

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

040/2011  
Ex 2



Université Saad Dahlab, Blida  
Faculté des Sciences de l'Ingénieur  
Département d'Aéronautique



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

03/11/2011  
Ex 2

Option : Propulsion

*Thème de Mémoire :*

*L'utilisation des deux codes commerciaux FLUENT  
et CFX sur le maillage de la configuration DLR-F4*

Présentée par :

*Mme RAMDOUM Meriem*

*Présentée devant le jury composé de :*

Président	: Mr. BEN AISSA	M. A. A	U. SAAD DAHLAB	Blida
Encadreur	: Mr. TAHI Ali	M. A. A	U. SAAD DAHLAB	Blida
Examineur	: Mr. A. ABDALLAH EL- HERTSI	M. A. A	U. SAAD DAHLAB	Blida
Examineur	: Mr. RENANE	M. A. A	U. SAAD DAHLAB	Blida

Promotion 2010-2011

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

*Je dédie ce travail*

*Au défunt mon père, que j'ai aimé qu'il soit là; ma mère que dieu la gardera en bonne santé, et à mon aimée et mon marie pour son soutien, ces encouragements, et ces aides infinies.*

RAMDOUM Meriem

## *Table des matières*

Introduction générale.....	01
----------------------------	----

### *Chapitre 1 : Introduction à l'atelier de prévision de la trainée d'AIAA*

1-1 Introduction.....	02
1-2 L'atelier de prévision de trainée de DLR-F4.....	03
1-3 Les workshops d'AIAA.....	04
1-3-1 Le DPW 1.....	06
1-3-2 Le DPW 2.....	09
1-3-3 Le DPW 3.....	09
1-4 Conclusion .....	11

### *Chapitre 2 : Introduction à la CFD*

2-1 Introduction au CFD.....	12
2-2 Besoin de la CFD.....	12
2-3 Application de la CFD.....	13
2-4 La stratégie du CFD.....	14
2-5 La discrétisation en utilisant la méthode des différences finies.....	16
2-6 Discrétisation suivant la méthode des volumes Finis.....	17
2-7 Application des conditions aux limites pour un system discret .....	19
3-8 La convergence.....	19
2-9 Convergence itératives.....	20
2-10 Stabilité numérique.....	21
2-11 Modèle de turbulence.....	21
2-12 Modélisation en CFD.....	22
2-12-1 définition de but de modélisation.....	22
2-12-2 Identification du modèle de simulation.....	23
2-12-3 Créer un modèle solide .....	24
2-12-4 Concevoir et créer le maillage.....	25

2-12-5 Paramètre du solveur.....	29
2-12-6 Calcule de la solution.....	30
2-12-7 Examiner les résultats.....	31
2-12-8 les révisions au modèle.....	32
2-13 Les Modèles disponibles dans FLUENT.....	33
2-14 FLUENT CFD Workflow sous Workbench d'ANSYS.....	34
2-15 Conclusion.....	35

### *Chapitre 3 : Généralité sur ANSYS et Fluent*

3-1 Description de la société ANSYS et ses sous logiciels intégrés.....	36
3-2 ANSYS Workbench.....	36
3-3 FLUENT.....	37
3-4 Gambit.....	37
3-5 Définition et caractéristique du maillage.....	37
3-6 Types de maillage.....	38
3-7 Bases du solveur de fluent.....	40
3-8 Conditions aux limites.....	43
3-8-1 conditions aux limites disponibles.....	44
3-8-2 Procédure de simulation.....	44
3-9 Choisir un solveur.....	46
3-10 Discrétisation (Méthodes d'interpolation).....	46
3-11 Convergence .....	47
3-11-1 Résidus.....	47
3-11-2 Convergence.....	48
3-12 Conclusion.....	49

### *Chapitre 4 : Simulation du maillage de DLR-F4*

Introduction.....	50
4-1 Génération des maillages.....	50
4-2 ICEM-CFD.....	52

4 2-1 maillages Euler.....	53
4-3 Maillage Navier-Stokes.....	55
4-3-1 Maillage Navier-Stokes.....	56
4-4 Convergence des calculs.....	58
4-5 Calculs Euler.....	59
4-6 Calculs Navier-Stokes.....	59
4-7 Les résultats de simulation sous le code ANSYS 13 FLUENT .....	61
4-7-1 Les résultats non visqueux des résidus sur la configuration DLR-F4.....	61
4-7-2 Les résultats de l'écoulement non visqueux sur la configuration DLR-F4.....	63
4-7-3 Les résultats visqueux des résidus sur la configuration DLR-F4.....	65
4-7-4 Les résultats de L'écoulement visqueux autour de DLR-F4.....	67
4-8 Les résultats de simulation sous le code ANSYS 13 CFX .....	68
4-8-1 Le démarrage de ANSYS CFX Launcher .....	68
4-8-2 Les fichiers de sorties du solveur .....	71
4-8-3 Procédure de simulation.....	72
4-8-4 les solveurs existants dans CFX .....	73
4-8-5 L'affichage des résultats sous CFX 13.0 .....	74
4-8-6 Installation des conditions aux limites .....	75
4-8-7 Résultats des résidus sur CFX-Solver Manager.....	76
4-8-8 L'affichage des résultats sur CFD-Post.....	77
4-8-8-1 les résultats de l'écoulement visqueux de la configuration DLR-F4.....	77
4-8-8-2 les résultats de l'écoulement visqueux de la configuration DLR-F4.....	79
4-9 Comparaison avec les résultats expérimentaux.....	82
4-10 Représentation graphique de s coefficient de pression.....	83
4-11 Interprétation des résultats.....	84
4-12 Conclusion.....	85

### *Conclusion générale*

Conclusion générale.....	86
--------------------------	----

### *Annexes et Bibliographie*

Annexe A.....	87
Annexe B.....	90

Annexe C.....	94
Bibliographie.....	96

## *Liste des figures*

Figure 1-1 : La configuration aile fuselage DLR-F4.....	07
Figure 1-2 : Géométrie de l'aile de DLR-F4.....	07
Figure 1-3 : Définition de la géométrie de fuselage de DLR-F4.....	08
Figure 1-4 : Le modèle de DLR-F4 dans la soufflerie de DRA.....	08
Figure 1-5 : Modèle de DLR-F6 dans la soufflerie d'ONERA.....	09
Figure 1-6 : Les lignes de courant de DLR-F6 montre la région de décollement.....	10
Figure 1-7 : Les lignes de courant de DLR-F6 avec FX2 montrant la région de décollement...	10
Figure 2-1 : Simulation d'un hélicoptère par le simulateur de CFD.....	13
Figure 2-2 : Simulation du canal de refroidissement de B-767 par le simulateur de CFD.....	14
Figure 2-3 : Simulation d'une pompe de sang en utilisant le simulateur de CFD.....	14
Figure 2-4 : Le maillage utilisé pour simuler l'écoulement autour d'une aile.....	16
Figure 2-5 : Comparaison des résultats de simulation avec l'expérimentales.....	20
Figure 2-6 : Schéma explicatif de la modélisation en CFD.....	24
Figure 2-7 : Maillage et simulation en CFD.....	29
Figure 2-8 : Modèle solide d'une assemblée de phare.....	25
Figure 2-9 : Exemple d'un maillage en hexa .....	27
Figure 2-10 : Maillage en prisme et en tétraèdre .....	28
Figure 2-11 : Maillage multizones (hybride).....	29
Figure 2-12 : Maillage non conforme du compresseur et rouleau.....	29
Figure 2-13 : Maillage tétraédrales et hexaédrales pour la simulation du refroidissement par film 3D.....	30
Figure 2-14 : Une solution convergée sur un problème bien-posé fournira des résultats utiles....	32
Figure 2-15 : La simulation en CFD.....	33
Figure 2-16 : Contour de pression autour d'un ventilateur.....	35
Figure 2-17 : Génération de maillage dans le code CFD.....	36
Figure 3-1 : Siège de la société ANSYS .....	36
Figure 3-2 : Maillage simple 2D.....	42
Figure 3-3: Maillage simple 3D.....	42
Figure 3-4 : Lecture d'un maillage.....	43
Figure 3-5 : Organigramme de procédure de la simulation numérique .....	45

## *Liste des figures*

Figure 4-1 : La configuration aile-fuselage utilisé dans le calcul .....	51
Figure 4-2 : Le maillage non structuré dans ICEM-CFD.....	54
Figure 4-3 : Le domaine de calcul .....	54
Figure 4-4 : Aperçu du maillage EULER de DLR-F4.....	55
Figure 4-5 : Aperçu du maillage visqueux de DLR-F4 .....	58
Figure 4-6 : Historique de convergence des résidus (DLR-F4).....	61
Figure 4-7 : Historique de coefficient de portance (DLR-F4).....	61
Figure 4-8 : Historique de coefficient de traînée (DLR-F4).....	62
Figure 4-9 : Historique de coefficient de moment (DLR-F4).....	62
Figure 4-10 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie supérieur).....	63
Figure 4-11 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie inférieur).....	63
Figure 4-12 : Répartition du nombre de mach sur DLR F4 (partie inférieur).....	64
Figure 4-13 : Répartition du nombre de mach sur DLR F4 (partie supérieur).....	64
Figure 4-14 : Historique de résidus (DLR-F4).....	65
Figure 4-15 : Historique de coefficient de traînée (DLR-F4).....	65
Figure 4-16 : Historique de coefficient de portance (DLR-F4).....	66
Figure 4-17 : Historique de coefficient de moment (DLR-F4).....	66
Figure 4-18 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie supérieur).....	67
Figure 4-19 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie inférieur).....	67
Figure 4-20 : Répartition du nombre Yplus sur DLR F4.....	68
Figure 4-21 : Démarrage d'ANSYS CFX 13.0.....	69
Figure 4-22 : l'enregistrement du projet.....	70
Figure 4-23 : Les types de simulation dans CFX. ....	71
Figure 4-24 : Les étapes de simulation dans CFX.....	72
Figure 4-25 : Procédure de simulation dans CFX.....	73
Figure 4-26 : le domaine de calcul dans CFX-Pre.....	74
Figure 4-27 installations des conditions aux limites dans CFX-Pre.....	75
Figure 4-28 Le passage de CFX-Pre vers CFX-Solver Manager.....	75
Figure 4-29 : La solution des moniteurs sur le CFX-Solver Manager.....	76
Figure 4-30 : Répartition du vecteur vitesse sur la configuration DLR-F4.....	77

## *Liste des figures*

Figure 4-31 : Répartition du contour densité sur la configuration DLR-F4.....	77
Figure 4-32 : Représentation du gradient de pression sur la configuration DLR-F4.....	78
Figure 4-33 : Répartition du contour de pression de la configuration DLR-F4 (partie supérieur).....	78
Figure 4-34: Répartition du contour de pression de la configuration DLR-F4 (partie inferieur).	79
Figure 4-35 : Représentation du gradient de pression sur la configuration DLR-F4.....	79
Figure 4-36 : Répartition du contour de pression de la partie supérieur du DLR-F4.....	80
Figure 4-37 : Répartition du contour de pression de la partie inferieur du DLR-F4.....	80
Figure 4-38 : Répartition du contour de vitesse de la configuration DLR-F4.....	81
Figure 4-39 : Répartition du contour de densité de la configuration DLR-F4.....	81
Figure 4-40 : Stations de mesure de $C_p$ pour DLR-F4.....	82
Figure 4-41 : La station 23.8 % de la demi-envergure du DLR-F4.....	83
Figure 4-42 : La station 63.6 % de demi-envergure du DLR-F4.....	83
Figure 4-43 : La station 40.9% de demi-envergure du DLR-F4.....	84

# ملخص

هذا المشروع هو محاولة استعمال تقنية الحسابات ببرنامج لنموذج طائرة كاملة من اجل قياس, مع استعمال برنامجين تصويريين و مقارنة نتائجهما بنتائج التجربة, و قياس في نفس الوقت قدرات حاسوب مكتب لهذا النوع من الحسابات. استعمل في هذا المشروع نموذج مكون من جسم وجناح.

## Résumé

Ce projet est une initiation au calcul des avions complet, par l'utilisation de deux logiciels de simulation FLUENT et CFX en faisant une comparaison des résultats de ces deux dernier avec l'expérimentales; et pour tester les performances d'un PC de bureau pour un calcul de CFD, en tenant compte de la viscosité.

## Summery

This Project is an initiation on circulation of a complete aircraft, with utilization of two programs for fluid simulation FLUENT and CFX and compare the result of each program with experience; in the same times test the performances of a desktop PC for inviscid and viscid CFD's calculations.

*Introduction*  
*générale*

## *Introduction générale :*

L'objectif principal de ce PFE est de faire un calcul numérique visqueux (résolution des équations de NAVIER-STOCKS) en régime transsonique en utilisant les deux codes commerciaux FLUENT et CFX sur la configuration aile-fuselage DLR-F4 avec un maillage non-structuré mixte en utilisant le mailleur ICEM-CFD et donc d'initier les étudiants à l'utilisation des techniques et des codes CFD (Computational Fluid Dynamics) pour l'évaluation des performances aérodynamiques des avions.

Le calcul sera effectué pour un nombre de Mach de 0.75 et un angle d'attaque de  $1^\circ$ . Ces valeurs correspondent à un des cas-tests des compétitions des DPW de l'AIAA (Drag Prediction Workshop) qui a été pendant le 19<sup>ème</sup> Challenge de l'AIAA sponsorisé par « the Applied Aerodynamics Technical Committee » qui a eu lieu le 9-10 juin 2001 à Anaheim, Californie pour les quels ils disposent des valeurs expérimentales pour la comparaison et la validation.

Le second objectif est de quantifier les ressources numérique et le temps nécessaires pour réaliser ce genre de calcul sur un micro-ordinateur, ainsi d'évaluer nos compétences dans l'utilisation des codes commerciaux; ensuite faire une validation des codes utilisés dans notre travail. Ces données vont servir pour la définition des besoins des futures recherches dans ce domaine qui est la résolution numérique des équations de la dynamique des fluides (CFD) pour différents types d'écoulements.

***Chapitre 1 :***  
***l'atelier de***  
***prévision de***  
***trainée d'AIAA***

### **1-1 Introduction [1] :**

Au cours des cinq dernières années, le Comité technique d'aérodynamique appliquée de l'institut américain de l'aéronautique et de l'astronautique (AIAA), a commandité une série d'ateliers de prévision de traînée (**Drag Prediction Workshop**); Le but de ces ateliers est d'évaluer des méthodes numériques du dernier cri en tant qu'outils pour la prévision des forces aérodynamique et des moments de traînés sur un avion, se concentrant précisément sur la prévision de traînée.

L'idée de DPW est venue environ des membres de l'industrie qui employaient par habitude le CFD dans la conception et le développement des avions et a voulu améliorer la crédibilité du CFD à la communauté non-CFD.

Les configurations DLR-F4 et DLR-F6 sont des géométries simplifiées d'aile et de fuselage des avions commerciaux transsonique. Qui ont été employées pour la validation des codes de CFD pour la prévision de traînée; trois ateliers (dans 2001, 2003 et 2006) ont défié les chercheurs, dans l'industrie aérospatiale, dans le milieu universitaire et dans le développement des logiciels commerciaux, de prévoir avec succès la résistance de l'air de ces géométries. Le premier de ces workshops a employé la géométrie DLR-F4. Cette dernière a été expérimentalement examinée dans trois souffleries européennes importantes NLR, ONERA et DRA, et par conséquent prévoir les valeurs expérimentales de traînée, et de portance. Au deuxième workshop, la géométrie DLR-F4 a été remplacée par la configuration DLR-F6 qui a un profil d'aile légèrement différent.

Après que l'atelier ait été complet, l'éparpillement dans les résultats de simulation vraisemblablement a été directement lié à la prévision de la séparation de l'écoulement à l'emplanture aile-corps. Le troisième workshop s'est concentré sur l'addition d'un capot de carénage (nommé FX2B) qui a visé à enlever la poche du décollement de l'écoulement. Le capot de carénage a été à l'origine conçu en utilisant le code de la NASA CFD (OVERFLOW)

et s'est utilisé, par la plupart des codes, pour enlever la séparation (bien que ces codes incapables de prévoir la séparation sur le DLR-F6 standard et ne puissent pas évidemment prévoir l'effet du capot de carénage). Il est intéressant de noter que pour chacun des trois ateliers, la variation de code-à-code de la trainée était un ordre de grandeur qui est plus grand qu'il était désiré pour les avions designers. En raison de la richesse des données expérimentales et numériques disponibles obtenues à partir de ces ateliers, le DLR-F4 et le DLR-F6 et ses variantes font d'excellents cas de validation d'avions de croisière pour les codes de CFD.

### ***1-2 L'atelier de prévision de trainée de DLR-F4 :***

Ce document est une vue d'ensemble de la série des DPW de CFD faite par l'AIAA et est prévu pour familiariser les lecteurs de ce workshop de la structure, et les résultats des ateliers.

Une configuration d'un avion transsonique moderne de transport comme le Boeing B-737 appelé le DLR-F4 a été identifiée, pour laquelle la géométrie est publiquement disponible, et que les données de soufflerie des trois ateliers (DPW1, DPW 2, DPW3), ont été édités.

Un ensemble standard de maillage numérique structuré, non structurés et d'overset ont été produits en utilisant les directives communes de résolution, et ceux-ci ont été donnés aux individus participant à l'atelier. Des participants ont été invités à soumettre le CFD en prévu des résultats pour un ensemble de cas de test spécifiques. Finalement, des techniques statistiques ont été utilisées pour mesurer les prévisions de CFD; Au lieu de convaincre la communauté non-CFD de l'exactitude des méthodes numériques modernes de CFD.

Malgré le fait que les résultats de DPW 1 n'ont pas réalisé l'intention d'organisateur, il a été considéré un succès primordial. Il a rassemblé des lotisseurs et des participants de CFD qui ont concentrés leurs efforts sur un problème commun. Il a facilité un échange des pratiques

instruites et a favorisé des discussions ouvertes, identifiant des secteurs exigeant davantage de recherche.

Pour la première fois, ce workshop utilise l'analyse statistique rigoureuse pour évaluer pratiquement les résultats de CFD. Ensuite, il a montré à la communauté CFD que les méthodes numériques de CFD sont insuffisantes pour la prévision des forces et des moments. L'intérêt intense produit par le premier atelier de prévision de trainée (DPW 1), aussi bien que les résultats inattendus et les questions qu'elles ont soulevées, naturellement menés à un deuxième atelier de prévision de trainée (DPW 2) et plus tard à un troisième atelier (DPW 3). Ce document est une vue d'ensemble de la série des DPW de CFD faite par l'AIAA et est prévu pour familiariser les lecteurs de ce workshop de la structure, et les résultats des ateliers [2].

### ***1-3 Les workshops d'AIAA :***

Chacun des trois ateliers sont maintenu les mêmes trois objectifs suivant [2] :

- ❖ Évaluer les méthodes numériques comme un outil pratique pour les prévisions de force et de moment des géométries appropriées des avions, se concentrant sur la prévision de trainée.
- ❖ Fournir un forum impartial pour évaluer l'efficacité des codes numérique existants et modelant des techniques en utilisant les solutions de Navier- stocks.
- ❖ Discussion et identification ouverte sur le besoin des secteurs de recherche et de développement. En outre, le succès continu de la série d'atelier et la rétroactivité des participants d'atelier a incité les comités organisateurs d'atelier à maintenir un format composé des éléments suivants :
  - **La géométrie:** choisir des géométries qui sont assez simples pour qu'ils puissent donner un bon calcul numérique mais sont toujours appropriés au type de configurations utiles à l'industrie. Un autre critère de géométrie soumise est qu'elle doit être publiquement

disponible. Finalement, la disponibilité et la publication des données de soufflerie est importante.

- **Les tests :** Plusieurs test sont choisis pour la comparaison des résultats de CFD avec l'expérimentales. Des conditions d'essai spécifiques (par exemple nombre de mach, nombre de Reynolds, portance, modèle de turbulence) sont typiquement données par les conditions auxquelles les données expérimentales de soufflerie ont été obtenues. De cette façon, les résultats de CFD peuvent être directement comparés aux données de soufflerie. Pour chaque cas de test, les participants sont invités à soumettre les coefficients de portance ( $CL$ ), de trainée ( $CD$ ) et les valeurs de coefficient de moment de tangage; Et aussi les rapports de pression d'aile sont rassemblés.
- **Le maillage :** Un ensemble standard de maillage est fourni pour encourager la participation et pour réduire la variabilité des résultats. Des maillages Multi- bloques structuré, non structurées et d'overset sont produits en utilisant des directives établies par le comité organisateur de DPW et sont publiés sur le site Web de DPW pour le téléchargement. Des participants sont invités à employer les maillages fournis, mais sont encouragés à produire leurs propres maillages en utilisant les techniques les plus développés. Le comité de DPW a mis en condition que tous les maillages employées pour calculer les données doivent être disponible et publié au site Web de DPW.
- **Analyse statistique rigoureuse :** Une analyse statistique des résultats de CFD est exécutée pour établir des niveaux d'exactitude dans les données à cause de l'importance de cette analyse dans le succès des workshops et en raison de son unicité, par rapport à d'autres études de comparaison de CFD.
- **Présentations de participant :** Des participants qui soumettent les résultats de CFD ont donnés l'occasion de présenter leurs résultats et les techniques de modélisation à l'atelier. le travail intéressant, original et exceptionnel des participants sont souvent invités pour

présenter leurs travaux aux sessions spéciales de DPW pendant la réunion des sciences aérospatiales de l'AIAA tenu annuellement en janvier pour encourager la discussion et l'interaction entre les participants.

### *1-3-1 Le DPW 1 [3] :*

Le premier workshop DPW 1 a été tenu à Anaheim, la Californie en juin 2001 en même temps que la 19ème Conférence d'aérodynamique appliquée de l'AIAA. Environ quarante-cinq personnes étaient de service pour l'atelier pendant deux jours. Un total de 18 participants internationaux employant 14 codes différents ont soumis des données et ont présenté des résultats à l'atelier. Le but de ce DPW est d'encourager la discussion et l'interaction entre les participants.

La géométrie de DPW1 est la configuration d'aile-corps nommée DLR-F4, Cette géométrie représente un avion transsonique moderne de transport (exemple B-737). Les données de soufflerie pour cette géométrie sont disponibles et publiées au site web de l'AIAA; La polaire de trainée est fixée pour un nombre de mach de **0.75** et un nombre de Reynold  **$3 \times 10^6$** .

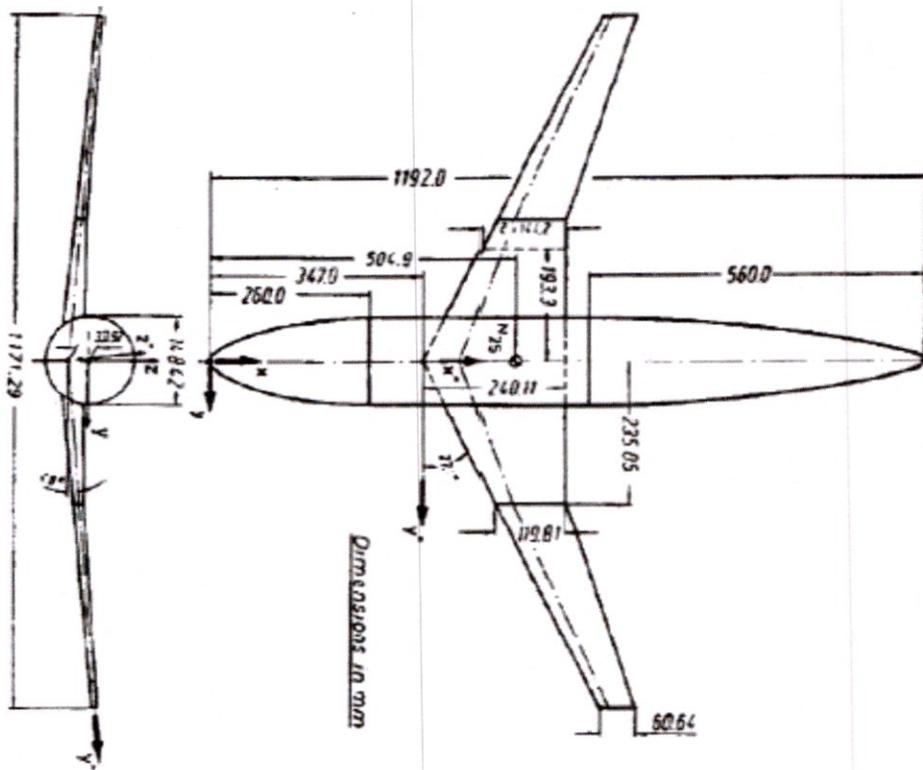


Figure 1-1 : La configuration aile fuselage de DLR-F4

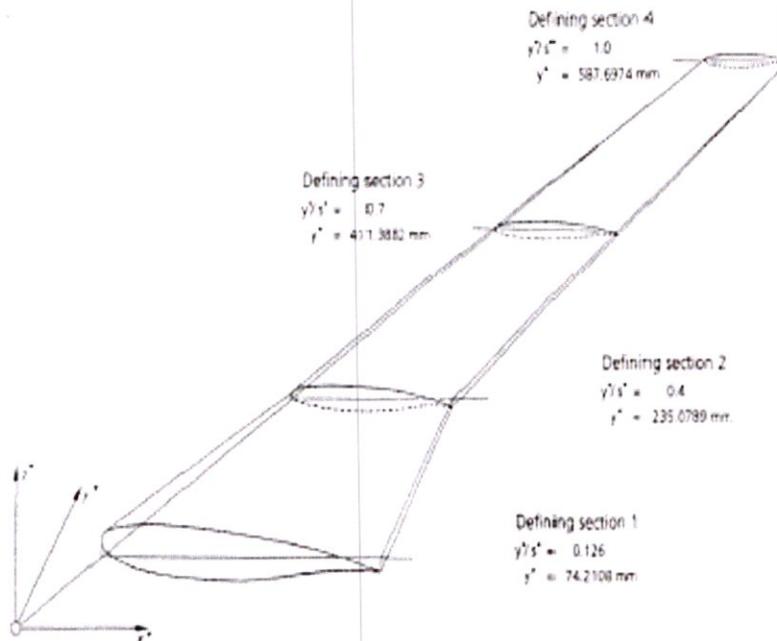


Figure 1-2 : La géométrie de l'aile de DLR-F4

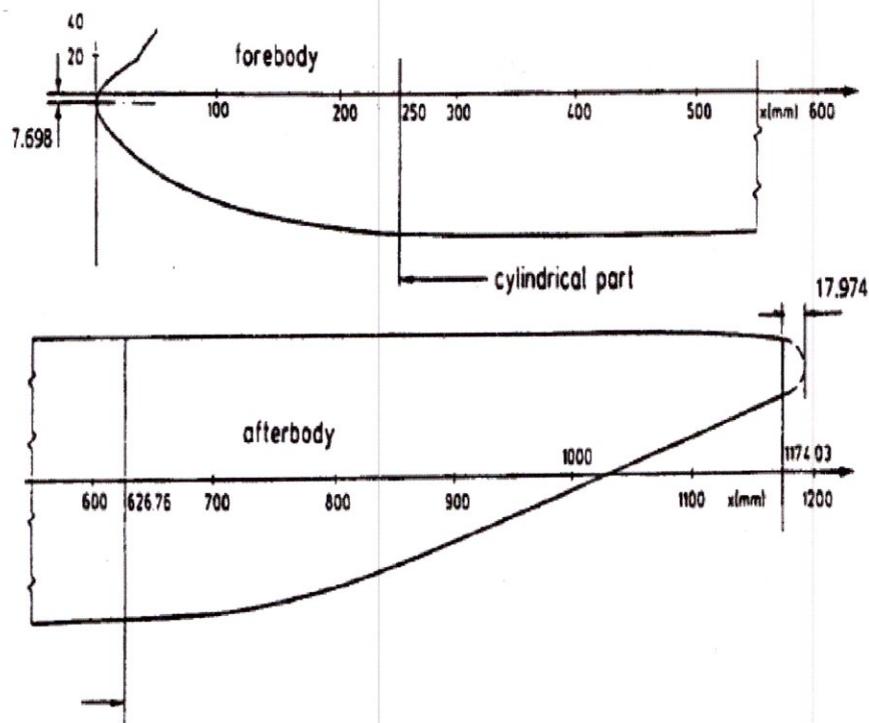


Figure 1-3 : Définition de la géométrie de fuselage de DLR-F4

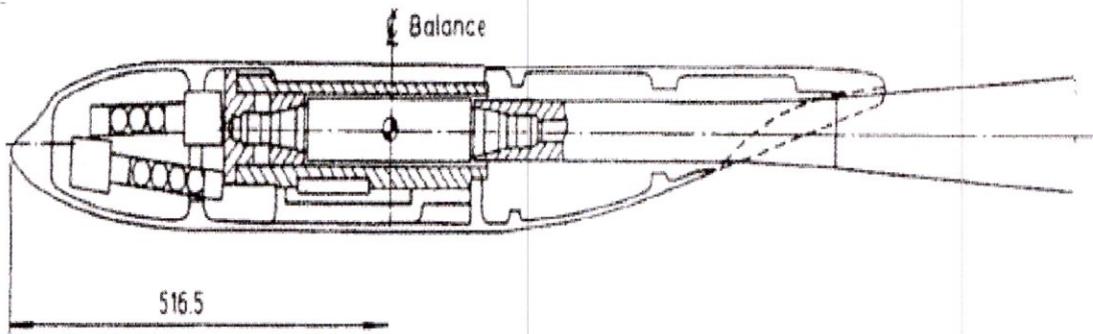


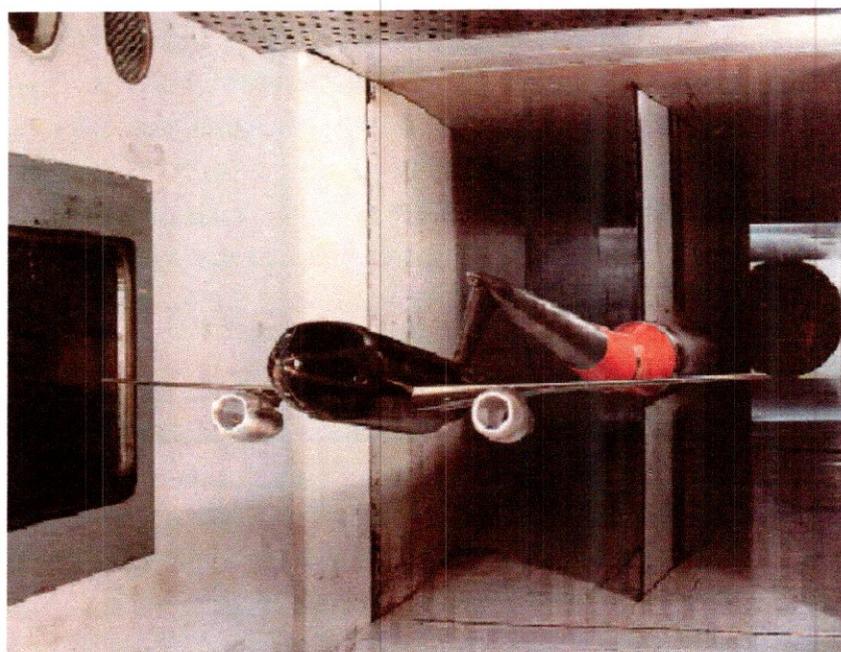
Figure 1-4 : Le modèle de DLR-F4 dans la soufflerie de DRA

Les résultats eus de DPW 1, qui ont été plus tard publiés et discutés au journal d'AIAA des avions, c'était exactement une région séparée d'écoulement qui s'est produite sur l'extrados de l'aile près de l'emplanture aile-fuselage du bord d'attaque. En outre, la prévision finie de la trainée a été due au fait que les calculs de CFD ont été exécutés comme entièrement turbulents,

tandis que la couche limite sur le modèle de soufflerie a eu une série d'écoulement laminaire. En plus, le maillage structurée multi-bloque fournie a eu quelques issues de qualité de maillage qui n'ont pas été découvertes avant qu'il était donnés aux participants de l'atelier.

### *1-3-2 Le DPW 2 :*

Le sujet discuté de DPW2 était sur la configuration aile-fuselage-nacelle nommée DLR-F6, cette géométrie représente un avion transsonique moderne de transport, et que la géométrie et le maillage sont disponibles et publiés au site de l'AIAA [3].



**Figure 1-5 : Modèle de DLR-F6 dans la soufflerie d'ONERA**

### *1-3-3 Le DPW 3 :*

Afin d'essayer d'éliminer la question du décollement de l'écoulement rencontré au deuxième atelier, le comité organisateur de DPW a conçu un capot de carénage pour le DLR-F6 et qui a eu la désignation **FX2**, ce capot a pour but d'éliminé la poche du décollement de l'écoulement produisant sur l'extrados [3].

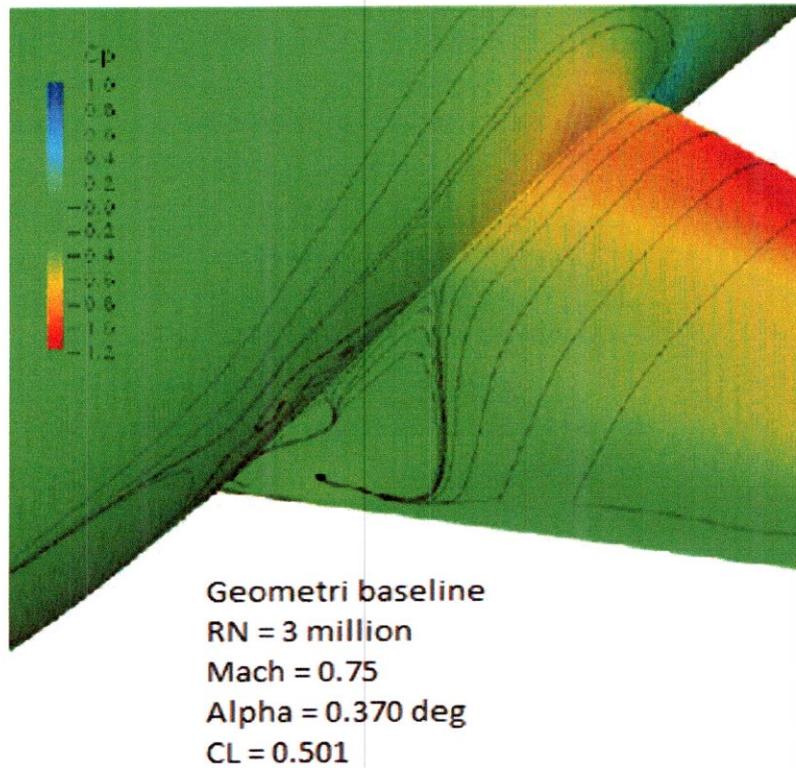


Figure 1-6 : Les lignes de courant de DLR-F6 montrent la région de décollement de l'écoulement

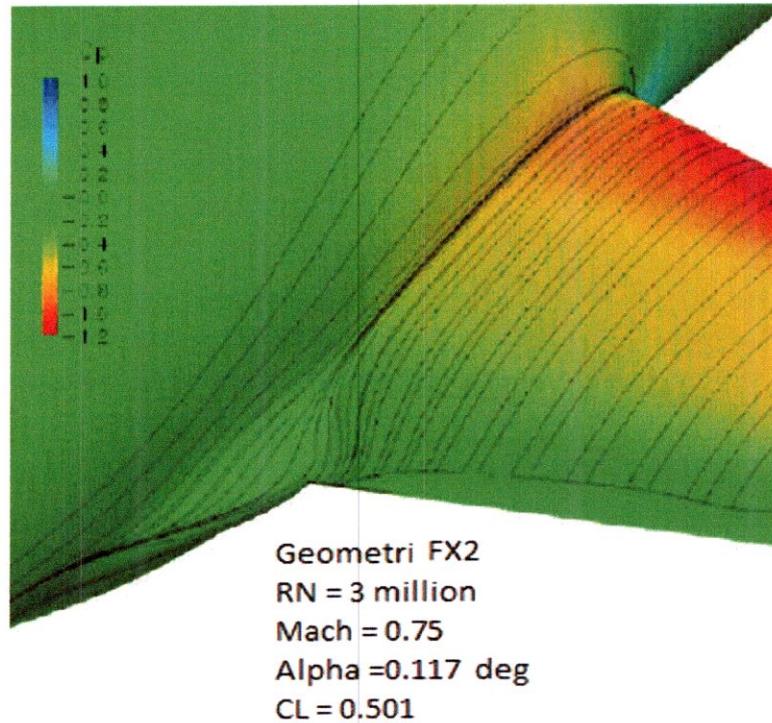


Figure 1-7 : Les lignes de courant de DLR-F6 avec FX2 montrant la région de décollement de l'écoulement

***1-4 conclusion :***

Ces workshops ont permis la découverte de nouvelles méthodes et ont amenés des informations et des documentations très importantes pour l'industrie et comme avantage de plus ils sont été disponibles pour le public intéressés; ils ont démontré aussi que les méthodes courantes de CFD sont insuffisantes pour la prévision des forces et des moments.

***Chapitre 2 :***  
***Introduction à la***  
***CFD***

### 2-1 Introduction à la CFD [4] :

La dynamique des fluides (CFD) est la science qui permet la résolution numérique des équations qui gouvernent les écoulements des fluides en utilisant différentes approximations. 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.

### 2-2 Besoin de la CFD [5] :

En appliquant les théorèmes fondamentales de la dynamique des fluides nous gouvernent l'équation de conservation de la masse qui s'est définie par :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0;$$

Et l'équation de quantité de mouvement qui s'est définie par :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ji}}{\partial x_j};$$

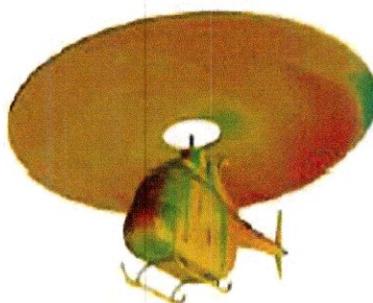
Ces équations avec l'équation de conservation de l'énergie forment un ensemble d'équations différentielles partielles non linéaires couplées. Il n'est pas possible de résoudre ces équations analytiquement pour la plupart des problèmes de technologie.

Cependant, il est possible d'obtenir des solutions approximatives; C'est l'objectif de la dynamique des fluides numérique.

### **2-3 Application de la CFD [4] :**

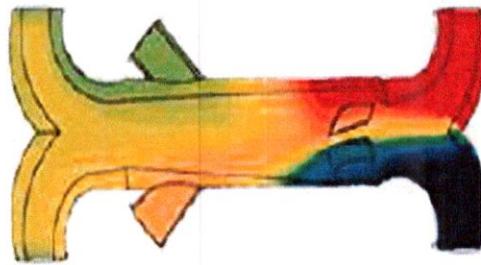
Le CFD est utile dans une large variété d'applications. Les simulations montrées ci-dessous ont été effectuées en utilisant le logiciel FLUENT.

Le CFD peut être employé pour simuler l'écoulement au-dessus d'un véhicule. Comme, il peut être employé pour étudier l'interaction des hélices ou des rotors avec le fuselage d'avions ; la figure suivante montre la prévision du champ de pression induit par l'interaction du rotor avec le fuselage d'hélicoptère dans un vol en translation.



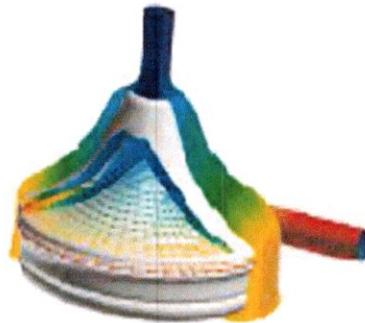
**Figure 2-1 : Simulation d'un hélicoptère par un simulateur de CFD**

La distribution de la température obtenue à partir d'une analyse de CFD dans un canal est montrée ci-dessous. Ce dernier fait partie du système de ventilation de la cabine des passagers sur Boeing 767. L'analyse de CFD a montré l'efficacité d'une conception diverse plus simple sans besoin de faire un essai pratique.



**Figure 2-2 : Simulation du canal de refroidissement de B-767 par un simulateur de CFD**

La technologie biomédicale est un champ rapidement croissant et emploie le CFD pour étudier les systèmes circulatoires et respiratoires. La figure suivante montre des coupes de pression et une vue en coupe qui indique des vecteurs de vitesse dans une pompe de sang qui assume le rôle du cœur dans la chirurgie cardiologique.



**Figure 2-3 : Simulation d'une pompe de sang en utilisant un simulateur de CFD**

Le CFD est attractif à l'industrie puisqu'il est plus rentable que l'essai physique. Cependant, on doit noter que des simulations complexes d'écoulement sont mises à l'échec et il prend beaucoup d'expertise de technologie pour obtenir les solutions validées.

#### **2-4 La stratégie du CFD [5]:**

Généralement, la stratégie du CFD est de remplacer le domaine continu de problème par un domaine discret en utilisant une grille. Dans le domaine continu, chaque variable

d'écoulement est définie à chaque point dans le domaine. Par exemple, la pression  $p$  dans le domaine continu 1D représenté sur la figure ci-dessous serait donnée comme:

$$P = p(x), \quad 0 < x < 1$$

Dans le domaine discret, chaque variable est définie seulement aux points de la grille. Donc, dans le domaine discret montré ci-dessous, la pression serait définie seulement aux points de  $N$  de grille.

### Continuous Domain

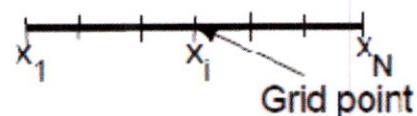
$$0 \leq x \leq 1$$



Coupled PDEs + boundary conditions in continuous variables

### Discrete Domain

$$x = x_1, x_2, \dots, x_N$$



Coupled algebraic eqs. in discrete variables

Dans une solution de CFD, on résoudrait directement pour les variables appropriées d'écoulement seulement aux points de grille. Les valeurs à d'autres endroits sont déterminées en interpolant les valeurs aux points de grille.

Les équations différentielles partielles et les conditions aux limites sont définis en termes de variables continues  $p$ ,  $v$ , etc. On peut rapprocher ces derniers dans le domaine discret en termes de variables discrètes  $p_i$ ,  $v_i$ , etc. Le système discret est un grand ensemble d'équations algébriques couplées dans les variables discrètes.

La figure suivante montre la grille utilisée pour simuler l'écoulement autour d'une aile en utilisant la méthode des volume-fini.

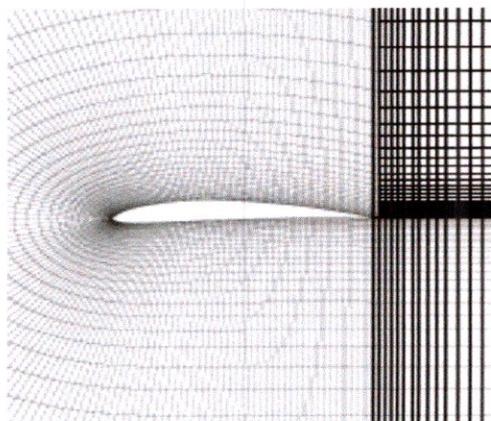


Figure 2-4 : Le maillage utilisé pour simuler l'écoulement autour d'une aile

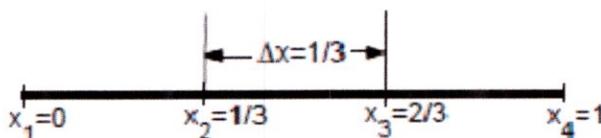
### 2-5 La discrétisation en utilisant la méthode des différences finies [6] :

Pour une explication simple, une illustration de l'idée fondamentale de CFD par l'application dans le domaine 1D.

$$du/dx + u^m = 0; \quad 0 \leq x \leq 1; \quad u(0) = 1 \quad (1)$$

Premièrement on va considérer la case  $m = 1$  quand l'équation est linéaire. Ensuite on prend  $m = 2$  quand l'équation est non linéaire.

On dérive l'équation avec  $m = 1$  dans la grille suivante :



Cette grille a quatre points de grille équidistants avec  $\Delta x$  étant l'espacement entre les points successifs. Puisque l'équation de gouvernement est valide à n'importe quel point de grille, nous avons,

$$(du/dx)_i + u_i = 0 \quad (2)$$

Où l'indice  $i$  représente la valeur au point  $x_i$ ; Afin d'obtenir une expression pour  $(du/dx)_i$  en termes de  $u$  aux points de grille, par développement en série de Taylor :

$$u_{i-1} = u_i - \Delta x (du/dx)_i + O(\Delta x^2) \quad (3)$$

Et réarrangerons cette équation :

$$(du/dx)_i = (u_i - u_{i-1}) / \Delta x + O(\Delta x^2) \quad (4)$$

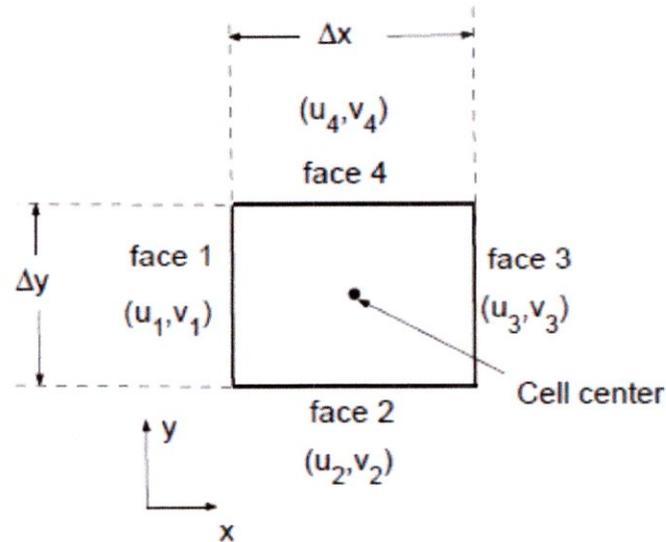
L'erreur dans  $(du/dx)_i$  due aux termes négligés dans la série de Taylor s'appelle l'erreur de troncature. Et que l'erreur de troncature ci-dessus est  $O(\Delta x)$ .

### ***2-6 Discrétisation suivant la méthode des volumes Finis :***

La grille d'aile montrée précédemment se compose des quadrilatérales. Dans la méthode de volume -fini, un tel quadrilatérale désigné généralement sous le nom d'une « cellule » et d'un point de grille comme « nœud ». Dans le 2D, on a pu également avoir les cellules triangulaires. Dans 3D, les cellules sont habituellement des hexaédrales, des tétraédrales, ou des prismes. Dans l'approche de volume- fini, la forme intégrale des équations de conservation sont appliquées au volume de contrôle défini par une cellule pour obtenir les équations discrètes de la cellule. La forme intégrale de l'équation de continuité pour un écoulement stationnaire et incompressible est:

$$\int_s \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \, ds = 0 \quad (5)$$

L'intégration surfacique du volume de contrôle et que  $\mathbf{n}$  est la normale extérieure à la surface. Physiquement, cette équation signifie que le débit net dans le volume de contrôle est zéro, Considérons la cellule rectangulaire ci-dessous.



La vitesse à la face  $i$  est prise pour être:

$$\vec{V}_i = u_i \hat{i} + v_i \hat{j}$$

L'application de l'équation de conservation de la masse (5) au volume de contrôle défini par la cellule donne:

$$- u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_4 \Delta x = 0$$

C'est la forme discrète de l'équation de continuité de la cellule. Ainsi elle s'assure que la masse net de l'écoulement dans la cellule est zéro c-à-d. cette masse est conservé pour la cellule. Habituellement, bien que pas toujours, les valeurs aux centres de cellules soient résolues pour inverser le système discret. Les valeurs nominales  $u_1$ ,  $v_2$ , etc. sont obtenues en interpolant convenablement les valeurs de cellule-centre aux cellules adjacentes.

Quand on est utilisateur de FLUENT, il est utile de se rappeler que le code trouve une solution telle que la masse, le moment, l'énergie et d'autres quantités appropriées sont conservés pour chaque cellule. En outre, le code résout directement pour des valeurs des variables d'écoulement aux centres de cellules ; des valeurs à d'autres endroits sont obtenues par interpolation appropriée [6].

### **2-7 Application des conditions aux limites pour un system discret [6]:**

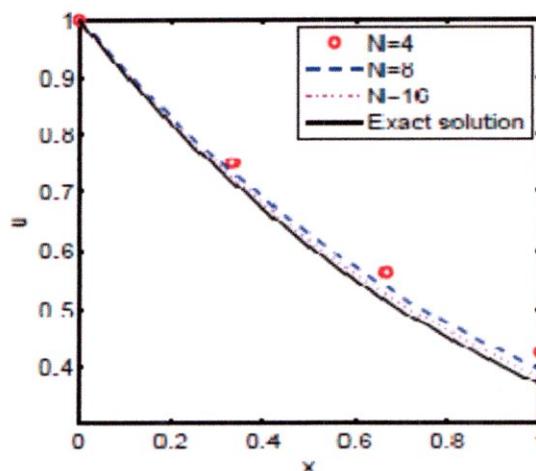
Généralement, on appliquerait les équations discrètes aux points de grille (ou des cellules dans la méthode de volume-fini) à l'intérieur du domaine ; Pour des points de grille (ou des cellules) ou près des conditions aux limites, on appliquerait une combinaison des équations et des conditions aux limites discrètes.

FLUENT, comme d'autres codes commerciaux de CFD, offre une multitude de conditions aux limites telles que velocity inlet, pressure inlet, pressure outlet, etc. Il est très important que nous spécifions les conditions de limites appropriés afin d'avoir un problème bien défini. En outre, il faut bien comprendre que signifie la condition qu'on va choisir avant de l'utiliser, car elle peut nous donner un résultat totalement faux.

### **3-8 La convergence [7]:**

Tout en développant l'approximation de différence-finie pour l'exemple 1D, nous avons vu que l'erreur de troncation dans notre système discret est  $O(\Delta x)$ . le nombre de points de grille augmente et  $\Delta x$  diminue, l'erreur dans la solution numérique diminuerait et l'accord entre les solutions numériques et exactes irait mieux.

Considérons l'effet d'augmenter le nombre de points de grille  $N$  sur la solution numérique du problème 1D. Nous considérerons  $N = 8$  et  $N = 16$  en plus du  $N = 4$  le cas résolu précédemment; Le système discret a été résolu en utilisant MATLAB. La figure suivante compare les résultats obtenus sur les trois grilles à la solution exacte. Comme prévu, l'erreur numérique diminue à mesure que le nombre de points de grille s'est augmenté.



**Figure 2-5 : Comparaison des résultats de simulation avec l'expérimentales**

Quand les solutions numériques obtenues sur différentes grilles sont proches et qui sont sur un niveau de tolérance spécifique par l'utilisateur, elles sont mentionnées comme « le maillage a convergé ». Le concept de la convergence de maillage s'applique à l'approche de volume-fini quand la solution numérique est correcte. Ne jamais faire confiance à une solution de CFD à moins que vous vous soyez convaincu que la solution de maillage a convergé à un niveau d'acceptation de tolérance (ce qui serait problème dépendant).

### **2-9 Convergences itératives:**

Les itérations servent pratiquement à résoudre les équations non linéaires. Dans des problèmes réguliers, une stratégie commune et efficace utilisée en codes de CFD est de résoudre la forme instable des équations fondamentales de la mécanique des fluides jusqu'à ce que la solution converge à une valeur régulière. Dans ce cas-ci, chaque étape est une itération. On peut définir le résiduel  $R$  comme une valeur infiniment petite, c'est la valeur moyenne de  $u$  dans le domaine.

$$R \equiv \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (u_i - u_{gr})^2}{N}}$$

Dans le code FLUENT, les résiduels sont calculés pour chaque équation de conservation. Une équation discrète de conservation à n'importe quelle cellule peut être écrite sous la forme  $LHS = 0$ . Pour n'importe quelle itération, une fois la solution courante est employée pour calculer le LHS, elle ne sera pas exactement égale à zéro, avec la déviation de zéro étant une mesure de savoir de combien de on est proche de la convergence. FLUENT calcule le résiduel comme étant la valeur absolue du LHS pour toutes les cellules.

Le critère de convergence est un problème dépendant. De préférence commencer les valeurs données par défaut dans le code [7].

### **2-10 Stabilité numérique [8] :**

Dans notre exemple 1D précédent, les itérations ont convergé très rapidement avec la chute résiduelle au-dessous du critère de convergence de  $10^{-9}$  dans juste 6 itérations; Dans des problèmes plus complexes, les itérations convergent plus lentement et parfois, peut même diverger. On faudrait savoir a priori les conditions dans lesquelles un schéma numérique donne la convergence. Ceci est déterminé en exécutant une analyse de stabilité au schéma. Une méthode numérique est stable quand le processus itératif converge et elle est instable quand elle diverge. Il n'est pas possible d'effectuer une analyse de stabilité exacte pour les équations d'Euler ou de Navier-stokes. Une stratégie commune utilisée en codes de CFD pour des problèmes réguliers est de résoudre les équations instables et de faire marcher la solution à temps jusqu'à ce qu'elle converge à un équilibre; Une analyse de stabilité est habituellement exécutée en parallèle.

### **2-11 Modèle de turbulence [9]:**

Il y a deux cas d'écoulements radicalement différents : écoulement laminaire et écoulement turbulent. Les écoulements laminaires sont caractérisés par une variation légère au champ de vitesse dans l'espace et dans le temps. Ces écoulements surgissent quand la viscosité est suffisamment grande pour amortir toutes les perturbations à l'écoulement qui

peut se produire en raison des imperfections de frontière ou d'autres irrégularités. Ces écoulements se produisent à faibles nombre de Reynolds ( $<5000$ ). En revanche, des écoulements turbulents sont caractérisés par de grands nombre de Reynolds ( $>5000$ ).

## **2-12 Modélisation en CFD [10]:**

### **1. Identification de problème**

- ❖ Définition de buts de modélisation
- ❖ Identification du domaine de modélisation;

### **2. Post-traitement et exécution du solveur**

- ❖ Créer un modèle plein (solide) pour représenter le domaine ;
- ❖ Concevoir et créer le maillage (la grille) ;
- ❖ Identification des propriétés physique (modèles physiques, propriété matérielles, propriétés de domaine, conditions aux limites,...) ;
- ❖ Définition des paramètres du solveur (atteindre la convergence,...);
- ❖ Calcule de la solution;

### **3. Post-traitement**

- ❖ Examiner les résultats ;
- ❖ Comparer avec l'expérimentales (soufflerie).

#### **2-12-1 définition de but de modélisation [10]:**

- Quels résultats on cherche (c.-à-d. chute de pression, taux d'écoulement de la masse, et comment ils seront employés ?)
- Quelles sont nos options de modélisation ?
- Quels modèles physiques devront être inclus dans notre analyse (c.-à-d. turbulence, compressibilité, rayonnement) ?
- Quelles prétentions de simplification devons-nous faire ?

- Quelles prétentions de simplification pouvons-nous faire (c.-à-d. symétrie, périodicité)
- Avons-nous besoin des possibilités de modélisation uniques ? FLUENT ou d'utilisateur de Fortran dans CFX
- Quel degré d'exactitude est exigé ?
- À quelle rapidité avons-nous besoin des résultats ?
- Le CFD est-il un outil approprié?

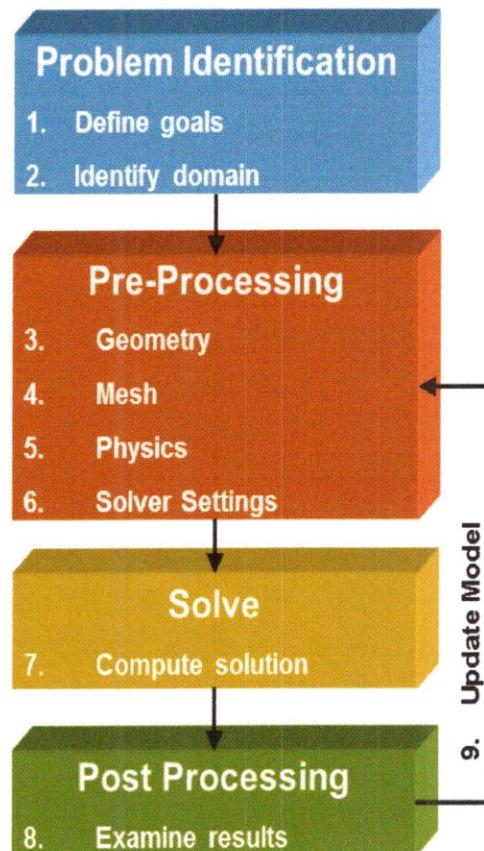


Figure 2-6 : Schéma explicatif de la modélisation en CFD

#### 2-12-2 Identification du modèle de simulation [10]:

- Comment isolerons-nous un morceau du système physique complet ?
- Où le domaine informatique commencera et finira?
- Avons-nous l'information des conditions aux limites ?

- quel types de conditions aux limites peuvent-ils être adapter à cette information ?
- Pouvons-nous prolonger le domaine à un point où les données raisonnables existent?
- Peuvent-elles être simplifiées ou rapprochées comme un problème 2D axisymétrique ?



Figure 2-7 : Maillage et simulation en CFD

### 2-12-3 Créer un modèle solide [10]:

#### Post-traitement:

- Geometries
- Maillage
- Physique
- Paramètre de solveur
- Comment obtiendrons-nous un modèle solide?
  - Se servir des modèles existants de CAO ?
  - Extraire la région liquide à partir d'un solide?
  - Créer à partir de zéro ?
- Pouvons-nous simplifier la géométrie ?
  - Enlever les dispositifs inutiles qui compliqueraient le maillage (des filets, des boulons...)?

- Se servir de la symétrie ou de la périodicité ?
- Les conditions aux limites sont-ils symétriques/périodiques ?

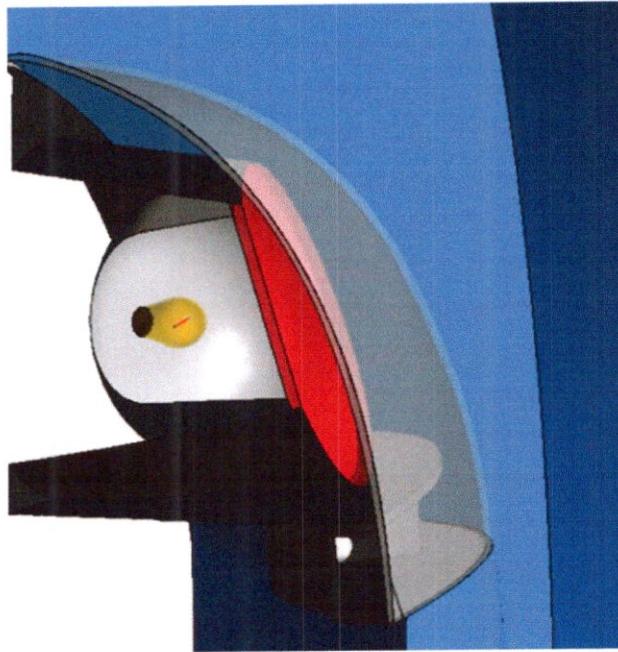


Figure 2-8 : Modèle solide d'une assemblée de phare

#### 2-12-4 Concevoir et créer le maillage [10]:

##### Post-traitement:

- La géométrie
- Maillage
- Physique
- Paramètre du solveur

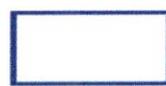
Une maille divise une géométrie en beaucoup d'éléments. Ceux-ci sont employés par le solveur de CFD pour construire des volumes de contrôles ;

- Quel degré de résolution de maille est exigé dans chaque domaine ?
- La maille doit résoudre les dispositifs géométriques d'intérêt et capturer des gradients de souci, par exemple vitesse, pression, gradients de température
- Pouvons-nous prévoir des régions des gradients élevés ?

- Emploierons-nous l'adaptation pour ajouter la résolution ?
- Quel type de maillage les plus appropriés ?
- Combien la géométrie est-elle complexe?
- Pouvons-nous employer une maille hexa/quadruple ou maille tri/tet ou d'hybride ?
- Est-ce que des interfaces non conformes sont nécessaires ?
- Avons-nous les ressources d'informatiques suffisantes ?
- Combien de cellules ou de nœuds sont exigés ?
- Combien de modèles physiques seront employés ?



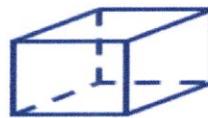
Triangle



Quadrilateral



Tetrahedron



Hexahedron



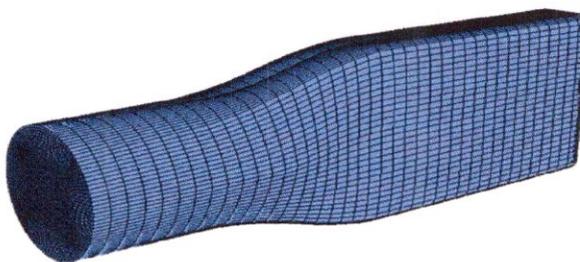
Pyramid



Prism/Wedge

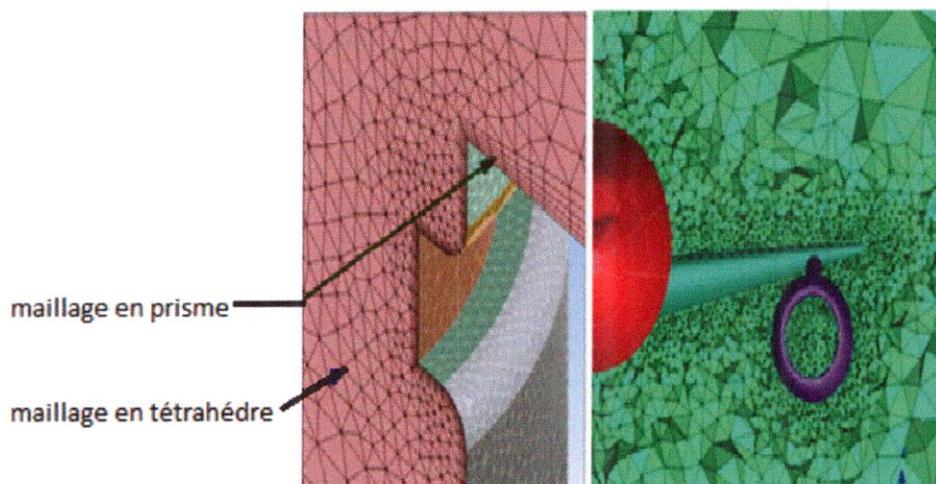
**a- Les mailles Tri/Tet et les mailles Hexa/ quadruple :**

- Pour les géométries courbées, les mailles hexa / quadruple peut fournir des solutions de haute qualité, avec moins de nœuds qu'une maille tri/tet
- Le quadruple / mailles Hexa montre la diffusion numérique réduite quand la maille est alignée avec l'écoulement.
- Elle exige plus d'effort pour faire le maillage en quadruple ou hexa



**Figure 2-9 : Exemple d'un maillage en hexa**

- Pour les géométries complexes, le maillage en quadruple / hexa ne montre aucun avantage numérique, et le contraire avec une maille tri/tet ou en maillage d'hybride
  - L'écoulement n'est pas généralement aligné avec la maille
  - Se produire vite
- Les mailles hybrides combinent typiquement les éléments tri/tet avec d'autres éléments dans des régions choisies
  - Par exemple, employer l'élément de prisme pour résoudre les couches limites.
  - Plus efficace et précis que le maillage seul en tri / tet.

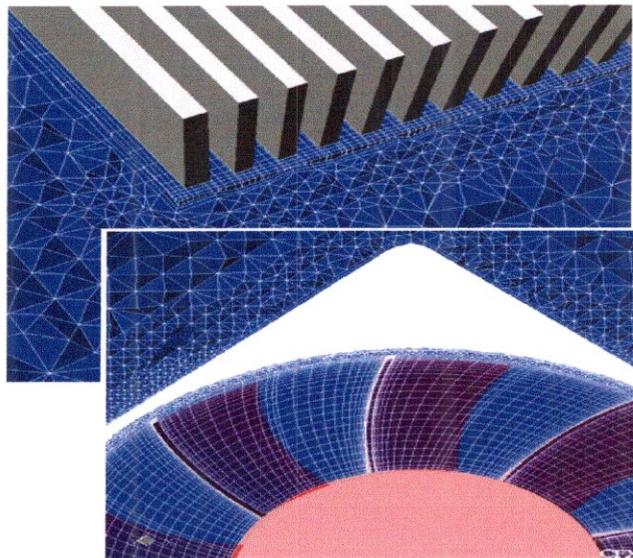


**Figure 2-10 : Maillage en prisme et en tétraèdre**

**b- Maillage multizones (ou hybride):**

Une maille multizone ou hybride emploie différentes méthodes de maillage dans différentes régions, Par exemple,

- Maille Hex pour le ventilateur et le radiateur
- Maille Tet de prisme ailleurs
- Les mailles multizones rapportent une bonne combinaison d'exactitude, de temps efficace de calcul et d'effort de maillage.
- Quand les nœuds ne s'assortissent pas à travers les régions, une interface non conforme peut être employée.

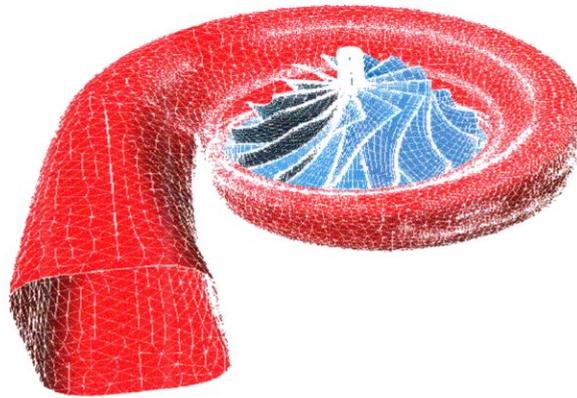


**Figure 2-11 : Maillage multizones (hybride)**

**c- Maillage non-conforme :**

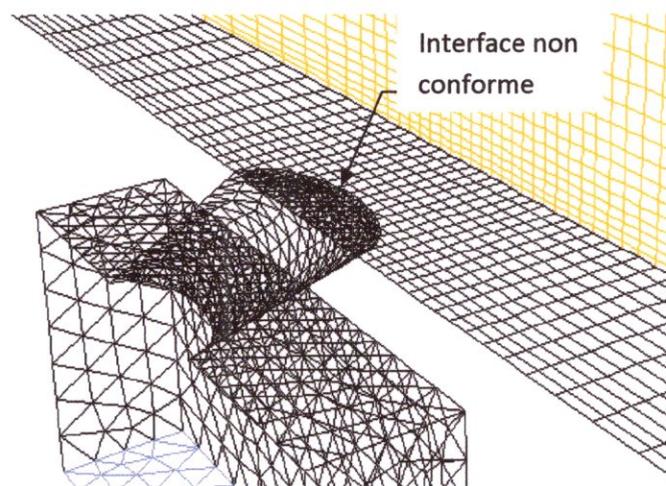
Les mailles non conforme sont utiles pour mailler des géométries complexes ;

- mailler chaque partie puis joindre l'ensemble
- Des interfaces non conformes sont également employées dans d'autres situations
  - Changer les armatures (frame) de référence
  - Applications de maillage mobile (maillage dynamique)



**Figure 2-12 : Maillage non conforme du compresseur et rouleau**

Le compresseur et le rouleau sont joints par une interface non conforme sert à lier les mailles tet et hexa et permet également un changement d'armature de référence.



**Figure 2-13 : Maillage tétraédrales et hexaédrales pour la simulation du refroidissement par film 3D**

#### **2-12-5 Paramètre du solveur [10]:**

##### **Post-raitement**

3. La géométrie
4. Maillage
5. Physique
6. Parameter du solveur

Pour un problème donné, on est besoin de :

- Définir les propriétés matérielles de
  - Fluide
  - solide
  - Mélange
- Choisir les modèles physiques appropriés
- Turbulence, combustion, multiphase, etc.
- Prescrire les conditions de fonctionnement
- Prescrire les conditions aux limites de toutes les interfaces
- Fournir les valeurs initiales ou une solution précédente
- Introduire les paramètres du solveur
- Introduire les paramètres de convergence

#### **2-12-6 Calcule de la solution [11]:**

Les équations discrétisées de conservation sont résolues itérativement jusqu'à la convergence.

- La convergence est atteinte quand :
  - Les variables de changements en solution d'une itération et celle qui suit sont négligeable
  - Les résiduels fournissent un mécanisme pour aider et surveiller cette tendance.
  - La conservation globale de propriété est réalisée
    - Les déséquilibres mesurent la conservation globale.
    - Surveiller les quantités de voie de points d'intérêt (**Monitor points track quantities of interest**).
- L'exactitude de la solution convergée dépend de :
  1. La Convenance et l'exactitude des modèles physiques.

2. L'indépendance et la résolution de maillage
3. L'erreurs numériques

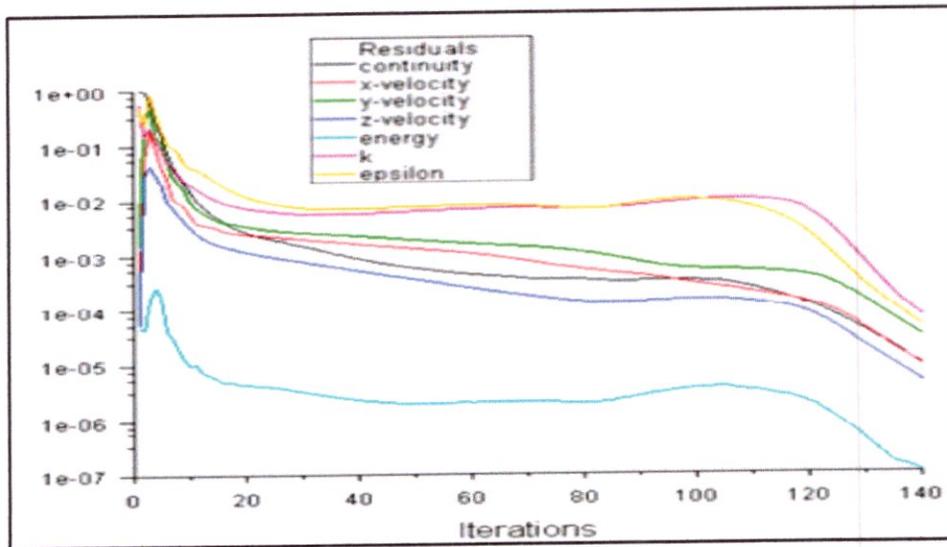


Figure 2-14 : Une solution convergée sur un problème bien-posé fournira des résultats utiles

#### 2-12-7 Examiner les résultats [11]:

Post-traitement

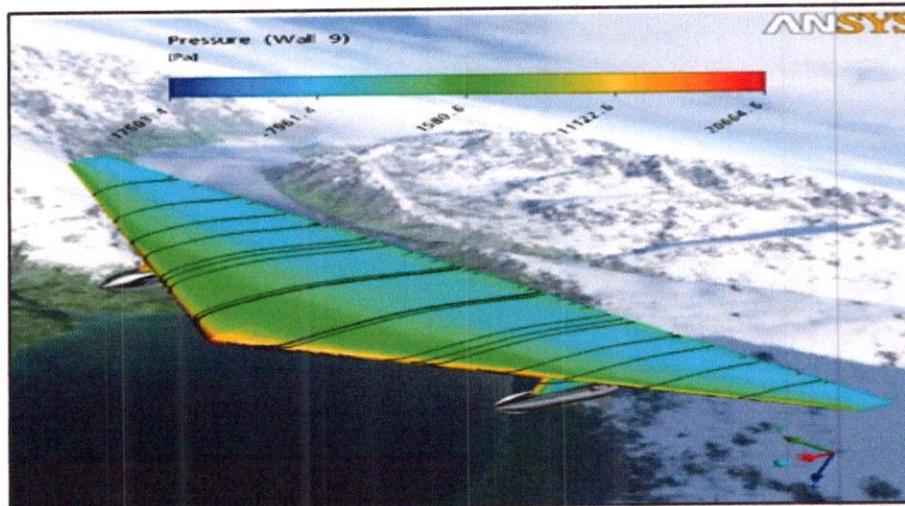
9.Update model

8. Examiner les résultats

Examiner les résultats pour revoir la solution et extraire des données utiles

- Des outils de visualisation peuvent être utilisés pour répondre à des questions telles que :
  - Quelle est la configuration d'écoulement globale ?
  - Y a-t-il de séparation ?
  - Où sont les chocs, les couches de cisaillement, etc. forment-ils ?
  - des dispositifs principaux d'écoulement sont étés résolues ?
- Des outils numériques peuvent être utilisés pour calculer des résultats quantitatifs :
  - Forces et moments
  - Coefficients de transmission de chaleur moyens

## – Quantités intégrante de surface et de volume



**Figure 2-15 : La simulation en CFD**

Examiner les résultats pour assurer la conservation de propriété et pour corriger le comportement physique. Une mauvaise qualité de cellules peuvent causés des résiduels élevés.

**2-12-8 Les révisions au modèle [11]:**

- Les modèles physiques sont-ils appropriés ?
  - L'écoulement est-il turbulent ?
  - L'écoulement est-il instable ?
  - Y a-t-il des effets de compressibilité ?
  - Y a-t-il des effets 3D ?
- Les conditions aux limites sont-ils corrects ?
  - Le volume de contrôle est-il assez grand ?
  - Les valeurs limites sont-elles raisonnables ?
- La maille est-elle proportionnée ?
  - La maille peut-elle être raffinée pour améliorer des résultats ?
  - La solution change-t-elle de manière significative avec une maille de raffinement, ou la maille de solution indépendante ?

- La résolution de maillage de la géométrie doit être améliorée ?

### **2-13 Les Modèles disponibles dans FLUENT [9]:**

- Ecoulement des fluides et transfert de chaleur
  - Conservation de masse, continuité, équations d'énergie
  - Rayonnement
- Turbulence
  - modèles RANS-basés (Spalart-Allmaras,  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ , effort de Reynolds)
  - simulation de Grand-remous (LES) et simulation isolée de remous (DES)
- Transport d'espèces
  - Chimie de taux d'Arrhenius fini (Arrhenius finite-rate chemistry)
  - Chimie rapide turbulente
    - Dissipation de remous, non-prémélangée, prémélangé partiellement, pré-mélangé
  - Chimie turbulente de taux-fini (Turbulent finite-rate chemistry)
  - Réactions extérieures
- Écoulements multiphasés [11]:
  - Modèle discret de phase (DPM)
  - Volume du modèle (VOF) liquide pour fluides non-miscibles
  - Mélanges
  - Liquide/solide et changement de phase dans les cavitations
- Déplacement et déformation de maillage
  - Zones mobiles
    - Armatures de référence simple et multiple (MRF)
    - Modèle de mélange en 2D

- Glissement de maillage
- Déplacement et déformation de maillage dynamique

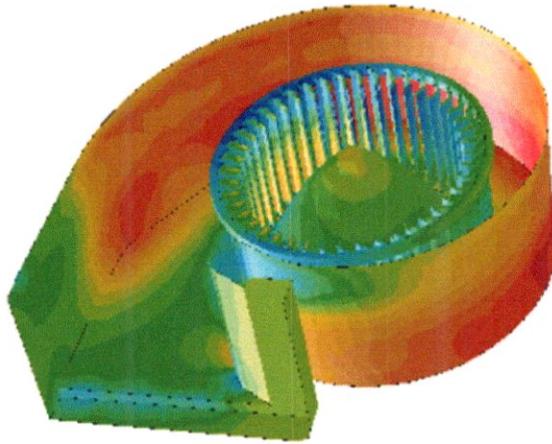
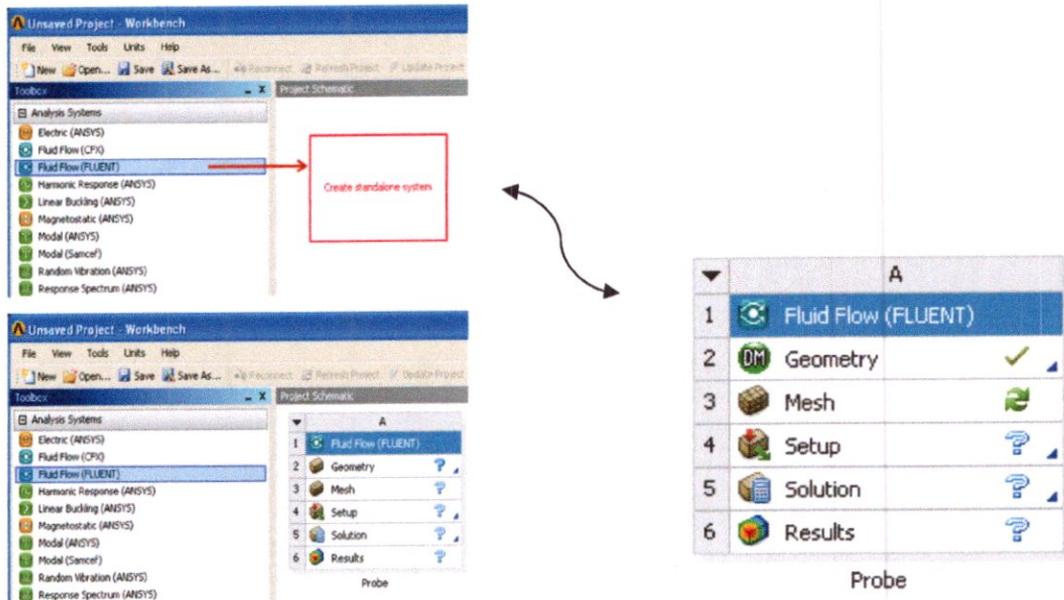


Figure 2-16 : Contour de pression autour d'un ventilateur

### 2-14 FLUENT CFD Workflow sous Workbench d'ANSYS [12]:

- Mettre en marche Workbench d'ANSYS
- Choisir l'icône fluid flow dans le toolbox
- Cliquer au bouton droit sur Mesh cell et sélectionner Edit
  - importer le fichier géométrie (modèle de CAO ou dossier de Design Modeler .agdb)
- Nous pouvons également lier la simulation FLUENT à une session existante de Design Modeler ou de CFX.



**Figure 2-17 : Génération de maillage dans le code de CFD**

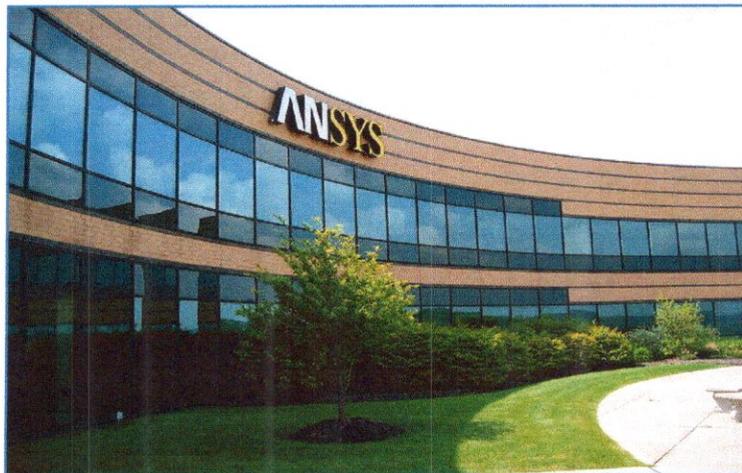
### 2-15 Conclusion :

Ce chapitre était une introduction sur la science numérique des fluides qui permet la résolution de différents problèmes rencontrés dans plusieurs domaines dans l'industrie des avions, des automobiles, etc. comme elle peut être aussi utile pour le secteur médical.

***Chapitre 3 :***  
***Généralité sur***  
***Ansys et Fluent***

### **3-1 Description de la société ANSYS et ses sous logiciels intégrés [12] :**

**ANSYS, Inc.** est un éditeur de logiciels spécialisé en simulation numérique. L'entreprise a son siège à Canonsburg en Pennsylvanie aux États-Unis. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles préalablement discrétisés.



**Figure 3-1: Siège de la société ANSYS**

### **3-2 ANSYS Workbench :**

Cette plate-forme propose une approche différente dans la construction d'un modèle en réutilisant le code ANSYS initial. Elle est particulièrement adaptée au traitement de géométrie complexe (nombreux corps de pièces) et aux utilisateurs non confirmés dans le domaine du calcul. Dans cet environnement, l'utilisateur travaille essentiellement sur une géométrie et non plus sur le modèle lui-même. La plate-forme est donc chargée de convertir les requêtes entrées par l'utilisateur en code ANSYS avant de lancer la résolution. Le modèle éléments finis généré reste néanmoins manipulable en insérant des commandes propres au code ANSYS [12].

### **3-3 FLUENT :**

Ce logiciel est un solveur qui était édité par ANSYS en février 2006, il ne comporte pas de meilleur, le maillage doit être réalisé avec un logiciel de maillage, **Gambit** par exemple, qui est une filiale de Fluent et également édité par ANSYS. Le paramétrage du modèle se fait par une interface graphique. Il dispose d'une interface de scripts pour automatiser les processus de calcul. L'un des intérêts de ce logiciel de simulation généraliste, est qu'il dispose d'un nombre relativement important de modèles, pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, KE, Kw, SA, Reynolds stress...), combustion (pré-mélangé et non pré-mélangé), transport de particules, écoulements en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage, entre autres. Les schémas numériques temporels et spatiaux peuvent être modifiés pour améliorer la convergence. Fluent est parallélisé et permet de tirer partie de systèmes multiprocesseurs aussi bien au sein d'une seule machine qu'en réseau (cluster, dualcore, plate-forme multi-CPU) [12].

### **3-4 Gambit [12] :**

L'éditeur historique de ce logiciel était la société Fluent, Ce mailleur permet de créer sa propre géométrie, ou d'importer celle-ci depuis un fichier CAO. Il assure également le maillage automatique de surfaces et de volumes en parallèle de l'introduction de conditions aux limites.

### **3-5 Définition et caractéristique du maillage [4] :**

Un maillage est la discrétisation spatiale d'un milieu continu, ou aussi, une modélisation géométrique d'un domaine par des éléments proportionnés finis et bien définis. L'objet d'un maillage est de procéder à une simplification d'un système par un modèle

représentant ce système et, éventuellement, son environnement (le milieu), dans l'optique de simulations de calculs ou de représentations graphiques.

Un maillage est défini par :

- son repère
- les points constituant, qui sont caractérisés par leurs coordonnées
- les cellules, constituant des polytopes reliant ces N points

Et peut-être caractérisés notamment par :

- sa dimension : typiquement 2D ou 3D
- son volume (dimension totale couverte)
- sa finesse : surface ou volume moyen des cellules composant le maillage
- la géométrie des cellules : en 2D : triangles, polygones, carrés, etc.,  
en 3D polyèdres, parallélépipèdes, cubes

### **3-6 Types de maillage [12] :**

#### **a- Maillage structuré :**

Un maillage structuré est un maillage qui peut être généré en reproduisant plusieurs fois une maille élémentaire. Dans ce type de maillage, tout nœud peut être repéré par un double et ou triplet  $(i,j,k)$ .

En 2D un nœud  $(i, j)$  a quatre voisins  $(i\pm 1, j)$  et  $(i, j\pm 1)$ , et appartient à quatre mailles.

En 3D un nœud  $(i,j,k)$  a six voisins  $(i\pm 1, j, k)$ ,  $(i, j\pm 1, k)$  et  $(i, j, k\pm 1)$ , et appartient à huit mailles.

**Avantage :**

- Bon contrôle de l'épaisseur des mailles (au voisinage des parois à courbure régulière)
- Facilité pour mailler des géométries très allongées (nombre de points dans une direction privilégiée)

**Inconvénients :**

- Limitation d'emploi aux domaines descriptibles par un quadrilatère (2D) et un hexaèdre (3D).
- Pas de possibilité de raffiner le maillage sans en augmenter la taille.

**b- Maillage non structuré :**

En 2d, c'est un maillage dont les éléments sont des triangles ou des quadrilatères assemblés de manière quelconque. La topologie est complètement arbitraire.

En 3D, si l'on considère des éléments d'ordre 1, il s'agit de tétraèdres, de prismes, d'hexaèdres et de pyramides.

**Avantage :**

- Création de maillages triangulaires ou tétraédriques dans des géométries quelconques
- Economie de points par rapport aux maillages structurés

**Inconvénients :**

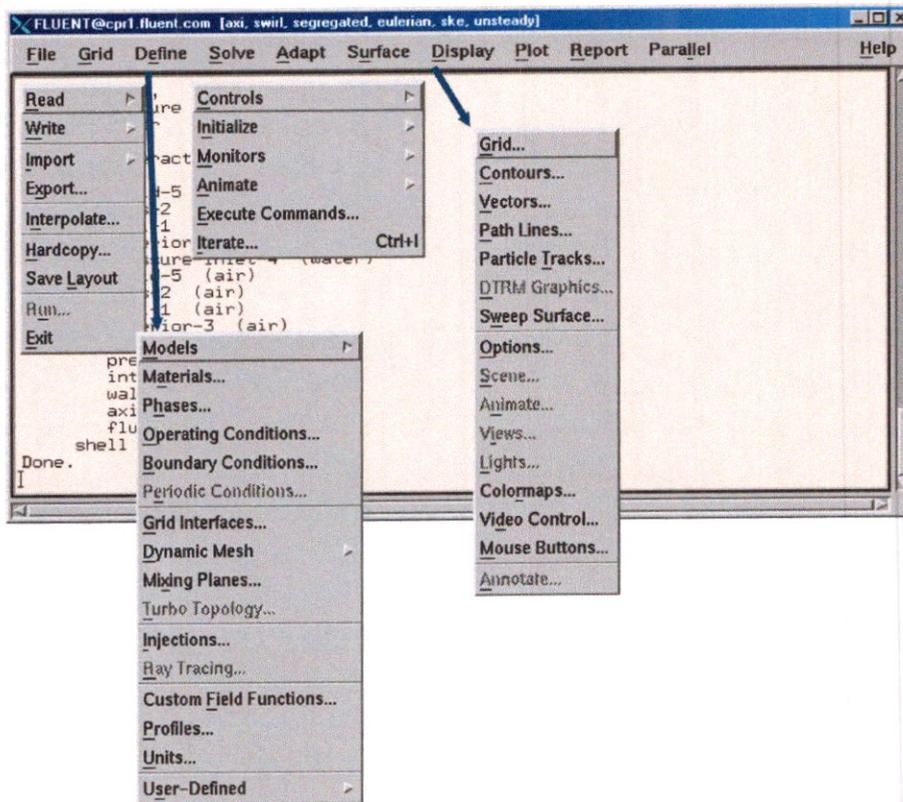
- Parfois il y a des difficultés pour contrôler la densité des points dans une zone précise
- Contrainte de stockage (structure de données).

Il existe aussi des maillages hybrides qui tentent de tirer profit des deux types précédents

### 3-7 Bases du solveur de fluent [9] :

#### ❖ Résolution:

#### ➤ Solveur:



➤ Le menu est tel que les opérations se font de gauche à droite.

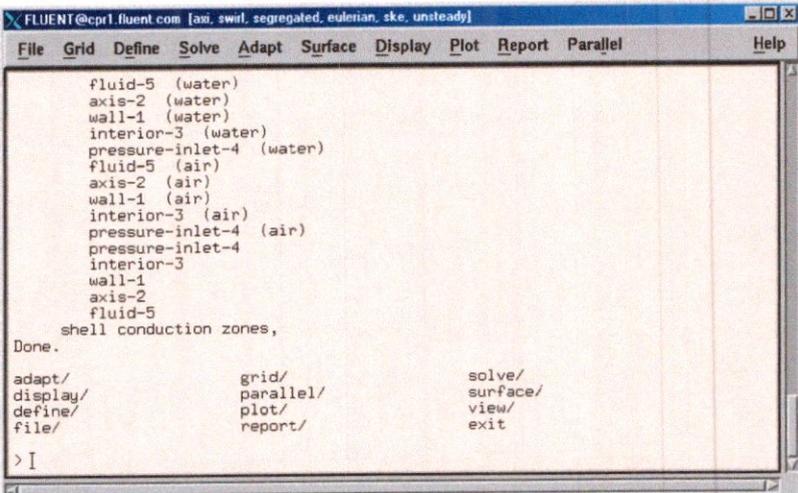
- Importer et dimensionner maillage.
- Sélection des modèles physiques.
  - Définir les propriétés des matériaux.
  - Définir les conditions de calcul.
  - Définir les conditions aux limites.

- Fournir une solution initiale.
- Régler les paramètres du solveur.
- Régler les moniteurs de convergence.
- Calculer et surveiller la solution

❖ **Post-traitement :**

- Interaction avec le solveur
- Analyses

✓ **Données du solveur**



```
FLUENT@cpr1.fluent.com [asi, swirl, segregated, eulerian, ske, 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
> I
```

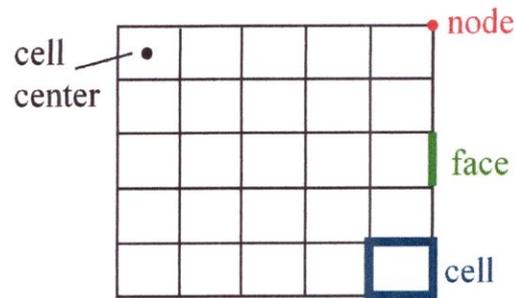
➤ Les commandes graphiques (GUI) ont un équivalent texte (TUI).

- Des commandes avancées sont uniquement valables en TUI.
- ‘Entrée’ montre les commandes TUI au niveau courant.

➤ Possibilité d’écrire un journal.

✓ *Composants du maillage :*

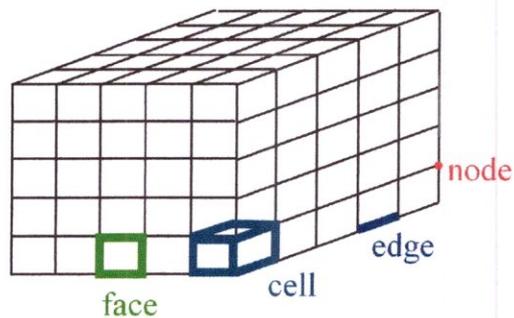
- Les composants sont définis dans un préprocesseur.



**Figure 3-2: 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.



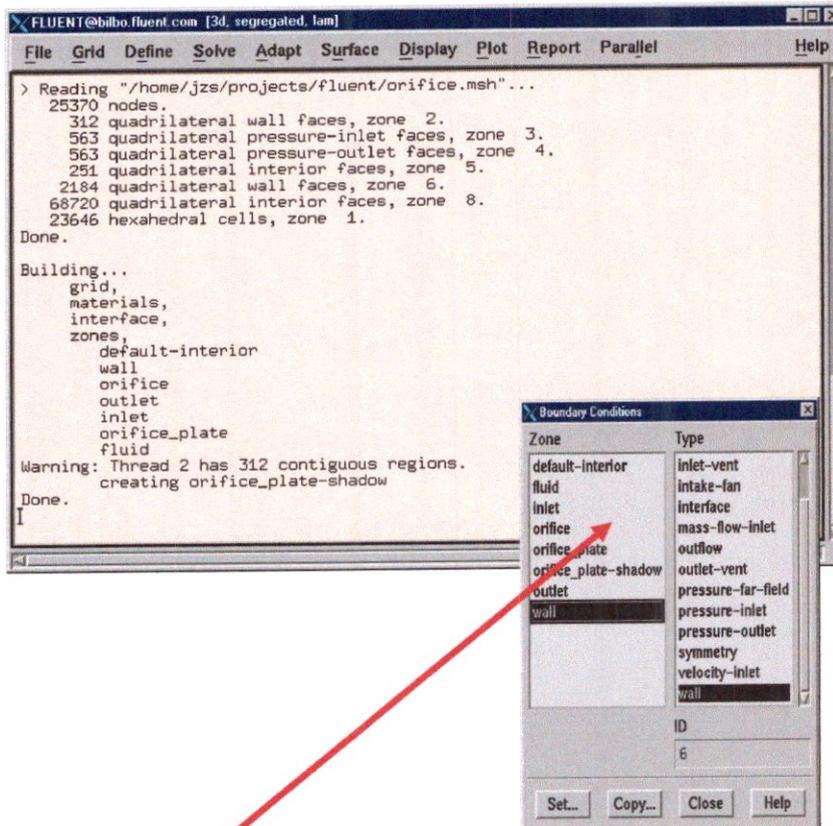
**Figure 3-3 : Maillage simple 3D**

- **Face** = frontière d'une cell
- **Edge** = frontière d'une face
- **Node** = point de maillage
- **Zone** = groupe de nœuds, face et/ou cell

- ❖ Les conditions aux limites sont assignées aux faces zones.

- ❖ Les données des matériaux et les termes sources sont assignés aux celles zones.

### ✓ Lecture du maillage: Zones



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

**Figure 3-4 : Lecture d'un maillage**

### 3-8 Conditions aux limites [9] :

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.

- Fixer le Courant number
- Accélérer la Convergence

➤ Précision

- Indépendance de maillage
- Adaption

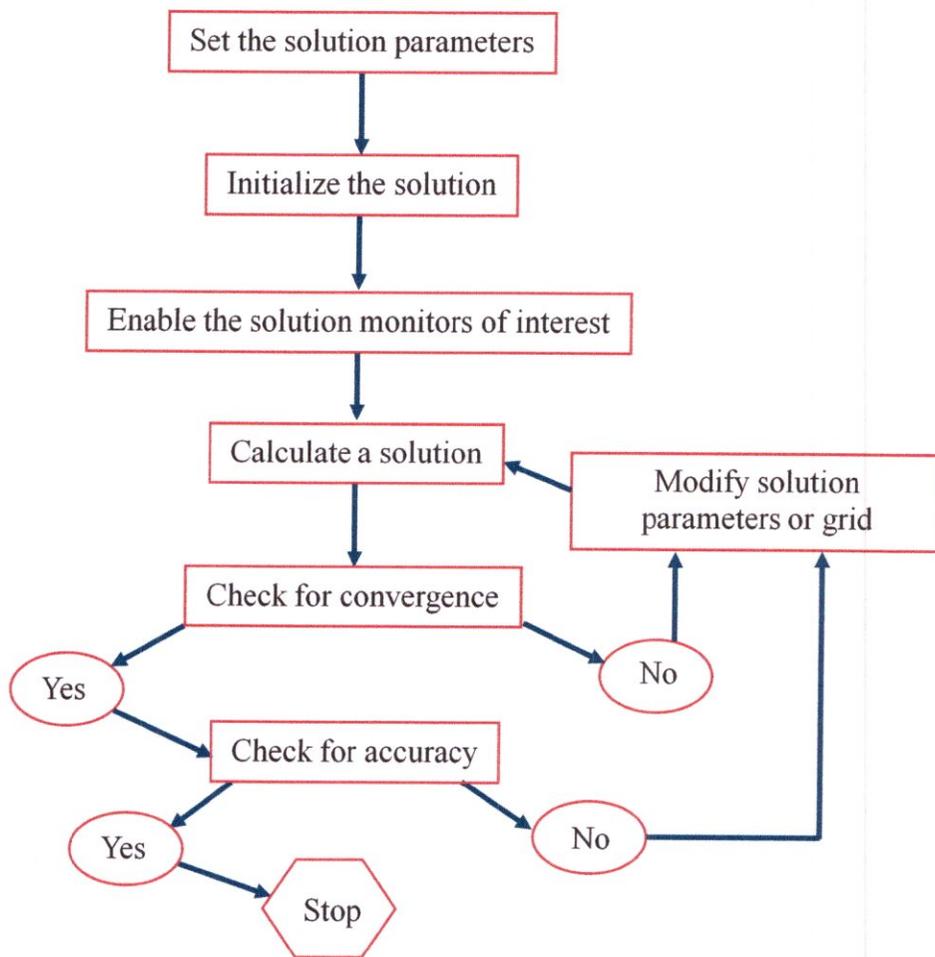


Figure 3-5: Organigramme de procédure de la simulation numérique

- 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.

### 3-11 Convergence [11] :

#### 3-11-1 Résidus :

- 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 résiduel,  $R_p$ , 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 nous suivons sont sommés sur toutes les cellules:

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

- Par défaut, ils sont dimensionnés.
- Nous pouvons aussi normaliser les résultats.

### 3-11-2 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 ségréatif

- 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.

### ***3-12 Conclusion :***

Ce chapitre s'est concentré sur les différents codes commerciaux qui font partie de la CFD, on a vu aussi les différents types de maillage, les conditions aux limites qu'on peut mettre, et les paramètres de convergence influant sur les résultats de simulation.

Le chapitre suivant fera l'objet de simulations par FLUENT et CFX de la configuration DLR-F4. Différents résultats (nombres de Mach, coefficient de portance,...) seront envisagés afin de tester les performances de ces deux logiciels.

### ***Introduction :***

Ce chapitre contient 2 parties

- La génération des maillages ;
- Les résultats de simulation sur les deux codes :
  - ❖ ANSYS 13 FLUENT
  - ❖ ANSYS 13 CFX

Le workshop N:1 de l'AIAA était sur la configuration aile-fuselage nommée DLR-F4, le maillage officiel que les participant de ce workshop travaillait sur, et aillant eus leurs résultats était disponible pour tout codes et tout participant, et comme on avait l'intention de travailler sur ce maillage officiel et faire un travail similaire a ses dernier pour avoir une validation des codes commerciaux utilisés par notre département d'aéronautique, ainsi voir la capacité des outils utilisés tels que les micro-ordinateurs, et les logiciels disponibles; on a rencontré quelque problème a ce niveau car ce maillage officiel demande un super ordinateur et pas un micro-ordinateur, pour cela on a généré notre propre maillage par nos propre moyen.

### ***1ère partie :***

#### ***4-1 Génération des maillages :***

Pour pouvoir effectuer les calculs; deux maillages différents ont été construits : un pour les calculs Euler et un autre pour les calculs Navier Stokes. La plus grande différence entre ces deux c'est que dans les calculs Euler on n'a pas de viscosité, et donc pas de couche limite. Ceci permet une plus grande taille des cellules sur la surface de l'avion par rapport un maillage Navier-Stokes, où la taille des cellules doit être assez petite pour pouvoir capter la couche limite.

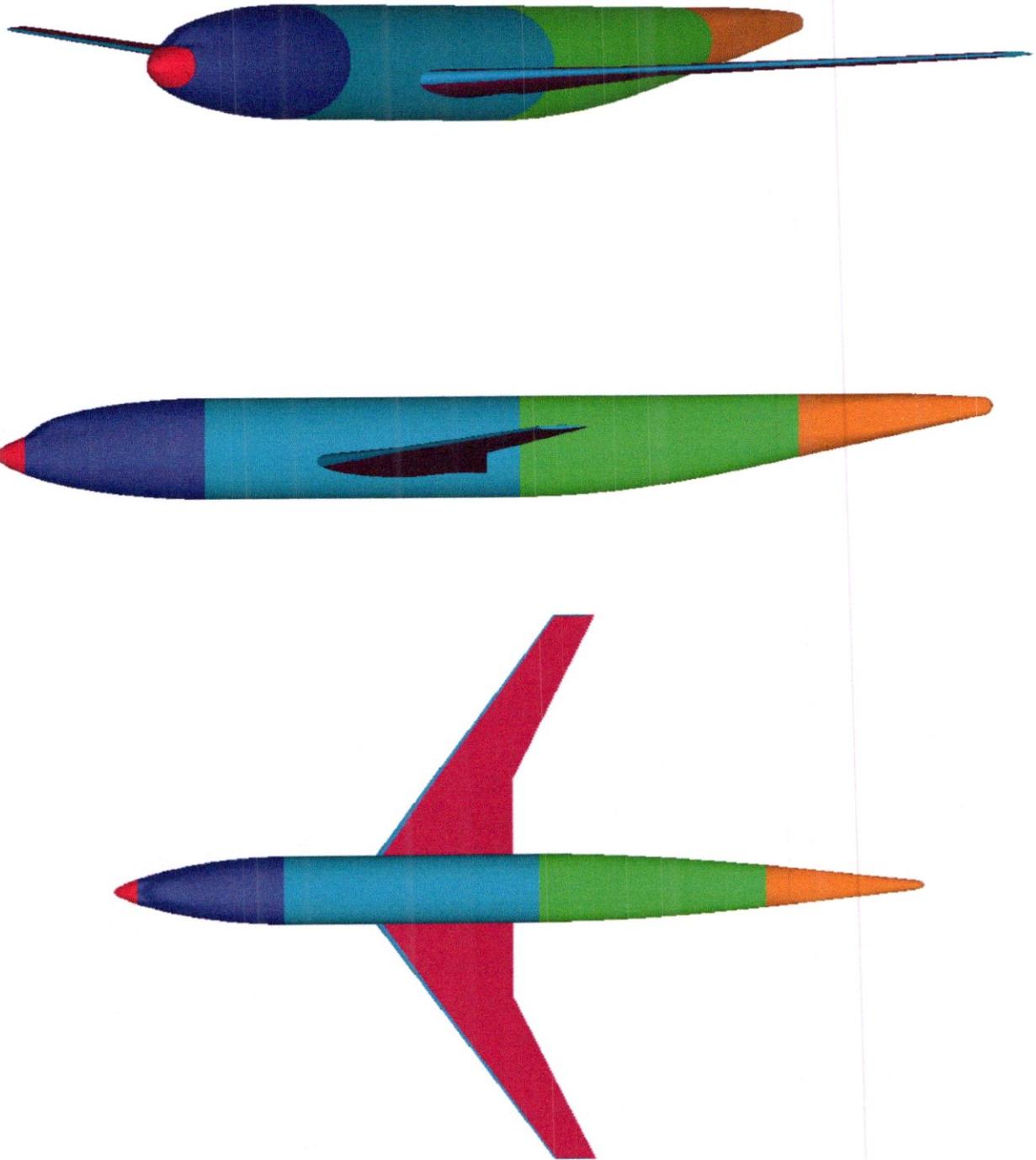


Figure 4-1 : La configuration aile-fuselage utilisée dans le calcul

## 4-2 ICEM-CFD :

Ce logiciel contient différents modules pour générer différents types de maillage. Les plus importants de ces derniers sont Hexa, Tétra et Prisme.

Le module Hexa permet de créer des maillages hexaédriques structurés en 3D qui peuvent être convertis en non structuré et des maillages avec des quadrilatères en 2D. Son usage est assez compliqué, mais offre beaucoup plus de fonctionnalités par rapport aux autres types de maillage.

En effet le maillage n'est pas construit directement sur la géométrie, mais sur une structure en forme de blocs. Ces derniers sont ensuite projetés sur les différentes entités géométriques présentes dans le modèle en utilisant l'outil merge dans ICEM-CFD.

Le module **Tétra** fonctionne de façon complètement différente : il suffit de définir un volume fermé à mailler, la taille des cellules sur les lignes et les surfaces de la géométrie et le taux de croissance dans la direction normale à chaque surface. Le maillage est alors généré automatiquement dans le domaine de calcul. Le désavantage est que la génération du maillage prend un certain temps (des heures dans le cas d'un maillage de quelques millions de cellules).

Le module **Prisme** permet de générer, sur un maillage tétraédrique, des cellules prismatiques "attachées" à certaines surfaces.

Le fonctionnement est similaire au module Tétra (définition des paramètres avec un maillage automatique). Le maillage mixte qui en résulte peut être utilisé pour des calculs Navier-Stokes. Bien entendu les cellules prismatiques doivent avoir une taille (dans la direction normale à la surface) qui permet de capter la couche limite. Si le modèle géométrique présente des angles très aigus, des cellules pyramidales sont créés à la surface.

#### **4 2-1 maillages Euler :**

Pour les calculs Euler on a construit un maillage tétraédrique. Comme on l'a déjà dit, on n'a pas de couche limite dans ce cas, et donc la résolution requise près de la paroi peut être atteinte avec des cellules tétraédriques.

Le maillage est créé automatiquement par ICEM-CFD, mais il faut contrôler certaines choses pour s'assurer que la qualité du maillage est suffisante.

Premièrement il faut que la géométrie de l'avion soit respectée. En effet on remplace la surface "continue" de l'avion par un maillage surfacique qui est formé de triangles ; ceci a pour effet de transformer une courbe en une ligne composée des segments droits et une surface courbe en une surface composée de triangles. La taille des triangles doit donc permettre de représenter correctement la surface originale. Ce type de problème se manifeste par exemple aux bords d'attaque; Sur l'aile par exemple le bord d'attaque devient de plus en plus fin dès que l'on s'éloigne du fuselage. Le rayon de courbure du bord d'attaque diminue et la taille des cellules doit donc diminuer vers la pointe de l'aile. Le même raisonnement est appliqué pour la dérive et le plan fixe horizontal.

Dans le cas limite, si la taille des cellules est excessive, on aura seulement deux cellules qui définissent le bord d'attaque, qui aura donc une forme en pointe.

De plus le bord d'attaque est un endroit crucial pour une simulation numérique, à cause des forts gradients de vitesse et de pression qui existent à cet endroit. Une mauvaise discrétisation spatiale pourrait fausser tout le calcul.

La taille des cellules doit être diminuée aussi pour pouvoir capter avec assez de précision ces effets.

Le même raisonnement s'applique pour le nez de l'avion où le point de stagnation doit être capté avec précision. Vu qu'on veut garder le même maillage pour différents angles d'attaque le nez doit être maillé assez finement.

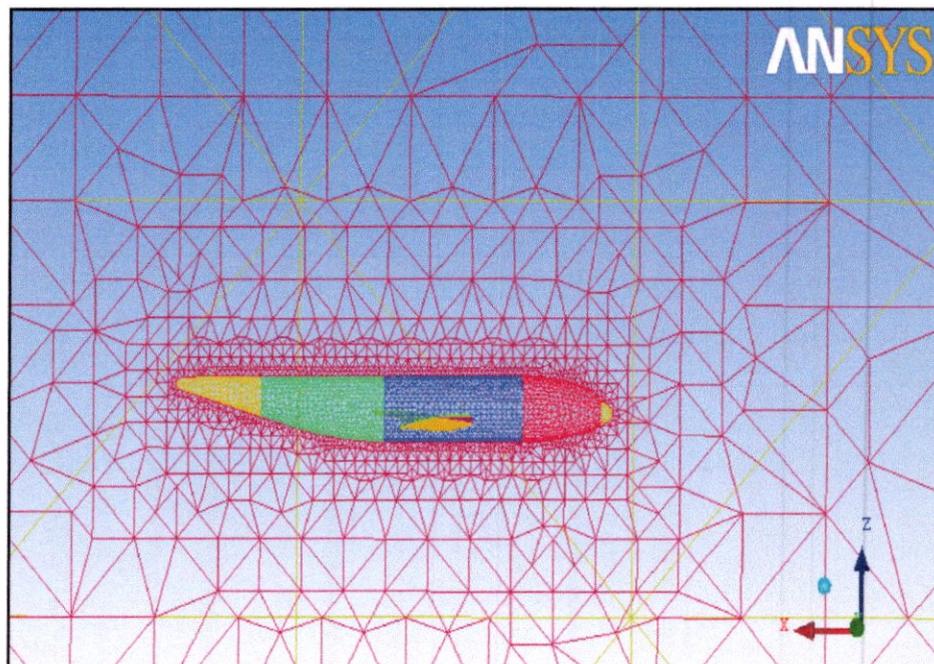


Figure 4-2 : Le maillage non structuré dans ICEM-CFD

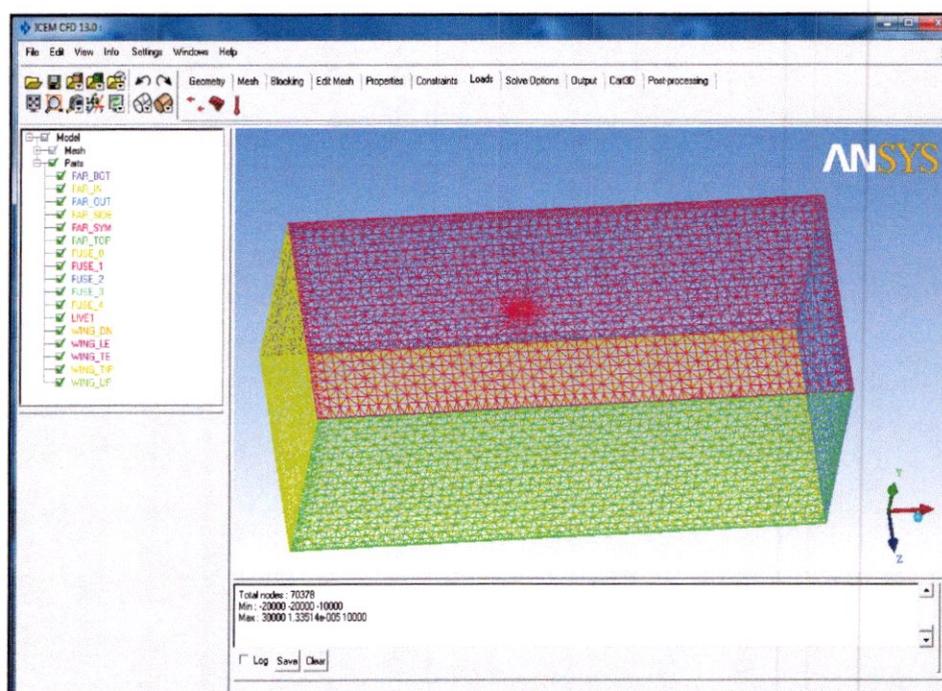


Figure 4-3 : Le domaine de calcul

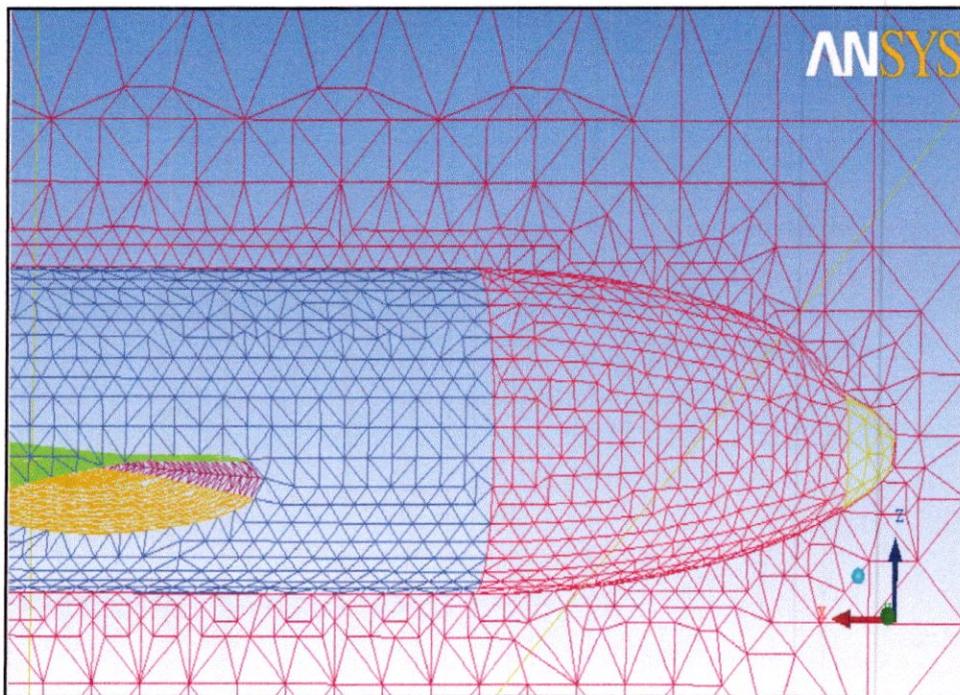


Figure 4-4 : Aperçu du maillage EULER de DLR-F4

### 4-3 Maillage Navier-Stokes :

La différence principale entre un maillage Navier-Stokes et un maillage Euler est la nécessité de capter la couche limite. La taille des cellules près de la surface doit donc être très petite. Un maillage tétraédrique n'est pas adapté à un calcul de ce type pour une raison très simple : les différentes faces d'une cellule doivent être des tailles comparables pour que les flux soient calculés correctement. Ceci entraîne que les cellules soient de la même taille dans les directions parallèles à la surface que dans la direction normale. Le nombre de cellules nécessaires devient alors extrêmement grand et rend le temps de calcul prohibitif.

Deux approches sont alors possibles : soit on fait un maillage structuré hexaédrique soit un maillage non structuré mixte avec des cellules prismatiques pour la couche limite et tétraédriques à l'extérieur, et c'est ce qu'on a fait dans notre travail.

### 4-3-1 Maillage Navier-Stokes :

Pour créer ce maillage on a modifié le maillage Euler en substituant les premières couches de cellules tétraédriques en cellules prismatiques. Comme on l'a déjà dit ICEM-CFD est capable de faire ça tout seul, mais il faut lui donner les bons paramètres; En particulier on doit choisir les surfaces à partir desquelles les prismes sont générés, le nombre de couches de cellules prismatiques, la taille de la première couche et la loi de croissance.

Pour pouvoir choisir ces paramètres il faut tout d'abord faire une estimation de la taille de la couche limite. La formule bien connue de Blasius donne la hauteur de la couche limite pour une plaque plane dans le cas incompressible. Même si les hypothèses ne sont pas respectées on peut se faire une idée sur la taille de la couche limite. La formule s'écrit comme suit :

$$\delta(x) = \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}}$$

En prenant  $M=0.75$  et  $x=6\text{m}$  on obtient une épaisseur de l'ordre du demi-millimètre.

On a donc essayé d'avoir une hauteur similaire dans le maillage prismatique, mais en prenant de la marge vu que les hypothèses pour l'estimation de la couche limite (plaque plane, incompressibilité) ne sont pas respectées. La taille a ensuite été ajustée en regardant les résultats, en considérant qu'on utilise lors des calculs des fonctions de paroi qui permettent d'avoir moins de résolution qu'en résolvant jusqu'à la paroi.

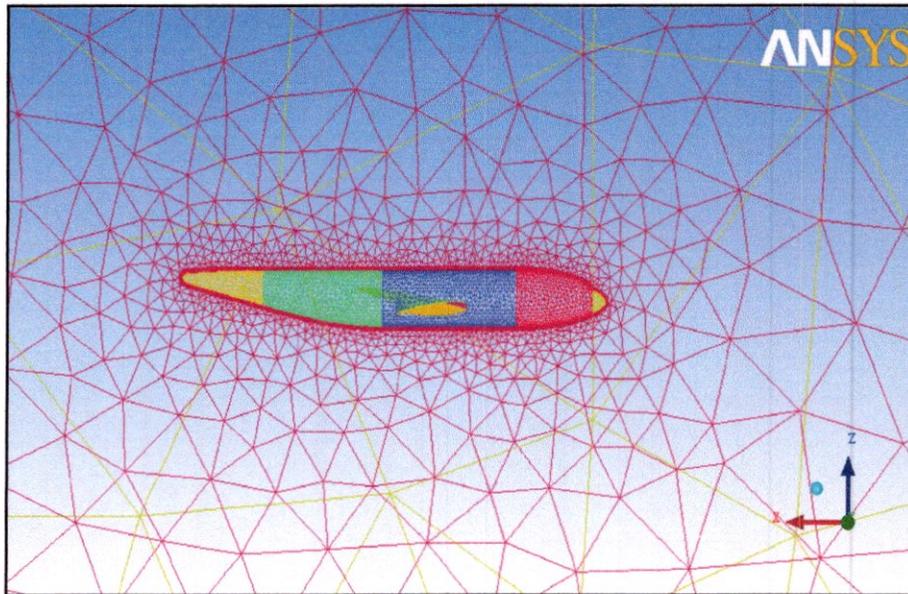


Figure 4-5 : Aperçu du maillage visqueux de DLR-F4

## 2ème partie :

Cette partie consiste la présentation des résultats sous FLUENT et CFX

La machine utilisés le long de ce travail est des performances suivante :

<b>Processeur</b>	4.4 GHZ
<b>RAM</b>	4G

TABLEAU 4-3 : Performances de la machine de calcul utilisée

## 4-4 Convergence des calculs:

Pour avoir une solution il faut que le calcul itératif soit convergé vers un état dans lequel il n'y a plus de changement dans les variables physiques. Premièrement on peut regarder l'évolution des résidus pendant le calcul. Deuxièmement il faut contrôler que les forces aérodynamiques et les moments soient constants au cours des itérations (convergence).

### **4-5 Calculs Euler:**

Les calculs Euler convergent très vite avec certaines conditions à l'infini mais convergent beaucoup moins pour les autres.

Avec certains paramètres les résidus (normalisés) ne baissent pas jusqu'à  $10^{-5}$  mais vers un état plus haut (voir, par exemple, **fig4-6**). On a essayé de continuer les calculs plus loin pour voir si après un certain nombre d'itérations les résidus recommençaient à diminuer, mais aucune modification a été observée, même après des milliers d'itérations. La raison de cet effet nous échappe, peut être que pour certaines combinaisons de vitesses et d'angles d'attaque le maillage produit des effets indésirables.

### **4-6 Calculs Navier-Stokes:**

Pour des raisons de temps on a réussi à faire une simulation Navier-Stokes. La convergence est plus lente que dans le cas non-visqueux.

Pour comparer les résultats expérimentaux avec notre calcul visqueux il faut assurer quatre paramètres qui sont:

1. La direction de l'écoulement (**angle d'attaque est de  $1^\circ$** )
2. La corde de référence ( **$C_{ref}=141.2\text{mm}$** )
3. Nombre de mach ( **$M=0.75$** )
4. Nombre de Reynolds ( **$Re=3.10^6$** )

Pour assurer le nombre de Reynolds il faut fixer la température pour calculer les paramètres suivants  $\mu, \rho$  et  $P$  [8] :

On a :

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot M \cdot C_{ref} \cdot \sqrt{\gamma RT}}{\mu}$$

D'après la formule de Sutherland:

$$\mu = \frac{1,45 T^{\frac{3}{2}}}{T + 110} \cdot 10^{-6}$$

Et pour que  $T=233^\circ\text{K}$  on calcule la viscosité dynamique et la densité :

$$\mu = 1.649946 \cdot 10^{-5} \text{ [Kg/m-s]}$$

Pour

$$\text{Re} = 3 \cdot 10^6 \implies \rho = 1.522 \text{ [Kg/m}^3\text{]}$$

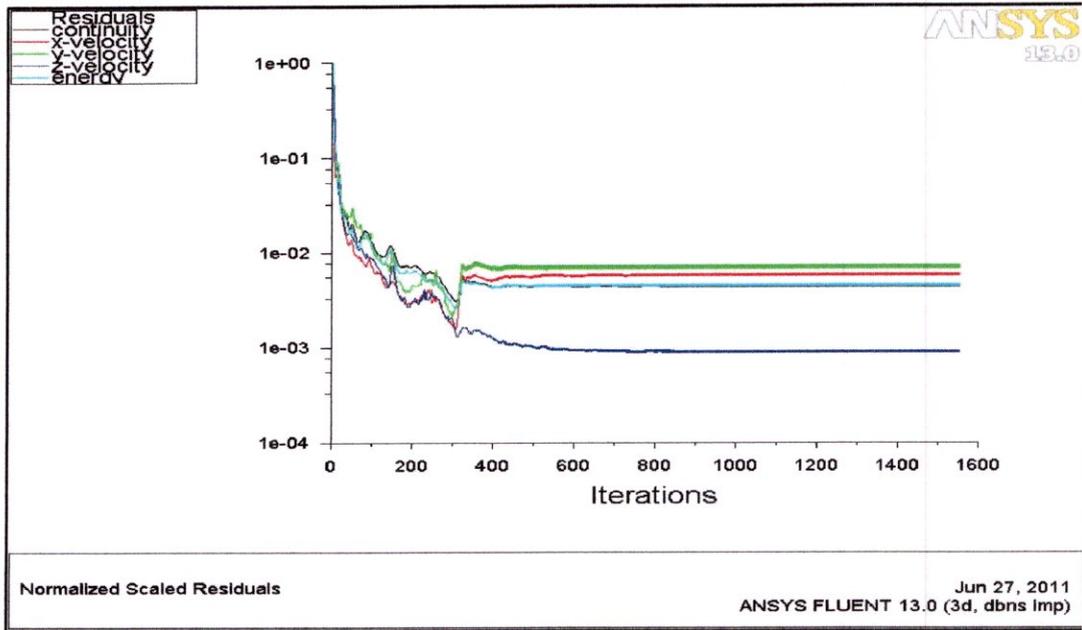
Pour un gaz parfait on a:

$$\frac{P}{\rho} = RT \implies P = 102311 \text{ Pa}$$

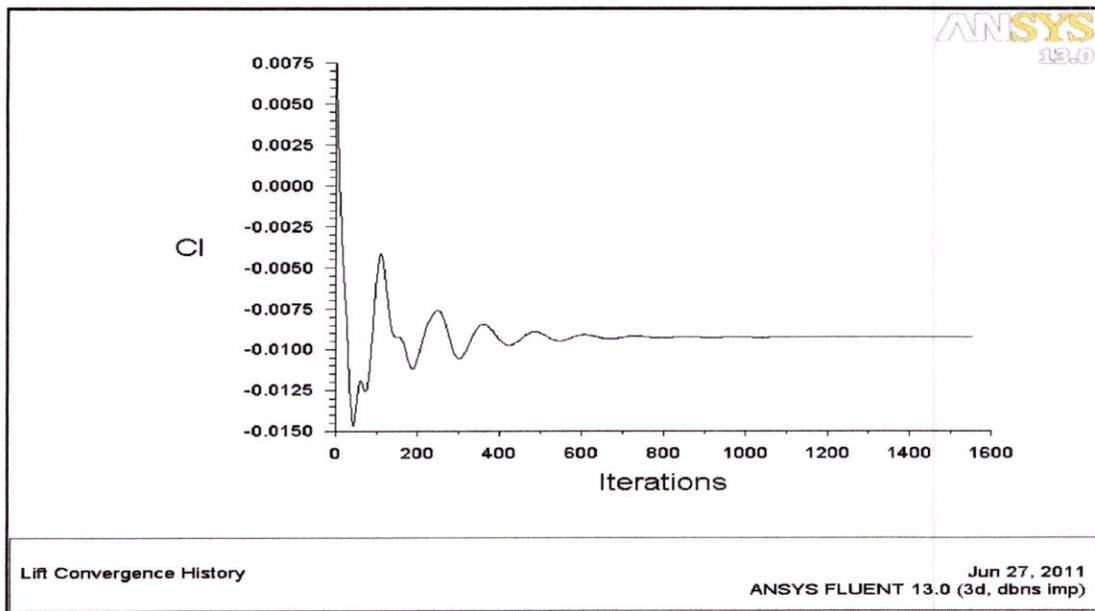
**4-7 Les résultats de simulation sous le code ANSYS 13 FLUENT :**

Les résultats obtenus par FLUENT de la configuration DLR F4 sont présentés et discutés dans cette partie.

**4-7-1 Les résultats non visqueux des résidus sur la configuration DLR-F4 :**



**Figure 4-6: Historique de convergence des résidus (DLR-F4)**



**Figure 4-7: Historique de coefficient de portance (DLR-F4)**

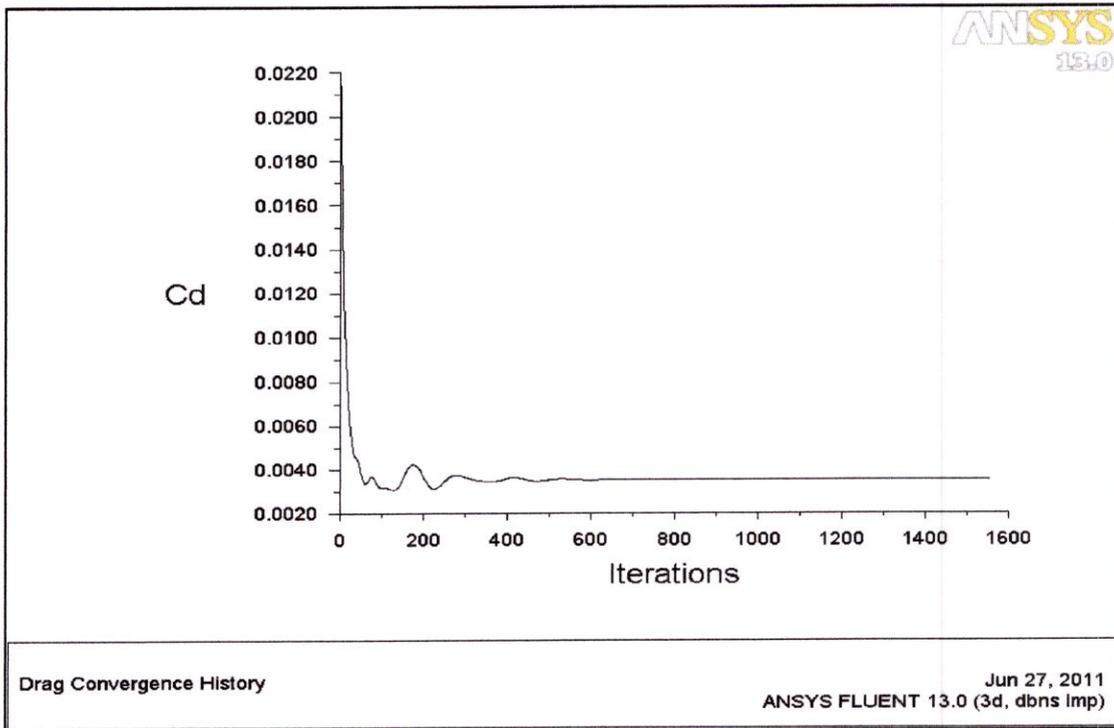


Figure 4-8: Historique de coefficient de traînée (DLR-F4)

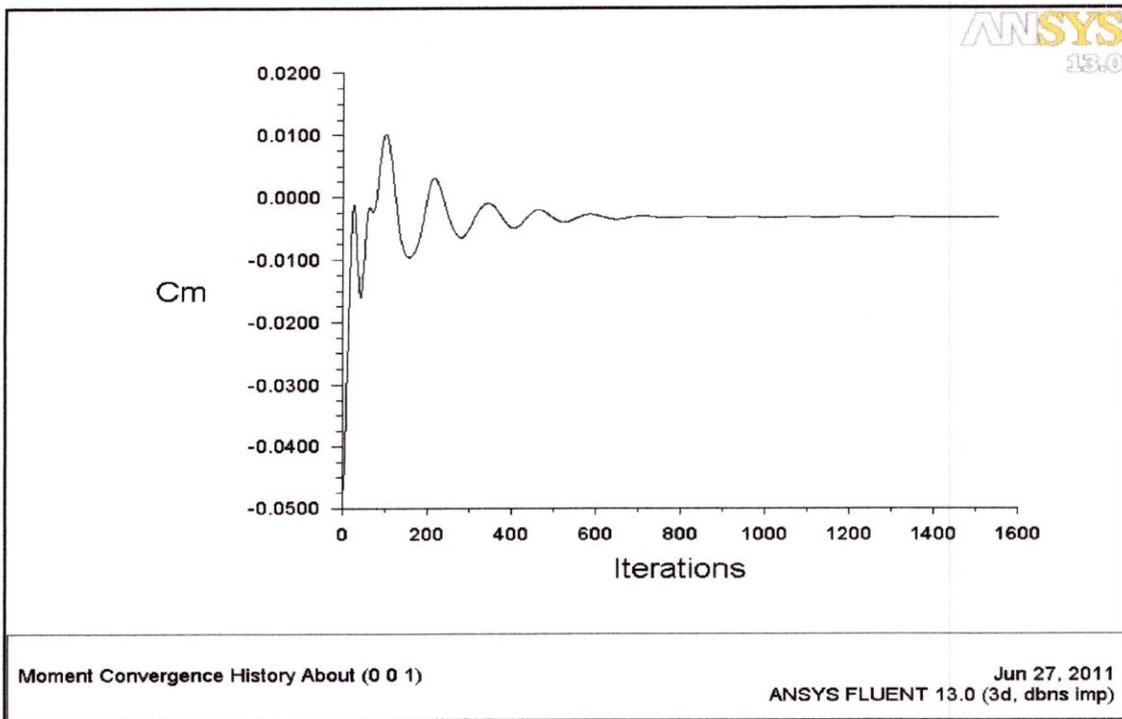
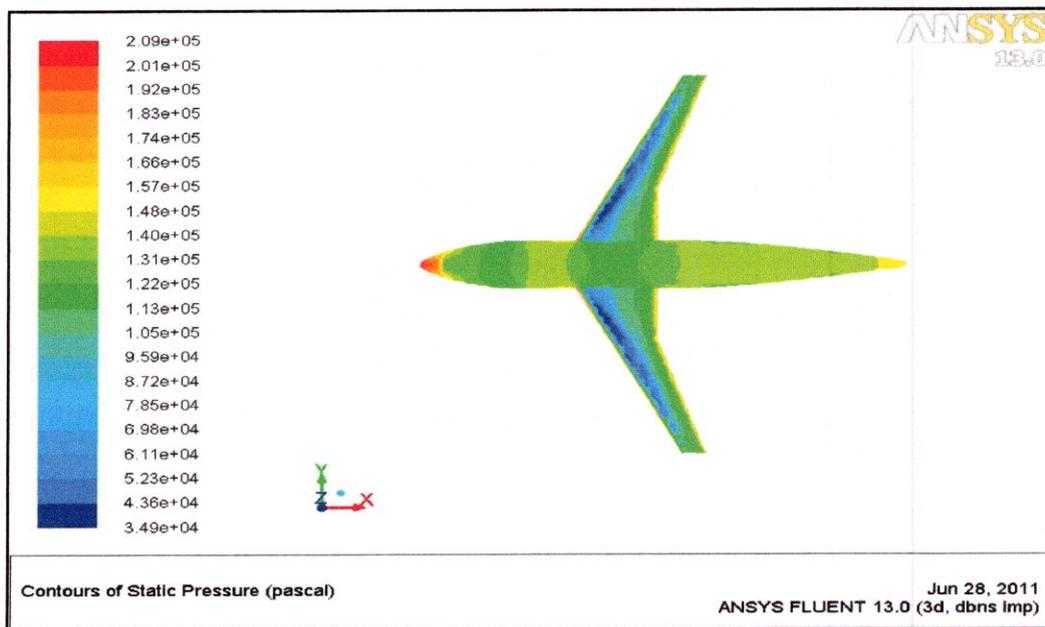


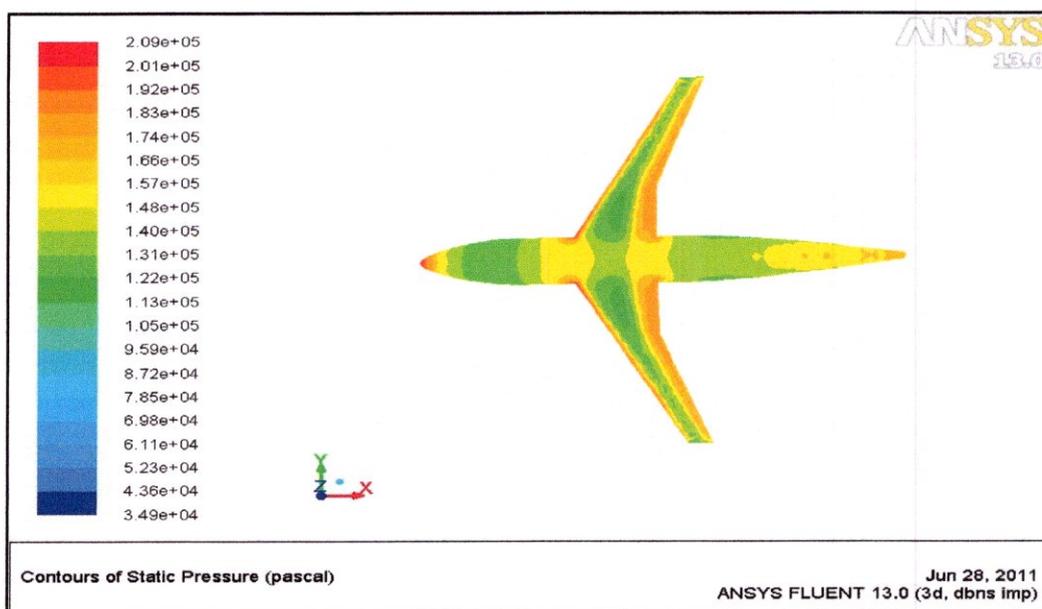
Figure 4-9: Historique de coefficient de moment (DLR-F4)

**4-7-2 Les résultats de L'écoulement non visqueux autour de DLR-F4 :**

Les figures suivantes montrent respectivement la distribution de pression statique sur toute la surface de l'avion ainsi que la distribution de nombre de Mach où particulièrement on peut voir l'apparition de la zone de dépressions.



**Figure 4-10 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie supérieur)**



**Figure 4-11 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie inférieur)**

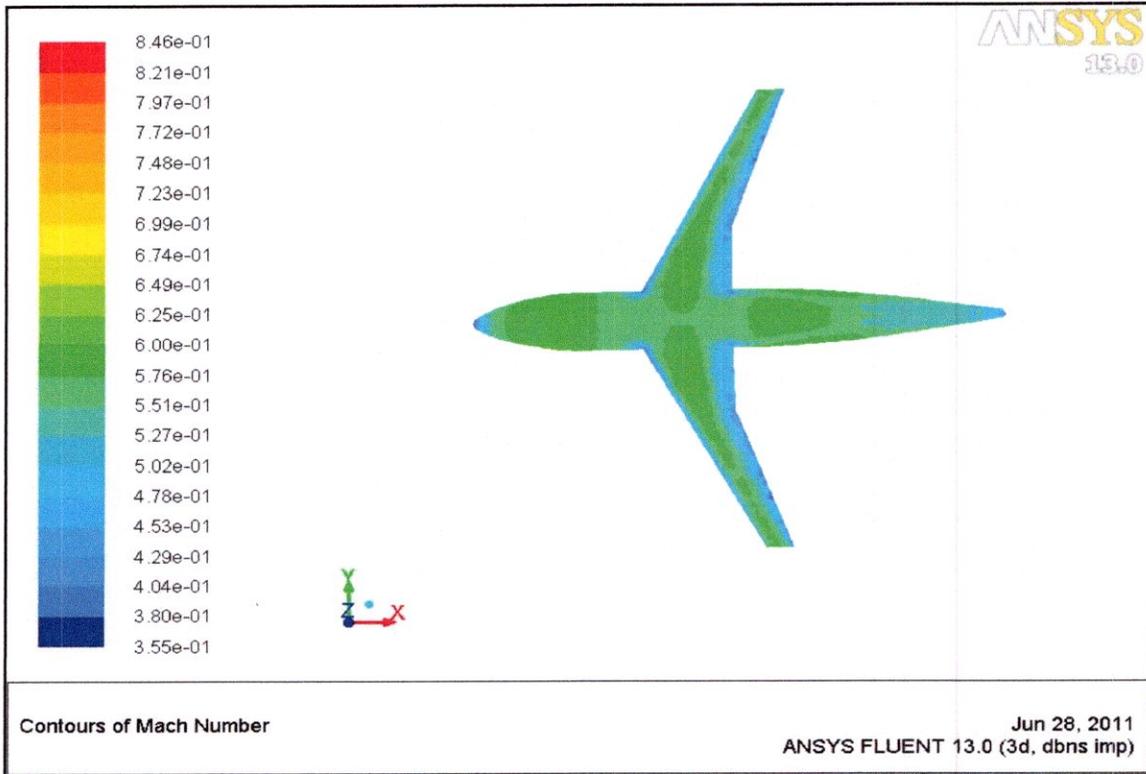


Figure 4-12 : Répartition du nombre de Mach sur DLR F4 (partie inférieur)

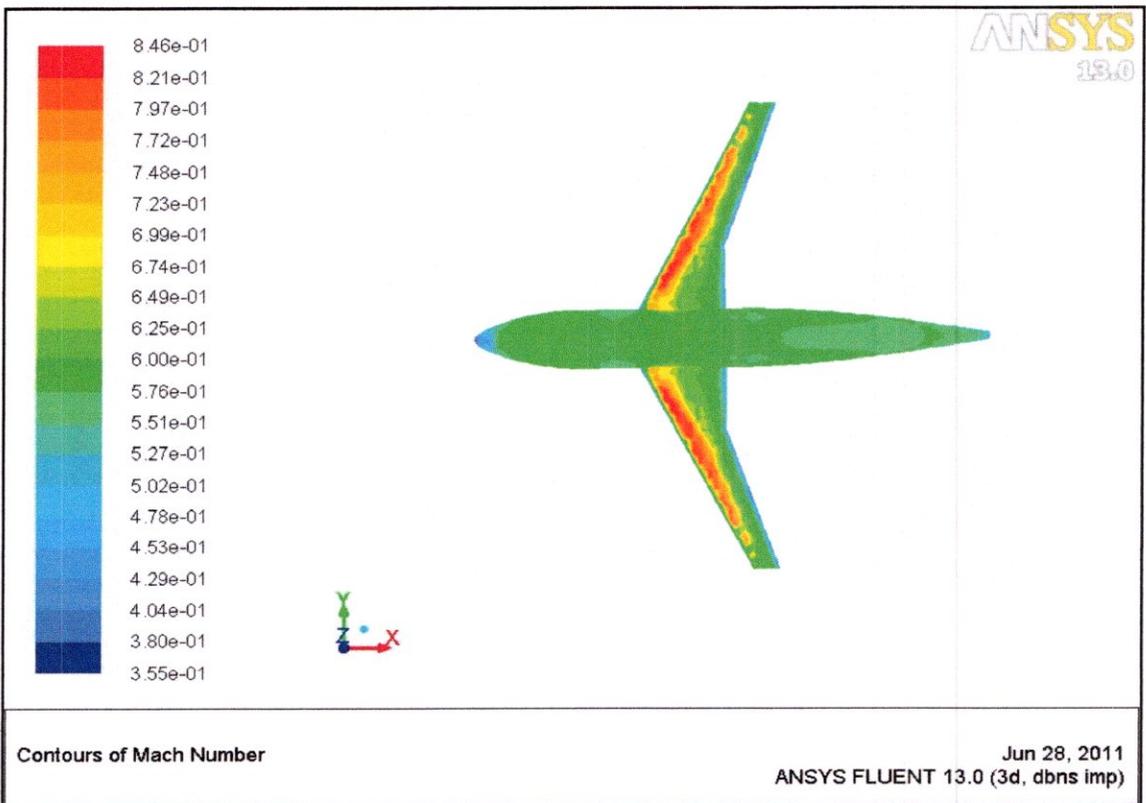


Figure 4-13 : Répartition du nombre de mach sur DLR F4 (partie supérieur)

4-7-3 Les résultats visqueux des résidus sur la configuration DLR-F4 :

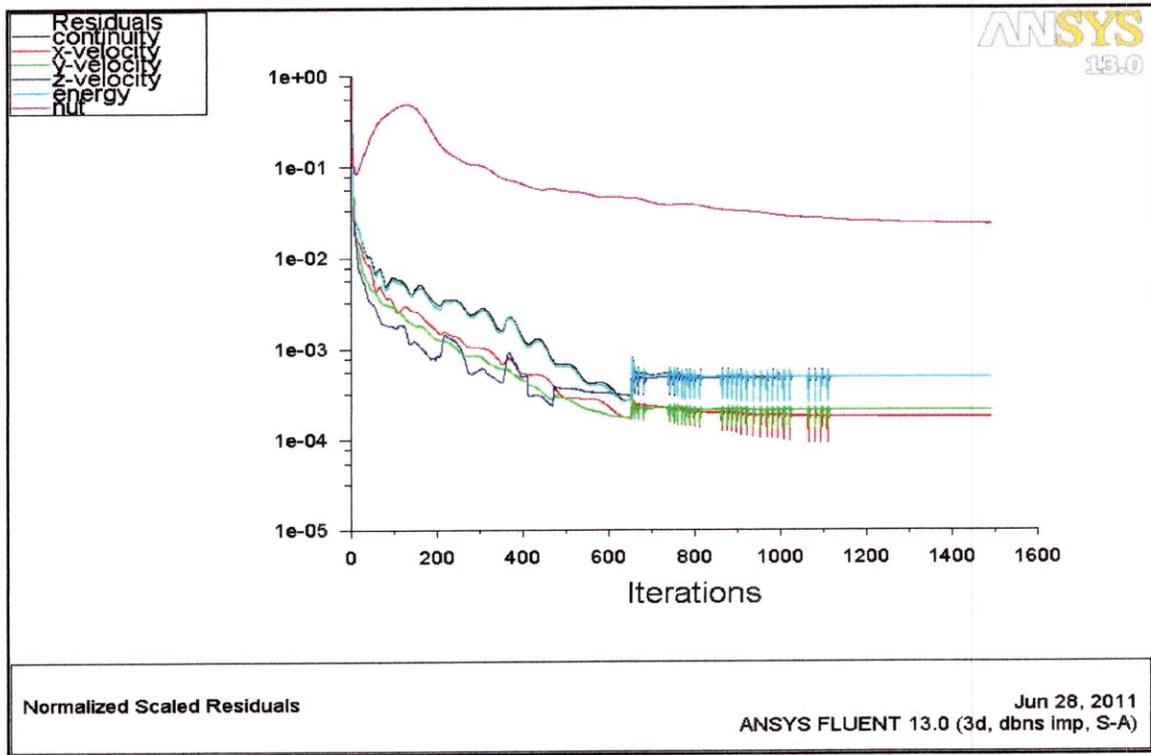


Figure 4-14 : Historique de résidus (DLR-F4)

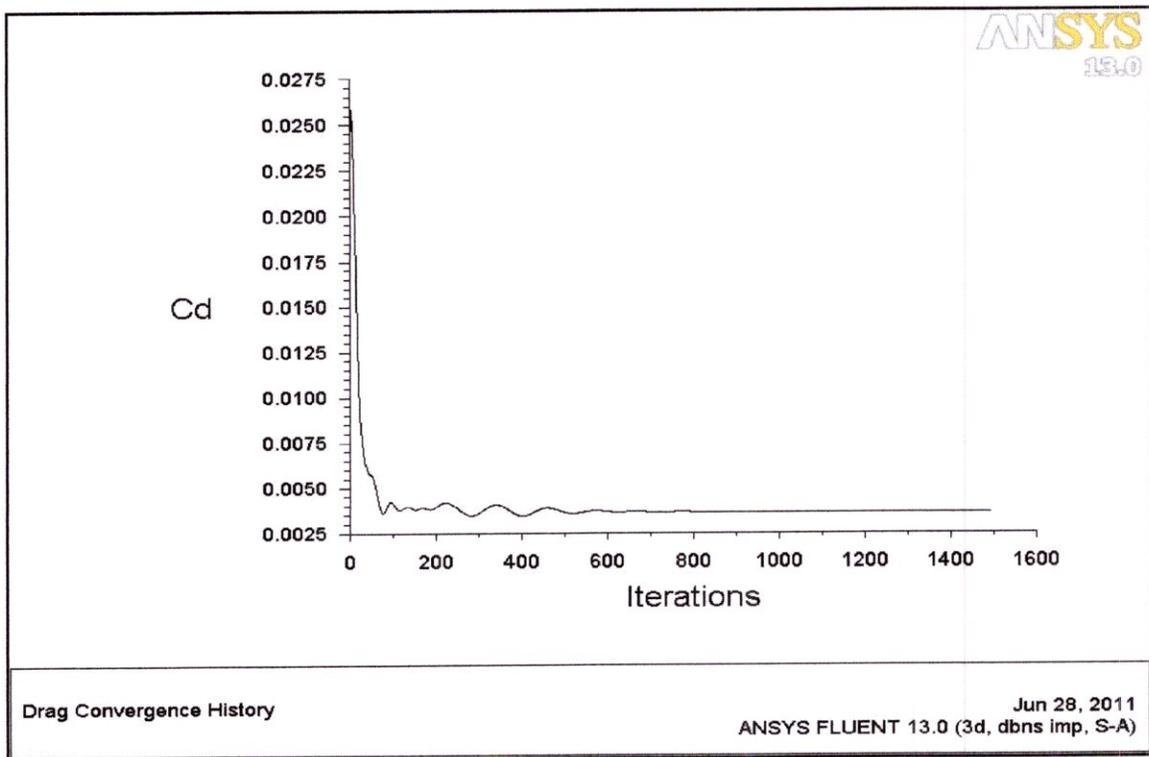


Figure 4-15 : Historique de coefficient de traînée sur DLR-F4

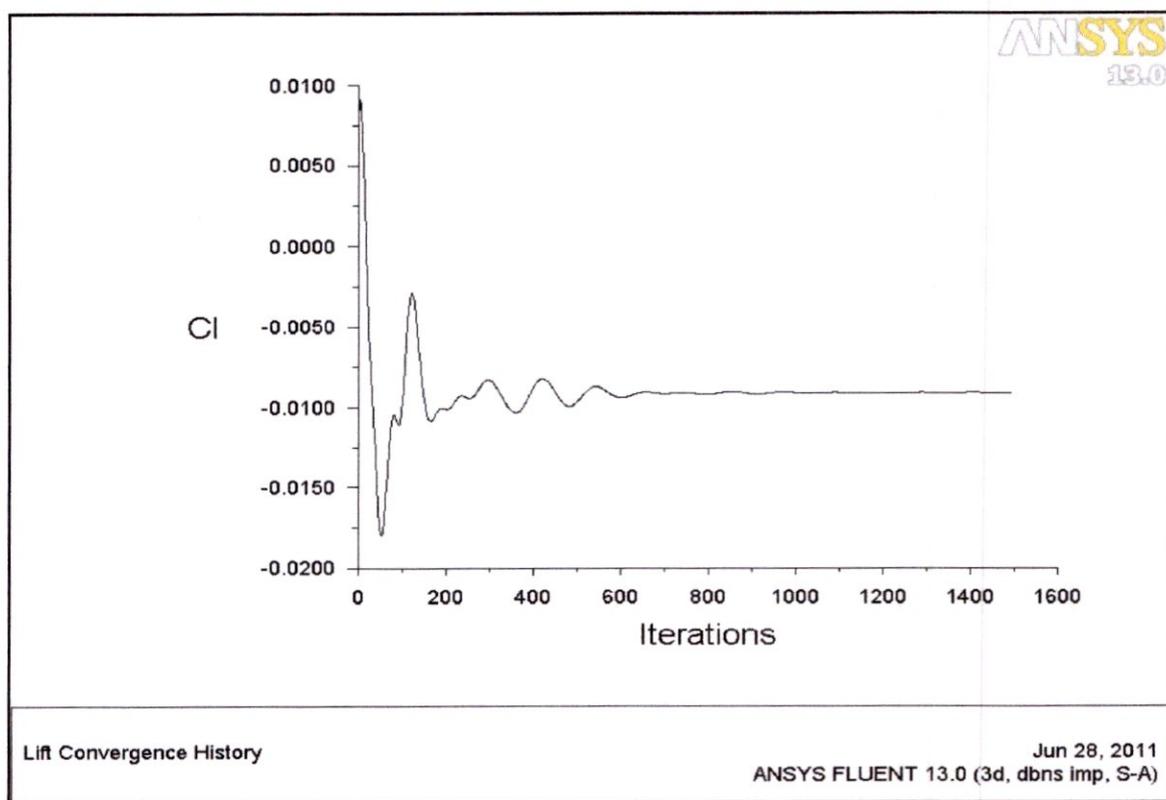


Figure 4-16 : Historique de coefficient de portance (DLR-F4)

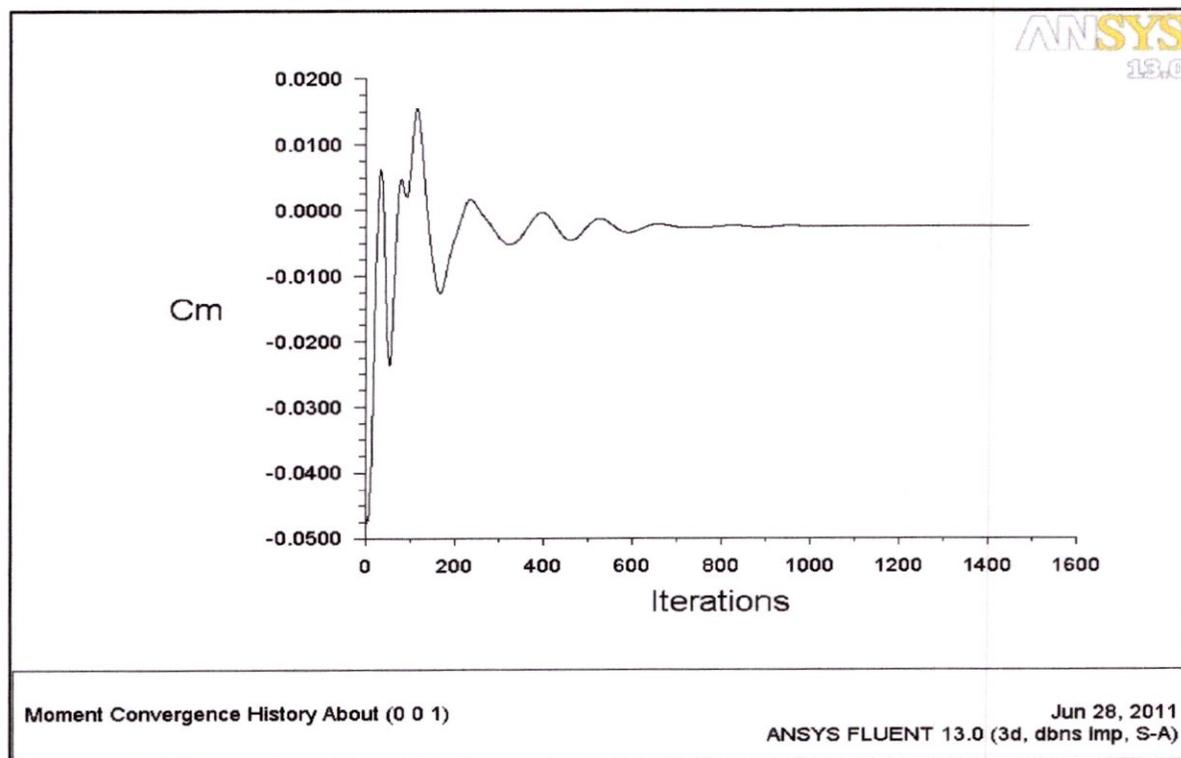


Figure 4-17 : Historique de coefficient de moment (DLR-F4)

4-7-4 Les résultats de L'écoulement visqueux autour de DLR-F4 :

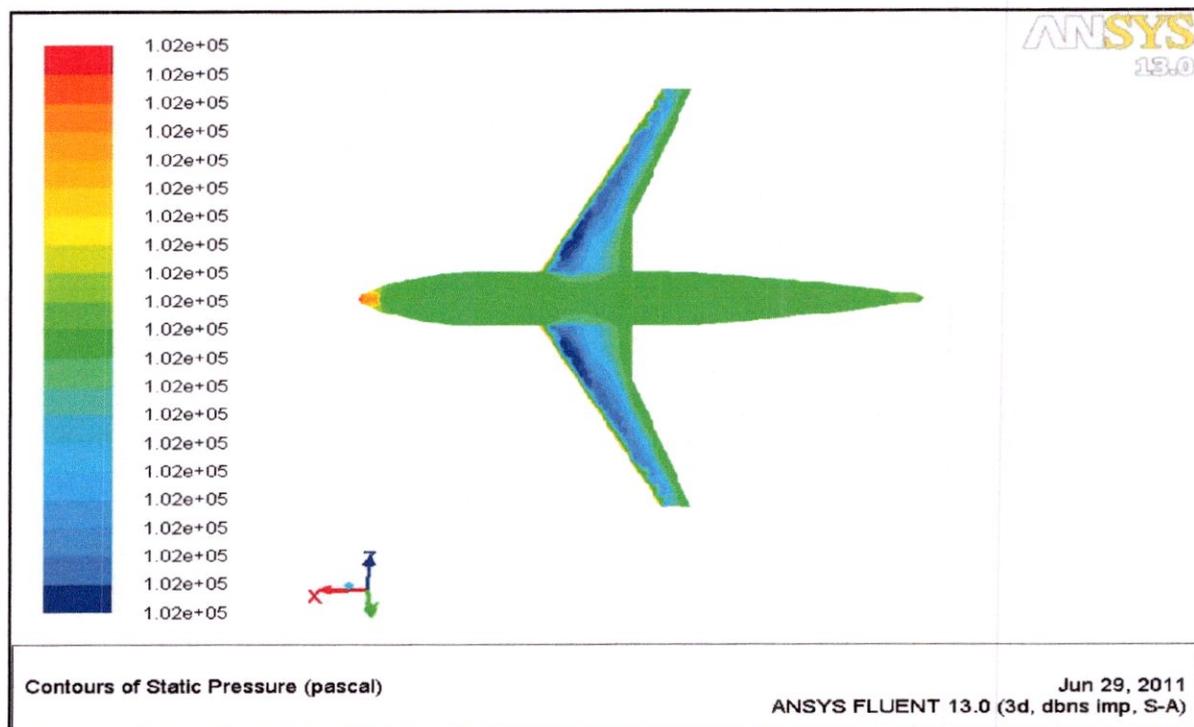


Figure 4-18 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie supérieur)

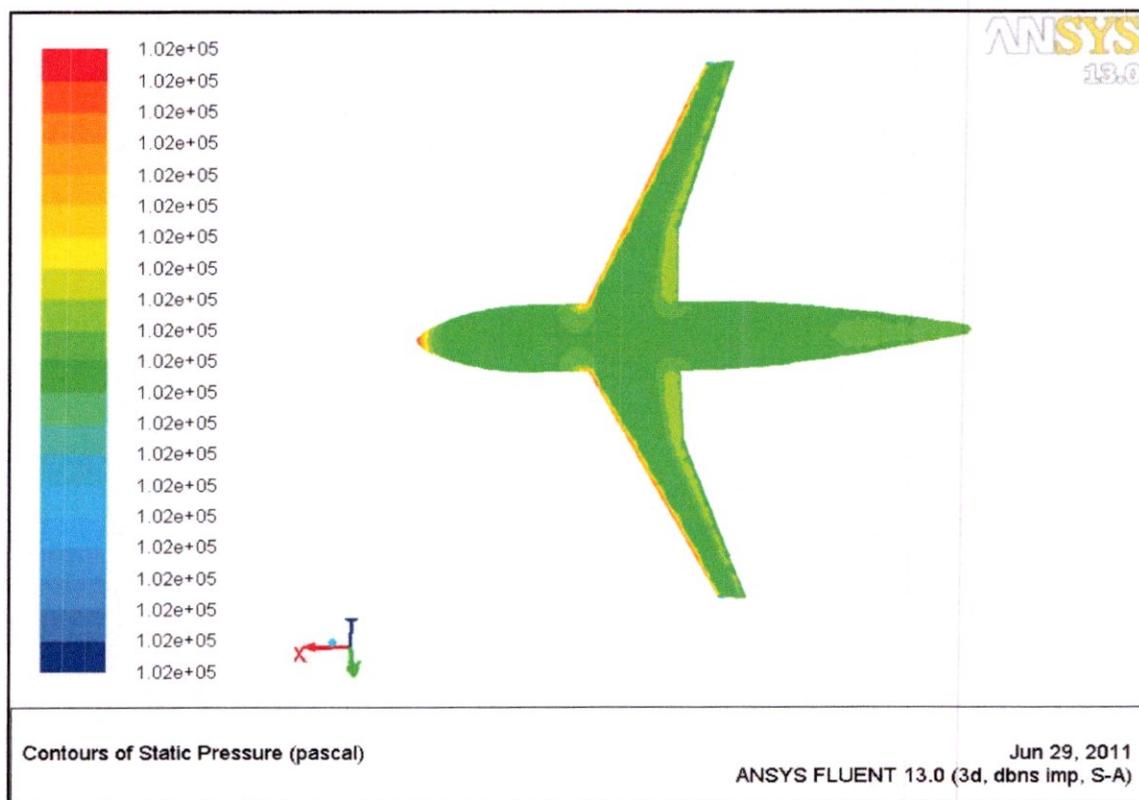


Figure 4-19 : Répartition de la pression statique sur DLR F4 (partie inférieur)

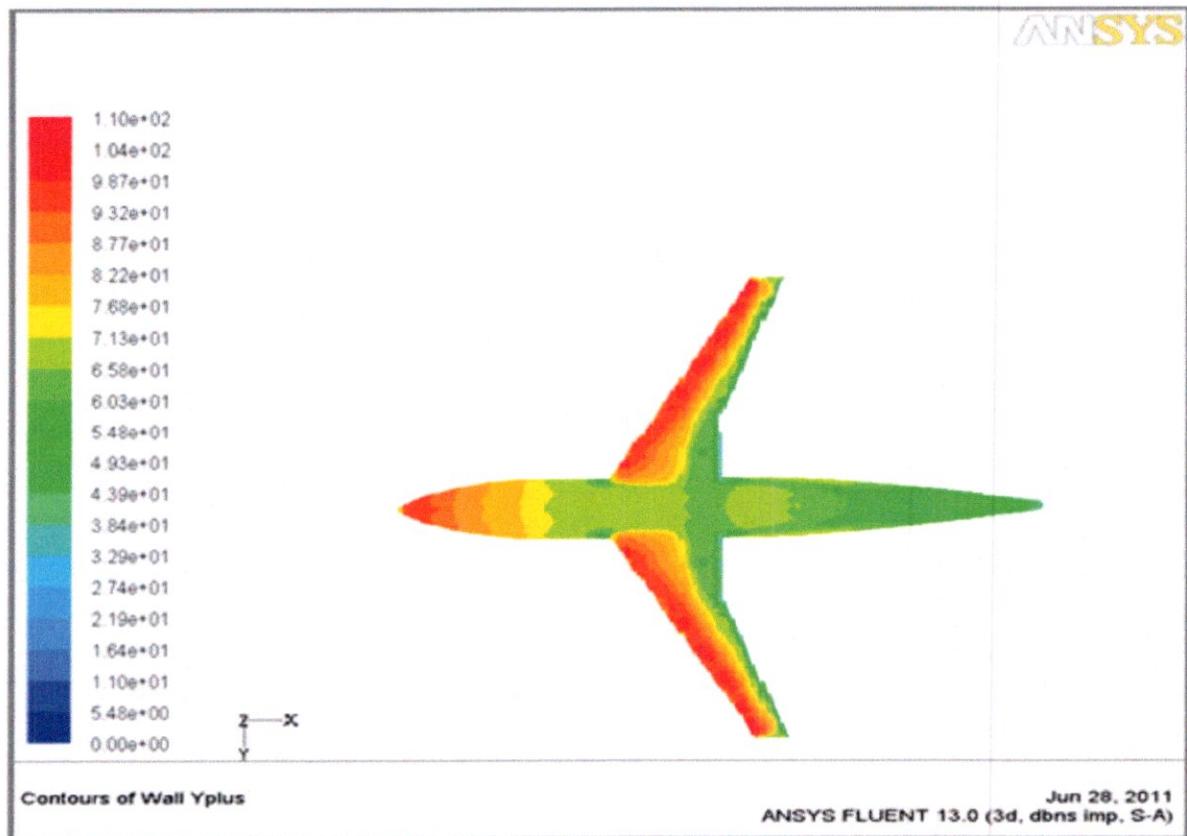


Figure 4-20 : Répartition du nombre Y plus sur DLR F4

#### 4-8 Les résultats de simulation sous le code ANSYS 13 CFX :

##### 4-8-1 Le démarrage de ANSYS CFX Launcher :

Le CFX peut être lancé à partir :

- Le CFX 13.0 Launcher
  - Start > All Programs > ANSYS 13.0 > CFX > ANSYS CFX 13.0
- ANSYS Workbench
  - Drag 'systèmes d'analyse > Mécanique des Fluides (CFX)' > CFX' dans le schéma de projet
- Dans la ligne de commande
  - Sous Linux/Unix

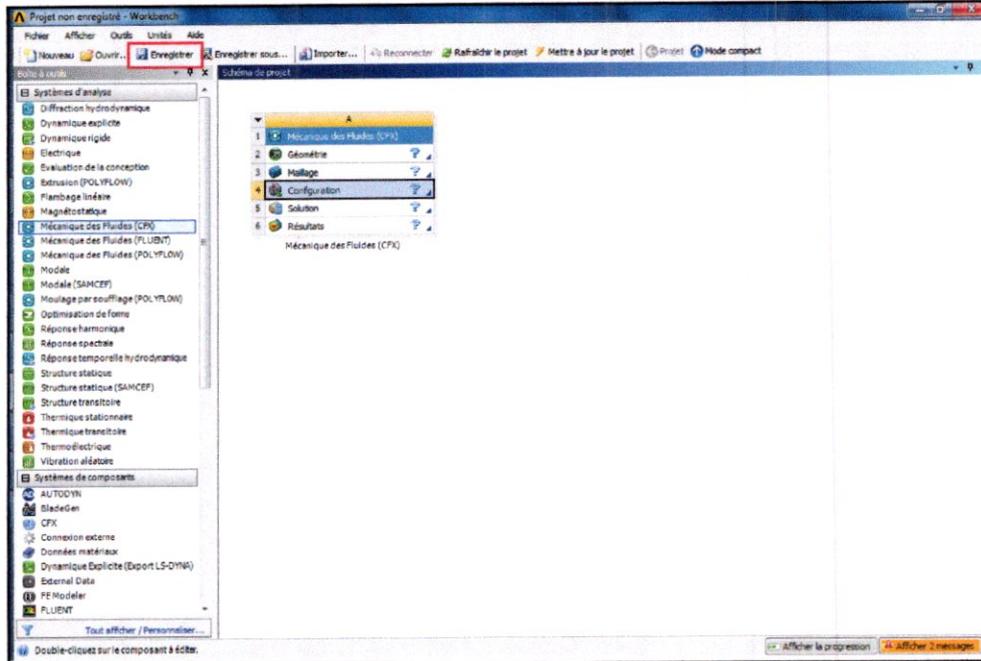


Figure 4-22 : l'enregistrement du projet

- Dans la case de CFX sur le menu de workbench on entre dans le CFX-Pre



- Quatre types de simulation sont disponibles sur CFX
  - **General** mode est le mode générale pour définir tout les types de simulation de CFD
    - Quand on ouvre dans le workbench CFX-Pre on est automatiquement sur ce mode
  - **Turbomachinery** mode concerne la configuration des machines rotative
  - **Quick Setup** mode concerne les configurations physiques pour des simulations contiennent des bases physiques et plusieurs types de paramètres
  - **Library Template** mode concerne les configurations physiques complexes
    - Combustion d'huile, cavitation,...

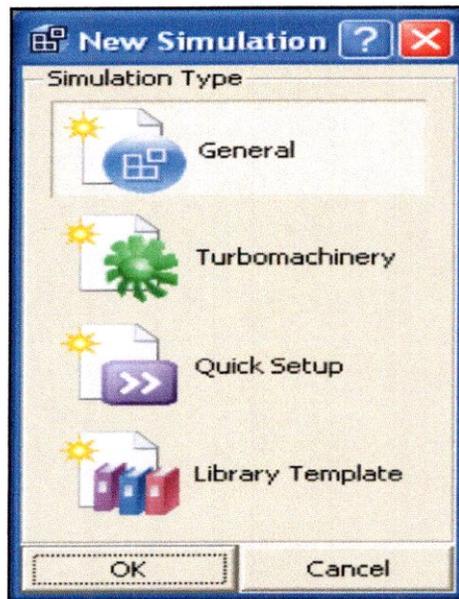


Figure 4-23 : Les types de simulation dans CFX

#### 4-8-2 Les fichiers de sorties du solveur :

Le solveur du CFX contient les informations de simulation suivante :

- La configuration du model
- La mis à jours de la solution durant le calcul
- L'affichage des résultats

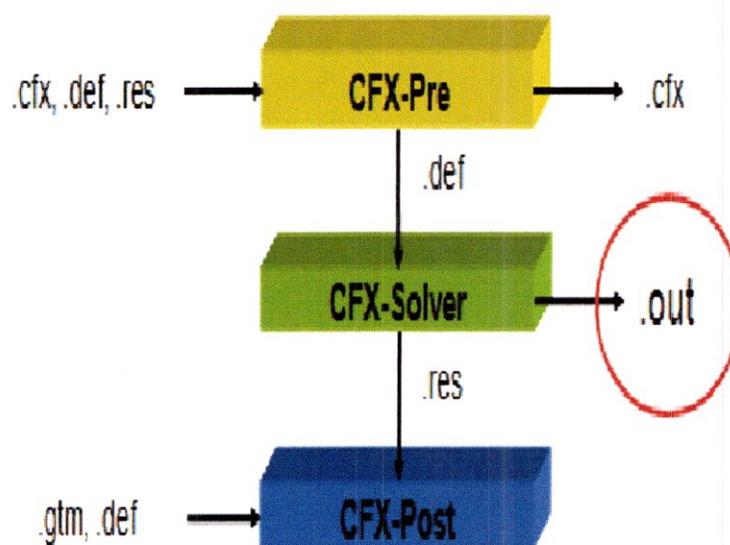


Figure 4-24 : Les étapes de simulation dans CFX

**4-8-3 Procédure de simulation :**

- **Paramètres de solution**
  - Choix du solveur
  - Schéma de discrétisation
- **Initialisation**
- **Convergence**
  - Moniteur de convergence
  - Stabilité
    - Configuration Under-relaxation
    - Configuration Courant number
- **Accélération de la convergence**
- **Précision**
  - Grid indépendance
  - Adaptation

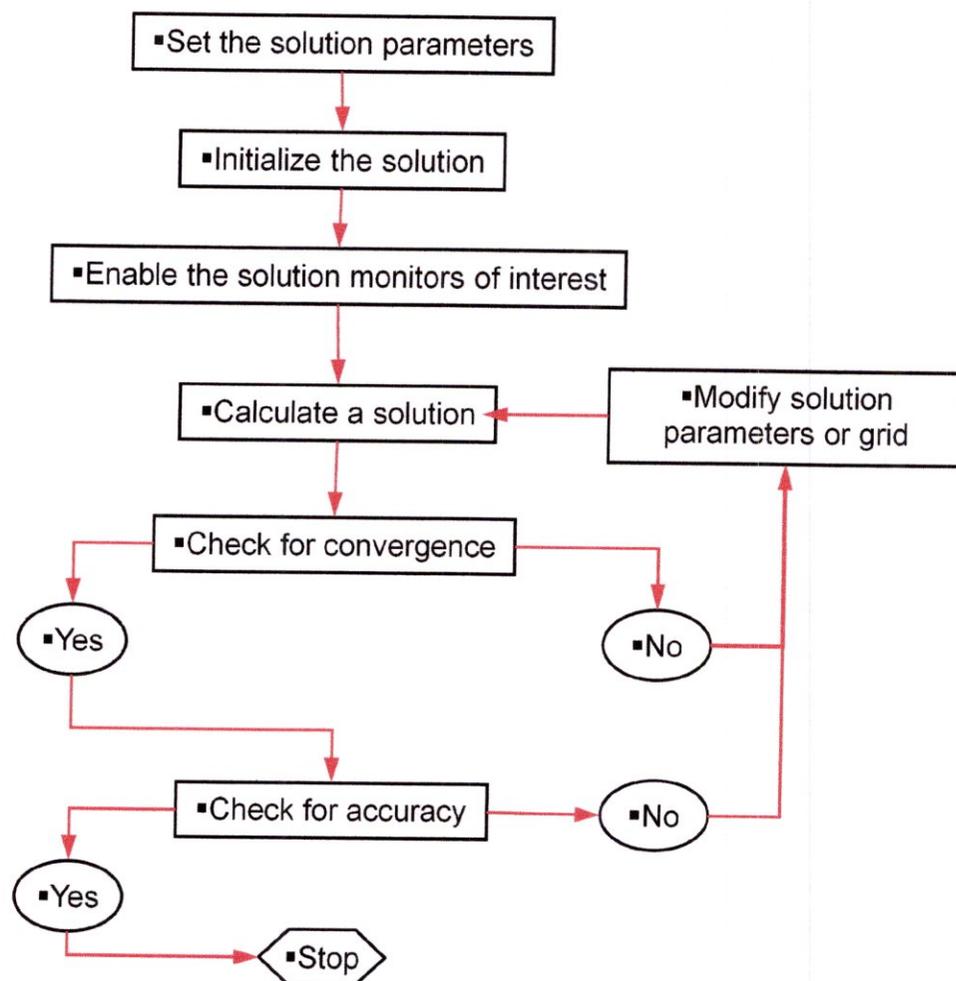


Figure 4-25 : Procédure de simulation dans CFX

#### 4-8-4 les solveurs existants dans CFX :

La base du solveur de CFX est similaire à celle de FLUENT donc elle contient deux types de solveur Pressure-based et Density-based

- Le solveur pressure-based prend les moments et les pressions comme variables primaire
- Le solveur pressure-based couplé (**PBCS**) est applicable pour la plupart des phases d'écoulement mais il n'est pas applicable pour les multiphases (Eulérien), et il recommande une mémoire de **1.5–2** fois le temps par rapport aux autres solveurs non couplés.

4-8-6 Installation des conditions aux limites :

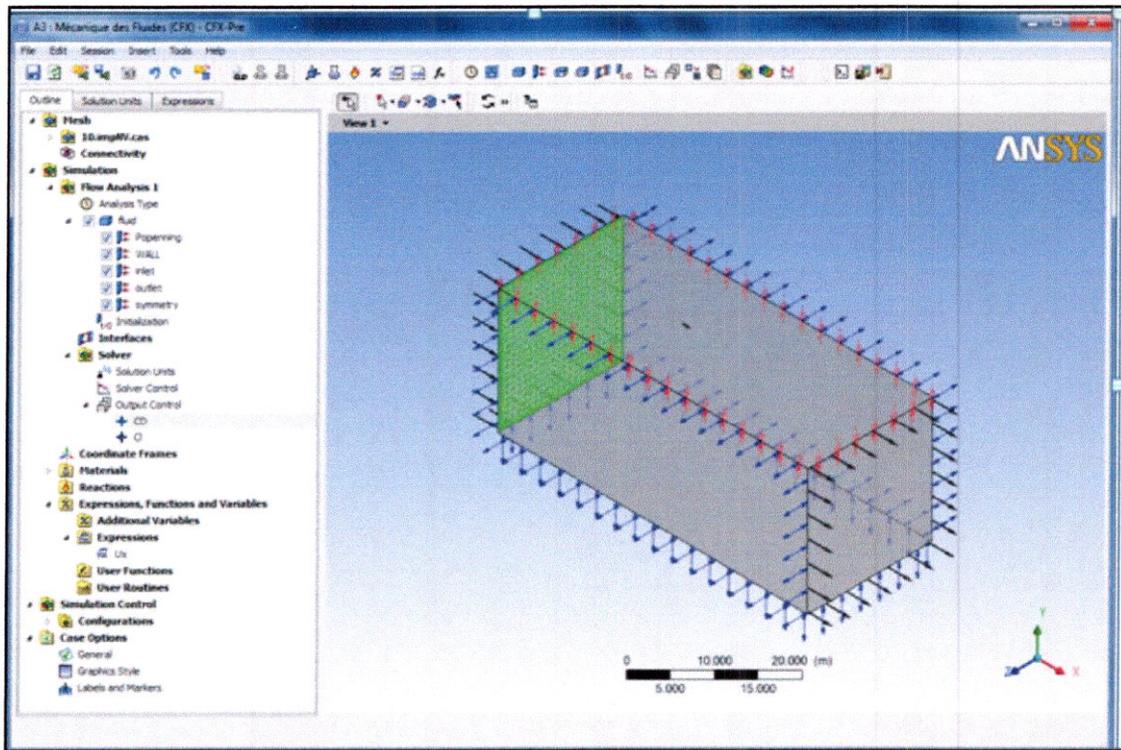


Figure 4-27: installations des conditions aux limites dans CFX-Pre

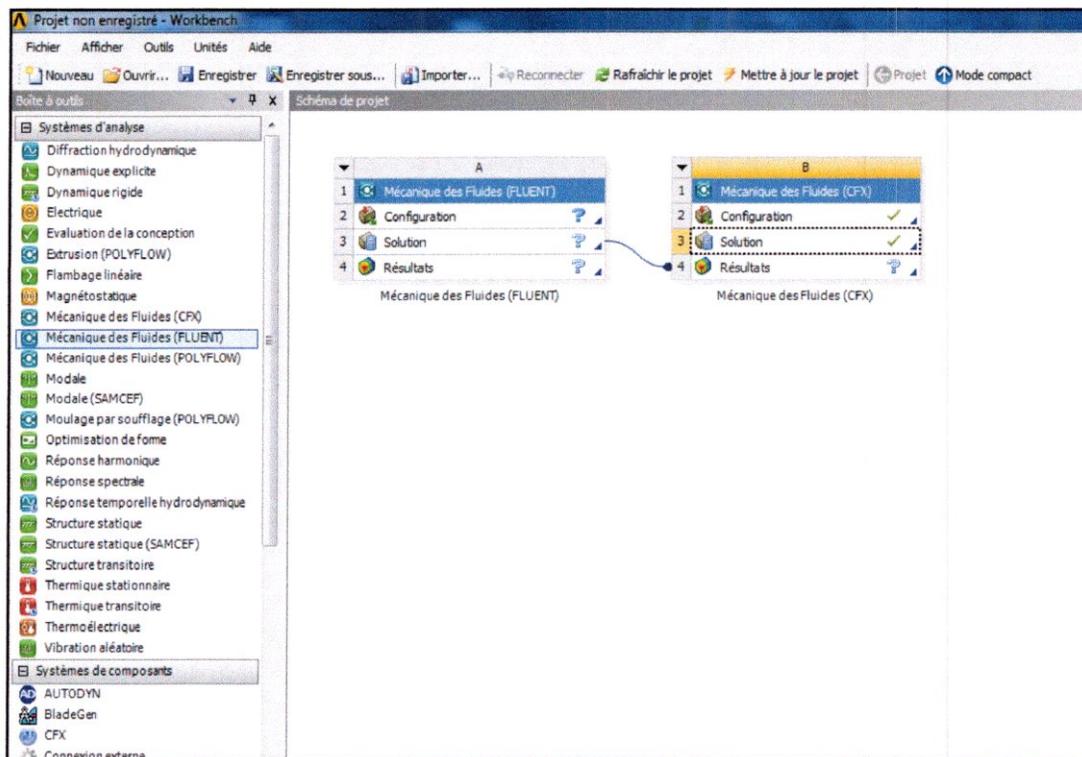


Figure 4-28 : Le passage de CFX-Pre vers CFX-Solver Manager

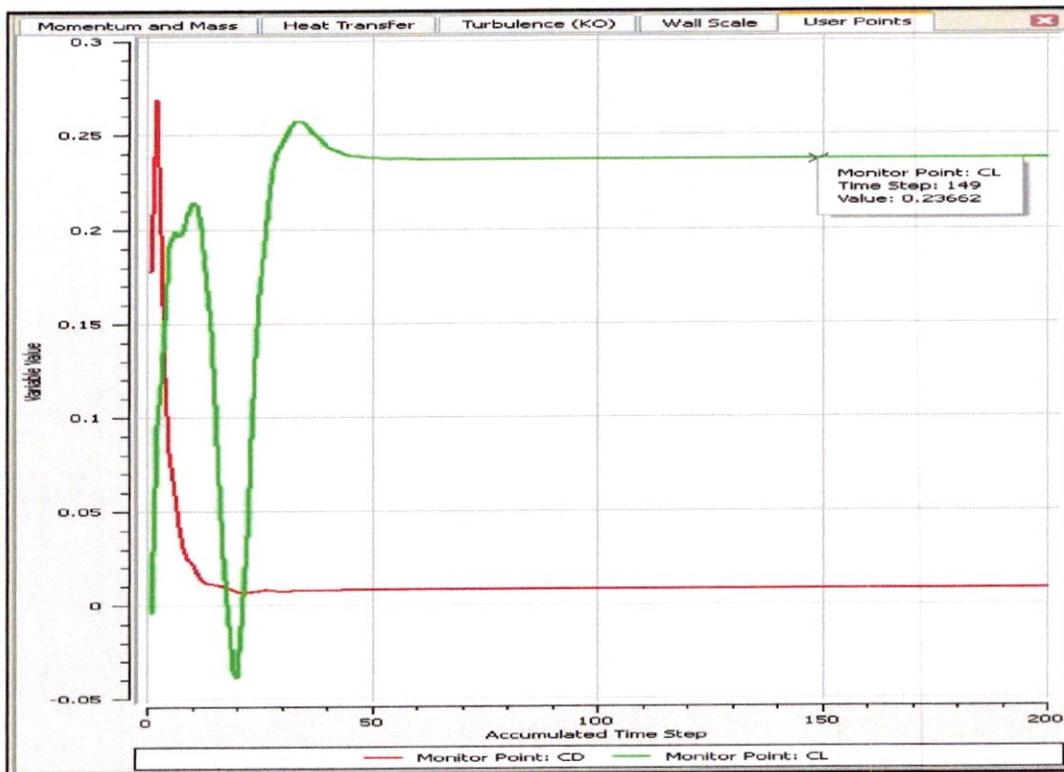
**4-8-7 Résultats des résidus sur CFX-Solver Manager :****Figure 4-29 : La solution des moniteurs sur le CFX-Solver Manager**



Figure 4-32 : Représentation du gradient de pression sur la configuration DLR-F4



Figure 4-33 : Répartition du contour de pression de la configuration DLR-F4 (partie supérieur)

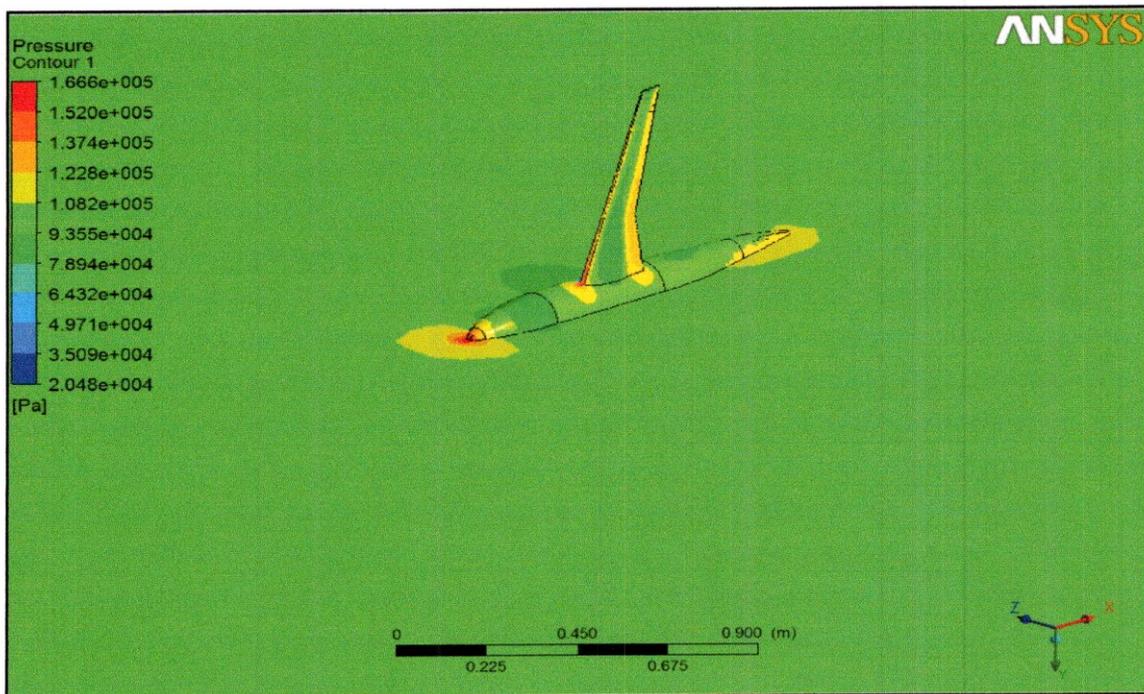


Figure 4-34 : Répartition du contour de pression de la configuration DLR-F4 (partie inferieur)

2<sup>ème</sup> cas : à partir du fichier résultat de FLUENT (.dat) :

4-8-8-2 les résultats de l'écoulement visqueux de la configuration DLR-F4:

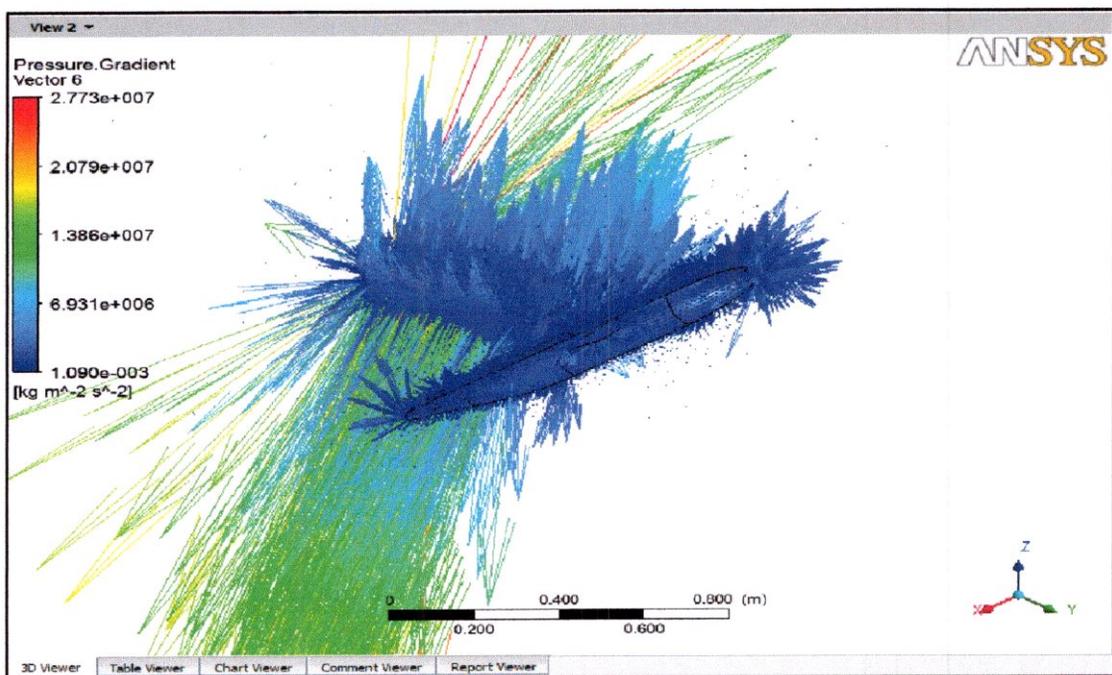


Figure 4-35 : Représentation du gradient de pression sur la configuration DLR-F4

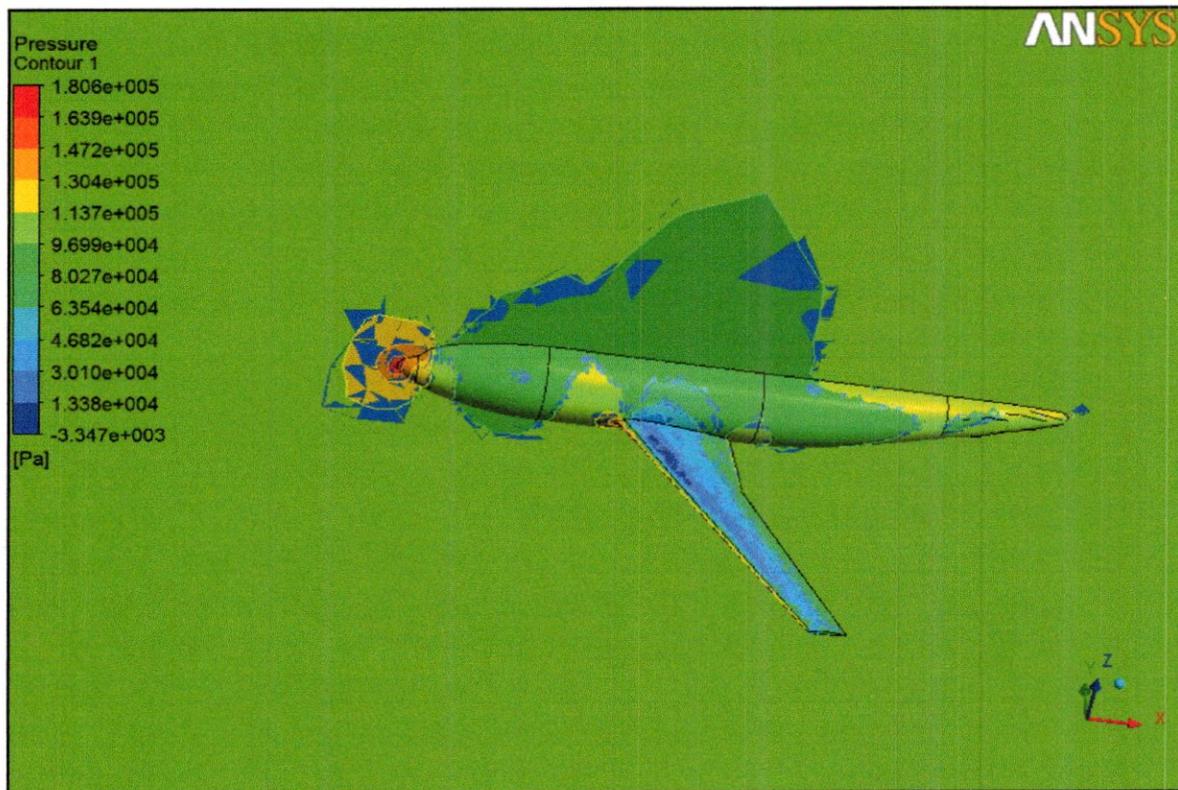


Figure 4-36 : Répartition du contour de pression de la partie supérieur du DLR-F4

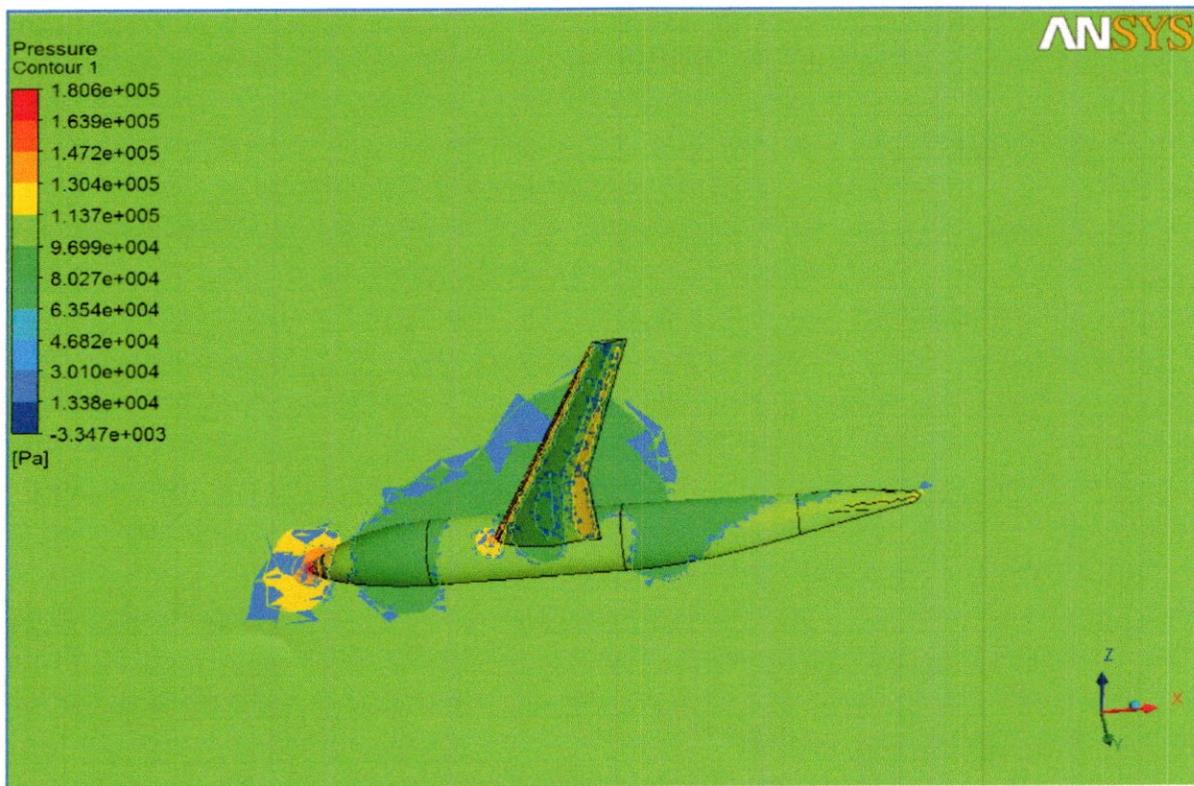


Figure 4-37 : Répartition du contour de pression de la partie inferieur du DLR-F4

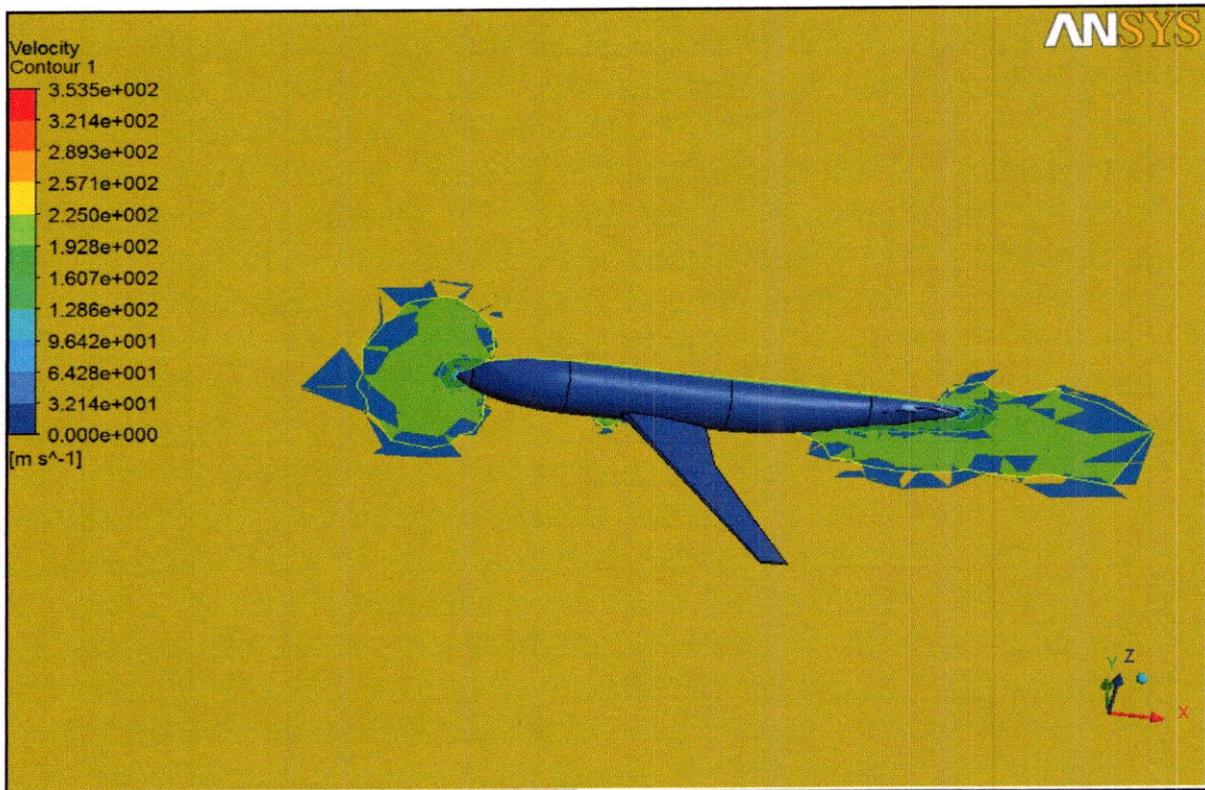


Figure 4-38 : Répartition du contour de vitesse de la configuration DLR-F4

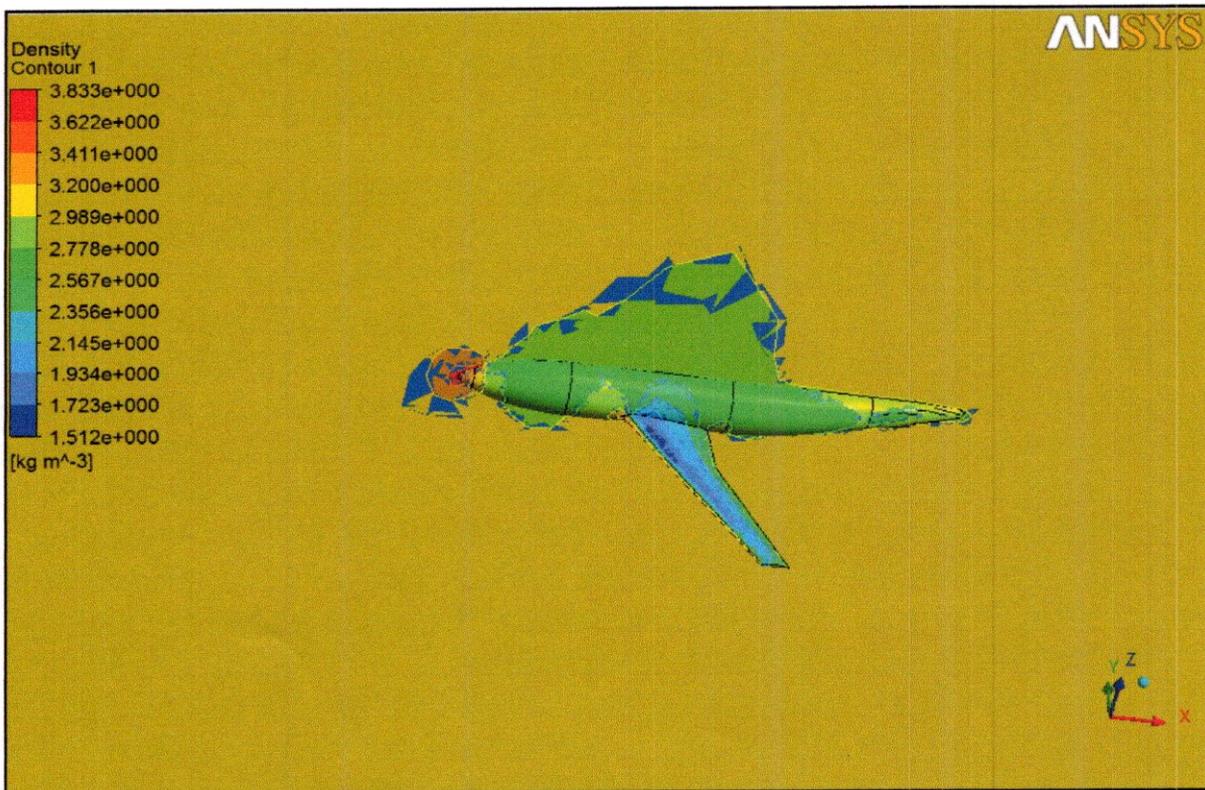
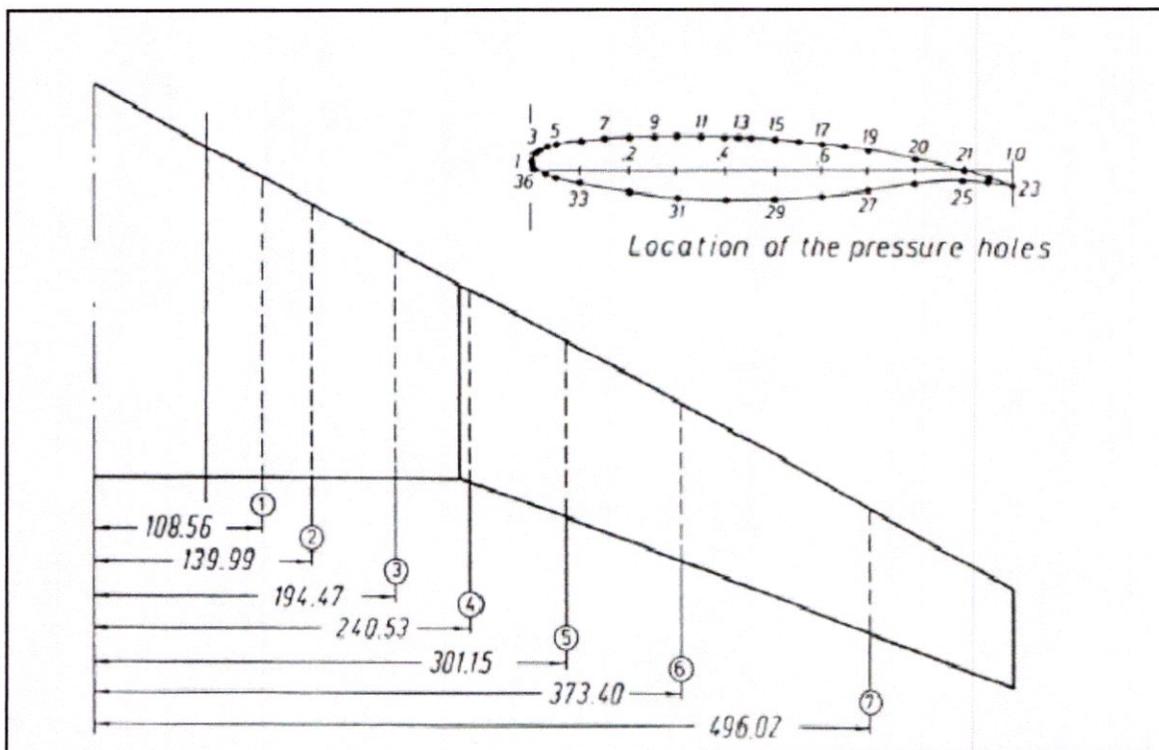


Figure 4-39 : Répartition du contour de densité de la configuration DLR-F4

#### 4-9 Comparaison avec les résultats expérimentaux [3] :

Pour tester la précision des résultats obtenus par le calcul des deux codes FLUENT et CFX, le coefficient de pression obtenu est comparé à celui qui a été mesuré dans 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.



**Figure 4-40 : Stations de mesure de  $C_p$  pour DLR-F4**

Dans ce rapport nous présentons les résultats de distribution de pression aux stations 2 (23.8%), 4 (40.9%) et station 7 (84.4%) de la demi-envergure.

Les résultats expérimentaux sont représentés dans la partie des annexes (voir annexe C).

4-10 Représentation graphique des coefficients de pression :

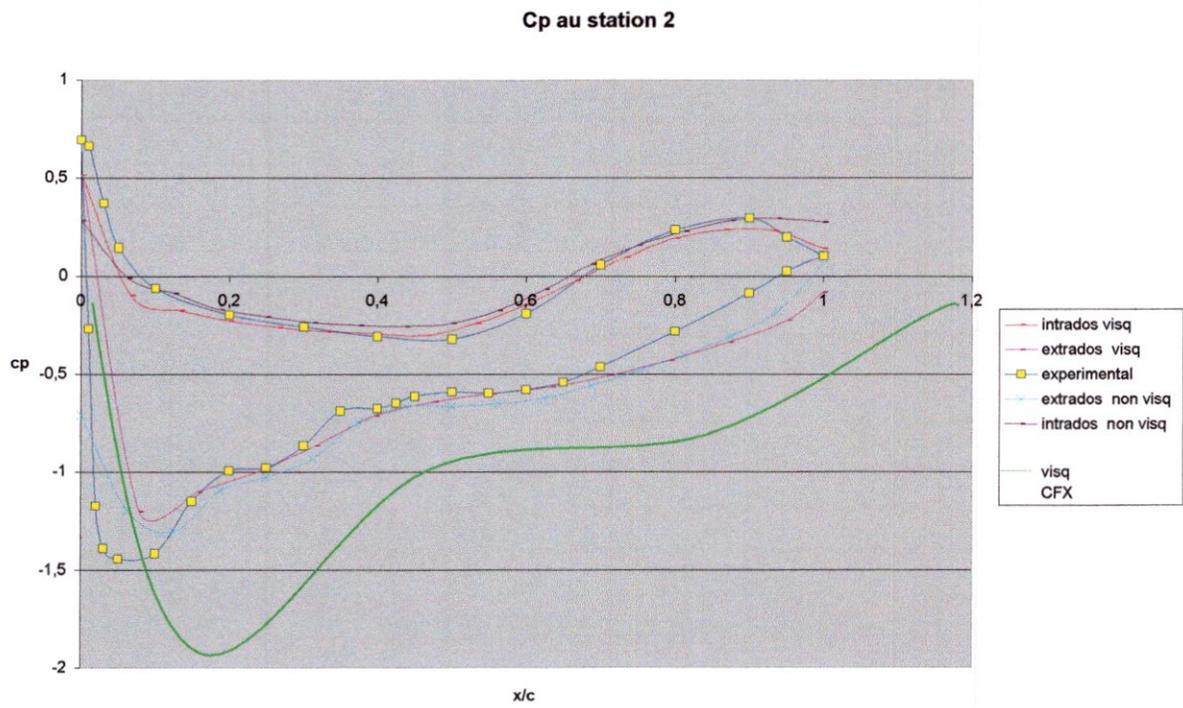


Figure 4-41 : La station 23.8 % de la demi-envergure du DLR-F4

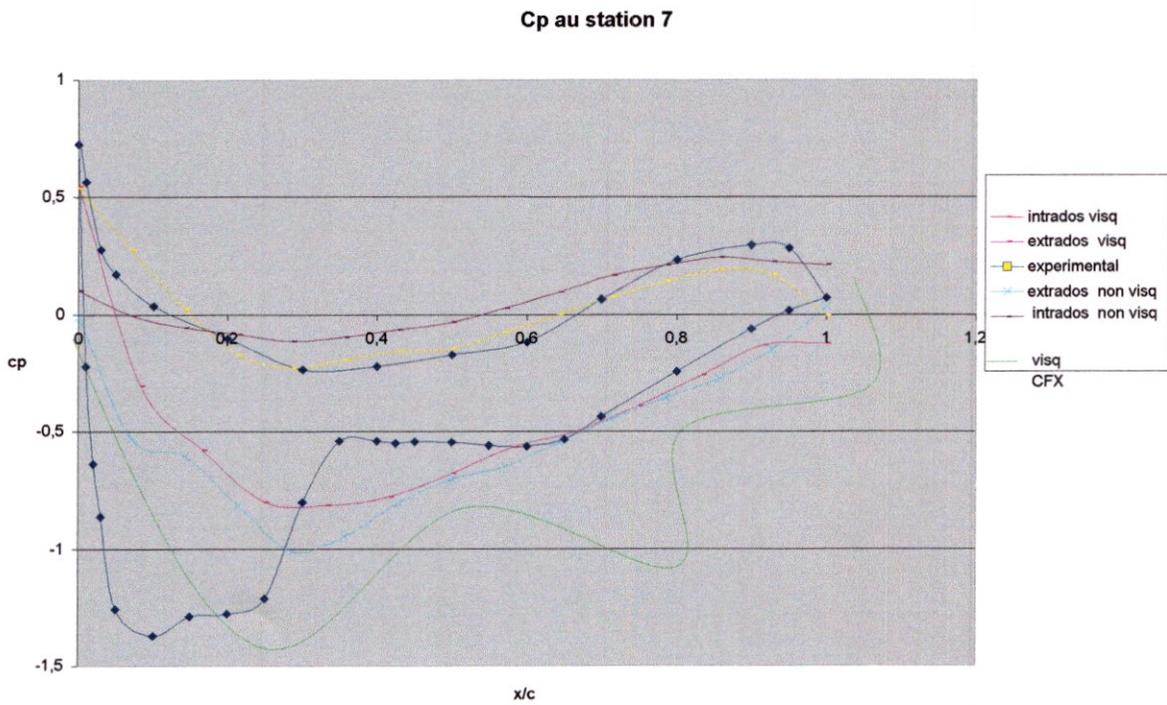


Figure 4-42 : La station 63.6 % de demi-envergure du DLR-F4

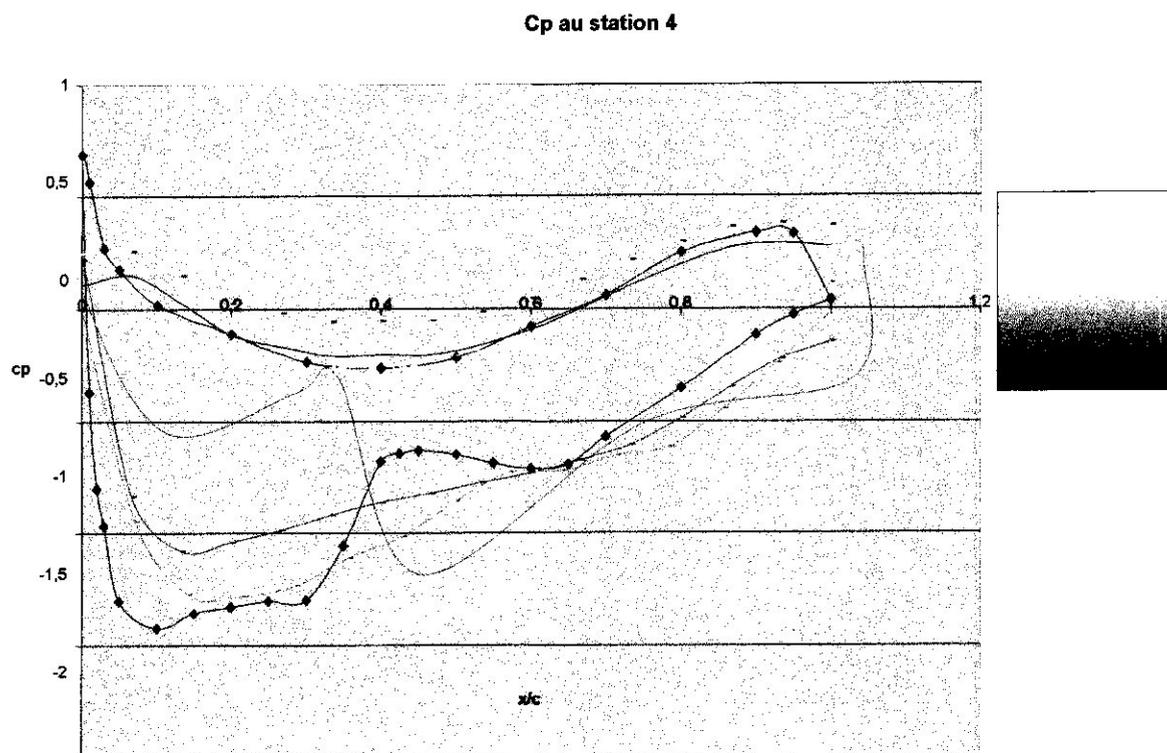


Figure 4-43 : La station 40.9% de demi-envergure du DLR-F4

#### 4-11 Interprétation des résultats :

Dans notre travail on a utilisé deux types de logiciels FLUENT et CFX et chaqu'un d'eux a donné son propre résultat.

Pour le code FLUENT la répartition de l'écoulement sur la configuration DLR-F4, on voit que la pression est plus importante au nez de l'avion (point d'arrêt) et au bord d'attaque de l'aile (ligne d'arrêt), la pression diminue plus qu'on s'approche de l'extrados jusqu'à une zone de dépression (zone bleu), la valeur de la pression dans cette zone est inférieure à la valeur de la pression de référence, et que la pression imposée sur l'intrados est importante, la différence de pression entre l'intrados et l'extrados donne la portance de l'avion.

Les coefficients de pression du calcul visqueux sont presque confondus à ceux du calcul non visqueux à cause de la valeur du nombre de Reynolds, plus que le nombre de

Reynolds augmente plus que la couche limite est mince, et que la différence est petite entre les mesures expérimentales et notre calcul.

Pour le code CFX et à partir du fichier maillage (.msh), la répartition de l'écoulement sur la configuration DLR-F4, on voit que la pression est importante au nez de l'avion (zone rouge) et une zone de dépression au niveau de la partie supérieur de l'aile (zone bleu) et une autre de surpression au bord d'attaque et une augmentation de la zone rouge autour du nez de l'avion (zone de surpression).

Pour le cas des résultats venant du fichier résultat de FLUENT (.dat), on remarque une zone de dépression sur la partie supérieure de l'aile (zone bleu), et une autre zone de surpression au bord d'attaque et au nez de l'avion et ce gradient de pression entre l'intrados et l'extrados va nous créer une force de portance.

#### ***4-12 Conclusion :***

Les résultats de simulations sous l'environnement FLUENT et CFX nous ont permis de mieux voir les compétences et les performances de ces deux derniers, et voir aussi les lacunes et les inconvénients de chacun pour un problème unique, en comparant les résultats de FLUENT et CFX avec l'expérimentales.

En faisant cette comparaison on voit que les résultats de CFX sont loin de l'expérience, le contraire des résultats qui viennent de FLUENT et qui sont presque confondu avec les résultats de l'expérience; cela nous donne une seule conclusion c'est que FLUENT dans ce cas est mieux que CFX, on peut dire aussi que CFX ne donne pas des bonnes résultats dans le cas des écoulements extérieur, en revanche il est conseillé de l'utiliser pour les écoulements intérieur, le cas des écoulements dans une turbomachine ou à l'intérieur d'un compresseur; d'ailleurs il contient une brochure spécial s'appel Turbomachinery.

## *Conclusion générale :*

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, elle devient intéressante lorsqu'on est très proche du design final, elle ne constitue que la phase ultime.

D'un point de vue 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.

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, ainsi le code CFX qui n'est pas juste un simulateur des écoulements intérieurs surtout mais aussi un mailleur.

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 sont toujours en état d'évolution.

*Annexes*

*et*

*bibliographie*

## Annexes A

---

far_out	25	pressure-far-field
far_in	24	pressure-far-field
far_bot	26	pressure-far-field
wing_up	21	wall
wing_dn	22	wall
fuse_0	29	wall
fuse_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

### Setup Conditions

Condition	Value
Gauge Pressure (pascal)	102311
Mach Number	0.75
Temperature (k)	233
Coordinate System	0
X-Component of Flow Direction	0.99984002
Y-Component of Flow Direction	0
Z-Component of Flow Direction	0.017449999
X-Component of Axis Direction	1
Y-Component of Axis Direction	0
Z-Component of Axis Direction	0
X-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Y-Coordinate of Axis Origin (m)	0
Z-Coordinate of Axis Origin (m)	0

### Solver Settings

#### Equations

Equation	Solved
Flow	yes

#### Numerics

Numeric	Enabled
Absolute Velocity Formulation	yes

#### Relaxation

Variable	Relaxation Factor
----------	-------------------

#### Linear Solver

---

## Annexes B

### *Fichier summary pour le calcul visqueux:*

FLUENT

Version: 3d, dbns imp, S-A (3d, density-based implicit, Spalart-Allmaras)

Release: 13.0.0

Title:

Models

-----

Model	Settings
Space	3D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Vorticity
Heat Transfer	Enabled
Solidification and Melting	Disabled
Radiation	None
Species	Disabled
Coupled Dispersed Phase	Disabled
NOx Pollutants	Disabled
SOx Pollutants	Disabled
Soot	Disabled
Mercury Pollutants	Disabled

Material Properties

-----

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	0.0242
Viscosity	kg/m-s	constant	1.649946e-05
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Speed of Sound	m/s	none	#f

Material: aluminum (solid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

Boundary Conditions

-----

## Annexes B

---

### Solver Settings

---

#### Equations

Equation	Solved
Flow	yes
Modified Turbulent Viscosity	yes

#### Numerics

Numeric	Enabled
Absolute Velocity Formulation	yes

#### Relaxation

Variable	Relaxation Factor
Modified Turbulent Viscosity	0.8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

#### Linear Solver

Reduction Variable	Solver Type	Termination Criterion	Residual Tolerance
Flow	F-Cycle	0.1	
Modified Turbulent Viscosity	Flexible	0.1	0.7

#### Discretization Scheme

Variable	Scheme
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	First Order Upwind

#### Time Marching

Parameter	Value
Solver	Implicit
Courant Number	5

## Annexes C

---

Les résultats expérimentaux pour la configuration DLR-F4 :

SECTION	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

## Annexes C

---

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

- [1] The American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA « le 19<sup>ème</sup> challenge sponsorisé par le comité de l'aérodynamique appliquée », inspiré du site [aiaa.larc.nasa.gov](http://aiaa.larc.nasa.gov)
- [2] **Anthony Keating, Jeremy Beedy and Richard Shock** « Lattice Boltzmann Simulations of the DLR-F4, DLR-F6 and Variants »; 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7 - 10 January 2008, Reno, Nevada.
- [3] **G. REDEKER** « Advisory group for aerospace research & development »; AGARD-AR-303 volume 2; AUGUST 1994.
- [4] **ANSYS, INC.** « *Tutorial ANSYS Introduction to CFD* » APRIL 28, 2009.
- [5] **C. Pozrikidis** « FLUID DYNAMICS Theory, computation, and Numerical simulation » University of California, San Diego La Jolla, California 92093-0411 U.S.A
- [6] **O.J. Boelens, M. Laban, C.M. van Beek and R. van der Leeden** « Accurate computation of drag for a wing/body configuration using multi-block, structured-grid CFD technology » National aerospace laboratory NLR; 2001
- [7] **J. Blazek, Elsev** « Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications », 2001.
- [8] **J.B. Vos, A. Rizzi et al. Progressin** « Navier Stokes Solvers in European Aircraft Design, Aerospace Sciences », 2002.
- [9] **ANSYS, INC.** « Introductory FLUENT Training » APRIL 28, 2009.
- [10] **ANSYS, INC.** « introduction to CFD fluent12 lecture » APRIL 28, 2009.
- [11]: **ANSYS, INC.** « introduction to CFD » page 14, APRIL 28, 2009.
- [12] La société d'ANSYS « por teil comstumer ».COM