

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail en témoignage*

*De toute mon affection et mon respect :*

*A mon père, pour son sacrifice.*

*A ma très chère mère.*

*A mon chère frère : mohamed.*

*A tous ma famille : Boukert en générale.*

*A tous mes amis en particulier : Ahmed, Mohamed, Merouane,*

*A tous ceux et celles que j'aime*

*A mon binôme Adel, son père et sa famille*

*A tous mes enseignants depuis mon premier pas dans  
l'université.*

**BILLEL**

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail en témoignage*

*De toute mon affection et mon respect :*

*A mon père, pour son sacrifice.*

*A ma très chère mère.*

*A mes chères frères : Abdelfattah, Houssin.*

*A toute ma famille : Nadri en général.*

*A tous mes amis en particulier : Billel, Jalil, Green, Alilo,*

*A tous ceux et celles que j'aime*

*A mon binôme Billel, son père et sa famille*

*A tous mes enseignants depuis mon premier pas dans l'université*

*A tous mes camarades au bloc 02 en générale.*

*ADEL*

## *Remerciements*

*Au terme de ce projet nous tenons à adresser nos sincères remerciements à notre promoteur,*

*Mr TAHI ALI pour notre encadrement dans ce travail avec enthousiasme et compétence, sa participation avec dynamisme à tous les stades de l'élaboration de ce projet , sa disponibilité chaque fois que nous en avons eu recours et surtout ses conseils précieux qui nous ont été très bénéfique .*

*Nous remercions également tous les enseignants de département d'Aéronautique de Blida*

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail en témoignage*

*De toute mon affection et mon respect :*

*A mon père, pour son sacrifice.*

*A ma très chère mère.*

*A mon chère frère : mohamed.*

*A tous ma famille : Boukert en générale.*

*A tous mes amis en particulier : Ahmed, Mohamed, Merouane,*

*A tous ceux et celles que j'aime*

*A mon binôme Adel, son père et sa famille*

*A tous mes enseignants depuis mon premier pas dans  
l'université.*

**BILLET**

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail en témoignage*

*De toute mon affection et mon respect :*

*A mon père, pour son sacrifice.*

*A ma très chère mère.*

*A mes chères frères : Abdelfattah, Houssin.*

*A toute ma famille : Nadri en général.*

*A tous mes amis en particulier : Billel, Jalil, Green, Alilo,*

*A tous ceux et celles que j'aime*

*A mon binôme Billel, son père et sa famille*

*A tous mes enseignants depuis mon premier pas dans l'université*

*A tous mes camarades au bloc 02 en générale.*

*ADEL*

**ملخص**  
هذا المشروع هو محاولة استعمال تقنية الحسابات ببرنامج لنموذج طائرة كاملة من اجل قياس قدرات حاسوب مكتب لهذا النوع من الحسابات. استعمل في هذا المشروع نمونجين الأول مكون من جسم وجناح والثاني من جسم وجناح وغرفة محرك.

## RÉSUMÉ

Ce projet est une initiation au calculs des avions complet et pour tester les performances d'un pc de bureau pour un calcul de CFD , sans oublier l'effet de la disposition de la nacelle sous l'aile sur les performances aérodynamiques de l'avion .

## SUMMARY

This project is an initiation on calculations of a complete aircraft and to test the performances of desktop PC for a calculation of CFD, without forgetting the effect of the provision of the nacelle under the wing on the aerodynamic performances of the aircraft

## TABLE DES MATIERES

Introduction .....	11
Définition et objectifs du projet .....	11
<b>CHAPITRE I : LES APPLICATIONS DES LA CFD</b>	
I-1 La CFD et ses objectifs .....	12
I-2 Utilisation de la CFD.....	12
I-3 Peut on faire confiance à la CFD?.....	15
I-4 l'évolution des machines de calcul.....	16
<b>CHAPITRE II : DESCRIPTION DES OUTILS UTILISES</b>	
II-1 ICEM CFD	
II-1-1 le generateur de maillage.....	17
II-1-2 Description d'ICEM CFD tétra .....	18
II-2 FLUENT 6.0	
II-2-1 Modèles Physiques .....	19
II-2-1-1 Les écoulements Compressibles .....	19
II-2-1-2 Écoulements Non visqueux .....	20
II-2-1-2-1 Équations D'Euler .....	21
II-2-2 Les schémas numériques .....	23
II-2-2-1 La méthode isolée de résolution .....	23
II-2-2-2 La méthode couplée de résolution .....	24
II-2-2-3 Linéarisation: Implicite-explicite .....	25
<b>CHAPITRE III : GENERATION DES MAILLAGES</b>	
III-1 Définition des géométries à maillées .....	26
III-1-2 Dimensions et aperçu de DLR-F4 .....	27
III-1-3 Dimensions et aperçu de DLR-F6 .....	29
III-2 Génération des maillages .....	31
III-3 Analyse et qualité de maillage .....	34
III-3-1 WB (DLR-F4)	
III-3-1-1 les triangles (maillage de surface) .....	35
III-3-1-2 Les tétraèdres .....	35
III-3-2 WBNP (DLR-F6) :	
III-3-2-1 les triangles (maillage de surface) .....	36
III-3-2-2 Les tétraèdres .....	37

## CHAPITRE IV : PRESENTATION DES RESULTATS

IV-1 Atelier de prédiction de la traînée	
IV-1-1 Définition .....	38
IV-1-2 Objectifs .....	38
IV-1-3 Liste des participants .....	38
IV-2 Cas test traite .....	40
IV-3 Conditions aux limite	
IV-3-1 Condition limite « Champ lointain de Pression » .....	41
IV-3-2 Condition limite « paroi » .....	41
IV-3-3 Condition limite de Symétrie .....	42
IV-4 description des paramètres du solveur.....	42
IV-5 Résultats .....	42
IV-5-1 La partie calcul par FLUENT 6.0	
IV-5-1-1 Caractéristiques de la machine de calcul utilisée .....	42
IV-5-1-2 pour quoi un calcul eulerien (non visqueux) ? .....	43
IV-5-1-3 Temps nécessaire pour la convergence .....	44
IV-5-1-4 Convergence .....	45
IV-5-1-5 Stratégies de solution .....	45
IV-5-1-5-1 Stratégies de solution pour des écoulements compressibles.....	45
IV-5-1-5-2 Stratégies de solution pour résoudre les modèles d'écoulement non visqueux .....	46
IV-5-2 les résultats sur DLR-F4	
IV-5-2-1 Historique de convergence .....	46
IV-5-2-2 Comparaison avec les résultats expérimentaux .....	49
IV-5-2-3 l'écoulement autour de DLR-F4 .....	51
IV-5-3 les résultats sur DLR-F6	
IV-5-3-1 Historique de convergence .....	56
IV-5-3-2 Comparaison avec les résultats expérimentales .....	61
IV-5-3-3 l'écoulement autour de DLR-F6 .....	61
IV-6 Résultats en coefficient aérodynamique .....	66
IV-6-1 DLR-F4 .....	66
IV-6-2 DLR-F6 .....	67
IV-7 effet de la nacelle .....	67
CONCLUSION .....	69
REFERENCES	
ANNEXES	



## **LISTE DES ILLUSTRATIONS GRAFIQUES ET TABLEAUX**

- Fig. (I.1) simulation des écoulements autour des avions et les hélicoptères  
Fig. (I.2) simulation sur les inverseurs de poussée  
Fig. (I.3) simulation des écoulements autour de la carrosserie  
Fig. (I.4) simulation sur le confort et la climatisation  
Fig. (I.5) utilisation de la CFD en biomédical  
Fig. (I.6) évolution des performances des machines de calcul  
Fig. (II.1) Structure de ICEM CFD  
Fig. (II.2) Organigramme de la méthode isolée de résolution  
Fig. (II.3) Organigramme de la méthode couplée de résolution  
Fig. (III-1) BOEING 737  
Fig. (III-2) Dimensions du DLR-F4  
Fig. (III-3) forme du DLR-F4 utilisée dans le calcul  
Fig. (III-4) Dimensions du DLR-F6  
Fig. (III-5) Dimensions de la nacelle du DLR-F6  
Fig. (III-6) forme du DLR-F6 utilisée dans le calcul  
Fig. (III-7) aperçu du maillage de DLR-F4  
Fig. (III-8) aperçu du maillage de DLR-F6  
Fig. (III-9) triangle ou tetraedre equilateral ( $Q=1$ )  
Fig. (III-10) distribution de la qualité des triangles DLR-F4  
Fig. (III-11) qualités des tetraedres DLR-F4  
Fig. (III-12) qualités des triangles DLR-F6  
Fig. (III-13) qualités des tetraedres DLR-F6  
Fig. (IV-1) le cas test traité  
Fig. (IV-2) exemple de station de calcul  
Fig. (IV-3) Historique des résidus (DLR-F4)  
Fig. (IV-4) Historique de coefficient de portance (DLR-F4)  
Fig. (IV-5) Historique de coefficient de traînée (DLR-F4)  
Fig. (IV-6) Historique de coefficient de moment (DLR-F4)  
Fig. (IV-7) station de mesure de  $C_p$  pour DLR-F4  
Fig. (IV-8) La station 23.8 % de demie envergure du DLR-F4  
Fig. (IV-9) La station 51.2 % de demie envergure du DLR-F4  
Fig. (IV-10) La station 63.6 % de demie envergure du DLR-F4  
Fig. (IV-11) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (partie supérieur)  
Fig. (IV-12) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (partie inférieur)  
Fig. (IV-13) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (partie supérieur)  
Fig. (IV-14) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (partie inférieur)  
Fig. (IV-15) Historique des résidus (DLR-F6)

- Fig. (IV-16) Historique de coefficient de portance (DLR-F6)
- Fig. (IV-17) Historique de coefficient de traînée (DLR-F6)
- Fig. (IV-18) Historique de coefficient de moment (DLR-F6)
- Fig. (IV-19) stations de mesures de Cp pour DLR -F6
- Fig. (IV-20) La station 15 % de demie envergure du DLR-F6
- Fig. (IV-21) La station 23.9 % de demie envergure du DLR-F6
- Fig. (IV-22) La station 33.1 % de demie envergure du DLR-F6
- Fig. (IV-23) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F6 (partie supérieur)
- Fig. (IV-24) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F6 (partie inférieur)
- Fig. (IV-25) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F6 (partie supérieur)
- Fig. (IV-26) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F6 (partie inférieur)
- Fig. (IV-27) Cp sur la station 33.1% de demie envergure pour les deux configuration

- Tableau (III-1) : dimension de la nacelle du DLR-F6
- Tableau (III-2) : type d'élément de maillage
- Tableau (III-3): maillage par famille de geometrie
- Tableau (III-4) : valeur MIN et MAX des triangles DLR-F4
- Tableau (III-5) : valeur MIN et MAX de qualité des tétraèdres DLR-F4
- Tableau (III-6) : valeur MIN et MAX de qualité des triangles DLR-F6
- Tableau (III-7) : valeur MIN et MAX de qualité des tétraèdres DLR-F6
- Tableau (VI-1) : Les participants du work shop
- Tableau (VI-2) performances de la machine de calcul utilisée
- Tableau (VI-3) performances de la station de calcul de BOMBARDIER AÉROSPATIAL
- Tableau (VI-4) parametres de calcul par apport aux modèles physique
- Tableau (VI-5) Temps de calcul
- Tableau (VI-6) comparaison de résultats du DLR-F4 obtenus par FLUENT avec des résultats d'autre code et les résultats expérimentales
- Tableau (VI-7) comparaison de résultats du DLR-F6 obtenus par FLUENT avec des résultats d'autre code et les résultats expérimentales
- Tableau (VI-8) effets de la présence de nacelle sur les coefficients aérodynamiques

# **INTRODUCTION-----**

### **Introduction :**

### **Définition et objectifs du projet :**

L'objectif principal de ce PFE est de faire un calcul numérique non visqueux (résolution des équations d'Euler) en régime transsonique en utilisant le code commercial **FLUENT** sur la configuration DLR-F4 et DLR-F6 (aile-fuselage/nacelle) sur un maillage non-structuré tétraédrique généré en utilisant le code **ICEM-CFD** et donc de nous initier les étudiants à l'utilisation des techniques et des codes CFD (Computational Fluid Dynamics) pour l'évaluation des performances aérodynamiques des avions en général et pour voir l'effet aérodynamique de la présence de la nacelle sous l'aile pour la configuration aile-fuselage du DLR-F4. Le calcul sera effectué pour un nombre de Mach de **0.75** et un angle d'attaque de **1°**. Ces valeurs correspondent à un des cas-tests du **AIAA CFD Prediction Drag Workshop Challenge «19th AIAA Applied Aerodynamics Conference»** sponsorisé par «**the Applied Aerodynamics Technical Committee**» qui a eu lieu le 9-10 juin 2001 à Anaheim, Californie pour les quels on dispose de valeurs expérimentales pour la comparaison et la validation.

Le second objectif est de quantifier les ressources informatiques et en temps nécessaires pour réaliser ce genre de calcul sur un PC de bureau. Ces données vont servir pour la définition des besoins pour les futures recherches dans ce domaine qui est la résolution numérique des équations de la dynamique des fluides (CFD).

**CHAPITRE I -----**  
**LES APPLICATIONS DE CFD**

## **I-1 La CFD et ses objectifs :**

Le mot CFD est un acronyme en Anglais qui veut dire **Computational Fluid Dynamics** dont la traduction en Français donnerait **Mécanique des Fluides Numérique (MFN)**. Cependant, même dans les ouvrages en français et la littérature française, c'est le mot CFD qui est utilisé [1].

Historiquement, les problèmes de mécanique (dynamique) des fluides ont été résolus en utilisant des méthodes analytiques (AFD : **Analytical Fluid Dynamics**) ou des techniques expérimentales (EFD : **Experimental Fluid Dynamics**). De nos jours, avec l'arrivée des calculateurs numériques, une nouvelle technique de résolution des problèmes de thermo-fluide est née. Elle s'appelle CFD et est de plus en plus populaire dans tous les domaines qui font appel à la thermo-énergétique.

La CFD est la résolution numérique des équations qui gouvernent les écoulements des fluides en utilisant différentes approximations. Elle 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)

## **I-2 Utilisation de la CFD :**

L'utilisation de la CFD permet essentiellement une réduction des coûts reliés au développement de produits qui mettent en jeu des phénomènes physiques d'écoulements de fluide et de transfert de chaleur particulièrement durant la phase conception et analyse. Elle présente les avantages suivants par rapports aux techniques expérimentales :

- moindre coût et plus rapide que la réalisation de modèles et les tests,
- la solution que CFD fournit permet de connaître la solution partout dans le champ d'écoulement,

- la CFD permet la simulation des phénomènes physiques qui sont difficiles ou mêmes impossibles à mesurer expérimentalement telles que les prévisions des performances d'objets non encore construits ou présentant des risques.

La CFD est utilisée dans beaucoup de domaines. Parmi ceux-ci, on a :

- L'aérospatial : où elle a pris une importance capitale dans le développement des nouveaux avions et leurs conditions d'utilisation .

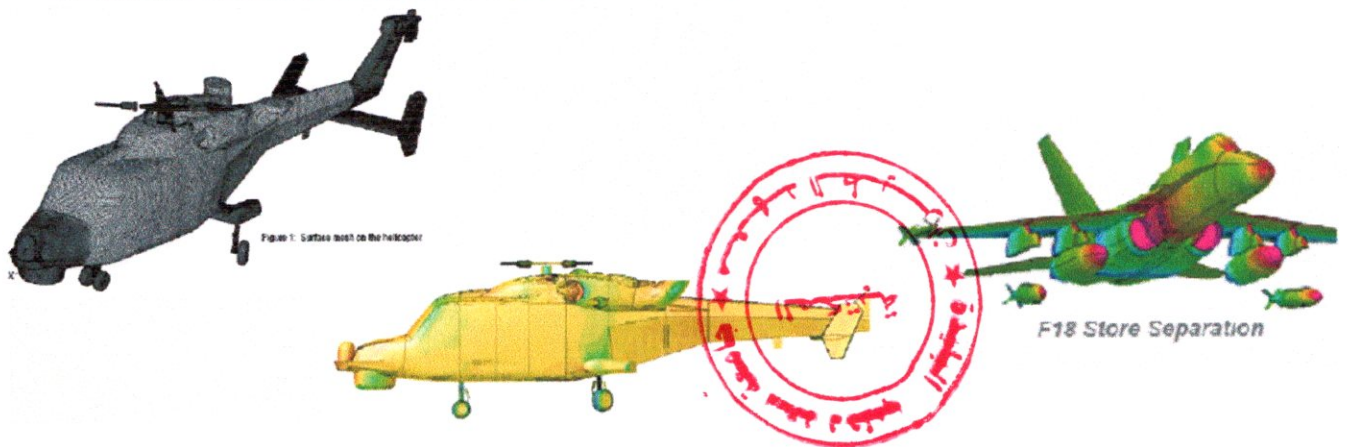


Fig. (I.1) simulation des écoulements autour des avions et les hélicoptères

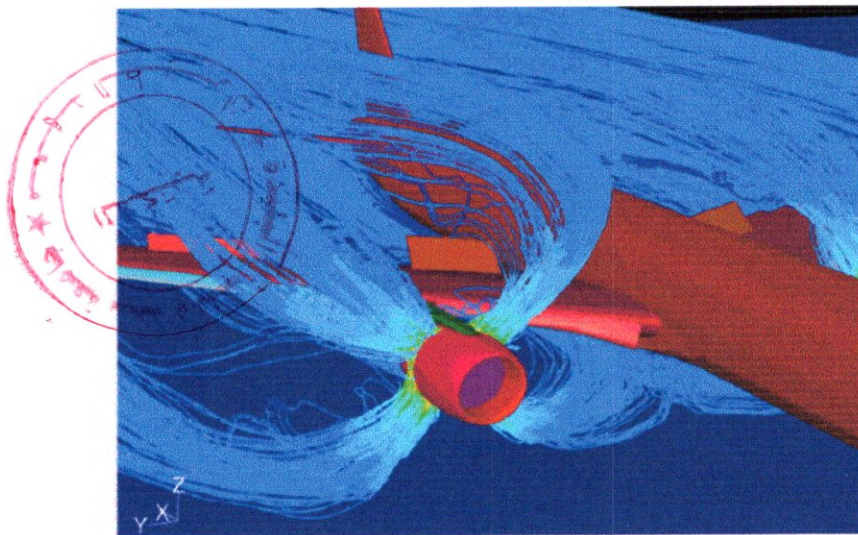


Fig. (I.2) simulation sur les inverseur de poussée

- Véhicules automobiles :

la CFD est utilisée dans le monde de l'industrie automobile pour améliorer les performances telle que, la consommation en améliorant la forme aérodynamique et aussi pour garantir la stabilité.

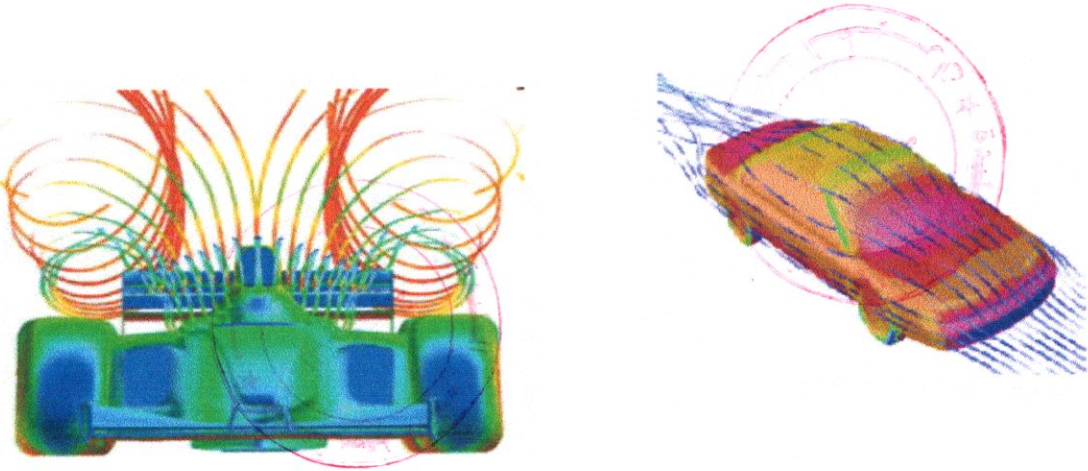


Fig. (I.3) simulation des écoulements autour de la carrosserie

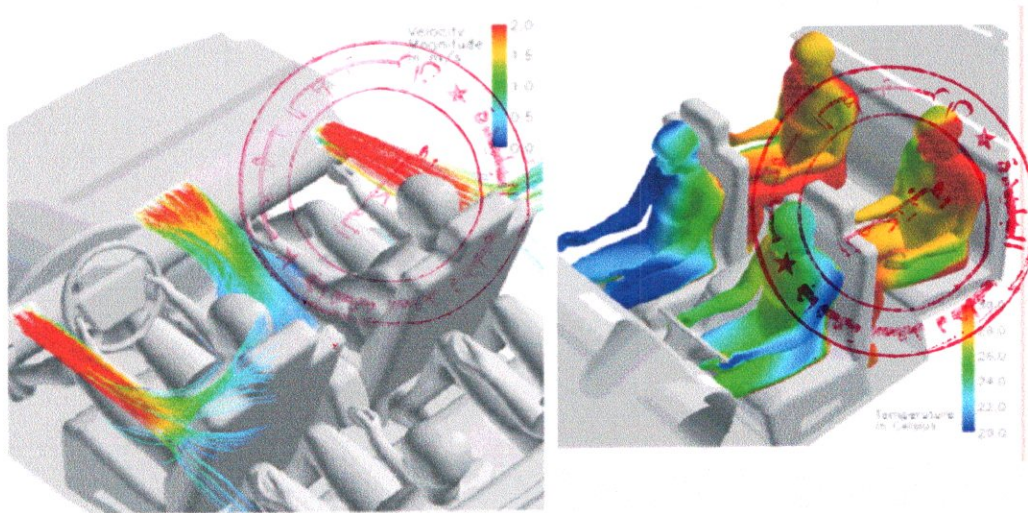
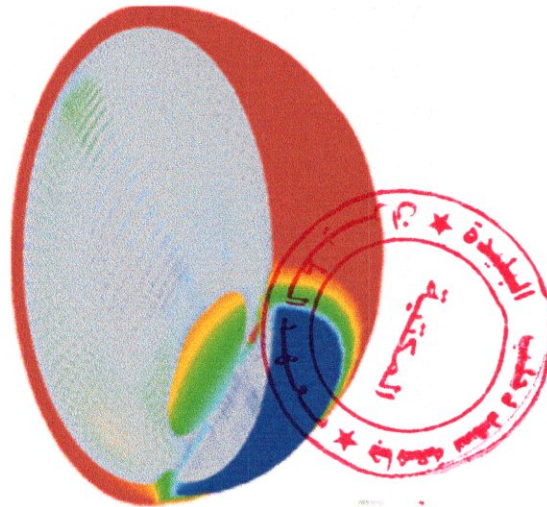


Fig. (I.4) simulation sur le confort et la climatisation



## •Biomédical :



*Temperature and natural convection currents in the eye following laser heating.*

Fig. (I.5) utilisation de la CFD en biomédical

### I-3 Peut on faire confiance à la CFD?

Les prédictions basées sur la CFD ne sont jamais fiable à 100%, parce que les données de départ sont parfois approximées ou nécessitent beaucoup d'hypothèses. Par ailleurs, la puissance des ordinateurs disponibles est limitée (en mémoire et en temps) pour une précision numérique élevée. Il se peut même que les connaissances scientifiques du phénomènes soient incomplètes ou inadéquates (c'est souvent le cas).

#### La Fiabilité de CFD :

La fiabilité est plus grande:

- ⇒ Pour des écoulements laminaires plutôt que les turbulents.
- ⇒ Pour des écoulements monophasé plutôt que des écoulements multiphasés.
- ⇒ Pour les matériaux chimiquement inertes plutôt que chimiquement réactifs.
- ⇒ Pour des réactions chimiques simples plutôt que des multiples réactions.
- ⇒ Pour les fluides simples plutôt que ceux de composition complexe.

**I-4 l'évolution des machines de calcul :**

Puisque l'ordinateur est un élément essentiel pour les calculs alors il est très avantageux d'avoir des machines puissantes.

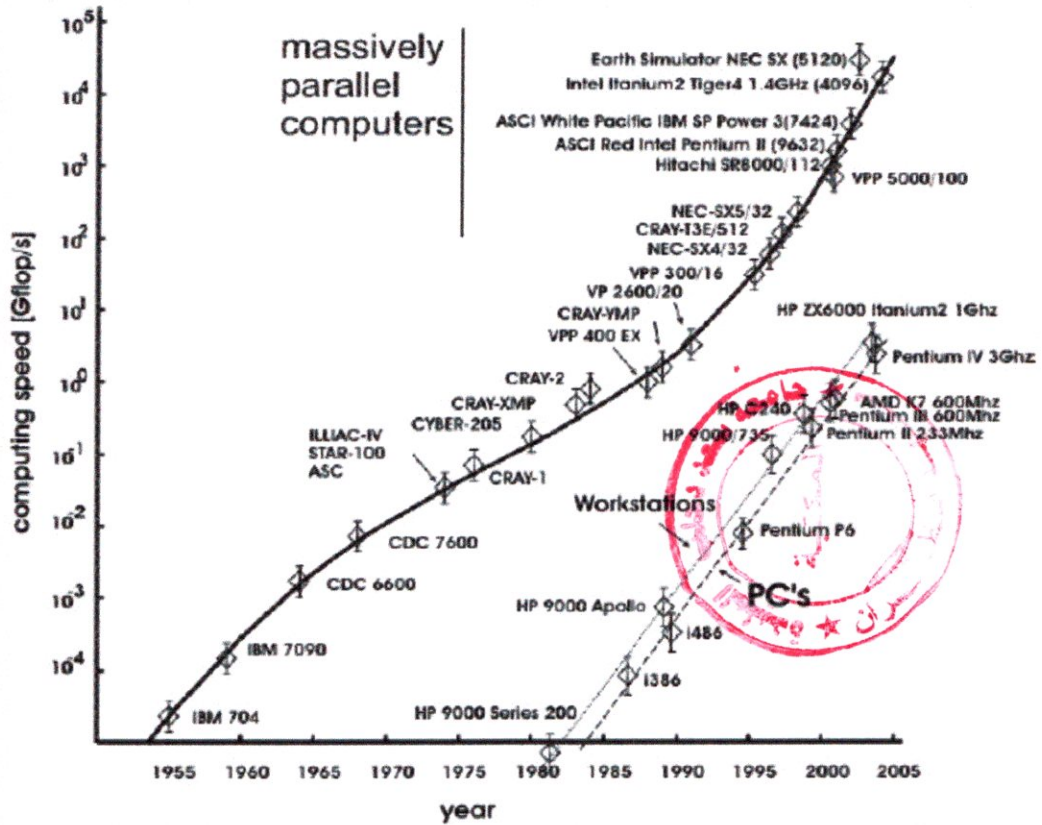


Fig. (I.6) évolution des performances des machines de calcul

**CHAPITRE II -----**  
**DESCRIPTION DES OUTILS**  
**UTILISES**

**II-1 ICEM CFD :**

Dans ce chapitre nous présentons brièvement les outils utilisés dans ce projet, soient les 2 codes commerciaux ICEM CFD pour la generation de maillage et FLUENT pour la résolution

**II-1-1 le générateur de maillage :**

ICEM CFD est un outil intégré, qui inclut un module de géométrie-entrée, un module de CAO, de divers modules de génération de maillage, un module de post-traitement de maillage est un module d'exportation des maillages vers les différents solveurs avec les formats et les conditions aux limites nécessaires. Une structure simplifiée d'ICEM CFD [2] est montrée sur Fig (II.1).

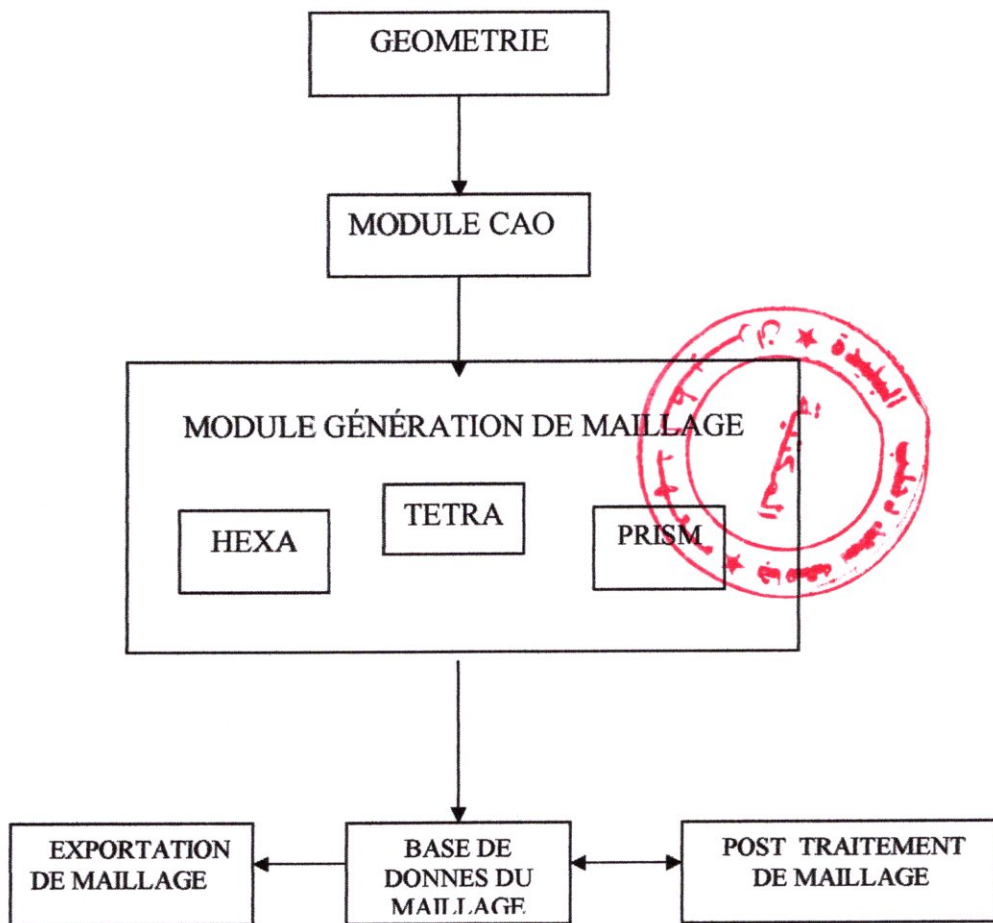


Fig (II.1): Structure de ICEM CFD

Les modules disponibles de génération de maillage sont HEXA pour les maillages structures (3D), TETRA pour les maillages non structurés (3D) et PRISM pour la couche limite visqueuse près des parois.

### **II-1-2 Description d'ICEM CFD tétra :**

Dans ce travail seul le module TETRA a été utilisé car les maillages génères sont des maillages non structure utilisés pour des calculs non visqueux.

Les maillages non structures « tétraédriques offrent plus d'avantage que les maillages structurés, telles la génération automatique de maillage autour de géométries complexes et s'apprêtent plus facilement à l'adaptation du maillage. ICEM CFD tétra a été accordé pour profiter pleinement de la technologie du maillage non structurée. Le module tétra d'ICEM CFD génère le maillage directement à partir des surfaces CAO et remplit le volume d'éléments tétraédriques en utilisant l'approche Octree ou le maillage de surface est un résultat. Un outil de lissage puissant permet en général d'améliorer la qualité des éléments ainsi générés. L'utilisateur définit simplement les surfaces CAO des objets pour être maillées et leur donne des noms pour l'identification des frontières en vue de définir des conditions limites. Différentes tailles d'élément peuvent être définies sur les surfaces, courbes et en volume.

**II-2 FLUENT 6.0 :****II-2-1 Modèles Physiques :**

FLUENT permet la simulation des écoulements incompressibles et compressibles, laminaires et turbulents.

FLUENT offre une large gamme de modèle mathématique pour la simulation des phénomènes de transport comme les écoulements non newtoniens laminaires, turbulents avec /sans transfert thermique dans des composantes de turbomachine et de moteur à combustion interne, la combustion, l'aérodynamique interne et externe.

Les modèles de turbulence disponible dans FLUENT fournis ont une large gamme d'application et ils incluent les effets d'autres phénomènes physiques, telle que la flottabilité et la compressibilité.

Divers modes du transfert thermique peuvent être modélisée, y compris la convection naturelle, forcée, et la convection mixte avec ou sans complications supplémentaires telles que, les milieux poreux,...etc. FLUENT peut tenir compte des complications de la combustion[4] .

**II-2-1-1 Les écoulements Compressibles :**

Des effets de compressibilité sont produits dans les écoulements à vitesse élevée qui ont des grandes variations de pression. Quand la vitesse d'écoulement approche ou excède la vitesse du son ou quand le changement de pression du système ( $\Delta p/p$ ) est grand, la variation de la densité de gaz avec de la pression a un impact significatif sur la vitesse, la pression, et la température d'écoulement [4] .

Les écoulements compressibles peuvent être caractérisés par la valeur du nombre Mach:

$$M = V/c \dots\dots (II - 1)$$

$$c = \sqrt{\gamma RT} \dots\dots (II - 2)$$

et  $\gamma$  est le rapport ( $c_p/c_v$ ) .

Pour les écoulements compressibles, la loi des gaz idéals est écrite sous la forme suivante:

$$\rho = \frac{P}{RT_s} \dots (II-3)$$

### II-2-1-2 Écoulements Non visqueux :

Les calculs de flux non visqueux négligent l'effet de la viscosité sur l'écoulement et sont appropriées pour des applications élevées de nombre de Reynolds où les forces d'inertie tendent à dominer les forces visqueuses. Un exemple pour lequel un calcul non visqueux d'écoulement est approprié est un calcul aérodynamique d'un obstacle à grande vitesse. Dans un cas comme ceci, les forces de pression domineront les forces de viscosités. Par conséquent, un calcul non visqueux donne une évaluation rapide des forces agissantes sur l'obstacle. Après que la forme du corps a été modifiée pour maximiser les forces de portance et pour réduire au minimum les forces de résistance à l'avancement (traînée) [4].

D'un autre côté des calculs non visqueux sont utilisées pour fournir une bonne solution initiale pour des problèmes concernant la physique des écoulements compliqués et/ou une géométrie compliquée.

Pour les écoulements aux grands nombre de Reynolds ,  $R_e = \frac{\rho VL}{\mu}$  les effets dans le cas d'écoulement non visqueux sont généralement confinés dans une mince couche qu'on appelle couche limite et influence pour la répartition de pression (calcul de la portance).

### II-2-1-2-1 Équations D'Euler :

Pour des écoulements non visqueux, on résout les équations d'Euler. L'équation de conservation de masse est la même que pour un écoulement visqueux, mais les équations de conservation de quantité de mouvement et d'énergie sont réduites [4].

L'équation pour la conservation de la masse, ou l'équation de continuité, peut être écrite comme :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad \dots\dots\dots(II-4)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad \dots(II-5)$$

La conservation de quantité de mouvement dans la direction de  $i$  est décrite par :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \dots\dots(II-6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho uw) = -\frac{\partial p}{\partial x} \dots\dots\text{suivant}(x)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho vw) = -\frac{\partial p}{\partial y} \dots\dots\text{suivant}(y)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho w) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uw) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho vw) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w^2) = -\frac{\partial p}{\partial z} \dots\dots\text{suivant}(z)$$



La conservation de l'énergie est décrite par :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial x_i} \dots (II-7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x}(u(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial x} \dots \text{suivant}(x)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial y}(v(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial y} \dots \text{suivant}(y)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial z}(w(\rho E + P)) = -\frac{\partial h}{\partial z} \dots \text{suivant}(z)$$

$$h = C_p T \dots (II-8)$$

$$E = C_v T \dots (II-9)$$



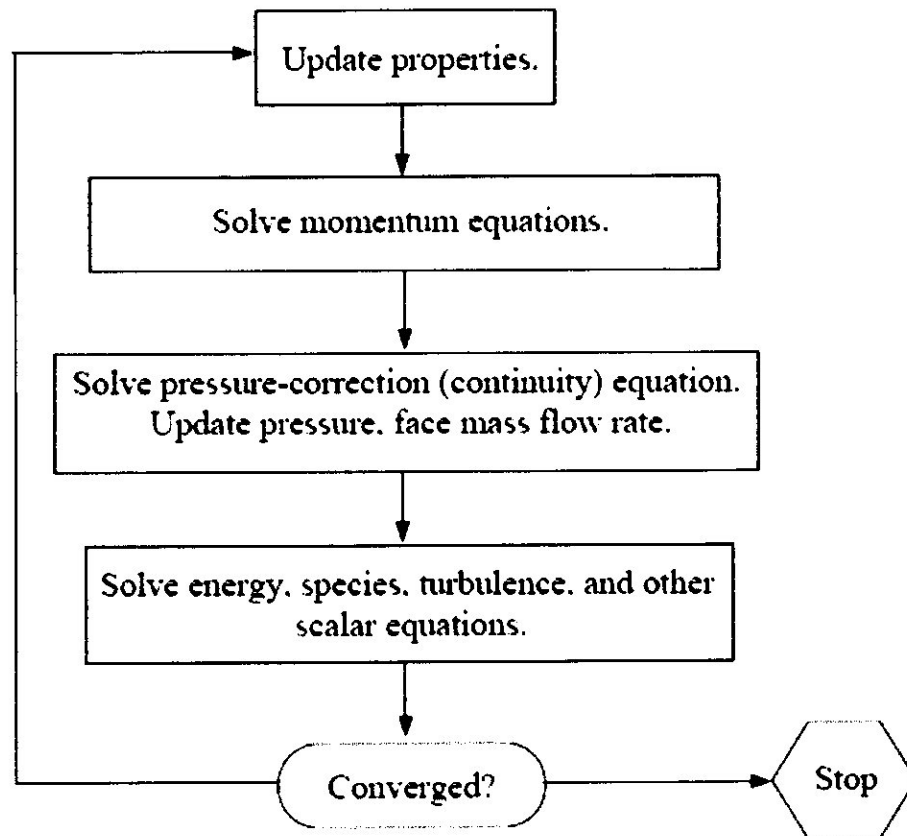


Fig. (II.2): Organigramme de la méthode isolée de résolution

### II-2-2-2 La méthode couplée de résolution :

En utilisant cette approche les équations de conservation, de continuité, de quantité de mouvement, d'énergie sont résolues simultanément (c à d, couplées ensemble). Chaque itération comprend les étapes illustrées dans l'organigramme ( Fig II.3) et décrites ci-dessous [4] :

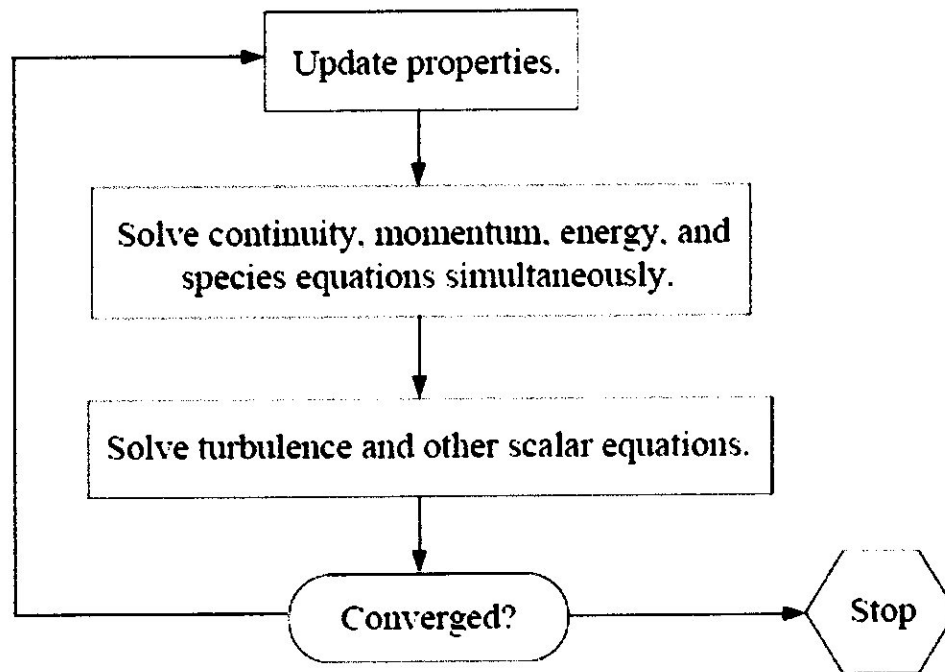


Fig. (II.3): Organigramme de la méthode couplée de résolution

### II-2-2-3 Linéarisation: Implicite-explicite

Dans la méthode de résolution isolée ou couplée de résolution la discrétisation non linéaire des équations de conservation est linéarisé pour produire un système d'équations pour les variables dépendantes en chaque élément du domaine. Le système linéaire résultant est alors résolu [4].

La façon dont les équations de conservation sont linéarisées peut prendre une forme « implicite » ou « explicite ».

► **Implicite** : Pour une variable donnée, la valeur inconnue en chaque élément est calculée en utilisant une relation qui inclut les valeurs existantes et inconnues des éléments voisins. Par conséquent, chaque variable inconnue spécifique à un élément apparaît dans plus d'une équation dans le système, et ces équations doivent être résolues simultanément pour donner les quantités inconnues.

► **Explicite** : Pour une variable donnée, la valeur inconnue en chaque élément est calculée en utilisant une relation qui inclut seulement des valeurs existantes. Par conséquent, chaque variable inconnue spécifique à un élément apparaît seulement dans une équation dans le système et les équations pour la valeur inconnue en chaque élément peuvent être résolues une à la fois pour donner les quantités inconnues.

**CHAPITRE III -----**  
**GÉNÉRATION DES MAILLAGES**

### III-1 Définition des géométries a maillée :

Les configurations DLR-F4/DLR-F6 sont des modèles de soufflerie d'aile-fuselage /nacelle(DLR-F6) d'un avion de ligne , tel que le **Boeing 737**, qui est testé en soufflerie pour la comparaison avec des calculs de mécanique des fluides numérique (CFD) .

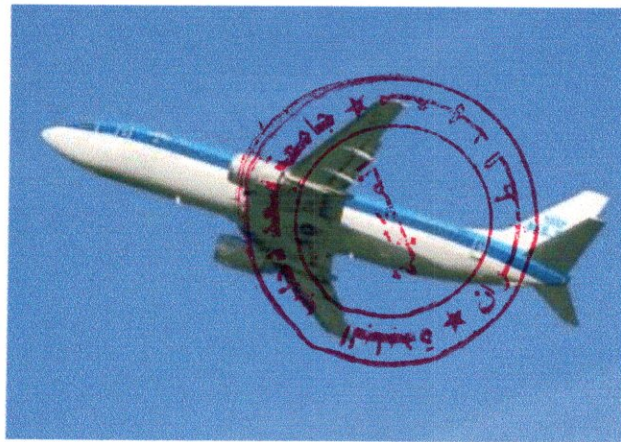


Fig (III-1) BOEING 737

La configuration DLR-F4/F6 a été développée par AGARD (Groupe Conseil pour Recherche et Développement de l'espace, France) comme configuration de recherches [6].

La figure III .2 donne un aperçu de la forme et dimensions du DLR-F4 , alors que III.3 montre la forme utilisée dans les calculs .



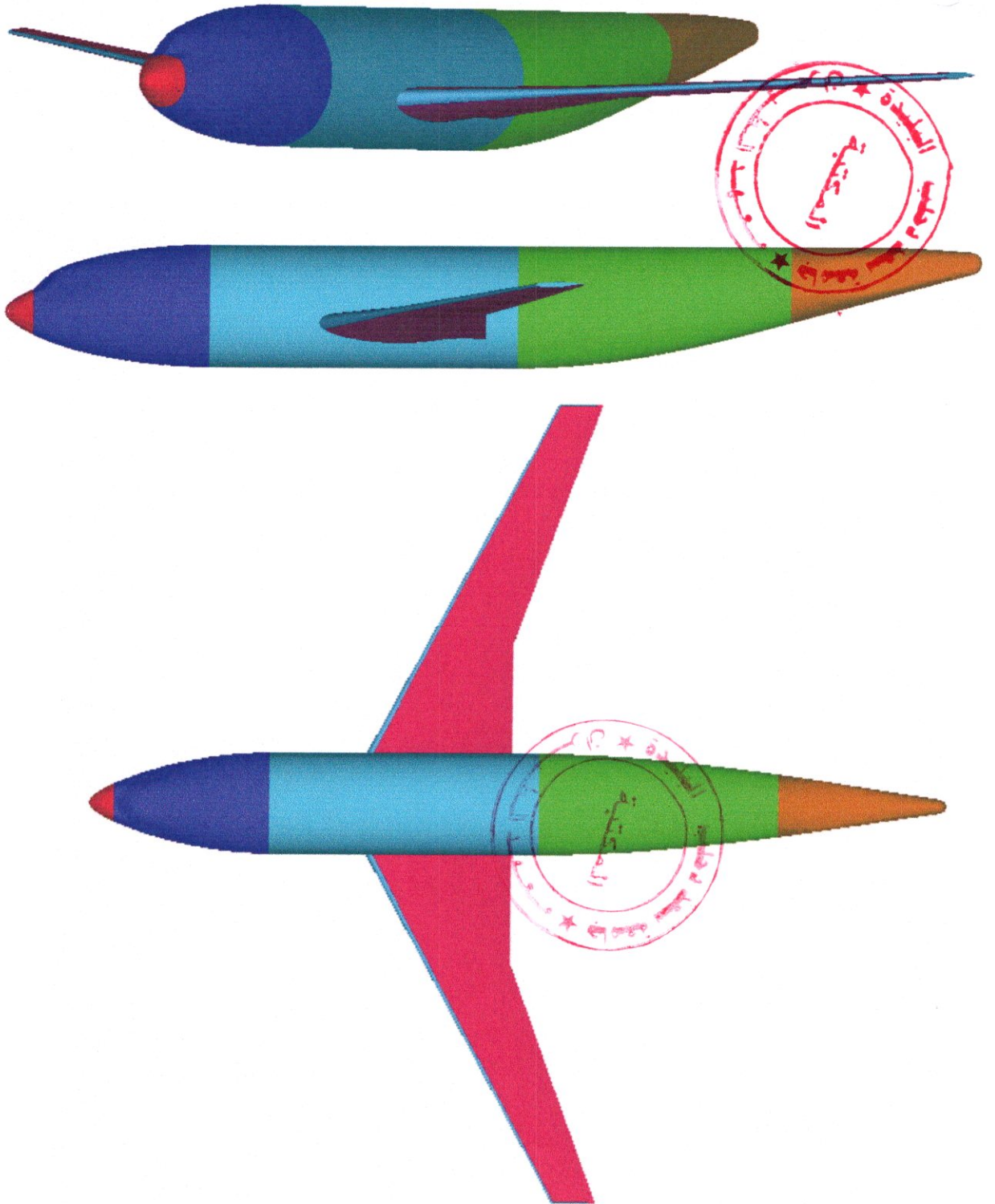


Fig (III-3) Forme du DLR-F4 utilisée dans le calcul



### III-1-3 Dimensions et aperçu de DLR-F6 :

La configuration DLR-F6 possède les mêmes dimensions que la configuration DLR-F4 concernant le fuselage et l'aile, la seule différence est la disposition de la nacelle [7].

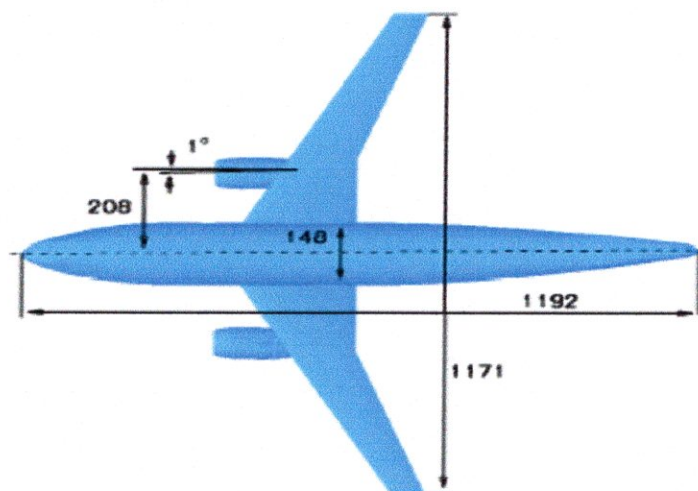


Fig. (III-4) Dimensions du DLR-F6

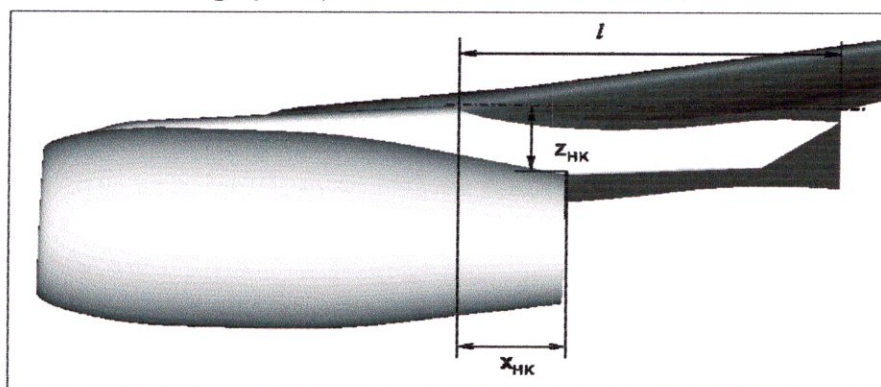


Fig. (III-5) Dimensions de la nacelle du DLR-F6

Nacelle	XHK/C	ZHK/C
CFM56: Position 1	0.49	-0.189
CFM56: Position 2	0.30	-0.189
CFM56: Position 3	0.30	-0.250

Tableau (III-1) : dimension de la nacelle

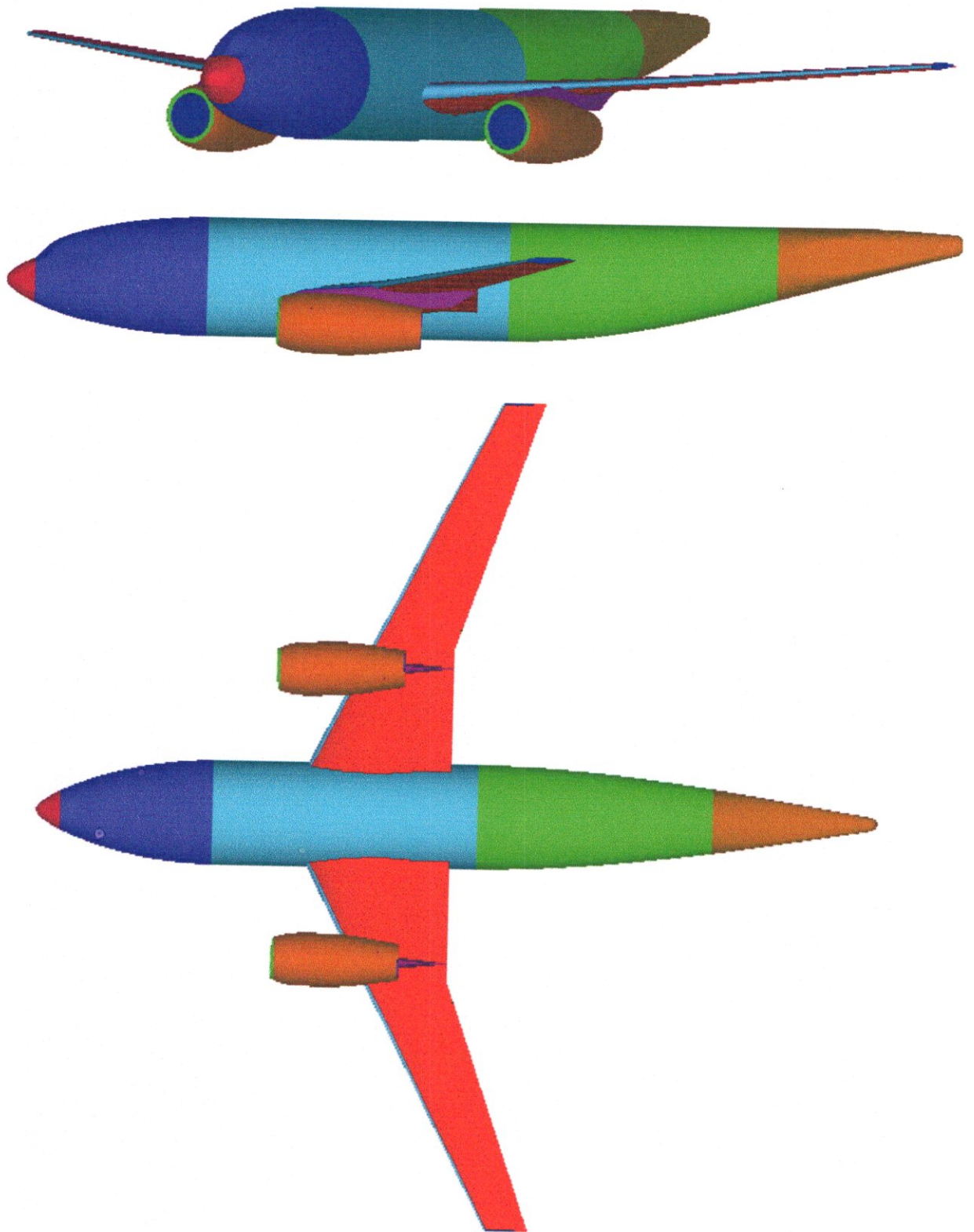
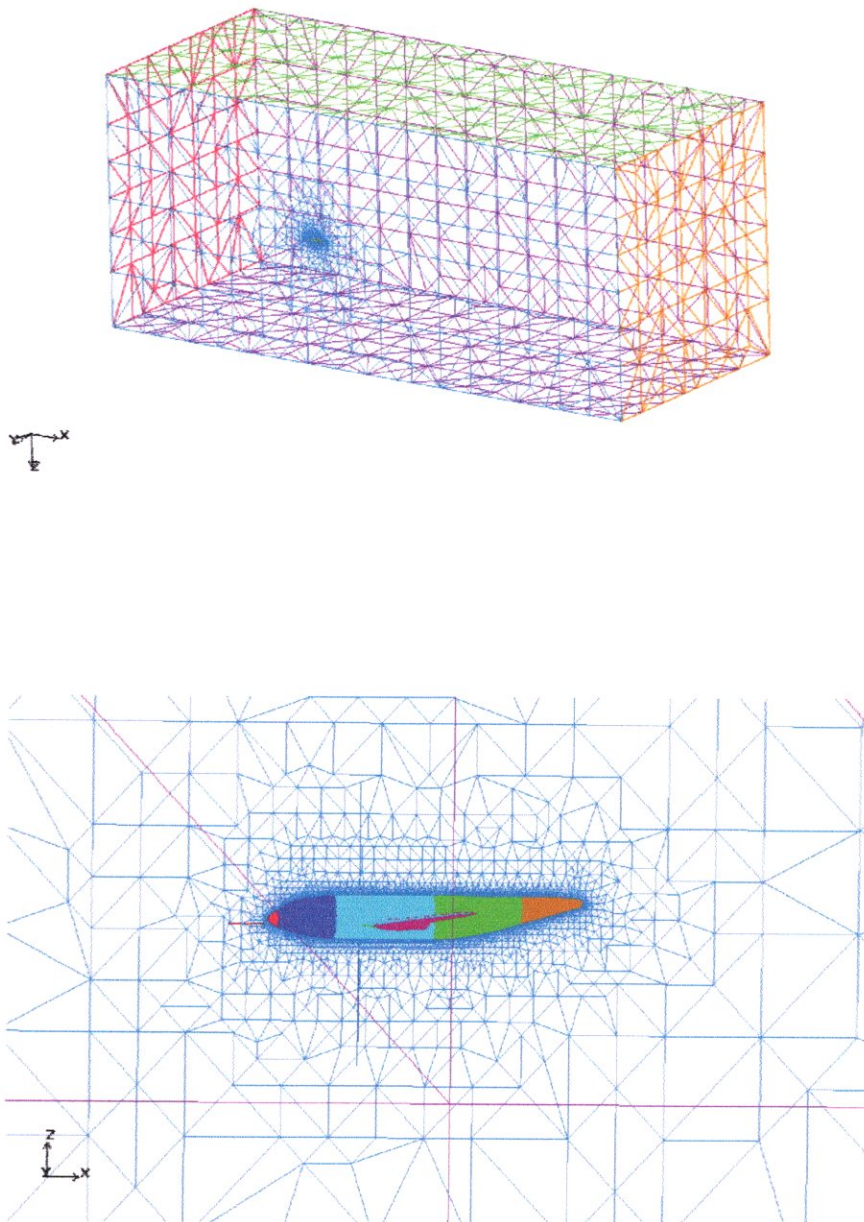


Fig. (III-6) forme du DLR-F6 utilisée dans le calcul

### III-2 Génération des maillages :

Pour effectuer des calculs autour de ces configurations, elles ont été mises dans un domaine de calcul externe de forme parallélépipédique qu'on appelle champ lointain (far-field). De plus comme les conditions sont symétriques, seule une moitié de géométrie a été considérée

Les maillages ont été générés en utilisant ICEM CFD, les maillages utilisés dans ce projet sont des maillages tétraédriques non structurés,



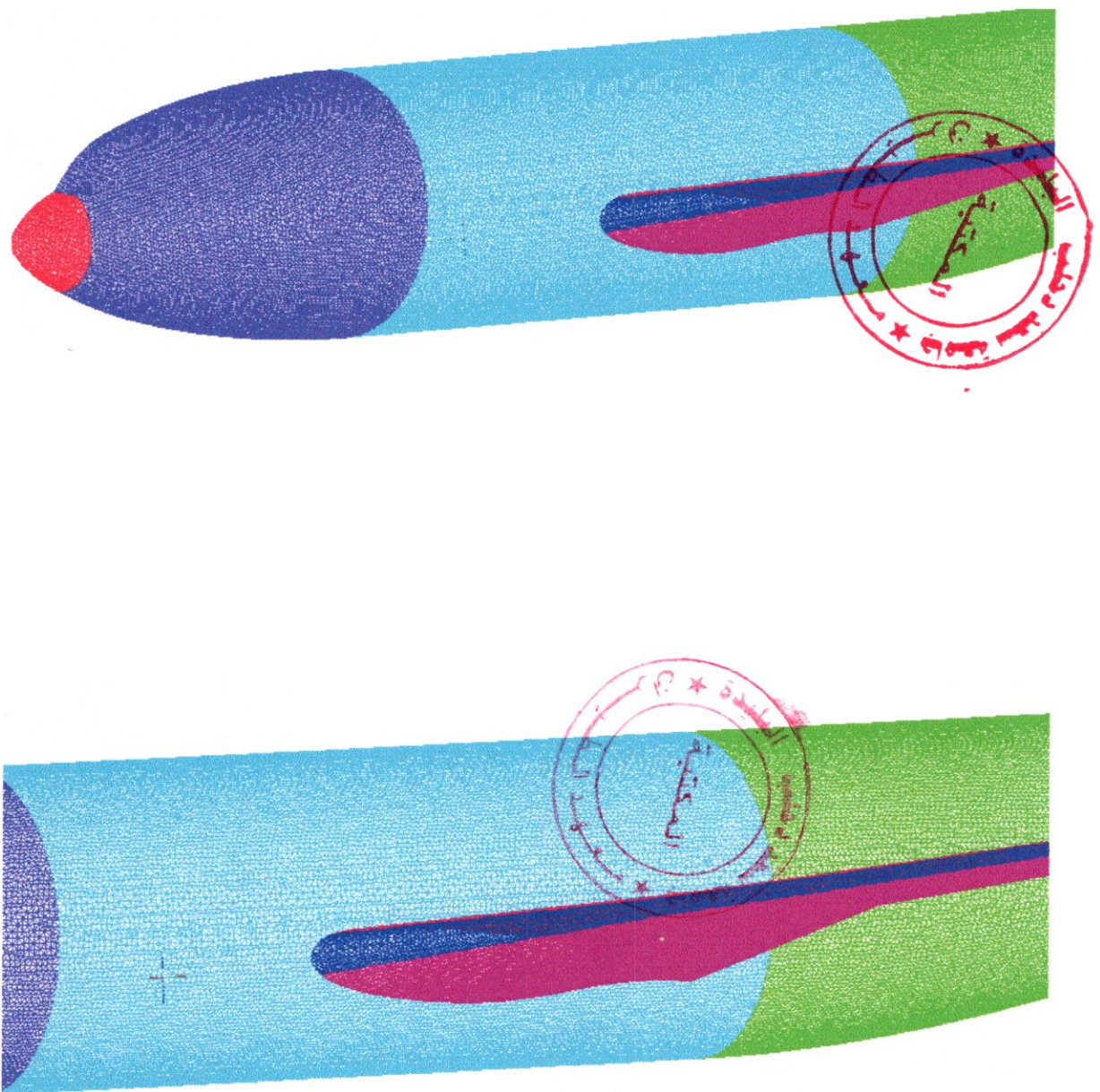


Fig (III-7) Aperçu du maillage de DLR-F4

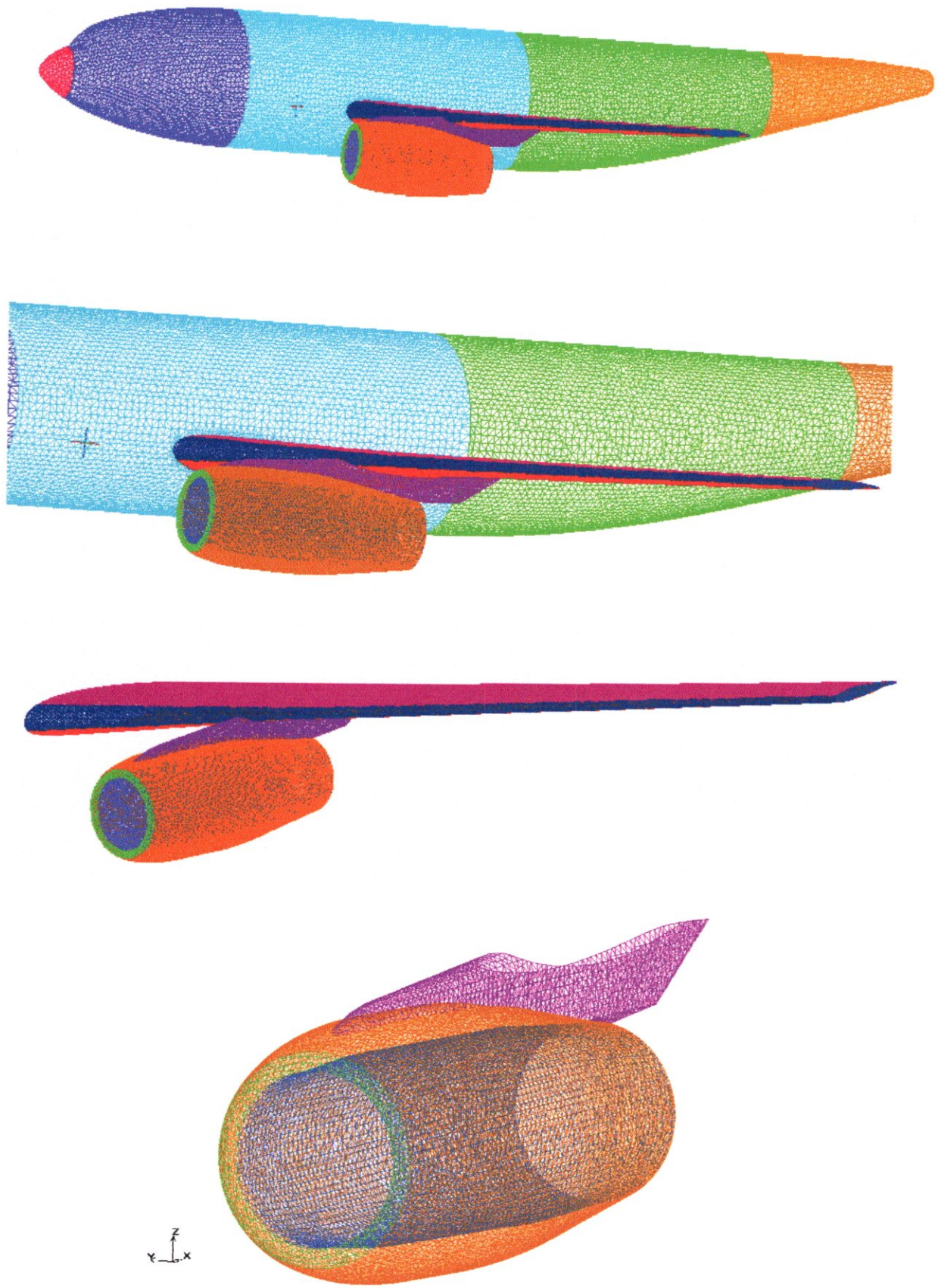


Fig (III-8) Aperçu du maillage de DLR-F6

le tableau suivant montre la distribution du maillage sur les deux configurations.

**Selon le type d'élément :**

Type d'élément	WB(DLR-F4)	WBNP(DLR-F6)
NODE	223183	275994
TRI	120466	108964
TETRA	1250378	1581186

**Tableau (III-2) : type d'élément de maillage**

**Selon la famille:**

Element famille	WB(DLR-F4)	WBNP(DLR-F6)
FAR_IN	114	2206
FAR_OUT	116	2178
FAR_BOT	279	5242
FAR_TOP	260	4860
FAR_SIDE	326	5580
FAR_SYM	9624	9529
FUSELAGE	73236	19171
WING_UP	17435	17319
WING_DN	17863	17724
WING_TIP	169	170
PYLON	/	2015
NACELLE_INSIDE	/	10109
NACELLE_OUTSIDE	/	12853

**Tableau (III-3) : maillage par famille de géométrie**

### III-3 Analyse et qualité de maillage :

Pour analyser un maillage on introduit la notion de qualité définie par :  
 Pour un élément triangulaire (2d) la qualité est définie par le rapport de la surface d triangle sur la surface du triangle équilatéral inscrit dans le même cercle .En 3D l'extension de cette définition pour la qualité est le rapport du volume du tétraèdre considéré sur le volume du tétraèdre inscrit dans la même sphère.

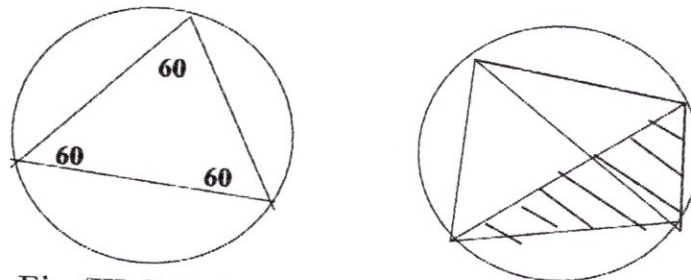


Fig (III-9) Triangle ou tétraèdre équilatéral (Q=1)

**III-3-1 WB (DLR-F4) :**

**III-3-1-1 les triangles (maillage de surface) :**

MIN	MAX
0.0709261	0.997761

Tableau (III-4) : valeurs MIN et MAX de qualité des triangles DLR-F4

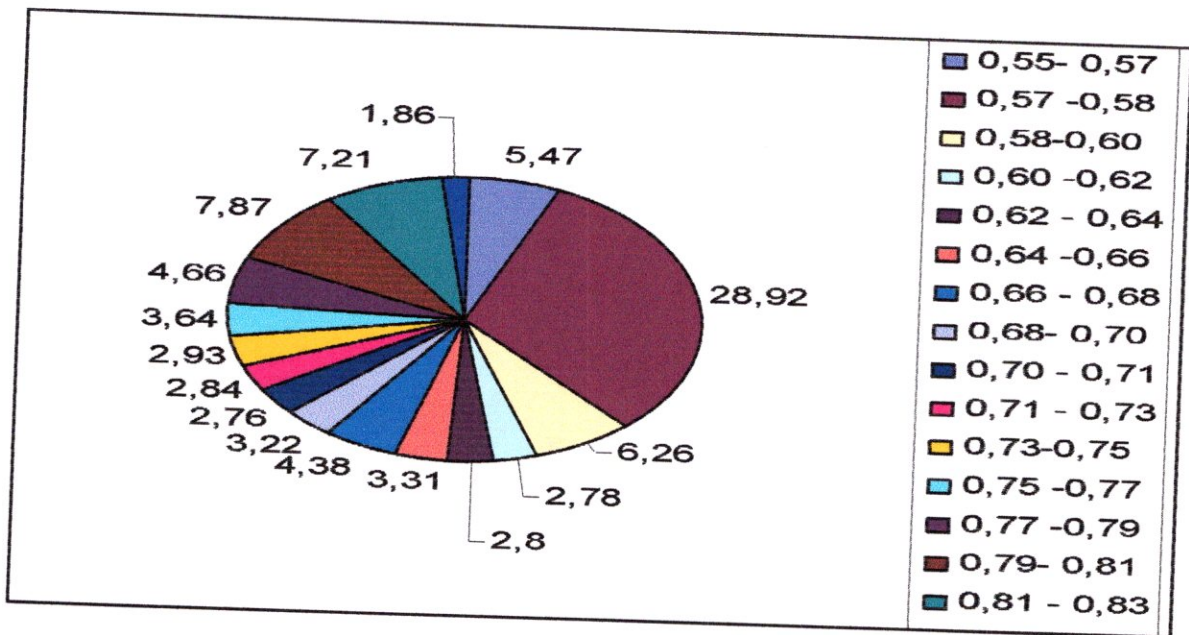


Fig (III-10) distribution de la qualités des triangles DLR-F4

**III-3-1-2 Les tétraèdres :**

MIN	MAX
0.000692031	0.999999

Tableau (III-5) : valeurs MIN et MAX de qualité des tétraèdres DLR-F4

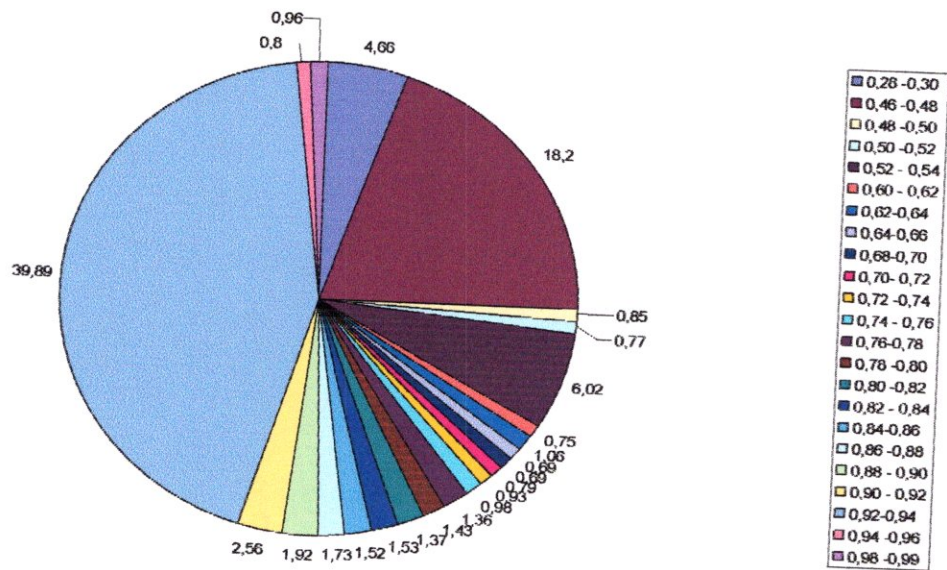


Fig (III-11) qualités des tétrahèdres DLR-F4

III-3-2 WBNP (DLR-F6) :

III-3-2-1 les triangles (maillage de surface) :

MIN	MAX
0.0769804	0.997801

Tableau (III-6) : valeurs MIN et MAX de qualité des triangles DLR-F6

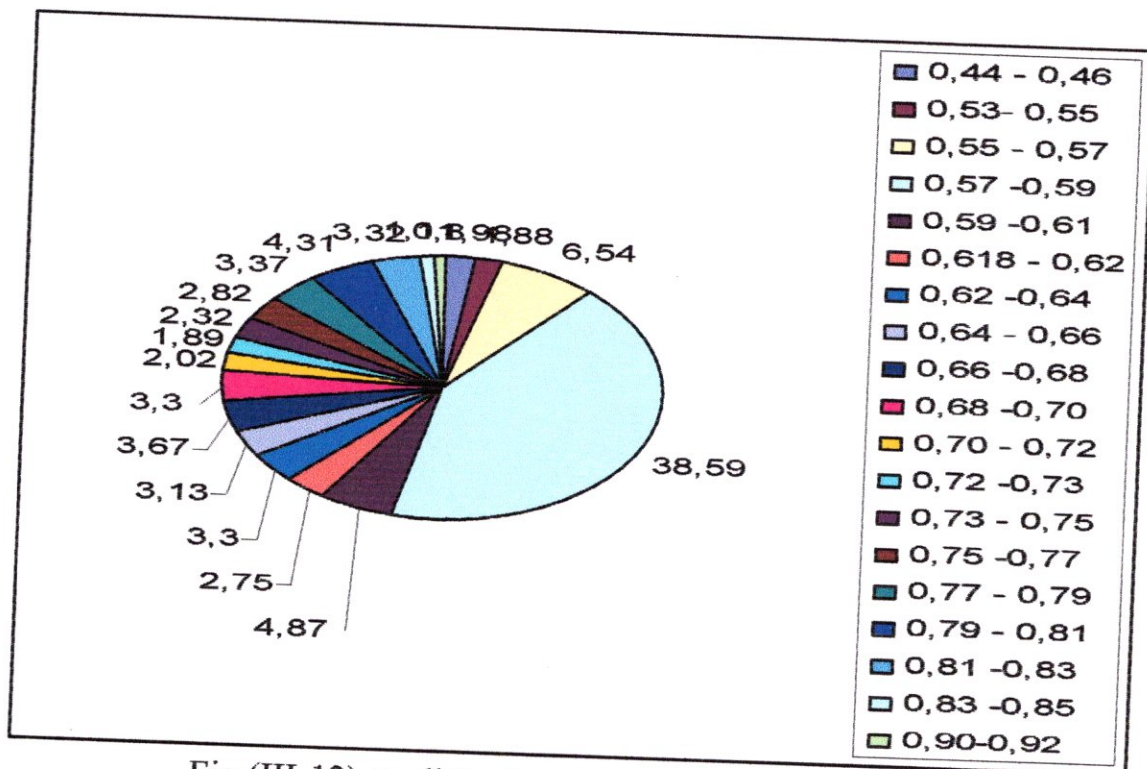


Fig (III-12) qualités des triangles de DLR-F6



III-3-2-2 Les tétraèdres :

MIN	MAX
3.36552 E - 005	0.999999

Tableau (III-7) : valeurs MIN et MAX de qualité des tétraèdres DLR-F6

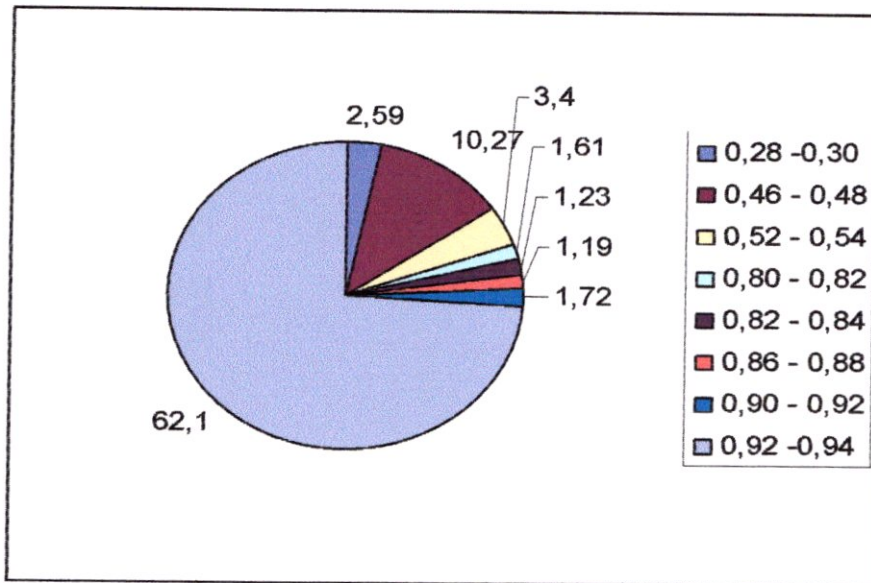


Fig (III-13) qualités des tétraèdres DLR-F6

**CHAPITRE VI -----**  
**PRÉSENTATION DES**  
**RESULTATS**

**IV-1 Atelier de prédiction de la traînée :**

Le cas test proposé dans ce projet est un cas test qui a été utilisé dans un atelier de prédiction de traînée.

**IV-1-1 Définition :**

C'est un défi entre les participants où on propose un problème ou une géométrie à étudier puis les participants se rencontre pour présenter les résultats et les comparer.

**IV-1-2 Objectifs :**

- Evaluer les méthodes numériques entant qu'outils aérodynamiques pratiques pour la prévision de force et de moments.
- Evaluer l'efficacité des codes de calcul NAVIER-STOKES existants .
- Identifier des secteurs ayant besoin de recherche et de développement supplémentaires.

**IV-1-3 Liste des participants [9] :**

Nom	Organisation	Code	Type
Andrew Shires	DERA	SAUNA	Structuré Multi block
O.J. Boelens	NLR	ENFLOW	Structuré Multi block
Stephane Amant	EADS Airbus	NSMB	Structuré Multi block
D.D. Chao	Université de Californie, Davis	TLNS3D; OVERFLOW	Structuré Multi block Structuré Overset
Christopher Rumsey	NASA-Langley	CFL3D	Structuré Multi block
D. Schwamborn	DLR	DLR-TAU	Non structuré Mixed Element (Node Based)
Mark Rackowitz	EADS Airbus; DLR	MEGAFLOW	Structuré Multi block
Z. Zhu	Bombardier (Montreal)	FANSC	Structuré Multi block
Sutikno Wirogo	Fluent	Fluent	Non structuré Mixte Element (Cell based)

George Waller	Bombardier (Toronto)	MGAERO	Blocks Cartésien (Euler/IBL)
C. Rahaim; S. Habchi	Parks College, St. Louis; CFD Research Corp.	CFD- FASTRAN	Structuré Multi block Non structuré
Shahyar Pirzadeh	NASA-Langley	USM3D	Non structuré Tetrahedral (Cell Based)
Robert Carlucci	Boeing-Phantom Works	CFL3D	Structuré Multi block
Justin Leonard	BAE	SOLAR	Non structuré Hybride
Kelly Laflin	Cessna Aircraft Co.	CFL3D	Structuré Multi block
Don Kinsey	Air Force Research Lab, WPAFB	Cobalt 60	Non structuré (Cell based); Structuré Multi block
Steve Karman	Lockheed-Martin, Ft. Worth	FALCON; SPLITFLOW	Structuré Multi block; Cartésien
Pieter Buning	NASA-Langley	OVERFLOW	Structuré Overset
Dimitri Mavriplis	ICASE	NSU3D	Non structuré Mixed Element (Node based)
David Levy	Cessna Aircraft Co.	NSU3D	Non structuré Mixte Element (Node based)
Uriel Goldberg	Metacomp Technologies	CFD++	Non structuré Mixte Element (Cell based)
J.R. Hooker	Lockheed-Martin, Georgia	USM3D	Non structuré
John Vassberg	Boeing, Long Beach	OVERFLOW	Structuré Overset

Tableau (VI-1) : Les participants du work shop

**Participants par type d'organisation :**

Industrie	10
Université	02
Recherche	09
Codes commerciaux	02

**Participants par type de code :**

Structuré Multi block	13
chimera (overset)	03
non structuré	09
Cartésien	02

**Participants par pays :**

USA	15
Canada	02
Europe	06

**IV-2 Cas test traite :**

Les participants du work shop ont fait des calculs dans le but d'obtenir les polaires des deux configuration (DLR-F4/F6) mais pour nous et à cause limitations du matériel et de temps de calcul on se contente de faire un seul cas test de la polaire correspondant un nombre de Mach de 0.75 et un angle d'attaque de  $1^\circ$ .

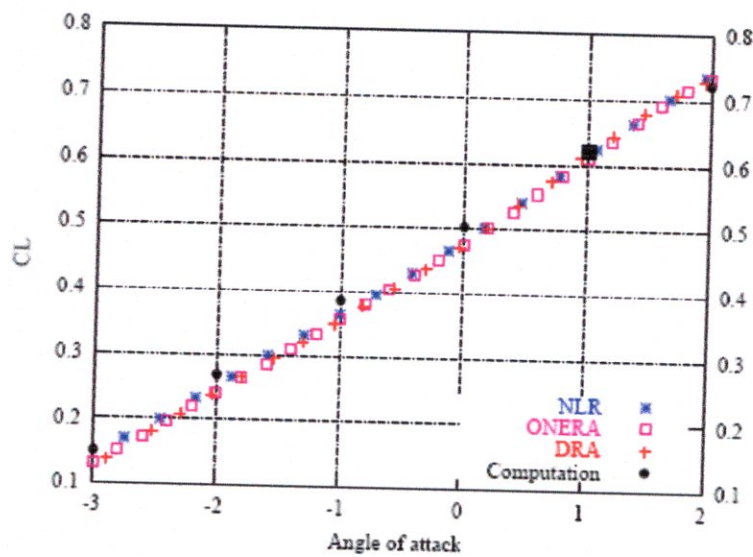


Fig (IV-1) le cas test traité

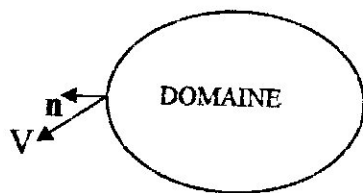
**IV-3 Conditions aux limites :**

4 conditions aux limites sont utilisées.

**IV-3-1 Condition limite « Champ lointain de Pression » :**

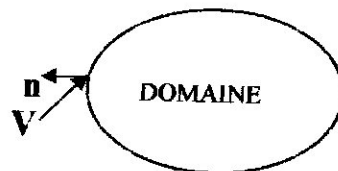
Des conditions de champ lointain de pression sont employées pour modéliser un état à l'infini, avec le nombre libre de Mach de jet et les états statiques étant indiqués.

Pour se rapprocher efficacement des véritables états infinis (écoulement à l'infini), on doit placer la frontière de champ lointain assez loin de l'obstacle étudié. Par exemple, dans des calculs de profil d'aile, le champ lointain est un cercle avec un rayon de 20 fois la longueur de corde.



$$\vec{V} \cdot \vec{n} > 0$$

Fluide sortant



$$\vec{V} \cdot \vec{n} < 0$$

Fluide entrant

**IV-3-2 Condition limite « paroi » :**

Des conditions aux limites de paroi sont employés pour limiter les régions fluides et solides. Dans les écoulements visqueux, la condition de non glissement est imposée aux parois, mais dans le cas d'un écoulement non visqueux on va modéliser une paroi en condition de "glissement".

La vitesse normale est nulle, les gradients normaux de la pression et la température sont nuls.

$$\vec{V} \cdot \vec{n} = 0 \dots (IV-1)$$

$$\frac{\partial p}{\partial n} = 0 \dots (IV-2)$$

$$\frac{\partial T}{\partial n} = 0 \dots (IV-3)$$

**IV-3-3 Condition limite de Symétrie :**

Des conditions limites de « symétrie » sont employées quand la géométrie physique étudiée, et le modèle posé d'écoulement et de transfert thermique possèdent une symétrie de miroir, on doit faire attention pour définir correctement les endroits de frontière de symétrie.

$$\frac{\partial}{\partial n} = 0 \dots (IV - 4)$$

$$v_n = 0 \dots (IV - 5)$$

**IV-4 description des paramètres du solveur :**

Pour les deux configurations, un solveur couplé explicite a été utilisé. Tous les autres paramètres sont présentés en ANNEXE I

**IV-5 Résultats :****IV-5-1 La partie calcul par FLUENT 6.0 :**

Dans cette partie les résultats obtenus par FLUENT pour les deux configurations sont présentés et discutés.

**IV-5-1-1 Caractéristiques de la machine de calcul utilisée :**

Marque	DELL
Processeur	1.4GHZ (double corps)
RAM	1 G

**Tableau (VI-2) performances de la machine de calcul utilisée**

**IV-5-1-2 Pour quoi un calcul eulérien (non visqueux) ?**

Le calcul visqueux demande des machines en terme de CPU et de mémoire a cause de la complexité des équations de NAVIER STOKES et de la taille des maillages pour un calcul visqueux. par ailleurs ,comme les effets visqueux sont confinés dans une mince couche (couche limite) pour les écoulements non séparés , l'approximation non visqueuse donne en général une bonne approximation de la distribution de la pression .

Pour voir une idée sur la puissance voici les caractéristiques d'une station de calcul de BOMBARDIER AÉROSPATIAL :

Marque	8CPU Cray SV1
Processeur	1.2 Gflops/CPU
RAM	8 G

**Tableau (VI-3) performances de la station de calcul de BOMBARDIER AÉROSPATIAL**



Fig (IV-2) exemple de station de calcul



Le temps de calcul présente aussi une contrainte, voici un tableau qui donne le temps de calcul selon le modèle physique utilisé, on remarque qu'une simulation NAVIER-STOKES prend 50 fois plus que le temps nécessaire pour une simulation eulérienne [10].

Physical Model	Nominal Grid Size (Pts)	MG Cycles to Convergence	Normalized Run Time
Euler	$10^5 - 10^6$	50 - 100	1.0
Euler + IBL	$10^5 - 10^6$	100 - 300	2 - 3
RANS	$10^6 - 10^7$	250 - 1000	50 - 100
DES	$10^7 - 10^8$	5000-10000	5000-10000
LES	$10^9 - 10^{11}$	$o(10^6)$	$o(10^8)$

Tableau (VI-4) paramètres de calcul par rapport aux modèles physique.

#### IV-5-1-3 Temps nécessaire pour la convergence :

Voici un tableau qui donne le temps d'exécution de calcul pour les deux configurations (DLR- F4/ DLR- F6)

Configuration	Temps par itération (mn)	Tems total (h)	Nombre d'itération
WB (DLR-F4)	1.0	40	2500
WBNP (DLR-F6)	1.5	135	5500

Tableau (VI-5) Temps de calcul

**IV-5-1-4 Convergence :**

Des critères sont nécessairement vérifiés avant que le calcul sera arrêté et dire que les résultats sont convergés.

La convergence peut être gênée par un certain nombre de facteurs. Un domaine volumineux, les écoulements physiques complexes sont souvent les causes principales.

Il n'y a aucun critère universel pour juger la convergence. La définition des résidus est utile pour une classe de problème, mais est parfois trompeuse pour d'autres classes des problèmes. Par conséquent c'est une bonne idée de juger la convergence non seulement en examinant le niveau des résidus, mais également par la stagnation des coefficient appropriés tels que le coefficient de traînée, de portance. Dans ces cas, il s'agit de surveiller ces quantités, telles que le coefficient de traînée, de portance, avant de conclure que la solution a convergé [4].

**IV-5-1-5 Stratégies de solution :**

En modélisant un problème d'écoulement avec transfert thermique, on peut commencer par le calcul d'écoulement isotherme. Pour résoudre un écoulement turbulent, on peut commencer par le calcul de l'écoulement laminaire. En modélisant un écoulement avec réaction, on peut commencer en calculant une solution partiellement convergée de l'écoulement sans réaction. De telles solutions servent généralement de bon point de départ au calcul des problèmes plus complexes [4].

**IV-5-1-5-1 Stratégies de solution pour des écoulements compressibles :**

Les difficultés liées à résoudre des écoulements compressibles résultent du degré élevé de couplage entre la vitesse d'écoulement, la densité, la pression, et l'énergie. Ce couplage peut mener à des instabilités demande donc des techniques spéciales de résolution afin d'obtenir une solution convergée. En outre, la présence des chocs (discontinuité) dans l'écoulement présente un problème additionnel de stabilité pendant le calcul [4].

Les techniques de résolution qui peuvent être utilisées dans des calculs d'écoulements compressibles sont :

⇒ (Solutionneur isolé) employez les paramètres de sous relaxation sur les vitesses, entre 0,2 et 0,3.

⇒ (Solutionneur isolé) placez le facteur de sous relaxation de pression à 0,1 et employez l'algorithme SIMPLE.

⇒ on doit pas employer le SIMPLER ou le PISO avec l'écoulement compressible.

⇒ Choisir des Limites raisonnables pour la température et la pression (la panneau de solution limite) pour éviter la divergence de solution, particulièrement au début du calcul.

⇒ on peut commencer le calcul de l'écoulement compressible à partir d'une solution incompressible d'écoulement (bien que la solution incompressible d'écoulement peut dans certains cas être une solution initiale plutôt faible pour le calcul compressible).

⇒ Dans certains cas, le calcul d'une solution non visqueuse comme point de départ peut être utile.

#### **IV-5-1-5-2 Stratégies de solution pour des écoulements non visqueux :**

Puisque les problèmes d'écoulement non visqueux comporteront l'écoulement à grande vitesse, on doit réduire les facteurs de sous relaxation pour la quantité de mouvement (si on utilise le solveur isolé) ou réduire le nombre de Courant (si on utilise le solveur couplé), afin de mettre la solution en route. Une fois l'écoulement a commencé et les résidus diminués, on peut commencer à augmenter les facteurs de sous relaxation ou le nombre de Courant aux valeurs par défaut [4].

#### **IV-5-2 les résultats sur DLR-F4 :**

Dans la section suivante, les résultats obtenus pour la configuration DLR - F4 sont présentés

##### **IV-5-2-1 Historique de convergence :**

Les histoires de convergences exprimés en terme des résidus, coefficient de portance , coefficient de traînée et d moment sont présentés aux figures (IV-3-4-5-6)

On peut y avoir que les résidus baissent de 2 ordres de grandeur, et ils sont atteints au bout de 1000 itération , ce qui est confirme par les courbes des coefficients des forces qui indiquent une stagnation de ces coefficient .

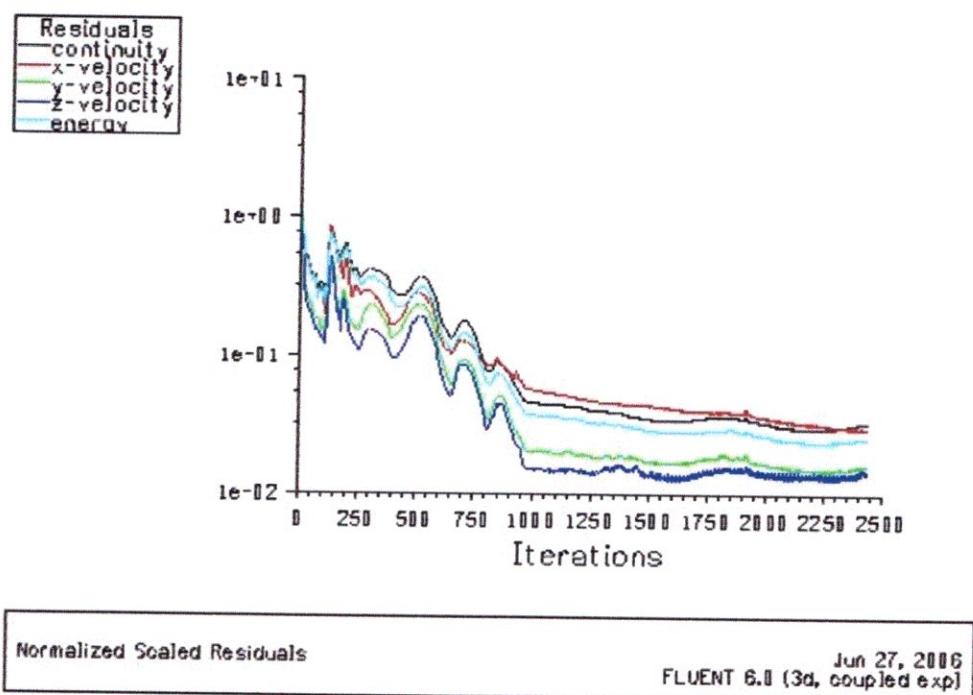


Fig (IV-3) Historique de résidus (DLR-F4)

**Remarque très importante :** les courbes des coefficients aérodynamiques sont utilisées juste pour voir la convergence et n'ont pas pour extraire les valeurs des coefficients aérodynamiques car les grandeurs de références utilisées ne sont pas les bonnes.

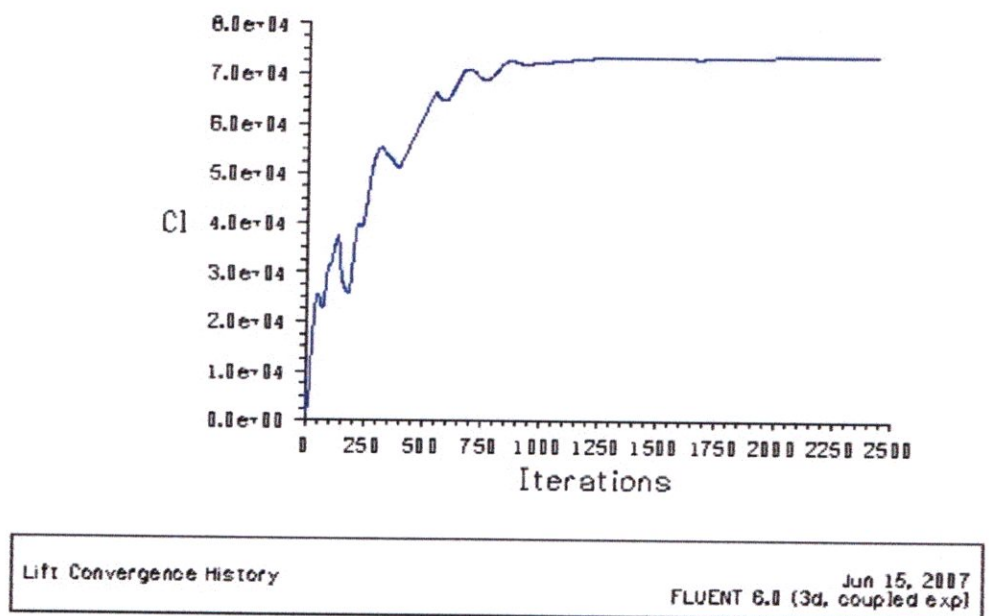
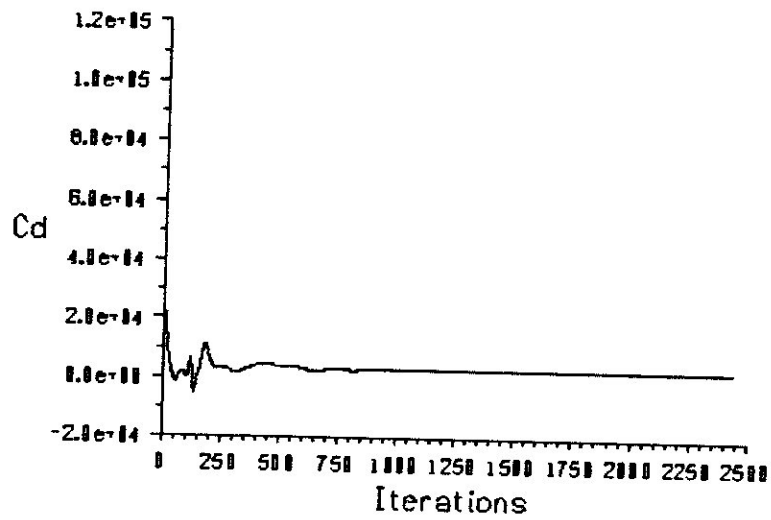
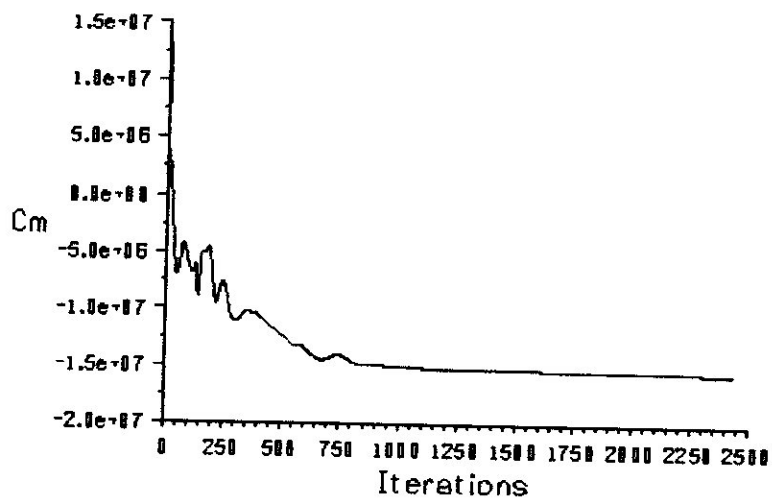


Fig. (IV-4) Historique de coefficient de portance (DLR-F4)



Drag Convergence History Jun 15, 2007  
FLUENT 6.0 (3d, coupled exp)

Fig. (IV-5) Historique de coefficient de traînée (DLR-F4)



Moment Convergence History About Y-Axis Jun 15, 2007  
FLUENT 6.0 (3d, coupled exp)

Fig. (IV-6) Historique de coefficient de moment (DLR-F4)

**IV-5-2-2 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 en la soufflerie dans les mêmes conditions de l'écoulement de calcul (nombre de mach, angle d'attaque) aux stations situées à 18.5%, 23.8%, 33.1%, 40.9%, 51.2%, 63.6%, 84.4% de la demie envergure [6]. Telle que montré à la figure IV-7

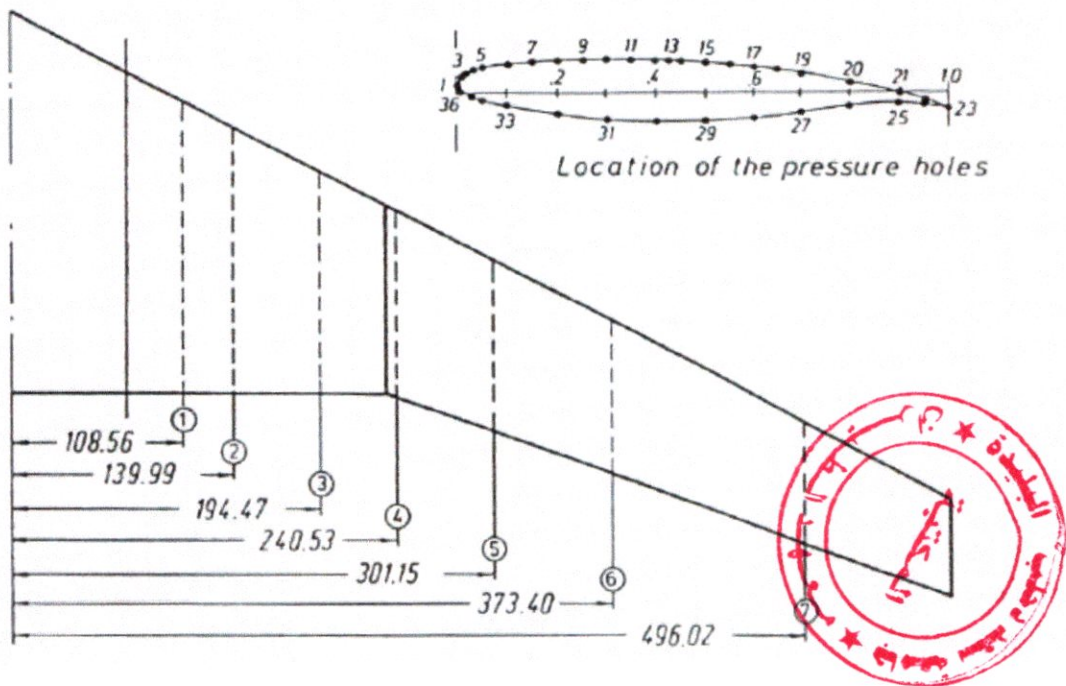


Fig (IV-7) station de mesure de  $C_p$  pour DLR-F4

Dans ce rapport nous presentons les résultats de distribution de pression aux station 2 (23.8% de la demie envergure), 5 (51.2%), 6 (63.6%).

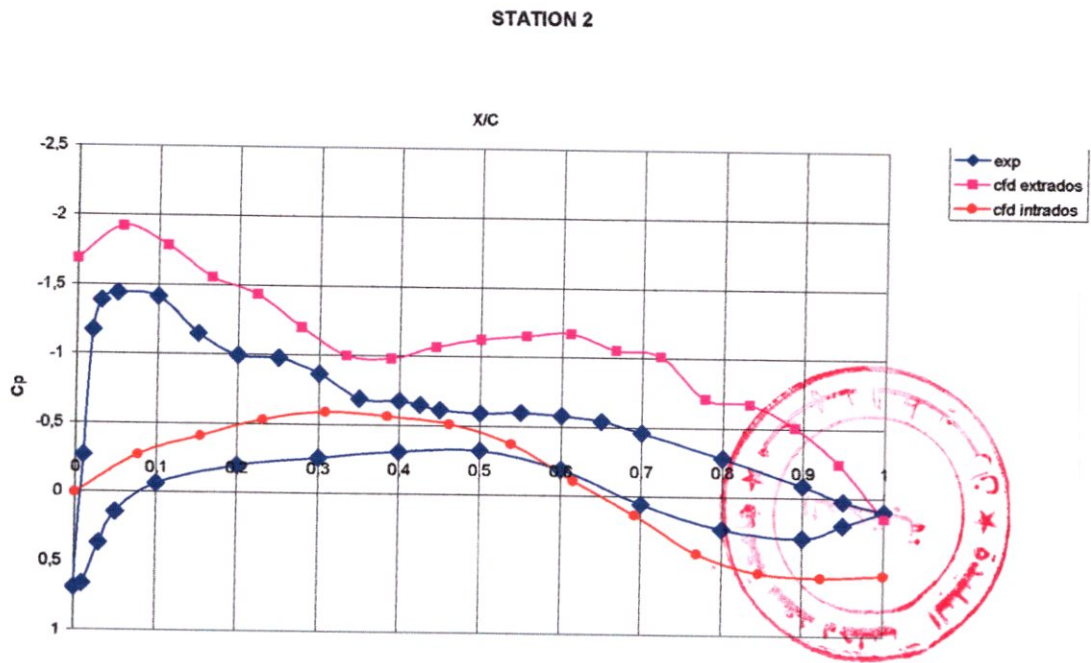


Fig. (IV-8) La station 23.8 % de demie envergure du DLR-F4

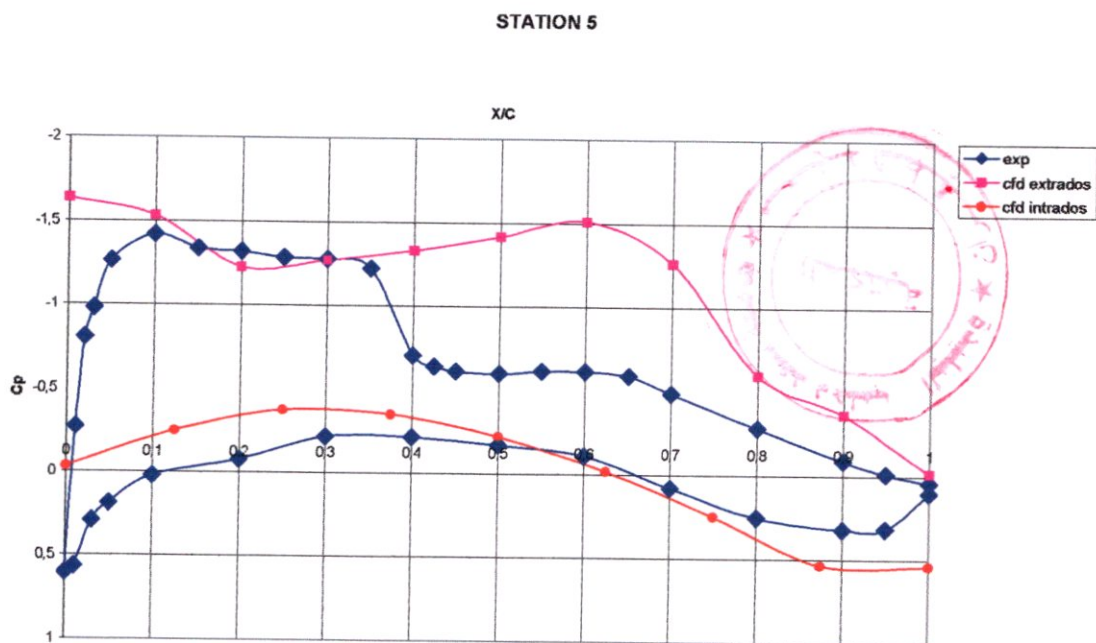


Fig. (IV-9) La station 51.2 % de demie envergure du DLR-F4

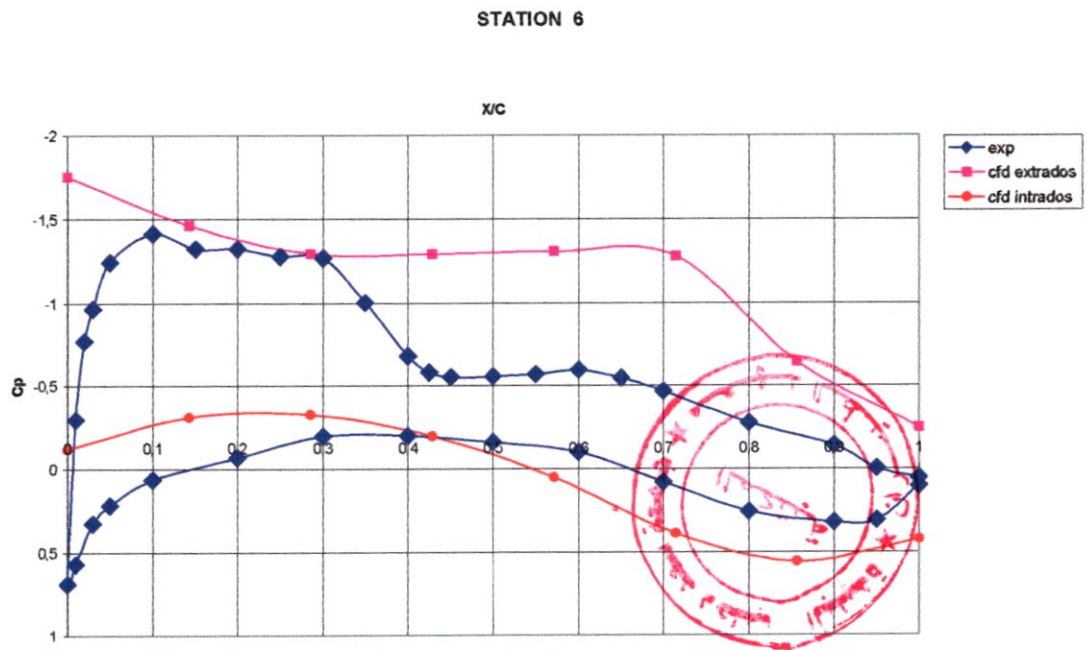


Fig. (IV-10) La station 63.6 % de demie envergure du DLR-F4

En comparant les distributions des coefficients de pression (calculé et mesuré), on remarque que l'ordre de choc obtenu par le calcul est en arrière du vrai choc mesuré expérimentalement ce qui est typique d'une approximation non visqueuse. Cependant la distribution de pression sur l'intrados obtenu par le calcul est relativement proche de distribution de  $C_p$  mesurées

#### IV-5-2-3 l'écoulement autour de DLR-F4 :

Finalement les figures 11 à 14 montrent respectivement la distribution de pression sur toute la surface de la configuration ainsi que la distribution de nombre de Mach où particulièrement on peut voir l'apparition de l'onde de choc à la figure 13.



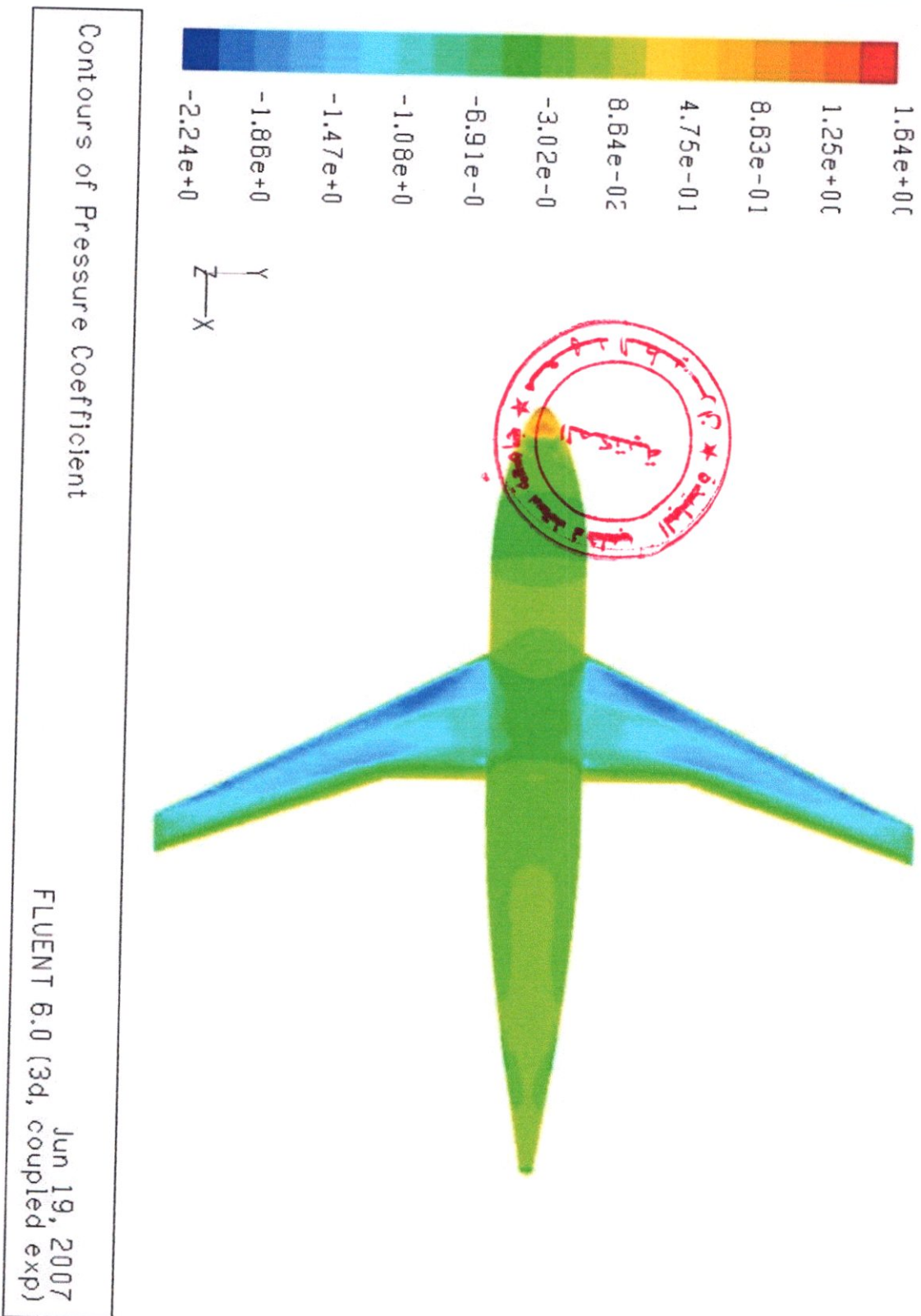


Fig. (IV-11) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (partie supérieur)

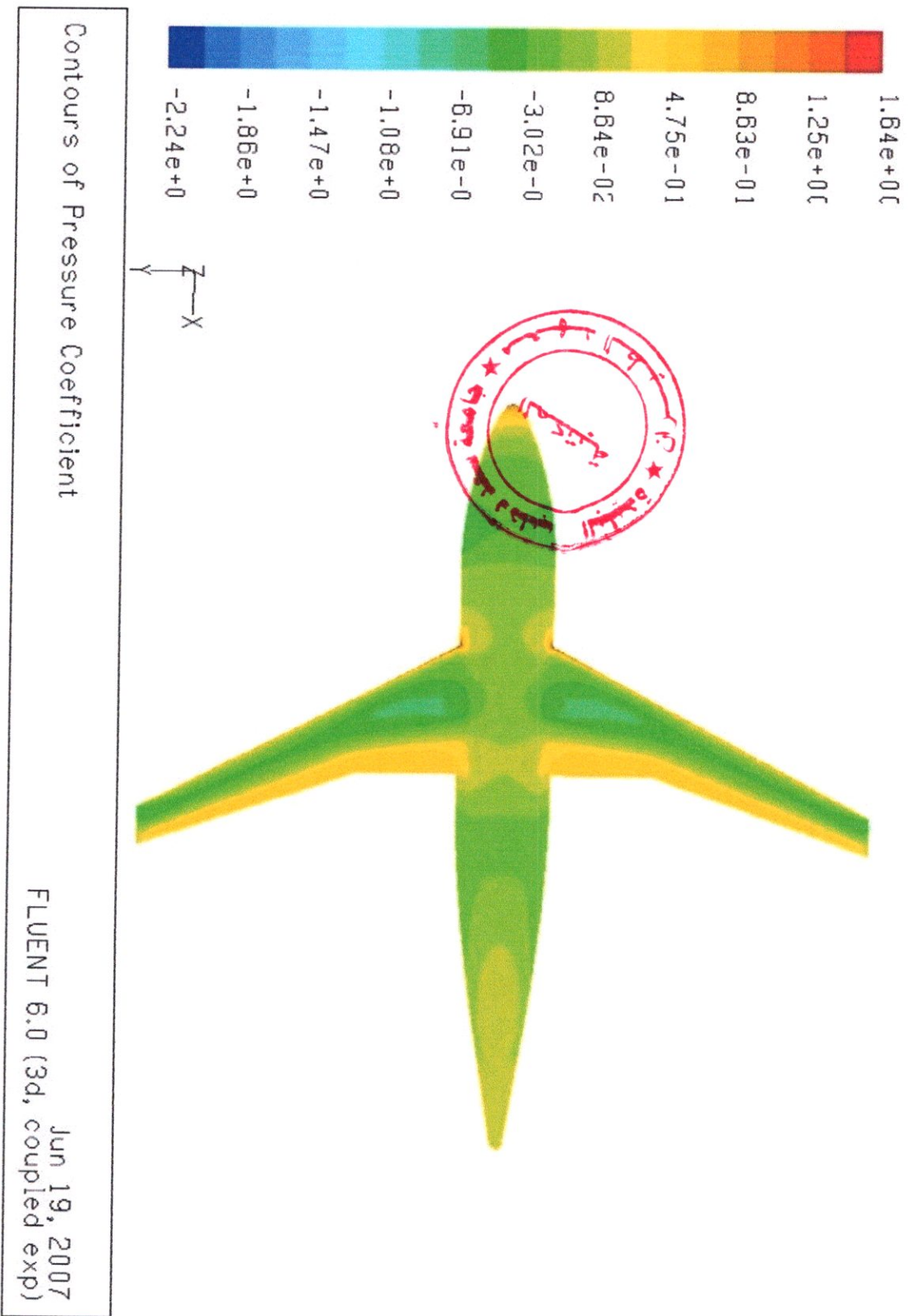


Fig. (IV-12) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F4 (partie inférieure)

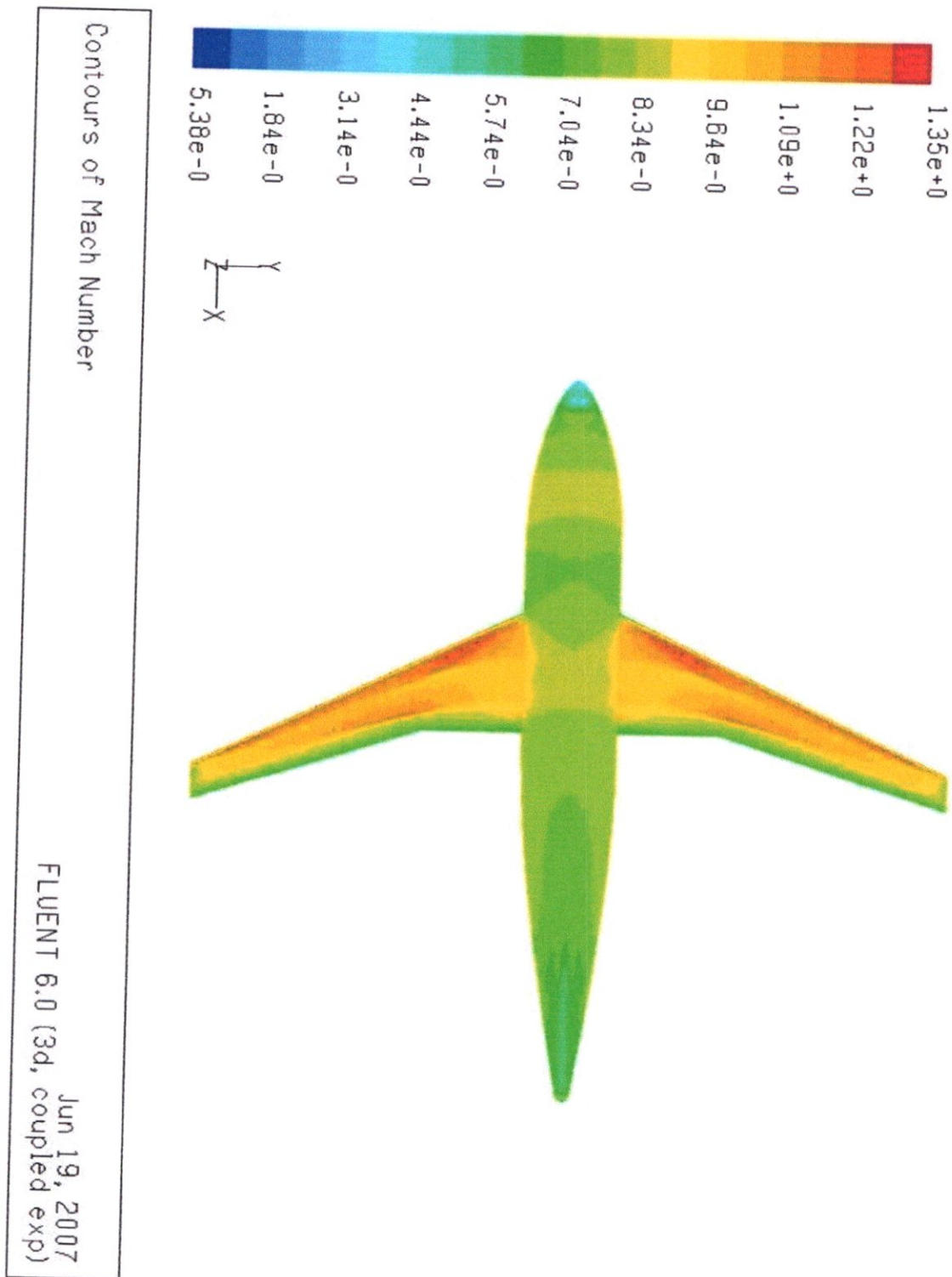


Fig. (IV-13) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (partie supérieur)

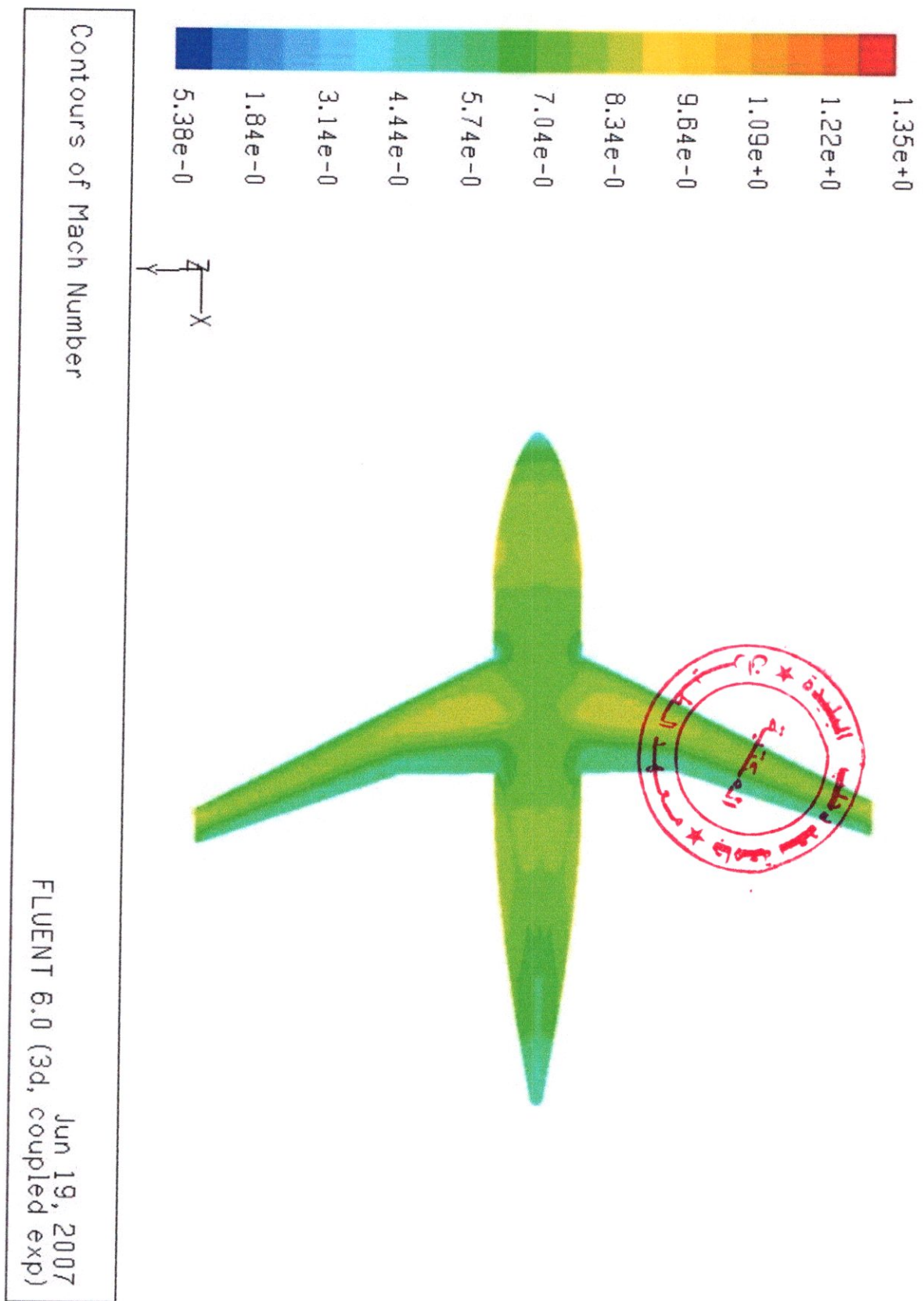


Fig. (IV-14) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F4 (partie inférieure)

### IV-5-3 les résultats sur DLR-F6 :

Dans cette section on présente les résultats obtenus sur la seconde configuration (DLR-F6)

#### IV-5-3-1 Historique de convergence :

Les figures 15,16,17,18 montre l'histoire de convergence exprimée en terme des résidus et en terme des coefficient des forces

Ces figures montrent que les résidus baissent de la plusieurs ordres de grandeurs et continuent même à baisse après plus de 5500 itération d'une manière monotone, cependant d'un point de vue pratique 3000 itération sont suffisantes pour la convergence des coefficients de force telle que montre dans les figures 16, 17, 18

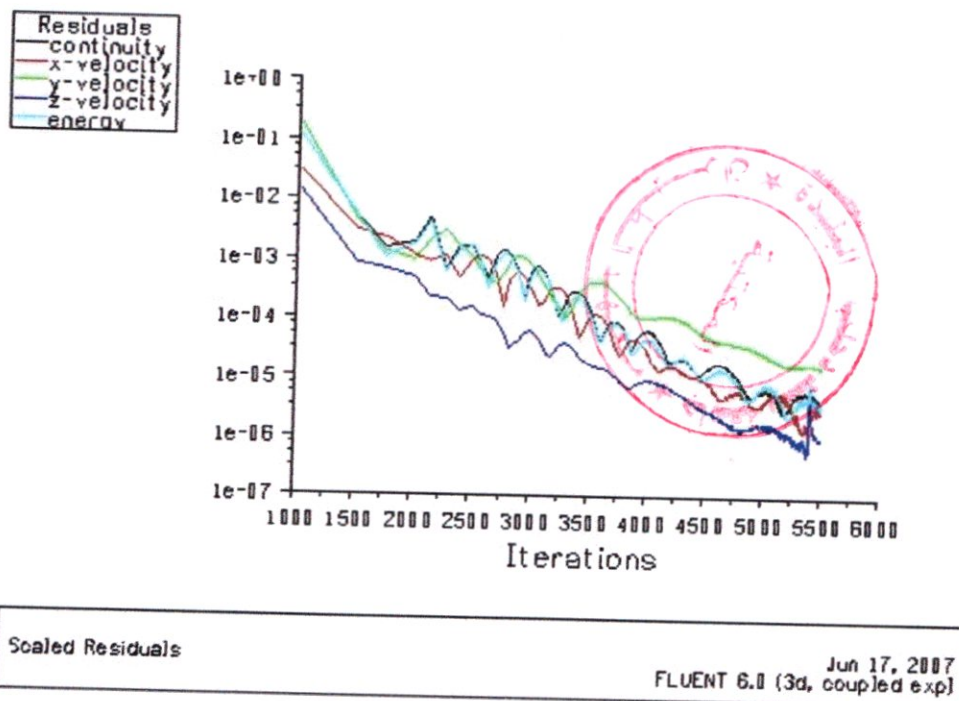
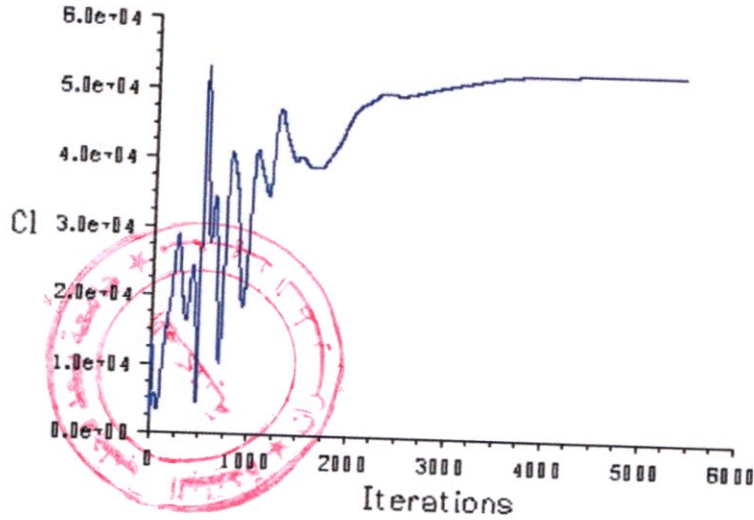
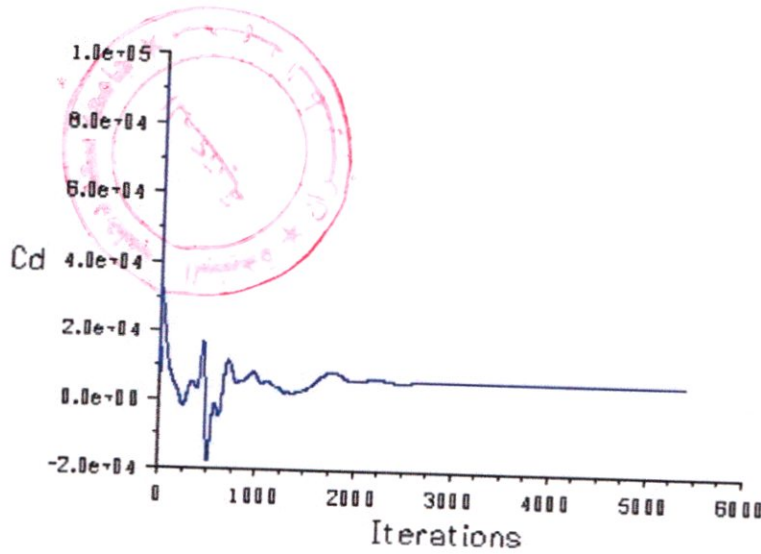


Fig. (IV-15) Historique des résidus (DLR-F6)



Lift Convergence History Jun 15, 2007  
FLUENT 6.0 (3d, coupled exp)

Fig. (IV-16) Historique de coefficient de portance (DLR-F6)



Drag Convergence History Jun 15, 2007  
FLUENT 6.0 (3d, coupled exp)

Fig. (IV-17) Historique de coefficient de traînée (DLR-F6)

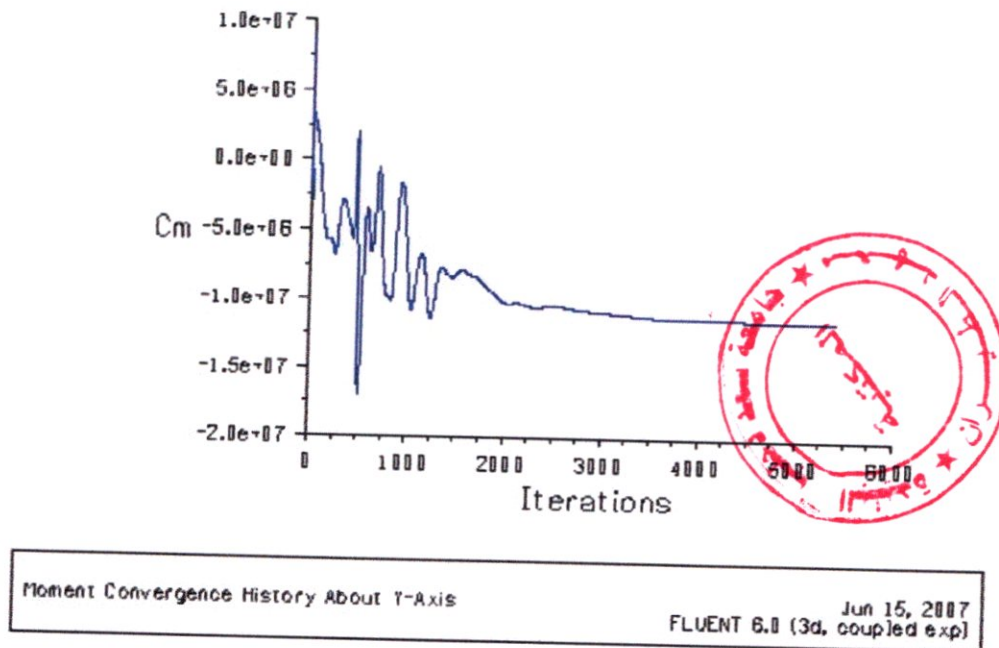


Fig. (IV-18) Historique de coefficient de moment (DLR-F6)

#### IV-5-3-2 Comparaison avec les résultats expérimentaux :

La configuration du DLR-F6 contient 8 stations qui sont situées à 15.0% ,23.9% ,33.1% ,37.7% ,41.1% ,51.4% ,63.8% , 84.7 % de la demi envergure où les mesures de  $C_p$  ont été réaliser . Ces stations sont montrées à la FIG-19

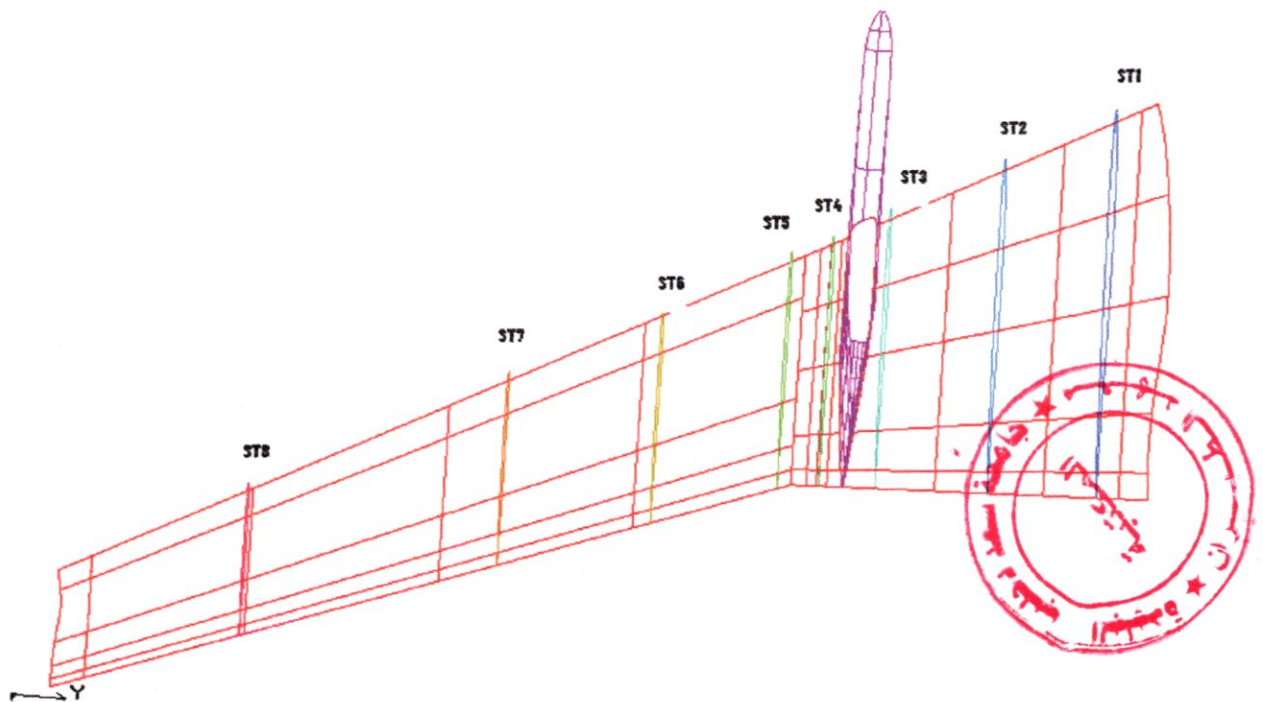


Fig (IV-19) stations de mesures de  $C_p$  pour DLR-F6

Dans ce travail , nous présentons les distributions de pression aux stations 1,2,3 situées respectivement à 15.0% ,23.9% ,33.1% de la demi envergure



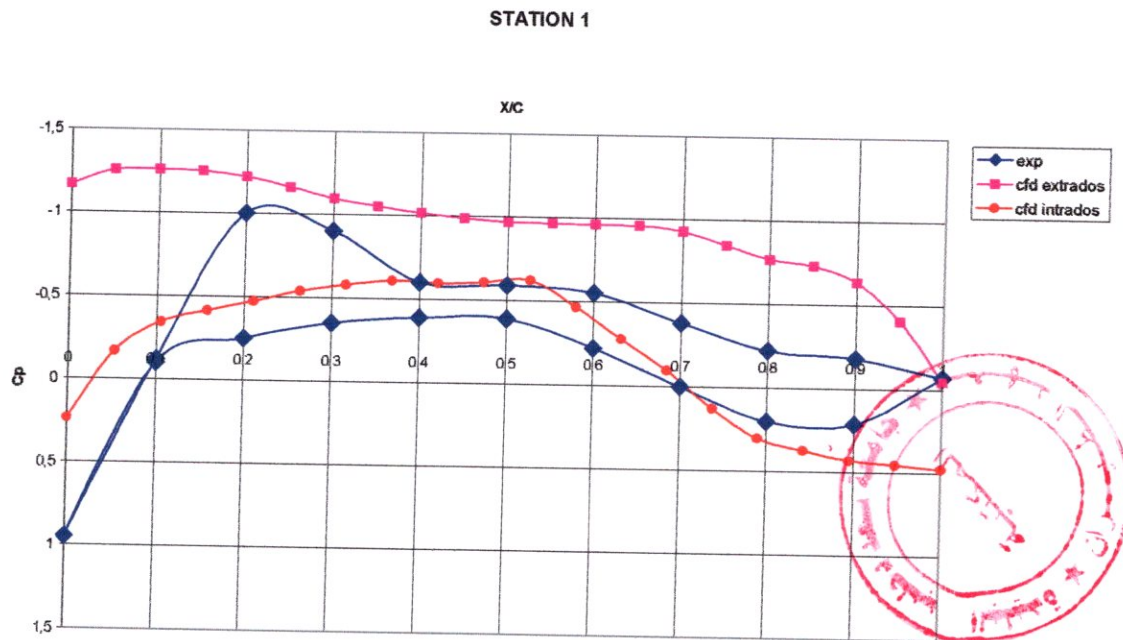


Fig. (IV-20) La station 15 % de demie envergure du DLR-F6

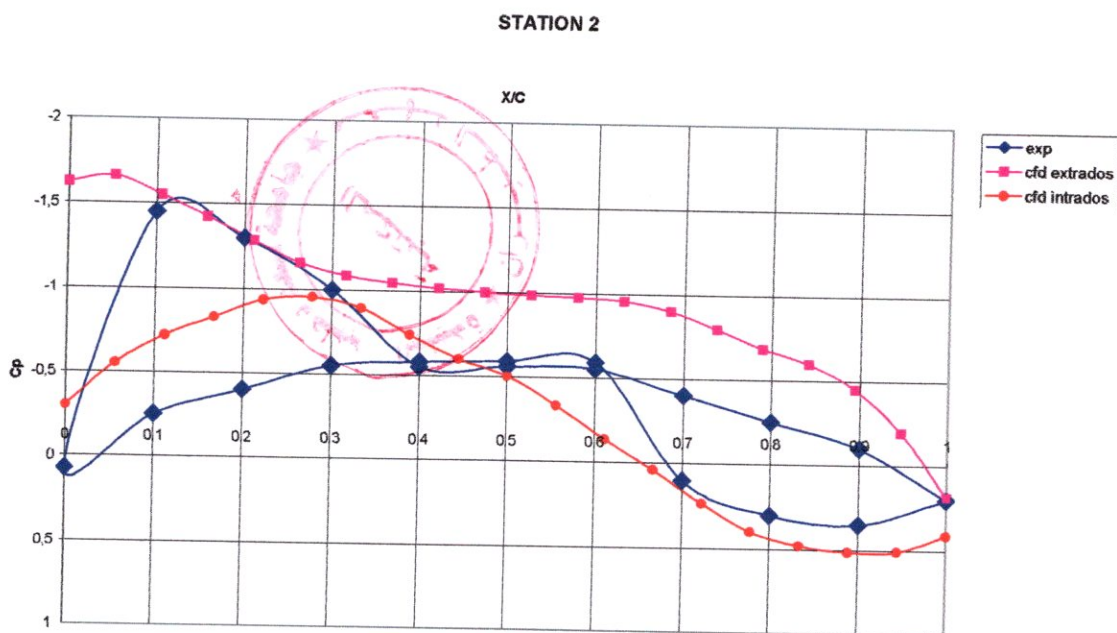


Fig. (IV-21) La station 23.9 % de demie envergure du DLR-F6

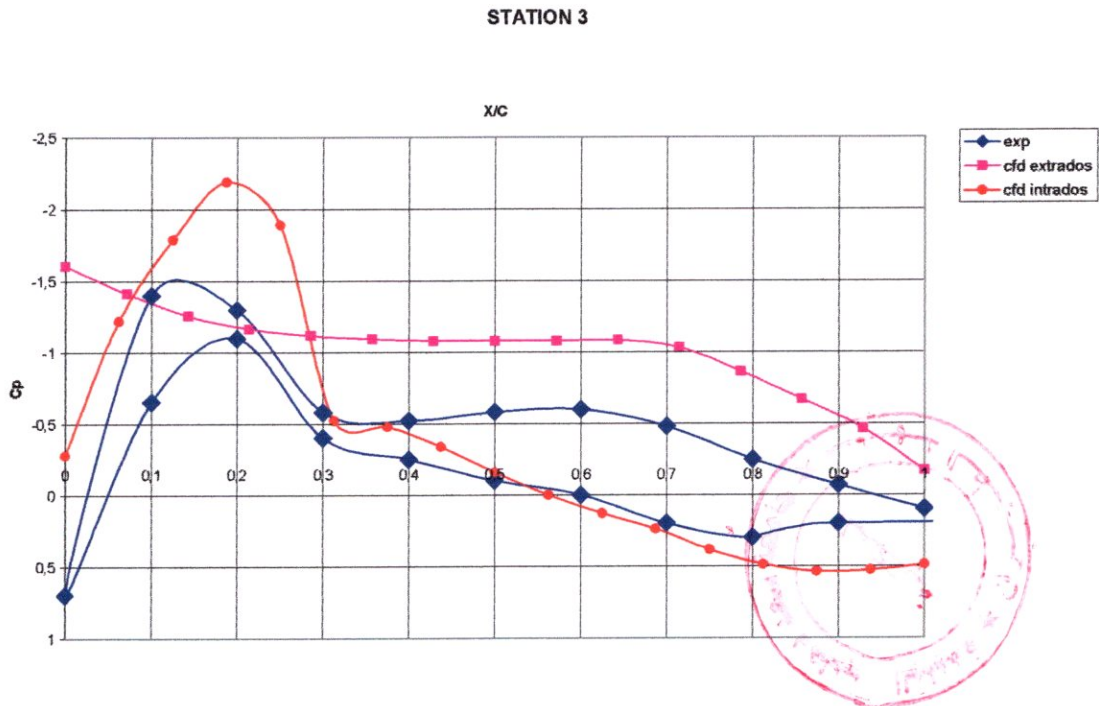


Fig. (IV-22) La station 33.1 % de demie envergure du DLR-F6

On remarque que les  $C_p$  données par le calcul sont relativement loin des résultats expérimentaux, en particulier l'accélération de l'écoulement à cause de la présence de la nacelle n'a pas du tout été capturée sauf à la station 3 la plus proche de la nacelle, c'est ce qui est confirmé par les résultats présentés aux figures 20 à 22.

#### IV-5-3-3 l'écoulement autour de DLR-F6 :

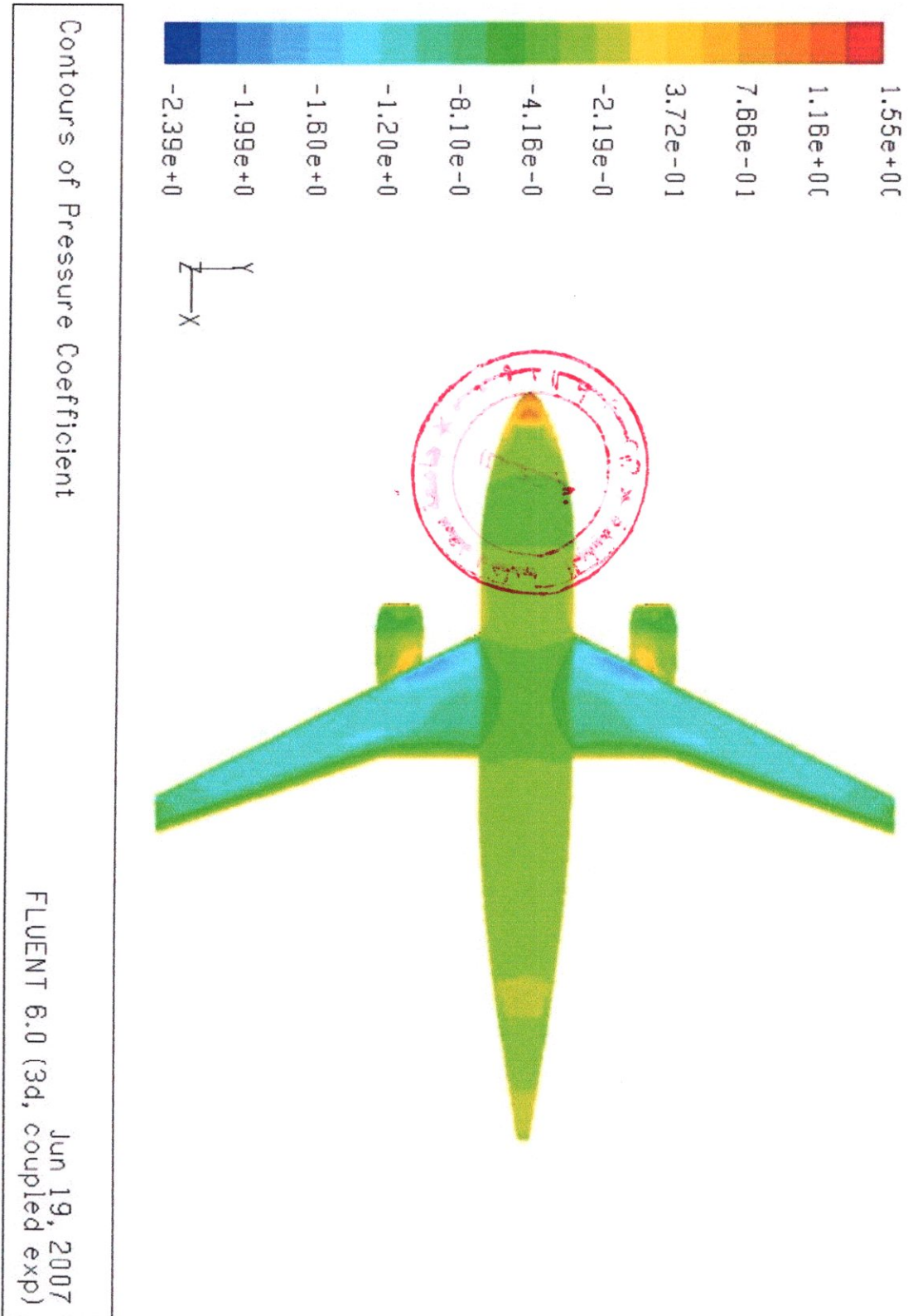


Fig. (IV-23) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F6 (partie supérieur)

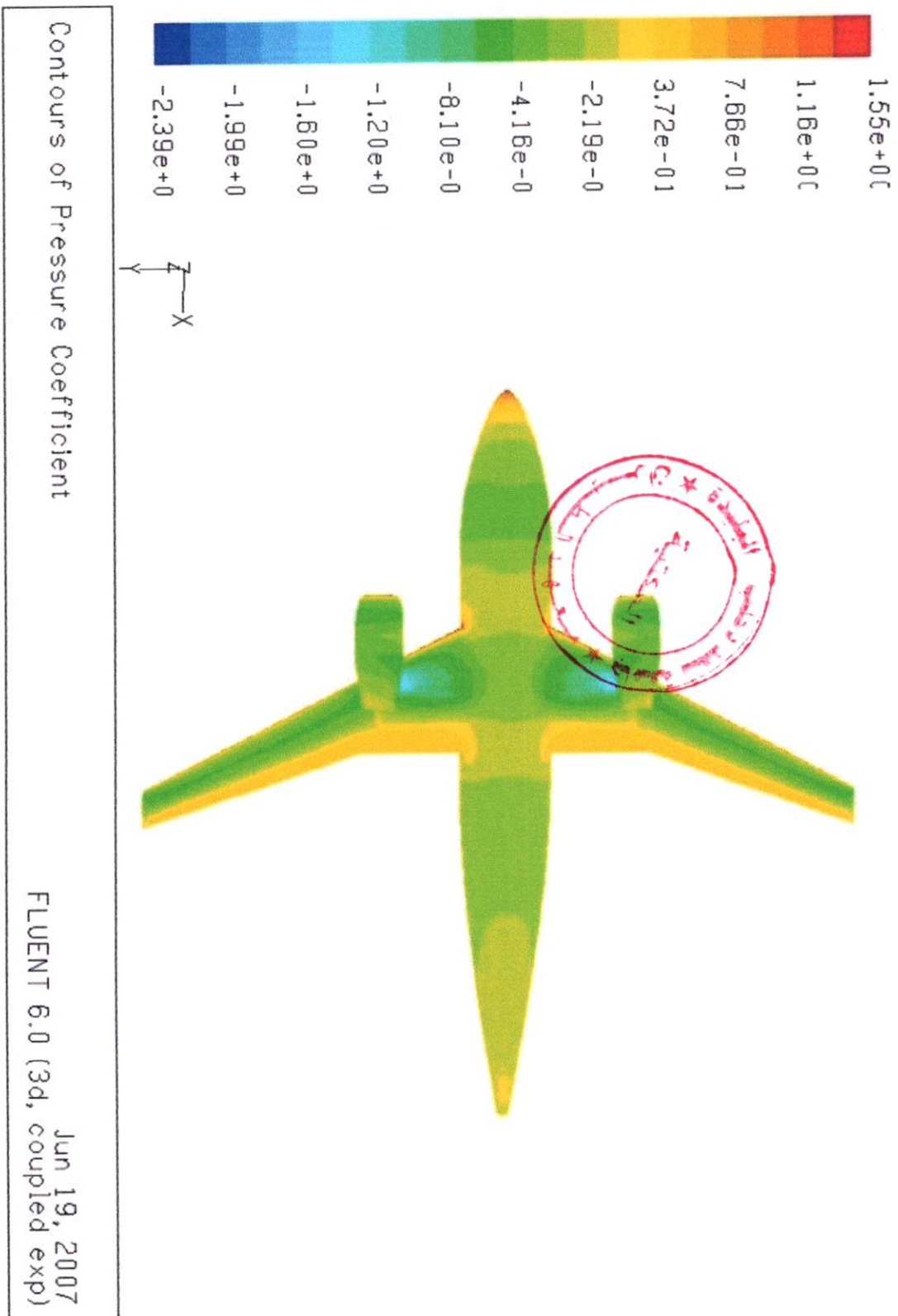


Fig. (IV-24) Répartition du coefficient de pression sur DLR-F6 (partie inférieure)

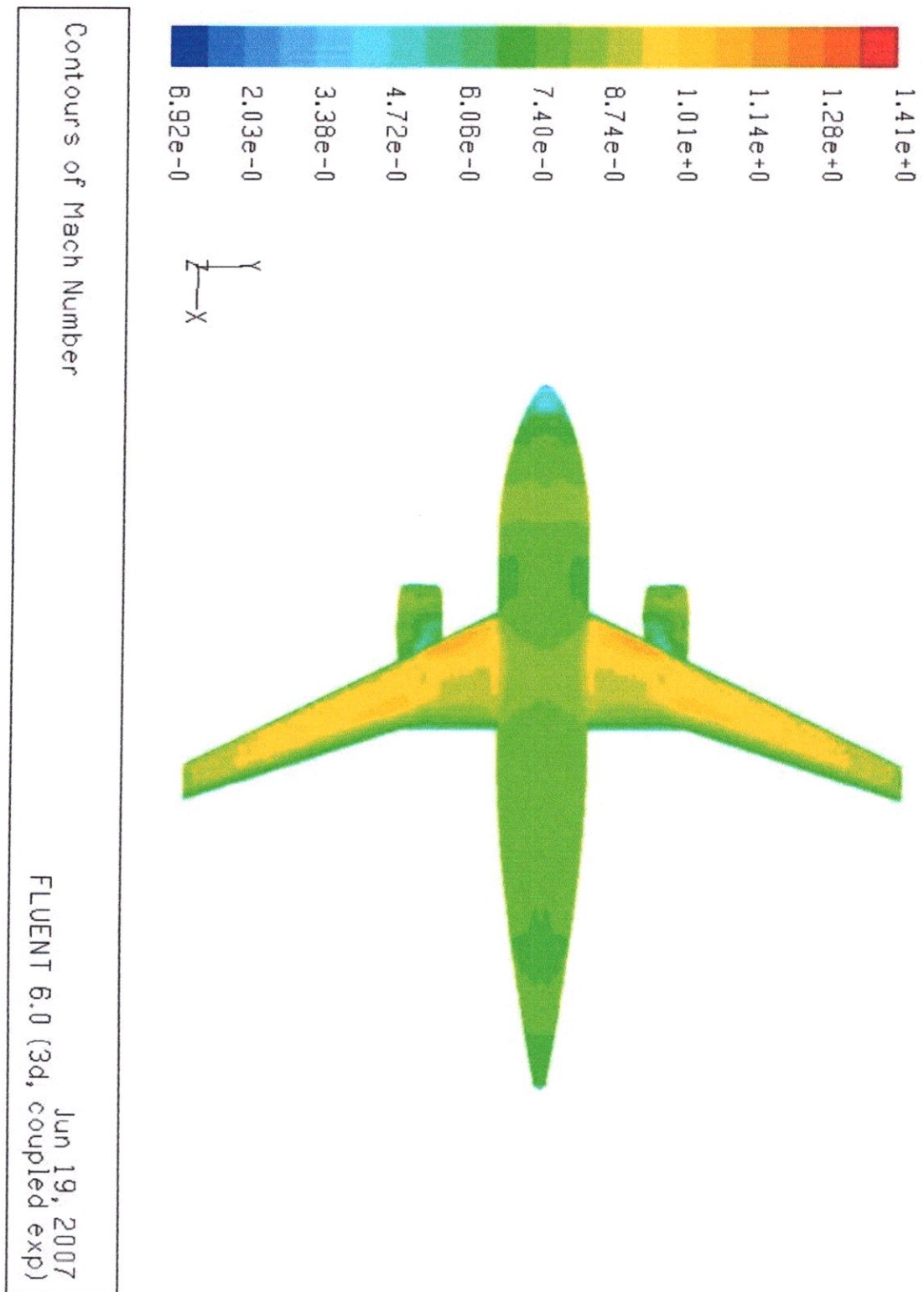


Fig. (IV-25) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F6 (partie supérieur)

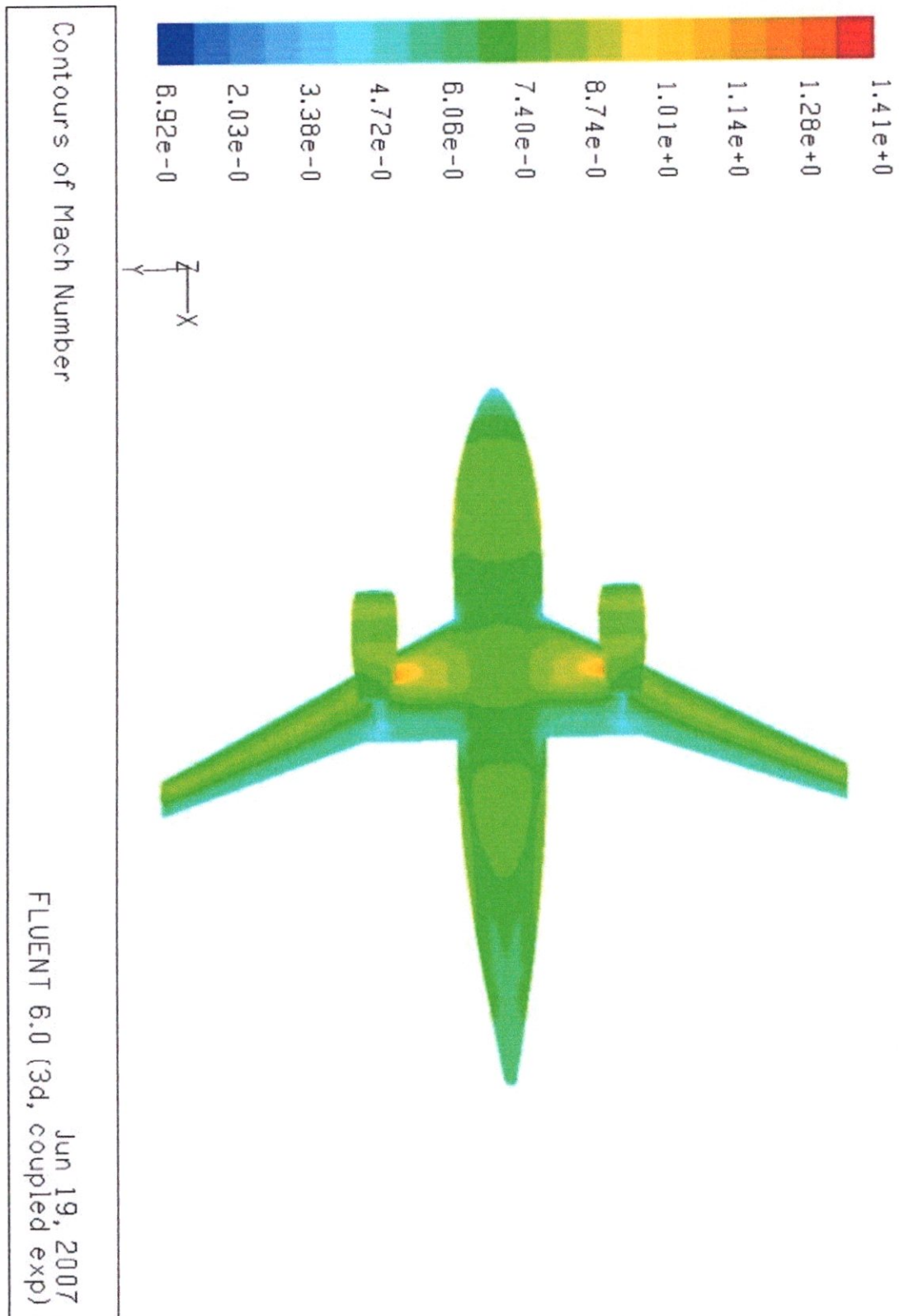


Fig. (IV-26) Répartition du nombre de Mach sur DLR-F6 (partie inférieure)

**IV-6 Résultats en coefficient aérodynamique :****IV-6-1 DLR-F4 :**

Le tableau suivant indique les valeurs des coefficient de portance et de traînée obtenu expérimentalement et numériquement par quelque participant ainsi que les valeurs obtenus par calculs , ces derniers sont sous estimés par rapport aux expérimental ainsi qu'aux résultats de quelque participant sauf pour le  $C_D$  de la configuration F6 ,Cependant , les résultats obtenus sont du même ordre de grandeur ce qui est encourageant pour la suite de ce travail .

code	coef	$C_L$	$C_D$
NLR (expérimental) [6]		0.62	0.036
ONERA (expérimental) [6]		0.62	0.036
DRA (expérimental) [6]		0.62	0.036
CART3D EULER [11]		0.83	0.083
CART3D IBL [11]		0.66	0.039
METHODE DES PANNEAUX [12]		0.58	0.028
FANSC 1* [13]		0.58	0.052
FANSC 2* [13]		0.62	0.038
NASA (expérimental) [14]		0.6	0.03
NASA USM3D [14]		0.65	0.041
<b>IAB (Fluent 6) EULER</b>		<b>0.5</b>	<b>0.019</b>

**Tableau (VI-6) comparaison de résultats du DLR-F4 obtenus par FLUENT avec des résultats d'autre code et les résultats expérimentales**

1\* : maillage délivré par la comité du WORK SHOP

2\* : maillage propre de BOMBARDIER

IV-6-2 DLR-F6 :

code	coef	$C_L$	$C_D$
MEGA FLOW [15]		0.5	0.035
CFX [16]		0.5	0.03
FLO 107 [17]		0.57	/
TFL 2000 [17]		0.64	/
AIAA (expérimental) [18]		0.5	0.034
<b>IAB (Fluent 6) EULER</b>		<b>0.36</b>	<b>0.042</b>

Tableau (VI-7) comparaison de résultats du DLR-F6 obtenus par FLUENT avec des résultats d'autre code et les résultats expérimentales

IV-7 effet de la nacelle :

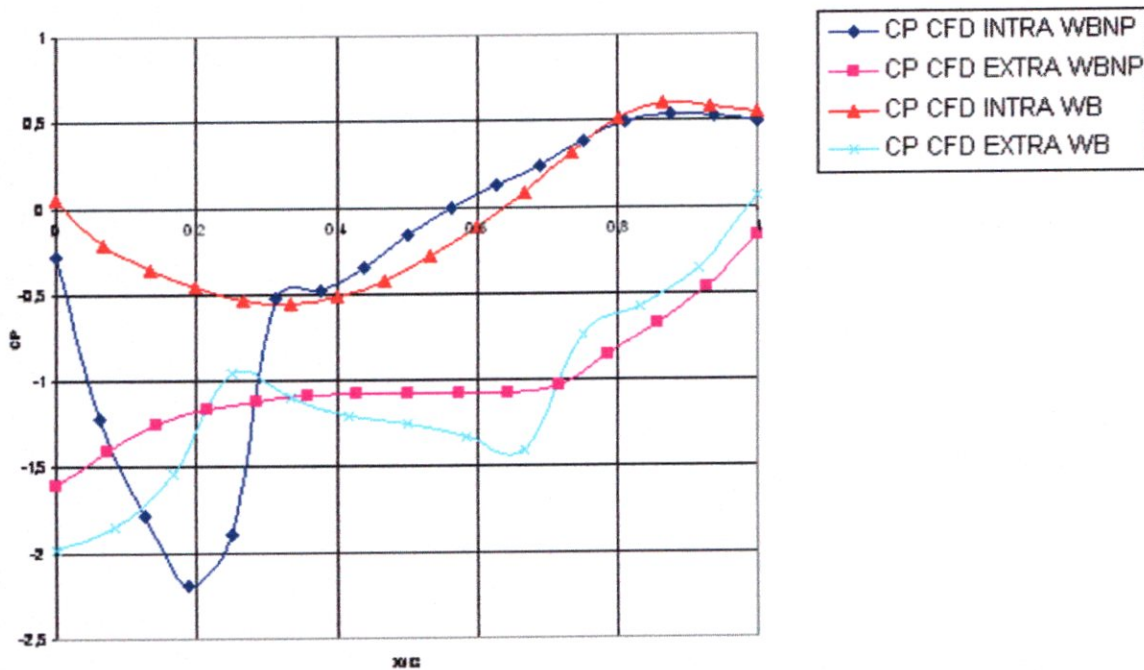


Fig. (IV-27) Cp sur la station 33.1 % de demi envergure pour les deux configurations

	configuration	WB (DLR-F4)	WBNP (DLR-F6)
Coefficient			
$C_L$		<b>0.5</b>	<b>0.39</b>
$C_D$		<b>0.019</b>	<b>0.042</b>

Tableau (VI-8) effets de la présence de nacelle sur les coefficients aérodynamiques



Pour l'effet de la nacelle et en terme d'écoulement on remarque qu'il est accélérer entre le fuselage et la nacelle (effet venturé) et la preuve c'est la chute du coefficient du coefficient de pression dans la zone  $x/c=0 \Rightarrow 0.36$  ce qui n'arrive pas sur le DLR-F4 (voir la figure IV-36) .

En terme de coefficient aérodynamique, le coefficient de portance pour DLR-F4 ( $C_L=0.5$ ) et plus important que du DLR-F6 ( $C_L=0.39$ ) a cause de la nacelle qui diminue la portance. et pour le coefficient de traînée la DLR-F6 possède un  $C_D=0.42$  qui est supérieur du DLR-F4 ( $C_D=0.019$ ) par ce que la nacelle présente un obstacle qui augmente la traînée .

De plus a l'entrée de la nacelle aucune condition de limites pour exprimer l'aspiration du moteur n'a été utilisée, en général sur ces surfaces , la condition limite utilise est un débit imposé alors qu'elle a été laissée libre dans notre cas.

**CONCLUSION-----**

## CONCLUSION :

Dans ce travail nous avons présenté les résultats des calculs non visqueux obtenus par FLUENT pour les configurations 3D aile/fuselage/nacelle (DLR-F4 et DLR- F6) effectués sur un PC de bureau.

L'objectif premier étant de vérifier la viabilité de l'option PC de bureau pour faire de la CFD,

Les résultats obtenus par nos calculs sont convergés mais un peu loin des résultats expérimentaux mais sont du même ordre de grandeur que ces derniers.

Pour la continuité de ce travail, on peut proposer les mêmes calculs mais sur plusieurs maillages pour voir l'influence du maillage sur la solution ainsi que d'essayer de faire un calcul visqueux.

## REFERENCES

[1] Basic Concepts and Applications of CFD  
[www.msritalumni.org/lecture.pdf](http://www.msritalumni.org/lecture.pdf)

[2] Introduction to ICEM CFD: HEXA-TETRA Version 2.1 December 1995.

[3] ICEM CFD Tetra: September 1998.

[4] Manuel d'utilisation de FLUENT  
Juillet 1998

[6] AGARD ADVISORY REPORT NO 303  
A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes  
(Recueil de cas d'essai expérimentaux pour la validation des codes de l'aérodynamique numérique) Volume II

[7] Challenges of Uncertainty Quantification for Computational Aerodynamic Applications  
Robert W. Walters  
Virginia Polytechnic Institute and State University  
[www.ne.ncsu.edu/research/ace/ace\\_agenda.pdf](http://www.ne.ncsu.edu/research/ace/ace_agenda.pdf)

[8] Aerodynamic Drag Prediction Using Unstructured Mesh Solvers  
Dimitri J. Mavriplis  
National Institute of Aerospace Hampton, Virginia, USA  
[pdf.aiaa.org/preview/CDReadyMASM07\\_1064/PV2007\\_256.pdf](http://pdf.aiaa.org/preview/CDReadyMASM07_1064/PV2007_256.pdf)

[9] AIAA CFD Drag Prediction Workshop  
Malibu Room, Hilton Hotel ,Anaheim, CA June 9-10, 2001  
[www.aiaa.org/tc/apa/dragpredworkshop/dpw.html](http://www.aiaa.org/tc/apa/dragpredworkshop/dpw.html)

[10] Aerodynamic Drag Prediction Using Unstructured Mesh Solvers  
Dimitri J. Mavriplis  
National Institute of Aerospace  
Hampton, Virginia, USA

[11] Applications of a Cartesian Mesh Boundary-Layer Approach for Complex Configurations  
Michael J. Aftosmis  
NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA 94035, USA

Marsha J. Berger<sup>2</sup>  
Courant Institute , New York University, NY 10012, USA  
Juan J. Alonso<sup>3</sup>  
Stanford University, Stanford, CA 94035, USA  
[people.nas.nasa.gov/~aftosmis/publications/AIAA\\_2006-0652.pdf](http://people.nas.nasa.gov/~aftosmis/publications/AIAA_2006-0652.pdf)

[12] Aerodynamic Analysis of DLR – F4  
Model Using Panel Method  
Asif Mushtaq, Farhan Abbas  
S. Zahir, DR. M. Khan  
[ibcast.org.pk/IBCAST%202004%20Presentations/CFD/Asif%20Mushtaq.pdf](http://ibcast.org.pk/IBCAST%202004%20Presentations/CFD/Asif%20Mushtaq.pdf) -  
Résultat complémentaire

[13] DLR-F4 Results using Bombardier Aerospace  
Full-Aircraft Navier-Stokes Code FANSC  
Eric Laurendeau  
Engineering Specialist Advanced Aerodynamics, Montreal  
AIAA CFD Drag Prediction Workshop, Anaheim, CA June 9-10 2001  
Josee Boudreau  
Aerodynamicist Advanced Aerodynamics, Montreal  
[aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/pdf/laurendeau.pdf](http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/pdf/laurendeau.pdf)

[14] An Assessment of the Unstructured-Grid Software TetrUSS  
for Drag Prediction on DLR-F4 Configuration  
Shahyar Z. Pirzadeh  
Richard A. Wahls  
NASA Langley Research Center  
Hampton, Virginia  
[pdf.aiaa.org/GetFileGoogle.cfm?gID=23359&gTable=mtgpaper](http://pdf.aiaa.org/GetFileGoogle.cfm?gID=23359&gTable=mtgpaper)

[15] The MEGAFLOWproject  
Norbert Kroll a; 1, Cord-Christian Rossowa, Klaus Becker b, Frank Thiele c  
DaimlerChrysler Aerospace Airbus, EFV 28183 Bremen, Germany  
Technische Universität Berlin, Herrmann-Föttinger Institut, Müller-Breslau-  
Strasse 8, 10623 Berlin, Germany  
[www.springerlink.com/index/11n07q3148w06648.pdf](http://www.springerlink.com/index/11n07q3148w06648.pdf) -

[16] [www.ansys.com](http://www.ansys.com)

[17] [pdf.aiaa.org/preview/CDReadyMAAC05\\_1160/PV2005\\_4729](http://pdf.aiaa.org/preview/CDReadyMAAC05_1160/PV2005_4729)

[18] HIGH-REYNOLDS NUMBER VISCOUS FLOW COMPUTATIONS  
USING AN UNSTRUCTURED-GRID METHOD

Hong Luo and Joseph D. Baum

Science Applications International Corporation

Rainald Lohner

Institute for Computational Sciences and Informatics

[pdf.aiaa.org/GetFileGoogle.cfm?gID=15407&gTable=Paper](http://pdf.aiaa.org/GetFileGoogle.cfm?gID=15407&gTable=Paper)

**ANNEXE: I**

# Fichier SUMMARY pour DLR-F4 :

FLUENT

Version: 3d, coupled exp (3d, coupled explicit, inviscid)

Release: 6.0.12

## Models

-----

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

## Boundary Conditions

-----

### Zones

name	type
top	pressure-far-field
sym	symmetry
side	pressure-far-field
out	pressure-far-field
in	pressure-far-field
bot	pressure-far-field
wingup	wall
wingdn	wall
nose	wall
fuse1	wall
fuse2	wall
fuse3	wall
fuse4	wall
wingte	wall
wingtip	wall
wingle	wall

level

Condition	Value
-----------	-------

Material Name	air
---------------	-----

## Far field

Condition	Value
Gauge Pressure	0
Mach Number	0.75
Temperature	300
X-Component of Flow Direction	0.99980003
Y-Component of Flow Direction	0
Z-Component of Flow Direction	0.0174



sym

Condition Value  
-----

#### Discretization Scheme

Variable Scheme  
-----  
Flow Second Order Upwind

#### Time Marching

Parameter Value  
-----  
Solver Explicit  
Courant Number 1  
Residual Smoothing Iterations 0 (disabled)  
Residual Smoothing Factor 0.5

#### Material Properties

-----

Material: aluminum (solid)

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
-----			
Density	kg/m3	ideal-gas	
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966

### Fichier SUMMARY pour DLR-F6 :

FLUENT

Version: 3d, coupled exp (3d, coupled explicit, inviscid)

Release: 6.0.12

#### Models

-----

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

## Boundary Conditions

### Zones

name	type
far_top	pressure-far-field
far_sym	symmetry
far_side	pressure-far-field
far_out	pressure-far-field
far_in	pressure-far-field
far_bot	pressure-far-field
wing_up	wall
wing_dn	wall
pylon	wall
fuse_0	wall
fuse_1	wall
fuse_2	wall
fuse_3	wall
fuse_4	wall
wing_tip	wall
wing_te	wall
wing_le	wall
nacelle_le	wall
nacelle_te	wall
nacelle_inside	wall
nacelle_outside	wall

### far\_field

Condition	Value
Gauge Pressure	0
Mach Number	0.75
Temperature	300
X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
Z-Component of Flow Direction	0

### Discretization Scheme

Variable	Scheme
Flow	First Order Upwind

### Time Marching

Parameter	Value
Solver	Explicit
Courant Number	1
Residual Smoothing Iterations	0 (disabled)
Residual Smoothing Factor	0.5

Material Properties

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	
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
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Degrees of Freedom		constant	0

Material: aluminum (solid)

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966

**ANNEXE: II**

RESULTATS EXPERIMENTALES POUR DLR-F6 :

SECTION X/C	0.15 Cp	0.239 Cp	0.331 Cp	0.377 Cp	0.411 Cp	0.514 Cp	0.638 Cp	0.847
1	-0.07	0.2	0.1	0.12	0.08	0.08	0.03	-0.09
0.9	-0.18	-0.1	-0.07	-0.05	-0.1	-0.09	-0.02	-0.097
0.8	-0.22	-0.25	-0.25	-0.3	-0.3	-0.25	-0.25	-0.25
0.7	-0.38	-0.4	-0.48	-0.55	-0.58	-0.56	-0.48	-0.48
0.6	-0.55	-0.55	-0.6	-0.72	-0.72	-0.7	-0.68	-0.55
0.5	-0.59	-0.56	-0.58	-0.71	-0.71	-0.75	-0.69	-0.58
0.4	-0.6	-0.55	-0.52	-0.7	-0.69	-0.73	-0.7	-0.58
0.3	-0.9	-1	-0.58	-0.55	-0.58	-0.8	-0.55	-0.55
0.2	-1	-1.3	-1.3	-1.2	-1.055	-9	-1.1	-1095
0.1	-0.12	-1.45	-1.4	-1	-0.98	-1.1	-1.18	-1.2
0	0.95	0.075	0.7	0.85	0.88	0.85	0.9	0.87
0.1	-0.1	-0.25	-0.65	-0.23	-0.19	-0.05	0.05	0
0.2	-0.25	-0.4	-1.1	-0.25	-0.23	-0.2	-0.1	-0.2
0.3	-0.35	-0.55	-0.4	-0.27	-0.25	-0.25	-0.25	-0.25
0.4	-0.39	-0.58	-0.25	-0.26	-0.2	-0.24	-0.24	-0.26
0.5	-0.39	-0.59	-0.1	-0.2	-0.18	-0.21	-0.2	-0.22
0.6	-0.22	-0.59	0	-0.08	-0.025	-0.095	-0.095	-0.1
0.7	0	0.1	0.2	0.18	0.18	0.18	0.1	0.1
0.8	0.2	0.3	0.3	0.3	0.28	0.3	0.28	0.25
0.9	0.21	0.35	0.2	0.32	0.3	0.28	0.26	0.25

RESULTATS EXPERIMENTALES POUR DLR-F4 :

SECTION X/C	0.185 CP	0.238 CP	0.331 CP	0.409 CP	0.512 CP	0.636 CP	0.844 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