REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département d'Aéronautique

053/070

PROJET DE FIN D'ETUDE

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE

Filière : Construction et Maintenance en Aéronautique

Spécialité : propulsion

Simulation numérique des performances d'un avion bimoteur a hélice

Présenté par :

Mr : BOUAMER Abdenour

M^elle^ : BENAYADA Souad

Encadré par :

Mr : TAHI Ali

Promotion: 2009-2010

بسم الله الرحمن الرحيم

ملخص

في هذا العمل أردنا أن نثبت قدرة برنامج **Fluent** على معالجة المشاكل المتعلقة بالحركة النسبية لطائرة في حركة انسحابية و المروحيات في حركات دائرية.وفي دراستنا هذه اخترنا نموذج أل **DLR-F6** (يستعمل في التجارب التي تقام في الأنفاق الهوائية) ذي الهندسة ***iges** التي عليها قمنا ببعض التغيرات التي مكنتنا من إدخال المروحيتين علي غلاف المحرك. المروحيات لهدف تقدير الفعل الذي يحدث بين المروحيتين و هيكل الطائرة.

لهذا تم إنشاء المروحتين باستعمال البرنامج **SolidWorks**. و بعدها قمنا بمزج الجسمين (المروحيتين و هيكل الطائرة) بعد تقسيمهما إلى وحدات صغيرة باستعمال نموذج **ICEMCFD** وفي الأخير استعملنا البرنامج.**Fluent** لانجاز الحسابات وتوضيح النتائج علي شكل منحنيات.

Résumé

Dans ce travail on a essayé, de montrer la capacité de l'outil **CFD** à traiter des problèmes liés au mouvement relatif.tel un avion en mouvement de translation et les hélices en mouvements de rotation pour cela ,nous avons considéré la géométrie de l'avion model DLR-F6 (utilisé pour les essais en soufflerie) existant sous le format *iges a la quelle nous avons effectué une modification qui nous permet d'y inclue des hélices sur les deux nacelles.et tous ca dans le but d'évaluent l'interaction entre les hélices et la cellule d'avion.

Pour cela on a construit les hélices avec le logiciel **Solidworks**, puis on a merge les deux structure (deux hélices et la cellule d'avion) après la génération de maillage en utilisant le mailleur **ICEMCFD** et finalement on a utilisé Fluent comme logiciel de calcul pour prédire les performances aérodynamique d'un tell configuration.

.

Summary

In this work one tested, to show the capacity of tool CFD to deal with problems involved in the movement relatif.tel a plane in translatory movement and the propellers in rotation movements for that, we considered the geometry of the plane model DLR-F6 (used for the wind tunnel tests) existing under the format *iges with which we carried out

a modification which allows us of there included propellers on both nacelles.et all Ca with an aim of evaluate the interaction between the propellers and the airframe.

For that one built the propellers with the Solidworks software, then there is merge both structure (two propellers and the airframe) after the generation of grid by using ICEMCFD and finally we used Fluent as computation software to predict the performances aerodynamics.

REMERCIEMENTS

Avant tout nous tenons à remercier Dieu tout puissant de nous avoir donné cette foi et cette confiance en nous, ainsi que cette volonté et ce courage, pour atteindre cette étape importante de notre vie.

Nous adressons également nos remerciements à notre encadreur Mr Ali TAHI pour son soutien, ses conseils pertinents et son aide précieuse, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée tout au long de notre projet, sans oublier les membres du jury qui ont accepté d'évaluer notre travail.

Nos remerciements vont également à tous ceux qui, durant toutes ces années d'étude, nous ont encadrés, observés, aidés, conseillés et surtout à nos parents. Sans eux nous ne serions jamais arrivés à ce stade.

Nous tenons aussi à témoigner notre sincère gratitude à tous ceux qui nous ont assistés de prés ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Enfin, Nous tenons à remercier tous nos amis et camarades d'auditoire, pour leur présence et leurs aides tout au long de notre cycle d'étude.

Abdenour et Souad

Dédicace

Je dédie ce travail en témoignage de toute mon affection et
Mon respect :
La femme qui ma mise au monde, qui n'a jamais cesser de
m'entourer d'affection et tendresse.
A toi ma mère

L'homme qui ma engendré, élevée et soutenu durant toute
Mon existence.
A toi mon père

A mes chères frères : Amin et Samir
A ma plus belle petite sœur : Djamila
A tous autres membres de ma famille : mon grande père et
Mes cousines
A mon binôme Abdenour et toute sa famille
A mes très chères amies avec qui j'ai passé les plus belles
Années de ma vie : Hassiba et sa sœur Naima, Assia,
Faiza, Wafia, Khadidja, Saliha
A tous mes enseignants depuis mon premier pas dans
L''université et a tous mes amis d'aéronautique
Promotion 2010
A tout ce qui me connaitre et je le connais et tous ceux et celle

Que j'aime

BEN AYADA SOUAD

Dédicace

Je dédie ce travail, synonyme de

concrétisation de tous mes efforts fournis ces six

dernières années :

A mes très chers parents, ma raison de vivre, symbole de courage.
Et de sacrifice, que Dieu les gardes.
A ma grande mère
A mes frères et mes sœurs.
A mes oncles et mes tantes.
A mes cousins et mes cousines.
A ma binôme Souad et tout sa famille
A toute la famille BOUAMER

A tous mes Amis de la promotion 2010 surtout :

Abdelouahab, Hamza, Fares, Akram, Zobir, otmane et mes amis de
Structure Amar, Abdallah, Hakim, Mehdi
A BOUBEKEUR Salim

A tous mes amis de Tizi-Ouzou et Alger
Et mes amis de la cité universitaire

BOUAMER ABDENOUR

Le SOMMAIRE

CHAPITRE I : Introduction générale	1
CHAPITRE II : Rappels théoriques	
Section II-1 : Généralités sur l'hélice	
Introduction:	
Les notions de base sur l'hélice	1
II.1.1 : Etude Géométrique	2
II.1.1.1 : Généralité	2
II.1.1.2 : Rôle de l'hélice	3
II.1.1.3 : Définitions géométriques	3
II.1.1.4 : Description cinématique	5
II.1.1.5 : Formes des hélices primitives	6
II.1.2 : Etude Aérodynamique	6
II.1.2.1: Les différents régimes de l'hélice	7
II.1.2.1.1: Fonctionnement normal	7
II.1.2.1.2: Fonctionnement en transparence	7
II.1.2.1.3: Fonctionnement en frein	7
II.1.2.1.4: Fonctionnement en moulinet	8
II.1.2.1.5: Fonctionnement en inversion de poussée (reverse)	8
II.1.2.1.6: Fonctionnement Drapeau	8
II.1.2.2 : Fonctionnement aérodynamique	9
II.1.2.2.1: hélice tractive en aérofrein	10
II.1.2.2.2: hélice tractive en aéromoteur	10
II.1.2.3 : Différents types des hélices	11
II.1.2.3.1: hélice à calage fixe	11
II.1.2.3.2: hélice à calage variable	11
II.1.3 : Etude énergétique	12
II.1.3.1 : Pour une hélice a calage fixe	12
II.1.3.2 : Pour une hélice à pas variable	13
II.1.4 : Dimensionnement de l'hélice	13
II.1.4.1 : calcul de la vitesse de l'hélice	13
II.1.4.2 : calcul de diamètre optimum de l'hélice	13
II.1.4.3 : calcul de la poussée au point fixe	14
II.1.4.4 : calcul du calage de l'hélice	14
II.1.4.5 : calcul du Rendement optimum	14
II.1.4.6 : calcul de l'aire totale	15
II.1.4.7 : calcul de la corde de la pale	15
II.1.4.8 : calcul du coefficient J	15
II.1.4.9 : calcul du pas d'hélice	15
Section II-2 : Description des écoulements externes	
Introduction :	16
II.2.1 : La simulation des écoulements des fluides	16
II.2.1.1: l'approche théorique	16

II.2.1.2: l'approche expérimentale	16
II.2.1.3: l'approche numérique	16
II.2.2 : Les différents types d'écoulements	17
II.2.2.1 : Ecoulements incompressibles et compressibles	17
II.2.2.2 : Ecoulement laminaire et écoulements turbulent	18
II.2.2.2.1 : écoulement laminaires	18
II.2.2.2.2 : écoulement turbulent	18
II.2.2.2.3 : phase de transition	18
II.2.2.3 : Ecoulement stationnaire et instationnaire	19
II.2.2.4 : Ecoulement irrotationnel	19
II.2.3 : Les équations de l'écoulement (de Navier-stocks)	20
II.2.3.1 : équation de continuité	20
II.2.3.2 : équation de quantité de mouvement	21
II.2.4 : Equations de Reynolds	22
II.2.4.1 : équation de continuité	22
II.2.4.2 : les équations de quantité de mouvement	22
II.2.5 : Modélisation de la turbulence	23
II.2.5.1 : les différents modèles de la turbulence	24
II.2.5.2 : Modèle aux tensions de Reynolds (Reynolds stress model)	24
II.2.5.3 : Modèle de viscosité turbulente	24
II.2.5.3.1 : Modèle a zéro équation (modèle algébrique)	25
II.2.5.3.2 : Modèle a une équation de transport	25
II.2.5.3.3 : Modèle a deux équations de transport	26
II.2.6 : comparaison entre l'expérimentale et numérique	27
II.2.7 : un résume des écoulements	28
CHAPITRE III : Présentation des logiciels	
Introduction :	29
III.1 : Le Solid-Works	29
III.2 : Notice d'utilisation d'icem cfd	29
III.2.1 : Lancement d'Icem CFD 4.22	30
III.2.2 : Import et nettoyage de la géométrie	30
III.2.3 : Création des familles	30
III.2.4 : Association des points matériels aux familles	31
III.2.5 : La génération du Maillage : Trie, Tétra	31
III.2.6 : Choix du solveur	32
III.2.7 : Détermination des conditions limites	33
III.2.8 : Exportation du maillage vers le solveur	33
III.3 : Notice d'utilisation de fluent	33
III.3.1 : le menu grid	34
III.3.2 : le menu define	35
III.3.3 : le menu solve	42
III.3.4 : le menu display	44
III.3.5 : le menu surface	44
III.3.6 : le menu plot	44
III.3.7 : le menu file	44
III.3.8 : le menu report (Post-traitement numérique)	44

CHAPITRE IV : calcul des performances de l'avion avec hélice	
Introduction :	48
IV. Rappel sur la méthode suivie dans le mouvement d'une hélice seule et la simulation de fuselage	48
Section IV-1 : simulation de l'écoulement autour de l'hélice :	48
IV.1.1 : Le travail effectue dans Solid-Works (construction)	48
IV.1.2 : Le travail effectue dans icem-cfd4.22 (génération de maillage)	51
IV.1.3 : Le travail effectue dans fluent (dynamique et calcul de maillage)	54
IV.1.3.1 : configuration des conditions limites	58
IV.1.3.1.1 : Vitesses de rotation	58
IV.1.3.1.2 : l'entrée et sortie domaine	58
IV.1.3.1.3 : La Solution initiale	59
IV.1.3.2 : Les résultats	61
IV.1.3.2.1 : Contour de la pression statique de l'extrados	61
IV.1.3.2.2 : Contour de la pression statique de l'intrados	62
IV.1.3.2.3 : Contour de la pression totale (par fluent)	62
IV.1.3.2.4 : Contour de la vitesse (par fluent)	63
IV.1.3.2.5 : Contour de coefficient de pression (par fluent)	63
IV.1.3.2.6 : Les coefficients de pressions (graphiquement)	64
IV.1.3.3 : rapport des forces	65
IV.1.3.4 : Interprétation des résultats	67
Section IV-2 / simulation de l'écoulement autour de la cellule d'avion DLR-F6 :	
IV.2.1 : Le travail effectue dans Solid-Works (construction)	69
IV.2.2 : Le travail effectue dans icem-cfd4.22 (génération de maillage)	69
IV.2.3 : Le travail effectue dans fluent (dynamique et calcul de maillage)	72
IV.2.3.1 : configuration des conditions limites	73
IV.2.3.1.1 : Les conditions d'entrées	73
IV.2.3.1.2 : La Solution initiale	73
IV.2.3.2 : Les résultats	74
IV.2.3.2.1 : Contour de la pression statique de l'extrados	74
IV.2.3.2.2 : Contour de la pression statique de l'intrados	74
IV.2.3.2.3 : Contour de la vitesse (par fluent)	75
IV.2.3.2.4 : Contour de la pression totale (par fluent)	75
IV.2.3.2.5 : Contour de coefficient de pression (par fluent)	76
IV.2.3.2.6 : Les coefficients de pressions (graphiquement)	77
IV.2.3.3 : Interprétation des résultats	79
Section IV-2 / la simulation de l'écoulement autour de fuselage +hélice :	
Introduction :	
IV.3.1 : Description de l'avion DLR-F6	80
IV.3.2 : le travail réalise dans le cas d'un mouvement relatif	80
IV.3.2.2 : le travail effectue dans fluent	82
IV.3.2.2.1 : les configurations effectuées	85
IV.3.2.2.2: choix des conditions limites (pour n=1250tr/min)	85
1 : Vitesses de rotation	88
2 : l'entrée et la sortie	88
3 : solution initiale	89

IV-3-2-3: Les résultats	89
IV.3.2.3.1 : Contour de la pression statique de l'extrados	90
IV.3.2.3.2 : Contour de la pression statique de l'intrados	90
IV.3.2.3.3 : Contour de la pression totale (par fluent)	90
IV.3.2.3.4 : Coefficient de pression (par fluent)	91
IV.3.2.3.5 : contour de l'intensité de vitesse (par fluent)	91
IV.3.2.4 : Interprétation des résultats	92
IV.3.2.5 : les différents coefficients	92
IV.3.2.6 : choix des conditions limites (pour n=2500 tr/min)	92
1 : Vitesses de rotation	94
2 : l'entrée et la sortie	94
3 : solution initiale	94
IV.3.2.7: Les résultats	94
IV.3.2.7.1 : Contour de la pression statique de l'extrados	95
IV.3.2.7.2 : Contour de la pression statique de l'intrados	95
IV.3.2.7.3 : Contour de la pression totale (par fluent)	96
IV.3.2.7.4 : Contour de coefficient de pression	96
IV.3.2.7.5 : Contour de la vitesse (par fluent)	97
IV.3.2.8 : Interprétation des résultats	98
IV.3.2.9 : Comparaison des résultats	98
IV.3.2.10 : Résume de Schéma de simulation	99
conclusion :	100
CHAPITRE IV : Conclusion générale	101
Annexes	
1 /Annexe fluent	
Introduction :	1
I.1 : les approches de moving mesh	1
I-2 : les notions de moving mesh	2
I-2-1 : schéma d'illustration	2
I-2-2 : les équations de Navier-stocks	2
I-2-2-1 : équation de continuité	2
I-2-2-2 : équation de mouvement selon x	3
I-2-2-3 : équation de mouvement selon y	3
I-2-2-4 : équation de mouvement selon z	3
I-3 : les notions de rotating reference frame	3
I-3-1 : schéma de reference frame	3
I-3-2 : la vitesse relative	4
I-3-2-1 : les équations de Navier-stocks	4
I-3-2-1-1-équation de continuité	4
I-3-2-1-2-équation de mouvement	4
I-3-2-1-3-le terme de viscosité	4
I-3-2-2 : l'accélération due au mouvement de rotation	5
I-3-3 : la vitesse absolue (AVF)	5
I-3-3-1 : les équations de Navier-stocks	5
I-3-3-1-1 : équation de continuité	5

I-3-3-1-2 : équation de mouvement	5
I-3-3-1-3 : le terme de viscosité	5
I-3-3-2 : l'accélération due au mouvement de rotation	5
I-3-4 : la comparaison entre les deux vitesses	
I-3-4-1 : la vitesse relative (présentation de l'équation de mouvement selon x)	6
I -3-4-2 : la vitesse absolue (présentation de l'équation de mouvement selon x)	6
I-3-5 : le triangle de vitesse	6
I-4 : le choix de solveur	6
I-5 : le choix des conditions limite	7
I-6 : Les lois du mouvement	7
I-7 : les forces aérodynamiques	9
I-7-1 : la partie théorique	9
I-7-1-1 : généralités sur les forces aérodynamiques	9
I-7-1-1-1 : étude de la portance	9
I-7-1-1-2 : étude de la trainée	10
I-7-1-2 : création de la trainée	10
I-7-2 : la partie pratique	12
I-7-2-1 : Les rapports des forces des géométries	12
2 /Annexe maillage	
Introduction	14
I-Choix du type de maillage	14
I-1 / Maillage structuré (quadra/hexa)	14
I-2 / Maillage non structuré (tri/tétra.)	15
I-3/ Maillage hybride	15
II- Techniques générales de génération du maillage	15
III- Qualité d'un maillage	15
IV-Indépendance de la solution du maillage	16

Liste des figures :

Chapitres II : Rappels théorique	
Section II-1 : Généralité sur l'hélice	
Figure (II.1) : Perspective d'une hélice	02
Figure (II.2) : Représentation d'une pale hélice	03
Figure (II.3) : Section droite de référence	04
Figure (II.4) : Représentation des deux angles de la pale	04
Figure (II.5) : Le pas (théorique et réel)	05
Figure (II.6) : Hélice à pas géométrique constant	06
Figure (II.7) : Les formes primitives des hélices	06
Figure (II.8) : Le fonctionnement normal	07
Figure (II.9) : Le fonctionnement en revers	08
Figure (II.10) : La mise en drapeau	08
Figure (II.11) : Le fonctionnement aérodynamique	09
Figure (II.12) : hélice en traction nulle	10
Figure (II.13) : hélice tractive	11
Figure (II.14) : hélice en traction négative	11
Figure (II.15) : hélice en aéromoteur	12
Figure (II.16) : les graphes de l'hélice à calage fixe	13
Figure (II.17) : le graphe de l'hélice à calage variable	14
Section II-2 : Description des écoulements externes	
Figure (II.18) : les différents régimes d'écoulement	18
Figure (II.19) : présentation des écoulements	19
Figure (II.20) : classification des écoulements	29
Chapitre III : présentation des outils de simulation	
Figure (III.1) : Importation de la géométrie	31
Figure (III.2) : Le menu principale dans icem-cfd	32
Figure (III.3) : Menu « Output »	33
Figure (III.4) : Choix du solveur	33
Figure (III.5) : Importation de la géométrie vers fluent	34
Figure (III.6) : Vérification du maillage	35
Figure (III.7) : L'échelle d'étude de maillage	35
Figure (III.8) : lissage de maillage	36
Figure (III.9) : Utilisation de menu « define » et l'option « Solver »	37
Figure (III.10) : Utilisation de menu « define » et l'option « materials »	37
Figure (III.11) : Le sous-menu « operating conditions »	38
Figure (III.12) : Le sous-menu « boundary conditions »	38
Figure (III.13) : Condition limite « velocity inlet »	39
Figure (III.14) : condition limite « pressure inlet »	39
Figure (III.15) : condition limite « mass-flow-inlet »	40
Figure (III.16) : condition limite « pressure-outlet»	40
Figure (III.17) : condition limite « Outflow»	41
Figure (III.18) : condition limite « wall»	41
Figure (III.19) : condition limite « fluide»	42

Figure (III.20) : Spécification des parois ''Wall ''tournantes	42
Figure (III.21) : Grid Interfaces	43
Figure(III.22) : Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence	44
Figure (III.23) : Post-traitement numérique	45
CHAPITRE IV : calcul des performances de l'avion avec hélices	
Section IV-1 : simulation de l'écoulement autour de l'hélice	
Figure (IV.1) : importation de la pale d'hélice	49
Figure (IV.2) : création d'un profil à partir l'ensemble des points	49
Figure (IV.3) : une partie d'hélice	50
Figure (IV.4) : l'hélice finie	50
Figure (IV.5) : Création du Domaine	50
Figure (IV.6) : l'hélice dans l'icem-cfd sous forme de plusieurs familles	51
Figure (IV.7) : le maillage d'une hélice	52
Figure (IV.8) : le maillage du domaine	53
Figure (IV.9) : le maillage de l'ensemble (hélice+farfield)	53
Figure (IV.10) : le sous menu « scale »	54
Figure (IV.11) : le sous menu-boundary conditions	55
Figure (IV.12) : la fenêtre 'paramètre' dans le sous-menu « dynamique mesh »	56
Figure (IV.13) : la fenêtre 'zone' dans le sous-menu « dynamique mesh »	56
Figure (IV.14) : la fenêtre 'grid' dans le menu « display »	57
Figure (IV.15) : exemple d'affichage « dynamique-mesh »	57
Figure (IV.16) : la fenêtre des 'itérations' dans le menu « solve »	58
Figure (IV.17) : la fenêtre models	59
Figure (IV.18) : la fenêtre solver controls	60
Figure (IV.19) : la fenêtre flux reports	60
Figure (IV.20) : la fenêtre material properties	60
Figure (IV.21) : l'évolution de résidu (hélice)	61
Figure (IV.22) : contour de la pression statique « extrados »	61
Figure (IV.23) : contour de la pression statique « intrados »	62
Figure (IV.24) : contour de la pression totale	62
Figure (IV.25) : contour de l'intensité de vitesse	63
Figure (IV.26) : contour de coefficient de portance	63
Figure (IV.27) : les coefficients de pression	64
Figure (IV.28) : le sous-menu report	64
Figure (IV.29) : le sous-menu scale	65
Figure (IV.30) : le sous menu force	66
Section IV-2 : simulation de l'écoulement autour de la cellule d'avion DLR-F6 :	
Figure (IV.31) : l'avion DLR-F6	69
Figure (IV.32) : le fichier*tin de l'avion DLR-F6	70
Figure (IV.33) : le fichier*tin du domaine d'avion DLR-F6	70
Figure (IV.34) : le fichier*tin du l'ensemble (avion +farfield)	71
Figure (IV.35) : le fichier*mesh du avion DLR-F6 et Farfield	71

Figure (IV.36) : le maillage de l'avion DLR-F6	72
Figure (IV.37) : l'évolution de résidus (cellule DLR-F6)	73
Figure (IV.38) : contour de la pression statique « extrados »	74
Figure (IV.39) : contour de la pression statique « intrados »	74
Figure (IV.40) : contour de la vitesse	75
Figure (IV.41) : contour de la pression-totale	75
Figure (IV.42) : contour de coefficient de pression	76
Figure (IV.43) : étape d'exporte un fichier fluent vers Tecplot	76
Figure (IV.44) : contour de pression statique sur l'extrados	77
Figure (IV.45) : le coefficient cp à des positions différentes	78
Figure (IV.46) : l'utilisation de Tecplot	78
Section IV-3 : la simulation de l'écoulement autour de fuselage +hélice	
Figure (IV.47) : La géométrie conventionnelle par cfm56 de DLR-F6	81
Figure (IV.48) : Dimensions de la nacelle du DLR-F6	81
Figure (IV.49) : dimension de la nacelle (tableau)	81
Figure (IV.50) : fichier *tin de demi avion DLR-F6	82
Figure (IV.51) : maillage avion-domaine	83
Figure (IV.52) : maillage de deux hélices	83
Figure (IV.53) : adaptation des maillages par l'option « merge »	84
Figure (IV.54) : maillage de l'avion –hélices	84
Figure (IV.55) : configuration conditions limites pour le « dynamique mesh »	86
Figure (IV.56) : grid d'ensemble dans le menu « display »	86
Figure (IV.57) : la fenêtre des itérations	87
Figure (IV.58) : définitions dans le sous-menu « solver »	88
Figure (IV.59) : grid-interface dans le menu « define »	88
Figure (IV.60) : l'évolution de résidu (la cellule de DLR-F6)	89
Figure (IV.61) : contour de la pression statique « extrados »	90
Figure (IV.62) : contour de la pression statique « intrados »	90
Figure (IV.63) : contour de la pression totale	91
Figure (IV.64) : contour de coefficient de pression	91
Figure (IV.65) : contour de l'intensité de vitesse	92
Figure (IV.66) : le coefficient de portance	93
Figure (IV.67) : le coefficient de trainée	93
Figure (IV.68) : l'une des fenêtres de changement de vitesse de rotation	94
Figure (IV.69) : l'évolution de résidus (avion complet)	95
Figure (IV.70) : contour de la pression statique « extrados »	95
Figure (IV.71) : contour de la pression statique « intrados »	96
Figure (IV.72) : contour de la pression-totale	96
Figure (IV.73) : contour de coefficient de pression	97
Figure (IV.74) : contour de l'intensité de vitesse	97
Figure (IV.75) : schéma de simulation	99
Annexes	
Figure (A.1) : Schéma d'illustration de moving mesh	2
Figure (A.2) : Schéma d'illustration de reference frame	3
Figure (A.3) : Schéma d'illustration de solveur	7

Figure (A.4) : essai de la soufflerie	11
Figure (A.5) : le sous menu force aérodynamique	12
Figure (A.6) : comparaison entre le maillage structure et non structure	15
Figure (A.7) :l'évolution de la solution	16

Nomenclature

H: le pas géométrique

H': le pas réel

G: le glissement

β : angle d'avancement

α : l'angle d'incidence

ω : angle de calage

P : le pas

Ω : la vitesse de l'hélice

μ : la viscosité dynamique

R : le rayon de la pale

Fc : la force centrifuge

U : la vitesse suivant l'axe x

Ft : la force tangentielle

n : la vitesse de rotation

V : la vitesse suivant l'axe y

T : la traction

W : la vitesse résultante

η : Rendement optimum

P : la puissance

A_t **:** l'aire totale

Vp : la vitesse en bout de pale Vp

J : le coefficient de l'hélice

C : la corde

Cm : couple moteur

H_0**:** le pas d'hélice

Id : Matrice identité

$\overrightarrow{rot\,V}$: Rotationnel du vecteur vitesse

τ **:** tenseur des contraintes visqueuses

δ_{ij} **:** la matrice identité

∇ **:** le gradient

$\overrightarrow{\omega}$ **:** le vecteur vorticité

Re : nombre de Reynolds

$\overrightarrow{\Omega}$ **:** le vecteur vitesse de rotation

Les Dimensions de l' avion DLR-F6

Ce document reprend les dimensions de base de la géométrie.
Les dimensions sont données dans les unités de la géométrie.

1/ Domaine extérieur :

A (-20000 -20000 10000)
B (-20000 0 10000)
C (-20000 0 -10000)
D (-20000 -20000 -10000)
E (30000 -20000 10000)
F (30000 0 10000)
G (30000 0 -10000)
H (30000 -20000 -10000)

L1=50000
L2=20000
L3=20000

2/ Corde en bout d'aile (bord de fuite épais)

BA (300.849 -586.102 52.3369)
BF1 (361.426 -585.897 52.9593)
BF2 (361.395 -585.825 52.6645)

Corde (bout d'aile) ~ 60
Epaisseur du bord de fuite (bout d'aile) ~ 0.3

3/ Corde à l'emplanture (bord de fuite épais)

BA (37.0731 -72.0723 7.50332)
BF1 (240.113 -63.1465 -13.793)
BF2 (240.113 -63.6709 -12.9306)

Envergure de l'aile ~ 200
Corde (emplanture) ~ 10
Epaisseur du bord de fuite (emplanture) ~ 1.1

4/ Fuselage (estimation car pas de point sur le nez du fuselage)
Voisinage du nez

(-312.475 -4.46327e-007 44.4009)
(-312.477 0 -10.6524)

5/ Voisinage de la queue (les points n'existent pas dans la géométrie originale et ont été créés)

(832.536 -5.4298e-006 93.4724)
(835.055 -4.77827e-005 67.0903)

Longueur du fuselage estimée ~ 1150

CHAPITRE I

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION :

L'hélice est considérée l'un des éléments les plus importants pour augmenter le rendement de propulsion sachant que son objectif consiste à créer une force propulsive par la variation de quantité de mouvement de l'air qui la traverse avec meilleur rendement, pour cela elle se réalise avec une très grande précision.

Pour assurer cette dernière, il est intéressant de faire une étude aérodynamique par l'utilisation des logiciels commerciaux de dessin et de calcul.

Les logiciels utilisés sont basés sur des relations mathématiques pour l'explication des phénomènes physiques.

Ce travail est divisé en cinq chapitres, dont le premier est l'introduction générale

Le deuxième chapitre est des rappels théoriques, dans ce dernier on trouve comme sections, les généralités sur l'hélice et la description des écoulements considérée dans cette étude.

Le troisième chapitre est réservé pour les Principaux éléments de la méthodologie numérique, par la description de des outils de simulation numérique (Solidworks, icem-cfd et fluent).

Le quatrième chapitre, est le calcul des performances de l'avion avec hélices, dont on a effectué le travail qu'est la simulation de l'écoulement autour de l'hélice (un rappel sur le travail qui été réalise l'année passée sur l'utilisation de maillage mobile) dans la référence est « introduction au calcul des performances d'une hélice avec le technique « maillage mobile » de fluent 2009 ainsi le fuselage du DLR-F6, et la combinaison des deux qui est le but de notre travail pour cette année dans l'attente des améliorations dans les années prochaines.

Le vrai travail d'un ingénieur dans cette étude est la dernière étape pour terminer la simulation, c'est de faire un jugement sur le travail réalisé en interprétant les résultats obtenus graphiquement pour dire que le modèle choisi est bon ou bien non (qui est une très grande responsabilité)

Tout résultat présenté en couleur n'est pas forcement correct.

En fin on termine avec une conclusion générale dans le chapitre cinq.

La première partie

« Rappels théoriques »

Chapitre : 02

- ✓ **Section II-1**
- ✓ **Section II-2**

CHAPITRE II

RAPPELS THEORIQUES

Section II-1 :

Généralités Sur L'hélice

II-1/ GENERALITES SUR L'HELICE

Introduction:

L'hélice a été le premier système de propulsion en aéronautique et reste utilisée par les avions légers, les avions de transport régionaux volant à moins de Mach 0.6, et les avions de transport militaires. Le propfan est une évolution de **l'hélice** dont la forme des pales permet d'atteindre des vitesses plus élevées, jusqu'à Mach 0.8. On retrouve **l'hélice** sous une forme différente dans les soufflantes des réacteurs double flux des avions de ligne (c'est une hélice multi-pale carénée placée en amont du réacteur; elle assure l'essentiel de la poussée). On la retrouve encore sous la forme d'aubes de compresseurs superposées dans les turboréacteurs.

Son utilisation par les hélicoptères (rotor principal et rotor de queue) et les aéroglisseurs.

LES NOTIONS DE BASE SUR L'HELICE :

II-1- 1 / Etude Géométrique

II-1- 1-1 / Généralité :

L'hélice est composée d'un certain nombre de pales (identique et formant entre elles des angles égaux) fixées sur un moyeu tournant centré sur l'axe de rotation situé parfois a l'intérieur d'un carénage appelé «casserole », chacune constituant une surface portante analogue à une aile d'avion .la pale change la direction de l'air ,qui la contourne et lui transmet ainsi l'énergie reçue du moteur .la force de traction exercée sur l'arbre de l'hélice est égale à la variation de la quantité de mouvement et provoque l'avancement de l'avion .les performances des hélices sont caractérisées par des coefficients de traction, de couple , d'efficacité propulsive et de rendement qui varient en fonction de la vitesse de vol .

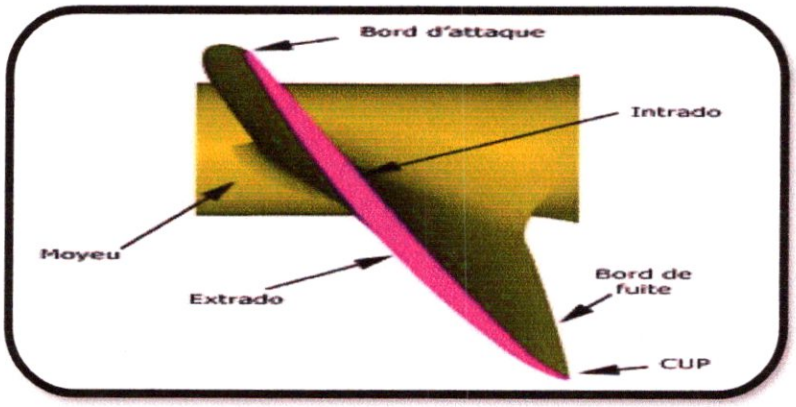


Figure (II-1) : perspective d'une hélice[1]

II-1- 1-2 / Rôle de l'hélice :

L'hélice à pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, elle peut être installée :

1. A l'avant du moteur, dans ce cas elle crée une tension dans l'arbre (porte hélice) puisqu'elle tire l'avion, d'ou le nom **d'hélice tractive**.

2. A l'arrière du moteur, elle pousse l'avion vers l'avant d'ou le nom **d'hélice propulsive** .dans ce dernier cas l'hélice agit à la façon d'un réacteur qui lui aussi pousse l'avion vers l'avant.

II-1- 1-3 / Définitions géométriques:

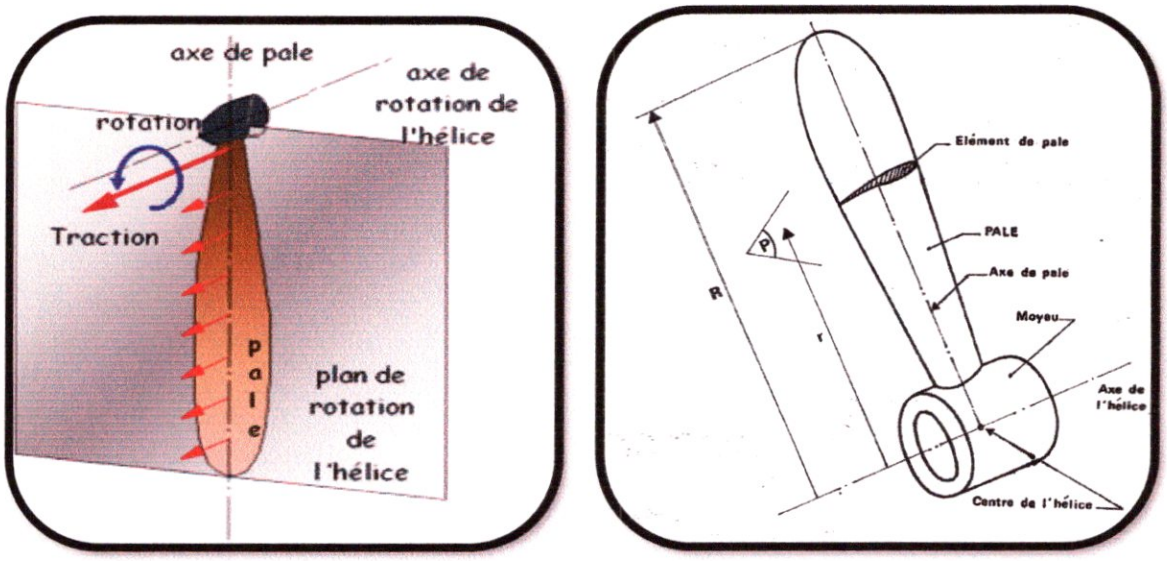


Figure (II-2) : représentation d'une pale hélice[1]

On appel :

- **Axe de l'hélice :** l'axe de rotation de l'hélice.
- **Axe de pale :** axe autour du quel la pale tourne vers le changement de calage.
- **Centre de l'hélice :** point d'intersection de l'axe de l'hélice et de l'axe de pale.
- **Plan de l'hélice :** plan engendré par la rotation des axes de pale.
- **Elément de pale :** section de pale obtenue par un plan perpendiculaire à l'axe de pale et coupant la pale à une distance r de l'axe de l'hélice.
- **Section droite de référence :** à une distance **R= 0,7 d/2** de l'axe de l'hélice, c'est l'intersection de la pale et d'un plan normale à l'axe de la pale.
- **Hélice à pas fixe** : si **H** pas géométrique est constant tout le long de pale.

- **Hélice à pas variable :** si **H** pas géométrique varie tout le long de la pale (variation possible qu'au moment de la construction).
- **Hélice à calage fixe :** *si le calage w ne peut être modifié par rapport au moyeu.*
- **Hélice à calage réglable :** *si le calage w peut être modifie au sol.*
- ***Hélice à* calage variable :** si le calage ***w*** peut être modifie en vol.

* La section droite de référence est définie par le profil de la section, par la corde de référence AB et par l'angle de calage que fait cette corde avec le plan de rotation.

* modifier *w* revient à modifier H (puisque $H = 2\pi R \, tg w$).

Il en résulte qu'une hélice a calage variable est souvent appelée hélice a pas variable.

*le pas d'une hélice tout le long de pale pouvant être variable, il est nécessaire de définir une section de référence.

(Par convention cette section est fixée en France à 0.70 R (R étant le rayon de l'hélice).

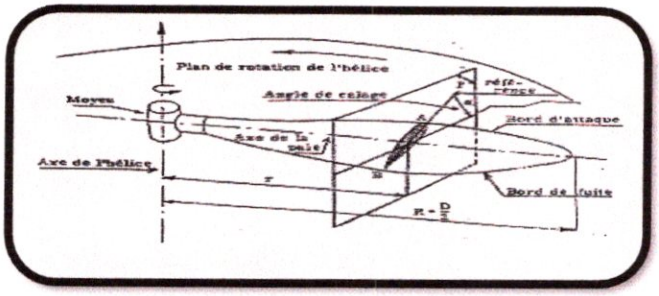


Figure (II-3) : section droite de référence[1]

- Un angle de calage **faible** caractérise « un petit pas »
- Un angle de calage **important** caractérise « un grand pas » .
- **Angle de calage d'une pale d'hélice :** c'est l'angle entre la corde de référence de la partie de pale considérée et le plan de rotation d'hélice.

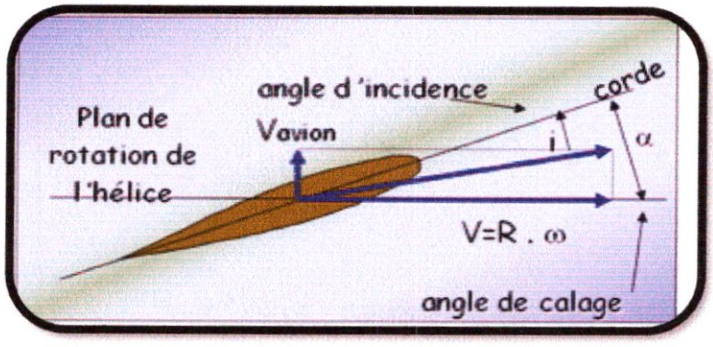


Figure (II-4) : représentation des deux angles de la pale[1]

II-1- 1-4 / Description cinématique :

- Pas : A chaque tour l'hélice avance dans l'air d'une distance appelée *pas*:

$$p = 2.\pi.r.\tan(w)$$

- **pas géométrique :** avancement théorique pour un tour d'hélice.

$$H = 2\pi\ R\ tg w \text{ avec } w \text{ angle de calage}$$

- **pas réel :** avancement réel par tour de l'hélice

$$H' = 2\pi\ R\ tg\ \beta \text{ avec } \beta \text{ angle d'avancement}$$

- **recul :** différence entre le pas géométrique et le pas réel.

$$H - H' \text{ avec l'angle d'incidence } \alpha = (w - \beta)$$

Il est nécessaire parce que l'incidence crée est l'origine de la résultante aérodynamique, donc la traction

* On appelle **« pas relatif » :** le rapport H / D.

*le recul est nécessaire car il crée la différence entre H et H', donc entre w et β, donc l'incidence qui est a l'origine de la résultante aérodynamique, donc de la traction.

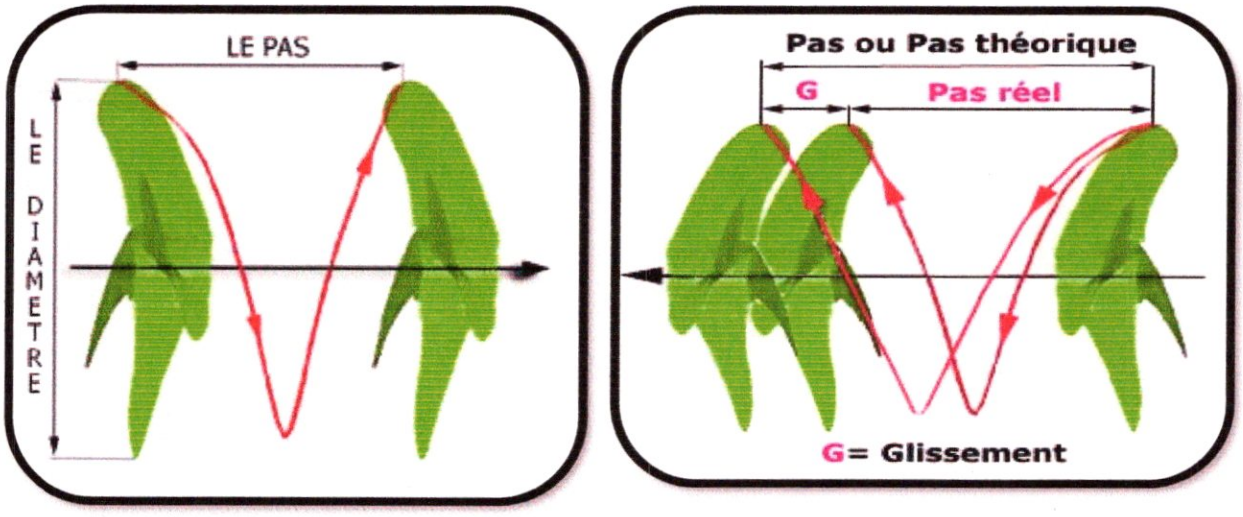
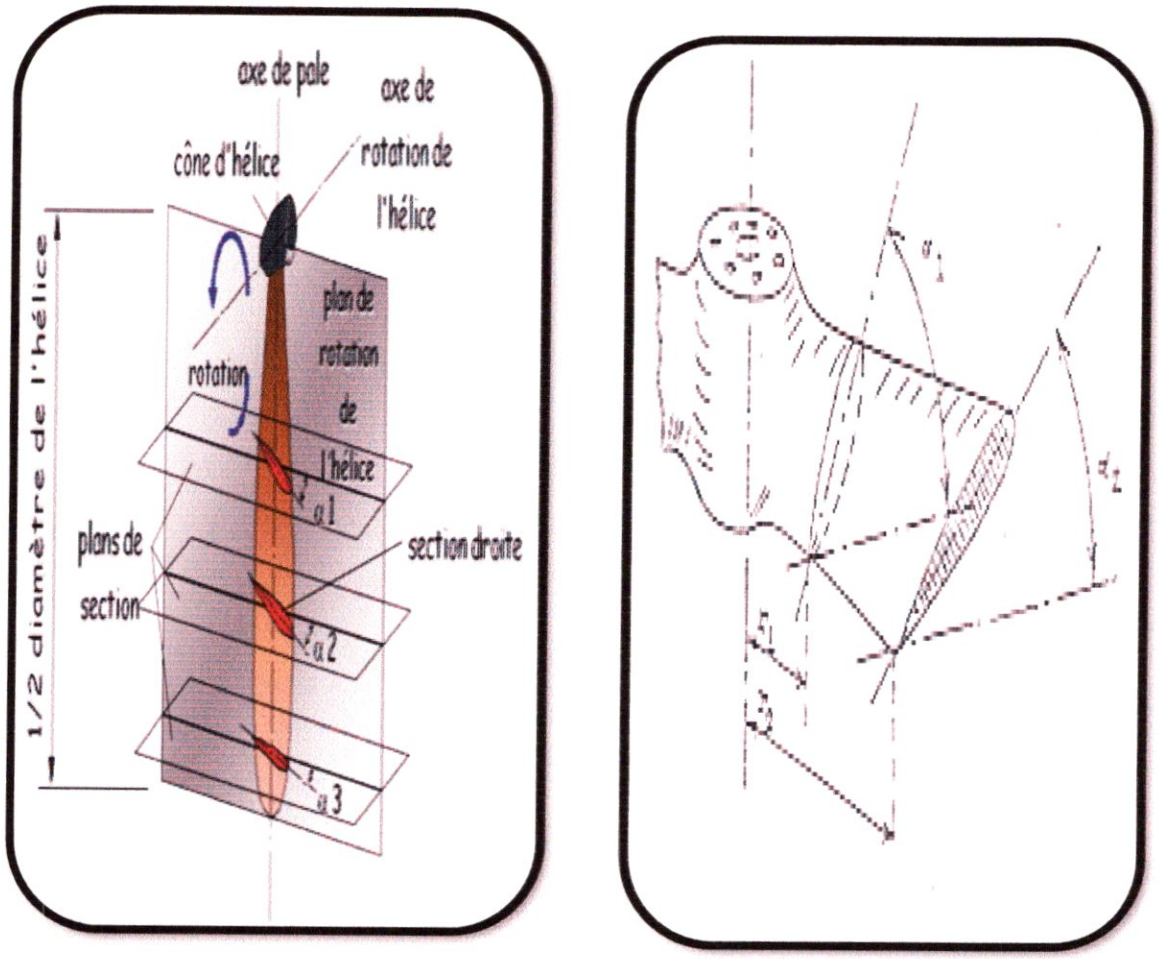


Figure. (II-5) : le pas (théorique et réel) [1]

- L'angle de calage varie la longueur de profil, le pas est constant.
- Le pas géométrique est constant, l'angle de calage varie.



α= angle de calage. **α1 > α2 > α3**

Figure (II-6) : hélice à pas géométrique constant[1]

I- 1-5 / Formes des hélices primitives :

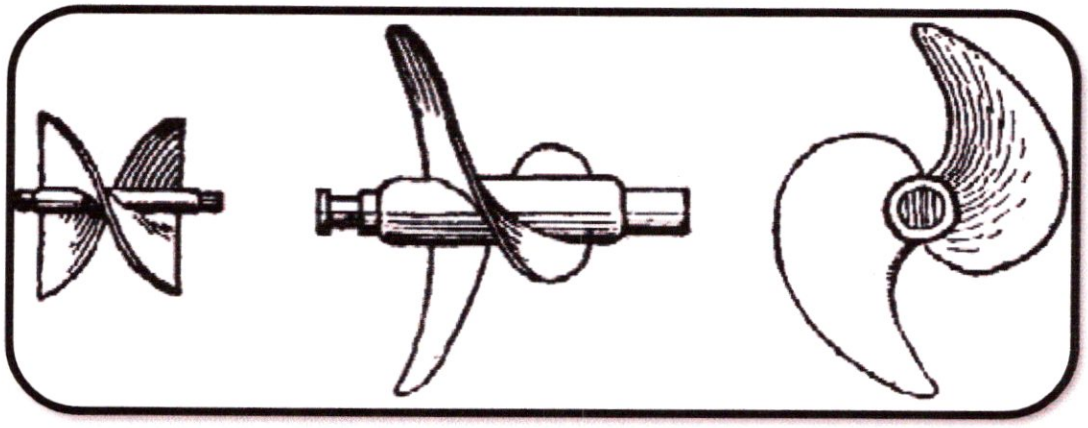


Figure (II-7) : Les formes primitives des hélices[1]

II-1- 2 / Etude Aérodynamique

II-1- 2-1 / Les différents régimes de l'hélice

II-1- 2-1-1 / Fonctionnement normal

L'hélice est tractive, l'incidence des pales est positive, l'hélice fournit une traction et consomme de la puissance pour vaincre les frottements.

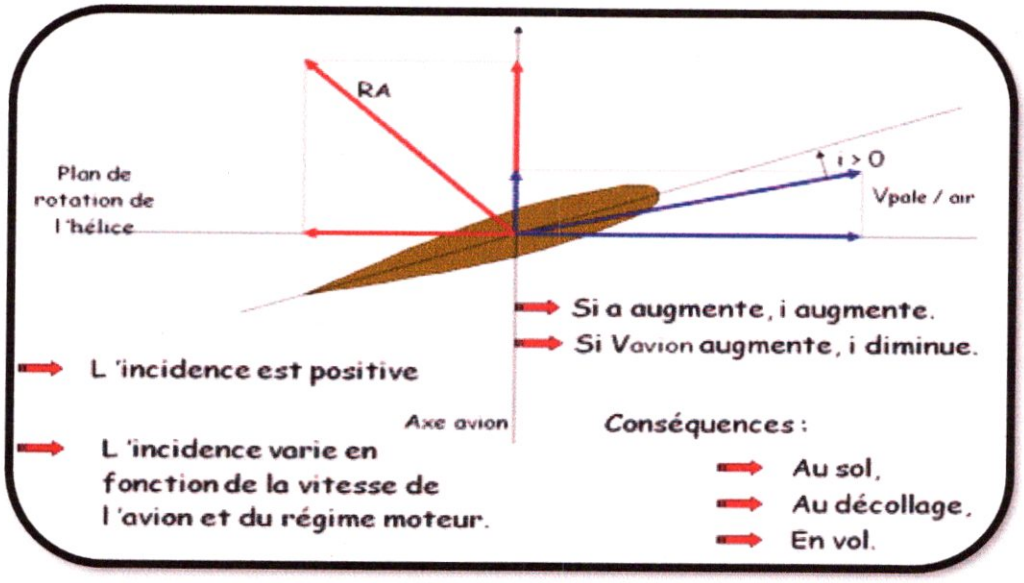


Figure (II-8) : le fonctionnement normal[1]

II-1- 2-1-2 / Fonctionnement en transparence

Pour la même vitesse de rotation, quand la vitesse de l'avion augmente, l'incidence devient quasi nulle. Laforce aérodynamique vient sur le plan de rotation. La traction de l'hélice est nulle (transparence) mais l'hélice consomme de la puissance pour vaincre les frottements. Ce régime est utilisé en vol d'entraînement pour simuler un vol moteur coupé sans couper effectivement le moteur (meilleure sécurité).

II-1- 2-1-3 / Fonctionnement en frein

Toujours à la même vitesse de rotation, quand la vitesse de l'avion augmente encore, l'incidence devient négative et la force aérodynamique passe derrière le plan de rotation l'hélice fournit donc une force de freinage et consomme de la puissance par les frottements

II-1- 2-1-4 / Fonctionnement en moulinet

Pour des vitesses avions assez élevées et des calages faibles, la force aérodynamique peut basculer de façon que la traction est toujours résistante (effet frein) mais provoque maintenant la rotation de l'hélice qui peut avoir lieu moteur arrêté (moulinet). L'hélice emprunte de l'énergie à l'écoulement.

II-1- 2-1-5 / Fonctionnement en inversion de poussée (reverse)

Pour un calage négatif et suffisamment important, l'hélice fournit une traction négative importante. C'est la position de l'hélice utilisée pour le ralentissement de l'hélice à l'atterrissage.

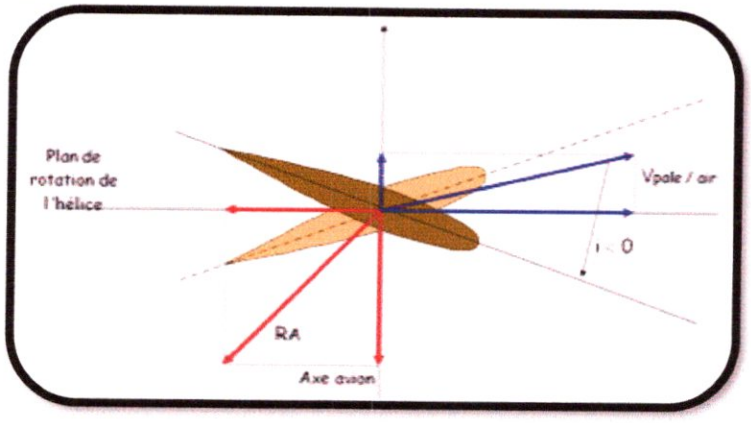


Figure (II-9) : le fonctionnement en revers[1]

II-1- 2-1-6 / Fonctionnement Drapeau

C'est le cas extrême où le calage vaut 90° : la pale est parallèle à l'écoulement et son incidence est nulle.

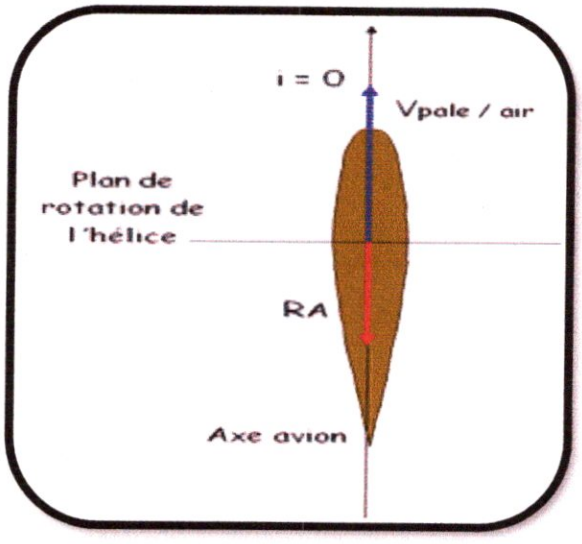


Figure (II-10) : la mise en drapeau[1]

La force aérodynamique vaut est faible, l'hélice n'absorbe ni ne fournit d'énergie : c'est la position qui traîne le moins est qui est préférable en cas d'arrêt moteur.

Lors du redémarrage moteur lorsqu'on passe de la position drapeau à la position à la position normale c'est le dévirage. Cette opération provoque une augmentation notable de la traînée, elle s'effectue donc moteur réduit pour éviter un emballement du moteur au moment du redémarrage.

II-1- 2-2 / Fonctionnement aérodynamique:

L'hélice est donc constituée par des pales tournant autour d'un axe de rotation.

Chaque pale peut être considérée comme une aile et son fonctionnement est analogue.

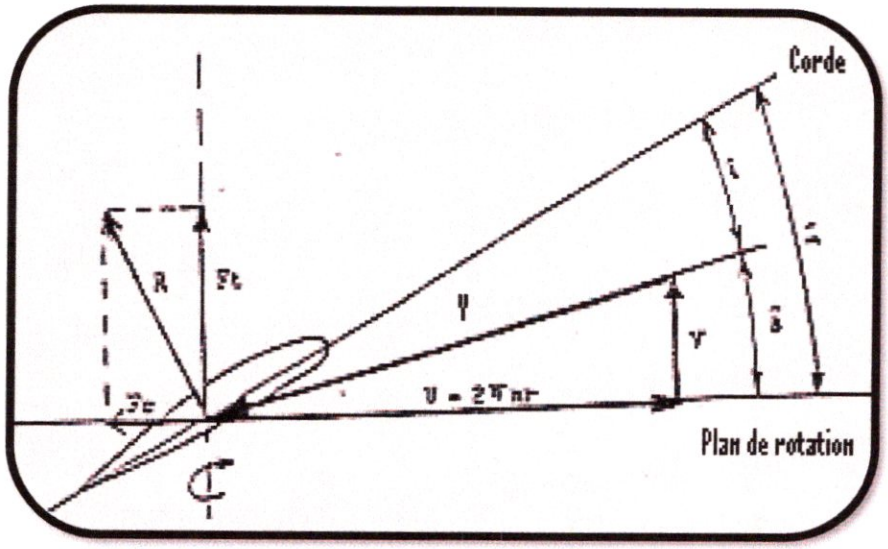


Figure (II-11) : Le fonctionnement aérodynamique[1]

Lorsque l'avion vole, chaque pale est animée d'une vitesse **V** parallèle à l'axe de rotation (cette vitesse étant égale à la vitesse avion) et d'une vitesse **U** due à la rotation de hélice (cette vitesse varie avec la section de pale considérée et est égale à **3.14 x diamètre x n** tel que n est le nombre de tour/ seconde).

Les vitesses **V** et **U** se composent pour donner la vitesse résultante **W**. Cette vitesse **W** forme un angle d'incidence **I** avec la corde de profile .il en résulte qu'il

exerce sur le profile une action aérodynamique que l'on peut décomposer en deux forces .l'une **Ft** parallèle à **V** l'autre **Fc** parallèle à **U**.

L'ensemble des forces **Ft** des différents éléments formant la pale constituent ce que l'on appelle la traction **T** de l'hélice ; de même l'ensemble des forces **Fc** forment un couple par rapport à l'axe de l'hélice que l'on peut caractériser par la puissance **P** nécessaire pour faire tourner l'hélice à la vitesse de rotation **n**.

Les variations de **T** et de **P**, comme pour un profil d'aile, dépendent de l'angle d'incidence.

Celui-ci dépend de deux facteurs : le calage **α** du profil et l'angle **β** de la vitesse **W** avec le plan de rotation.

- **hélice en traction nulle :**

Pour la quelle la résultante aérodynamique est orientée dans le plan de rotation, la composante suivant la vitesse d'avancement de cette résultante est nulle, l'hélice fonctionnant en traction nulle, l'hélice est tractive, toute incidence plus faible donne une composante négative l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.

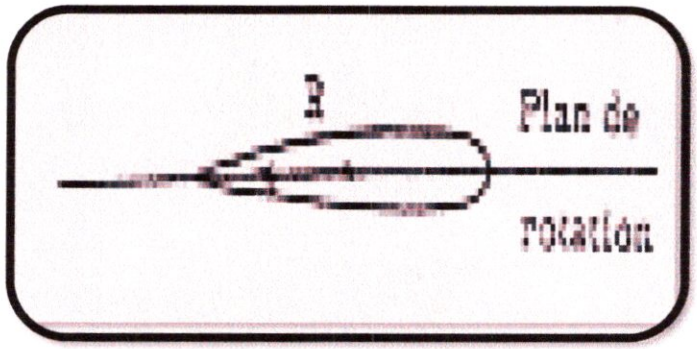


Figure (II-12) : hélice en traction nulle[1]

- **hélice tractive :**

Ici deux cas sont à envisager suivant que l'angle d'incidence est faiblement ou fortement négatif :

1/ fonctionnement en aérofrein (fortement négative).

2/ fonctionnement en aéromoteur (risque de sur vitesse)

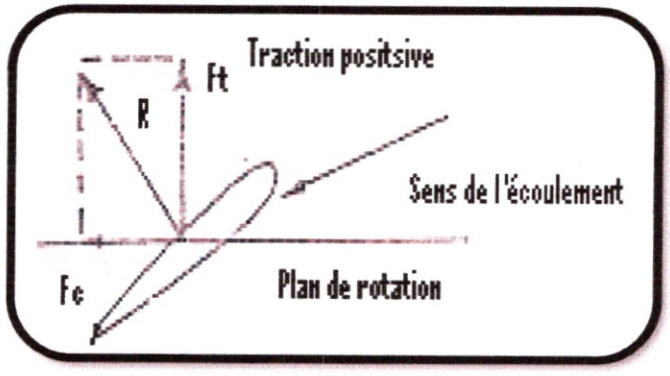


Figure (II-13) : hélice tractive[1]

II-1- 2-2-1 / hélice tractive en aérofrein :

Dans cette fonction remarque que le couple moteur Cm continue à diminue et l'angle d'incidence plus faible donne une composante négative, la résultante est au sens opposé au mouvement ainsi que le couple résistant à compenser si l'on veut rester dans cette configuration par couple moteur égal et opposé, dans ce cas en dit que l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.

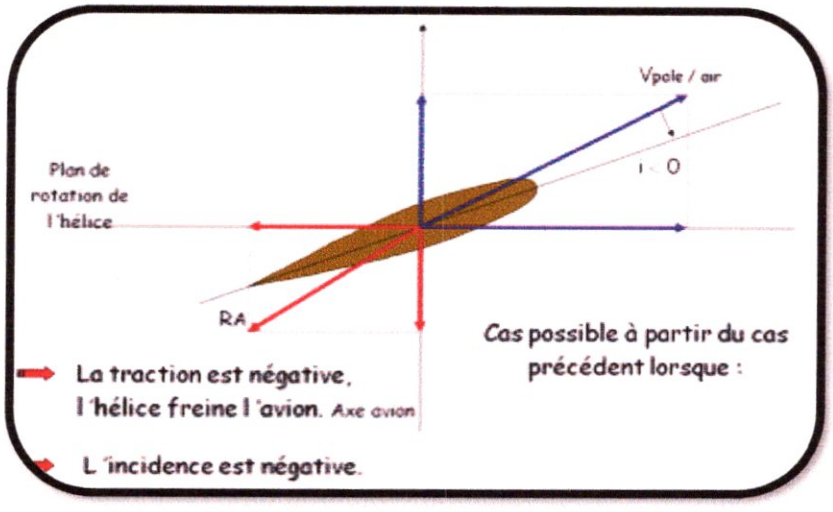


Figure (II-14) : hélice en traction négative[1]

II-1- 2-2-2 / hélice tractive en aéromoteur:

Le couple moteur Cm continue à diminue et l'incidence est faible, la résultante est au sens opposé de mouvement, freine l'avion et au sens du mouvement de rotation, le couple moteur aérodynamique (aéromoteur) composé en régime stabilisé par le couple du au frottement donc l'hélice fournit de la puissance. Ceci veut dire que l'hélice fonctionne en moulinet.

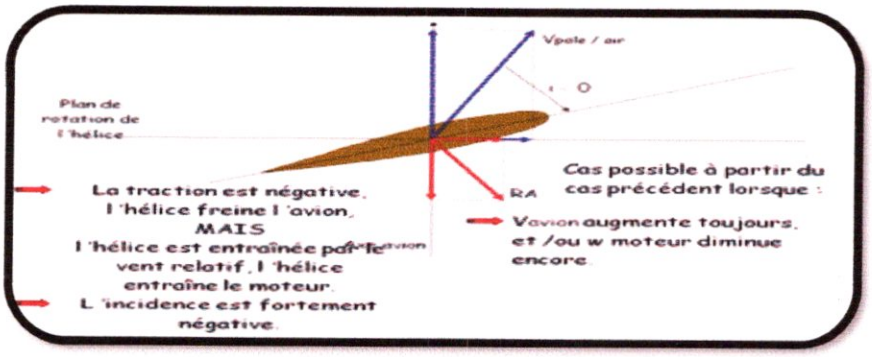


Figure (II-15) : hélice en aéromoteur[1]

II-1- 2-3 / Différents types des hélices :

On appelle rendement d'une hélice le rapport de la puissance utile sur la puissance moteur.

C à d : $\eta = Ft \cdot V/Wm$

Pour cela il y a différentes conceptions d'hélice qui permettent, au prix d'une complicité accrue, d'optimiser ce rendement dans les différentes phases de vol.

II-1- 2-3-1 / hélice à calage fixe :

Ce type d'hélice, simple est peu coûteux, équipe la plupart des avions légers. Il présente un certain nombre d'inconvénients, dont le principal est de n'être adapté qu'au régime de vol.

Au décollage, le calage est trop grand, l'incidence est trop grande, le moteur donne la puissance maximale.

Au de la d'une certaine vitesse d'adaptation, l'incidence devient nulle, annulant la traction.

En croisière, le calage s'avère trop faible et le moteur à tendance à s'emballer, il faut alors limite la pression d'admission.

II-1- 2-3-2 / hélice à calage variable :

Afin d'obtenir un rendement hélice sensiblement constant pour une gamme de V on a adapté l'hélice à calage variable.

On peut soit disposer de deux calages seulement, dits « **petit pas** » et « **grand pas** », au quelle cas on change de pas à la vitesse pour la quelle les deux courbes de rendement se coupent.

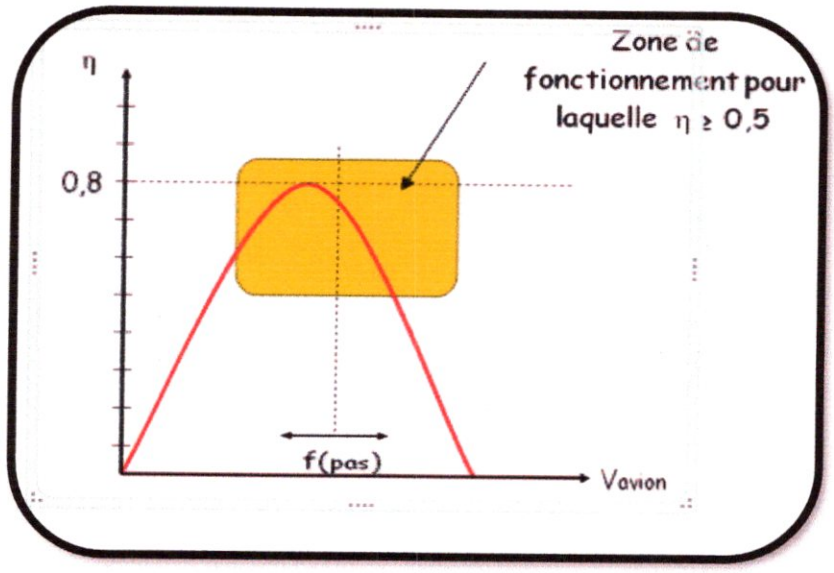
On peut également, sur des avions plus évalués, disposer de plusieurs calages, auquel cas on peut rechercher à chaque régime l'optimum.

Dans ce dernier cas, la recherche du calage optimal peut être soit manuelle, soit automatique.

II-1-3 / Etude énergétique :

Rendement = puissance restituée / puissance absorbée

II-1-3-1 / Pour une hélice a calage fixe :



Petit pas
Performances
au décollage

Grand pas
Performance
en croisière

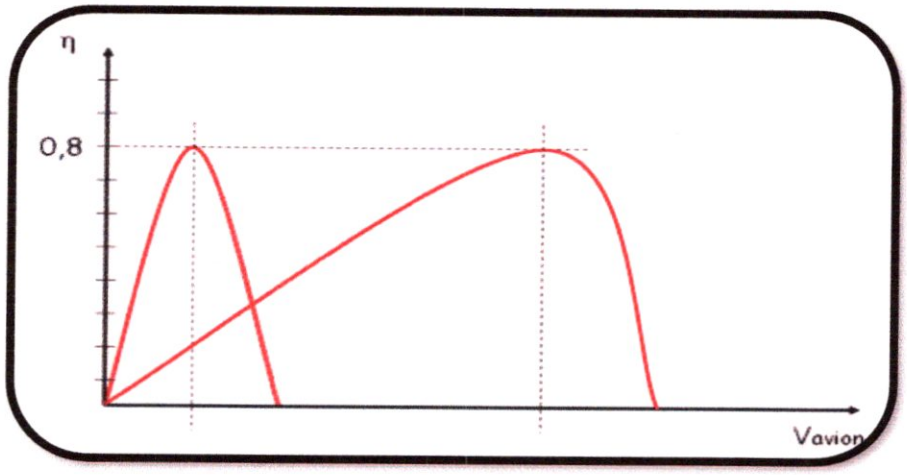


Figure (II-16) : les graphes de l'hélice à calage fixe[1]

Pour une hélice **donnée, il n'ya qu'une seule vitesse** avion pour le quelle le rendement est optimal.

II-1-3-2/ Pour une hélice a pas variable :

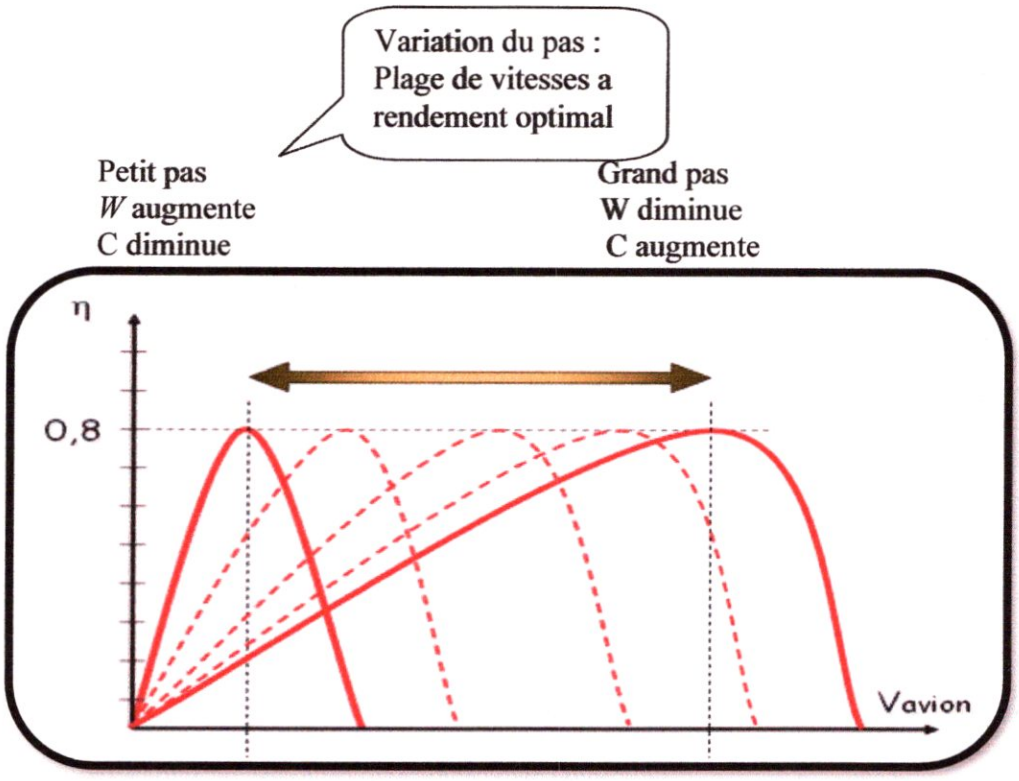


Figure (II-17) : le graphe de l'hélice à calage variable[1]

II-1- 4 / Dimensionnement de l'hélice :

II-1- 4-1 / calcul de la vitesse de l'hélice :

$$\Omega \text{ (rad/sec)} = \text{RPM (tr/min)} \times 2\pi / 60 = \text{RPM} \times 0{,}105$$

II-1- 4-2 / calcul de la vitesse en bout de pale Vp

$$Vp \text{ (m/s)} = (V^2 + (\Omega \times D/2)^2)^{1/2} \quad \text{..... (II-1)}$$

Avec :

D : diamètre hélice en mètre (en mètres)

V : vitesse avion (en m/s)

La vitesse dernière doit être tangentielle et inférieur a la vitesse du son, avec une marge de sécurité de 15 % donc en s'intéresse a choisira un diamètre maximum d'hélice satisfaisant a cette condition.

II-1- 4-3 / calcul de diamètre optimum de l'hélice :

La formule utilise pour l calcule de diamètre optimum de l'hélice est :

$$D = 1.04\sqrt[4]{\frac{P.10^8}{RPM^2.V}} \quad \text{(II-2)}$$

Avec :

- P en ch
- RPM en t / mn
- V en Km / h
- D en m

II-1-4-4 / calcul de la poussée au point fixe:

Ce calcul est donné par la formule suivante :

$$T_0 = 7.4\,(P_{ch}.\,D_m)^{2/3}.\,(P / P_0)^{1/3} \quad \text{(II-3)}$$

Avec :

P : densité de l'aire a l'altitude considérée

P_0 : densité de l'air au niveau de la mer

T_0 : poussée en kg

On a aussi : $P/P_0 = \left[\frac{31-H}{31+H}\right]^2$ (II-4)

II-1-4-5 / calcul du calage de l'hélice :

Le calage de l'hélice déterminé à 75% du rayon est donné par la formule :

$$W_{75\%} = 3^0 + \text{Arctg}\,(2V_{m/s}/\Omega.D) \quad \text{(II-5)}$$

Cet angle de calage est détermine par rapport au plan de rotation de l'hélice.

II-1- 4-6 / calcul du Rendement optimum :

Le rendement est donné par la formule

Section II-2 :

Description Des Ecoulements Externes

$$\eta = 0.54 \sqrt[16]{\frac{V^5}{RPM^2.P_{ch}}} \quad \text{(II-6)}$$

II-1- 4-6 / calcul de l'aire totale :

L'aire totale est calcule a partir de la formule suivante :

$$A_t = 13307.\frac{T_0}{D^2.RPM^2} \quad \text{(II-7)}$$

Avec A_t : en mm^2

II-1-4-7/ calcul de la corde de la pale :

On détermine la corde de la pale, à partir de l'aire totale :

$$C = A_t / D \quad \text{(II-8)}$$

II-1-4-8 / calcul du coefficient J :

D'après l'ouvrage - design of the aéroplane-on détermine le coefficient j par l'équation

$$J = \frac{1056\,V}{N.D} \quad \text{(II-9)}$$

terme sans dimension

Et appelé coefficient d'avancement.

II-1-4-9 / calcul du pas d'hélice :

Deux méthodes de détermination du pas :

A / a partir d'une formule propose par F.Guicheney :

$$H_0 = \frac{V}{N} \quad \text{(II-10)}$$

Avec :

-V en m/s

- N en t/s

- On obtient H_0 en m

B / d'après l'élément « Elements of sport aéroplane design » a partir d'un graphe J = f (p /D), on détermine le rapport pas / Diamètre, en sachant que déjà calculer J

II-2 / DESCRIPTION DES ECOULEMENTS EXTERNES

Introduction :

Ce chapitre consacre à la présentation de la simulation numérique des écoulements de fluides et en particulier les écoulements turbulents. On présents les différents aspects de la mécanique des fluides numérique.

L'utilité pratique de la mécanique des fluides est évidente à partir de ces applications Technologiques qui couvrent tout un ensemble de domaines ceci est appuyé par l'avancement spectaculaire des secteurs technologiques dans les quels la qualité et l'originalité des solutions des problèmes d'écoulement ont joué un rôle primordial dans le développement des secteurs de transport (avion, bateaux, voitures) et le secteur de production d'énergie (turbines, compresseurs, réacteurs).

L'étude théorique dans ces domaines nécessite l'utilisation des équations non linéaire De base comme les équations de Navier Stokes. Cette dernière résout les problèmes de la dynamique des fluides qui sont généralement difficiles à résoudre. C'est pour cela que la résolution de ces équations nécessite les méthodes de calculs numériques.

II-2-1 / La simulation des écoulements des fluides :

La mécanique des fluides repose maintenant depuis plus de 150ans sur le modèle des équations de Navier-stocks.les propriétés de ce système d'équations limitent les possibilités d'obtention d'une solution analytique dans la majorité des écoulements. Ainsi, cette discipline a utilise plusieurs approches a fin de pouvoir analyser les divers catégories d'écoulements :

II-2-1-1 / l'approche théorique :

Qui consiste en l'élaboration de modèles simplifiés des équations de Navier-stocks à fin de permettre leur résolution de manière analytique a l'image du cas de couche limite incompressible sur plaque de Blasius.

II-2-1-2 / l'approche expérimentale :

Permet de mettre à l'épreuve les résultats de l'approche théorique tout en apportant des contributions sur la compréhension de certains phénomènes à limage des essais en soufflerie sur des avions par exemple.

II-2-1-3 / l'approche numérique :

Est utilisée pour résoudre de manière numérique le système d'équation de Navier-stockes ou bien les différents modèles simplifies issus de l'approche théorique (équations moyennées de Reynolds par exemple).

Le développement de la simulation de écoulements est étroitement relié aux progrès réalisés dans le domaine du calcul scientifique assiste par ordinateur.les premiers calculs numériques sur l'écoulement d'un fluide apparaissent des années 1950 de depuis, la progression fulgurante de la puissance et des capacités de stockage

des serveurs de calcul a permis l'essor de la simulation numérique en mécanique des fluide en effet son attractivité provient sans être exhaustif, de la réduction du temps nécessaire pour effectue une analyse d'un écoulement , de la possibilité de contrôle précisément les différent paramètres physique de l'expérience numérique et de son caractère économique par rapport aux couts des essais notamment en soufflerie. Ainsi, son intégration dans de développement de type industriel est plus en plus importante de nos jours.

Toute fois, les progrès de la simulation numérique sont aussi dépendants des avancées théorique et exprimentales.les contraintes de résolution numérique étant importantes sur certaines classes d'écoulements, il est nécessaire d'utiliser des modèles simplifiés a fin d'être capable par exemple de simuler des écoulements turbulents sur des applications industrielles. Ainsi, les approches théoriques et expérimentales permettent d'améliorer les capacités de prédiction des outils de simulation en apportant des modèles des équations de Navier –stockes de plus en plus précis et en permettant de confronter les résultats numériques avec réalité.

II-2-2 / Les différents types d'écoulements :

II-2-2-1 / Ecoulements incompressibles et compressibles :

On dit qu'un fluide est incompressible si sa masse spécifique varie faiblement avec la pression ou la température

Pour les fluides on distingue :

A / si le nombre de Mach est inférieur a 0.3 on dit que le fluide est incompressible ($\mathbf{div}\vec{v}=0$)

B /si le nombre de Mach est supérieur 0.3et inférieur a 0.8, l'écoulement est considère compressible ($\mathbf{div}\vec{v}\neq 0$)

Comme indique la figure suivante

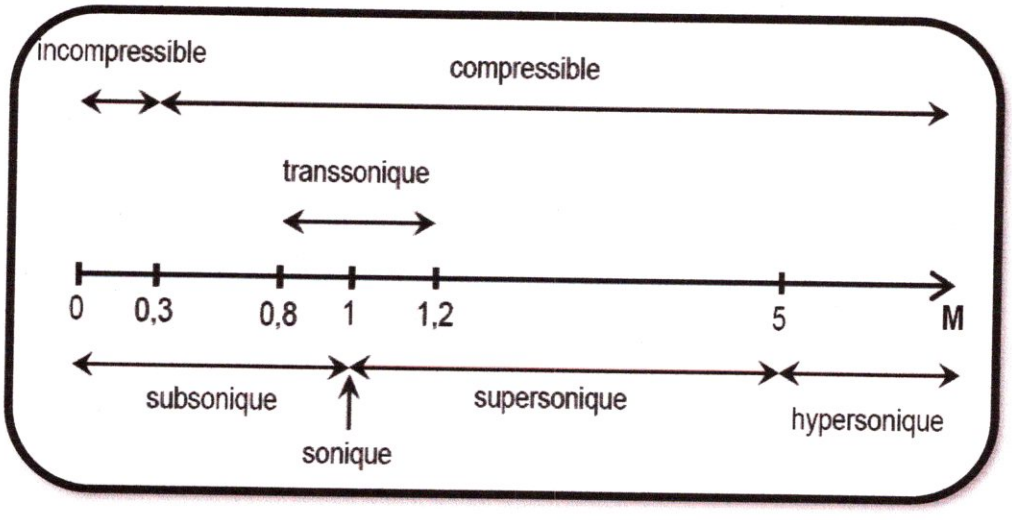


Figure (II.18) : les différents régimes d'écoulements[2]

II-2-2-2 / Ecoulement laminaire et écoulements turbulent :

Le nombre de Reynolds Sa signification physique caractérise un écoulement, en particulier la nature du régime (laminaire, transitoire, turbulent…etc.). Il représente le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses. Il est le plus important nombre sans dimension en dynamique des fluides

II-2-2-2-1 /écoulement laminaires :

Cet écoulement est caractérise par :

- fluides très visqueux, écoulements à faible vitesse.
- régime fluvial.

II-2-2-2-2 /écoulement turbulent :

Ce dernier est caractérise par :

- fluides peu visqueux, écoulements à grande vitesse…
- régime torrentiel

II-2-2-2-3 /phase de transition :

Ce trouve entre les régimes laminaire et turbulent, il est caractérisé par :

- instabilités, phénomènes oscillants.

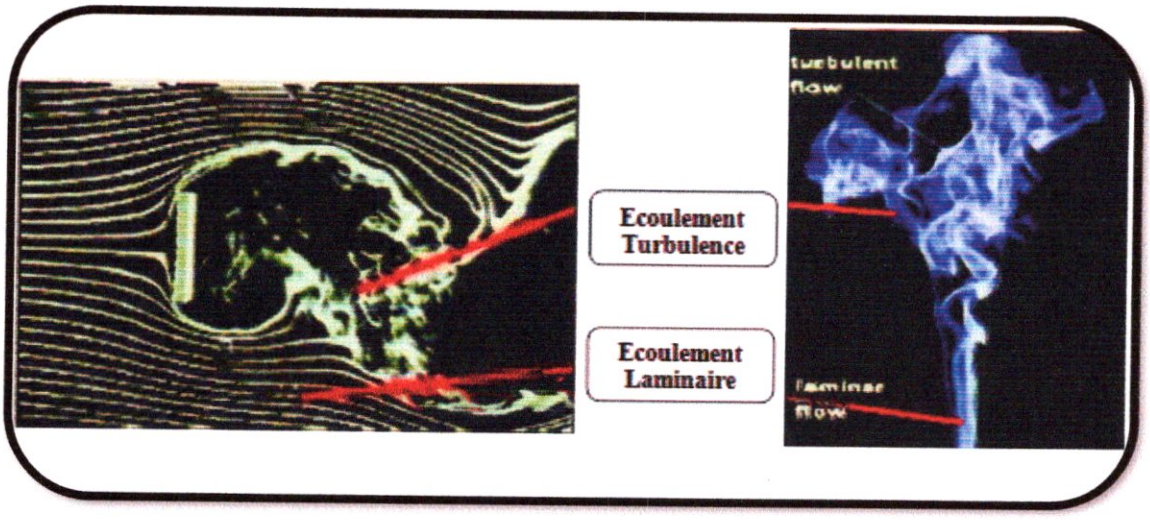


Figure (II.19) : présentation des écoulements[2]

Aux faibles nombres de Reynolds, l'écoulement est laminaire tandis qu'à des nombres de Reynolds élevés, les écoulements deviennent turbulents. Un état aléatoire de la vitesse, la Pression et la température qui fluctuent continuellement dans une partie du domaine de L'écoulement. En régime laminaire, les écoulements sont complètement décrits par les Équations de continuité, de Navier-Stokes, d'énergie et d'état du fluide. Dans certains cas de configurations géométriques simples, ces équations peuvent être résolues analytiquement.

Dans des cas plus complexes, ces écoulements sont traités numériquement à l'aide de Techniques de CFD (computational fluid dynamics) comme la méthode des volumes finis par exemple.

Cependant, la plupart sinon la totalité des écoulements dans les applications pratiques sont turbulents et de ce fait l'étude de l'écoulement turbulent n'est pas uniquement d'ordre théorique.

Il existe deux techniques pour approcher le problème de la turbulence en mécanique des fluides ; la première méthode est dite "modélisation de la turbulence". Elle consiste à décomposer le champ de la vitesse et de la température en une composante moyenne et une fluctuation turbulente. Le système d'équations résultant RANS (Reynolds Average Navier- Stokes) quantifie ainsi le comportement de l'écoulement moyen.
La seconde méthode est la simulation directe DNS (Direct Numerical Simulation), dans Laquelle toutes les structures de la turbulence sont résolues directement et sans le recours à des approximations. Ceci n'est possible que par le biais d'une résolution très fine des équations instantanés de Navier-Stokes, c'est-à-dire que l'algorithme utilisé devra être suffisamment précis en espace et en temps pour capter toutes les échelles de longueur et de temps de la turbulence.

Enfin, une définition précise de la turbulence est donc difficile à donner on peut cependant faire un catalogue suivant :

- ✓ L'état turbulent est caractérisé par des variations rapides irrégulières et aléatoires de la vitesse.
- ✓ Les mélanges sont importants et plus rapidement faits que par la diffusivité habituelle.
- ✓ Le nombre de Reynolds est grand.
- ✓ L'écoulement est 3D, il est rotationnel.
- ✓ L'énergie est dégradée : les écoulements turbulents dissipent l'énergie.
- ✓ Les échelles mises en jeu ne sont pas celles des échanges moléculaires(le cadre de la Mécanique des milieux continus reste valable).
- ✓ les caractéristiques sont les mêmes pour tous les fluides (gaz ou liquides), la turbulence n'est pas une propriété du fluide, mais seulement un régime particulier.

II-2-2-3 / Ecoulement stationnaire et instationnaire :

On dit qu'un écoulement est stationnaire si en tout point M de Ω, toutes les variables décrivant le mouvement sont ***indépendants du temps*** $\left(\frac{\partial}{\partial t} = 0\right)$. Ainsi la pression P, la vitesse υ, la densité ρ, l'énergie *e* d'un écoulement stationnaire sont des quantités indépendantes du temps

$$\vec{V}(M, t) = \vec{V}(M) \qquad \forall M \in \Omega \tag{II-11}$$

D'où Ω : est le volume de contrôle

II-2-2-4 / Ecoulement irrotationnel :

On dit qu'à un instant t donne, l'écoulement est irrotationnel dans le domaine D si le rotationnel de la vitesse $\vec{V}(M,t)$ est nul en chacun des points M de D.

$$\overrightarrow{rot}\ \vec{V} = 0 \qquad \text{(II-12)}$$

Le rotationnel est un vecteur (défini en cinématique des fluides) qui caractérise en un point M, la rotation dans l'espace de la particule fluide.

Il s'écrit symboliquement :

$$\overrightarrow{rot}\ \vec{V}(M,\ t) = \vec{\nabla} \wedge \vec{V}(M,\ t) \qquad \text{(II-13)}$$

Il s'écrit par exemple en coordonnées cartésiennes :

$$\overrightarrow{rot}\,\vec{V}(M,t)\left[\frac{\partial w(M,t)}{\partial y}-\frac{\partial v(M,t)}{\partial z}\right]\vec{X}+\left[\frac{\partial u(M,t)}{\partial z}-\frac{\partial w(M,t)}{\partial x}\right]\vec{y}+\left[\frac{\partial v(M,t)}{\partial x}-\frac{\partial u(M,t)}{\partial y}\right]\vec{z} \qquad \text{(II-14)}$$

II-2-3 / Les équations de l'écoulement (de Navier-stocks):

Les équations de Navier-stokes sont des équations différentielles non linéaires régissant l'écoulement étudié.ces équations lorsqu'elles ne sont pas simplifiées. Elles n'ont pas de solutions analytiques et ne sont donc utiles que pour des simulations numériques.ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques a des problèmes de la dynamique des fluides.
Pour un fluide newtonien, incompressible. Isotherme et a propriétés constantes.
Soient :

- ρ : la masse volumique
- ν : la viscosité cinématique
- u, v, w : les trois composantes de vitesse c
- p : pression statique

Instantanées respectivement d'un écoulement incompressible et (x, y, z) un
Repère de coordonnées cartésiennes
Les équations de Navier-stockes s'écrivent sous la forme :

II-2-3-1 /équation de continuité :

C'est une équation qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements.indépendamment des causes qui les provoquent.
Quelque soit le volume du fluide que l'on suit dans son mouvement.sa masse m reste constante (fluide conservatif)
Il se traduit par l'équation de continuité. Sous sa forme générale :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + div\ \rho\ \vec{c} = 0 \qquad \text{(II-15)}$$

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \cdot \frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \qquad \text{(II-16)}$$

Ou t représente le temps (en s) et $\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + (U\nabla)$ l'opérateur de dérivée particulaire.

Dans le cas d'un fluide permanent (stationnaire).et incompressible. Ou la masse volumique est invariable. L'équation de continuité se réduit a :

$$div\ \vec{c} = 0 \Rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \qquad \text{(II-17)}$$

II-2-3-2 /équation de quantité de mouvement (Equation de la dynamique de newton) :

Cette équation permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide. Celles de ses mouvements et les causes qui les produisent (forces)

Quelque soit le domaine D du fluide que l'on suit dans son mouvement.la dérivée par rapport au temps du torseur $|p\bar{c}|D$ des quantités du mouvement est égale au torseur des forces extérieures appliquées au domaine D (forces de volume et forces de surface)

En écrivant l'équilibre du système de forces s'exerçant sur un parallélépipède élémentaire dx, dy, dz on obtient :

1/forces extérieurs : $\overline{F}$ = - div $\overline{c}$

2/forces de pression : $\frac{1}{\rho}\overline{grad}$ P (forces de surfaces)

3/forces d'inertie $\overline{\gamma} = \frac{d\overline{c}}{dt}$

4/ forces de viscosité : $\overline{c}\Delta$ V= ν.div grad c

Pour un fluide incompressible, on a $\overline{\gamma}.\overline{F} = \overline{c}\Delta$ v. $\frac{1}{\rho}\overline{grad}$P

En remplaçant γ, $\frac{1}{\rho}\overline{grad}$, $\bar{c}\Delta v$ et F par ses valeurs on obtient les équations suivantes :

$$\frac{du}{dt} + div(u\vec{c}) = v\ div\ grad\ u - \frac{1}{\rho}\frac{dp}{dx} \qquad \text{(II-18)}$$

$$\frac{dv}{dt} + div(u\vec{c}) = v\ div\ grad\ v - \frac{1}{\rho}\frac{dp}{dy} \qquad \text{(II-19)}$$

$$\frac{dw}{dt} + div(w\vec{c}) = v\ div\ grad\ w - \frac{1}{\rho}\frac{dp}{dy} \qquad \text{(II-20)}$$

D'une manière générale, il suffit d'ajouter à chacune des équations d'Euler les composantes de viscosité par unité de masse.
Les équations de Navier –stokes sont très complexes, des solutions analytiques ne peuvent être obtenues que par certaines configurations simples.

II-2-4 /équations de Reynolds :

Pour illustrer l'influence des fluctuations turbulentes sur l'écoulement moyen, on remplace chaque variable de l'écoulement par la somme de sa valeur moyenne et sa composante fluctuante dans les équations de Navier-stocks.

$u = U + u'$ $\quad v = V + v'$ $\quad w = W + w'$ $\quad p = P + p'$

Et

$$\vec{c} = \vec{C} + \vec{c}' = (U\vec{i} + V\vec{j} + W\vec{k}) + (u'\vec{i} + v'\vec{j} + w'\vec{k}) \qquad \text{(II-21)}$$

On obtient les équations de Reynolds suivantes :

II-2-4-1/équation de continuité :

$$\text{Div}\ \bar{c} = 0 \qquad \text{(II-22)}$$

II-2-4-2/les équations de quantité de mouvement :

1/sur l'axe x

$$\frac{dU}{dt} + div(U\vec{C}) = \upsilon\ div\ grad\ U - \frac{1}{\rho}\frac{dP}{dx} + \left[-\frac{\partial\overline{u'u'}}{\partial x} - \frac{\partial\overline{u'v'}}{\partial y} - \frac{\partial\overline{u'w'}}{\partial z}\right] \qquad \text{(II-23)}$$

2/sur l'axe y

$$\frac{dV}{dt} + div(V\vec{C}) = \upsilon\ div\ grad\ V - \frac{1}{\rho}\frac{dP}{dy} + \left[-\frac{\partial\overline{u'v'}}{\partial x} - \frac{\partial\overline{v'v'}}{\partial y} - \frac{\partial\overline{v'w'}}{\partial z}\right] \qquad \text{(II-24)}$$

3/sur l'axe z

$$\frac{dW}{dt}+div(W\vec{C})=\upsilon\ div\ grad\ W-\frac{1}{\rho}\frac{dP}{dz}+\left[-\frac{\partial\overline{u'w'}}{\partial x}-\frac{\partial\overline{v'w'}}{\partial y}-\frac{\partial\overline{w'w'}}{\partial z}\right] \qquad \text{(II-25)}$$

Ces équations ressemblent aux équations instantanés de Navier-stocks avec en plus les termes entre crochet qui sont les résultats de contraintes additionnelles (normales et tangentielles) se sont les contraintes de **Reynolds** et on appelle tenseur (τ_{ij}) de **viscosité**:

$$\tau_{xx}=-\rho\overline{u'u'} \qquad \tau_{yy}=-\rho\ \overline{v'v'} \qquad \tau_{zz}=-\rho\ \overline{w'w'}$$

$$\tau_{xy}=\tau_{yx}=-\rho\ \overline{u'v'} \qquad \tau_{xz}=\tau_{zx}=-\rho\ \overline{u'w'} \qquad \tau_{yz}=\tau_{zy}=-\rho\ \overline{v'w'}$$

On va écrire les termes précédents sous forme d'une matrice :

$$\tau_{ij}=\rho\begin{bmatrix}\overline{u'u'} & \overline{v'u'} & \overline{w'u'}\\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{w'v'}\\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'}\end{bmatrix} \qquad \text{(II-26)}$$

Ces équations ne peuvent être résolues sans introduire un modèle de turbulence pour la fermeture du système.la modélisation de la viscosité turbulente fait l'objectif principal des modèles proposés ultérieurement.

II-2-5 / Modélisation de la turbulence:

Les écoulements turbulents sont caractérisés par les champs de fluctuation de vitesse.ces fluctuations mélangent des quantités transportées tel que l'énergie, ces fluctuation peuvent être de petite échelle et de haute fréquence, elles sont d'un point de vue informatique trop chères pour être simuler directement dans des calcules pratiques.

En alternative les équations régissantes (exactes) instantanées peuvent être remplacé par des équations a variables moyennes temporelles ou déconsidérer les structures a petites échelles, afin d'obtenir un ensemble d'équations modifiés qui sont moins fastidieuses a résoudre. Cependant les équations modifiées contiennent des variables inconnues additionnelles, et des modèles de turbulence sont nécessaires pour déterminer ces variables en termes de quantités connues.

II-2-5-1/ les différents modèles de la turbulence :

Lés équations moyennes de Reynolds contiennent six termes qui sont de nouvelles inconnues. A fin de prédire la distribution du champ de vitesses moyennes et de la température moyenne, il est nécessaire de faire des hypothèses ou trouver un moyen raisonnable pour modéliser les contraintes et flux turbulents.

Le concept le plus généralement utilisé a été pour plusieurs années d'établir une analogie entre les contraintes visqueuses et les contraintes turbulentes.

L'hypothèse d'une relation linéaire entre le tenseur des contraintes turbulentes et de déformation est utilisée dans le cas d'un fluide compressibles (relation de boussinesq 1877)

Il a proposé de relier le tenseur de Reynolds aux champs de vitesse moyenne en écrivant :

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \qquad \text{(II-27)}$$

Avec μ est la viscosité turbulente

II-2-5-2/ Modèle aux tensions de Reynolds (Reynolds stress model) :

Les tensions de Reynolds sont calculées directement, la modélisation porte sur des moments d'ordre supérieur.la en œuvre est plus délicate mais les résultats sont meilleurs qualité.

- Modèle aux tensions de Reynolds RSM
- Modèle lRP-Ip (launder, Reece and rod-Isotropisation of production)
- Modèle LRR-QI(launder, Reece and rod-quasi isotropie)
- Modèle SSG (spezile.sarak and gatski)
- Modèle aux tensions Reynolds RSM-ω

II-2-5-3 / Modèle de viscosité turbulente (1er Ordre Eddy Viscosity Turbulence) :

Base sur l'hypothèse de boussinesq qui consiste à modaliser directement les tensions de Reynolds a l'aide de la viscosité turbulente

- Modèle à zéro équation
- Modèle à une équation
- Modèle à deux équations de transport :
  - Modèle k-ε
  - Modèle de RNG k-ε
  - Modèle k-ω
  - Modèle de BSL k-ω Bseline model
  - Formulation a bas nombre de Reynolds

II-2-5-3-1 /Modèle a zéro équation (modèle algébrique) :

Les modèles les plus simples utilisant des relations purement algébriques pour spécifier les contraintes de turbulences, ces modèles s'appuient sur le concept de viscosité turbulente proposée initialement par boussinesq 1877

- Modèle de la viscosité turbulente

Les contraintes de Reynolds :

$$\tau_{ij} = -\rho\,\overline{u'v'} \qquad \text{(II-28)}$$

L'analogie avec les mécanismes qui produisent les contraintes visqueuses conduit a :

$$-\rho\overline{u'v'} = \mu_t\left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i}\right) \qquad \text{(II-29)}$$

Une méthode particulière simple consiste à supposer que μ_t garde une valeur constante dans chaque section de la couche de mélange. Un raisonnement dimensionnel montre alors que μ_t doits être proportionnel au produit d'une vitesse et d'une échelle typique de la section considérée.

$$\mu_t = C.\rho.v.L \qquad \text{(II-30)}$$

D'où :

v : est la différance de vitesse
L : l'échelle de longueur
C : constante de proportionnalité adimensionnelle

- Le modèle de longueur de mélange

Le modèle de longueur de mélange proposé par **Prandtl** en 1925 appartient à la catégorie des modèles algébriques.

Dans ce modèle μ est directement liée au gradient de vitesse moyenne par intermittence d'une longueur de mélange.

Le modèle de Prandtl consiste à représenter μ sous la forme :

$$\mu_t = \rho.L^2\left|\frac{\partial U}{\partial y}\right| \qquad \text{(II-31)}$$

L : longueur de mélange

II-2-5-3-2 /Modèle a une équation de transport :

Pour définir une modélisation a caractère plus générale, il faut recourir a des équations de transport supplémentaires.il est logique de considérer d'abord

$$k = \frac{1}{2}\left(\overline{u_i' u_i'}\right) = \frac{1}{2}\left(\overline{u_1'^2} + \overline{u_2'^2} + \overline{u_3'^2}\right) \qquad \text{(II-32)}$$

On garde encore le concept de viscosité turbulente pour exprimer les contraintes de Reynolds, on abandonne les expressions algébriques donnant μ t.

Si l'on admet que μ doit être une fonction de la densitéρ, de l'énergie cinétique de la turbulence k et d'une longueur caractéristique L :

$$\mu_t = C\rho K^{\frac{1}{2}} L \qquad \text{(II-33)}$$

L'énergie cinétique turbulente s'écrit comme suit :

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \overbrace{-\overline{U_i' U_k'} \frac{\partial U_i}{\partial x_k}}^{P_k} \overbrace{- \frac{1}{2} \frac{\partial \overline{U_i' U_i' U_k'}}{\partial x_k}}^{\tau_k} \overbrace{- \frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{U_k' P'}}{\partial x_k}}^{\pi_k} + \overbrace{\nu \frac{\partial^2 k}{\partial x_k \partial x_k}}^{D_k} \overbrace{- \nu \frac{\partial U_i' \partial U_i'}{\partial x_k \partial x_k}}^{\varepsilon_k} P_k \qquad \text{(II-34)}$$

Appelé production turbulente.il caractérise les échanges d'énergie par interaction avec le mouvement moyen.

τ_k : transport turbulent ou diffusion turbulente par les fluctuations de vitesse

π_k : transfert d'énergie par interaction pression vitesse fluctuante

D_k : diffusion visqueuse de l'énergie cinétique turbulente par la viscosité

ε_k : dissipation de l'énergie turbulente sous forme de chaleur. Ce terme constitue un puits dans l'équation de k et conduit toujours a une décroissance de la turbulence.

II-2-5-3-3 /Modèle a deux équations de transport :

Il est bien évident que la quantité des résultats de simulation d'écoulement turbulent est très liée au modèle utilisé. Le choix du modèle sera subordonné au type d'information que l'on veut obtenir à partir de la simulation.

D'un point de vue, les modèles du premier ordre a deux équations permettent généralement d'obtenir des résultats satisfaisant moyennant certaines du modèle suivant le cas considéré.

- Le modèle k-ε

Il est possible de développer des équations de transport similaires pour d'autres paramètres de la turbulence y compris le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.

L'équation exacte de ε contient cependant un certain nombre de termes non mesurables. Le modèle k- ε présenté est le modèle développé par launder et spalding.il comporte deux équations, l'une pour k et l'autre pour ε basée sur une meilleure compréhension des processus causant le changement de ces variables.

On utilise k et ε pour définir une échelle de vitesse v et une échelle de longueur l représentatif des grandes échelles de la turbulence comme suit :

$$\vartheta = k^{1/2} \text{ et } l = k^{3/2} / \varepsilon \qquad \text{(II-35)}$$

En utilisant la même approche que celle utilisée pour le modèle de longueur de mélange, on spécifie la viscosité turbulente comme suit :

$$\mu_t = C \rho \vartheta l = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon \qquad \text{(II-36)}$$

C : est une constante adimensionnelle

Le modèle standard utilisé les équations de transport suivantes pour k et ε

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \text{div}\left(\rho k \vec{C}\right) = \text{div}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \text{grad}\, k\right) + 2\mu_t E_{ij}.E_{ij} - \rho\varepsilon \qquad \text{(II-37)}$$

$$\varepsilon = \frac{\textit{energie cinetique turbulente}}{\textit{temps caractiristique des fluctuaties}} = \frac{K}{L/K^{1/2}} = C_D \frac{K^{3/2}}{L} \qquad \text{(II-38)}$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + div(\rho\varepsilon\vec{c}) = div\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} grad\, \varepsilon\right) + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij}.E_{ij} - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k} \qquad \text{(II-39)}$$

D'où le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.

Les constantes utilisées dans ce modèle ont obtenues a partir des données expérimentales d'une variété de configurations d'écoulements.

II-2-6/ comparaison entre l'expérimentale et numérique :

Aérodynamique expérimentale	Aérodynamique numérique
1/ Intérêt majeur : prédictive 2/ Inconvénients principaux coûteuse, limitations en (Mach, Reynolds), effets de paroi (corrections à apporter).	1/ Intérêt majeur : souple d'utilisation et peu coûteuse (en général) 2/ Inconvénients principaux : dépendance des résultats vis-à-vis de la modélisation et parfois de la méthode numérique donc pas toujours prédictive

II-2-7/ un résume des écoulements :

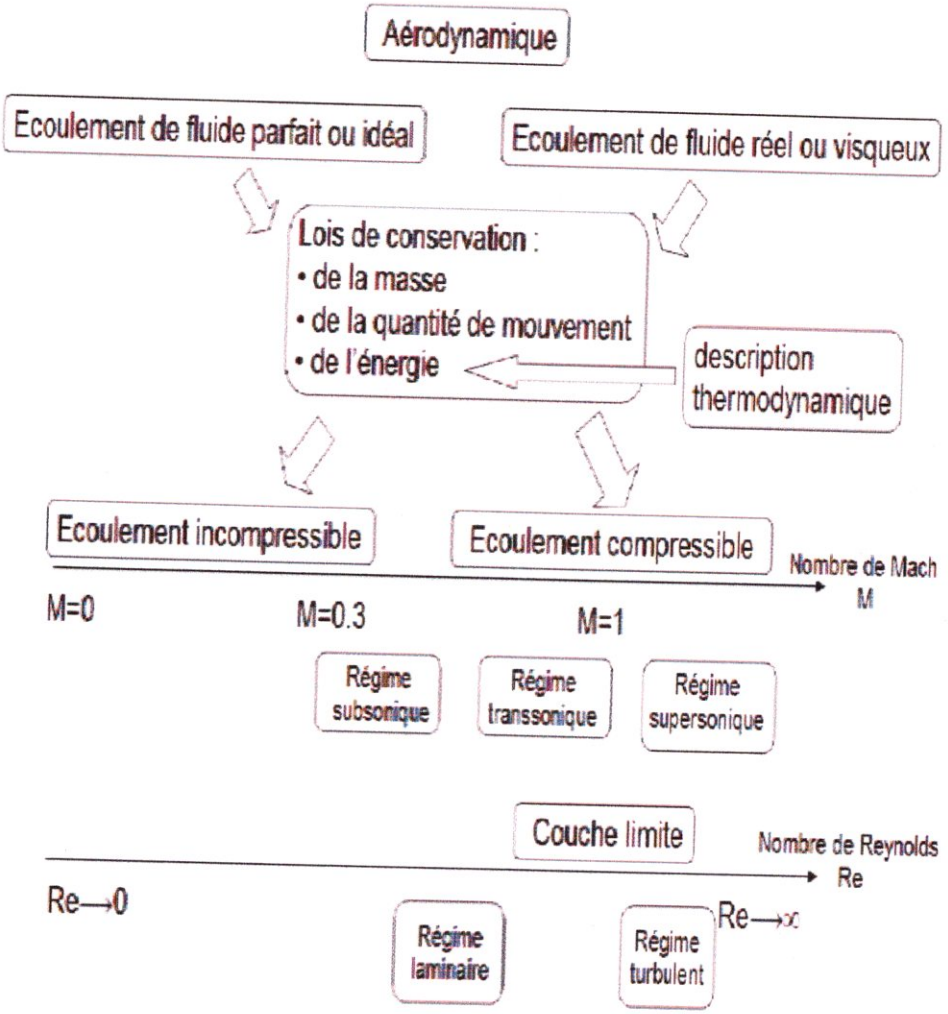


Figure (II.20) : classification des écoulements[2]

La deuxième partie

« Description des outils Utilisés »

Chapitre : 03

CHAPITRE III

DESCRIPTION DES LOGICIELS

Introduction :

L'utilisation de logiciels pour la résolution de problèmes physiques est de nos jours est très fréquent. En effet, dans la plus part des ces problèmes, surtout la résolution de phénomènes (transfert de chaleur, rayonnement, changement de phase…) couplés a la mécanique des fluides n'est possible que sous certaines hypothèses simplificatrices qui ne permettent pas de faire une étude plus réelle des phénomènes physiques observés expérimentalement.

L'objectif de ce projet est de faire une étude sur les **performances** d'une hélice par la technique de maillage mobile avec fluent

Afin de faciliter les prochaines études avec logiciel FLUENT par les futurs étudiants de département aéronautique dans les cadres des projets numériques avec Fluent nous avons fait une notice d'utilisation de ICEMCFD et Fluent.

III-1 / Le Solidworks:

Le logiciel Solidworks est une application de conception mécanique qui tire partie de l'interface utilisateur graphique de Microsoft Windows. Grâce à ce logiciel, les concepteurs peuvent esquisser rapidement une idée, expérimentée avec des fonctions et des cotes pour produire des modèles et des mises en plan précis.

Donne notre étude on a utilise ce logiciel pour la construction de l'avion **DLR** et aussi **L'hélice**

III-2/ Notice d'utilisation d'icem cfd:

Icem est un meilleur commercial ouvert (par opposition à limité à seul code de calcul). Il peut lire des géométries venant des logiciels de CAO classiques : Autocad, Nastran, etc., ou générer lui-même ses géométries. Icem sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides (Fluent, Star CD, …) et de mécanique du solide (Nastran, Patran, …), soit dans des formats définis par l'utilisateur lui-même par le biais de routines en Fortran ou C.

Par rapport à la concurrence, Icem est un meilleur très puissant en termes de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage.

La contre partie de cette puissance vient de la complexité de l'outil (il existe de multiples options) et d'une convivialité perfectible.

Icem génère des maillages 2D ou 3D structurés ou non structurés à base d'hexaèdres et prismes, de tétraèdres, …

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

Les principales étapes de maillage par icem-cfd sont les suivantes :

III-2-1 / Lancement d'Icem CFD 4.22 :

III-2-2 / Import et nettoyage de la géométrie:

Souvent la géométrie est conçue par des logiciels de la CAO (SolidWorks, CATIA…). Dans le cas des turbomachines, elle peut être aussi conçue par des logiciels de dimensionnement (problème inverse) comme BladeGen+ et Turbo Gen. Dans ce cas, on a recours à l'importation de la géométrie. Il est conseillé d'importer des fichiers qui est au choix tell que son dimension varie selon le problème traite.

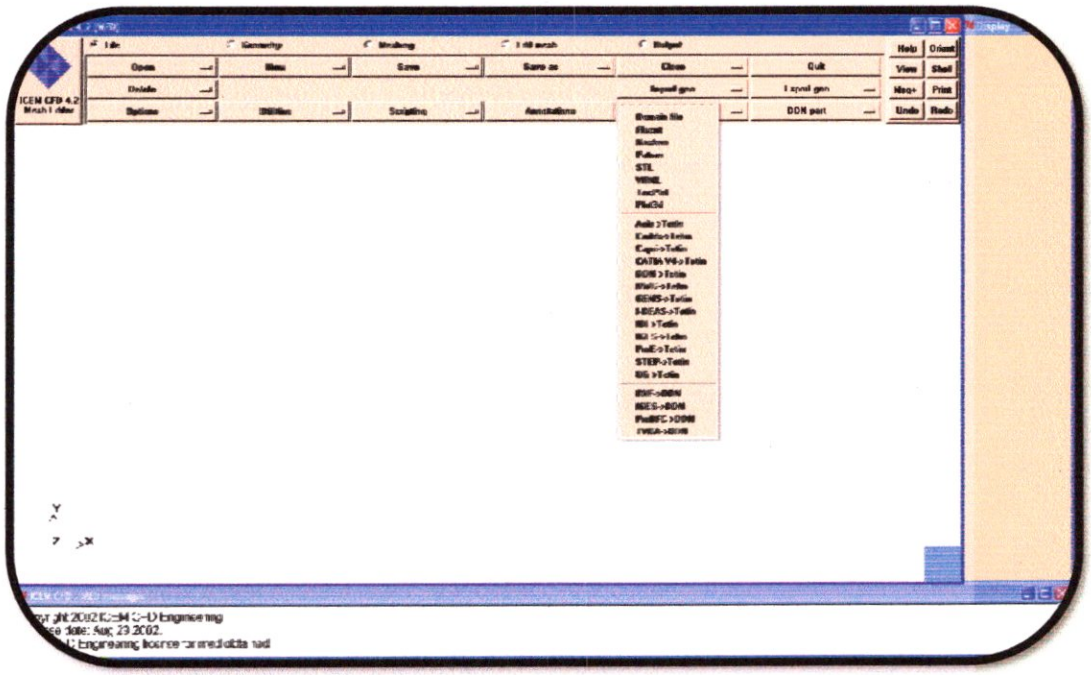


Figure (III.1) : importation de la géométrie[3]

III-2-3 / Création des familles :

Dans cette étape on va subdivise les corps importes (la géométrie et le Domain) en plusieurs sous- éléments de point de vie surface et curve pour chacun avec une association d'un nom et la position pour éviter le désordonnément et faciliter les changements des paramètres lors de création du maillage.

Cette fonction est se réalisée comme suivant :

Après avoir importer la géométrie, dans le menu principal et juste « geometry » on trouve « change de family ».

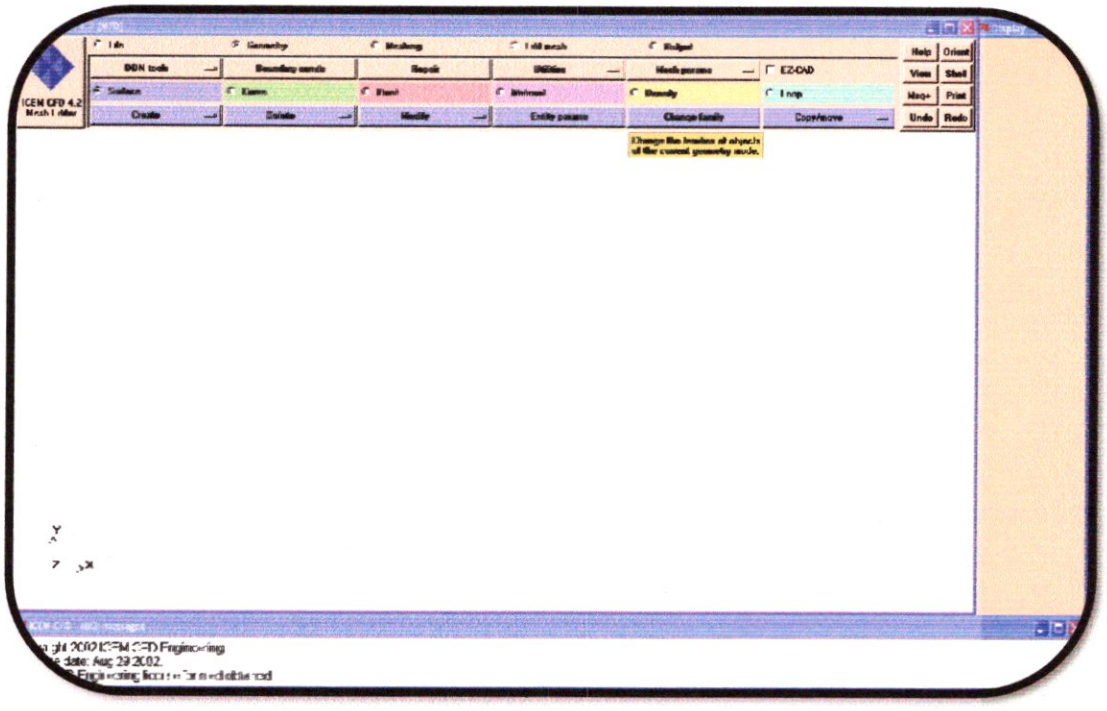


Figure (III.2) : le menu principale dans icem-cfd[3]

III-2-4 / Association des points matériels aux familles

Si on veut faire par exemple un calcul (simulation) sous fluent par la technique du maillage mobil « moving msh » il faut un maillage de volume 3D (création des éléments tétra), nous associons un des point matériels au niveau des volumes pour la géométrie (live-solide) et le Domain (live-fluide) afin de les sépares.
Cette fonction est se faite toujours dans le menu « géométrie », on trouve le « material »

III-2-5 / La génération du Maillage : Hexa, Tétra, ...

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.
Pour les applications en turbomachines, la technique de génération de maillage peut être résumée sous la forme suivante :

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants sous forme, fichier TIN ou sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous icemcfd 4.22.

- La géométrie qui représente les différents domaines fluides est décomposée en sous domaines solide « maillables ».

- Maillages des Domain (fluide) et sous Domain (solide).
La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD dans le design des turbomachines.

Dans cette étape les procédures à suivre sont :

- Dans le menu « **géométrie** », exacte « **mesh params** »on trouve les dimensions de maillage.
  Le choix des dimensions nous donne la main à l'utilisation de menu « mashing » on utilise le sous-menu tétra pour générer le maillage

La précision de la solution, dans le contexte de l'optimisation de forme, dépend de la qualité du maillage et aussi des propriétés du flux.

III-2-6 /Choix du solveur :

Le maillage est visible par Icem. Il peut être à nouveau optimisé via le menu « ***Edit Mesh*** ».

En cliquant sur le bouton « ***Output*** », les menus présentés dans la figure suivante apparaissent.

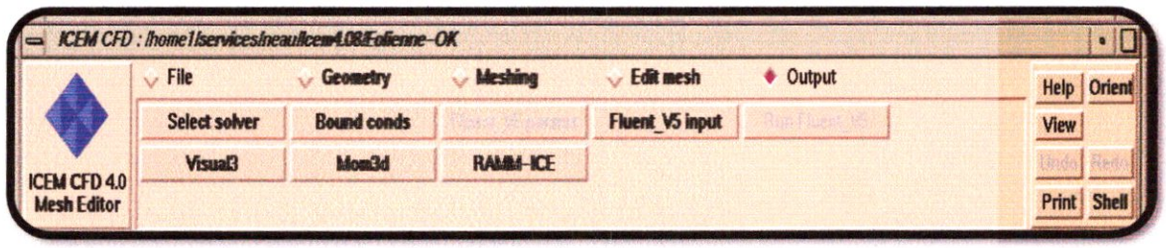


Figure (III.3) : Menu « Output » [3]

C'est à ce stade que l'on définit le solveur (calculateur) qui va utiliser le maillage ainsi créé. Ce choix induit un interfaçage qui adapte le format d'écriture et les conditions aux limites au solveur.

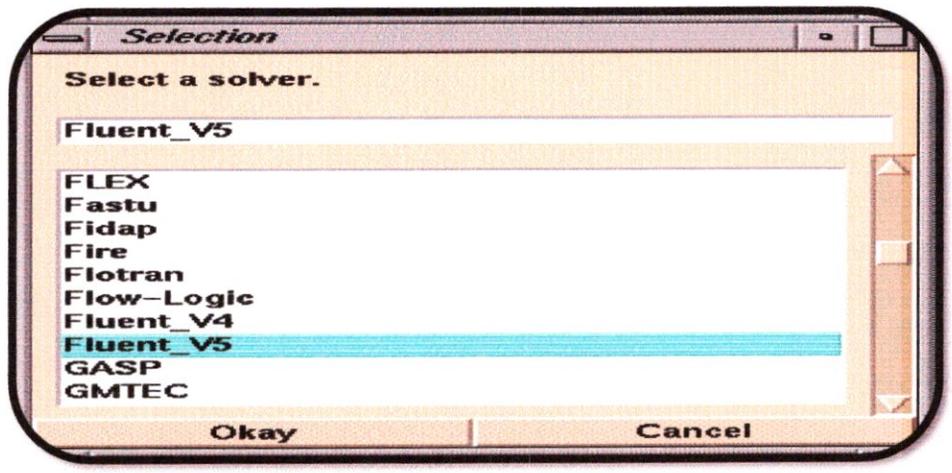


Figure (III.4) : choix du solveur[3]

Ainsi en cliquant sur le bouton « ***Select solveur*** », une nouvelle fenêtre « ***Sélection*** » apparaît suivante. Il suffit de choisir le solveur souhaité. Dans notre cas, nous choisissons : Fluent_V5.

III-2-7 / Détermination des conditions limites :

On peut définir les conditions limites dans l'icem-cfd exactement dans le menu géométrie. Ou bien dans le solveur qui est dans notre cas le fluent 6.3

III-2-8 / Exportation du maillage vers le solveur :

Le passage d'Icem vers fluent est comme suivant :
Après avoir la sélection de solveur, fluent-V5 apparaitre pour le choix de l'objet a transfert a fluent.

III-3 / Notice d'utilisation de fluent :

Fluent est code CFD commerciale très utilise dans l'industrie car il, est assez simple a utiliser.il permet de résoudre les écoulements des fluides (champs de vitesses, de température…) mais aussi de faire de la combustion.la présente notice est une démonstration non exhaustive de la façon de résoudre un problème simple de mécanique de fluides. Ainsi, il ne sera présenté que les fonctionnalités de base de fluent dans cette notice.

La première chose à faire quand vous entrez sous fluent est de choisir le type de résolution que fluent va avoir à faire : 2D ou 3D puis d'ouvrir ou d'importer un maillage (fichier.msh), et ce en suivant la procédure suivante :

File → Read → Case…

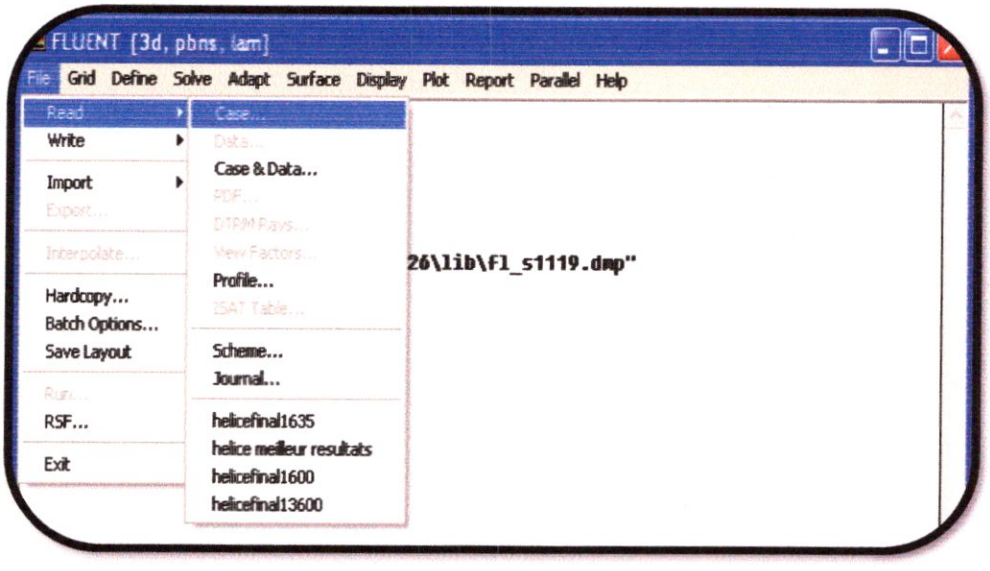


Figure (III.5) : importation de la géométrie vers fluent[3]

Ensuite l'utilisation de fluent est simple, il suffit de suivre l'ordre des menus en partent de la gauche pour aller vers la droite.

III-3-1 / le menu grid

Le premier menu que nous allons étudier est le menu **GRID :**

La première chose à faire est d'utiliser l'option « ***check*** a »fin de vérifier si le maillage importé comporte des anomalies comme des problèmes de jointure entre les différentes surfaces du maillage.

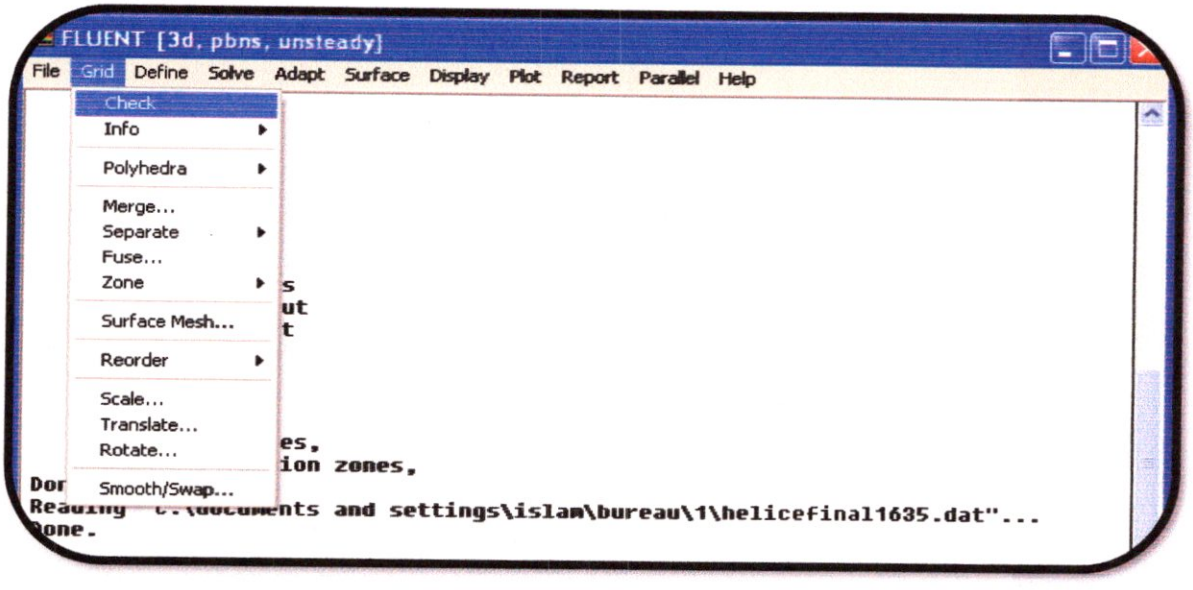


Figure (III.6) : vérification du maillage[3]

Pour choisir l'échelle d'étude du maillage et par conséquent réfléchir en nombres adimensionnels, il faut utiliser l'option « ***scale*** » (choix est très important car souvent suivant les dimensions du domaine, les phénomènes mis en jeu ne sont pas les mêmes)

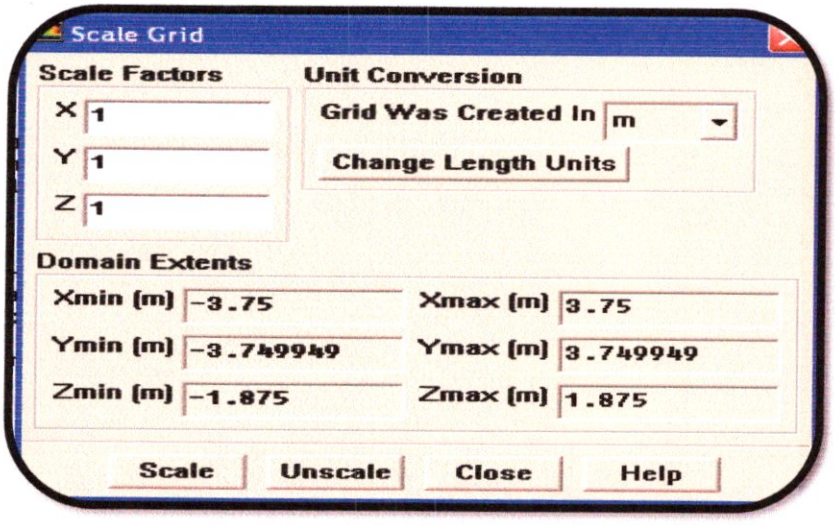


Figure (III.7) : l'échelle d'étude de maillage[3]

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

Figure (III.8) : lissage de maillage[3]

Il est possible de vérifier tout de suite la forme de la grille en cliquant sur « ***display*** » et ensuite sur grid. On peut de cette façon vérifier que la géométrie correspond bien à ce que l'on veut.

III-3-2 / le menu define

Le second menu que l'on va utiliser est menu **DIFINE :**

La démarche à suivre est de partir des options du haut du menu secondaire et de descendre au fur et a mesure. Nous trouvons donc l'option « ***models*** » qui se décompose aussi en un autre menu.

« ***Solver*** » permet de choisir le type de selver que l'on souhaite utiliser (implicite, explicite, stationnaire, 2D…).

« ***viscous*** » permet de choisir le modèle de turbulence que l'on va prendre pour résoudre le problème (laminaire-ε, k-*w*, LES…)

« ***Energy*** » permet de choisir si oui ou non on doit faire intervenir l'équation de l'énergie dans la résoulution du système (des qu'un gradient de temperature intervient dans les phénomènes il faut utiliser cette équation pour d'une part observer une solution réaliste mais aussi souvent pour faciliter la convergence).

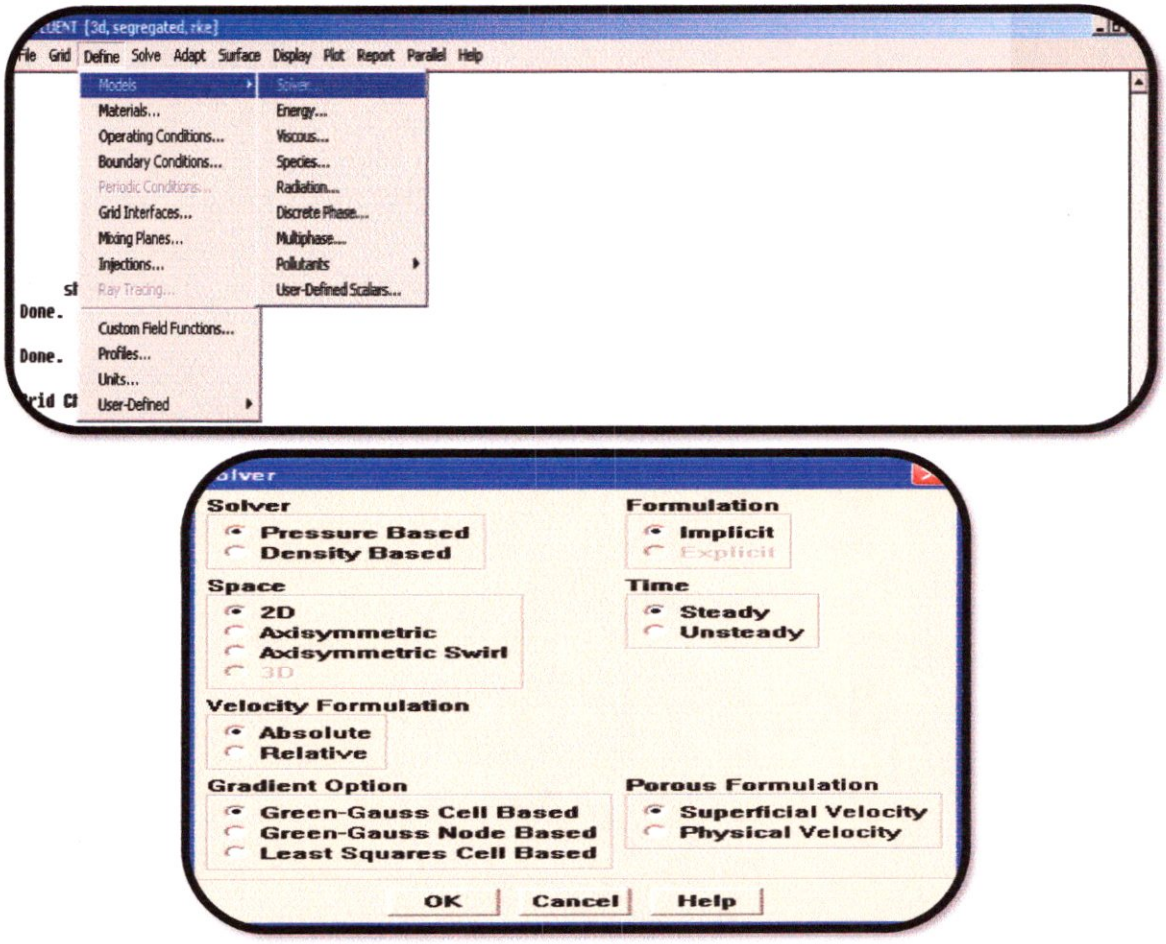


Figure (III.9) : utilisation de menu « define » et l'option « Solver » [3]

Dans le menu « **model** » se trouvent d'autres options telles que « ***radiation*** » qui sont utiliser en fonction de l'énoncé du problème.

Vient ensuite le sous menu « ***Materiels*** » qui permet de choisir le fluide qui va etre étudier elon lanature de probleme

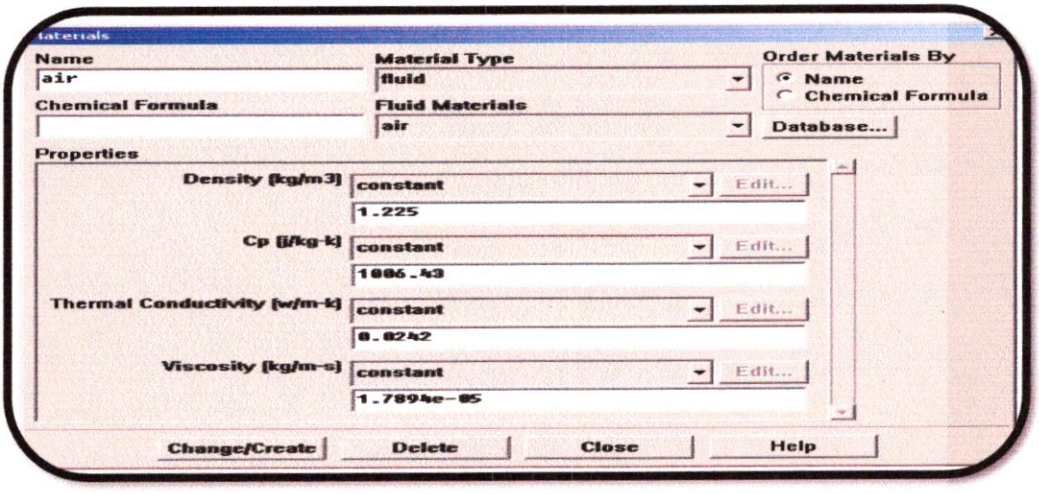


Figure (III.10) : utilisation de menu « define » et l'option « materials » [3]

Le sous-menu suivant est « ***operating conditions*** »qui permet de fixer les conditions de fonctionnement(gravité,préssion de référence…).

Fluent effectue tous les calculs, avec une pression appelée gauge pressure et ca afin d'éviter les erreurs d'ordre numérique lors du calcul pour des écoulements à faible nombre de mach. La relation liant la pression absolue à la « gauge pressure » est donnée par :

Pabs=Pop + Pgauge

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme operating pressure.

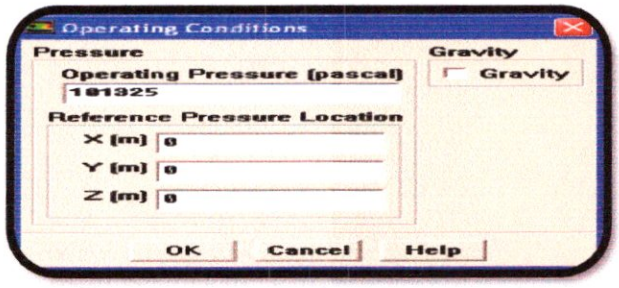


Figure (III.11) : le sous-menu « operating conditions » [3]

Le dernier sous-menu utile est ***« Boundary conditions »***qui sert a fixer les conditions aux limites du problème.

On a précedement vu que les limites physiques sont déjà rentrées sous icemcfd,cependant on doit les expliciter et leur donner une valeur sous fluent (ceci montre que meme si l'on fait une erreur de condition sous icemcfd,on peut encore tout modifier sous fluent).

Pour une entrée de fluide, on fixe la vitesse ainsi que le niveau de turbulence :pour un mur on peut fixer soit un flux constant,soitune temperature constante et bien d'autres possibilités (telles que la rugosité du mur par exemple).

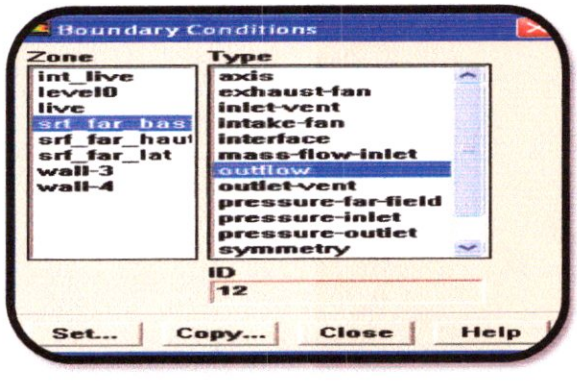


Figure (III.12) : le sous-menu « boundary conditions » [3]

Velocity inlet : utilisée pour des écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

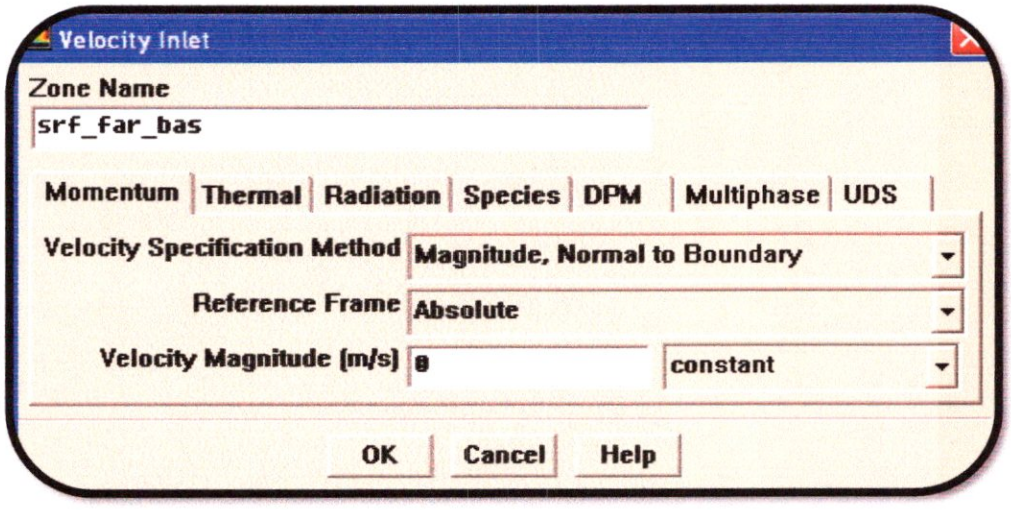


Figure (III.13): condition limite « velocity inlet » [3]

Pressure Inlet : utilisée pour les écoulements compressibles et incompressibles.

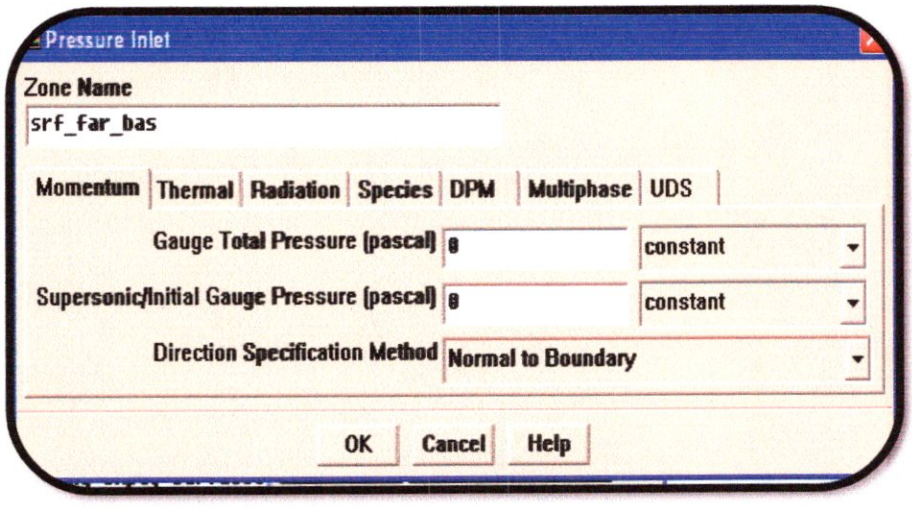


Figure (III.14): condition limite « pressure inlet » [3]

Définition de la pression totale :

- $p_1 = p + \frac{1}{2}\rho V^2$ En écoulement incompressible.
- $p_1 = p(1 + \frac{k-1}{2}M^2)^{\frac{k}{k-1}}$ En écoulement compressible.

Mass Flow Inlet :

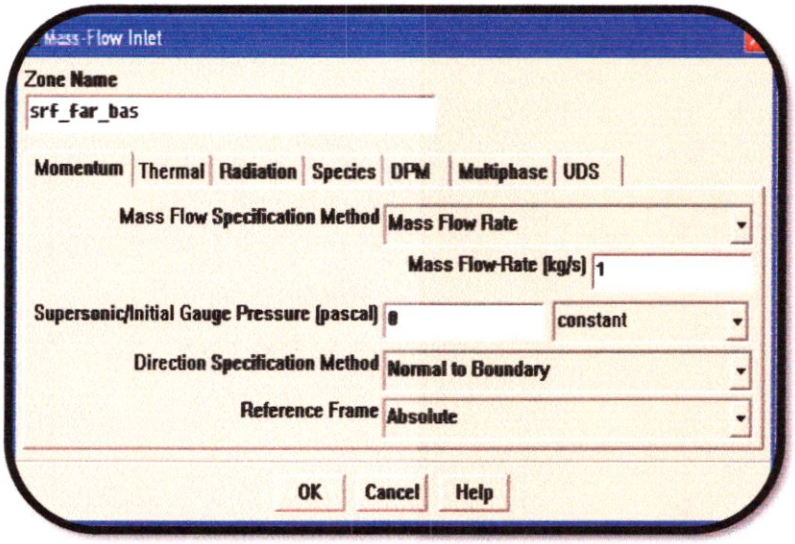


Figure (III.15): condition limite « mass-flow-inlet » [3]

On impose un débit massique connu à l'entrée, il n'est pas nécessaire d'utiliser Mass Flow Inlet en écoulement incompressible.

Pressure Outlet :

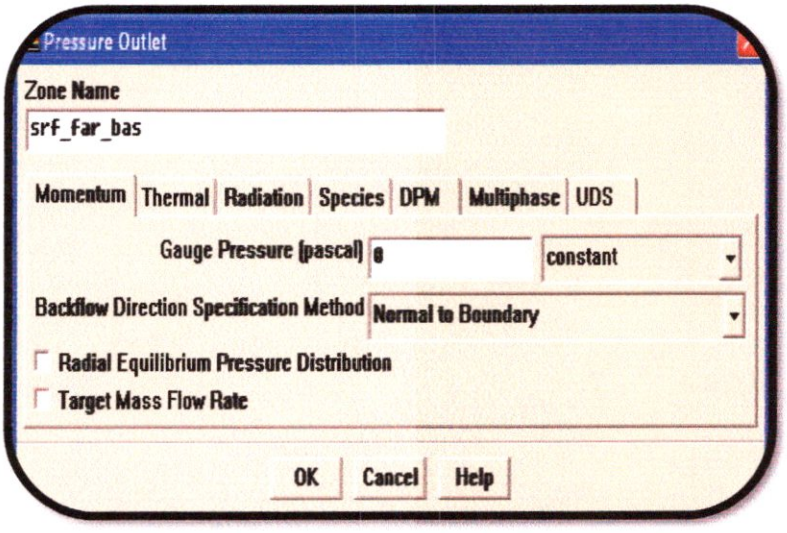


Figure (III.16): condition limite « pressure-outlet» [3]

Spécifie la pression statique de sortie.

L'utilisation de **Pressure Outlet** sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition **Pressure Outlets** au lieu d'Out flow a souvent comme conséquence une meilleure convergence. Mais Problèmes de retour de débit (Reverse Flow)

Reverse flow apparaît lorsque la pression statique dans une maille voisine à la maille qui est sur la frontière est inférieure à la pression imposée en conditions aux limites. Il faut essayer d'éliminer le Back flow en éloignant la sortie (en allongeant la sortie).

Out flow :

L'Out flow est utilisée pour modéliser les sorties de fluide dont on ne connaît à priori les détails de la vitesse et de la pression à la sortie. Il n'est pas approprié pour les calculs suivants :

- Si le problème possède une condition de pressure inlet
- Si vous modélisez un écoulement compressible
- Si vous modélisez un écoulement instationnaire avec variation de la densité

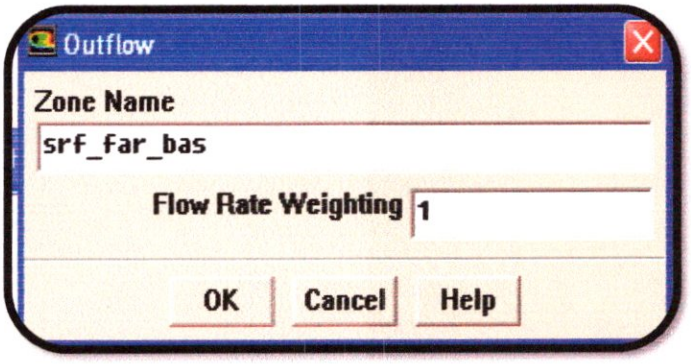


Figure (III.17): condition limite « Outflow» [3]

Wall:

Est utilisé pour délimiter les régions solides des régions fluides. En général on utilise les propriétés d'une paroi lisse i-e Roughness Height = 0 et Roughness Constant = 0.5.

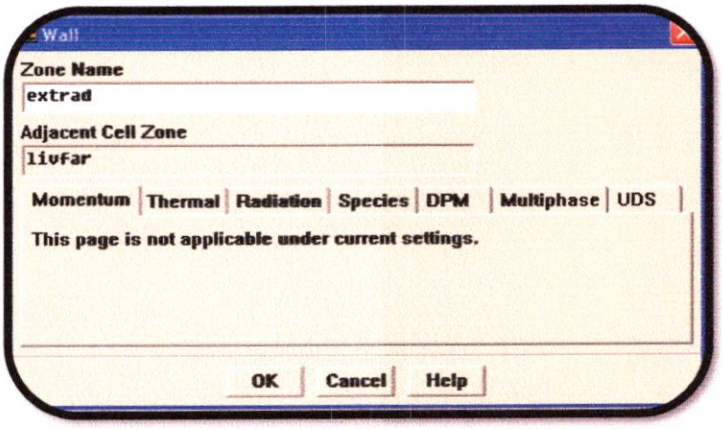


Figure (III.18) : condition limite « wall» [3]

Conditions Aux Limites En Présence D'un Domaine mobile

Cette option est généralement utilisée pour les simuler les objets mobiles dans la réalité par l'utilisation des tests de validation (pour avoir **confiance** de logiciel) et dans notre cas on va étudier la rotation de rotor caradonna comme un test de validation dans le chapitre quatre et puis dans le chapitre cinq on va étudier une hélice a quatre pale comme cas réel.

1. Spécification du domaine fluide mobile

Define → Boundary Conditions → set (fluide_ mobile)

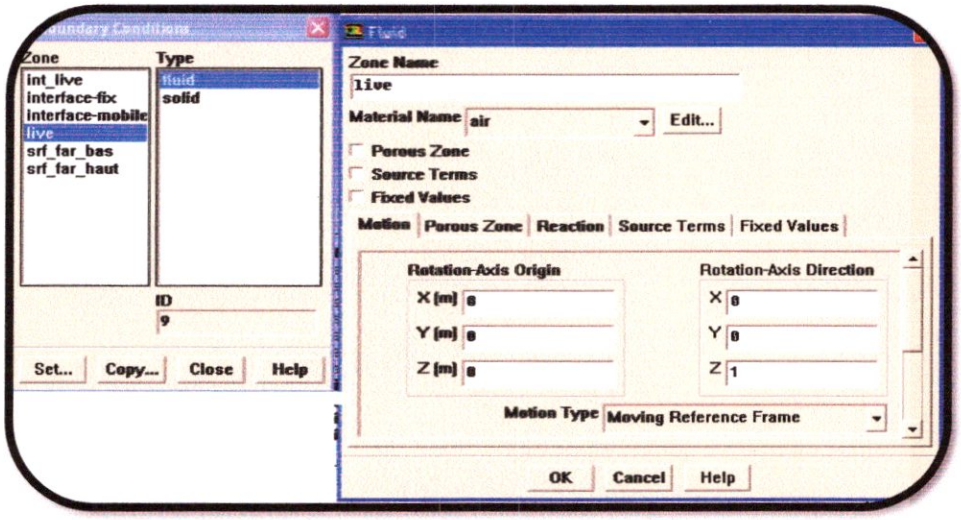


Figure (III.19) : condition limite « fluide» [3]

Pour le domaine fluide qui contient les pales du rotor, on spécifie qu'il est en mouvement avec une vitesse de rotation ω tr/mn.

2. Spécification des parois ''Wall ''tournantes

Define → Boundary Conditions → set (rotor)

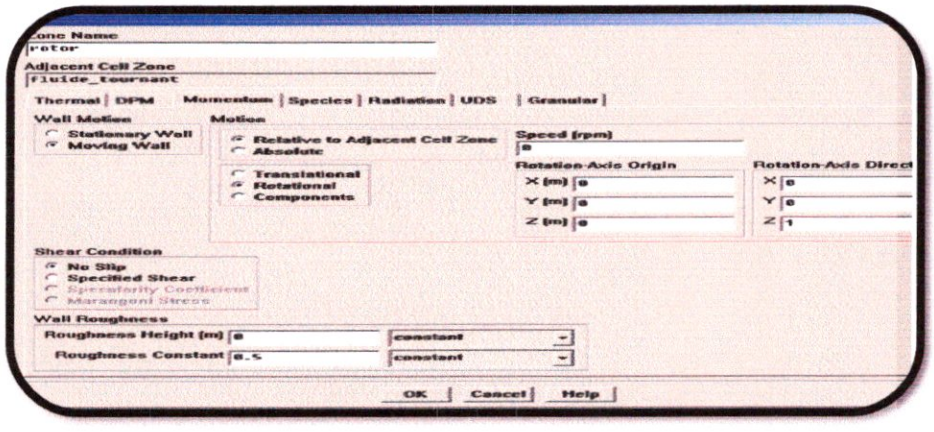


Figure (III.20) : Spécification des parois ''Wall ''tournantes [3]

Pour les parois ''Wall'' tournantes (Dans notre cas, ça sera le rotor) on doit spécifier qu'elles sont en rotation d'une vitesse de rotation nulle par rapport au mailles voisines.

3. Définitions des interfaces (pour un maillage 'sliding mesh')

Indiquez les deux zones d'interface qui comportent l'interface de la grille en choisissant un dans la liste ''interface zone1'' et un dans liste ''interface zone 2''. (L'ordre n'importe pas.)

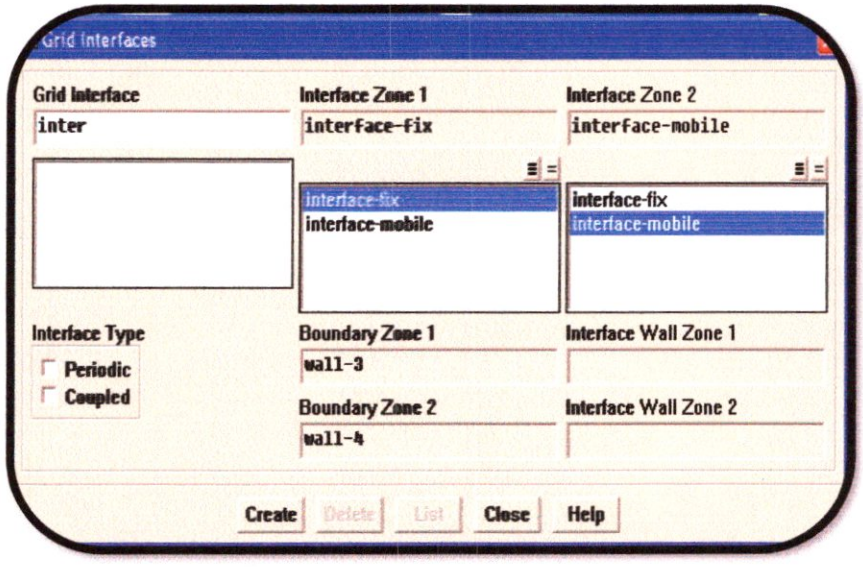


Figure (III.21) : Grid Interfaces[3]

Maintenat que la géométrie est en place,nous pouvons paramétrer et initialiser le solver de fluent dans le menu suivant : le menu **solve.**

III-3-3 / le menu solve

Le troisième menu que l'on va utiliser est menu **SOLVE :**

Le premier sous-menu est le menu ***« control »*** qui comprend toutd'abord :

- L'option ***« solution »*** c'est grace a cette option que l'on va pouvoir entrer les différents facteurs de sous-relaxation du système pression, temperature,etc…ces facteurs peuvent etre modifier au cours de resolution.leur principale interet est de force la solution a convergé .
- Une autre option interressente est ***« limits »*** qui permet de fixer les limites physiques du système.

L'autre sous-menu de solve est « ***initialise »***.ce menu permet de fixer les conditions initiales du système telles que les vitesses initiales suivant x, y, z par exemple,ainsi la temperature du fluide.

Le sous menu suivant est ***« Monitors »***l'option qu'il contient et qu'il faut bien utiliser est l'option **« residuel »** ;dans cette option il faut d'abord cocher plot afin d'afficher graphiquement l'évolution des risidus en fonction des itérations successives (cela permet d'avoir une vue global de l'évolution de la convergence).cette option permet aussi de choisir le nombre d'itérations que l'on veut faire pour résoudre le système et ussi la valeur limite des résidus que l'on veut se fixer.

Cela marche exactement comme un critère de convergence .la valeur de ces criteres est au choix de l'utilisateur,mais il est conseillé (si la convergence n'est pas trop longue)de diminuer ces critéres au maximum (10^{-5} ou 10^{-6}).

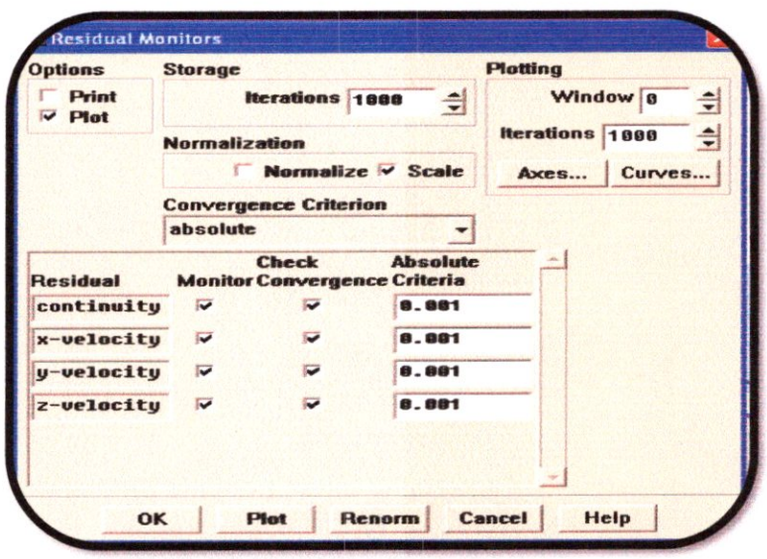


***Figure (III.22) : Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence*[3]**

Une fois que tout cela a été fait,il ne vous reste plus qu'a lancer les calculs en choisissant le sous-menu ***« Itérate »*** et de choisir encore une fois le nombre d'itération maximum que l'on se fixe pour souhaiter que les résultats convergents.

Dans le cas instationnaire ,ondoit en plus rentrer le pas de temps ainsi le nombre d'itérations maximal pour qu'a chaque pas de temps on atteigne la convergence.

Pour choisir le pas de temps,une regle simple est prendre le temps de passage d'une particule dans la plus petit maille de la géométrie (on divise la taille de la plus petite cellule par la vitesse moyenne des particules).

Une fois que l'on estime que la convergence est atteinte, on peut visualiser les résultats grâce au post-traitement de Fluent. Principalement, on utilise le menu **DISPLAY.**

III-3-4 / le menu display

Le quatrième menu que l'on va utiliser est menu **DISPLAY :**

Les deux sous-menu utilises sont: « **contours** » et « **velocity vectors** ».

Dans le premier, on observe les variations des variables (vitesse, température…) avec les iso-surfaces. Dans le second, les valeurs sont traduites par des vecteurs ; ceci est surtout utile pour la visualisation des vecteurs vitesse. Il est également possible dans ces menus d'observer les résultats sur les faces de la géométrie et pour les vecteurs de faire des projections.

Pour visualiser des zones précises du maillage (lignes, plans…), on utilise les menus suivants :

III-3-5 / le menu surface

Le menu **SURFACE** permet de créer des lignes ou de plans dans la géométrie à partir de points. Ensuite on peut pour les plans, les choisir pour visualiser les contours ou les vecteurs, et pour les lignes,

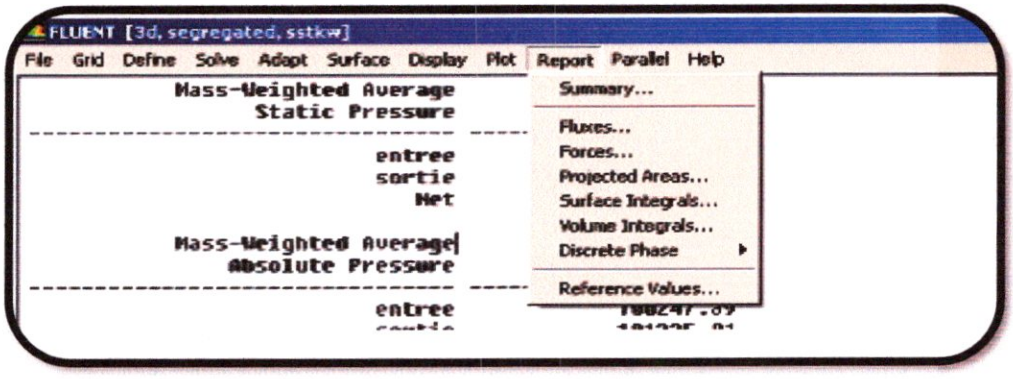
III-3-6 / le menu plot

On utilise le menu **PLOT**, qui offre la possibilité de faire des graphes en 2D de toutes les variables sur les lignes créées par l'utilisateur.

III-3-7 / le menu file

Pour exporter des images, on peut, soit faire une copie d'écran (de loin le plus simple), soit cliquer dans **FILE**, « **hard copy** » et choisir TIFF pour créer une image Tiff de la fenêtre actuellement affichée (l'utilisateur peut choisir diverse options comme couleur ou noir et blanc…).

III-3-8 / le menu report (Post-traitement numérique)



Figure(III.23): Post-traitement numérique[3]

Si l'on souhaite avoir des valeurs moyennes ou intégrer sur des surfaces (par exemples des nombres se Nusselt, ou de coefficients d'échange), le menu **report** permet d'effectuer directement l'integral ou les moyennes sur les surfaces (ou lignes) choisies (**Report** puis integral….)

Remarque : Il faut faire très attention aux valeurs renvoyées par Fluent car elles dépendent de nombreux paramètres pas toujours très visibles.

Un menu important quand on cherche à obtenir des valeurs est le menu références dans **REPORT**, car c'est dans celui-ci qu'on choisit les valeurs de référence pour les vitesses, la température… Or par exemple pour calculer un nombre de Nusselt, Fluent utilise une température T_0 qui influe beaucoup sur le résultat.

Pour tout le post-traitement, Fluent ne propose que peu d'options et celles présentent sont souvent peu pratiques (surtout pour le déplacement dans la fenêtre graphique et pour sa faible qualité au niveau des graphismes). Il est donc conseillé d'utiliser d'autres logiciels spécialement dédiés pour le post-traitement comme Tecplot ou Field-view si cela est possible.

L'enregistrement se fait simplement par **FILE**, write, case & data (si l'on veut tout sauvegarder, géométrie, données) ou seulement data (pour enregistrer juste les données, mais dans ce cas pour ouvrir ces données il faudra posséder un .cas du système étudié).

Donc on peut résume les procédures de simulation par fluent dans les étapes suivantes :

1-Importation de la géométrie (*msh)

2-vérification du maillage importé

3-lissage du maillage (Smooth and swap the grid)

4-vérification de l'échelle

5-choix du solveur

6-affichage de la grille

7-choix du modèle de turbulence

8-définition des caractéristiques du fluide

9-operating conditions

10-conditions aux limites usuelles

- velocity inlet
- pressure inlets
- Mass flow inlets
- pressure Outlet

- Out flow
- Wall

11-conditions aux limites en présence d'un domaine tournant

12-choix des critères de convergence

13-autres critères de contrôle de la convergence

- conservation de la masse
- évolution d'une intégrale (surfacique ou volumique) d'une variable pendant les calculs
- 3-affichage pendant les calculs de la force exercée sur une paroi

14-initialisation des calculs

15-sauvegarde du fichier*.cas

16-lancement de la simulation

Dans cette partie ce n'est pas obligatoire que toute solution trouve est Just, le plus important c'est comment interpréter les résultats qui exigent la connaissance de la théorie pour juge c'est le travail est bien fait (résultats de bon sens) ou bien les résultats sont pas bonnes.

CHAPITRE IV

calcul des performances de l'avion avec hélices

La troisième partie

« Calcul des performances de l'avion avec hélices »

Chapitre : 04

- ✓ Section IV-1
- ✓ Section IV-2
- ✓ Section IV-3

Section IV-1 :

Simulation De L'écoulement Autour De L'hélice

Introduction :

Comme l'hélice d'un avion a le même principe de fonctionnement que le rotor d'hélicoptère sauf que la première génère une force de traction pour assurer la poussée de l'avion et le deuxième génère une force de sustentation pour compenser le poids de l'hélicoptère et d'après les résultats obtenus dans la simulation de rotor caradonna dans les années récentes, on a utilisé le code FLUENT 6.3 pour la simulation de l'écoulement autour des hélices (hélices montées sur l'avion DLR-F6) qui le but de notre travail.

Vu qu'il est difficile d'avoir la vraie géométrie d'une hélice, on a opté de construire une hélice fictive (aléatoire).

On a divisé ce chapitre en trois section dont Le but de deux premières respectivement c'est de faire un rappel sur le travail réalisé dans l'année passée sur l'hélice seule (corps mobil), et aussi de simuler le fuselage tout seul (corps en translation) puis on a combiné les deux corps dans un mouvement relatif dans la section trois.

IV / Rappel sur la méthode suivie dans le mouvement d'une hélice seule et la simulation de fuselage:

Dans ce paragraphe on va suivre les étapes effectuées l'année passée sur la simulation du l'hélice tell-que, on reprend le même travail avec les mêmes logiciels mais cette fois ci avec une échelle différente (pour la raison de compatibilité avec les nacelles), pour des besoins de la simulation dans la dernière partie, avec des propositions pour l'amélioration de travail.

IV-1 / simulation de l'écoulement autour de l'hélice :

IV-1-1 / Le travail effectué dans Solidworks (construction):

Les dimensions utilisées dans cette étude sont :

L'hélice à étudier est quadri pale, et le domaine de calcul est un cylindre dont le diamètre est (4) fois plus grand que la l'envergure de l'hélice.

Les caractéristiques géométriques sont comme suit :

- pale de 1 m d'envergure, profil NACA0012,
- angle de calage 8degrés ;
- échelle égale 20

On a commencé notre travail par l'importation d'une pale (ou bien des profils a partir des points de logiciel NACA avec des flèches différentes puis on a construit une pale avec une répétition circulaire puis la construction d'une hélice comme indique les étapes suivantes :

1 / ouverture de « Solid-Works » ensuite le choix du « nouveau » en fin « pièce »
2 / sur l'arbre de création on choisit le « plan de face »
3 / a partir du menu principal on va importer la pale comme indique la figure suivante,

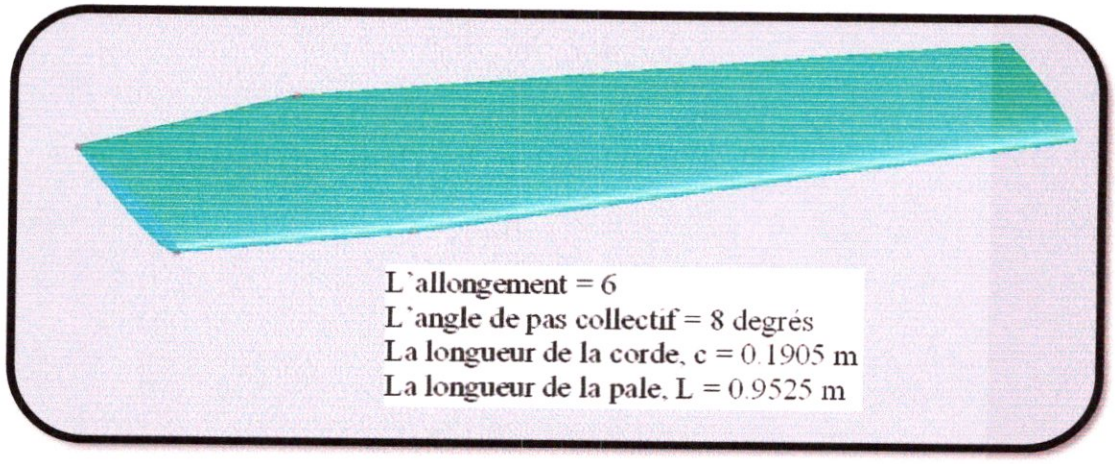


Figure (IV-1) : importation de la pale d'hélice

Ou bien à partir du même menu et juste au niveau de la fonction « courbes »on trouve la sous-fonction « courbe passant par des point xyz ».
A travers elle, on importe l'ensemble des points (coordonnée xyz du profil NACA0012 par exemple) crées par le logiciel NACA et enregistre sous forme d'un « fichier* text ».

- Tout d'abord on quitte l'esquisse.
- Dans le menu d'affichage, et juste dans le sous- menu fonction, il ya la fonction « bossage/base lissé »

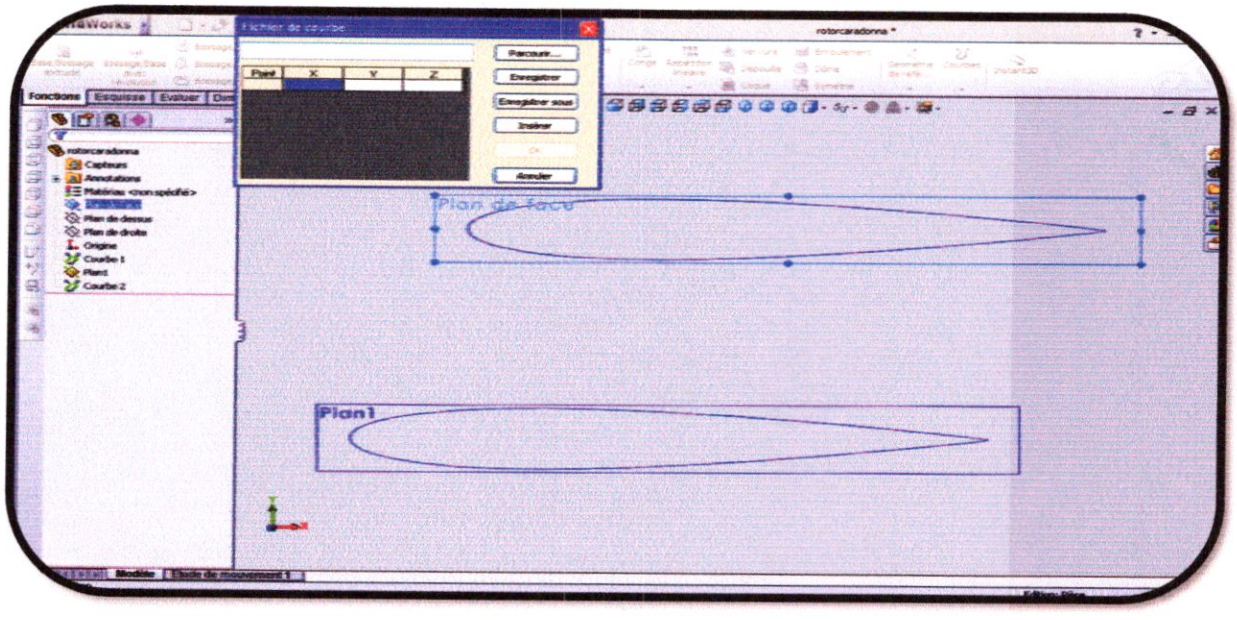


Figure (IV-2) : création d'un profil à partir l'ensemble des points

En ce qui concerne les trois pales restantes on, va les construire par les répétitions circulaires qui existent dans le menu fonction avec un angle entre deux pales égal 90.
En ce que concerne la casserole, on va la construire en utilisant la fonction révolution circulaire d'une esquisse qui présente ci-dessous.

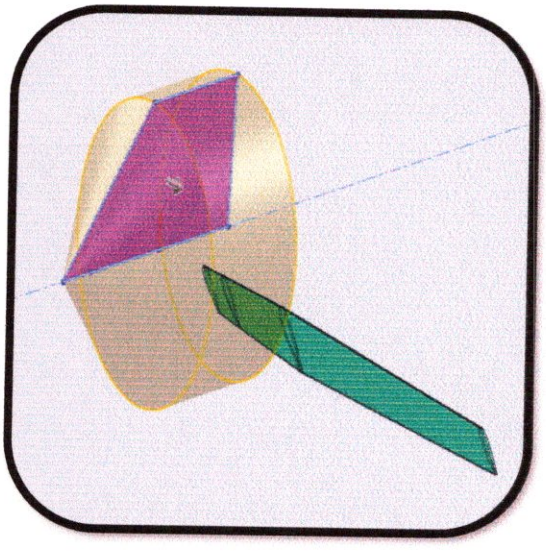


Figure (IV-3) : une partie d'hélice

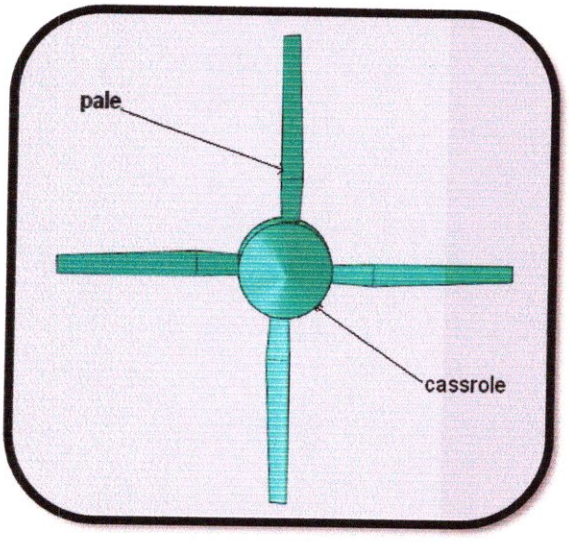


Figure (IV-4) : l'hélice finie

On va enregistre cette hélice en format (*IGES) puis on ferme cette fenêtre pour passer à la Création du volume de control (sous forme d'un cylindre).
Apres avoir choisi le plan de face, et dans le menu esquisse on crée un cercle centré à l'Origine du repère avec un rayon 200 mm. Cliquez validez, le cercle est transformé en un disque plan.
Sélectionner le menu fonction. Dans ce menu choisir la fonction bossage extrudée le disque devient un cylindre en 3D dont il faut définir la hauteur qui est 50mm dans chaque direction. Vous devez avoir :

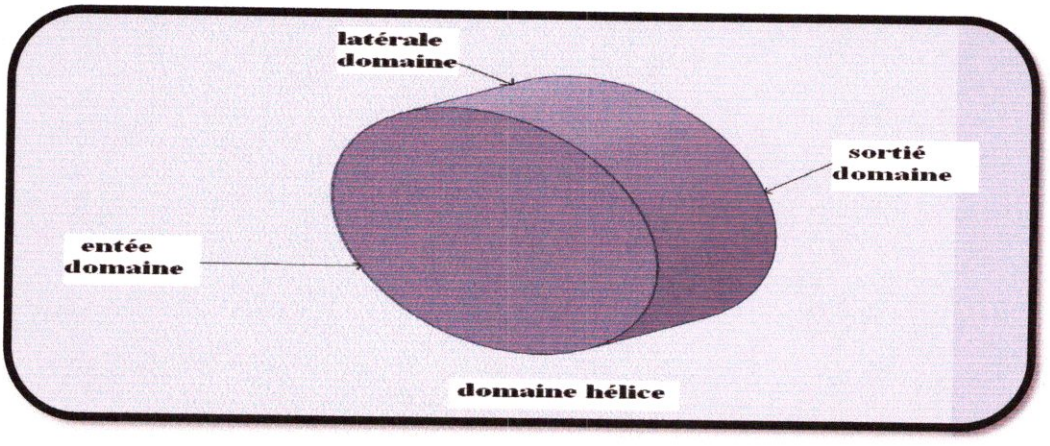


Figure (IV-5) : Création du Domaine

On va enregistrer ce cylindre en format (*IGES).

IV-1-2 / Le travail effectué dans icem-cfd4.22 (génération de maillage)

Dans cette étape on réalise le maillage des domaines de calcul (hélice et farfield) et pour cela nous avons utilisé un maillage volumique arbitraire et non orthogonal de forme « tétra ». Nous pouvons choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du domaine de calcul.

Il est difficile de construire un bon maillage pour traiter les problèmes de la mécanique des fluides. L'analyse de la qualité du maillage ainsi que son influence sur les résultats est un point fondamental qui mérite une attention particulière. Théoriquement, les erreurs liées au maillage doivent disparaître pour des mailles de plus en plus fines tout en respectant les moyens de calcul disponibles, jusqu'à atteindre symptomatiquement des valeurs indépendantes de la taille des mailles. Ainsi, pour analyser la qualité du maillage et son influence sur la solution.

L'astuce de l'option « ***moving mesh*** » consiste à mailler les deux volumes séparément. Il n'y a pas de critère particulier pour le maillage, nous conseillons néanmoins de raffiner celui-ci à l'interface entre les deux volumes. En effet, il ne peut pas y avoir correspondance entre les maillages puisque l'un des deux va tourner. Fluent fera donc une interpolation des champs à l'interface, ce qui conduit inévitablement à des erreurs qui seront néanmoins d'autant plus faibles que le maillage sera précis.

On importe le fichier (*IGES) de l'hélice dans ICEM CFD.

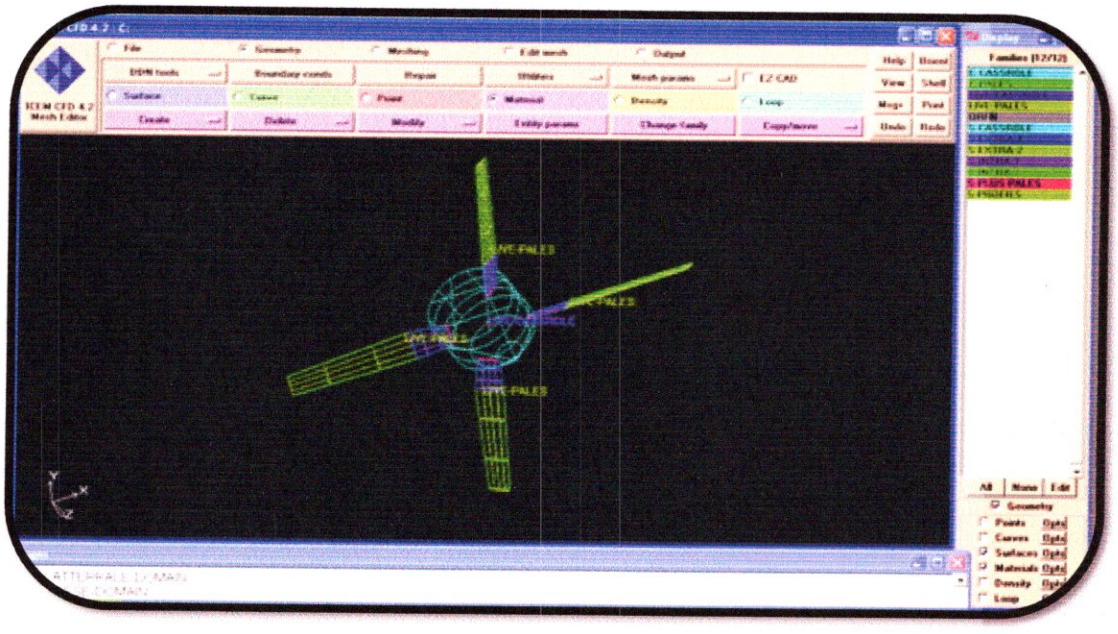


Figure (IV-6) : l'hélice dans l'icem-cfd sous forme de plusieurs familles

Avant de mailler le volume on introduit les modifications suivantes :

- On crée un point matériel appartenant au volume, c'est ce point qui va permettre de générer un maillage volumique.
- Puis on définit la famille comme surfaces et courbes sortie pour pouvoir modifier le maillage de chaque famille.

- Sauvegarder la géométrie obtenue sous format (*TIN) dans un emplacement connu.
- On passe à l'étape du maillage, Qu'est une étape très difficile car elle demande plusieurs essais, chaque fois on change les paramètres pour avoir un maillage dans les normes, en nombre et en qualité.

1/ on commence d'abord par les hélices, dans le menu meshing on choisit tetra > old tetra puis, une boite de dialogue s'ouvre pour sélectionner l'emplacement du fichier (uns) qui comporte les informations du maillage.

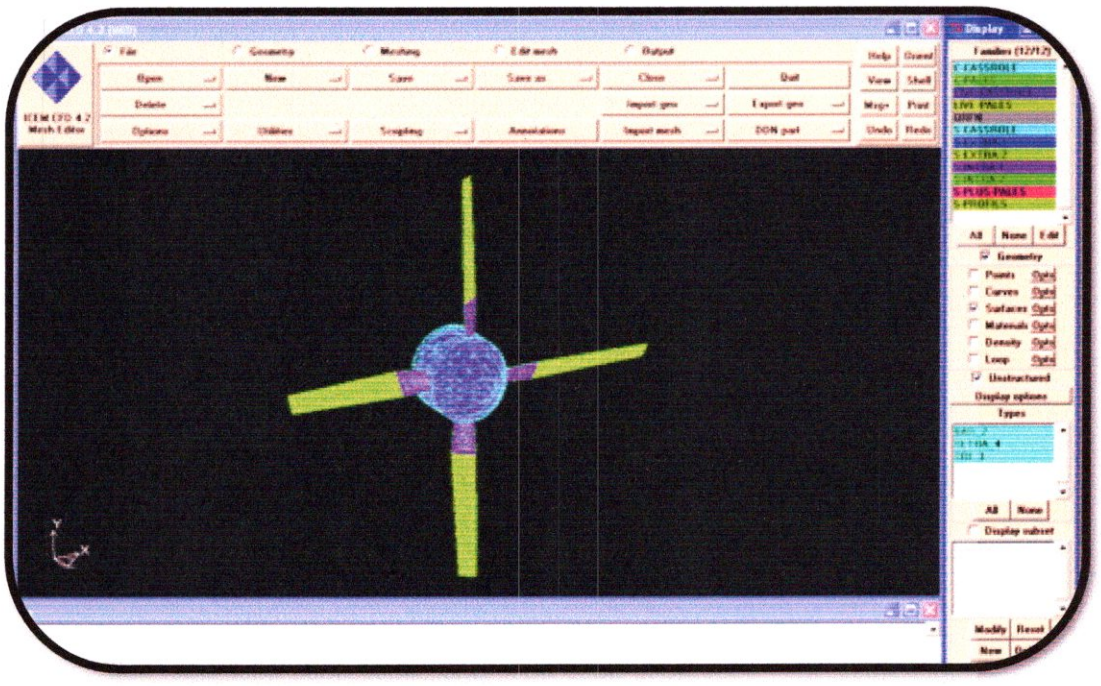


Figure (IV-7) : le maillage d'une hélice

2/ On ferme la géométrie et le domaine maillé pour passer au farfield.

On importe la géométrie du farfield (enregistré sous format*iges) dans ICEM CFD ou on va créer un point matériel appartenant au cylindre.

On maille le volume comme l'indique la figure ci-dessous et on sauvegarde la géométrie sous format (*tin) et le maillage sous format (*uns).

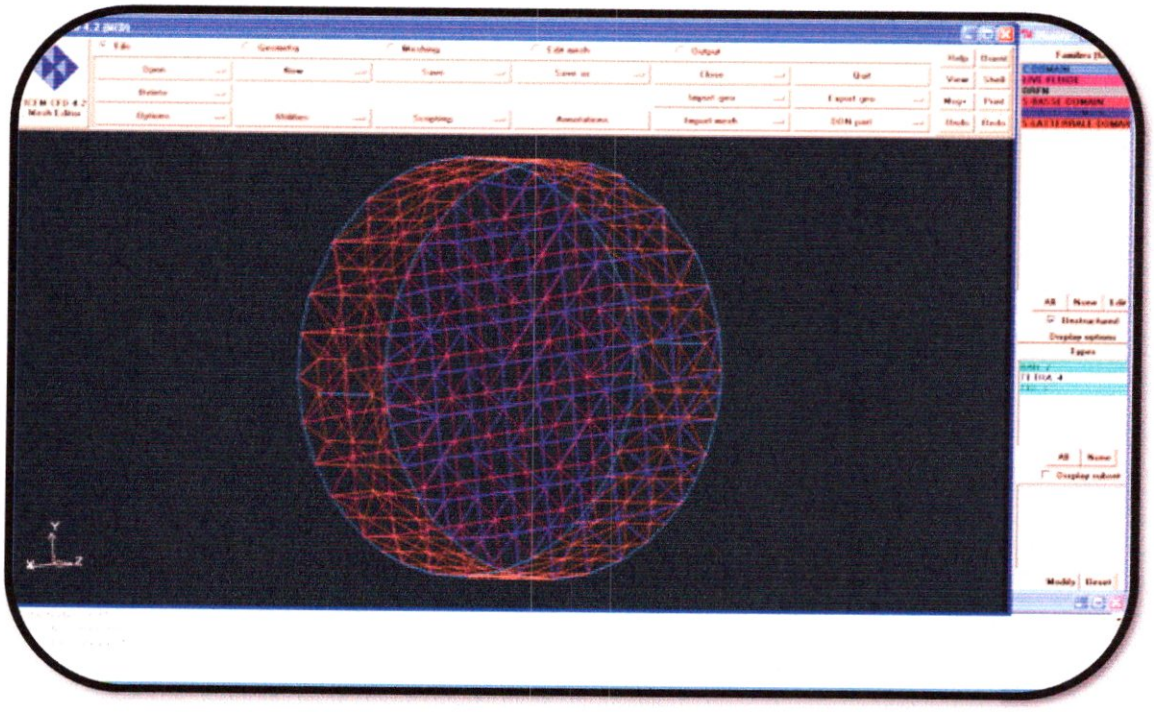


Figure (IV-8) : le maillage du domaine

On ouvre le fichier à extension * mesh des pales et le domaine maillé (*iges) des pales. Tout en gardant le fichier* mesh géométrie du farfield ouvert, tout cela avec l'option merge qui prend en considération le fait que le maillage doit comporter deux volumes distincts.

La figure suivante représente les deux maillages qui sont mergé

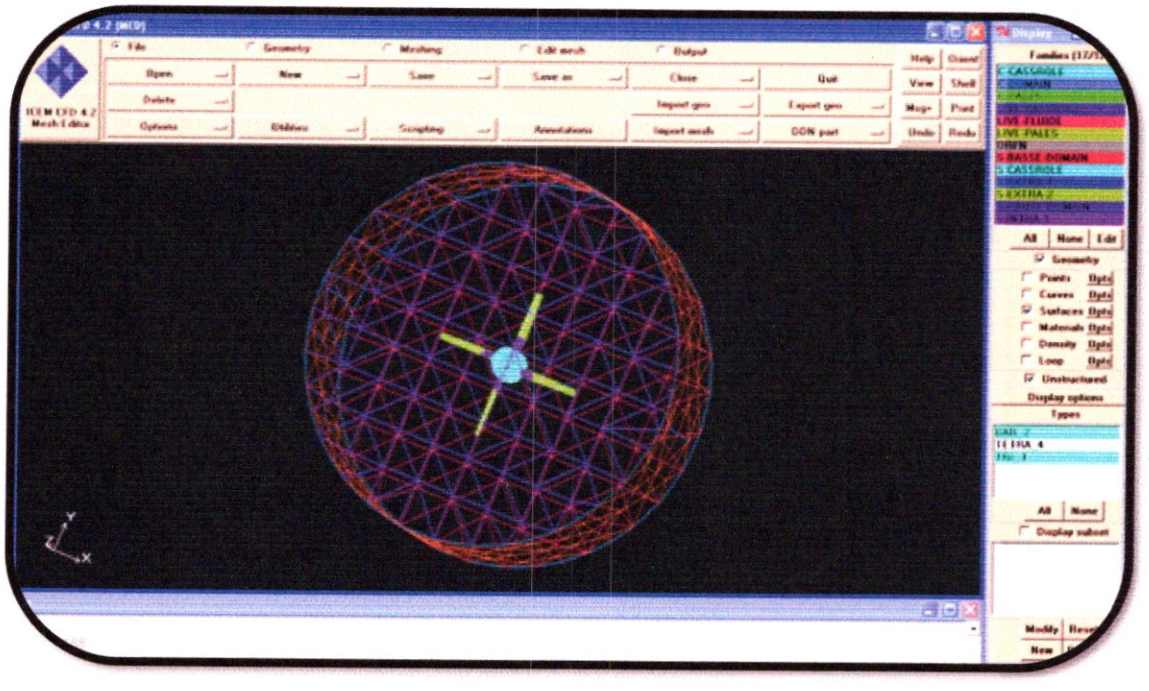


Figure (IV-9) : le maillage de l'ensemble (hélice+farfield)

Finalement notre système sera composé de deux maillages :

1/hélice (quatre pales)

Total (Elements **64993** et **12938** nodes)

2/Domain

IV-1-3 / Le travail effectué dans fluent (dynamique et calcul de maillage) :

La dernière étape dans cette partie est d'exporter le maillage sous un format ''.cas'' pour le calcul dans le code fluent.

Tous les travaux réalisés dans ce code de fluent est par rapport à une unité de longueur, c.-à-d. d on a utilisé le sous menu scale dans le menu « grid » pour que les valeurs de visualisation soient réduites et doivent demeurer visibles.
On va transférer toutes les, valeurs en millimètres, sachant que le fluent prend les valeurs des éléments importes en mètres quelque soit les dimensions de conceptions de la géométrie.

Les valeurs obtenues après l'utilisation de l'option scale sont :

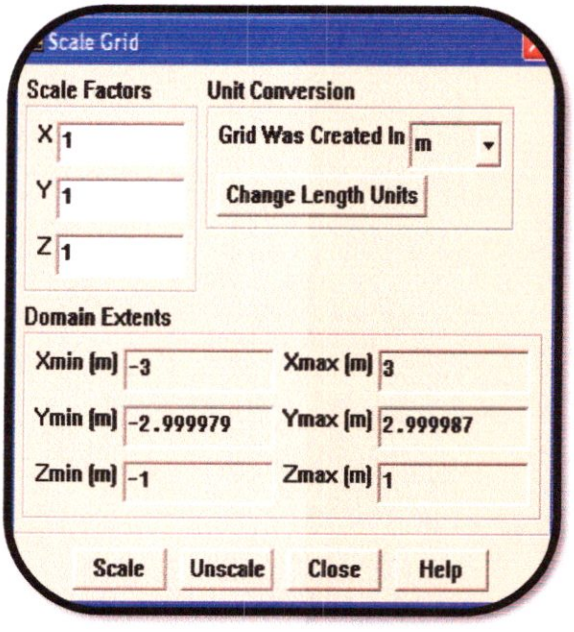


Figure (IV-10) : le sous-menu « scale »[3]

Cette étape nous permettra d'obtenir des résultats juste, compatibles a celles de l'expérimentales donc une bonne visualisation sur l'écran car le fluent travail par unité de mètre et la géométrie importée elle est en millimètre, ce décalage de sera rééquilibré par la fonction décrite.

On a commencé cette étape par le « dynamique mesh » qu'on utilise pour les objets en mouvement de rotation afin d'assurer que notre élément (hélice) est mobil dans un domaine composé d'un fluide stationnaire qui est déformable,
L'explication de sous-menu qui existe dans le menu « define » est comme suivant :

- La lecture de fichier case (fichier mesh envoyer vers fluent) de l'hélice

- On passe au sous-menu boundary conditions dans le menu « define » pour la définition, ce qui est mobile et leurs vitesses de rotation et aussi les axes de rotation et leurs positions par rapport à l'origine.
  Par exemple

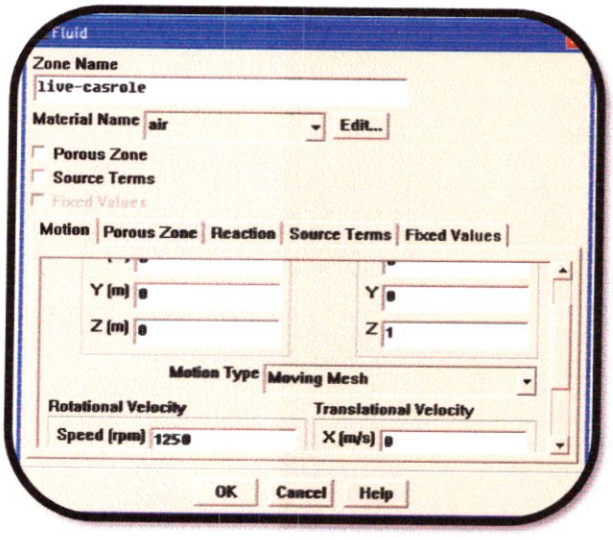


Figure (IV-11) : le sous menu-boundary conditions[3]

La troisième étape et le « dynamique mesh » dans le menu define sachant qu'il est compose de trois fenêtres qui sont :

- parameter

- zones

- events

1/parameters :

On va configurer touts les paramètres de tell manière d'assurer la rotation de l'hélice

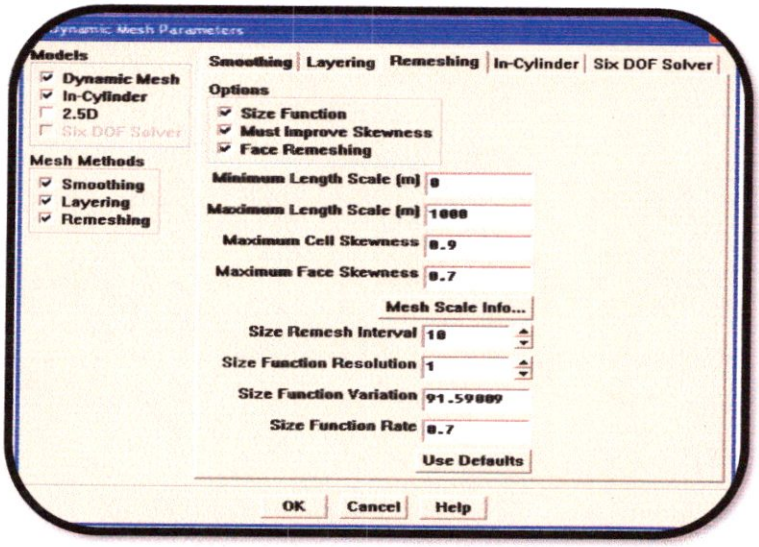


Figure (IV-12) : la fenêtre 'paramètre' dans le sous-menu « dynamique mesh » [3]

2/zones :

Dans cette fenêtre on define le fluide en état de déformation pour que le maillage subit des changements en cours de temps.

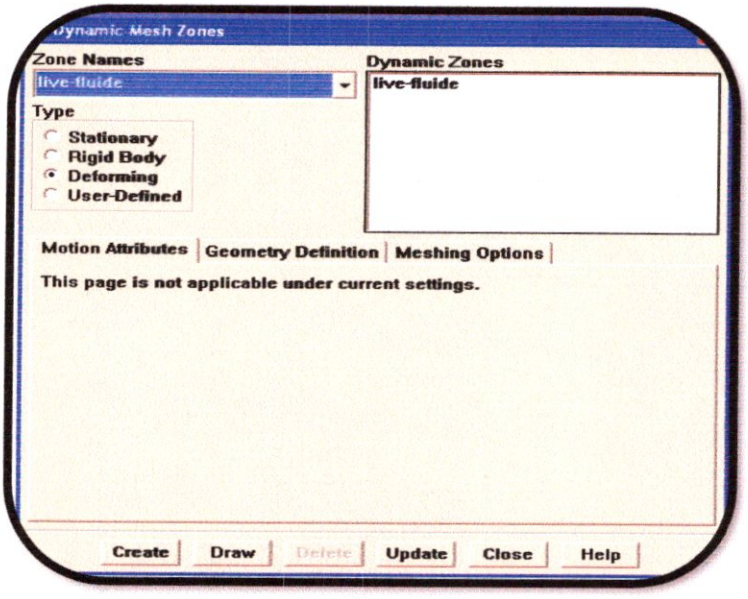


Figure (IV-13) : la fenêtre 'zone' dans sous-menu « dynamique mesh » [3]

Apres la configuration des paramètres on va passer au menu « display » juste dans le sous-menu « grid » pour la sélection et l'affichage des éléments qu'on veut, comme indique cette figure

Figure (IV-14) : la fenêtre 'grid' dans le menu « display » [3]

Par exemple on voit l'affichage suivant :

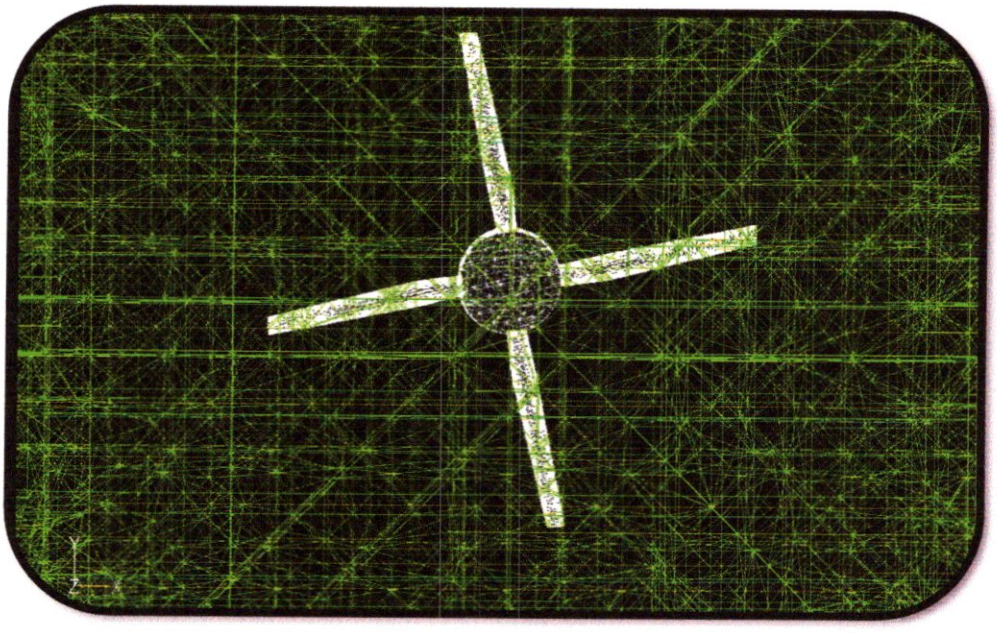


Figure (IV-15) : exemple d'affichage « dynamique-mesh » [3]

Apres l'affichage on passe au contour des itérations qui se trouve dans le menu « Solve » s'appelle « mesh motion »

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

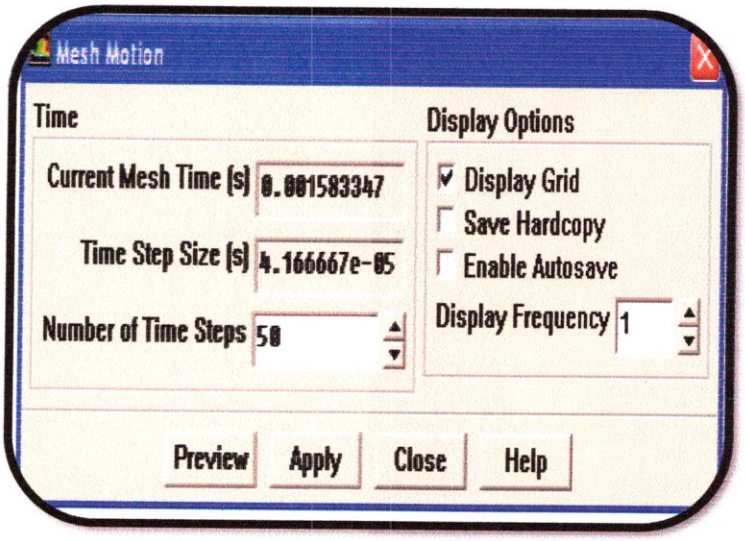


Figure (IV-16) : la fenêtre des 'itérations' dans le menu « solve » [3]

Lorsqu'on lance les itérations on voit le mouvement de rotation de l'hélice dans le domaine fluide et la déformation du maillage.

Si on arrive à la dernière étape comme prévu précédemment (c.-à-d le maillage choisi est bon et le dynamique mesh étant réalisé).

On passe a l'étape suivante et ce travail peut être fait avec ou sans solution.

Tout d'abord il faut configurer le paramétrage habituel de FLUENT (turbulence, condition aux limites). Le solveur doit bien évidement être configuré en instationnaire, incompressible et non visqueux pour raison que les capacités du pc (micro ordinateur sont limitées (RAM 1.99Go et micro processeur 2.20GHz).
Il faut ensuite configurer le traitement de l'interface et le mouvement du rotor (hélice).

IV-1-3-1/configuration des conditions limites :

Les conditions aux limites à appliquer sont les suivantes :

IV-1-3-1-1 / Vitesses de rotation :

- $\Omega 1 = 1250$ RPM $= 130.9$ Radians/S

IV-1-3-1-2 / l'entrée et sortie domaine :

Les conditions velocity- inlet /pressure-Outlet sont utilisées dans les surfaces haut et bas du far-Field avec les valeurs suivantes :

- Vitesse entrée (Velocity - inlet) = -220m/s

On utilise le choix des composantes pour ignorer toutes les autres vitesses sur les axes complémentaire au dièdre qui sont formes par les axes de rotation(ou bien avoir une vitesse sur l'axe de rotation seulement).
Le signe moins indique que l'écoulement et l'orientation de l'axe de rotation sans dans deux sens différents.

- Psortie (pressure-Outlet) = 0 Pascal

Le choix des conditions limites n'est pas donné à n'importe qui, puisque ils subissent a s'avoir le minimum des connaissances théoriques du problème ou bien l'expérience dans la résolution de ce genre de problème.

IV-1-3-1-3 /La Solution initiale :

Pour avoir la main au lancement des itérations, il faut donner l'initialisation du problème qui varie en fonction de deux paramètres précédents (les valeurs de l'entrée et la sortie)
Il est conseillé dans nombreux cas d'initialiser les calculs aux conditions de l'entrée.

u = 0m/s
v = 0 m/s
w =-219.9991 m/s

L'astuce pour que l'hélice tourne est dans la configuration de dynamique mesh « moving mesh » et le choix de conditions limites pour avoir une solution proche de la réalité.

Pour obtenir le détail des données de fluent on utilise le menu « report » comme indique les figures suivantes :
Ce menu nous permettra d'avoir toute la configuration sélectionnée pour la résolution de ce problème, il est compose de quatre fonctions comme l'indiquent les figures ci-dessous, pour le fonctionnement, il suffit juste de sélectionne l'option
Puis on clique sur print, et on voit l'affichage qui est apparus dans les figures ci-dessous selon l'option choisie

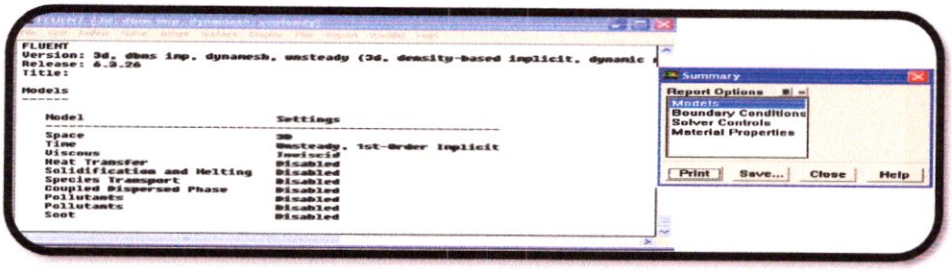


Figure (IV-17) : la fenêtre models[3]

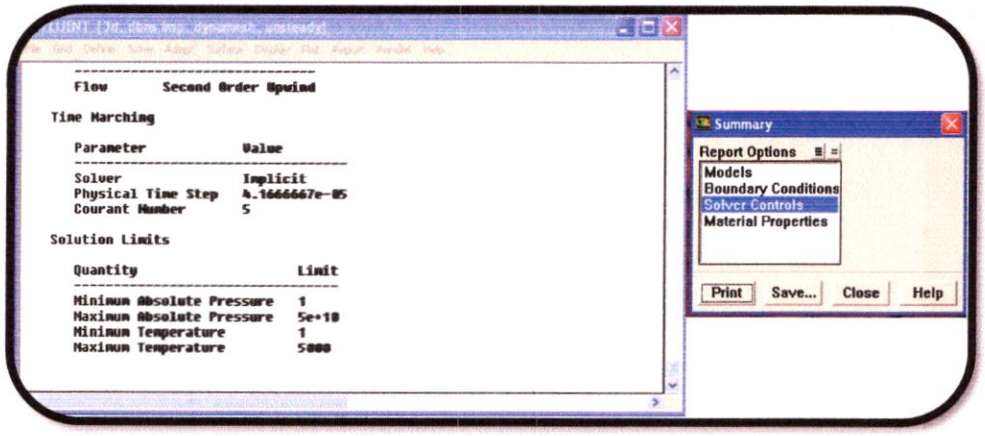


Figure (IV-18) : la fenêtre solver controls[3]

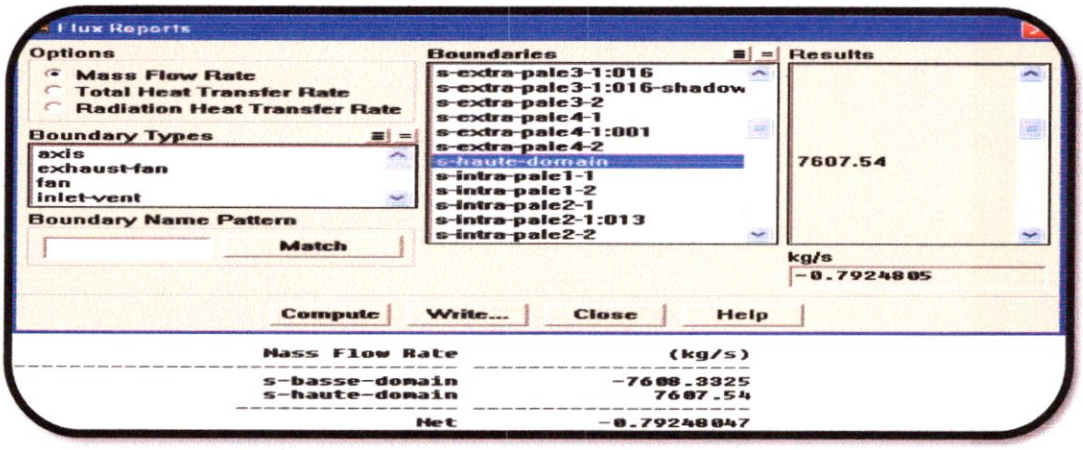


Fig (IV-19) : la fenêtre flux reports[3]

Cette fenêtre (flux reports) considéré comme un autre moyen pour contrôle la convergence.

Un critère révélateur de la convergence est de vérifier la conservation de masse. Il faut que la différence entre les débits entrants et sortants soit nulle (infiniment petite).

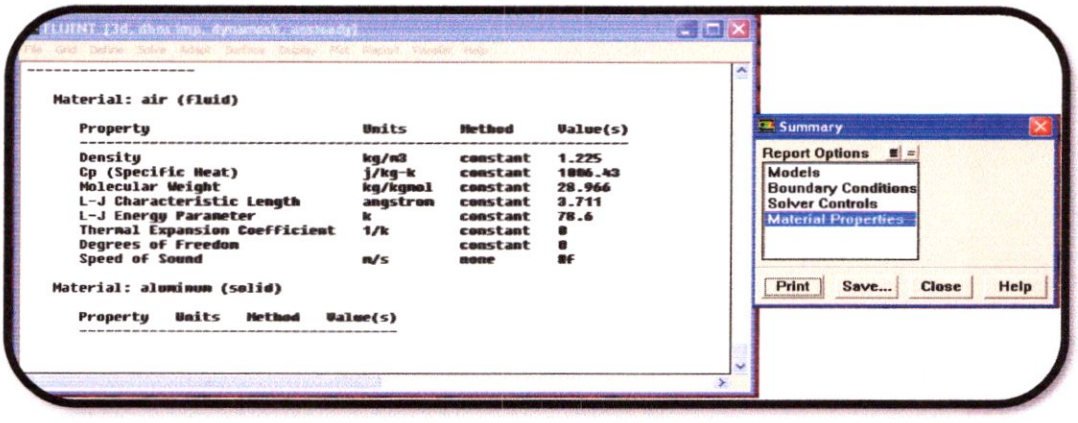
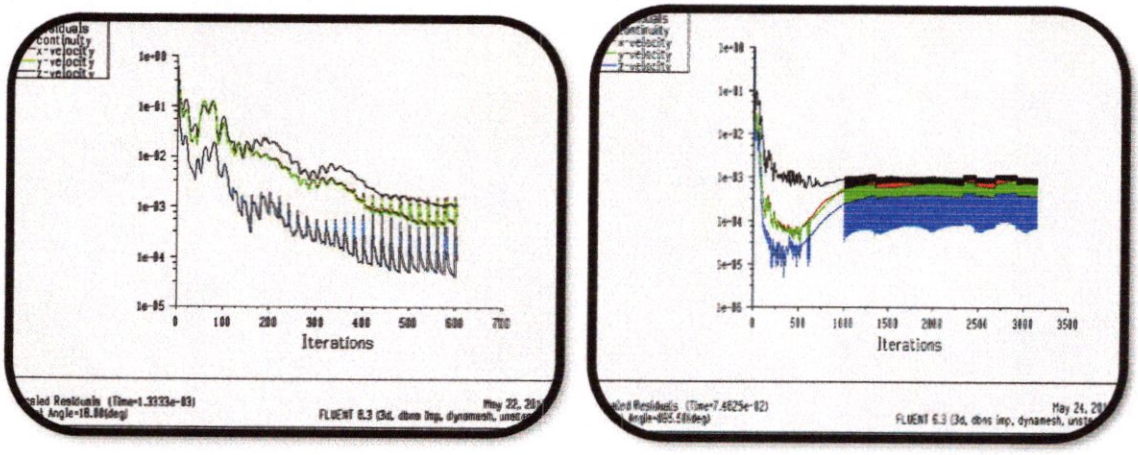


Figure (IV-20) : la fenêtre material properties[3]

Pour la vitesse de rotation □Ω1 = 1250 RPM = 130.9 radians/s.



A l'angle 5° A l'angle 895°

Figure (IV-21) : l'évolution de résidu (hélice)

Les résidus sont calculés à partir des corrections se faite sur les paramètres ; de pression, de vitesse, et de Température… du problème entre l'itération actuelle et l'itération précédente.

L'évolution de résidu est une courbe qui représente l'évolution des composantes de vitesses des équations de Navier stocks en fonction des itérations qui se stabilise juste après la convergence.

Après avoir la dernière dans notre système, on va passée à l'étude des évolutions de quelques paramètres par exemple les contours de pressions et la vitesse,

IV-1-3-2/ Les résultats :

IV-1-3-2-1 / Contour de la pression statique de l'extrados :

Par fluent :

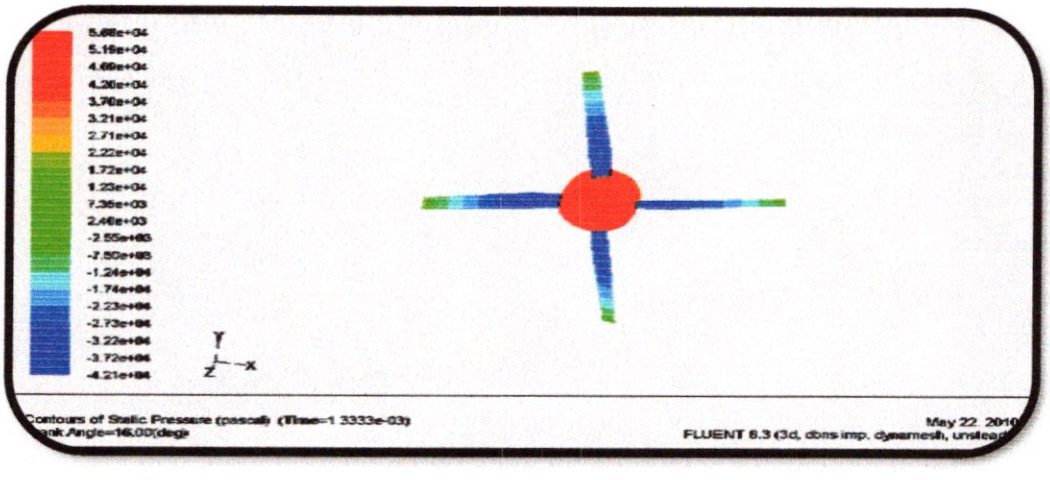


Figure (IV-22) : contour de la pression statique « extrados »

IV-1-3-2-2 / Contour de la pression statique de l'intrados :

Par fluent :

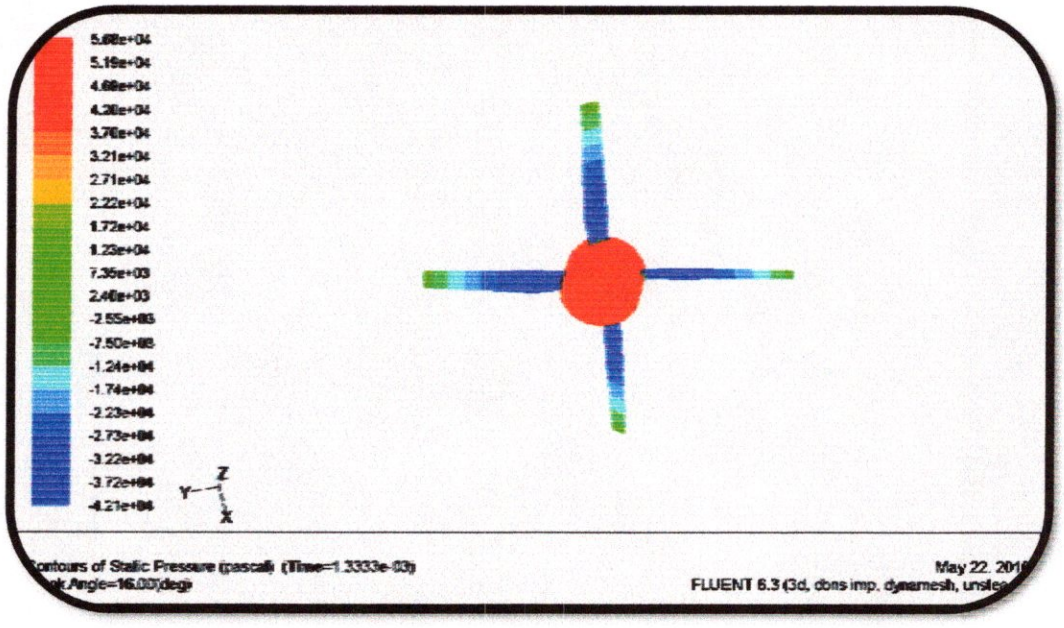


Figure (IV-23) : contour de la pression statique « intrados »

IV-1-3-2-3/Contour de la pression totale (par fluent)

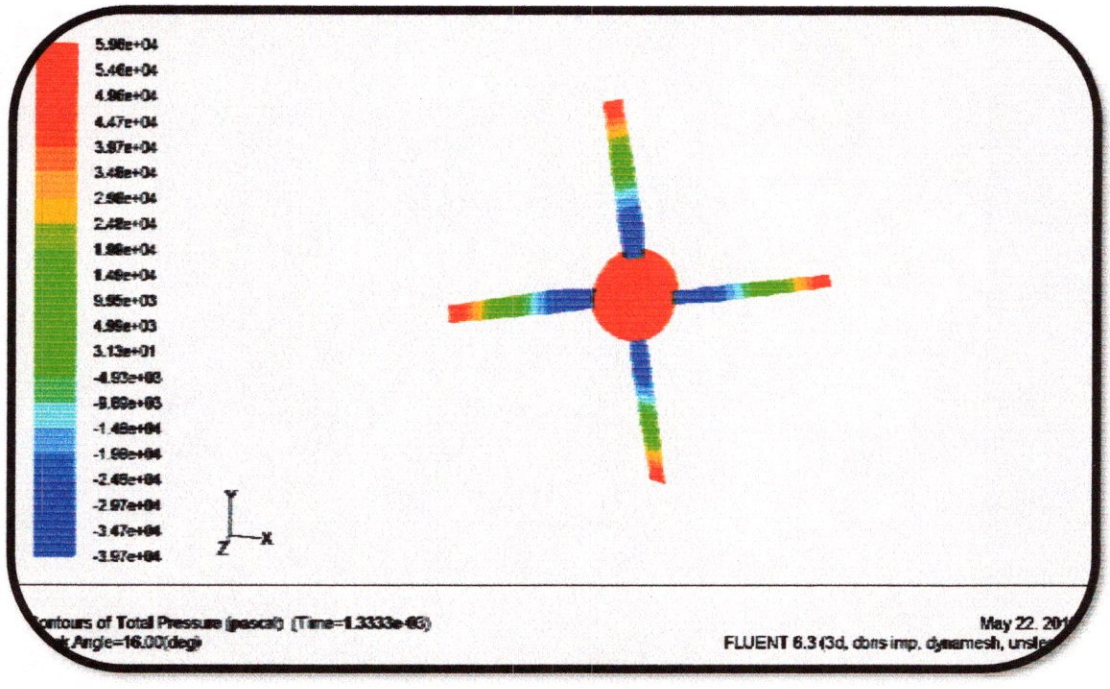


Figure (IV-24) : contour de la pression totale

IV-1-3-2-4/Contour de la vitesse (par fluent)

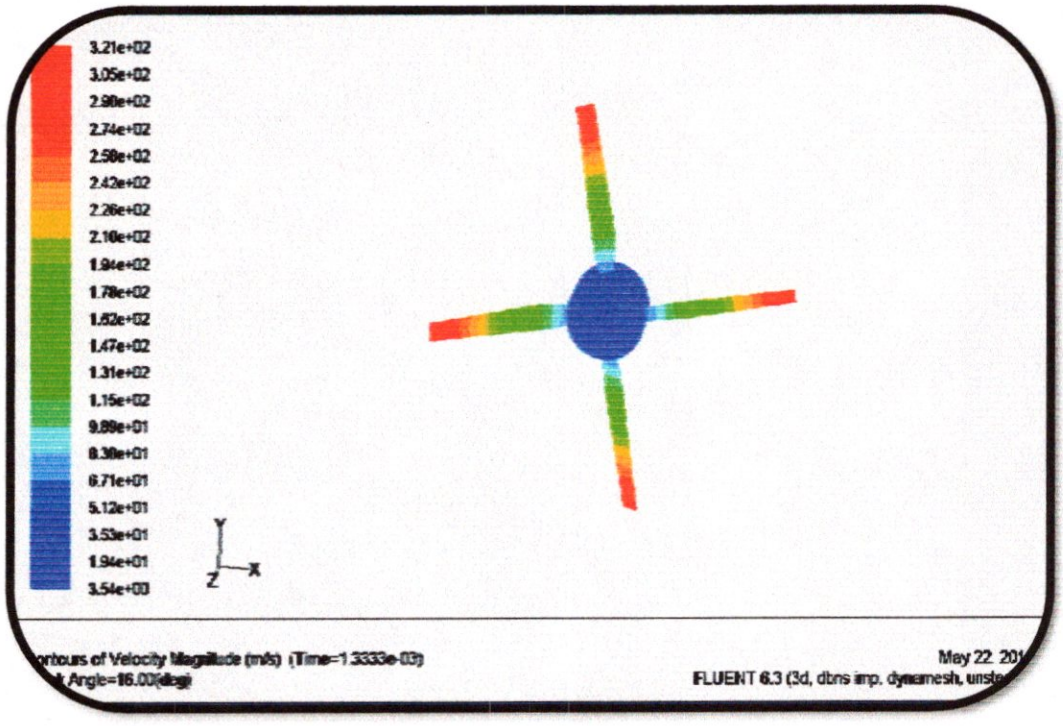


Figure (IV-25) : contour de l'intensité de vitesse

IV-1-3-2-5/Contour de coefficient de pression (par fluent)

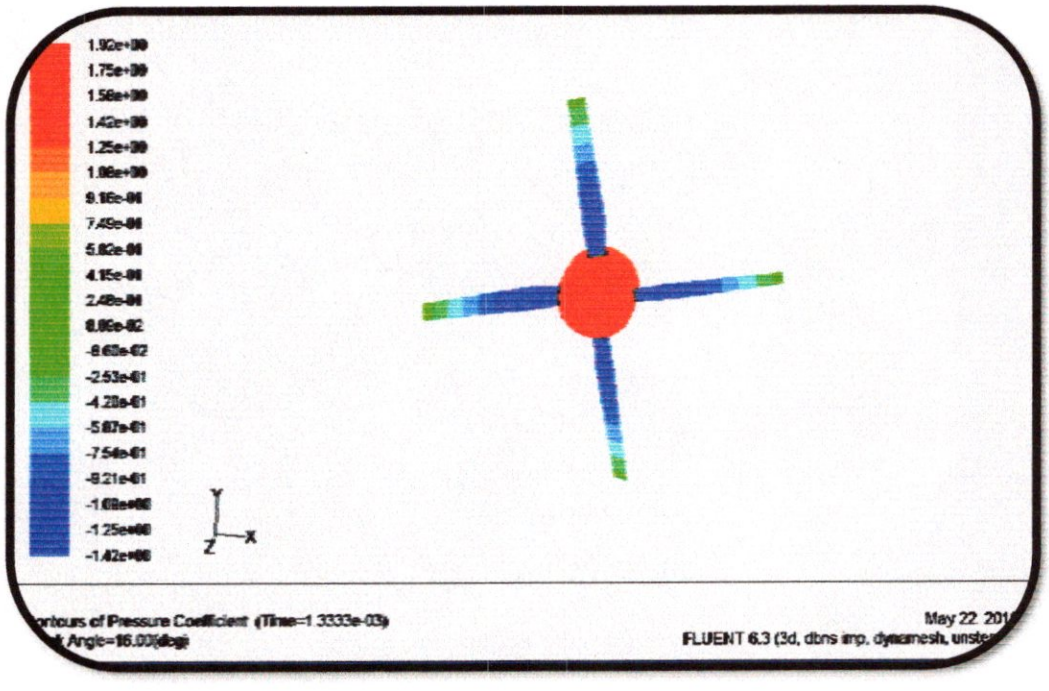
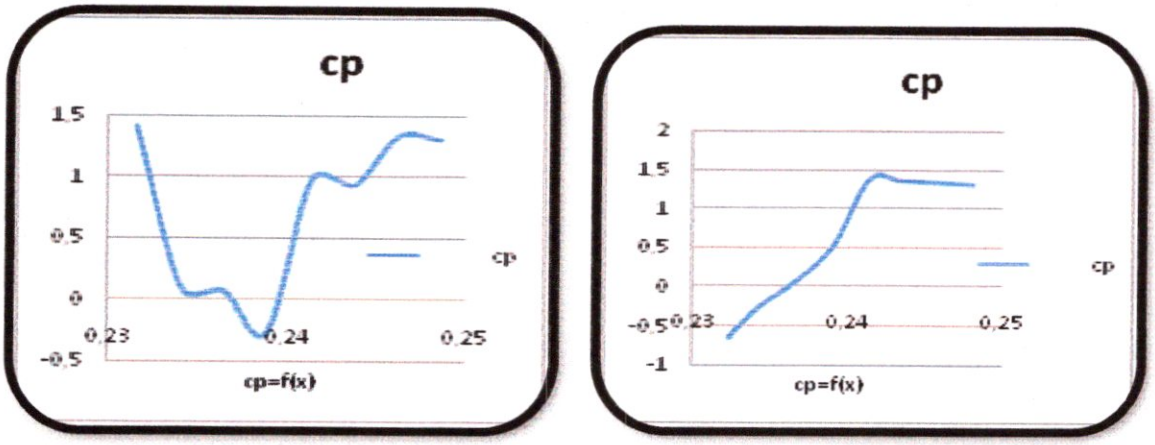


Figure (IV-26) : contour de coefficient de pression

IV-1-3-2-6/ Les coefficients de pressions (graphiquement) :

Dans leurs exposition on utilise le tec plot pour la création de fichier *Dat qui va être utilise par l'Excel

1 / x=0 (l'encastrement de la pale) :



Cp extrados **cp intrados**

Figure (IV-27) : les coefficients de pression

La schématisation des coefficients de pression à pour objectif de s'avoir leurs variations d'une manière générale de point de vue valeurs seulement (par raison de manque des résultats de validations pour la comparaison) qui sont entre **-1,42 jusqu'a 1.92**

L'astuce a utiliser pour des bons résultats de cp est de configuré les deux menus suivant

1. « Reference values » qui existe dans le menu « report »

Ce dernier a pour but de régler la valeur de coefficient de pression seulement qui atteint des valeurs très élevées avant l'utilisation de cette option.

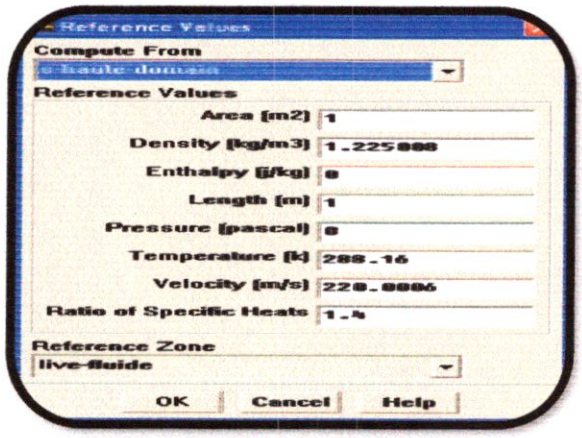


Figure (IV-28) : le sous-menu report

2. « scale » qui existe dans le menu « grid »

Ce sous –menu à pour objectif de changer et de régler le coefficient de pression et les autres valeurs des contours précédent pour les mettre dans leurs vrais valeurs

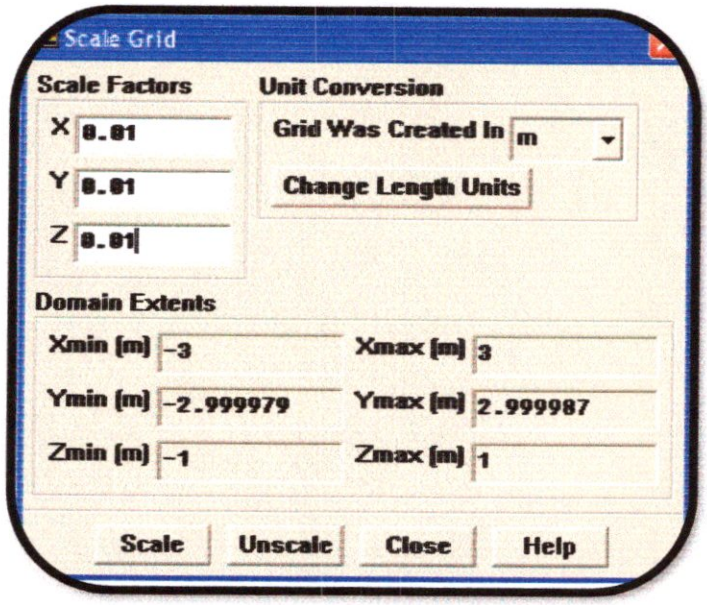


Figure (IV-29) : le sous-menu scale

IV-1-3-3/rapport des forces :

La meilleur façon pour s'avoir que les résultats obtenus sont Justes et de calculer les valeurs des forces qui existent (force de pression, force de viscosité) sachant que :

A/ la trainée

- la trainée due à la force de pression (trainée de pression) : à ce niveau on distingue :
  1. trainée de forme qui est liée au décollement.
  2. trainée d'onde qui est liée a la présence de discontinuité (régime transsonique et supersonique).

- La trainée due au frottement qui est due aux forces de viscosités

Et le calcul de coefficient de pression de la façon suivante :

$$C_x = \frac{1}{c}\left[\left[\int_{BA}^{BF}(C_{P_e} - C_{P_i})dy\right] + \left[\int_0^c (C_{f_e} + C_{f_i})dx\right]\right]$$

trainée de pression — trainée de frottement

Pour les incidences faibles

- La trainée de profils est nulle pour les fluides dont les écoulements sont incompressibles et parfaits.

Pour la trainée de frottement généralement elle est de l'ordre 5 à 10% de la trainée totale.
Et pour notre cas la trainée d'onde est nulle (pas de d'onde de choc) et la trainée de frottement est aussi nulle car le fluide est considère parfait (non visqueux) donc
Elle reste la trainée due aux forces de pression seulement.
Si on trouve des forces de viscosité avec des petites valeurs on peut dire que c'est l'erreur de la méthode qui est de l'ordre de la valeur.

A / la portance

La portance est due aux forces de pressions seulement, tell-que le coefficient de portance est donne par la formule suivante:

$$C_z = -\int_{BA}^{BF} (C_{p_e} - C_{p_i})\, d(\frac{x}{c})$$

Toute la dernière description est dans le cadre de la théorie par contre dans la pratique les résultats de calcul de ces forces est donnée par le code de calcul fluent, la représentation est faites sous forme d'un tableau, sachant que pour l'hélice on va la mettre dans ce chapitre et pour les autres géométries on retrouve cette représentation dans les annexes.

Rapport des forces suivant les axes (pour l'hélice)

Dans le «menu « report » et plus précisément dans le sous menu « force » on trouve la

Fenêtre suivante :

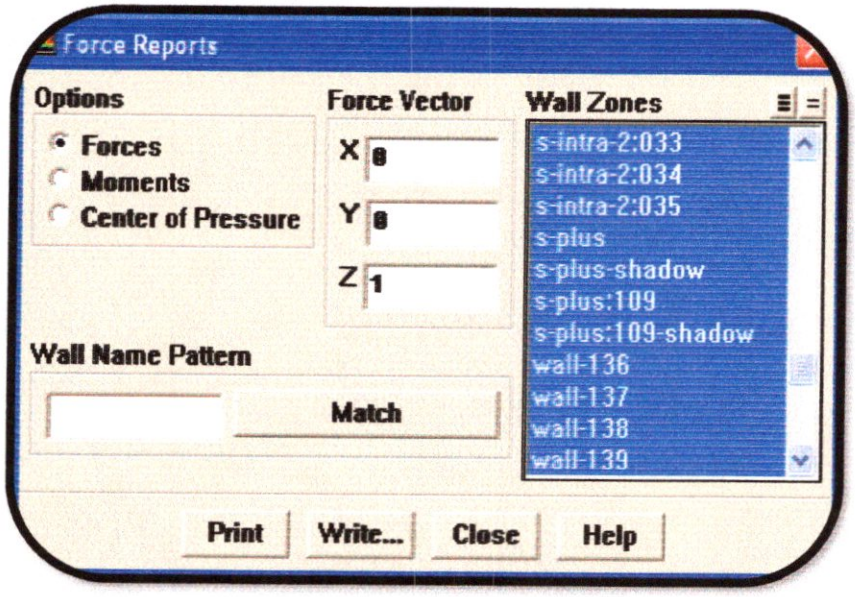


Figure (IV-30) : le sous menu force

La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe z (poussée) qui compense la trainée		La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe x (portance) qui compense le poids	
Force vector: (0 0 1)		Force vector: (0 1 0)	
Zone name	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)	Zone name(n)	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)
wall-54		wall-46	-56
wall-101	13	wall-50	58
wall-106	12	wall-54	8
wall-107	-10	wall-102	9
s-extra-pale1-1	10	wall-104	-10
s-intra-pale1-1	-31	wall-44	-215
s-intra-pale1-2	-954	s-extra-pale1-1	734
s-extra-pale1-2	952	s-intra-pale1-1	-731
s-extra-pale3-2	1725	s-intra-pale1-2	-1330
s-intra-pale3-2	-1725	s-extra-pale1-2	1324
s-extra-pale4-1	-1753	s-extra-pale3-2	-1345
s-intra-pale4-1	1752	s-intra-pale3-2	1351
s-extra-pale4-2	-919	s-extra-pale4-1	112
s-intra-pale4-2	918	s-intra-pale4-1	-139
s-casserole	-1791	s-extra-pale4-2	253
s-profils-p1	1791	s-intra-pale4-2	-233
s-intra-pale2-1	2176	s-casserole	138
s-extra-pale2-2	-922	s-extra-pale2-1	-113
s-intra-pale2-2	921	s-intra-pale2-1	141
s-extra-pale3-1	-1757	s-extra-pale2-2	-248
s-intra-pale3-1	1756	s-intra-pale2-2	228
s-extra-pale4-1:001	-874	s-extra-pale3-1	-676
s-intra-pale4-1:002	873	s-intra-pale3-1	669
s-plus-intra-p2:003	-45	s-intra-pale4-1:002	-6
s-extra-pale2-1:012	45	s-casrole:008	49
s-intra-pale2-1:013	-40	s-casrole:009	-51
s-extra-pale3-1:015	36	s-extra-pale3-1:015	-82
s-intra-pale3-1:017	-110 106	s-intra-pale3-1:017	83
Net	2155	Net	-78

IV-1-3-4 /Interprétation des résultats :

- On voit que le résidu on a trois grandeurs de dégradation vers le bas qui est logique pour la résolution des problèmes simples.

D'après les contours qu'on a obtenus on peut faire les remarques suivantes :

- Apparition des différentes zones soit sur l'extrados ou bien l'intrados avec une dépression sur l'extrados et surpression sur intrados d'après les valeurs de cp trouvées (les valeurs de cp sur l'extrados est inférieurs a celles de l'intrados) ou bien par le calcule de rapport des forces, d'ou une aspiration vers le haut

Au niveau de la casserole la pression statique est dans les valeurs maximales car elle est considère comme un point d'arrêt et dans ce point la vitesse est presque nulle

- Apparition de deux zones : l'une ou la pression est maximale (en rouge) qui aux

Correspond aux points de vitesse nulle, c'est-à-dire la pression statique est la Pression totale, la deuxième zone ou la pression atteint sa valeur minimale (en Bleu) qui correspond aux vitesses très élevées (loi de Bernoulli pour le cas des fluides incompressibles et non visqueux).

Cette remarque due au vrillage géométrique de 8°de la pale de l'emplanture vers l'extrémité ce qui donne une force centrifuge qui augmente dans la même direction, ce qui donne une force très élève à l'extrémité et basse à l'emplanture ce qui justifie la distribution de la pression (la vitesse est proportionnelle avec la force centrifuge).

- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du Phénomène physique

Section IV-2 :

Simulation De L'écoulement Autour De La Cellule D'avion DLR-F6

IV-2 / simulation de l'écoulement autour de la cellule d'avion DLR-F6 :

Dans cette section on va simuler le mouvement de translation de la cellule du modèle dlr-f6 tout seul pour la raison de connaitre sont comportement d'après les contours affiche (on s'intéresse aux demi-ailes seulement).

Ces résultats nous permettront d'avoir au plus tard les modifications engendrés sur l'hélice puisque on connait la cellule seul.

IV-2-1 / Le travail effectué dans Solidworks (construction):

Etant difficile d'obtenir les dimensions réelles d'un avion a réaction indirecte, on effectue, donc notre calcul sur un modèle d'avion qui est le **DLR-F6**, utilisé pour des essais. Celui-ci existe sous format*sldprt (assemblage) et pour cela, il est impossible de modifier les positions des éléments dans le Solidworks.

La forme de l'avion qui existe est la suivante : (avec des noms d'éléments réalisés dans le paint) :

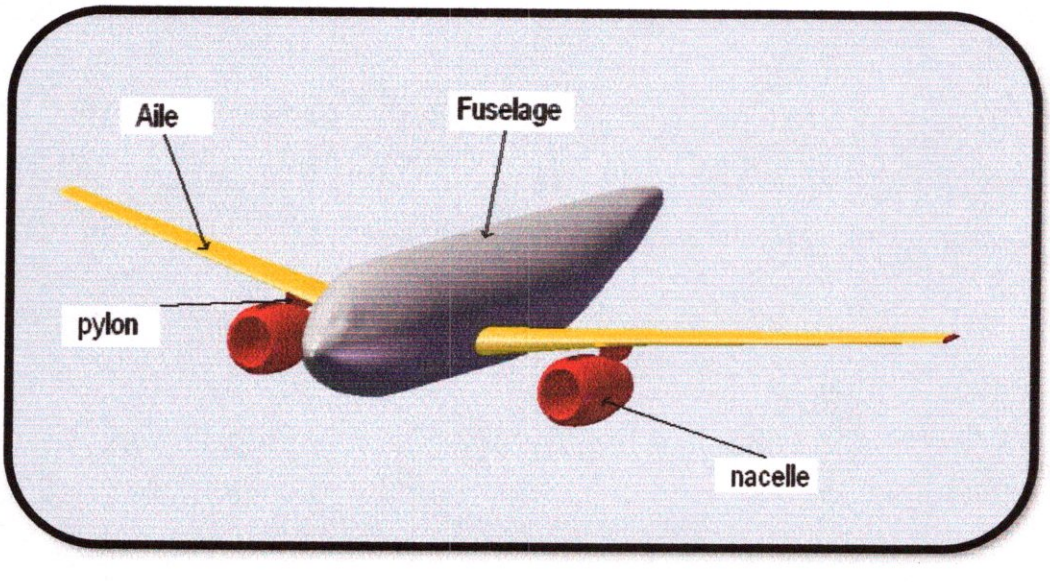


Figure (IV-31): l'avion DLR-F6

IV-2-2 / Le travail effectue dans icem-cfd4.22 (génération de maillage)

C'est les mêmes étapes qu'ils ont effectuées sur l'hélice sauf que cette fois-ci la méthode suivie dans le maillage diffère pour que le fichier*mesh soit lu par le code de calcul fluent.

On commence par l'assemblage corps-Domaine sous l'extension*tin puis on passe au maillage de l'ensemble, c.-à-d. le maillage soit au même temps (condition de merger deux maillages différents l'un surfacique (avion) et l'autre volumique (Farfield)).

Dans cette une étude la géométrie existe sous l'extension *IGES et pour bien expliquer on a résumé les étapes dans les figures suivantes :

- Fichier *tin de l'avion:

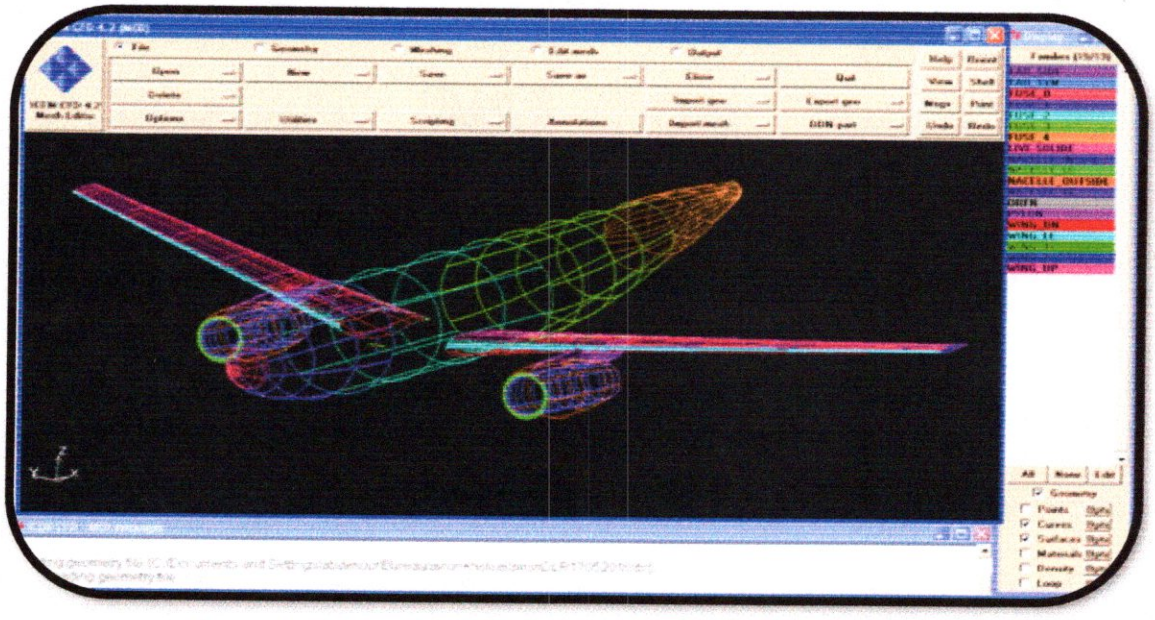


*Figure (IV-32) : le fichier*tin de l'avion DLR-F6*

- Fichier *tin du Fairfield

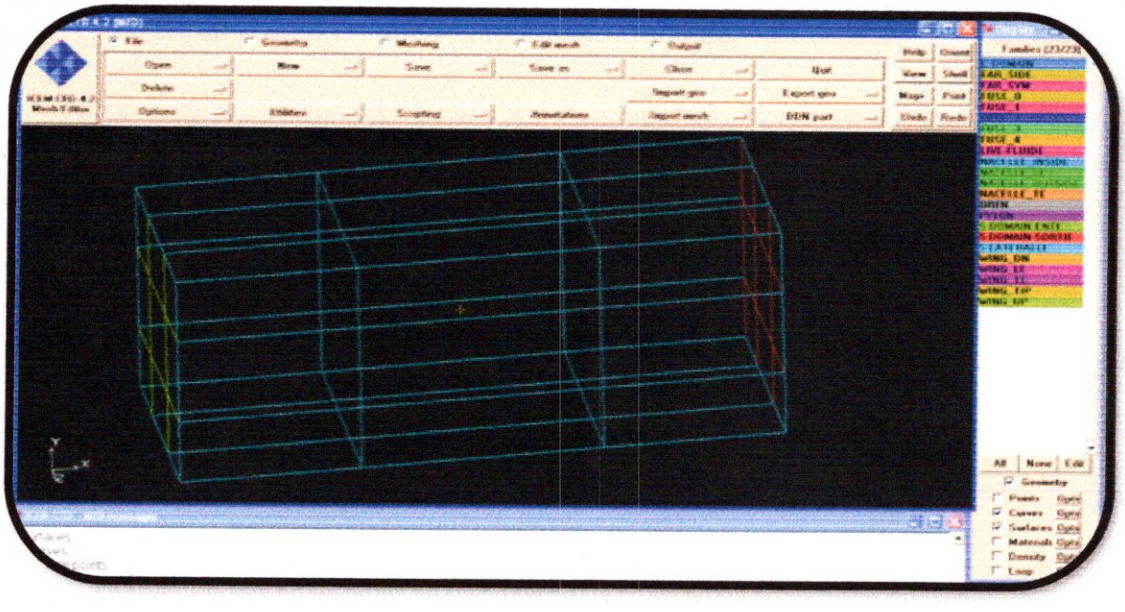


*Figure (IV-33) : le fichier*tin du domaine d'avion DLR-F6*

- **Le fichier *tin de l'ensemble (avion+Fairfield)**

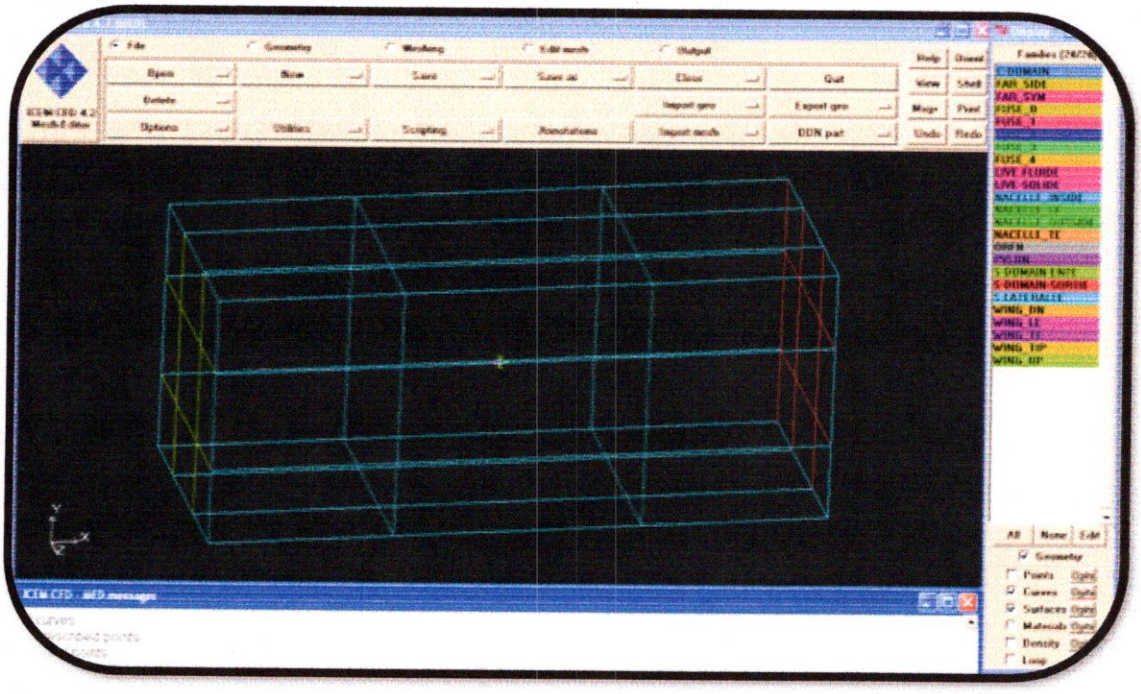


*Figure (IV-34) : le fichier*tin du l'ensemble (avion +farfield)*

- **Le fichier *mesh de l'ensemble**

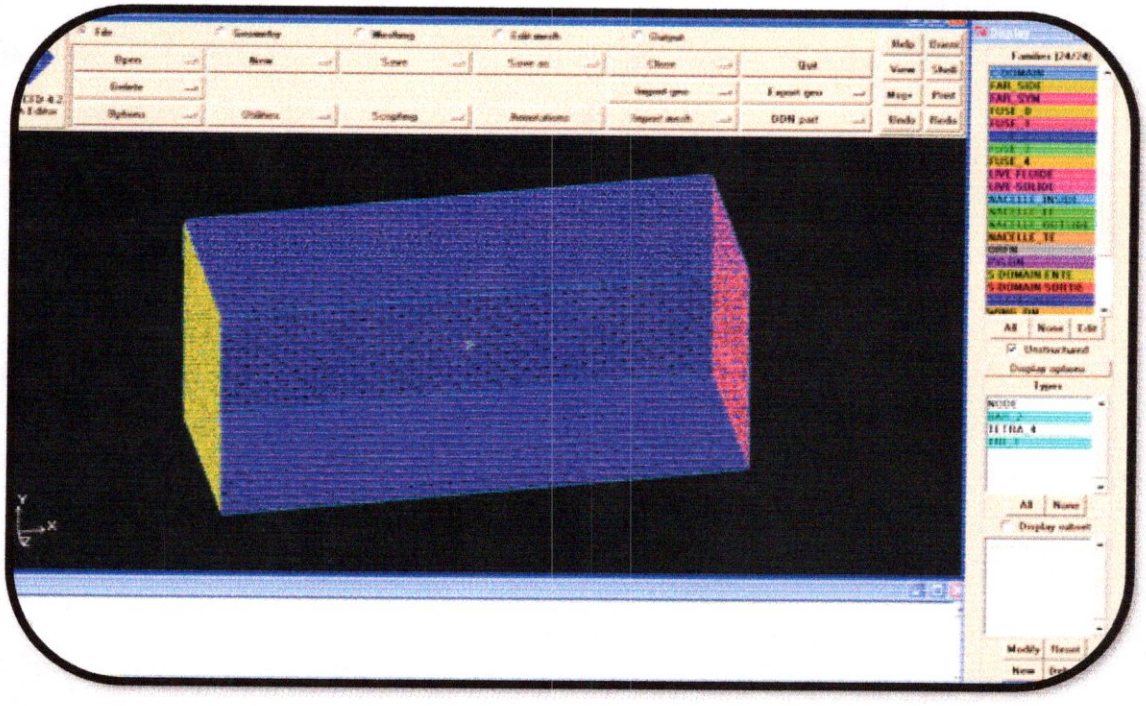


*Figure (IV-35) : le fichier*mesh du avion DLR-F6 et Farfield*

Puisque le Domain est assez grand (pour éviter l'influence du domaine sur les résultats) donc l'avion est considère comme un point matériel a l'intérieur.
On illustre le maillage non structure -surfacique de l'avion dans la figure suivante :

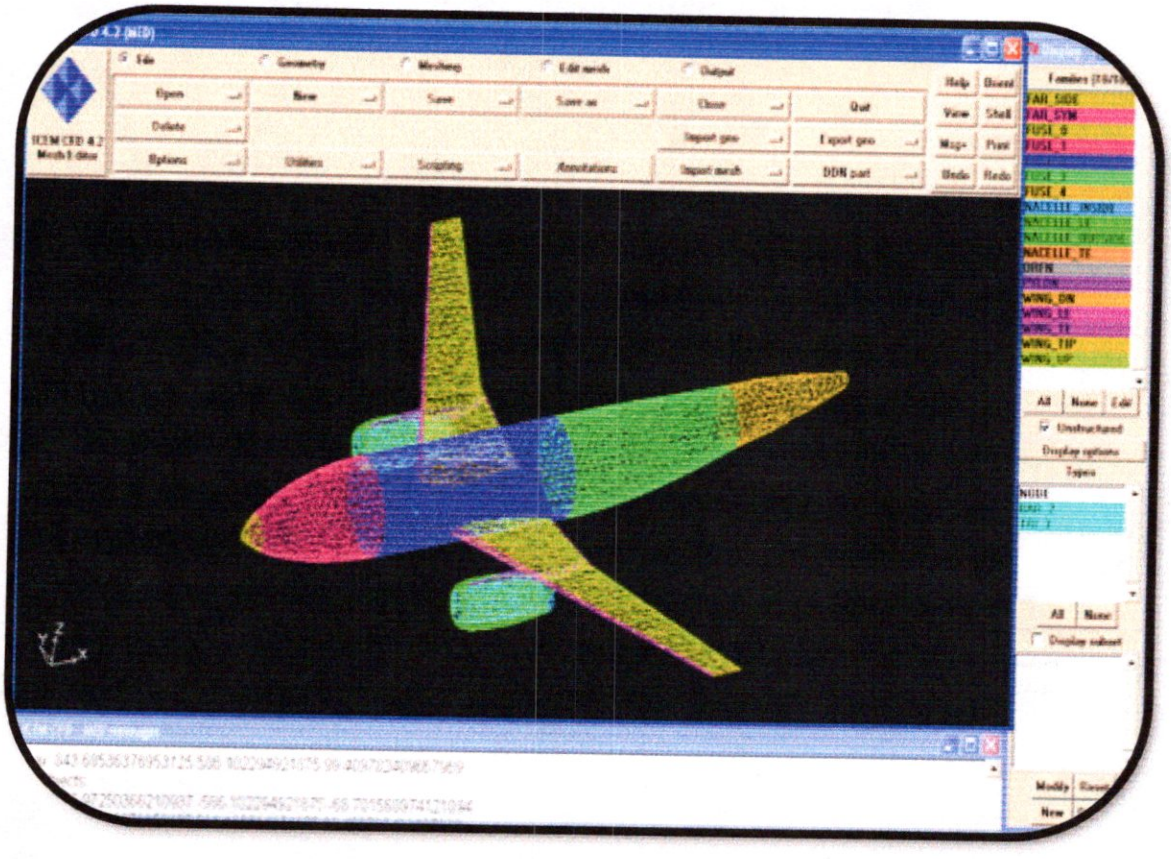


Figure (IV-36) : le maillage de l'avion DLR-F6

Finalement notre système sera composé de deux maillages :

1/avion (nacelle+ailes+fuselage)

Total (Elements 485665 et 83109 nodes)

2/ Domaine

Après la génération de fichier avec extension*mesh pour chaque cas on peut dire qui on a terminé le maillage qui sera prêt à l'utilisation dans le fluent ;
La façon d'envoyer un fichier au fluent est expliquée dans le troisième chapitre.

IV-2-3 / Le travail effectué dans fluent (dynamique et calcul de maillage) :

La même chose que l'hélice la seule chose qui change est les conditions limites sachant que la vitesse de rotation est nulle (cette fois-ci elle existe la translation seulement)

IV-2-3-1 /configuration des conditions limites :

IV-2-3-1-1/ les conditions d'entrées

Les conditions velocity-inlet / pressure Outlet sont utilisées toujours dans les surfaces hautes et basses du farfield avec les valeurs suivantes :

- Vitesse entrée (Velocity - inlet) =220 m/s
- Psortie (pressure-Outlet) = 0 Pascal

IV-2-3-1-2 / La Solution initiale :

Il est conseillé dans nombreux cas d'initialiser les calculs aux conditions de l'entrée. Toutefois s'il y a un calcul qui a déjà convergé et que vous désirez changer juste un paramètre (exp. Vitesse d'entrée), il est préférable d'initialiser au calcul précédent déjà convergé.

La solution initiale est la suivante :

u = 220.0002m/s
v = 0m/s
w = 0 m/s

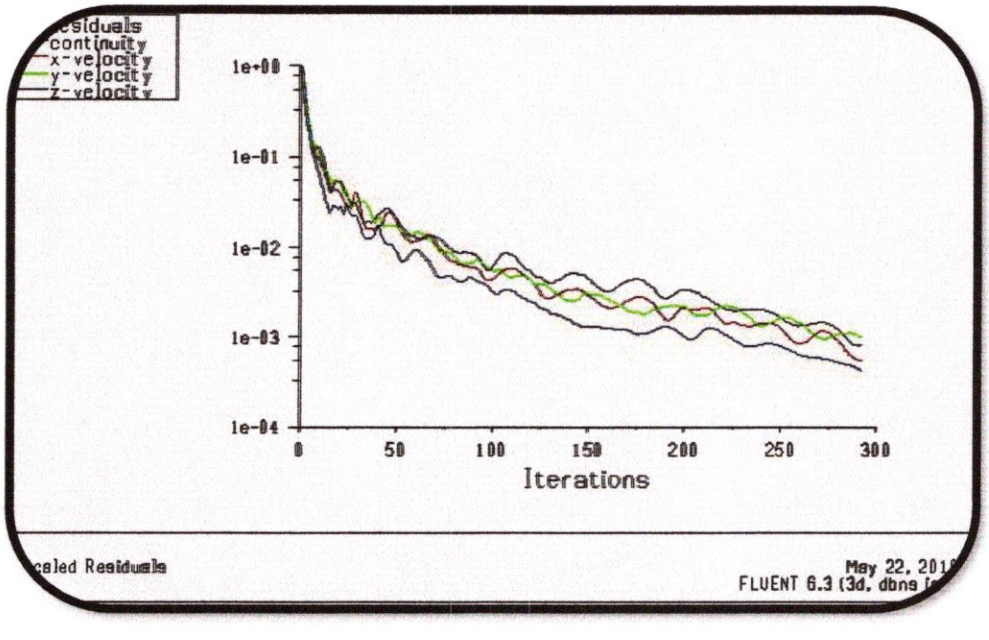


Fig (IV-37) : l'évolution de résidu (cellule DLR-F6)

Après avoir la convergence de notre système, on va passer à l'étude des évolutions de quelques paramètres, par exemple les contours de pressions et la vitesse.

Jusqu'à itérations, les valeurs oscillent pour se stabiliser ensuite dans la fenêtre de commande.

IV-2-3-2/ Les résultats :

1/Contour de la pression statique sur l'avion :

Par fluent :

IV-2-3-2-1 /extrados

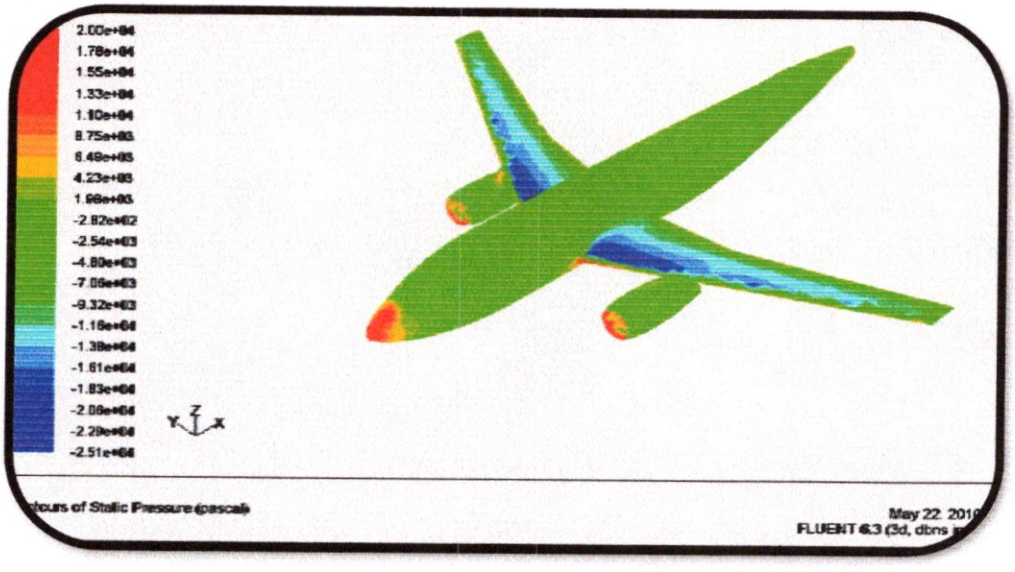


Figure (IV-38) : contour de la pression statique « extrados »

IV-2-3-2-2 / intrados

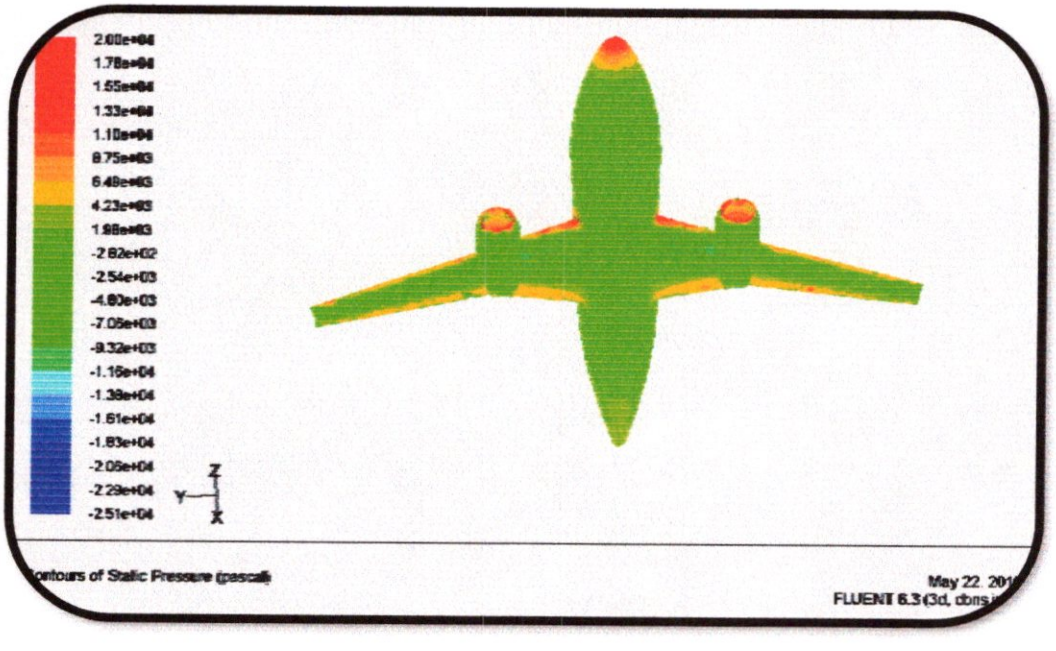


Figure (IV-39) : contour de la pression statique « intrados »

IV-2-3-2-3 /contour de la vitesse

Par fluent :

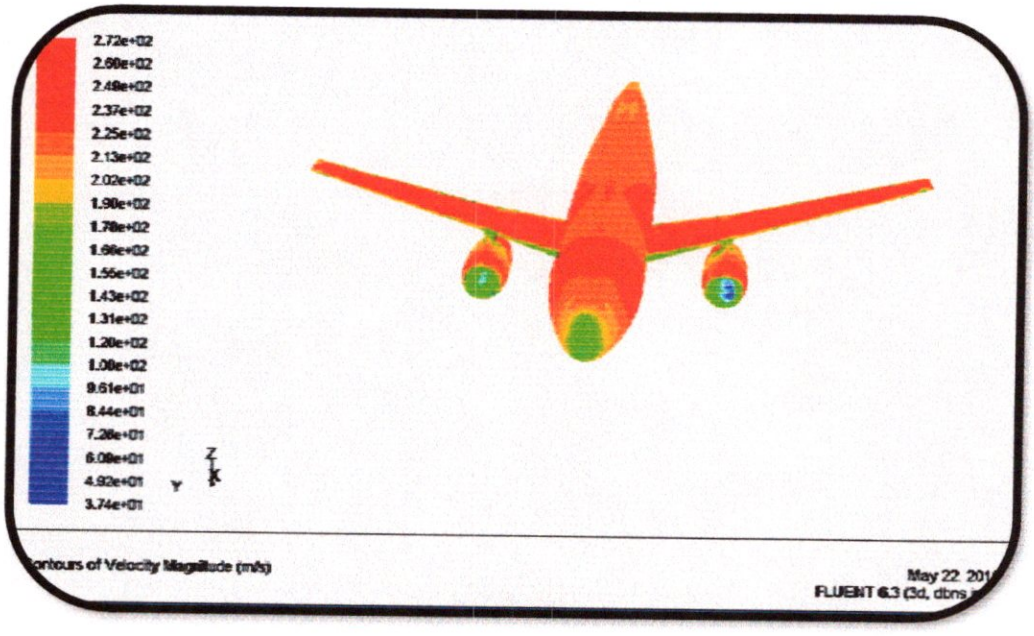


Figure (IV-40) : contour de la vitesse

IV-2-3-2-4 /contour de la pression-totale :

Par fluent :

Figure (IV-41) : contour de la pression-totale

IV-2-3-2-5 /contour de coefficient de pression :

Par fluent :

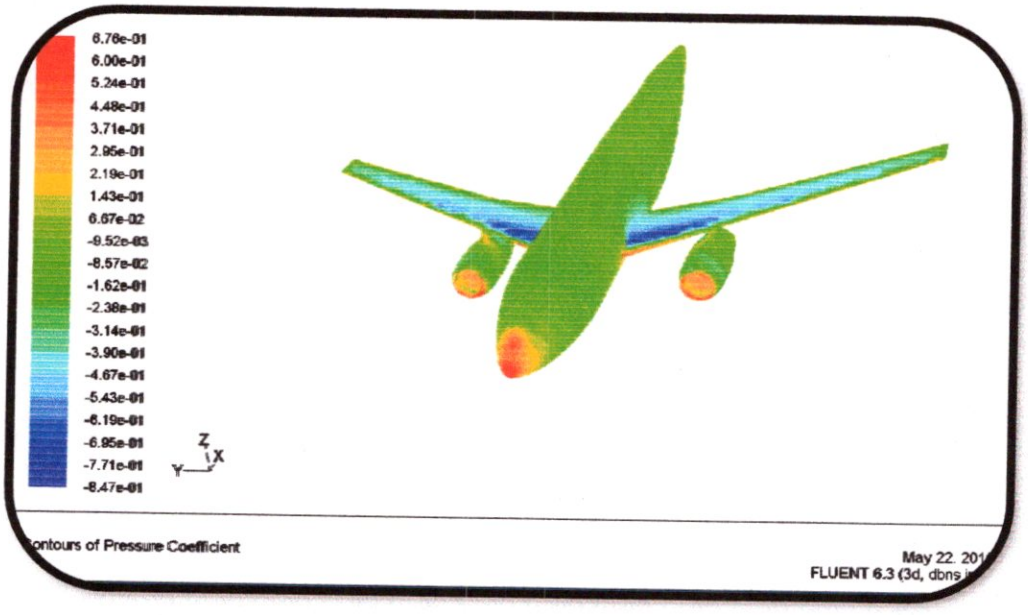


Figure (IV-42) : contour de coefficient de pression

Elle est entre **-0.84 et o, 6** qui sont des bonnes valeurs dans l'attente de leurs présentations dans des graphes

On peut aussi visualiser les résultats par d'autres logiciels a partir des données de fluent parmi ces logiciels on distingue « Tecplot »

Le Tecplot va lire quelques fichiers *dat ; qui contient des données multi bloc et quelques d'autres conditions.

Donc a partir de fluent on crée le fichier*dat comme indiquent les étapes suivantes :

- A partir de menu « file » et précisément dans le sous-menu « export » on sélection le contour et fait a voir âpres la sélection de la case Tecplot.

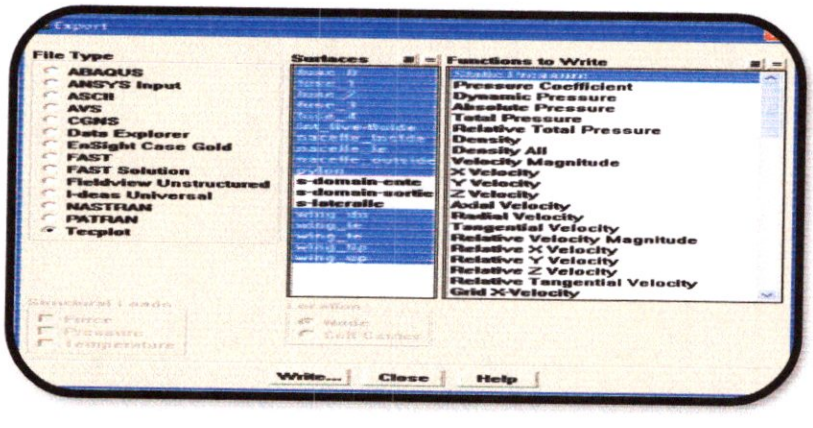


Figure (IV-43) : Etape d'exporte un fichier fluent vers Tecplot

Le fichier *dat obtenu on va l'ouvrir par Tecplot

Et pour mieux comprendre on prend exemple de fuselage seul et on représente le contour de la pression statique sur l'extrados

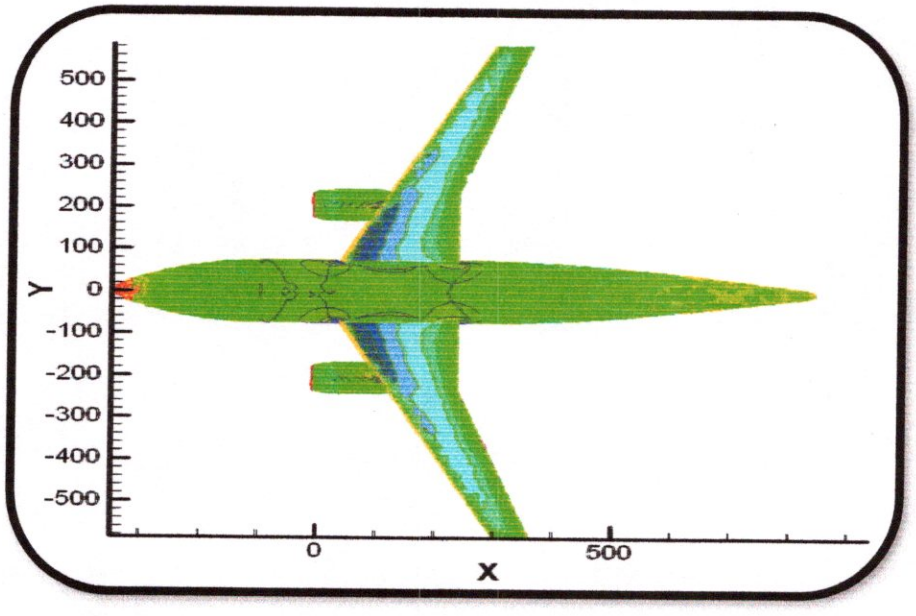
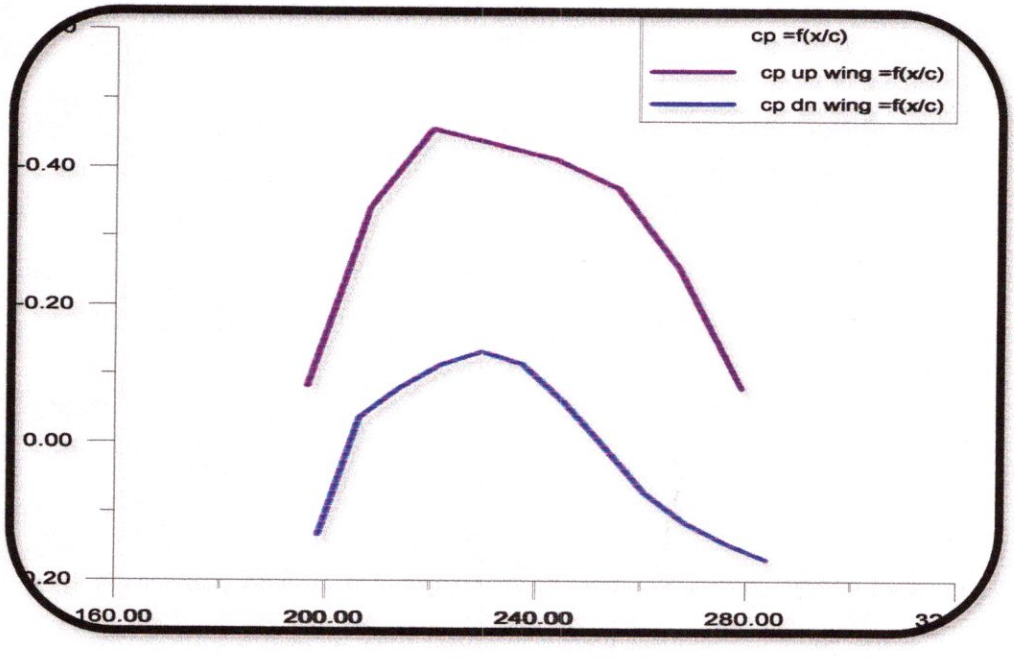


Figure (IV-44) : contour de pression statique sur l'extrados

IV-2-3-2-6/ coefficients des pressions (graphiquement) :

A / x =194 et y=376



B / x =194 et y=536

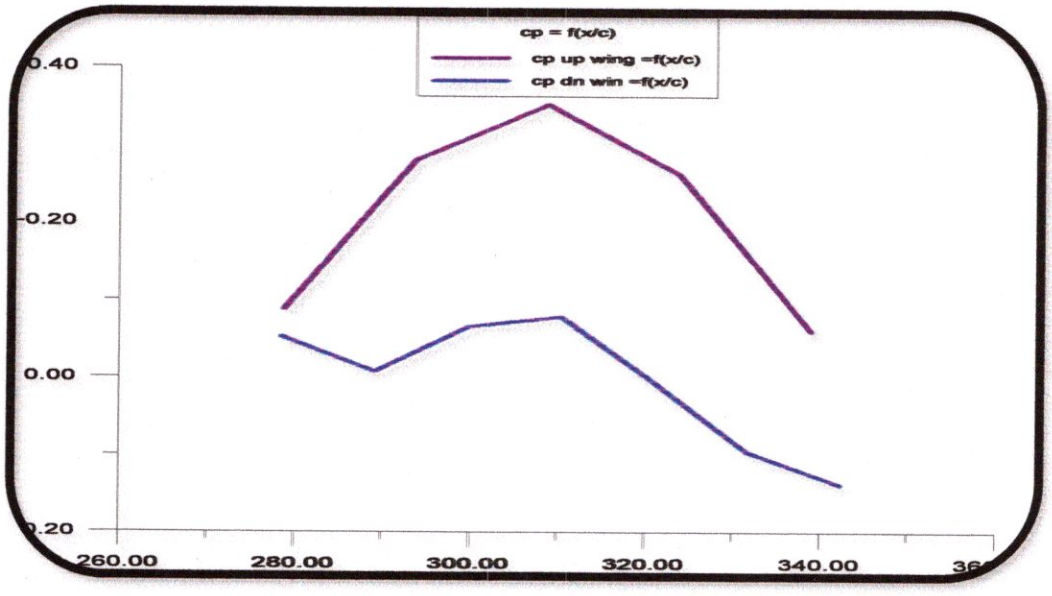


Figure (IV-45) : le coefficient cp à des positions différentes

D'après ces deux graphes a deux positions différentes on voix que la pression sous l'extrados est inférieure a celle de l'intrados ce qui justifie l'aspiration de l'aile vers le haut donc une sustentation

Notre graphes est obtenu par la combinaison entre le « Tecplot » et « graphe Win » sachant qu'après avoir le fichier *dat de cp par fluent en va l'ouvrir par le « Tecplot » ce que nous donne la géométrie soit en (2D) ou bien en (3D) comme on veut. Et dans le menu principal on coche la case de contour et une double clique sur la géométrie on va voir le tableau suivant :

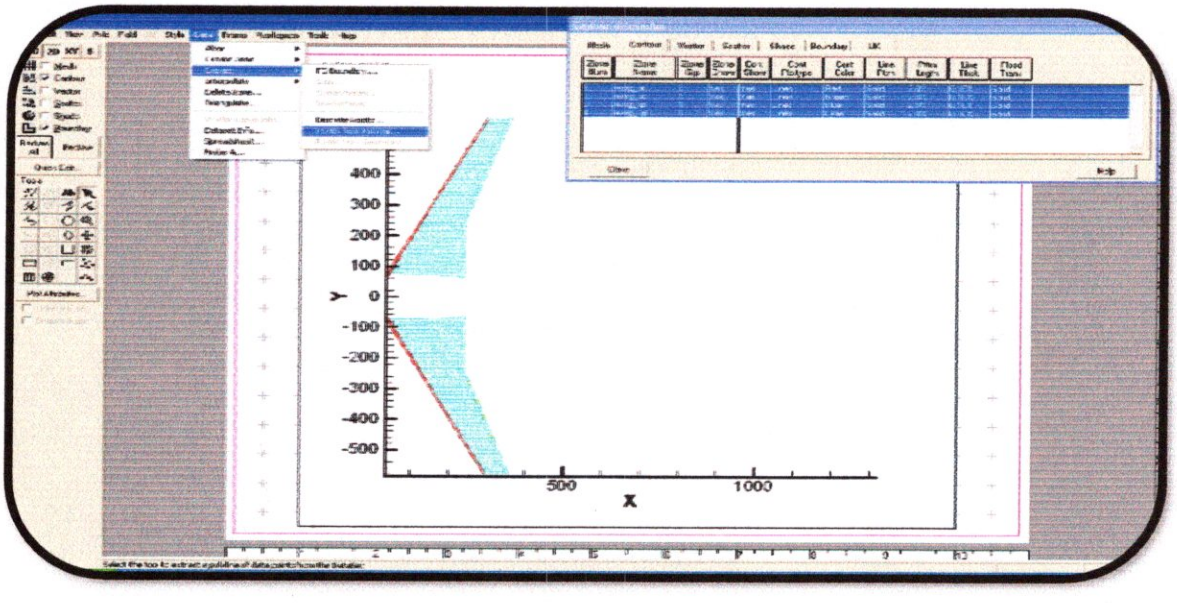


Figure (IV-46) : l'utilisation de Tecplot

Un notre double clique sur la figure on voit l'image de visualisation, puis en passe au Menu « Data » et dans le sous menu « extracte » exacte l'option « points from polyline » qu'on va sélectionnée u niveau de la géométrie on va faire une ligne dans le sens de la corde par un choix de nombre de point.
Apres la terminaison de la procédure on enregistre le fichier des points et cp (un notre fichier *dat qui se créer) et par graphe Win ou bien l'Excel on dessin les courbes après avoir copié les résultats dans un fichier *txt

IV-2-3-3 / Interprétation des résultats :

C'est la même chose en ce qui concerne le résidu et les contours de visualisation Avec une grande pression sur le nez de l'appareil qui est un point d'arrêt et donc la vitesse est nulle ce qui est indiquée par la loi de Bernoulli pour les fluides incompressibles et non visqueux

- Apparition d'une zone de surpression sur l'intrados et une sous-pression (aspiration) sur L'extrados qui due à la direction de l'écoulement le long de l'aile puisque la sustentation est assurée par la déférence de pression entre les deux surfaces.

Et on peut démontrer la remarque précédente par le coefficient de pression cp (est une pression calculée par rapport a une pression de référence) ou bien par le calcul de force de sustentation de portance) voir les annexes.

- Apparition de deux zones : l'une ou la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle c'est-à-dire la pression statique et la Pression totale .la deuxième zone ou la pression atteint sa valeur minimale (en Bleu).
- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du Phénomène physique

- lors de comparaison entre les résultats de fluent à celle des Tec plot, on constate qu'elles sont presque semblables ce qui nous donne un notre choix de visualisation des résultats de fluent.

D'après la loi des fluides incompressibles (loi de Bernoulli) qui est applicable pour la répartition des pressions autour d'une aile

$P + 1/2.\rho. V^2 = cste$

Pression statique + pression dynamique = pression totale

Ce qui justifie les résultats obtenus lorsqu'on compare les contours de vitesse et celui de pression qui sont inversement proportionnels

Section IV-3 : *Simulation De L'écoulement Autour De Fuselage + Hélice*

IV-3 / la simulation de l'écoulement autour de fuselage +hélice :

Introduction :

Cette partie présente l'utilisation de l'option de maillage mobil « **moving mesh** » du code de calcul fluent pour la simulation de deux hélices montées sur un avion DLR-F6 chacune sur un demi –aile,

C'est vrai que le travail d'une hélice au mouvement de rotation seul est réalisé l'année passée par des étudiants des promos précédentes (un corps en mouvement seuls) mais cette fois ci on a essayé de faire un mouvement de rotation relatif (un avion en translation et les deux hélices mobiles) pour s'avoir la capacité de code fluent de calculer ce genre de problème.

Puisque le démarrage de notre travail a commencé à partir de calcul réalisé l'année passée par les deux étudiants suivants

Mr.: BOUNJAD Mohamed

Mr.: BOUBEKEUR Salim

Et dirigé toujours par le même promoteur Mr : TAHI Ali

Pour cela avant d'exposer l'essentiel de notre travail dans ce chapitre Nous avons essayé de faire un petit rappel sur ce qu'ils ont faits, comme indique la première section dans ce chapitre.

D'après les résultats obtenus dans le chapitre 4 on a utilisé le code FLUENT 6.3 pour simuler l'écoulement autour deux hélices (hélices montée sur les ailes de l'avion DLR-F6).

IV-3-1/ Description de l'avion DLR-F6 :

Les DLR-F6, sont dérivés de la configuration DLR-F4 qui était la référence du DPW-I. Le DLR-F6 (avec nacelle) représente un avion bimoteur de aile-fuselage d'Airbus et a le modèle des plusieurs essais en soufflerie et études simulations numérique.

Le nombre de mach de croisière de conception pour le DLR-F6 est M= 0.75, et le coefficient de portance est le CL =0.500. L'allongement L est 9.5 et l'inclinaison de bord d'attaque est 27.1°.

Le schéma suivant représente les données géométriques. Les moteurs sont représentés près couler-à travers les nacelles qui sont axe-symétriques dans la forme.

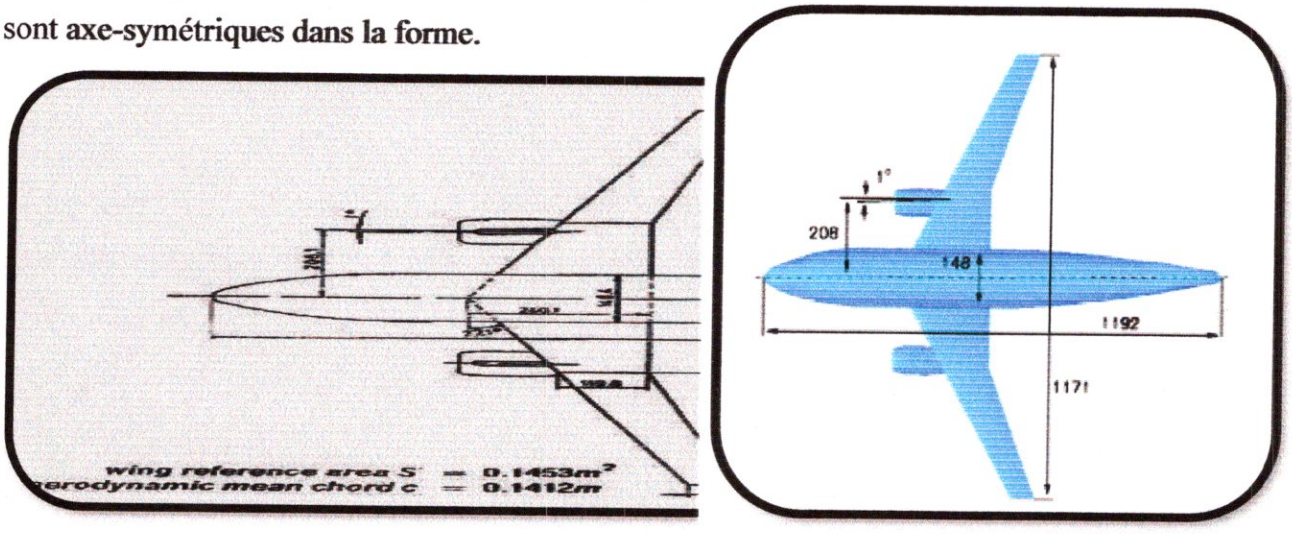


Figure (IV-47) : La géométrie conventionnelle par cfm56 de DLR-F6

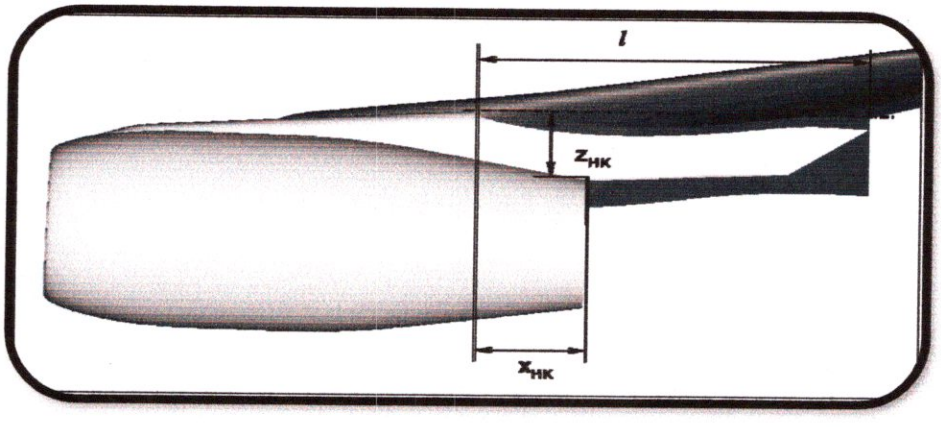


Figure (IV-48) : Dimensions de la nacelle du DLR-F6

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

Tableau (IV-49) : dimension de la nacelle

IV-3-2 / le travail réalisé dans le cas d'un mouvement relatif

IV-3-2-1 / les modifications de l'icem-cfd :

Dans cette étape on a effectué un compromet entre les deux cas traités dans les sections précédentes (deux hélices et fuselage) pour l'arriver au thème propose.
Pour mieux comprendre on passe directement aux travaux effectués dans ce chapitre.
En ce qui concerne le Solid-Works et icem-cfd tous est expliquées dans les sections précédentes avec quelques modification dans le fichier *tin de l'avion et la combinaison des maillages dans icem-cfd (pour objectif que le maillage soit lue par le fluent parce que avant de nous choisissions cette configuration convenable on est passe par plusieurs tests) qui sont résumés dans les étapes suivantes.

1/ un fichier d'un demi-avion *tin

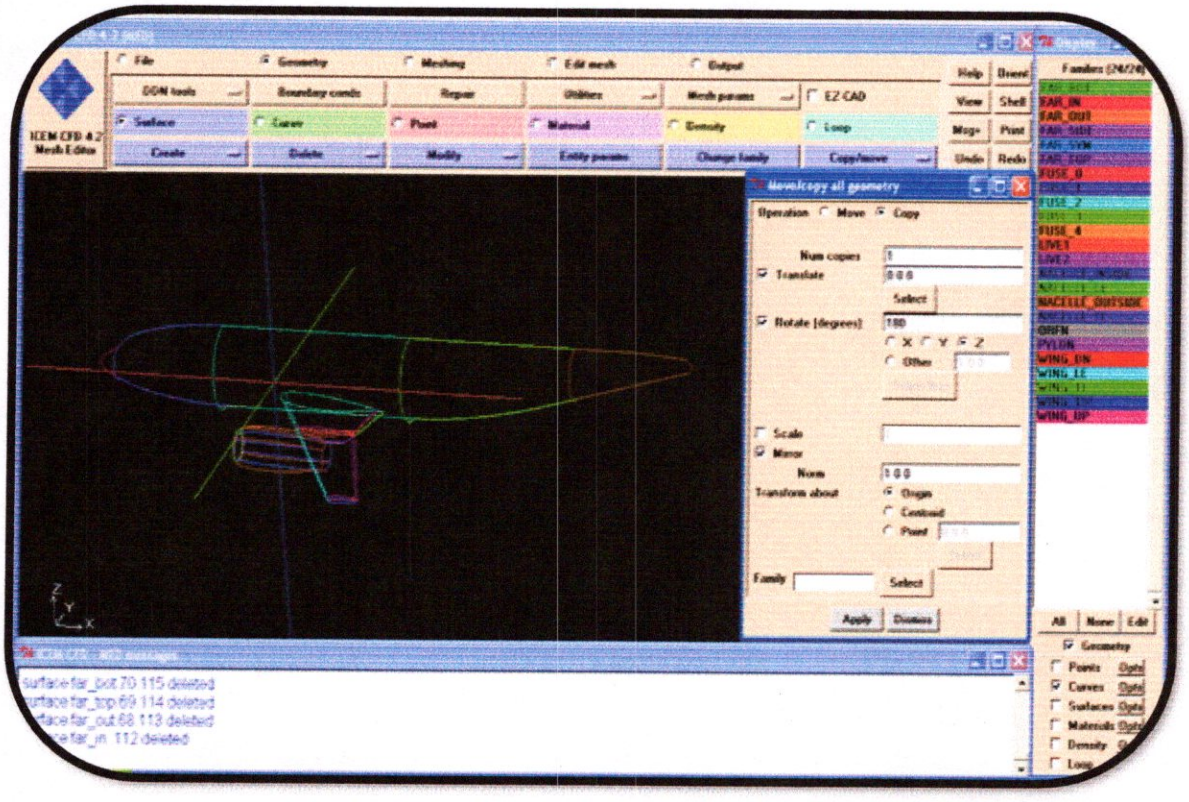


*Figure (IV-50) : fichier *tin de demi avion DLR-F6*

Pour compléter l'avion on utilise quelques modification par des fonctions existantes dans ce logiciel parmi ces cas on distingue :

- l'option symétrie (Mirror) et une rotation de 180° par rapport a l'axe z et on obtient la forme complète.

2/ maillage surfacique de l'avion et volumique de domaine

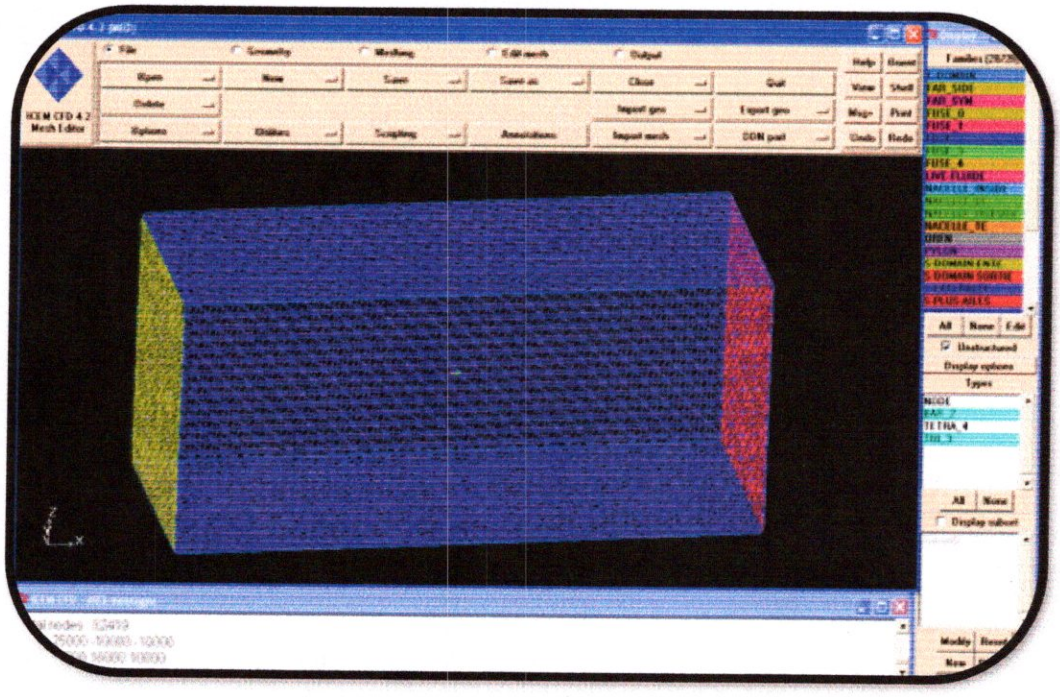


Figure (IV-51) : maillage avion-domaine

3/ maillage volumique de deux hélices :

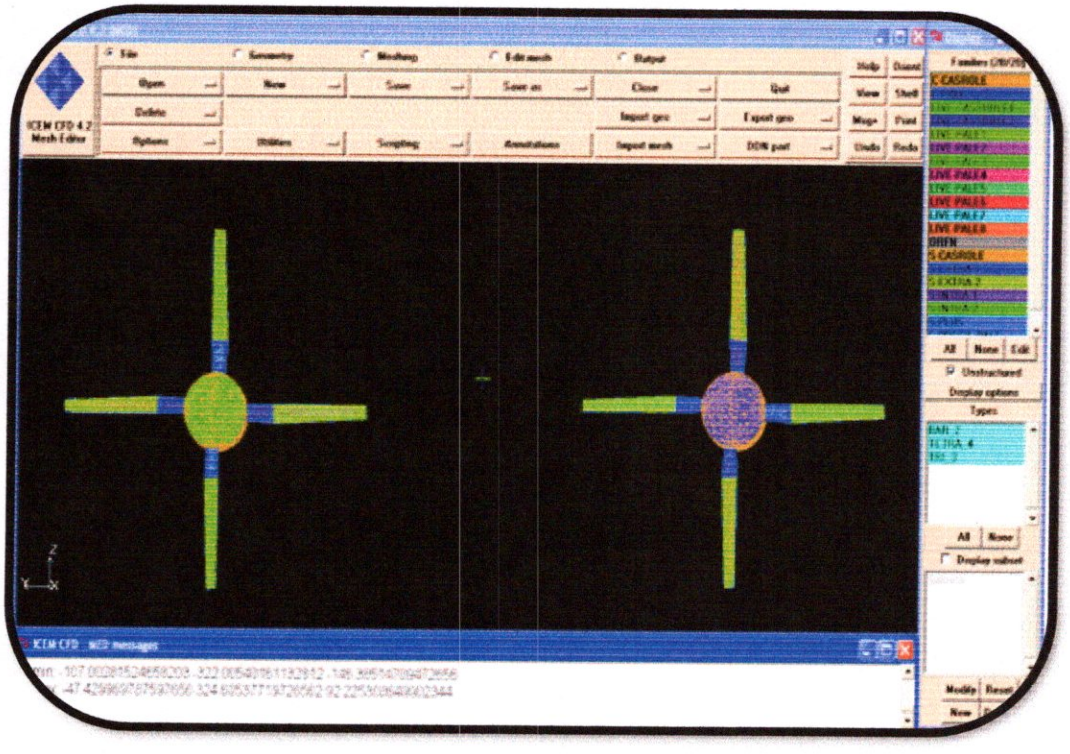


Figure (IV-52) : maillage de deux hélices

4/ on merge les deux maillages on obtient un maillage composé d'une hélice et d'une cellule dans un Domain comme indique la figure suivante :

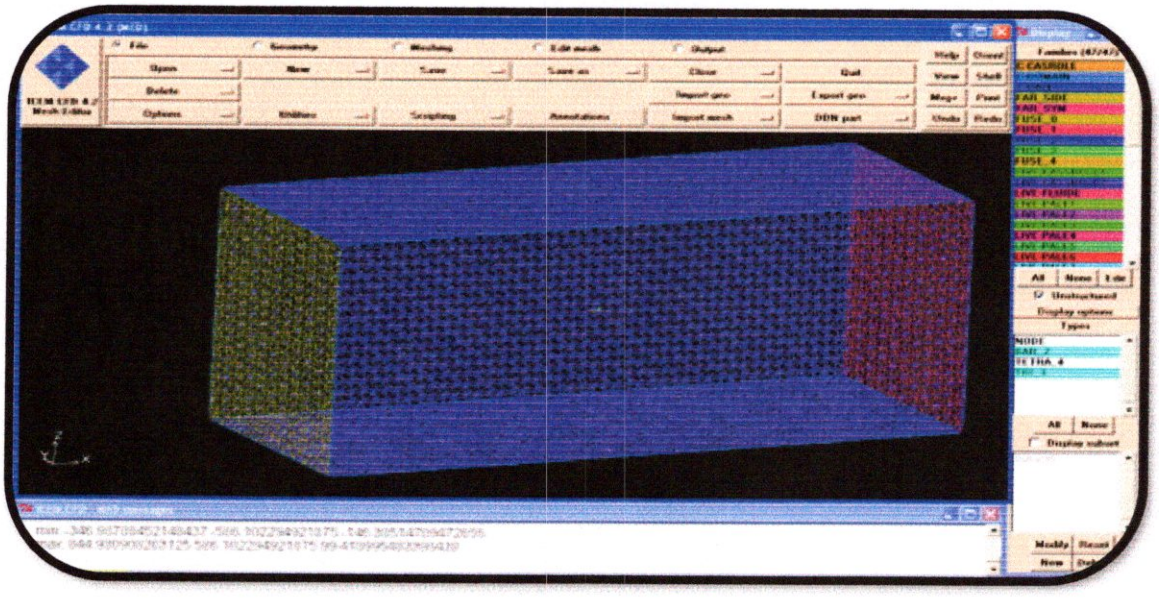


Figure (IV-53) : adaptation des maillages par l'option « merge »

Et puisque les dimensions du Domaine sont très grandes donc l'apparition de l'image de l'hélice est impossible, pour cela on a montre l'avion seule dans l'image suivante.

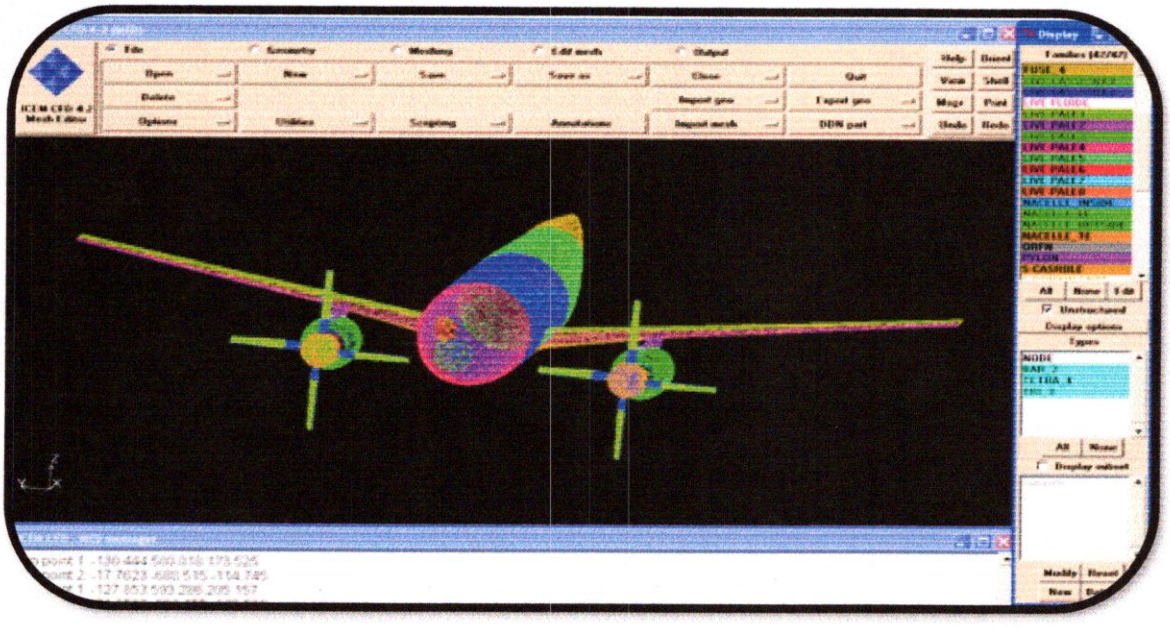


Figure (IV-54) : maillage de l'avion –hélices

Dans la dernière figure on a fait les travaux suivants :

- Les sections des nacelles sont fermées
- la distance entre les deux hélices est 205.332mm
- la distance nacelle et hélice est égale a 40 mm (car ces difficile de tourner le maillage au niveau qui peut se réalise si on modifie les nacelles qui n'est pas réalisable dans notre cas car nous avons le fichier importée de Solidworks et la difficulté de icem-cfd de modifie ce genre de géométrie)
- la position (les cordonnées) de chaque hélice par rapport a l'origine est
- Hélice (live casserole 1)... (-107.2632, -205.332, -28.2746)
- Hélice (live casserole 2)... (-107.2632,-205.332,-28.2746)

Que l'on distingue par le menu « geometry » et le sous menu « point »

Ces coordonnées ont pour but de localiser l'axe de rotation pour chaque hélice pour faciliter l'attache dans fluent lorsque on définie les conditions limite, et éviter le décalage de l'hélice lors de rotation qui peut influe sur les résultats obtenus.

Finalement notre système sera composé de deux maillages :

1/ avion (nacelle+ailes+fuselage)

2 / hélice

Total (Elements 636771 et 112495 nodes)

3 / Domaine

Après la génération de fichier avec extension*mesh pour chaque cas on peut dire que on a termine le maillage qui sera prés a l'utilisation dans le fluent ;
La dernière étape dans cette partie est d'exporter le maillage vers le fluent

IV-3-2-2 / le travail effectué dans fluent :

IV-3-2-2-1 / les configurations effectuées :

Tout d'abord le scale cette fois ci est effectue dans le icem-cfd au niveau du maillage, avec l'utilisation de cette option pour chaque élément tous seule (domaine+hélice, et les deux hélices) puis on merge

Cette option est impossible de la réalise dans fluent car deux translations de hélice avec Une seule translation qui existe dans fluent.

On a commencé toujours par le « dynamique mesh » pour le mouvement de nos deux hélices dans un domaine composer d'un fluide stationnaire qui est déformable,

Cette étape est indispensable comme celle qu'on a explique dans le quatrième chapitre, avec quelques changements apportés dans cette conception qui sont :

- La lecture du fichier case (fichier mesh envoyer vers fluent) deux hélices et le fuselage
- On passe au sous-menu boundary conditions dans le menu « define » pour la définition ce qui est mobile et leurs vitesses de rotation et aussi les axes et sens de rotation et leurs positions par rapport à l'origine comme on a expliqué au préalable.

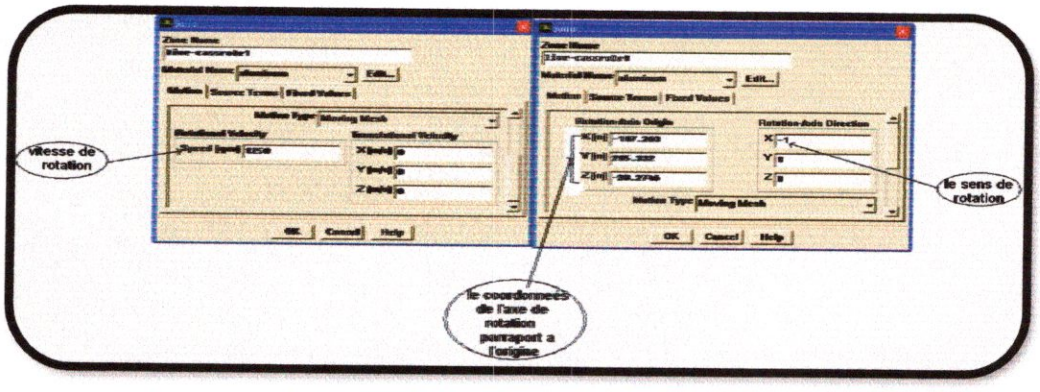


Figure (IV-55) : configuration conditions limites pour le « dynamique mesh »

Apres les configurations qu'on va faire dans le sous-menu « dynamique mesh » et « Mesh-motion » et « grid display » s'il n'a pas de solution et iterate 's'il ya une solution. On obtient la fenêtre de grid suivante par exemple :

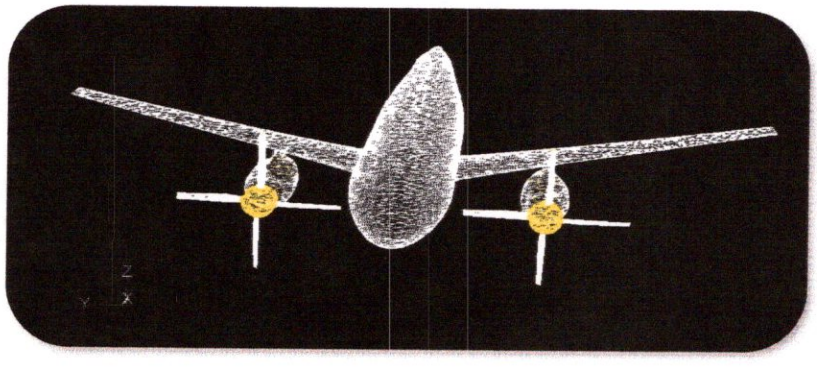


Figure (IV-56) : grid d'ensemble dans le menu « display »

Puisque le domaine est très grand, on a exposé l'avion tous seul

Apres l'affichage on passe au contour des itérations qui se trouve dans le menu « Solve » s'appel « mesh motion »

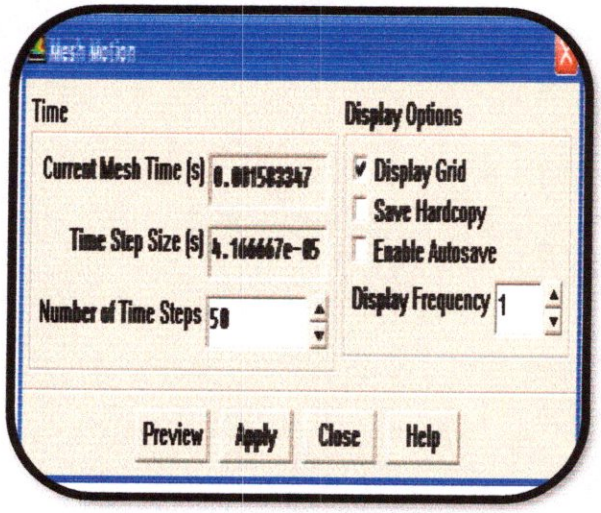


Figure (IV-57) : la fenêtre des itérations

Lorsqu'on lance les itérations on voit le mouvement de rotation des hélices dans le domaine fluide et la déformation du maillage.

La déformation de maillage est due à la définition du fluide comme un corps déformable dans la fenêtre « zone » de dynamique mesh malgré qu'il est considère instationnaire dans les conditions limites.

On expose dans les étapes suivantes le calcul de maillage et son analyse par l'intermédiaire de « post-processing » pour le jugement de notre travail (c.-à-d. la convergence de problème proposé)

Comme d'habitude il faut une configuration des paramètres habituels de FLUENT (turbulence, condition aux limites) selon les problèmes traités et les capacités de micro-ordinateur utilisé et la précision voulue.

Le solveur doit bien évidement être configuré en instationnaire, incompressible et non visqueux.

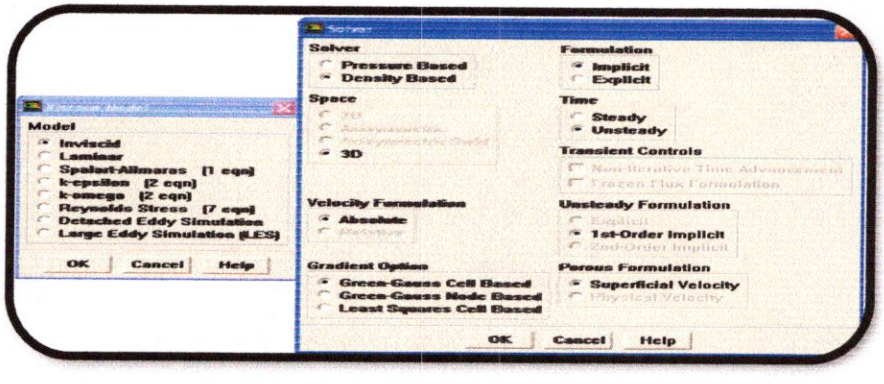


Figure (IV-58) : définitions dans le sous-menu « solver »

- **Pressure Based :** est généralement utilisée pour les fluides compressibles (basses vitesses) et incompressible.
- **Density Based :** est généralement utilisé pour les fluides a haute vitesse.

Il faut ensuite configurer le traitement de l'interface qui existe dans le menu « define » Et le mouvement des hélices par rapport au fuselage (mouvement relatif).

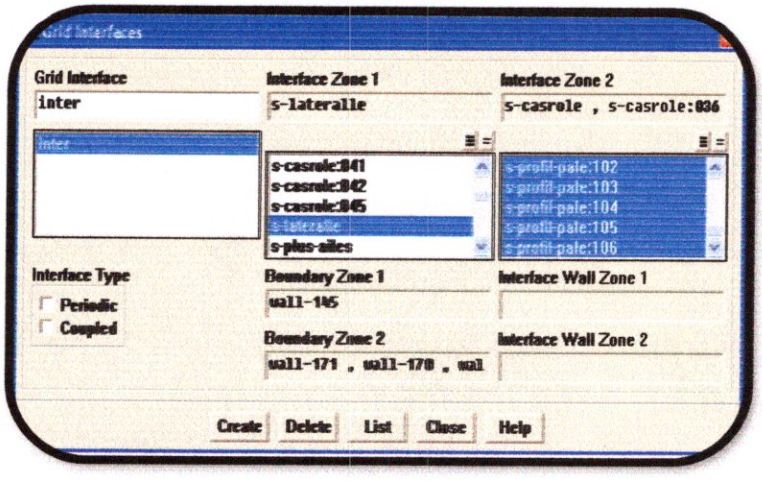


Figure (IV-59) : grid-interface dans le menu « define »

IV-3-2-2-2 / choix des conditions limites (pour n=1250tr/min) :

Les conditions aux limites à appliquer sont les suivantes :

1 / Vitesses de rotation :

Ω1 = 1250 RPM = 130.9 Radians/S

2 / l'entrée et la sortie :

Les conditions velocity-inlet /pressure-Outflow sont utilisées dans les surfaces haut et bas du farfield avec les valeurs suivantes :

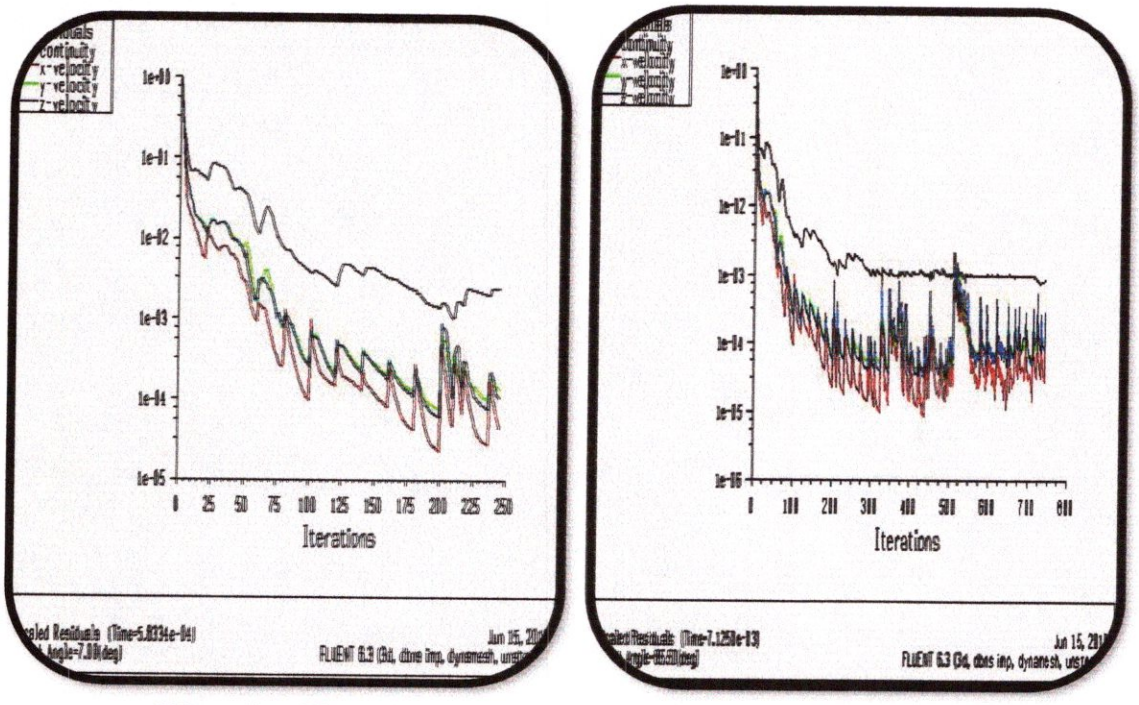
- Vitesse entrée (Velocity - inlet) = 220m/s
- Psortie (pressure-Outflow) = Psortie (pressure-Outlet) = 0 Pascal

Ce qui concernent le fuselage et le domaine on le considère comme des objets fixes (stationnaires) avec une définition que le fluide est déformable et les deux hélices comme des objets mobiles (moving mesh).

3 / la solution initiale :

La Solution initiale est la suivante

u = 220.0006 m/s
v = 0 m/s
w =0 m/s



L'angle =7° *L'angle = 85°*

Figure (IV-60) : l'évolution de résidu (la cellule de DLR-F6)

Après avoir la convergence de notre système, on va passer à l'étude des évolutions de quelques paramètres par exemple le contour de pression et la vitesse.

Le résidu est calculés à partir de correction dans les paramètres ; pression, vitesse, Température… du problème entre l'itération actuelle itération et l'itération précédente.

L'évolution de résidu est une courbe qui représente l'évolution des composantes de vitesses des équations de Navier stocks en fonction des itérations qui se stabilise juste après la convergence.

En plus les trois méthodes de control de la convergence cité précédemment (résidu, conservation de la masse, évolution d'une intégrale), On cite une autre technique pour la même tache qui est **Evolution d'une intégrale.**L'affichage de l'évolution de l'intégrale (surfacique ou volumique) d'une variable pendant les calculs est un autre moyen de vérifier que la solution est bien stable.

IV-3-2-3 / Les résultats :

IV-3-2-3-1 / Contour de la pression statique de l'extrados :

Par fluent :

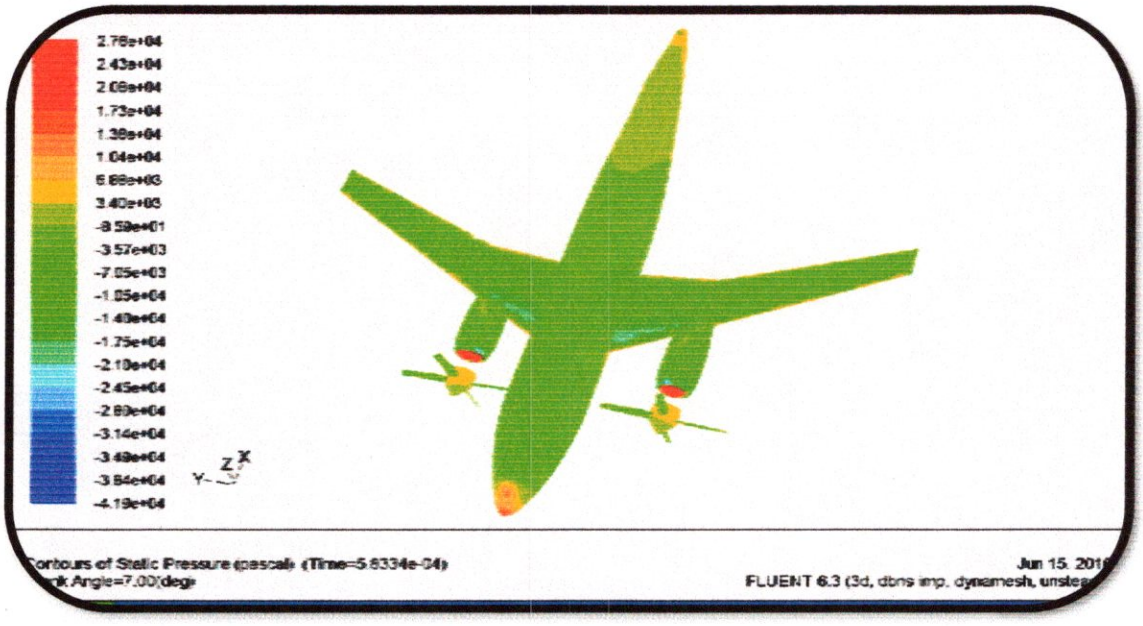


Figure (IV-61) : contour de la pression statique « extrados »

IV-3-2-3-2 /Contour de la pression statique de l'intrados :

Par fluent :

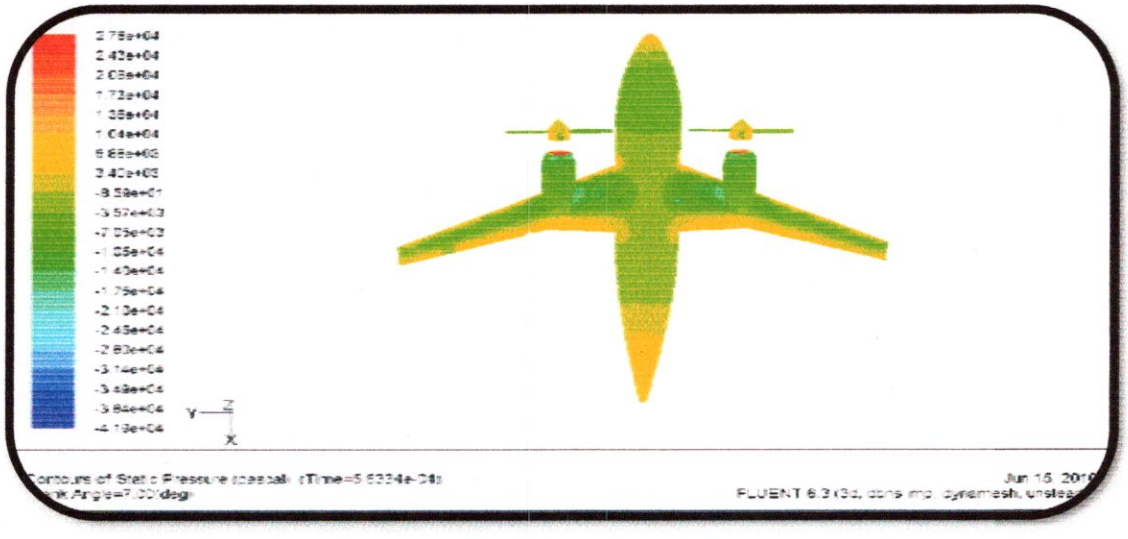


Figure (IV-62) : contour de la pression statique « intrados »

IV-3-2-3-3 /contour de la pression totale (par fluent)

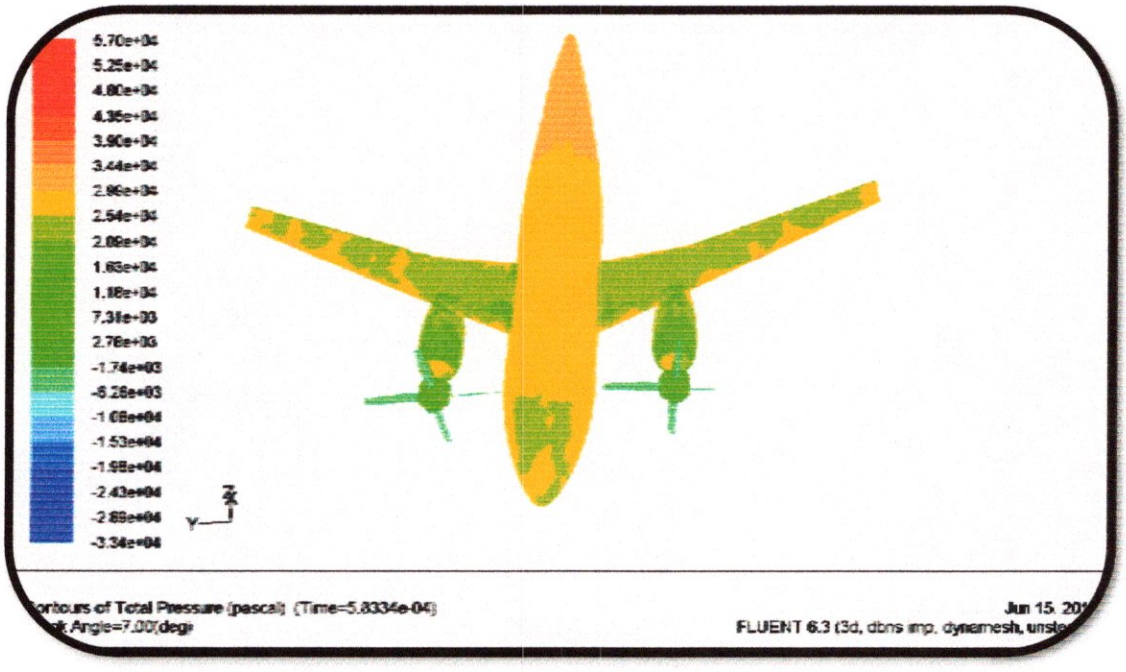


Figure (IV-63) : contour de la pression totale

IV-3-2-3-4 /Coefficient de pression (par fluent)

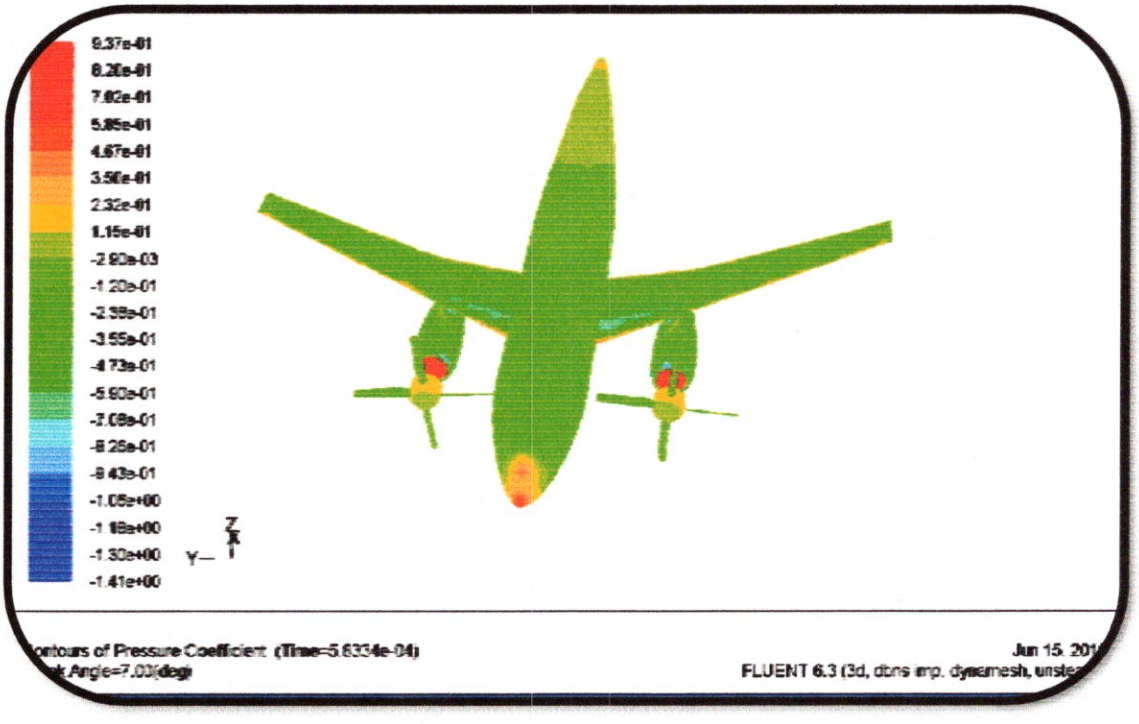


Figure (IV-64) : contour de coefficient de pression

IV-3-2-3-5 /contour de l'intensité de vitesse (par fluent)

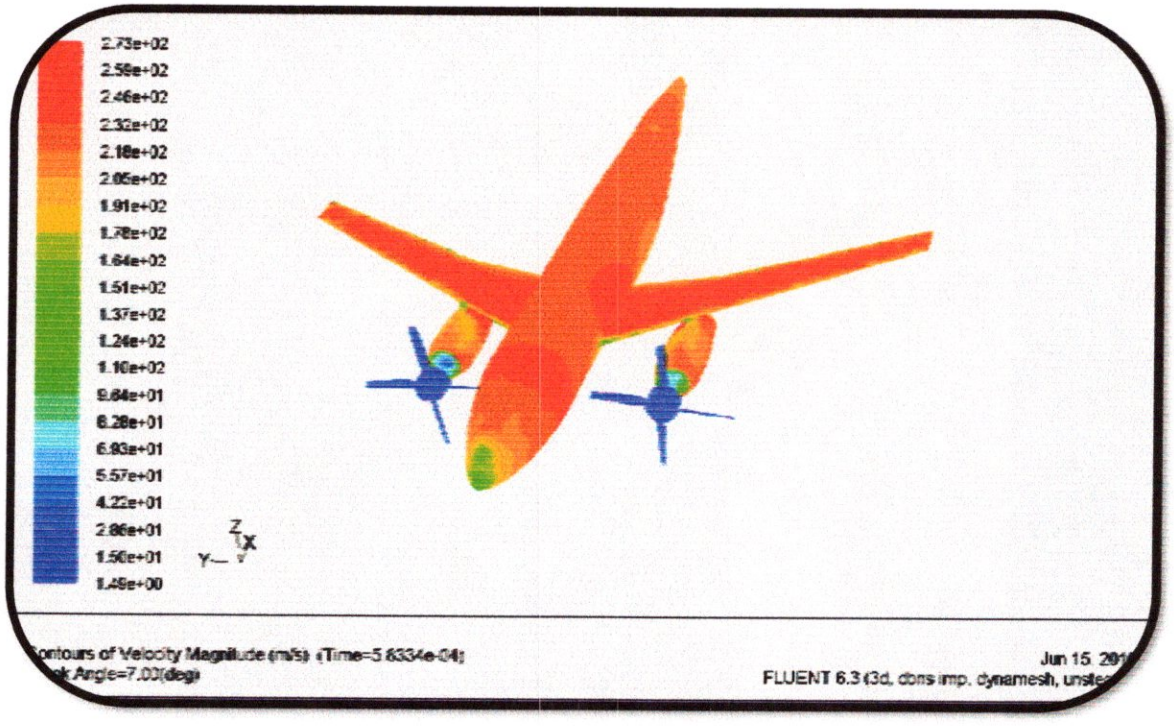


Figure (IV-65) : contour de l'intensité de vitesse

IV-3-2-4 / Interprétation des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus nous voyons que :

- Apparition d'une zone de suppression sur l'intrados et la partie supérieure de fuselage et une dépression sur l'intrados et la partie basse de fuselage.
- une pression maximale au niveau de fermetures avant des nacelles et au nez de l'appareil avec une diminution de la pression de la nacelle vers les pales

On peut vérifier toujours les résultats obtenus par le coefficient de pression.

- Apparition de deux zones : l'une ou la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle c'est-à-dire la pression statique est la Pression totale .la deuxième zone ou la pression atteint sa valeur minimale (en Bleu).
- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement de ce que prédisent les résultats d'après la théorie.

IV-3-2-5/ les différents coefficients

On va essayer de donner l'évolution de coefficients de trainée et de celui de portance qui sont calcules par rapport a une valeur de référence et cette visualisation pour objectif de s'avoir le comportement de deux coefficient et assurer la convergence de système

Mais pour le terme de comparaison il vaut mieux de calculer les force en newton que l'on connait que ce elle est égale.

1. **Le coefficient de portance cl (lift)**

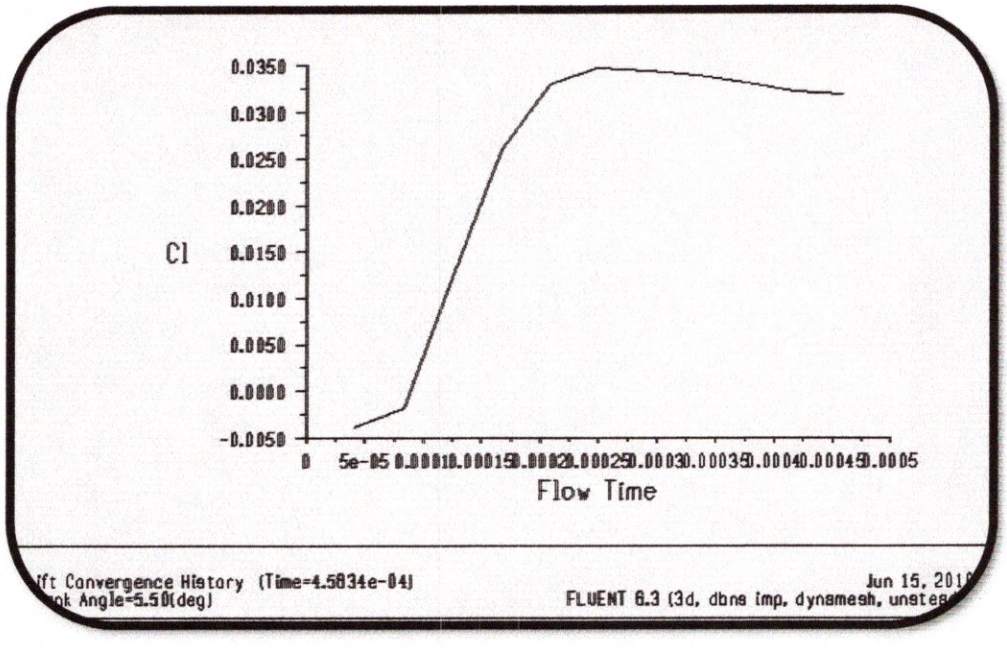


Figure (IV-66) : le coefficient de portance

2. **Le coefficient de trainée cd (drag)**

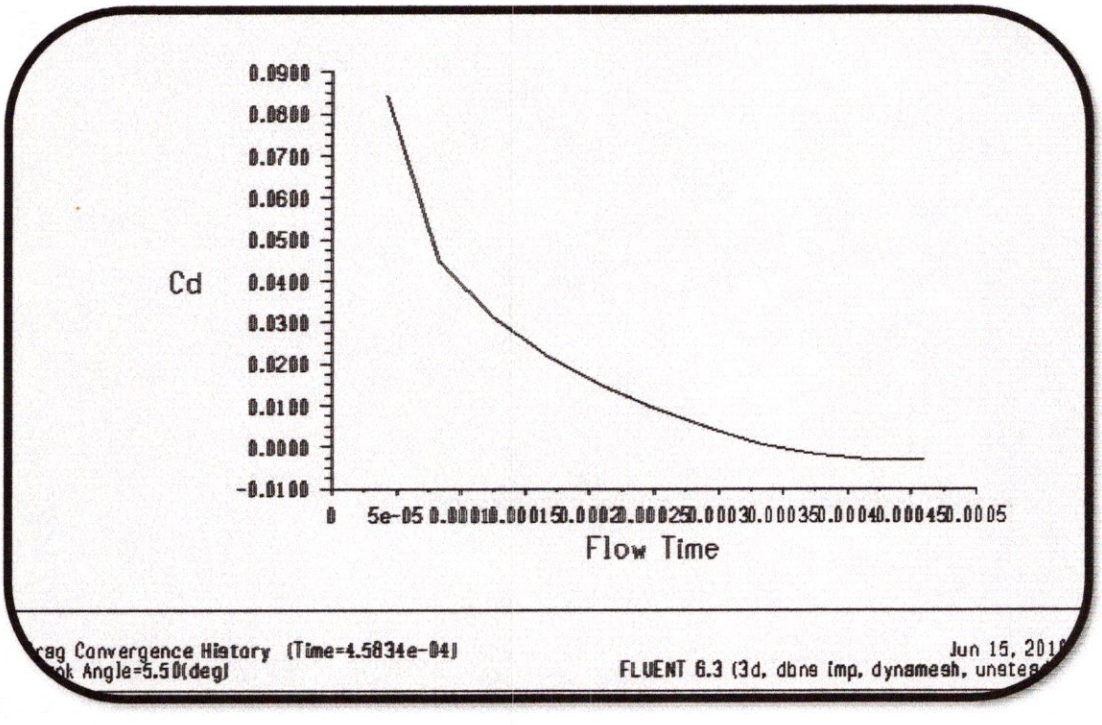


Figure (IV-67) : le coefficient de trainée

On remarque que pour un angle d'attaque 0 et l'incidence 8°une augmentation de cl (force de pression) et diminution de cd (force de viscosité ou bien de pression) jusqu'a

après la stabilité de deux coefficients ce que nous permet de s'avoir que le système est converge.

IV-3-2-6 /choix des conditions limites (pour n=2500tr/min) :

Pour voir l'influence de la vitesse de rotation sur le déroulement des résultats, on a gardé les mêmes conditions avec une vitesse de rotation différente :

1 / Vitesses de rotation :

- Ω1 = 2500 RPM = 130.9 Radians/S

2/ l'entrée et la sortie :

- Vitesse entrée (Velocity - inlet) = 220m/s
- Psortie (pressure-Outflow) = Psortie (pressure-Outlet) = 0 Pascal

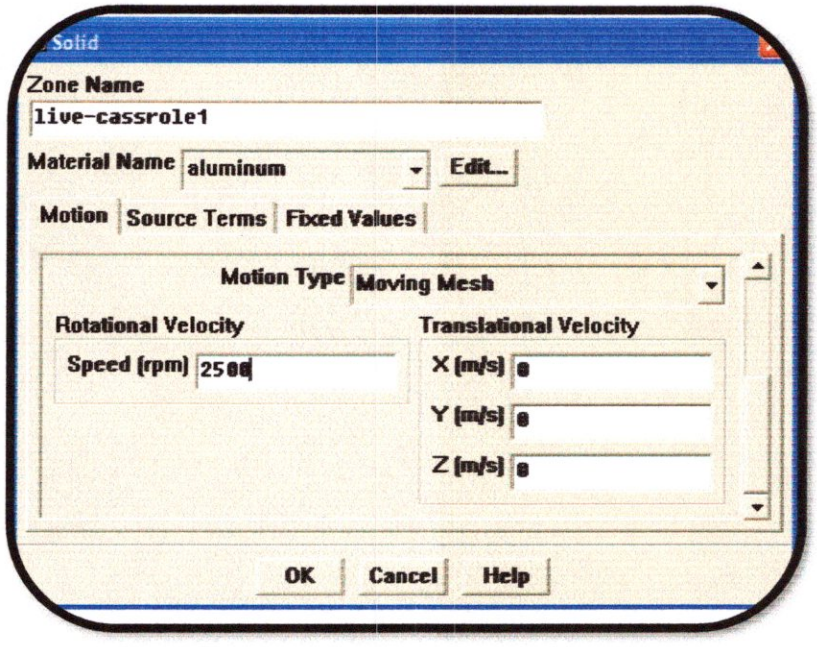


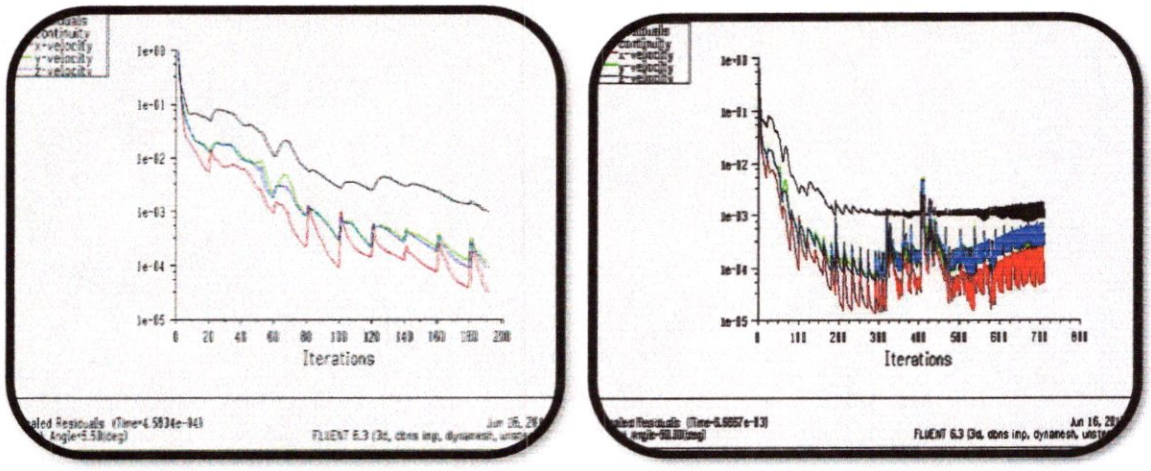
Figure (IV-68) :l'une des fenêtres de changement de vitesse de rotation

3/ la solution initiale :

Il est conseillé dans nombreux cas d'initialiser les calculs aux conditions de l'entrée.

La Solution initiale est la suivante

u = 220.0006 m/s
v = 0 m/s
w =0 m/s



L'angle =7° ***L'angle =85°***

Figure (IV-69) : l'évolution de résidu (l'avion complet)

Remarque importante

Par fois on voit l'affichage de problèmes de retour de débit (Back Flow) Qui apparaît lorsque la pression statique dans une maille voisine à la maille qui est sur la frontière est inférieure à la pression imposée en conditions aux limites.
Il faut essayer d'éliminer le Back flow en éloignant la sortie (en allongeant la sortie).

Après avoir la convergence de notre système, on passe à l'étude des évolutions de quelques paramètres par exemple le contour de pression et la vitesse, densité.

IV-3-2-7 /Les résultats :

IV-3-2-7-1/ Contour de la pression statique de l'extrados :

Par fluent :

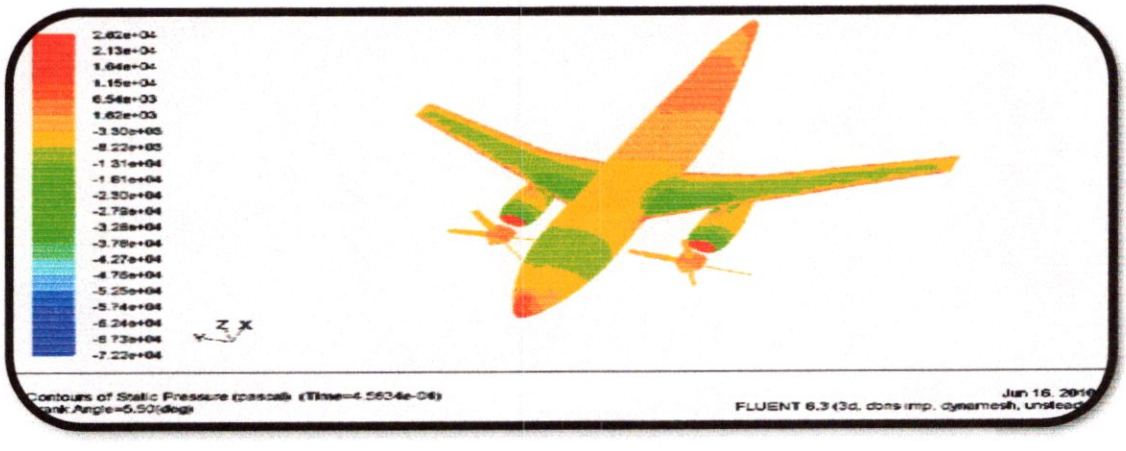


Figure (IV-70) : contour de la pression statique « extrados »

IV-3-2-7-2 / Contour de la pression statique de l'intrados :

Par fluent :

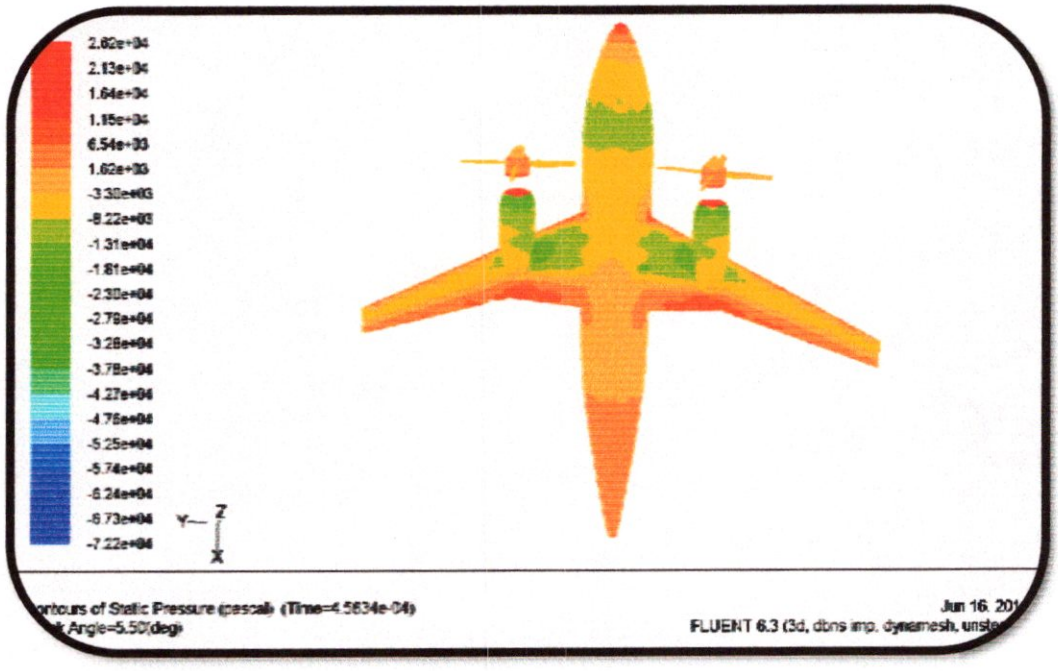


Figure (IV-71) : contour de la pression statique « intrados »

IV-3-2-7-3 / Contour de la pression totale (par fluent)

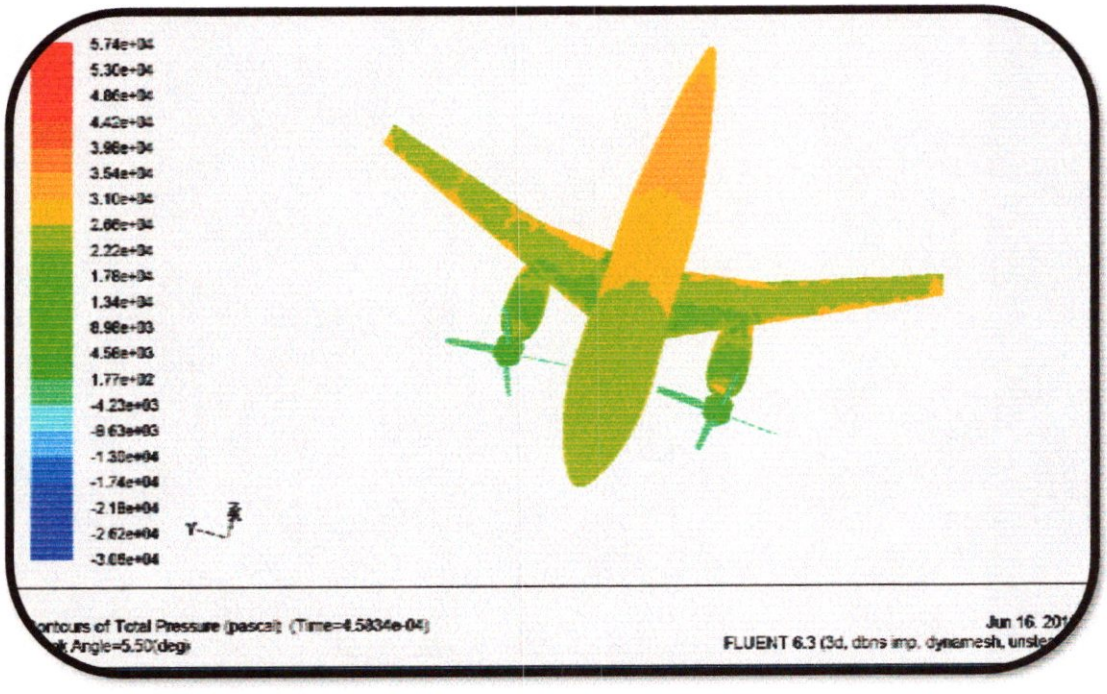


Figure (IV-72) : contour de la pression-totale

IV-3-2-7-4 / contour de coefficient de pression

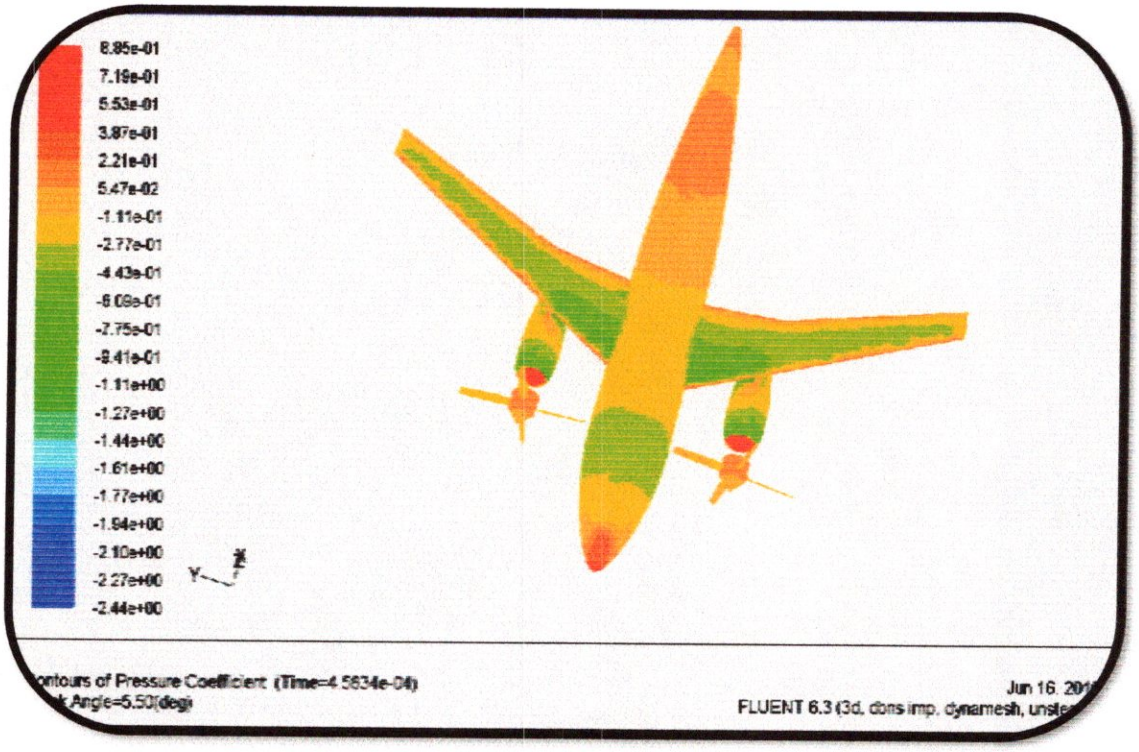


Figure (IV-73) : contour de coefficient de pression

IV-3-2-7-5 /Contour de la vitesse (par fluent)

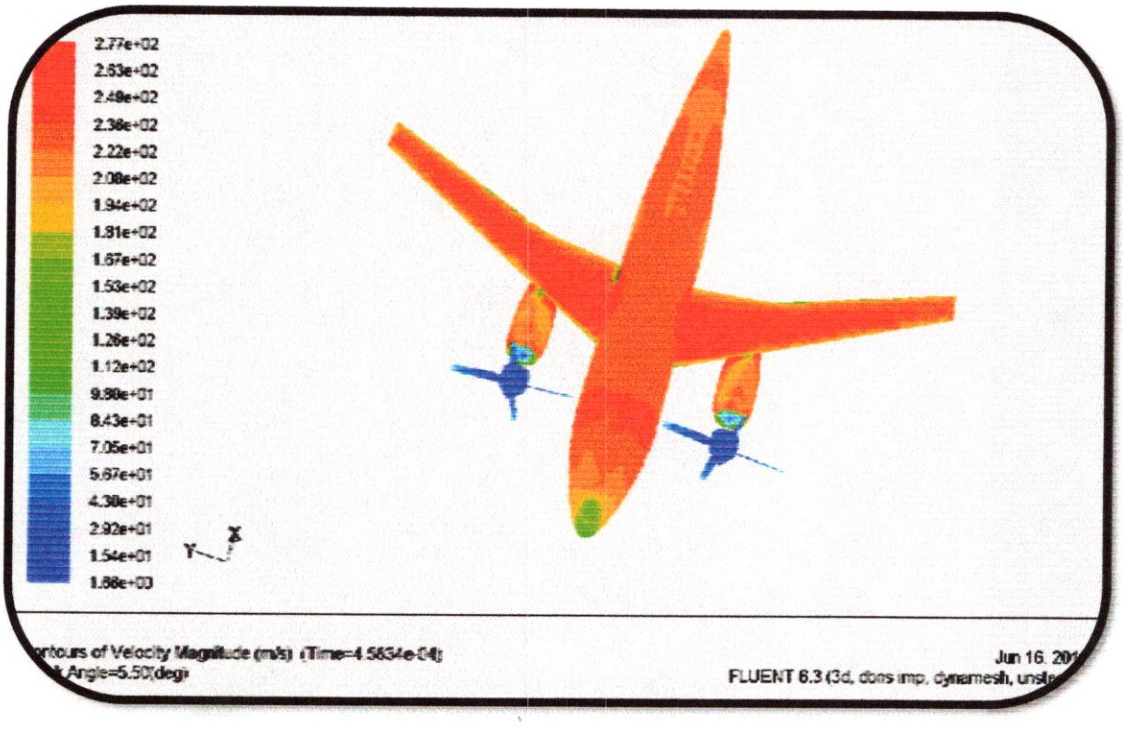


Figure (IV-74) : contour de l'intensité de vitesse

IV-3-2-8 / Interprétation des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus on peut dire :

- Les mêmes évolutions de résidu et de contour de visualisation avec la vitesse précédente sauf que cette fois ci la valeur est différente un petit peu et la convergence se fait dans un temps moins que le premier.

Sachant que toujours :

1. Apparition d'une zone de suppression sur l'intrados et une dépression sur L'extrados dû à la direction de l'écoulement le long de la pale.

2. Apparition de deux zones : l'une ou la pression est maximale (en rouge) qui Correspond aux points de vitesse nulle c'est-à-dire la pression statique est la Pression totale .la deuxième zone ou la pression atteint sa valeur minimale (en Bleu).

3. Les contours de la simulation numérique sont proches qualitativement que celle du Phénomène physique

IV-3-2-9/ Comparaison des résultats :

La comparaison se fait sur les paramètres suivants :

1/influence de l'hélice sur la cellule d'avion :

D'après la comparaison entre les résultats de la simulation du fuselage avec et sans hélice, on peut dire que l'hélice influe sur les performances aérodynamique de l'avion d'une manière indirect, sachant que sa présence sur les nacelles va diminue la différance de pression entre l'extrados et l'intrados qui va donner une portance faible par rapport a la première et ainsi diminution de la poussée d'après l'analyse des forces de pressions, et les valeurs de cp ce qui est logique car les avion a hélice vol au basse altitude avec une faible vitesse (mach = 0.75) si on compare avec les avion qui sont occupés par des réacteur, et la majorité de poussée est obtenue par l'hélice.

2/l'influence de la distance :

Cette distance elle est entre la cellule d'avion et l'hélice, selon l'axe des x (comparaison entre deux cas ; x=20, x=40) ce paramètre ne influe pas beaucoup sur les résultats car elle est très proche de la nacelle avec une petite différence entre les deux valeurs, et aussi n'ai pas d'importance car la réalité ne reflète pas leurs positions.

3/influence de la vitesse de rotation :

La vitesse rotation a aussi une influence positive sur les performances aérodynamiques (ils sont proportionnels avec la vitesse de rotation) comme la distribution de la pression autour de l'avion et ainsi les valeurs de portance (aspiration vers le haut) et la poussée d'après la comparaison des valeurs des différences de pression.

Les trois paramètres dans le cadre d'avoir l'influence de l'hélice sur la cellule d'avion sous le nom **interaction hélice-fuselage**.

Remarque

On ce qui concerne les résultats obtenues, sont bons (appartenant a une plage de visualisation logique), d'après l'utilisation de la fonction scale mais cette fois ci dans icem-cfd pas dans fluent car les hélices ont deux centres de rotation différents (positionnes sur les demi- ailes et l'origine est au niveau du fuselage) de l'origine et le fluent a une seule translation.
La fonction décrite est utilisable si on la fait pour chaque élément tout seul pour notre cas.

IV-3-2.10 / Résume de Schéma de simulation

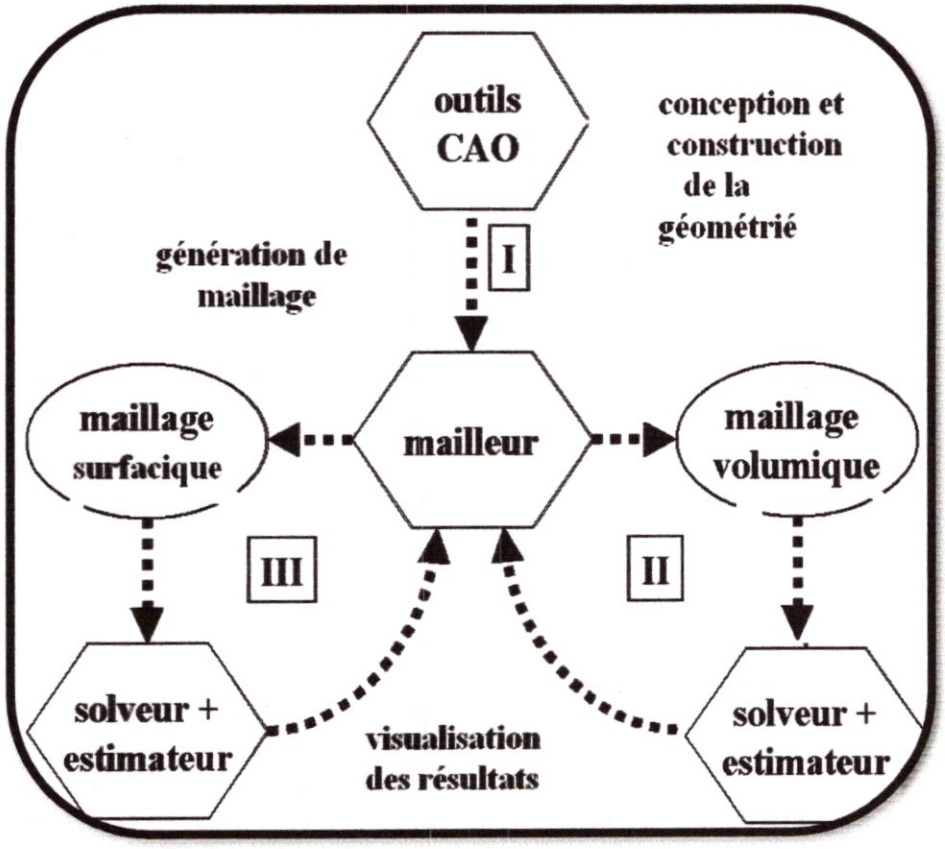


Figure (IV-75) : schéma de simulation

Conclusion

Partie 1 : simulation hélice et le fuselage

Le vrai objectif de la simulation de chaque élément est de savoir l'évolution de grandeurs physiques comme la pression et la vitesse …etc. Dont l'objectif est de comparer de ce qui existe théoriquement afin de connaitre la capacité de fluent et être comme reference pour l'étude de mouvement relatif.

Dans ce chapitre l'étude réalisée est considérée comme une introduction au mouvement relatif, elle est donnée comme résultat acceptable de point de vue comportement des phénomènes qu'on a présentés avant, et après la convergence et on distingue comme exemple :

1 / Distribution de pression

2/ la variation de la vitesse

Mais avec une petite différence entre les aspects quantitatifs qui sont dus essentiellement au choix des conditions limites qui se commande par l'expérience, et la maitrise suffisante des options de ce code de calcul (fluent)

Partie 2 : simulation de hélice + fuselage

A fin de connaitre le terme interaction fuselage –hélice, on a effectué plusieurs tests dans le cas du mouvement relatif en plus a la simulation de chaque élément seul, comme indiquent les comparaisons précédentes sachant que chaque paramètre influe sur les résultats de visualisation de point de vue quantité, pas comportement.

Malgré que tous les résultats obtenus sans validation, qui nous permettra d'estimer et de juger leurs évolutions, on les fait comparer avec la théorie et aussi les changements vus par rapport a la première et la deuxième section ce qui concerne l'hélice et le fuselage respectivement on peut dire que les résultats obtenus sont dans les normes et on peut les utiliser actuellement dans l'attente de les améliorer (de trouver la solution pour le cas des hélices dans au niveau des nacelles) et l'étude de sa stabilité prochainement par les étudiant intéressés par ce travail.

CHAPITRE V

conclusion generale

CONCLUSION

Ce mémoire a pour objectif d'améliorer un travail réalisé l'année passée sur l'étude aérodynamique par l'utilisation de l'option moving mesh dans fluent. Cette amélioration consiste a ajouté une cellule d'un avion DLR-F6 au quelle on a ajouté des hélices installées sur les nacelles.

Notre étude est une simulation numérique visant à tester les capacités du code de calcul FLUENT pour le traitement de ce genre des problèmes avec mouvement relatif.

Dans cette étude On a utilise trois logiciels commerciaux. On a généré la géométrie dans Solidworks, et on a généré le maillage non structuré, pour qu'il sera prés au calcul dans le fluent.

C'est vrai que dans cette brochure on a trouvé quelques difficultés qui sont dues essentiellement à l'insuffisance des connaissances sur les logiciels ou bien un manque d'expériences dans certains cas (Par exemple le choix des conditions limite qui est très difficile et qui n'ai pas à la portée de tout le monde).mais on prédit des bons résultats d'après la concordance des résultats quantitatifs avec ce qui existe théoriquement.

Le but de ce travail n'est pas de trouver des bons résultats mais de montrer la possibilité de l'utilisation de CFD pour la résolution des problèmes liés aux écoulements complexes des hélices.

Ce travail est une référence utile pour le démarrage des futurs projets de fin d'études dont l'objectif est d'améliorer le travail déjà réalisé.

Nous préconisons:

la génération d'un code de calcul par fortran ou bien par matleb pour l'étude de la stabilité de l'avion, et la deuxième des choses avoir une technique du maillage convenable pour l'adaptation de l'hélice a la nacelle qui fait le mouvement de rotation (lier le maillage volumique et surfacique) et on fin faire un calcul compatible a la réalité (non pas faire des simplifications sur les équations a résolus), c.-à-d.un écoulement compressible et visqueux.

Annexes :

1/quelques Configuration Dans fluent

2/notions sur le Maillage

Dans ces annexes on parle de la configuration du code fluent et quelques notions de maillage.

1 /Annexe fluent

Introduction :

Parmi les mouvements qui existent dans le code de calcul à fluent on distingue :

- Le mouvement de translation
- Le mouvement de rotation

En plus à ces deux mouvements on peut programmer d'autres par le langage c++version 6.02

Chaque mouvement est basé sur des relations mathématiques (des équations compliquées) et des conditions d'utilisations et puisque notre thème est lie au mouvement relatif on essaye de donner une aide générale sur sa configuration dans ce code de calcul.

Pour mieux comprendre cette aide on subdivise le travail comme suivant :

1. description des approches de moving mesh

2. les notions de moving mesh

3. les notions de rotating reference frame

On s'intéresse seulement au mouvement de rotation.

4. le choix de solveur

5. le choix des conditions limite

6. Les lois du mouvement

I-1 / les approches de moving mesh :

Il existe deux bases d'approche pour la configuration des domaines de simulation selon le problème à visualiser, sachant que l'on distingue :

1. Dans le cas ou le domaine ne se déforme pas (corps rigide) dans ce cas on parle de la solution des équations des écoulements par le « moving référence frame ». qui se caractérise par le :
   - Le terme accélération que l'on ajoute au mouvement
   - La solution va être stationnaire (steady)
   - Présence de terme interface dans les conditions limites.

2. dans le cas ou le domaine change de postions de maillage (déforme) dans cette approche on parle de la solution des équations de la technique dynamique mesh (DM) elle est caractérisée par :

   - la position de maillage et est en fonction du temps
   - la solution est instationnaire

   La configuration de deux approches précédentes sera dans boundary conditions

I-2 / les notions de moving mesh :

I-2-1 / schéma d'illustration :

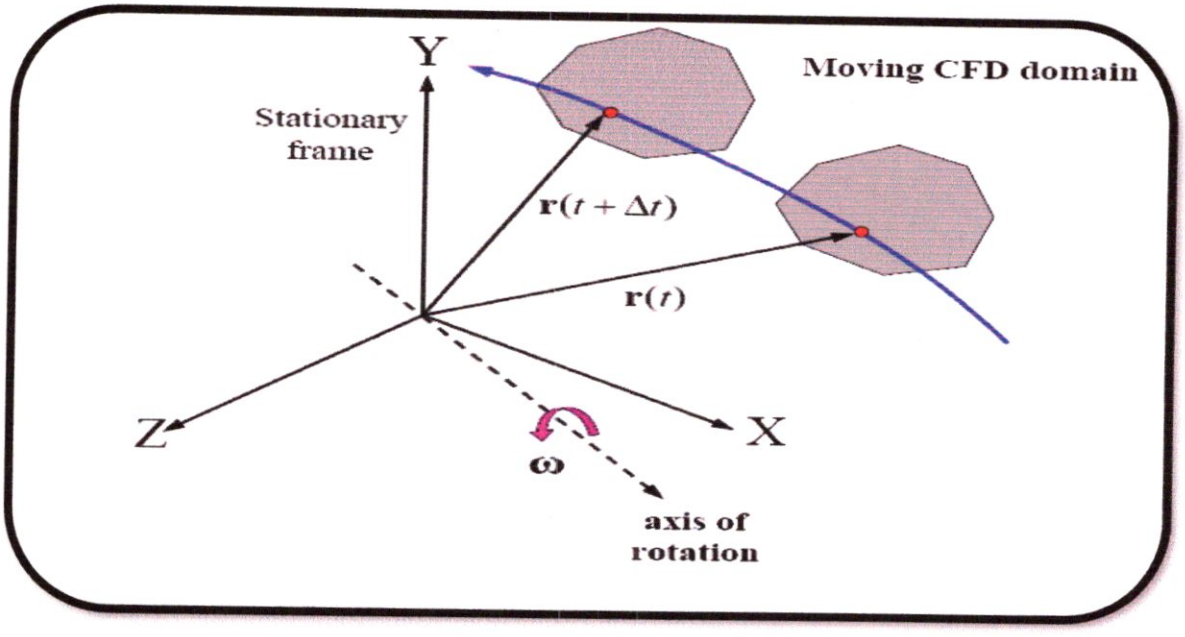


Figure (A.1) : Schéma d'illustration de moving mesh[5]

I-2-2 / les équations de Navier-stocks :

I-2-2-1 / équation de continuité

$$\frac{d}{dt}\int_{\Omega}\rho\, dV + \oiint \rho(\mathbf{V}-\mathbf{U})\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = 0$$

I-2-2-2 / équation de mouvement selon x

$$\frac{d}{dt}\int_{\Omega}\rho v_x\, dV + \oiint_S \left[\rho(\mathbf{V}-\mathbf{U})v_x + p\hat{\mathbf{i}}\right]\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = \oiint_S \boldsymbol{\tau}_{vx}\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS$$

I-2-2-3 / équation de mouvement selon y :

$$\frac{d}{dt}\int_{\Omega}\rho v_y\, dV + \oiint_S \left[\rho(\mathbf{V}-\mathbf{U})v_y + p\hat{\mathbf{j}}\right]\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = \oiint_S \boldsymbol{\tau}_{vy}\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS$$

I-2-2-4 / équation de mouvement selon z :

$$\frac{d}{dt}\int_{\Omega}\rho v_z\, dV + \oiint_S \left[\rho(\mathbf{V}-\mathbf{U})v_z + p\hat{\mathbf{k}}\right]\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = \oiint_S \boldsymbol{\tau}_{vz}\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS$$

Dans ce moving mesh le mouvement de chaque point dans le domaine change en fonction du temps et est traduit par le changement de la position de vecteur $\overline{r}$ tell-que ce dernier présente la vitesse de mouvement de maillage

Pour les corps rigide en rotation avec une vitesse constante on a

$$\dot{\mathbf{r}} = \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r}$$

I-3 / les notions de rotating reference frame :

I-3-1 / schéma de reference frame :

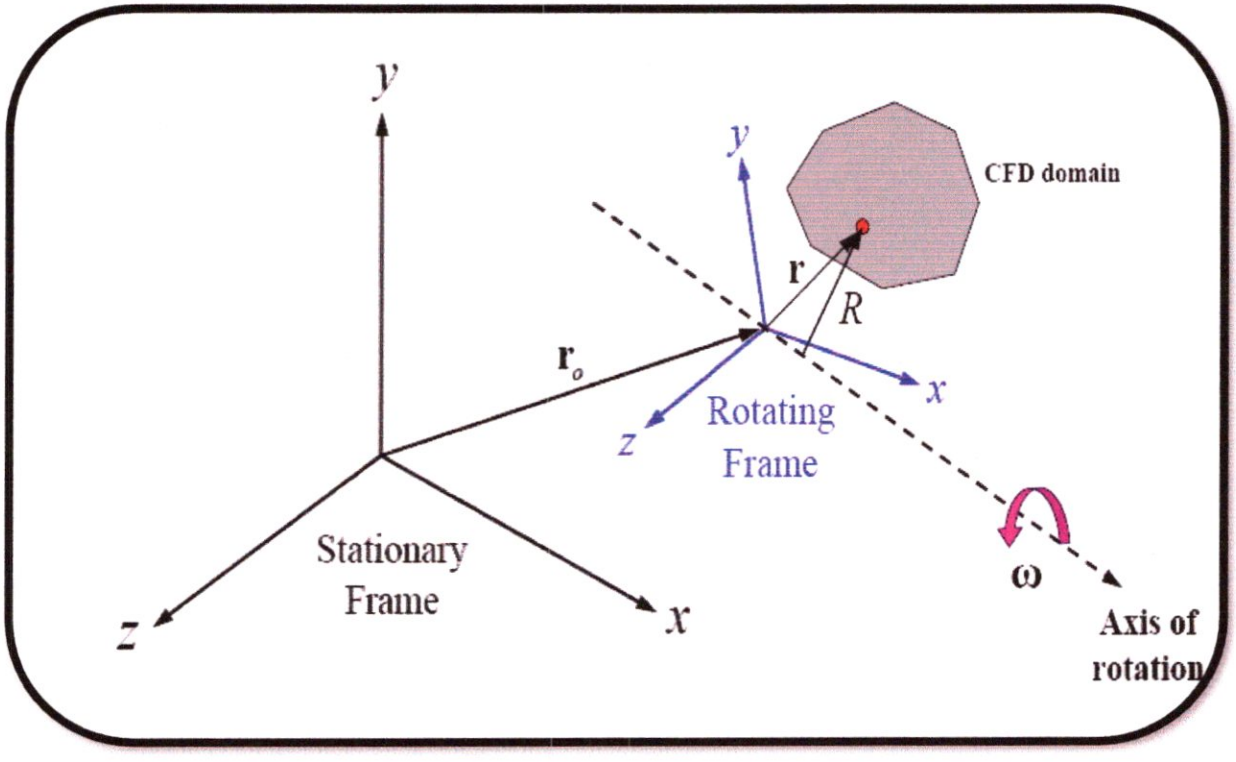


Figure (A.2) : Schéma d'illustration de reference frame[5]

On distingue dans cette partie deux types de vitesses qui sont utilisées dans fluent :

I-3-2/ la vitesse relative (RVF)

I-3-3 / la vitesse absolue (AVF) :

On va donner une petite description sur chacune :

I-3-2 / la vitesse relative (RVF) :

Son symbole est w, elle est utilisée avec le mouvement de rotation relatif.sa compatibilité est avec un fluide compressible 3d et d'un modèle laminaire

I-3-2-1 / les équations de Navier-stocks :

I-3-2-1-1 / équation de continuité :

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\rho\, d\Omega + \oiint_{S}\rho\mathbf{W}\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = 0$$

I-3-2-1-2 / équation de mouvement:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\rho\mathbf{W}\, d\Omega + \oiint_{S}(\rho\mathbf{W}\otimes\mathbf{W} + p\bar{\bar{\mathbf{I}}} - \bar{\bar{\tau}}_{vr})\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = \int_{\Omega}\{\mathbf{F}_b \quad \rho[2\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{W} + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r})]\}\, d\Omega$$

I-3-2-1-3 / le terme de viscosité:

$$\bar{\bar{\tau}}_{vr} = \mu\left[\nabla\mathbf{W} + (\nabla\mathbf{W})^T - \frac{2}{3}(\nabla\cdot\mathbf{W})\bar{\bar{\mathbf{I}}}\right]$$

Avec :

Ω : le volume de control (control volume)

S : les limites surface de volume de control (boundary surface of control volume)

F_b : force de corps (body forces)

Q_g : source de génération de haute chaleur (heat génération source term)

I-3-2-2 / l'accélération due au mouvement de rotation :

$$-\rho[\underbrace{2\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{W}}_{\text{accélération de cariolis}} + \underbrace{\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r})}_{\text{accélération centripretal}}]$$

I-3-3 / la vitesse absolue (AVF) :

I-3-3-1 / les équations de Navier-stocks :

I-3-3-1-1 / équation de continuité :

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\rho\, d\Omega + \oiint_{S}\rho\,\mathbf{W}\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = 0$$

I-3-3-1-2 / équation de mouvement:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\rho\,\mathbf{V}\, d\Omega + \oiint_{S}(\rho\,\mathbf{W}\otimes\mathbf{V} + p\,\overline{\overline{\mathbf{I}}} - \overline{\overline{\boldsymbol{\tau}}}_{v})\cdot\hat{\mathbf{n}}\, dS = \int_{\Omega}\{\mathbf{F}_{b} - \rho[\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{W} + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r})]\}\, d\Omega$$

I-3-3-1-3 / le terme de viscosité:

$$\overline{\overline{\boldsymbol{\tau}}}_{v} = \mu\left[\nabla\mathbf{V} + (\nabla\mathbf{V})^{T} - \frac{2}{3}(\nabla\cdot\mathbf{V})\overline{\overline{\mathbf{I}}}\right]$$

I-3-3-2 / l'accélération due au mouvement de rotation :

$$-\rho[\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{W} + \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r})] = \underbrace{-\rho(\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{V})}_{\text{accélération reduces}}$$

I-3-4 / la comparaison entre les deux vitesses :

I-3-4-1/ la vitesse relative (présentation de l'équation de mouvement selon x) :

$$\frac{\partial \rho w_x}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{W} w_x = -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{rx} - \rho(2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{W} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) \cdot \hat{\mathbf{i}}$$

Coriolis Acceleration — Centripetal Acceleration

I-3-4-2 / la vitesse absolue (présentation de l'équation de mouvement selon x) :

$$\frac{\partial (\rho v_x)}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{W} v_x = -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{rx} - \rho(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}) \cdot \hat{\mathbf{i}}$$

Coriolis + Centripetal Accelerations

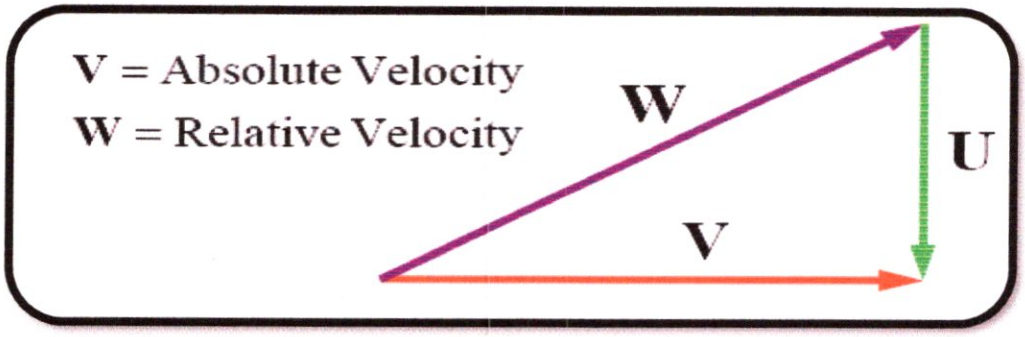
I-3-5 / le triangle de vitesse :

La relation qui existe entre les vitesses relative et absolue est :

$$\mathbf{V} = \mathbf{W} + \mathbf{U}$$

$$\mathbf{U} \equiv \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}$$

Le triangle de vitesses est le suivant



I-4 / le choix de solveur

Le choix de solveur est commandes par :

1. **pressure Based** : généralement elle est utilisée pour :
   - les fluides incompressibles (dans le nombre de mach est <0.3)
   - les fluides compressibles à basse vitesse (subsonique)

2. Density Based : elle utilise pour :

- les fluides compressibles à haute vitesse (transsonique et subsonique)

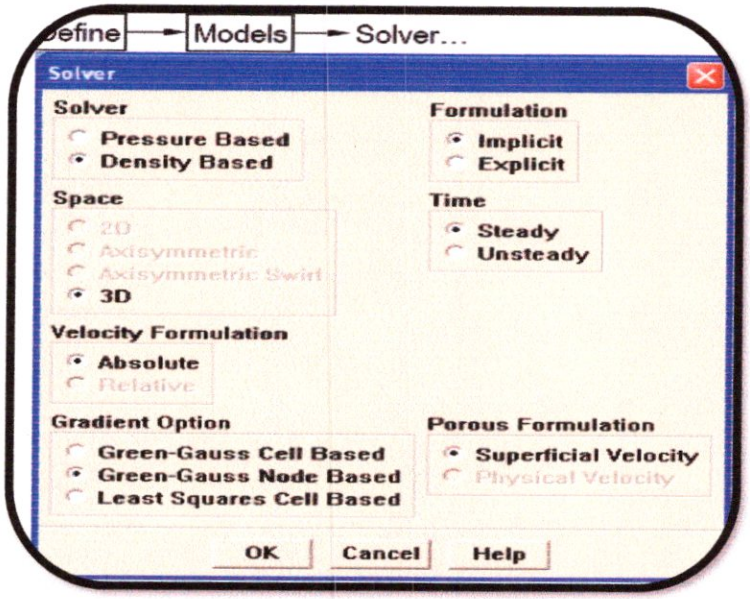


Figure (A.3) : Schéma d'illustration de solveur[3]

I-5 / le choix des conditions limite:

Le choix des conditions limites pour l'entrée et sortie du domaine dans le cas d'un mouvement de rotation est comme suivant :

I-5-1: pressure inlet / pressure outlet

I-5-2: velocity inlet /pressure outlet

I-5-3: Mass flow inlet / pressure Outlet

I-6 / Les lois du mouvement :

La mécanique classique repose sur ce qu'on appelle traditionnellement les trois lois de Newton qui sont :

Citons newton pour la première loi :

Tout corps persévère dans l'´etat de repos ou de mouvement uniforme en ligne droite dans lequel il se trouve, `a moins que quelque force n'agisse sur lui, et ne le contraigne à changer d'´etat.

Cette loi, telle qu'énoncée, repose sur certaines hypothèses. Premièrement, la vitesse d'un objet dépend du référentiel utilisé pour l'observer. Un objet peut se déplacer à vitesse constante dans un référentiel et être accélère par rapport à un autre référentiel. En fait, on doit considérer la première loi comme une définition, celle d'une classe de référentiels dans lesquels elles' applique.

Un référentiel est dit inertiel, ou galiléen, si un objet ne subissant aucune influence extérieure se déplace à une vitesse constante dans ce référentiel. Un objet ne subit aucune influence extérieure, ou aucune force, s'il est infiniment, éloigne des autres objets qui sont la source des forces pouvant s'exercer sur l'objet considère. Un tel objet n'existe pas en pratique : il s'agit d'une idéalisation. Reformulons donc la première loi, aussi appelée principe d'inertie, ou principe de Galilée, de la manière suivante :

Un objet libre d'influence extérieure se meut a une vitesse constante dans un référentiel inertiel.

Nous insistons sur le fait que cette première loi n'est rien d'autre que la définition d'un référentiel inertiel.

Citons encore une fois Newton pour la deuxième loi :

Les changements qui arrivent dans le mouvement sont proportionnels à la force motrice, et se font dans la ligne droite dans laquelle cette force a été imprimée.

Le langage relativement flou de l'´epoque a été remplacé de nos jours par l'énoncé suivant, qui nécessitent toutefois quelques explications :

La force totale sur une particule est égale a sa masse Fois son accélération : F = ma.
On exprime souvent cette relation en fonction de la quantité de mouvement (ou impulsion) p de la particule :

$$\mathbf{F} = \frac{\mathrm{d}\mathbf{p}}{\mathrm{d}t} = m\frac{\mathrm{d}\mathbf{v}}{\mathrm{d}t}$$

En dépit de la familiarité de tous avec cette loi, sa signification n'est pas aussi immédiate que ce que l'on peut croire dans les cours d'introduction `a la physique :

1. Qu'entend-on par **force**? La force n'est pas définie par la deuxième loi de Newton, mais par des lois de force, telle la loi de la gravitation universelle, qui donnent la force ressentie par un objet en fonction de la distance qui le sépare des autres objets et, dans certains cas, de sa vitesse. Il est sous-entendu dans la deuxième loi de Newton que cette influence d'un objet sur un autre qu'on appelle force prend la forme d'un vecteur.

2. La force qui figure dans la deuxième loi de Newton est la **force totale** appliquée sur la particule, c'est-`a-dire la somme vectorielle des forces provenant de tous les objets qui l'influencent. Cette quantité est aussi appelée **résultante** des forces. Il est bien évidemment possible qu'une particule ait une accélération nulle même si elle est soumise `a de multiples forces, pourvu que la résultante soit nulle.

3. Qu'entend-on par **masse?** On peut considérer que la deuxième loi de Newton constitue une définition de la masse d'un objet (on dit aussi **masse inertielle**). La masse est une mesure de **l'inertie** de l'objet. Plus l'objet est massif, plus il est difficile de le mettre en mouvement (i.e., plus son accélération est petite) avec une

force donnée. Cette masse est aussi une mesure de la quantité de matière contenue dans l'objet.

La troisième loi de Newton est aussi connue sous le nom de loi d'action-réaction. Citons Newton :

L'action est toujours égale et opposée `a la réaction; c'est-`a-dire, que les actions de deux corps L'un sur l'autre sont toujours ´égales, et dans des directions contraires.

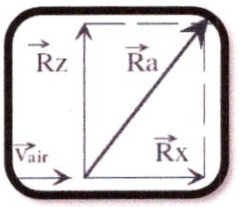
En langage moderne, on dirait plutôt ceci :

Quand deux objets interagissent, la force F21 produite
Par le premier objet sur le deuxième est l'opposée de
La force F12 produite par le deuxième sur le premier,
Ou F12 = −F21

I-7/ les forces aérodynamiques :

I-7-1/ la partie théorique :

I-7-1-1/généralités sur les forces aérodynamiques :



Lorsque l'air s'écoule autour d'un objet, ou que ce dernier se déplace dans l'air, des forces Aérodynamiques se créent sur l'obstacle
D'une manière générale en aérodynamique les actions de l'air se Décomposent en deux forces :

- une parallèle à la vitesse de l'air et de même sens, la traînée ***Rx***
- une perpendiculaire à la vitesse, la portance ***Rz***

La somme vectorielle de ces deux forces constitue la résultante des forces aérodynamiques ***Ra***

I-7-1-1-1/ étude de la portance :

Portance créée par la différence de pression entre l'extrados et l'intrados du profil : "aspiration" du profil vers le haut donc sustentation.

La portance se crée sur chaque partie de l'aile. Pour simplifier sa représentation on la représente en un point en regroupant l'ensemble de des petits éléments de portance. Le point d'application de la portance globale s'appelle le **centre de poussée (CP)**. Lors des différentes phases de vol il se déplace sur l'aile en fonction de la vitesse et de l'incidence. Plus ses déplacements sont importants et plus l'avion sera délicat à piloter.
Les variations de la portance sont quant à elles appliquée en un autre point que l'on appelle **le foyer (F)**. Il se situe entre le quart (25%) et le tiers (33%) de la corde en partant du bord d'attaque. Ces déplacements sont limités.

I-7-1-1-2/étude de la trainée :

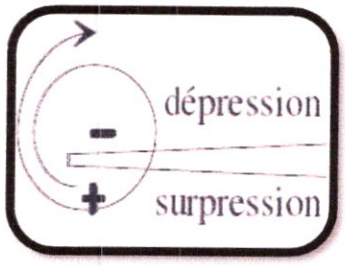
La traînée d'un profil résulte des forces de pression dans l'axe de l'avion. Toutefois on peut la décomposer en trois parties distinctes :

- la traînée de forme
- la traînée de sillage
- la traînée induite (due à la portance).

La première est liée à la forme du profil. Les différents profils engendrent des écoulements différents. Les différences de pressions entre l'avant et l'arrière ne sont donc pas identiques, la traînée est donc influencée par la forme du profil.

La seconde est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la traînée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'avion.

La dernière est liée aux différences de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile (qui engendrent la portance). En effet l'air de l'intrados étant en surpression par rapport à celui de l'extrados, l'air du dessous du profil a tendance à remonter vers le dessus au niveau des saumons d'aile. Cela crée des tourbillons que l'on appelle **tourbillons marginaux**.



En extrémité d'aile ils partent de l'intrados de l'aile et remontent vers l'extrados. Ils s'élargissent au fur et à mesure que l'on s'éloigne derrière l'aile.

L'avion laisse donc derrière lui deux tourbillons qui engendrent des perturbations d'autant plus importantes que l'avion est de grande taille. Ceux-ci peuvent s'avérer très dangereux lorsqu'on passe dans le sillage d'un autre appareil, notamment en phase de décollage ou d'atterrissage. C'est la raison pour laquelle lorsque deux avions se suivent dans les phases de décollage ou d'approche sur un aéroport, ils doivent s'espacer en fonction de leurs
Poids respectifs (car le poids est représentatif de la taille de l'avion et donc de la puissance des tourbillons marginaux qu'il engendre).

I-7-1-2/création de la trainée

Méthode de Betz :

application des lois de conservation sous forme intégrale pour obtenir une formule permettant d'estimer la traînée d'un corps placé dans un écoulement à partir de

la mesure de la vitesse dans un plan amont (Où la pression statique a quasiment retrouvé son niveau à l'infini amont)

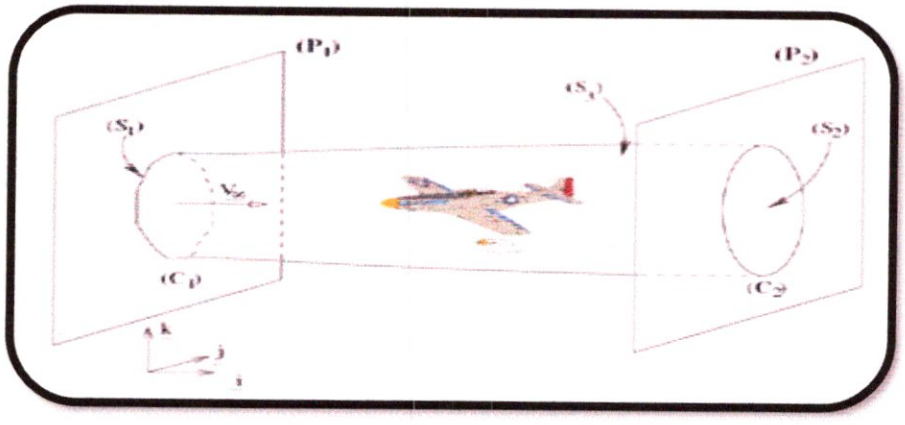


Figure (A.4) : essai de la soufflerie[6]

Le coefficient de trainée est donnée par :

$$C_D = 2\int_{S_2} \frac{\rho u}{\rho_\infty V_\infty}\left(1 - \frac{u}{V_\infty}\right)\frac{dS}{A}$$

Le type de trainée qui se crée dans des différents écoulements est comme suivant :

Qualité d'écoulement	Le type de trainée
Ecoulement sans apport de chaleur	La trainée est crée par les sources d'entropie irréversibles (frottement, chocs)
Ecoulement subsonique de fluide idéal	Trainée nulle (paradoxe de d'Alembert)
Ecoulement transsonique de fluide idéal	Trainée d'onde
Ecoulement subsonique de fluide réel (régime laminaire)	Trainée de frottement
Ecoulement transsonique de fluide réel (régime turbulent)	Trainée de frottement et trainée d'onde

Ce que concerne la pratique on utilise le fluent pour la détermination des ces forces aérodynamique comme indique les tableaux suivants :

I-7-2/ la partie pratique

I-7-2-1/ Les rapports des forces des géométries :

Dans le «menu « report » et exacte dans le sous menu « force » on trouve la Fenêtre suivante :

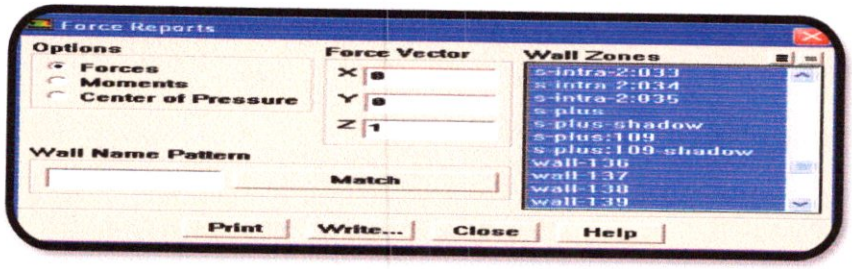


Figure (A.5) : le sous menu force aérodynamique [3]

1/ Le rapport de forces suivantes les axes (pour la cellule DLR –F6)

La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe z (poussée) qui compense la trainée		La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe x (portance) qui compense le poids	
Force vector: (1 0 0)		Force vector: (0 0 1)	
Zone name	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)	Zone name(n)	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)
fuse_0	28019392	fuse_0	-3761547
fuse_1	-20744766	fuse_1	20030926
fuse_2	549025	fuse_2	2e+08
fuse_3	11106546	fuse_3	40242800
fuse_4	-9463016	fuse_4	50585848
nacelle_inside	6318651	nacelle_inside	10248289
nacelle le	23698794	nacelle_le	-790944
nacelle_outside	-7705273	nacelle_outside	-12418429
pylon	1909375	pylon	4006660
wing_dn	-23883724	wing_dn	-2e+08
wing_le	42906052	wing_le	58562448
wing_te	-506383	wing_te	15231
wing_tip	64772	wing_tip	-26805
wing_up	43264028	wing_up	1e+09
Net	96116473	Net	2. e+09

2 / Le rapport de forces suivantes les axes (pour l'avion bimoteur à hélice)

La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe x (poussée) qui compense la trainée		La projection de la résultante aérodynamique sur l'axe z (portance) qui compense le poids	
Force vector: (1 0 0)		Force vector: (0 0 1)	
Zone name	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)	Zone name(n)	Viscous force(n)=0 Pressure force (n)
wall-149	12	wall-136	40485.078
wall-150	47	s-extra-2	2.0068023
wall-151	16	wing up	1152.6743
wall-152	47	wing_dn	-412.68784
wall-136	3452	pylon	8.9704103
s-extra-2	3	fuse_0	-3.5184653
s-intra-2	-3	fuse_1	14.938917
wing up	43	fuse_2	85.712624
wing_dn	-38	fuse_3	-13.365272
pylon	3	fuse_4	41.091415
fuse_0	21	wing_le	15.186337
fuse_1	-56	nacelle_inside	2.1144824
fuse_3	-3	nacelle_outside	-9.7721806
fuse_4	-28	s-extra-2:022	2.2820637
wing_le	44	s-extra-2:026	-2.2428174
nacelle_inside	3	s-extra-2:028	-2.1510875
nacelle_outside	-14	s-intra-2:029	-2.0040851
s-extra-2:022	3	s-intra-2:031	-2.2874327
s-extra-2:023	3	s-intra-2:033	2.2500453
s-extra-2:024	3	s-intra-2:034	2.1470857
s-extra-2:025	2		
s-extra-2:026	3		
s-extra-2:027	3		
s-extra-2:028	3		
s-intra-2:029	-3		
s-intra-2:030	-2		
s-intra-2:031	-3		
s-intra-2:032	-3		
s-intra-2:033	-3		
s-intra-2:034	-3		
s-intra-2:035	-3		
s-casrole:036	4		
s-casrole:037	4		
Net	3560	Net	413671

2/annexe maillage

Introduction :

L'icem –cfd est l'un parmi les meilleurs logiciels de maillage de 2D et 3D et aussi structuré et non structuré et La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.
Pour mieux comprendre le terme de maillage on va faire le travail suivant :

I-Choix du type de maillage :

I-1 / *Maillage structuré (quadra/hexa) :*

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, il présente les avantages suivants :

• Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.

• Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

- Ses inconvénients :

• Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe
• Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes

I-2 / *Maillage non structuré (tri/tétra.) :*

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

- Ses avantages :

• Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des Éléments

• Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés

- Ses inconvénients :

• Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré

• Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré

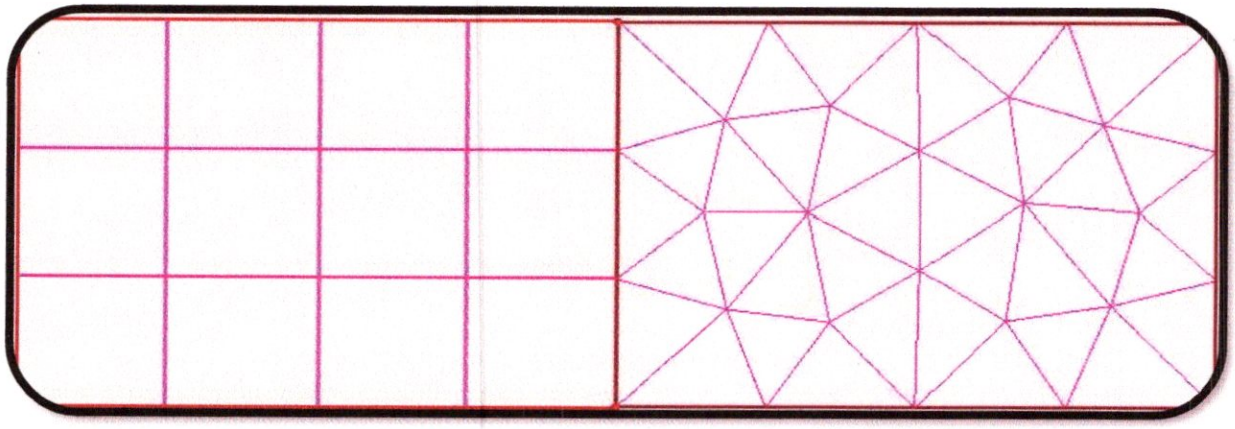


Figure (A.6) : comparaison entre le maillage structure et non structure [4]

I-3/ Maillage hybride :

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou Quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

- Ses avantages :

• Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré

II- *Techniques générales de génération du maillage :*

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, Cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.
Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne **Q**ualité des éléments.
- Assurer une bonne **R**ésolution dans les régions à fort gradient.
- Assurer un bon **L**issage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- Minimiser le nombre **T**otal des éléments (temps de calcul raisonnable).

III- *Qualité d'un maillage :*

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un Résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

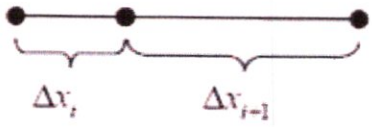
Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :

- Minimisation des éléments présentant des distorsions (skewness)
- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, Ondes de choc …etc.)

Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la Solution et surtout sur le temps de calcul.

➢ **Lissage**

Le changement dans la taille des éléments de maillage d'une zone maillée à une autre doit être graduel, la variation de la taille des éléments de deux zones adjacentes ne doit pas dépasser 20%.



$$\frac{\Delta x_{i+1}}{\Delta xi} \leq 1.2$$

➢ **Nombre total d'éléments :**

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

• Utilisation des maillages non uniformes, en concentrant la bonne qualité du maillage Uniquement dans les zones où c'est nécessaire.

• Utilisation de la fonction adaptation de maillage pour raffiner uniquement sur des Zones bien précises

• Utilisation des éléments de maillage hexaédriques dans les zones adéquates.

IV-Indépendance de la solution du maillage :

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

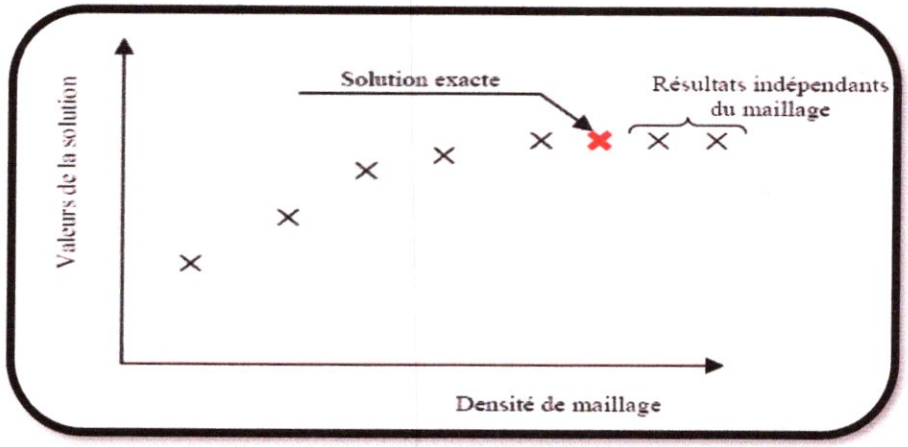


Figure (A.7) :l'évolution de la solution[4]

Bibliographie

[1] - la liste des livres :

1/ D.cauvin « aérodynamique mécanique du vol » institut aéronautique ''jean mermoz''edition 1983

2/ L'aérodynamique du vol de l'avion par ''A.Boisson ''ingénieur civil de l'aéronautique bounod paris 1969

3/ PARASCHIVOIU, I., Aérodynamique subsonique, Editions de l'école polytechnique de Montréal, Montréal, 1998, 573 p.

[2] - les sites internet :

1/www.fluentusers.com

2/www.fluent.com

3/www.ansys.com

4/www.solidworks.fr

[3] - la liste des thèses et mini projets:

[1]/thèse de fin d'études d'ingénieur sous le thème « introduction au calcul des performances d'une hélice avec la technique « maillage mobile » de fluent 2009 réaliser par : BOUBEKEUR Salim ; BOUNJAD Mohamed

-thèse en ligne « simulation d'une hélice »sous l'extension power point

[2]

[4]Thèse de simulation numérique des écoulements internes dans les turbomachines pfe octobre 2007 initiation a la cfd paris Tech (manuel).

[3]Fluent 6.3 tutorial guide september 2006.

4/PROJET METHODE NUMERIQUE Sadat.H ''notice d'utilisation de fluent''.

[4] - Les logiciels et codes de calculs

1/SolidWorks 2009

2/CEM-CFD 4.2

3/FLUENT 6.3