présentent les répartitions de coefficients de pression et les répartitions du nombre de Mach respectivement pour les deux configurations de DLR F4.

Les tableaux (15 – 16 – 17 ; 18 – 19 – 20) montrent les forces de pression agie sur le fuselage et l'aile dans les 3 axe de direction x, y, et z pour les deux configurations de DLR F4.

On voit que la force de pression a diminué quand on change le dièdre à  $2^\circ$  par rapport à l'autre, ce qui influe sur la stabilité de l'avion.

*conclusion*

✚ **Conclusion :**

A la vue de l'étude passée, on voit que la CFD n'est bien qu'un outil au service du concepteur. La CFD ne peut pas véritablement permettre d'optimiser à partir de zéro une géométrie.

La CFD devient intéressant lorsqu'on est très proche du design final, elle ne constituant que la phase ultime.

D'un point de vue plus personnel, ce projet nous a permis d'apprendre à utiliser les bases de ICEM-CFD, qui est un mailleur très souple et agréable à utiliser, qui pourra sans doute mettre utile par la suite.

Cela a été aussi l'occasion de découvrir un solveur particulièrement adapté aux écoulements compressible « FLUENT » qui grâce à son efficacité, a permis très aisément de simuler les écoulements tout de même assez complexes étudiés. Ce projet nous a également permis d'approfondir notre connaissance de ces logiciels et les biens maîtrisés.

Enfin nous souhaitons que notre travaille permettra d'encourager beaucoup plus les étudiants et leurs donner la volonté de bien vouloir s'investir dans cette voie de simulation en utilisent les codes de calcule commerciaux qui ont en évolution.

# ***Annexes***

**Annexe A : Démarche de génération de  
maillage**

- **maillage fuselage :**

File / open / tetin(geometry)file / fuselage.tin / accept.

Open / tetin(geometry)file / merge / far.tin / accept.

Orient / scale to fit / positive Y / save / tetin(geometry) file / meshing / tetra /  
old tetra GUI / write volume / accept / done .

**NB:** pour le maillage des autres éléments on refait les mêmes opérations.

- **Dérive horizontale :**

File / open / tetin(geometry) file / aile.tin / orient / scale to fit / negative Z.

Geometry / surface / copy / move / selected entities :( Sélectionné le plan de  
symétrie).

Copy

Translate: 0 -420 0

Apply/dismiss.

Curve / create / intersect surface :( sélectionné surface aile-plan) / okay.

Surface / create / segment surface: (sélectionné surface aile) / okay /  
(sélectionné courbe) / okay / delete / selected: (supprimé la surface coupé).

Curve / create / segment curve / okay.

Point / select / pre point / okay.

Delete / selected :( sélectionné les courbes coupé).

Point / delete / selected: (supprimé les points).

Geometry / copy / move / selected entities

Move

Translate: 650 420 35

Apply/dismiss

- **Derive verticale:**

File / open / tetin (geometry) file / NACA 0012.tin.

Geometry / copy / move / selected entities

Move

Scale: 0.5

Apply

Translate: 1 0 1

Apply / dismiss

Geometry / point / create / extract from curve / okay.

Curve / create / line through 2 points.

Select / pre point / create / dismiss.

Surface / create / from 2-4 curves / dismiss

Copy / move / selected entities

Move

Translate : 650 0 70

Scale: 10

Apply /dismiss

File / save / tetin (geometry)file.

- **Nacelle:**

File / open / tetin (geometry) file.

Geometry / copy/move / selected entities

Move

Translate: 0 70 -12

Apply

Copy

Translate : 50 -170 23

Apply / dismiss .

**NB:**

- pour l'assemblage des éléments d'avion en utilisent l'opération Merge.
- Pour sélectionner: clique gauche.
- pour confirmer : clique par le milieu.
- pour sortir de la fonction : clique droit.
- pour maintenir la fonction en changeant l'orientation de la géométrie : F9.

**- Changement de dièdre de DLR F4**

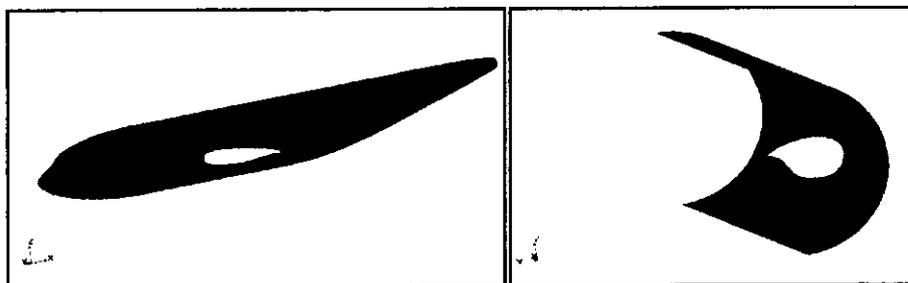
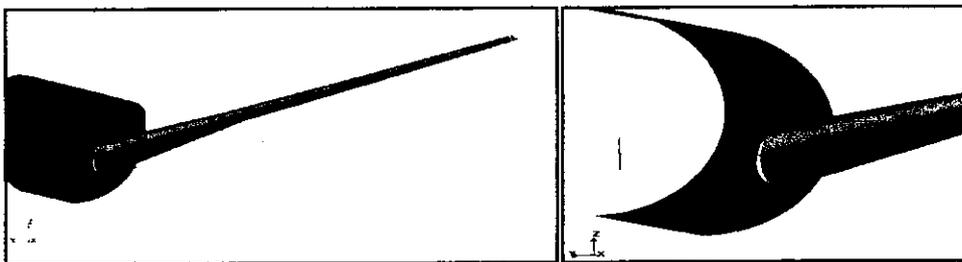
Geometrie / copy/move / selected entities

Move

Rotate (degrees) : -2

Apply / dismiss

Le problème posé, c'est qu'on a trouvée un vide entre le fuselage et l'aile et cela va provoquée des erreurs de maillage.



File / open / tetin(geometry) file / aile.tin / orient / scale to fit / negative Z.

Geometry / surface / copy / move / selected entities :( Sélectionné le plan de symétrie).

Copy

Translate: 0 -100 0

Apply/dismiss.

Curve / create / intersect surface :( sélectionné surface aile-plan) / okay.

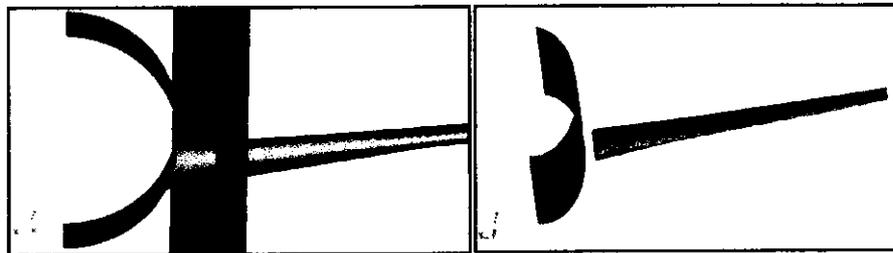
Surface / create / segment surface: (sélectionné surface aile) / okay /  
(sélectionné courbe) / okay / delete / selected: (supprimé la surface coupé).

Curve / create / segment curve / okay.

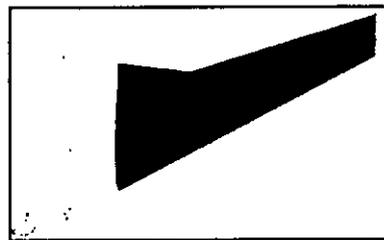
Point / select / pre point / okay.

Delete / selected :( sélectionné les courbes coupé).

Point / delete / selected: (supprimé les points).



Geometry / point / create / explicite location / selected family / done



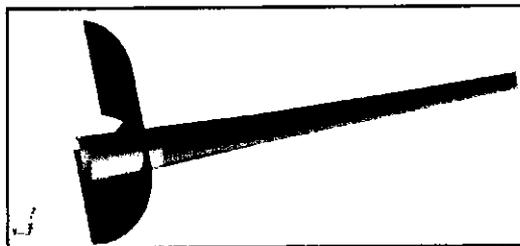
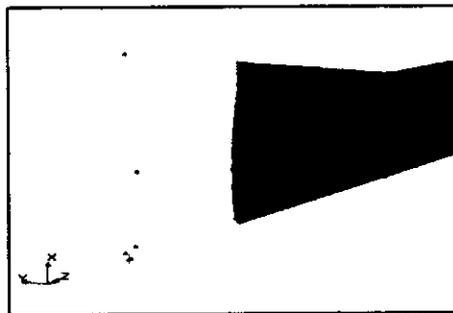
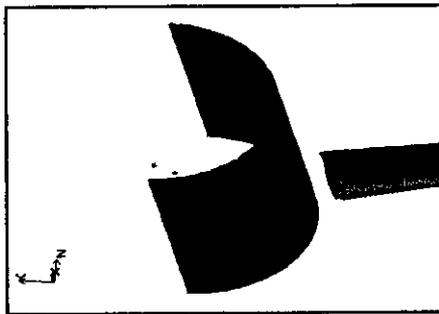
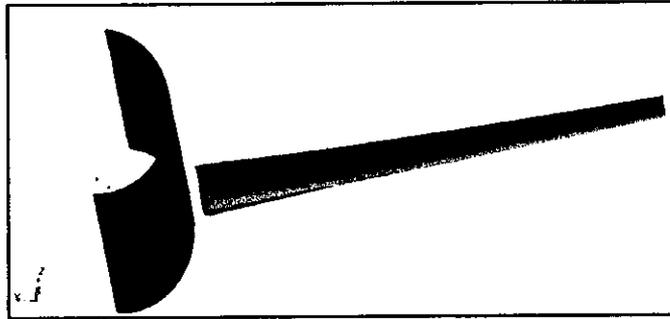
Geometry / copy/move / selected entities

Move

Translate: 0 100 0

Scale: 1.7

Apply / dismiss



**Annexe B : Fichiers 'Summary'**

**De Fluent**

**- Fichier SUMMARY pour DLR-F4:**

FLUENT

Version: 3d, dbns imp (3d, density-based implicit, inviscid)

Release: 6.3.26

Title:

Models

Model	Settings
Space	3D
Time	Steady
Viscous	Inviscid
Heat Transfer	Enabled

Boundary Conditions

Zones		
name	id	type
livel	19	fluid
far_top	27	pressure-far-field
far_sym	23	symmetry
far_side	28	pressure-far-field
far_out	25	pressure-far-field
far_in	24	pressure-far-field
far_bot	26	pressure-far-field
int_livel	20	interior
wing_up	21	wall
wing_dn	22	wall
fuse_0	29	wall
tuse_1	30	wall
fuse_2	31	wall
fuse_3	32	wall
fuse_4	33	wall
wing_te	34	wall
wing_tip	35	wall
wing_le	36	wall

Boundary Conditions

livel		Value
Condition		
Material Name		air

far_top		Value
Condition		
Gauge Pressure (pascal)		93218.797
Mach Number		0.75
Temperature (k)		233
X-Component of Flow Direction		0.99984002
Y-Component of Flow Direction		0
Z-Component of Flow Direction		0.017449999

```

far_sym
  Condition  Value
  -----

```

```

far_side
Condition  Value
-----
Condition                                Value
-----
Gauge Pressure (pascal)                  93218.797
Mach Number                               0.75
Temperature (k)                           233
X-Component of Flow Direction             0.99984002
Y-Component of Flow Direction             0
Z-Component of Flow Direction             0.017449999

```

```

far_out
  Condition                                Value
  -----
Gauge Pressure (pascal)                  93218.797
Mach Number                               0.75
Temperature (k)                           233
X-Component of Flow Direction             0.99984002
Y-Component of Flow Direction             0
Z-Component of Flow Direction             0.017449999

```

```

far_in
  Condition                                Value
  -----
Gauge Pressure (pascal)                  93218.797
Mach Number                               0.75
Temperature (k)                           233
X-Component of Flow Direction             0.99984002
Y-Component of Flow Direction             0
Z-Component of Flow Direction             0.017449999

```

```

far_bot
  Condition                                Value
  -----
Gauge Pressure (pascal)                  93218.797
Mach Number                               0.75
Temperature (k)                           233
X-Component of Flow Direction             0.99984002
Y-Component of Flow Direction             0
Z-Component of Flow Direction             0.017449999

```

#### Discretization Scheme

```

Variable  Scheme
-----
Flow      Second Order Upwind

```

#### Time Marching

```

Parameter  Value
-----
Solver     Implicit
Courant Number  5

```

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m <sup>3</sup>	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	J/kg-K	constant	1006.43
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
L-J Characteristic Length	angstrom	constant	3.711
L-J Energy Parameter	k	constant	78.6

*RESULTATS EXPERIMENTALES POUR DLR-F4 :*

SECTION N	0.185	0.238	0.331	0.409	0.512	0.636	0.844
X/C	CP						
1.000	0.0805	0.1019	0.0851	0.0372	0.0430	0.0531	0.0722
0.950	0.0126	0.0259	0.0013	-0.0282	-0.0109	-0.0035	0.0181
0.900	-0.0854	-0.0834	-0.0978	-0.1174	-0.0874	-0.1397	-0.0614
0.800	-0.2820	-0.2801	-0.2986	-0.3514	-0.2818	-0.2758	-0.2440
0.700	-0.4498	-0.4603	-0.5083	-0.5688	-0.4852	-0.4641	-0.4373
0.650	-0.5215	-0.5401	-0.6182	-0.6940	-0.5893	-0.5475	-0.5336
0.600	-0.5513	-0.5781	-0.6503	-0.7132	-0.6144	-0.5937	-0.5650
0.550	-0.5747	-0.5965	-0.6570	-0.6879	-0.6174	-0.5671	-0.5608
0.500	-0.5790	-0.5893	-0.6311	-0.6497	-0.5999	-0.5545	-0.5465
0.450	-0.6039	-0.6120	-0.6372	-0.6310	-0.6133	-0.5520	-0.5429
0.425	-0.6377	-0.6474	-0.6630	-0.6434	-0.6419	-0.5803	-0.5499
0.400	-0.6624	-0.6743	-0.6855	-0.6800	-0.7058	-0.6783	-0.5424
0.350	-0.7143	-0.6871	-0.6701	-1.0548	-1.2197	-1.0006	-0.5426
0.300	-0.8448	-0.8662	-0.8209	-1.2983	-1.2752	-1.2719	-0.8019
0.250	-0.8910	-0.9771	-1.3134	-1.3017	-1.2833	-1.2814	-1.2114
0.200	-0.8985	-0.9945	-1.3486	-1.3272	-1.3186	-1.3250	-1.2770
0.150	-0.9084	-1.1504	-1.4302	-1.3559	-1.3345	-1.3267	-1.2877
0.100	-1.0690	-1.4152	-1.4422	-1.4250	-1.4173	-1.4160	-1.3714
0.050	-1.2813	-1.4431	-1.4461	-1.3023	-1.2611	-1.2457	-1.2555
0.030	-1.3332	-1.3894	-1.1968	-0.9666	-0.9808	-0.9653	-0.8626
0.020	-1.1672	-1.1736	-0.8472	-0.8009	-0.8069	-0.7667	-0.6383
0.010	-0.3817	-0.2664	-0.3023	-0.3684	-0.2688	-0.2956	-0.2221
0.000	0.7492	0.6929	0.6167	0.6862	0.6063	0.6897	0.7256
0.010	0.6627	0.6632	0.6052	0.5620	0.5663	0.5708	0.5655
0.030	0.3831	0.3701	0.3071	0.2679	0.2936	0.3280	0.2774
0.050	0.1668	0.1454	0.1406	0.1755	0.1903	0.2189	0.1737
0.100	-0.0490	-0.0604	-0.0276	0.0198	0.0224	0.0631	0.0385
0.200	-0.1814	-0.1950	-0.1737	-0.1103	-0.0758	-0.0670	-0.1014
0.300	-0.2308	-0.2558	-0.2589	-0.2348	-0.2153	-0.1977	-0.2358
0.400	-0.2772	-0.3052	-0.2875	-0.2621	-0.2136	-0.1993	-0.2211
0.500	-0.3302	-0.3181	-0.2633	-0.2156	-0.1695	-0.1594	-0.1723
0.600	-0.1852	-0.1883	-0.1691	-0.0787	-0.1088	-0.1002	-0.1173
0.700	0.0417	0.0558	0.0620	0.0582	0.0818	0.0796	0.0656
0.800	0.2178	0.2342	0.2610	0.2490	0.2539	0.2550	0.2324
0.900	0.2614	0.2942	0.3329	0.3360	0.3223	0.3206	0.2948
0.950	0.2444	0.1981	0.3300	0.3310	0.3179	0.3075	0.2816

## Référence Bibliographique

### **1. R.D. RAUSCH, J.T. BATINA AND H.T.Y. YANG**

1992, Spatial adaptation procedures on tetrahedral meshes for unsteady aerodynamic flow calculations, *AIAA J.*, **30**, pp. 1243-1251.

2. **Computational Fluid Dynamics : Principles and Applications**, J. Blazek, Elsevier 2001.

3. **Navier Stokes Solvers in European Aircraft Design**, J.B. Vos, A. Rizzi et al. Progress in Aerospace Sciences, 2002.

4. Site Internet d'ICEM CFD : [www.icem.com](http://www.icem.com).

5. Site Internet de l'ONERA : [www.onera.fr](http://www.onera.fr).

6. Site Internet de Metacomp Technologies CFD : [www.metacomptech.com](http://www.metacomptech.com).

7. [http : //www-users.cs.umn.edu/ karypis/metis](http://www-users.cs.umn.edu/karypis/metis).

8. [http : //www.FLUENT.com](http://www.FLUENT.com).