

Résumé

La simulation numérique est aujourd'hui un outil majeur dans la conception des objets aérodynamiques, que ce soit dans l'aéronautique, l'automobile, l'industrie navale, etc... Un des défis majeurs pour repousser les limites des codes de simulation est d'améliorer leur précision, tout en utilisant une quantité fixe de ressources (puissance et/ou temps de calcul). Cet objectif peut être atteint par plusieurs approches. Dans cette thèse, nous tentons de faire un calcul de performances sur une aile *ONERA M6* à l'aide d'un type de maillage structuré multiblocs généré par un code *Icem-Cfd*. Les résultats obtenus par ces tests confirment ce qui est attendu par la théorie et mettent en avant certains avantages du maillage utilisé.

Abstract

Numerical simulations are nowadays a major tool in aerodynamic design in aeronautic, automotive, naval industry etc... One of the main challenges to push further the limits of the simulation codes is to increase their accuracy within a fixed set of resources (computational power and/or time). The objective can be achieved with several approaches, in this work we try to calculate the aerodynamic performances of the wing *ONERA M6*, with structured grid generated by the *Icem-Cfd* code. The results obtained confirm what's awaited by the theory and propose certain advantages of the grid used.

Remerciements

Je voudrais tout d'abord remercier ceux sans qui ce travail n'aurait jamais vu le jour.

Je voudrais notamment exprimer toute ma gratitude à M^r TAJI ALI pour son encadrement, sa disponibilité, ses corrections, son soutien dans les moments difficiles et surtout ses conseils qui m'ont permis de progresser.

Je voudrais remercier aussi les membres du jury pour avoir acceptés d'examiner mon manuscrit avec leurs yeux expérimentés.

Je voudrais maintenant exprimer mon éternelle gratitude aux personnes et amis qui m'ont aidé dans ce travail.

Je remercie enfin toute ma famille mes parents mon frère et sœurs pour leur soutien inestimable.

Nomenclature
Liste des figures

Sommaire

Introduction générale

Chapitre I

1 Utilité de la CFD en ingénierie	4
2 Étapes d'une simulation numérique	4
2.1 La géométrie	5
2.2.1 Le maillage	5
2.2.2 Le générateur de maillage	6
2.3 Nécessité des modèles	6
2.4 Conditions de frontière	6
2.5. Le solveur	7
2.5.1 Présentation du solveur (Fluent)	8
2.6 Traitement des résultats	8
2.7 Validation expérimentale	8
3. Représentation de la physique du système	9
3.1 Le modèle Spalart-Allmaras	9
3.2 Le modèle k- ϵ	9
3.3 Le modèle k- ω standard et le modèle k- ω -SST	10

Chapitre II

Introduction	12
I.1 Notion de maillage	12
I.1.1 Nœuds et éléments	12
I.1.2 Géométrie et topologie	13
I.1.3 Connectivité	13
I.1.4 Orthogonalité	14
I.1.5 Monobloc et multibloc	15
I.1.6 Recouvrement	16
I.1.7 Conforme et non conforme	16
I.1.8 Blocs et groupes	17
I.1.9 Raccordement	17
I.2.1 Méthode multibloc conforme	18
I.2.2 Méthode multibloc non-conforme	19
I.3 Les méthodes multibloc	20
I.4 Vers un raccordement implicite des blocs	24
Conclusion	25

CHAPITRE III

Introduction	27
1 Méthodologie	27
2 Description du cas test	28
3 Création de la géométrie et génération du maillage	30

4 Résultats et analyse.....	33
4.1 Premier cas : $H=1.5$, $h=1$, $Re = 50$	34
4.2 Deuxième cas: $H=1.5$, $h=1$, $Re = 150$	36
5 Discussion	38
Conclusion	39
Chapitre IV	
Introduction	41
1 Utilité d'un maillage structuré	41
2 Géométrie	42
3 Génération de maillage	42
3.1 Introduction de la géométrie sous ICEM-CFD	43
3.2 Création du domaine de calcul « Fairfield »	43
3.3 Création d'une aile fictive.....	44
3.4 Attribution des familles	45
3.5 Blocking	45
3.5 .1 Stratégie de blocking	46
3.5 .2 Création des blocs	47
3.5 .2 Fusion des blocs.....	48
3.6 Paramètres du maillage	49
3.7 Suppression du bloc	50
3.8 La projection.....	51
3.9 Pré –maillage et ajustement	52
3.10 Obtention du maillage.....	54
4 Choix du solveur	54
Conclusion	54
Chapitre V	
Introduction	56
Résultats et comparaison	56
1.1 Première simulation	56
1.2 Configuration d'écoulement	56
1.3 Maillage	56
1.4 Vérification de la convergence.....	57
1.5 Contours de pression et de mach.....	58
1.6 Coefficients de pression	59
2.1 seconde simulation	61
2.2 Configuration d'écoulement	61
2.3 Maillage	62
2.4 Vérification de la convergence	62
2.5 Contours de pression et de mach.....	63
2.6 Coefficients de pression	65
2.7 Coefficients de portance et trainée.....	67
Conclusion	68
Conclusion générale.....	69

Annexes

Liste des figures

Figure II.1 : notion de maillage [1].	13
Figure I.2 : Quelques types d'éléments [1]	13
Figure II.3 : Exemples de maillages [1].	14
Figure II.4 : Maillage sur un disque [1]	15
Figure II.5 : configuration d'un cas de maillage multibloc [2]	15
Figure II.6 : Exemples de grilles multiblocs : (a) cas conforme; (b) cas non-conforme [1].	16
Figure II.7 : Méthode de raccordement pour des maillages conformes	18
Figure II.8 : Principe de la méthode conforme.	18
Figure II.9 : Méthode de raccordement pour des maillages non-conformes.	19
Figure II.10: représentation des nœuds fantôme [1].	20
Figure III.1 : Illustration de la géométrie utilisée pour l'étude de l'écoulement laminaire autour d'une marche descendante	29
Figure (III-2-a, b) : Caractéristiques physiques générales d'écoulement en aval de la marche descendante [5]	30
Figure (III-3) : Visualisation des segments du domaine avec leurs labels (gambit).	31
Figure (III-4) : Visualisation des surfaces du domaine avec leurs labels (gambit)	32
Figure (III-5) : Visualisation des mailles linéiques (gambit)	32
Figure (III-6) : Visualisation des mailles surfacique (gambit)	33
Figure (III-7) : convergence de la solution $Re=50$ (fluent).	34
Figure (III-8) : contour de vitesse $Re=50$ (tecplot).	35
Figure (III-9) : Profil de vitesse aux différentes stations $Re=50$ (tecplot).	35
Figure (III-10) : Lignes de courants $Re=50$ (tecplot)	36
Figure (III-11) : Zoom sur la zone de recirculation (tecplot)	36
Figure (III-12) : Le résidu de l'équation de continuité et les vitesses en fonction du nombre d'itérations $Re=150$ (fluent)	37
Figure (III-13) : contour de vitesse $Re=150$ (tecplot)	37
Figure (III-14) : Les Profile de vitesse $Re=150$ (tecplot)	38
Figure (III-15) : Les lignes iso vitesse $Re=150$ (tecplot)	38
Figure (III-16) : Les lignes de courant $Re=150$ (tecplot)	39
Figure (III-17) : Zoom sur la zone de recirculation (tecplot)	39
Figure IV.1 : dimensions de l'aile ONERA M6.	42

Figure IV.2 : dimensions du domaine de calcul (far Field) (icem-cfd).	43
Figure IV.3 : Vue isométrique de l'aile et la partie fictive (icem-cfd)	44
Figure IV.4 : Définition des familles des parties (icem-cfd).	44
Figure IV.5 : Vue de l'ensemble bloc, far-Field (icem-cfd)	46
Figure IV.5 : Vue globale des blocs (icem-cfd).	46
Figure IV.6 : Vue de l'ensemble globale des blocs restés (icem-cfd).	48
Figure IV.7 : Vue des blocs utilisés pour l'aile et la partie fictive (icem-cfd).	48
Figure IV.8 : paramètres de maillage (icem-cfd)	49
Figure IV.9 : Vue isométrique du bloc supprimé.....	50
Figure IV.10 : bloc après projection (icem-cfd)	50
Figure IV.11: Pré- maillage (icem-cfd).	52
Figure IV.12 : Vue isométrique globale de maillage (tecplot).	53
Figure IV.13 : Vue de maillage de l'aile et le plan de symétrie (tecplot)	53
Figure V.1 : maillage de l'aile ONERA M6 (tecplot)	57
Figure V.2 : courbe du résidu (graphwin)	57
Figure V.3 : historiques de convergence des coefficients c_l , c_d , c_m (tecplot)	57
Figure V.4 : la pression sur l'aile ONERA M6 (tecplot).	58
Figure V.5 : les lignes mach sur l'aile ONERA M6 (tecplot).	58
Figure V.6 : les contours de pression sur des différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecplot).	61
Figure V.7 : les coefficients de pression dans les différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecplot).	62
Figure V.8 : maillage de l'aile ONERA M6 (tecplot).	62
Figure V.10 : historiques de convergence des coefficients c_l , c_d , c_m (tecplot).	63
Figure V.9 : courbe du résidu (graphwin)	63
Figure V.11 : la pression sur l'aile ONERA M6 (tecplot)	64
Figure V.12: contour de mach sur l'aile ONERA M6 (tecplot).	64
Figure V.13: Contour de pression [11].	66

Figure V.14: les coefficients de pression dans les différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecplot).	66
Figure V.15: coefficient de portance et trainée en fonction d'alpha (incidence) de l'aile ONERA M6 (origin)	67
Figure V.16: la polaire de l'aile ONERA M6 (origin).....	68

Liste des tableaux

Tableau II.1 : Algorithme de la méthode de Schwarz multiplicative [1].	22
Tableau II.2 : Algorithme de la méthode de Robin [1].	23
Tableau II.3 : Algorithme de résolution implicite du Laplacien sur deux blocs avec recouvrement [1].	25
Tableau (III-1) : taille du maillage	33
Tableau IV.1 : conditions aux limites	53

Nomenclature

Cl : coefficient de portance.
Cd : coefficient de trainée.
Cp : coefficient de pression.
Cm : Coefficient du moment.
 ρ : masse volumique de en kg/m³.
 γ : Forces d'inertie.
Re : Nombre de Reynolds.
 α : Angle d'incidence.
 ν : la viscosité cinématique en [m²/s].
T : la température.
M : nombre de mach.
A : la surface.
 θ : Epaisseur de quantité de mouvement.
U : vitesse du fluide [m/s].
L : longueur caractéristique [m].
a : vitesse du son.
Pt : pression totale.
Ps : pression de statique.
 γ : Rapport des chaleurs spécifiques (Cp/Cv).
Y+ : distance adimensionnée de la première maille à la paroi.
M ∞ : Nombre de Mach à l'infini Nombre de Mach à l'infini.
u : Composante horizontale de la vitesse [m/s].
v : Composante verticale de la vitesse [m/s].
 τ_w : Cisaillement pariétal.

Abréviations

AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
DNS	Direct Numerical Simulation
LES	Large Eddy Simulation
CFD	Computational Fluid Dynamics

Introduction générale

Ces dernières années, les simulations numériques ont pris une importance grandissante tant pour l'étude des phénomènes physiques que pour le calcul d'écoulements industriels. Moins coûteuses que les expériences sur les bancs d'essai, elles permettent de modifier facilement les paramètres, qui s'adaptent facilement aux géométries complexes rencontrées dans l'industrie et qui tiennent en compte les comportements complexes d'un fluide en situation réelle (turbulence, compressibilité, etc...).

Le premier pas de la chaîne de la simulation numérique du problème est le développement et l'adaptation du maillage autour d'une géométrie choisie. Un maillage de bonne qualité est indispensable pendant la procédure du calcul pour que les résultats soient acceptables et utilisables pour pouvoir recueillir des conclusions.

Il est bien évident que les techniques de maillages non-structurés peuvent éviter ces situations, il demeure que les maillages structurés sont bien adaptés pour de nombreuses applications, et en particulier pour des écoulements à nombres de Reynolds élevés autour des géométries complexes en dimension 3. Ces types de problème posent des exigences élevées sur la qualité et l'efficacité du processus de génération de maillages structurés.

Les méthodes numériques de génération de maillages 3D, qui est l'objectif de notre travail, consistent à trouver une transformation permettant de faire correspondre le domaine de calcul physique à un domaine cartésien, afin de retrouver les qualités de régularité et de conformité aux frontières de ce dernier.

Ce travail de thèse s'inscrit dans la logique suivante :

Le chapitre I donne une approche sur les procédures suivies pour les simulations numériques, ensuite nous exposons brièvement l'ensemble des codes utilisées soit pour la création du maillage ou l'étude d'écoulement, enfin les modèles de turbulences utilisés sont présentés.

Le deuxième chapitre est consacré à la définition générale du maillage structuré, nous faisons un rappel des définitions autour de différentes notions relatives aux maillages, un descriptif des modèles et méthodes numériques ainsi qu'une bibliographie sur les méthodes de raccordement de maillage. Nous distinguons principalement les maillages multiblocs conformes et non-conformes structurés par bloc sont entamés.

Nous consacrons le chapitre III à la simulation d'écoulement laminaire incompressible à travers une marche descendante (backward step facing) et la mise en œuvre de la méthode multiblocs conforme en 2D. L'objectif est d'envisager l'utilité d'utilisation d'un type de maillage conforme multiblocs, sur des géométries constituées de plusieurs blocs, autrement dit comment transmettre des informations entre blocs indépendants au moment de leur construction, afin de voir une continuité d'écoulement entre les blocs. Les résultats sont ensuite comparés avec d'autres contributeurs.

Le quatrième chapitre donne une approche pour générer un maillage structuré autour d'une aile ONERA M6, une telle configuration consiste à utiliser des zones multiples obtenues par la partition du domaine en sous-domaines. une stratégie suivie est alors bien détaillé et justifié.

Dans la dernière partie où les performances aérodynamiques de l'aile ONERA M6 sont calculées, dans des cas d'écoulements transsoniques avec des modèles de turbulence spalart-allmaras et k-epsilon pour chaque cas test, les différents résultats présentés par le code *fluent*, sont analysés et comparés avec l'expérimentale ou des résultats provenant d'autres contributeurs.

CHAPITRE

I

Procédures des simulations numériques

Sommaire

Page

1 Utilité de la CFD en ingénierie.....	4
2 Étapes d'une simulation numérique	4
3. Représentation de la physique du système.....	9
3.1 Le modèle Spalart-Allmaras	9
3.2 Le modèle k- ϵ	9
3.3 Le modèle k- ω standard et le modèle k- ω -SST	10

1 Utilité de la CFD en ingénierie

La CFD est le calcul numérique appliqué à la mécanique de fluides. Cela consiste à résoudre dans une géométrie donnée les équations fondamentales de la mécanique des fluides, que l'on peut éventuellement coupler aux équations de transfert thermique ou de réaction chimique.

Historiquement, la CFD a commencé à se développer en génie mécanique, pour étudier les écoulements autour d'un objet afin de mieux le profiler (ailes d'avions, automobiles). Le travail exige des solides connaissances dans les deux sous branches ou disciplines: la mécanique de fluides et l'analyse numérique, car des erreurs significatives pourraient être faites par les utilisateurs ayant des lacunes dans l'une ou l'autre de ces disciplines [11].

L'utilisation des codes CFD à volumes finis (comme Fluent, CFX, Flow 3D) nécessite des grandes ressources de calculs pour l'obtention des résultats assez approximatifs, alors des ressources encore plus grandes de calculs sont nécessaires pour l'obtention des très bons résultats à cause de la complexité des équations Navier Stokes. Ces équations, gouvernant les écoulements des fluides visqueux, ne peuvent pas être résolues dans un temps de calcul raisonnable dans leur forme complète, alors la forme moyennée par rapport au temps, complétée avec des modèles de turbulence doit être utilisée.

2 Étapes d'une simulation numérique

Nous nous intéressons ici à la méthode des volumes finis, qui consiste à discrétiser le volume étudié sous la forme de petits blocs (volumes). Le théorème de Gauss est ensuite utilisé pour transformer les équations aux dérivées partielles en équations algébriques. C'est la méthode la plus utilisée par les codes commerciaux.

2.1 La géométrie

La première tâche est de borner le domaine de la simulation. Il faut s'assurer, soit que l'on est capable d'imposer correctement les conditions de frontières aux bornes du système, soit que les frontières sont suffisamment éloignées pour que le système soit peu sensible aux conditions imposées. Plusieurs essais sont parfois nécessaires. Si les outils numériques permettent aujourd'hui de prendre en compte toute la complexité géométrique des systèmes, il faut enlever les détails mineurs afin d'éviter le gaspillage des mailles dans l'étape suivante.

2.2.1 Le maillage

L'étape du maillage est une étape clé pour s'assurer de la validité des simulations. C'est l'étape de découpage du volume étudié en petits volumes élémentaires. Le maillage en général n'est pas régulier : les mailles doivent être plus petites (maillage fin) dans les zones où les gradients de vitesse, de température ou de concentration vont être les plus importants. Si ces zones ne peuvent pas être prédites, il convient de faire quelques essais itératifs avec ajustement du maillage.

Dans le cas d'une étude des frottements ou du transfert thermique en paroi, il faut résoudre les équations dans la couche limite près de la paroi ; en général, les codes de calculs proposent des moyens spécifiques pour mailler cette zone.

Une étude de sensibilité au maillage doit toujours être faite. Cela consiste à faire des simulations avec un nombre de mailles différent; si les résultats de simulation dépendent du maillage, il convient de resserrer celui-ci jusqu'à obtenir une indépendance entre maillage et solution. Si le maillage n'est pas assez bon, certains phénomènes locaux ne seront pas capturés (recirculations, décrochements de l'écoulement, points chauds, etc.).

2.2.2 Le générateur de maillage

Notre code de génération de maillage est icem-cfd; un pré-processeur basé sur l'application de la méthode des volumes finis, afin de générer des maillages de géométrie. Il regroupe plusieurs fonctions ;

- la définition de la géométrie du problème,
- le maillage et sa vérification,
- définition des frontières.

Dans le domaine de la mécanique des fluides, icem-cfd est le module de pré-processing le plus utilisé, que ce soit dans l'aéronautique ou dans l'industrie en générale. Ce module est également de plus en plus usité comme pré-processeur dans le calcul de structure.

2.3 Nécessité des modèles

Il est rare que les simulations concernent l'écoulement laminaire d'un fluide newtonien, seul cas qui ne nécessite pas l'utilisation de modèles physiques en supplément des équations de physique fondamentales. Dans tous les autres cas, il faudra faire appel à un ou plusieurs modèles pour représenter la turbulence, le caractère non newtonien du fluide, la coexistence de plusieurs phases et les interactions entre elles, les réactions chimiques, la porosité du milieu, etc. Il faut donc avoir une bonne connaissance de la physique et de la chimie de l'opération pour faire le bon choix.

2.4 Conditions de frontière

Au niveau des frontières du domaine simulé, certaines variables doivent être fixées. Par exemple s'il y a une entrée de fluide, on fixera sur le plan d'entrée le profil des vitesses, le niveau de turbulence, éventuellement la concentration en espèces et la température. Sur le plan de sortie, on pourra se contenter de fixer la valeur de la pression. Au niveau des parois, on spécifie les conditions de glissement ou d'adhérence du fluide et, éventuellement, la température de paroi

ou le flux de chaleur. Cette étape est souvent difficile dans le cas des écoulements diphasiques. Le cas de la simulation d'un cyclone est un exemple particulièrement compliqué (séparation des phases, écoulement tourbillonnant, importance des couches limites en parois).

La plupart des codes de calcul proposent également deux types de conditions de frontière particulières : Le plan de symétrie et le plan de conditions cycliques.

Le premier permet de réduire la taille du système simulé s'il existe un plan de symétrie dans la géométrie. Le second permet, par exemple, de ne modéliser qu'une aube dans une machine tournante ou de définir un domaine qui comporte une entrée et une sortie, et d'imposer que les conditions de frontière sur l'entrée soient systématiquement égales aux conditions calculées sur le plan de sortie.

2.5. Le solveur

C'est la partie du code de calcul consacrée à la résolution proprement dite du système d'équations discrétisées couplées aux modèles choisis. Plus le solveur est puissant, moins l'utilisateur a besoin d'intervenir. Mais il est encore souvent utile d'agir sur le solveur manuellement pour modifier le facteur de sous-relaxation ou le pas de temps afin d'assurer la convergence de la simulation. Cette convergence est censée mener l'utilisateur vers la solution physique. L'unicité de cette solution demeure encore une hypothèse sans preuve mathématique, mais est, le plus souvent, heureusement, avérée en accord avec les résultats expérimentaux. Le suivi de la convergence est assuré par le calcul des résidus (une mesure, souvent normalisée, des erreurs locales). Lorsque les résidus passent au-dessous du seuil choisi, il convient de vérifier, à partir des résultats proposés, que les bilans globaux sont corrects (matière, enthalpie...). Si les résidus n'arrivent pas à diminuer suffisamment, il faut revenir aux étapes précédentes (choix des modèles, conditions de frontière, maillage). Si tout semble correct, il faut reprendre le problème en le simplifiant.

2.5.1 Présentation du solveur (*Fluent*)

Fluent est un code commercial de la CFD basé sur la méthode des volumes finis. Les équations gouvernant le comportement du fluide peuvent être résolues à l'aide des différents modèles physiques en régime incompressible ou compressible, non visqueux ou visqueux, laminaire ou turbulent, etc. [10].

Le transfert de chaleur et les écoulements réactifs, la formation des polluants et l'acoustique, se trouvent parmi les phénomènes étudiés à l'aide du Fluent. Les écoulements multiphasiques, les calculs des solutions sur plusieurs processeurs (en parallèles) et le post-traitement des résultats constituent d'autres capacités du Fluent [9]. Il est capable d'opérer sous *UNIX* ou sous *Windows*. Suite à la résolution des caractéristiques du problème à résoudre.

2.6 Traitement des résultats

Les codes de calcul proposent en général un logiciel de post-traitement, qui permet de visualiser facilement les champs de vecteurs, de température, les surfaces d'iso-valeurs, etc.

L'information est abondante, et l'ingénieur doit alors souvent exploiter les valeurs obtenues localement pour revenir à des valeurs globales qui vont caractériser l'opération (bilans, calculs de débits, de pertes de charge, de dissipation énergétique, etc.). Il peut s'appuyer sur des menus prédéfinis dans le code pour des calculs simples, ou développer lui-même des sous-programmes de traitement des résultats.

2.7 Validation expérimentale

L'étape ultime consiste à valider les résultats de simulation. Cette étape demeure indispensable. La validation ne peut pas concerner l'ensemble des résultats, la somme d'informations résultant d'une simulation étant toujours extrêmement importante. Elle ne peut donc être que partielle. Dans la majorité des cas, l'ingénieur ne peut se permettre qu'une validation par des valeurs globales, de type perte de charge ou consommation énergétique par exemple. La

concordance ne garantit pas l'exactitude des résultats locaux, mais rassure l'utilisateur.

Dans le cas où l'utilisateur dispose d'un pilote bien instrumenté, il est préférable de pouvoir accéder à des valeurs expérimentales locales (champs de vitesse par exemple) pour valider la simulation. Dans certains cas complexes, il peut être utile de s'appuyer sur un laboratoire de recherche disposant de ces facilités expérimentales.

3. Représentation de la physique du système

De nombreux modèles physiques sont nécessaires pour tenir compte de la complexité des phénomènes. On s'intéresse pour notre cas aux deux modèles utilisés pour la simulation.

3.1 Le modèle Spalart-Allmaras

Le modèle Spalart-Allmaras est une formulation simple à une équation. Ce modèle est surtout destiné à des applications aérospatiales, et il a donné des résultats satisfaisants concernant les calculs des couches limites soumises à de très forts gradients de pressions. Il devient de plus en plus populaire dans d'autres applications telles que les turbomachines. Sous sa formulation originale, le modèle Spalart-Allmaras est un modèle de turbulence à bas nombre de Reynolds nécessitant la résolution complète des équations de la couche limite.[12]

Cependant, certains codes de CFD couplent ce modèle avec des fonctions de parois lorsque la résolution du maillage n'est pas suffisamment fine. En outre, ce modèle est moins sensible aux erreurs numériques que les modèles $k-\epsilon$ et $k-\omega$. [12]

3.2 Le modèle $k-\epsilon$

Les modèles de turbulence les plus populaires sont les modèles dits à deux équations dont le modèle $k-\epsilon$. Il est fréquemment utilisé dans de nombreux

calculs d'ingénierie. Il est basé sur la formulation proposée par Launder et Spalding [13].

La robustesse, l'économie, et la précision dans la prédiction d'une large gamme de problèmes d'écoulements turbulents, expliquent sa popularité dans la simulation des écoulements industriels et les problèmes de transfert de chaleur.

Le modèle $k-\varepsilon$ est un modèle semi empirique et les équations utilisées découlent des considérations phénoménologiques et empiriques. Par rapport à sa formulation d'origine, le modèle a subi des améliorations pour l'adapter au mieux à certains cas d'écoulement. On retrouve ainsi la variante $k-\varepsilon - \text{RNG}$ (ReNormalisation Group) [14] et $k-\varepsilon$ modifié [15].

3.3 Le modèle $k-\omega$ standard et le modèle $k-\omega$ -SST

Le modèle $k-\omega$ est basé sur la formulation de Wilcox [16], dans laquelle il a introduit des modifications qui tiennent compte des effets liés aux bas Reynolds et à la compressibilité. Les deux variantes du modèle $k-\omega$, Standard et SST, sont des modèles semi empiriques et ils ont la même forme mathématique que les équations de transport de k et de ω . Le modèle $k-\omega - \text{SST}$ est basé sur la formulation proposée par Menter [17].

CHAPITRE

II

Notions de maillage structuré

<i>Sommaire</i>	<i>Page</i>
Introduction	12
I.1 Notion de maillage	12
I.1.1 Nœuds et éléments	12
I.1.2 Géométrie et topologie	13
I.1.3 Connectivité	13
I.1.4 Orthogonalité	14
I.1.5 Monobloc et multibloc	15
I.1.6 Recouvrement	16
I.1.7 Conforme et non conforme	16
I.1.8 Blocs et groupes	17
I.1.9 Raccordement	17
I.2.1 Méthode multibloc conforme	18
I.2.2 Méthode multibloc non-conforme	19
I.3 Les méthodes multibloc	20
I.4 Vers un raccordement implicite des blocs	24
Conclusion	25

Introduction

La réalisation d'une simulation passe par l'étape clé du maillage d'une géométrie dont la première fonction est de la représenter fidèlement, afin notamment d'en suivre les contours de manière optimale. D'autre part, il est le support sur lequel s'appuient les méthodes numériques visant à modéliser un problème physique. Ainsi, à la nature du maillage correspondent de grandes classes de méthodes ou techniques numériques : on distingue, par exemple, les maillages structurés et non-structurés, curvilignes ou cartésiens, localement orthogonaux ou non, monoblocs ou multiblocs, etc.

Un nombre considérable des méthodes numériques utilisées actuellement dans le domaine d'aérodynamique pour générer des maillages, est basé sur l'équation de Poisson. En utilisant cette approche les lignes du maillage sont générées comme des lignes équipotentielles et des lignes de courant. L'avantage de cette méthode est la simplicité des équations de Poisson transformées, qui peuvent être facilement résolues numériquement.

I.1 Notion de maillage

I.1.1 Nœuds et éléments

La modélisation numérique repose sur la reformulation des équations de conservation sur des volumes n élémentaires ou discrets, appelés éléments ou mailles. Associes à ces éléments, nous retrouvons les nœuds de discrétisation, c'est-à-dire les points de résolution des équations discrètes. Ceux-ci peuvent être aussi bien placés aux sommets des éléments qu'en leur centre ou encore sur les faces, selon la méthode de discrétisation utilisée.

Les éléments et les nœuds associés composent le maillage, un découpage géométrique du domaine de calcul. La Figure II.1 illustre la notion de maillage.

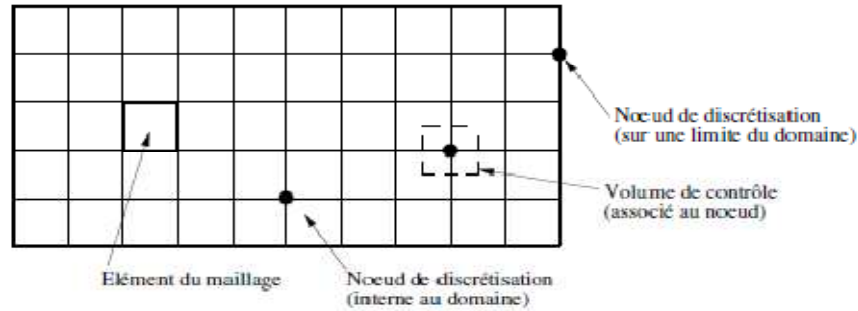


Figure II.1 : notion de maillage [1].

I.1.2 Géométrie et topologie

Nous faisons la différence entre la géométrie qui caractérise la forme du domaine et la topologie qui est le résultat du découpage spatial du domaine sur lequel s'appuie le maillage. La topologie est donc une classification des objets de type segments, faces, etc.

Nous distinguons plusieurs types de maillages, définis par le nombre de nœuds associés à chaque élément (Figure II.2) et par le nombre de liaisons pour chaque nœuds.

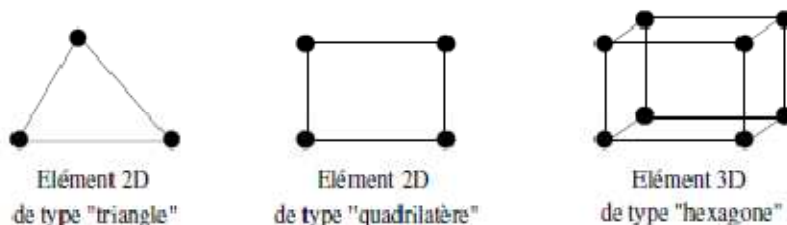


Figure I.2 : Quelques types d'éléments [1].

I.1.3 Connectivité

La connectivité décrit les liaisons entre les sommets des éléments. On parle de maillage structuré si les nœuds de même type (dans le domaine, sur une limite ou sur un coin) ont toujours le même nombre de nœuds voisins, ou sont associés au même nombre d'éléments.

La connectivité associée à ces nœuds est alors toujours de même type. Dans le cas d'un maillage non-structuré, la connectivité est de type quelconque, et le nombre de voisins de chaque nœud diffère localement (Figure II.3).

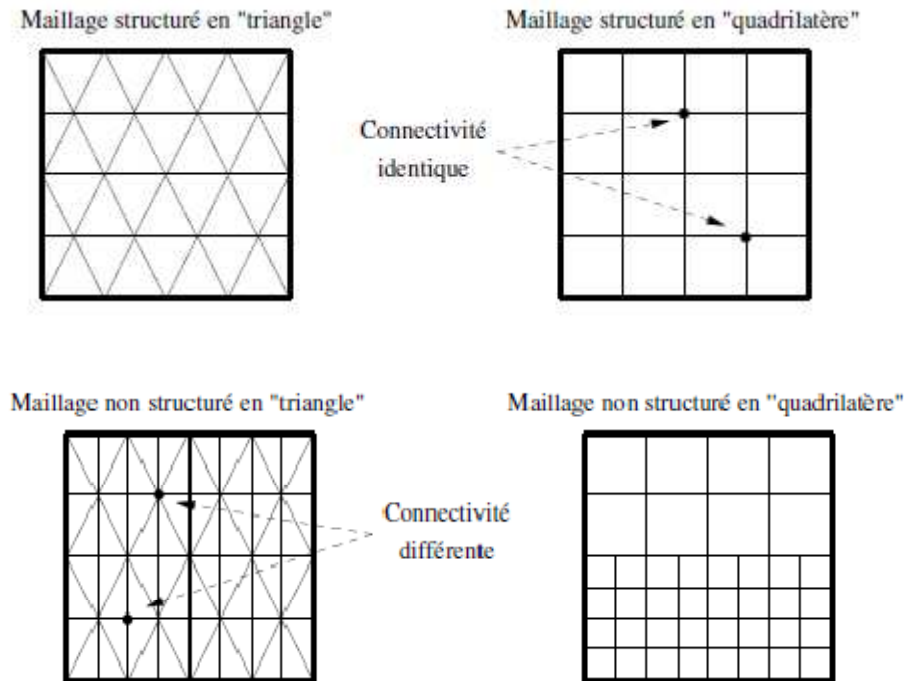


Figure II.3 : Exemples de maillages [1].

Le principal avantage des maillages structurés est une connaissance complète et immédiate du voisinage de chaque point de discrétisation. En effet, le nombre de nœuds est constant dans chaque direction de maillage. Dans le cas de maillage avec des quadrilatères, la connectivité des nœuds est de type $(i; j; k)$; $x_0 \leq i \leq imax, 0 \leq j \leq jmax, 0 \leq k \leq kmax$. La connaissance des indices d'un nœud en donne la position relative dans la grille. Cet avantage se trouve être aussi son principal inconvénient car les maillages structurés ne sont pas adaptés à tous les types de géométrie.

I.1.4 Orthogonalité

On parle de maillage orthogonal lorsque les lignes de maillages sont localement orthogonales entre elles. Cette notion inclut donc les grilles de type

polaire en 2D ou cylindrique en 3D (cylindre creux). L'orthogonalité d'un maillage est très contraignante pour l'approximation d'une géométrie. Il est par exemple impossible de construire une grille orthogonale sur un disque (Figure II.4). Le nœud au centre du disque ou les nœuds du rayon externe sont non-structurés.

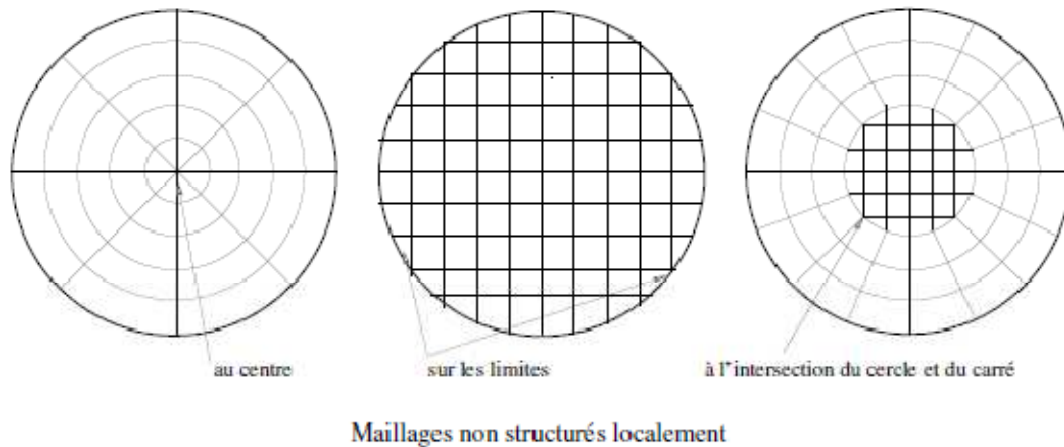


Figure II.4 : Maillage sur un disque [1].

I.1.5 Monobloc et multibloc

Il existe de nombreux codes industriels de génération automatique de maillage à partir de topologies plus ou moins complexes. Dans la majorité des processus industriels, les géométries utilisées sont complexes et leurs traitements génèrent de nombreuses difficultés, à la fois techniques et numériques. La mise en place du maillage est parfois délicate et peut conduire à une résolution insuffisante ou à une qualité de maillage médiocre.

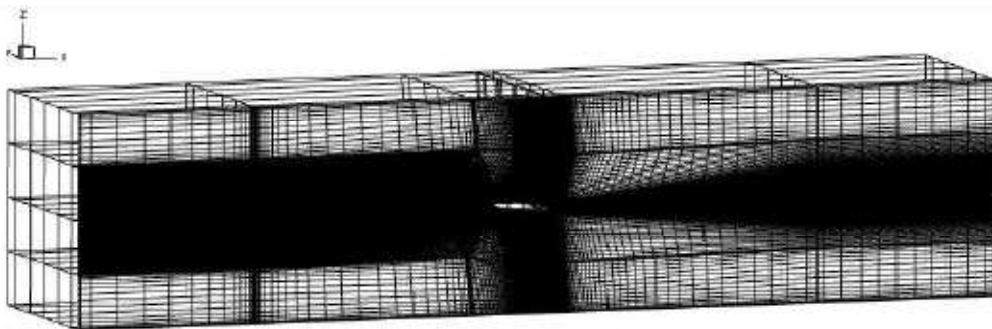


Figure II.5 : configuration d'un cas de maillage multibloc [2].

Lorsque la géométrie est représentée par une grille unique, le terme de maillage monobloc est utilisé. Dans le cas contraire, on parle de maillage multibloc, composée alors de plusieurs grilles monoblocs.

I.1.6 Recouvrement

On parle de recouvrement lorsque des éléments appartenant à des blocs différents sont superposés. Ils représentent alors la même zone de la géométrie. Le recouvrement est directement lié à la notion de multibloc, puisque cette définition exclut les maillages monoblocs.

I.1.7 Conforme et non conforme

La définition de la conformité d'un maillage multibloc est plus complexe à appréhender. Nous adopterons la définition suivante : « un maillage est dit conforme si quelle que soit la ligne de maillage, elle est continue au passage de l'interface entre les blocs » (Figure II.6(a)). Dans ce cas, s'il n'y a pas de recouvrement, chaque nœud situé sur une interface appartient aux différents blocs la constituant. La connectique d'un nœud de l'interface est alors de type structuré. Un maillage non conforme sera donc un maillage dont les lignes sont interrompues à l'interface (Figure II.6(b)). Les nœuds situés aux interfaces non conformes conduisent à un maillage localement non structuré. Cette configuration est couramment appelée maillage structuré par bloc.

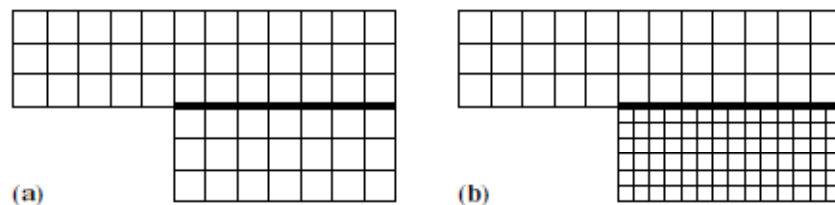


Figure II.6 : Exemples de grilles multiblocs : (a) cas conforme; (b) cas non-conforme [1].

I.1.8 Blocs et groupes

Nous définissons les termes de groupes et de blocs comme suit : un bloc est une surface (ou un volume en 3D) qui peut être assimilée à un rectangle (ou à un parallélépipède). L'ensemble des surfaces conformes entre elle est appelé groupe. Ainsi, le passage d'un bloc à l'autre peut être conforme et se faire par une ligne commune en 2D (ou une face commune en 3D) dont les nœuds coïncident totalement. Deux groupes sont toujours non-conformes, soit en raison de la non-coïncidence des nœuds sur les lignes ou faces de contact, soit à cause d'un recouvrement de l'un sur l'autre avec des lignes de maillages différentes. L'utilisation du terme «multibloc conforme» concerne les maillages dont les blocs sont tous conformes entre eux. Il n'y a alors qu'un seul groupe de blocs.

I.1.9 Raccordement

La géométrie sur laquelle s'appuie le domaine de calcul n'est pas toujours adaptée à la mise en place d'un maillage. C'est le cas par exemple d'un raccord entre un cylindre et un cube pour des maillages structurés et orthogonaux en 3D. L'utilisation d'un maillage multibloc permet de s'affranchir de certaines contraintes en divisant les géométries en éléments topologiques simples. Chacun de ces blocs peut être construit de façon indépendante, en respectant les contraintes de maillage. Le maillage obtenu est alors de meilleure qualité. Toutefois, les blocs sont indépendants alors que la résolution des équations s'effectue sur tout le domaine. Il est donc nécessaire de raccorder les solutions entre les différents blocs.

I.2.1 Méthode multibloc conforme

Dans le cas des maillages conformes, les lignes de maillages sont continues au passage d'une frontière entre deux blocs et les nœuds de leurs interfaces respectives coïncident. On peut alors reconstruire la connectivité de ces nœuds pour rétablir le caractère structuré du maillage (Figure II.7) et permettre ainsi le transfert des informations d'un bloc à l'autre.

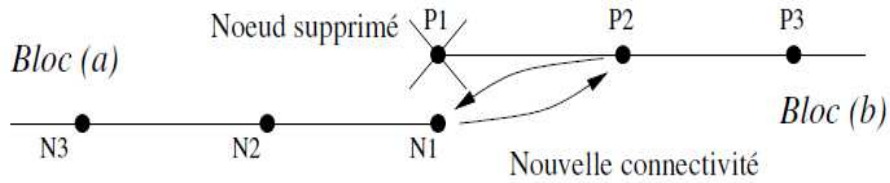


Figure II.7 : Méthode de raccordement pour des maillages conformes.

Par exemple, considérons un nœud de pression de l'interface appartenant à un bloc noté (a) (voir la Figure II.7); dans le cadre d'une connectivité à 4 points, il ne lui manque qu'un seul voisin pour que celle-ci soit complète.

Comme les maillages sont coïncidant sur l'interface, le voisin manquant existe sur le bloc adjacent (noté (b)). Nous pouvons alors écrire une discrétisation complète du nœud à l'interface. Le même constat peut être fait pour le nœud coïncidant du bloc (b) adjacent. On se retrouve avec deux nœuds ayant les mêmes connectivités. On peut donc supprimer une des deux interfaces et obtenir une connectivité complète pour les nœuds de la frontière entre les deux blocs conformes.

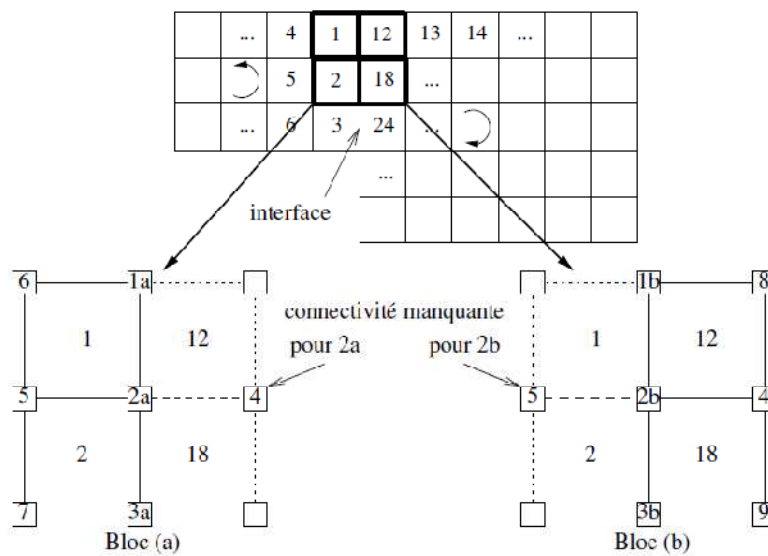


Figure II.8 : Principe de la méthode conforme.

Intervient uniquement au niveau de la mise en place du maillage et n'a pas d'influence sur la discrétisation. Les méthodes de discrétisation et de résolution sont alors identiques à celles utilisées pour des maillages monoblocs. Les équations de conservation sont donc résolues sur les nœuds situés sur les interfaces de la même manière qu'à l'intérieur des blocs.

I.2.2 Méthode multibloc non-conforme

Dans le cas d'un maillage non-conforme, la technique précédente n'est pas utilisable car il y a une discontinuité des lignes du maillage au passage de l'interface. Rajouter le nœud de discrétisation manquant ne ferait que déplacer le problème. Pour transmettre l'information d'un bloc à l'autre, la solution proposée consiste alors à interpoler implicitement un champ sur les nœuds situés sur les interfaces à l'aide des nœuds du bloc adjacent. Cette interpolation peut être considérée comme une nouvelle condition aux limites servant à la discrétisation des équations sur les nœuds situés strictement à l'intérieur des différents blocs (Figure II.9). Dans la pratique, le maillage est prévu initialement avec suffisamment de recouvrement pour ne pas avoir à ajouter de nœuds. Selon le schéma de discrétisation utilisé, une ou deux rangées de nœuds est nécessaire.

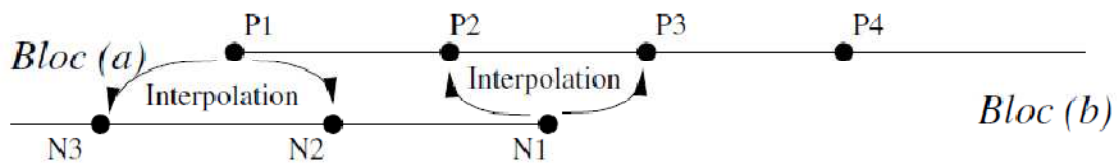


Figure II.9 : Méthode de raccordement pour des maillages non-conformes.

Une interpolation polynomiale est utilisée. Elle repose sur la construction d'une base de polynômes dont l'ordre agit sur la précision de l'interpolation. L'évaluation d'un champ au point $M_0(x_0; y_0)$ appartenant à un bloc (a) (cf. Figure II.10), s'exprime à l'aide des valeurs de sur le bloc (b) par la relation :

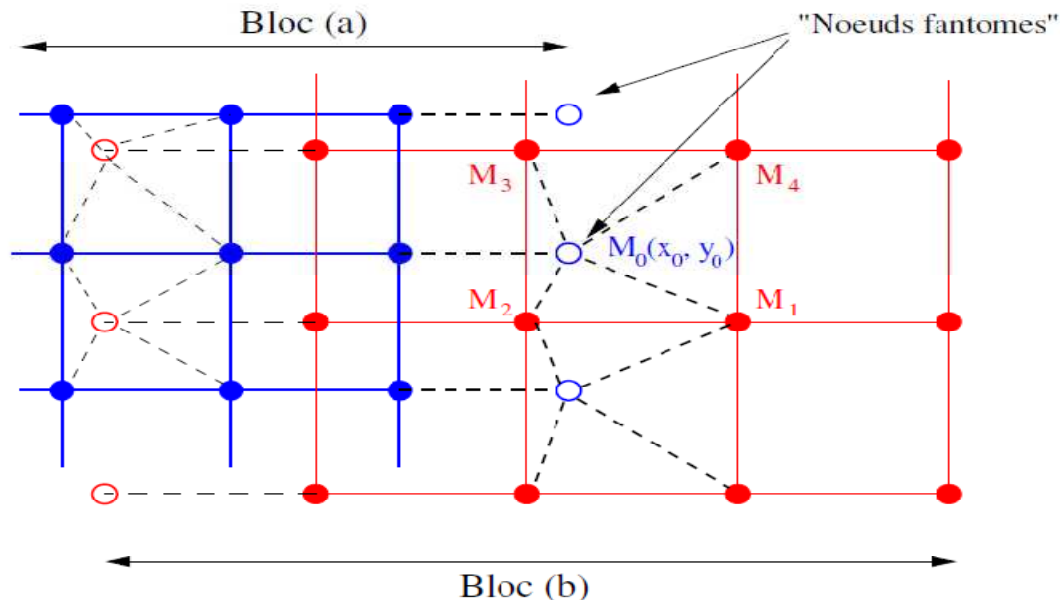


Figure II.10: représentation des nœuds fantôme [1].

I.3 Les méthodes multibloc

Trois approches sont envisageables pour le maillage des géométries complexes : la première consiste à utiliser des maillages non structurés, ce qui offre certainement une grande souplesse. La seconde consiste à utiliser des maillages constitués de différents blocs curvilignes pouvant se recouvrir partiellement, le raccordement entre les blocs pouvant être conforme ou non-conforme. La liberté offerte par la non-conformité des interfaces permet de mieux suivre les contours de la géométrie grâce à une orientation quelconque des blocs entre eux. Cette approche nécessite des techniques de raccordement appropriées et délicates à mettre en œuvre. La dernière couple les deux approches précédentes. Elle repose sur des maillages mixtes non-structurés/structurés. Ainsi, le contour de la géométrie peut être suivi par l'un ou l'autre des maillages et la non-conformité entre les blocs supprimée. Chacune de ces stratégies possède ses propres avantages et inconvénients.

Dans le contexte numérique que nous venons d'exposer, l'approche structurée par bloc nous a semble être la voie à suivre.

Il est alors naturel de s'intéresser aux techniques de décomposition de domaine qui offre un cadre général de traitement des interfaces entre les blocs. La décomposition de domaine est une méthode de calcul scientifique basée sur l'idée qu'on peut obtenir la solution d'un problème global en assemblant les solutions de problèmes plus petits et plus réguliers (Martin, 2004).

Il existe deux champs d'application des méthodes de décomposition de domaine. Le premier est relatif a la résolution des grands systèmes linéaires, car c'est une façon de construire un solveur en divisant le problème correspondant au système d'équations sur tout le domaine en des problèmes plus petits. Le second champ d'application est relatif aux problèmes multiphasiques. Le domaine est divisé en sous-domaines, adaptes aux différents modèles physiques (changement d'échelle, couplage fluide/structure, milieux hétérogènes, etc.). Les deux approches peuvent, bien entendu, se combiner. Dans tous les cas, un avantage de taille consiste en l'utilisation du parallélisme.

Le principe de la décomposition de domaine est relativement simple. Le domaine de calcul est divisé en sous-domaines sur lesquels le problème original est reformulé de manière à coupler les solutions via des conditions appropriées sur les interfaces. La résolution du problème global et en particulier celui écrit sur les interfaces est effectuée de manière itérative. L'exemple type est celui de l'algorithme connu sous le nom de Dirichlet/Neumann pour le problème du Laplacien ou les conditions de transmission visent à raccorder les variables ainsi que leur dérivée normale (Quarteroni, 1999).

Dans le cas général, la décomposition de domaine traite des sous-domaines se recouvrant ou non, et avec coïncidence ou non des nœuds aux interfaces.

<p>_ Initialisation : $\phi_2 ^{k=0}$ est donné.</p> <p>_ Itérations : Pour $k = 0$ à $K - 1$ faire :</p> <ul style="list-style-type: none"> • Calcul de $\phi_2 ^{k+1}$ solution du système : $\begin{cases} -\Delta\phi_1 ^{k+1} = & f & \text{sur} & \Omega_1 \\ \phi_1 ^{k+1} = & 0 & \text{sur} & \partial\Omega_1 \cap \partial\Omega \\ \phi_1 ^{k+1} = & \phi_2 ^{k+1} & \text{sur} & \Gamma_1 \end{cases} \quad (\text{II .1a})$ • Calcul de $\phi_2 ^{k+1}$ solution du système : $\begin{cases} -\Delta\phi_2 ^{k+1} = & f & \text{sur} & \Omega_2 \\ \phi_2 ^{k+1} = & 0 & \text{sur} & \partial\Omega_2 \cap \partial\Omega \\ \phi_2 ^{k+1} = & \phi_1 ^{k+1} & \text{sur} & \Gamma_2 \end{cases} \quad (\text{II .1b})$ <p>_ Test d'arrêt: $\ \phi_i ^{k+1} - \phi_i ^{k+1}\ \leq \text{tol}_\Gamma$.</p> <p>_ Solutions : $\phi_1 ^{n+1} = \phi_1 ^{k=K}$ et $\phi_2 ^{n+1} = \phi_2 ^{k=K}$.</p>
--

Tableau II.1 : Algorithme de la méthode de Schwarz multiplicative [1].

Historiquement, H.A. Schwarz est à l'origine des méthodes de décomposition de domaine. A la fin du XIX^{ème} siècle, il a étudié l'opérateur de Laplace. A cet effet, il avait à disposition des outils comme les analyses de Fourier et des fonctions spécifiques, mais était restreint à des géométries simples comme des disques ou des rectangles. Il s'est posé la question de la résolution du problème II.2 sur un domaine Ω , composé de deux sous domaines Ω_1 et Ω_2 , tels que $\Omega_1 \cap \Omega_2 \neq \{\}$. On désigne par Γ_1 , l'interface entre Ω_1 et Ω_2 et par Γ_2 , l'interface entre Ω_2 et Ω_1 . [1]

$$\begin{cases} -\Delta\phi = f & \text{sur} & \Omega \\ \phi = 0 & \text{sur} & \partial\Omega \end{cases} \quad (\text{II .2})$$

Schwarz a proposé deux types d'algorithmes. La méthode multiplicative est un algorithme séquentiel dans lequel, à chaque itération, Dans ce cas, la solution

de $\phi_2|^{k+1}$ sur l'interface est évaluée à partir de la valeur de Ω_1 à l'itération $k + 1$. Dans le cas de la méthode de Schwarz additive, cette évaluation s'effectue avec la valeur à l'itération k . L'algorithme n'est alors plus séquentiel et peut être résolu en parallèle.

<p>_ Initialisation : $\phi_2 ^{k=0}$ est donné γ_1 et $\gamma_2 \geq 0, \gamma_1 + \gamma_2 \neq 0$.</p> <p>_ Itérations : Pour $k = 0$ à $K - 1$ faire :</p> <ul style="list-style-type: none"> • Calcul de $\phi_1 ^{k+1}$ solution du système : $\begin{cases} -\Delta\phi_1 ^{k+1} = f & \text{sur } \Omega_1 \\ \phi_1 ^{k+1} = 0 & \text{sur } \partial\Omega_1 \cap \partial\Omega \\ \frac{\partial\phi_1 ^{k+1}}{\partial n} + \gamma_1\phi_1 ^{k+1} = \frac{\partial\phi_2 ^{k+1}}{\partial n} + \gamma_1\phi_2 ^{k+1} & \text{sur } \Gamma_1 \end{cases}$ • Calcul de $\phi_2 ^{k+1}$ solution du système : $\begin{cases} -\Delta\phi_2 ^{k+1} = f & \text{sur } \Omega_2 \\ \phi_2 ^{k+1} = 0 & \text{sur } \partial\Omega_2 \cap \partial\Omega \\ \frac{\partial\phi_2 ^{k+1}}{\partial n} - \gamma_2\phi_2 ^{k+1} = \frac{\partial\phi_1 ^{k+1}}{\partial n} - \gamma_2\phi_1 ^{k+1} & \text{sur } \Gamma_2 \end{cases}$ <p>_ Test d'arrêt: $\ \phi_i ^{k+1} - \phi_i ^{k+1}\ \leq tol_\Gamma$.</p> <p>_ Solutions : $\phi_1 ^{n+1} = \phi_1 ^{k=K}$ et $\phi_2 ^{n+1} = \phi_2 ^{k=K}$.</p>
--

Tableau II.2 : Algorithme de la méthode de Robin [1].

L'inconvénient majeur de la méthode de Schwarz est que le recouvrement est nécessaire à la convergence de la méthode. Une amélioration importante consiste à remplacer le recouvrement par une condition de raccord supplémentaire sur l'interface. Le choix de celle-ci fait l'objet d'une littérature très riche. On peut par exemple remplacer la condition de Dirichlet par celle de Robin (Lions, 1990).

La stratégie consiste à travailler sur la version avec recouvrement. Le challenge est alors de trouver un opérateur de projection adéquat sur les

interfaces entre les grilles. Dans ce domaine, la méthode des éléments joints a été proposée (Bernardi, 1993 ; Cai, 1999 ; Achdou, 1999). Une autre méthode, basée sur des conditions de type Robin, traite également de ces problèmes (Achdou, 2002 ; Arbogast, 1997).

Une autre approche se trouve dans les méthodes Chimère (Benek, 1985 ; Steger, 1987) généralement appliquées à des problèmes aéronautiques d'écoulement autour d'avions. C'est à l'origine une méthode visant à simplifier la création des maillages, le couplage entre les blocs étant réalisé par une condition itérative de type Dirichlet/Dirichlet. D'autres conditions d'interface ont aussi été mises en œuvre (Houzeaux, 2003) (Dirichlet/Neumann, Dirichlet/Robin).

Brezzi (2001) a montré que la méthode Chimère initiale est une variante de l'algorithme de Schwarz. Les méthodes non-conformes avec recouvrement conduisent à la question classique de l'interpolation. Cette difficulté devient importante quand il s'agit d'interpoler sous contraintes (ici, $\nabla \cdot U = 0$). La question est de savoir s'il existe des opérateurs précis et conservatifs. D'une manière générale, les interpolations sont dites conservatives lorsqu'elles sont basées sur des techniques de type volumes finis (Cadafalch, 2002). Les flux (de masse, de quantité de mouvement ou de chaleur) au travers des interfaces sont déterminées à partir du bloc voisin par une technique de bilan local ou de projection. Par opposition, les interpolations non-conservatives portent sur les variables et reposent sur des principes mathématiques (comme les interpolations de Lagrange). Certains auteurs utilisant une interpolation non conservative ont montré que la conservation de la masse est directement liée à l'ordre des méthodes d'interpolation (Henshaw, 1994).

Bien que le dilemme conservatif/non-conservatif reste important, il est néanmoins minimisé par Meakin (1994). Pour lui, ce qui compte surtout dans le traitement de l'interface, c'est la finesse de la grille de résolution. Une méthode

très précise mais non-conservative pourra donner de meilleurs résultats qu'une méthode conservative mais peu précise.

I.4 Vers un raccordement implicite des blocs

L'objectif est de définir une méthode nous permettant de résoudre des problèmes de mécanique des fluides sur des géométries complexes, tout en conservant la robustesse et les qualités prouvées dans la version monobloc, reposant sur des maillages structurés curvilignes orthogonaux.

L'approche introduite a le double objectif d'impliquer le minimum de modifications dans en assurant la possibilité de traiter des géométries complexes. Le choix de la résolution implicite des équations de conservation et des conditions de raccord sur les interfaces. Qui repose sur une interpolation non-conservative des variables situées sur les interfaces. Les coefficients des polynômes sont présents dans le système linéaire couplant au même instant les solutions dans chaque bloc et sur les interfaces. Cette méthode peut être vue comme une condition de raccordement non-itérative et implicite de type Dirichlet/Dirichlet pour laquelle un recouvrement minimal est nécessaire.

_ Calcul de ϕ_1 et de ϕ_2 :

$$\left\{ \begin{array}{llll} -\Delta\phi_1 & = & f & \text{sur } \Omega_1 \\ \phi_1 & = & 0 & \text{sur } \partial\Omega_1 \cap \partial\Omega \\ \phi_1 & = & f_{int}(\phi_2) & \text{sur } \Gamma_1 \\ -\Delta\phi_2 & = & f & \text{sur } \Omega_2 \\ \phi_2 & = & 0 & \text{sur } \partial\Omega_2 \cap \partial\Omega \\ \phi_1 & = & f_{int}(\phi_1) & \text{sur } \Gamma_2 \end{array} \right.$$

Tableau II.3 : Algorithme de résolution implicite du Laplacien sur deux blocs avec recouvrement [1].

Conclusion

La modélisation numérique pour la mécanique des fluides s'appuie sur le maillage des géométries à modéliser. Les géométries industrielles sont souvent complexes et difficiles à mailler, surtout avec des quadrilatères (en 2D) ou des hexaèdres (en 3D) pour des maillages structurés orthogonaux. Il faut alors passer par des découpages topologiques en géométries simples. C'est ce qu'on appelle des maillages multiblocs.

Dans les cas favorables, les conditions de raccord entre chaque bloc sont faciles à mettre en place, du fait de la continuité des maillages d'un bloc à l'autre. Mais cela reste rare. Dans la plupart des cas, il faut passer par des méthodes numériques adaptées pour transmettre les informations d'un bloc à l'autre. Ces méthodes sont présentées sous le terme de décomposition de domaine.

CHAPITRE

III

L'écoulement à travers une marche descendante

<i>Sommaire</i>	<i>Page</i>
Introduction.....	27
1 Méthodologie.....	27
2 Description du cas test	28
3 Création de la géométrie et génération du maillage	30
4 Résultats et analyse.....	33
4.1 Premier cas : $H=1.5$, $h=1$, $Re = 50$	34
4.2 Deuxième cas: $H=1.5$, $h=1$, $Re = 150$	36
5 Discussion	38
Conclusion	39

Introduction :

L'écoulement sur une marche descendante, est une configuration de base utilisée dans de nombreuses applications industrielles. Pour lequel il existe de nombreux résultats numériques et expérimentaux.

L'étude de l'écoulement sur une marche descendante se fait soit expérimentalement, ou numériquement. Il est possible que la première méthode soit la plus sûre, néanmoins elle reste handicapée par le coût élevé du matériel et la difficulté de réalisation.

La caractéristique principale de cet écoulement est liée au sillage qui se développe à l'aval de la marche, la bulle de recirculation constitué de fluide qui se replie sur lui-même et en rotation dans le sens d'une aiguille d'une montre.

L'objectif de ce chapitre est d'envisager l'utilité de l'utilisation d'un type de maillage conforme, utilisé sur des géométries constituer de plusieurs blocs, autrement dit comment transmettre des informations entre des blocs indépendants au moment de leurs construction, dans le but de voir une continuité d'écoulement entre les blocs.

Enfin de mettre en évidence comment la structure de l'écoulement évolue en fonction de la variation simultanée des paramètres géométriques (de la marche) et physiques de l'écoulement.

1 Méthodologie

Les outils utilisés pour réaliser ce travail sont Gambit et Fluent. Le premier est un générateur de maillage et le deuxième est un solveur numérique en volumes finis.

Il s'agit d'un écoulement laminaire incompressible (pour les nombres de Reynolds considérés).

Les étapes suivies pour réaliser ce travail sont les suivantes :

- ✓ Création de la géométrie dans Gambit : la géométrie de chaque cas est réalisée à l'aide des points clef et des outils de modélisation offerts dans Gambit.
- ✓ Réalisation d'un maillage orthogonale : c'est le type de maillage le mieux adapté pour ce genre de calcul.
- ✓ Définition des conditions aux limites : elles sont identifiées en définissant les types de conditions aux limites à imposer pour chaque cas.
- ✓ Calcul par fluent : on importe le maillage de chaque cas du problème réalisé par Gambit.
- ✓ Lancement des calculs jusqu'à convergence.
- ✓ Traçage des profils de vitesse, de pression, des lignes de courant dans différentes positions pour chaque cas étudié.
- ✓ Analyse et comparaison des résultats obtenus.

2 Description du cas test :

Il s'agit d'étudier l'écoulement laminaire isotherme autour d'une marche posée dans un canal plan. La Figure III.1 illustre la géométrie utilisée pour l'étude. Le brusque élargissement de la section provoque un gradient de pression inverse qui conduit à une séparation de l'écoulement en plusieurs zones, avec l'apparition d'une recirculation derrière la marche et, quand le Reynolds augmente, d'une seconde sur la paroi supérieure.

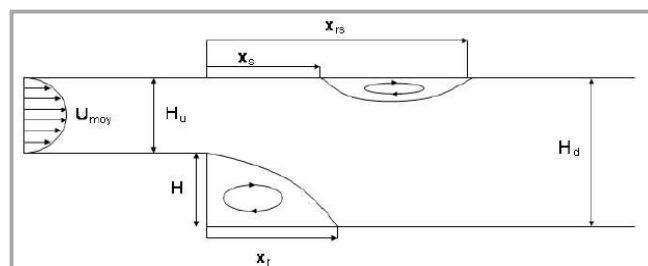


Figure III.1 : Illustration de la géométrie utilisée pour l'étude de l'écoulement laminaire autour d'une marche descendante.

Lorsque le régime devient transitoire, la taille des recirculations diminue. Dans le cas de la seconde recirculation, cette diminution continue jusqu'à disparition totale quand le régime devient turbulent. La recirculation principale est alors de longueur stable. Les expériences de référence dans le cas laminaire sont celles de Armaly (1983) et dans une moindre mesure celle de Lee (1988). Le nombre de Reynolds, basé notamment sur la hauteur du canal H_d , la vitesse moyenne U_{moy} en amont de l'élargissement et la viscosité cinématique, varie entre 100 et 1000, évitant ainsi la zone de transition comprise entre 1200 et 1600.

Afin d'étudier l'écoulement laminaire isotherme autour d'une marche posée dans un canal plan. Deux cas-test qui sont la combinaison des deux nombres de Reynolds qui doivent être calculés.

1. $H = 1.5$, $h = 1$ et $Re=50$
2. $H = 1.5$, $h = 1$ et $Re=150$

Où le nombre de Reynolds est défini par:

$$Re = U \max(H - h)/\nu$$

Avec U_{max} la vitesse maximale à l'entrée et ν la viscosité cinématique.

La configuration est celle d'une plaque plane horizontale avec une marche en amont figure (III-2a-2b). Le fluide est soumis à un élargissement brusque où l'écoulement se sépare en deux, donnant naissance à des zones de forts cisaillements. [5]

Derrière le saut de section se forme une zone de recirculation qui forme un tourbillon. Elle prend fin au point de recollement à partir duquel la couche limite se redéveloppe.

La présence d'une seconde zone de recirculation au pied de la marche (de sens de rotation opposé à la première) qui n'est pas toujours prise en considération par les codes de calculs et par les mesures expérimentales.

Les écoulements avec séparation et rattachement impliquent un transfert de chaleur, sont utilisés dans les turbines à gaz, les échangeurs de chaleur, les chambres de combustion et les équipements électroniques, la grande variation du transfert de chaleur local est causée par ces écoulements.

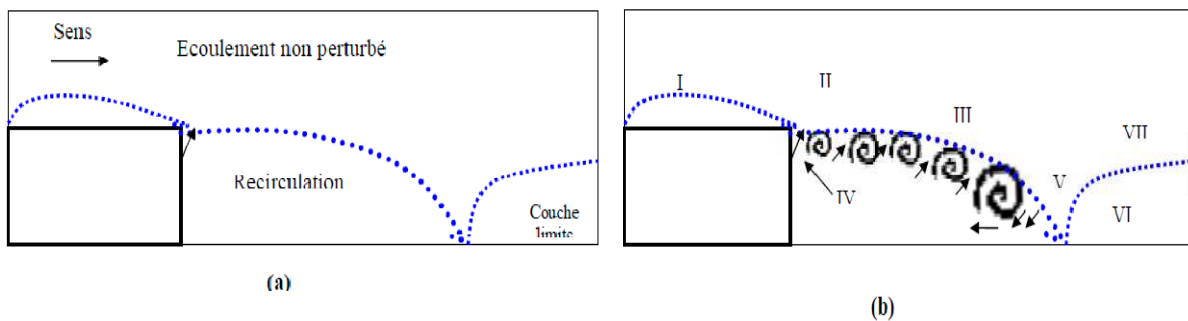


Figure (III-2-a, b) : Caractéristiques physiques générales d'écoulement en aval de la marche descendante [5].

- I : Couche limite en développement ;
- II : Détachement de la couche limite ;
- III : Écoulement cisailé ;
- IV : Recirculation ;
- V : Rattachement ;
- VI : Redéveloppement de la couche limite ;
- VII : Écoulement cisailé et la couche limite en développement.

3 Création de la géométrie et génération du maillage

3.1 Création des segments du domaine

La géométrie ne peut être assimilée à un rectangle, elle doit donc être divisée. comme montre la figure III.3.

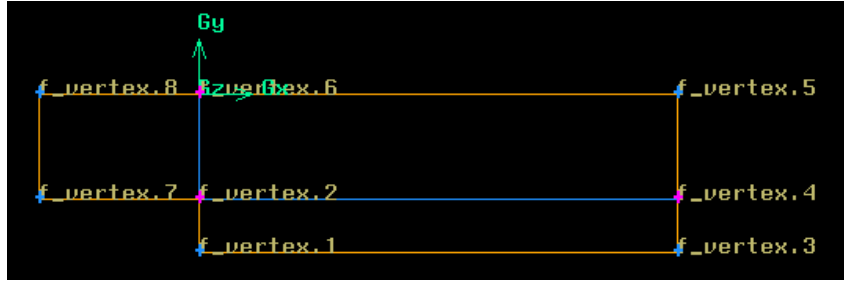


Figure (III-3) : Visualisation des segments du domaine avec leurs labels (gambit).

Les segments de connexion entre les blocs sont de propriétés virtuelles afin de définir les conditions aux limites. Les dimensions de la marche sont montrées dans le tableau III.1.

faces	1	2	3
$a \times b$	1×1.5	1×4.5	0.5×4.5

Tableau (III-1) : dimensions de la marche.

3.2 Création des surfaces du domaine

Les faces 1 ,2 et 3 constitueront les trois blocs comme montre la figure III.4. Elles ne seront pas obligatoire conformes entre elles.

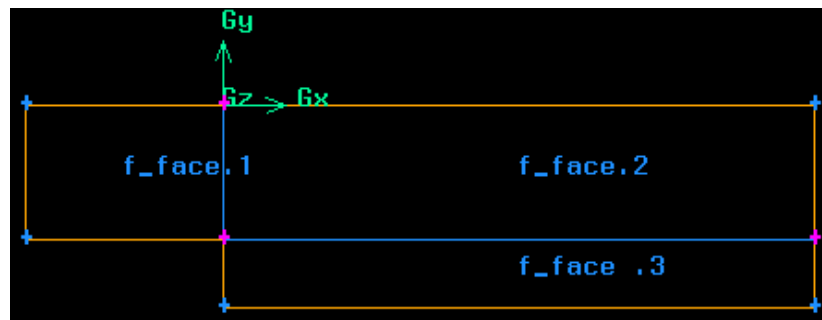


Figure (III-4) : Visualisation des surfaces du domaine avec leurs labels (gambit).

Les trois surfaces ainsi définies devront être maillées d'une façon conforme ou non. Pour notre cas on utilise le maillage conforme avec raffinement dans le troisième bloc afin d'avoir une meilleure visualisation de la recirculation.

3.3 Création du maillage des segments

Nous choisirons un pas d'espace constant égal à 0.01 pour tous les segments non raffinés.

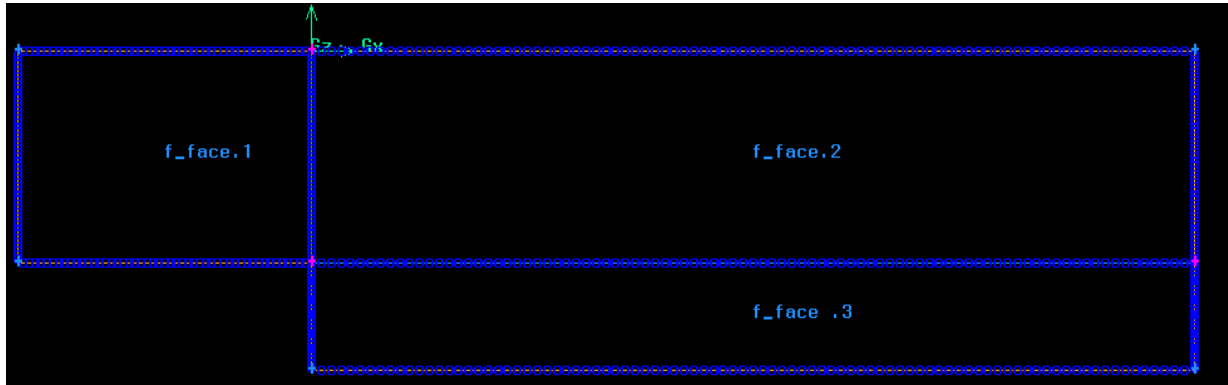


Figure (III-5) : Visualisation des mailles linéiques (gambit).

Dans notre cas les faces sont composées de 4 segments, on peut définir qu'une partie du maillage. Les valeurs non définies des tailles de maille sur les segments seront prises par défaut pour respecter les critères du maillage surfacique (structuré et orthogonal) figure III.5. Par contre, dans le cas de surfaces plus complexes il est préférable de définir toutes les tailles des mailles.

3.4 Mise en place du maillage surfacique

La sélection des faces implique la continuité de la mise en place du maillage dans les blocs. On a trois blocs (numérotés 1, 2, et 3) et 1 et 3 n'ont pas de lignes communes, le sous bloc 2 doit être maillé en premier ou en deuxième. La figure suivante nous montre ce que l'on doit obtenir :

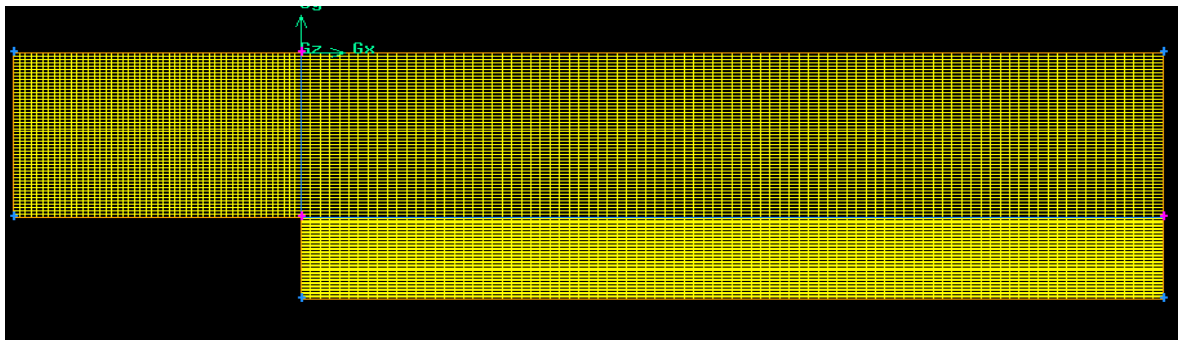


Figure (III-6) : Visualisation des mailles surfacique (gambit).

bloc	1	2	3
$a \times b$ (nœud)	50×50	50×90	50×50

Tableau (III-1) : taille du maillage.

3.5 Mise en place des conditions aux limites

Il est indispensable dans le cas de maillage multibloc de commencer par définir la condition limite interface, qui regroupe tous les segments concernés par l'échange d'information d'un bloc à l'autre.

Les lignes de séparation sont définies comme des interfaces, les conditions de l'entrée et sortie de l'écoulement sont calculées en fonction de Reynolds dans les deux cas.

4 Résultats et analyse

Nous avons utilisé les mêmes conditions aux limites de la référence [6], un profil de vitesse parabolique à l'entrée, la hauteur de la marche pour les deux cas égale à 1, la hauteur du canal $D=1.5$. (Les résultats de *Badr CHLYAH* sont présentés dans l'annexe 1)

Pour comparer les profils des lignes de courants on devrait observer les points critiques :

- la position du point de rattachement,
- le centre de rotation,
- les profils de vitesse les points les plus intéressants,
- valeurs maximum et minimum,
- le taux de cisaillement sur la paroi inférieure,

Pour pouvoir analyser et comparer les résultats, on a reproduit tous les schémas donnés par Fluent pour les deux cas test.

4.1 Premier cas : $H=1.5$, $h=1$, $Re = 50$

4.1.1 Histoire de convergence

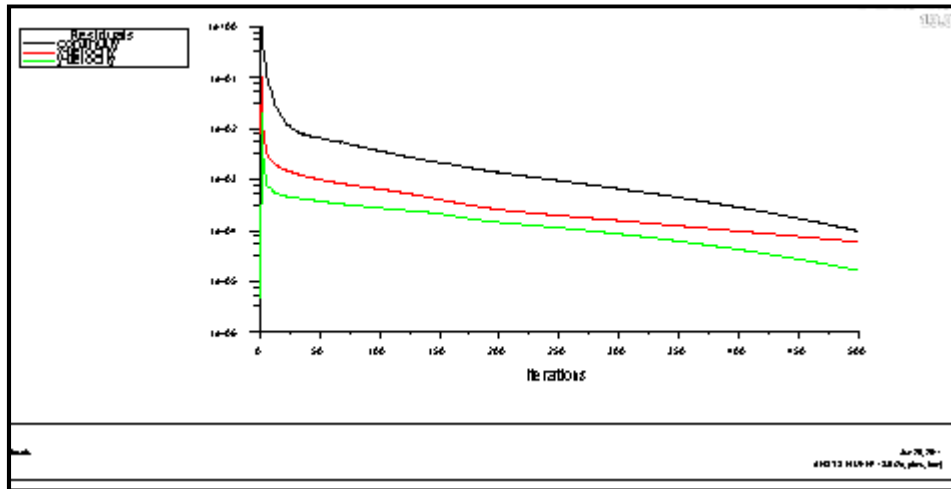


Figure (III-7) : convergence de la solution $Re=50$ (fluent).

4.1.2 Contour et profil de vitesse

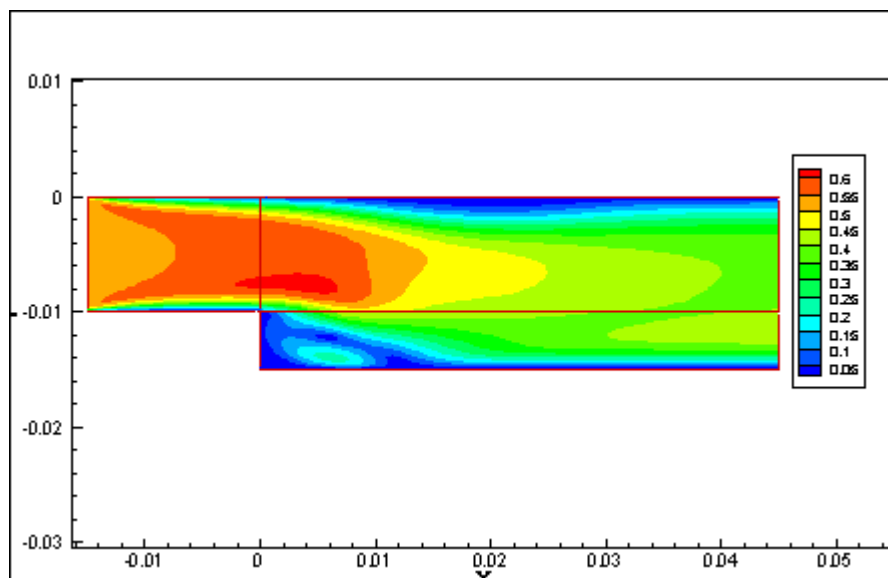


Figure (III-8) : contour de vitesse $Re=50$ (tecplot).

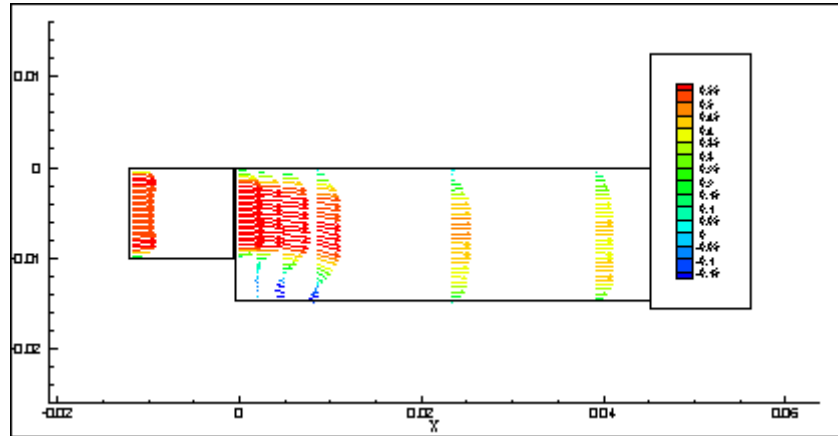


Figure (III-9) : Profil de vitesse aux différentes stations $Re=50$ (tecplot).

4.1.3 Lignes de courants

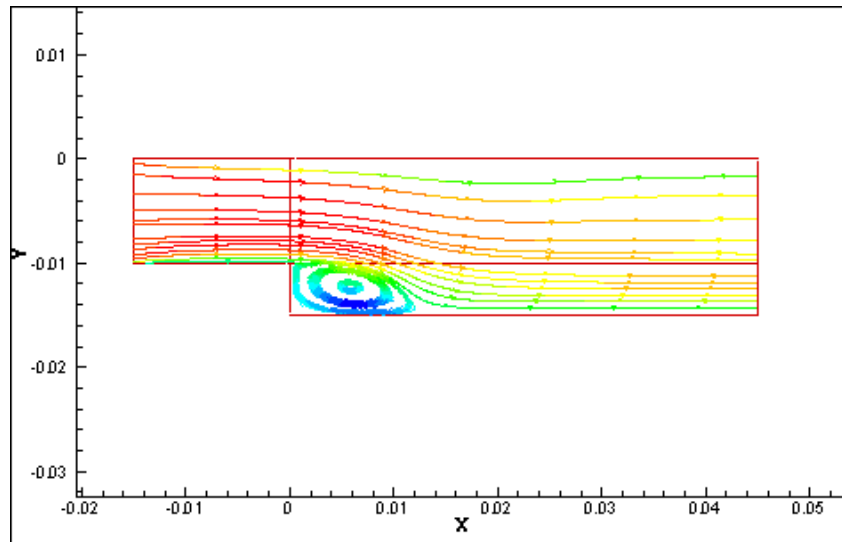


Figure (III-10) : Lignes de courants $Re=50$ (tecplot).

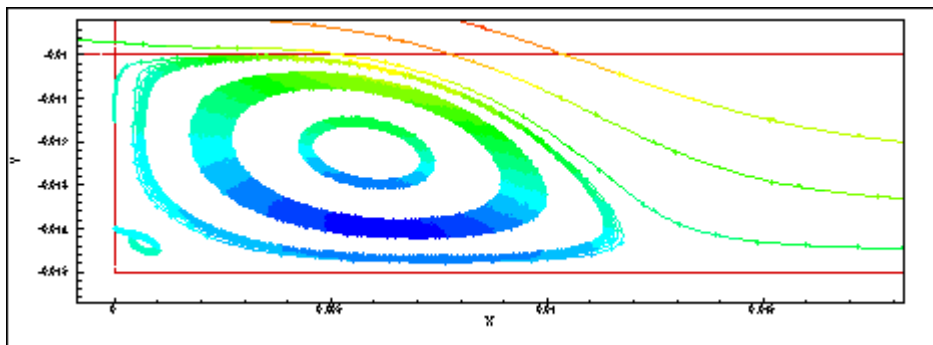


Figure (III-11) : Zoom sur la zone de recirculation (tecplot).

4.2 Deuxième cas: $H=1.5$, $h=1$, $Re = 150$

4.2.1 Histoire de convergence

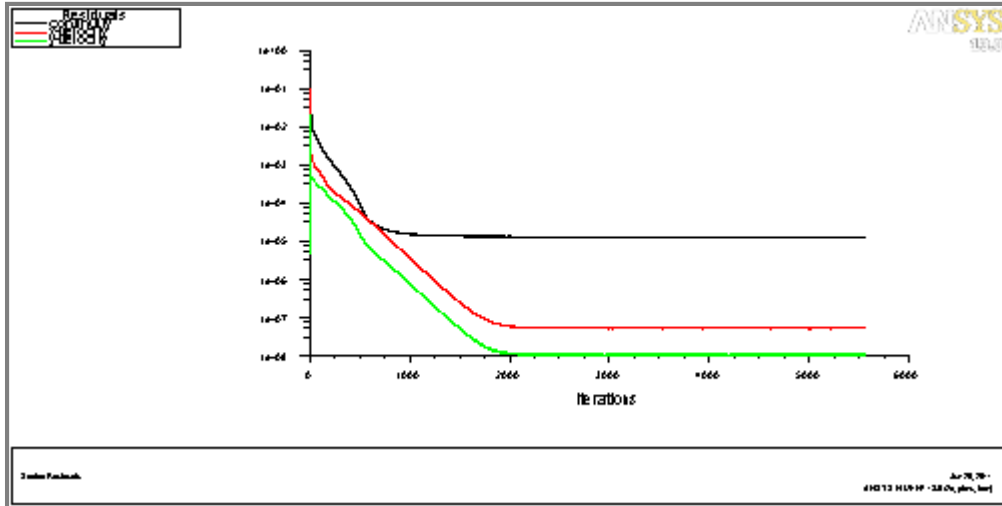


Figure (III-12) : Le résidu de l'équation de continuité et les vitesses en fonction du nombre d'itérations $Re=150$ (fluent).

4.2.2 Contour et profil de vitesse

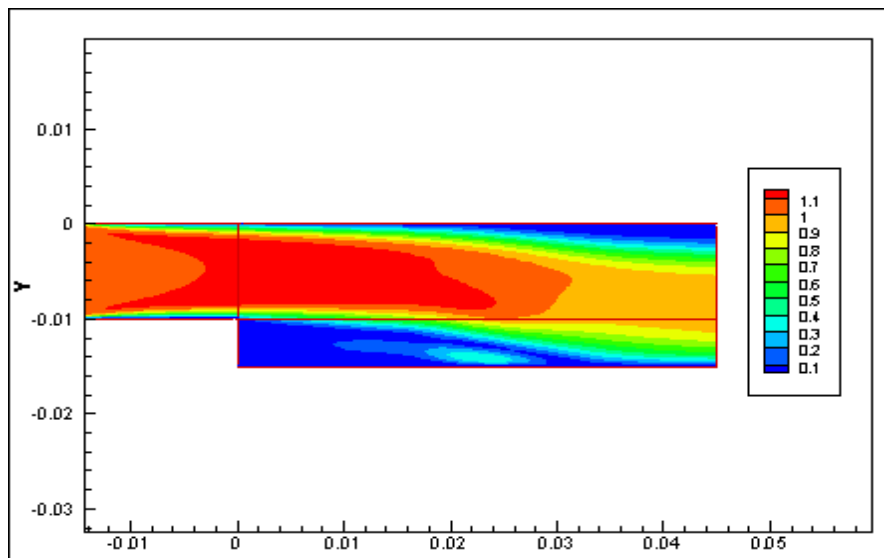


Figure (III-13) : contour de vitesse $Re=150$ (teplot).

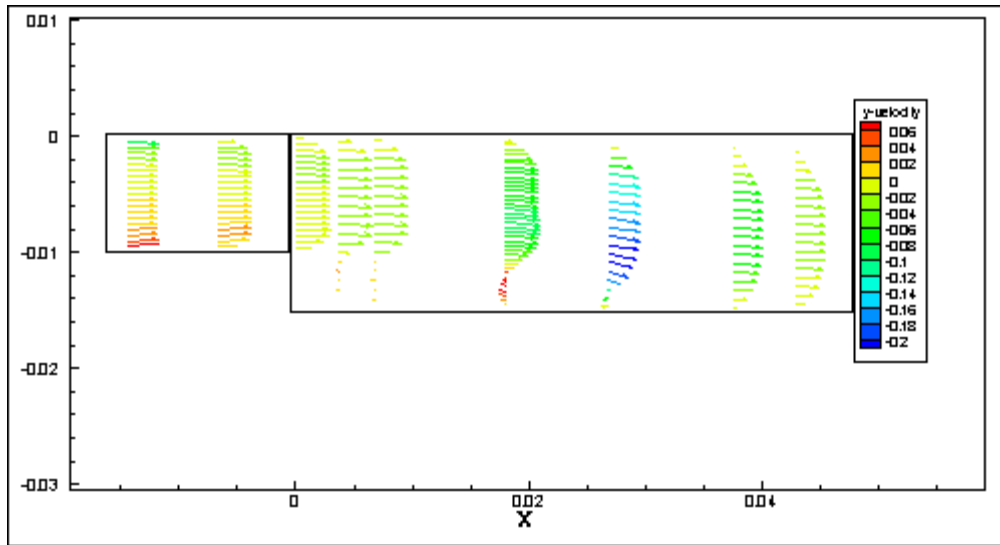


Figure (III-14) : Les Profile de vitesse $Re=150$ (tecpot).

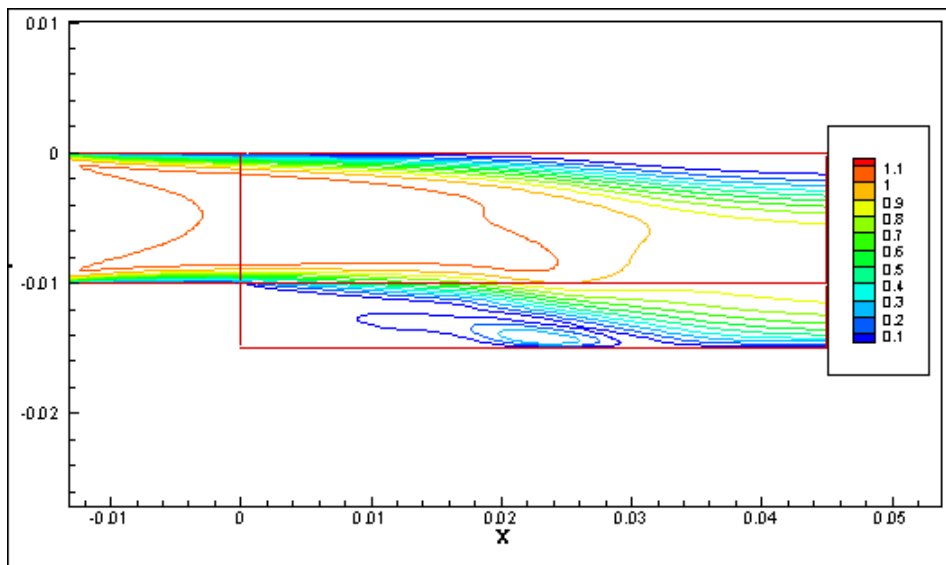


Figure (III-15) : Les lignes iso vitesse $Re=150$ (tecpot).

4.1.3 Lignes de courants

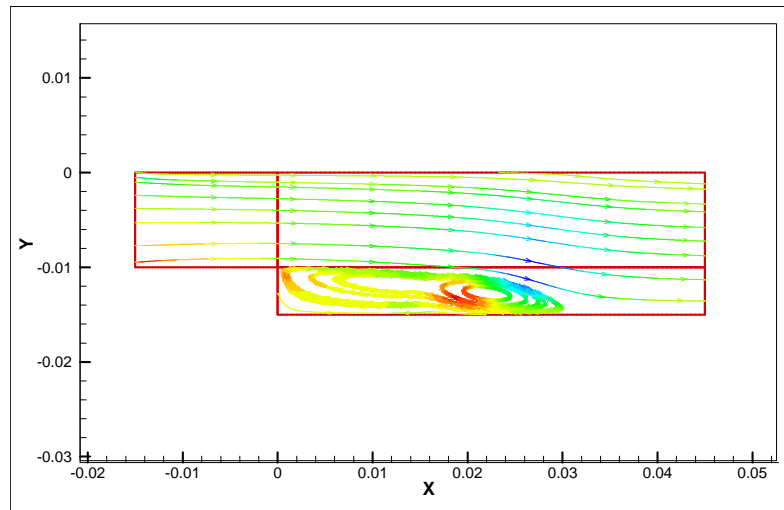


Figure (III-16) : Les lignes de courant $Re=150$ (tecplot).

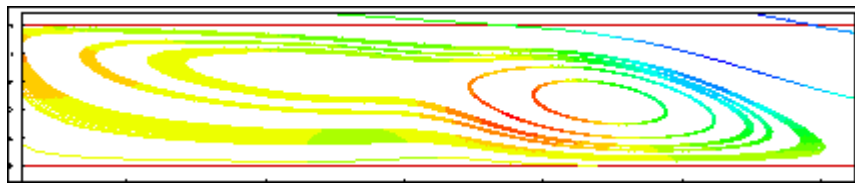


Figure (III-17) : Zoom sur la zone de recirculation (tecplot).

5 Discussion

Plus le nombre de Reynolds est grand, plus le point de rattachement est loin de la marche, Le centre de rotation est le même pour le un nombre de Reynolds constant.

En comparant nos résultats avec ceux en (annexe 1) qui sont très proches, contrairement aux résultats de Armaly [7] ou on constate une différence entre les positions des point de rattachement. Cela peut être dû au fait qu'on n'a pas choisi la même origine des axes.

Les calculs ont montrés que la variation de ces paramètres influe sur l'écoulement, et principalement sur la longueur de rattachement, cette dernière

augmente quand le nombre de Reynolds ou la hauteur de la marche augmente. Les effets de l'incompressibilité sont faibles dans notre cas.

Le nombre de Reynolds à une influence sur le coefficient de frottement pariétal ce dernier diminue quand le nombre de Reynolds augmente.

Conclusion

L'utilisation du maillage multibloc conforme, montre que les résultats sont identiques à ceux obtenus avec la même résolution et un maillage monobloc. L'intérêt réside dans la non résolution des points de maillage situés dans la marche. Même si dans ce cas le temps de calcul gagné est important.

La continuité de l'écoulement à l'interface des blocs est satisfaite. Ce qui explique le choix exact d'une telle condition aux limites.

Enfin les résultats ressemblent tout à fait sur les profils de vitesse ainsi que les taux de cisaillement aux parois. Cependant, des différences significatives apparaissent en ce qui concerne la position du point de rattachement. Cela peut être du comme mentionner auparavant à l'emplacement de l'origine des axes dans chaque étude. A nombre de Reynolds plus élevé (150), le point de rattachement est loin derrière la marche. Il sera plus loin encore à des nombres de Reynolds très grands (> 500).

CHAPITRE

IV

Génération d'un maillage structuré multibloc autour d'une aile ONERA M6

<i>Sommaire</i>	<i>Page</i>
Introduction	41
1 Utilité d'un maillage structuré	41
2 Géométrie	42
3 Génération de maillage	42
3.1 Introduction de la géométrie sous ICEM-CFD	43
3.2 Création du domaine de calcul « Fairfield »	43
3.3 Création d'une aile fictive.....	44
3.4 Attribution des familles	45
3.5 Blocking	45
3.6 Paramètres du maillage	49
3.7 Suppression du bloc	50
3.8 La projection.....	51
3.9 Pré –maillage et ajustement	52
3.10 Obtention du maillage.....	54
4 Choix du solveur	54
Conclusion	54

Introduction

La construction de maillage, en vue d'effectuer des calculs par des méthodes d'éléments ou de Volumes Finis (MEF ou MVF), reste, dans certains cas, un problème délicat en dépit des nombreuses avancées réalisées ces dernières années sur le sujet.

Il reste en effet de nombreuses questions soit ouvertes soit mal résolues, dès lors que l'on demande certaines qualités ou particularités. La nécessité d'un maillage qui offre une robustesse de travail et une précision de solution impose de générer des types de maillages structurés, qui est l'objectif de notre travail.

Ce chapitre consiste à décrire les étapes suivies pour générer un maillage structuré multibloc autour d'une aile ONERA M6 utilisant un générateur de maillage (ICEM- CFD).

1 Utilité d'un maillage structuré

La principale raison d'utilisation du maillage (quadra /hexa) est la précision de calcul qu'il offre par rapport au maillage non structuré (lignes de maillage sont alignées par rapport à la géométrie se qui diminue l'erreur numérique).

L'utilisation des blocs qui offrent une très bonne souplesse surtout pour le cas des géométries complexes, avec un nombre de maille inférieur par rapport à un maillage non structuré équivalent, se qui explique son utilisation dans le domaine aéronautique ou l'industrie en générale. Autrement dit les algorithmes de CFD sont développés sur la base d'approches éléments finis qui requièrent un maillage structuré.

2 Géométrie

Le cas choisi pour notre cas est l'aile ONERA M6. Cette géométrie représente un cas classique de validation de CFD pour les écoulements externes, en raison de sa géométrie simple combinée avec des complexités d'écoulement

transsonique (c.-à-d. écoulement supersonique local, le choc, et la séparation de l'écoulement à la frontière).

L'aile ONERA M6 est presque devenue une norme pour les codes de CFD en raison de son inclusion comme cas de validation en nombreux journaux de CFD au cours des années. Dans les démarches de la 14ème Conférence de la CFD (1999), l'aile Onera M6 a été incluse approximativement dans 130 articles. Certains des papiers à l'aide de l'aile ONERA M6 sont énumérés comme références.

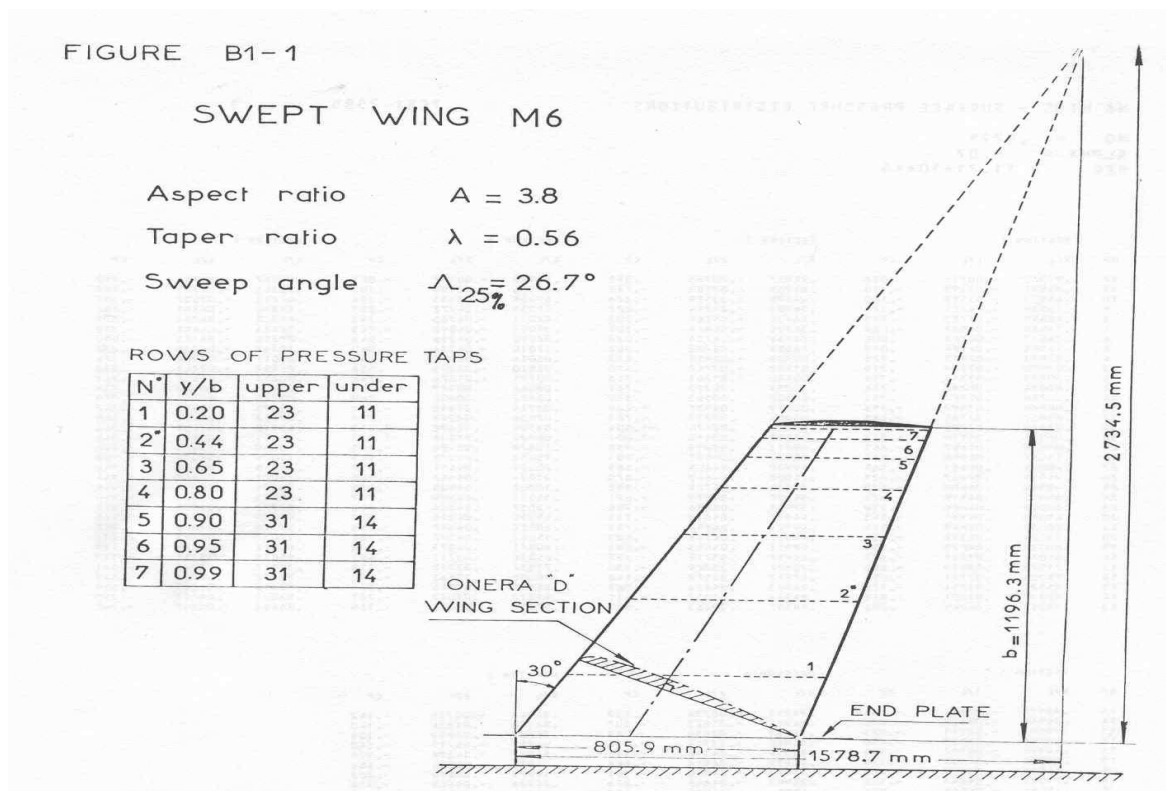


Figure IV.1 : dimensions de l'aile ONERA M6.

3 Génération de maillage

3.1 Introduction de la géométrie sous ICEM-CFD

La géométrie dans notre cas est sous format (.TIN) qui pourra être utilisée directement par Icem-Cfd, donc un avantage d'éviter les erreurs de construction pour une géométrie exacte du calcul.

3.2 Création du domaine de calcul « Fairfield »

Le domaine de calcul est créé sous Icem-Cfd. La figure IV.2 montre les dimensions approximatives du domaine de calcul.

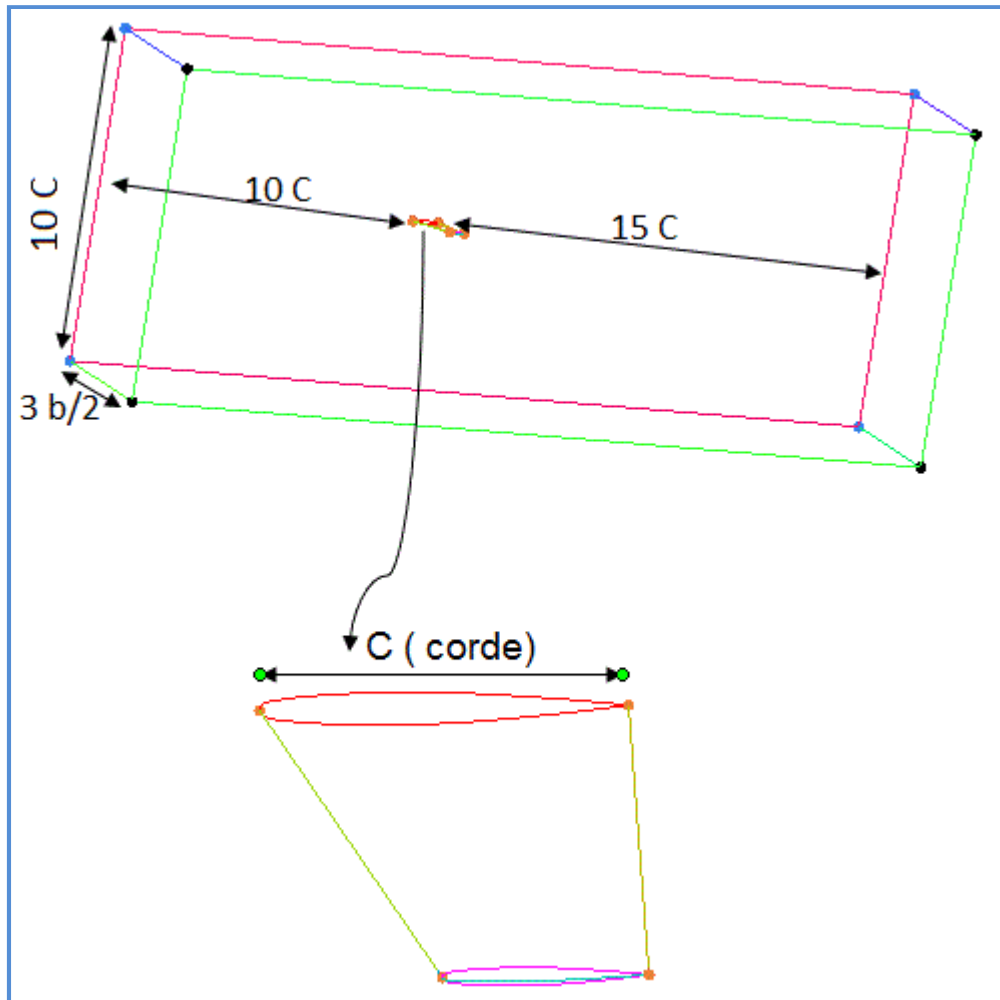


Figure IV.2 : dimensions du domaine de calcul (far Field) (icem-cfd).

3.3 Création d'une aile fictive

Une extrusion du profil d'extrémité de l'aile jusqu'à l'extrémité du far – Field est faite, tout en gardant la même flèche dans le but de :

- a) **Point de vue maillage** : la création de cette partie permet de conserver une même forme des mailles (hexa) créées sur l'aile jusqu'à l'extrémité du far-Field. l'absence de cette partie crée des éléments non structurés, donc une déformation de maillage (*pas de solution*).

- b) **Point de vue solution:** L'intérêt est d'éviter les tourbillons marginaux à l'extrémité de l'aile.

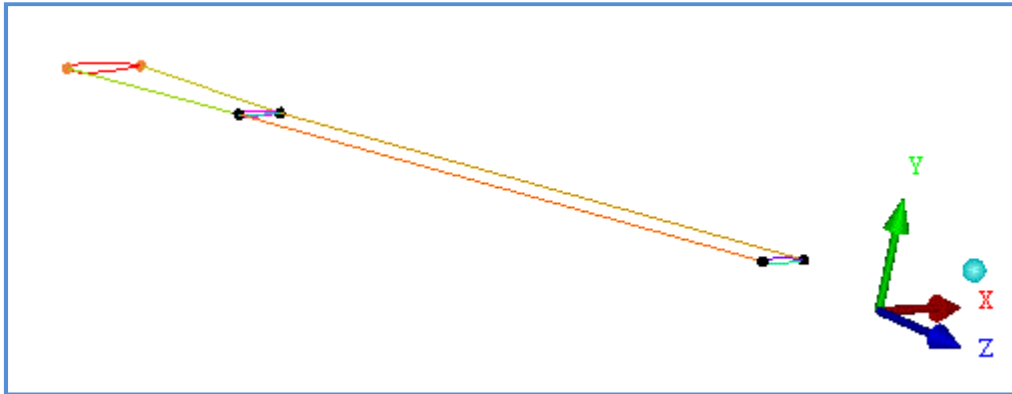


Figure IV.3 : Vue isométrique de l'aile et la partie fictive (icem-cfd).

3.4 Attribution des familles

Au moment de leurs constructions (parties), Icem-Cfd nous offre le choix de donner un nom pour chaque famille de géométrie.

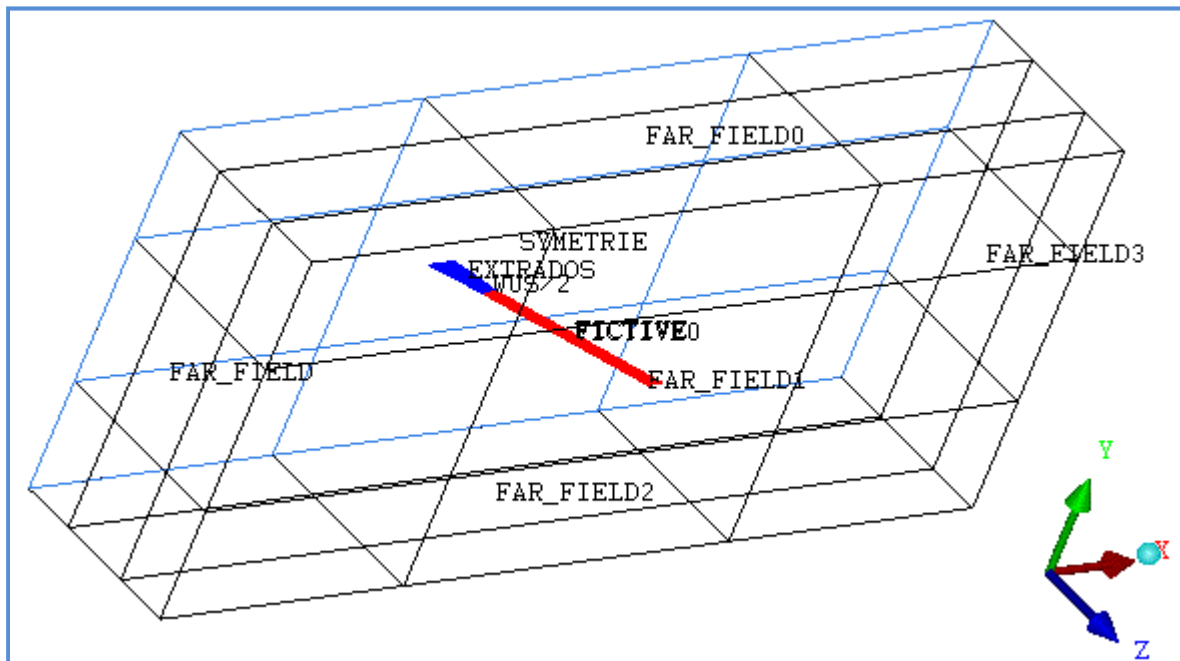


Figure IV.4 : Définition des familles des parties (icem-cfd).

3.5 Blocking

En fait le blocking consiste à créer dans la géométrie des blocs, sur lesquels devra s'appuyer le maillage.

La stratégie de blocking se diffère et dépend d'utilisateurs, l'expérience joue un grand rôle afin de pouvoir minimiser le nombre des blocs, pour but de précision des calculs.

Donc la qualité d'une grille de maillage joue un rôle important dans la stabilité et la précision des calculs numériques. La génération d'une très bonne qualité de maillage, est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis et robuste. Pratiquement, il n'existe pas de règles précises pour la création d'un maillage de qualité.

Cependant, ils existent des différents critères pour obtenir un maillage acceptable.

- Absence de distorsion des éléments ;
- Assurer une bonne résolution dans les régions à fort gradient ;
- Assurer un bon lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier ;
- Optimiser le nombre total d'éléments (temps de calcul raisonnable) .

3.5 .1 Stratégie de blocking

La stratégie choisie, consiste dans la première étape de créer un bloc 2D sur le plan $Z=0$ du far-Field (plan de symétrie), ensuite une extrusion est faite afin d'englober tout le far-Field. Le bloc créé a la même forme du domaine de calcul.

L'association entre les éléments (edges) du bloc et le far-Field est obligatoire afin de donner une bonne forme du maillage global. La figure IV.5 nous donne un aperçu sur le bloc et le domaine de calcul.

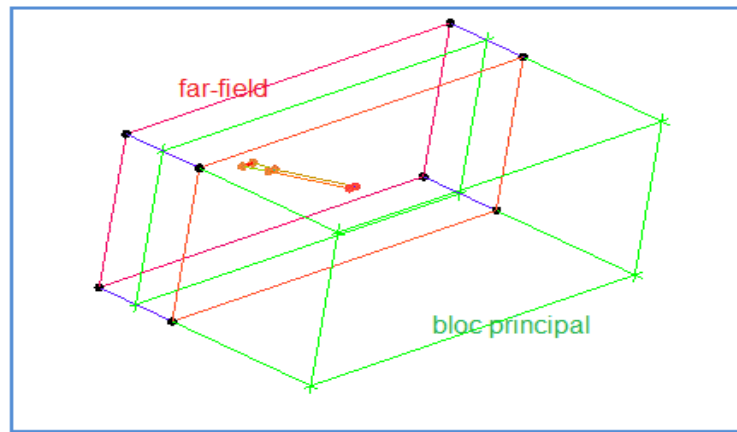


Figure IV.5 : Vue de l'ensemble bloc, far-Field (icem-cfd).

3.5 .2 Création des blocs

Dans un deuxième temps nous devons générer des blocs à partir du premier. Pour cela une méthode de découpe doit être utilisée afin d'avoir des sous blocs adaptés à notre géométrie.

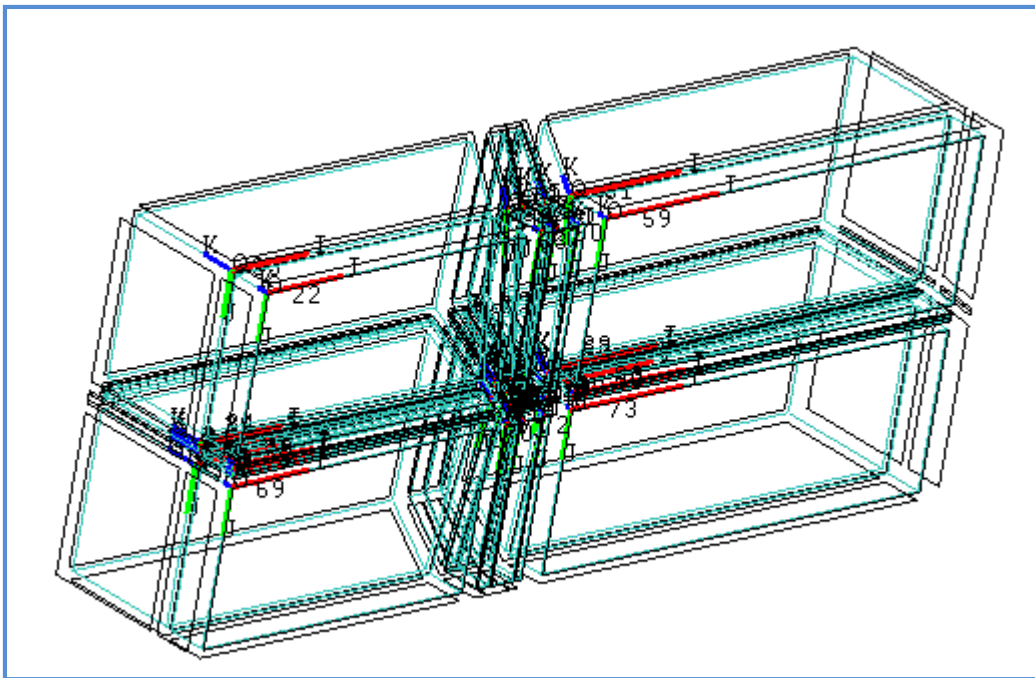


Figure IV.5 : Vue globale des blocs (icem-cfd).

Les blocs créés doivent s'approcher assez bien de la géométrie pour que la projection des arrêtes (edges) sur les courbes donne un bloc où les mailles soient de forme rectangulaire autant que possible, car les grandeurs physiques étant moyennées sur une maille; une maille de forme allongée pourrait donner des imprécisions trop importantes.

Parametres des blocs

Number of blocks:

All blocks: 45

Mapped blocks: 45

Blocking dimension: 3D

Number of dimensions: 3

Dim n blocks n nodes

Block Information Along: I 7 {2 32 6 42 5 37 2}

Block Information Along: J 7 {2 16 4 4 5 16 2}

Block Information Along: K 4 {2 71 73 2}

List of Dimensions: I J K

3.5 .2 Fusion des blocs

Dans cette étape on joue sur la fusion des interfaces, afin de minimiser le nombre des blocs.

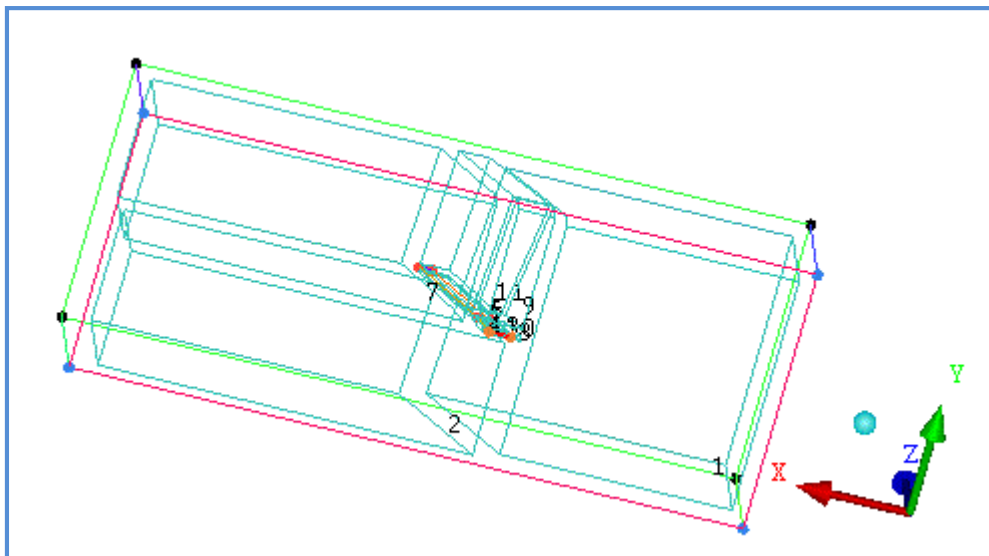


Figure IV.6 : Vue de l'ensemble globale des blocs restés (icem-cfd).

Notre intérêt est d'insérer l'aile M6 dans un seul bloc comme montré dans la figure IV.7.

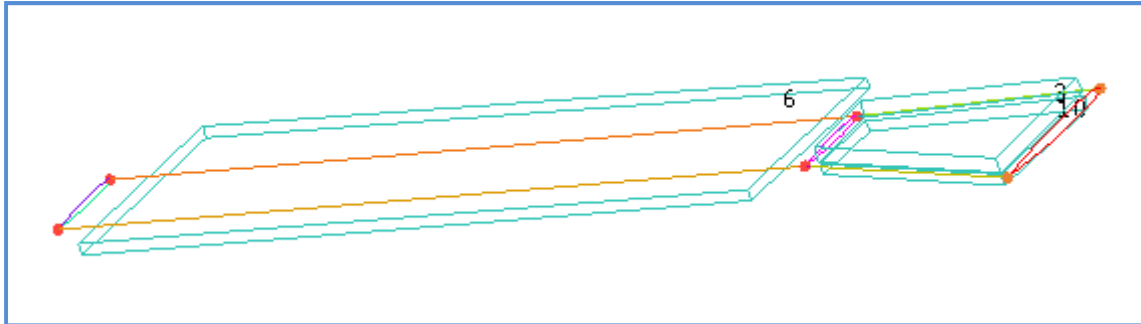


Figure IV.7 : Vue des blocs utilisés pour l'aile et la partie fictive (icem-cfd).

Paramètres des nouveaux blocs

Number of blocks:

All blocks: 11

Mapped blocks: 11

Blocking dimension: 3D

Dim n blocks n nodes

Block Information Along: I 7 {2 34 6 42 6 38 2}

Block Information Along: J 7 {2 16 4 3 4 15 2}

Block Information Along: K 4 {2 71 197 2}

List of Dimensions: I J K

3.6 Paramètres du maillage

Les paramètres choisis sont de telle manière à avoir un maillage grossier du domaine de calcul (far-Field), et un maillage fin sur l'aile, la figure IV.8 montre les valeurs citées pour notre cas.

part Δ	prism	hexa-core	max size
BORD_D_ATT AQ+FUITE	<input type="checkbox"/>		60
EXTRADOS	<input type="checkbox"/>		60
EXTRIMIT__	<input type="checkbox"/>		60
FAR_FIELD	<input type="checkbox"/>		400
FICTIF	<input type="checkbox"/>		60
FLUID	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	300
INTRADOS	<input type="checkbox"/>		60
SYM	<input type="checkbox"/>		600

Figure IV.8 : paramètres de maillage (icem-cfd).

Un maillage très fin ne sera pas utile dans notre cas, puisque on ne dispose pas des moyens de calcul puissants destinés à ce genre de calcul.

3.7 Suppression du bloc

C'est une étape primordiale, elle consiste à supprimer le bloc qui englobe notre aile, afin de pouvoir faire une projection des lignes (edges) du bloc sur les courbes (curves) qui constituent l'aile. Le bloc qui contient la partie fictive ne sera pas supprimé, afin que cette partie puisse prendre les mêmes paramètres que le far-Field.

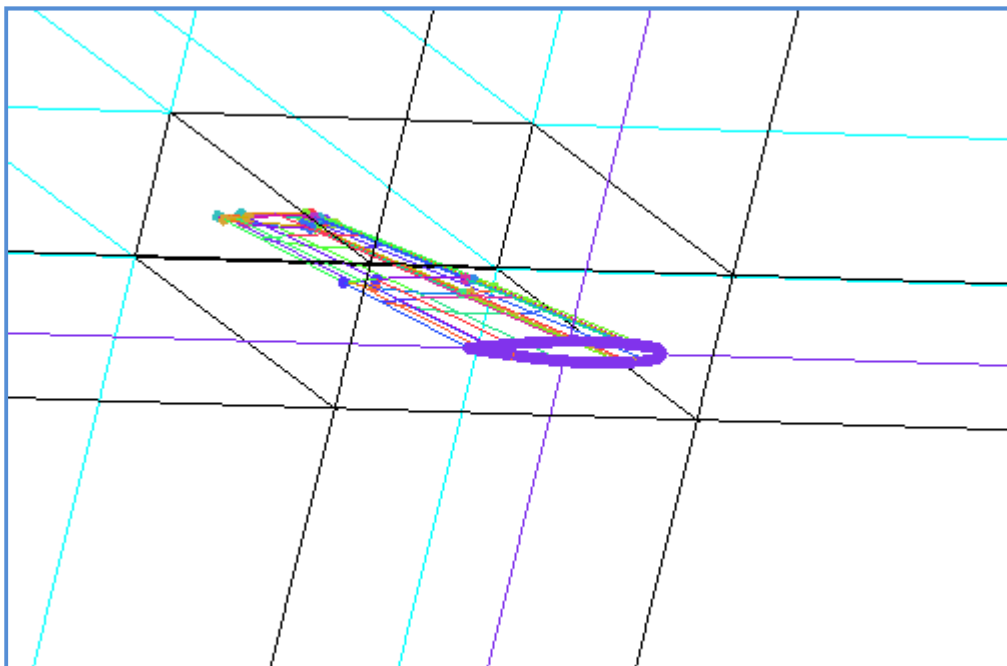


Figure IV.9 : Vue isométrique du bloc supprimé.

3.8 La projection

Afin d'obtenir une projection de maillage sur la surface de l'aile. Cette étape consiste à faire la projection des arrêtes latérales des blocs adjacents l'aile sur les courbes qui constituent les profils des deux extrémités de l'aile.

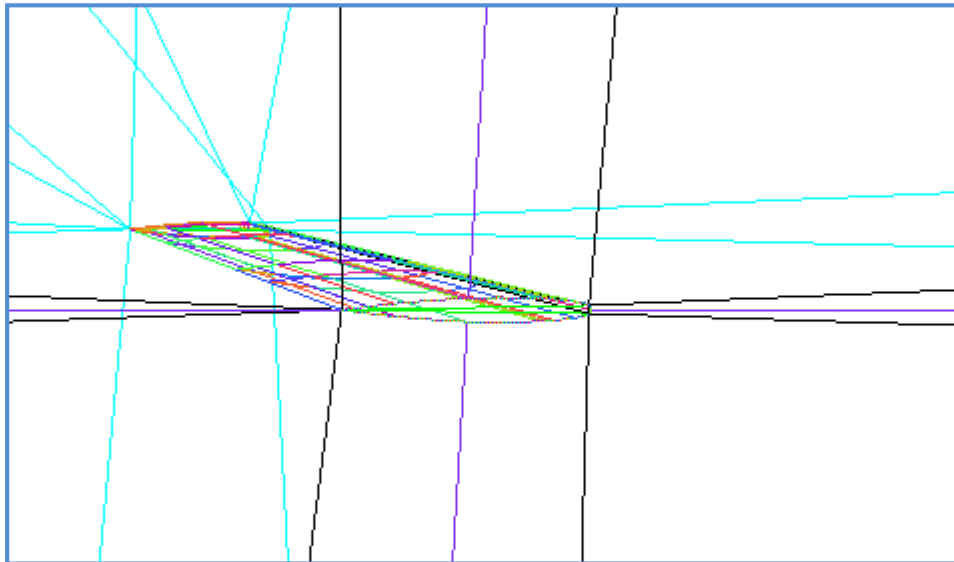


Figure IV.10 : bloc après projection (icem-cfd).

3.9 Pré-maillage et ajustement

Le pré-maillage donne une visualisation du maillage finale. Une fois le pré-maillage obtenu, on opère des modifications sur le maillage pour l'adapter à l'écoulement:

On courbe les lignes (edges) pour les adaptés à la géométrie: au bord d'attaque, on doit avoir une concavité vers la droite pour cerner au mieux le bord d'attaque.

On règle les nombres et tailles de mailles pour avoir un maillage suffisamment fin, particulièrement sur la couche limite de l'aile et le bord d'attaque. Pour cela, on calcule l'épaisseur caractéristique de la couche limite, en ordre de grandeur, on peut la majorer par son expression en turbulent:

$$\delta = \frac{0,1858}{Re_x^{1/6}} x \quad (\text{IV.1})$$

Où x est une longueur caractéristique, ici la corde moyenne, et Re_x le Reynolds associé aux cas de validation.

On règle le ratio entre les mailles, typiquement il est de l'ordre de 1.2, c'est-à-dire que deux mailles consécutives ne peuvent différer de plus de 20%. Ceci assure une certaine continuité de taille des mailles, qui assure des calculs cohérents.

Dans le même ordre d'idées, il faut assurer la continuité des mailles entre les blocs, et fixer ainsi des tailles de maille assez proches pour les mailles situées aux bords des blocs.

On peut ensuite lisser le maillage et lui faire respecter les orthogonalités, les mailles doivent autant que possible à voir des angles droits, ce qui est vérifié par le déterminant moyen des mailles. Ceci est fait avec l'outil *Pré-Mesh Smooth*.

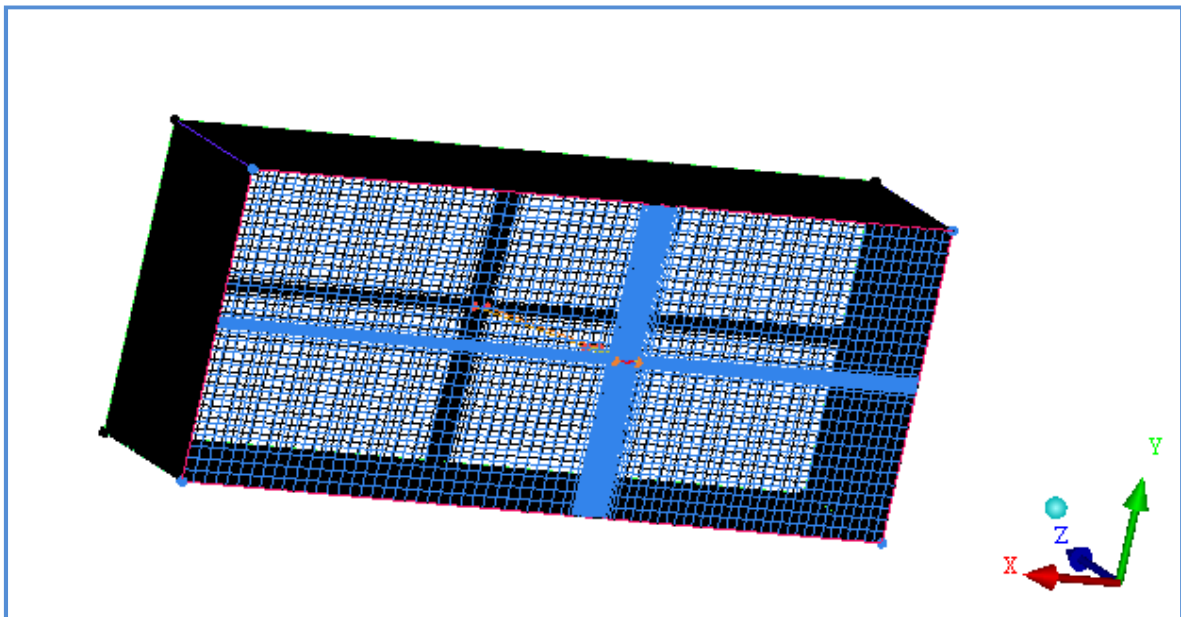


Figure IV.11: Pré- maillage (icem-cfd).

3.10 Obtention du maillage

Dans cette étape nous pouvons générer notre maillage à partir du pré-maillage, en le convertissant en maillage multibloc.

Les versions des solveurs (fluent) que nous disposant ne prennent pas le maillage multibloc sous une base de données du maillage structuré.

On a procédé par transformer notre maillage sous forme non structuré, tout en le gardant dans le contexte structuré c'est-à-dire une forme de maillage structuré sous une base de données non structuré.

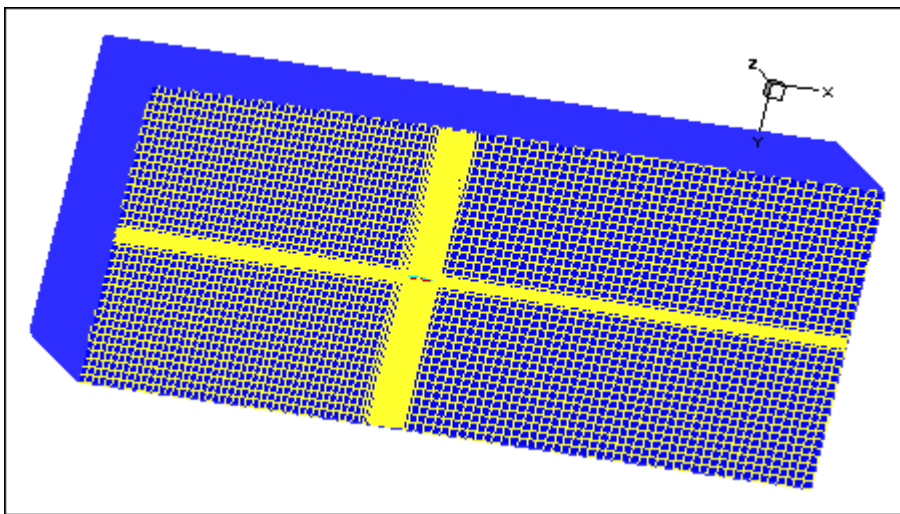


Figure IV.12 : Vue isométrique globale de maillage (tecpilot).

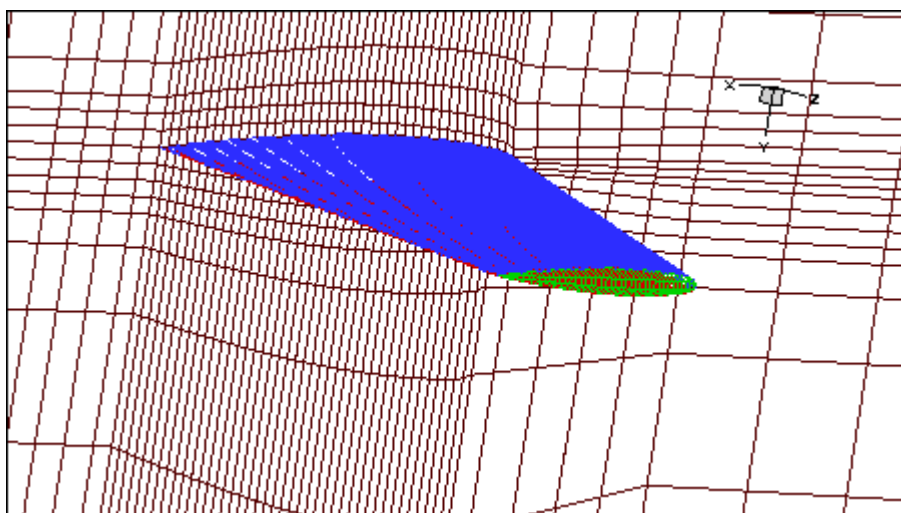


Figure IV.13 : Vue de maillage de l'aile et le plan de symétrie (tecpilot).

Paramètres de maillage utilisé

Total elements : 996662

Total nodes : 959650

Min : -10000 -5000 0

Max : 15000 5000 5000

4 Choix du solveur

Choisir un solveur est une opération qui s'effectue sous ICEM-CFD, elle permet de choisir un solveur qui est dans notre cas *fluent*, afin que le fichier de sortie (maillage) soit sous format adéquate au fluent (.MSH).

4.1 Insertion des conditions aux limites

Les conditions aux limites sont insérées comme montré dans le tableau IV.1

Parties	Conditions aux limites
Extrados	wall
Intrados	wall
Extrémité de l'aile	wall
Partie fictive	interior
Plan de symétrie	symetrie
Les faces du far-Field	Pressure far-Field
fluide	interior

Tableau IV.1 : conditions aux limites.

Conclusion

Dans ce chapitre les étapes de génération d'un maillage structuré sont bien illustrées. En fait nous avons généré deux maillages pour la même géométrie, un maillage très fin qui ne peut pas être utilisé à cause de non disponibilité des moyens de calcul puissants (calculateur). Et un deuxième maillage généré à fin qu'on puisse faire le calcul avec les moyens qu'on dispose.

En effet le but de générer un maillage structuré est atteint, malgré le manque de documentation pour ce domaine (structuré 3D). Il nous reste que d'interpréter les résultats en fait c'est le vrai travail d'ingénieur.

CHAPITRE

V

Calcul et validation de l'écoulement autour de l'aile ONERA M6

Sommaire

Page

Introduction	56
Résultats et comparaison	56
1 .1 Première simulation	56
1.2 Configuration d'écoulement	56
1.3 Maillage	56
1.4 Vérification de la convergence	57
1.5 Contours de pression et de mach.....	58
1.6 Coefficients de pression	59
2 .1 seconde simulation	61
2.2 Configuration d'écoulement	61
2.3 Maillage	62
2.4 Vérification de la convergence	62
2.5 Contours de pression et de mach.....	63
2.6 Coefficients de pression	65
2.7 Coefficients de portance et trainée.....	67
Conclusion	68

Introduction :

Dans cette section, nous allons présenter les résultats obtenus avec le code *fluent* utilisé dans le cadre de ce travail. deux cas teste sont utilisés avec un maillage structuré multibloc constitué d'environ 1 million de nœud, en faisant comparaison avec les résultats du cas test ONERA M6 obtenu d'un maillage structuré monobloc.

Résultats et comparaison

1.1 Première simulation

1.2 Configuration d'écoulement

Angle d'attaque : 3,06 degrés.

Nombre de mach : 0,8395.

Nombre de Reynolds : 21,66 E+06 calculé sur la corde moyenne (c=0.646m),

Modèle de turbulence : spalart – allmaras

1.3 Maillage

La figure V.1 nous donne un aperçu général sur le maillage obtenu. La distance maximale à la paroi solide des nœuds est $y^+ = 26$.

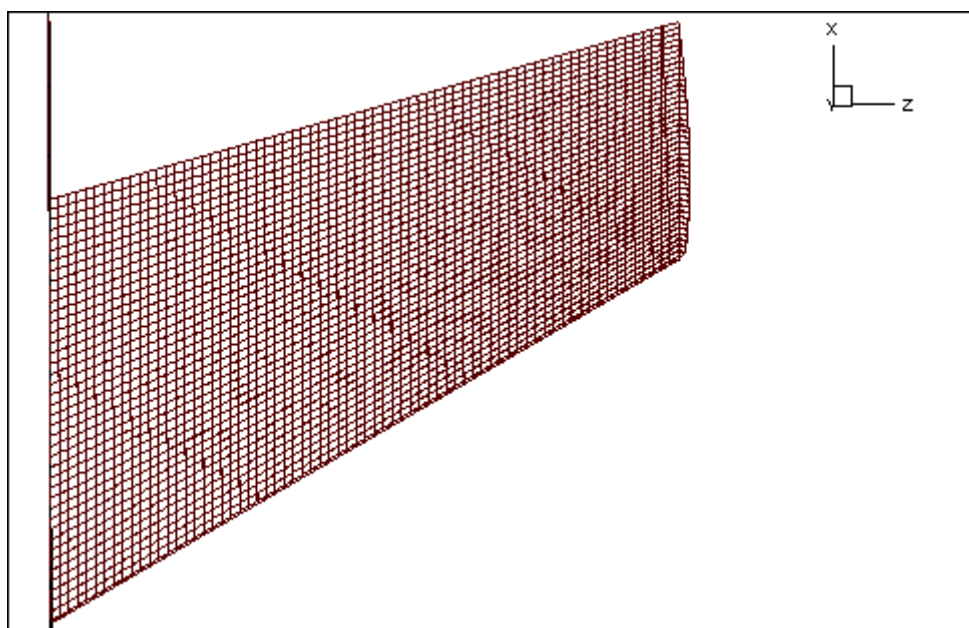


Figure V.1 : maillage de l'aile ONERA M6 (tecplot).

1.4 Vérification de la convergence

La figure montre la courbe de convergence de l'aile. Le résidu est réduit de cinq ordres de grandeur en 2500 pas de temps. La solution dans notre cas est convergée, les résidus sont montrés dans les figures V.2 et 3.

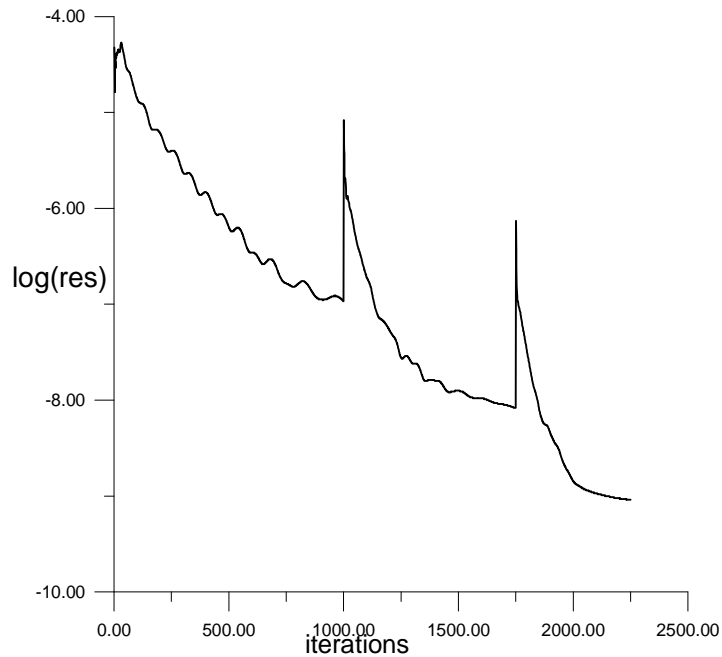


Figure V.2 : courbe du résidu (graphwin).

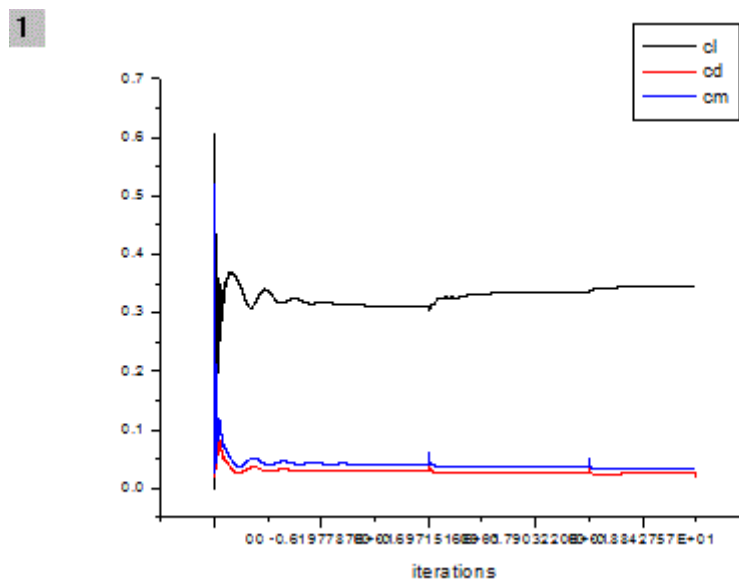


Figure V.3 : historiques de convergence des coefficients c_l , c_d , c_m (tecplot).

1.5 Contours de pression et de mach

Les figures V.4 et 5 donnent une idée qualitative sur la variation de la pression et le nombre de mach sur la surface de l'aile, les isovaleurs forment un choc de forme lambda λ , qui La caractéristique principale de l'aile ONERA M6.

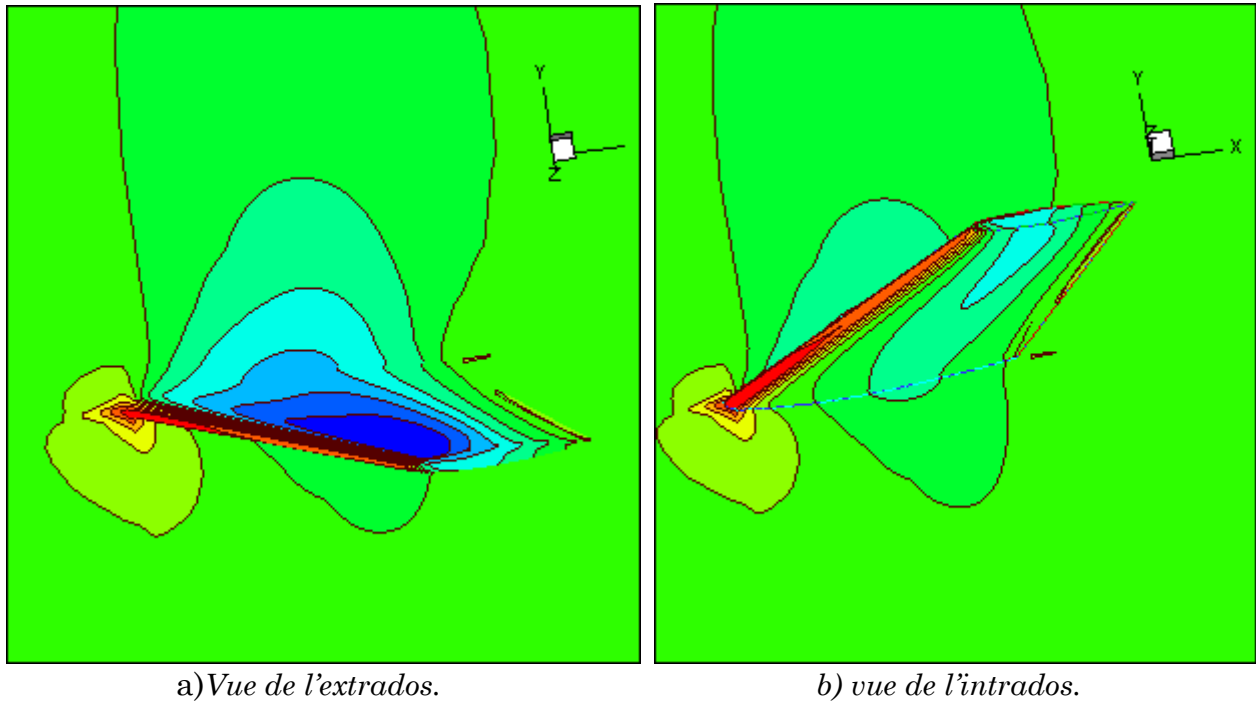


Figure V.4 : la pression sur l'aile ONERA M6 (tecpot).

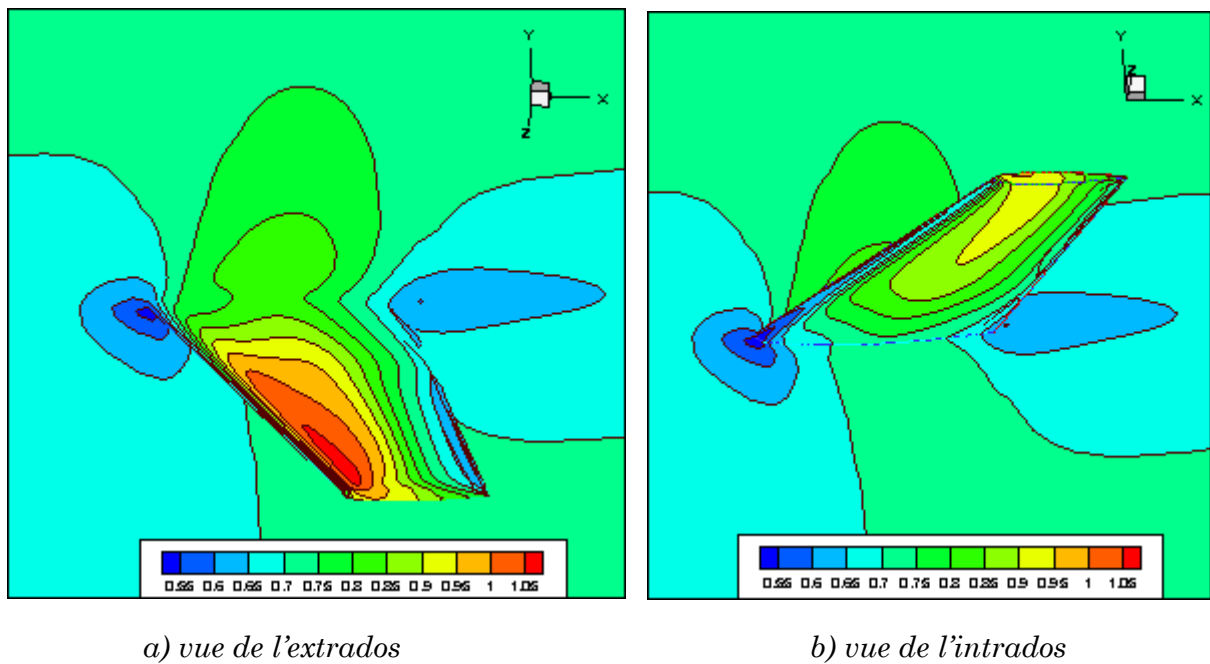


Figure V.5 : les lignes mach sur l'aile ONERA M6 (tecpot).

Afin de bien capter la forme de l'onde de choc sur l'aile, on a procédé par une stratégie qui consiste à suivre le développement de l'onde de choc dans des stations bien définies sur l'aile, les contours de pression figures(V.6), illustrent la propagation du choc sur la surface du profil suivant l'envergure de l'aile.

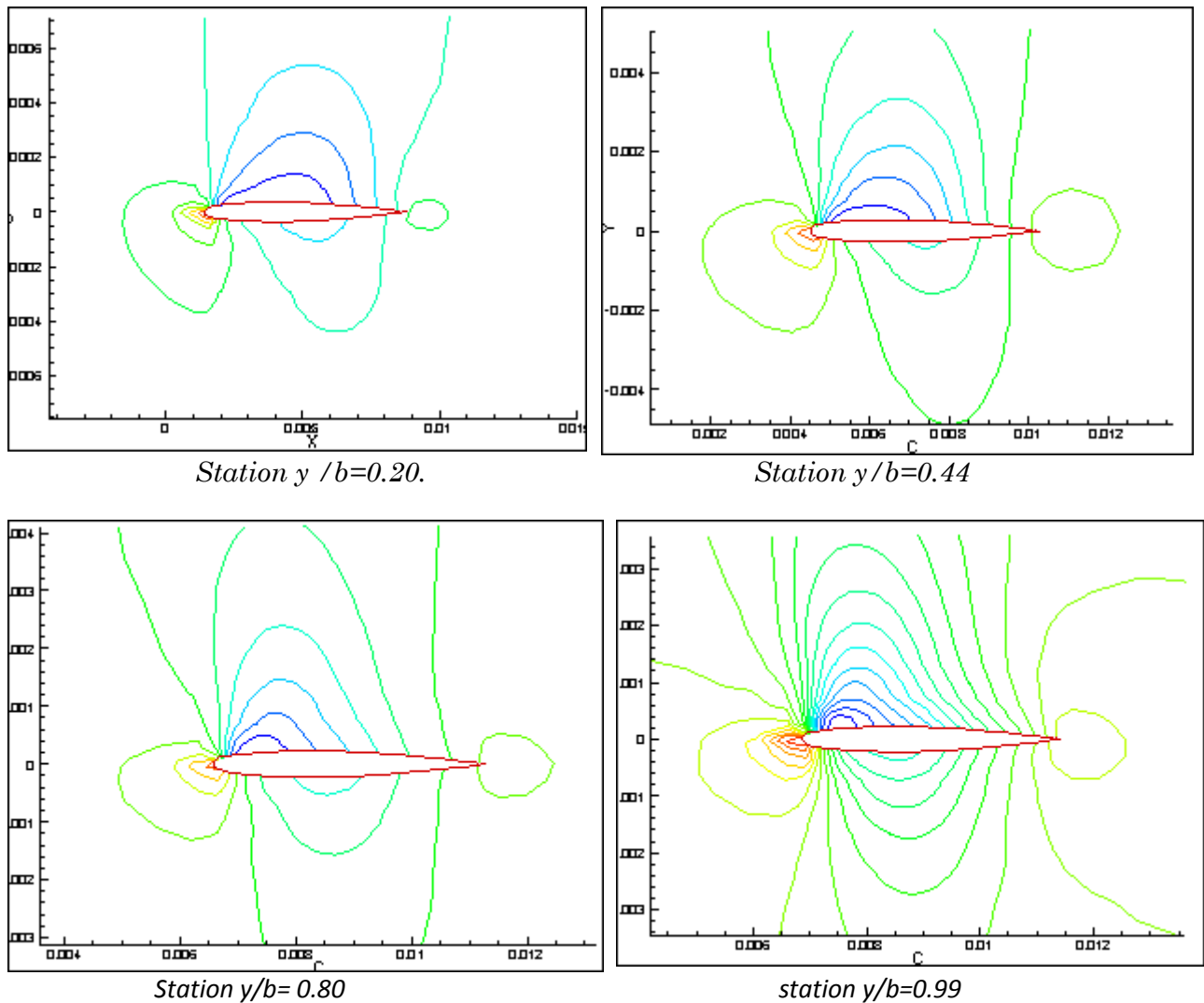
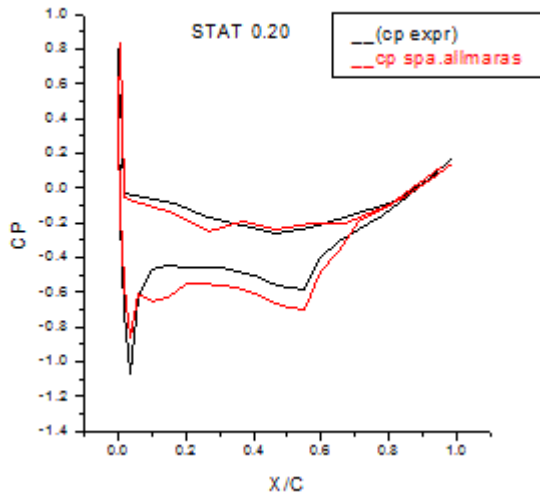


Figure V.6 : les contours de pression sur des différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecpot).

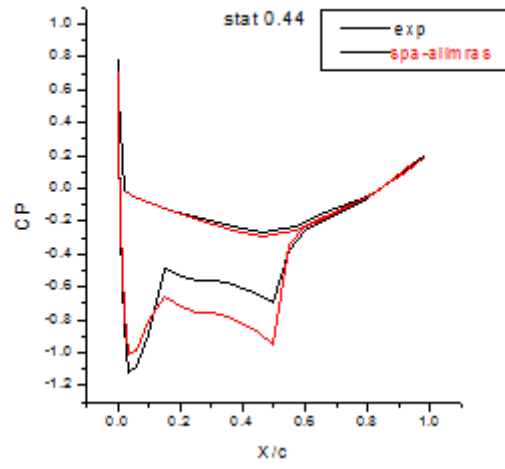
1.6 Coefficients de pression

Pour valider quantitativement l'intensité et la position du choc, les coefficients de pression obtenus avec notre maillage sont montrés aux figures V.7. À titre de comparaison, les résultats fournis par ONERA (modèle de turbulence Spalart-Allmaras) sont ajoutés à ces figures.

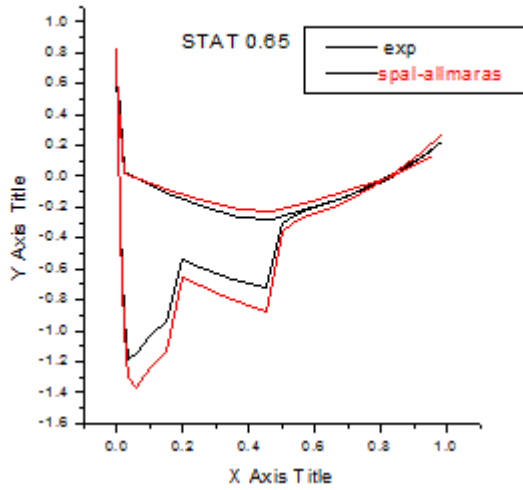
1



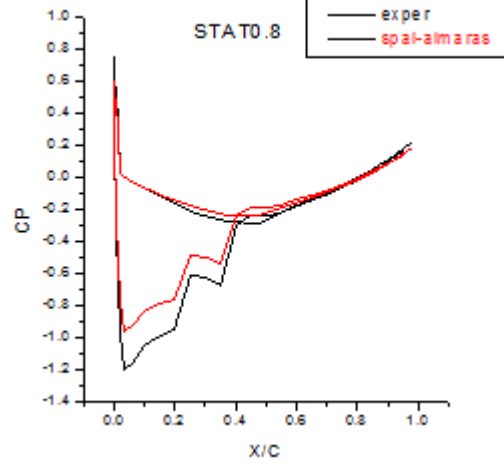
1



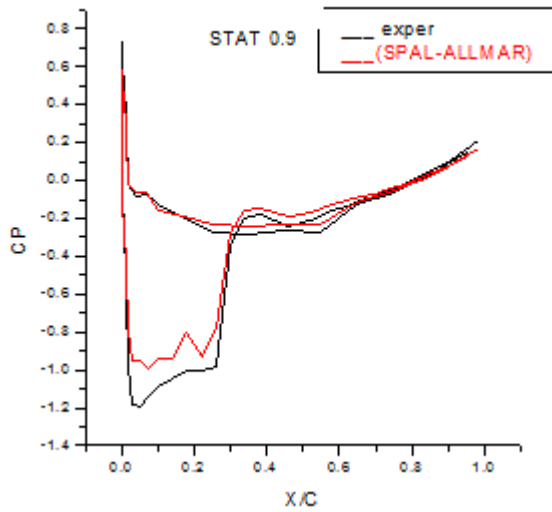
1



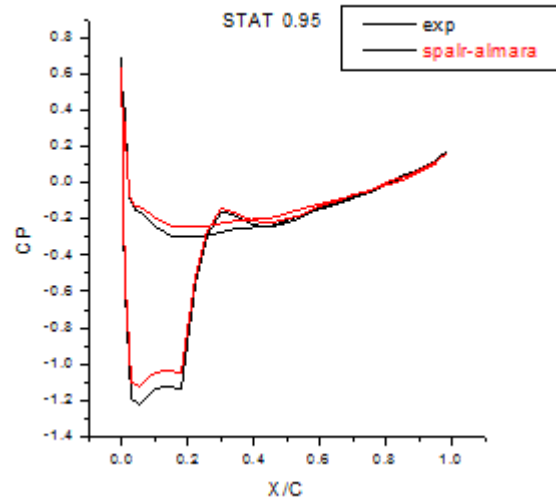
1



1



1



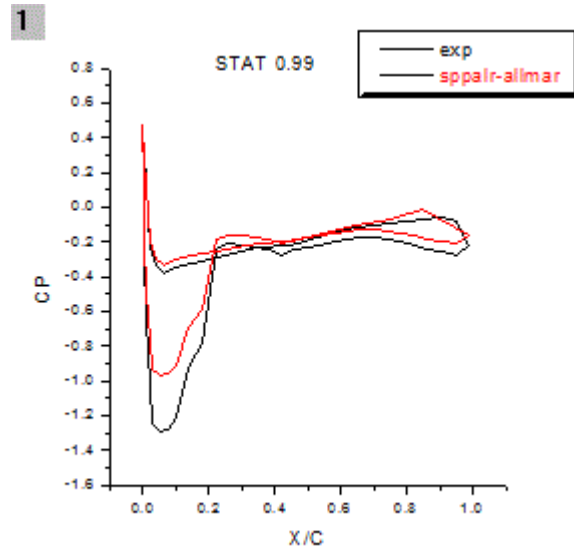


Figure V.7 : les coefficients de pression dans les différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecplot).

La position et l'intensité du choc obtenus par notre maillage sont proches des valeurs expérimentales. Ceci est particulièrement le cas dans la région près du saumon de l'aile. Nous pouvons constater une bonne correspondance entre les résultats. À l'aval de l'onde de choc, on observe cependant que le coefficient de pression diverge un peu des résultats expérimentales pour revenir approximativement aux mêmes valeurs. Ceci est dû à la qualité du raffinement du maillage obtenu.

2.1 seconde simulation

2.2 Configuration d'écoulement

Lors de cette deuxième simulation nous considérons :

Angle d'attaque : 3,06 degrés.

Nombre de mach : 0,8395.

Nombre de Reynolds : 11.72E+06 calculé sur la corde moyenne ($c=0.646m$),

Modèle de turbulence : k – EPSILON

2.3 Maillage

Le même maillage est utilisé pour les deux cas, figure V.8

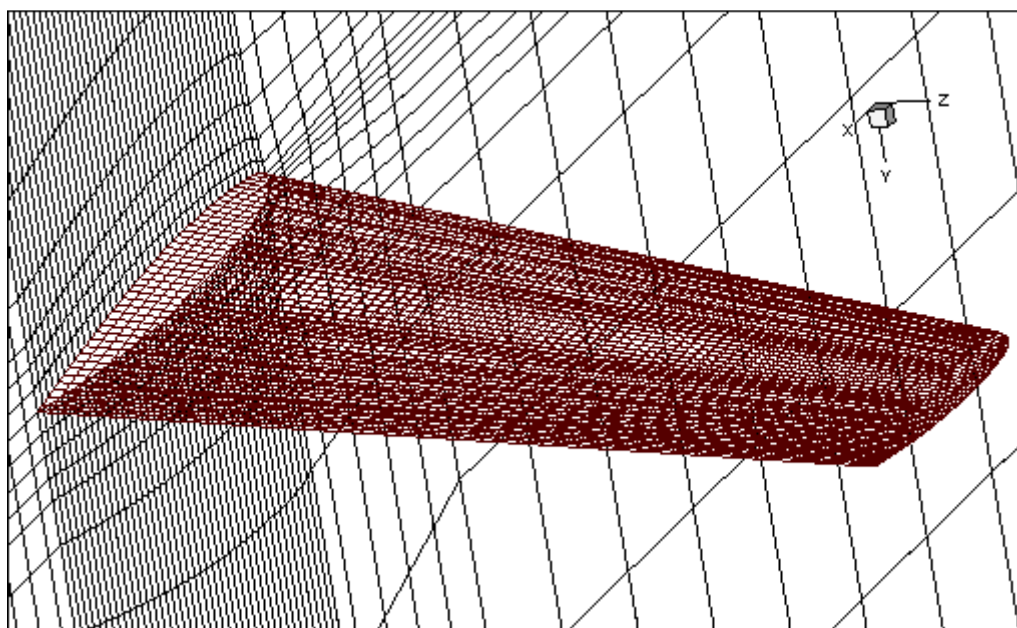


Figure V.8 : maillage de l'aile ONERA M6 (tecplot).

2.4 Vérification de la convergence

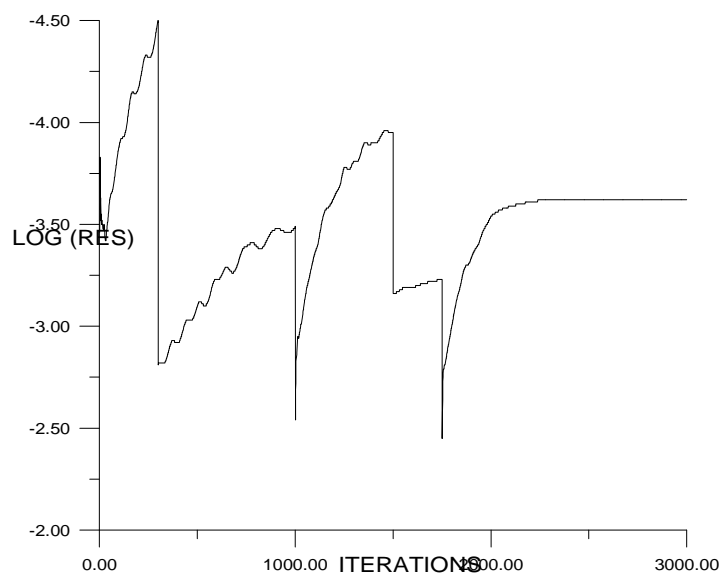


Figure V.9 : courbe du résidu (graphwin).

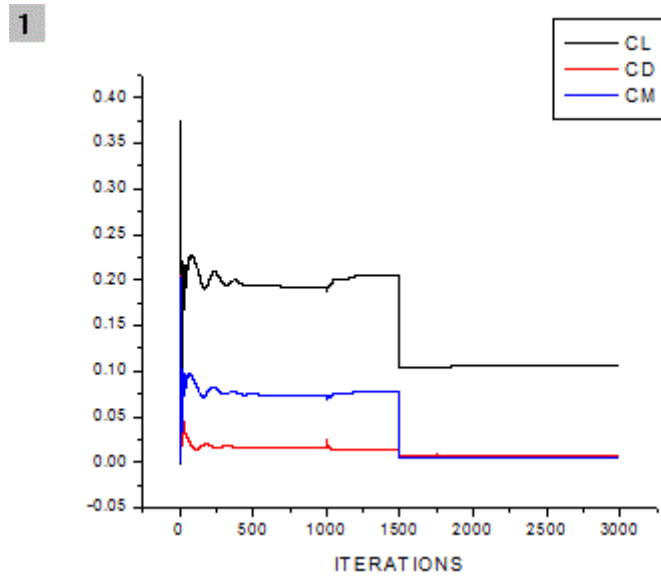
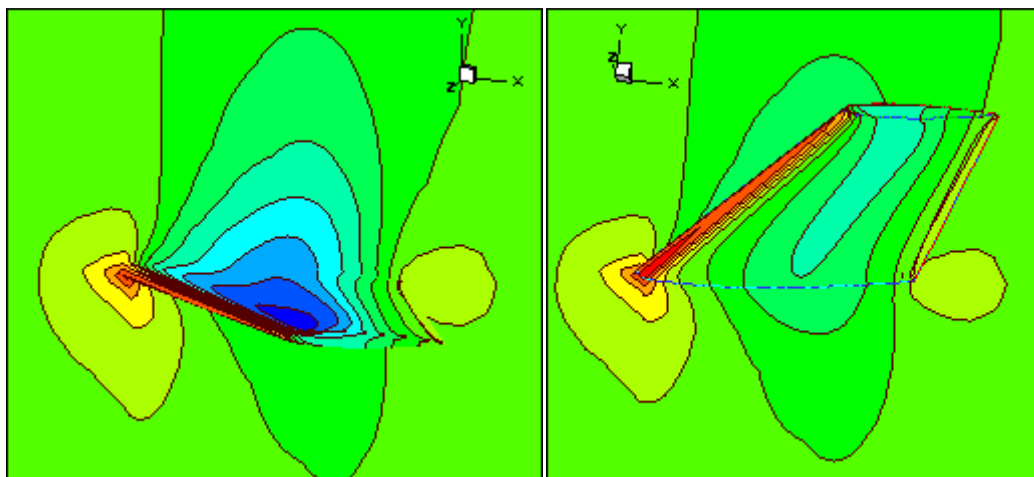


Figure V.10 : historiques de convergence des coefficients cl , cd , cm (tecplot).

Comme le montre les courbes ci-dessus la solution est convergée puisque l'erreur est constatée stable après environ 1000 itérations.

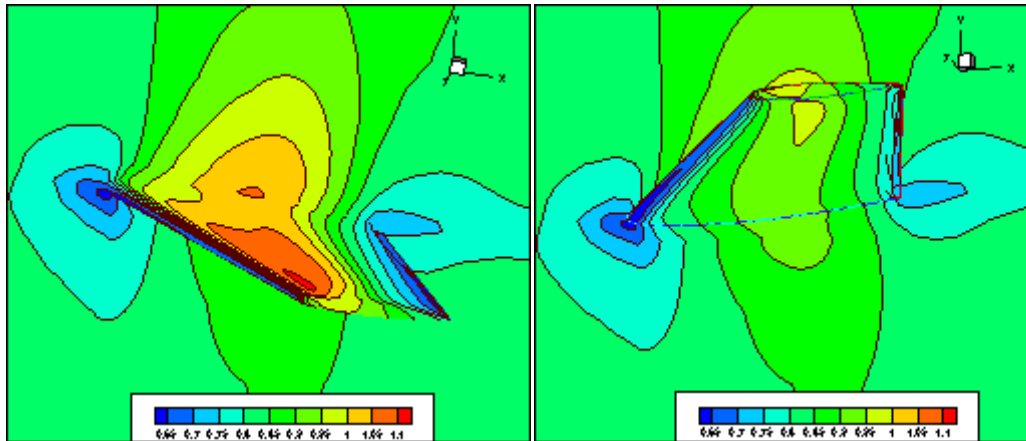
2.5 Contours de pression et de mach



a) Vue de l'extrados.

b) vue de l'intrados.

Figure V.11 : la pression sur l'aile ONERA M6 (tecplot).



a) Vue de l'extrados.

b) vue de l'intrados.

Figure V.12: contour de mach sur l'aile ONERA M6 (tecpilot).

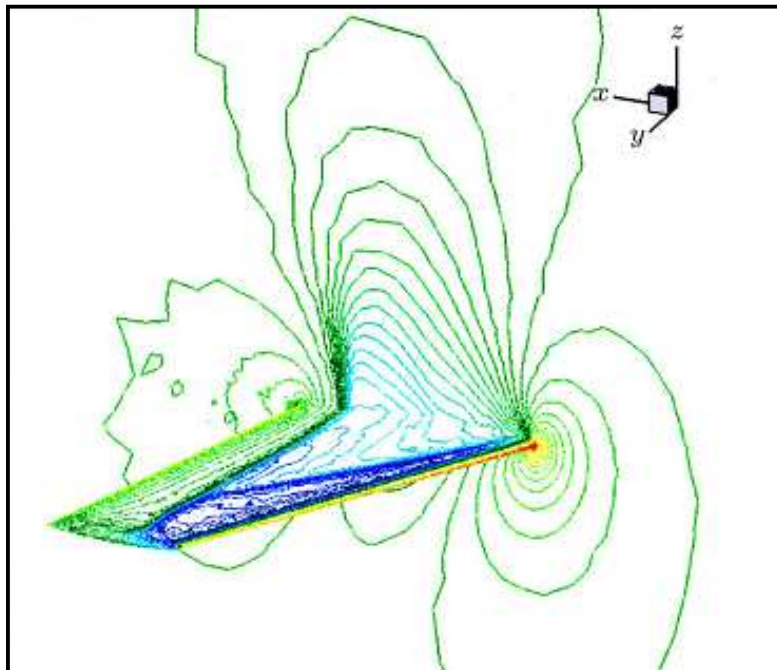


Figure V.13: Contour de pression [11].

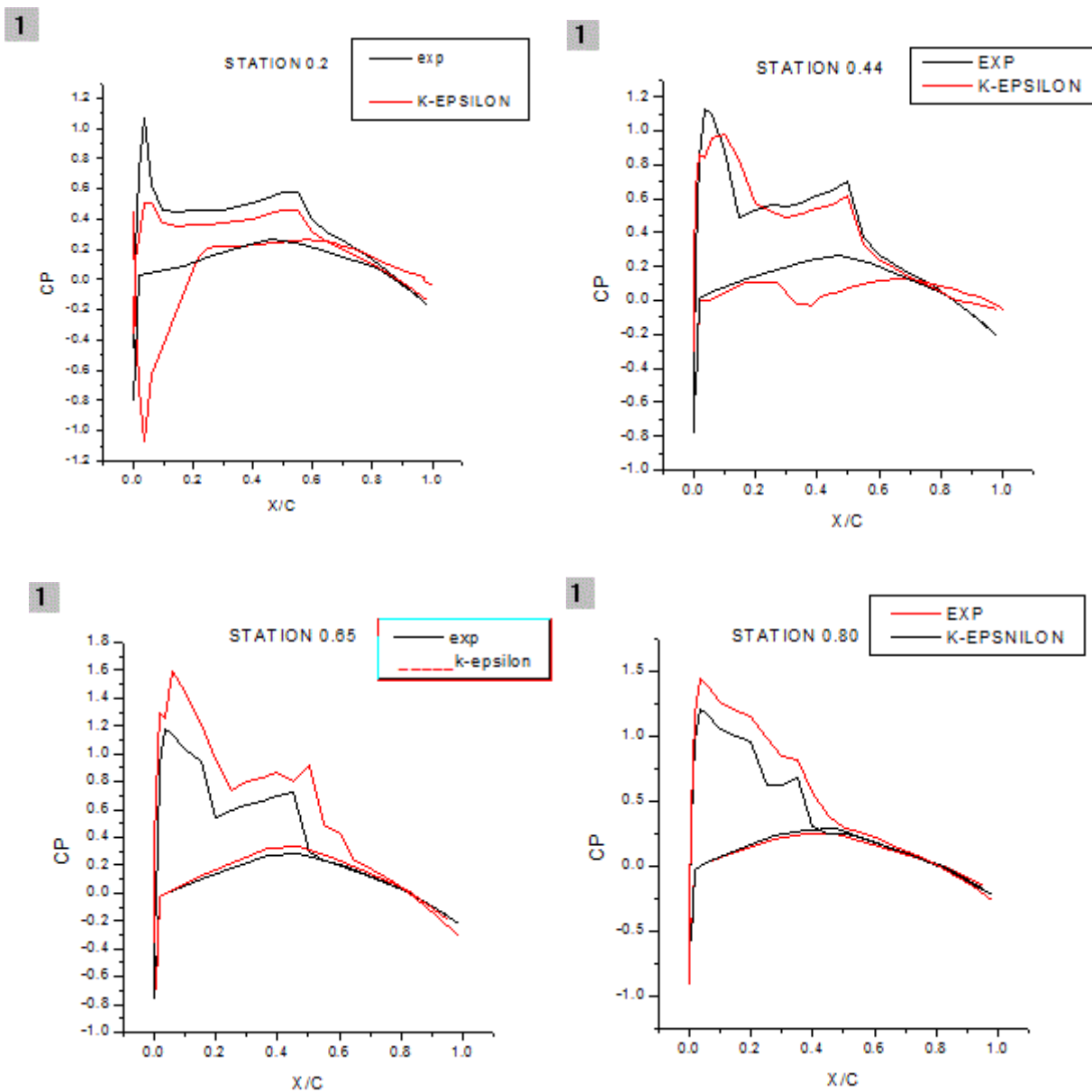
Comme il est montré par comparaison des résultats trouvés avec ceux d'utilisateur [11], qui donnent des résultats satisfaisants qui peuvent être utilisés pour les simulations numériques réelles.

Les lignes de pressions sur la surface de l'aile même le plan $Z=0$ sont bien montrées ce qui correspond à une dépression sur l'extrados et surpression

sur l'intrados se qui est le contraire pour le nombre de mach qui atteint son maximum sur l'extrados avant le développement de l'onde de choc.

En effet la comparaison des contours de pression avec l'expérimentale, nous semble presque identique, la caractéristique de l'onde de choc lambda est bien clair et visible, semblable à celle de l'utilisateur [11].

2.6 Coefficients de pression



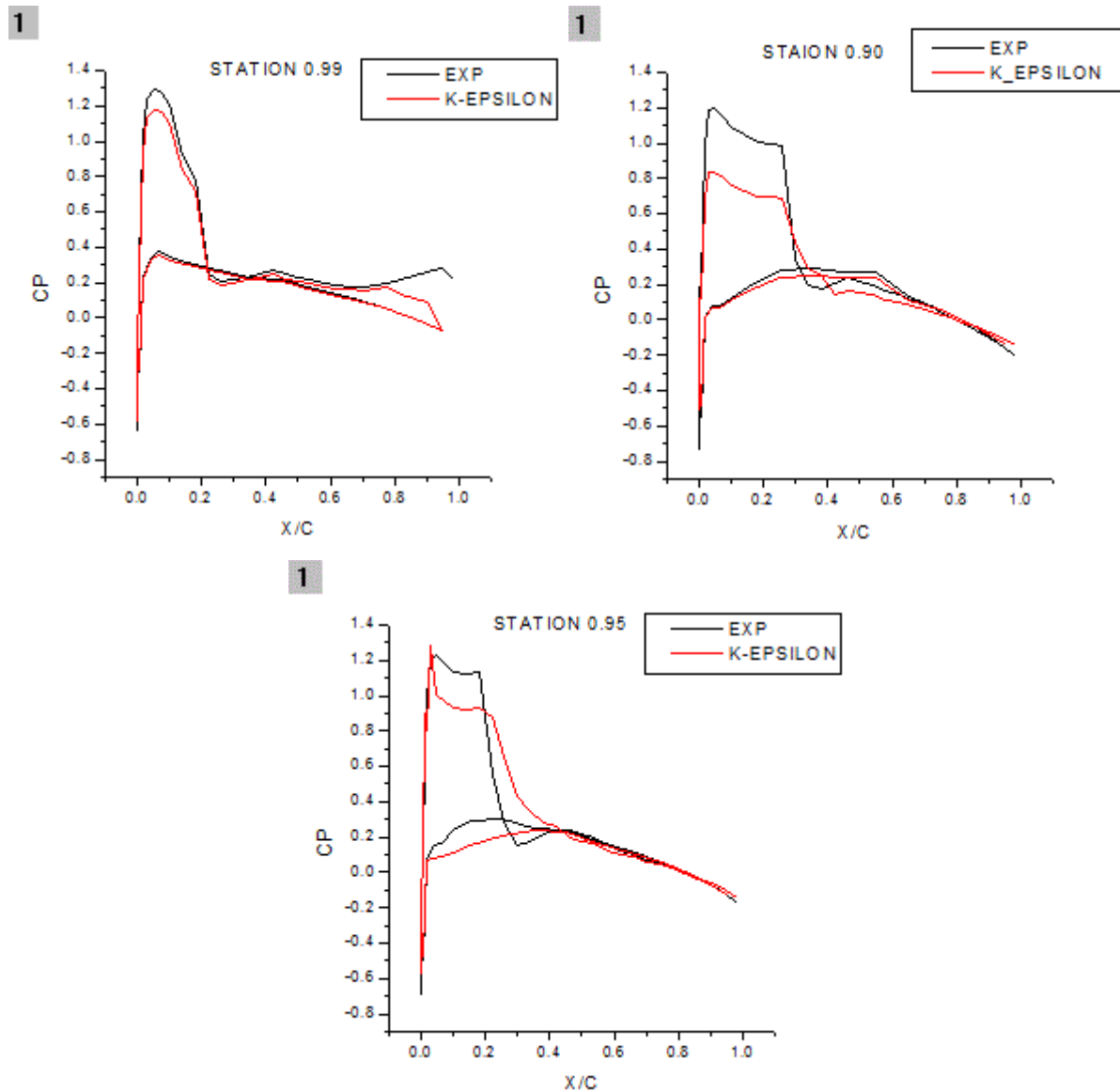


Figure V.14: les coefficients de pression dans les différentes stations de l'aile ONERA M6 (tecpplot).

Les figures V.14 représentent les coefficients de pression dans des différentes stations le l'aile, en fonction de la corde adimensionnelle x/c suivant l'envergure, validés avec des résultats expérimentales dans le but de comparer la propagation des positions de l'onde de choc pour les deux configurations d'écoulements.

Les positions des chocs sont presque bien captés, ce qui est expliquer par la même forme d'allure surtout en aval du choc en trouve même une difficulté pour les distinguées. Donc nos résultats sont presque identiques avec

l'expérimentale. Les intensités des chocs sont un peut différentes cela est due au raffinement du maillage qu'on n'a pas pu avoir pour des raisons de calculateur.

2.7 Coefficients de portance et trainée

Les résultats sont obtenus par un calcul des forces de pressions et viscosités en fonction de l'angle d'incidence $[-10, 10]$. Comme montré dans les figures V. 15, 16 et 17.

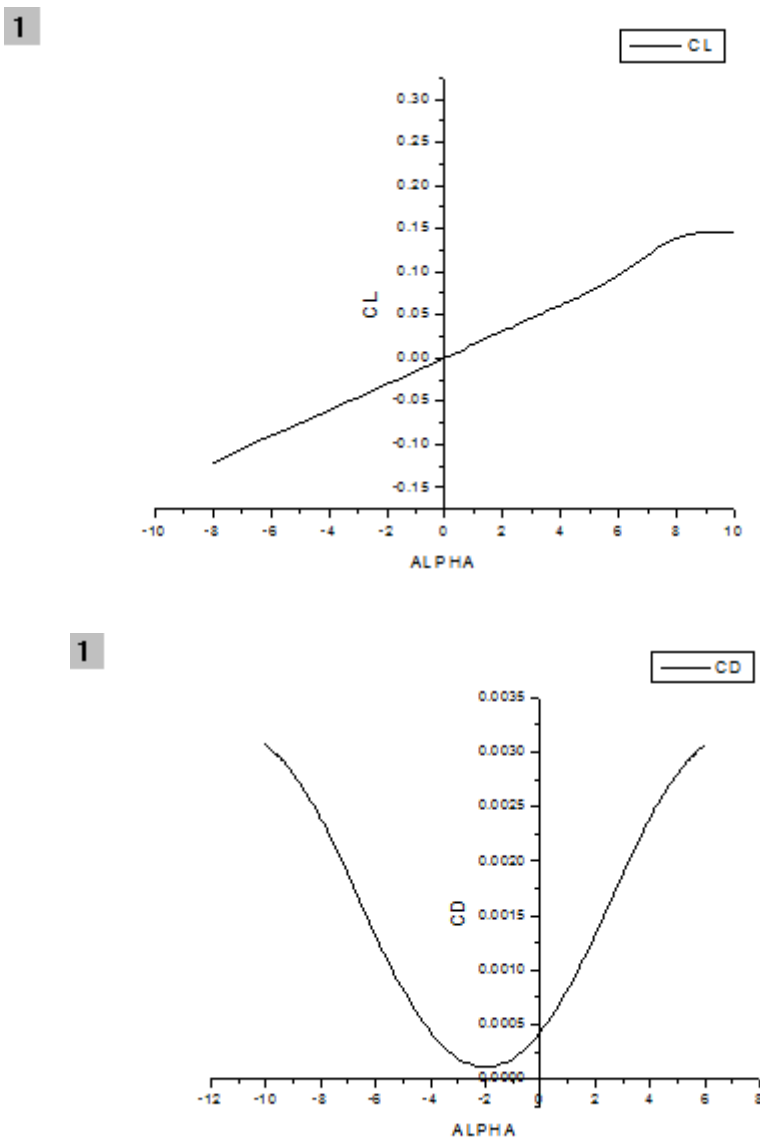


Figure V.15: coefficient de portance et trainée en fonction d'alpha (incidence) de l'aile ONERA M6 (origin).

2.8 La polaire

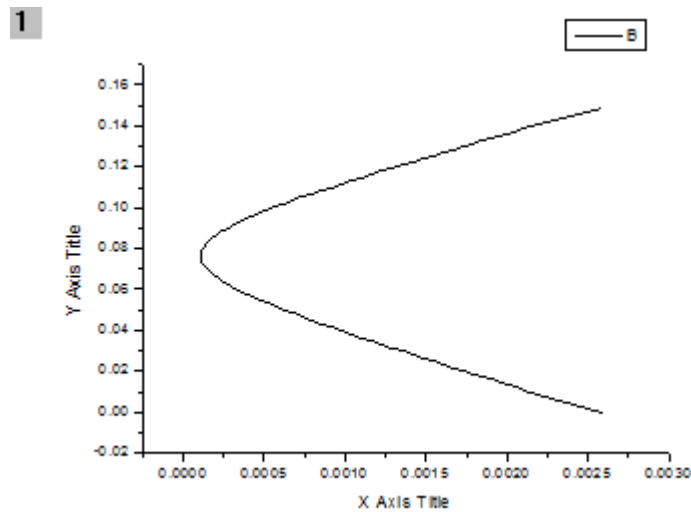


Figure V.16: la polaire de l'aile ONERA M6 (origin).

Comme montre les figures au dessus l'aile atteint la position de décrochage à 8 degré.

2.8 Temps de calcul

nombre de blocs	nbre des processeurs	temps de calcul	taille de maillage
45 blocs (notre cas)	deux	plus de 14 hr	69 Mb
32 blocs (AGARD)	huit	1 hr, 40 min	49.2 Mb
1 bloc (AGARD)	un	14 hr, 21 min	364.8 Mb

Tableau V.1: comparaison entres les temps de calculs.

Conclusion

Dans cette partie du travail nous avons analysé l'écoulement transsonique autour de l'aile ONERA M6 utilisant deux cas test différents afin de les comparés avec l'expérimentale.

D'après les comparaisons soit pour les contours ou les coefficients de pression sur chaque station, les résultats semblent raisonnables. La forme et la position du choc lambda, qui représente la caractéristique principale de l'aile est visualisée.

Conclusion

Dans le cadre de ces travaux de thèse, nous avons travaillé sur l'importation d'un type de maillage de calcul, en mesure de mieux appréhender le fonctionnement, d'un type de maillage structuré multibloc d'une part, et d'autre part une simulation numériques pour déterminer les caractéristiques aérodynamiques d'une aile ONERA M6. Il nous a, en effet paru très intéressant de suivre une démarche telle qu'utilisée par les entreprises du secteur aéronautique pour concevoir de nouveaux avions, en fait c'est le travail d'ingénieur.

Dans la première partie, par intérêt de visualiser la continuité d'écoulement à travers des géométries constituées de plusieurs blocs. Nous avons étudié le cas d'un fluide laminaire incompressible à travers une marche descendante (backward step facing).

Ensuite une stratégie a été suivie, afin de générer un maillage structuré multibloc autour d'une aile Onera M6 sous le code Icem-cfd. L'intérêt dans notre cas, est d'avoir un maillage fin avec un nombre minimum de blocs, ce qui n'est pas vraiment atteint en raison de :

- ✓ Manque de documentations dans ce domaine (maillage 3D structuré).
- ✓ La base de données de *fluent* ne prend pas en charge le maillage multibloc.
- ✓ Les moyens de calcul ne sont pas très puissants pour ce genre de calcul qui nécessite des calculateurs puissants.
- ✓ La création d'une grille de maillage structurée en multi blocs pour la majorité des problèmes, à exiger un temps de calcul extrêmement élevé, voire rendre cette tâche impossible avec les moyens actuels.

Les résultats obtenus à l'aide du code *fluent* ressemblent tout à fait sur la forme de l'onde de choc lambda captée, qui est la caractéristique principale de l'aile Onera M6. Cependant, des différences significatives apparaissent en ce qui concerne l'amplitude du choc. Cela peut être dû comme mentionner auparavant à la qualité du maillage obtenue.

Références bibliographiques

- [1] **Christophe ROME** "une méthode de raccordement de maillages non-conformes pour la résolution des équations de Navier-STOKES" thèse doctorat 23 juin 2006
- [2] **G. BARBUT, M. BRAZA, A. SEVRAIN, Y. HOARAU1, J. VOS**" Prédiction du tremblement transsonique autour d'une aile avec aileron par modélisation de la turbulence hybride et statistique" 19ème Congrès Français de Mécanique Marseille, 24-28 août 2009
- [3] **Holst, T.L.**, "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compedium of Results" and Wake Measurements"AIAA-87-1460, 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1987.
- [4] **IOANNIS K. NOUSIS** "Validation d'une fermeture RSM sur des profils d'ailes RAPPORT DE STAGE" Mars-Septembre 2000
- [5]**Mme Benkherbache Souad** « SIMULATION NUMERIQUE D'UN ECOULEMENT SUR UNE MARCHE DESCENDANTE » thèse MAGISTER 01 - juin – 2005
- [6] **Badr CHLYAH** « Étude de l'écoulement laminaire sur marche Descendante » école de technologie supérieure, université de Québec le 6 juillet 2005
- [7] **B.F. Armaly, F. Durst, J.C.F. Pereira, B.Schönung**, Experimental and Theoretical Investigation of backward-facing step flow. J . Fluids.Mech. (1983) vol 127 .473-496.
- [8] [httpv/en.wikipedia.org/wiki/Computational fluid dynamics](http://en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics).
- [9] Fluent Inc., *Fluent 6.2 User's Guide*, 2005.
- [10] Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, *Fluent tutorials*, //instructl.cit.comell.edu/courses/fluent/. Cornell University, Ithaca, NY.
- [11] **Joël H. Ferziger / Milovan Peric**, *Computational Methodsfor Fluid Dynamics*, third, rev. Édition, ISBN 3-540-42074-6 Springer-Verlag Berlin Heidelberg newyork

- [13] **B. E. Launder and D. B. Spalding** Lectures in Mathematical Models of Turbulence Academic Press, London, England, 1972
- [14] **V. Yakhot, S. A. Orszag**. Renormalization Group Analysis of Turbulence: I. Basic Theory. *Journal of Scientific Computing*, 1(1):1-51, 1986.
- [15] **T.-H. Shih, W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu**, A New k- ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. *Computers Fluids*, 24(3):227-238, 1995.
- [16] **D. C. Wilcox**. Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, Inc., La Canada, California, 1998
- [17] **F. R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry**, Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model, In K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, editors, *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, pages 625-632. Begell House Inc., 2003.

```

c
c*****
c
c Reads in plot3d grid and q files for a wing
c surface as well as an experimental data file.
c Calculates (-)Cp vs x/c distributions for the
c spanwise stations dictated in the exp. data file.
c Outputs the results to a (formatted) tecplot file
c for plotting.
c
c The input plot3d files are expected to be named plot3dg.bin
c and plot3dq.bin, and the experimental data file is expected
c to be named exp.dat
c
c The experimental data file is assumed to have the following
c form:
c
c     dummy text line           (title)
c     nsta                       (number of spanwise data stations)
c     dummy text line           (start of new span station)
c     nus, nls, eta              (# upper pts, # lower pts, % span)
c     dummy text                 (start of upper surface data)
c     i, xupper, cpupper        (nus of these lines)
c     dummy text line           (start of lower surface data)
c     i, xlower, cplower        (nls of these lines)
c     dummy text line           (start of new span station)
c
c     .
c     .
c     (repeated for all remaing stations)
c
c     .
c     .
c
c case-dependent hardwired indicies...it is assumed j=1 is
c the wing surface:
c
c ite1....lower surface te point (chordwise direction - i)
c ite2....upper surface te point (chordwise direction - i)
c igrd...zone in the plot3d file that contains the wing surface
c kroot...wing root point (spanwise direction - k)
c
c*****
c
c     parameter(idim=225,jdim=1,kdim=49,ndim=10)
c
c     dimension x(idim,jdim,kdim,3),q(idim,jdim,kdim,5),xle(kdim),
c     .           yle(kdim),zle(kdim),c(kdim),cp(idim,kdim)
c     dimension xcmp(idim,ndim),ycmp(idim,ndim),zcmp(idim,ndim),
c     .           cpcmp(idim,ndim)
c     dimension xexp(idim,ndim),cpexp(idim,ndim),nus(ndim),nls(ndim),
c     .           etaexp(ndim)
c     dimension id1(ndim),jd1(ndim),kd1(ndim)
c
c     character*80 pgrdfn,pqfn,expdat
c
c     write(6,*)'name of plot3d grid file: '
c     read(5,'(a80)') pgrdfn
c     write(6,*)'name of plot3d q file: '
c     read(5,'(a80)') pqfn
c     write(6,*)'name of experimental data file'
c     read(5,'(a80)') expdat
c

```

```

pgrdfn = 'plot3dg.bin'
pqfn    = 'plot3dq.bin'
expdat  = 'exp.dat'

c
open(2,file=pgrdfn,status='old',form='unformatted')
open(3,file=pqfn,status='old',form='unformatted')
open(4,file=expdat,status='old',form='formatted')

c
read and verify header info. in plot3d files
c
read(2) ngrid
read(3)
read(2)(id1(n),jd1(n),kd1(n),n=1,ngrid)
read(3)

c
do n=1,ngrid
  write(6,(''zone '' ,i3, '' i x j x k = '' ,3i4')) n,id1(n),
.  jd1(n),kd1(n)
end do

c
case-dependent hardwired indicies...it is assumed j=1 is
c
the wing surface
c
igrid = 1
itel  = 1
ite2  = id1(igrid)
kroot = 1

c
echo parameters
c
write(6,(''Cp data to be extracted from zone '' ,i3, '' of '' ,
. i3)) igrid,ngrid
write(6,(''itel = '' ,i3, '' ite2 = ''i3)) itel,ite2
write(6,(''kroot = ''i3)) kroot

c
idim1 = id1(igrid)
jdim1 = jd1(igrid)
kdim1 = kd1(igrid)
if (idim1 .gt. idim .or. jdim1 .gt. jdim .or.
.  kdim1 .gt. kdim) then
  write(6,*)'need to increase dimensions'
  stop
end if
if (jdim1 .ne. 1) then
  write(6,*)'plot3d file must contain a single j=const ',
.  'surface'
  stop
end if

c
read in grid data
c
read(2)((x(i,j,k,1),i=1,idim1),j=1,jdim1),k=1,kdim1),
.  ((x(i,j,k,2),i=1,idim1),j=1,jdim1),k=1,kdim1),
.  ((x(i,j,k,3),i=1,idim1),j=1,jdim1),k=1,kdim1)

c
read in q data
c
read(3)smach,alp,reue,tm
read(3)((q(i,j,k,nx),i=1,idim1),j=1,jdim1),k=1,kdim1),nx=1,5)

c
calculate necessary nondimensional quantities

```

c

```
gamma=1.4
gamml=gamma-1
imax = itel
do i=1,idim1
  do k=1,kdim1
    p      = gamml*q(i,1,k,5)-gamml/2*(q(i,1,k,2)**2+
      .      q(i,1,k,3)**2+q(i,1,k,4)**2)/q(i,1,k,1)
    cp(i,k) = (p-1/gamma)/(.5*smach**2)
  end do
end do
zroot = x(itel,1,kroot,3)
do k=kroot,kdim1
  imax = itel
  xm = x(itel,1,k,1)
  do i=itel,ite2
    x(i,1,k,3) = x(i,1,k,3)-zroot
    if (x(i,1,k,1) .le. xm) then
      xm = x(i,1,k,1)
      imax = i
    end if
  end do
  xle(k) = x(imax,1,k,1)
  yle(k) = x(imax,1,k,2)
  zle(k) = x(imax,1,k,3)
  c(k) = x(itel,1,k,1)-xle(k)
end do
span = zle(kdim1)
if (abs(span) .eq. 0.) then
  write(6,*)'stopping...span = 0'
  stop
end if
do k=kroot,kdim1
  zle(k) = zle(k)/span
end do
do k=kroot,kdim1
  xte = x(itel,1,k,1)
  do i=itel,ite2
    x(i,1,k,1) = 1.+ (x(i,1,k,1)-xte)/c(k)
    x(i,1,k,3) = x(i,1,k,3)/span
  end do
end do
```

c

c

read exp. data file to detemine station locations

c

```
read(4,*)
read(4,*) nsta
do nn=1,nsta
  read(4,*)
  read(4,*) nus(nn),nls(nn),etaexp(nn)
  read(4,*)
  do n=1,nus(nn)
    read(4,*) ii,xexp(n,nn),cpexp(n,nn)
  end do
  read(4,*)
  do n=1,nls(nn)
    read(4,*) ii,xexp(n+nus(nn),nn),cpexp(n+nus(nn),nn)
  end do
end do
```

c

c

output x/c and -cp for plotting

c

```
do nn=1,nsta
  eta = etaexp(nn)
  write(77,*)'zone'
  write(77, '(' '# Computed Data, eta = ',f6.4)') eta
  do i=itel,ite2
    ksta = kroot
    do k=kroot,kdim1-1
      if (x(i,1,k+1,3) .gt. eta .and.
        x(i,1,k,3) .le. eta) then
        ksta = k
      end if
    end do
    deta =      (eta - x(i,1,ksta,3))/
      (x(i,1,ksta+1,3) - x(i,1,ksta,3))
    xcmp(i,nn) = x(i,1,ksta,1) +
      deta*(x(i,1,ksta+1,1)-x(i,1,ksta,1))
    ycmp(i,nn) = x(i,1,ksta,2) +
      deta*(x(i,1,ksta+1,2)-x(i,1,ksta,2))
    zcmp(i,nn) = x(i,1,ksta,3) +
      deta*(x(i,1,ksta+1,3)-x(i,1,ksta,3))
    cpcmp(i,nn) = cp(i,ksta) +
      deta*(cp(i,ksta+1)-cp(i,ksta))
    cpcmp(i,nn) = -cpcmp(i,nn)
    write (77,*)xcmp(i,nn),cpcmp(i,nn)
  end do
  write(77,*)'zone'
  write(77, '(' '# Experimental Data, eta = ',f6.4)') eta
  do i=1,nus(nn)+nls(nn)
    cpexp(i,nn) = -cpexp(i,nn)
    write (77,*)xexp(i,nn),cpexp(i,nn)
  end do
end do
```

c

```
close(2)
close(3)
close(4)
```

c

```
write(6, '(' 'Done...tecplot file written to unit 77 (fort.77)')')
```

c

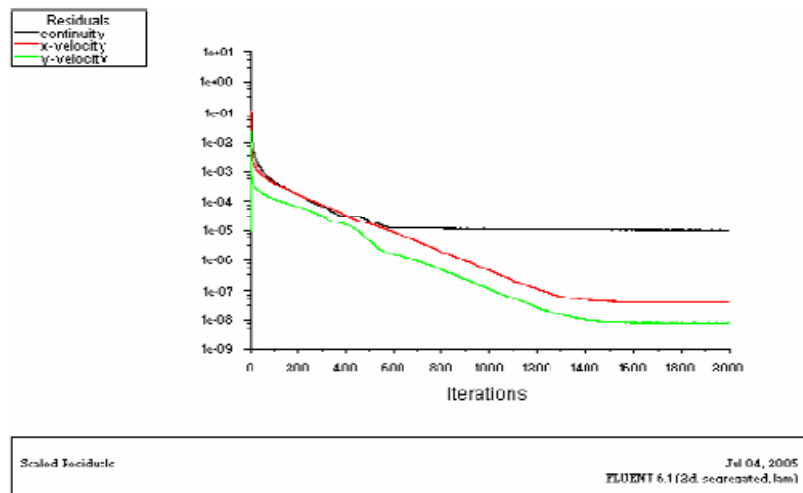
```
stop
end
```

Analyses d'écoulement laminaire sur une marche descendante, un atelier de GAMM, le volume 9 de notes sur la mécanique des fluides numérique. Vieweg Verlag, 1984.

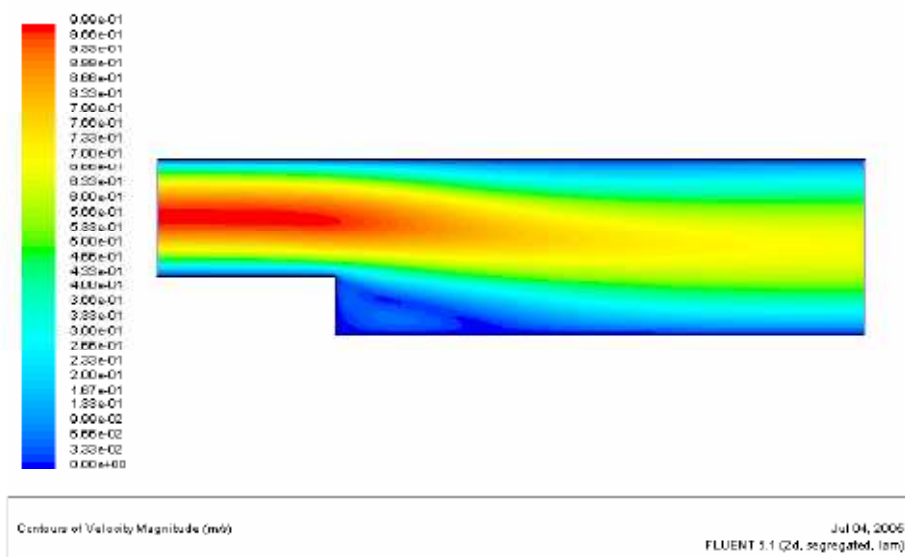
Résultats

1^{er} cas : $Re = 50$. $H = 1.5$, $h = 1$.

Calcul d'itération:



Profile de vitesse (contours)



Profile de vitesse à des différentes positions

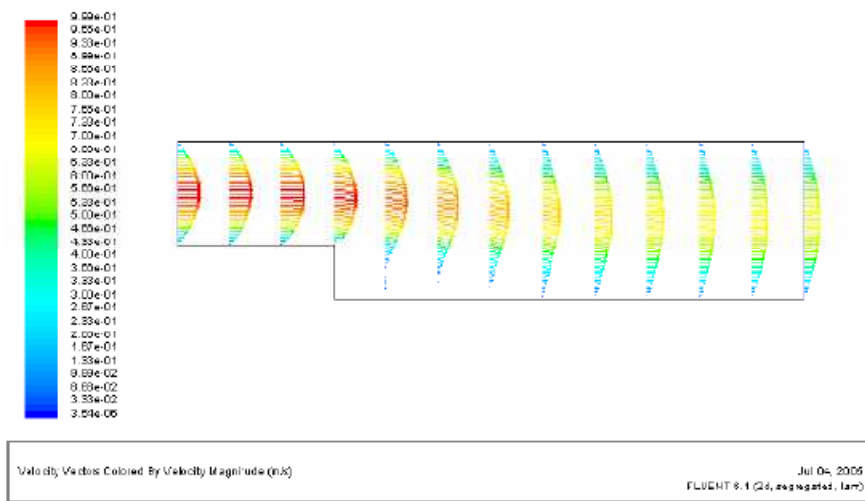
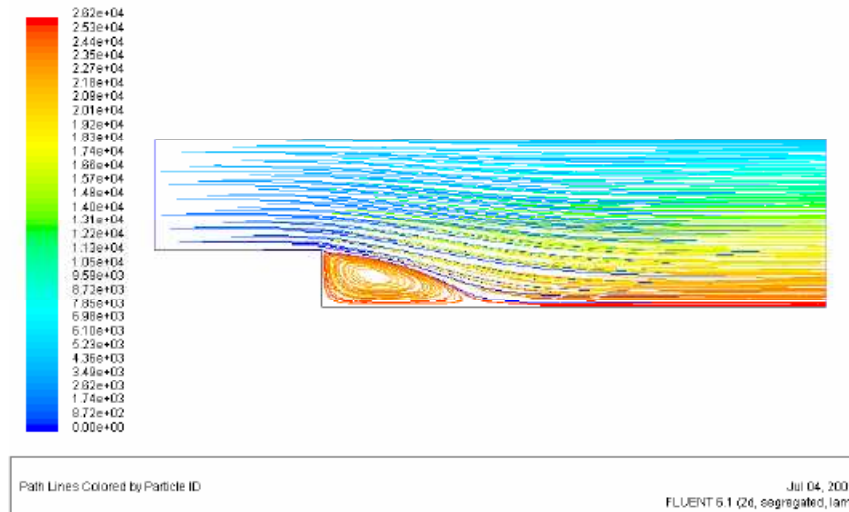
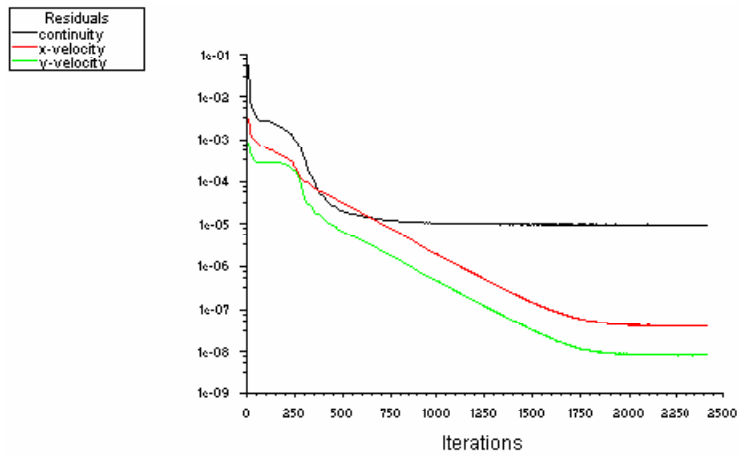


Figure montrant la forme des lignes de courant



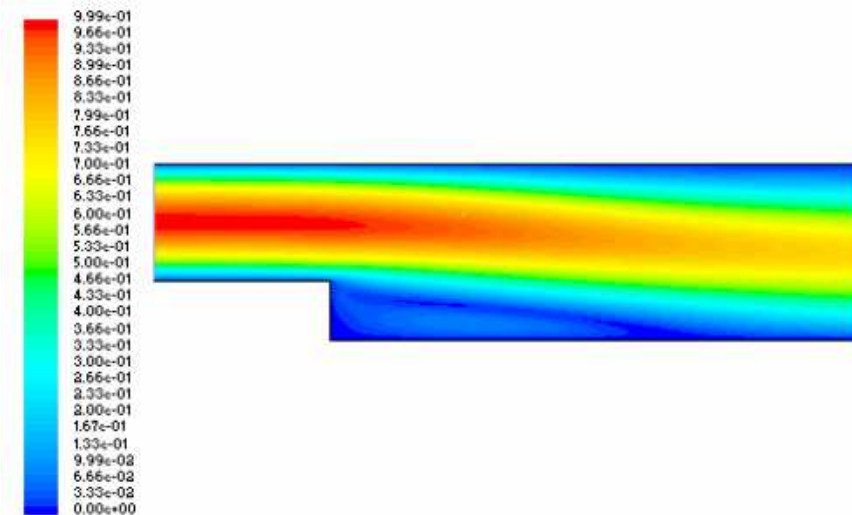
2^{eme} cas : $Re= 150$. $H= 1.5$, $h=1$.

Calcul d'itération:



Scaled Residuals Jul 05, 2005
FLUENT 6.1 (2d, segregated, lam)

Profile de vitesse (contours)



Contours of Velocity Magnitude (m/s) Jul 04, 2005
FLUENT 6.1 (2d, segregated, lam)

Profile de vitesse à des différentes positions

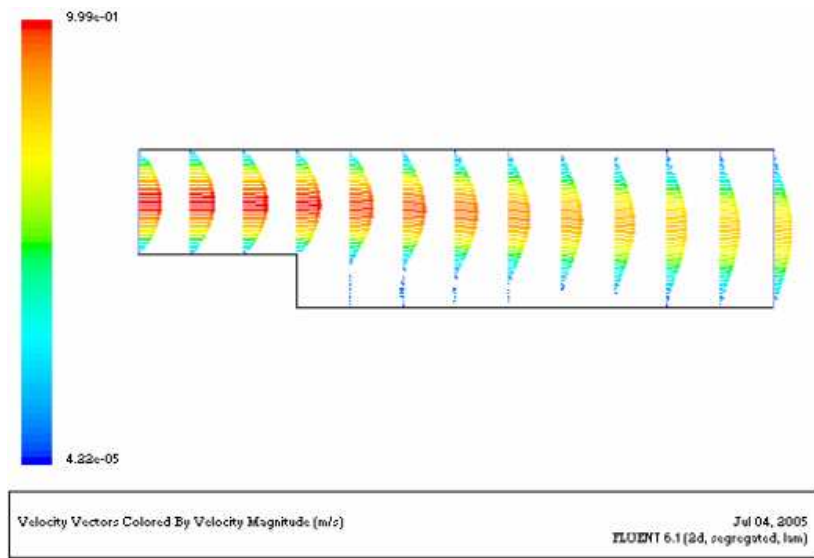
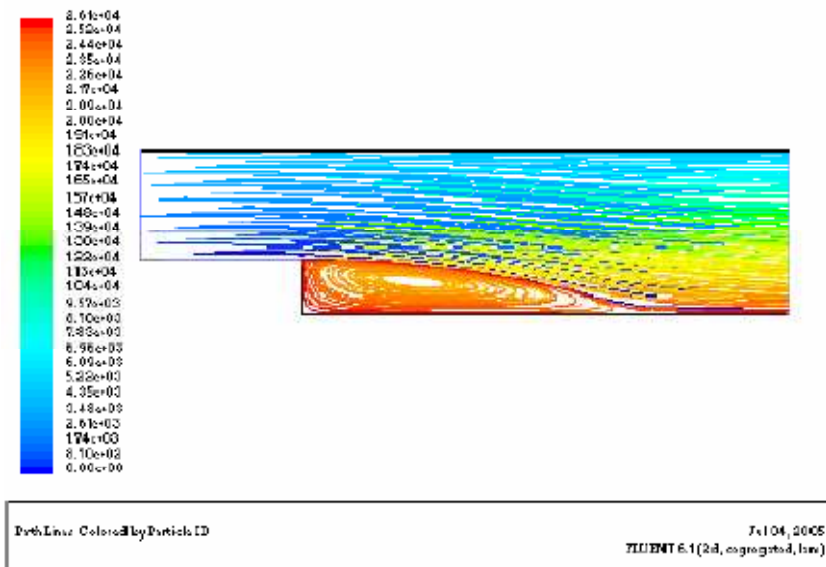


Figure montrant la forme des lignes de courant



Dans cette annexe se regroupent tous les valeurs cp pour le cas test : $M=0.8395$, $Re=21\ E06$, $\alpha=3.6$

STATION 0.2		STATION 0.44		STATION 0.65		STATION 0.8	
UPER		UPER		UPER		UPER	
X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP
0.0003	0.801	0.0003	0.781	0.0004	0.752	0	0.752
0.0022	0.444	0.001	0.388	0.0022	0.325	0.0021	0.304
0.0087	-0.168	0.008	-0.256	0.0091	-0.324	0.0089	-0.324
0.0204	-0.707	0.019	-0.842	0.0204	-0.918	0.0201	-0.976
0.0353	-1.069	0.034	-1.127	0.0351	-1.181	0.0353	-1.206
0.0604	-0.629	0.059	-1.092	0.0602	-1.142	0.0601	-1.161
0.0996	-0.465	0.0991	-0.889	0.1003	-1.031	0.1002	-1.058
0.1504	-0.442	0.149	-0.488	0.15	-0.941	0.1502	-0.996
0.2004	-0.455	0.199	-0.538	0.2003	-0.544	0.2002	-0.954
0.2504	-0.459	0.251	-0.561	0.2502	-0.594	0.2502	-0.618
0.3005	-0.462	0.299	-0.559	0.3001	-0.632	0.3002	-0.628
0.3505	-0.48	0.349	-0.58	0.35	-0.664	0.3502	-0.677
0.4005	-0.505	0.3993	-0.614	0.4004	-0.692	0.3998	-0.303
0.4503	-0.547	0.449	-0.647	0.4501	-0.725	0.4501	-0.245
0.5004	-0.576	0.499	-0.701	0.5	-0.301	0.5002	-0.244
0.5503	-0.58	0.549	-0.374	0.55	-0.236	0.5503	-0.222
0.6003	-0.397	0.5993	-0.263	0.6007	-0.205	0.6002	-0.181
0.6503	-0.307	0.6492	-0.213	0.6503	-0.164	0.6502	-0.139
0.7103	-0.238	0.709	-0.151	0.7103	-0.121	0.7098	-0.097
0.7803	-0.16	0.779	-0.081	0.7801	-0.052	0.7801	-0.031
0.8502	-0.058	0.849	0.01	0.85	0.032	0.8501	0.043
0.9203	0.059	0.919	0.109	0.9201	0.123	0.9201	0.132
0.9852	0.176	0.984	0.211	0.986	0.227	0.985	0.225

STATION 0.2		STATION 0.44		STATION 0.65		STATION 0.8	
LOWER		LOMER		LOMER		LOMER	
X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP
0.9503	0.101	0.949	0.143	0.95	0.157	0.95	0.162
0.816	-0.079	0.817	-0.036	0.8199	-0.016	0.8222	-0.005
0.666	-0.171	0.667	-0.151	0.6701	-0.143	0.6722	-0.131
0.5659	-0.229	0.567	-0.228	0.5703	-0.213	0.5723	-0.205
0.466	-0.263	0.467	-0.269	0.4704	-0.279	0.4722	-0.285
0.3658	-0.215	0.367	-0.233	0.3701	-0.27	0.3724	-0.283
0.2658	-0.164	0.267	-0.181	0.2701	-0.196	0.2723	-0.23
0.1659	-0.092	0.167	-0.13	0.1701	-0.121	0.1724	-0.143
0.0499	-0.046	0.049	-0.045	0.0502	-0.009	0.0502	-0.027
0.02	-0.034	0.019	-0.007	0.0201	0.026	0.02	0.025
0.0059	0.549	0.005	0.565	0.95	0.59	0.0061	0.58

STATION 0.9		STATION 0.95		STATION 0.99	
UPER		UPER		UPER	
X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP
0.0006	0.726	0.0006	0.69	0.0005	0.636
0.0018	-0.182	0.0019	0.229	0.0019	0.21
0.0063	-0.181	0.0062	-0.152	0.0063	-0.254
0.0123	-0.576	0.0121	-0.598	0.0127	-0.651
0.0201	-0.985	0.0198	-0.983	0.0201	-1.018
0.0299	-1.187	0.0299	-1.196	0.0299	-1.244
0.0497	-1.194	0.0497	-1.227	0.05	-1.291
0.0745	-1.14	0.0749	-1.177	0.0748	-1.275
0.0999	-1.093	0.0999	-1.134	0.0999	-1.209
0.1399	-1.048	0.1398	-1.127	0.1398	-0.918
0.1798	-1.002	0.1799	-1.136	0.1799	-0.785
0.2201	-0.999	0.2201	-0.559	0.2199	-0.245
0.2596	-0.981	0.26	-0.282	0.2598	-0.207
0.2998	-0.341	0.2999	-0.159	0.2999	-0.219
0.3399	-0.195	0.3401	-0.179	0.3398	-0.234
0.3799	-0.18	0.3799	-0.218	0.3798	-0.246
0.4196	-0.208	0.4199	-0.238	0.4199	-0.272
0.4598	-0.238	0.4597	-0.242	0.4597	-0.245
0.4996	-0.22	0.4999	-0.216	0.4999	-0.233
0.5396	-0.2	0.5399	-0.197	0.5398	-0.213
0.5796	-0.162	0.5799	-0.152	0.5799	-0.192
0.6199	-0.138	0.6179	-0.126	0.6198	-0.182
0.6597	-0.107	0.6598	-0.104	0.6597	0.227

STATION 0.9		STATION 0.95		STATION 0.99	
LOWER		LOMER		LOMER	
X/C	CP	X/C	CP	X/C	CP
0.9498	0.15	0.9495	0.126	0.9495	0.07
0.8495	0.03	0.8493	0.021	0.8496	-0.009
0.75	-0.062	0.7496	-0.056	0.75	-0.072
0.65	-0.13	0.6498	-0.121	0.6496	-0.118
0.5498	-0.27	0.5495	-0.173	0.5497	-0.165
0.4499	-0.268	0.4498	-0.24	0.4497	-0.217
0.3502	-0.288	0.3499	-0.254	0.3497	-0.23
0.2501	-0.277	0.2499	-0.301	0.2498	-0.274
0.1505	-0.182	0.15	-0.293	0.15	-0.318
0.1003	-0.121	0.1002	-0.241	0.1004	-0.342
0.0655	-0.078	0.0652	-0.17	0.0654	-0.376