

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

Université SAÂD DAHLEB de Blida  
Faculté des Sciences de l'Ingénieur  
Institut d'Aéronautique de Blida

# MÉMOIRE

De Projet de Fin d'Étude  
En vue de l'obtention du Diplôme

**D'INGÉNIEUR D'ÉTAT EN AÉRONAUTIQUE**

Option : **Construction Aéronautique (Propulsion - Structures)**

---

## Étude de Conception Aérodynamique et Structurale d'une Hélice Aérienne

---

Présenté par :

**LABADI Mohamed**

**KRIMI Abdelkader**

Dirigés par :

**Mr. TAHI Ali (IAB, Univ. Blida)**

**Mr. KHERRAT Abdelkader**

**(Bombardier Aerospace, Canada)**

Promotion : 2010-2011

People's Democratic Republic of Algeria  
Ministry of Higher Education and Scientific Research

SAÂD DAHLEB University of Blida  
Faculty of Engineering Sciences  
Institute of Aeronautics

# **THESIS**

In Partial Fulfillment of the Requirements for the

**Degree of Engineer in Aeronautics**

Speciality : **Aeronautical Construction (Propulsion - Structures)**

---

## **Aircraft Propeller**

## **Aerodynamic and Structural Design**

---

By :

**LABADI Mohamed**

**KRIMI Abdelkader**

Supervisors :

**Mr. TAHI Ali (IAB, Univ. Blida)**

**Mr. KHERRAT Abdelkader**

**(Bombardier Aerospace, Canada)**

Class : 2010-2011

بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

﴿وقل رب زدني علماً﴾

صدق الله العظيم

*Aux deux grands héros de ma vie :*

**Ma mère et mon père,**  
*sans lesquels je ne serai pas sur terre,*

*À la mémoire de my teacher au lycée*

**Mme Souayah Ghazala,**

*À la lutte des femmes.*

# الإهداء

إلى المعلم الأول و السراج المنير، إلى سيدي و حبيبي رسول الله.

محمد عليه الصلاة و السلام

إلى بحر من الحنان و سماء من الأمان، إلى من سهرت علي الليالي و بكت لبكائي، إلى من تودعني من خلف الباب بشفاه تتم لي بالدعاء و أعين تفيض بالدمع ترقب عودتي و تبكي حرقه غيبتني.

أمي الحبيبة

إلى رمز التضحية و التفاؤل و الإيثار، إلى الرجل الذي أستلهم منه الإرادة، إلى من علمني حب العلم و علمني مكارم الأخلاق، إلى من أغخر بأنه أبي.

أبي الغالي

إلى الأنجم التي تضيء حياتي، إلى من يفيض قلبي بمحبتهم و تكمل سعادتني برويتهم، إلى المحبة التي أجدها في عيونهم، إلى من يعجز لساني عن وصف محبتي لهم.

أخواني: هاجر، مريم، آية و إسراء

إلى من حبهم يجري في عروقي، إلى قطعة مني إذا ما ابتعدت عني أحس بألم شديد، إلى من لهم و بهم أكون.

إخوتي: بلال و زكرياء

إلى روح جدي: عمارة، إلى روح جدي: ساعد، إلى جدتي: ربح، إلى روح جدتي: جمعة.

إلى روح عمي لحسن، إلى أعمامي: عثمان و لزهري، إلى عماتي: ربح، علية، سكينه، صليحة و بيّة.

إلى أخوالي: قدور، أحمد، بوعلام، صالح، عبد الحفيظ و عبد القادر.

دموع سنسقط و أعين ستزرف لفراق من كانوا و سيقون الإخوة، إلى الذين سعدت برفقتهم في البليدة، إلى الذين أرجو أن يجمعني بهم الله مرة أخرى، إلى زملاء الدراسة: عبد القادر، رشاش، خالد، الحاج، سمير، وليد، أسماء، إيمان، عائشة، نايلة و غيرهم.

إلى عادل شيراد - روح الطيران و أب مشروع طائرة " شيراد " ، الذي لم ألتق به لحد الآن.

إلى من شاركوني طفولتي و قضيت معهم أسعد الأوقات، إلى الذين جمعني بهم القدر بعد طول افتراق، إلى أصدقائي في تاورة - سوق أهراس: إبن عمي حمزة، عاطف، شكري، ياسين، بغدادي، مجدي، بلال، يونس.

إلى رفاق حياتي الذين عشت معهم أجمل لحظات حياتي في بئر العاتر و تبسة، إلى أصدقائي الذين فرّق القدر بيننا: عبد القادر، عماد، شكري، مالك، عادل، إلياس، سمير، عيسى، مختار، حسين، قمر الزمان، و غيرهم.

إليكم جميعاً أهدي هذا العمل المتواضع ...

محمد لبادي

---

## Merci...

---

*“Al hamdou lillah” : Nous remercions « Allah », le tout puissant, de nous avoir donné autant de courage, de patience et de volonté pour atteindre ce but.*

*Tout d’abord nous tenons à remercier **Mr. TAHI Ali** qui pour nos avoir encadrés pendant ce PFE. Nous le remercions également de nous avoir donné un sujet de PFE dans lequel nous avons eu la chance de découvrir beaucoup de choses très importantes pour l’ingénieur, que se soit scientifiques, techniques ou informatique. Un sujet PFE dans lequel nous avons pu réaliser jour après jour malgré les difficultés rencontrées. Son soutien et ses conseils pertinents ont énormément contribué à l’aboutissement de notre travail. Nous voudrions aussi le remercier pour la confiance dont il a fait preuve envers notre travail. La confiance qui a été pour nous une source de motivation indéniable ainsi qu’un enrichissement personnel fort. Merci de nous avoir introduit dans le monde de la CFD et de la CSM.*

*Nous adressons évidemment nos sincères remerciements à **Mr. KHERRAT Abdelkader**, Senior stress engineer à Bombardier Aerospace Canada, pour son aide et pour la doc qu’il nous offre concernant Patran et Nastan.*

*Nous tenons tous particulièrement à exprimer nos sincères remerciements à monsieur **Ali TSABIT**, Chef de Département Structures à Air Algérie Technics, notre encadreur au stage de PFE, pour son aide, ses conseils, orientations et sa gentillesse.*

*Nous exprimons également nos gratitudeux aux membres du jury qui ont accepté d’examiner ce travail.*

*Nous voudrions profiter de ce manuscrit pour remercier tous les enseignants et les personnels du Département d’Aéronautique qui de près ou de loin ont contribué à notre formation en aéronautique. Merci d’avoir nous encadrés, observés, aidés, conseillés et critiqués.*

*Merci à tous ceux qui, durant toutes ces années, m’ont tant apporté !!!*

*Nous ne termineront pas sans adresser un immense merci à nos parents pour tout ce qu’ils ont fait et pour le soutien qu’ils nous ont apporté durant toutes nos études, et à qui nous devons tout.*

*Enfin, merci à toi, lecteur, de t’intéresser à ce travail de mémoire ...*

*Merci à tous !*

**Labadi + Krimi**

## ملخص

الهدف من هذا العمل هو حساب حمولات الديناميكية الهوائية في الحالتين، السكونية و الدورانية لمروحة طائرة، بالإستعانة ببرامج محاكاة رقمية لميكانيك الموائع و الديناميكية الهوائية.

و إعتقادا على حمولات الديناميكية الهوائية مع الحمولات الكامنة في كلا الحالتين، نستخرج الإجهادات الميكانيكية باستعمال برامج محاكاة رقمية ميكانيكية .

**كلمات مفتاحية :** مروحة طائرة، رسم باستعمال الحاسوب، محاكاة رقمية، ديناميكية هوائية رقمية ، تحليل هيكلي و ميكانيكي.

## Résumé

Le but de ce travail est de calculer les charges aérodynamiques dans les deux cas statique et rotatif d'une hélice par l'utilisation de plusieurs logiciels de CFD (ANSYS ICEM CFD 13 , ANSYS CFX 13 ANSYS Fluent 13 ) et TecPlot avec Matlab . A partir de ces charges plus les charges d'inertie, on a déterminé les charges structurales par l'utilisation des logiciels de la CSM (MD Patran 2010 et MD Nastran 2010).

**Mots-Clés :** Aérodynamique d'hélice, Simulation et modélisation numérique, Mécanique des fluides numérique, Mécanique des structures numérique, Maillage mobile, Analyse structurale, CAO, CFD, CSM.

## Abstract

The purpose of this work is to calculate the aerodynamic loads in the both: static and rotating cases of an aircraft propeller, using a multiple CFD softwares (ANSYS CFD 13, ANSYS CFX 13 and ANSYS Fluent 13), TecPlot and Matlab, based on these loads and by the add of the inertial loads acting on each case we were determined the structural loads using some CSM softwares (MD Patran 2010 and MD Nastran 2010).

**Key Words:** Propeller aerodynamics, Numerical modeling, Structural analysis, Moving mesh, CAD, Computational Fluid Dynamics CFD, Computational Structural Mechanics CSM.

---

## Table des matières

---

	Dédicace	i
	Merci ...	ii
	Résumé / Abstract/ ملخص	iii
	Table des matières	iv
	Table des figures	vii
	Liste des tableaux	xiv
	Nomenclature	xv
	<b>Introduction générale</b>	<b>01</b>
<b>1<sup>ère</sup> Partie</b>	<b>Bibliographie</b> .....	<b>04</b>
<b>Chapitre I</b>	<b>L'hélice, de l'aérodynamique à la conception mécanique</b>	<b>06</b>
	I.1 Évolution technologique.....	07
	I.2 Définitions et principe de fonctionnement.....	07
	I.2.1 Notion de rendement propulsif.....	07
	I.2.2 Définition d'une hélice et d'un profil.....	09
	I.2.3 Différents types d'hélice.....	09
	I.2.4 Caractéristiques géométriques et vocabulaire.....	09
	I.2.5 Coefficients de similitude.....	13
	I.3 Aérodynamique des hélices.....	13
	I.3.1 Classification des méthodes de calcul.....	13
	I.3.2 Théorie monodimensionnelle (Froude) .....	14
	I.3.3 Théorie de l'écoulement moyen (Glauert) .....	14
	I.3.4 Méthode de l'élément de pale.....	17
	I.3.5 Théories tourbillonnaires ou des singularités.....	18
	I.3.6 Théorie du potentiel.....	21
	I.3.7 Équations d'Euler en repère relatif.....	21
	I.3.8 Théorie des fluides réels (Navier-Stokes) .....	23
	I.3.9 Démarches pratiques	23
	I.4 Conception mécanique.....	25
	I.4.1 Efforts extérieurs stationnaires sur la pale.....	25
	I.4.2 Efforts extérieurs instationnaires sur la pale.....	28
	I.4.3 Flottement de la pale.....	31
	I.4.4 Modes globaux de vibration de l'hélice.....	32
	I.5 Technologie de mise en œuvre .....	33
	I.5.1 Avantages de l'usage des matériaux composites dans la fabrication des pales.....	33
	I.5.2 Différentes technologies de construction de pale.....	34
	I.5.3 Exemple de procédé de mise en œuvre.....	35
	I.5.4 Conception modulaire de l'hélice.....	36
<b>Chapitre II</b>	<b>Modélisation Numérique, CFD et CSM</b> .....	<b>38</b>

	II.1 Mécanique des fluides numérique (ou CFD) .....	39
	II.1.1 La simulation des écoulements de fluides.....	39
	II.1.2 Les équations de Navier-Stokes.....	40
	II.1.3 La Turbulence .....	44
	II.1.4 Méthodologie de la CFD.....	48
	II.1.5 Modèle physique.....	48
	II.1.6 Méthodes de discrétisation.....	48
	II.1.7 Le maillage .....	55
	II.2 Mécanique des structures numérique (ou CSM) .....	57
	II.2.1 Mécanique des solides déformables .....	57
	II.2.2 Lois de comportement.....	58
	II.2.3 Discrétisation et résolution.....	59
	II.2.4 Les éléments finis en calcul des structures .....	59
<b>2<sup>ème</sup> Partie</b>	<b>Simulation et modélisation numérique.....</b>	<b>74</b>
<b>Chapitre III</b>	<b>Validation de bon fonctionnement des outils de travail</b>	<b>74</b>
	III.1 Validation de bon fonctionnement des outils CFD.....	75
	III.1.1 Création de maillage structuré autour de profil NACA 0012.....	76
	III.1.2 Simulation numérique de profil NACA 0012 avec ANSYS CFX 13.....	87
	III.1.2.1 Pré-Processing et Importation du maillage .....	87
	III. 1.2.2 Modification des propriétés de fluide.....	89
	III. 1.2.3 Les conditions aux limites.....	89
	III.1.2. 4 Solver control.....	92
	III.1.2.5 Solver Manager.....	93
	III.1.2.6 CFD-Post.....	94
	III.3.3 Simulation numérique de profil NACA 0012 avec ANSYS FLUENT 13.....	99
	III.2 Validation de bon fonctionnement des outils CSM (MD Patran et MD Nastran) .....	79
<b>Chapitre IV</b>	<b>Calcul des charges aérodynamiques d'une hélice aérienne.....</b>	<b>121</b>
	IV.1 Conception de la géométrie avec SolidWorks 2010.....	122
	IV.1.1 La géométrie de l'hélice.....	122
	IV.1.2 Le domaine (Far Field) .....	124
	IV.2 Maillage avec ANSYS ICEM CFD 13.....	125
	IV.2.1 Le maillage de la géométrie pour le cas statique.....	125
	IV.3 Simulation numérique de l'écoulement autour d'hélice.....	138
	IV.3.1 Le cas d'hélice statique.....	127
	IV.3.1.1 Simulation avec ANSYS CFX 13.....	138
	IV.3.1.2 Simulation avec ANSYS FLUENT 13.....	147

	IV.3.2 Le cas d'hélice en rotation.....	156
	IV.3.2.1 Simulation avec ANSYS FLUENT 13.....	156
IV.4	Calcul des charges aérodynamiques.....	169
	IV.4.1 Le cas d'hélice statique.....	169
	IV.4.2 Le cas d'hélice rotative.....	174
<b>Chapitre V</b>	<b>Calcul des charges structurales d'une hélice aérienne.....</b>	<b>121</b>
	V.1 Importation des différentes propriétés de masse utilisées dans le calcul des charges structurales .....	179
	V.2 Les forces appliquées sur la pale .....	179
	V.3 Simulation numérique de la pale d'hélice dans le cas statique avec MD Nastran/Patran .....	181
	V.4 Simulation numérique de la pale d'hélice dans le cas rotatif avec MD Nastran/Patran .....	191
	V.5 Interprétation des résultats .....	192
	<b>Conclusion</b> .....	<b>194</b>
<b>Annexe A</b>	<b>Présentation des logiciels de travail</b> .....	<b>196</b>
	A.1 Logiciel de CAO (CAD : Computer Aided Design): Solidworks .....	197
	A.2 Logiciel de génération de maillage : ANSYS ICEM CFD 13....	202
	A.3 Logiciels de CFD .....	208
	A.3.1 ANSYS CFX 13.....	209
	A.3.2. ANSYS FLUENT 13.....	211
	A.4 Logiciels de modélisation structurale .....	214
	A.4.1 Patran 2010 Student Edition.....	215
	A.4.2. Nastran 2010 Student Edition.....	222
<b>Annexe B</b>	<b>Programmes MATLAB.....</b>	<b>225</b>
<b>Annexe C</b>	<b>Représentation des dimensions de l'hélice.....</b>	<b>228</b>
<b>Annexe D</b>	<b>Les étapes d'obtenir une version gratuite de MD Patran-Nastran Student Edition.....</b>	<b>229</b>
<b>References</b>	.....	<b>234</b>

---

# Table des figures

---

## Chapitre I

Figure I.1	Théorie de Froude .....	08
Figure I.2	Notions géométriques d'une hélice .....	10
Figure I.3	Grandeurs caractéristiques d'un profil .....	10
Figure I.4	Polaires types d'un profil aérodynamique .....	10
Figure I.5	Caractéristiques géométriques d'une hélice : pas, calage et facteur d'activité .....	11
Figure I.6	Caractéristique géométrique d'une hélice : Vrillage .....	11
Figure I.7	Caractéristiques géométriques d'une hélice : Flèche.....	11
Figure I.8	Théorie de Glauert.....	15
Figure I.9	Méthode de l'élément de pale (ou méthode des anneaux).....	16
Figure I.10	Vitesses relatives et efforts locaux sur un profil.....	17
Figure I.11	Modélisation d'une pale et de son sillage par une nappe tourbillonnaire .....	19
Figure I.12	Sillage Tourbillonnaire.....	19
Figure I.13	Organigramme type pour le calcul des vitesses induites stabilisées.....	20
Figure I.14	Résultats types fournis par un calcul 3D d'Euler.....	22
Figure I.15	Orientation des efforts.....	26
Figure I.16	Effort centrifuge et déport de la pale.....	27
Figure I.17	Répartition typique du chargement aérodynamique en envergure pour une Hélice .....	27
Figure I.18	Couples s'exerçant sur un profil autour de l'axe de changement de pas.....	29
Figure I.19	Couple de rappel inertiel.....	29
Figure I.20	Courbe de Wöhler : contraintes alternées admissibles.....	30
Figure I.21	Diagramme de Goodman.....	30
Figure I.22	Diagramme type de Campbell.....	31
Figure I.23	Polaire d'un profil : décrochage statique et dynamique.....	32
Figure I.24	Flottement de pale dû au sillage.....	32
Figure I.25	Modes vibratoires globaux.....	33
Figure I.26	Masse d'une hélice à 4 pales en fonction du diamètre et de la technologie.....	34
Figure I.27	Concepts de section de pale.....	35
Figure I.28	Exemple de procédé de fabrication d'une pale en composites	35
Figure I.29	Exemple de procédure de conception d'une hélice.....	36

## Chapitre II

Figure II.1	Maillages construits avec des systèmes de coordonnées réguliers.....	52
Figure II.2	Classification des maillages.....	54
Figure II.3	Classification des maillages structurés.....	55
Figure II.4	Maillage non structuré.....	55
Figure II.5	Décomposition d'un élément de structure en éléments finis .....	60
Figure II.6	Numérotation des éléments et des nœuds .....	60
Figure II.7	Autre méthode de numérotation des éléments et des nœuds .....	61
Figure II.8	Largeur de bande d'une matrice .....	62
Figure II.9	Numérotation des nœuds .....	63
Figure II.10	Exécution d'un maillage par ordinateur .....	63
Figure II.11	Éléments le plus fréquemment employés.....	64
Figure II.12	Déplacement de M en fonction des coordonnées des nœuds IJKL d'un tétraèdre.....	67
Figure II.13	Problème à deux dimensions.....	69
Figure II.14	Assemblage de deux éléments triangulaires.....	70

## Chapitre III

Figure III.1	Préparation de fichier des coordonnées de profil NACA 0012.....	76
Figure III.2	Importation de fichiers des coordonnées de l'extrados et l'intrados de profil NACA 0012 .....	77
Figure III.3	Création de domaine de calcul (Far Field) .....	77
Figure III.4	Création du block sur le Far Field.....	78
Figure III.5	Association de block avec le Far Field.....	79
Figure III.6	Spécification des tailles des mailles pour chaque famille (Parts).....	79
Figure III.7	Création d'un nouveau block dans le Far Field.....	80
Figure III.8	Décomposition des blocks.....	81
Figure III.9	Suppression de block.....	81
Figure III.10	Association des cotes de block avec les courbes de profil....	82
Figure III.11	Translation des points convenablement au profil.....	82
Figure III.12	Union des deux cotes de block.....	83
Figure III.13	Spécification de nombre de nœuds pour chaque cote des blocks .....	84
Figure III.14	Décomposition de block pour le but de raffinement des mailles au tour de profil .....	85
Figure III.15	Spécification de nombre des nœuds.....	85
Figure III.16	La discrétisation du domaine de calcul.....	86
Figure III.17	L'orthogonalité de maillage sur le profil.....	86
Figure III.18	L'enregistrement de travail.....	87
Figure III.19	L'ouverture de ANSYS CFX13 dans le Workbench.....	87
Figure III.20	Importation de maillage dans ANSYS CFX 13.....	88
Figure III.21	Modification des propriétés de fluide.....	89

Figure III.22	Spécification de la condition d'entrée .....	90
Figure III.23	Spécification de la condition de sortie .....	91
Figure III.24	Spécification de la condition à la paroi .....	91
Figure III.25	Spécification de la condition aux faces.....	92
Figure III.26	Réglage des commandes des résidus.....	93
Figure III.27	L'évolution des résidus.....	94
Figure III.28	Insertion de contour de pression statique.....	95
Figure III.29	Insertion d'une POLYLINE .....	95
Figure III.30	Insertion d'une expression .....	96
Figure III.31	Insertion de variable .....	96
Figure III.32	Procédure à suivre pour le dessin de la courbe des coefficients de pression.....	97
Figure III.33	La courbe des coefficients de pression.....	98
Figure III.34	Exportation de fichier des coordonnées (x(m), Cp) .....	98
Figure III.35	Comparaison entre la simulation numérique avec ANSYS CFX 13 du profil NACA 0012 avec l'expérimental faite au centre de recherche AMES NASA.....	99
Figure III.36	Lancement d'ANSYS Fluent 13 dans le Workbench .....	100
Figure III.37	Importation de maillage dans l'ANSYS Fluent 13 .....	101
Figure III.38	Fixation de modèle de la turbulence.....	101
Figure III.39	Définition de la nature de fluide.....	102
Figure III.40	Operating pressure .....	102
Figure III.41	Spécification de la condition d'entrée.....	103
Figure III.42	Spécification des valeurs de référence.....	104
Figure III.43	Commande des résidus.....	105
Figure III.44	Initialisation de la solution.....	105
Figure III.45	Lancement de calcul de la solution.....	106
Figure III.46	Procédure à suivre pour la visualisation de contour de pression.....	107
Figure III.47	Contour de pression statique autour de profil .....	107
Figure III.48	Procédure a suivre pour visualiser courbe de coefficient de pression dans ANSYS Fluent 13.....	108
Figure III.49	Courbe de coefficient de pression dans ANSYS Fluent 13....	108
Figure III.50	Exportation de fichier des coordonnées (x(m), Cp).....	109
Figure III.51	Comparaison entre la simulation numérique avec ANSYS FLUENT 13 du profil NACA0012 avec l'expérimental fait au centre de recherche Ames.....	109
Figure III.52	La poutre soumise a une force de flexion.....	110
Figure III.53	Création d'une nouvelle base des données Patran.....	111
Figure III.54	Création de la géométrie de la poutre .....	111
Figure III.55	Création du matériau isotrope.....	112
Figure III.56	Création de propriétés de la surface 2D.....	113
Figure III.57	Application du matériau isotrope (Acier) au modèle.....	113
Figure III.58	Création des conditions aux limites.....	114
Figure III.59	Les coordonnées de déplacements et de rotations.....	114
Figure III.60	Sélection de la région d'application de l'encastrement.....	115
Figure III.61	Création de deux forces.....	115
Figure III.62	Les valeurs des forces.....	116
Figure III.63	Sélection de la région d'application des forces.....	116
Figure III.64	Génération de maillage.....	117

Figure III.65	Exécution de fichier des résultats (*.xdb) .....	117
Figure III.66	Attachement du fichier de résultats XDB.....	118
Figure III.67	Visualisation des résultats de déplacement..... ;.....	118

## **Chapitre IV**

Figure IV.1	Les étapes à suivre pour la conception géométrique d'hélice avec SolidWorks 2010 .....	124
Figure IV.2	Conception géométrique Far Field cylindrique avec SolidWorks .....	124
Figure IV.3	Conception géométrique Far Field parallélisme avec SolidWorks .....	125
Figure IV.4	Importation de la géométrie sous l'extension (*.IGS) (Géométrie non nettoyée) .....	125
Figure IV.5	Classification des familles de la géométrie d'hélice nettoyée.....	126
Figure IV.6	Classification des familles de la géométrie Far Field nettoyée).....	127
Figure IV.7	Géométrie de l'hélice dans son domaine de calcul.....	128
Figure IV.8	Utilisation de la fonction Thin Cuts.....	128
Figure IV.9	Spécification des choix des tailles des mailles des différentes familles.....	129
Figure IV.10	Visualisation de maillage sur l'hélice.....	130
Figure IV.11	Maillage de la géométrie totale (hélice, Far Field) .....	131
Figure IV.12	L'hélice avant et après la modification.....	132
Figure IV.13	Génération des points matériels dans chaque pale.....	132
Figure IV.14	Préparation de la géométrie de Far Field dans ANSYS ICEM CFD 13 .....	133
Figure IV.15	Le placement de l'hélice dans son domaine de calcul en utilisant l'option Merge.....	134
Figure IV.16	Spécification des tailles des mailles.....	134
Figure IV.17	Visualisation de maillage sur l'hélice.....	135
Figure IV.18	Maillage de la géométrie totale (hélice, Far Field) .....	135
Figure IV.19	Spécification des conditions aux limites dans ANSYS ICEM CFD 13.....	137
Figure IV.20	Enregistrement de maillage sous l'extension (*.msh).....	137
Figure IV.21	L'ouverture de ANSYS CFX 13 dans le Workbench.....	138
Figure IV.22	Importation de maillage dans ANSYS CFX 13.....	139
Figure IV.23	Modification des propriétés du fluide .....	140
Figure IV.24	Modification des propriétés de fluide.....	141
Figure IV.25	Spécification de la condition d'entrée .....	142
Figure IV.26	Réglage des commandes des résidus.....	143
Figure IV.27	L'évolution des résidus.....	144
Figure IV.28	Insertion de contour de pression statique.....	145
Figure IV.29	Insertion des lignes de courant (streamline).....	145
Figure IV.30	Visualisation de mouvement des molécules d'air .....	146
Figure IV.31	Enregistrement de vidéo qui montre le mouvement des molécules d'air.....	146
Figure IV.32	Lancement d'ANSYS Fuent 13 dans le Workbench .....	147

Figure IV.33	Importation de maillage dans ANSYS Fluent 13.....	148
Figure IV.34	Spécification de l'écoulement et contrôle de maillage.....	148
Figure IV.35	Spécification de l'écoulement laminaire.....	149
Figure IV.36	Définition de la nature de fluide .....	150
Figure IV.37	Operating pressure.....	150
Figure IV.38	Spécification de la condition d'entrée.....	151
Figure IV.39	Spécification de la condition de sortie.....	151
Figure IV.40	Spécification de la condition de la face latérale de domaine	152
Figure IV.41	Commande des résidus.....	152
Figure IV.42	Initialisation de la solution.....	153
Figure IV.43	Lancement de calcul de la solution.....	154
Figure IV.44	L'évolution des résidus .....	154
Figure IV.45	Procédure à suivre pour la visualisation de contour de pression.....	155
Figure IV.46	Le contour de pression statique sur l'extrados.....	155
Figure IV.47	Le contour de pression statique sur l'intrados.....	156
Figure IV.48	Lancement de ANSYS Fluent 13 dans le Workbench .....	157
Figure IV.49	Spécification de type de l'écoulement.....	157
Figure IV.50	Spécification de fluide non visqueux.....	158
Figure IV.51	Définition de la matière.....	159
Figure IV.52	Spécification de la vitesse de rotation d'hélice.....	159
Figure IV.53	Operating Conditions.....	160
Figure IV.54	Condition d'entrée .....	160
Figure IV.55	Condition de sortie.....	161
Figure IV.56	Création de la relativité de mouvement entre les interfaces.	161
Figure IV.57	Contrôle de maillage .....	162
Figure IV.58	Activation de mouvement dynamique de maillage et spécifier leurs paramètres.....	162
Figure IV.59	Indication de la déformation de fluide.....	163
Figure IV.60	Contrôle de maillage en mouvement.....	163
Figure IV.61	Commande des résidus.....	164
Figure IV.62	Initialisation de la solution.....	165
Figure IV.63	Procédures à suivre pour l'animation des vidéos .....	165
Figure IV.64	Lancement de calcul de la solution.....	166
Figure IV.65	Evolution des résidus.....	166
Figure IV.66	La méthode de l'enregistrement de la vidéo.....	167
Figure IV.67	Contour de pression sur l'extrados .....	167
Figure IV.68	Contour de pression sur l'extrados.....	168
Figure IV.69	Exportation des données au logiciel Tecplot 360.....	169
Figure IV.70	Méthode d'utilisation de logiciel Tecplot 360 pour fournir les données de pression dans une station.....	170
Figure IV.71	Représentation des six stations pour une pale d'hélice.....	170
Figure IV.72	Distribution des pressions a l'extrados par rapport à la corde de chaque station .....	171
Figure IV.73	Distribution de la pression par rapport a chaque point relatif à la corde de chaque station .....	171
Figure IV.74	Méthode de calcul de la résultante de la force de pression par ANSYS Fluent 13.....	171
Figure IV.75	Représentation des six stations pour une pale d'hélice.....	175
Figure IV.76	Distribution des pressions à l'extrados par rapport à la	

	corde de chaque station.....	176
Figure IV.77	Distribution de la pression par rapport à chaque point relatif à la corde de chaque station.....	176

## Chapitre V

Figure V.1	<i>Propriétés de masse de la pale d'hélice</i> .....	179
Figure V.2	Distribution des forces de pression le long de la pale .....	180
Figure V.3	Les forces d'inerties dans le cas rotatif et statique d'hélice .....	181
Figure V.4	<i>Ouverture d'une base des données dans MD Patran 2010</i> .....	182
Figure V.5	<i>Importation de la géométrie de la pale</i> .....	182
Figure V.6	<i>Création de point d'application de la force <math>F_1</math></i> .....	183
Figure V.7	<i>Maillage de la pale</i> .....	183
Figure V.8	<i>Appellation de la force</i> .....	184
Figure V.9	<i>Insertion des composantes de la force</i> .....	185
Figure V.10	<i>Choix de noeud pour l'application de la force</i> .....	185
Figure V.11	<i>Présentation de toutes les charges sur la pale</i> .....	186
Figure V.12	<i>Création de l'encastrement</i> .....	186
Figure V.13	<i>Annulation des degrés de liberté</i> .....	187
Figure V.14	<i>Spécification de la surface à encastrer</i> .....	187
Figure V.15	<i>Visualisation de l'encastrement</i> .....	187
Figure V.16	<i>Définir le module d'Young et le coefficient de Poisson</i> .....	188
Figure V.17	<i>Sélection du matériau</i> .....	189
Figure V.18	<i>L'analyse des données de calcul par Nastran</i> .....	189
Figure V.19	<i>Importation de fichier (*.xdb)</i> .....	190
Figure V.20	<i>Distribution des contraintes sur la pale d'hélice</i> .....	190
Figure V.21	<i>Distribution des déplacements le long de la pale</i> .....	191
Figure V.22	<i>Distribution des contraintes le long de la pale.</i> .....	192
Figure V.23	<i>Distribution des déplacements le long de la pale</i> .....	192

## Annexe A

Figure A.1	Interface de SolidWorks 2010 .....	198
Figure A.2	Dessin de définition établi avec SolidWorks .....	200
Figure A.3	Change Working Directory.....	203
Figure A.4	Save Project As à ANSYS ICEM CFD 13.....	203
Figure A.5	Zone de visualisation/travail à ANSYS ICEM CFD.....	204
Figure A.6	Axes X,Y,Z à ICEM CFD 13.....	205
Figure A.7	Boite de dialogue .....	205
Figure A.8	Fonctions courantes.....	205
Figure A.9	Onglets de travail .....	206
Figure A.10	Les paramètres de maillage .....	206
Figure A.11	Choisir le type de maillage .....	207
Figure A.12	Choix de solveur .....	207
Figure A.13	Grid dimension : 2D .....	208
Figure A.14	Interface de ANSYS CFX-Pre .....	209

Figure A.15	Interface de ANSYS CFX-Post .....	210
Figure A.16	Les étapes de simulation avec ANSYS CFX .....	210
Figure A.17	Etapes de simulation sous ANSYS CFX .....	211
Figure A.18	Interface du solveur ANSYS Fluent 13 .....	212
Figure A.19	Visualisation de contour de pression statique dans ANSYS Fluent 13.....	213
Figure A.20	Page d'accueil de Patran 2010 (Student Edition).....	216
Figure A.21	Géométrie préparée pour la modélisation sous MD Patran ...	217
Figure A.22	Fonctionnement et fichier de MD Patran-MD Nastran .....	218
Figure A.23	Exemple de résultat sous MD Patran 2010 Student Edition ..	219
Figure A.24	Maillage sous Patran 2010 (Student Edition) .....	220
Figure A.25	Exemple de résultat sous MD Patran 2010 Student Edition	221
Figure A.26	Mission fonctionnel de Nastran-Patran .....	222
Figure A.27	Séquence type d'utilisation de Nastran .....	225
Figure A.28	Séquence type d'utilisation de Patran .....	225

---

# Liste des tableaux

---

## Chapitre I

Tab I.1	Comparaison entre les différentes méthodes de calcul .....	15
Tab I.2	Modes globaux de vibration de l'hélice.....	32

## Chapitre II

Tab II.1	Valeurs des constantes et fonctions utilisées par les modèles Launder-Sharma et Chien .....	45
----------	---	----

## Chapitre IV

Tab IV.1	Les condition aux limites.....	136
Tab IV.2	Forces de pression et moments aérodynamiques.....	173
Tab IV.3	Les charges aerodynamique dans le cas d'hélice rotative.....	175

## Chapitre V

Tab V.1	Propriétés de masse de la pale d'hélice .....	179
Tab V.2	Les charges aérodynamiques dans le cas de rotation de l'hélice.....	180

---

# Nomenclature

---

## *Lettres latines*

<b>Symbole</b>	<b>Unité</b>	<b>Définition</b>
B		Nombre de pales sur l'hélice
C <sub>m</sub>		Coefficient de moment bidimensionnel d'un profil
C <sub>x</sub>		Coefficient de traînée bidimensionnel d'un profil
C <sub>z</sub>		Coefficient de portance bidimensionnel d'un profil
dQ, dC		Couple résistant s'exerçant sur un élément de pale
dT		Traction s'exerçant sur un élément de pale
dv <sub>1</sub>	<i>m/s</i>	Vitesse induite axiale moyenne dans la veine, sur le disque (Glauert)
dv <sub>2</sub>	<i>m/s</i>	Vitesse induite axiale moyenne en infini aval du disque (Glauert)
D	<i>kg/s</i>	Débit d'air traversant le disque hélice
L	<i>m</i>	Longueur de la corde d'un profil
N	<i>tr/s</i>	Régime de l'hélice = $W / (2p)$
OX		Axe de rotation de l'hélice
OY		Axe de la pale
p <sub>0</sub>	<i>Pa</i>	Pression atmosphérique statique
p <sub>1</sub>	<i>Pa</i>	Pression statique à la traversée du disque
1P		Moment cyclique dont la première harmonique est le régime de rotation de l'hélice
P	<i>W</i>	Puissance fournie par le moteur sur l'arbre d'entraînement
P <sub>f</sub>	<i>W</i>	Puissance fournie au fluide à la traversée du disque hélice
P <sub>p</sub>	<i>W</i>	Puissance utile de propulsion
r	<i>m</i>	Position en envergure
R	<i>m</i>	Rayon de l'hélice ou envergure totale de la pale
R <sub>0</sub>	<i>m</i>	rayon de la casserole
S	<i>m<sup>2</sup></i>	Surface du disque hélice
T	<i>N</i>	Traction de l'hélice

$u$	$m/s$	Vitesse induite tangentielle, au niveau du profil (ligne portante)
$v$	$m/s$	Vitesse induite axiale, au niveau du profil (ligne portante)
$V_0$	$m/s$	Vitesse d'avancement de l'avion
$V_1$	$m/s$	Vitesse de l'air à la traversée du disque hélice (Froude)
$V_2$	$m/s$	Vitesse de l'air à l'infini aval du disque hélice (Froude)
$W$	$m/s$	Vitesse relative locale de l'écoulement par rapport à un profil
$q$	$W.m^{-2}$	Flux de chaleur laminaire (moléculaire)
$k$		Energie cinétique de turbulence
$P$		Pression
$e$		Valeur à la frontière de la couche limite
$Re_t$		Nmbre de Reynolds turbulent
$E$		Energie totale
$M$		Nombre de Mach

### **Lettres Grecques**

<b>Symbole</b>	<b>Unité</b>	<b>Définition</b>
$\alpha$		Incidence locale du profil
$\beta$		Calage d'un profil quelconque par rapport au plan de rotation
$\beta^{3/4}$		Calage de la corde du profil de référence située à 0,75R
$\chi$		Paramètre de puissance
$\gamma$		Paramètre d'avancement
$\Gamma$	$m.m/s$	Intensité de circulation du tourbillon
$\eta$		Rendement propulsif
$\mu$		Rendement de l'hélice
$\omega_1$	$rd/s$	Mise en rotation du fluide à la traversée du disque
$\Omega$	$rd/s$	Vitesse angulaire de rotation de l'hélice
$\rho$	$kg/m^3$	Masse volumique de l'air
$\sigma$	$N/mm^2$	Contrainte de cisaillement
$\tau$		Paramètre de traction
$\theta$	$K$	Température absolue
$\xi$	$(= r/R)$	Rayon réduit
$\varepsilon$		Taux de dissipation
$\tilde{\varepsilon}$		Taux de dissipation isotrope
$\mu$	$Kg.m^{-1}.s^{-1}$	Viscosité dynamique
$\mu_t$	$Kg.m^{-1}.s^{-1}$	Viscosité turbulente
$\nu$		Viscosité cinématique
$\Omega$		Vorticité
$\omega$		Taux de dissipation spécifique
$\tau$		Tenseur des contraintes de cisaillement

**Operateurs**

<b>Symbole</b>	<b>Unité</b>	<b>Définition</b>
$\nabla$	-	Operateur du gradient
$\nabla \cdot$	-	Operateur de la divergence
$\partial$	-	Operateur de la derivee partielle

**Abréviations**

<b>Nom</b>	<b>Définition</b>
CFD	Computational Fluid Dynamics
CSM	Computational Structural Mechanics
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales

*À force de croire en ses rêves,  
l'Homme en fait une réalité.*

Georges Rémi

---

# Introduction

---

L'hélice aérienne est le mode propulsion qui a accompagné le développement de l'aéronautique dès sa naissance. Aujourd'hui encore, bien que concurrencée par d'autres concepts, elle est largement utilisée sur les avions évoluant à des vitesses subsoniques. L'hélice est aujourd'hui un équipement toujours moderne, qui profite des dernières avancées technologiques réalisées dans de nombreuses disciplines.

Le procédé de conception de l'hélice commence par un compromis entre l'aérodynamique et l'efficacité structurale. La forme aérodynamique choisie donne naissance à des charges qui sont intégrées dans le procédé de conception structurale ; tout problème identifié à ce stade peut alors être utilisé pour modifier la forme et recalculer la performance aérodynamique.

Dans notre travail nous avons fait une étude aérodynamique et structurale d'une hélice aérienne, dans le cas statique mis en mouvement d'air relatif (freinage d'hélice) et dans le cas rotatif par l'utilisation des techniques de maillage mobiles en phase de simulation.

Vu qu'on ne dispose pas d'une vraie géométrie d'hélice on a opté à concevoir une fictive avec un logiciel de la CAO *SolidWorks 2010*, puis on a maillé notre géométrie correspondante aux deux cas test (statique, rotatif) avec le générateur de maillage *ANSYS ICEM CFD 13* pour la simuler numériquement par les codes de calcul *ANSYS CFX 13* et *ANSYS FLUENT 13* qui sont basés sur la méthode des volumes finis. A partir des résultats de simulation et à l'aide du logiciel TecPlot 360 et d'un programme fait en MATLAB on a déterminé les charges aérodynamiques sur une pale d'hélice, ensuite par l'addition des charges d'inerties, on a fait l'étude structurale pour déterminer les contraintes, les déformations, ainsi que les déplacements le long de la pale à l'aide des codes de calcul des structures MD Nastran 2010 et MD Patran 2010 Student Editions, qui sont basés sur la méthode des éléments finis.

Le travail présenté est subdivisé en cinq chapitres :

**Chapitre I :** Est une généralité sur les hélices de l'aérodynamique à la conception mécanique.

**Chapitre II :** Est consacré pour définir les différents modèles mathématiques utilisés dans les codes de calcul CFD et CSM.

**Chapitre III :** On a prouvé qu'on peut compter sur les codes de calculs utilisés dans notre travail.

**Chapitre IV :** Concerne la détermination des charges aérodynamiques dans le cas statique et rotatif de l'hélice à partir de la CFD.

**Chapitre V :** Pour la détermination des charges structurales dans les deux cas test de l'hélice.

Ce travail s'achève par une conclusion générale.

---

***1<sup>ère</sup> Partie***

***Bibliographie***

---

---

## Chapitre -I-

# L'hélice – de l'aérodynamique à la conception mécanique

---

*Dans ce chapitre seront exposés des généralités sur les hélices aériennes, les problèmes essentiels que doit maîtriser l'hélicier, afin de concevoir le meilleur produit. Bien que non exhaustif, il permettra également à tout non-spécialiste de disposer d'une vue synthétique de la démarche qui conduit à la réalisation d'un tel équipement.*

*Les sujets abordés concernent aussi bien les performances aérodynamiques que les méthodes de calcul, le dimensionnement structural ou les différentes technologies de construction.*

*Bien que détaillée pour les hélices aériennes de forte puissance, l'approche ici présentée peut aussi bien s'appliquer à des produits voisins tels que les éoliennes, les hélices marines ou les ventilateurs par exemple.*

## I.1 Évolution technologique

L'hélice a toujours profité des progrès technologiques engendrés par l'essor de l'aéronautique ; elle a, en particulier, continuellement adopté les meilleurs matériaux proposés du moment : d'abord le bois, puis le métal (acier mécanosoudé, alliage d'aluminium massif) et, enfin, les matériaux composites (l'hélice est, de ce point de vue, l'une des rares applications qui utilise ces matériaux pour des équipements structurellement vitaux pour l'avion).

Concernant l'évolution des technologies relatives au moyeu, on peut noter que celui-ci a d'abord été inexistant (l'hélice, monobloc, étant directement fixée sur l'arbre moteur) ou n'a assuré qu'une fonction d'encastrement pour les pales ; par la suite, un changement de pas pneumatique à deux positions (ne pouvant être actionné qu'une fois en vol) fut inventé. Ce principe, consistant à changer le calage des pales au cours du vol, a ensuite été repris par tous les dispositifs de régulation jusqu'à aujourd'hui. Seules les différentes sources de puissance impliquées dans cette fonction ont évolué : d'abord pneumatique, puis hydromécanique ou mécanique seule (régulateur de Watt avec des masselottes et des ressorts de rappel).

L'hélice simple a également été reprise pour imaginer d'autres concepts parmi lesquels on peut citer : l'hélice carénée, les hélices contrarotatives, l'hélice propulsive (alors que le cas le plus courant est l'hélice tractive).

## I.2 Définitions et principe de fonctionnement

### I.2.1 Notion de rendement propulsif

L'objectif, pour une hélice, consiste à créer une force propulsive par variation de la quantité de mouvement de l'air qui la traverse (avec le meilleur rendement possible) et à la transmettre à la structure de l'avion. Il faut analyser la définition du rendement propulsif (différent du rendement d'hélice défini ultérieurement) pour mettre en relief l'intérêt de l'hélice (figure I.1, associée à la théorie de Froude).

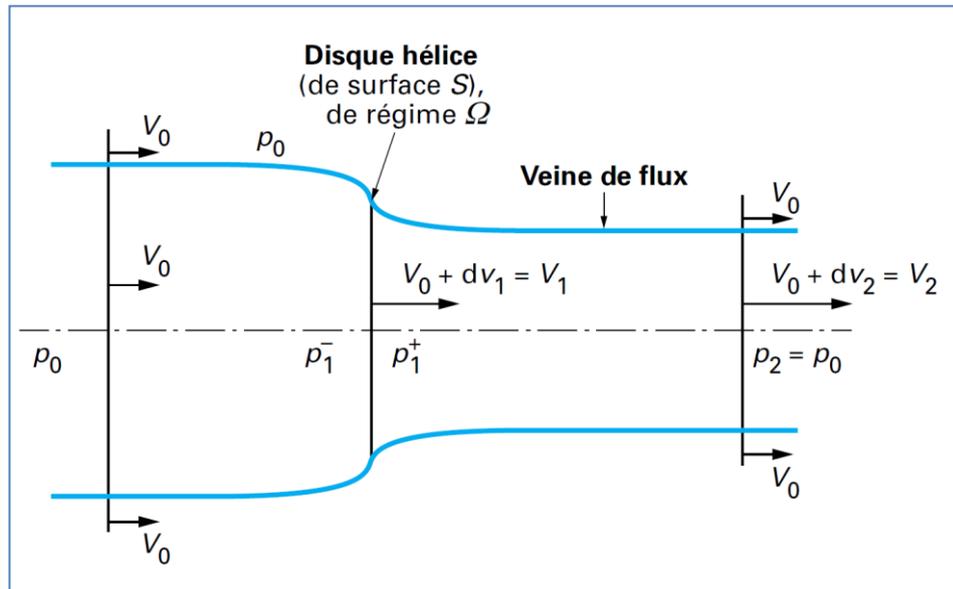


Figure I.1 – Théorie de Froude.

Considérons que l'avion évolue à la vitesse  $V_0$ . Le débit massique d'air  $D$  qui traverse le disque hélice est accéléré à la vitesse  $V_2$  en arrière de celui-ci. La force propulsive vaut, par application du théorème de la quantité de mouvement :

$$D (V_2 - V_0) \quad (I.1)$$

et la puissance propulsive :

$$P_p = V_0 D (V_2 - V_0) \quad (I.2)$$

La puissance fournie au fluide vaut (théorème de l'énergie cinétique) :

$$P_f = \frac{1}{2} D (V_2^2 - V_0^2) \quad (I.3)$$

Le rendement propulsif est donc égal à :

$$\eta = P_p/P_f = 2 V_0 / (V_2 + V_0) \quad (I.4)$$

Avec  $V_2 > V_0$ .

Celui-ci sera d'autant meilleur que  $V_2$  sera proche de  $V_0$ . Ainsi, pour une traction requise, devant compenser la traînée de l'avion, on cherchera à peu accélérer un grand volume d'air si un avion évolue à faible vitesse (et inversement, on cherchera à beaucoup accélérer un petit volume pour un avion à grande vitesse, d'où l'essor des turboréacteurs). Du seul point de vue du rendement propulsif, l'hélice est donc meilleure aux basses vitesses.

## I.2.2 Définition d'une hélice et d'un profil

L'hélice est un ensemble de pales montées sur leur moyeu, lui même étant confiné dans un capot appelé « casserole » (figure I.2).

L'axe de rotation étant OX, on choisit alors une des pales comme axe OY (généralement confondu avec l'axe de changement de pas de celle-ci, figure I.2) ; L'axe OZ complète le trièdre. On appelle « profil » toute section de pale réalisée dans un plan normal à l'axe de pale OY (figures I.2 et I.3) : celui-ci est défini par sa corde, son épaisseur maximale, sa cambrure et son calage (angle mesuré dans le plan XOZ, entre la corde et l'axe OZ, figure I.5a).

Généralement, la position angulaire d'un profil est donnée par rapport à la corde d'un profil de référence (souvent choisi à  $0,7R$  ou  $0,75R$  : cet angle est appelé le vrillage), lui-même tant calé par rapport à l'axe OZ. Par extension, lorsque l'on parle du calage d'une pale, il s'agit du calage du profil de référence souvent noté  $\beta^{3/4}$  ou  $\beta 75 \%$  (figure I.6a).

Une fois les diamètres d'hélice et du capot choisis, la pale est entièrement définie lorsqu'ont déterminées la famille des profils, les évolutions de corde, d'épaisseur, de cambrure, de vrillage, de déport (décalage des profils hors du plan de rotation passant par l'axe de rangement de pas et de flèche des profils en envergure).

On parle d'hélice « à droite », lorsqu'un observateur, situé en arrière et sur l'axe de celle-ci, la voit tourner dans le sens anti trigonométrique (et une hélice à gauche dans le sens trigonométrique, dans les mêmes conditions).

## I.2.3 Différents types d'hélice

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

## I.2.4 Caractéristiques géométriques et vocabulaire

Une hélice peut être caractérisée par quelques grandeurs dont les plus courantes sont (en posant  $\xi = r/R$ ) définies ci-après.

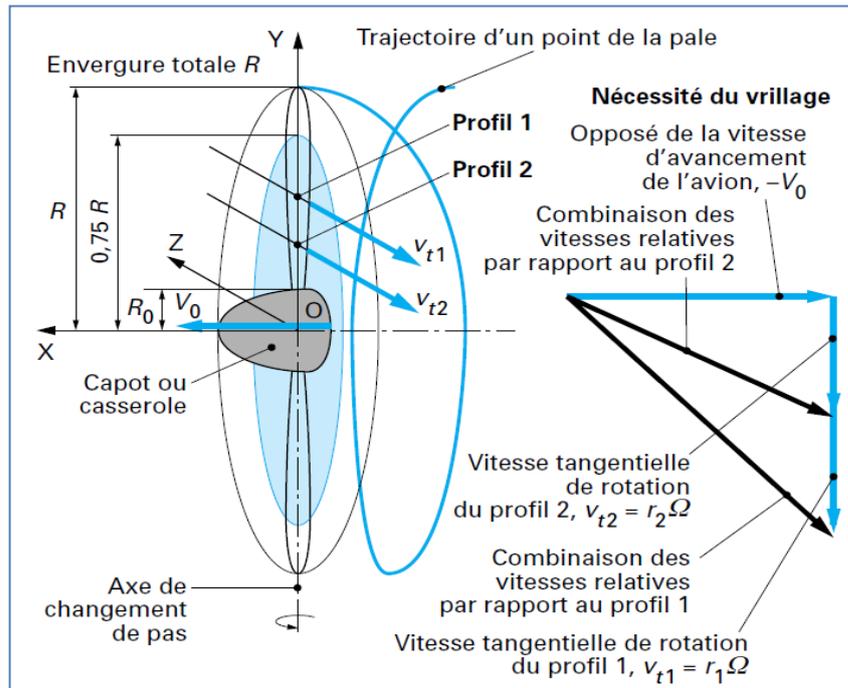


Figure I.2 - Notions géométriques d'une hélice.

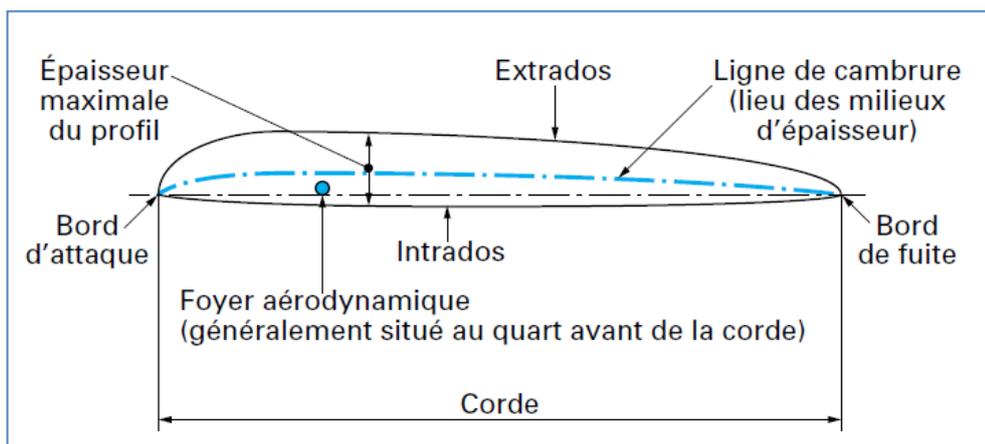


Figure I.3 - Grandeurs caractéristiques d'un profil.

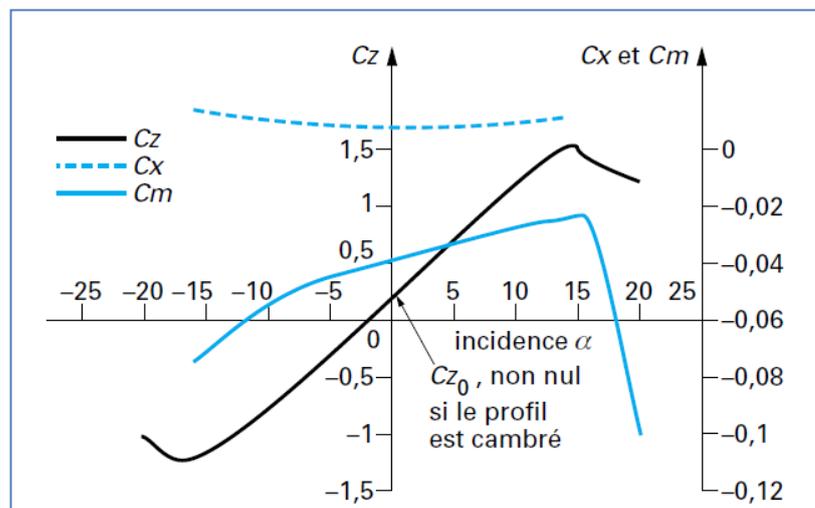


Figure I.4 - Polaires types d'un profil aérodynamique.

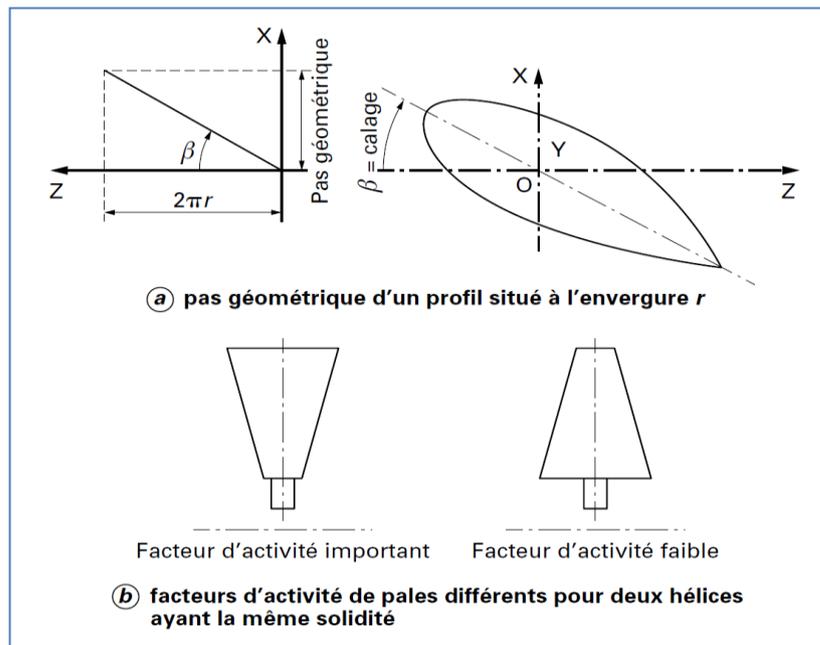


Figure I.5 – Caractéristiques géométriques d'une hélice : pas, calage et facteur d'activité.

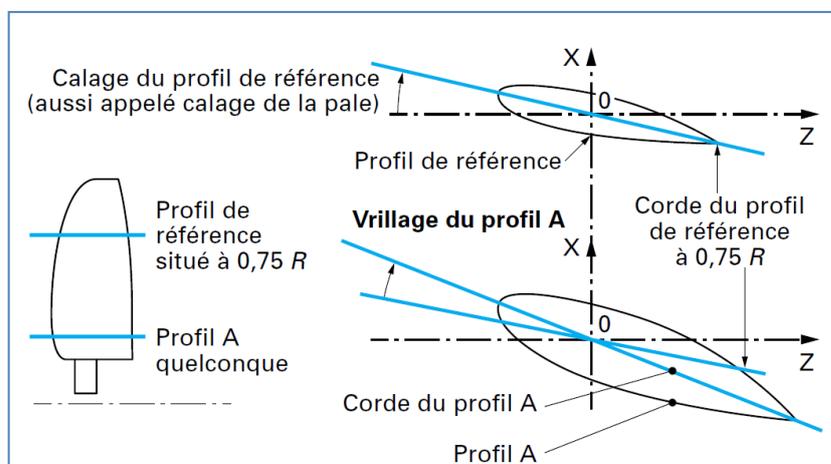


Figure I.6 – Caractéristique géométrique d'une hélice : Vrillage.

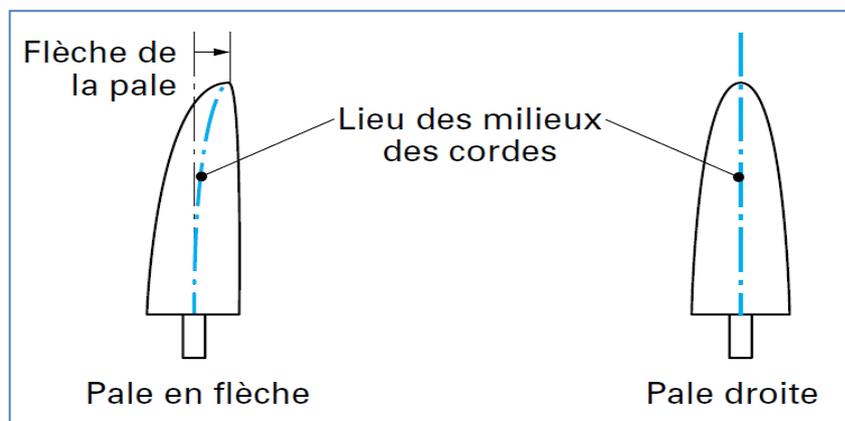


Figure I.7 – Caractéristiques géométriques d'une hélice : Flèche.

- **Envergure** (figure I.2)

Position radiale  $r$  le long de la pale, mesurée par rapport à l'axe de rotation. L'envergure totale de la pale vaut  $R$ .

- **Calage d'un profil  $\beta$**  (figure I.5a)

Angle, mesuré dans le plan XOZ, entre la corde et l'axe OZ.

- **Pas d'un profil et pas de l'hélice** (figure I.5a)

Pour un profil aérodynamique placé au rayon  $r$  et calé à un angle  $\beta$  par rapport à l'axe OZ, le pas du profil est la projection sur l'axe OX de la longueur curviligne de l'hélice d'angle  $\beta$  portée par le cylindre de rayon  $r$ , lorsque l'angle polaire parcourt  $2\pi$ . Le pas du profil de référence ( $0,75R$ ) est aussi appelé « pas de l'hélice ».

- **Vrillage**

C'est le décalage angulaire relatif en envergure des cordes des profils. Il permet à tous les profils d'avoir une incidence optimisée par rapport à l'écoulement (figures I.6, I.2 et I.10).

- **Flèche**

Pour une pale, c'est l'écart entre la courbe des milieux des cordes avec la droite qui passe par le milieu de la corde du pied (figure I.7).

- **Solidité**

Elle s'exprime par la formule :

$$\frac{B}{\pi R^2} \int_{R_0/R}^1 L(\xi) d\xi \quad (I.5)$$

et mesure la proportion du disque hélice de diamètre  $2R$  occupée par les pales.

- **Facteur d'activité d'une pale**

$$FA - (100000/16) \int_{R_0/R}^1 \left[ \frac{L(\xi)}{2R} \right] \xi^3 \delta\xi \quad (I.6)$$

Il indique si les cordes les plus importantes de la pale sont plutôt en pied (facteur d'activité faible) ou en extrémité (facteur d'activité élevé) (figure I.5b).

### I.2.5 Coefficients de similitude

Les coefficients de similitude permettent de comparer simplement le comportement d'hélices de tailles différentes mais géométriquement semblables (deux hélices semblables fonctionnent aux mêmes paramètres de similitude) ; ceux-ci sont au nombre de quatre :

— le paramètre d'avancement :

$$\gamma = \frac{V_0}{2RN} \quad (I.7)$$

— le paramètre de traction produite :

$$\tau = \frac{T}{[\rho N^2 (2R)^4]} \quad (I.8)$$

— le paramètre de puissance fournie par la motorisation :

$$x = \frac{P}{[\rho N^3 (2R)^5]} \quad (I.9)$$

— le rendement de l'hélice :

$$\mu = \frac{\tau\gamma}{x} \quad (I.10)$$

## I.3 Aérodynamique des hélices

### I.3.1 Classification des méthodes de calcul

Les différentes méthodes sont comparées dans le tableau **I.1**.

Selon le type de résultat recherché (qui dépend du niveau d'avancement d'un projet industriel de développement d'hélice), on utilisera successivement plusieurs méthodes de calcul :

— en phase de début de projet, on utilisera des méthodes simples et rapides qui donneront les performances globales de l'hélice et permettront de choisir sa géométrie (méthode des singularités) ;

— en phase avancée de conception, on utilisera des méthodes plus lourdes d'utilisation pour caractériser dans le détail le comportement de l'hélice choisie, dans son environnement (Euler ou Navier-Stokes).

Dans la suite de ce paragraphe sera brièvement exposé l'ensemble des différentes méthodes de calcul existantes. Une attention particulière sera portée sur les méthodes

simplifiées (Froude, Glauert et élément de pale), la méthode de la ligne portante et la méthode basée sur les équations d'Euler.

### I.3.2 Théorie monodimensionnelle (Froude)

Cette théorie considère que l'hélice est un disque de discontinuité de pression au sein de l'écoulement qui le traverse librement (mais il y a continuité de vitesse) ; les vitesses sont axiales uniquement et le fluide est supposé parfait et incompressible (cf. figure I.1).

La traction vaut :

$$T = \rho S V_0 \left(1 + \frac{dv_1}{V_0}\right) dv_2 \quad (\text{I. 11})$$

Avec :  $dv_2 = 2 dv_1$

Et la puissance fournie au fluide vaut :

$$\frac{1}{2} \rho S (V_0 + dv_1) [(2V_0 + dv_2)dv_2] \quad (\text{I. 12})$$

On retrouve le rendement propulsif :

$$\eta = 1 / \left(\frac{1 + dv_2}{2V_0}\right) \quad (\text{I. 13})$$

Cette théorie peut être appliquée à chaque volume annulaire situé entre deux rayons du disque hélice ; on montre alors que le rendement optimal est atteint pour  $dv_1/V_0 = \text{Cte}$ , sur tout le disque.

### I.3.3 Théorie de l'écoulement moyen (Glauert)

Cette théorie reprend l'hypothèse du fluide parfait et incompressible mais considère l'existence de vitesses axiales en amont du disque, axiales et tangentielles en aval. Le fluide reste irrotationnel en dehors de la veine de flux qui traverse le disque hélice (figure I.8). Le disque hélice est une discontinuité de pression et de vitesse tangentielle. Cette théorie considère l'hélice comme un disque infiniment mince à nombre infini de pales. L'ordre de grandeur des vitesses induites moyennes peut être respectivement de  $V_0$  pour  $dv_2$  et  $0,5V_0$  pour la vitesse induite tangentielle. La figure I.8 reprend quelques éléments théoriques. La démarche suivie pour ce type de calcul est la suivante.

Méthode	Temps de modélisation	Temps de calcul numérique sur station de travail	Domaine d'application
Froude ou Glauert et méthode des singularités	Quelques minutes	Quelques secondes	Performances globales de l'hélice.
Euler	Plusieurs jours	Quelques heures	Phénomènes liés à la compressibilité et études locales. Etude d'installation sur avion
Navier-Stokes	Plusieurs jours	Plusieurs dizaines d'heures si calcul non parallèle	Idem Euler, avec phénomènes liés à la viscosité. Calcul en instationnaire

Tableau I.1- Comparaison entre les différentes méthodes de calcul.

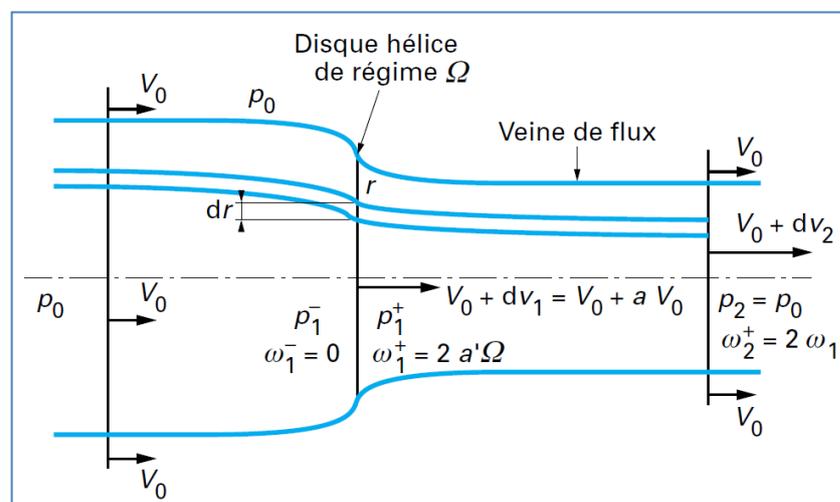


Figure I.8 – Théorie de Glauert.

### I.3.3.1 Théorie de Glauert

Soit  $\xi = \frac{r}{R}$  ,  $a = \frac{dv_1}{V_0}$  ,  $a' = \omega_1^+ (2\Omega)$

Dans un repère relatif lié à l'hélice, on montre que la conservation de la pression d'arrêt relative conduit à expliquer l'accroissement de pression  $p_1^+ - p_1^-$  par la déviation tangentielle  $\omega_1^+$ . Dans le cas particulier des hélices peu chargées (cas général pour l'optimisation en croisière), on obtient les expressions suivantes pour un volume élémentaire délimité par deux surfaces de courant :

$$d\tau = \pi \gamma^2 a (1 + a) \xi d\xi = \pi^3 (1 - a') a' \xi^3 d\xi \quad (\text{I. 14})$$

$$dx = \pi^3 \gamma = (1 + a) a' \xi^3 d\xi \quad (\text{I. 15})$$

Le rendement local vaut alors :

$$\mu = \frac{\gamma^2 a}{\pi^2 \xi^2 a'} = \frac{1 - a'}{1 + a} \quad (\text{I. 16})$$

### I.3.3.2 Recherche de l'optimum

Pour les hélices peu chargées, la condition d'optimum est obtenue lorsque  $(\xi) = C^{\text{te}}$  pour tout  $\xi$ . On montre également que chaque profil doit travailler au voisinage de sa finesse maximale (finesse =  $C_z/C_x$ ). La recherche de  $a$  et de  $a'$  se fait par un processus itératif en minimisant les pertes de puissance :

$$d(\text{Pert}) = \Omega dQ - V_0 dT = 4\pi \rho \Omega^2 V_0 a' (a + a') r^3 dr \quad (\text{I. 17})$$

Avec  $dQ$  et  $dT$  respectivement le couple résistant et la traction résultants sur l'anneau élémentaire situé au rayon  $r$  du disque que hélice.

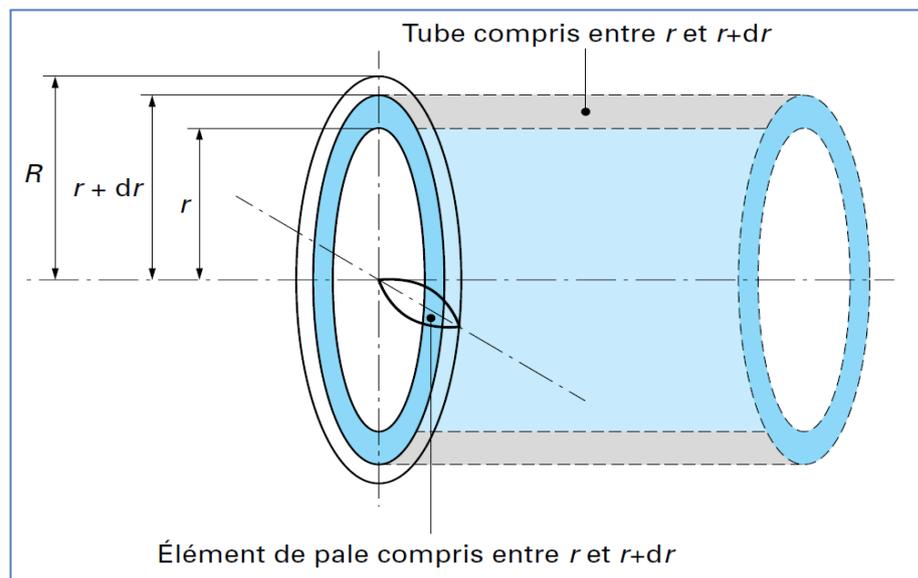


Figure I.9 – Méthode de l'élément de pale (ou méthode des anneaux).

On applique un calcul basé sur l'approche monodimensionnelle de Froude ou la théorie moyennée de Glauert sur l'élément de pale et le tube compris entre  $r$  et  $r + dr$  pour déterminer les vitesses induites (et ce indépendamment du reste des pales et du sillage).

### I.3.4 Méthode de l'élément de pale

Contrairement à la méthode de la ligne portante décrite dans la suite, on considère, par cette approche, que le champ de vitesses au niveau de chaque profil ne dépend que de ce dernier (figure I.9). On calcule les vitesses locales et les efforts correspondants (figure I.10) en utilisant l'une des deux théories de Prandtl ou de Glauert par itérations selon la méthode suivante.

$$dfz = \frac{1}{2} C_z L \rho [(r\Omega - u)^2 + (V_0 + v)^2] dr \quad (\text{I. 18})$$

Et

$$dfx = \frac{1}{2} C_x L \rho [(r\Omega - u)^2 + (V_0 + v)^2] dr \quad (\text{I. 19})$$

$$dT = dfz \cos(\beta - \alpha) - dfx \sin(\beta - \alpha) \quad (\text{I. 20})$$

Et

$$dC = [dfx \cos(\beta - \alpha) - dfz \sin(\beta - \alpha)] r \quad (\text{I. 21})$$

Avec  $C_z$  et  $C_x$  dépendant de  $\alpha$ , du nombre de Mach et de la nature du profil,  $\rho$  étant la masse volumique de l'air.

Le profil est à l'envergure  $r$  de l'axe de rotation.

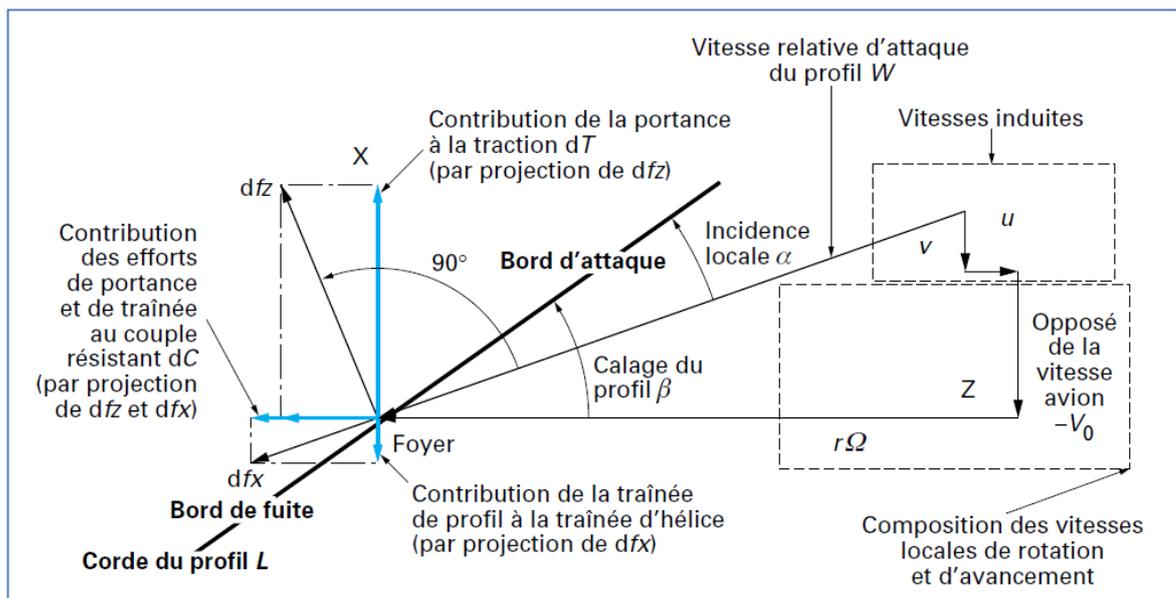


Figure I.10 – Vitesses relatives et efforts locaux sur un profil.

### I.3.5 Théories tourbillonnaires ou des singularités

#### I.3.5.1 Méthode de la ligne portante

On considère dans cette approche que chaque pale se réduit à une ligne de tourbillon (appelé tourbillon lié) d'intensité  $\Gamma$  variable en envergure d'où s'échappe une nappe tourbillonnaire (lanière de tourbillons libres) qui constitue le sillage (figure I.11). L'intensité de chaque lanière qui s'échappe du tourbillon lié est égale à la variation d'intensité de ce dernier au point d'échappement. Par analogie avec l'électromagnétisme, on considère que la vitesse induite (figure I.10) en tout point  $M$  de l'espace par un morceau de tourbillon, situé en  $I$ , de longueur  $d\ell$  et d'intensité  $d\Gamma$ , vaut (figure I.12) (Biot et Savart) :

$$dv = -\frac{d\Gamma}{4\pi} \frac{(\overrightarrow{IM} \wedge d\vec{\ell})}{\|\overrightarrow{IM}\|^3} \quad (\text{I. 22})$$

Cela est, en particulier, vrai en tout point  $M$  situé sur la pale. On évalue ainsi la vitesse induite en tout point du profil de la pale par intégration de chaque contribution élémentaire apportée par toutes les pales et tout le sillage. La vitesse induite se décompose alors en une composante axiale  $v$  et une composante tangentielle  $u$  qui met le sillage en rotation (figure I.10).

Dans la pratique, on considère que chaque profil aérodynamique travaille dans un écoulement localement plan ; l'intensité locale du tourbillon lié vaut :

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_z L W \quad (\text{I. 23})$$

Avec :

- $C_z$  coefficient de portance,
- $L$  corde du profil,
- $W$  vitesse relative locale d'attaque du profil.

Pour une hélice non carénée,  $\Gamma$  est nulle en extrémité et au pied de la pale. La procédure de calcul stabilise d'abord le champ des vitesses de façon itérative (figure I.13), puis évalue la puissance et la traction par intégration le long de la pale des efforts locaux (figure I.10).

Pour le calcul automatique, on discrétise généralement la pale en un nombre de profils judicieusement choisis (par exemple, 10 rayon appelés « points de Gauss »).

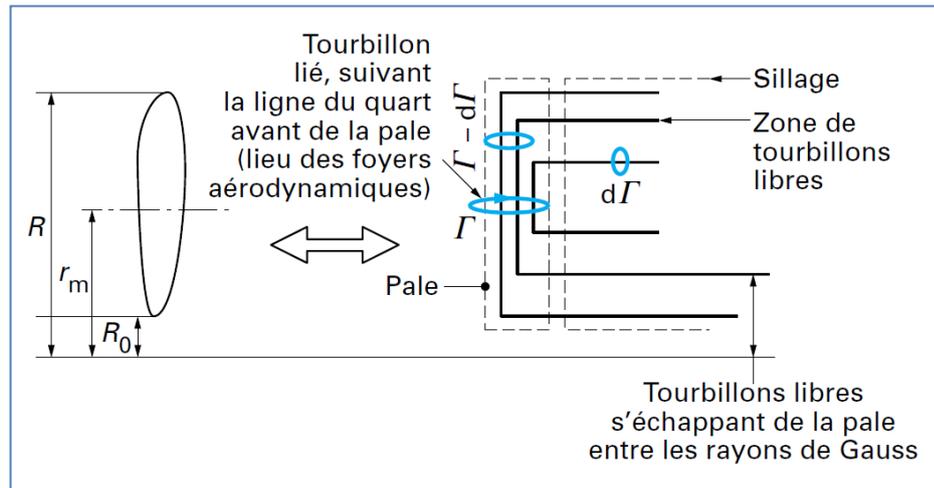


Figure I.11 – Modélisation d'une pale et de son sillage par une nappe tourbillonnaire.

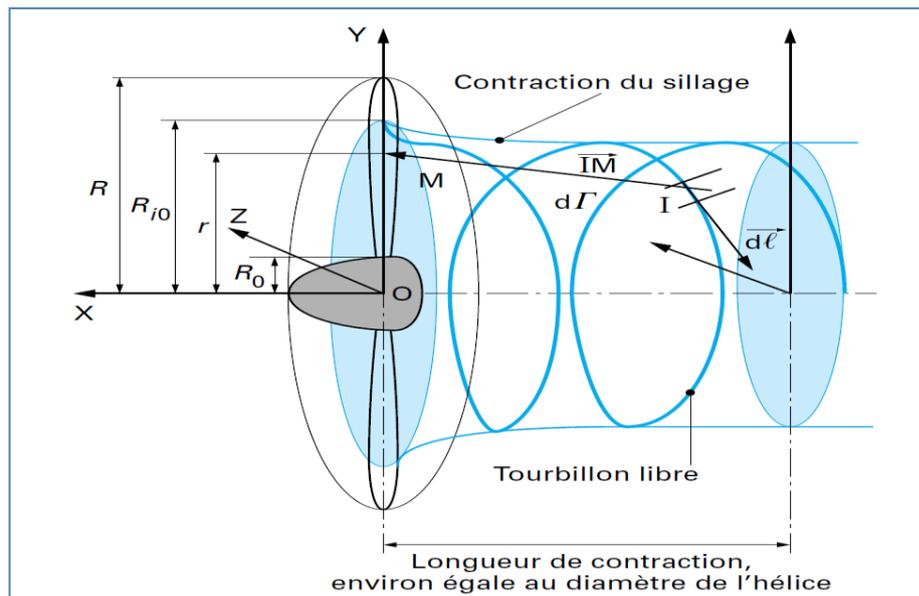


Figure I.12 – Sillage tourbillonnaire.

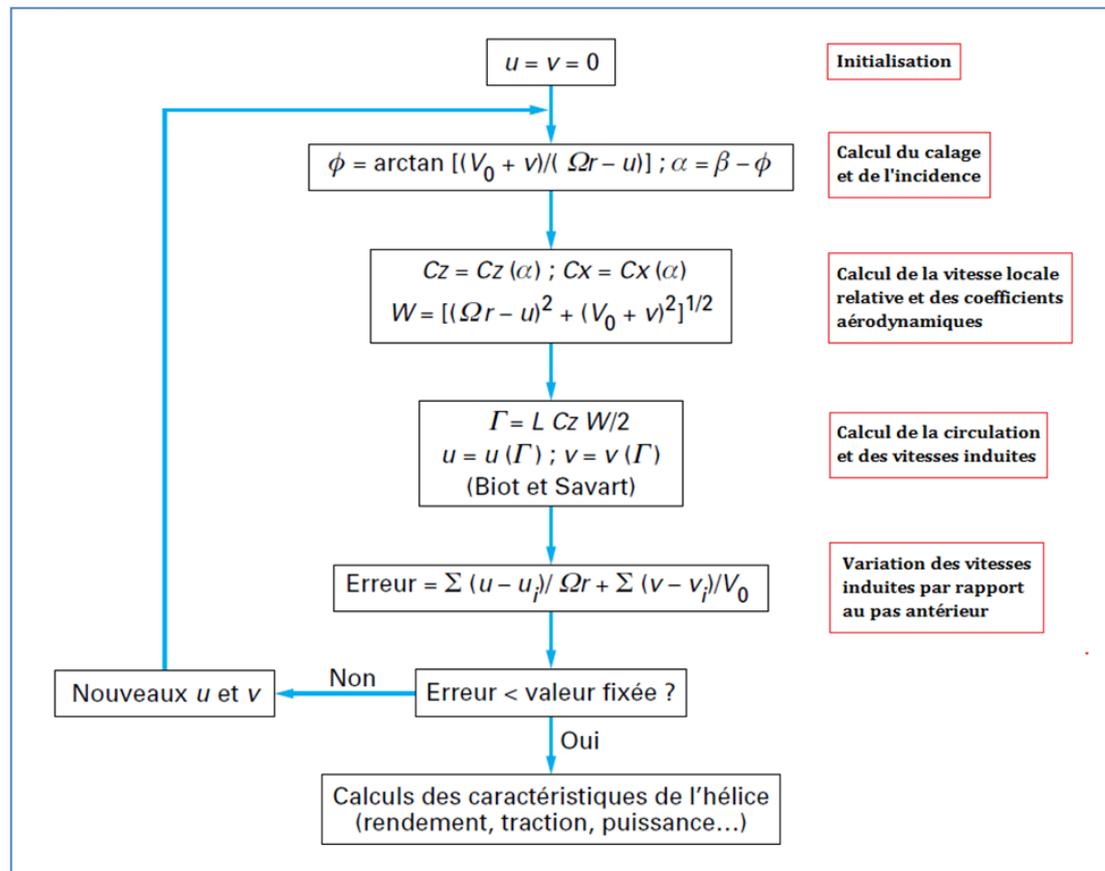


Figure I.13 – Organigramme type pour le calcul des vitesses induites stabilisées.

## Remarques

Les modèles les plus simples considèrent que chaque lanière tourbillonnaire est portée par un cylindre de diamètre constant (correspondant au rayon d'échappement de la lanière) ; pour plus de précision, on peut considérer que le tube de la veine de flux se contracte légèrement au niveau du disque (sur une longueur environ égale à une fois le diamètre d'hélice, en aval du disque, figure I.12) ; dans une première approche, on peut considérer une contraction totale de l'ordre de 15 %, en aval, en phase de décollage et de 2 à 4 % en croisière. Enfin, si les caractéristiques aérodynamiques des profils sont bien connues, on peut attendre de cette méthode des résultats tout à fait satisfaisants pour la majorité des applications classiques (erreur de prédiction de l'ordre de 1 %).

Les limites de cette méthode résident dans le fait qu'elle réduit tout profil en son foyer ; on ne peut donc pas observer le comportement du fluide localement à la surface. Aussi, la description des phénomènes transsoniques n'est pas adaptée à cette méthode (blocage sonique en pied de pale...). Bien qu'étant particulièrement adaptée aux calculs dans le domaine incompressible, elle peut toutefois prendre en compte la compressibilité par le biais des fichiers de polaires mesurées des profils, jusqu'au nombre de Mach égal 0,9 environ (courbes représentant **Cz**, **Cx** ou **Cm** en fonction de l'incidence : cf. figure I.4).

### **I.3.5.2 Méthode de la surface portante**

Cette méthode reprend l'approche précédente mais modélise la pale par une grille de singularités au lieu d'une simple ligne tourbillonnaire : la pale est représentée par une distribution de sources (effet d'épaisseur) et de doublets (effets de cambrure), tandis que le sillage ne comporte que des doublets. Cela permet de décrire, en fonction de la finesse des mailles, l'écoulement le long des profils et remédie donc partiellement aux limites imposées par la ligne portante. Par contre, les pertes de traînée de profil ne sont pas prises en compte dans les calculs.

### **I.3.6 Théorie du potentiel**

#### **I.3.6.1 Potentiel complet**

Cette théorie est issue des développements plus complexes que sont les théories de Navier-Stokes et d'Euler. Par rapport à ce dernier, sont faites les hypothèses que l'écoulement est irrotationnel, permanent et isoénergétique (pas de choc). Dans ces conditions, la vitesse de l'écoulement dépend d'un potentiel des vitesses.

#### **I.3.6.2 Potentiel de perturbation**

Cette méthode de calcul reprend la démarche de la précédente, tout en considérant le fluide comme incompressible. Les pertes de traînée de profil ne sont pas prises en compte.

### **I.3.7 Équations d'Euler en repère relatif**

Pour l'écriture de ces équations, on considère que le comportement d'une particule fluide qui évolue le long d'une ligne de courant obéit aux trois équations suivantes :

- l'équation de continuité qui traduit la conservation de la masse ;
- l'équation du mouvement ;
- l'équation de l'énergie (on néglige l'accélération due à la pesanteur).

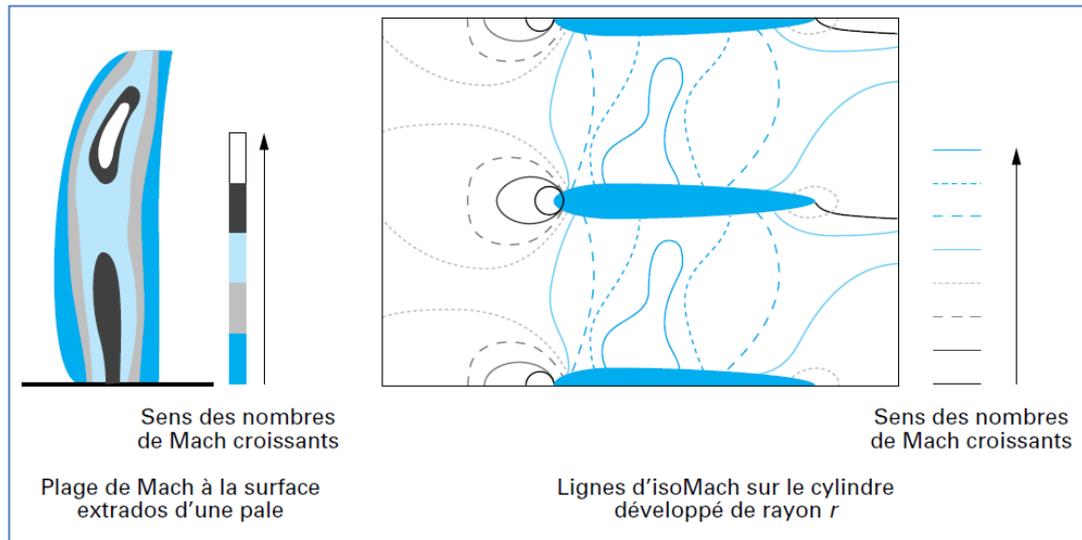


Figure I.14 – Résultats types fournis par un calcul 3D d'Euler.

### Équations d'Euler en repère relatif (à l'hélice), à l'envergure $r$

$\delta/\delta t$  est le symbole de la dérivée partielle par rapport au temps dans un repère relatif.

Équation de continuité :

$$\delta\rho/\delta t + \text{div}(p \vec{W}) = 0 \quad (\text{I. 24})$$

Équation du mouvement :

$$\delta\vec{W}/\delta t + \mathbf{grad}(W^2/2) = \vec{W} \wedge (\text{rot } \vec{W} + 2\vec{\Omega}) + \Omega^2 \vec{r} - \mathbf{grad} p/\rho \quad (\text{I. 25})$$

Équation de l'énergie :

$$\frac{1}{2} \delta\vec{W}/\delta t \cdot dt + \vec{W} dt \mathbf{grad}(h + W^2/2 - \Omega^2 r^2/2) = 0 \quad (\text{I. 26})$$

en écoulement adiabatique

avec

- $h$  enthalpie,
- $p$  pression statique,
- $t$  temps.

Pour la résolution de ces équations, les conditions aux limites doivent être précisées telles que le glissement relatif sur la casserole, la vitesse amont axiale et uniforme.

Dans le cas particulier de la méthode d'Euler, on suppose que le fluide est non visqueux (pas de frottement). Les méthodes de calcul basées sur cette approche permettent d'analyser l'écoulement en tout point de la pale et du volume environnant (obtention des nombres de Mach, pressions et vitesse locaux) et de caractériser les phénomènes liés à la compressibilité du fluide (figure I.14). Il n'est, par contre, pas possible de décrire le comportement visqueux du fluide à la paroi ; il faut alors coupler le calcul avec un calcul de couche limite si l'on veut obtenir une meilleure estimation des performances globales de l'hélice que par une méthode du type ligne portante.

### **I.3.8 Théorie des fluides réels (Navier-Stokes)**

Cette théorie reprend les mêmes conditions de base qui ont servi pour les équations d'Euler, mais l'hypothèse du fluide non visqueux n'est pas conservée. L'équation d'état du fluide est alors introduite, en complément des équations générales. Lorsque les moyens de calculs numériques le permettent, c'est sans aucun doute la théorie qui décrit le mieux les écoulements puisque aucune hypothèse simplificatrice n'est faite (elle nécessite toutefois d'être alimentée par différents modèles de turbulences). Ce type de calcul permet notamment d'aborder la résolution des phénomènes instationnaires (disque hélice en incidence par rapport à la vitesse avion, passage d'une pale devant une aile...).

### **I.3.9 Démarches pratiques**

#### **I.3.9.1 Cahier des charges**

Généralement, c'est l'avionneur qui fixe le nombre d'hélices (imposé par l'architecture de l'avion, les considérations de sécurité en vol...) et le diamètre maximal de celles-ci (imposé par la garde au sol et la distance de la nacelle qui supporte le moteur au fuselage).

Il indique également la traction ou le rendement qu'il désire (au décollage, en montée et en croisière), le niveau acoustique maximal à garantir, l'inertie polaire et la masse maximale de l'hélice. L'hélicier propose alors le nombre de pales et le régime de l'hélice optimaux (le régime est parfois imposé par le motoriste), puis réalise l'étude de détails.

#### **I.3.9.2 Recherche du compromis optimal**

Pour les hélices classiques, on a presque toujours intérêt à choisir le diamètre maximal admissible, le plus grand nombre de pales possible (attention toutefois à la masse, aux blocages soniques en pieds et à la possibilité de passer en calage négatif sans interférence des pales entre elles) et à augmenter la vitesse périphérique des pales jusqu'à un nombre de Mach voisin de 0,93 (pour les prop-fans (ou hélices rapides), les vitesses peuvent être voisines de Mach 1,3 ; des ondes de chocs apparaissent et il faut utiliser des profils spécifiques). Au-delà, on dépasse trop fortement le nombre de Mach de divergence

de traînée des profils (au voisinage de Mach 1, la traînée due aux ondes de choc s'accroît subitement) et les émissions acoustiques sont fortement amplifiées. Pour chaque nombre de pale choisi et en association avec une famille de profils donnée, on fera varier les facteurs d'activité et le coefficient de cambrure intégré de façon à répondre à toutes les exigences imposées (masse, niveau de bruit, performances aérodynamiques, marge vis-à-vis du flottement structural). On peut construire des tables d'évolutions paramétriques pour rechercher plus rapidement la configuration optimale.

### I.3.9.3 Calcul direct

L'allure générale « dévillée » de la pale étant alors connue, l'optimisation plus fine sera réalisée (débouchant sur les lois de corde, d'épaisseur, de cambrure, de flèche, de déport et de vrillage). C'est pour ce stade de la conception que l'on utilisera des méthodes de calculs aérodynamiques dérivées de la théorie tourbillonnaire (aboutissant à la forme de la pale). Depuis plusieurs années, des calculs utilisant la théorie d'Euler (parfois couplés avec un calcul de couche limite) ou de Navier-Stokes vérifient ensuite que les phénomènes liés à la compressibilité (ondes de chocs, blocage sonique en pied de pale) et à la viscosité du fluide ne pénalisent pas les performances précédemment estimées.

### I.3.9.4 Quelques ordres de grandeurs

Les rendements  $\mu$  des hélices sont voisins de 72 % à la vitesse de décollage et de 90 % en croisière. Les pertes de rendement, pour une hélice classique, sont dues pour moitié au souffle (vitesse induite tangentielle), tandis que les traînées de frottement et d'onde (chocs soniques) contribuent pour l'autre moitié à égalité.

Au point fixe (l'avion est à l'arrêt prêt à décoller, le moteur donnant sa pleine puissance), on obtient une valeur approximative de la traction développée par l'hélice (en lbs) en multipliant la puissance maximale du moteur (en shp) par deux.

**Exemple :** si la puissance vaut 2 000 shp, on peut s'attendre à une traction de l'ordre de 4 000 lbs.

**Nota :** 1 lbs (pound force) = 4,45 N  
1 shp (shaft horse power) = 747,7 W

Pour les hélices de forte puissance (au-delà de 1 500 shp), on peut considérer une charge au disque de l'ordre de 50 shp/m<sup>2</sup>/pale (on parle ainsi d'hélice plus ou moins chargée ou de charge au disque). Cette charge au disque peut être également exprimée par la valeur de  $\sigma$  proche de 0,02 pour une hélice très peu chargée, 0,3 pour une hélice moyennement chargée (commuter), voire 1,5 à 2 pour une hélice très chargée d'un propfan.

Pour les pales, le vrillage total est souvent voisin de  $25^\circ$  (entre le pied et la tête); quant à l'épaisseur relative des profils (épaisseur maximale d'un profil divisée par sa corde), celle-ci varie de 20 % en pied (pour des raisons essentiellement structurales) à 4 % en extrémité de pale.

La masse de toutes les pales (en matériaux composites) peut représenter environ 50 à 60 % de la masse totale de l'hélice.

### **I.3.10 Perspectives**

Les récents progrès des matériels informatiques, des connaissances et des algorithmes (calcul avec processeurs parallèles) permettront à terme de prédire directement les performances de l'hélice installée sur l'avion, ainsi que les influences réciproques cellule/nacelle/hélice. Ces dernières sont particulièrement intéressantes pour l'estimation des charges cycliques imposées à l'hélice.

L'objectif recherché, par l'amélioration des moyens de simulation, réside dans la réduction des coûts de développement nécessitant de nombreux essais onéreux (essais en soufflerie ou en vol) et parfois dangereux (essais en vol, en dehors de l'enveloppe usuelle d'utilisation).

## **I.4 Conception mécanique**

### **I.4.1 Efforts extérieurs stationnaires sur la pale**

En régime stationnaire (avion en palier à vitesse constante, axe de rotation d'hélice parallèle à la vitesse de l'avion, régime de l'hélice constant et écoulement non perturbé par l'avion), une pale est soumise à des efforts indépendants du temps (figure **I.15**) qui sont :

- l'effort centrifuge ;
- les efforts aérodynamiques ;
- un couple autour de son axe de variation de pas.

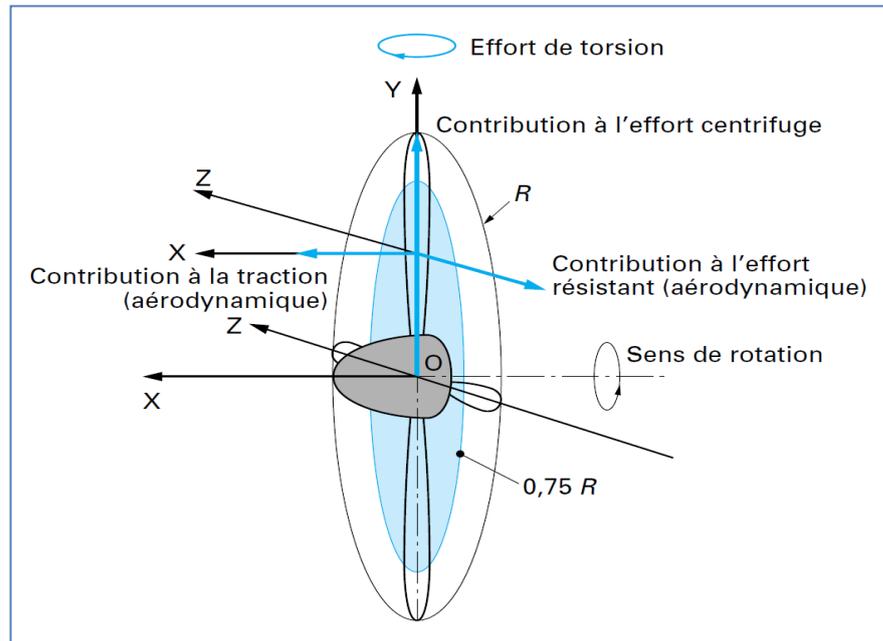


Figure I.15 - Orientation des efforts.

#### I.4.1.1 Effort centrifuge

Celui-ci dépend directement bien sûr de la masse, du régime de rotation et de la position en envergure du centre de gravité de la pale. Dans la pratique, on déporte la pale, donc son centre de gravité, du plan de rotation qui contient l'axe de variation de pas pour que le moment de rappel centrifuge (qui a tendance à ramener le centre de gravité sur ce plan) compense et annule le moment de flexion engendré par les efforts aérodynamiques (figure I.16) ; pour le cas de vol particulier (un cas de croisière généralement) où cela se produit, seul l'effort centrifuge demeure.

#### I.4.1.2 Moments de flexion et efforts tranchants aérodynamiques

En première approximation, on obtient un ordre de grandeur des efforts aérodynamiques en considérant que seul « travaille » le profil qui se trouve à 75 % du rayon de l'hélice (et produit la portance et la traînée, elles-mêmes engendrant la traction et le couple sur arbre). En effet, la figure I.17 montre bien que c'est vers cette envergure que la pale est la plus efficace (c'est la raison essentielle qui justifie le choix de **0,75R** comme profil de référence pour une pale).

Pour une évaluation plus précise, il faudra sommer le long de la pale vrillée tous les efforts de portance et de traînée (figure I.10 pour les efforts locaux sur chaque tranche de pale de hauteur  $dr$ ). En pied de pale notamment, les efforts aérodynamiques engendrent ainsi un effort tranchant (égal à la résultante aérodynamique globale agissant sur la pale : traction et traînée) et un moment de flexion appelé moment de flexion aérodynamique statique.

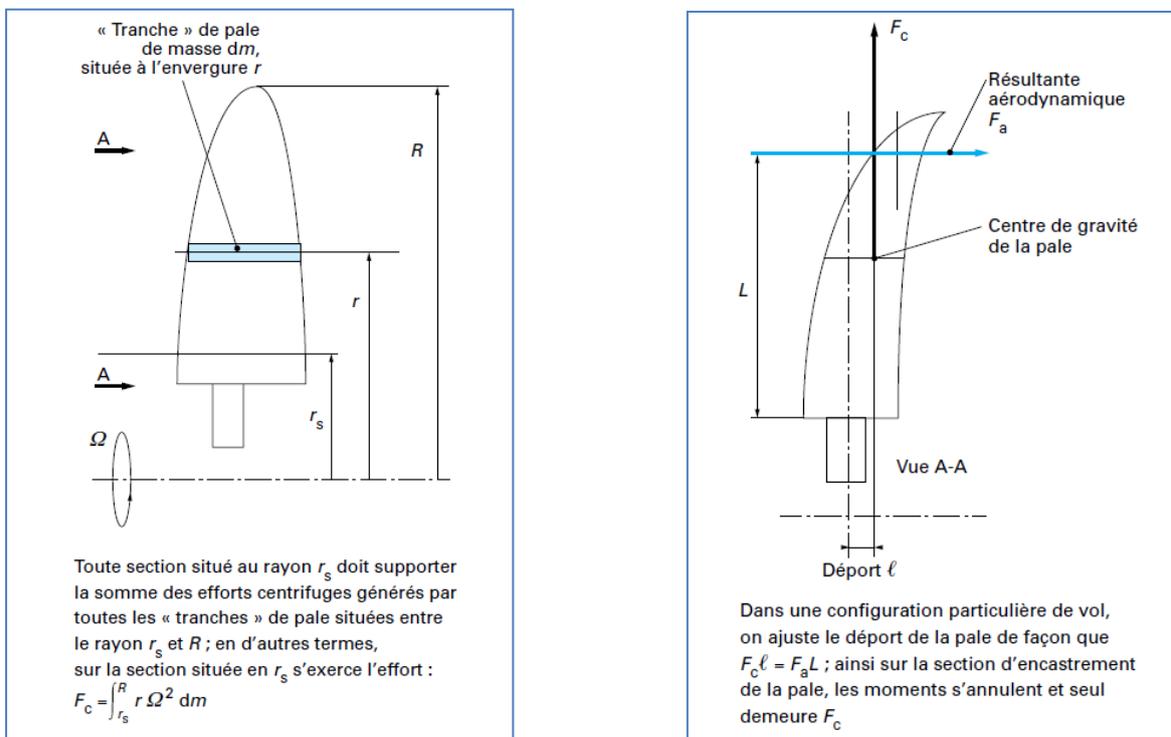


Figure I.16 – Effort centrifuge et déport de la pale.

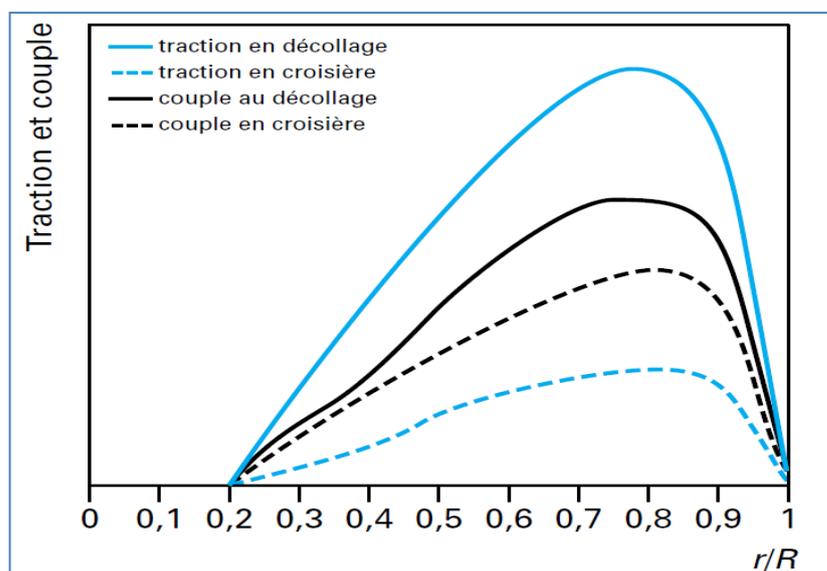


Figure I.17 – Répartition typique du chargement aérodynamique en envergure pour une hélice.

### I.4.1.3 Couple autour de l'axe de variation de pas

Le couple qui s'exerce sur la pale autour de son axe de variation de pas (figure I.18) est dû à trois causes principales qui forcent globalement la pale à se placer dans le plan de rotation (petit pas) :

— la première est le moment piqueur de chaque profil aérodynamique cambré : pour une tranche  $dr$  d'un profil cambré de coefficient de moment  $Cm$  (mesuré au foyer), de corde  $L$ , évoluant dans l'air de masse volumique  $\rho$  à la vitesse relative  $W$ , le moment aérodynamique appliqué au foyer vaut :

$$\frac{1}{2} \rho L Cm W^2 L dr \quad (I.27)$$

— la deuxième est le couple inertiel qui a tendance à ramener tout profil dans le plan de rotation: toute masse  $m$ , excentrée de  $r_1$  de l'axe de changement de pas, va exercer un moment de rappel par rapport à cet axe égal à :

$$\frac{1}{2} r_1^2 \Omega^2 \sin(2\delta) \quad (\text{figure I.19}) \quad (I.28)$$

— la troisième, présente sur les pales modernes en flèche, est due à l'excentration des résultantes aérodynamiques par rapport à l'axe de changement de pas d'une part et au centre de torsion de chaque profil d'autre part.

La pale étant une structure qui se déforme, ces couples de torsion vont modifier le vrillage que celle-ci possède au repos. Pour compenser ces déformations, on ajoutera un prévrillage le long de la pale et celle-ci retrouvera son vrillage optimal au régime choisi.

#### I.4.2 Efforts extérieurs instationnaires sur la pale

- **Nature des efforts**

Généralement, la durée de vie structurale d'une pale est essentiellement pilotée par les efforts instationnaires. En effet, ceux-ci créent des contraintes de fatigue qui limitent rapidement son intégrité si l'on ne les quantifie pas correctement (figures I.20 et I.21 : exemple de tenue en fatigue d'un alliage d'aluminium) ; ces efforts sont de deux natures principales différentes.

- **Pour les grands nombres de cycles** en fatigue (plusieurs dizaines de millions de cycles), on trouve les excitations de la structure à des fréquences correspondant aux fréquences propres de la pale d'une part (figure I.22 : diagramme de Campbell) et des moments de flexion rencontrés lors de manœuvres de décollage ou de virages usuels d'autre part (moment dit 1P).

- **Pour les faibles nombres de cycles** (quelques centaines à quelques milliers), mais d'intensité plus importante, on trouve essentiellement les cas de manœuvres accidentelles telles que le dérapage à très forte incidence, ou brutales, telles que les virages serrés, les manœuvres d'appontage... (qui engendrent des moments de flexion sur les pales).

- Niveau des efforts instationnaires

Selon les applications, ces efforts peuvent varier. Généralement, pour les avions commerciaux, le moment  $1P$  est du même ordre de grandeur que le moment de flexion aérodynamique statique.

Par contre, les avions militaires effectuant des manœuvres plus serrées que les avions de transport civils, celles-ci imposent à l'hélice des efforts instationnaires nettement plus importants (un facteur 3 n'est pas rare par rapport au moment statique).

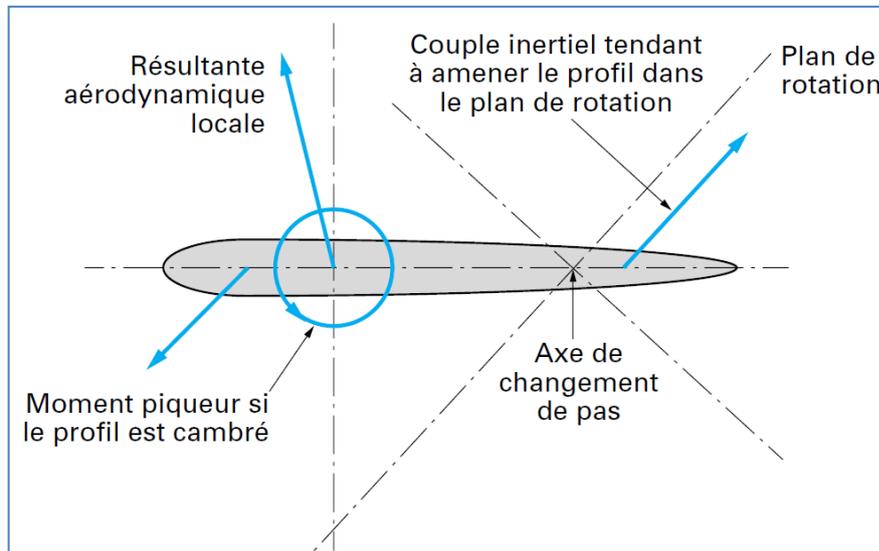


Figure I.18 – Couples s'exerçant sur un profil autour de l'axe de changement de pas.

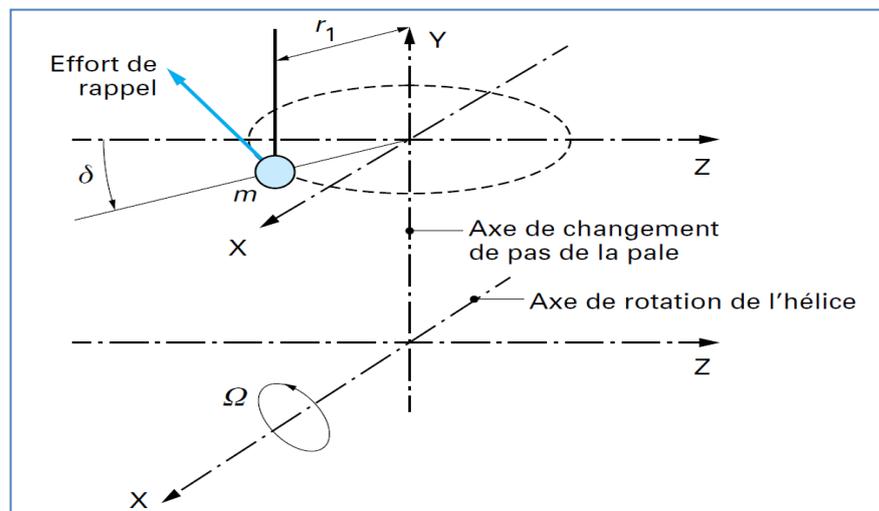


Figure I.19 – Couple de rappel inertiel.

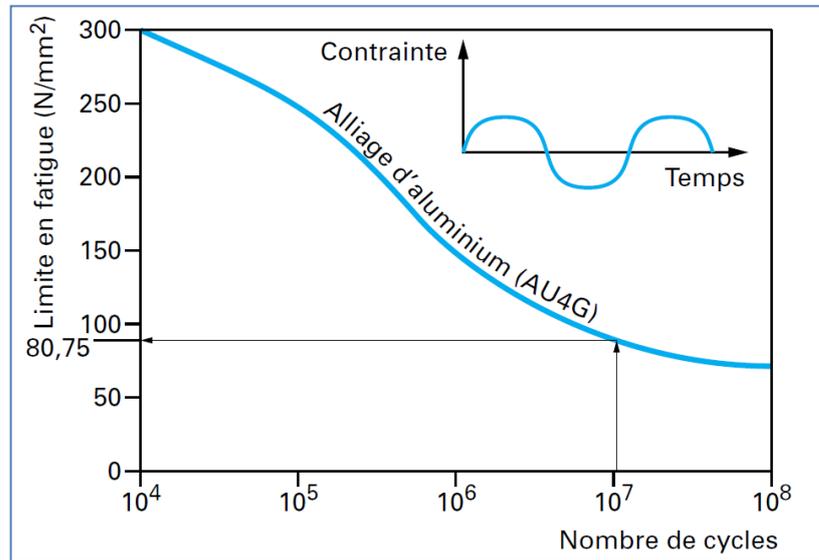


Figure I.20 - Courbe de Wöhler : contraintes alternées admissibles.

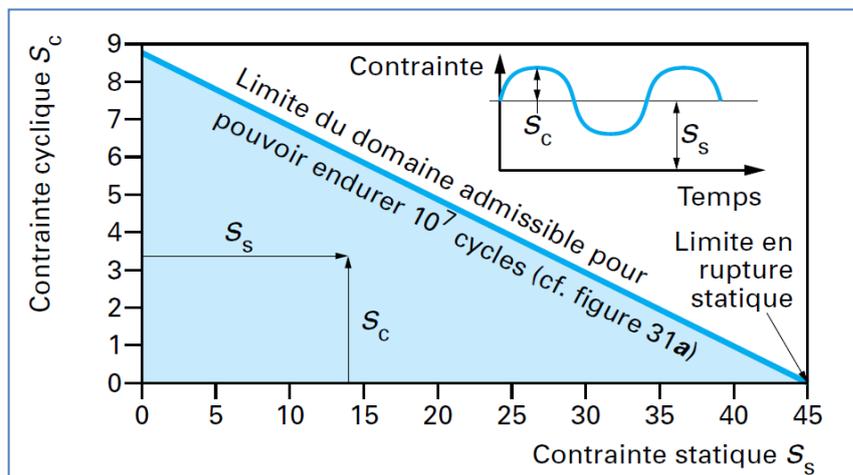


Figure I.21 - Diagramme de Goodman (domaine admissible : zone colorée).

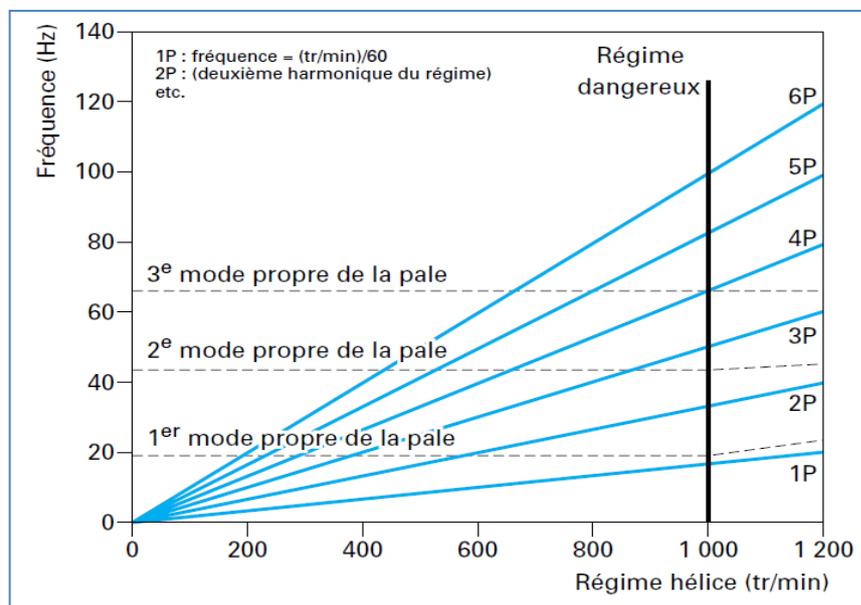


Figure I.22 - Diagramme type de Campbell.

**Remarque :** Tout régime stabilisé, correspondant au croisement d'un mode propre avec un harmonique  $nP$  du régime, doit être évité

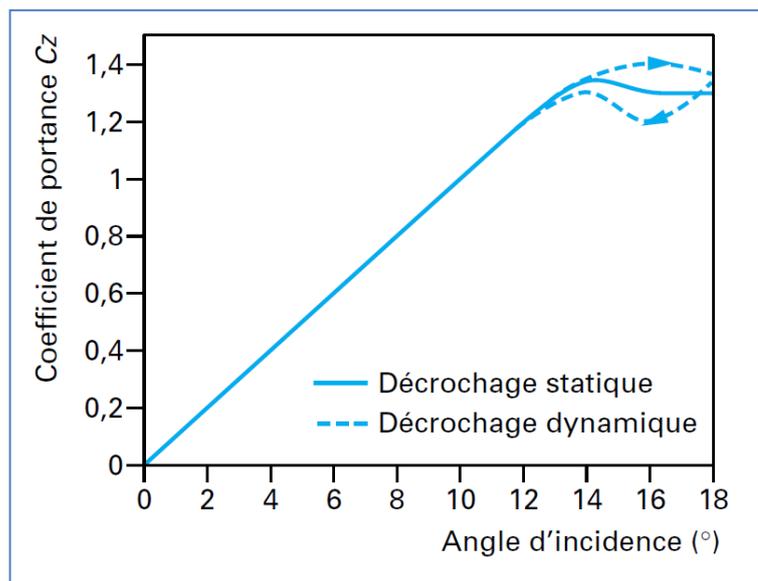


Figure I.23 – Polaire d'un profil : décrochage statique et dynamique.

### I.4.3 Flottement de la pale

- **Flottement de décrochage** (figure I.23)

Ce phénomène engendre des vibrations forcées en torsion de la pale lorsque l'écoulement aérodynamique excite la structure. Ce cas se rencontre essentiellement au décollage, lorsque les profils travaillent à de fortes incidences ; il se produit un couplage, entre l'écoulement et la structure de la pale, qui crée un décrochage cyclique de celle-ci. Ce phénomène est à proscrire car il crée des contraintes de fatigue importantes. Des critères, souvent empiriques, existent pour guider le concepteur d'hélice vers une structure qui évitera de rencontrer ce phénomène.

- **Flottement de sillage** (figure I.24)

Dans le cas où l'hélice ne fonctionne en petit pas, la pale peut être excitée par son passage devant le tourbillon marginal de la pale précédente.

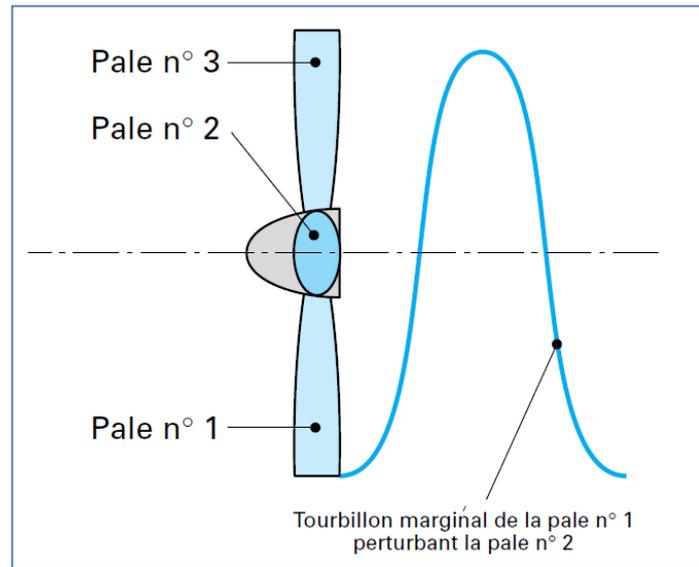


Figure I.24 – Flottement de pale dû au sillage.

#### I.4.4 Modes globaux de vibration de l'hélice

On a déjà vu les conséquences structurales négatives du fonctionnement de l'hélice à un régime qui excite les pales sur leurs modes propres. En plus de cela, ces mêmes modes propres de pale interagissent avec la structure environnante, en particulier le bloc-moteur monté sur son berceau. Selon les modes et le nombre de pales, les pales vont vibrer individuellement, en phase ou en opposition de phase entre elles. Cette combinaison de vibrations des pales peut engendrer un mouvement d'ensemble cyclique du bloc-moteur de deux natures différentes (figure I.25 et tableau I.2) : le mode de whirl et le mode de pompage. De la même façon que pour les pales, il faut éviter que ce mouvement d'ensemble corresponde à un mode propre de la structure (en particulier l'attache du moteur).

Mode propre des places	Nombre de pales					
	3	4	5	6	8	10
1 <sup>er</sup>	W	W	W	W	W	W
2 <sup>ème</sup>	W	S	S	S	S	S
3 <sup>ème</sup>	P	W	S	S	S	S
4 <sup>ème</sup>	W	P	W	S	S	S
5 <sup>ème</sup>	W	W	P	W	S	S
6 <sup>ème</sup>	P	S	W	P	S	S
7 <sup>ème</sup>	W	W	S	W	W	S
8 <sup>ème</sup>	W	P	S	S	P	S

(1) P : pompage ; S : sans réaction globale ; W : whirl

Tableau I.2 – Modes globaux de vibration de l'hélice.

- **Mode de whirl**

Le centre de l'hélice décrit un cercle autour de l'axe moyen de rotation de l'hélice. Selon les cas, ce mouvement peut être stable (le centre de l'hélice décrit une spirale convergente qui le ramène sur l'axe de rotation), ou instable (le centre de l'hélice décrit une spirale divergente qui l'éloigne de l'axe de rotation jusqu'à rupture des attaches du moteur).

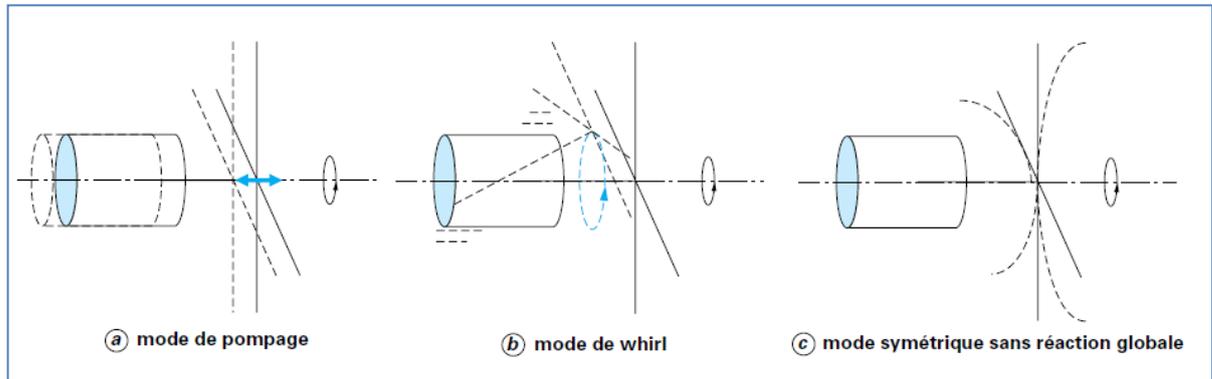


Figure I.25 – Modes vibratoires globaux.

- **Mode de pompage**

Le bloc-moteur est entraîné dans un mouvement de translation parallèle à l'axe de rotation de l'hélice.

- **Un troisième cas** qui peut se présenter, c'est la combinaison vibratoire des pales qui n'engendre aucun effort global sur le bloc-moteur. C'est paradoxalement le cas le plus dangereux car si, dans les autres cas, le pilote ressent les mouvements du moteur qui sont transmis au fuselage (lui permettant ainsi de réagir en éteignant le moteur incriminé par exemple), dans cette situation, aucune sensation physique ne le préviendra que les pales vibrent sur un mode dangereux pour leur intégrité structurale.

## I.5 Technologie de mise en œuvre

### I.5.1 Avantages de l'usage des matériaux composites dans la fabrication des pales

Ces avantages sont les suivants :

- gain de masse (figure I.26) ;
- possibilité d'optimiser le matériau en fonction des contraintes mécaniques à supporter (les matériaux et leurs caractéristiques sont élaborés en même temps que la pièce) ;
- pas de corrosion (attention toutefois aux couples galvaniques lorsqu'il y a contact direct avec d'autres matériaux) ;

- raideur spécifique plus importante (module d'Young/densité du matériau), d'où la possibilité de concevoir des formes en flèche impossibles à obtenir avec les matériaux métalliques ;
- dispersions de fabrication plus faibles, ce qui facilite l'équilibrage final de l'hélice;
- possibilité de moduler la constitution du matériau pour piloter le placement en fréquences propres (cf. figure I.22) ;
- possibilité facilitée de réparation ;
- inertie polaire de l'hélice plus faible pour améliorer la finesse du synchrophasage;
- efforts inertiels plus faibles, ce qui contribue à diminuer la puissance (donc la masse) du dispositif de changement de pas.

### I.5.2 Différentes technologies de construction de pale

Les concepteurs de pales ont élaboré différentes familles d'architecture interne (figure I.27). Le choix est un compromis réalisé entre des considérations de résistance mécanique, de coût de fabrication (et des moyens disponibles), de faculté de réparation, de démontage ou d'accessibilité pour contrôler la qualité du produit.

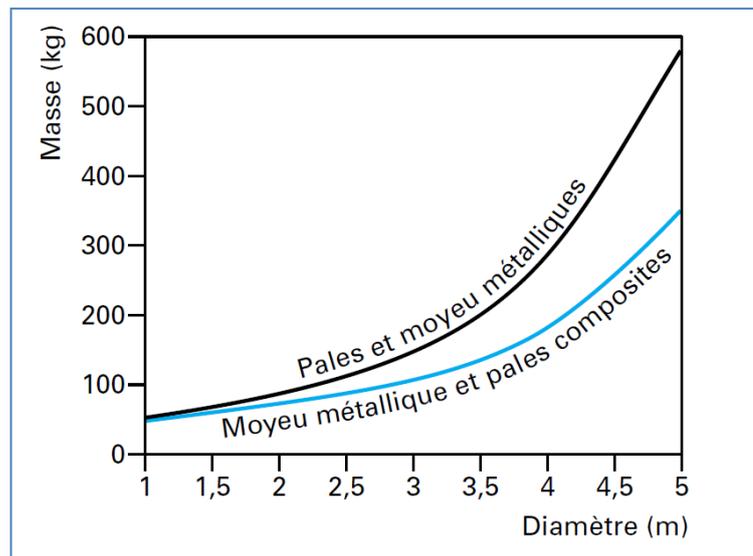


Figure I.26 – Masse d'une hélice à 4 pales en fonction du diamètre et de la technologie.

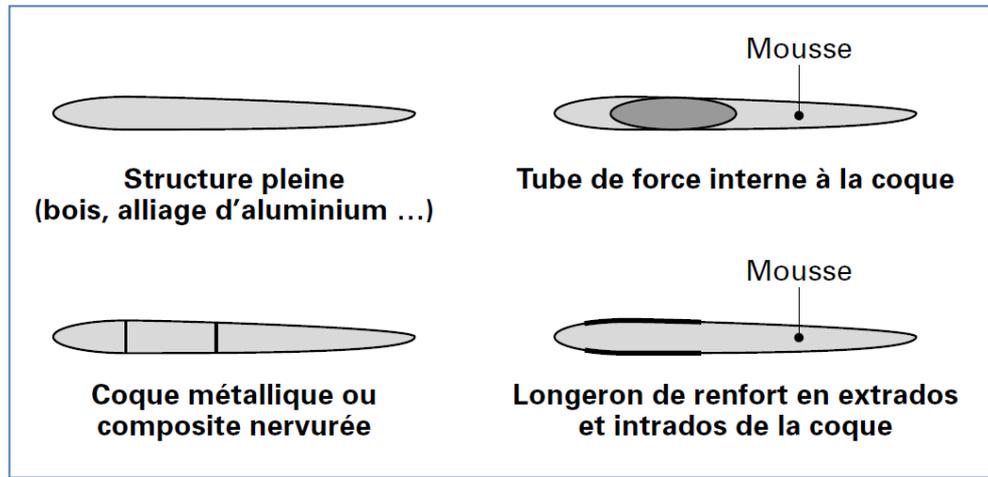


Figure I.27 – Concepts de section de pale.

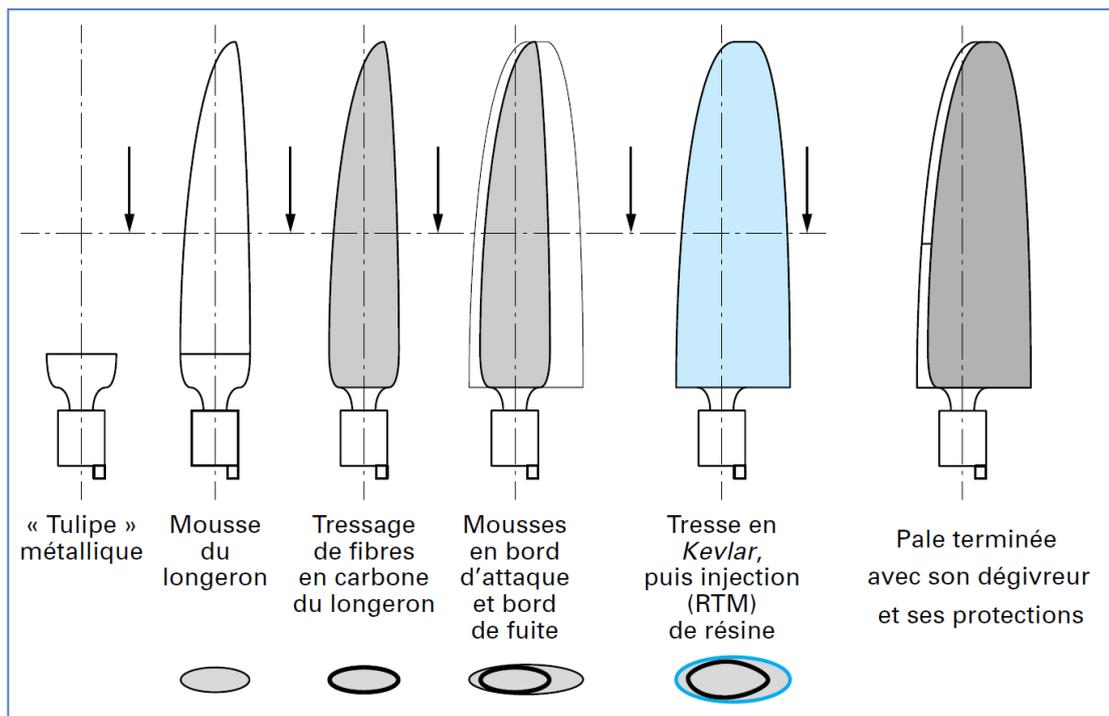


Figure I.28 – Exemple de procédé de fabrication d'une pale en composites.

### I.5.3 Exemple de procédé de mise en œuvre

On peut voir sur la figure I.28 un exemple de chronologie de fabrication d'une pale en matériaux composites utilisant le procédé RTM (*Resin Transfer Molding*) : ce procédé utilise d'abord de la fibre sèche qui sera imprégnée une fois la pale mise en forme). L'utilisation de plis de renfort préimprégnés permet également l'obtention d'un taux volumique de fibre optimal.

### I.5.4 Conception modulaire de l'hélice

Ce type d'approche consiste à dissocier physiquement les fonctions remplies par l'hélice et à les assembler comme un jeu de construction. Cela permet de bénéficier des avantages suivants :

- possibilité de remédier rapidement à la défaillance d'une fonction en remplaçant le module correspondant, sans toucher ni dérégler les autres sous-systèmes ;
- facilité pour concevoir ou améliorer l'une des fonctions, puis mettre à niveau toute la flotte.

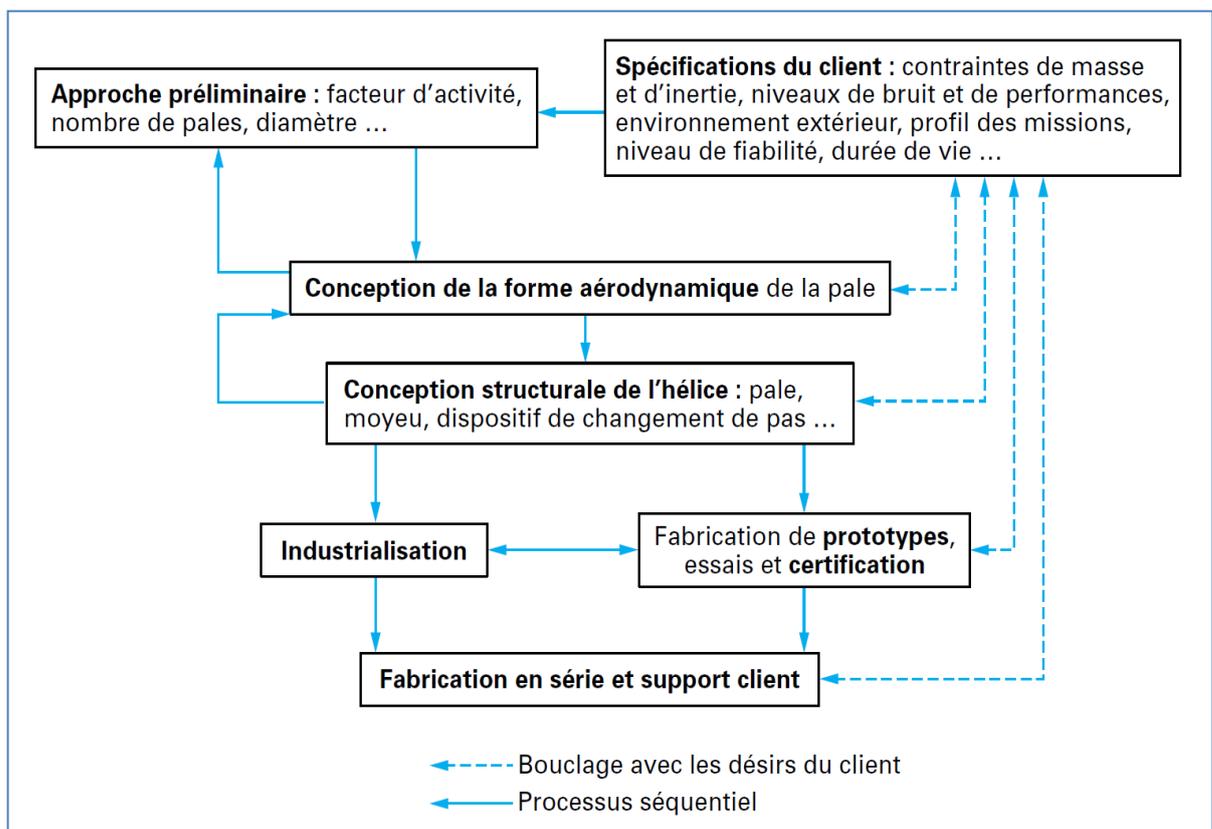


Figure I.29 – Exemple de procédure de conception d'une hélice.

---

## Chapitre -II-

### La Modélisation Numérique - CFD & CSM

---

*La mécanique des fluides numérique (ou CFD pour Computational Fluid Dynamics en anglais), intégrant les équations d'Euler ou de Navier-Stokes, s'est imposée au cours des dernières décennies en aérodynamique grâce à l'accroissement de la puissance des ordinateurs.*

*Le calcul de structures numérique (ou CSM pour Computational Structural Mechanics en anglais) est ainsi apparue comme une discipline à part entière : pour notre travail, le calcul comprend dans la plupart des cas une chaîne de logiciels CFD et CSM, la CFD fournissant les efforts aérodynamique pour le CSM.*

*Nous faisons ici une présentation des modèles, équations et méthodes utilisés en mécanique des fluides et des solides, présentation qui est volontairement brève.*

## II.1 Mécanique des fluides numérique (ou CFD)

L'essor des capacités de calculs au cours des dernières décennies a permis le développement d'une nouvelle branche de l'aérodynamique : la dynamique des fluides numériques (CFD pour Computational Fluid Dynamics en anglais). Ce domaine permet de développer et de tester de nouvelles technologies en s'affranchissant des lourdes contraintes de temps et d'argent que demande la mise en place d'essais en soufflerie.

### II.1.1 La simulation des écoulements de fluides

La mécanique des fluides repose maintenant depuis plus de 150 ans sur le modèle des équations de Navier-Stokes. 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 utilisé plusieurs approches afin de pouvoir analyser diverses catégories d'écoulements :

- l'approche théorique qui consiste en l'élaboration de modèles simplifiés des équations de Navier-Stokes afin de permettre leur résolution de manière analytique à l'image du cas de la couche limite incompressible sur plaque plane de Blasius.
- 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 l'image des essais en soufflerie sur des avions par exemple.
- l'approche numérique est utilisée pour résoudre de manière numérique le système d'équation de Naviers-Stokes ou bien les différents modèles simplifiés issus de l'approche théorique (équations moyennées de Reynolds par exemple).

Le développement de la simulation des écoulements est étroitement relié aux progrès réalisés dans le domaine du calcul scientifique assisté par ordinateur. Les premiers calculs numériques sur l'écoulement d'un fluide apparaissent dès les années 1950 et 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 fluides. En effet, son attractivité provient, sans être exhaustif, de la réduction du temps nécessaire pour effectuer une analyse d'un écoulement, de la possibilité de contrôler précisément les différents paramètres physiques de l'expérience numérique et de son caractère économique par rapport aux coûts des essais notamment en soufflerie. Ainsi, son intégration dans des processus de développement de type industriel est de plus en plus importante de nos jours.

Toutefois, les progrès de la simulation numérique sont aussi dépendants des avancées théoriques et expérimentales. Les contraintes de résolution numérique étant importantes sur certaines classes d'écoulements, il est nécessaire d'utiliser des modèles simplifiés afin 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-Stokes de plus en plus précis et en permettant de confronter les résultats numériques avec la réalité.

Nous en présentons brièvement quelques concepts dans les pages qui suivent. Les livres de *Candel* [6] ou de *Huerre* [11] peuvent être consultés pour approfondir ce sujet.

Les codes de calcul *ANSYS Fluent* et *ANSYS CFX*, permet la simulation numérique de ces écoulements. Ce sont des logiciels très complet, et nous n'en utiliserons dans cette mémoire qu'une petite partie. Nous renvoyons à l'annexe A, ainsi qu'aux références qui y sont indiquées pour une description approfondie de ces logiciels.

## II.1.2 Les équations de Navier-Stokes

Les équations de Navier-Stokes sont à la base du mouvement fluide et du transfert de chaleur par conduction en régime laminaire. Elles expriment le principe de conservation pour les différentes grandeurs caractérisant l'écoulement. Elles traduisent la conservation de trois quantités : masse, quantité de mouvement et énergie :

### II.1.2.1 Notations

Soient  $q$  une fonction scalaire,  $\mathbf{v}$  et  $\mathbf{w}$  des fonctions vectorielles et  $\mathbf{A}$  et  $\mathbf{B}$  des tenseurs de deuxième ordre (matrices).

Nous pouvons définir maintenant les objets mathématiques utiles :

$$\partial_t v = \frac{\partial v}{\partial t},$$

$$\partial_j v = \frac{\partial v}{\partial x_j},$$

$\nabla q =$  gradient de  $q$  (vecteur),

$\nabla v =$  tenseur de 2<sup>ème</sup> ordre  $(\nabla v)_{ij} = \partial_i v_j$ ,

$\nabla \cdot v =$  divergence de  $v$  :  $\nabla \cdot v = \sum_i \partial_i v_i$ ,

$\nabla \cdot \mathbf{A} =$  vecteur dont la  $j^{\text{ème}}$  composante est  $\sum_i \partial_i A_{ij}$ ,

$u \cdot v =$  produit scalaire,

$$v \nabla v = v_i \partial_i v ,$$

$$A : B = \sum_{ij} A_{ij} B_{ij} ,$$

$$v \otimes w = \text{tenseur de } 2^{\text{ème}} \text{ ordre } (v \otimes w)_{ij} = v_i w_j .$$

### II.1.2.2 Les équations instantanées

Considérons un fluide contenu dans un ouvert  $\Omega$  borne connexe de  $\mathbb{R}^k$  ( $k = 2$  ou  $k = 3$ ) pendant un intervalle de temps  $[0, T]$ .

On notera par  $\mathbf{x}$  un point de  $\Omega$  et  $t$  sera un instant (i.e. un élément de  $\mathbb{R}^+$ ).

#### II.1.2.2.1 Conservation de la masse

Soit  $A$  un sous-domaine régulier de  $\Omega$ . Le principe de conservation de la masse dit que la variation de masse dans  $A$  est égale au flux de masse à travers la frontière  $\partial A$  de  $A$ . Il en résulte :

$$\frac{d}{dt} \int_{A(t)} \rho dx = - \int_{\partial A(t)} \rho u \cdot \vec{n} ds$$

Où  $\mathbf{n} = (\mathbf{n}_1, \mathbf{n}_2)$  est un vecteur normal unitaire défini localement sur  $\partial A$  et dirigé vers l'extérieur de  $A$ .

Comme  $A$  est régulier, la formule de Stokes donne :

$$\int_{A(t)} \nabla \cdot (\rho u) dx = \int_{\partial A(t)} \rho u \cdot \vec{n} ds$$

Donc nous avons :

$$\frac{d}{dt} \int_{A(t)} \rho dx + \int_{A(t)} \nabla \cdot (\rho u) dx = 0$$

Comme  $A$  est défini arbitrairement, le principe de conservation de la masse conduit à :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \tag{II. 1}$$

**Remarque :** Cette équation est nommée équation de continuité.

### II.1.2.2.2 Conservation de la quantité de mouvement

L'équation de la conservation de mouvement provient de la loi de Newton :

$$\Sigma \text{Forces} = \text{accélération suivant le mouvement du fluide.}$$

Soit une particule de fluide en  $\mathbf{x}$  à l'instant  $t$ ; par définition de la vitesse, cette particule sera  $\mathbf{x} + \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) \delta t$  à l'instant  $t + \delta t$  et son accélération est :

$$\lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\delta t} (u(\mathbf{x} + \mathbf{u}(\mathbf{x}, t)\delta t, t + \delta t) - u(\mathbf{x}, t)) = \frac{\partial u}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla u$$

Maintenant, nous devons exprimer les forces qui agissent sur  $A$  :

- Les forces extérieures  $\int_{A(t)} \mathbf{f}$  où  $\mathbf{f}$  est la force extérieure par unité de volume.
- La force de pression et la force visqueuse due à la nature du fluide

$$\int_{\partial A(t)} (\boldsymbol{\tau} - p\mathbf{I}) \vec{n} dx = \int_{A(t)} (\nabla \cdot p\mathbf{I} - \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}) dx$$

Où  $\boldsymbol{\tau}$  est le tenseur des efforts. L'équation précédente vient de la formule de Stokes.

En conséquence, nous avons :

$$\int_{A(t)} \rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla u \right) = \int_{A(t)} \mathbf{f} - \nabla \cdot p\mathbf{I} + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}$$

Comme  $A$  est défini arbitrairement :

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla u \right) + \nabla \cdot p\mathbf{I} - \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} = \mathbf{f}$$

Notons que :

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} (\rho u) - \left( \frac{\partial u}{\partial t} \rho \right) = \frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \nabla \cdot (\rho u) u = \frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \nabla \cdot (\rho u \otimes u) - \rho u \nabla u$$

Il en résulte l'équation de conservation de la quantité de mouvement suivante :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \nabla \cdot (\rho u \otimes u) + \nabla \cdot (p\mathbf{I} - \boldsymbol{\tau}) = \mathbf{f} \quad (\text{II. 2})$$

### II.1.2.2.3 Conservation de l'énergie

Considérons un élément de volume  $A$  bougeant avec le fluide. L'énergie totale massique  $E$  dans un élément de volume provient de :

L'énergie interne massique  $e$ ,

L'énergie cinétique  $\frac{u^2}{2}$ .

Donc,  $E = e + \frac{u^2}{2}$  et l'énergie dans un volume  $A$  est  $\int_{A(t)} \rho E$ . De plus, l'énergie  $E$  est la somme des travaux des forces et de la quantité de chaleur reçue. Le travail des forces est  $\int_{A(t)} \mathbf{u} \cdot (\mathbf{f} + \boldsymbol{\tau} - p\mathbf{I})\mathbf{n}$ . Notons  $\mathbf{q}$  la densité de flux d'énergie transporté par conduction thermique.

Nous obtenons donc :

$$\frac{d}{dt} \int_{A(t)} \rho E = \int_{A(t)} \left( \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\rho u E) \right) = \int_{A(t)} u \cdot f + \int_{\partial A(t)} (u(\boldsymbol{\tau} - p\mathbf{I}) - q)\vec{n}$$

A l'aide de la formule de Stokes et comme la relation précédente est vraie pour tout  $A$ , nous arrivons à l'équation de l'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (u(\rho E + p\mathbf{I})) = \nabla \cdot (u\boldsymbol{\tau} + q) + u \cdot f \quad (\text{II. 3})$$

### II.1.2.3 Les système des équations de Navier-Stokes

Nous supposons enfin le système dynamique n'est soumis à aucune force extérieure ( $f = 0$ ). Nous obtenons le système des équations de Navier-Stokes :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (\text{II. 4})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \nabla \cdot (\rho u \otimes u) = \nabla \cdot \sigma \quad (\text{II. 5})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\rho u E) = \nabla \cdot (u \cdot \sigma) - \nabla q \quad (\text{II. 6})$$

Où :  $\boldsymbol{\sigma} = -p\mathbf{I} + \boldsymbol{\tau}$ .

Tel qu'il a été établi, le système précédent est ouvert avec plus d'inconnues que d'équations. Pour le fermer, des relations supplémentaires sont donc nécessaires et relient les inconnues intermédiaires  $\sigma$  et  $q$  aux inconnues principales. Il nous faut alors préciser maintenant les lois de comportement et la loi du modèle fluide.

## II.1.3 La Turbulence

### II.1.3.1 Tentative d'une définition de la turbulence

Donner une définition générale et précise de la turbulence reste encore, en l'état actuel des connaissances une question ouverte. La proposition suivante ne cherche donc pas à clore définitivement le sujet, mais plus simplement à rassembler synthétiquement les éléments essentiels sur la turbulence. Ainsi on peut retenir que :

**Définition** (Qu'est-ce-qu'un écoulement turbulent ?). *L'écoulement turbulent est un état naturel de mouvement de fluides visqueux où les mécanismes internes d'échanges d'énergétiques assurent, au sein même de l'écoulement, la création et le maintien de toute une hiérarchie de mouvements chaotiques répartis continument sur une large gamme d'échelles macroscopiques.*

### II.1.3.2 Modèles de turbulence

#### II.1.3.2.1 Modèles $k-\tilde{\varepsilon}$ de Launder-Sharma et de Chien

Deux modèles faisant intervenir les équations de transport pour l'énergie cinétique de turbulence  $k$  et son taux de dissipation isotrope  $\tilde{\varepsilon} = \varepsilon - D/\rho$  sont disponibles : le modèle  $(k - \tilde{\varepsilon})$  de Launder-Sharma [13, 14], et le modèle  $(k - \tilde{\varepsilon})$  de Chien [16]. Si  $\varepsilon$  représente le vrai taux de dissipation, l'utilisation de  $\tilde{\varepsilon}$  présente l'avantage de simplifier les conditions à la paroi ( $k$  et  $\tilde{\varepsilon}$  y sont nuls).

L'énergie cinétique et le taux de dissipation sont régis par les équations de transport suivantes :

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = P_k - \rho \tilde{\varepsilon} - D + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II. 7})$$

$$\rho \frac{D\tilde{\varepsilon}}{Dt} = C_{\varepsilon_1} P_k \frac{\tilde{\varepsilon}}{k} - C_{\varepsilon_2} f_2 \rho \frac{\tilde{\varepsilon}^2}{k} + E + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \tilde{\varepsilon}}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II. 8})$$

La viscosité turbulente est évaluée en fonction des deux grandeurs turbulentes pondérées par une fonction d'amortissement :

$$\mu_t = C_\mu f_\mu \rho \frac{k^2}{\tilde{\varepsilon}} \quad (\text{II. 9})$$

Dans ces équations,  $P_k$  est le taux de production d'énergie cinétique de turbulence,  $C_\mu$ ,  $C_{\varepsilon_1}$ ,  $C_{\varepsilon_2}$ ,  $\sigma_k$  et  $\sigma_\varepsilon$  des constantes dépendant du modèle,  $f_\mu$  et  $f_2$  des fonctions d'amortissement prenant en compte des effets de paroi et/ou de faibles nombres de Reynolds de turbulence ; le terme  $D$  résulte de la définition de la variable  $\tilde{\varepsilon}$  comme partie

isotrope du taux de dissipation de  $k$ , et  $E$  est un terme dit “bas Reynolds” introduit pour reproduire le comportement de  $\tilde{\varepsilon}$  au voisinage de la paroi.

Le modèle  $k$ - $\tilde{\varepsilon}$  de Launder-Sharma présente l’avantage pour le numéricien de déterminer les fonctions d’amortissement non pas comme des fonctions des distances à la paroi (comme c’est le cas pour le modèle de Chien), mais comme des fonctions du nombre de Reynolds turbulent  $Re_t$ , toutefois au prix d’un coûteux calcul de  $E$ .

Rappelons que :

$$Re_t = \frac{k^2}{\nu \varepsilon} \quad \text{et} \quad y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (\text{II. 10})$$

Le tableau 3.2 présente les valeurs des différentes fonctions et constantes employées pour les modèles  $k$ - $\tilde{\varepsilon}$  de Launder-Sharma et de Chien.

Modèle	Launder-Sharma	Chien
$C_\mu$	0,9	0,9
$C_{\varepsilon 1}$	1,44	1,35
$C_{\varepsilon 2}$	1,92	0,8
$\sigma_k$	1,0	1,0
$\sigma_\varepsilon$	1,3	1,3
$D$	$2\mu \left( \frac{\partial \sqrt{k}}{\partial x_l} \right) \left( \frac{\partial \sqrt{k}}{\partial x_l} \right) \left( -\frac{Re_t^2}{36} \right)$	$\frac{2\mu k}{y^2}$
$E$	$2 \frac{\mu \mu_t}{\rho} \left( \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_k} \right) \left( \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_k} \right)$	$-\frac{2\mu \tilde{\varepsilon}}{y^2} \exp\left(-\frac{y^+}{2}\right)$
$f_\mu$	$\exp\left(\frac{-3,4}{\left(1 + \frac{Re_t}{50}\right)^2}\right)$	$1 - \exp(-0,0115 y^+)$
$f_2$	$1 - 0,3 \exp(-Re_t^2)$	$1 - \frac{2}{9} \exp\left(-\frac{Re_t^2}{36}\right)$

Tableau II.1 – Valeurs des constantes et fonctions utilisées par les modèles Launder-Sharma et Chien

### II.1.3.2.2 Modèle $k$ - $\omega$ de Wilcox

Le modèle ( $k - \omega$ ) de Wilcox [15] (1988) est une nouvelle formulation du modèle établi par Kolmogorov en 1942 qui était constitué d’une équation de transport pour l’énergie cinétique de turbulence  $k$  et pour le taux de dissipation spécifique  $\omega$  défini par

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta^* k} \quad (\text{II. 11})$$

où  $\beta^*$  est une constante identique à celle notée  $C_\mu$  dans les modèles ( $k - \varepsilon$ ).

Ce modèle présente l'avantage de ne pas faire intervenir de fonction d'amortissement. Les deux équations de transport sont écrites pour l'énergie cinétique de turbulence  $k$  et pour le taux spécifique de dissipation  $\omega$ .

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma^* \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II. 12})$$

$$\rho \frac{D\omega}{Dt} = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II. 13})$$

$$\text{où} \quad \beta = \frac{3}{40}, \quad \beta^* = 0,09, \quad \alpha = \frac{5}{9}, \quad \sigma = \sigma^* = 0,5 \quad \text{et} \quad \mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (\text{II. 14})$$

Un des inconvénients de ce modèle réside dans le fait que la variable  $\omega$  présente un comportement singulier au voisinage de la paroi. De plus, la solution numérique est très sensible à la valeur donnée au taux de dissipation spécifique aux frontières du domaine de calcul  $\omega_\infty$  ainsi qu'à certains paramètres numériques tels que ceux contrôlant la diffusion numérique (densité du maillage, viscosité artificielle ou correction de Harten . . .).

### II.1.3.2.3 Modèle $k-\omega$ de Menter

Le principal défaut du modèle  $k-\omega$  de Wilcox est sa sensibilité à la condition aux limites à imposer sur  $\omega$  aux frontières des couches limites et des sillages. Pour éviter ce problème, Menter a développé un modèle [17, 18, 19] dans l'espoir de conserver le bon comportement du modèle de Wilcox dans les couches limites et d'obtenir une condition aux limites insensible au niveau de  $\omega_\infty$ .

Pour cela, il remplace le modèle de Wilcox dans les régions externes des couches limites et des sillages par le modèle  $k-\varepsilon$  de Launder-Sharma écrit en variables  $k-\omega$ . Ceci nécessite l'introduction d'une fonction de raccord  $F_1$  entre les modèles. Cette fonction est un senseur qui a pour but de séparer les régions internes des couches limites, où s'applique le modèle de Wilcox, des régions externes (au-delà de  $y/\delta \sim 0.7$ ) où le modèle de Launder-Sharma est utilisé. Le modèle de Wilcox est aussi remplacé par le modèle de Launder-Sharma dans les sillages.

Les constantes s'obtiennent par pondération des constantes de chacun des modèles en utilisant la fonction de raccord  $F_1$  :

$$C_{ste} = F_1 C_{ste1} + (1 - F_1) C_{ste2} \quad (\text{II. 15})$$

En faisant  $F_1 = 1$ , on retrouve les constantes (indiquées "1") du modèle original de Wilcox.  $F_1 = 0$  permet d'obtenir le modèle  $k-\varepsilon$  de Launder-Sharma, dans une formulation  $k-\omega$  après changement de variable.

Les constantes de ce modèle sont les suivantes :

$$\sigma_1^* = 0.5 \quad \sigma_1 = 0.5 \quad \beta_1 = 0.5 \quad \sigma_{w1} = 0 \quad (\text{II. 16})$$

$$\sigma_2^* = 1.0 \quad \sigma_2 = 0.856 \quad \beta_2 = 0.0828 \quad \sigma_{w2} = 0.856 \quad (\text{II. 17})$$

$$\beta_1^* = 0.09 \quad k = 0.41 \quad (\text{II. 18})$$

$$\gamma_i = \frac{\beta_i}{\beta^*} - \sigma_i \frac{k^2}{\sqrt{\beta^*}} ; \quad i = 1,2 \quad (\text{II. 19})$$

#### II.1.3.2.4 Modèle de Spalart-Allmaras [S-A]

Le modèle de Spalart-Allmaras [20, 21] utilise une seule équation de transport pour la quantité  $\tilde{\nu}$  qui, loin des parois, se confond avec  $\nu_t = \mu_t/\rho$ .

L'équation pour  $\tilde{\nu}$  résulte d'une construction pas à pas par adjonction de termes destinés à prendre en compte de plus en plus de phénomènes physiques. Partant d'une forme "convection = production + diffusion" pour les écoulements libres, Spalart et Allmaras ont ajouté les termes nécessaires pour une région logarithmique dans les profils de vitesse, puis ceux de correction de faible Reynolds dans la région de proche paroi.

$$\rho \frac{D \nu_t}{Dt} = C_{b1}(1 - f_{t2})\rho\tilde{S}\tilde{\nu} + \frac{C_{b2}}{\sigma} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \rho \tilde{\nu}}{\partial x_j} - \left( C_{\omega 1} f_{\omega} - \frac{C_{b1}}{k^2} f_{t2} \right) \rho \frac{\tilde{\nu}^2}{\eta^2} + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II. 20})$$

Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} \tilde{S} = \tilde{\omega} + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 \eta^2} \quad , \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad , \quad \chi = \frac{\rho \tilde{\nu}}{\mu} \\ f_{\omega} = g \left( \frac{1 + C_{\omega 3}^6}{g^6 + C_{\omega 3}^6} \right)^{1/6} \quad , \quad g = r + C_{\omega 2}(r^6 - r) \quad , \quad r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} k^2 \eta^2} \\ f_{t2} = C_{t3} \exp(-C_{t4} \chi^2) \end{array} \right. \quad (\text{II. 21})$$

La viscosité turbulente est évaluée par les relations suivantes :

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad \text{avec} \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad \text{et} \quad \chi = \frac{\rho \tilde{\nu}}{\mu} \quad (\text{II. 22})$$

Les constantes du modèle sont les suivantes (ce sont celles de la référence [21]) :

$$- C_{b_1} = 0,1355$$

$$- C_{b_2} = 0,622$$

$$- \sigma = \frac{2}{3}$$

$$- k = 0,41$$

$$- C_{\omega_1} = \frac{C_{b_1}}{k^2} + \frac{1 + C_{b_2}}{\sigma}$$

$$- C_{\omega_1} = 0,3$$

$$- C_{\omega_1} = 2$$

$$- C_{v_1} = 7,1$$

$$- C_{t_3} = 1,2$$

$$- C_{t_4} = 0,5$$

#### II.1.4 Méthodologie de la CFD

De manière générale, la résolution d'un problème de mécanique des fluides numérique (MFN) passe par trois grandes phases :

- a. **la préparation du problème** : ceci passe par la définition d'une géométrie, d'un maillage discrétisant le domaine de calcul, du choix des modèles et méthodes numériques employés ;
- b. **la résolution numérique du problème** qui passe par l'exécution d'un programme informatique. Bien des problèmes suscitant un minimum d'intérêt nécessitent des ordinateurs aux très grandes capacités ;
- c. **l'exploitation des résultats** : ces derniers sont vérifiés afin de vérifier leur cohérence, puis examinés afin d'apporter des réponses aux questions posées par le problème de MFN de départ. Cette exploitation passe le plus souvent par des logiciels de post-traitement scientifique utilisés dans de nombreuses branches de la physique, ou bien par les modules de post-traitement disponibles dans certains logiciels de MFN commerciaux.

#### II.1.5 Modèles physique

Dans le cas général il faut passer par la résolution numérique des équations de Navier-Stokes ou des équations d'Euler. Selon le problème il est important de choisir les bonnes hypothèses pour prendre en compte tous les aspects de l'écoulement.

#### II.1.6 Méthodes de discrétisation

Les équations de Navier-Stokes peuvent être numériquement abordées de diverses manières : différences finies, volumes finis ou éléments finis par exemple.

### II.1.6.1 Méthode des différences finies

En analyse numérique, la méthode des différences finies est une technique courante de recherche de solutions approchées d'équations aux dérivées partielles qui consiste à résoudre un système de relations (schéma numérique) liant les valeurs des fonctions inconnues en certains points suffisamment proches les uns des autres.

En apparence, cette méthode apparaît comme étant la plus simple à mettre en œuvre car elle procède en deux étapes : d'une part la discrétisation par différences finies des opérateurs de dérivation/différentiation, d'autre part la convergence du schéma numérique ainsi obtenu lorsque la distance entre les points diminue.

Toutefois, il convient de rester vigilant et critique sur les résultats obtenus tant que la seconde étape n'a pas été montrée en toute rigueur.

### II.1.6.2 Méthode des volumes finis

En analyse numérique, la méthode des volumes finis est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles, comme la méthode des différences finies et celle des éléments finis.

Contrairement à la méthode des différences finies qui met en jeu des approximations des dérivées, les méthodes des volumes finis et des éléments finis exploitent des approximations d'intégrales. Toutefois, la méthode des volumes finis se base directement sur la forme dite forte de l'équation à résoudre, alors que la méthode des éléments finis se fonde sur une formulation variationnelle de l'équation (on parle aussi de formulation faible)

L'équation aux dérivées partielles est résolue de manière approchée à l'aide d'un maillage constitué de volumes finis qui sont des petits volumes disjoints (en 3D, des surfaces en 2D, des segments en 1D) dont la réunion constitue le domaine d'étude. Les volumes finis peuvent être construits autour de points d'un maillage initial, mais ce n'est pas une nécessité.

Les méthodes de volumes finis ont été initialement mises au point pour des lois de conservation hyperboliques, mais des développements récents permettent à présent de les utiliser pour des équations elliptiques et paraboliques.

Ces équations aux dérivées partielles contiennent des termes de divergence. En utilisant le théorème de flux-divergence, les intégrales de volume d'un terme de divergence sont transformées en intégrales de surface et ces termes de flux sont ensuite évalués aux interfaces entre les volumes finis. On utilise une fonction de flux numérique pour élaborer une approximation des flux aux interfaces. Puisque le flux entrant dans un volume donné est égal au flux sortant du volume adjacent, ces méthodes sont conservatives, donc parfaitement adaptées à la résolution de lois de conservation.

Un autre avantage de la méthode des volumes finis est qu'elle est facilement utilisable avec des maillages non-structurés car, en matière de discrétisation des lois de conservation, sa formulation ne tient aucun compte de la complexité du maillage. En revanche, les caractéristiques géométriques du maillage peuvent jouer un rôle prépondérant lorsque des flux diffusifs entrent en jeu.

### II.1.6.3 Méthode des éléments finis

La méthode des éléments finis fait partie des outils de mathématiques appliquées. Il s'agit de mettre en place, à l'aide des principes hérités de la formulation variationnelle ou formulation faible, un algorithme discret mathématique permettant de rechercher une solution approchée d'une équation aux dérivées partielles (ou EDP) sur un domaine compact avec conditions aux bords et/ou dans l'intérieur du compact. On parle couramment de conditions de type Dirichlet (valeurs aux bords) ou Neumann (gradients aux bords) ou de Robin (relation gradient/valeurs sur le bord).

Il s'agit donc avant tout de la résolution approchée d'un problème, où, grâce à la formulation variationnelle, les solutions du problème vérifient des conditions d'existence plus faibles que celles des solutions du problème de départ et où une discrétisation permet de trouver une solution approchée. Comme de nombreuses autres méthodes numériques, outre l'algorithme de résolution en soi, se posent les questions de qualité de la discrétisation :

- existence de solutions,
- unicité de la solution,
- stabilité,
- convergence,
- et bien sûr : mesure d'erreur entre une solution discrète et une solution unique du problème initial.

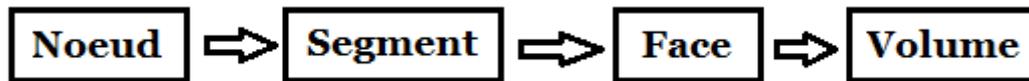
### II.1.7 Le maillage

Le maillage est une discrétisation de l'espace à étudier. Support des calculs CFD, il est constitué d'un ensemble de mailles (ou cellules) dans lesquelles les équations du problème seront résolues. Le pas d'espace est ici défini comme la taille caractéristique d'une maille. Aussi, faut-il veiller à ce que deux mailles adjacentes n'aient pas de dimensions trop différentes sans qu'il y ait recouvrement d'une maille sur l'autre. Il est souhaitable pour cela que la variation de tailles entre deux cellules adjacentes n'excède pas à 20%. Le maillage doit être réalisé de sorte à minimiser la diffusion de l'erreur numérique. Dans une approche de CFD, il faut aussi définir des directives de création de maillage, d'autant que le maillage est la pièce maîtresse en terme de gain de temps de calcul. Différents types de cellules existent : tétraèdre, hexaèdre, pentaèdre, ... la façon dont les cellules sont assemblées donne lieu à des maillages conformes ou non conforme, structurés

ou non, orthogonaux ou non. Lors d'une étude CFD, l'étape de création du maillage est cruciale pour assurer la cohérence des résultats et prendre en compte les considérations physiques du cas à étudier, numériques du code utilisé (convergence) et pratiques du contexte de l'étude effectuée (délais, puissance des ordinateurs, volume de données à traité). En plus la notion de raffinement de maillage est liée à la taille du pas d'espace aux endroits à fort gradients : il faut mailler petit dans une zone de fort gradient.

### II.1.7.1 Qu'est-ce qu'un maillage ?

Un maillage est un mécanisme pour l'organisation et la structuration d'un domaine dans l'espace pour fins de calculs. Il s'agit d'un partitionnement des frontières et du domaine qu'elles renferment en éléments géométriques discrets. Ces entités possèdent des propriétés géométriques (les coordonnées, tailles) et des informations topologiques (connectivité, voisinage). Ces entités s'impliquent hiérarchiquement selon leur dimension ou étendue : zéro pour les nœuds, un pour les segments, deux pour les faces et trois pour les volumes.



Ensemble, ces éléments forment un recouvrement de l'espace avec les propriétés suivantes :

- Les éléments couvrent complètement le domaine ;
- Il n'y a pas de chevauchement (ni de vide) entre les éléments.

De plus, ils sont ordonnés, c'est-à-dire numérotés ou identifiés de sorte qu'ils peuvent être facilement récupérés pour fins de traitement numérique.

Par les propriétés géométriques et topologiques, ils peuvent être localisés dans l'espace et vis-à-vis leur voisinage, ainsi qu'entre eux-mêmes par une structure hiérarchique.

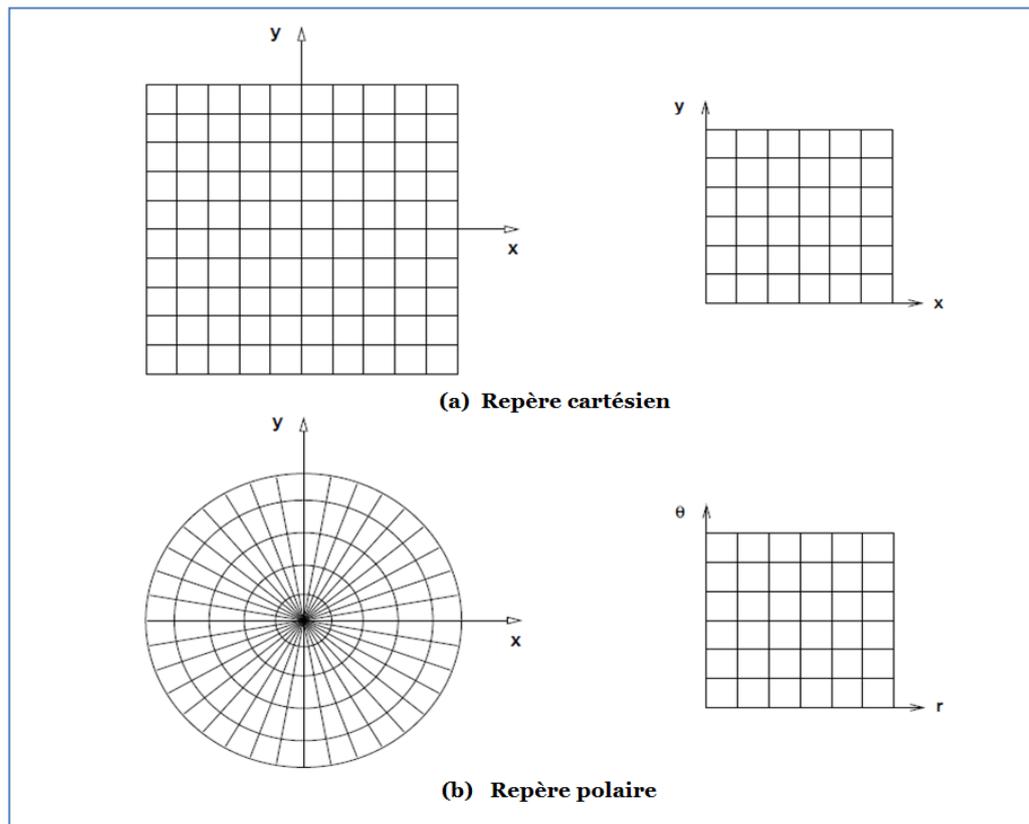


Figure II.1 – Maillages construits avec des systèmes de coordonnées réguliers

### II.1.7.2 Buts d'un maillage

La simulation numérique de phénomènes physiques que l'on retrouve dans des applications en ingénierie est réalisée par la résolution d'équations dans des applications en ingénierie est réalisée par la résolution d'équations aux dérivées partielles sur des domaines à géométrie complexe. Quelle que soit la méthode retenue, éléments finis, volumes finis ou différences finie, toutes nécessitent une discrétisation du domaine.

Comme support à la discrétisation des équations différentielles, les maillages doivent rencontrer un certain nombre d'exigences :

- Représenter une discrétisation fidèle de l'espace et des frontières du domaine de calcul,
- Discrétiser l'intérieur du domaine en fonction des équations et du phénomène simulé,
- Permettre un contrôle sur la répartition, la forme et la taille des éléments.

Un maillage se définit comme un ensemble d'éléments discrets qui recouvrent au complet un domaine sans chevauchement ni vide. Ces éléments ont des propriétés spatiales telles qu'une position et une dimension, et sont construits par une hiérarchie de nœuds, segments et faces. Une autre propriété d'un maillage est la connectivité qui traite de la relation des éléments entre eux. Le procédé de génération de maillage doit créer ces deux

niveaux d'information, c'est-à-dire calculer les positions des nœuds et leur imbrication en structure d'élément (géométrie), et établir le voisinage de chaque élément (la topologie). Dépendant de la méthode utilisée, ces deux niveaux peuvent se faire séquentiellement ou en parallèle. Les entrants dans ce procédé sont la représentation géométrique des frontières du domaine, avec d'autres fonctions décrivant la répartition des nœuds.

### II.1.7.3 Classification des maillages

Les maillages sont caractérisés selon leurs caractéristiques ou bien selon la méthode utilisée pour les générer.

#### Les maillages sont caractérisés selon leurs propriétés :

- Réguliers structurés ;
- Curvilignes ou adaptés ;
- Non-structurés ;
- Hybrides ;
- Et leur forme géométrique.

#### Ou bien selon la méthode utilisée pour les générer :

- Interpolation transfinie ou techniques algébriques ;
- Equations différentielles ou transformations conformes ;
- Triangulation de Delaunay ;
- Avance de font ;
- Décomposition par blocs ;
- Décomposition hiérarchique ;
- Etc ...

Le type de classement le plus fréquemment utilisé est basé sur la propriété structuré ou non structuré des maillages qui se rapportent à la nature de la connectivité entre les éléments. La connectivité peut être implicite (comme c'est le cas dans un treilli) ou explicite pour les maillages non structuré. Un niveau de raffinement de ce procédé est obtenu en utilisant la forme des éléments. En dimension 2, les formes les plus répandues et les plus pratiques sont le triangle ou le quadrangle. Les formes équivalentes en dimension 3 sont les tétraèdres ou les hexaèdres, avec l'autre possibilité comme le prisme ou la pyramide.

Dans un maillage structuré chaque nœud est entouré d'exactly du même nombre de nœuds. Une différence entre les maillages structurés ou curvilignes et les maillages non structurés réside dans la présence de lignes (surfaces) ou des directions clairement identifiables à l'intérieur du maillage. Ces dernières peuvent ou non coïncider avec les frontières du domaine selon la technique de génération utilisée. La propriété globale de tels maillages est qu'ils sont des applications vers un carrée (cube) logique ou un triangle logique en dimension 2.

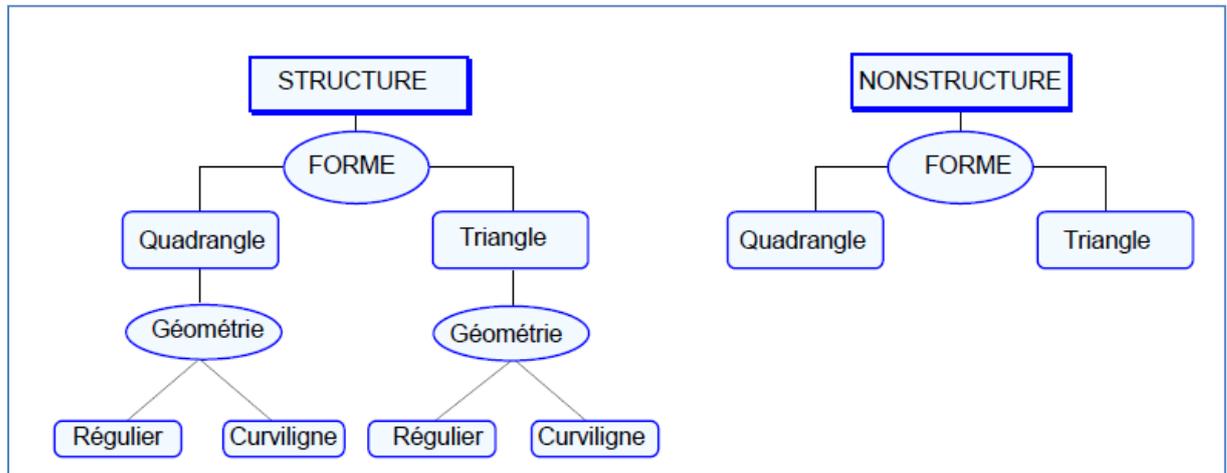


Figure II.2 – Classification des maillages

Il est évident qu'il ne sera pas toujours possible de réaliser de telles applications pour des domaines complètement quelconques, comme par exemple des topologies non-simplement connexes. Dans ces cas là, ces difficultés peuvent être contournées par une décomposition ou zonage du domaine qui donne une combinaison de plusieurs blocs ou sous-domaines, chacun pouvant s'appliquer à un carré (cube) logique. On obtient alors des maillages dits composites.

Par contre, dans un maillage non structuré chaque nœud est entouré d'un nombre variable de voisins. LA forme des éléments est un polygone quelconque mais en pratique on retrouve des quadrangles et surtout des triangles, qui peuvent être mélangés. Contrairement aux maillages structurés, il n'y a aucun patron (absence de lignes ou surfaces de maillage) et aucune restriction sur la topologie du domaine.

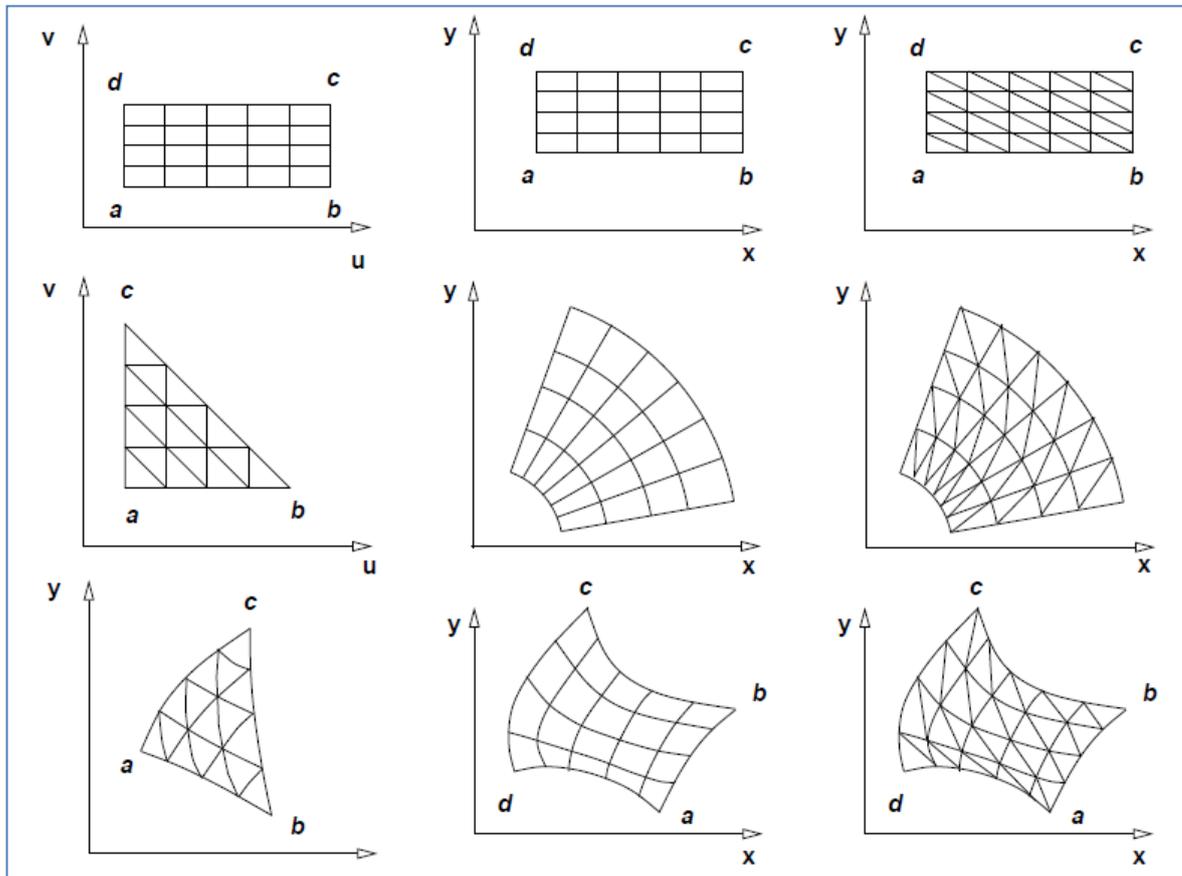


Figure II.3 – Classification des maillages structurés

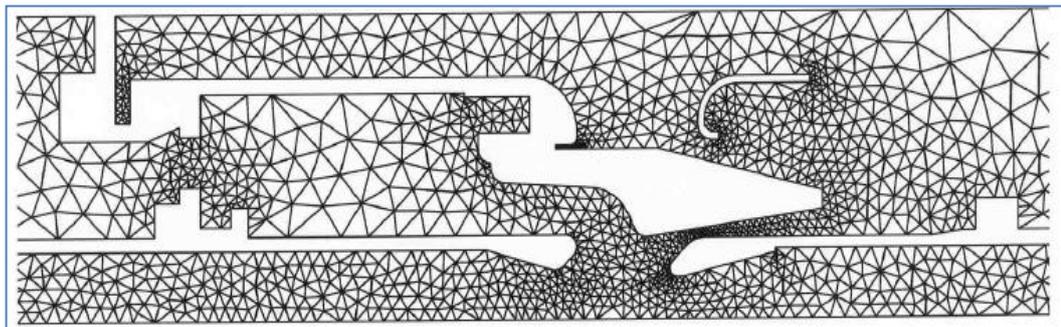


Figure II.4 – Maillage non structuré

#### II.1.7.4 Classification des techniques de génération de mailles

Il existe de nombreuses techniques pour la génération de maillages structurés et non structurés :

##### Structurés :

- Méthodes algébriques et interpolation transfinie ;
- Transformations conformes ou analytiques ;
- Méthodes différentielles.

**Non structurés :**

- Delaunay triangulation ;
- Avance de font ;
- Adaptation methods
- Hierarchical methods

La génération d'un maillage structuré peut se présenter comme une application d'un maillage régulier cartésien par une transformation d'un espace paramétrique vers un espace physique. Ce qui distingue les diverses méthodes dans cette catégorie générale, c'est la forme ou le type de transformation utilisée. Strictement parlant, le maillage (la position des nœuds et la connectivité) est généré dans l'espace paramétrique (qui est une tâche triviale) et en suite appliqué vers l'espace physique par une transformation qui préserve les nœuds et leur connectivité. La forme des frontières et le type de transformation déterminent les caractéristiques et limitations du maillage résultant.

Les techniques de maillages non structurés travaillent seulement dans l'espace physique et sont classées en méthodes directes (avance de font) ou itératives (Delaunay ou adaptatives). Dans les premières, les positions et connectivités sont engendrées simultanément lors de la propagation du font dans le domaine. Dans les méthodes itératives, un maillage est adapté aux frontières du domaine et à une carte de tailles pour la répartition des nœuds par un processus adaptatif où un maillage initial est modifié successivement par l'ajout, le retrait et la relocalisation des nœuds, opérations accompagnées d'une modification de la connectivité.

Afin d'obtenir des simulations numériques donnant des résultats les plus fidèles à la physique du problème, la discrétisation doit tenir compte de plusieurs critères portant sur la forme des éléments et la distribution des sommets, sur la géométrie du domaine ainsi que sur les caractéristiques du phénomène étudié. Les contraintes portant sur les propriétés topologiques, physiques et géométriques du maillage :

- La fidélité du maillage par rapport à la géométrie du problème.
- La densité des sommets en fonction des zones d'intérêts.
- La forme des éléments.

Le tout afin de permettre l'écriture de codes de calculs généralisés, c-à-d indépendant du domaine et où les frontières sont des données du problème.

Les attentes vis-à-vis un maillage sont nombreuses :

- Une représentation précise de la géométrie :
  - Alignement avec les frontières
  - Orthogonalité des lignes du maillage
- Une organisation et un stockage efficace des éléments

- La possibilité d'adaptabilité selon la physique du phénomène :

- Concentration
- Etirement des mailles
- Régularité

Les exigences vis-à-vis un logiciel de maillage comprennent les éléments suivants :

- Intégration avec les modeleurs géométriques ;
- Structure de données efficace ;
- Rapidité de calcul ;
- Minimise les interventions, c-à-d automatique.

## II.2 Mécanique des structures numérique (ou CSM)

### II.2.1 Mécanique des solides déformables

Les équations de la mécanique des solides et des structures reposent sur la mécanique des milieux continus [23, 30]. Elles s'écrivent en formulation Lagrangienne, c'est-à-dire dans un repère attaché au solide, et suivant les déplacements de ses particules.

L'équation fondamentale est déduite du principe de conservation de la quantité de mouvement et se traduit par l'équation :

$$\rho \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial t^2} - \operatorname{div} \boldsymbol{\sigma} = \rho \mathbf{f} \quad (\text{II.23})$$

où  $\rho$  est la densité du matériau,  $\mathbf{u}$  le champ de déplacements,  $\boldsymbol{\sigma}$  le tenseur des contraintes d'ordre 2, et  $\mathbf{f}$  une force volumique externe, par exemple la gravité.

Nous nous intéresserons par la suite à des problèmes quasi-statiques, c'est-à-dire des problèmes mécaniques pour lesquels les effets d'inertie ou d'accélération du solide sont négligeable, L'équation précédente se réduit donc à :

$$-\operatorname{div} \boldsymbol{\sigma} = \rho \mathbf{f} \quad (\text{II.24})$$

L'expression de  $\boldsymbol{\sigma}$  en terme des autres paramètres et variables de calcul se fait au travers des lois de comportement [23, 24]. Celles-ci feront en particulier intervenir le tenseur des déformations :

$$E(\mathbf{u}) = \frac{1}{2} (\operatorname{grad} \mathbf{u} + (\operatorname{grad} \mathbf{u})^T + (\operatorname{grad} \mathbf{u})^T (\operatorname{grad} \mathbf{u})) \quad (\text{II.25})$$

Dans l'hypothèse des petites déformations, le terme quadratique et négligeable et le tenseur des déformations se réduit à :

$$\varepsilon(u) = \frac{1}{2} (\text{grad } u + (\text{grad } u)^T) \quad (\text{II. 26})$$

Cette relation contraintes-déformations, aussi appelée loi de comportement, est dépendante de nombreux facteurs : nature du matériau, nature et amplitude des déformations, paramètres extérieurs, etc. . . Elle pourra être linéaire, par exemple dans le cas de petites déformations élastiques, ou non linéaire. Dans ce dernier cas, on distinguera principalement deux sources de non-linéarités :

- Géométriques, dans le cas de grandes déformations ;
- Matériaux, pour des déformations irréversibles plastiques par exemple.

## II.2.2 Lois de comportement

### Elasticité linéaire isotrope

Dans le cas de l'élasticité linéaire isotrope, la relation contraintes-déformations dépend simplement de deux paramètres, le module d'Young  $E$  et le coefficient de Poisson  $\nu$  :

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{23} \\ \epsilon_{31} \\ \epsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1+\nu}{E} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1+\nu}{E} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1+\nu}{E} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II. 27})$$

Cette relation, nommée loi de Hooke, peut aussi se résumer sous la forme :

$$\varepsilon = S \sigma = \frac{1+\nu}{E} \sigma - \frac{\nu}{E} \text{Tr}(\sigma) \text{Id} \quad (\text{II. 28})$$

Le tenseur  $S$  d'ordre 4 apparaissant dans cette relation est le tenseur de souplesse : son inverse, noté  $K$ , est appelé tenseur de rigidité.

### II.2.3 Discrétisation et résolution

La méthode de discrétisation par éléments finis est celle la plus couramment utilisée pour la résolution des problèmes de mécanique du solide. Nous renvoyons aux livres de Ern [22] et Gmur [24] pour une présentation générale de la méthode des éléments finis.

A l'exception des matériaux élastiques en petites déformations, le système d'équations obtenu par la discrétisation par éléments finis est non-linéaire. Il est dans ce cas résolu par une méthode itérative, de type Newton. Ainsi, à partir d'une situation d'équilibre, les équations sont écrites par perturbation, de manière incrémentale.

Dans les situations quasi-statiques et élastiques, la variable temps ne joue aucun rôle. La discrétisation temporelle pourra donc y être choisie de manière arbitraire, éventuellement de manière à bien représenter les évolutions de conditions aux limites. Par contre, dans la situation quasi-statique, le temps intervient dans la loi de comportement. C'est le cas par exemple des déformations par fluage<sup>1</sup>.

### II.2.4 Les éléments Finis en calcul des structures

Tout ingénieur débutant apprend à calculer les surfaces et volumes de corps de forme quelconque en les décomposant en un ensemble de corps élémentaires de formes connues. Plus tard, il applique la même méthode au calcul de moments d'inertie, de centres de pression, etc.

Ce mode de pensée est celui qui a donné naissance à la méthode des éléments finis. Appliquée très largement au début pour l'étude des structures, elle conquiert sans cesse de nouveaux domaines : distribution des potentiels électriques, des vitesses des écoulements de fluides, échanges de chaleur, infiltrations dans les milieux poreux, répartition des niveaux de bruit, etc.

#### II.2.4.1 Présentation générale de la méthode

##### II.2.4.1.1 Maillage

Le solide est décomposé en éléments de forme géométrique simple ayant des côtés communs et dont les sommets ou nœuds sont les points d'articulation de plusieurs éléments entre eux. Ces nœuds seront les points d'application des forces intérieures ou extérieures (figure II.5).

---

<sup>1</sup> Le Fluage est le phénomène de déformation irréversible dû à l'application d'une pression pendant une longue période ; un exemple de la vie courante est la déformation progressive d'une étagère chargée de livres pendant plusieurs années.

L'opération de décomposition est le maillage. Un bon maillage doit faciliter les opérations prévues par un programme d'ordinateur. Il faut donc adopter une méthode systématique de numérotation des éléments et des nœuds.

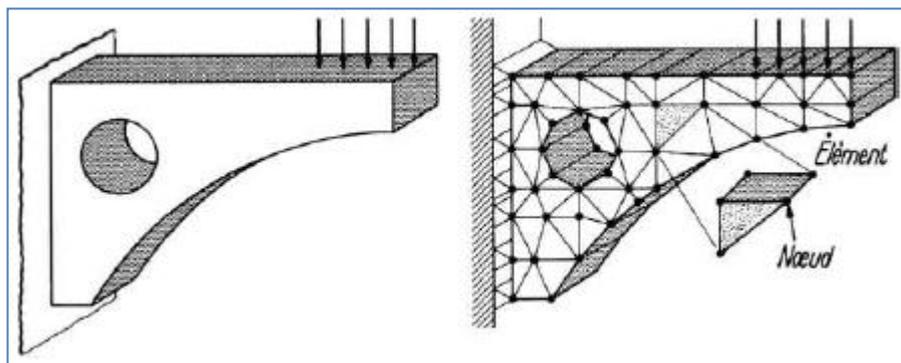


Figure II.5 – Décomposition d'un élément de structure en éléments finis

### II.2.4.1.2 Méthodes

Deux méthodes sont en usage. Il en existe d'autres mais celles-ci sont les plus répandues. On en donnera un exemple pour un problème à deux dimensions.

#### II.2.4.1.2.1 Première méthode

Les nœuds sont numérotés à la suite, de gauche à droite (ou de bas en haut) dans un système dextrogyre. Une numérotation distincte est utilisée pour les éléments. Elle est de même nature que la précédente (figure II.6). On peut établir des tableaux donnant les numéros des nœuds appartenant à un élément (par exemple : élément 3 ; nœuds 3, 4, 8, 9). Ce système est le plus répandu.

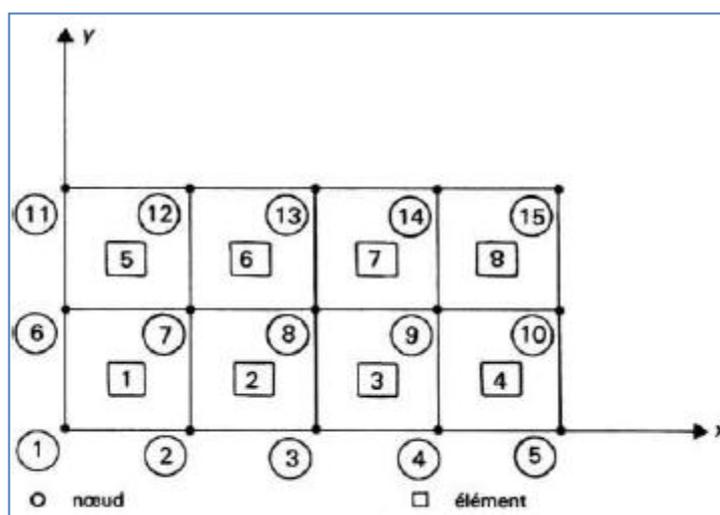


Figure II.6 – Numérotation des éléments et des nœuds

### II.2.4.1.2.2 Seconde méthode

Chaque nœud et chaque élément sont identifiés par une paire ordonnée de nombres entiers ou indices (figure II.7).

- **Nœuds** : le premier nombre désigne la ligne, le second celui de la colonne.
- **Éléments** : l'affectation des numéros se fait de la même manière.

Chaque numéro a la même valeur que son nœud *sud-ouest*, soit le plus près de l'origine. Exemple : élément 12, nœud *sud-ouest* (1.2).

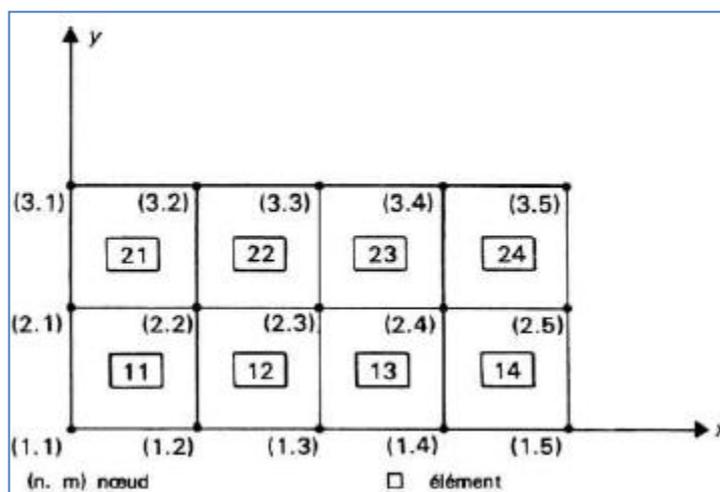


Figure II.7– Autre méthode de numérotation des éléments et des nœuds

### II.2.4.2 Influence de la largeur de bande d'une matrice

La méthode des éléments finis aboutit à la résolution d'importants systèmes d'équations linéaires.

La méthode la plus commode est la méthode d'élimination de Gauss. Elle consiste à transformer une matrice carrée en matrice triangulaire qui donne directement les inconnues.

En outre, les matrices de raideur sont très généralement symétriques et comportent de nombreux zéros. Par exemple, sur la figure II.8, seule la partie hachurée de cette matrice  $N \times N$  comporte des éléments non nuls.

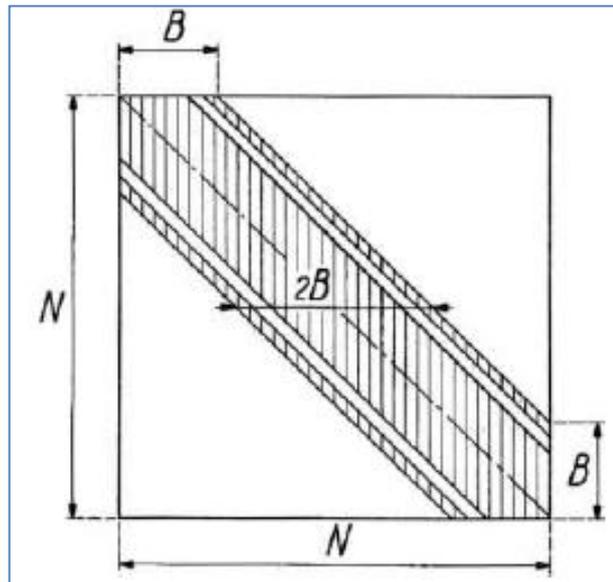


Figure II.8 – Largeur de bande d'une matrice

On note  $2B$  la largeur de bande de la matrice,  $B$  est la demi-bande de la matrice.

La largeur de bande du système final d'équations est fonction des dimensions de la matrice des raideurs de chaque élément et du système de notation des nœuds. S'il est possible de réduire la largeur de la bande, on réduit en même temps le temps de résolution et la place occupée dans la mémoire de l'ordinateur par la matrice générale des raideurs.

Une des méthodes consiste à adopter une subdivision systématique et un système approprié de numérotation des nœuds. Si ces numéros forment la base de la numérotation des déplacements nodaux, la largeur de bande de la matrice générale dépend de la plus grande différence entre deux numéros des nœuds externes pour un seul élément.

Soit  $D$  la différence maximale constatée pour tous les éléments de l'assemblage. La demi-largeur de bande  $B$  est alors donnée par :

$$B = (D + 1)f \quad (\text{II. 29})$$

Avec  $f$  nombre de degrés de liberté à chaque nœud.

Cette équation montre que le système de numérotation doit minimaliser  $D$ . Elle fait aussi ressortir l'importance d'une variation aussi faible que possible des numéros des nœuds d'élément à élément.

Un exemple est donné figure II.9.

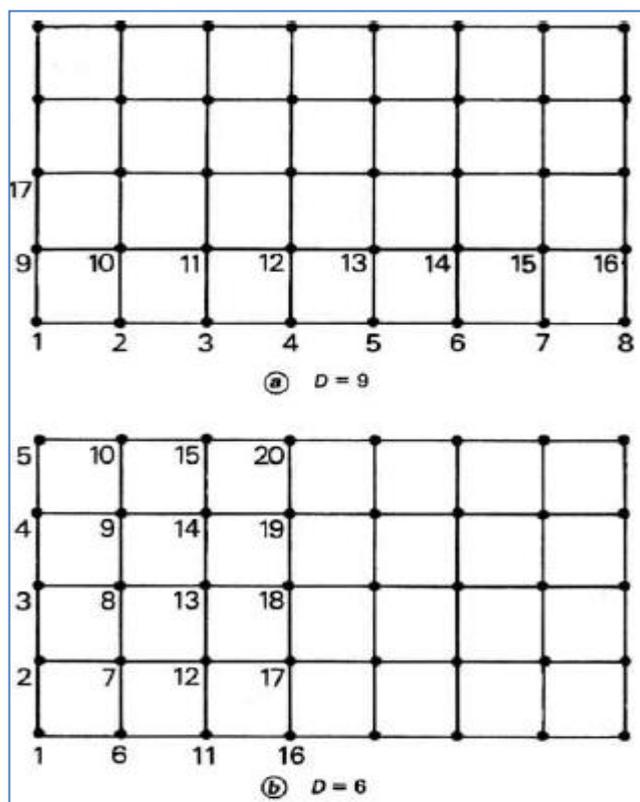


Figure II.9 – Numérotation des noeuds

Il existe de nombreux programmes d'ordinateur qui assurent l'exécution du maillage. Un point essentiel est la numérotation des éléments et des nœuds qui doit s'intégrer à la logique du programme de calcul (figure II.6).

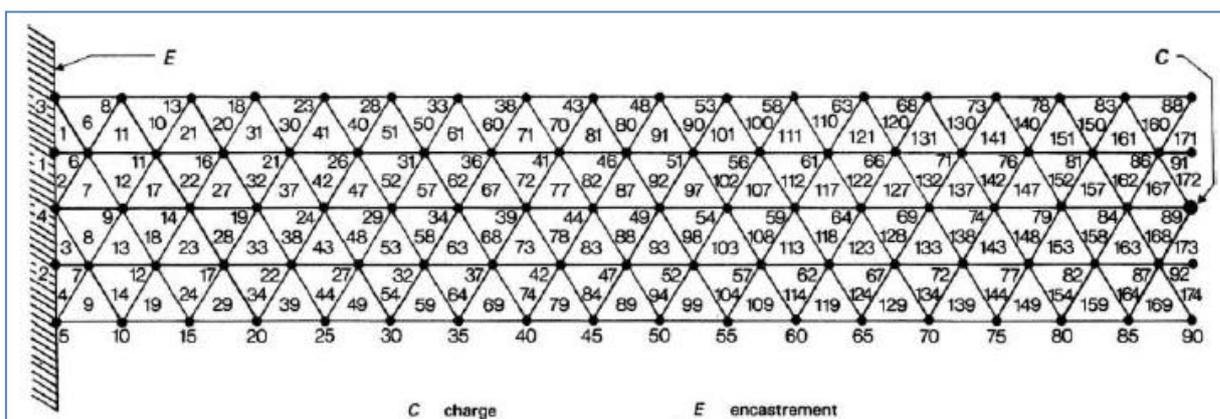


Figure II.10 – Exécution d'un maillage par ordinateur

Vient ensuite le choix du type d'élément. Il doit évidemment satisfaire à plusieurs conditions :

- bien remplir le solide à étudier ;
- ne pas entraîner à des expressions algébriques trop compliquées (calculs longs, donc coûteux) ;

— respecter les conditions fondamentales de la théorie de l'élasticité :

- équations d'équilibre ; on doit pouvoir appliquer le théorème des travaux virtuels ou celui du minimum de l'énergie potentielle,
- équations de compatibilité ; si l'on emploie la méthode des déplacements, ces équations sont satisfaites si le champ des déplacements est continu dans le milieu ; il ne doit y avoir ni trou ni chevauchement.

Le dernier choix est celui du nombre d'éléments. Il est guidé par une connaissance sommaire du problème : un maillage serré est tout indiqué dans les zones d'application de charges, de concentrations de contraintes (variations rapides de section), aux encastremets, etc.

Il n'est pas interdit de varier la densité du maillage à l'intérieur d'un même solide, ni d'associer des éléments de géométrie différente, à condition que l'on respecte les conditions qui viennent d'être indiquées. Dans ce cas, il faut décomposer la structure en sous-structures.

La figure II.11 donne les éléments le plus fréquemment employés. Dans les problèmes d'élasticité plane le triangle est commode. On le prendra comme base de cet exposé.

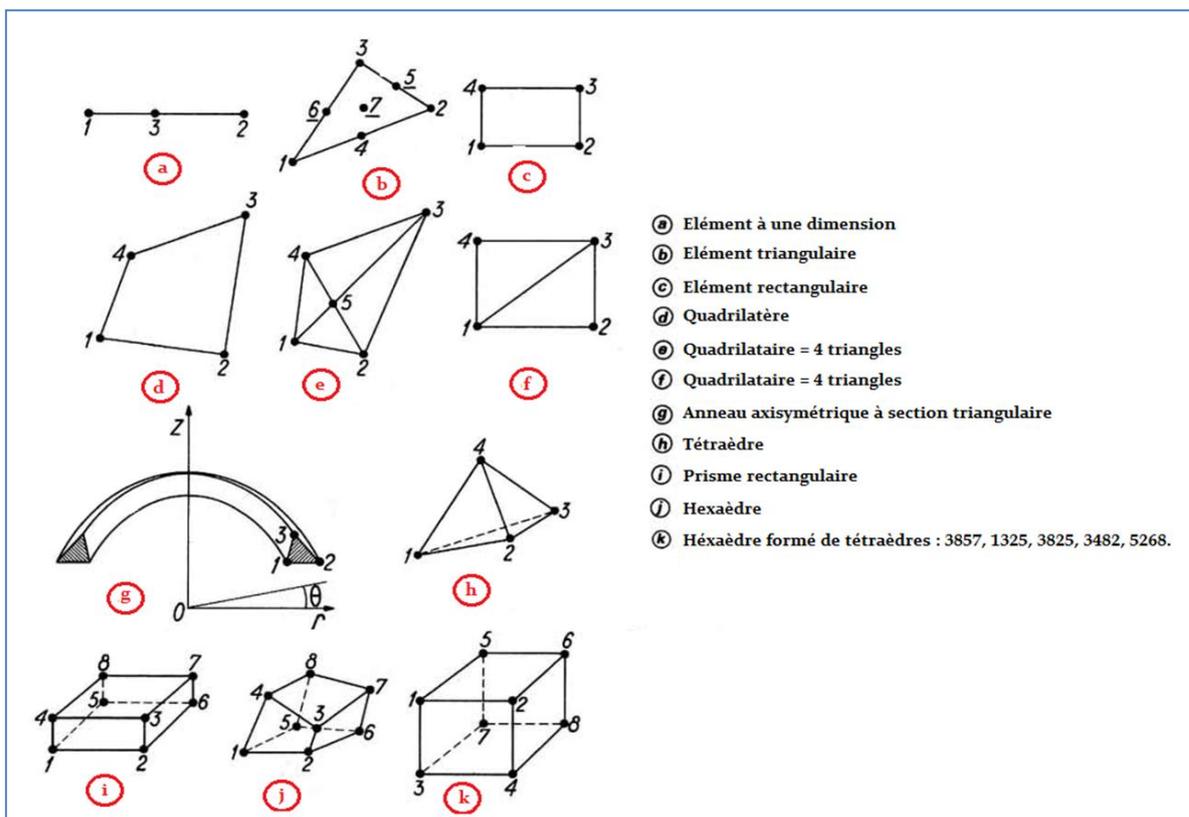


Figure II.11 – Éléments le plus fréquemment employés

### II.2.4.3 Calculs

Le résultat dont vont découler tous les autres est la **matrice des rigidités** ou **raideurs du système**  $[k]$ .

Si  $\{Q\}$  désigne le vecteur colonne des charges,  $\mathbf{u}_i$  celui des déplacements :

$$\{Q\} = [k] \{u_i\} \quad (\text{II. 30})$$

Le calcul de  $[k]$  se fait en deux étapes :

- 1- détermination de la matrice des raideurs d'un élément ;
- 2- détermination de la matrice globale des raideurs du système.

#### II.2.4.3.1 Matrice de raideur d'un élément

Soit un élément tétraédrique IJKL et, à l'intérieur, un point  $\mathbf{M}$  de coordonnées  $(x, y, z)$  (figure II.12).

Comment évaluer les déplacements de ce point  $\mathbf{M}$  à l'intérieur de l'élément ?

#### II.2.4.3.2 Choix de la fonction déplacement

Il se fait, évidemment, à l'aide de ses coordonnées.

Mais quelle fonction choisir ?

— Cette fonction doit constituer une approximation raisonnable de la réalité. Elle doit donc assurer la continuité des déplacements entre deux éléments voisins qui ne doivent ni se chevaucher, ni laisser de vide entre eux.

— Il existe un grand nombre de fonctions de déplacement possibles.

Toutefois, on préfère les polynômes, très maniables sur les ordinateurs et faciles à dériver ou à intégrer. Ces polynômes devront comporter autant de coefficients que de points définissant l'élément.

Si l'on veut affiner, ils peuvent même en comporter davantage.

#### Exemple :

Problème à trois dimensions. Élément tétraédrique. Les trois composantes du déplacement  $u(x, y, z)$ ,  $v(x, y, z)$  et  $w(x, y, z)$  seront données par les trois équations :

$$\begin{cases} u(x, y, z) = \alpha_1 + \alpha_2x + \alpha_3y + \alpha_4z \\ v(x, y, z) = \beta_1 + \beta_2x + \beta_3y + \beta_4z \\ w(x, y, z) = \gamma_1 + \gamma_2x + \gamma_3y + \gamma_4z \end{cases} \quad (\text{II. 31})$$

Soit, dans un problème plan avec élément triangulaire :

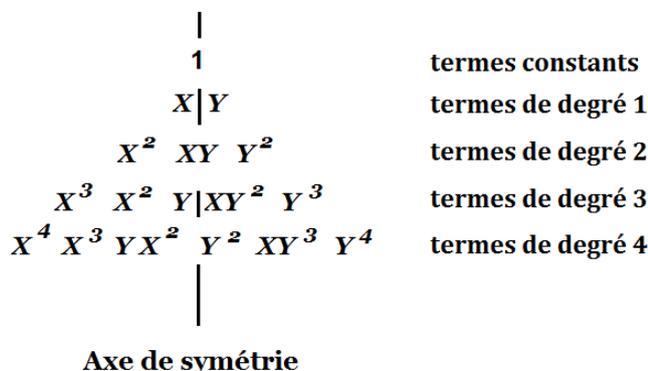
$$\begin{cases} u(x, y) = \alpha_1 + \alpha_2x + \alpha_3y \\ v(x, y) = \beta_1 + \beta_2x + \beta_3y \end{cases} \quad (\text{II. 32})$$

Si l'élément est rectangulaire (côtés parallèles aux axes de coordonnées), nous avons :

$$\begin{aligned} u(x, y) &= \alpha_1 + \alpha_2x + \alpha_3y + \alpha_4xy \\ v(x, y) &= \beta_1 + \beta_2x + \beta_3y + \beta_4xy \end{aligned} \quad (\text{II. 33})$$

Si l'on veut augmenter le degré du polynôme, il faut prendre garde aux conditions d'isotropie géométrique, ou isotropie spatiale ou invariance géométrique.

Cela veut dire que le modèle doit être indépendant de l'orientation du système local de coordonnées. On peut utiliser le triangle de Pascal pour obtenir ce résultat :



Si l'on prend un terme d'un côté de l'axe de symétrie, il faut aussi inclure le terme correspondant de l'autre côté.

Les coefficients  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  sont dits coordonnées généralisées.

Comme on les ignore, on les calcule en donnant à  $x, y, z$  les valeurs que ces variables prennent aux nœuds.

Pour un problème à deux dimensions (figure II.13) :

$$\begin{cases} U_I = \alpha_1 + \alpha_2 x_I + \alpha_3 y_I \\ V_I = \beta_1 + \beta_2 x_I + \beta_3 y_I \\ U_J = \alpha_1 + \alpha_2 x_J + \alpha_3 y_J \\ V_J = \beta_1 + \beta_2 x_J + \beta_3 y_J \\ U_K = \alpha_1 + \alpha_2 x_K + \alpha_3 y_K \\ V_K = \beta_1 + \beta_2 x_K + \beta_3 y_K \end{cases} \quad (\text{II. 34})$$

Soit, sous forme matricielle :

$$\begin{Bmatrix} U_I \\ U_J \\ U_K \\ V_I \\ V_J \\ V_K \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_I & y_I & 0 & 0 & 0 \\ 1 & x_J & y_J & 0 & 0 & 0 \\ 1 & x_K & y_K & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & x_I & y_I \\ 0 & 0 & 0 & 1 & x_J & y_J \\ 0 & 0 & 0 & 1 & x_K & y_K \end{bmatrix} \{\alpha\} = [A] \{\alpha\} \quad (\text{II. 35})$$

Soit,  $\{q\}$  étant le vecteur colonne des déplacements nodaux :

$$\{q\} = [A] \{\alpha\} \quad (\text{II. 36})$$

D'où les  $\alpha$ , vecteur colonne de six coefficients du polynôme :  $\alpha_i, i \in (1, 3); \beta_i, i \in (1, 3)$ :

$$\{\alpha\} = [A^{-1}] \{q\} \quad (\text{II. 37})$$

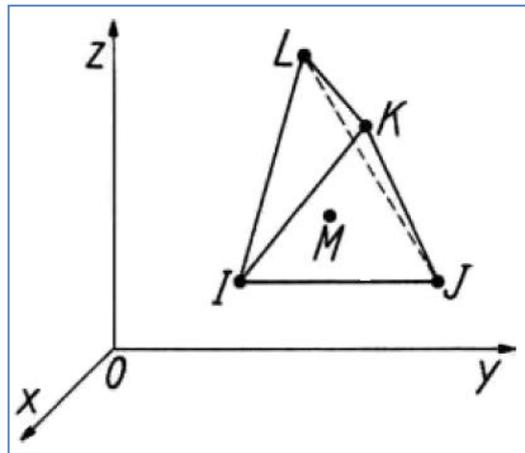


Figure II.12 – Déplacement de M en fonction des coordonnées des nœuds IJKL d'un tétraèdre

### II.2.4.3.3 Passage des déplacements aux déformations

On utilise les équations de l'élasticité donnant allongements et glissements :

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}; & \gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \\ \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}; & \gamma_{yz} = \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z}; & \gamma_{zx} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \end{cases} \quad (\text{II. 38})$$

Dans le cas d'un problème plan, l'équation (II. 34) donne :

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \alpha_2; \quad \frac{\partial v}{\partial y} = \beta_2; \quad \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} = \beta_2 + \alpha_3$$

On a donc :

$$\begin{cases} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{cases} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{cases} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{cases} \quad (\text{II. 39})$$

où

$$\{\varepsilon\} = [B] \{\alpha\} \quad (\text{II. 40})$$

### II.2.4.3.4 Passage des déformations aux contraintes

Si la matière constituant la structure à étudier est homogène et uniformément distribuée, on a dans le cas de déformations planes :

$$\{\sigma\} = [C] \{\varepsilon\} \quad (\text{II. 41})$$

[C] étant la matrice caractéristique des propriétés de la matière utilisée :

$$[C] = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} = \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & 0 \\ \nu & 1-\nu & 0 \\ 0 & 0 & 1-2\nu/2 \end{bmatrix} \quad (\text{II. 42})$$

Avec

**E** : Module de Young,

**ν** : Coefficient de Poisson.

En continuant l'étude du problème plan, pour simplifier :

$$\{\sigma\}^t = [\sigma_x \quad \sigma_y \quad \tau_{xy}] \quad (\text{II. 43})$$

D'où, en remplaçant  $\{\varepsilon\}$  par sa valeur tirée de l'équation (II. 40) :

$$\{\sigma\} = [C] [B] \{\alpha\} \quad (\text{II. 44})$$

Et, d'après l'équation (II. 37):

$$\{\sigma\} = [C] [B] [A^{-1}]\{q\} \quad (\text{II. 45})$$

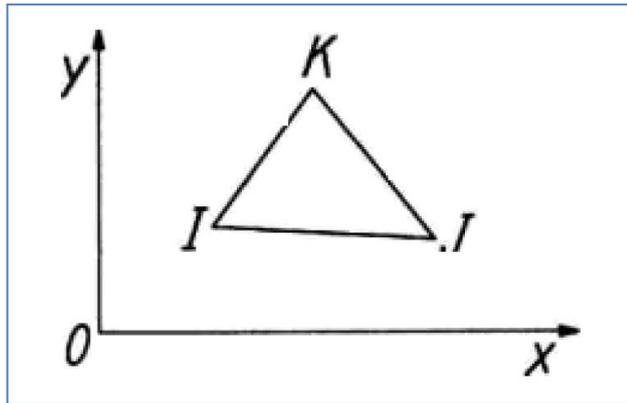


Figure II.13 – Problème à deux dimensions

#### II.2.4.3.5 Matrice de raideur du système

La matrice globale du système s'obtient en faisant la somme des forces à chaque nœud. On relie ainsi entre eux les déplacements des nœuds adjacents.

Lorsqu'on arrive à un nœud où un déplacement est donné, par exemple déplacement nul sur un support ou point d'application d'une force extérieure, on introduit la valeur correspondante dans la matrice concernée.

**Exemple :** une matrice simple d'élément étant de taille  $6 \times 6$ , on comprendra que l'on ait recours à l'exemple de la figure II.14, assemblage de deux éléments triangulaires à trois nœuds chacun.

On a vu que la matrice de raideur de l'élément triangulaire le plus simple est une matrice  $6 \times 6$  dont les termes sont fonction des coordonnées des sommets de l'élément et des caractéristiques  $E$  et  $\nu$  de la matière.

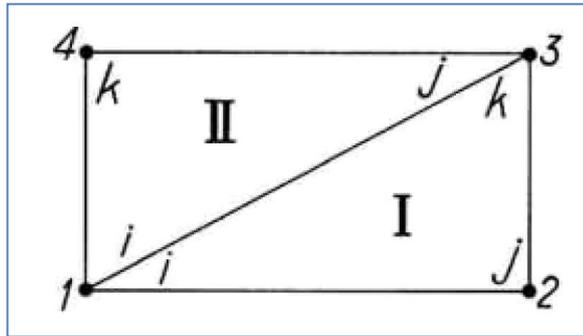


Figure II.14 – Assemblage de deux éléments triangulaires

Les notations que l'on va utiliser obéissent aux règles de numérotation ci-dessus :

- les éléments sont notés I et II ;
- les nœuds du système sont caractérisés par les chiffres 1, 2, 3, 4 ;
- les nœuds de chaque élément sont désignés par  $i, j, k$ .

Pour l'élément I on a :

$$\begin{Bmatrix} Q_{1x} \\ Q_{1y} \\ Q_{2x} \\ Q_{2y} \\ Q_{3x} \\ Q_{3y} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} & k_{14} & k_{15} & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} & k_{24} & k_{25} & k_{26} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} & k_{34} & k_{35} & k_{36} \\ k_{41} & k_{42} & k_{43} & k_{44} & k_{45} & k_{46} \\ k_{51} & k_{52} & k_{53} & k_{54} & k_{55} & k_{56} \\ k_{61} & k_{62} & k_{63} & k_{64} & k_{65} & k_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ u_2 \\ v_2 \\ u_3 \\ v_3 \end{Bmatrix} \quad (\text{II. 46})$$



***2<sup>ème</sup> Partie***

***Simulation et***

***Modélisation Numérique***



---

## **Chapitre -III-**

# **Validation de bon fonctionnement des outils de travail**

---

*Pour valider le bon fonctionnement de nos outils de travail, on a proposé pour la partie aérodynamique de simuler numériquement à l'aide de ANSYS ICEM CFD 13, ANSYS Fluent 13 et ANSYS CFX 13 un cas test de profil NACA 0012 qu'est déjà examiné à la soufflerie au sein de centre de recherche Ames de la NASA.*

*Nous avons comparé le résultat obtenu par le calcul CFD à un résultat obtenu en soufflerie par la NASA (Ames Research Center).*

*Pour la partie structurale, on a proposé de calculer le déplacement d'une poutre cantilever soumis à une force à son extrémité libre par les codes de calcul de structures MD Nastran 2010 et MD Patran 2010.*

*Nous avons vérifié les résultats en calculant la solution analytique par élément finis.*

### III.1 Validation de bon fonctionnement des outils CFD

Notre choix sur le profil à étudier s'est logiquement porté sur le NACA 0012, souvent considéré comme le profil référence de l'aérodynamique. La série des NACA à quatre chiffres a été créée par la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics, soit comité consultatif national pour l'aéronautique), l'ancêtre de la NASA, dans les années 1930. Les 4 chiffres décrivent la géométrie du profil. Ils utilisent la longueur de la corde de l'aile comme unité. Le premier chiffre donne la cambrure du profil en pourcentage de la longueur de corde, le second donne la position de la cambrure maximale en dixième de corde, et les deux derniers donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de corde. Le NACA 0012 est donc un profil symétrique d'épaisseur maximale 12% de la taille de la corde.

Nous avons essayé, certes avec difficultés, de mailler notre profil à l'aide du logiciel de génération de maillage *ANSYS ICEM CFD 13*, puis d'utiliser les codes de calcul *ANSYS Fluent 13* et *ANSYS CFX 13* pour modéliser le même problème et comparer le résultat obtenu avec l'expérimental fait à la NASA [3].

Les coordonnées du profil est données par une série de points calculée avec un programme Matlab (voire **Annexe B**) d'après la formule du NACA 0012 :

$$y(x) = \frac{12}{20} (0.2969 \sqrt{x} - 0.126x - 0.3516 x^2 + 0.2843 x^3 - 0.1015x^4) \quad (\text{III. 1})$$

#### **Les conditions de test :**

$P_0 = 101325$  [Pa] : la pression totale

$T_0 = 311$  K : la température totale

$M = 0.7$  : Le nombre de Mach.

$\alpha = 1.53^\circ$  : l'angle d'incidence.

On assimile le gaz à un gaz idéal ( $\gamma=1.4$ ,  $R=287$  J/Kg K).

Calculs des autres paramètres appliqués au simulation numérique :

$$\frac{P_0}{P} = [1 + (\frac{\gamma-1}{2}) M^2]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III. 2})$$

D'où :  $P = 73048$  Pa : pression statique

$$\frac{T_0}{T} = 1 + (\frac{\gamma-1}{2}) M^2 \quad (\text{III. 3})$$

D'où:  $T = 283.24$  K.

$$C = \sqrt{\gamma R T} = 337.35 \text{ [m/s]}.$$

$$U = M c = 0.7 \cdot 337.35 = 236.14584 \text{ [m/s]}$$

$$U = (u = 236.0616 \text{ [m/s]}, v = 6.3051 \text{ [m/s]}, w = 0 \text{ [m/s]}).$$

### III.1.1 Création de maillage structuré autour de profil NACA 0012

On commence notre travail par la préparation des fichiers de coordonnées de profil NACA d'extension (\*.dat) ou (\*.txt), c'est-à-dire on met deux fichiers, le premier représente l'extrados et le deuxième représente l'intrados. On ajoute en tête de chaque fichier le nombre des lignes et des colonnes pour que *ANSYS ICEM CFD 13* construit directement la courbe qui lie les points des coordonnées.

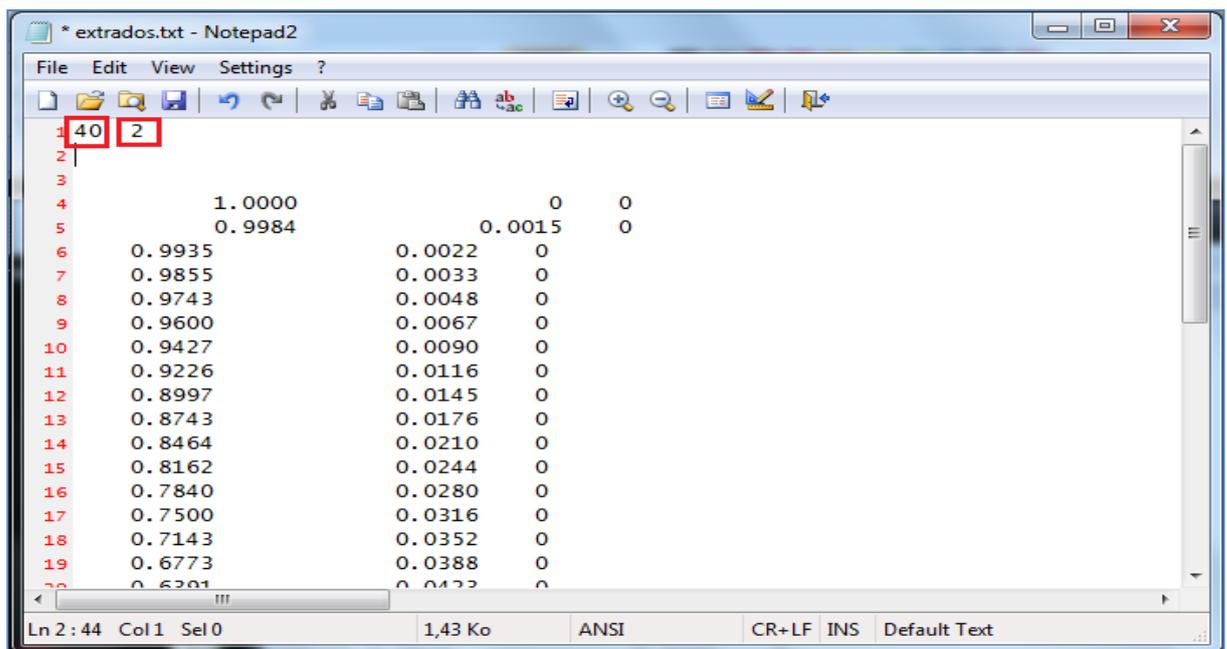


Figure III.1 – Préparation de fichier des coordonnées de profil NACA 0012

Pour importer les fichiers on clique sur **FILE > Imprt Geometry > Formated Point Data**, on spécifier chaque courbe et points par des noms convenables (Ex : *Courbe\_Extrados*, *Point\_Intrados*).

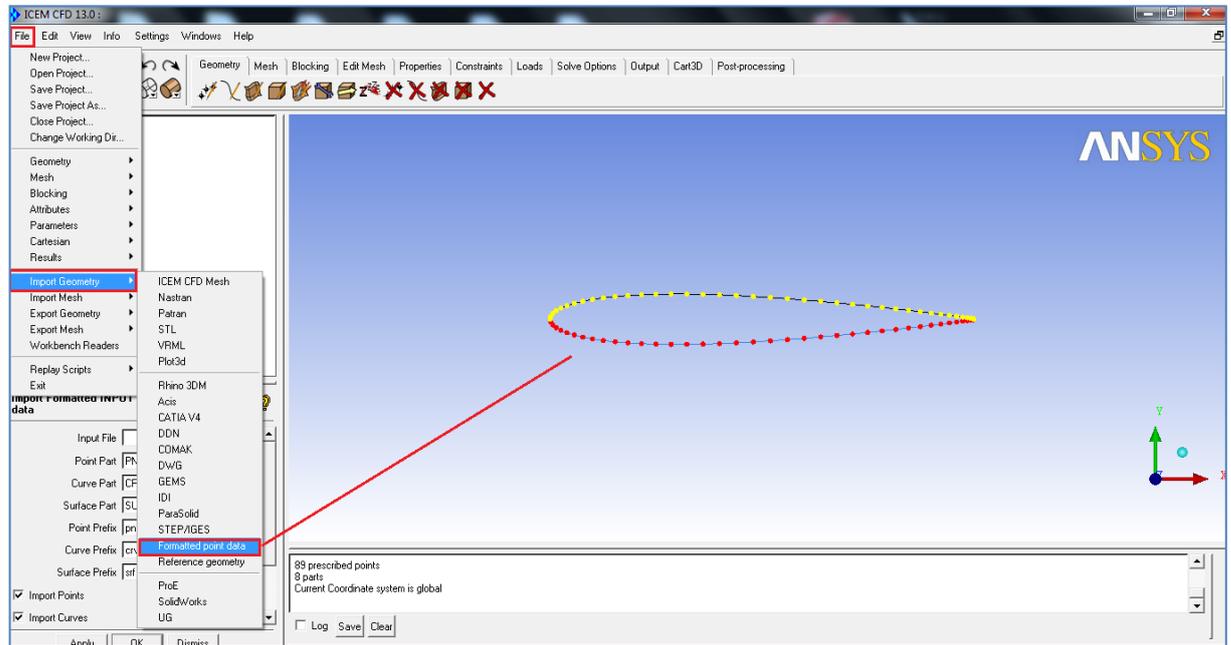


Figure III.2 – Importation de fichiers des coordonnées de l’extrados et l’intrados de profil NACA 0012

On crée des points par **Geometry > Create Point > Explicite Cordinate** sur lesquels on construit les points de **Farfield**, puis on les raccorde et on construit une surface a partir des courbes de **Farfiled** on le nome **FLUID**.

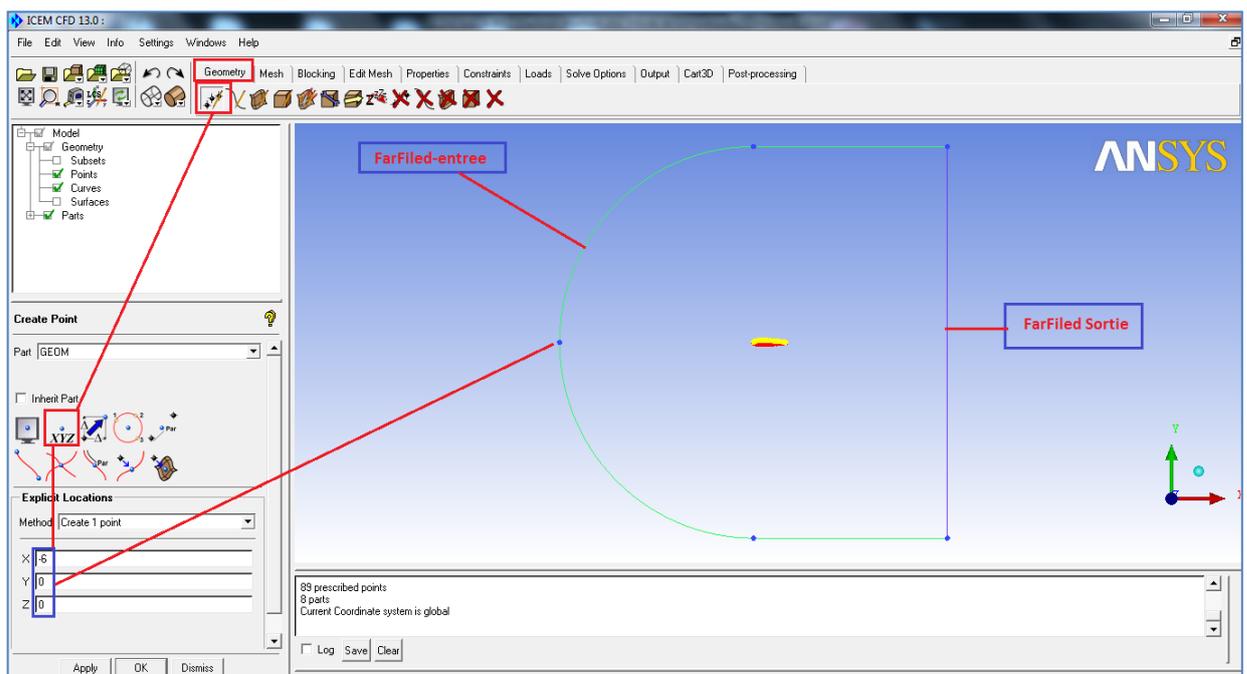


Figure III.3 – Création de domaine de calcul (Far Filed)

Pour la création des blocks on clique **Blocking** et on choisit **FLUID** dans la case **Part** et sous **Initialize Blockson** choisit le de type **2D Planar**. Pour associer le block au Far

Field, on clique sur **Association** > **Association Edge To Curve**, puis on clique les cotes de block, puis on sélectionnant **Edge(s)** et les courbes de Far Field, on sélectionnant **Curve(s)**, puis on clique sur **Snapp Project Vertices**, puis sur **OK**.

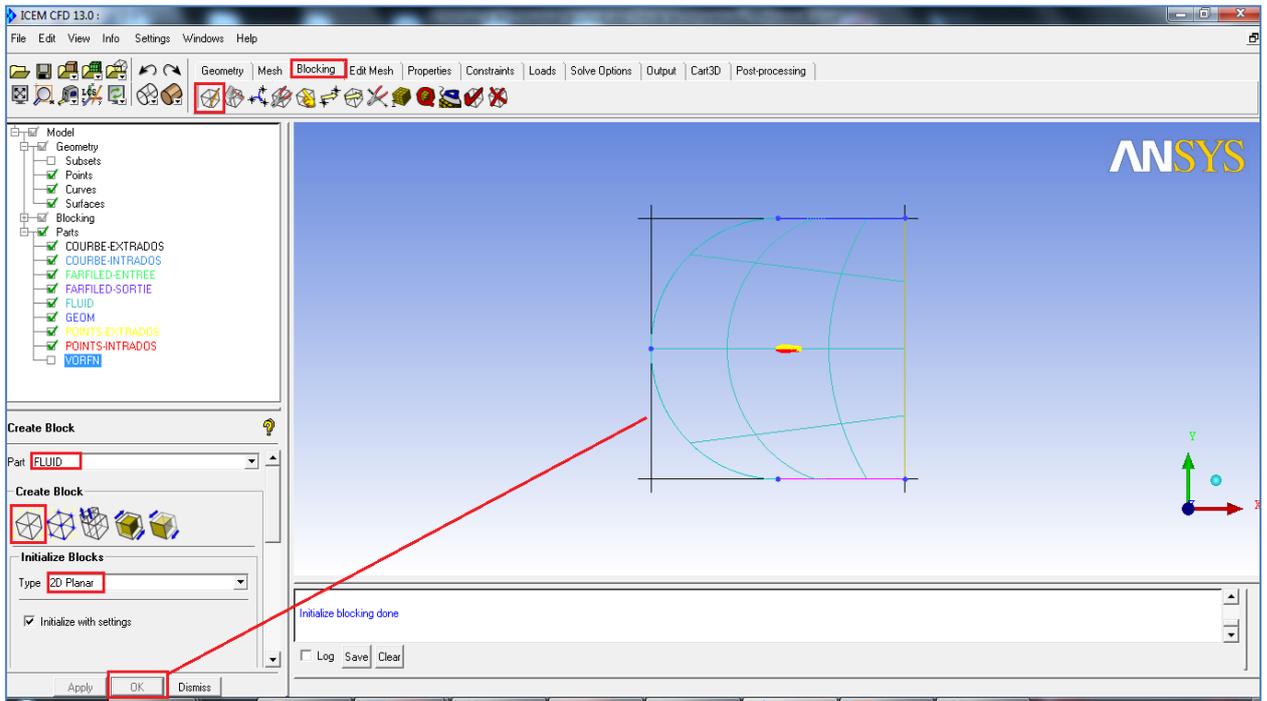
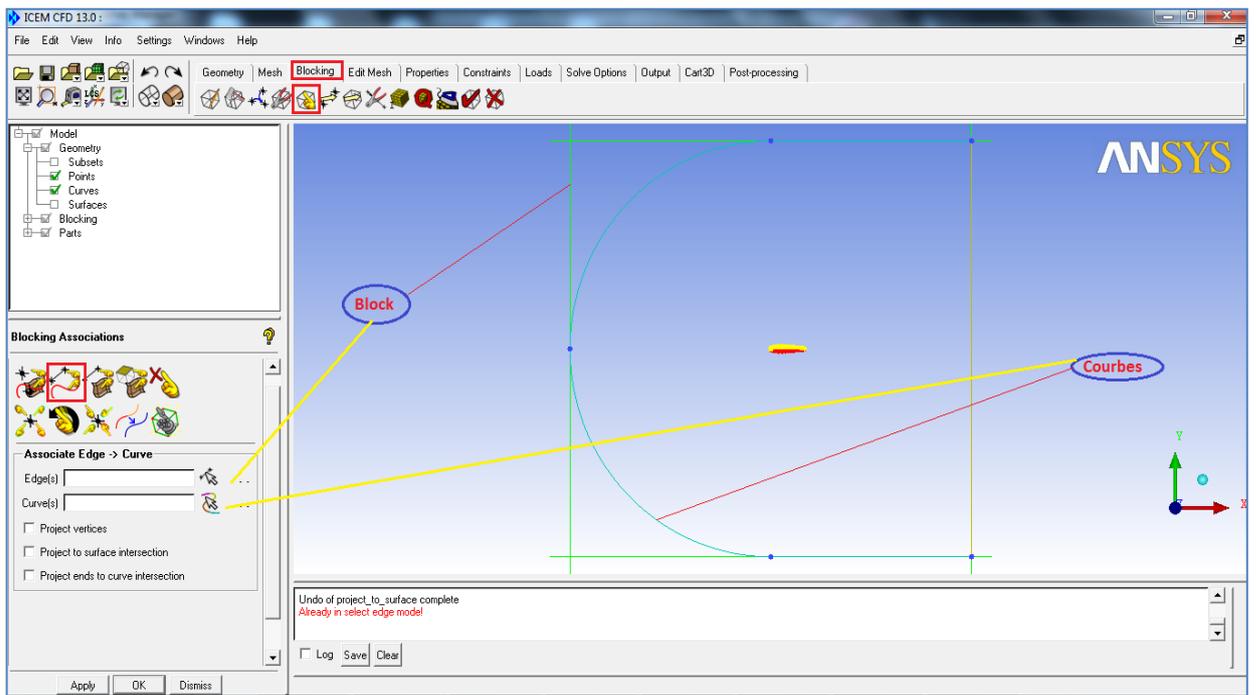


Figure III.4 – Création du block sur le Far Filed



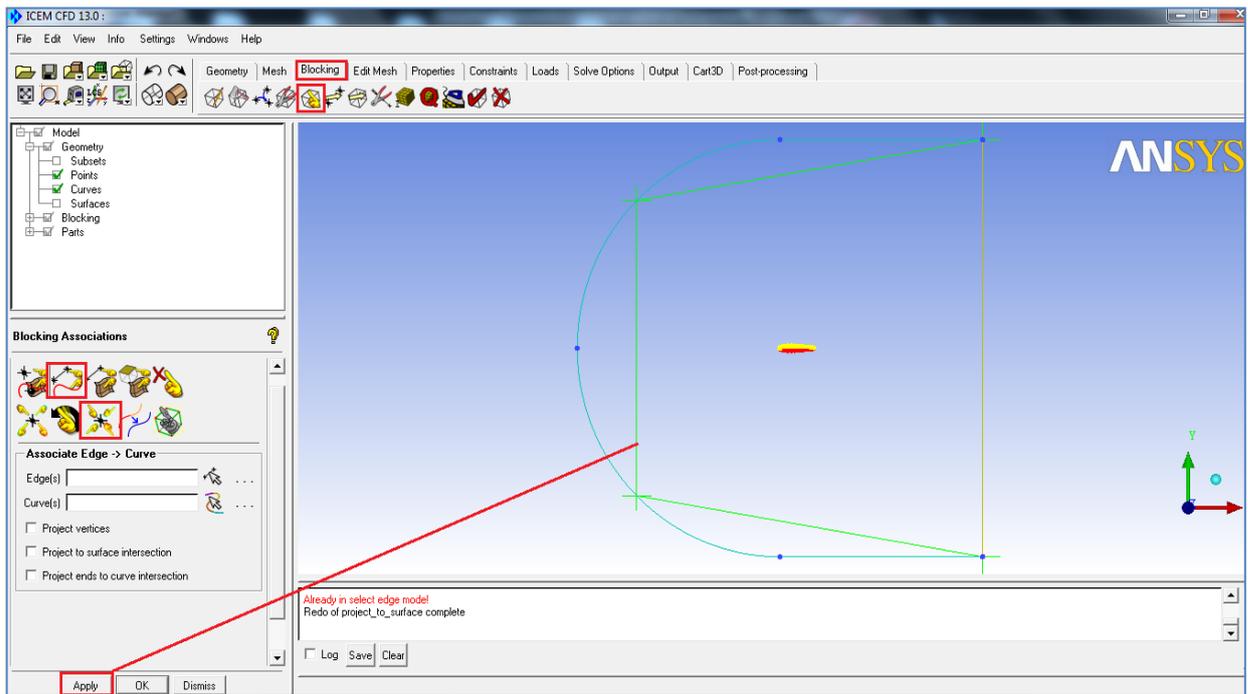


Figure III.5 – Association de block avec le Far Filed

Pour la spécification des tailles des mailles on clique sur **Menu > Mesh > Part Mesh Setup**, on entre les tailles Voulus.

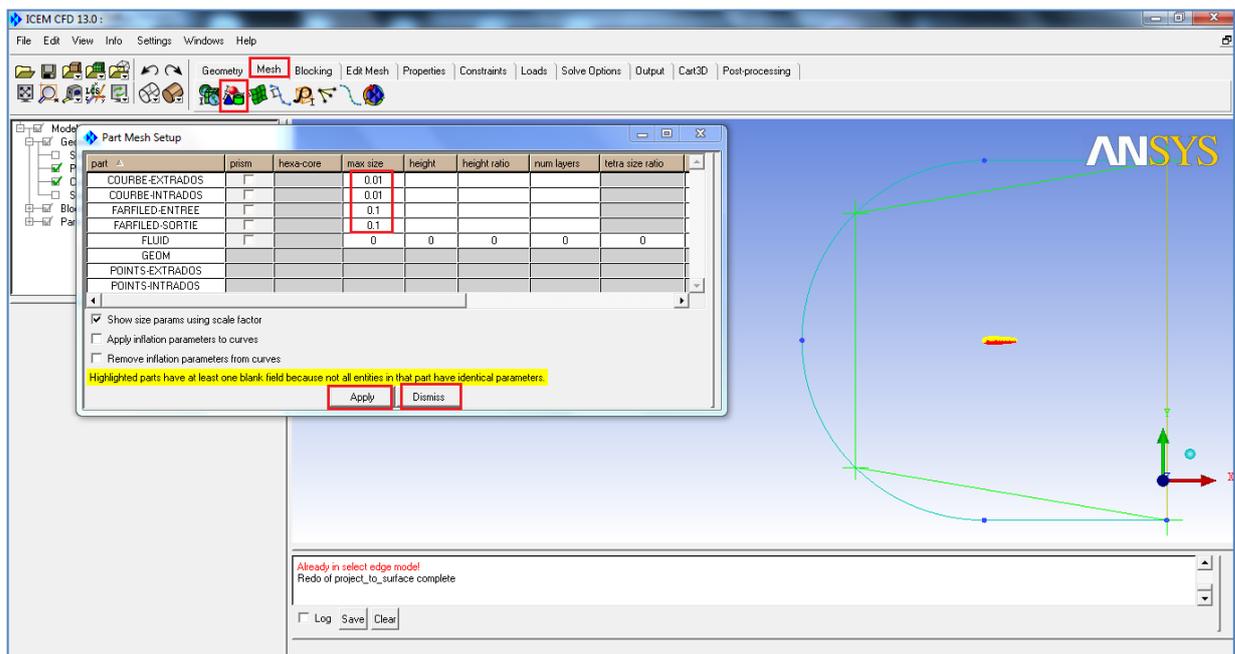


Figure III.6 – Spécification des tailles des mailles pour chaque famille (Parts)

Pour créer un autre block similaire au premier, on clique sur **Split Block > Ogrid Block > Select Bloks(s) +**, et pour la prolongation de ce block jusqu'à la sortie de Far Field, on clique sur **Select Edge(s)+**, puis sur la cote de sortie de 1<sup>er</sup> block.

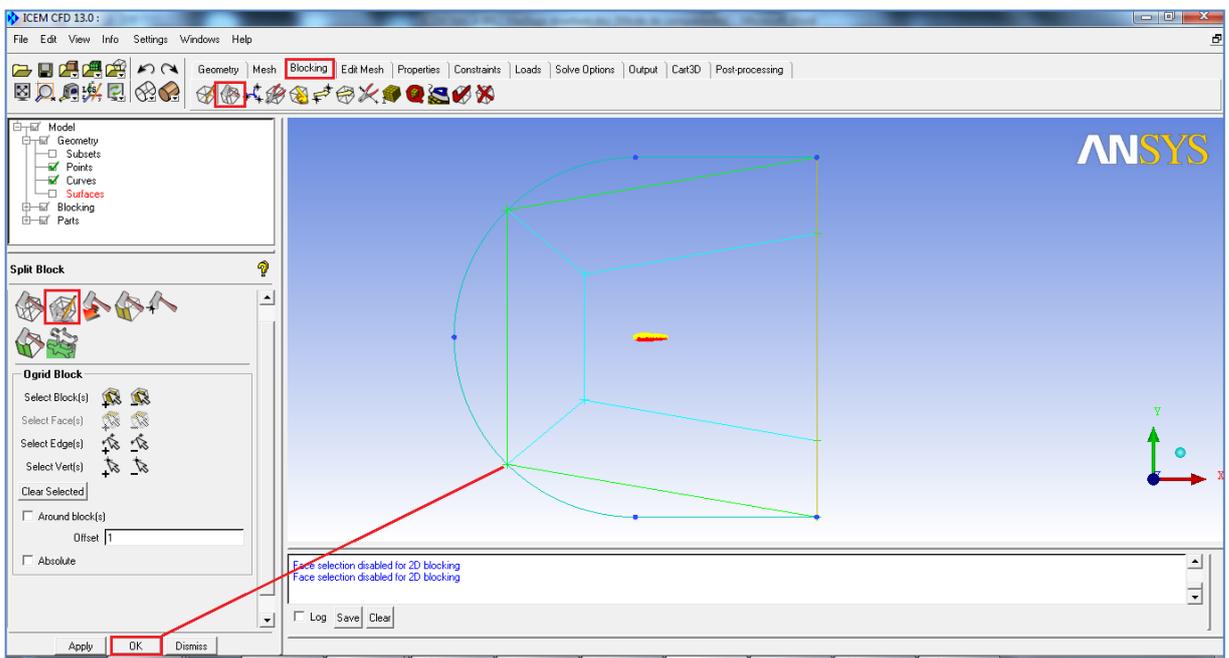
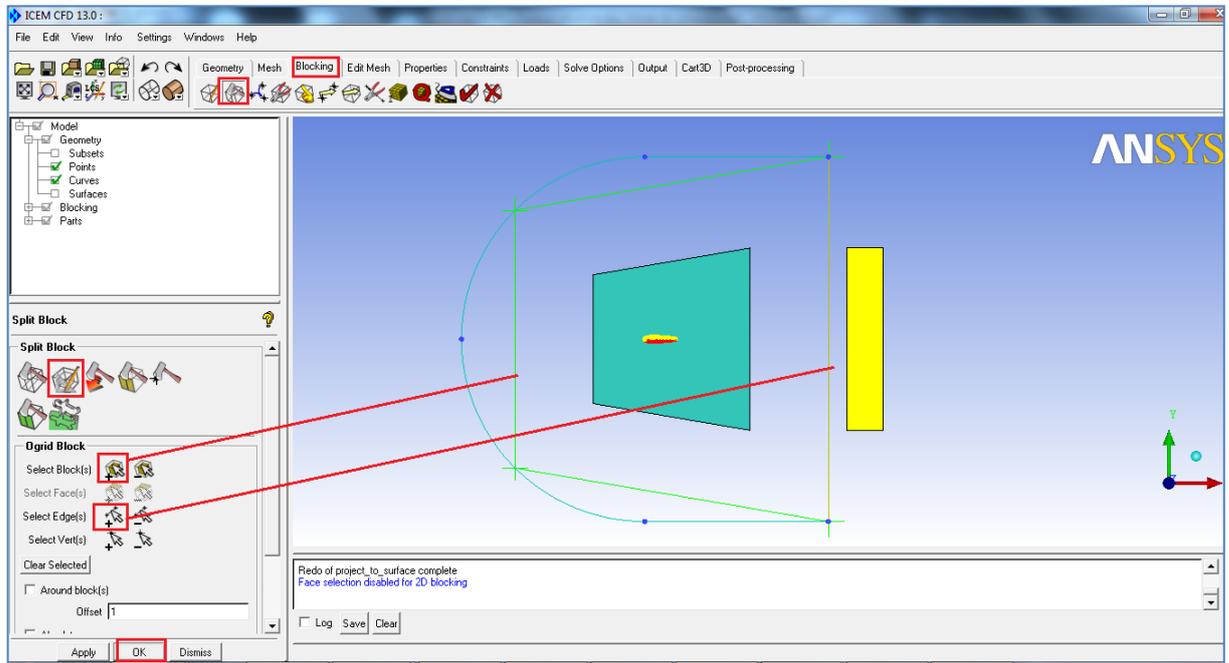


Figure III.7 – Création d'un nouveau block dans le Farfield

Pour décomposer le block, on clique **Spilite Block**, On choisit **Split Method > Prescribed Point**, après on clique sur **Edge** et on sélectionne la cote de 2<sup>ème</sup> block, ensuite on sélectionne le bord de fuite puis en cliquant sur **Point**.

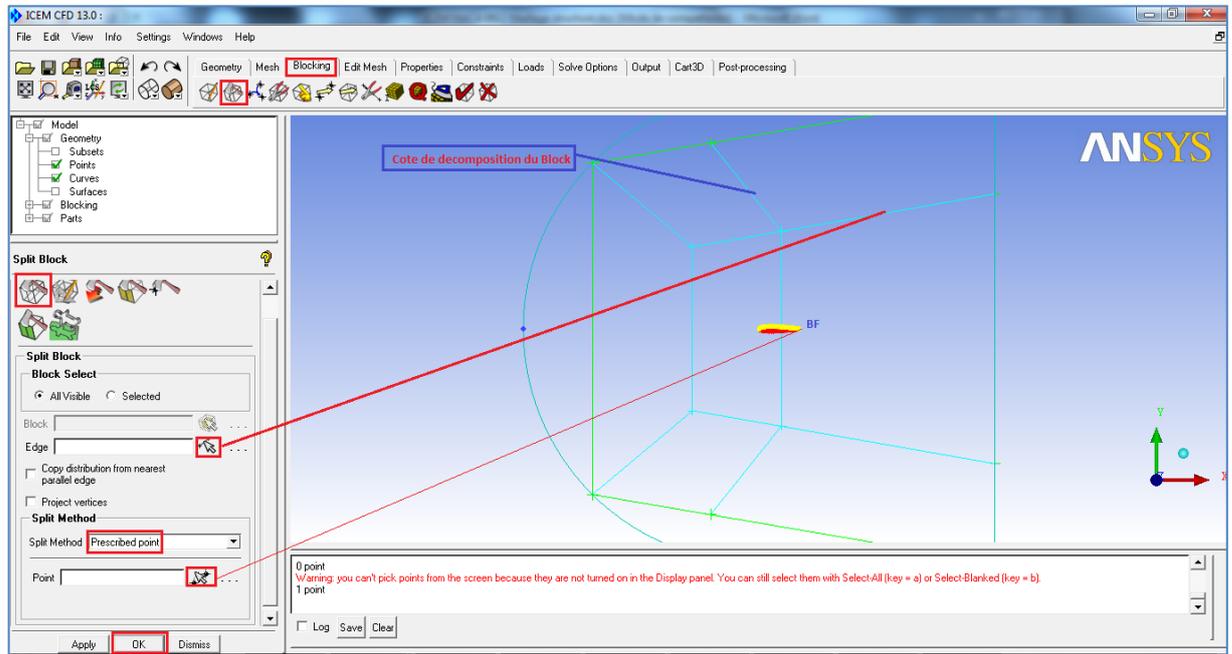


Figure III.8 – Décomposition des blocks

On supprime le block qui contient le profil pour qu'on puisse rendre notre profil vide, c'est-à-dire on enlève une portion de surface (FLUID) qui appartient le profil on utilise l'option **Blocking** > **Delete Block**, puis on clique sur le block voulu.

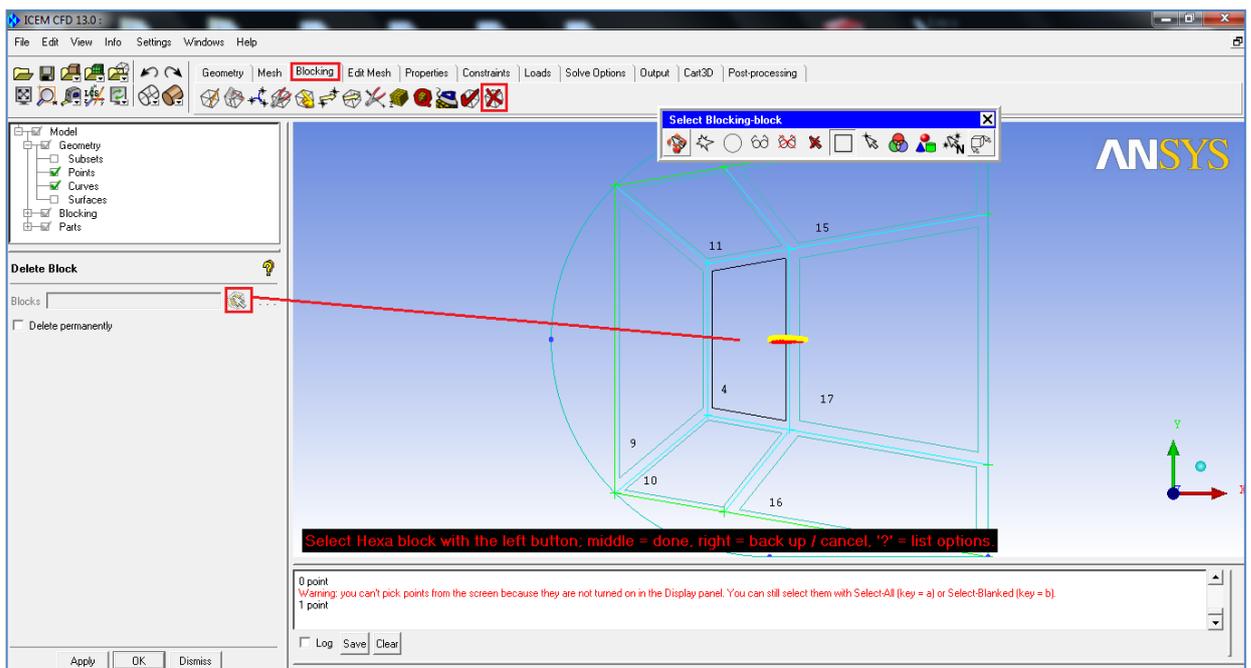


Figure III.9 – Suppression de block

Pour associer le profil avec le Block, on clique sur **Association** > **Association Edge To Curve**, on clique sur **Edge(s)** et on sélectionne les cotes de block, puis on clique sur

*Curve(s)* et on sélectionne les courbes de profil, après on clique sur **Snap Project Vertices**, puis sur **OK**.

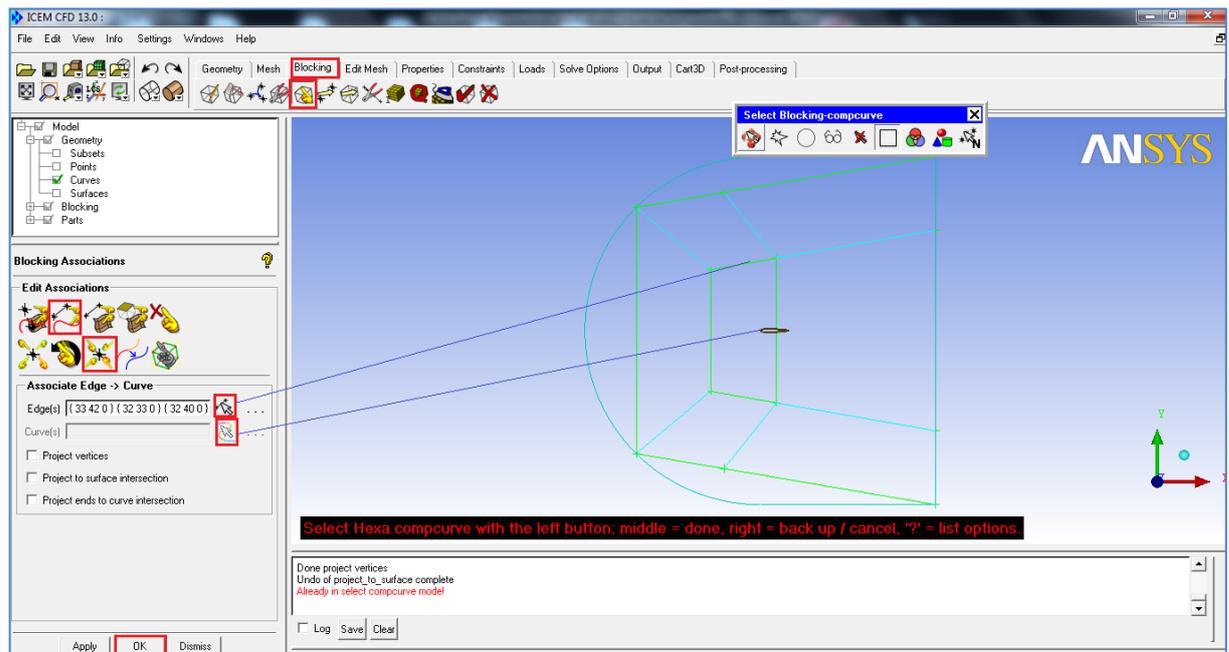


Figure III.10 – Association des cotes de block avec les courbes de profil

On fait la translation des points par l’option **Move Vertex**, et on bouge les points du block comme l’indique aux figures.

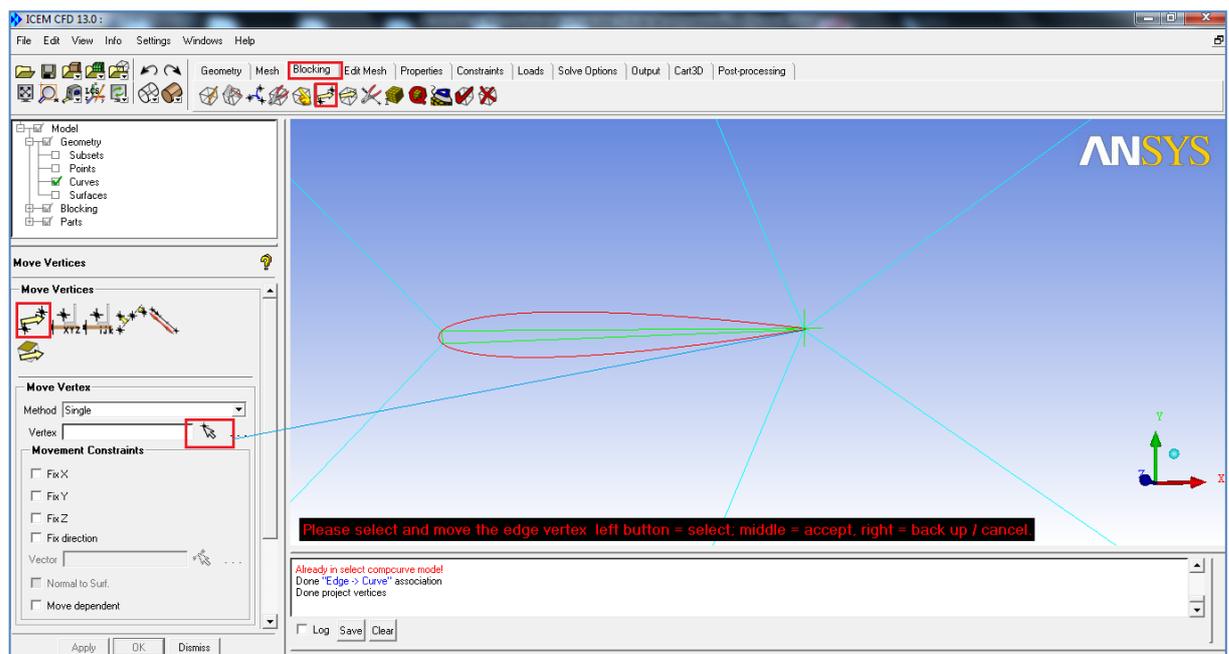
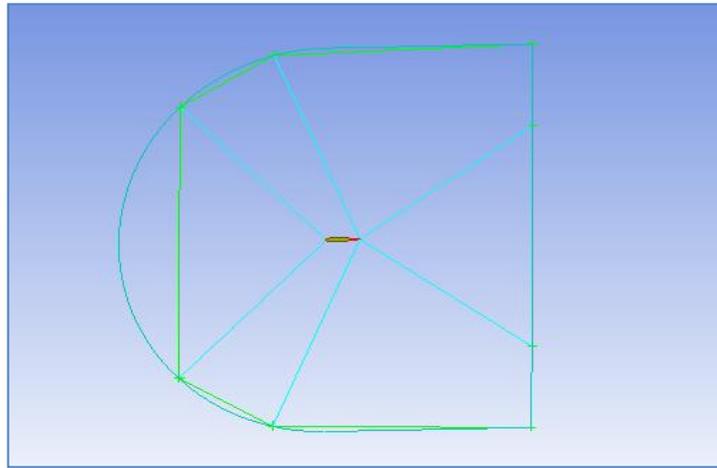


Figure III.11 – Translation des points convenablement au profil



On utilise le menu **Blocking > Collaps Blocks** pour qu'on rend les deux cotes des Block unis, on sélectionne la cote intermédiaire des deux cotes de block puis la surface formée entre eux, d'où elle devient comme le montre la figure IV.11.

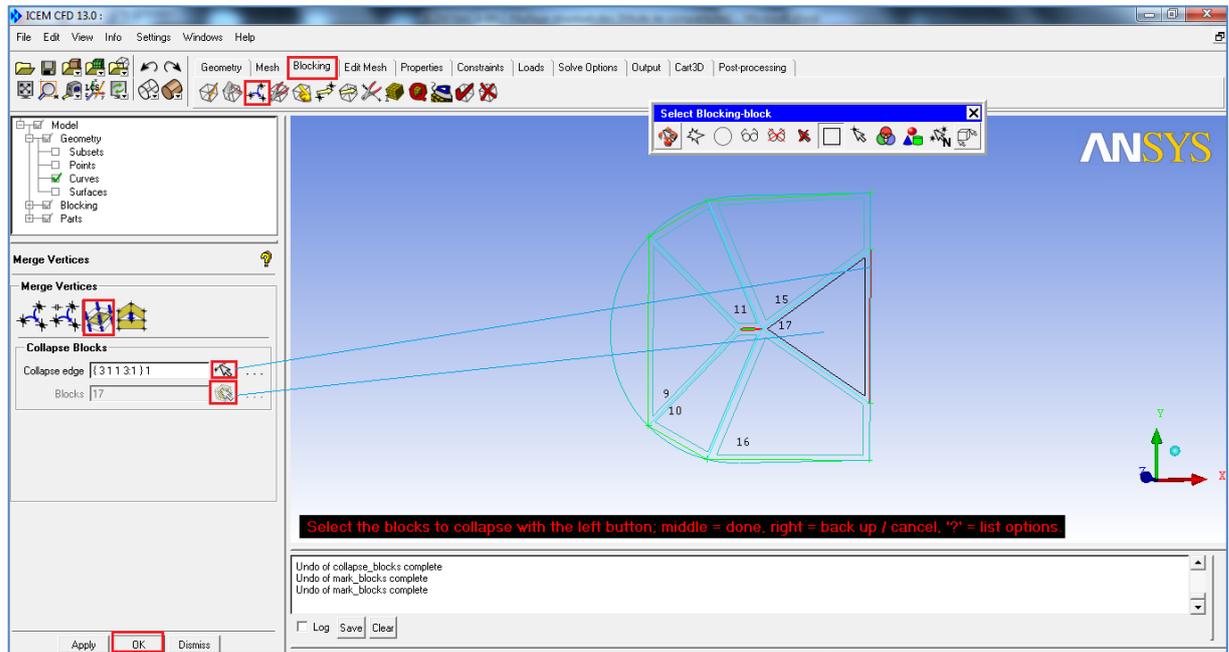
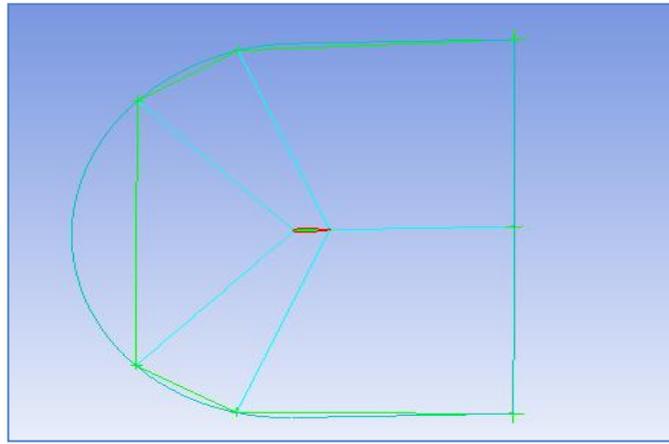


Figure III.12 – Union des deux cotes de block



Pour spécifier le nombre des nœuds sur la cote et la distance entre chaque une, on choisit le menu **Pre-Mesh Params > Edge Params**, et on sélectionne la cote puis on règle les autres paramètres.

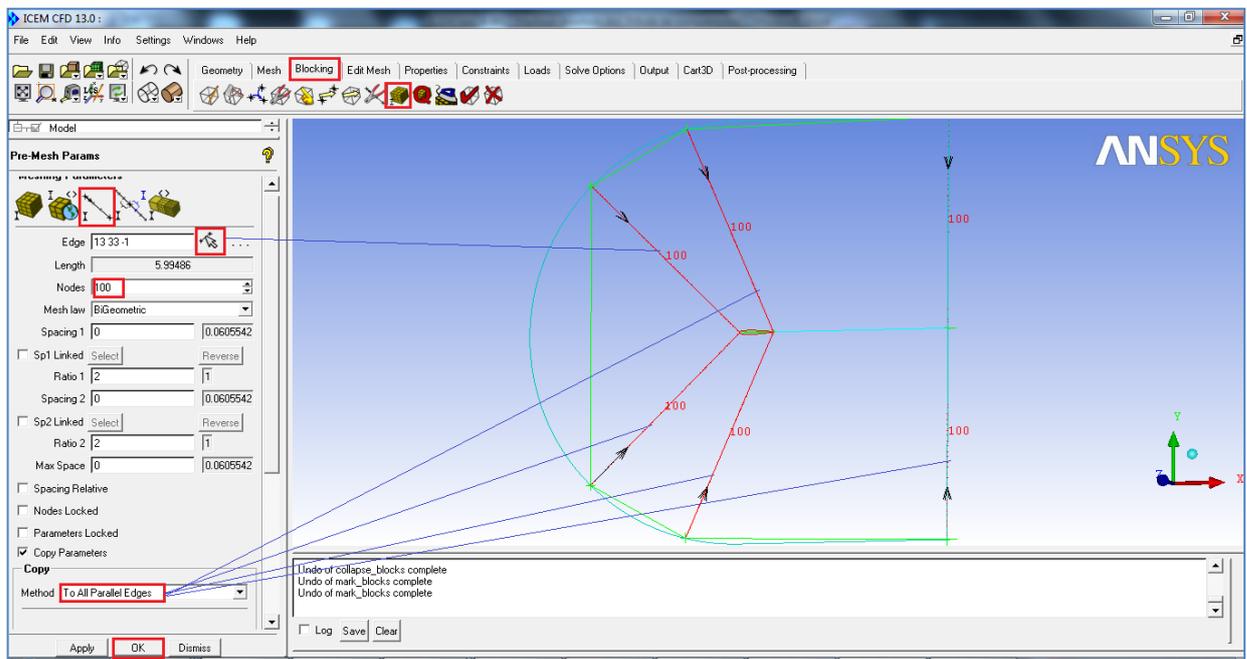


Figure III.13 – Spécification de nombre de nœuds pour chaque cote des blocks

On crée un autre block pour le but de raffiné le maillage au tour du profil. Pour cela on utilise l’option : **Blocking > Split Block**, puis on sélectionne la cote (**Edge**).

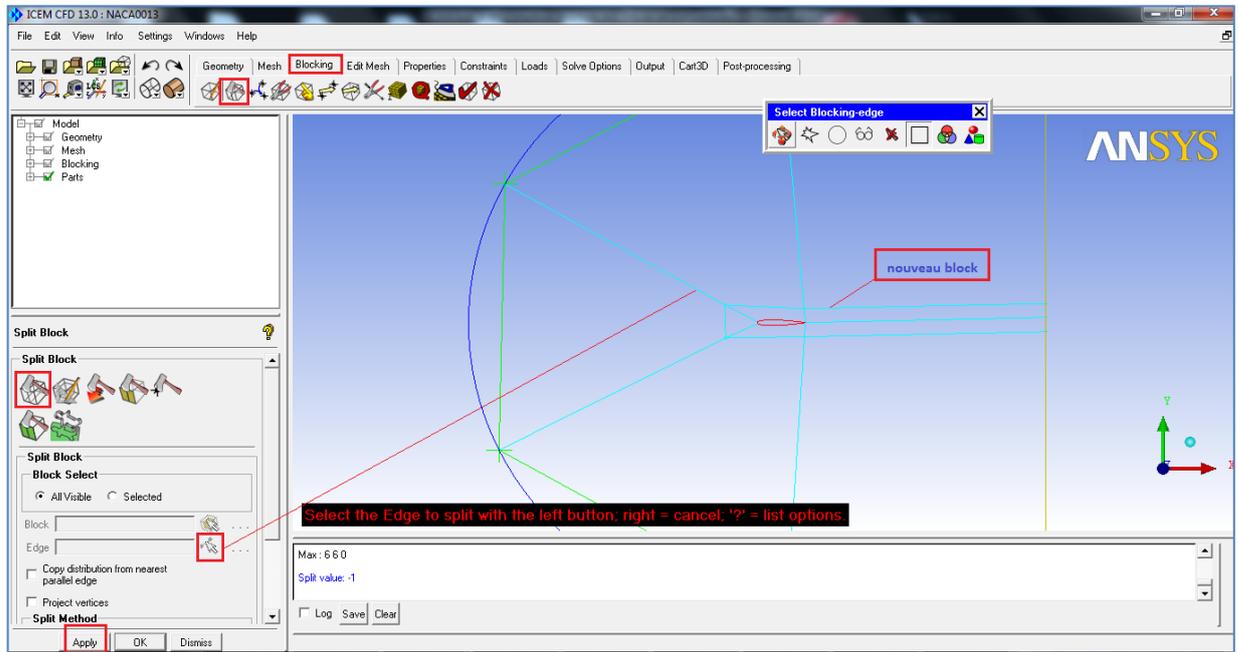


Figure III.14 – Décomposition de block pour le but de raffinement des mailles au tour de profil

Pour spécifier le nombre des nœuds sur la cote et la distance entre chaque une, on choisit le menu **Pre-Mesh Params > Edge Params**, on sélectionne la cote puis en règle les autres paramètres.

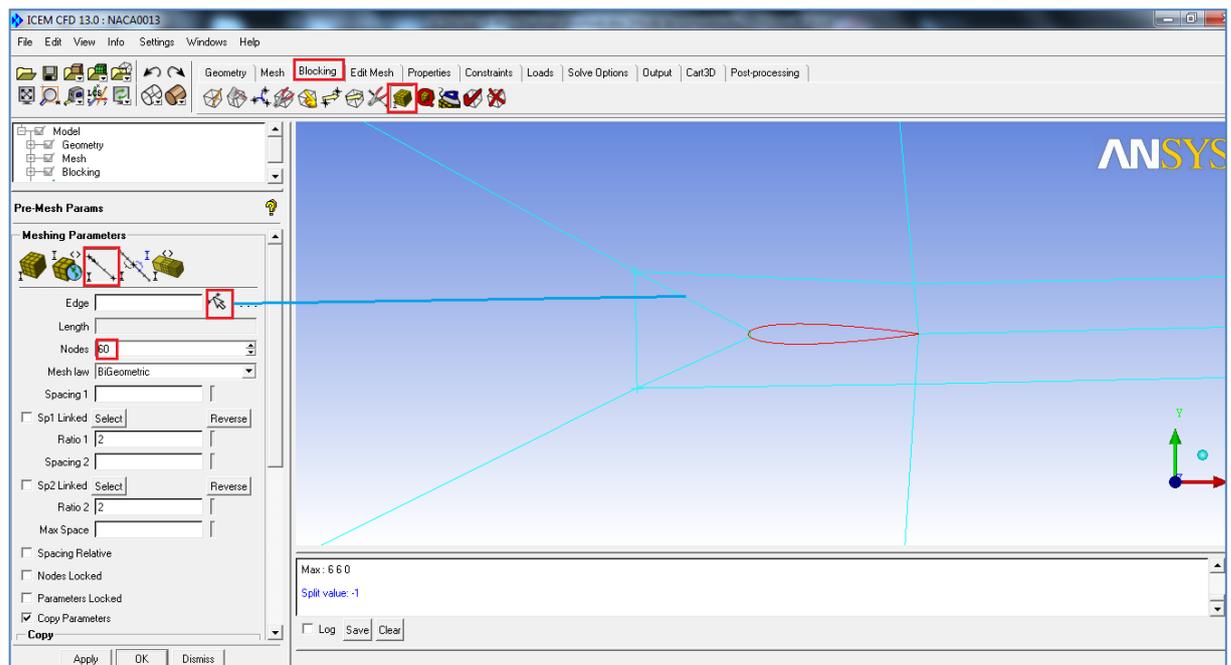


Figure III.15 – Spécification de nombre des nœuds

Maintenant on convertie le **Pre-Mesh** en **Mesh**, on clique par le bouton droit de la souris sur **Pre-Mesh** et on sélectionne **Convert To Unstruct Mesh**.

Concernant l'orthogonalité du maillage sur les courbes d'extrados et d'intrados, on utilise le menu **Edit Mesh > Smooth Hexahedral Mesh Orthogonal**, puis sous l'option **Release Orthogonality > Initial Height Option**, on sélectionne les courbes d'intrados et d'extrados, après on entre la tolérance d'orthogonalité (ici : 0.005).

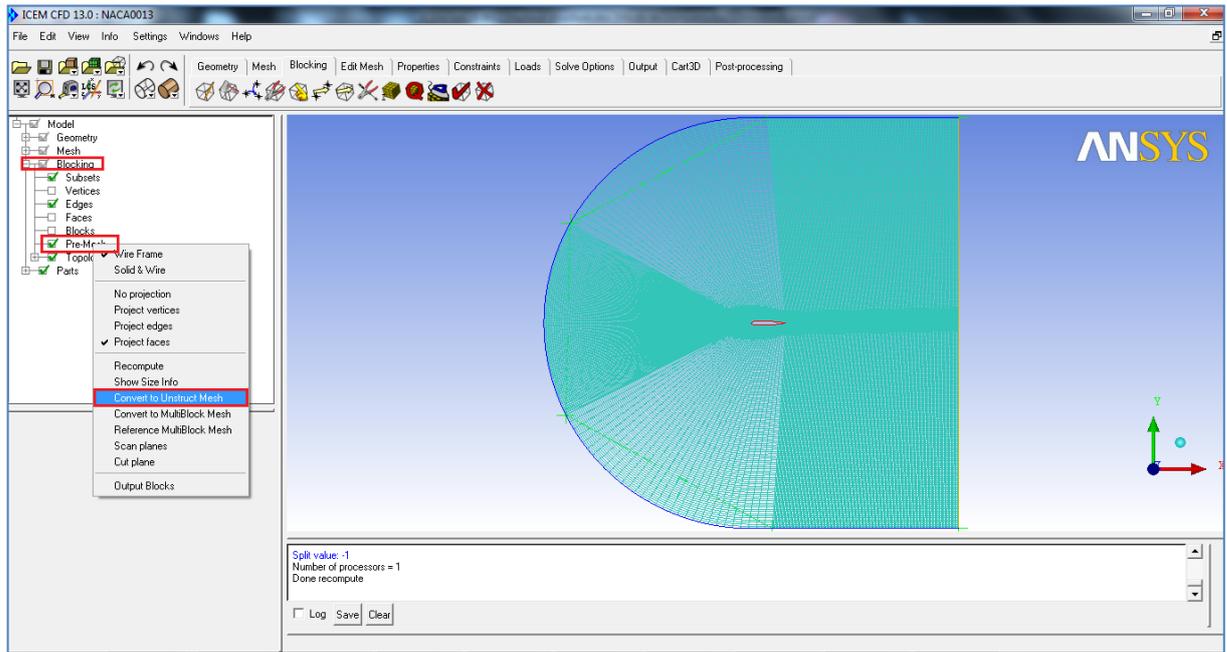


Figure III.16 – La discrétisation du domaine de calcul

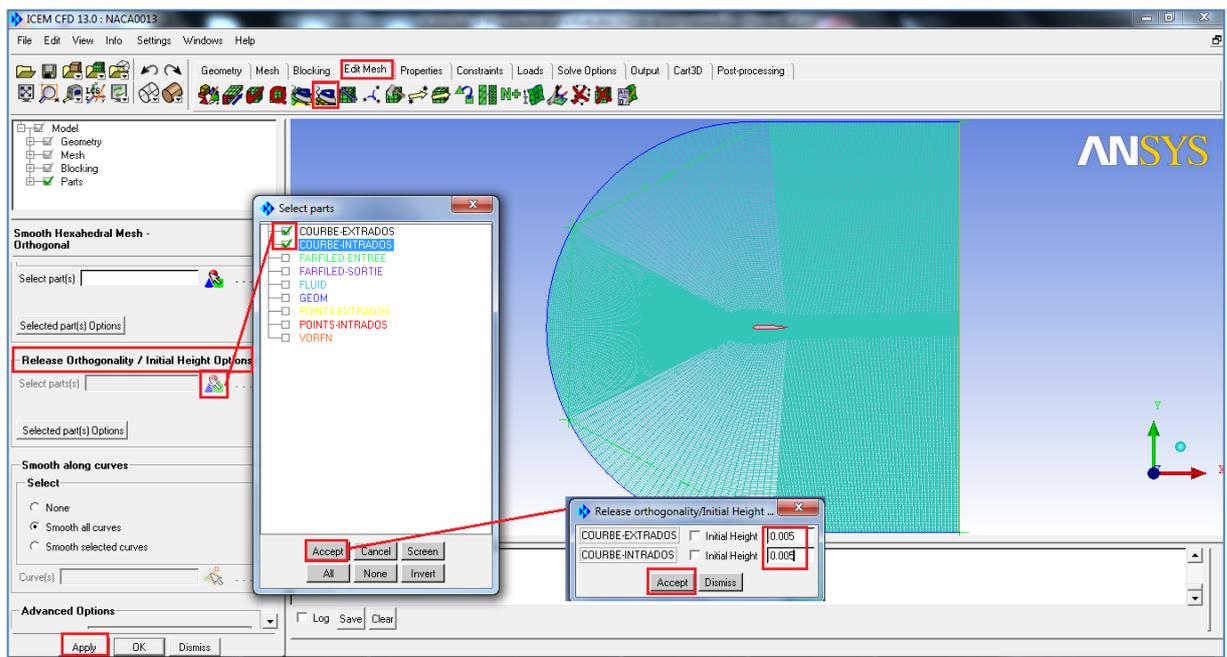


Figure III.17 – L'orthogonalité de maillage sur le profil

Pour l'enregistrement de maillage sous l'extension (\*.msh), on utilise l'option **Write Input** trouvant dans le menu **Output**, un fenêtre **Save** apparait et on clique sur

**Yes**, puis on ouvre le fichier (\*.UNS) à partir du projet, une autre fenêtre apparaît et on choisit **2D**, puis on clique sur **Done**, le nom de fichier enregistrera par défaut sous le nom (Fluent.msh) et on le trouve enregistré dans le même lieu que le projet.



Figure III.18 – L'enregistrement de travaille.

## III.2 Simulation numérique de profil NACA 0012 avec ANSYS CFX 13

### III.2.1 Pré-Processing et Importation du maillage

- a- On lance le Workbench de ANSYS 13 et on sauvegarde le projet sous un nom choisis.
- b- On lance le **CFX-pre** et on double clique sur configuration.
- c- On clique par le bouton droit de la souris sur **Mesh** et on sélectionne **Import Mesh** > **FLUENT**.
- d- On appelle au fichier du maillage généré par ANSYS ICEM CFD 13 de profil NACA0012, après on clique **OK**.

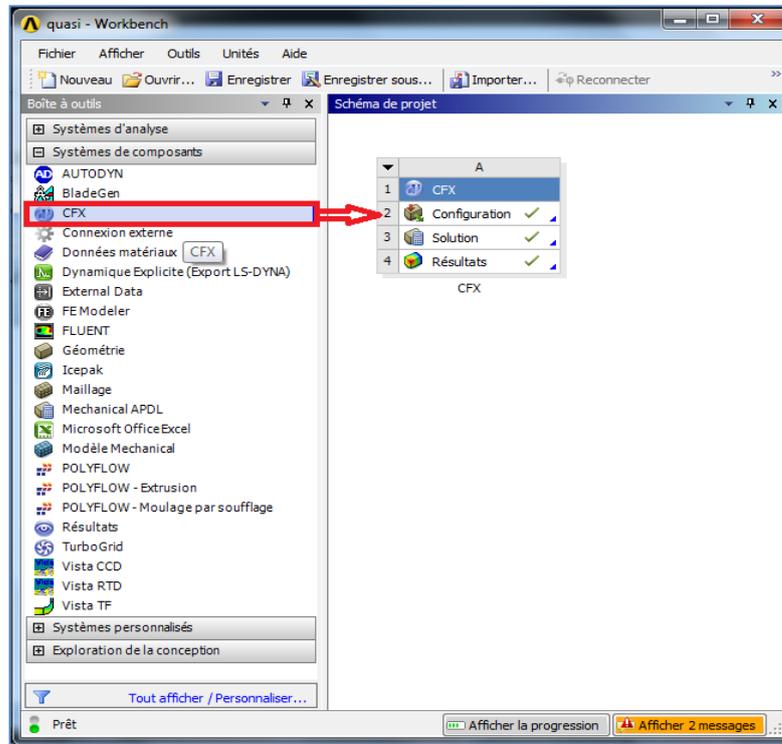


Figure III.19 – L’ouverture de ANSYS CFX13 dans le Workbench

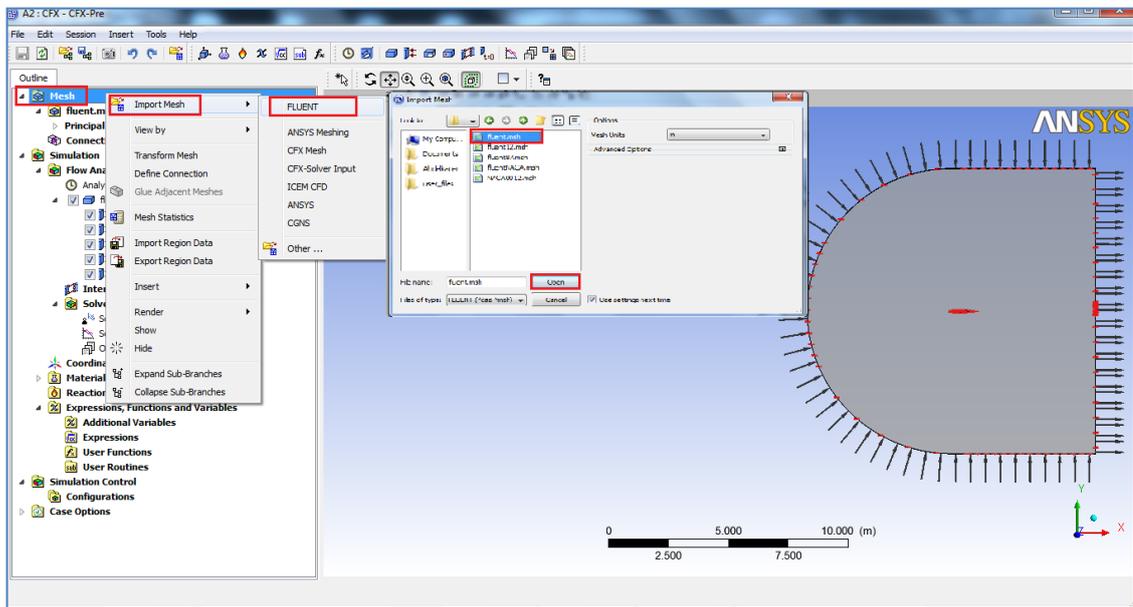


Figure III.20 – Importation de maillage dans ANSYS CFX13

**Remarque :** ANSYS CFX 13 ne travail pas avec les maillages 2D, pour cela il ajoute un élément d’épaisseur pour ces types de maillage par défaut pour les rendre en 3D.

## III.2.2 Modification des propriétés de fluide

On double clique sur **Default Fluid** puis dans l'onglet **Basic Setting** on choisit **Air Ideal Gas** sous **Material** et on fixe la pression de référence (**Reference Pressure**) à 73048 [Pa]. On clique sur l'onglet **Fluid Models** et on choisit **Total Energy** sous **Heat Transfer** > **Option**, après on active **Incl.Viscous Work .Term** et pour le modèle de turbulence on choisit **Shear Stress Transport** sous l'option **Turbulence** > **Option**, puis on clique **OK**.

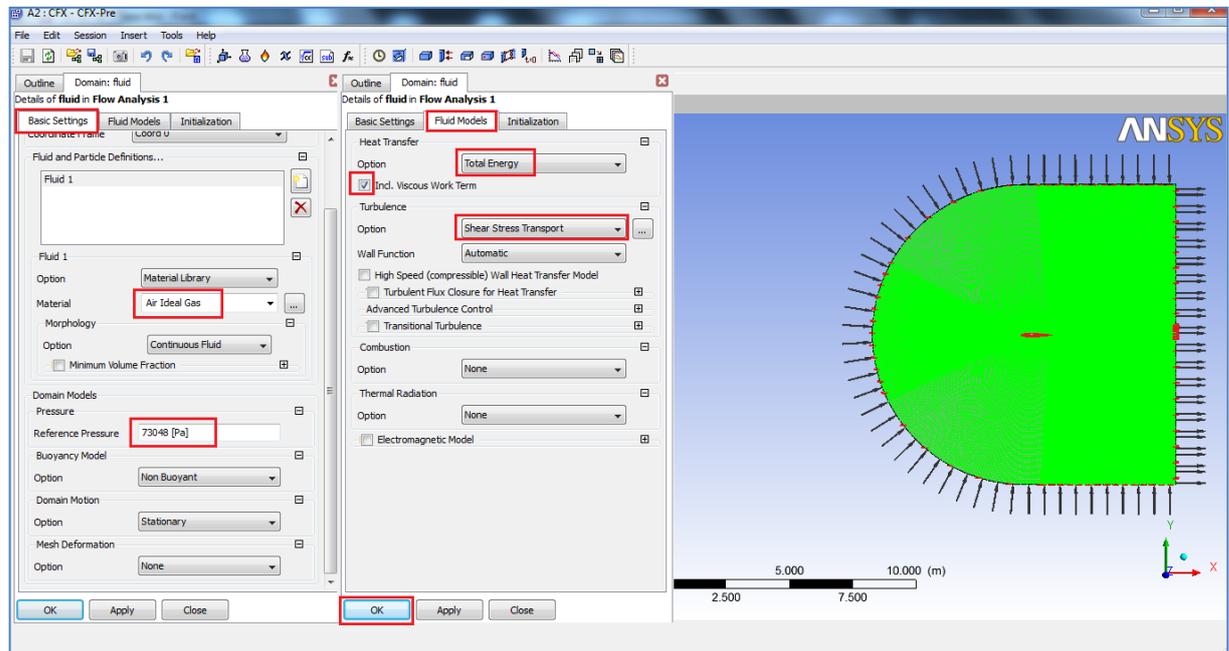


Figure III.21 – Modification des propriétés de fluide

## III.2.3 Les conditions aux limites

### III.2.3.1 La condition d'entrée

On insère une nouvelle condition aux limites appelée (**entree**) en utilisant **Insert** > **Boundary** > puis on entre le nom (entré) et on clique **OK**.

Dans l'onglet **Basic Setting**, on spécifie le type de condition aux limites **Boundary Type** à **Inlet**, puis **Location** à **Farfiled entree**. On passe a l'onglet **Boundary Details** et on entre les composantes de vecteur vitesse ( $u= 236.061$  [m/s],  $v= 6.3051$ [m/s],  $w= 0$ [m/s]) sous **Mass and Moentum** > **Option** > **Cart.Vel.Components**, et on entre les paramètres de la turbulence sous **Tubulence** > **Option** > **Inensity and length Scale** 0.01% pour **Fractional Intensity** et 0.02 pour **Eddy Length Scale**, puis la valeur de la température statique 283.24 [K].

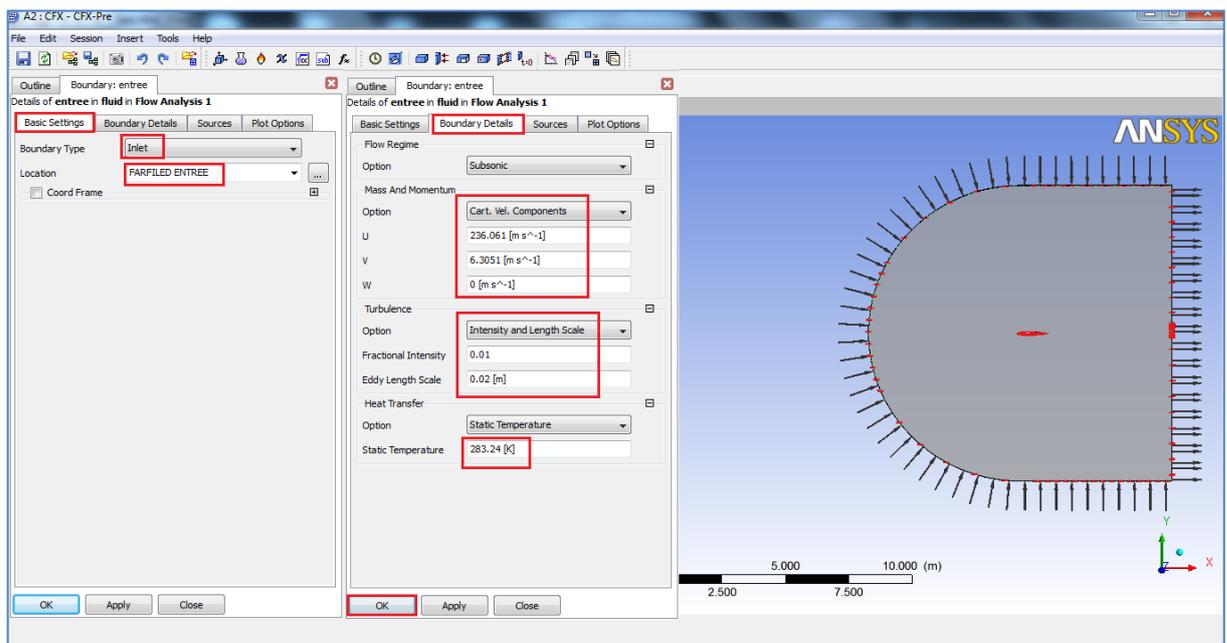
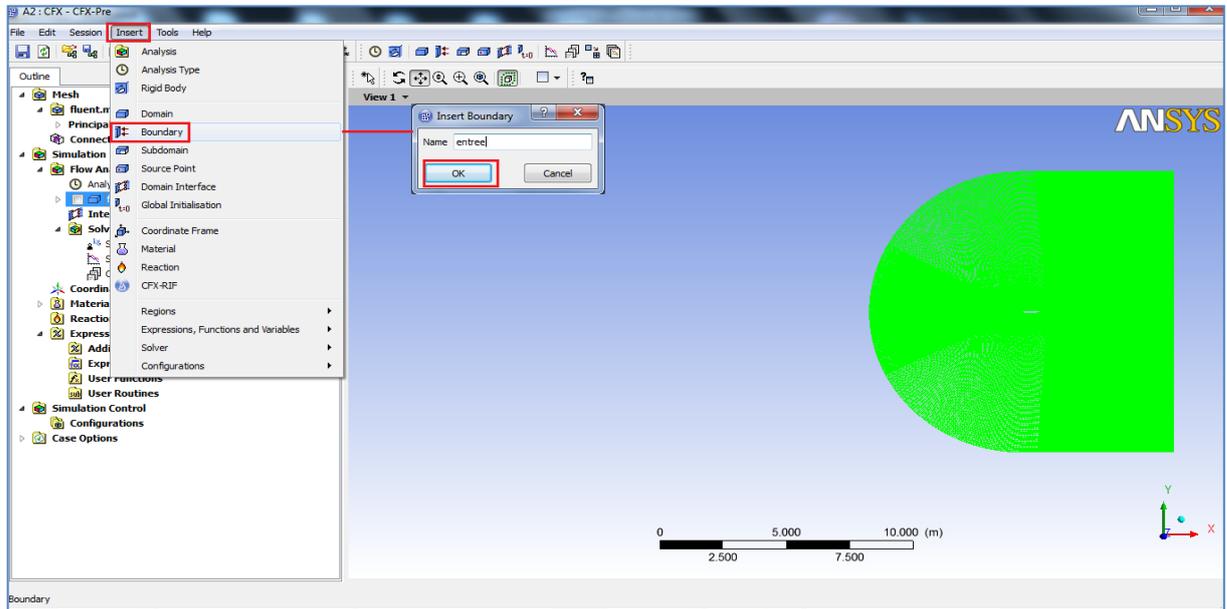


Figure III.22 – Spécification de la condition d'entrée

### III.2.3.2 Condition de sortie

On insert une nouvelle condition aux limites appelée (**sortie**) en utilisant l'option **Insert > Boundary >** , puis on entre le nom (sortie) et on clique sur **OK**.

Sans l'onglet **Basic Setting**, on spécifie le type de condition aux limites **Boundary Type** à **Outlet**, puis **Location** à **Farfiled sortie**, puis on passe a l'onglet **Boundary Details** et on entre la pression relative 0 [Pa] sous **Mass and Moentum > Option > Average Static Pressure**.

$$P_{\text{absolu}} = P_{\text{référence}} + P_{\text{relative}}$$

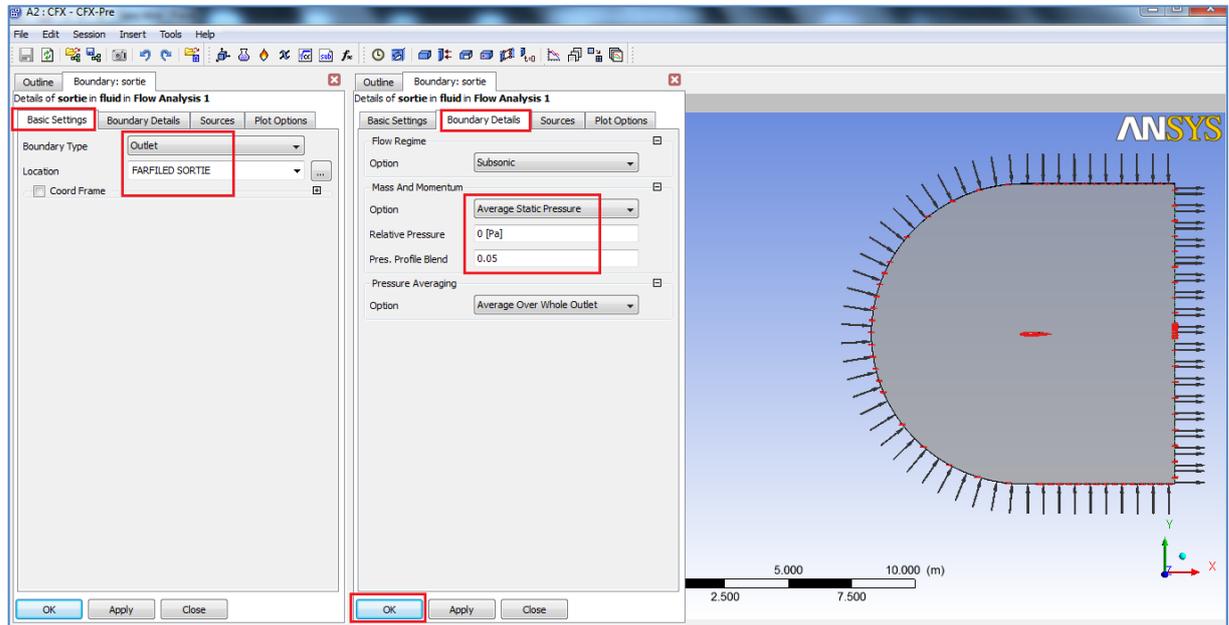


Figure III.23 – Spécification de la condition de sortie

### III.2.3.3 La condition a la paroi (profil)

On insert une nouvelle condition aux limites appelée (**Airfoil**), en utilisant **Insert > Boundary** puis on entre le nom (**Airfoil**) et on clique sur **OK**.

Dans l'onglet **Basic Setting**, on spécifie le type de condition aux limites **Boundary Type** à **Wall** puis **Location** à **Courbe extrados** (ici, ANSYS CFX 13 a pris tout le profil sous le nom courbe extrados), puis on clique sur **OK**.

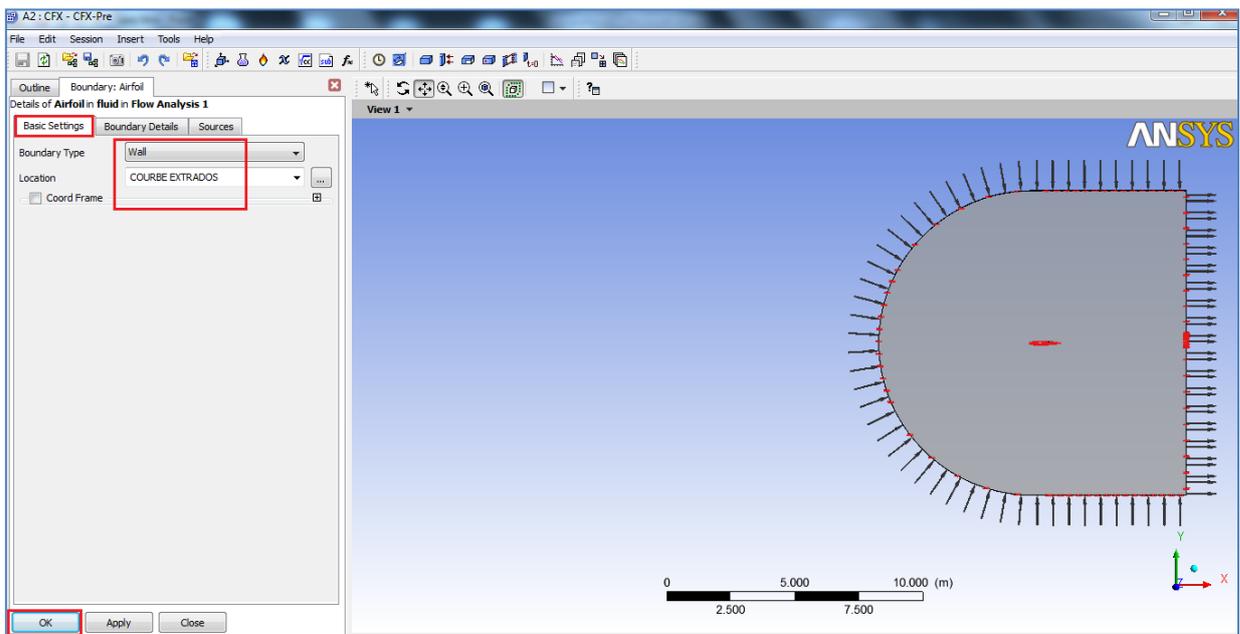


Figure III.24 – Spécification de la condition a la paroi

### III.2.3.4 La condition aux faces

On insert une nouvelle condition aux limites appelée (**Symetrie1**), en utilisant l'option **Insert > Boundary**, puis on entre le nom (**Symetrie1**) et on clique sur **OK**.

Dans l'onglet **Basic Setting**, on spécifie le type de condition aux limites **Boundary Type** à **Symmetry** puis **Location** à **Primitive 2D**, puis on clique sur **OK**.

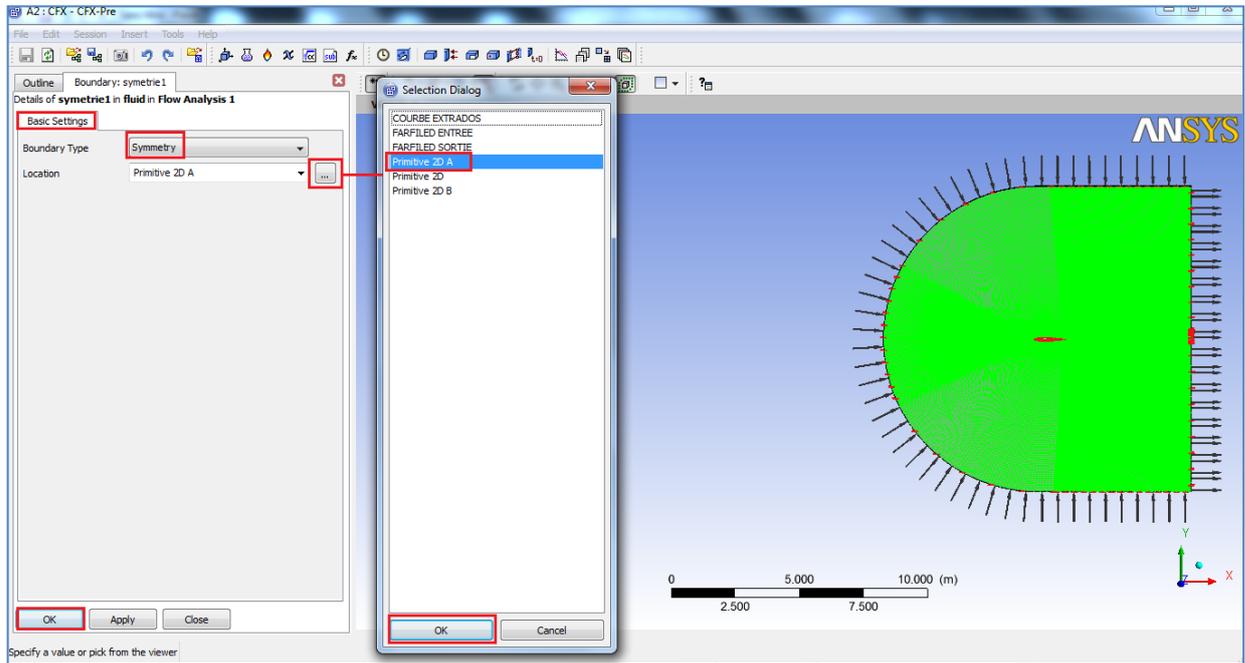


Figure III.25 – Spécification de la condition aux faces

On refait la même chose pour **Primitive 2D B** mais on le nome **Symetrie2**.

### III.2.4 Solver control

1. On double clique sur **Solver Control** trouvant dans l'arbre d'ensemble **Outline Tree**
2. On fixe **Residual Target** a **1e-4**.
3. On clique sur **OK**.

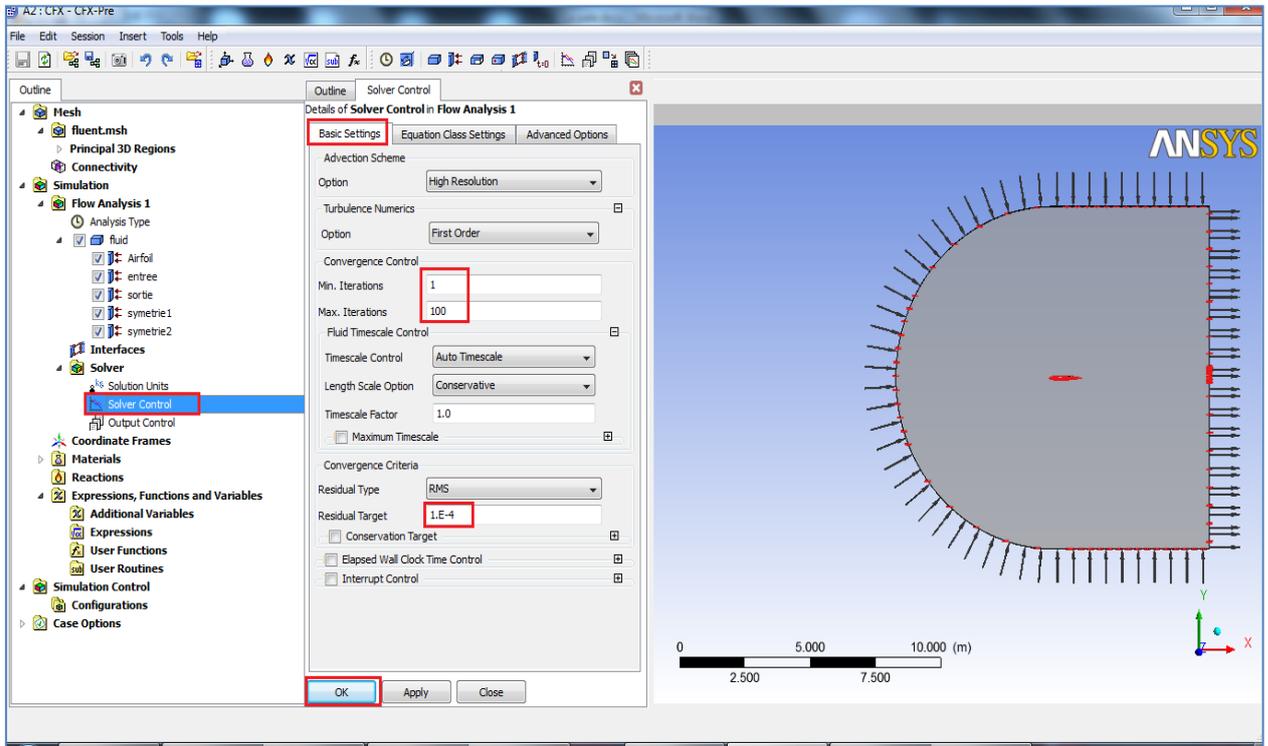


Figure III.26 – Réglage des commandes des résidus

### III.2.5 Solver Manager

1. On ferme **CFX-Pre** et on passe à la fenêtre de projet **Workbench**
2. On sauvegarde le projet.
3. Maintenant on double clique sur **Solution** dans le schéma de projet pour démarrer le **Solver Manager**.
4. Quant le **Solver Manager** ouvre, on clique sur **Start Run**
5. Quant la solution converge, on ferme le **Solver Manager** et on retourne à la fenêtre de projet.
6. On enregistre le projet.

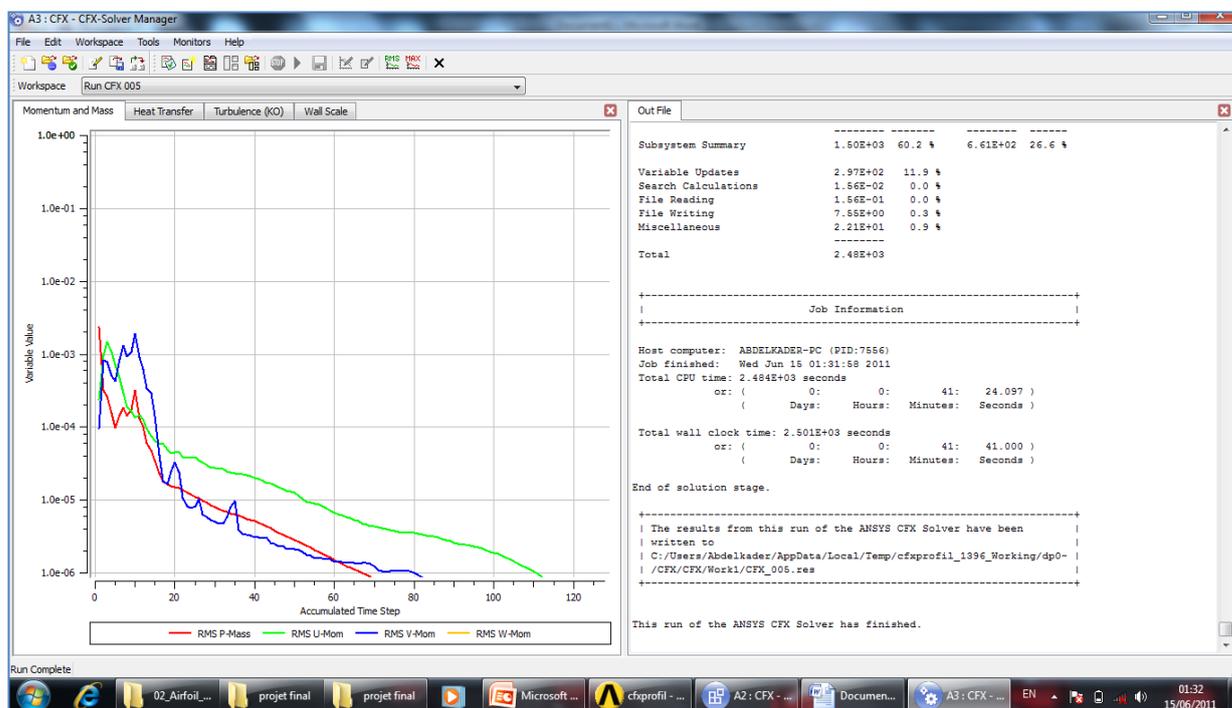


Figure III.27 - L'évolution des résidus

### III.2.6 CFD-Post

On visualise les résultats en **CFD-Post** par le double cliquage sur **Resultats** trouvé dans le **schéma de projet** dans le **Workbench**.

1. pour insérer le contour de pression statique on clique sur  et on le nomme **Contour1**.
2. on clique sur  , après on sélectionne **Symetrie1** .
3. on fixe **Variable** à **Pressure**.
4. on clique sur **Apply**.

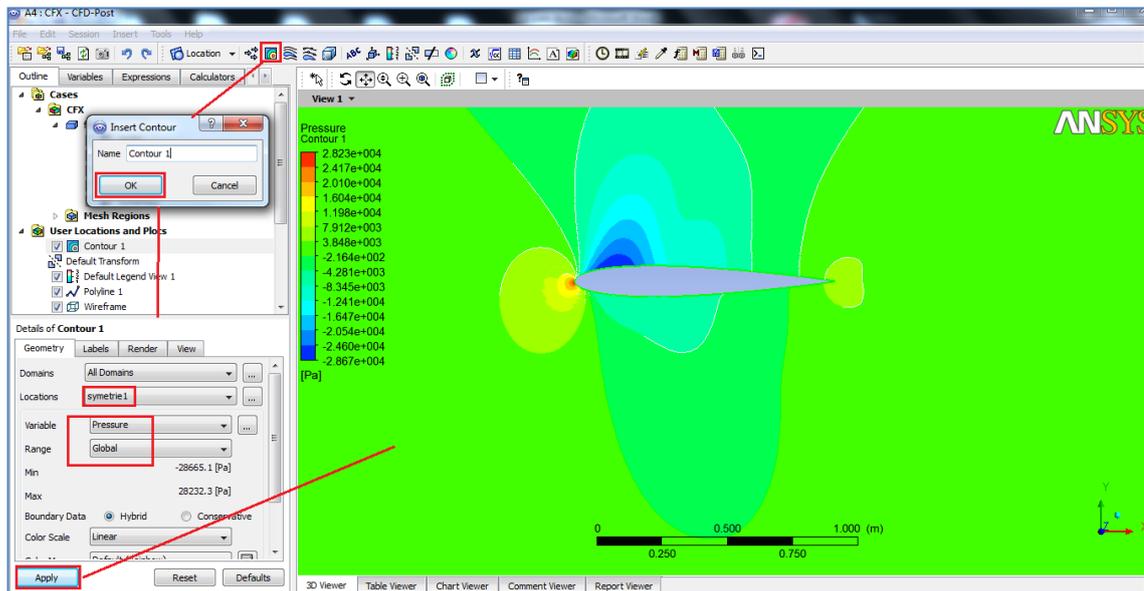


Figure III.28 – Insertion de contour de pression statique

Pour dessiner la courbe qui représente la distribution de coefficient de pression autour de profil alors on est obligé de créer des variables  $C_p$ , alors qu'on suit les étapes suivantes.

On crée une **Polyline** en utilisant **Insert > Location > Polyline** et on laisse son nom par défaut **Polyline1**, puis on choisit **Boundary Intersection** sous **Method** et on fixe **Boundary** à **Airfoil** et **Intersect With** à **Symetrie1**.

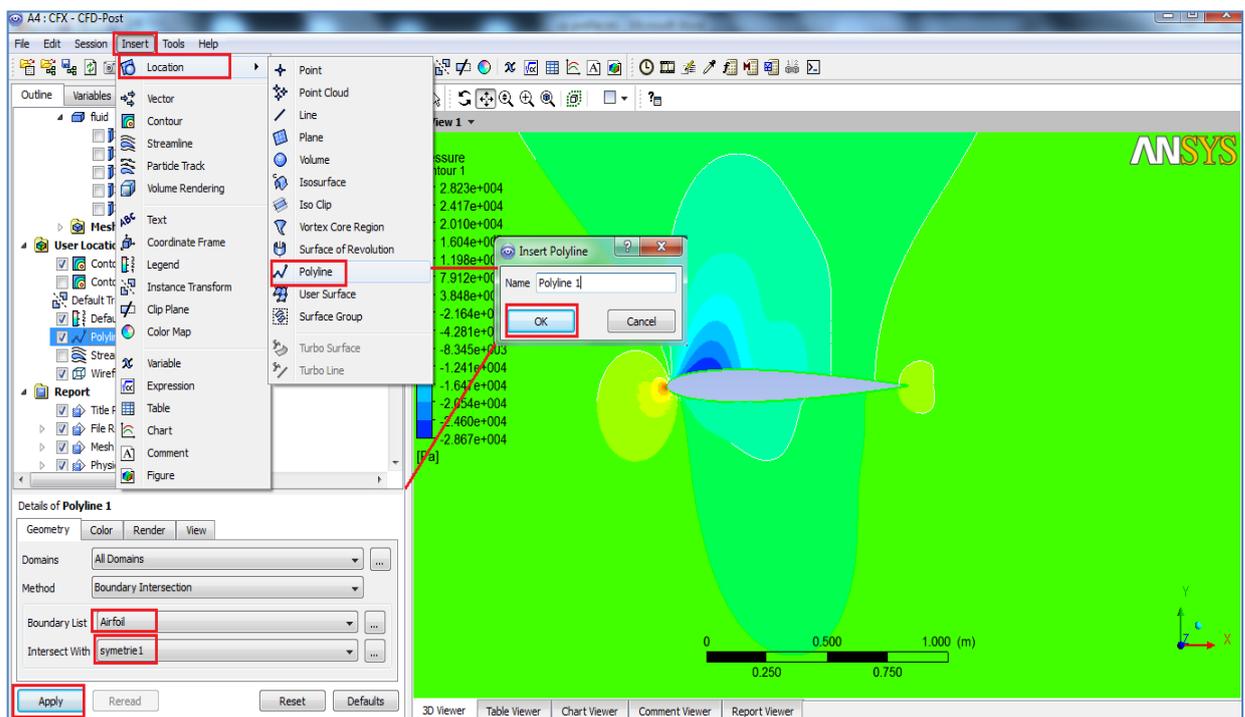


Figure III.29 – Insertion d'une POLYLINE

On crée maintenant les expressions, on clique sur **Expression** et on le nomme **U** (vitesse uniforme) et on entre **236.1458 [m s<sup>-1</sup>]** sous l'option **Définition**, puis on clique **Apply**, ensuite par la même procédure on crée une nouvelle expression appelée **cP** et on entre **Pressure/(0.5\*massFlowAve(Density)@entree\*U<sup>2</sup>)** sous **Définition** et on clique **Apply**.

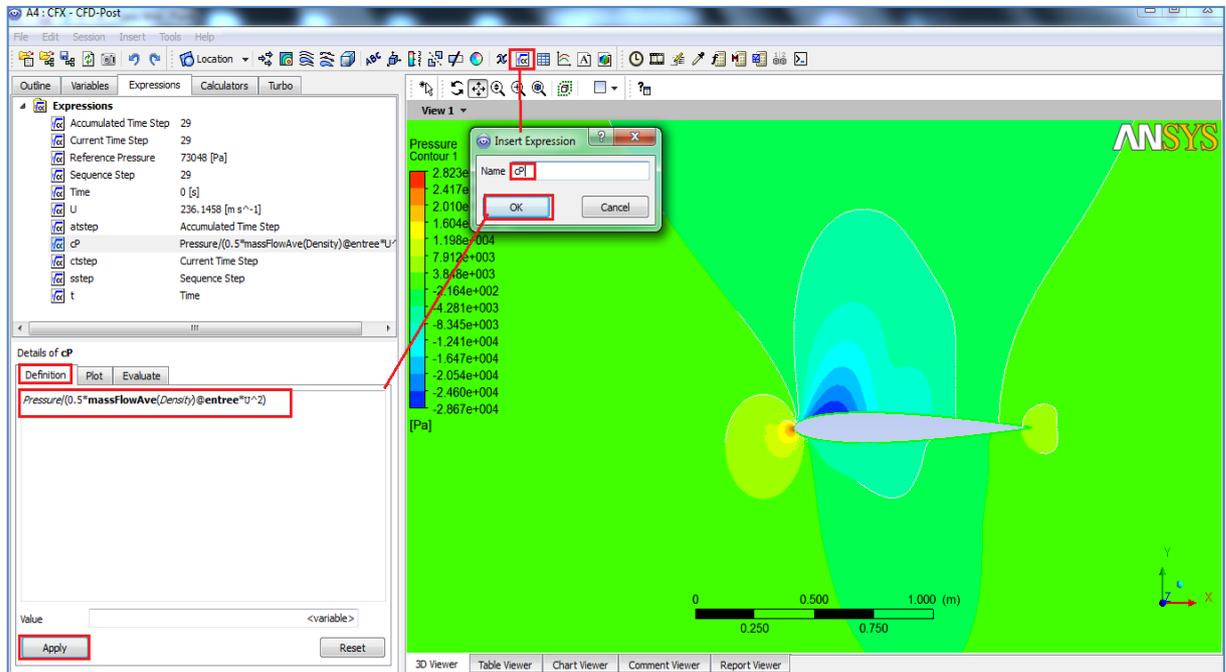


Figure III.30 – Insertion d'une expression

On insère un nouveau variable appelé **CP** en utilisant **Inset > Variable**, et on fixe **Method** à **Expression** et on sélectionne **cP**, puis on clique **Ok**.

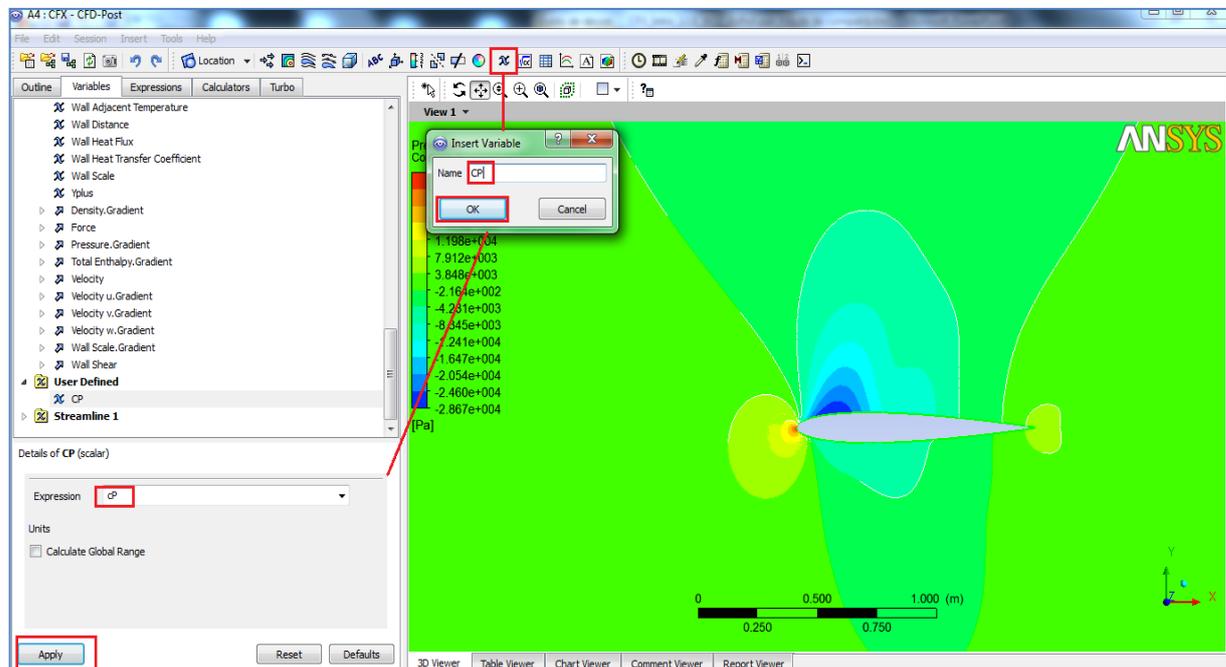


Figure III.31 – Insertion de variable

Et pour régler les paramètres de graphique on utilise l'option **Insert > Chart**, sous l'onglet **General**, on fixe **XY** sous **Type**, puis sous l'onglet **Data Series** on ouvre une nouvelle **Serie**, on fixe location à **Polyline1**, sous l'onglet **X Axis** on change Variable à **X**, et sous l'onglet **Y Axis** on change le variable à **CP** et on clique **Apply**.

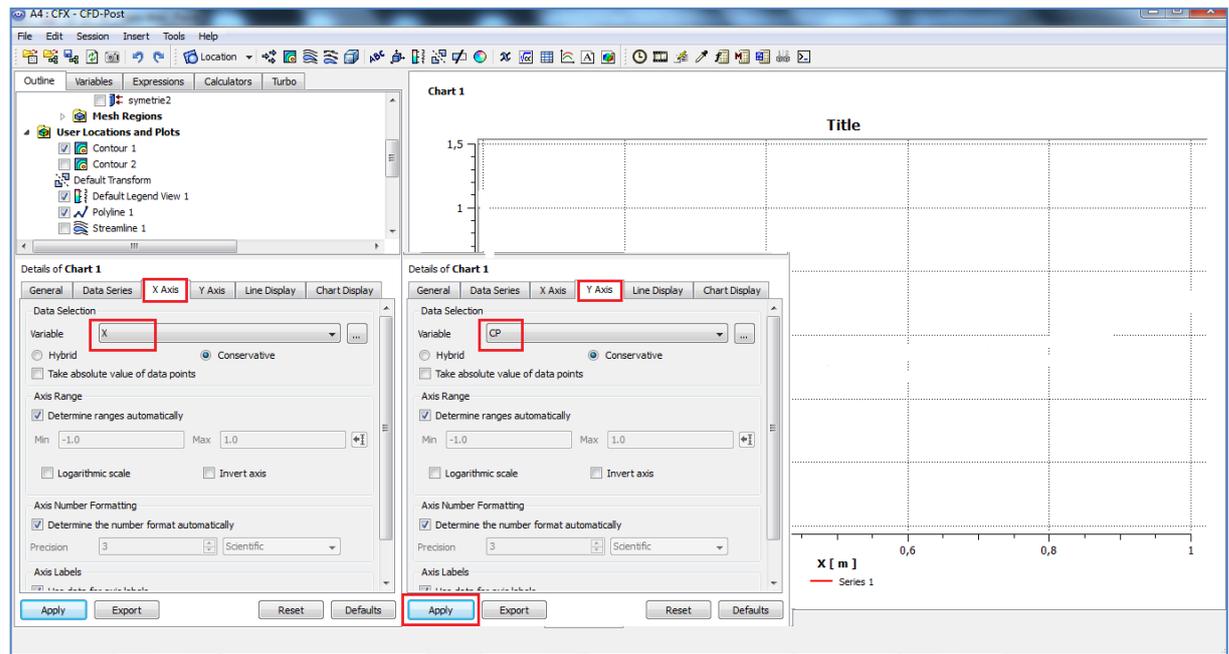
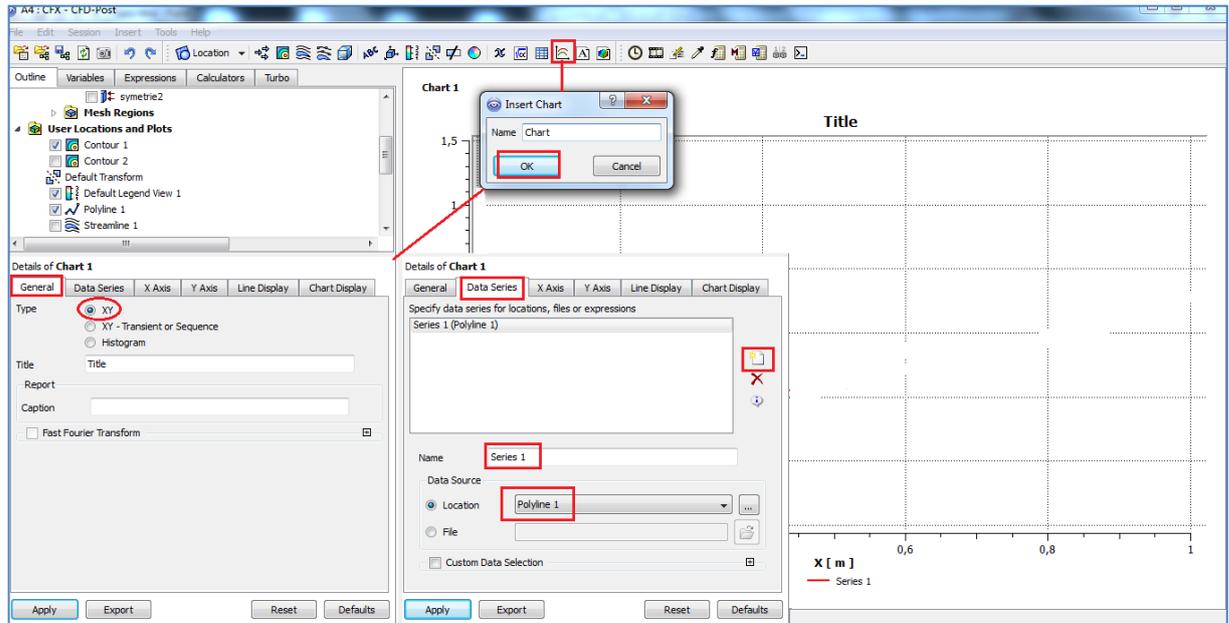


Figure III.32 – Procédure à suivre pour le dessin de la courbe des coefficients de pression

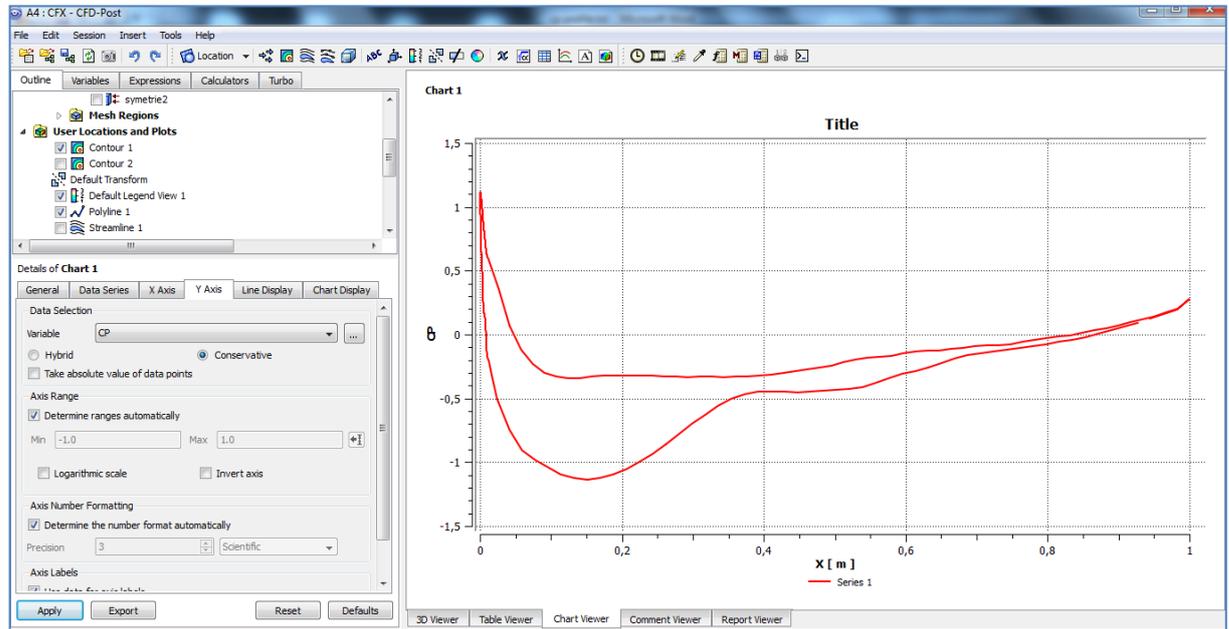


Figure III.33 – La courbe des coefficients de pression

Et pour exporter les coordonnées de coefficient de pression en fonction de x (x(m), Cp) on clique sur **Export** et on choisit text (\*.dat) sous **Files of Type**.

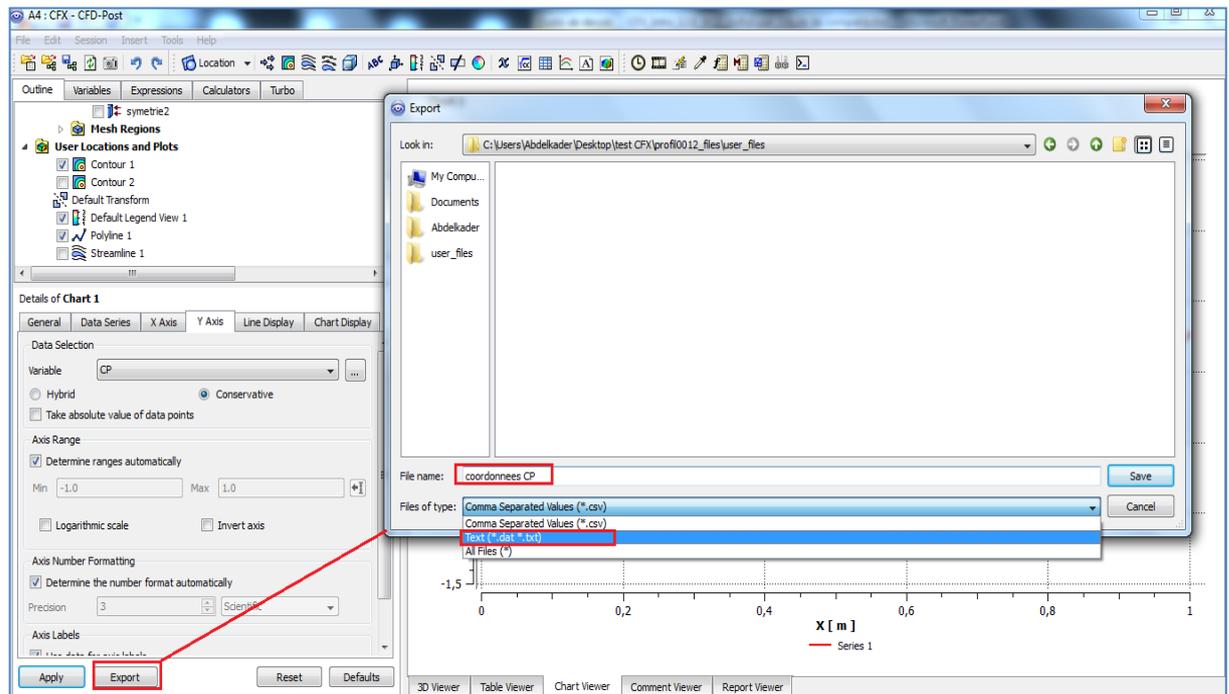


Figure III.34 – Exportation de fichier des coordonnées (x(m), Cp)

### VI.2.7 Validation du travail réalisé avec ANSYS CFX 13

Pour valider notre travail, on compare la courbe de coefficient de pression obtenue par **ANSYS CFX 13** avec celle de l'expérimentale faite au centre de recherche **Ames** de la **NASA**.

On trouve que les courbes sont presque confondues, alors on peut dire que notre installation de l'outil (**ANSYS CFX 13**) est validé et on peut compte sur notre **ANSYS CFX 13** installé sur nos matériels informatiques dans les futures calculs.

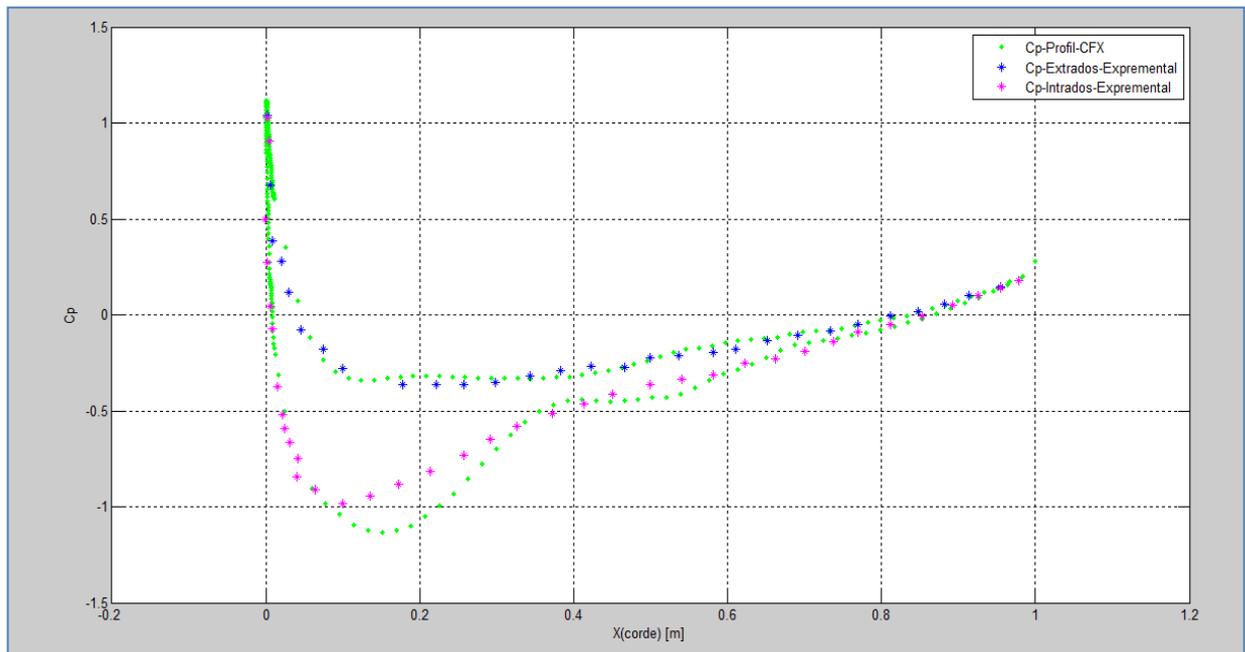


Figure III.35 – Comparaison entre la simulation numérique avec ANYS CFX 13 du profil NACA 0012 avec l'expérimental faite au centre de recherche AMES NASA

### III.3 Simulation numérique de profil NACA 0012 avec ANSYS FLUENT 13

#### III.3.1 Lancement du Fluent sous Workbench :

- 1) On lance le Workbench de **ANSYS 13** et on sauvegarde le projet sous un nom
- 2) Dans la boîte d'outil on choisit le menu système de composants après on double clique sur **FLUENT** pour qu'il s'ouvre au schéma de projet, deux choix vont apparaitre :
  - a- Configuration
  - b- Solution
- 3) On lance le **FLUENT** et on double clique sur configuration.
- 4) On choisit **2D** sous **Dimension** et on clique **OK**.

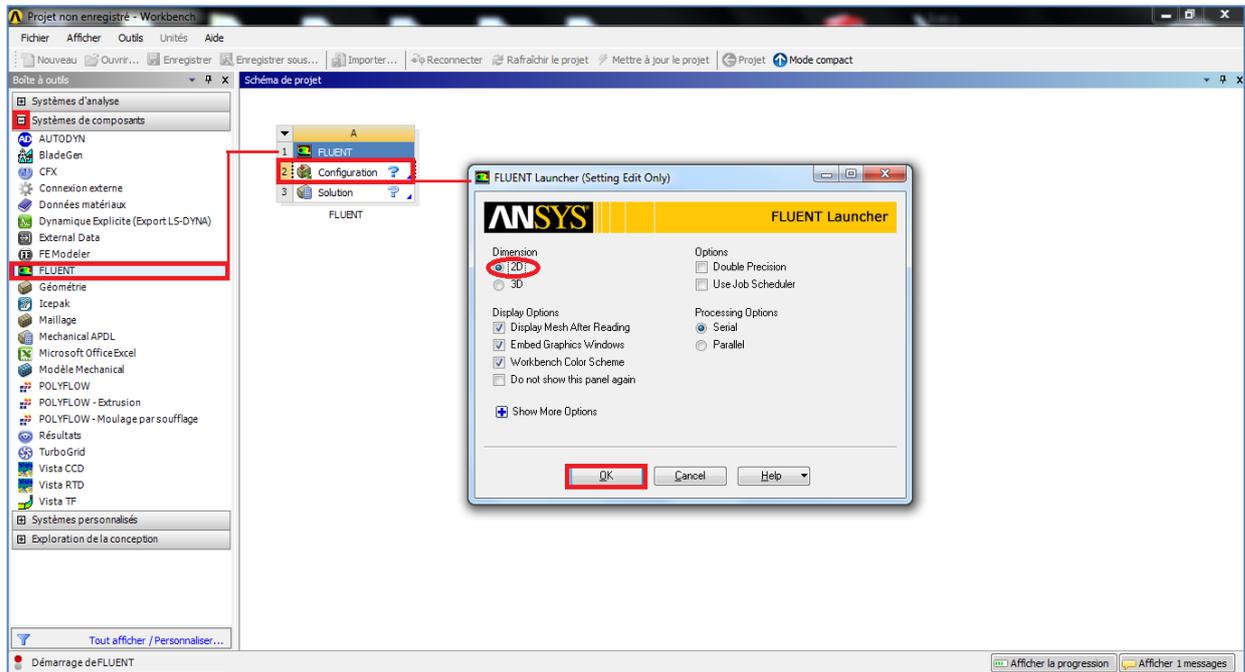


Figure III.36 – Lancement d'ANSYS FLUENT13 dans le Workbench.

### III.3.2 Importation du maillage :

1. Sous le menu **File** de Fluent on sélectionne **Import > Mesh**
2. On appelle au fichier de maillage généré par **ANSYS ICEM CFD 13** et on clique **OK**.
3. Après la lecture de maillage on le contrôle par **Mesh>Check option** Ou par l'utilisation de **Check** sous **Problem Setup > General**. Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.
4. On sélectionne **Density-Based** (compressible) et **Steady** (permanent) trouvant dans **Problem Setup > General > Solver**.

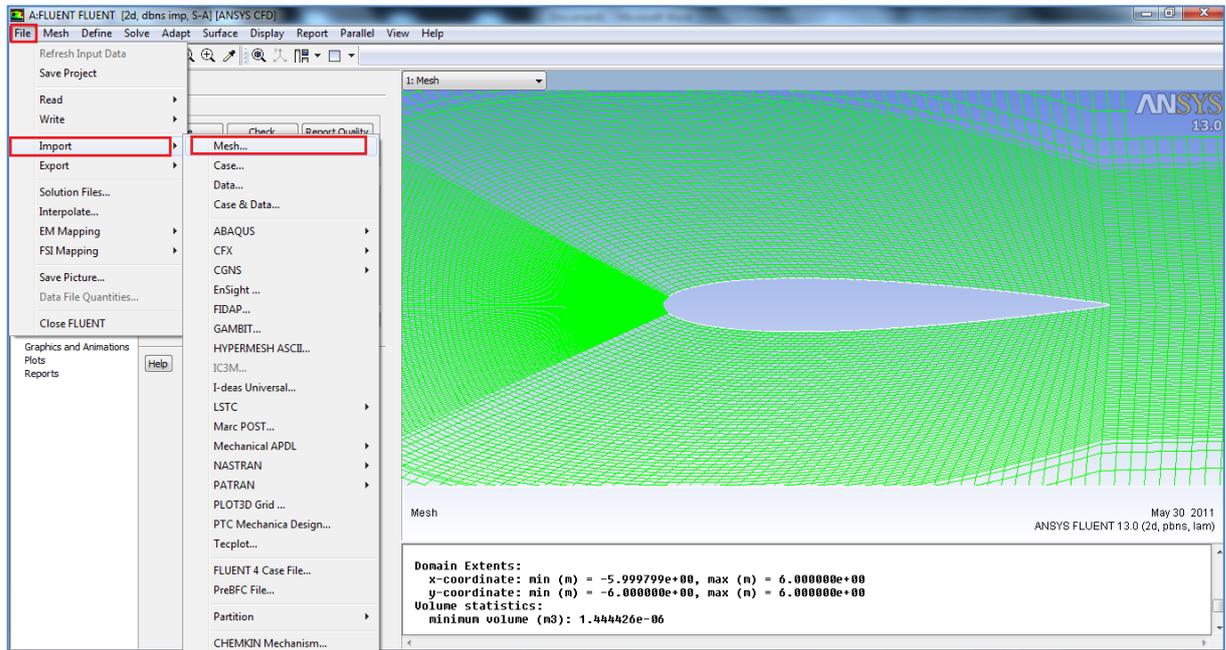


Figure III.37 – Importation de maillage dans l'ANSYS FLUENT 13

### III.3.3 Choix du Models

On spécifie l'écoulement turbulent de model **Sparlart-Allmaras** (1eqn) utilisant **Problem Setup > Models > Viscous** On double clique sur la dernière et on sélectionne **Sparlart-Allmaras** (1eqn) puis on choisit l'option **Strain/Vorticity Based** et on clique **OK**.

On active l'équation d'énergie car l'écoulement est compressible cliquant sur **Energy > On**

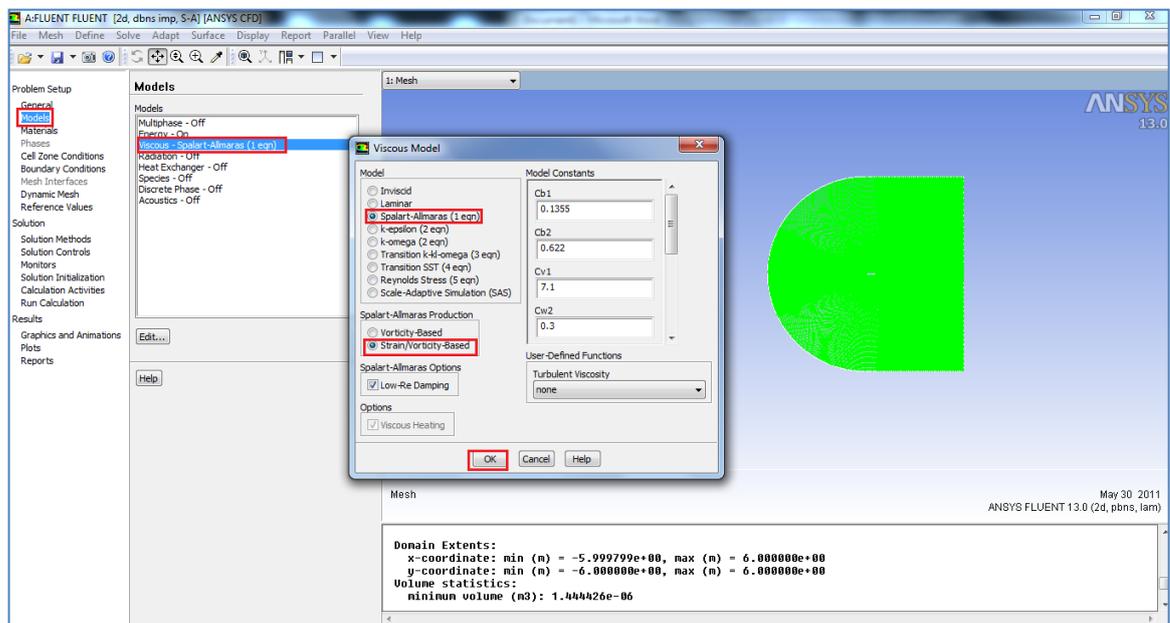


Figure III.38 – Fixation de modèle de la turbulence

### III.3.4 La matière (*Materials*)

On définit la matière en utilisant **Problem Setup > Materials**

1. On clique sur **Air** pour ouvrir la fenêtre **Create/Edit Materials**
2. On change **Density** à **Ideal-Gas** et **Viscosity** à **Sutherland** veut dire que le gaz est obéie a la loi de la température.
3. On clique sur **Change/Create**.

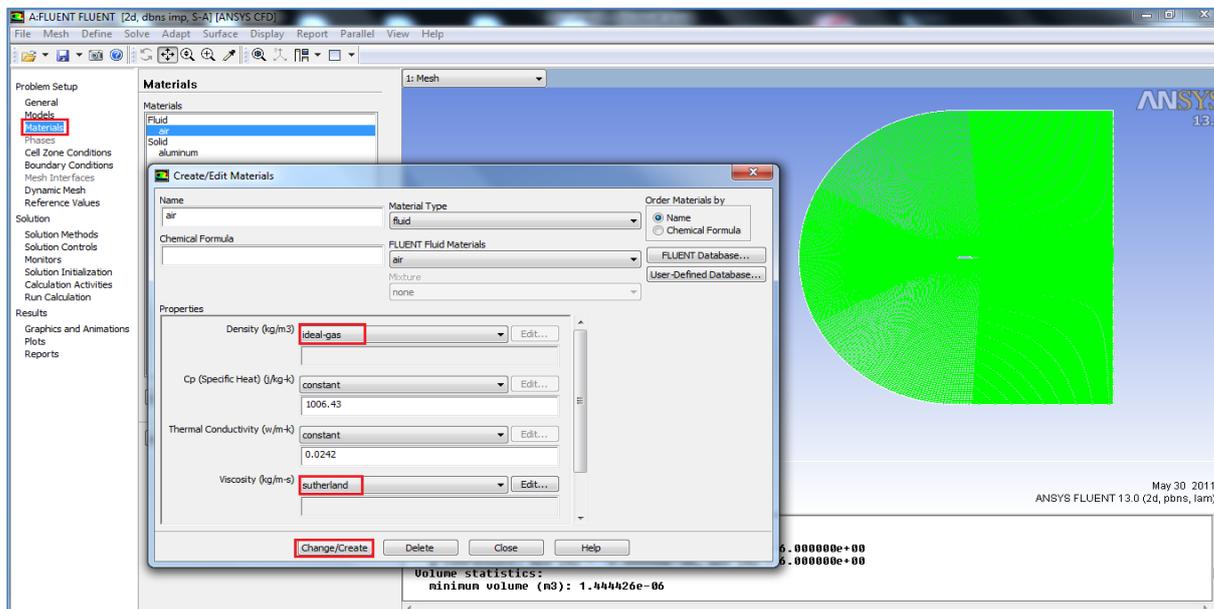


Figure III.39 – Définition de la nature de fluide

### III.3.5 La condition de zone (*Cell Zone Conditions*)

Sous **Problem Setup > Cell Zone Conditions** on clique sur **Operating Conditions...** et on fixe **Operating Pressure (Pascal)** à 0

$$\text{Pression Absolut} = \text{Pression Gaug} + \text{Pression Operating}$$

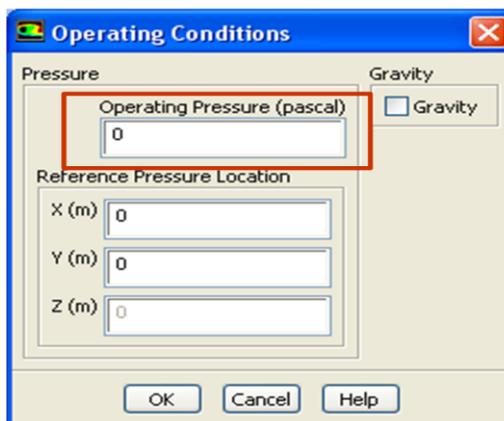


Figure III.40 – Operating pressure

### III.3.6 Les conditions aux limites (Boundary Conditions)

#### III.3.6.1 La condition d'entrée

Pour **Farfield-entrée** on choisit le type de condition aux limites **Pressure-Far-Field** et on clique sur **Edit**, puis on entre les valeurs indiquées dans les figures.

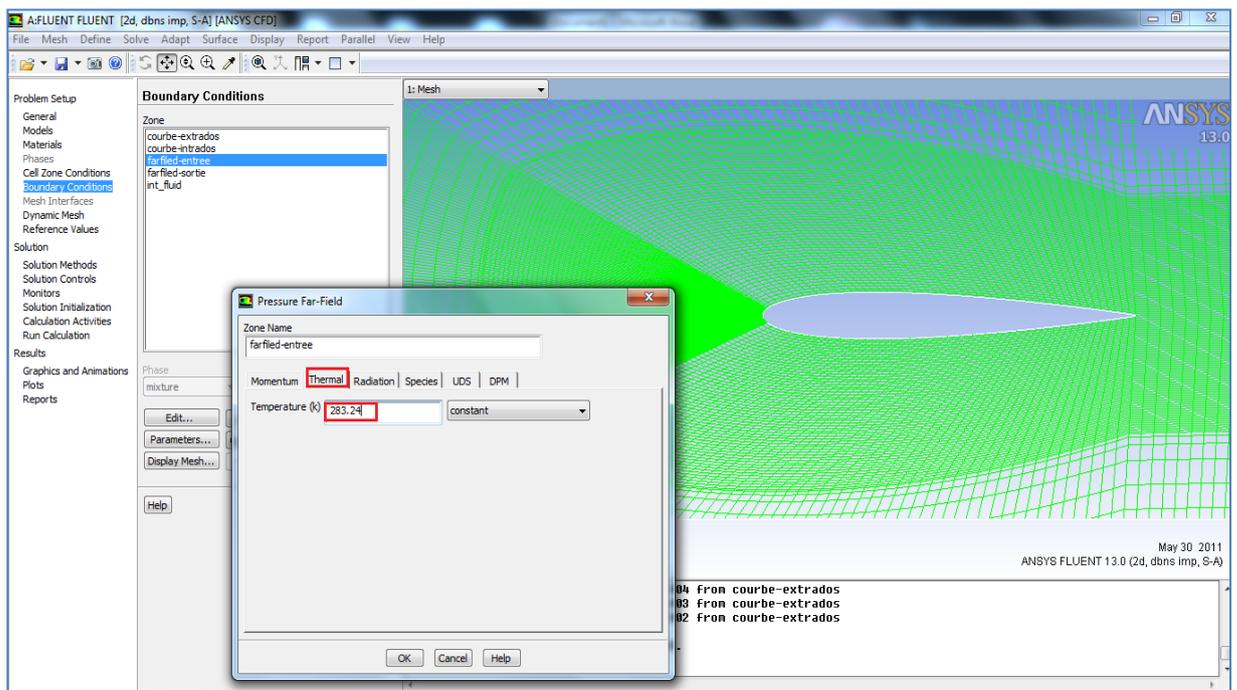
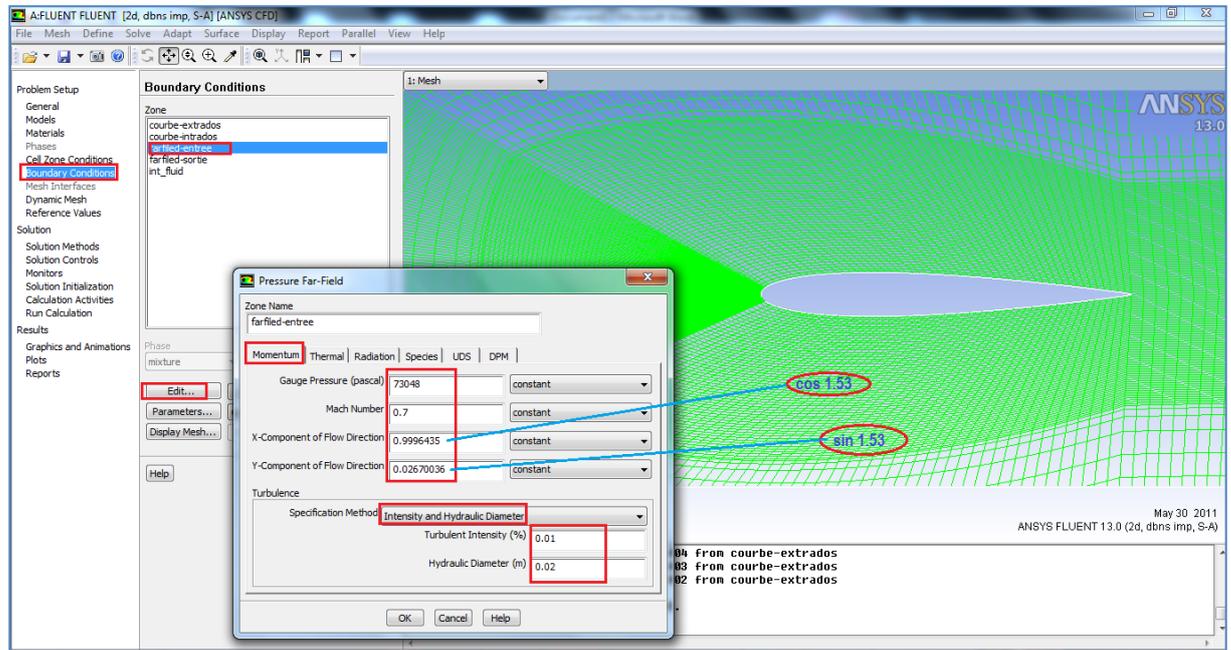


Figure III.41 – Spécification de la condition d'entrée

### III.3.6.2 Condition de sortie

Pour la condition de sortie c'est semblable avec la condition d'entrée. On refait le même travail.

Et pour les autres **Zones**, on laisse les autres paramètres (courbe-extrados, courbe-intrados) par défaut (sont définies comme **Wall**).

### III.3.7 Reference values

On prend les paramètres d'entrée comme des valeurs de références **Problem Setup > Reference values** et on choisit Farfiled-entrée sous **Compute From**.

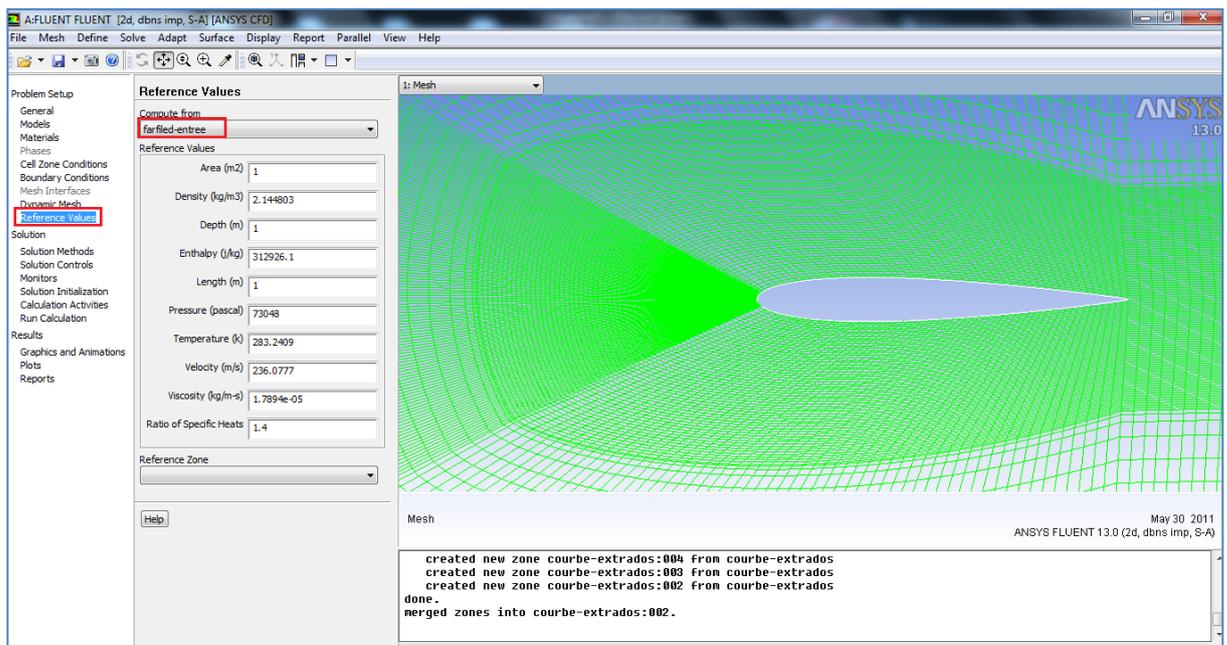


Figure III.42 – Spécification des valeurs de référence

### III.3.6.8 Commande de la solution (Monitors)

Pour la commande des résidus on utilise **Solution > Monitors**

- a. On double clique sur **Residuals**.
- b. On active **Plot** sous **Options**.
- c. On spécifie le critère de convergence absolu (**Absolute Criteria**) à **1e-3**.

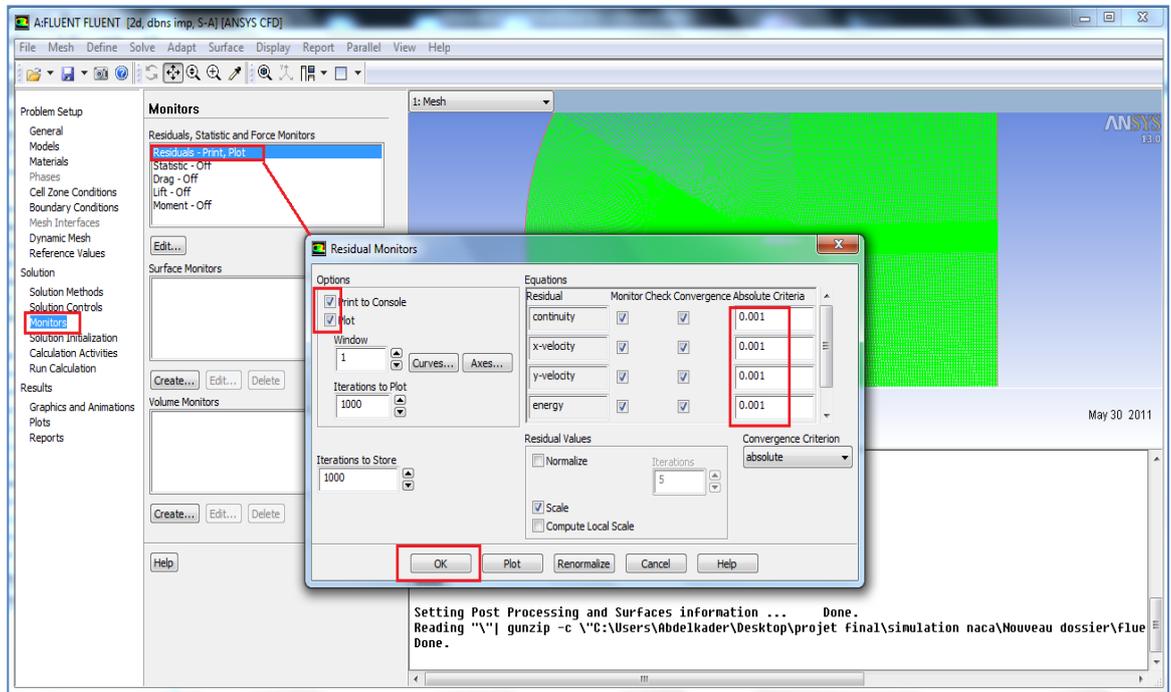


Figure III.43 – Commande des résidus

### III.3.6.9 Initialisation de la solution (*initialization*)

On utilise **Solution > Monitors > Solution Initialization**

- 1) On sélectionne **Farfield-entree** sous **Compute From**
- 2) On clique sur **Initialize** pour initialiser la solution.

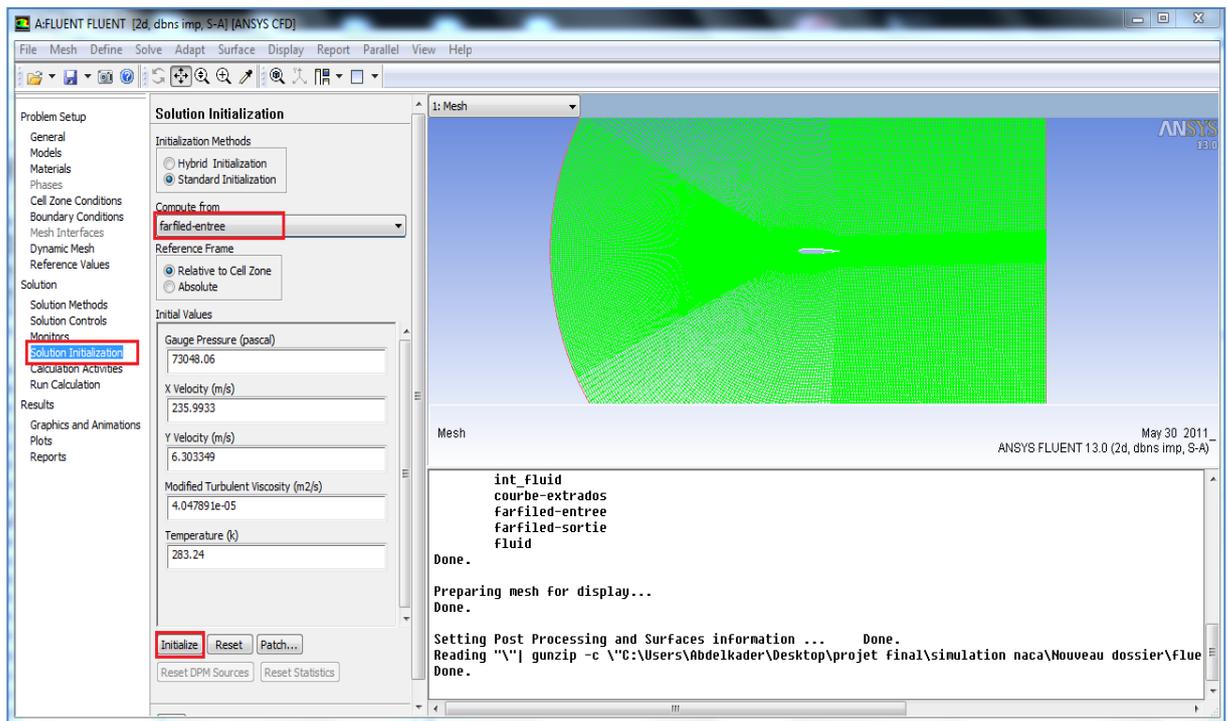


Figure III.44 – Initialisation de la solution

### III.3.6.10 Lancement de calcul

- Pour démarrer la solution on utilise ***Solution >Run Calculation***
- On entre 1000 pour le nombre maximal d'itérations ( ***Number of Iterations*** ) et on active ***Solution Steering*** et on choisit ***Transonic*** sous ***Flow Type*** et on clique sur ***Calculate***.

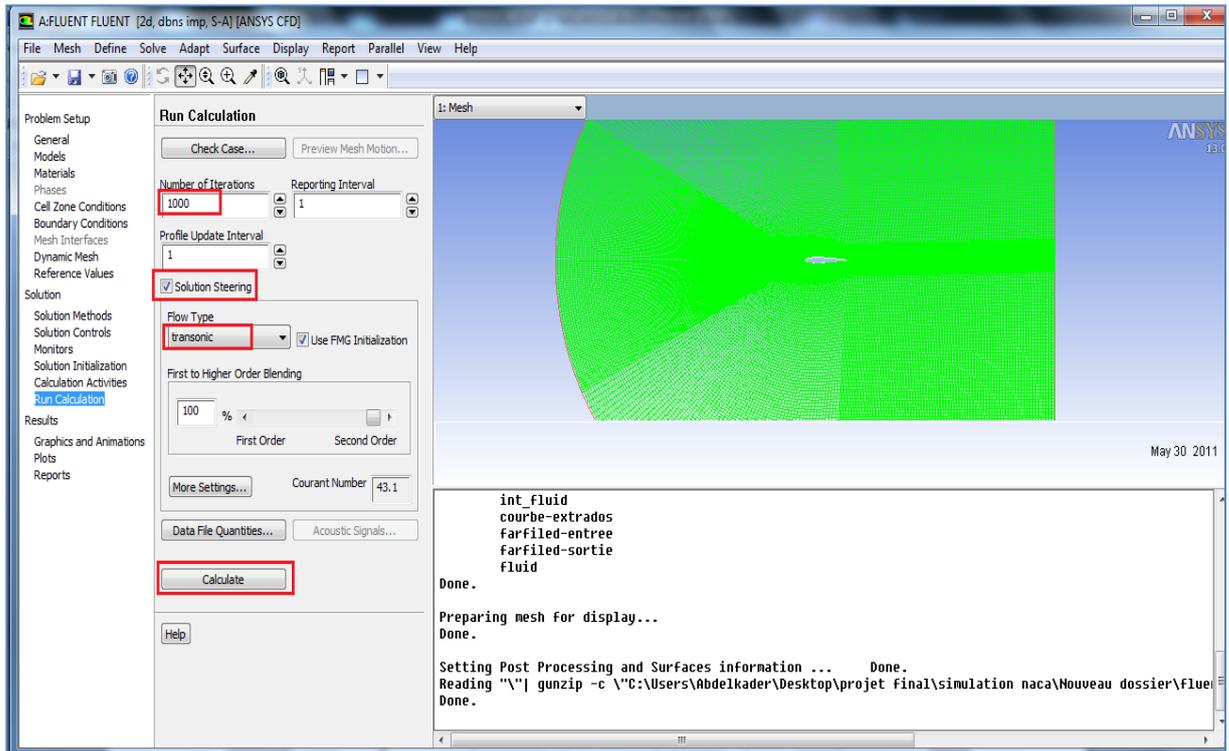


Figure III.45 – Lancement de calcul de la solution

### III.3.6.11 Visualisation des résultats

Pour la visualisation de contour de pression statique sur le profile on utilise ***Display > Graphics and Animations*** et on double clique sur Contours une nouvelle fenêtre s'ouvre on sélectionne ***Pressure*** sous ***Contours of*** et ***Static Pressure*** en suite on clique sur ***Display***.

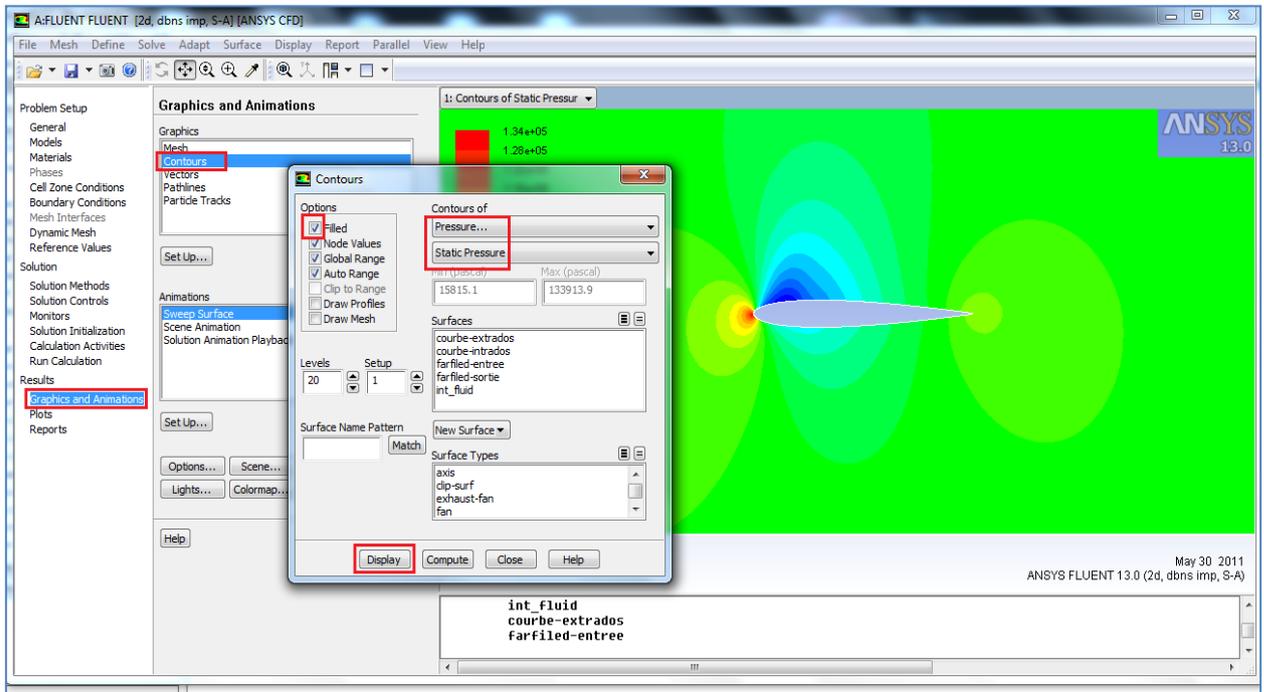


Figure III.46 – Procédure à suivre pour la visualisation de contour de pression

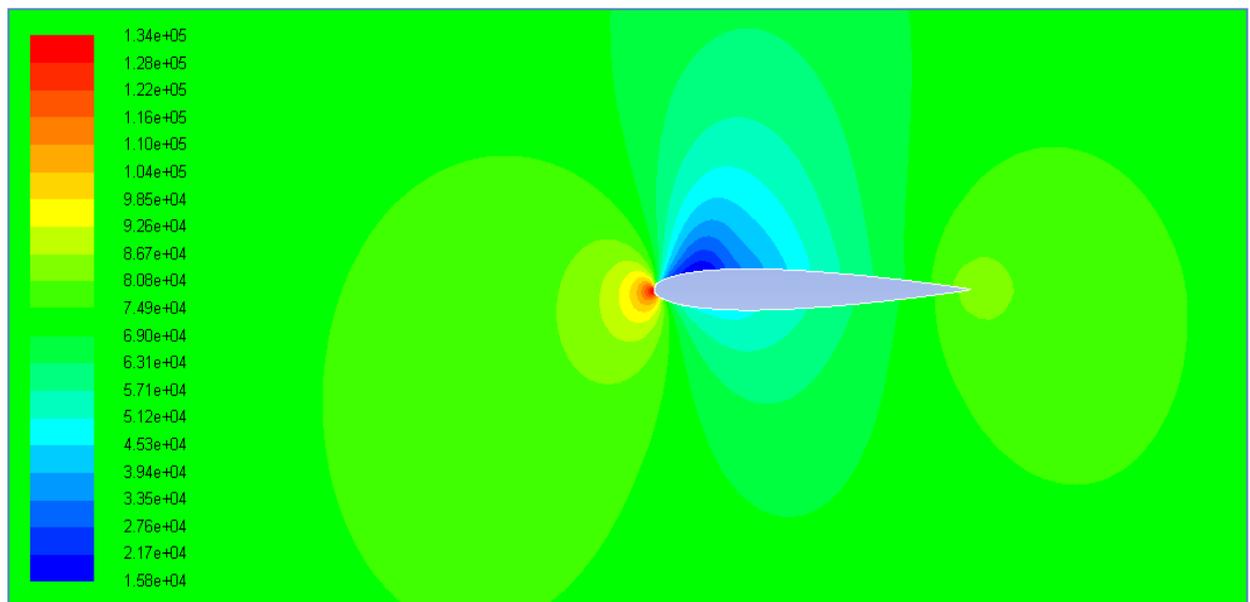


Figure III.47 – Contour de pression statique autour de profil

Et pour la visualisation des courbes de coefficient de pression sur l’extrados et l’intrados de profil NACA 0012, on clique sur **Plots > XY Plot** et on sélectionne **Pressure** sous **Y Axis Function** et **Pressure Coefficient**, puis on sélectionne “Courbe-extrados” et “Courbe-intrados”, après on clique sur **Plot**.

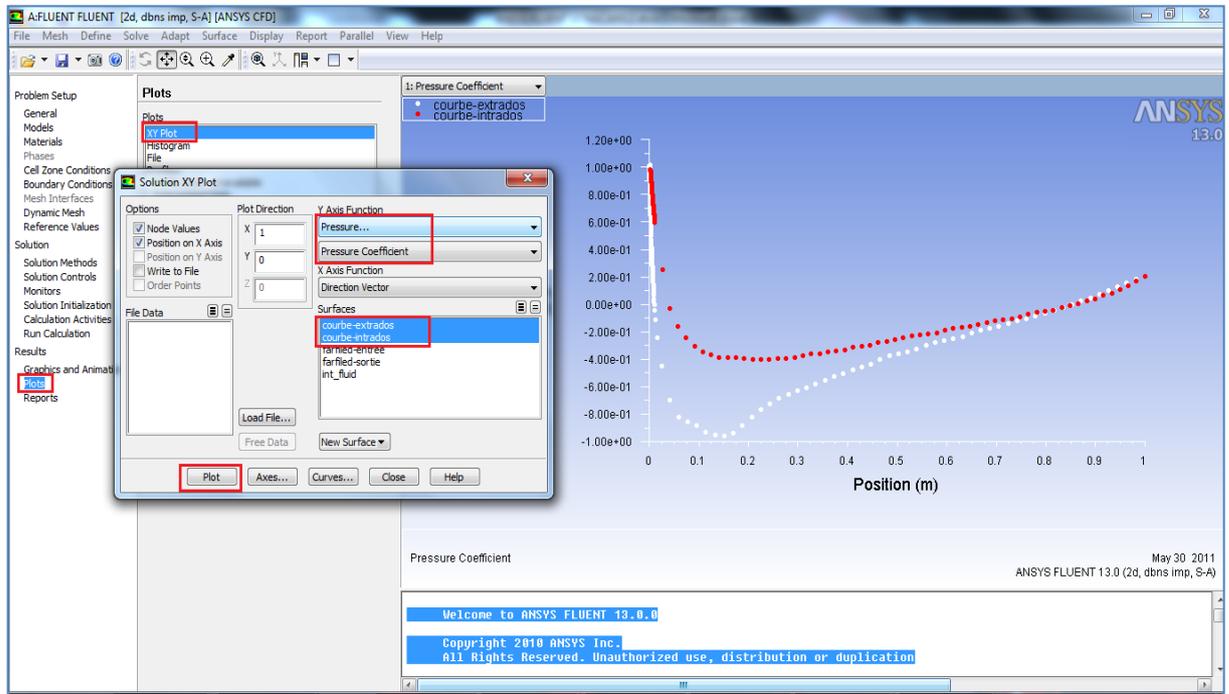


Figure III.48 – Procédure a suivre pour visualiser courbe de coefficient de pression dans ANSYS Fluent 13

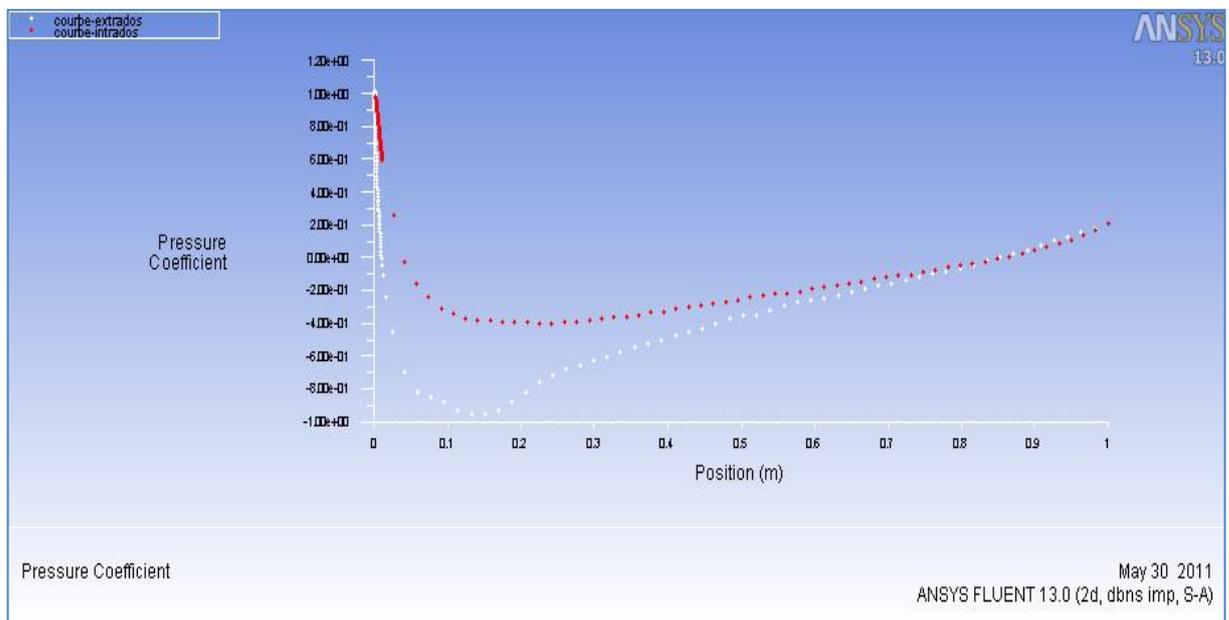


Figure III.49 – Courbe de coefficient de pression dans ANSYS Fluent 13

Et pour exporter le fichier des coordonnées de coefficient de pression sur l'extrados et l'intrados de profil on active **Write To File** puis on clique **Write** et on choisit le lieu d'enregistrement de fichier des coordonnées (x(m), Cp).

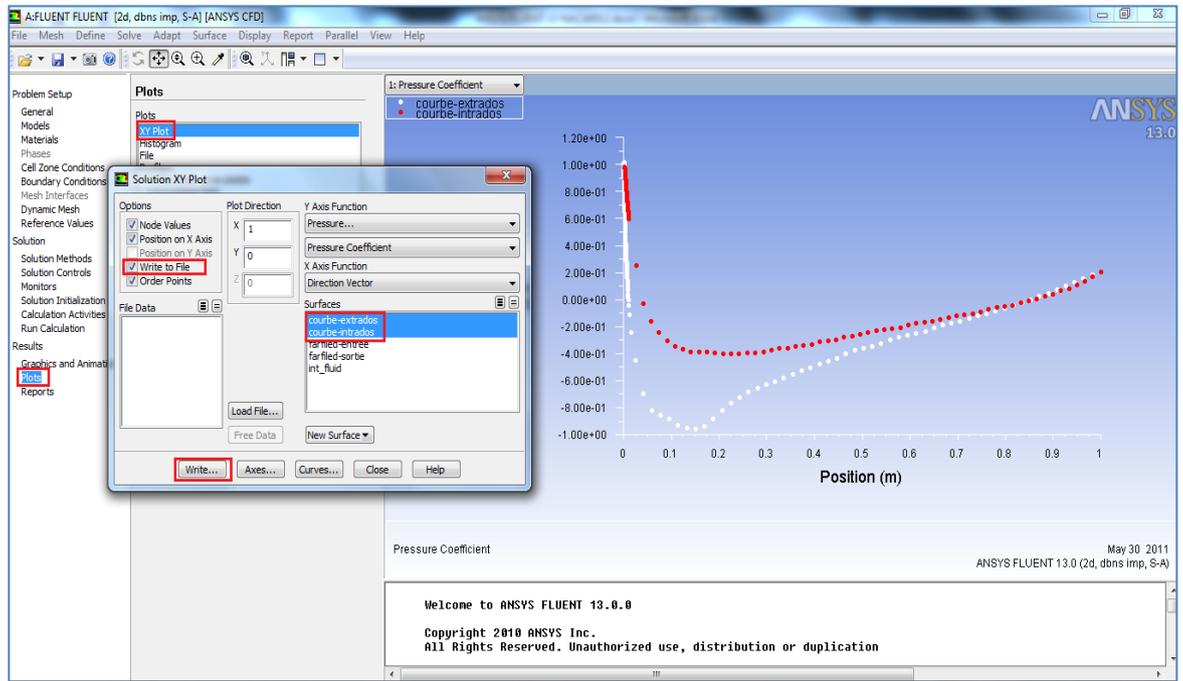


Figure III.50 – Exportation de fichier des coordonnées (x(m), Cp)

### III.3.6.12 Validation du travail réalisé avec ANSYS FLUENT 13

Et pour valider notre travail on compare la courbe de coefficient de pression obtenue par *ANSYS Fluent 13* avec celle de l'expérimental fait aux laboratoires de NASA. On trouve que les courbes sont presque confondues, alors on peut dire que notre outil est validé et on peut compte sur notre *ANSYS Fluent 13* installé sur nos matériels informatique dans les futures calculs.

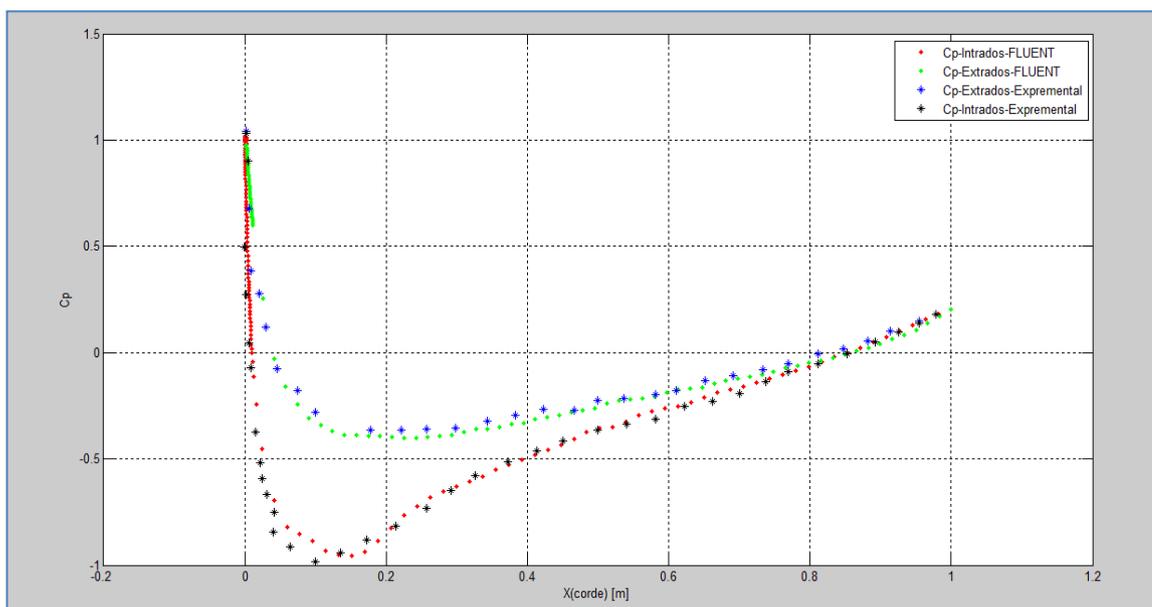


Figure III.51 – Comparaison entre la simulation numérique avec ANSYS FLUENT 13 du profil NACA0012 avec l'expérimental fait au centre de recherche Ames.

**Remarque :** On a vérifié que Les deux cas précédents (test avec *ANSYS CFX 13* et *ANSYS Fluent 13*) sont validés par l'utilisation de maillage 2D de profil NACA généré par le logiciel de maillage *ANSYS ICEM CFD 13*, d'où on peut dire aussi que notre manilleur *ANSYS ICEM CFD 13* est en bon fonctionnement sur notre matériel informatique.

### III.2 Validation de bon fonctionnement des outils CSM (MD Patran et MD Nastran)

Pour valider les outils de travail de calculs des charges structurales, on a choisi le problème de l'RDM suivant :

**Problème:**

Calculer le déplacement d'une poutre a section rectangulaire soumis à une force de 10 livres à son extrémité libre. Ces dimensions du faisceau de 12 "x 1" x 0,1 ". La poutre est construite d'un matériau isotrope avec un module d'élasticité de  $30 \times 10^6$  psi et un coefficient de Poisson de 0,3.

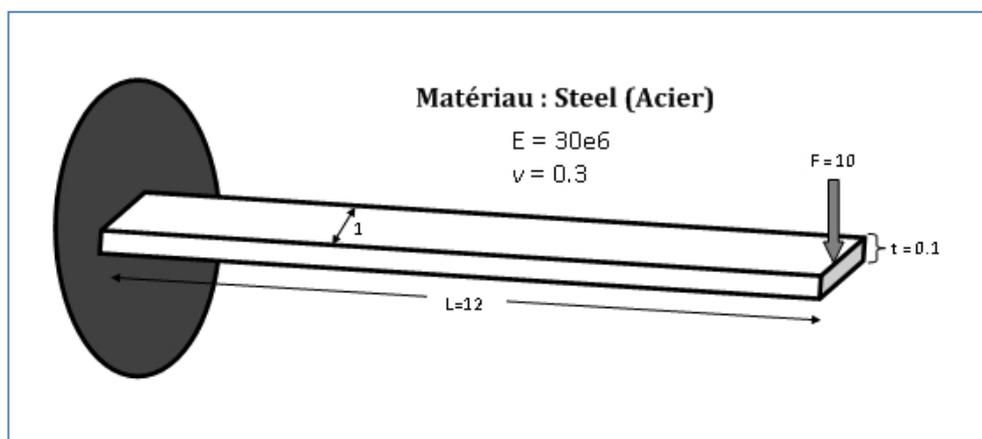


Figure III.52 – La poutre soumise à une force de flexion

**Etape 1 – Création d'une nouvelle base des données Patran (database) :**

- On Clique sur **New** de menu **File**.
- On nomme la nouvelle base des données comme : **Poutre\_Flexion**, puis on clique **OK**.

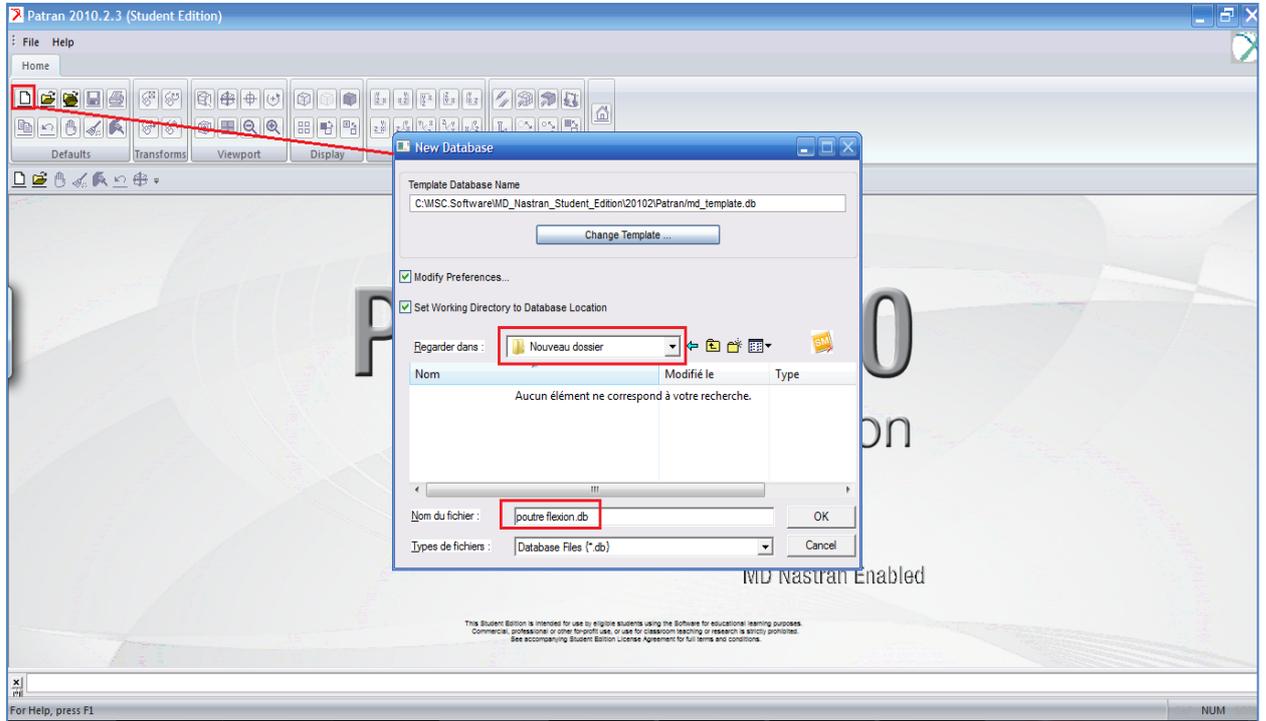


Figure III.53 – Création d’une nouvelle base des données Patran

**Etape 2 – Création de la géométrie de poutre a partir des données de problème**

- Sous l’onglet **Geometry**, on clique sur **Surface** et on sélectionne **XYZ**.
- Maintenant on entre les cotes de la surface rectangulaire <12 1 0> sous l’option **Vector Coordinate List**, puis on clique **Apply**

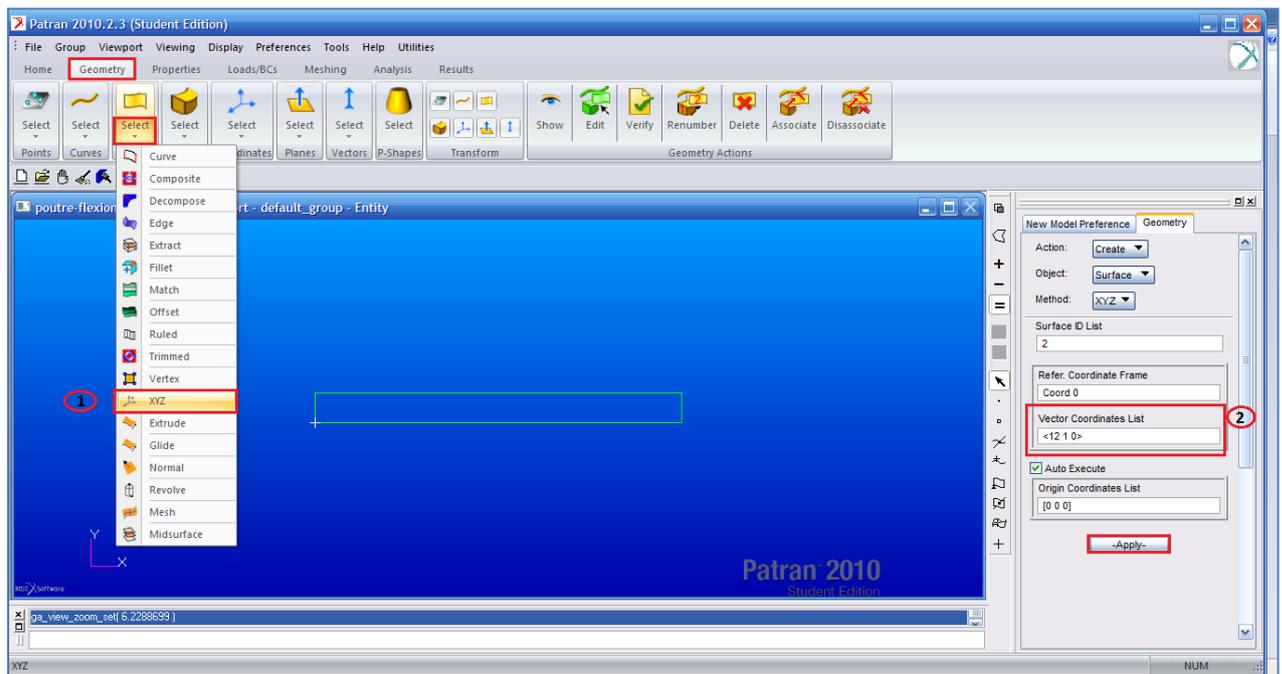


Figure III.54 – Création de la géométrie de la poutre

### Etape 3 – Création du matériau isotrope (Elastic Modulus = $30 \times 10^6$ et Poisson Ratio = 0.3) :

- Sous l'onglet **Properties**, on sélectionne **Isotropic**.
- On entre le nom du matériau (**Acier**), puis on sélectionne **Input Properties**
- On entre le module d'Young ( $30 \times 10^6$ ) et le coefficient de Poisson ( 0.3 ), on clique sur **OK**, puis sur **Apply**..

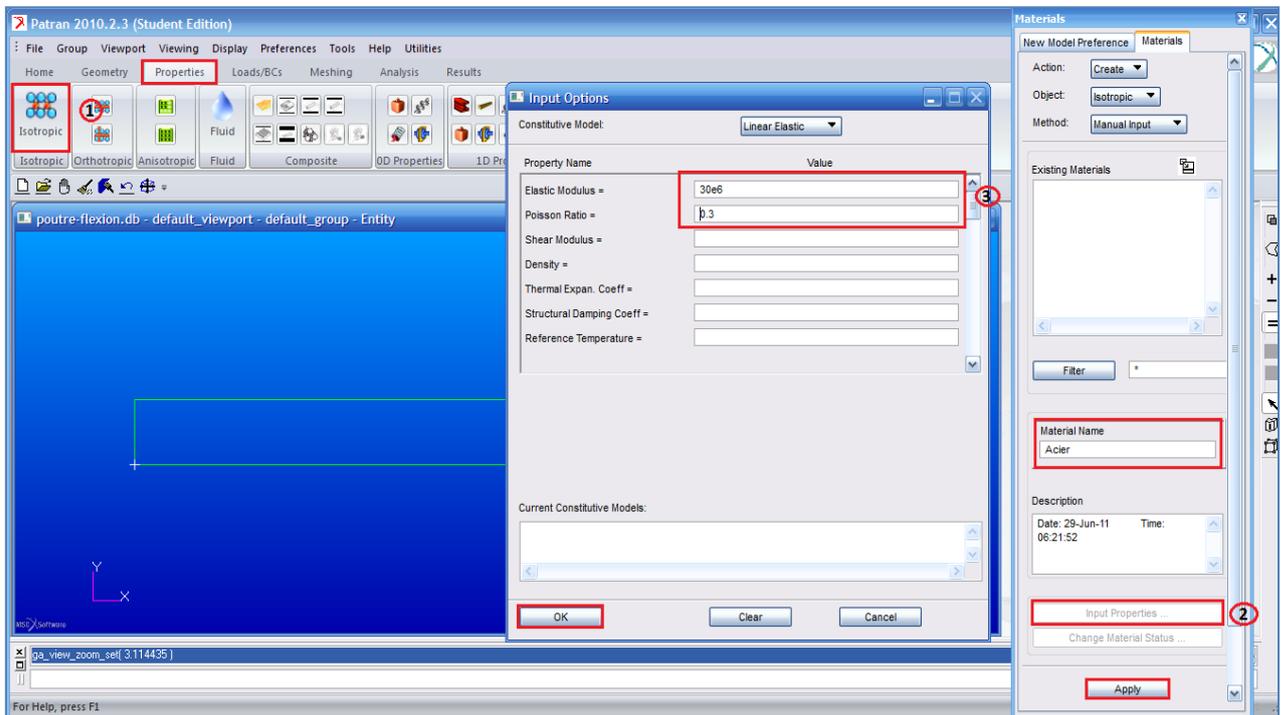


Figure III.55 – Création du matériau isotrope

### Etape 4 – Création de propriétés du surface 2D et application du matériau isotrope au modèle

- On clique sur **Shell** sous la section **2D Properties**.
- On entre un nom de propriété comme : **Plaque\_2D** sous la section **Property Set Name**, puis on clique sur **Input Properties**.
- On clique sur **Select Material** et on sélectionne sur **Acier**. On entre l'épaisseur de la plaque (**Thickness**) comme 0.1, puis on clique **OK**.
- On clique sur **Select Application Region**, puis dans **Select Members**. On sélectionne le bord gauche de la plaque par le curseur de la souris, puis on clique **Add** puis **OK**, et en fin **Apply**.

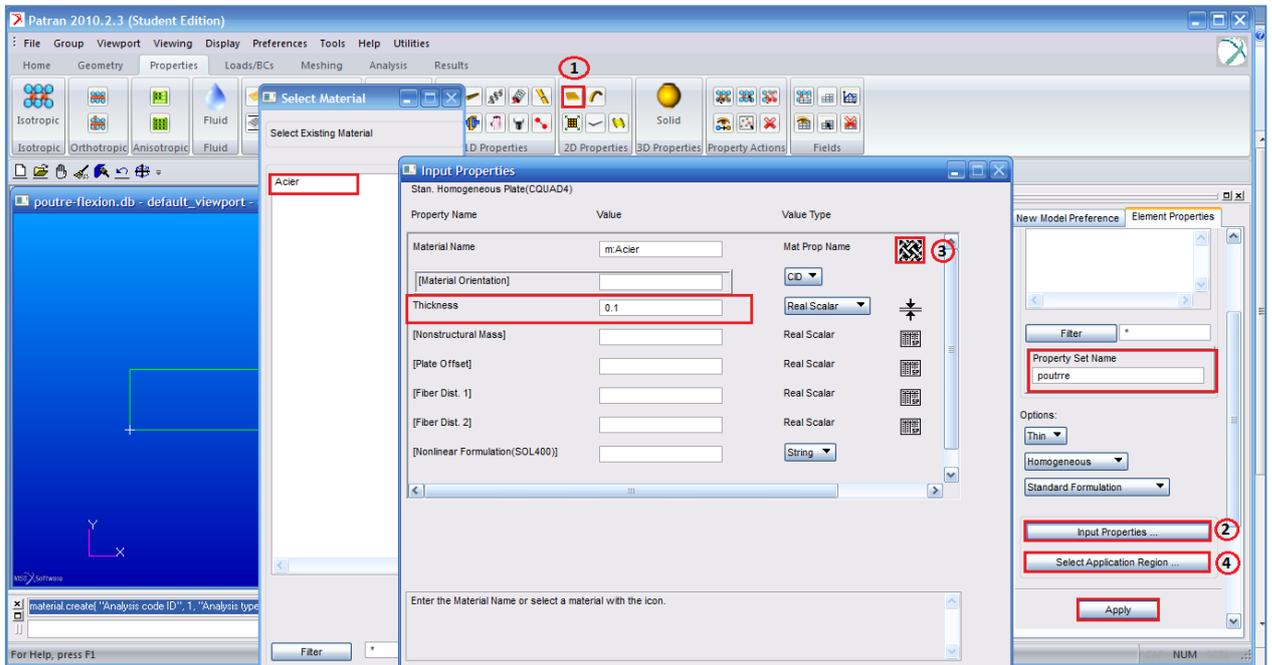


Figure III.56 – Création de propriétés de la surface 2D

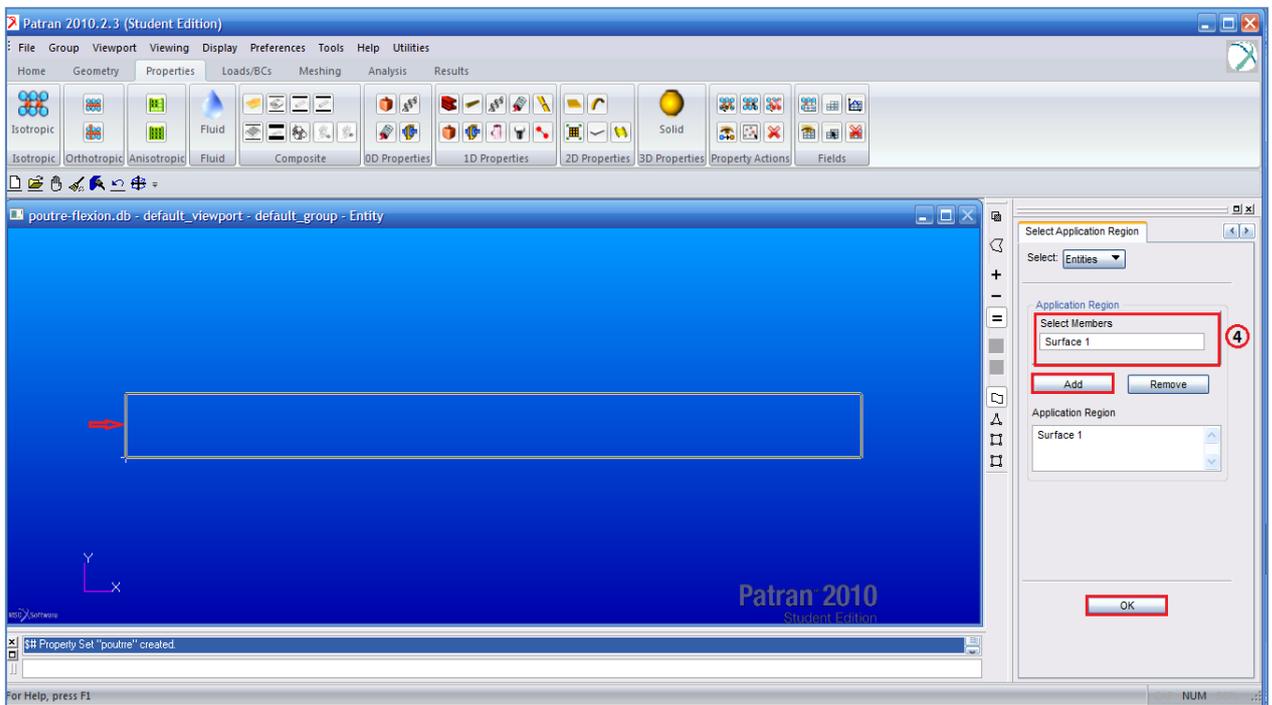


Figure III.57 – Application du matériau isotrope (**Acier**) au modèle

**Etape 5 – Création des conditions aux limites : Annulation tous les degrés de liberté de translation et de rotation à l'extrémité gauche de la poutre.**

- Sous l'onglet **Load/BCs**, on sélectionne **Displacement Constraint**.

- On entre le nom : **Encastrement** dans *New Set Name*, puis on clique sur **Input Properties** ....
- On entre  $\langle 0.0.0 \rangle$  pour *Translations* et  $\langle 0. 0. 0 \rangle$  pour *Rotations*, puis on clique sur **OK**.
- On clique sur **Select Application Region**, et dans *Select Geometry Entries*, et par l'option **Curve or Edge**. On sélectionne le bord gauche de la plaque par le curseur de la souris, on clique sur **Add** puis **OK** et en fin **Apply**.

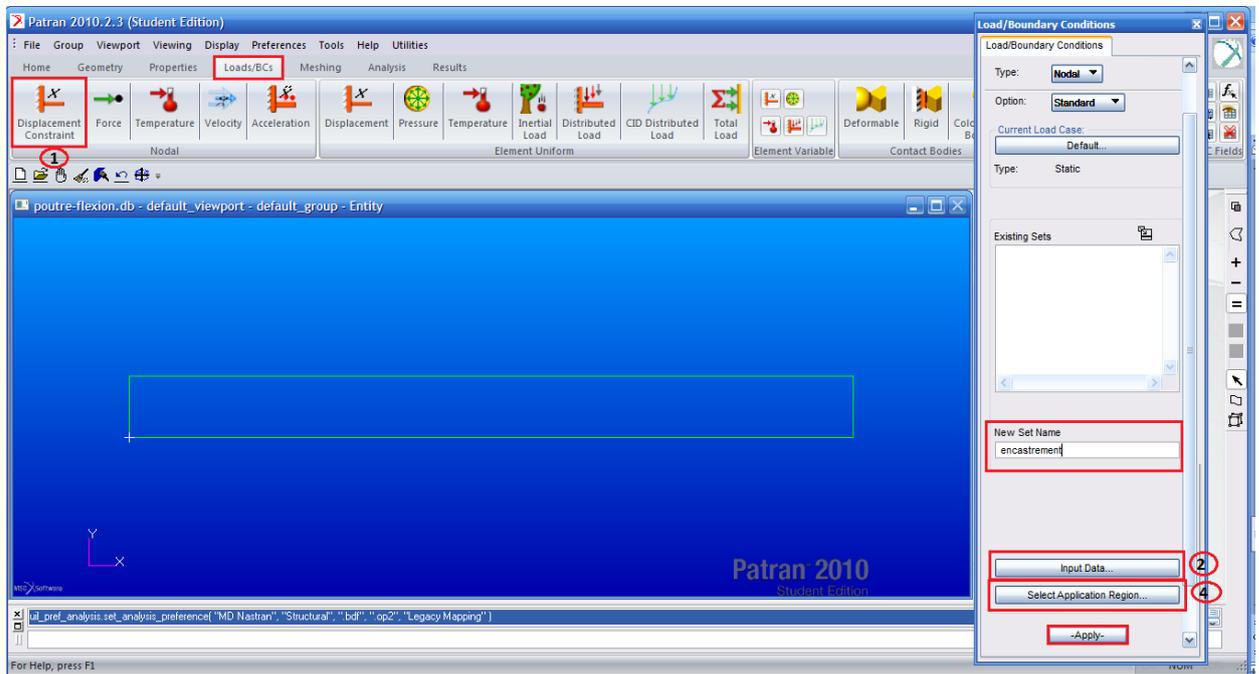


Figure III.58 – Création des conditions aux limites

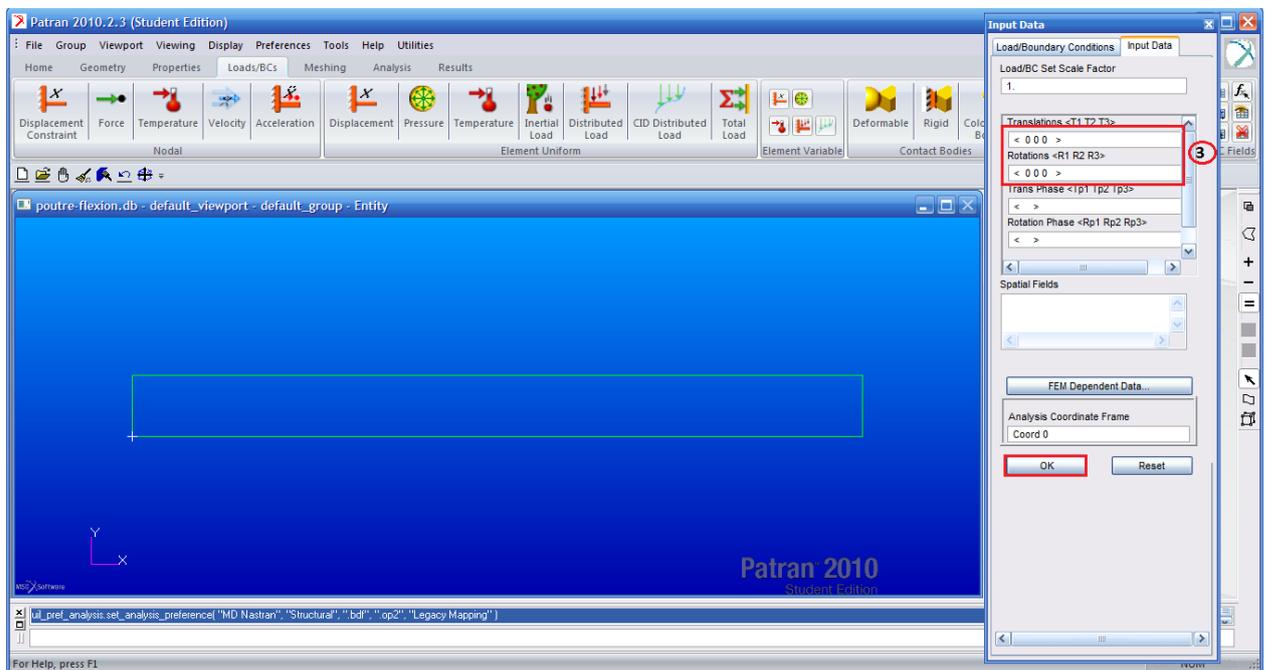


Figure III.59 – Les coordonnées de déplacements et de rotations

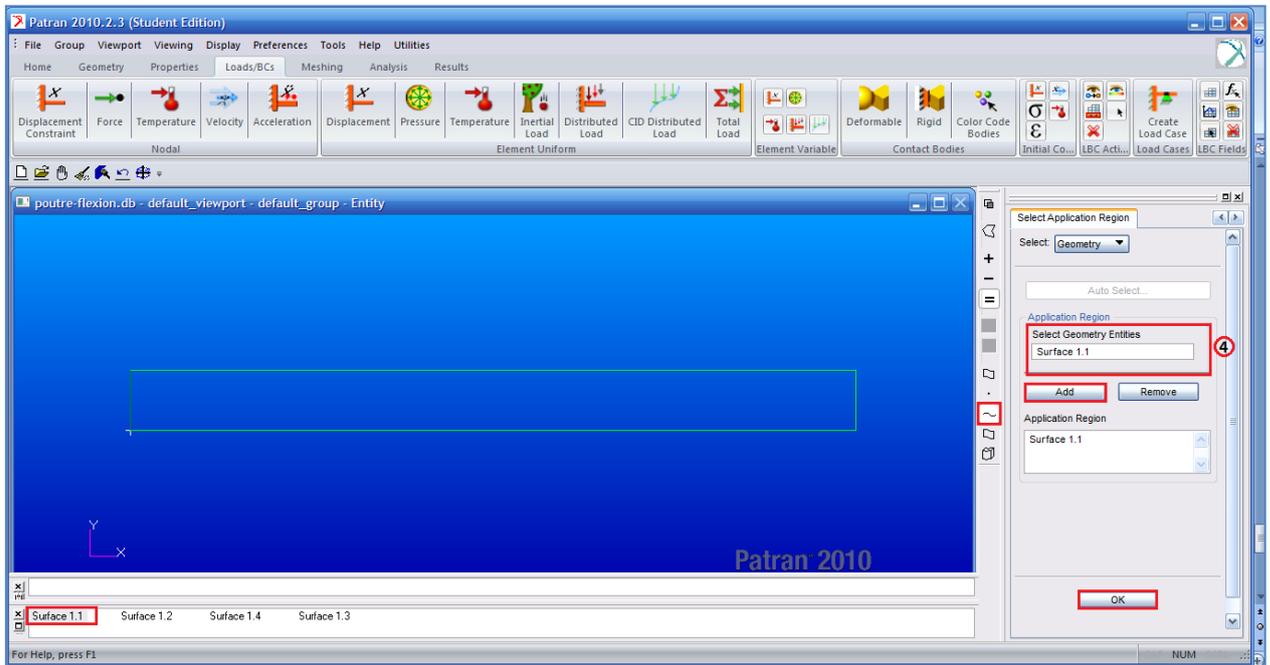


Figure III.60 – Sélection de la région d'application de l'encastrement

**Etape 6 – Création d'une force de 10 lb.**

- On clique sur **Distributed Load** sous l'option **Element Uniform**.
- On entre la **Force\_Z** comme **New Set Name** et on choisit l'option **Target Element Type 2D**.
- On clique sur **Input Data**, et on entre la force **<0,0,-10>** à la section **Edge Distr Load**, puis on clique sur **OK**.
- On clique sur **Select Application Region**, On sélectionne le bord droit de la plaque par le curseur de la souris, on clique sur **Add** puis **OK** et en fin **Apply**.

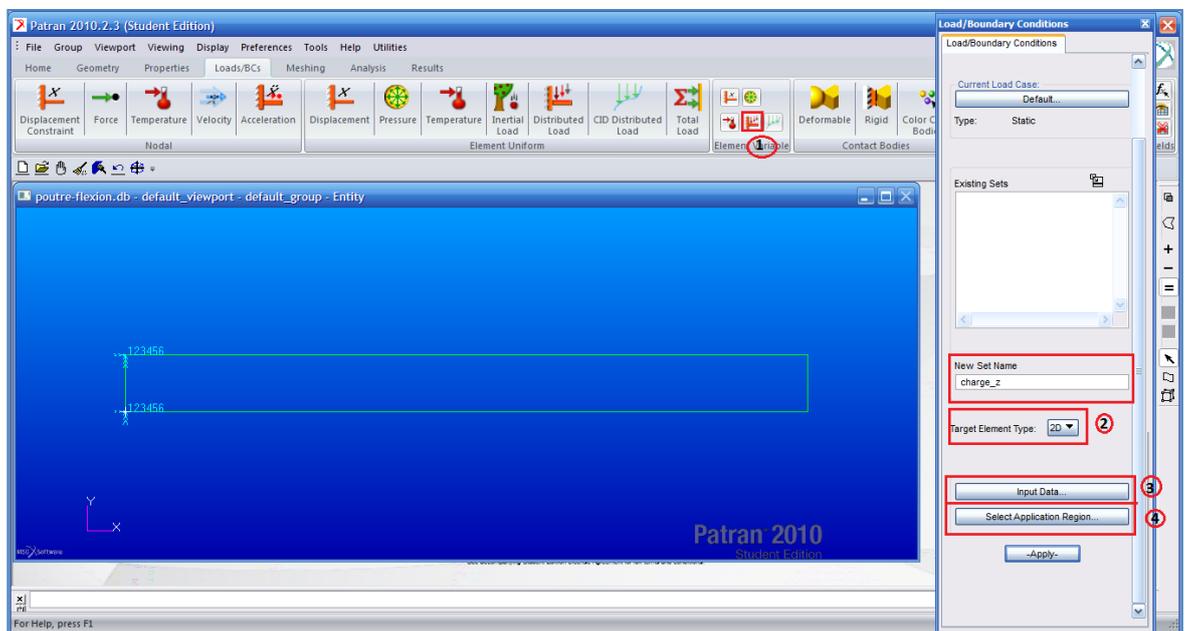


Figure III.61 – Création d'une force

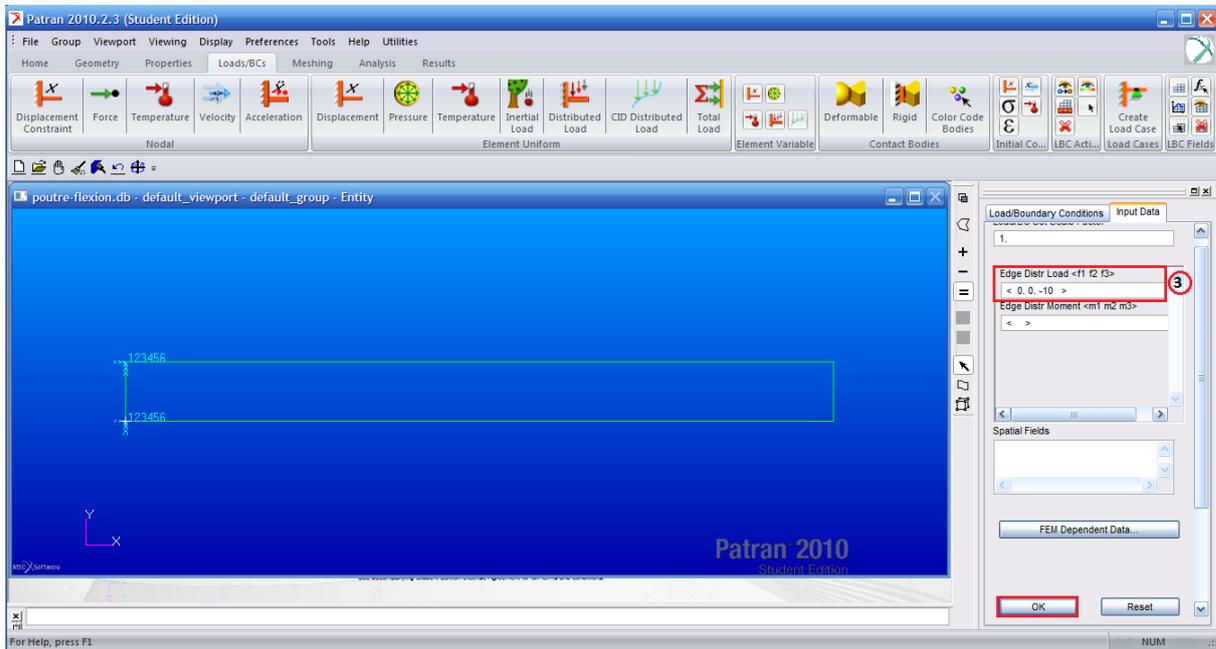


Figure III.62 – La valeur de la force

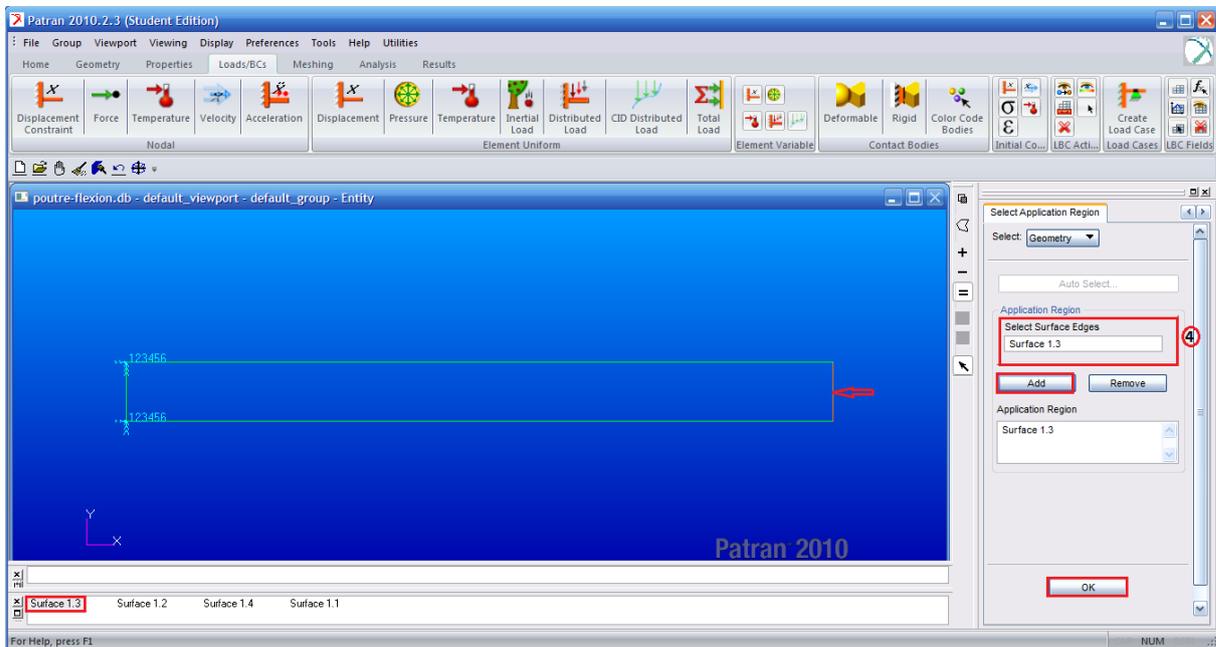


Figure III.63 – Sélection de la région d'application de la force

### Etape 7- Génération de maillage :

- Sous l'onglet **Meshing**, on clique sur **Surface Meshers**.
- Dans **Select Surface List**. On sélectionne la surface de la poutre par le curseur de la souris, puis on clique sur **Apply**.

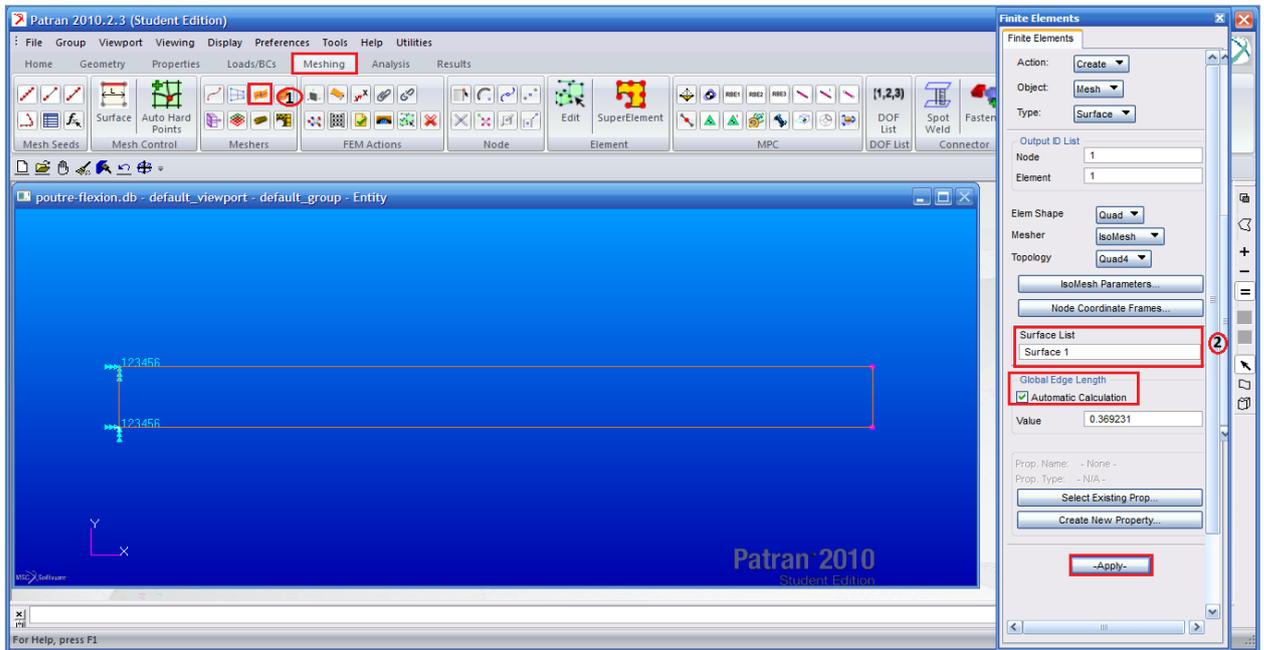


Figure III.64 – Génération de maillage

**Etape 8 – Analyse de probleme en utilisant MD Nastran 2010.**

- Sous l'onglet **Analysis**, on sélectionne **Entire Model**. On vérifie que la case **Job Name** contient le nom de projet, puis on clique sur **Apply**.

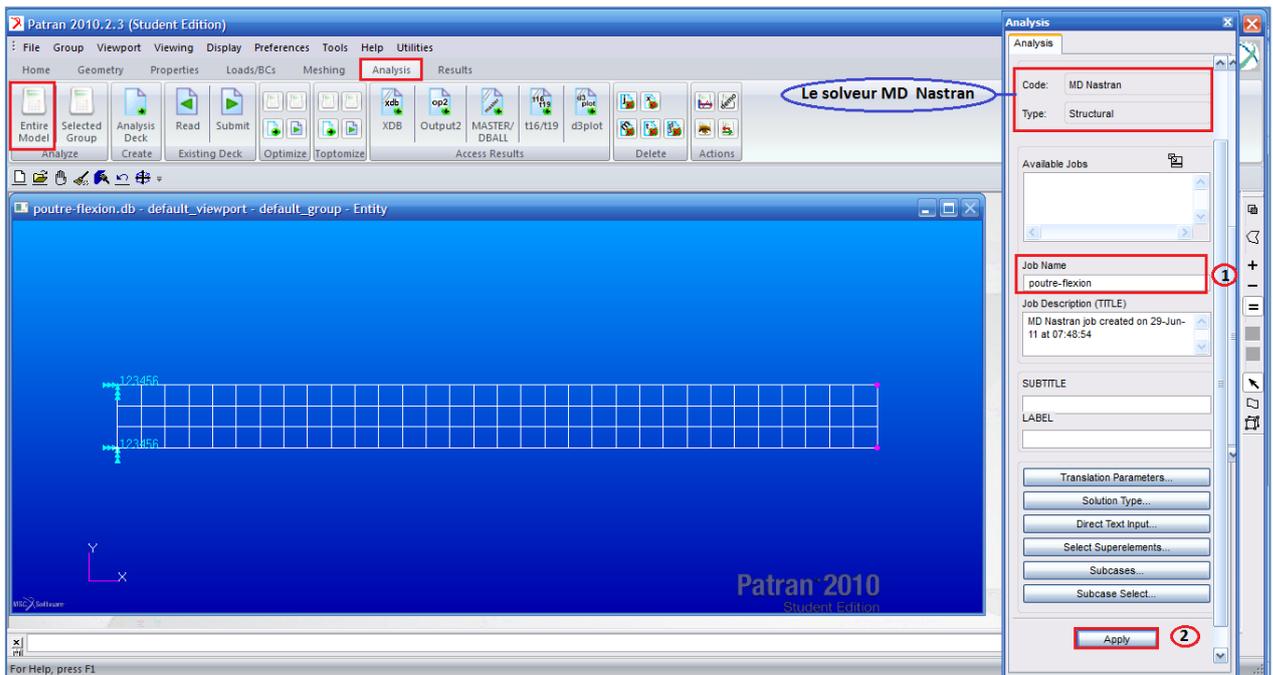


Figure III.65 – Exécution de fichier des résultats (\*.xdb)

### Etape 9 - Attachement du fichier des résultats génère par MD Nastran (\*.xdb) pour la lecture dans MD Patran .

- On clique sur **XDB** sous le menu **Access Results**.
- On vérifie que la case **Job Name** contient le nom de projet, puis on clique sur **Apply**.
- Sous l'onglet **Results**, on sélectionne **Fringe/Deformation**.
- On choisit les graphes de **Stress Tensor** et **Displacements, Translational**, puis on clique **Apply**.

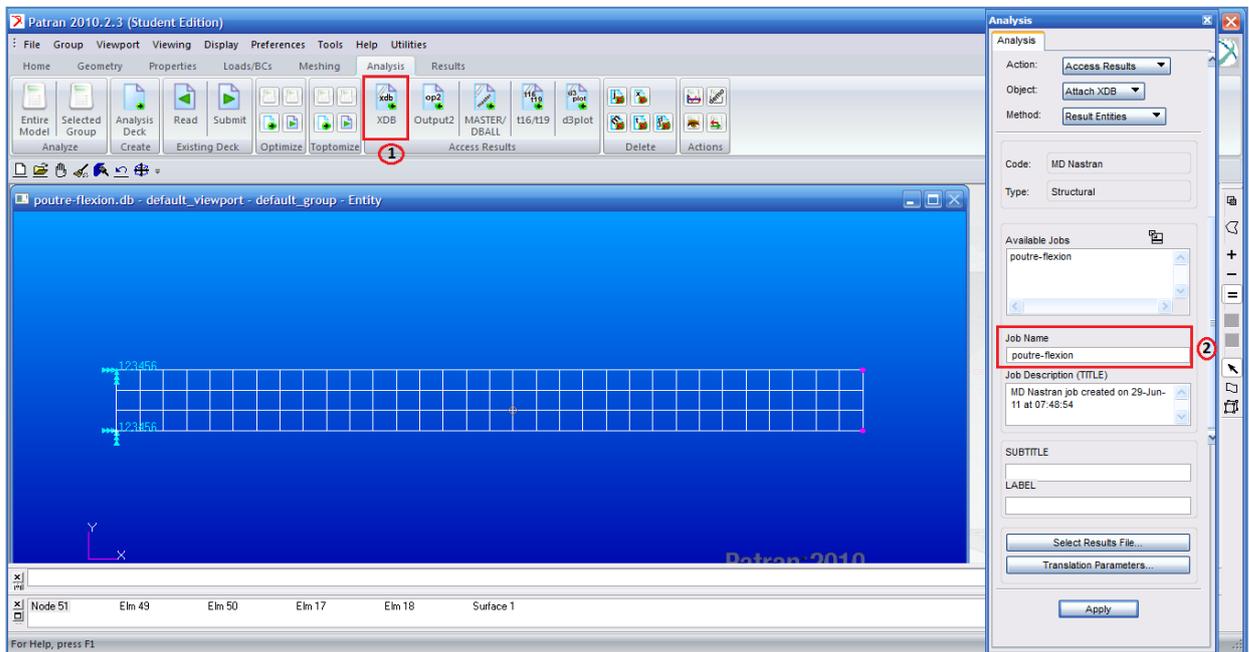


Figure III.66 – Attachement du fichier de résultats XDB

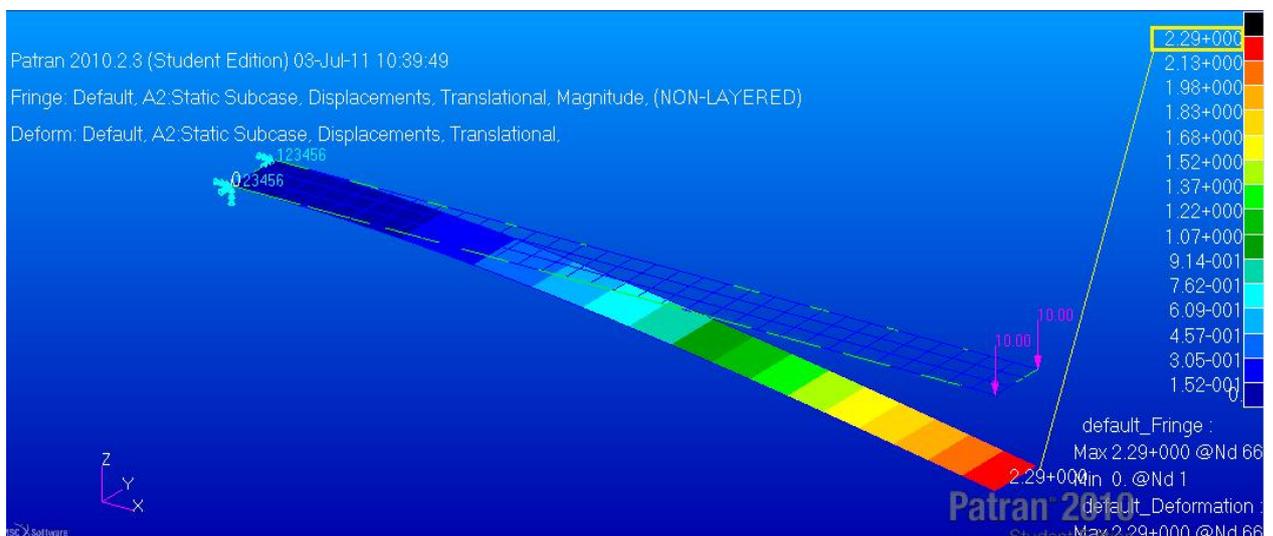
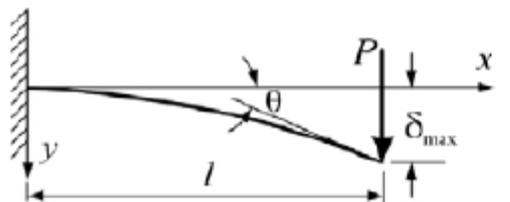


Figure III.67 – Visualisation des résultats de déplacement.

- **Solution analytique : Vérification les résultats en calculant la solution analytique.**

### Formule de déflexion de poutre

Type de poutre	La déflexion maximale
<i>Poutre - La force concentrée P à l'extrémité libre</i>	
	$\delta_{\max} = \frac{Pl^3}{3EI}$

**Les données :**

$P=10 \text{ lb}, \quad L=12 \text{ in}, \quad E=30e6 \text{ psi},$

$$I = \frac{1 \times (0.1)^3}{12}$$

Donc :  $\delta_{\max} = 2.304 \text{ inches} = 5.85 \text{ cm}$

**Résultat MD Nastran = 2.29 E+00 inches = 5.816 cm**

$$L'erreur = \left| \frac{5.85 - 5.816}{5.85} \right| \times 100 = 0.58 \%$$

**Remarque :**

Puisque l'erreur n'est pas important (0.5%) on à peut atteindre notre cible que les logiciels MD Patran et MD Nastran sont en bon fonctionnement dans notre matériel informatique.

---

## **Chapitre -IV-**

# **Calcul des charges aérodynamiques d'une hélice aérienne**

---

*L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent.*

*De par sa complexité (Equations de Navier-Stokes non linéaires), depuis l'apparition de cette science, les aérodynamiciens couplent résolutions exactes, résolutions numériques, critères empiriques et expériences en soufflerie pour étudier de nouveaux profils. Ainsi, ce chapitre pour objectif de calculer les charges aérodynamiques d'une hélice aérienne dans les deux cas statique et rotatif, pour nous familiariser aux différentes méthodes de l'aérodynamique moderne (CFD).*

*Aujourd'hui, de gros moyens numériques existent pour ne pas avoir à calculer un écoulement "à la main". Parmi ces moyens, nous avons choisi d'utiliser les logiciels ANSYS ICEM CFD 13, ANSYS CFX 13 et ANSYS Fluent 13 de la société de logiciels de simulation numérique ANSYS.*

## IV.1 Conception de la géométrie avec SolidWorks 2010

### IV.1.1 La géométrie de l'hélice

#### IV.1.1.1 La pale

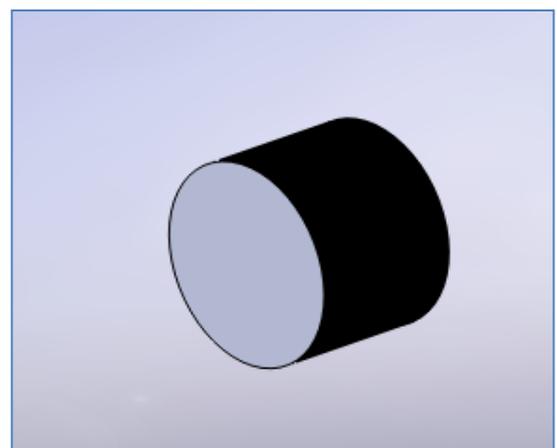
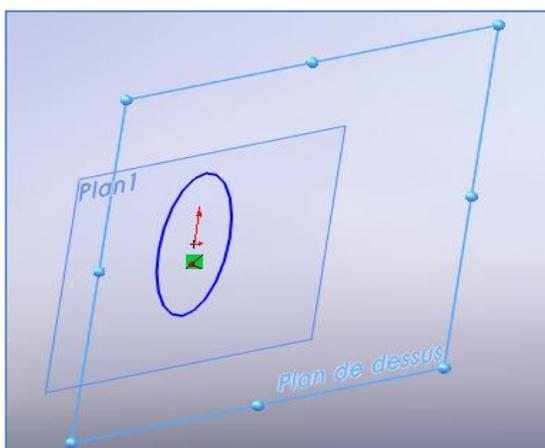
On commence par la création d'un plan **Plan1** parallèle au plan de dessus ou on esquisse un cercle [étape 01], on le fait une extrusion par la fonction **Base/Bossage extrude** [étape 02], on crée un nouveau plan **Plan2** où on esquisse le profil NACA0012 on utilise la fonction [**Courbe > Courbe passant par le point XYZ**] par l'importation de fichier des coordonnées [NACA0012.txt] qui est généré par un programme MATLAB (voir **Annexe B**) [étape 03], et on convertit cette courbe de profil en esquisse en utilisant l'option [**Convertir les entités**] puis on le pivote 20 deg par l'utilisation de l'option [déplacer les entités. Faire pivoter les entités on crée un autre plan **Plan3** parallèle au **Plan2**, et par la même méthode on esquisse un autre profil NACA 0012 et on le pivote 16° pour créer le vrillage de la pale [étape 04] , puis par la fonction lissage on lie entre les deux profils et le bout de cercle déjà extrudé, maintenant on est arrivé a dessiner la première pale de notre hélice [étape 05] .

#### IV.1.1.2 Le capot

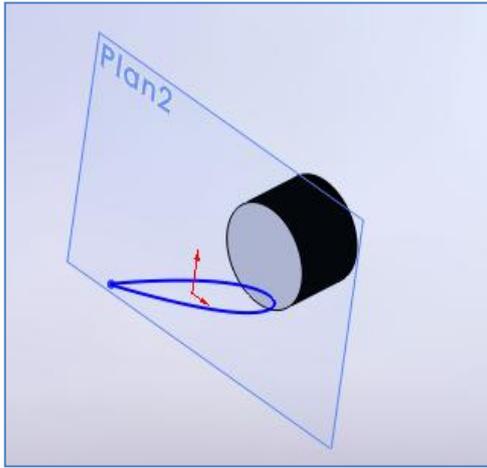
Dans le plan de face on esquisse un cercle puis on fait l'extrusion par rapport au plan milieu [étape 06] après on esquisse une forme qui ressemble a un triangle sur ce dernier et on le met en révolution par l'utilisation de l'option **Bossage/Base avec Révolution**, maintenant on est arrivé à dessiner le capot d'hélice [étape 08].

#### IV.1.1.3 Les autres pales de l'hélice

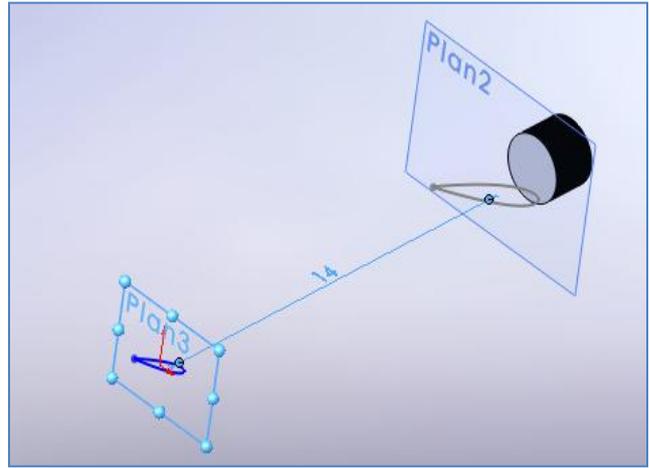
Pour le dessein des autres pales on fait la répétition de la pale trois fois sur la face latérale de capot pour cela on utilise la fonction **Répétition Circulaire** [étape 07], maintenant on est arrivé à dessiner notre modèle d'hélice [étape 09]. Pour les détails de dimension d'hélice voir l'**Annexe C**.



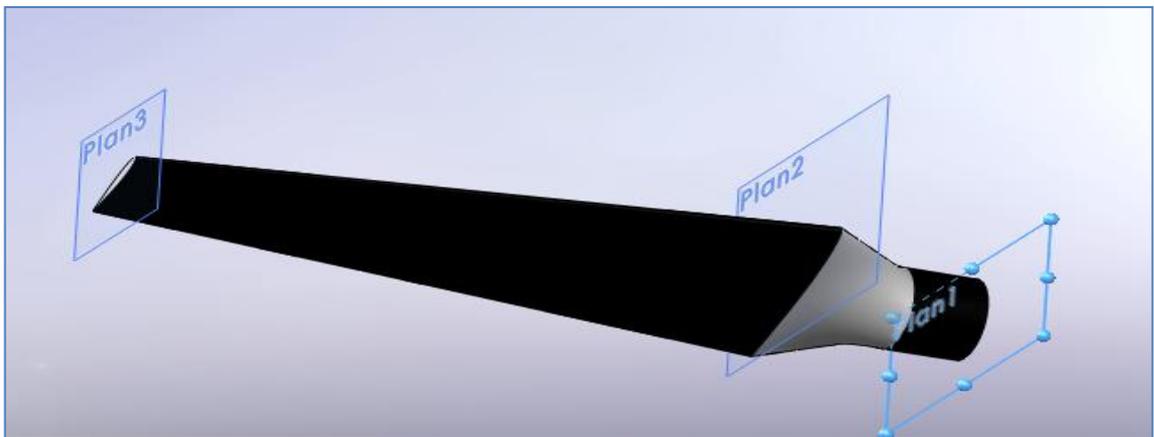
Etape 01



Etape 02

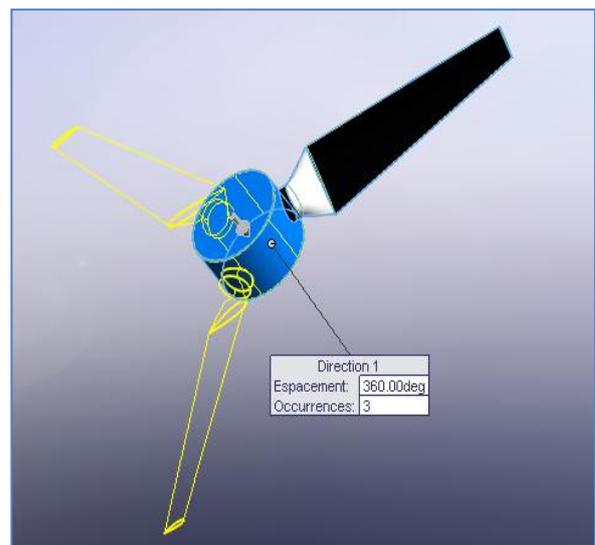
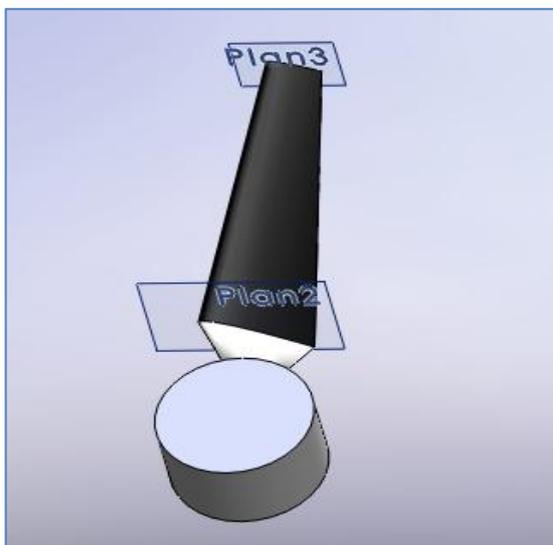


Etape 03



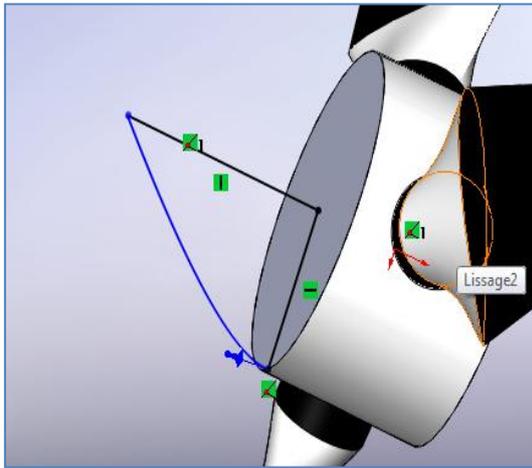
Etape 04

Etape 05



Etape06

Etape 07



Etape 08



Etape 09

Figure IV.1 – Les étapes à suivre pour la conception géométrique d'hélice avec SolidWorks 2010

### IV.1.2 Le domaine (Far Field)

On choisit un plan qui correspond à l'hélice, dans ce cas c'est le plan de face où on esquisse un cercle puis on lui fait une extrusion par rapport au plan milieu, on obtient un cylindre, ça pour le cas d'essai quasi-stationnaire. Pour le cas d'hélice rotative on esquisse un rectangle puis on lui fait une extrusion par rapport au plan milieu, on obtient un parallélisme, on enregistre ces derniers sous l'extension (\*.SLDPRT) et aussi (\*.IGS) pour qu'on puisse les lire par ANSYS ICEM CFD 13.

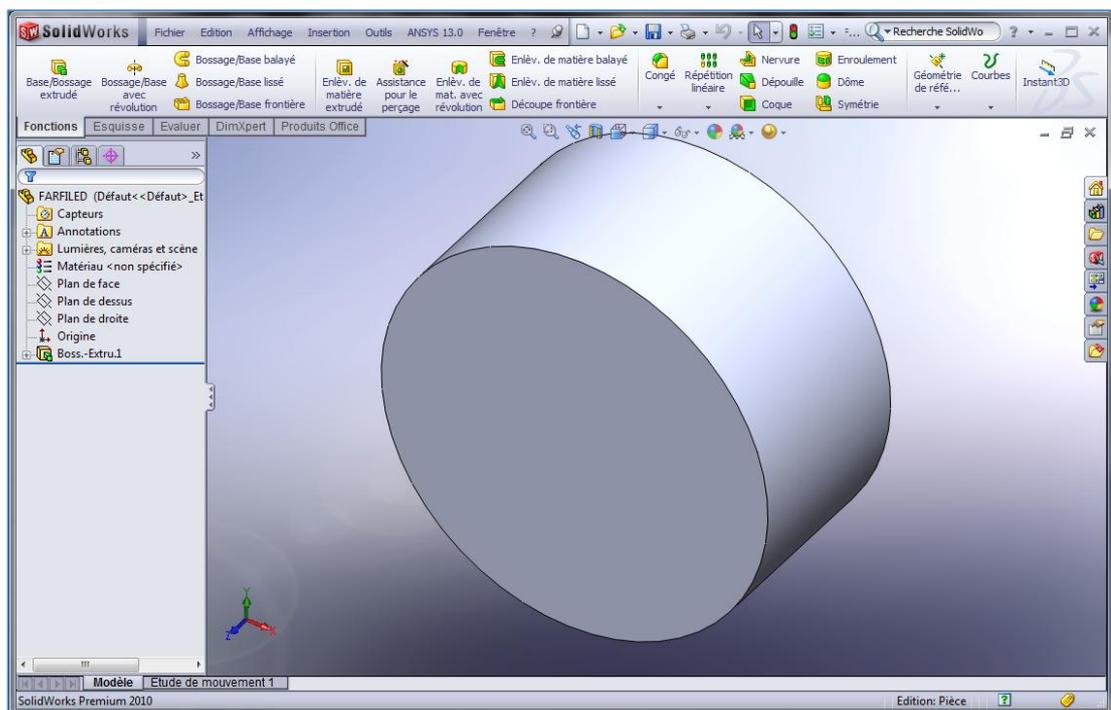


Figure IV.2 – Conception géométrique **Far Field** cylindrique avec SolidWorks

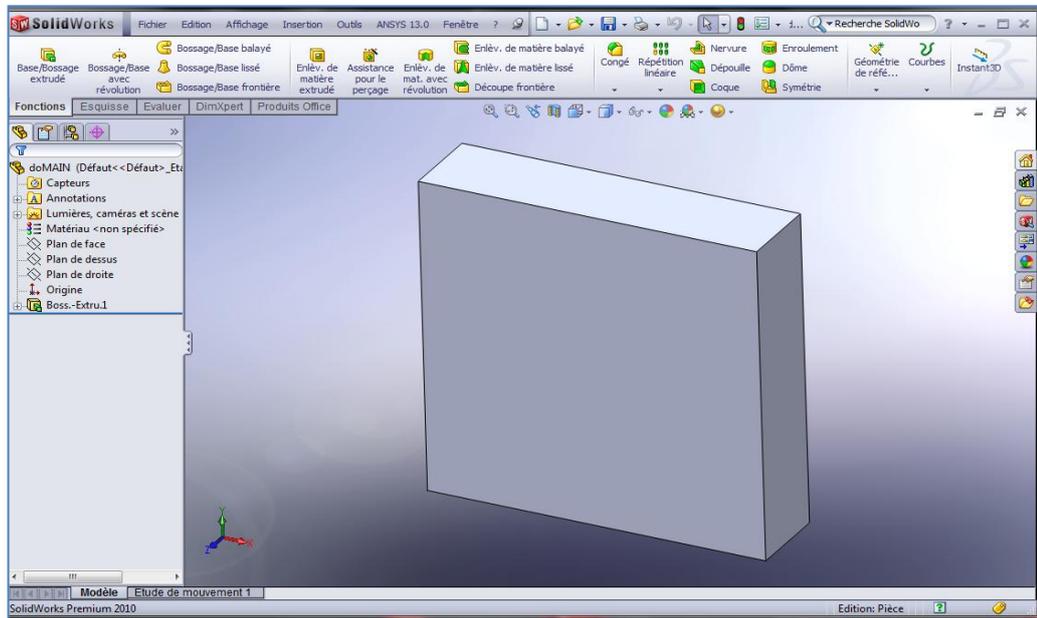


Figure IV.3 – Conception géométrique **Far Field** parallélisme avec SolidWorks

## IV.2 ANSYS ICEM CFD 13

### IV.2.1 Le maillage de la géométrie pour le cas statique

#### IV.2.1.1 Nettoyage et classification des familles de la géométrie d'hélice et Far Field

Dans le menu **File > Import Geometry > STEP/IGES** de **ANSYS ICEM CFD13**, on importe la géométrie d'hélice sous l'extension (\*.IGS) qui était déjà faite par SolidWorks.

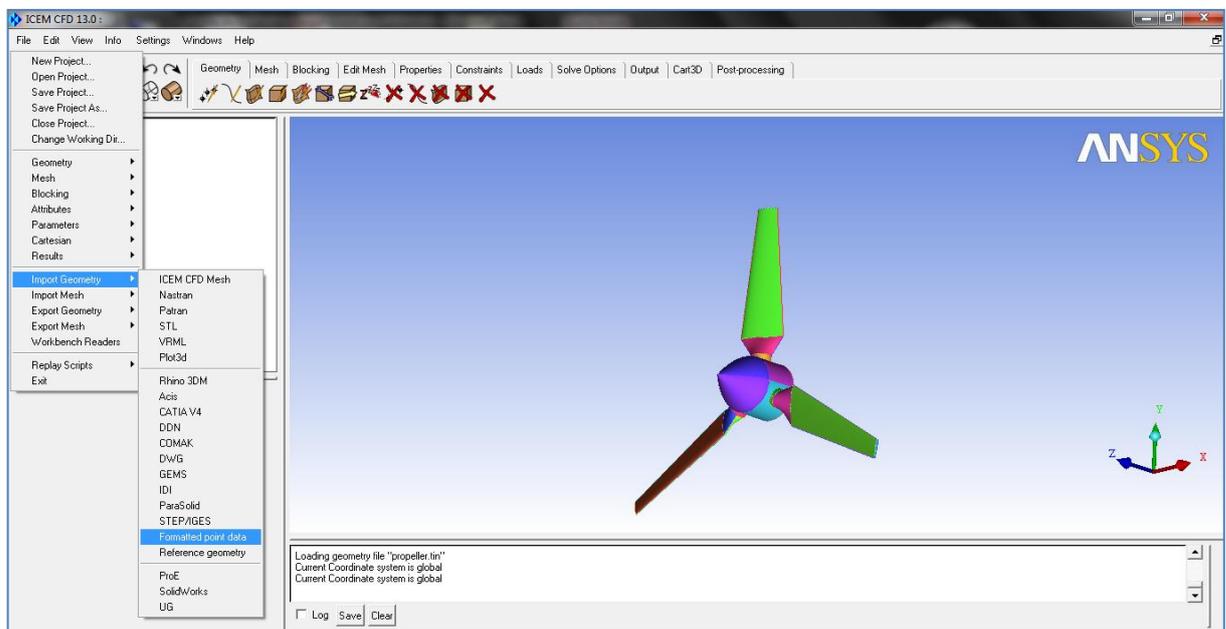


Figure IV.4 – Importation de la géométrie sous l'extension (\*.IGS)  
(Géométrie non nettoyée)

Après l'importation de la géométrie on commence notre travail par le nettoyage des courbes, c'est-à-dire l'enlèvement des doubles et triples courbes de notre géométrie puis par la même procédure on nettoie les surfaces et on enlève tous les points de la géométrie.

Une fois notre géométrie est nettoyée, on classifie ces familles par l'utilisation de l'option **Create Parts** et on nomme chaque courbe et surface par son nom convenablement.

On ajoute des points à notre géométrie d'hélice aux sommets des courbes pour qu'on assure la continuité de maillage entre les différentes familles (figure IV.5).

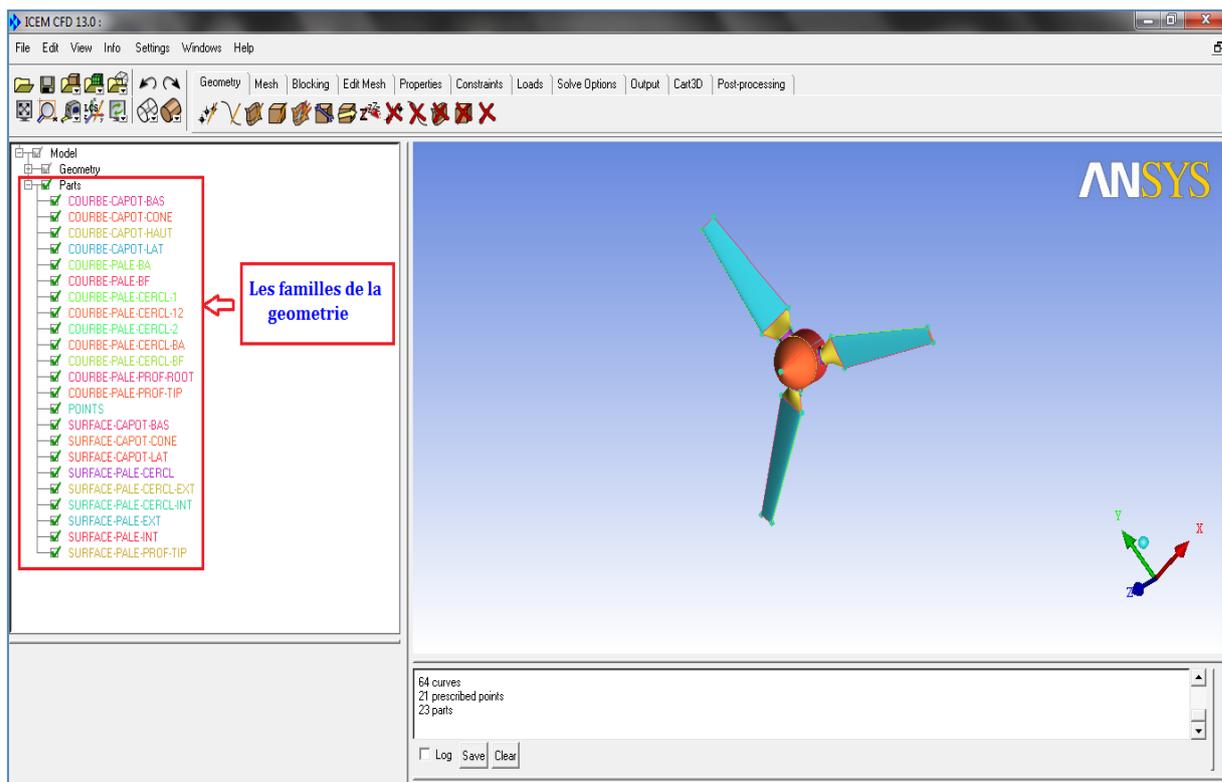


Figure IV.5 – Classification des familles de la géométrie d'hélice nettoyée

On refait le même travail pour le **Far Field** (figure IV.6).

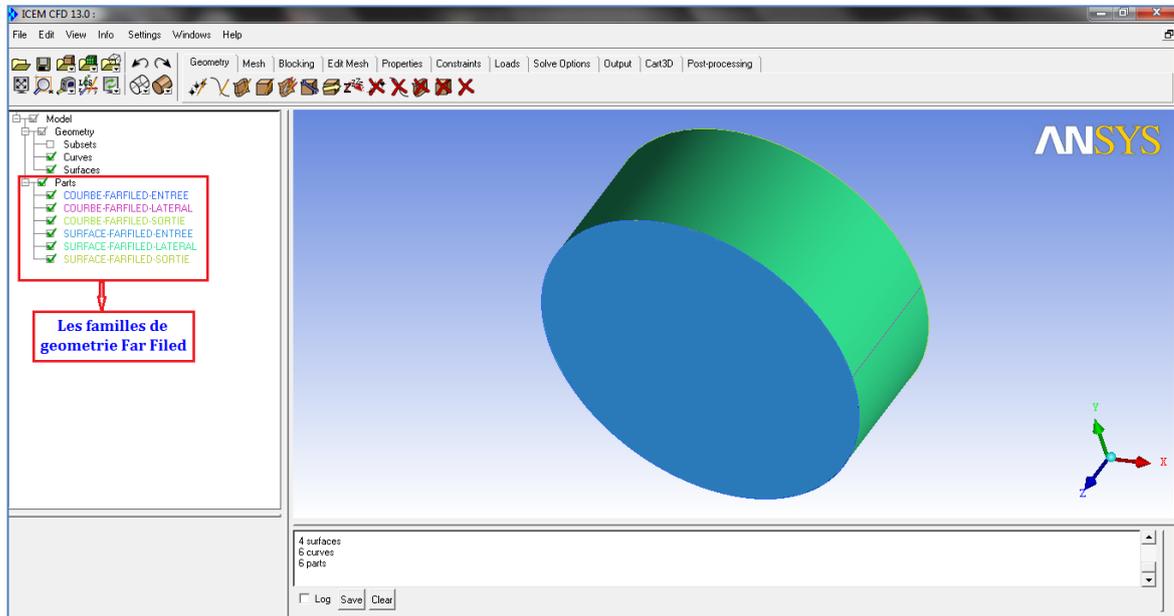


Figure IV.6 – Classification des familles de la géométrie **Far Field** nettoyée

On enregistre les géométries finales (Hélice + Far Field) sous l'extension (\*.tin).

#### IV.2.1.2 Préparation de la géométrie pour le maillage

Sous *ANSYS ICEM CFD 13* on ouvre le fichier d'hélice enregistré sous l'extension (\*.tin), puis on ouvre la géométrie **Far Field**, une fenêtre s'apparait, on clique sur **Merge** pour qu'on puisse les mélanger. Maintenant l'hélice est dans son domaine de calcul.

On ajoute un point matériel à l'intérieur du domaine par l'utilisation de l'option **Create Body**, puis **Material Point** se trouvant dans le menu **Geometry** on le nomme (**Fluid**), ce point représente le fluide autour de l'hélice (figure IV.7).

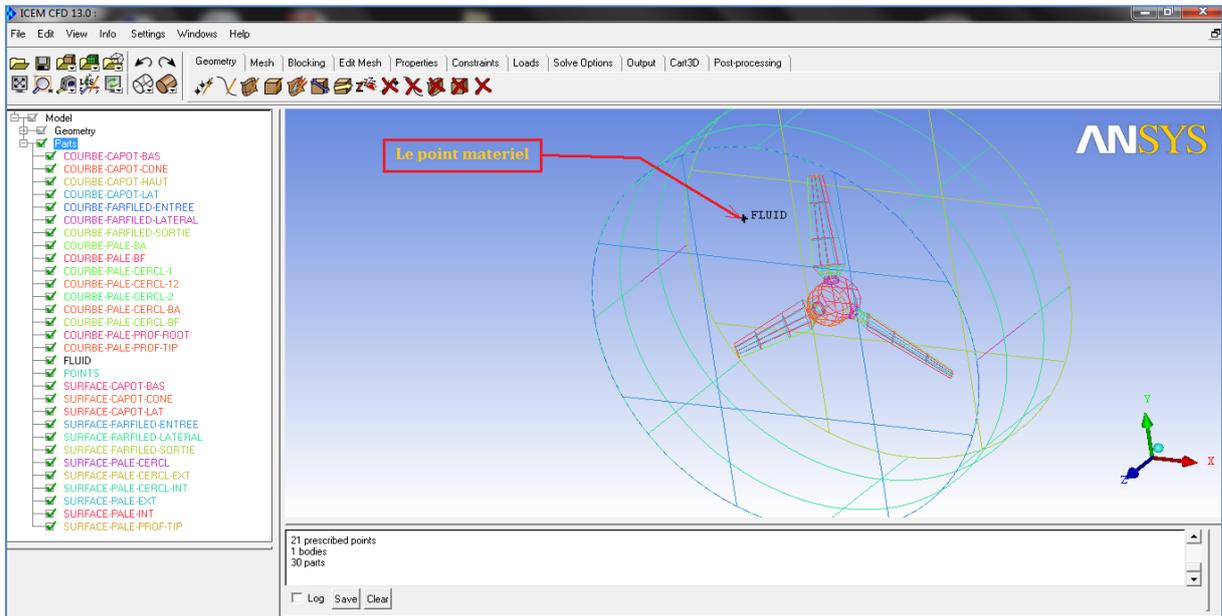


Figure IV.7 – Géométrie de l'hélice dans son domaine de calcul

Dans le menu **Mesh**, on choisit l'option **Globe Mesh Setup**. Cinq paramètres vont s'afficher (**Global Mesh Size, Shell Meeshing Parameters, Volume Meshing Parameters, Perism Meshing Parameters, Setup Periodicity**). Dans notre travail on s'intéresse qu'aux deux paramètres qui sont importants, le premier c'est (**Globale Mesh Size**) ; on le laisse par défaut (**Scale Factor = 1**) qui représente l'échelle des tailles des éléments de maillage et le deuxième on l'utilise pour définir la fonction **Thin Cuts** qu'il a un grand intérêt pour que le maillage soit contenu et non distorse dans les partie très sensible (bord de fuite par exemple) et ça par la sélection des deux surfaces qui ont une courbe intermédiaire (exemple : **SURFACE-PALE-EXT** et **SURFACE-PALE-INT** ) (figure IV.8).

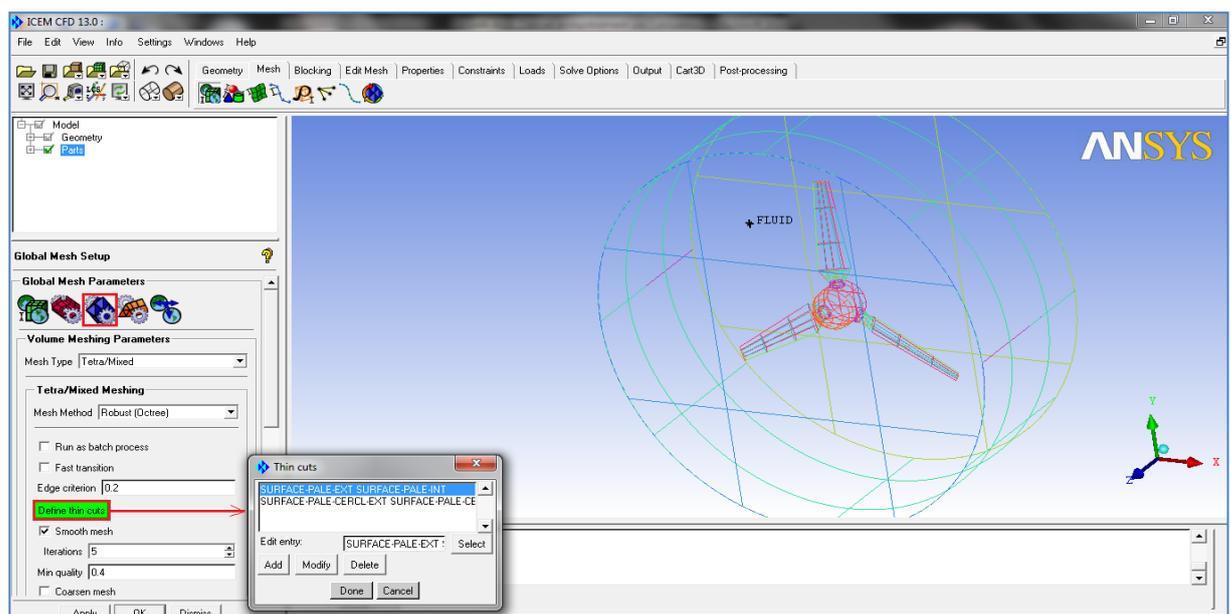


Figure V.8 – Utilisation de la fonction Thin Cuts

### IV.2.1.2 Le maillage de la géométrie

Pour faciliter la tâche du maillage et qu'on n'a pas besoin de visualiser des paramètres très sensibles tels que la couche limite ; il suffit d'utiliser un maillage non structuré de type tétraédrique.

On spécifie les choix des tailles de maillage suivant la sensibilité des zones tels que les bords d'attaques et les bords des fuites, le contrôle de ces tailles des familles dépendent de plusieurs facteurs comme les dimensions de la géométrie et la qualité de maillage, pour cela on utilise l'option **Part Mesh Set Up** se trouvant dans le menu **Mesh** et on entre les valeurs maximales des tailles des mailles **Max Size** correspondant a chaque famille de notre géométrie (figure IV.9).

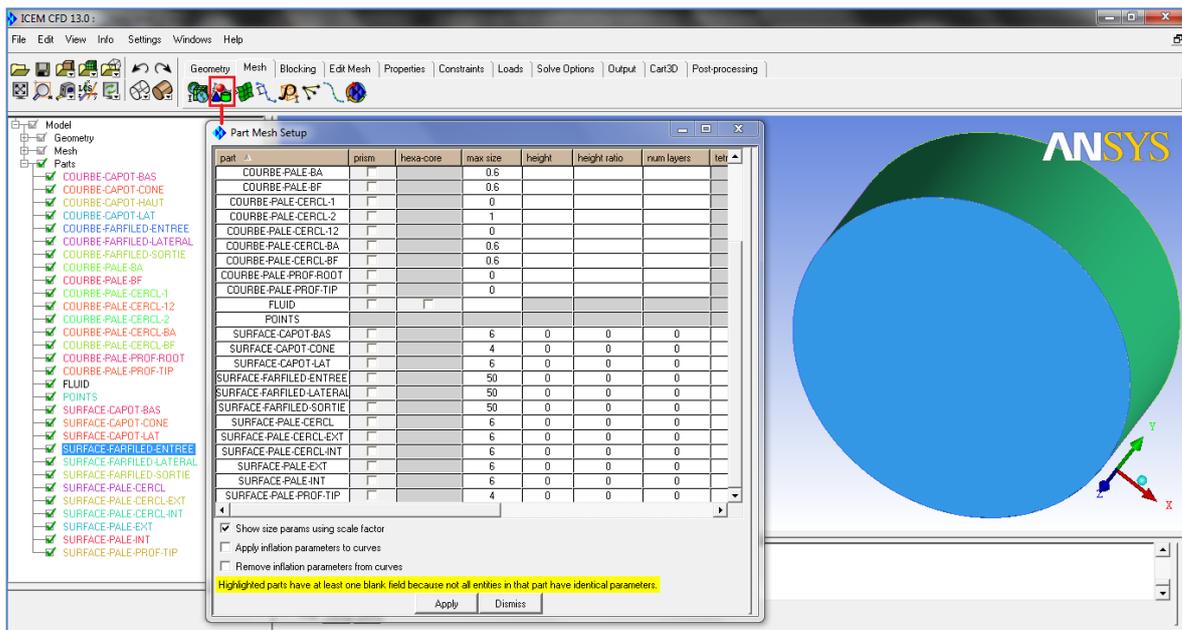


Figure V.9 – Spécification des choix des tailles des mailles des différentes familles

On utilise l'option **Compute Mesh** de menu **Mesh**, on spécifie le type de maillage **Tetra/Mixed** tétraédrique pour toute notre géométrie, après on clique sur **Compute**.

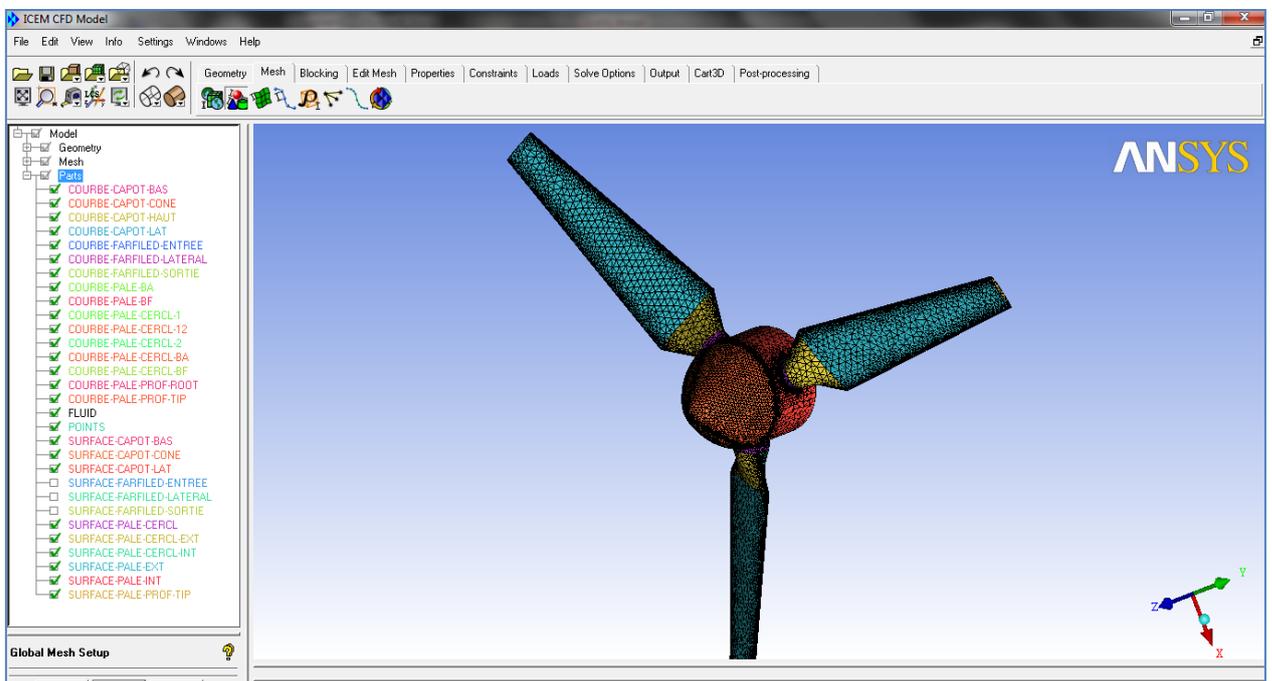
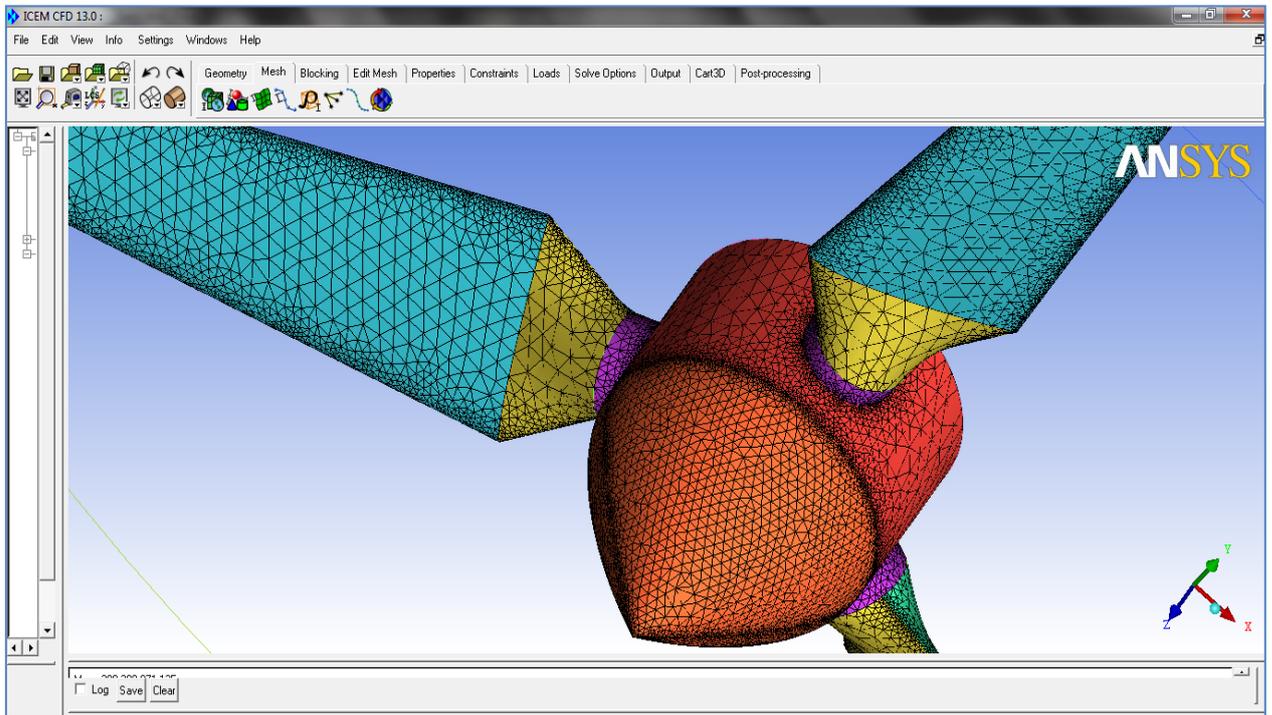


Figure V.10 – Visualisation de maillage sur l'hélice

On a obtenu 65400 éléments tétraédriques et 113695 nœuds.

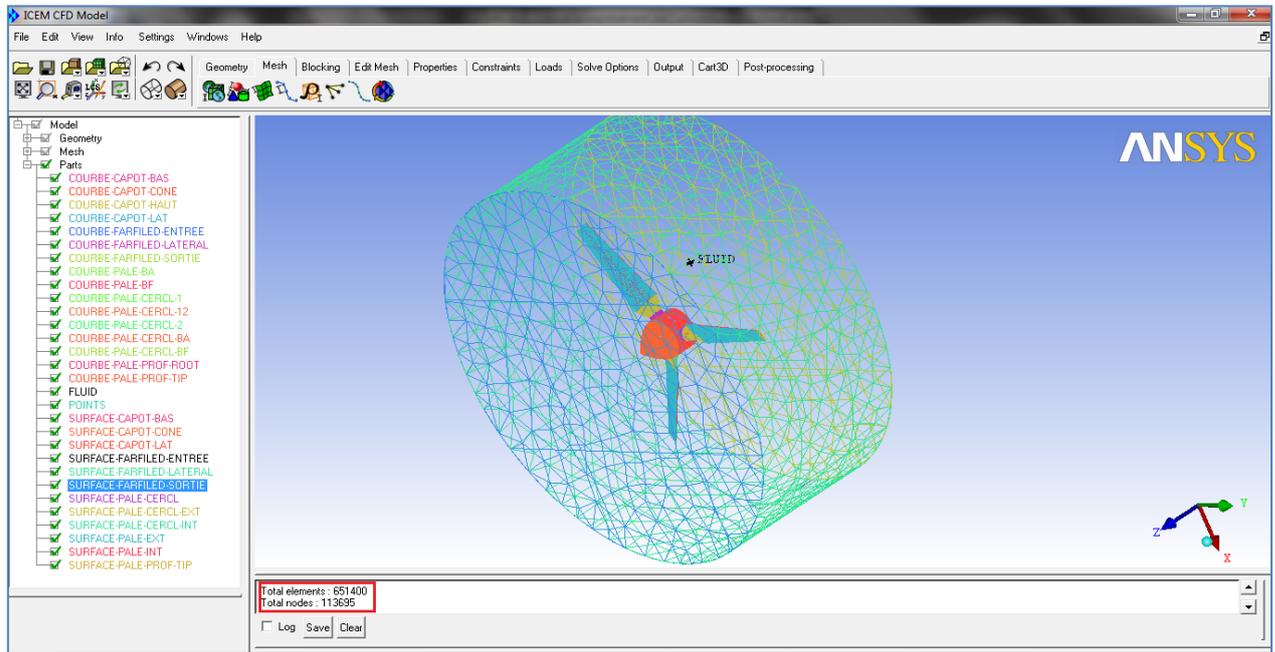


Figure V.11 – Maillage de la géométrie totale (Hélice, Far Field)

Pour l'enregistrement de notre maillage on choisit le menu **File > Save Project As**, on choisit un nom (ex : Hélice) et un lieu d'enregistrement, le projet contient des fichiers sous formats (\*.tin) et (\*.UNS), et pour l'enregistrement sous format (\*.msh) pour qu'on puisse la lire dans *ANSYS Fluent 13* et *ANSYS CFX 13* ; on utilise le menu **Out Put > Select Solver** , puis on choisit **FLUENT-V6** comme **Out Put Solver** , puis on clique sur **Apply**, puis **OutPut > Write Input**, après on ouvre le fichier (\*.UNS) et on trouve le fichier enregistré dans le même lieu que le projet .

## V.2.2 Maillage de la géométrie pour le cas d'hélice rotative

Pour le cas de l'hélice rotative , on a simplifié notre géométrie par l'enlèvement de capot d'hélice et les racines des pales d'hélice et on a modifié la forme de **Far Field** de cylindre a un parallélisme a cause de la difficulté qu'on a trouvé pour mobiliser le maillage dans le solveur *ANSYS Fluent 13* .

### V.2.2.1 Maillage de l'hélice

Dans *ANSYS ICEM CFD 13* on ouvre le fichier de la géométrie d'hélice sous l'extension (\*.tin) qu'est déjà préparé pour la simulation quasi stationnaire, on enlève le capot et les racines d'hélice en utilisant **Delete Point**, **Delete Curve** et **Delete Surface** de menu **Geometry** , après la suppression des ces derniers on voit que les bouts des pales sont ouverts, pour cela on utilise **Goemetry > Modify Surface > Simple Surface > From**

**Curve**, puis on sélectionne sur la courbe de bout de chaque pale pour créer des surfaces qui ferment les ouvertures des pales.

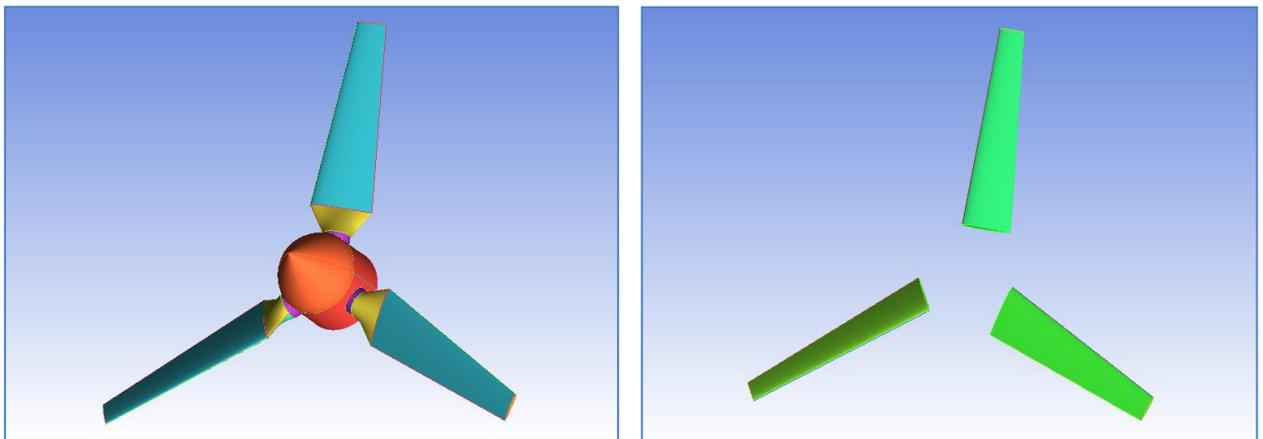


Figure IV.12 – L’hélice avant et après la modification

On ajoute des points matériels pour chaque pale on les nomme (Pale1, Pale2, Pale3) qui représentent les solides (figure IV.13).

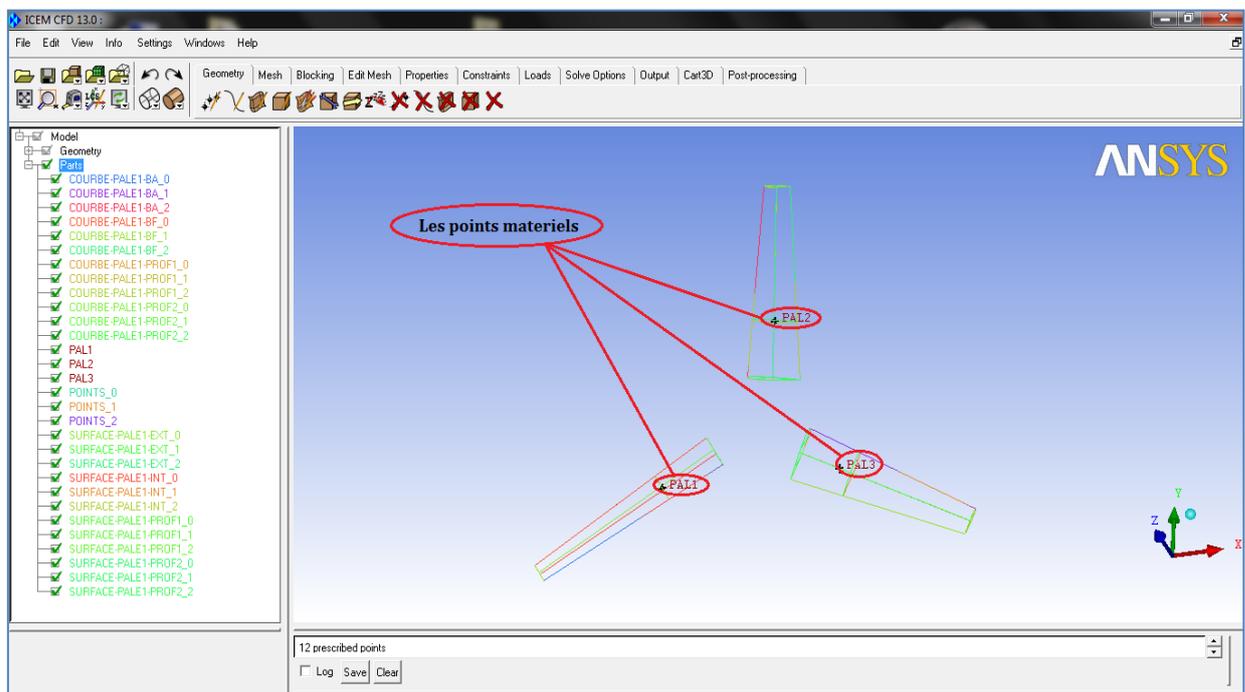


Figure IV.13 – Génération des points matériels dans chaque pale

On enregistre le travail sous l’extension (\*.tin) pour qu’on l’utilise plus tard.

### V.2.2.2 Maillage de Far Field

On répète les mêmes procédures qui sont déjà cités pour le cas de maillage quasi stationnaire (nettoyage, classification des familles..), puis on génère des point aux sommets des courbes de Far Field pour assurer la continuité de maillage entre les différentes surfaces et on génère aussi un point matériel qui représente le fluide on le nomme (figure IV.14).

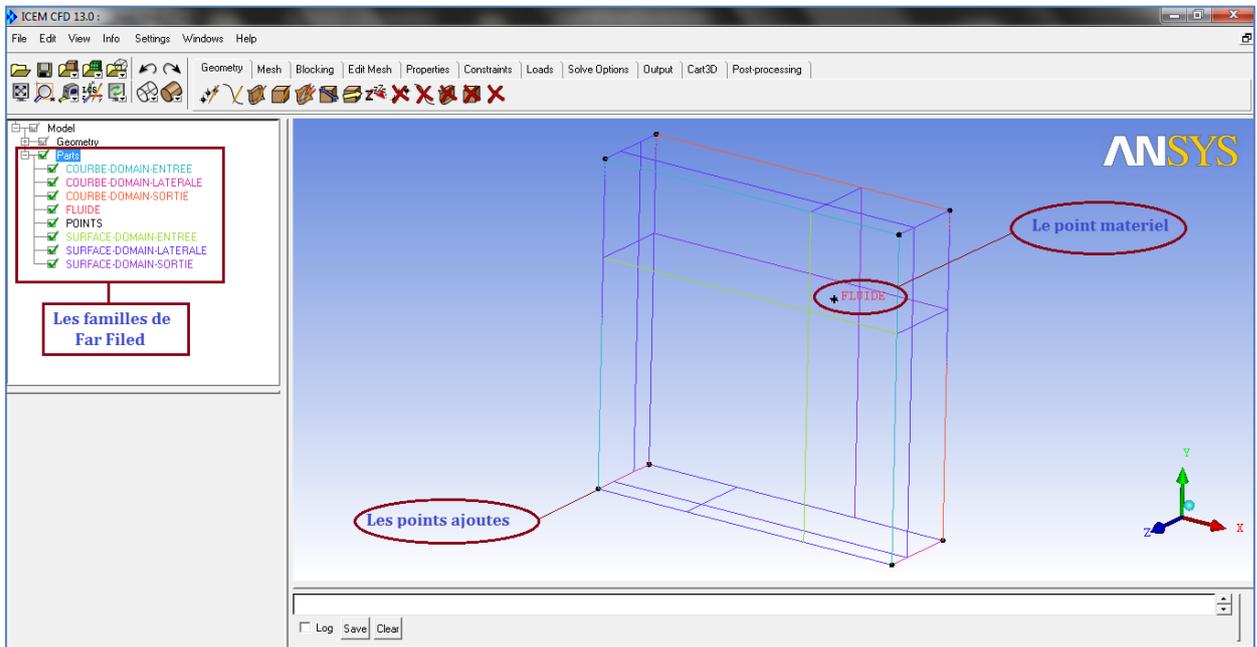


Figure IV.14 – Préparation de la géométrie de Far Field dans ANSYS ICEM CFD 13

On enregistre le travail sous l'extension (\*.tin) pour qu'on l'utilise plus tard.

### V.2.2.3 Maillage de la géométrie

Dans ANSYS ICEM CFD 13, on ouvre la géométrie d'hélice modifiée puis le **Far Filed** sous l'extension (\*.tin) et on clique sur **Merge** pour que l'hélice soit dans son domaine de calcul (figure IV.15).

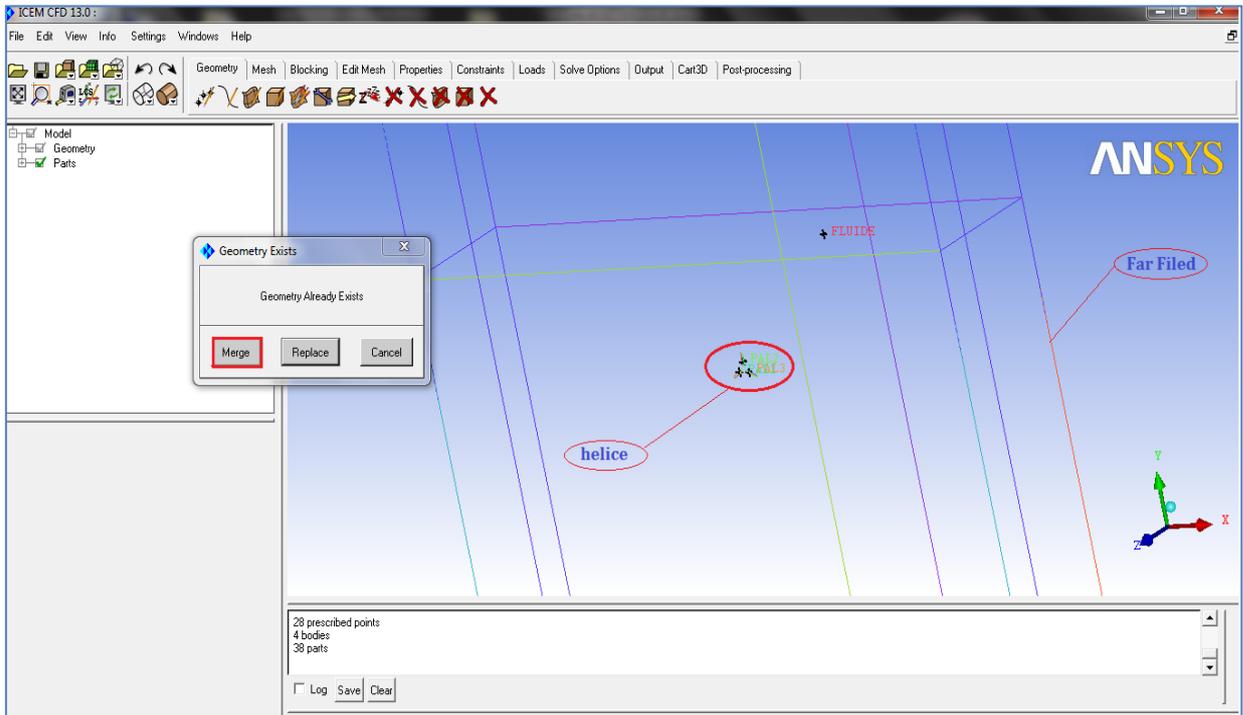


Figure IV.15 – Le placement de l’hélice dans son domaine de calcul en utilisant l’option **Merge**

On spécifie les choix des tailles de maillage suivant la sensibilité des zones tels que les bords d’attaques et les bords des fuites, le contrôle de ces tailles des familles dépendent de plusieurs facteurs comme les dimensions de la géométrie et la qualité de maillage, pour cela on utilise l’option **Part Mesh Set Up** qui se trouvant dans le menu **Mesh** et on entre les valeurs maximales des tailles des mailles **Max Size** correspondant à chaque famille de notre géométrie.

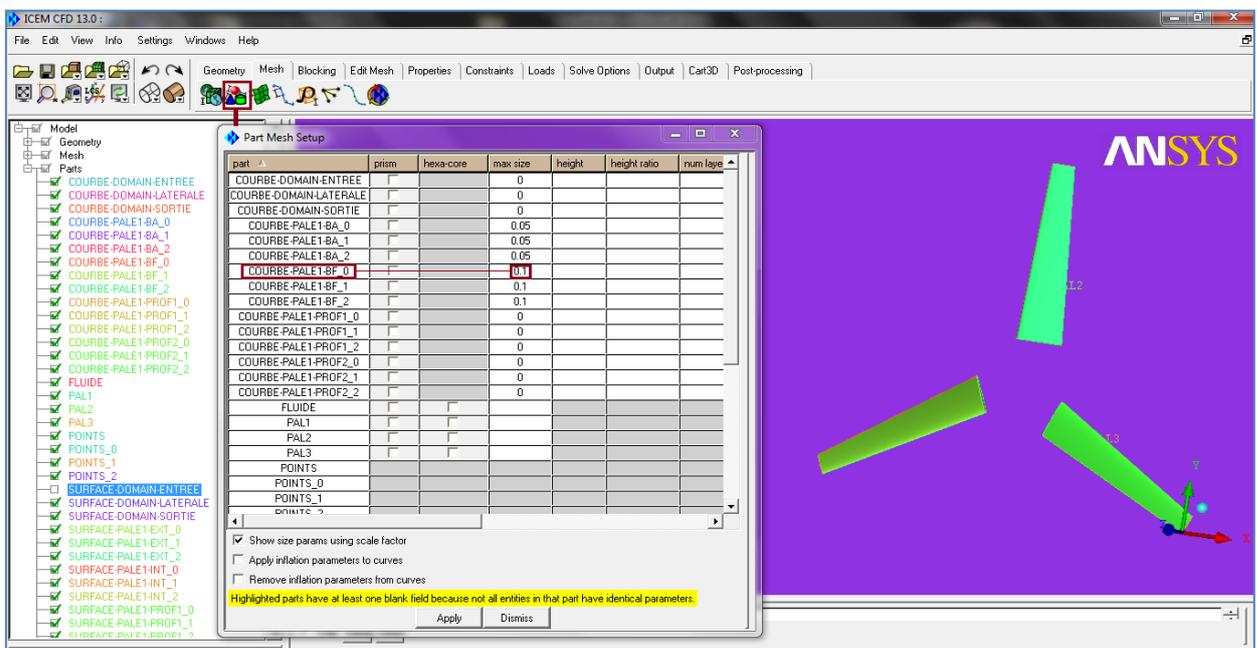


Figure IV.16 – Spécification des tailles des mailles

On utilise l'option **Compute Mesh** de menu **Mesh**, on spécifie le type de maillage (**Tetra/Mixed**) tétraédrique pour toute notre géométrie, après on clique sur **Compute**.

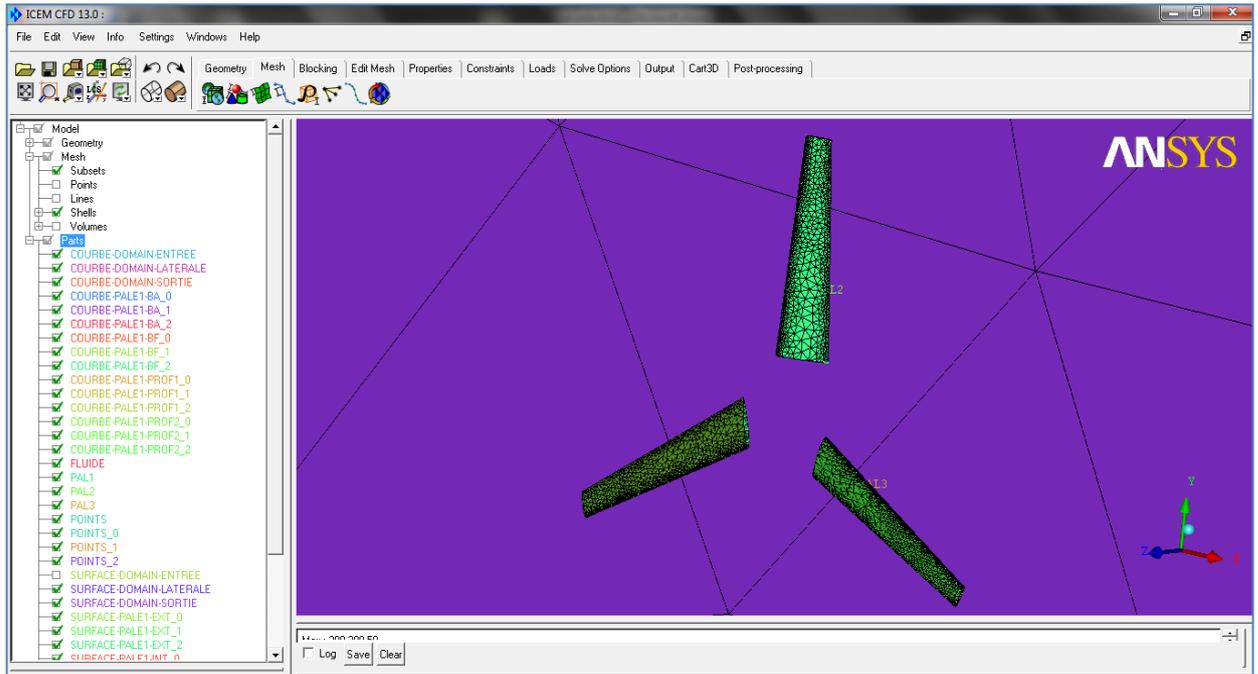


Figure IV.17 – Visualisation de maillage sur l'hélice

On a obtenu 273765 éléments tétraédriques et 44887 nœuds.

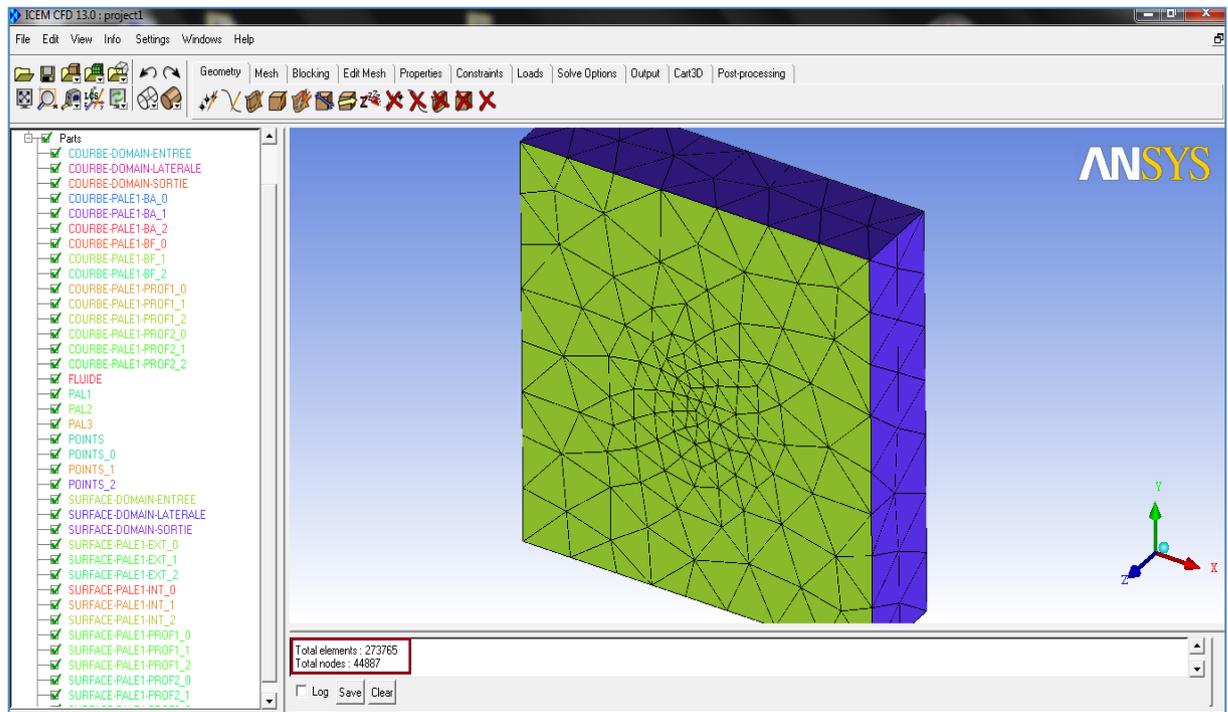


Figure IV.18 – Maillage de la géométrie totale (Hélice, Far Field)

Pour la définition des types des conditions aux limites, on utilise le menu **Out Put > Select Solver** ; on choisit **FLUENT-V6** comme **Out Put Solver**, puis on clique sur **Apply**, puis **Out Put > Boundary Conditions**, une fenêtre **Family Boundary Condition** apparaîtra, ensuite on entre les types de conditions aux limites pour les familles volumiques (les points matériels) et surfaciques de notre géométrie d'ensemble (Hélice, Far Filed) en cliquant sur la famille puis sur **Create New**, enfin on choisit le type des conditions aux limites convenablement au type de famille (figure IV.19, tableau IV.1).

Les familles	Types des conditions aux limites
FLUIDE	Fluid
PALE1	Solid
PALE2	solid
PALE3	solid
SURFACE-DOMAIN-ENTREE	Pressure-inlet
SURFACE-DOMAIN-LATERALE	Interface
SURFACE-DOMAIN-SORTIE	Pressure-outlet
SURFACE-PALE1-EXT-0	Interface
SURFACE-PALE1-EXT-1	Interface
SURFACE-PALE1-EXT-2	Interface
SURFACE-PALE1-INT-0	Interface
SURFACE-PALE1-INT-1	Interface
SURFACE-PALE1-INT-2	Interface
SURFACE-PALE1-PROF1-0	Interface
SURFACE-PALE1-PROF1-1	Interface
SURFACE-PALE1-PROF1-2	Interface
SURFACE-PALE1-PROF2-0	Interface
SURFACE-PALE1-PROF2-1	Interface
SURFACE-PALE1-PROF2-2	Interface

Tableau IV.1 – Les condition aux limites

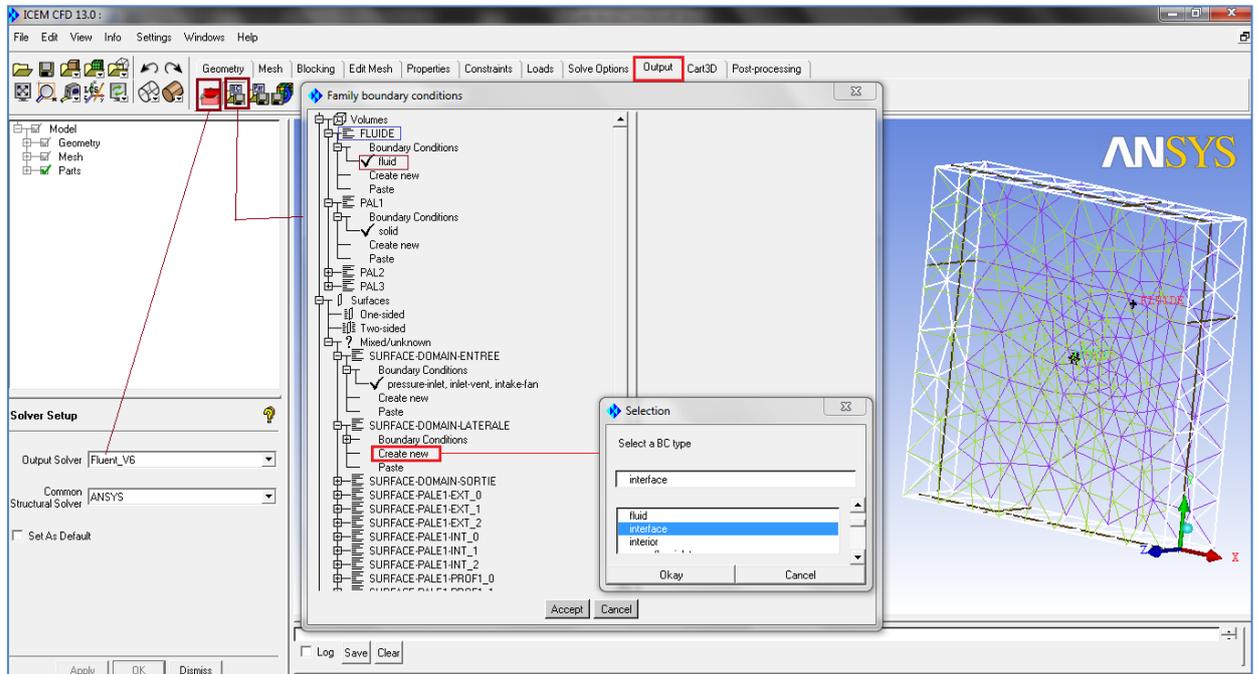
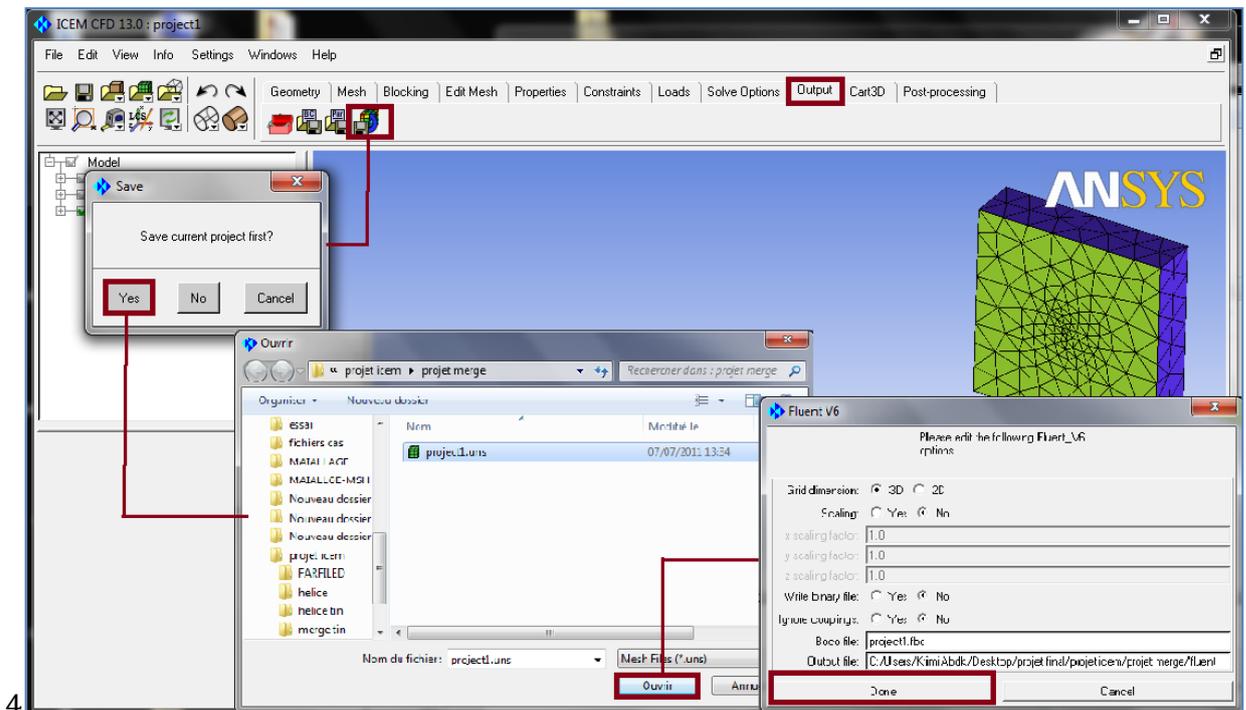


Figure IV.19 – Spécification des conditions aux limites dans ANSYS ICEM CFD 13

Pour l'enregistrement de maillage sous l'extension (\*.msh), on utilise l'option **Write Input** trouvant dans le menu **Output**, une fenêtre **Save** apparaît, on clique sur **Yes** puis on ouvre le fichier (\*.UNS), une autre fenêtre apparaît on clique sur **Done**, le nom de fichier qui s'enregistre par défaut sous le nom (Fluent.msh) on le trouve enregistré dans le même lieu que le projet.



4

Figure IV.20 – Enregistrement de maillage sous l'extension (\*.msh)

### IV.3 Simulation numérique de l'écoulement autour de notre modèle d'hélice

#### IV.3.1 Le cas d'hélice statique

##### IV.3.1.1 Simulation avec ANSYS CFX 13

##### IV.3.1.1.1 Lancement de Workbench et importation de la géométrie

- 1) On lance le Workbench de ANSYS 13, puis on sauvegarde le projet sous un nom (par exemple : *sstatique.wbpj*).
- 2) Dans la boîte d'outil on choisit le menu **système de composants** après on double clique sur CFX pour qu'il s'ouvre au schéma de projet, 3 choix vont apparaitre :
  - a- Configuration : concernant le **CFX-pre** qui est le lieu où on entre toute les données de projet
  - b- Solution
  - c- Résultats
- 3) On lance le **CFX-pre**, on double cliquant sur configuration.
- 4) On clique par le bouton droit de la souris sur **Mesh**, puis on sélectionne **Import Mesh > FLUENT**.
- 5) On appelle au fichier du maillage *après on clique OK*.

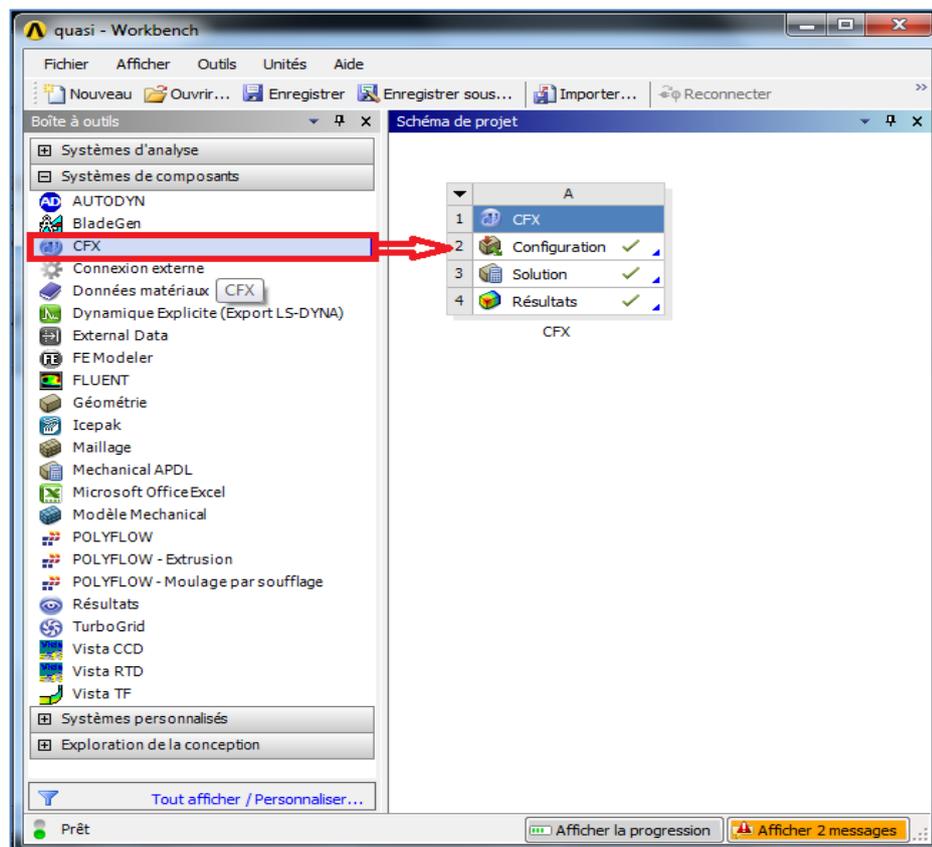


Figure IV.21 – Ouverture de ANSYS CFX 13 dans le Workbench

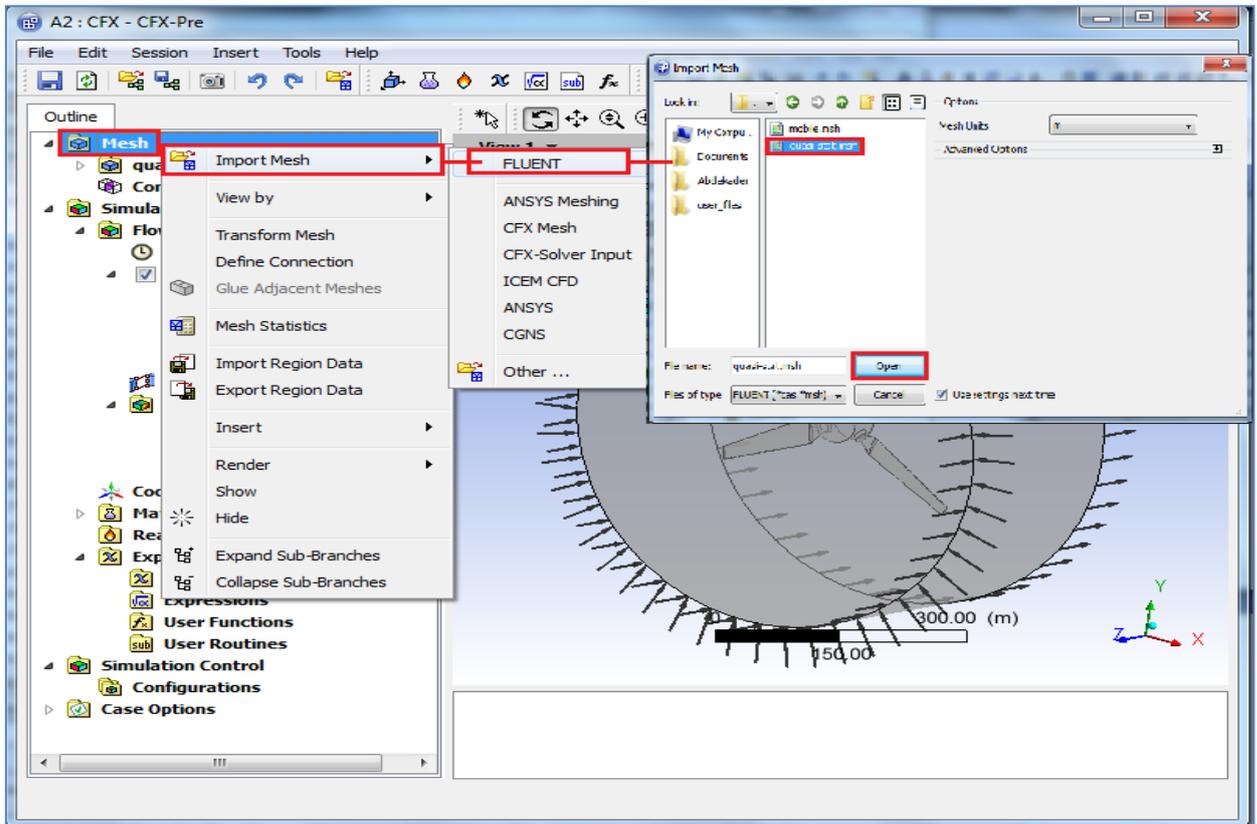


Figure IV.22 – Importation de maillage dans ANSYS CFX 13

#### IV.3.1.1.2 Modification des propriétés du fluide

On ouvre **Materials** de l'arbre d'ensemble **Outline Tree**, puis on double clique sur **Air at 25 C**, puis sur l'onglet **Material Properties** on change la densité à  $1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$ , la viscosité dynamique à  $1.7894 \text{ [Kg/m s]}$  et la température de référence à  $15 \text{ C}$ , après on clique **OK**.

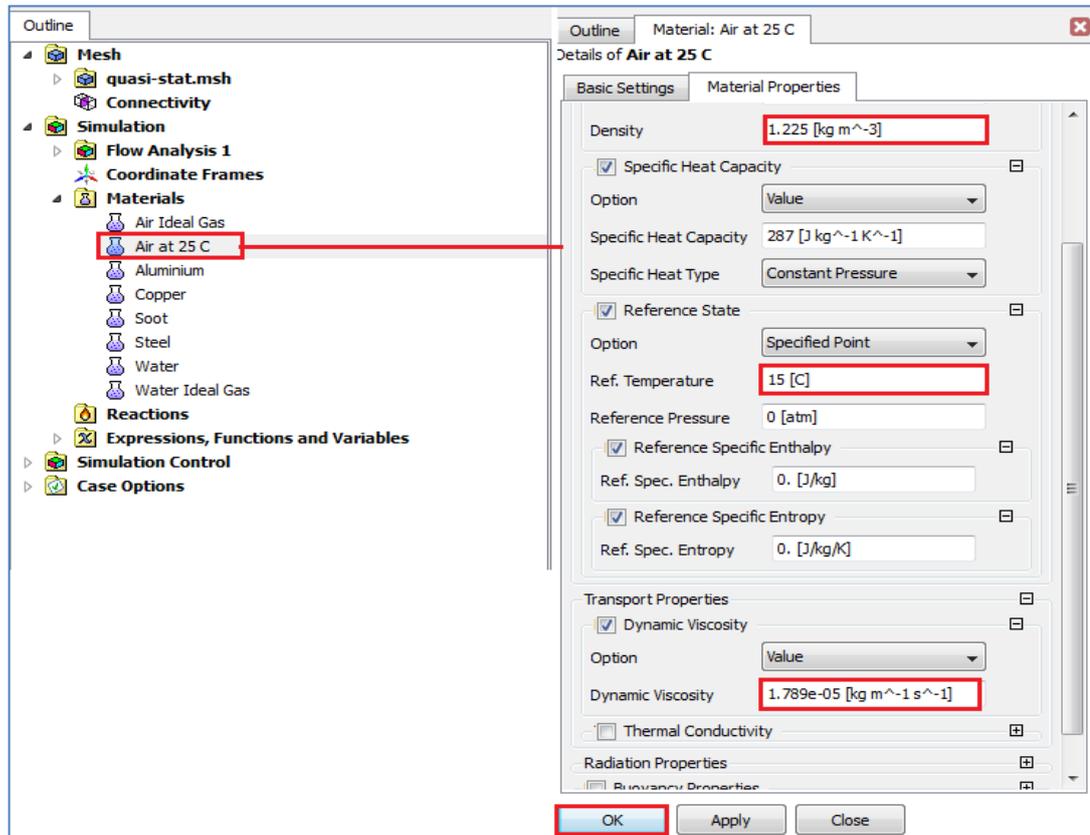


Figure IV.23 – Modification des propriétés du fluide

On double clique sur **Default Fluid**.

On fixe la pression de référence (**Reference Pressure**) à 0 [Pa]. On clique sur l'onglet

**Fluid Models**, puis on fixe la température à **288.16 K** et l'écoulement a **None(Laminar)** et on clique **OK**.

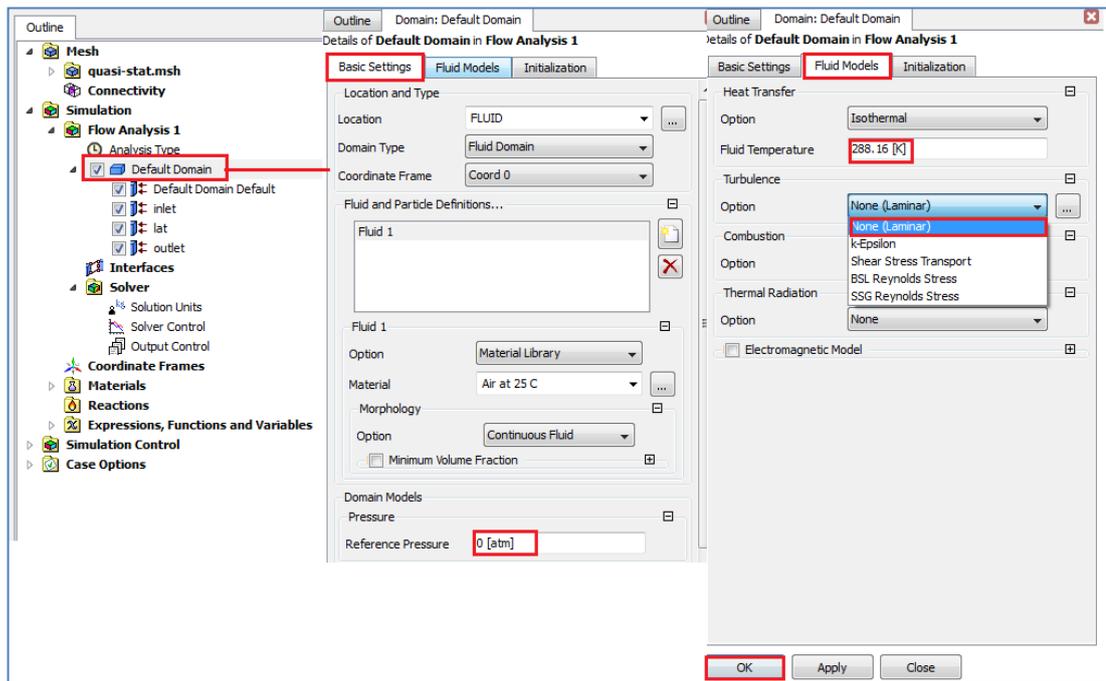


Figure IV.24 – Modification des propriétés de fluide

### IV.3.1.1.3 Conditions aux limites

#### IV.3.1.1.3.1 Condition d'entrée (Inlet)

On insère une condition aux limites (**Boundary Condition**) appelée (*Inlet*).

Dans l'option **Basic Settings**, on choisit le type de condition à limite **Inlet** et on sélectionne dans l'option **Location** la partie **SURFACE FARFIELD ENTREE** de notre géométrie.

On choisit l'onglet **Boundary Details**.

On spécifie **Mass and Momentum** à **Normal Speed** à  $40 [m/s]$

On clique sur **OK**

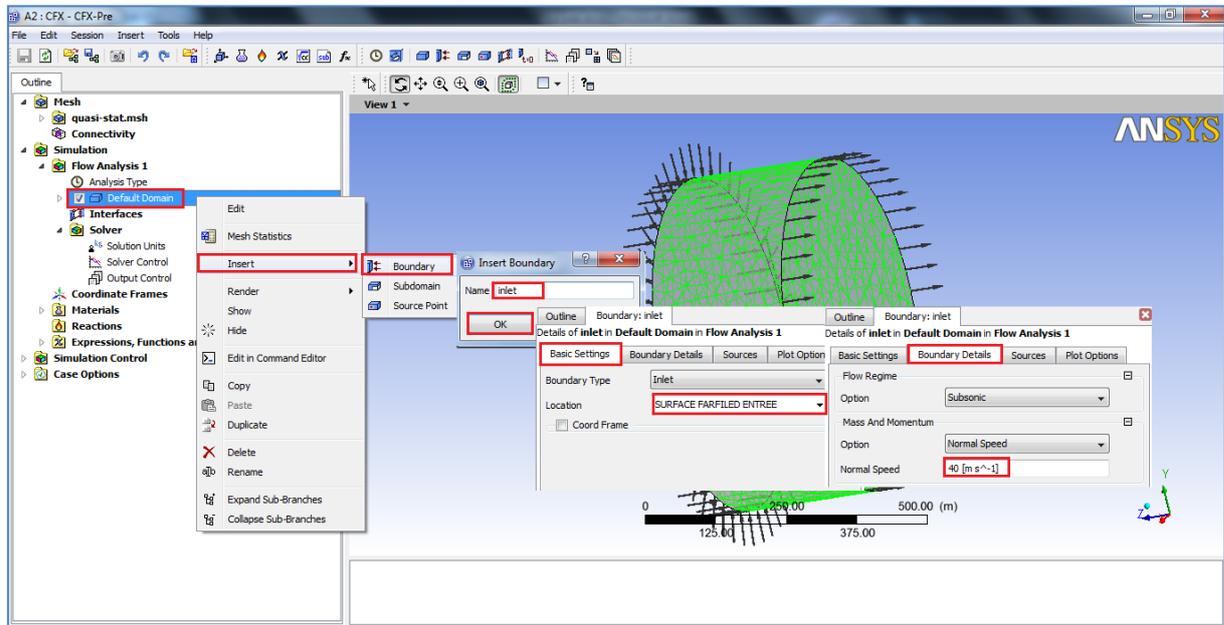


Figure IV.25 – Spécification de la condition d'entrée

#### IV.3.1.1.3.2 Condition de sortie (Outlet)

On insert une condition aux limites (**Boundary Condition**) appelée (**Outlet**).

Dans l'option **Basic Settings**, on choisit le type de condition à limite **Outlet**, on sélectionne dans l'option **Location** la partie **SURFACE FARFIELD SORTIE** de notre géométrie.

On choisit l'onglet **Boundary Details**.

On spécifie **Mass and Momentum** à **Normal Speed** à  $40 [m/s]$

On clique sur **OK**.

#### IV.3.1.1.3.3 La condition de la face latérale

On insert une condition aux limites (**Boundary Condition**) appelée (**Inlet**).

Dans l'option **Basic Settings**, on choisit le type de condition aux limites **Inlet** on sélectionne dans l'option **Location** la partie **SURFACE FARFIELD LATERAL** de notre géométrie.

On choisit l'onglet **Boundary Details**

On spécifie **Mass and Momentum** à **Cart. Vel. Compoments** (les composantes de vitesse dans le repère cartésien)  $a (U=0, V=0, W=-40 [m/s])$ .

Les surfaces d'hélice sont définies par défaut comme des parois (**Wall**).

#### IV.3.1.1.4 Solver control

1. On double clique sur **Solver Control** se trouvant dans l'arbre d'ensemble **Outline Tree**.
2. On fixe **Residual Target** a **1e-4**.
3. On clique sur **OK**.

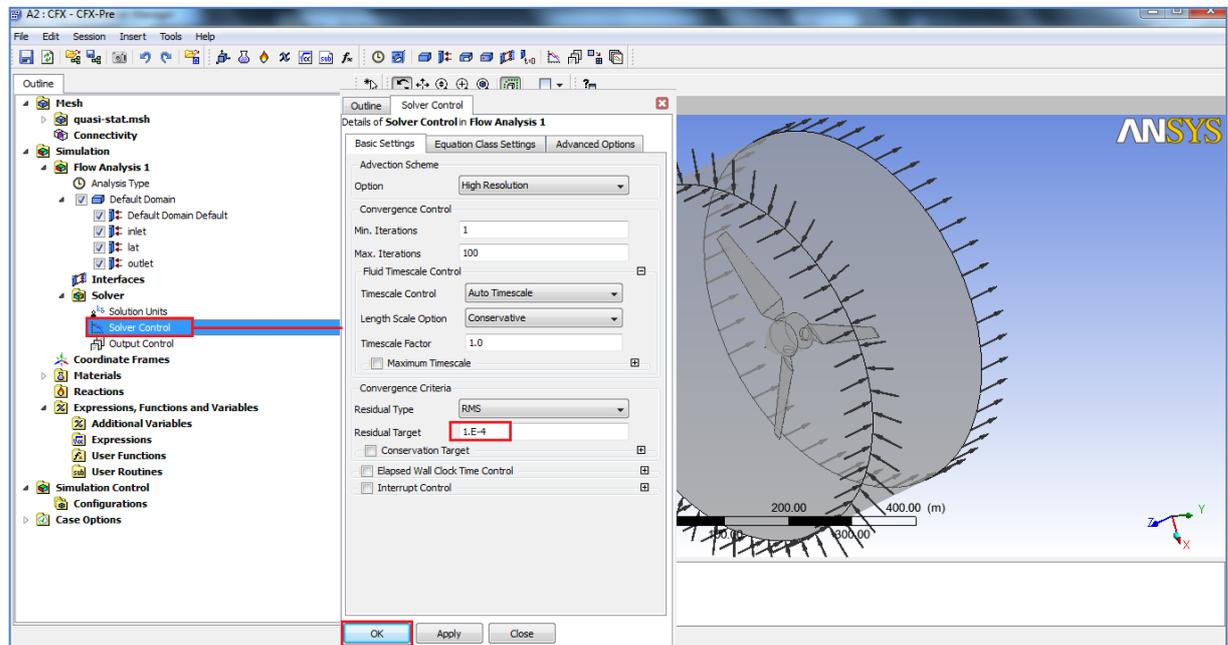


Figure IV.26 – Réglage des commandes des résidus

#### V.3.1.1.5 Solver Manager

1. On ferme **CFX-Pre** et on passe à la fenêtre de projet **Workbench**
2. On sauvegarde le projet.
3. Maintenant on double clique sur **Solution** dans le schéma de projet pour démarrer le **Solver Manager**.
4. Une fois le **Solver Manager** s'ouvre, on clique sur **Start Run**
5. Quand la solution converge, on ferme le **Solver Manager** et on retourne à la fenêtre de projet.
6. On enregistre le projet.

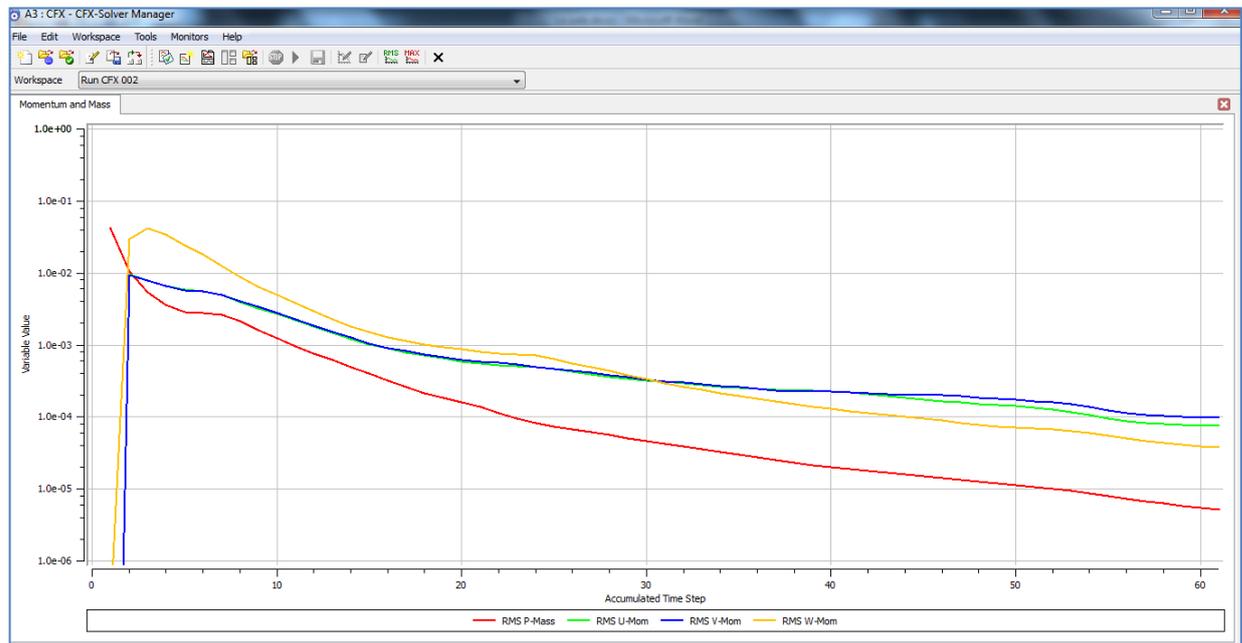


Figure IV.27 – L'évolution des résidus

Après 62 itérations, la convergence des résidus est satisfaite.

#### V.3.1.1.6 CFD-Post

On visualise les résultats en **CFD-Post** par le double cliquage sur **Resultats** trouvé dans le **schéma de projet** dans le **Workbench**.

1. pour insérer le contour de pression statique on clique sur  et on le nomme **Contour1**.
2. on clique sur , après on sélectionne **Default Domain Default**.
3. on fixe **Variable** à **Pressure**.
4. on clique sur **Apply**.

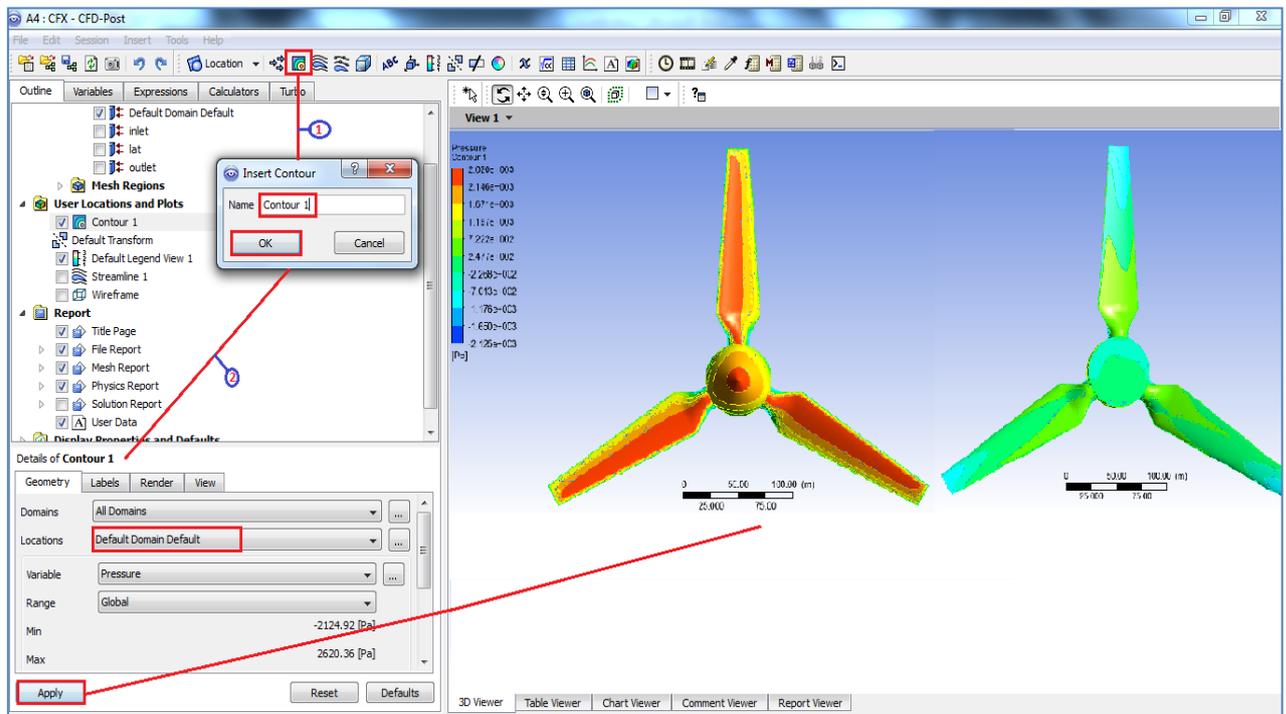


Figure IV.28 – Insertion de contour de pression statique

Et pour visualiser les lignes de courant (**Streamline**) on clique sur  et on le nomme **Streamline1**.

On choisit **Start From > Inlet**, c'est-à-dire les lignes de courant commence depuis la surface d'entrée du domaine, on change le nombre maximal des lignes de courant (**Max Points**) a 500, puis on clique **Apply**.

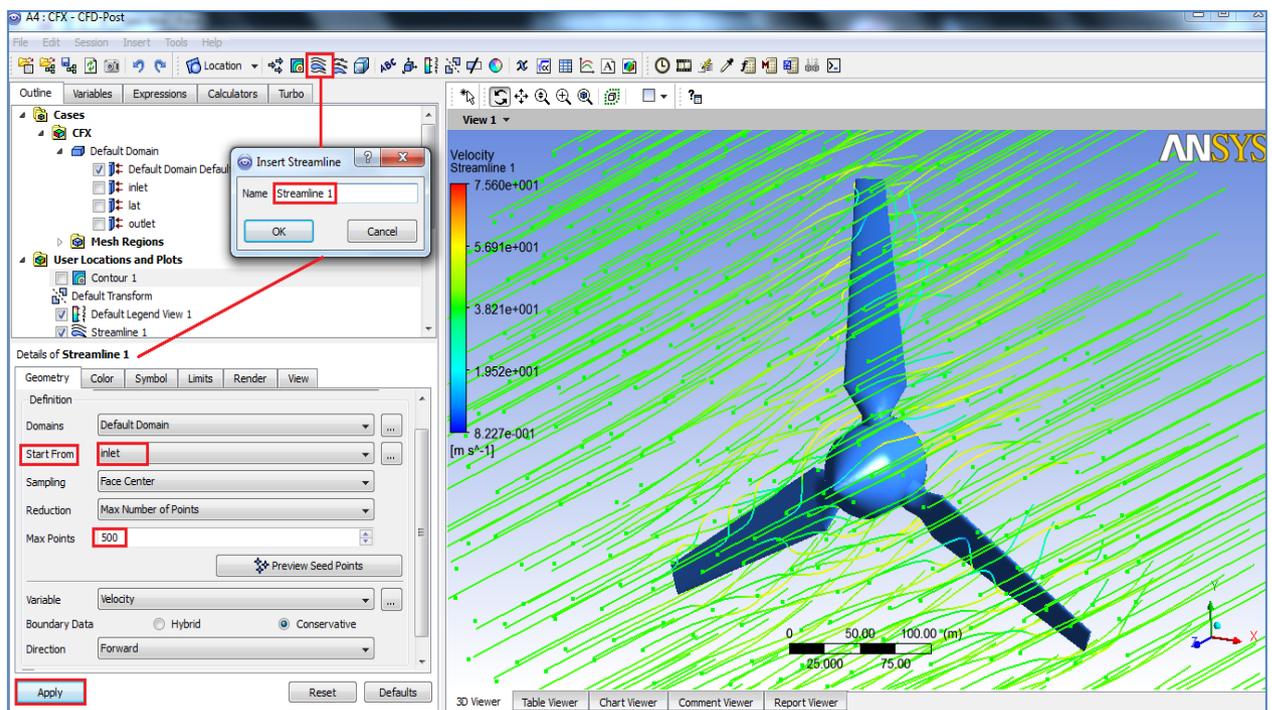


Figure IV.29 – Insertion des lignes de courant (streamline)

Et pour visualiser le mouvement des molécules d'air on clique sur **Animation** puis on sélectionne **Streamline1** puis sur **Play**.

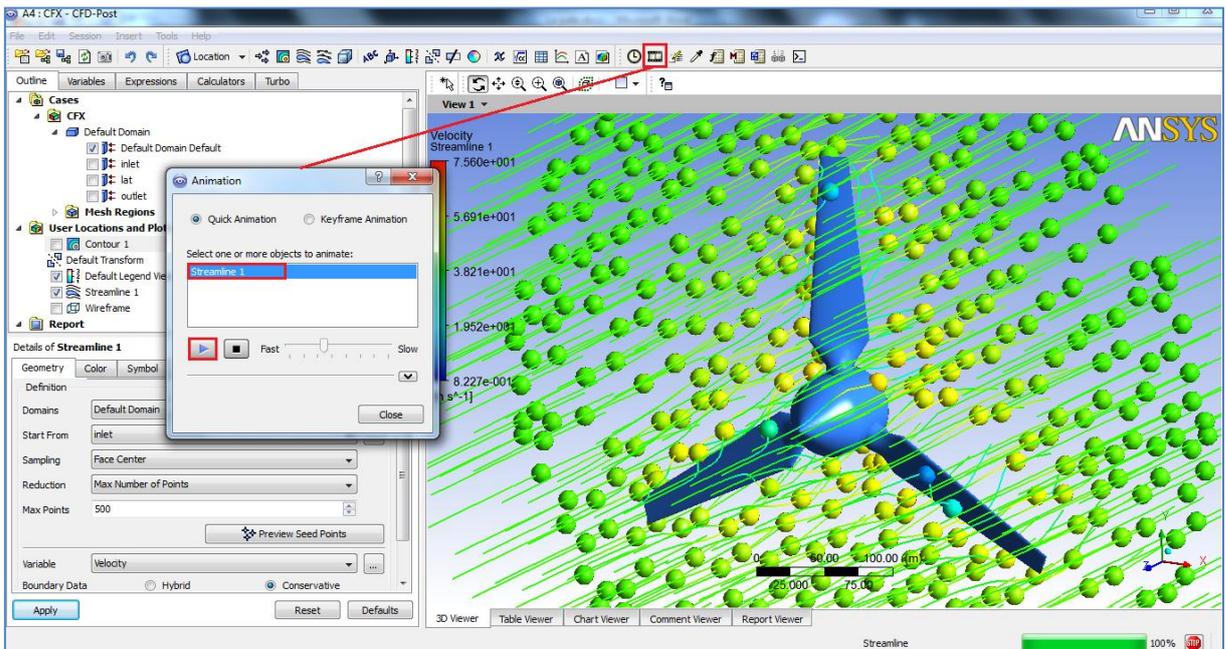


Figure IV.30 – Visualisation de mouvement des molécules d'air

Et pour l'enregistrement de vidéo d'animation on clique sur  puis sur **Save Movie** on choisit un lieu d'enregistrement puis un Format **MPEG**.

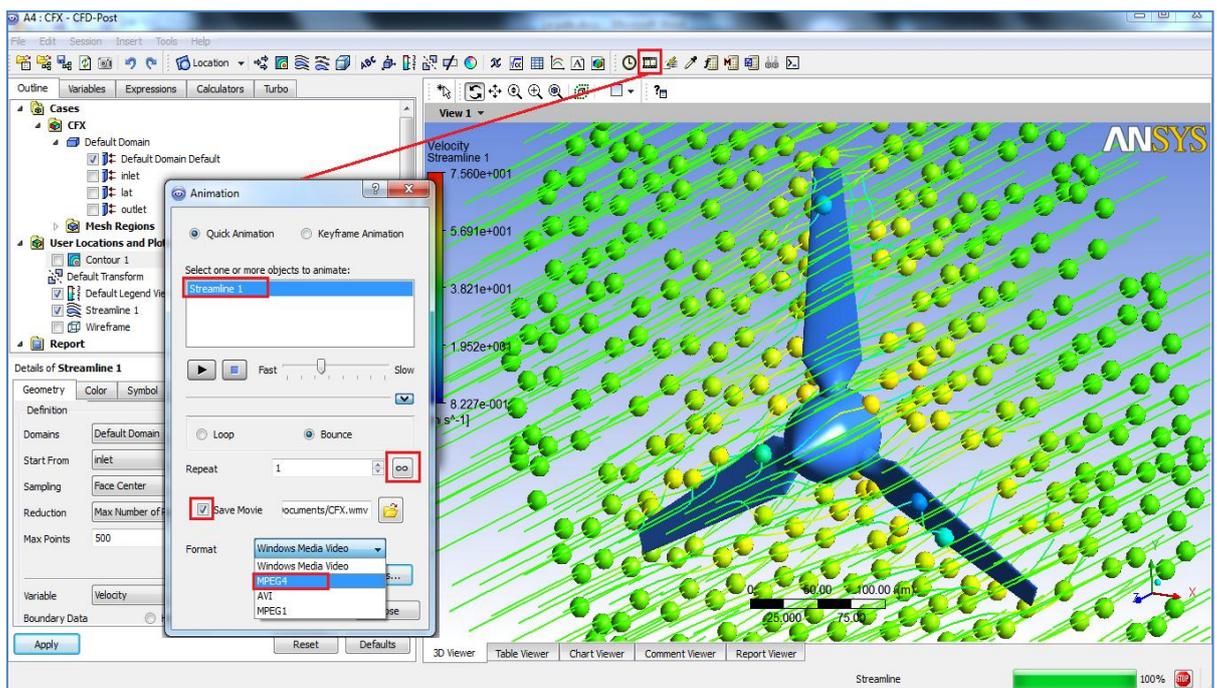


Figure IV.31 – Enregistrement de vidéo qui montre le mouvement des molécules d'air

### IV.3.1.2 ANSYS FLUENT 13

#### IV.3.1.2.1 Workbench :

- 1) On lance le Workbench de ANSYS 13 on sauvegarde le projet sous un nom
- 2) Dans la boîte d'outil on choisit le menu système de composants après on double clique sur **FLUENT** pour qu'il s'ouvre au schéma de projet, deux choix vont apparaitre :
  - a- Configuration
  - b- Solution
- 3) On lance le **FLUENT** on double clique sur configuration.
- 4) On choisit **3D** sous **Dimension** et on clique **OK**.

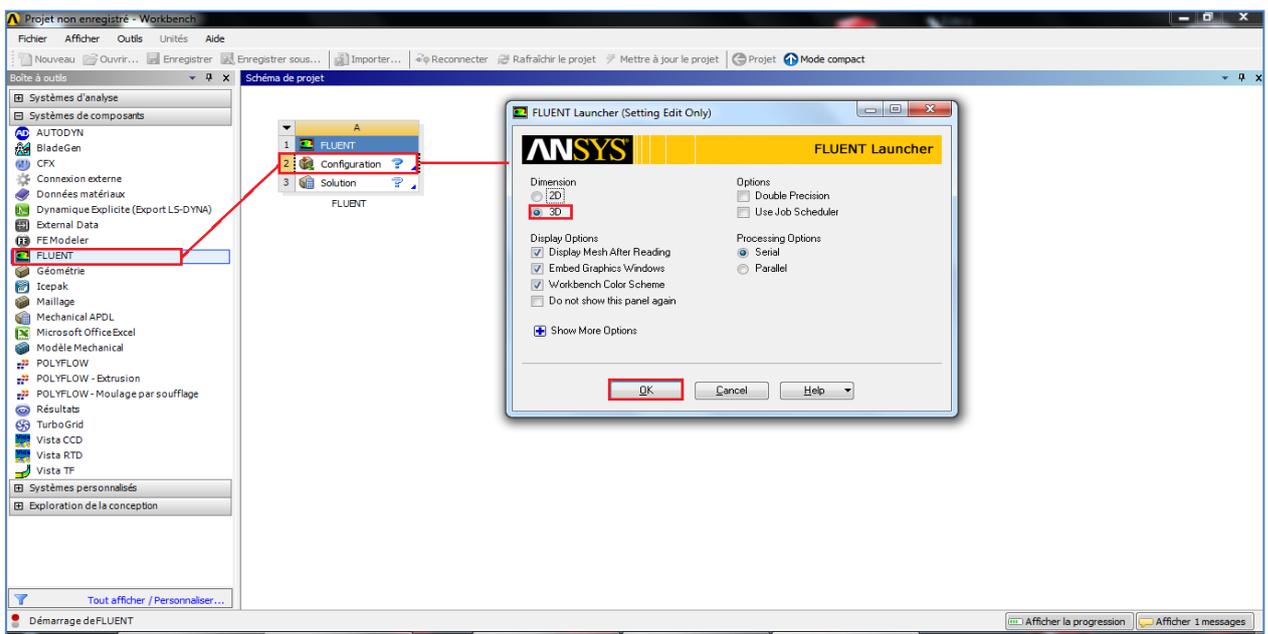


Figure V.32 – Lancement d'ANSYS FLUENT13 dans le Workbench

#### IV.3.1.2. 2 Importation du maillage

1. Sous le menu file de fluent on sélectionne **Import > Mesh**
2. On appelle au fichier de maillage et on clique **OK**.

Après la lecture de maillage, on le contrôle par **Mesh > Check Option** ou par l'utilisation de **Check** sous **Problem Setup > General**. Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

3. On sélectionne **Pressure Based** (incompressible) et **Steady** (permanent) trouvant dans **Problem Setup > General > Solver**.

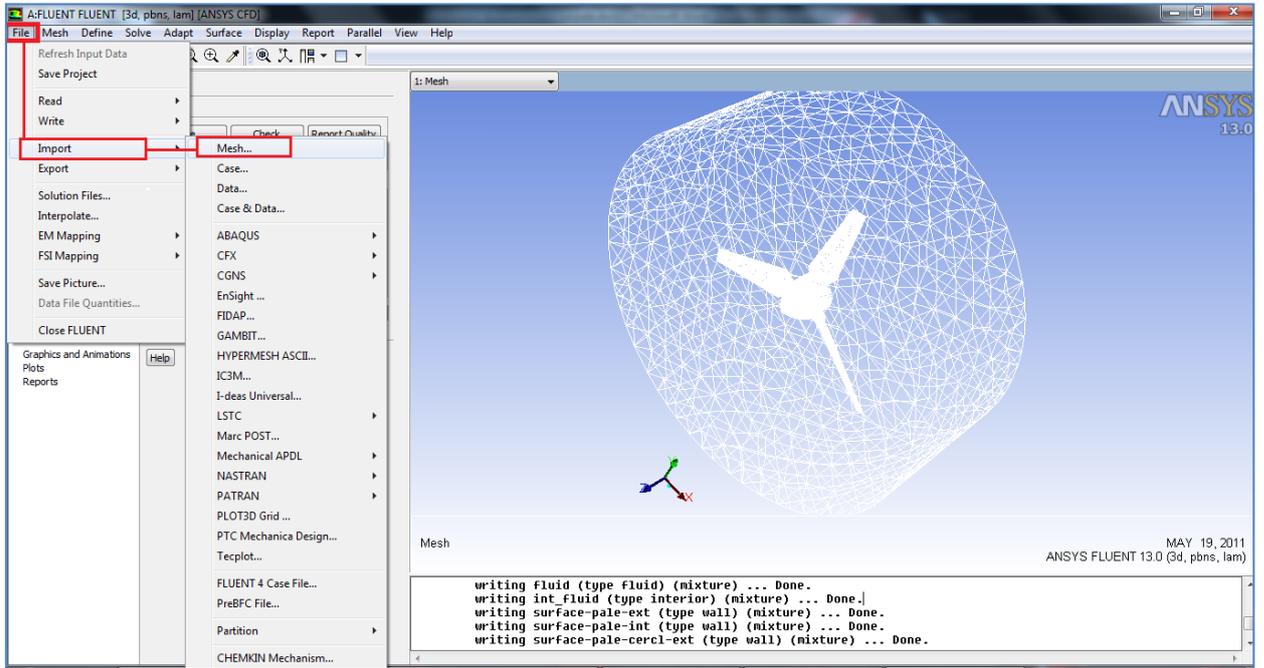


Figure IV.33 – Importation de maillage dans ANSYS FLUENT 13

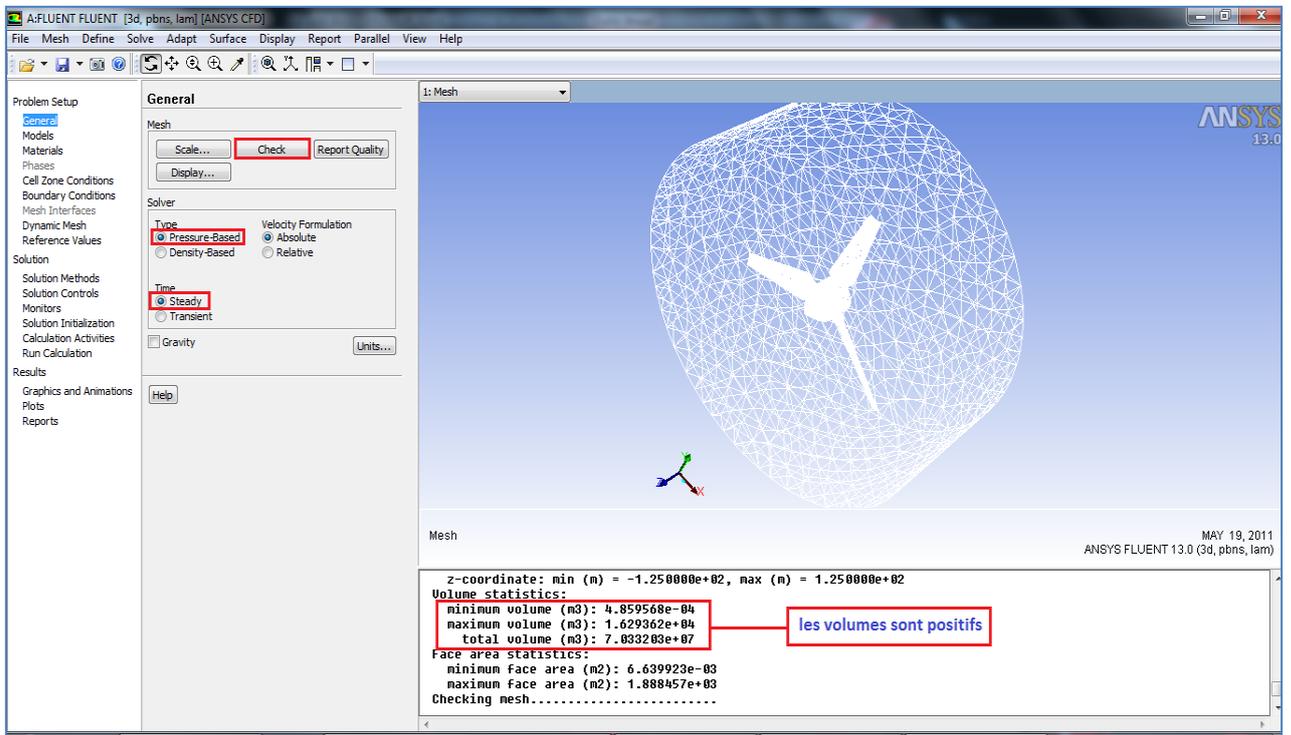


Figure IV.34 – Spécification de l'écoulement et contrôle de maillage

### IV.3.1.2.3 Réglage de Models

On spécifie le model d'écoulement laminaire utilisant **Problem Setup** > **Models** > **Viscous** . On double clique sur la dernière et on sélectionne **Laminar**.

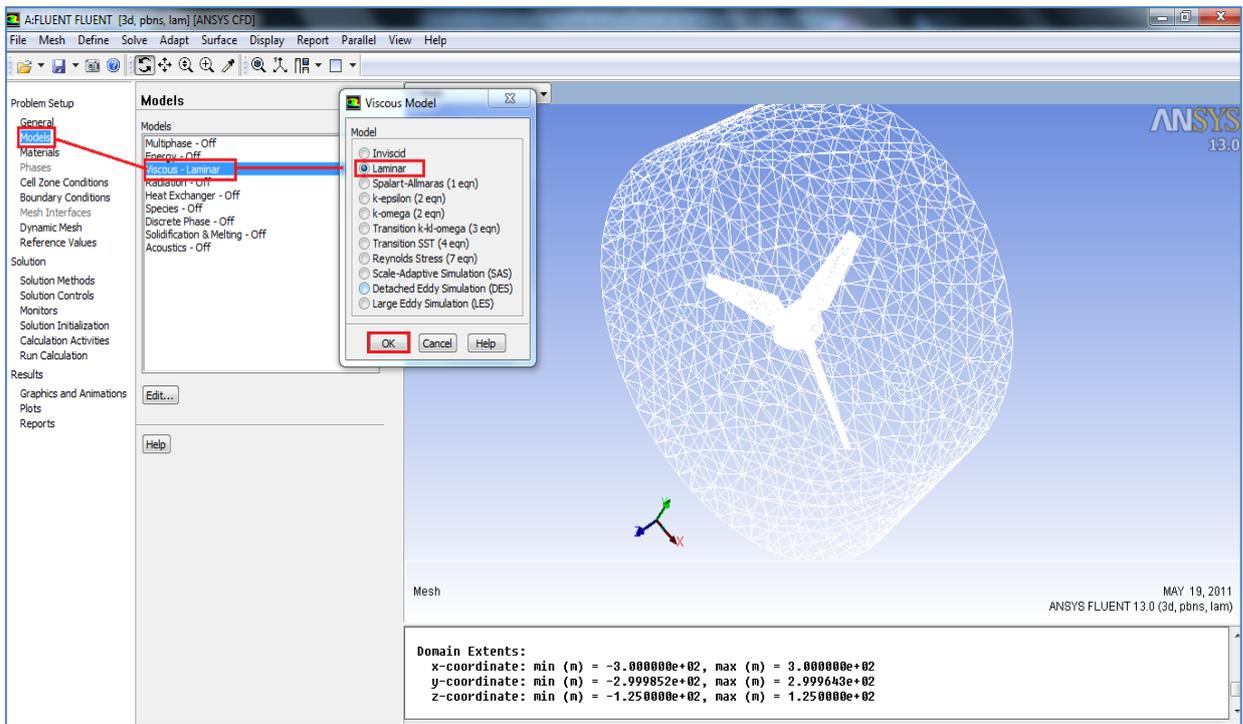


Figure IV.35 – Spécification de l'écoulement laminaire

### IV.3.1.2.4 La matière (Materials)

On définit la matière en utilisant **Problem Setup** > **Materials**

1. On clique sur *air* pour ouvrir la fenêtre **Create/Edit Materials**
2. On change la densité (**Density**) et la viscosité (**Viscosity**) à 1.225 kg/m<sup>3</sup> et 1.7894 e-05 kg/(m-s) respectivement.
3. On clique sur **Change/Create**

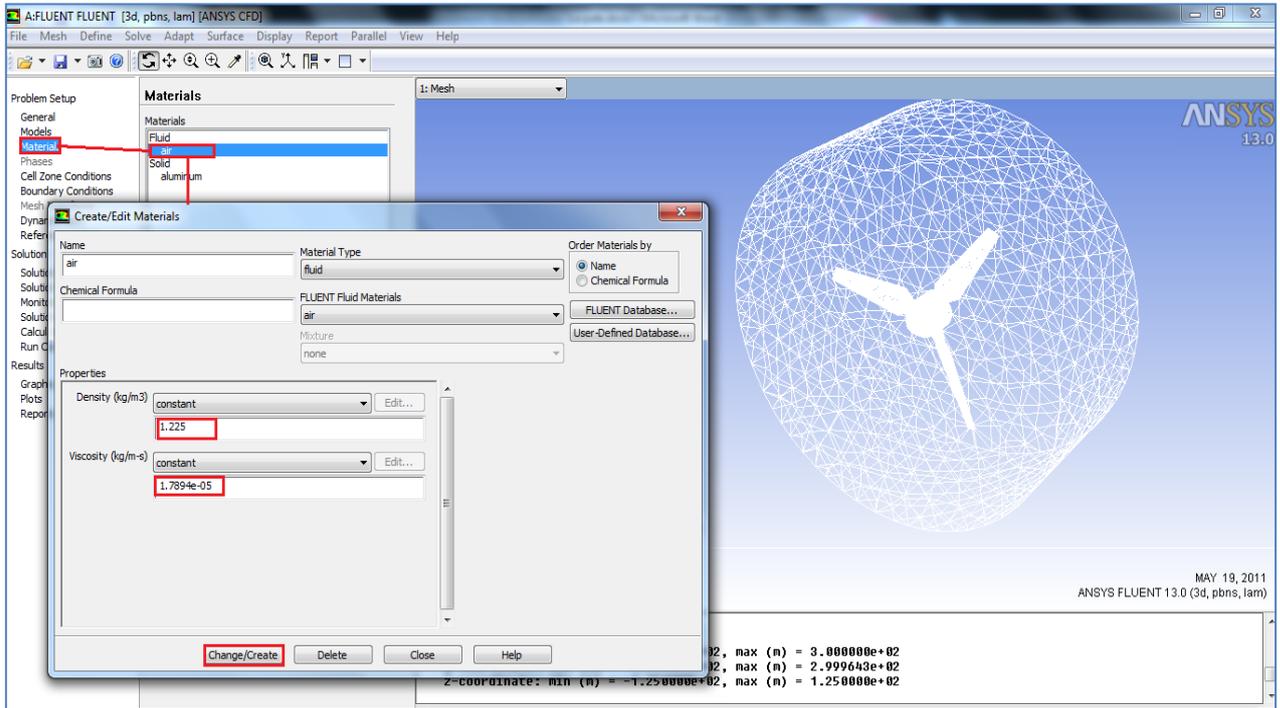


Figure IV.36 – Définition de la nature de fluide

#### IV.3.1.2.5 La condition de zone (Cell Zone Conditions)

Sous **Problem Setup** > **Cell Zone Conditions** on clique sur **Operating Conditions...** et on fixe **Operating Pressure (Pascal)** à 0.

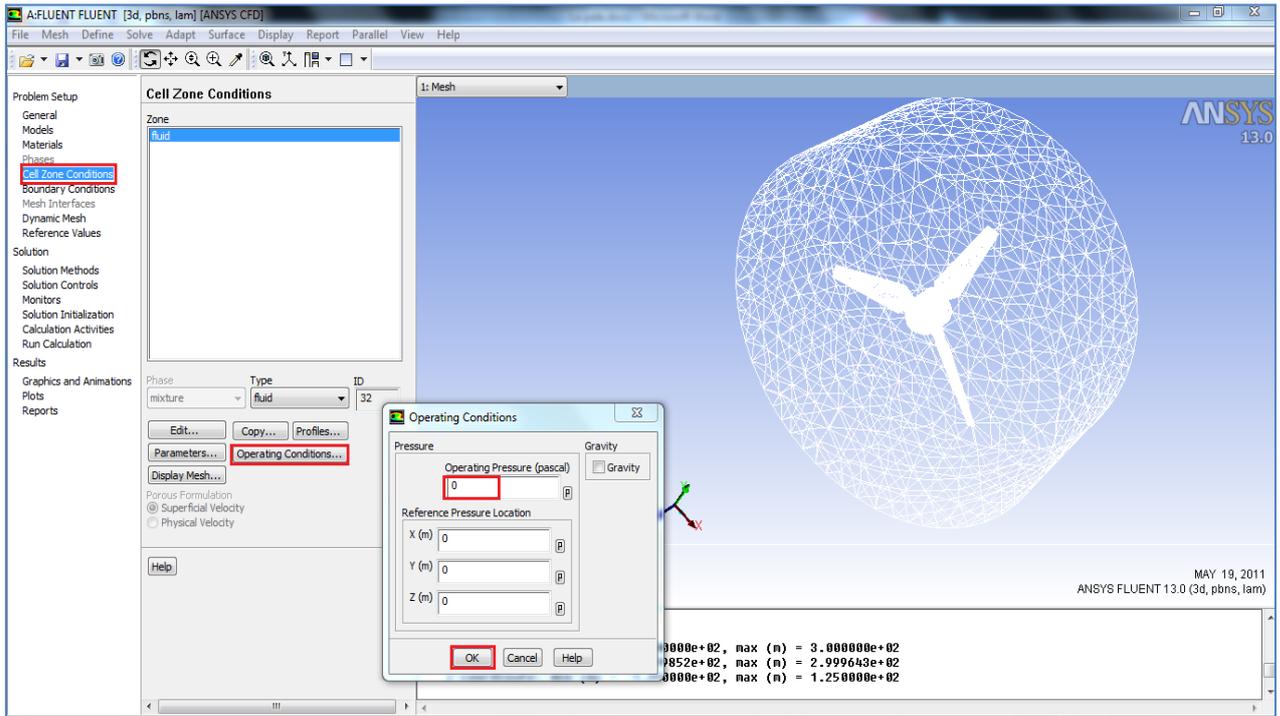


Figure IV.37 – Operating pressure

### IV.3.1.2.6 Les conditions aux limites (Boundary Conditions)

#### IV.3.1.2.6.1 La condition d'entrée

Pour **surface-farfiled-entree** on choisit le type de condition aux limites **Inlet-Velocity** on clique **Edit** et on choisit 40 [m/s] dans **Velocity Magnitude**.

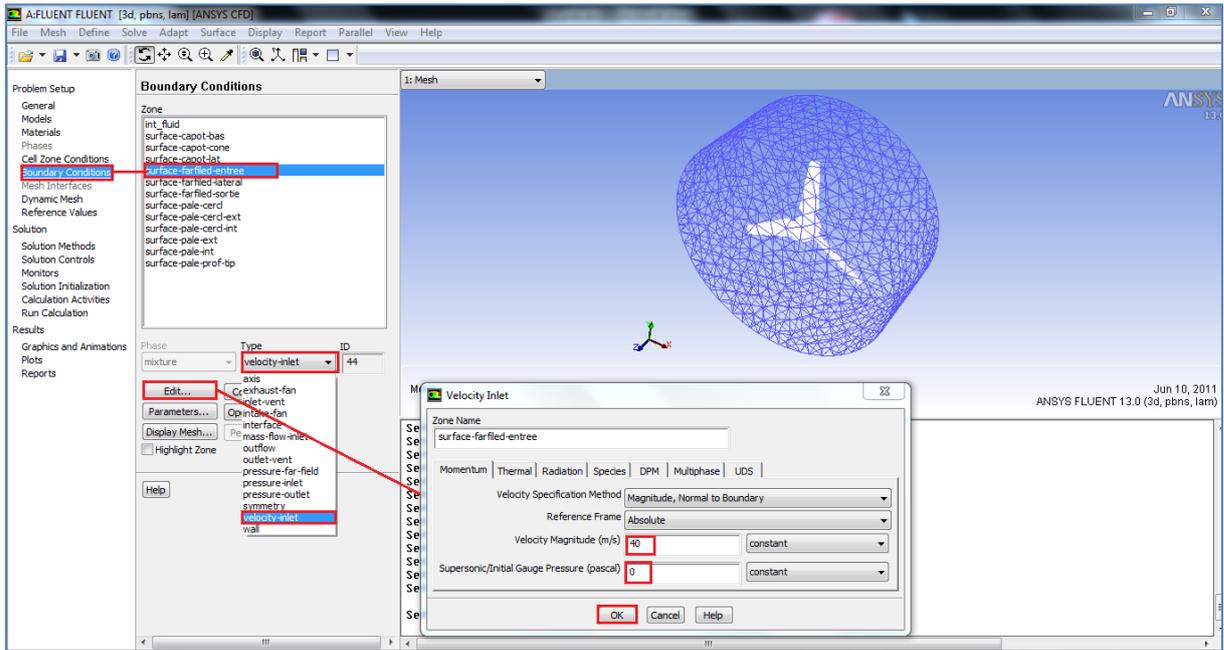


Figure IV.38 – Spécification de la condition d'entrée

#### IV.3.1.2.6.2 La condition de sortie

Pour **surface-farfiled-sortie** on choisit le type de condition aux limites **Inlet-velocity** on clique **Edit** et on choisit - 40 [m/s] dans **Velocity Magnetude** .

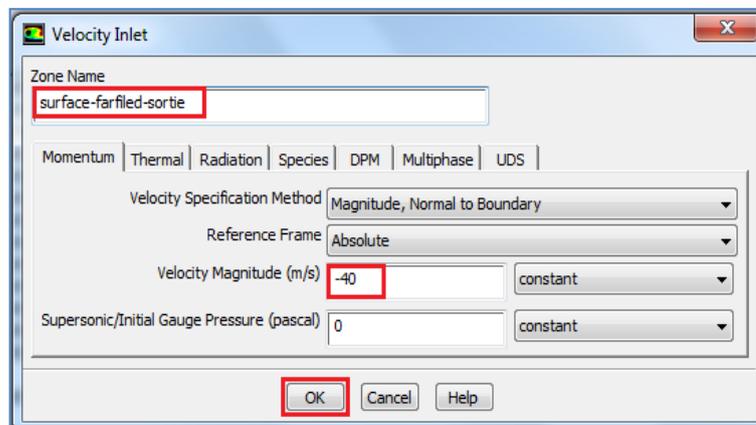


Figure IV.39 – Spécification de la condition de sortie

#### IV.3.1.2.6.3 La condition a la face latérale du domaine

Pour **surface-farfield-laterale**, on choisit le type de condition aux limites **Inlet-velocity** on clique **Edit** et on change **Velocity Magnitude** en **Components** et on entre le vecteur vitesse  $(0.0, -40)$  [m/s].

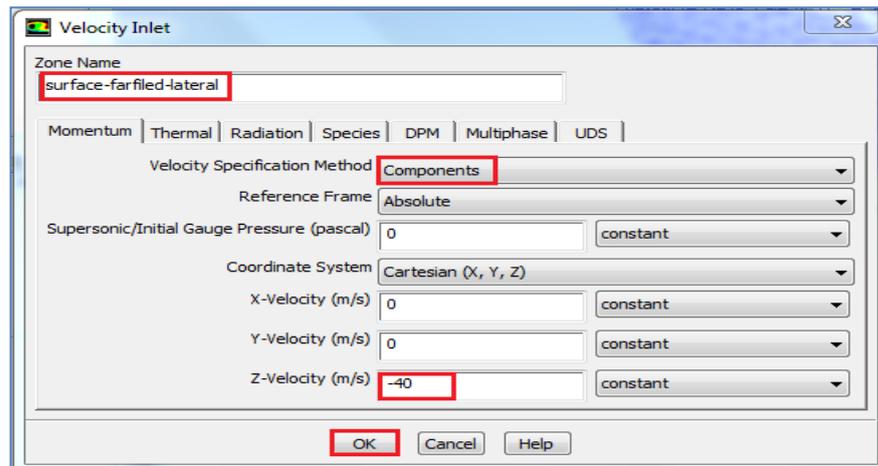


Figure IV.40 – Spécification de la condition de la face latérale de domaine

#### IV.3.1.2.7 Commande de la solution (Monitors)

La commande aux résidus en utilisant **Solution > Monitors**

1. On double clique sur **Residuals**.
2. On active **Plot** sous **Options**.
3. On spécifie le critère de convergence absolue (**Absolute Criteria**) à **1e-4**.

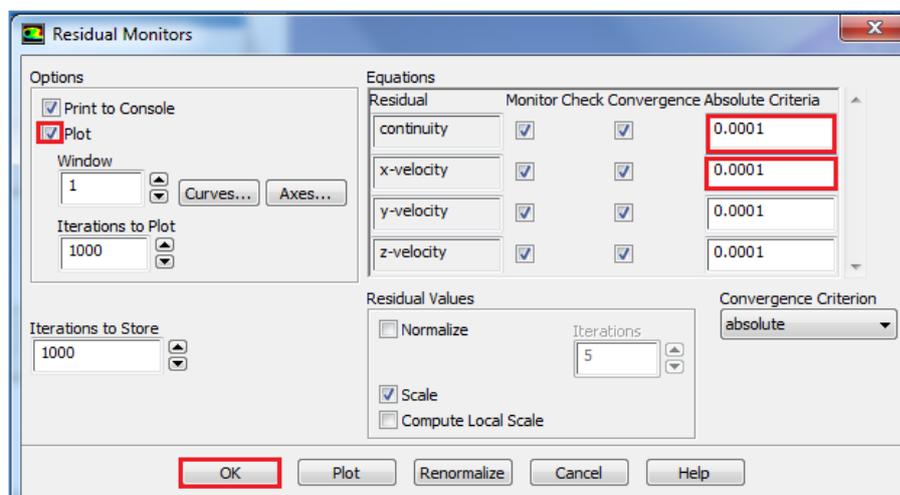


Figure IV.41 – Commande des résidus

#### IV.3.1.2.8 Initialisation de la solution (*Initialization*)

On utilise l'option ***Solution > Monitors > Solution Initialization***

- 1) On sélectionne ***inlet*** sous ***Compute From***
- 2) On clique sur ***Initialize*** pour initialiser la solution.

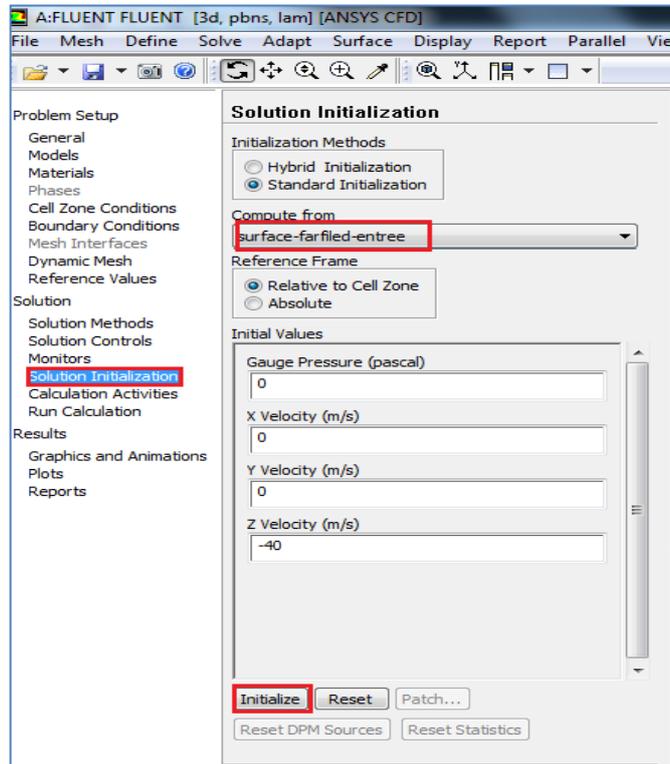


Figure IV.42– Initialisation de la solution

- 1) Pour démarrer la solution on utilise ***Solution > Run Calculation***
- 2) On entre 1000 pour le nombre maximal d'itérations (***Number of Iterations***) et on clique sur ***Calculate***.

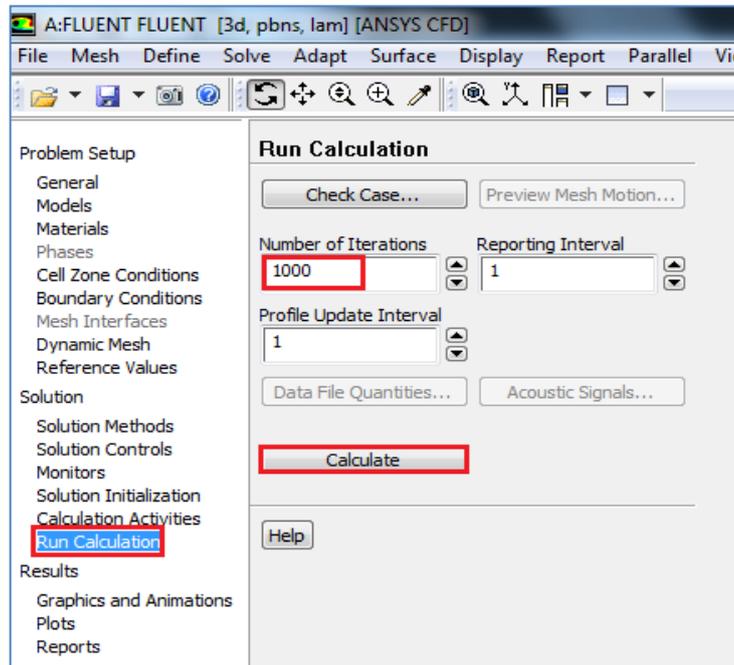


Figure IV.43 – Lancement de calcul de la solution

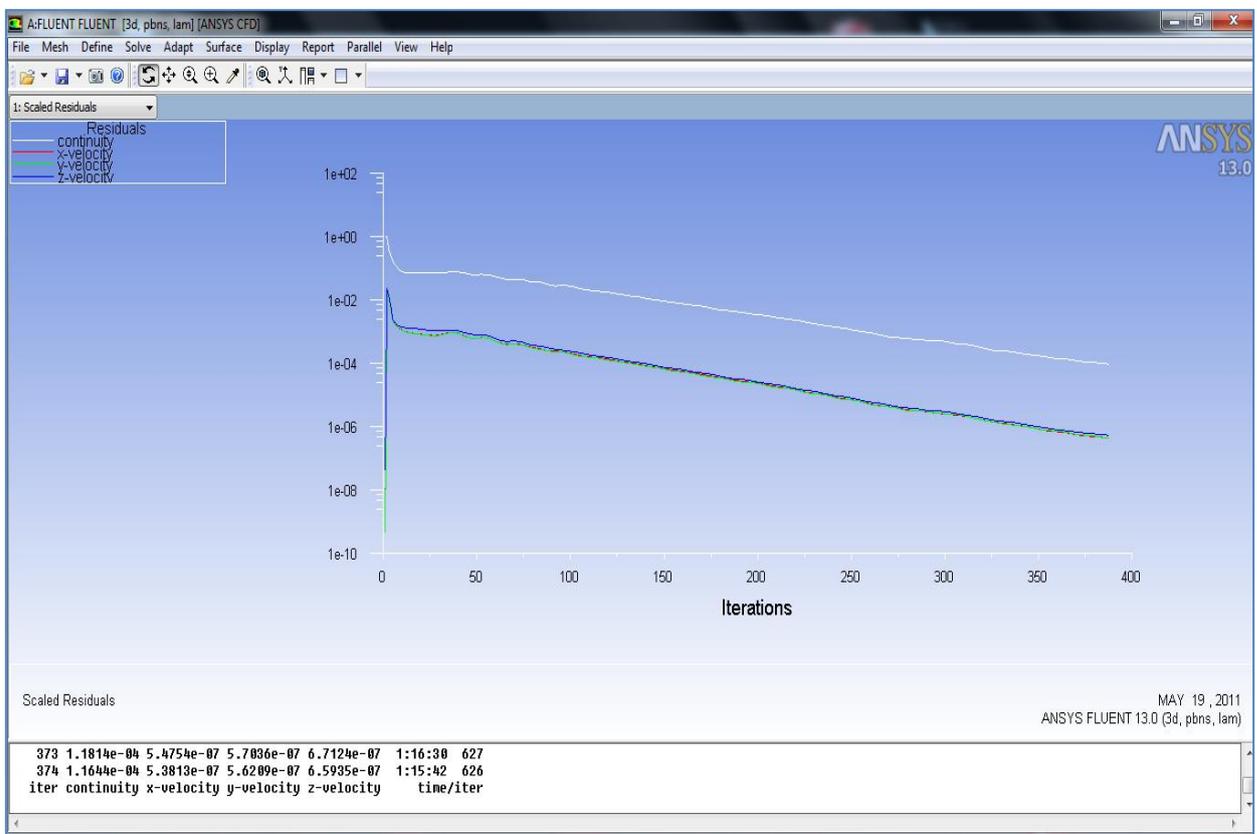


Figure IV.44 – L'évolution des résidus

Après 393 itérations, la convergence des résidus est satisfaite.

### IV.3.1.2.9 Visualisation des résultats

Pour la visualisation de contour de pression statique de l'hélice on utilise **Display > Graphics and Animations**

On double clique sur Contours une nouvelle fenêtre s'ouvre ;

On sélectionne **Pressure** sous **Contours of** et **Static Pressure** en suite on sélectionne **Toutes les surfaces** de l'hélice sous **Surfaces**.

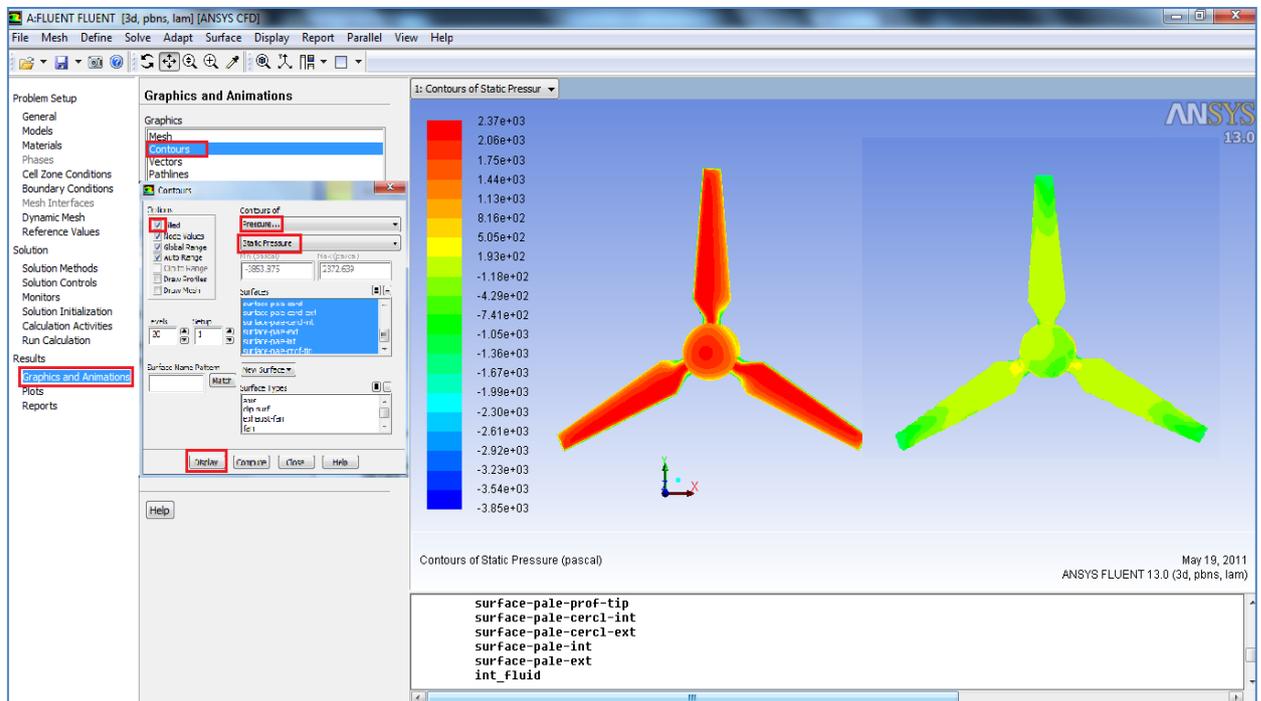


Figure V.45 – Procédure à suivre pour la visualisation de contour de pression

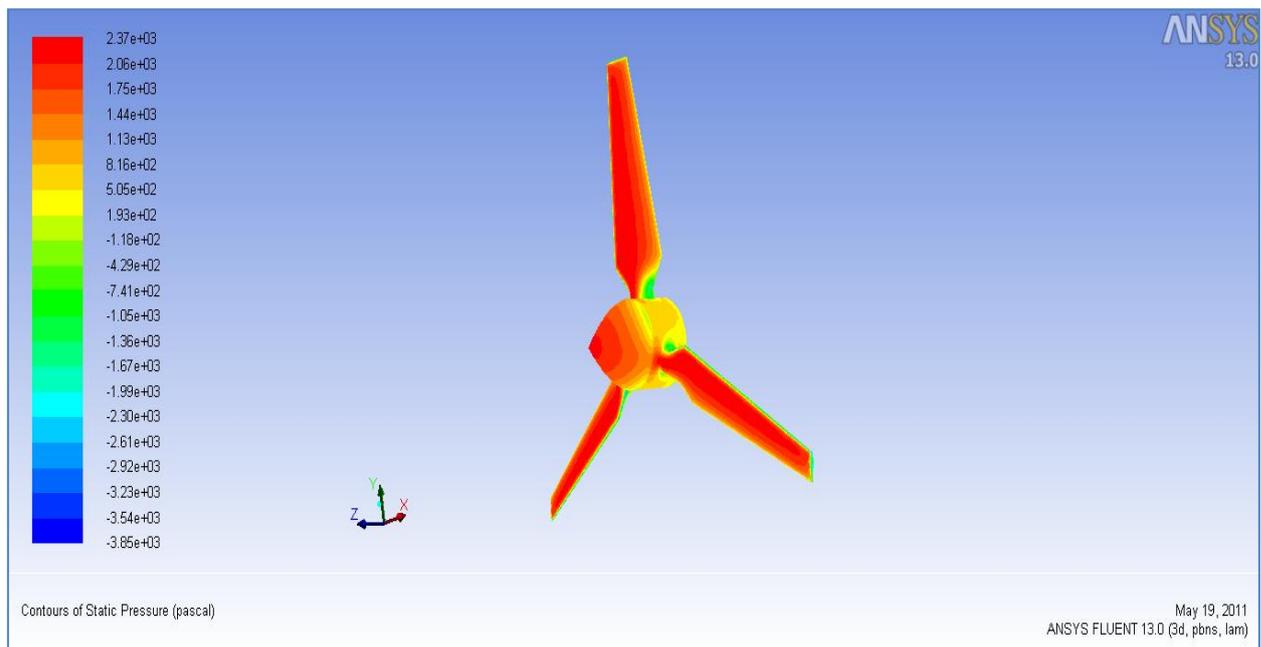


Figure IV.46 – Le contour de pression statique sur l'extrados

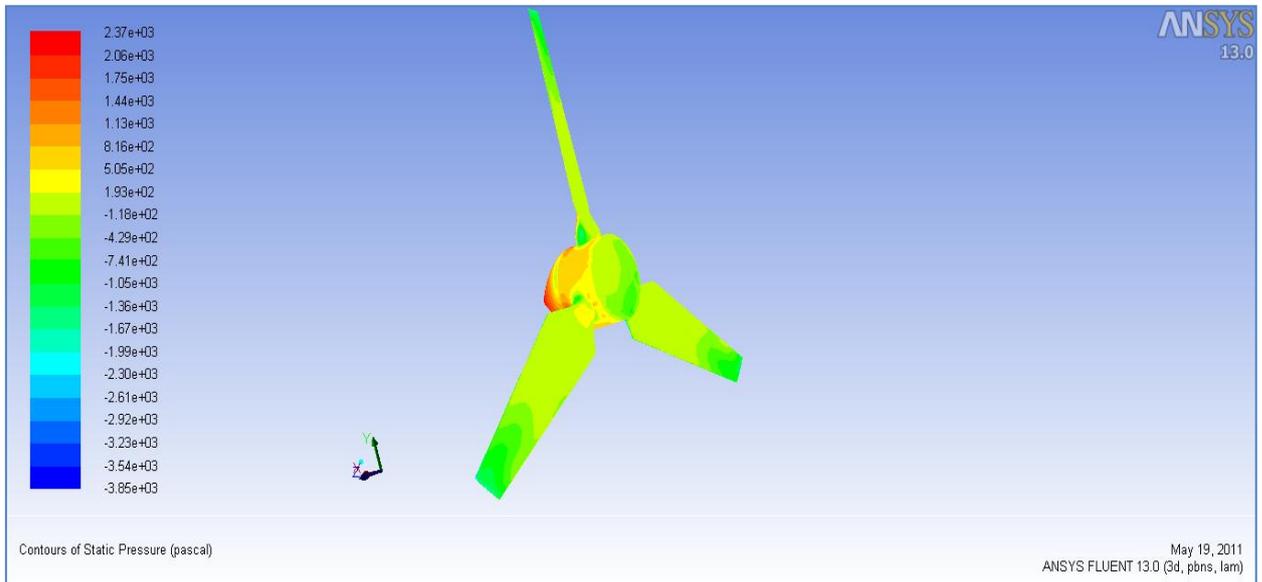


Figure IV.47 – Le contour de pression statique sur l'intrados

#### IV.3.1.2.10 Interprétation des résultats

A partir de la visualisation de contour de pression statique ; il y a une apparition d'une zone à haute pression sur la face avant d'hélice (les extrados, le capot d'hélice) et une zone basse pression dans la face arrière d'hélice (les intrados). Alors des forces de pression résultent qui agissent sur la face d'hélice suivant la direction du vent (-Z).

### IV.3.2 Le cas d'hélice en rotation

#### IV.3.2.1 ANSYS FLUENT 13

##### IV.3.2.1.1 Workbench :

- a. On lance le Workbench de ANSYS 13 on sauvegarde le projet sous un nom
- b. Dans la boîte d'outil on choisit le menu système de composants après on double clique sur **FLUENT** pour qu'il s'ouvre au schéma de projet 2 choix vont apparaître :
  - 1- Configuration
  - 2- Solution
- c. On lance le **FLUENT** on double clique sur configuration.
- d. On choisit **3D** sous **Options** et on clique **OK**.

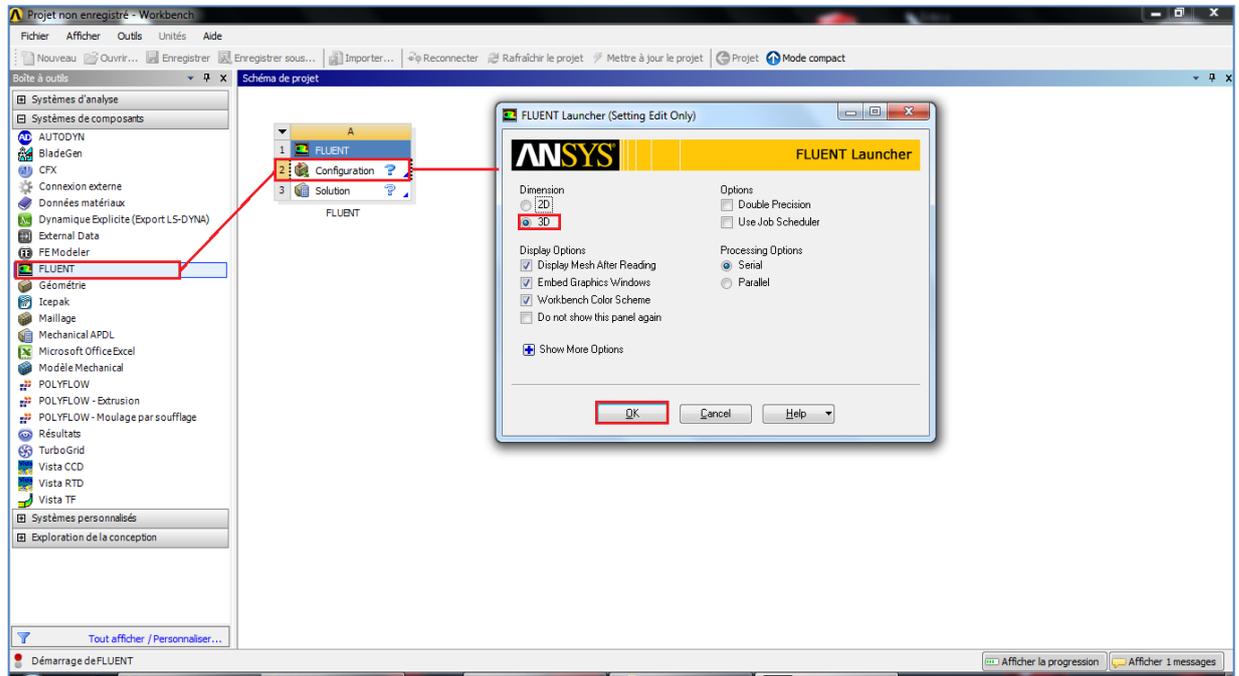


Figure IV.48 – Lancement de ANSYS Fluent 13 dans le Workbench

### IV.3.2.1.2 Importation du maillage

- 1- Sous le menu **File** de Fluent, on sélectionne **Import > Mesh**
- 2- On appelle au fichier de maillage et on clique **OK**.
- 3- On sélectionne **Pressure Based** (incompressible) et **Transient** (instationnaire) trouvant dans **Problem Setup > General > Solver**.

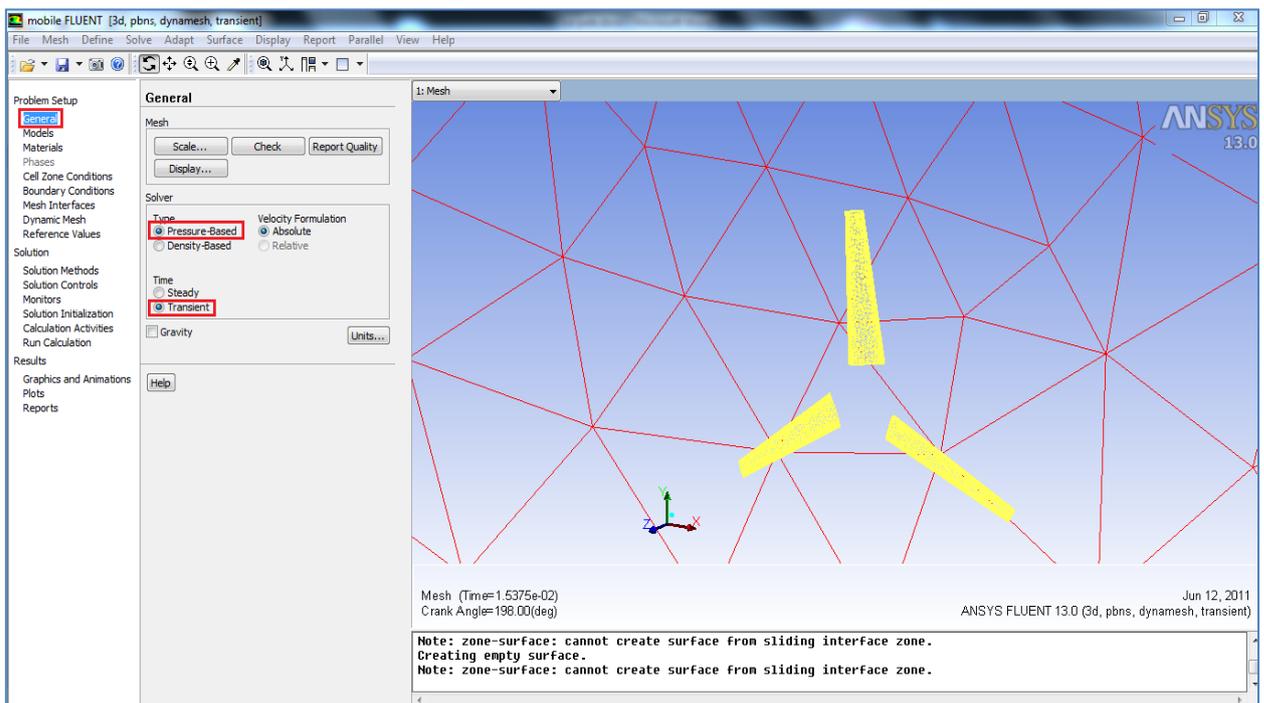


Figure IV.49 – Spécification de type de l'écoulement

### IV.3.2.1.3 Réglage de Modèles

On spécifie le modèle d'écoulement laminaire utilisant **Problem Setup > Models > Viscous**. On double clique sur la dernière et on sélectionne **Inviscid** (non visqueux).

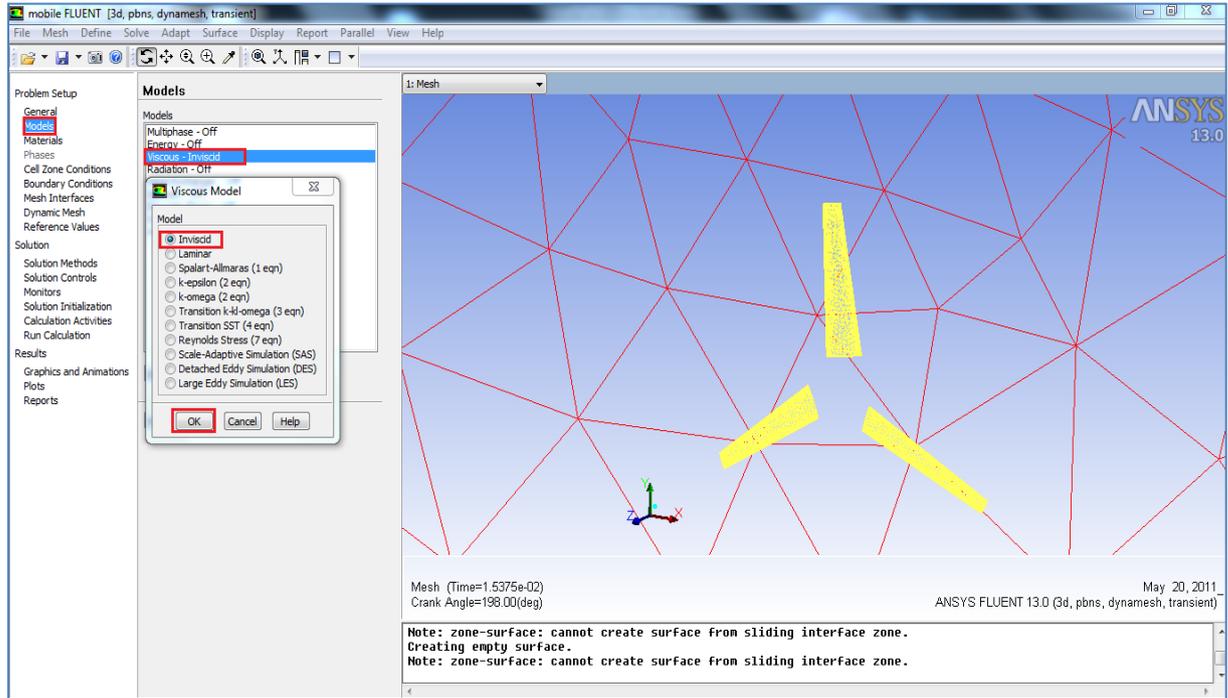


Figure IV.50 – Spécification de fluide non visqueux

### IV.3.2.1.4 La matière (Materials)

On définit la matière en utilisant **Problem Setup > Materials**

1. On clique sur **Air** pour ouvrir la fenêtre **Create/Edit Materials**
2. On fixe la densité à  $1.225 \text{ kg/m}^3$
3. On clique sur **Change/Create**.

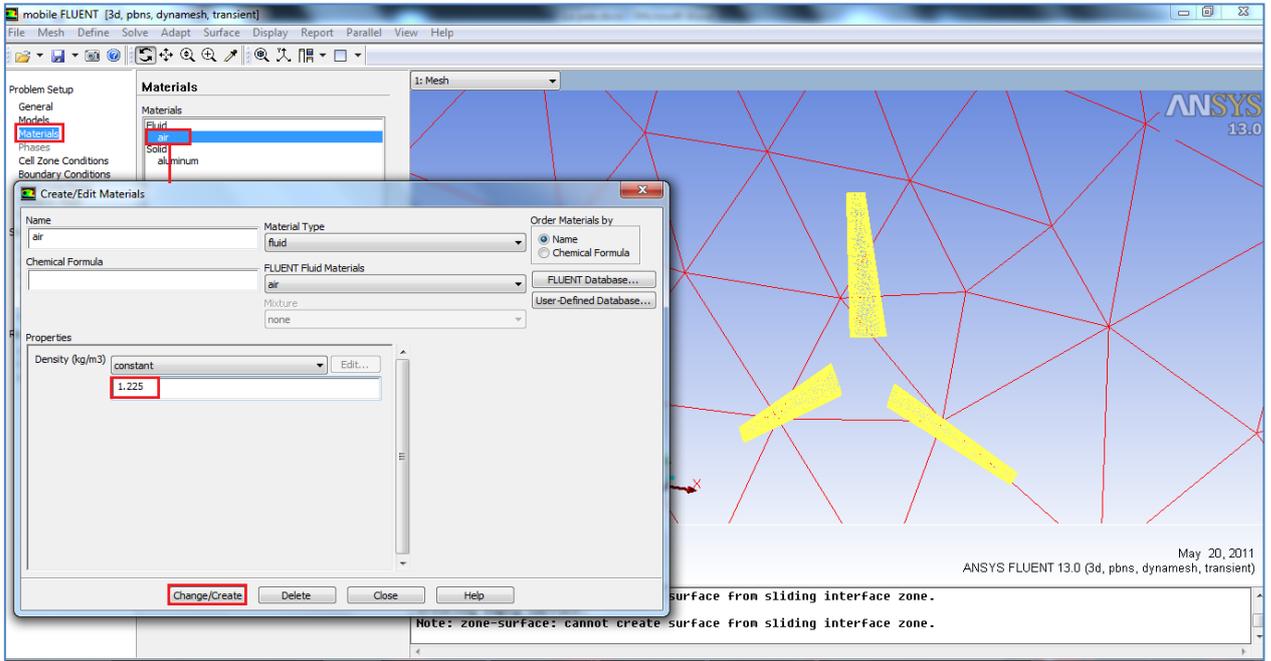


Figure IV.51 – Définition de la matière

### IV.3.2.1.5 Spécification de mouvement de chaque matière (fluide solide) Cell Zone Conditions

Dans notre cas le fluide est en repos alors qu'on laisse sa configuration par défaut, et concernant les pales on les met en rotation, on double clique sur **pal1**, puis on choisit **Mesh Motion**, après on entre une vitesse de rotation de **70 [rad/s]** et on laisse les autres paramètres par défauts (origine de rotation (0,0,0) l'axe de rotation **Z**), et pour les pales **pal2** et **pal3**, on refait la même chose .

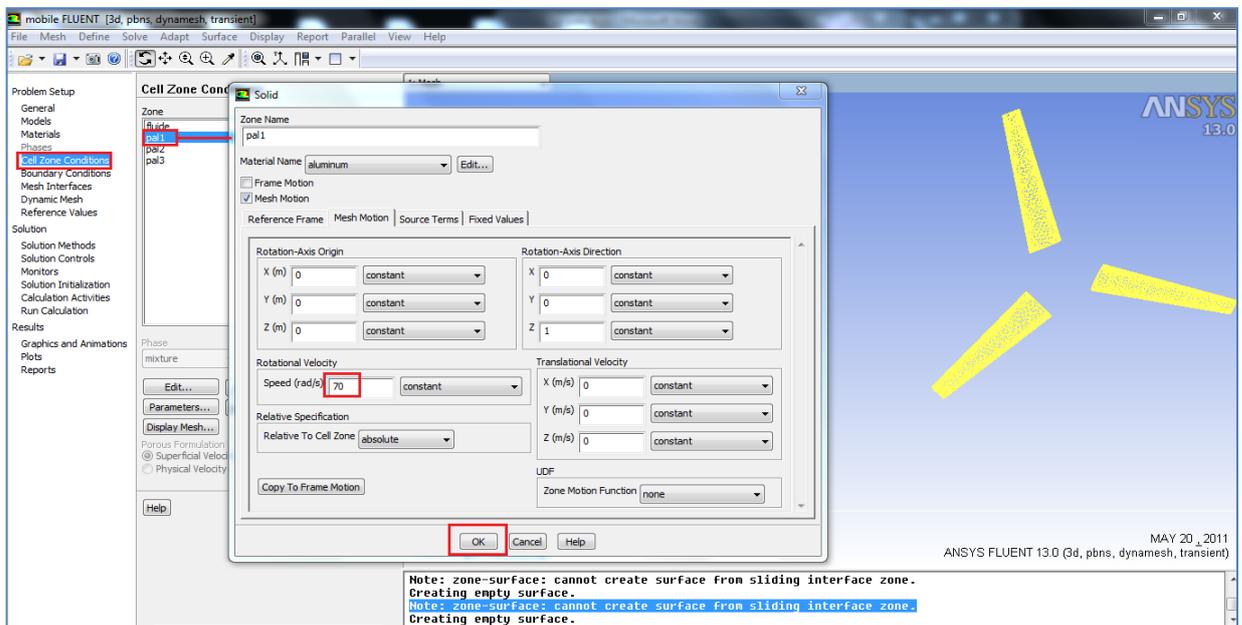


Figure IV.52 – Spécification de la vitesse de rotation d'hélice

On clique sur **Operating Condition** et on fixe **Operating Pressure** à 0 [Pa].

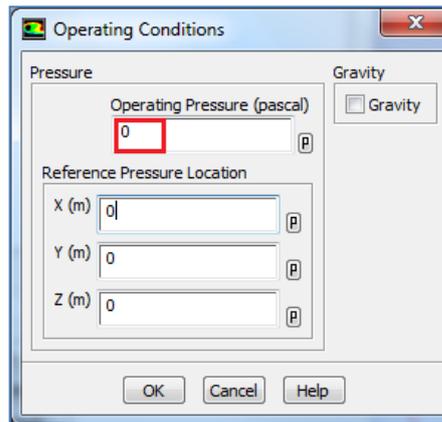


Figure IV.53 – Operating Conditions

### IV.3.2.1.6 Les conditions aux limites ( Boundary Condition)

#### IV.3.2.1.6.1 Pour le domaine

Tous les types des conditions aux limites sont définies en *ANSYS ICEM CFD13* que nous avons déjà tablé précédemment, sauf qu'on entre les valeurs des conditions d'entrée et de sortie de domaine :

On clique sur **surface-domain-entree (pressure-inlet)** puis sur **Edit** et on entre (Pt = 101325 [Pa], Ps=101325 [Pa])

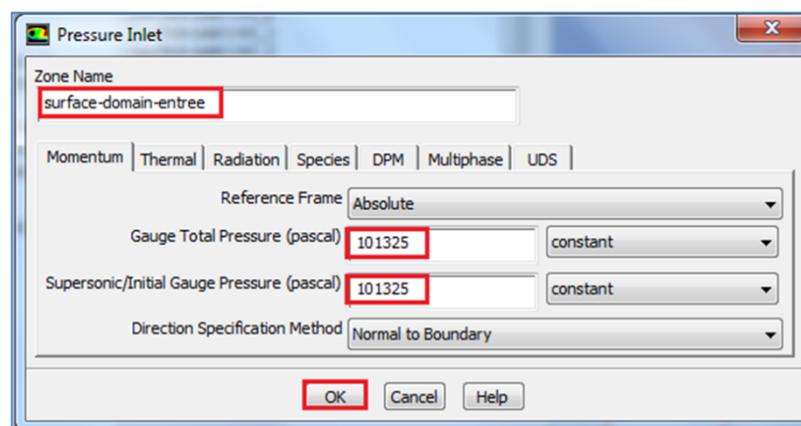


Figure IV.54 – Condition d'entrée

On clique sur **surface-domain-sortie (pressure-Outlet)** puis sur **Edit** on entre Ps=101325 [Pa].

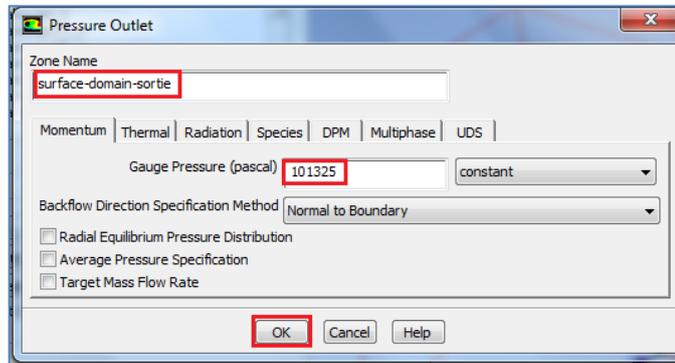


Figure IV.55 – Condition de sortie

### IV.3.2.1.7 Mesh Interface

Ici on spécifie la relativité du mouvement entre les différentes conditions aux limites de type interface qui sont déjà définies en ANSYS ICEM CFD 13, dans ce cas : la rotation de toutes les interfaces par rapport a l'interface (**surface-domaine-laterale**). Pour cela on choisit un nom par exemple (interface) puis on spécifie la zone fixe par rapport a laquelle se fait la rotation dans la première zone (**Zone1**) et les autres interfaces qui constituent l'hélice, c'est-à-dire : les interfaces mobiles dans la zone (**Zone2**), ici l'ordre n'est pas important, puis on clique sur **Create**.

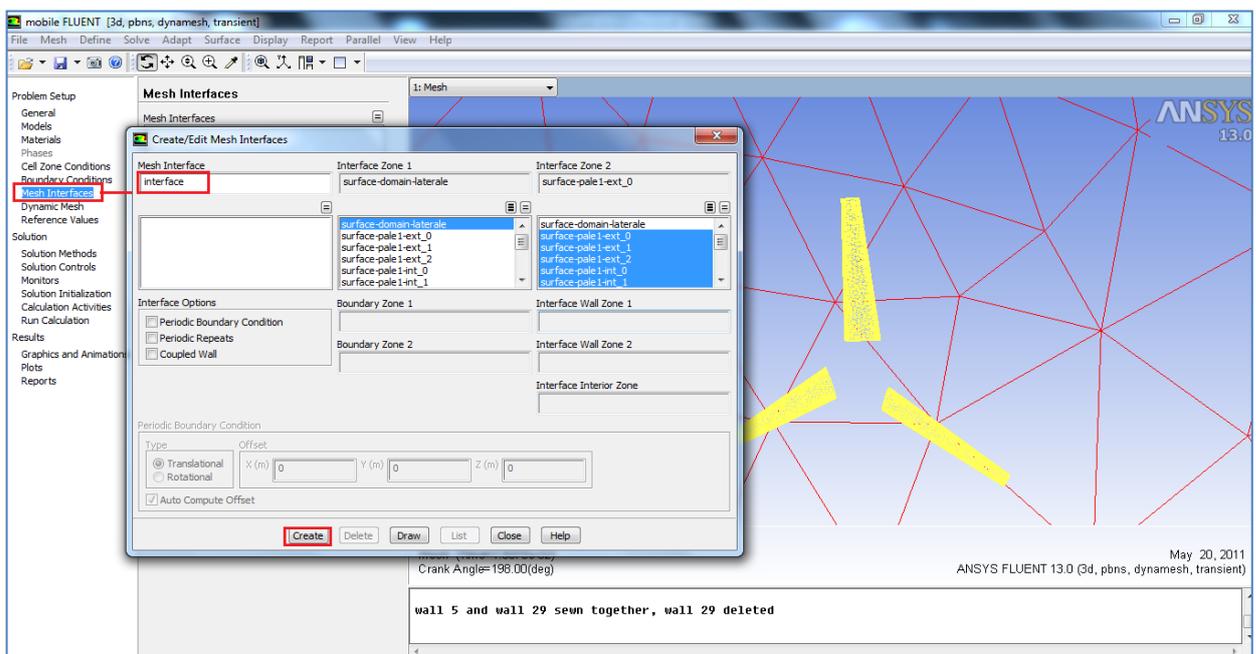


Figure IV.56 – Création de la relativité de mouvement entre les interfaces

Maintenant on contrôle le maillage par **Mesh > Check Option** ou par l'utilisation de **Check** sous **Problem Setup > General**, Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs dans le cas statique.

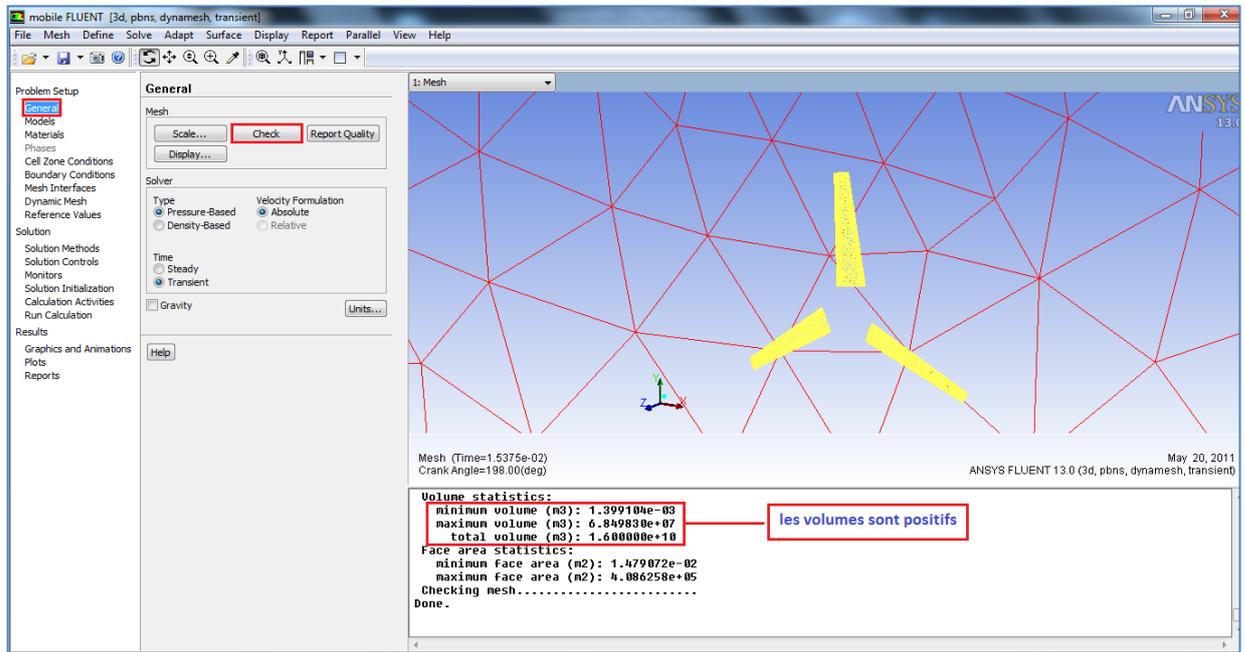


Figure IV.57 – Contrôle de maillage

### IV.3.2.1.8 Dynamic Mesh

- On sélectionne **Dynamic Mesh** pour activer l'option de maillage dynamique
- On sélectionne **Smoothing** et **Remeshing** sous **Mesh Methods** puis on clique sur **Settings > Remeshing** et on clique **On** puis **OK**.
- On sélectionne **In-Cylinder** sous **Option** puis sur **Setting** puis sur **OK**.

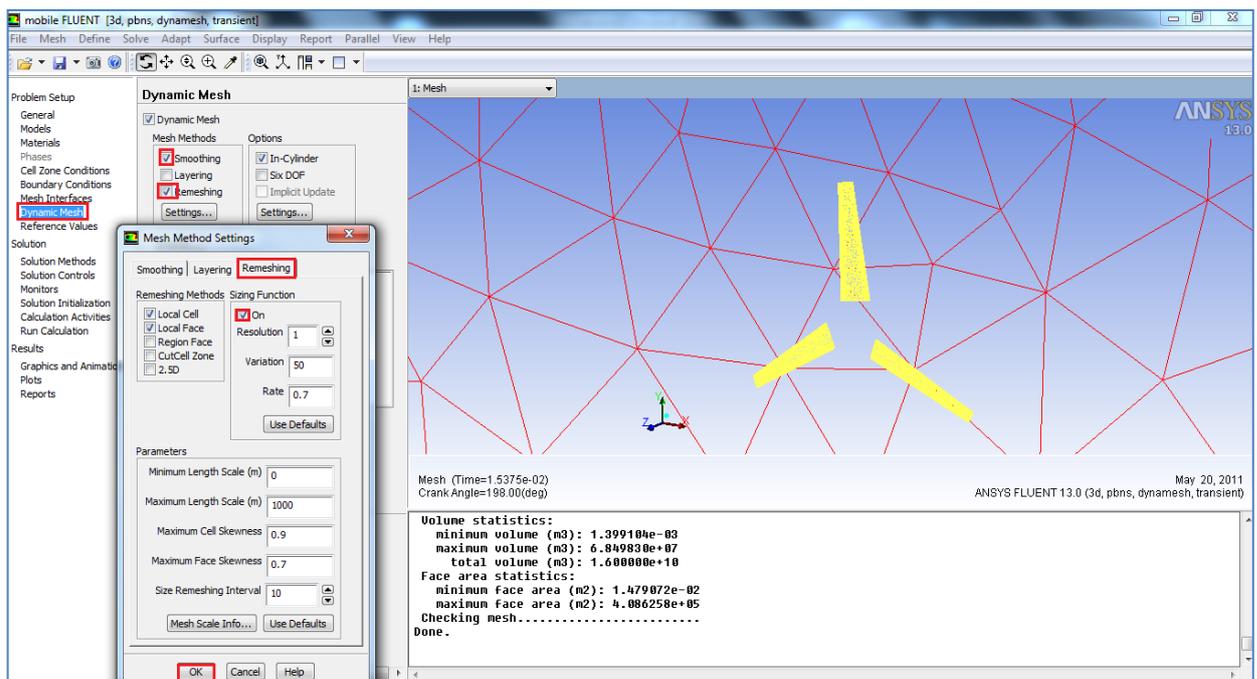


Figure IV.58 – Activation de mouvement dynamique de maillage et spécifier leurs paramètres

On spécifie la zone fluide qui va se déformer lors de rotation des pales pour cela on clique sur **Creat/Edit** puis sur on choisit **fluide** sous l'option **Zone Names**, puis **Deforming** sous **Type** puis sur **Create**.

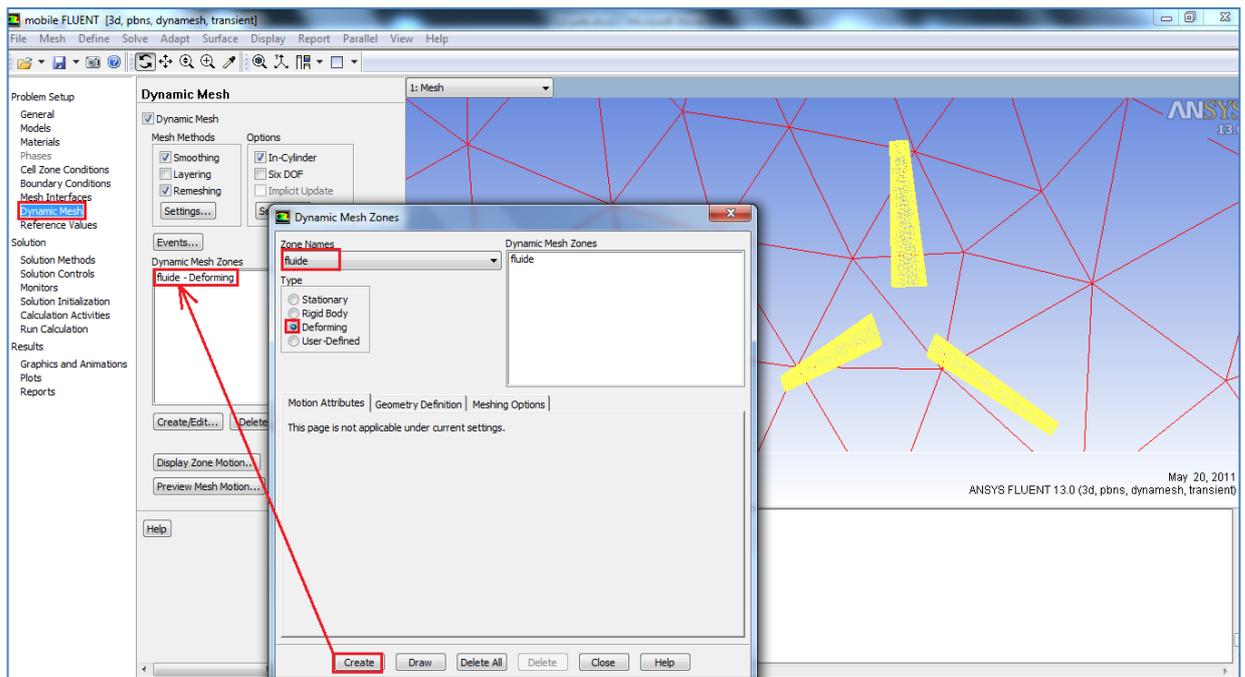


Figure IV.59 – Indication de la déformation de fluide

Et pour la visualisation et le contrôle de maillage en mouvement ; on clique sur **Preview Mesh Motion**, puis on entre un nombre de pas choisi (**Number of Time Steps**), après on clique **Preview**.

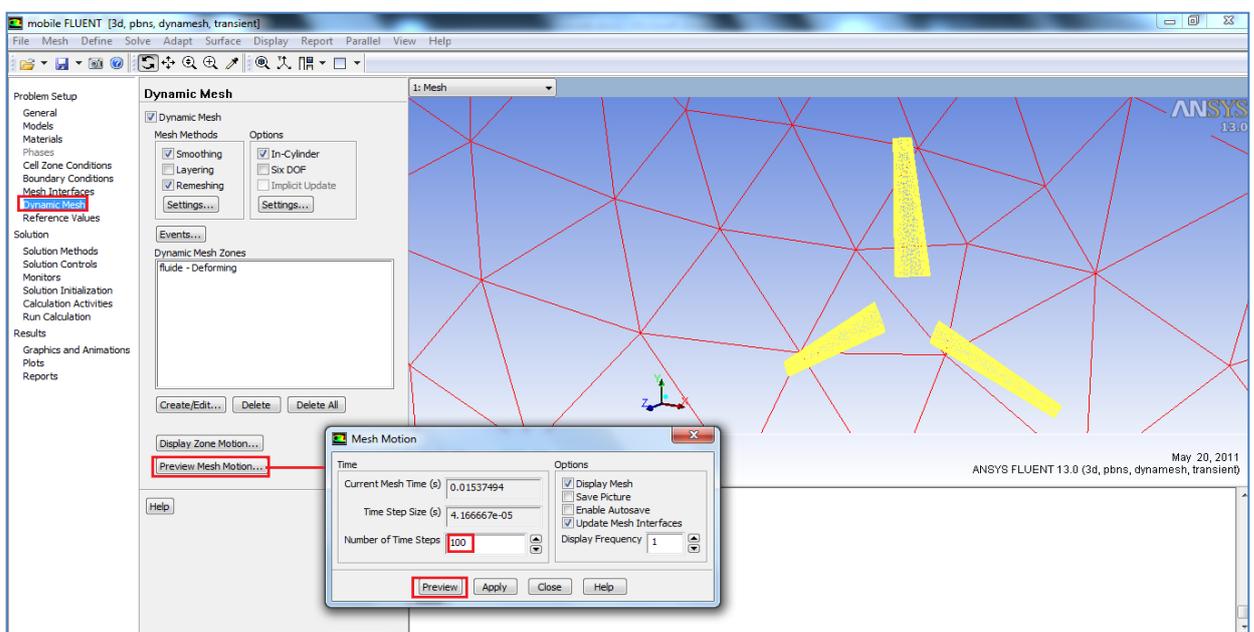


Figure IV.60 – Contrôle de maillage en mouvement

### IV.3.2.1.9 Solution

#### IV.3.2.1.9.1 Commande de la solution (Monitors)

La commande aux résidus en utilisant **Solution > Monitors**

1. On double clique sur **Residuals**
2. On active **Plot** sous **Options** pour que l'évolution des résidus s'affiche au cour de l'exécution.
3. On spécifie le critère de convergence absolue (**Absolute Criteria**) a  $1e-04$  a tous les paramètres .

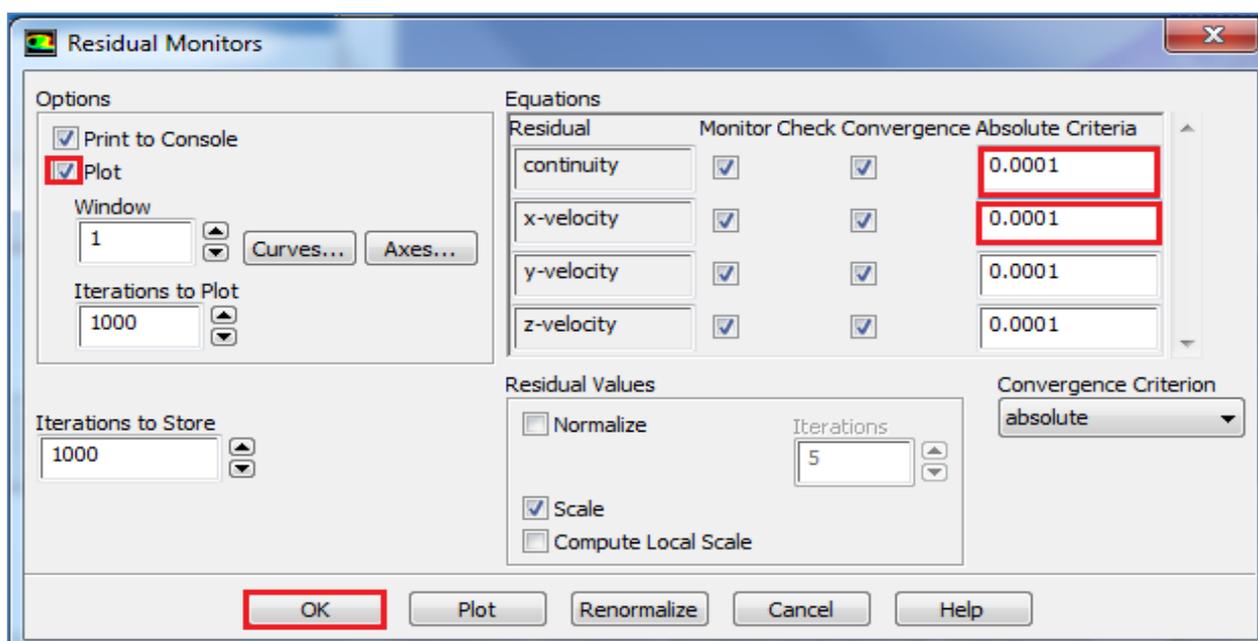


Figure IV.61 – Commande des résidus

#### IV.3.2.1.9.2 Initialisation de la solution (initialization)

On utilise **Solution > Monitors > Solution Initialization**

- 1) On sélectionne **surface-domain-entree** sous **Compute From**
- 2) On clique sur **Initialize** pour initialiser la solution.

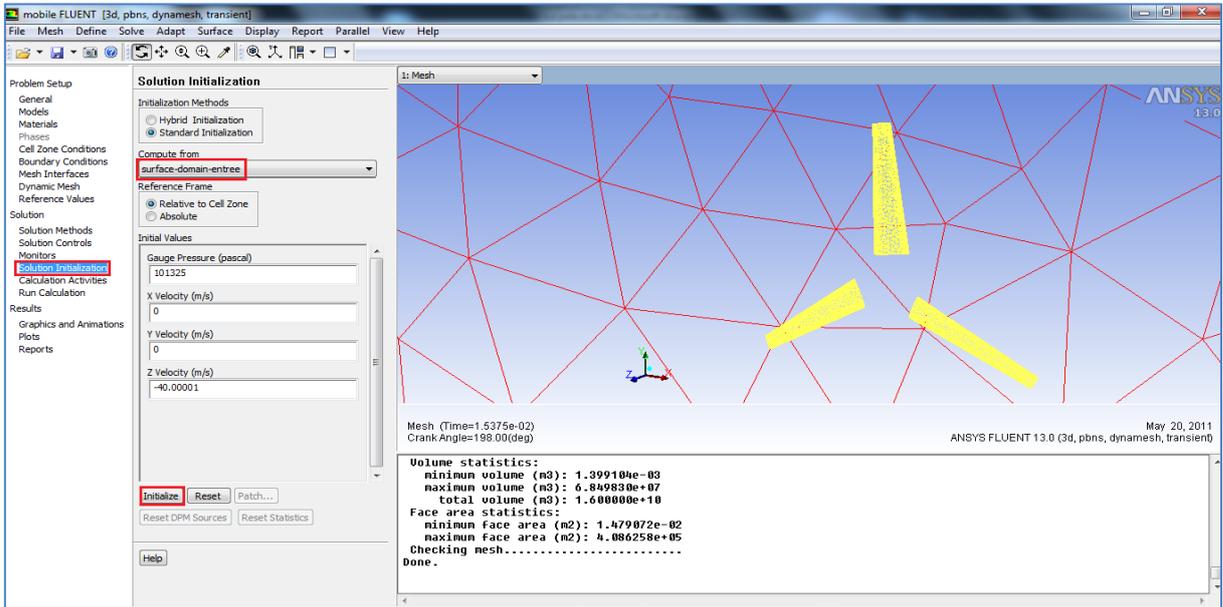


Figure IV.62 – Initialisation de la solution

IV.3.2.1.10 Activation de l’option d’Animation

Pour l’enregistrement d’un vidéo qui représente la variation des contours en fonction du temps, on clique sur **Calculation Activates**, puis sur **Solution Animation**, ensuite on clique sur **Creat/Edit**, après on entre le nombre des contours qu’on veut visualiser dans **Animation Sequences** puis on clique sur **Define**, une nouvelle fenêtre qui s’ouvre et on clique sur **Contours** puis sur **OK**, après on spécifie le contours qu’on veut visualiser ( exemple : Pressure, Static Pressure), on clique sur **Compute** puis on retourne à **Solution Animation** et on clique **OK**.

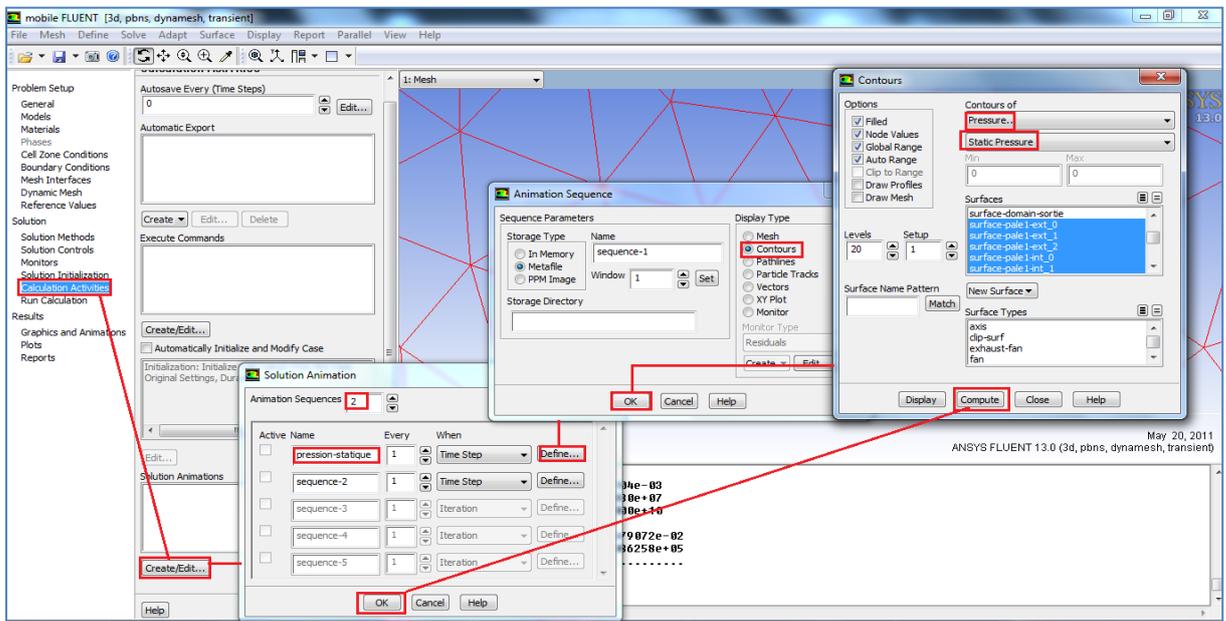


Figure IV.63 – Procédures à suivre pour l’animation des vidéos

### IV.3.2.1.11 Lancement de calcul

On clique sur **Run Calculation**, puis on entre 1000 comme un nombre d'itérations "**Number of Time Steps**" et aussi 25 comme un nombre d'itérations maximal par un pas "**Max Iterations per Time Step**", enfin sur **Calculate** pour commencer les calculs.

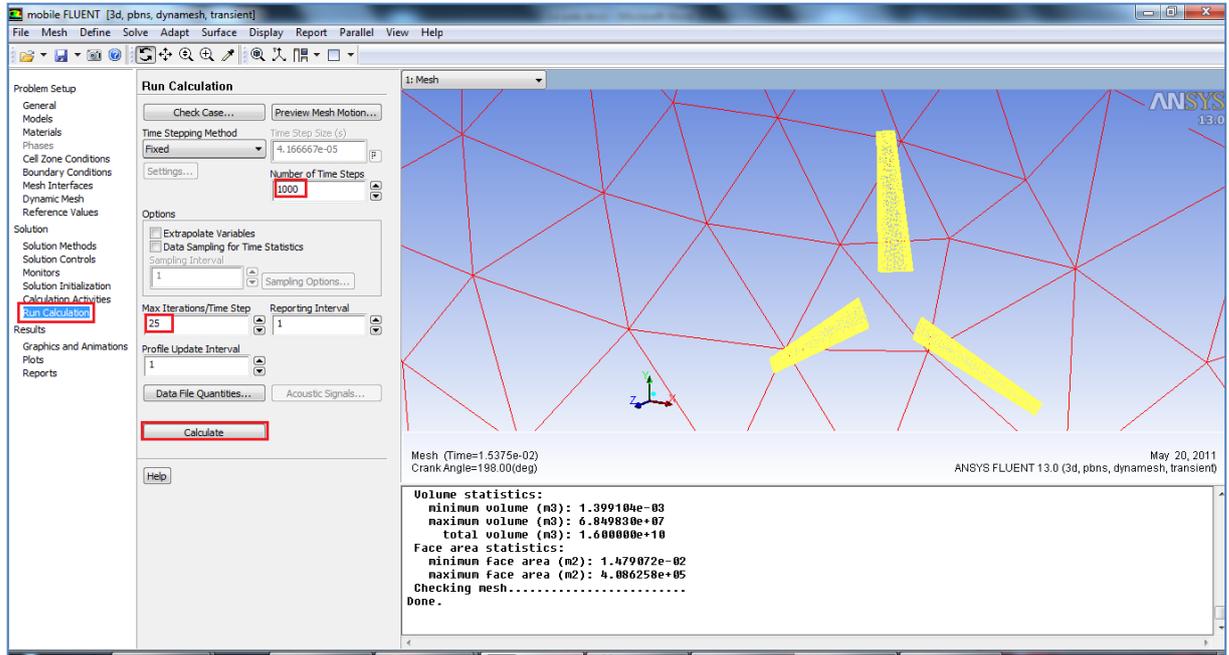


Figure IV.64 – Lancement de calcul de la solution

### IV.3.2.1.12 L'évolution des résidus

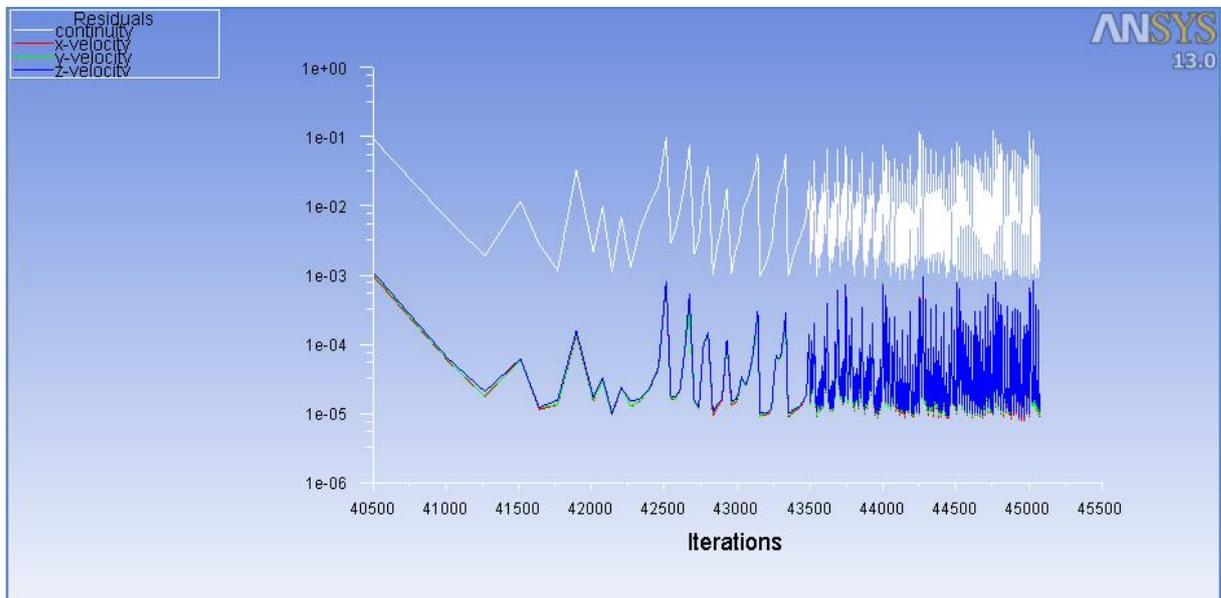


Figure IV.65 – Evolution des résidus

On remarque que la convergence est satisfaite périodiquement.

### IV.3.2.1.13 Enregistrement de la vidéo

On clique sur **Graphics and Animation > Solution Animation Playback** on sélectionne la vidéo qu'on a déjà définie à l'étape de l'activation de l'animation, ensuite on choisit le type de format de vidéo **MPEG** dans **Write/Record Format**, enfin on clique sur **Write** et on trouve la vidéo enregistrée dans le même lieu que le maillage

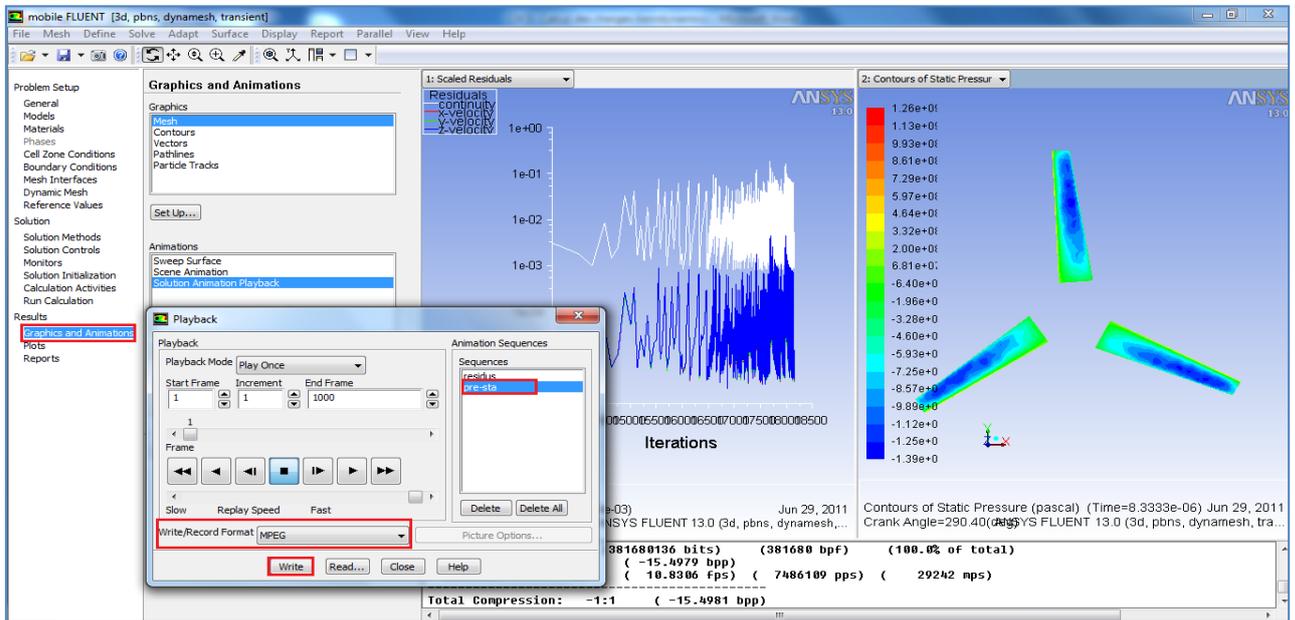


Figure IV.66 – La méthode de l'enregistrement de la vidéo

### IV.3.2.1.14 Visualisation de contour de pression statique

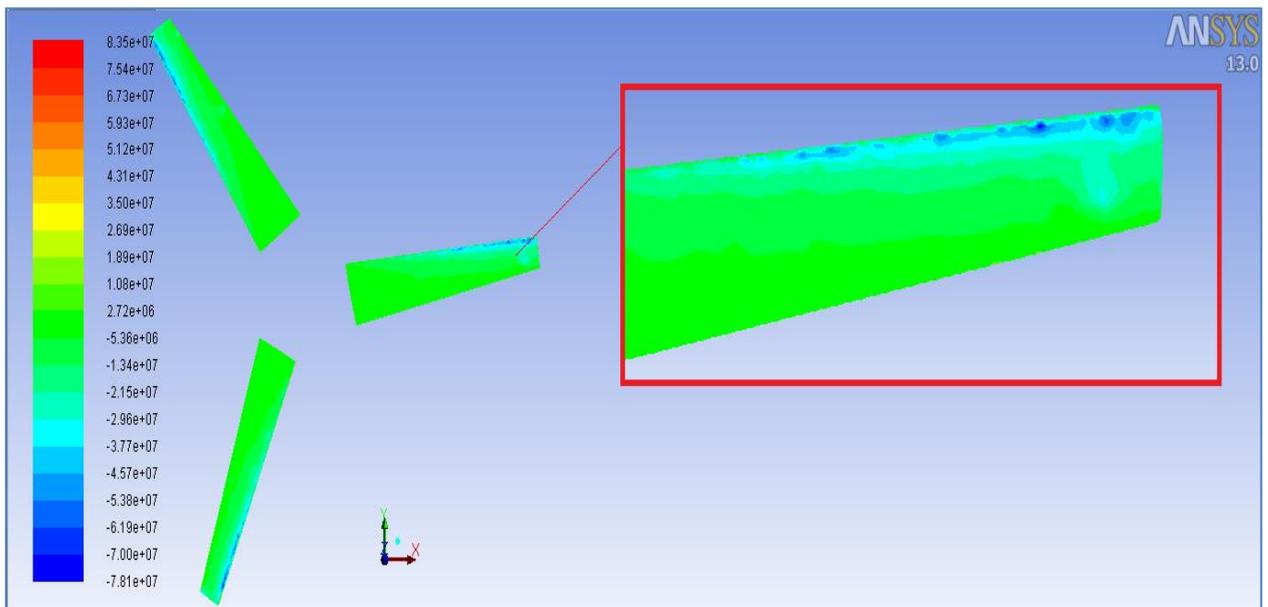


Figure IV.67 – Contour de pression sur l'extrados

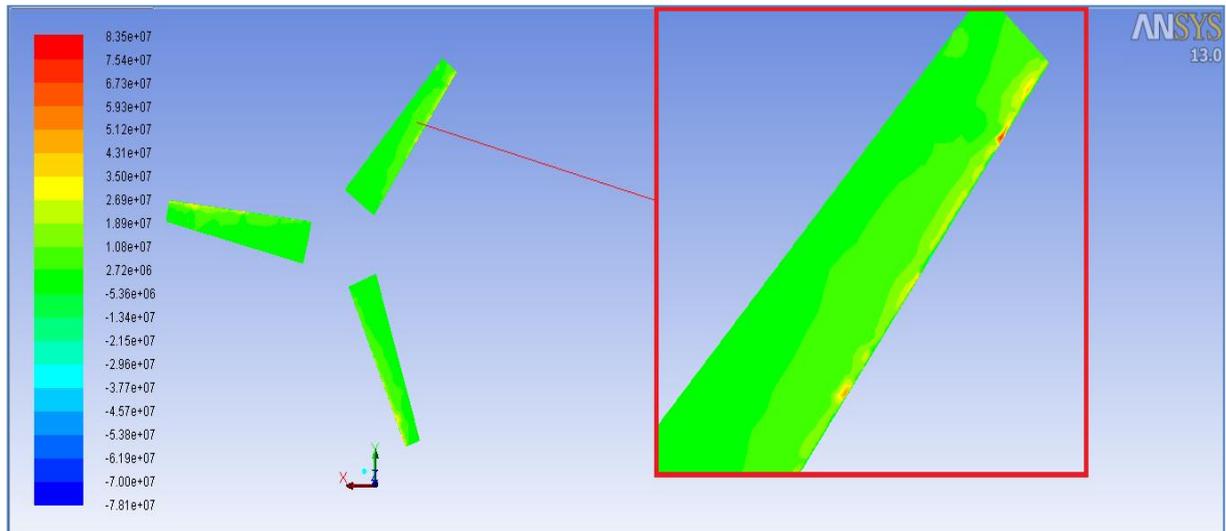


Figure IV.68 – Contour de pression sur l'extrados

#### IV.3.2.1.14 Interprétation des résultats

D'après les contours qu'on a obtenus, les remarques suivantes ont été observées :

- Apparition d'une zone de suppression sur l'intrados et une dépression sur l'extrados due à la direction de l'écoulement le long de la pale.
- Apparition de deux zones : l'une où la pression est maximale (en rouge) qui correspond aux points de vitesse nulle, c'est-à-dire la pression statique égale à la pression totale. La deuxième zone où la pression atteint sa valeur minimale (en bleu).

## IV.4 Calcul des charges aérodynamiques

### IV.4.1 Le cas d'hélice statique

On commence d'abord par l'exportation des fichiers des résultats des pressions statiques sur les pales d'hélice à partir de logiciel *ANSYS Fluent 13* ; on utilise le menu **File** > **Export** > **Solution Data** et sous **File Type** on choisit **Tecplot** et on sélectionne par exemple **Surface-pale-extrados** sous **Surface** puis on choisit **Static Pressure** sous **Quantities**, et en fin on clique sur **Write** pour l'enregistrement de fichier des résultats (\*.dat) (figure IV.69).

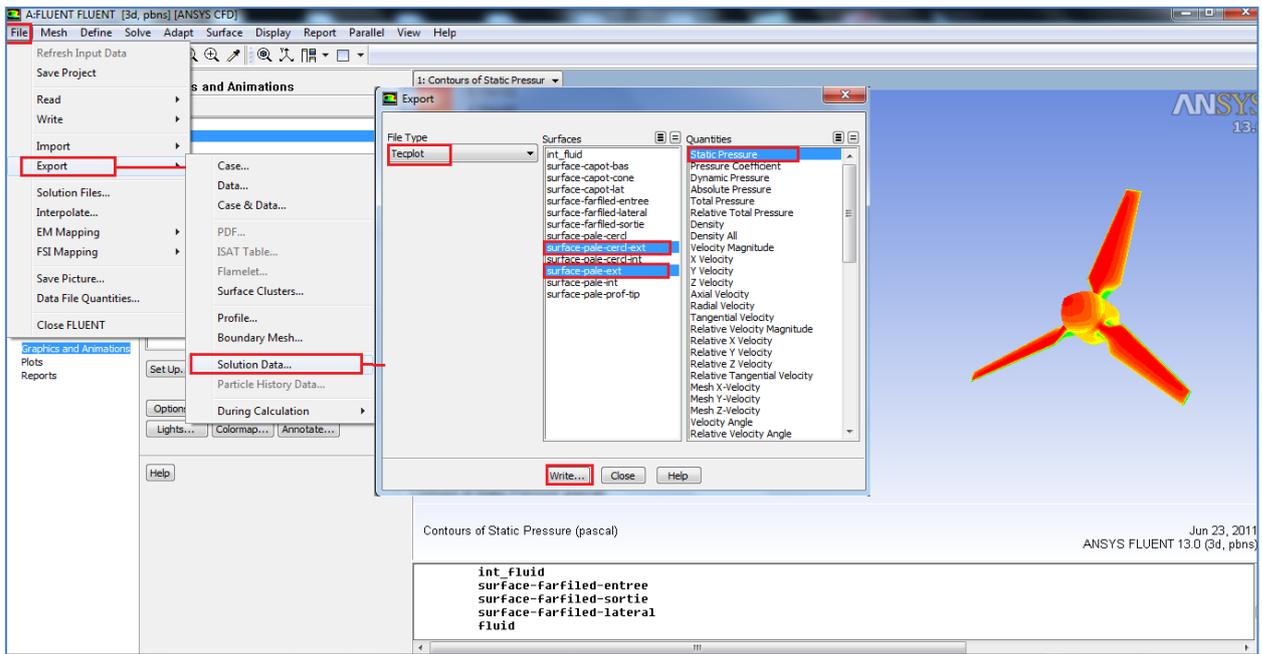


Figure IV.69 – Exportation des données au logiciel Tecplot 360

On ouvre le fichier exporté de *ANSYS Fluent 13* en utilisant le logiciel *Tecplot 360*. Pour déterminer les pressions en chaque station, on utilise **Data** > **Extract** > **Points From Polyline** et on spécifie le lieu de la station par le dessin d'un segment, puis par un double cliquage sur le vide ; une fenêtre **Extract Data Point** apparaîtra ; on précise le nombre des points à 100 dans la case **Number Of Point To Extract** ; ensuite on clique sur **Extract** pour l'enregistrement de fichier (\*.dat) qui contient toutes les données concernant la station.

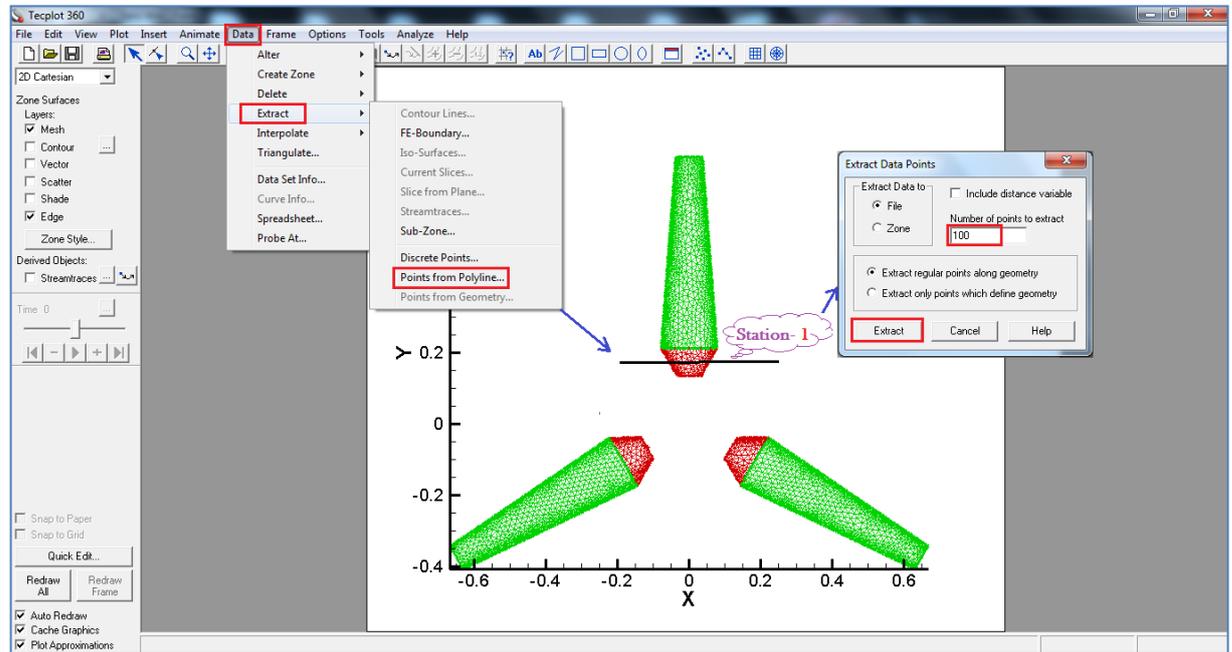


Figure IV.70 – Méthode d'utilisation de logiciel Tecplot 360 pour fournir les données de pression dans une station

Pour simplifier les calculs, on a proposé de composer la pale d'hélice en six (6) stations et sections partielles, on fait un calcul bidimensionnel (par rapport a l'unité de largeur) dans chaque station et on le généralise par rapport a toute la section qui contient la station.

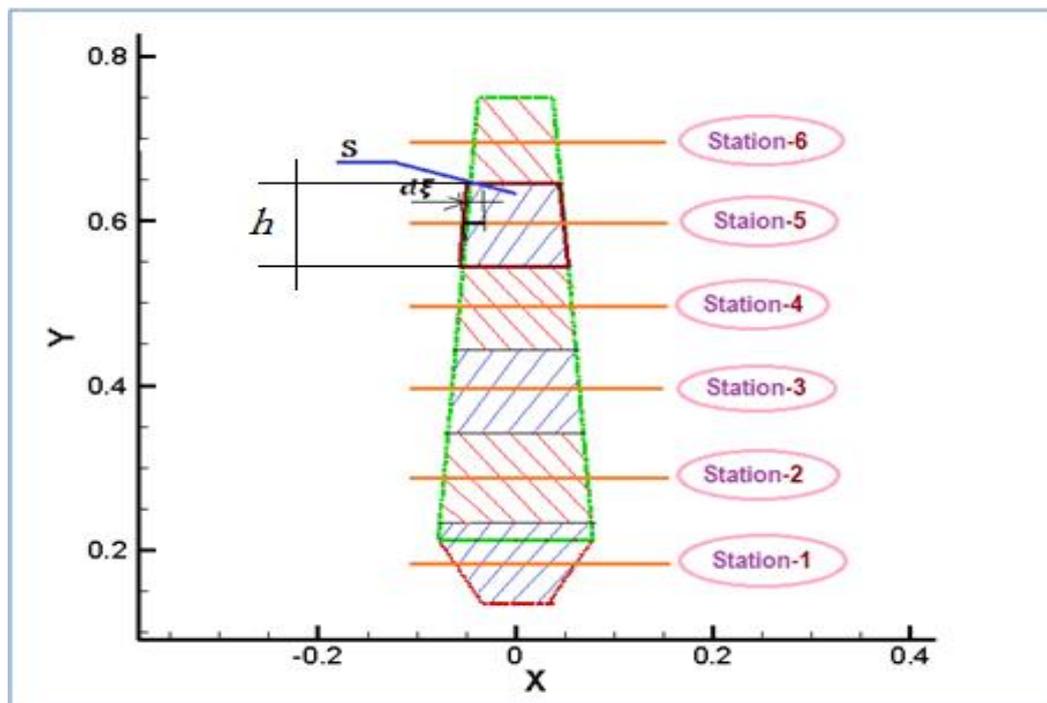


Figure IV.71 – Représentation des six stations pour une pale d'hélice

Et pour la représentation des pressions statiques de chaque station on a pris la variation de la pression statique par rapport a une variable adimensionnelle, relative à la corde ( $x/c$ ) pour l'extrados et l'intrados de chaque station.

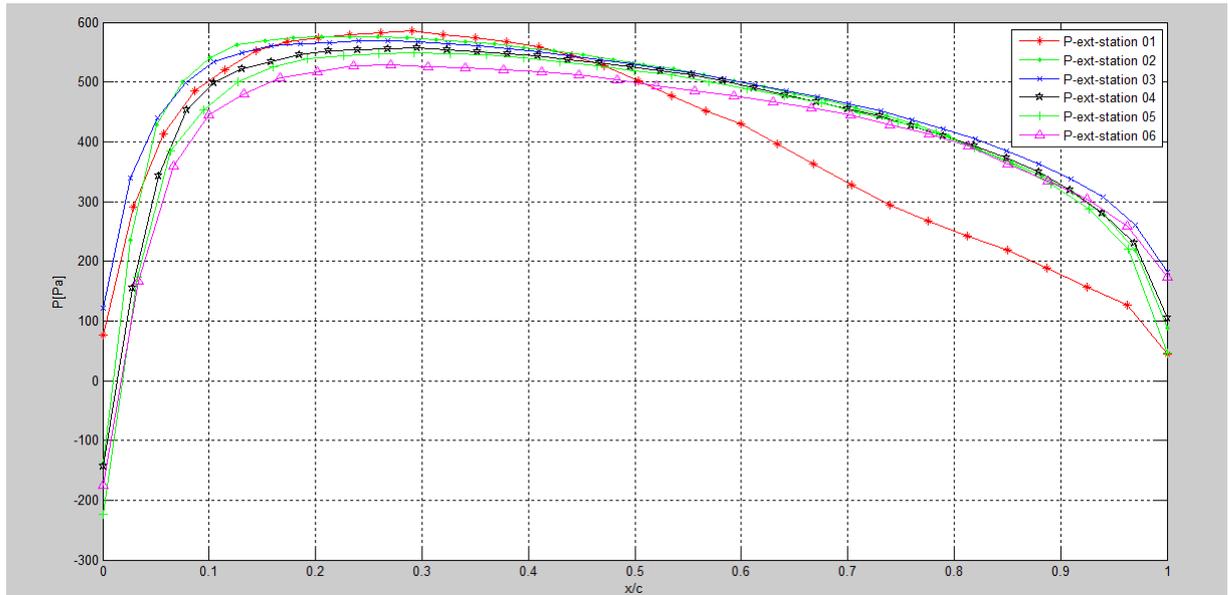


Figure IV.72 – Distribution des pressions a l'extrados par rapport a la corde de chaque station

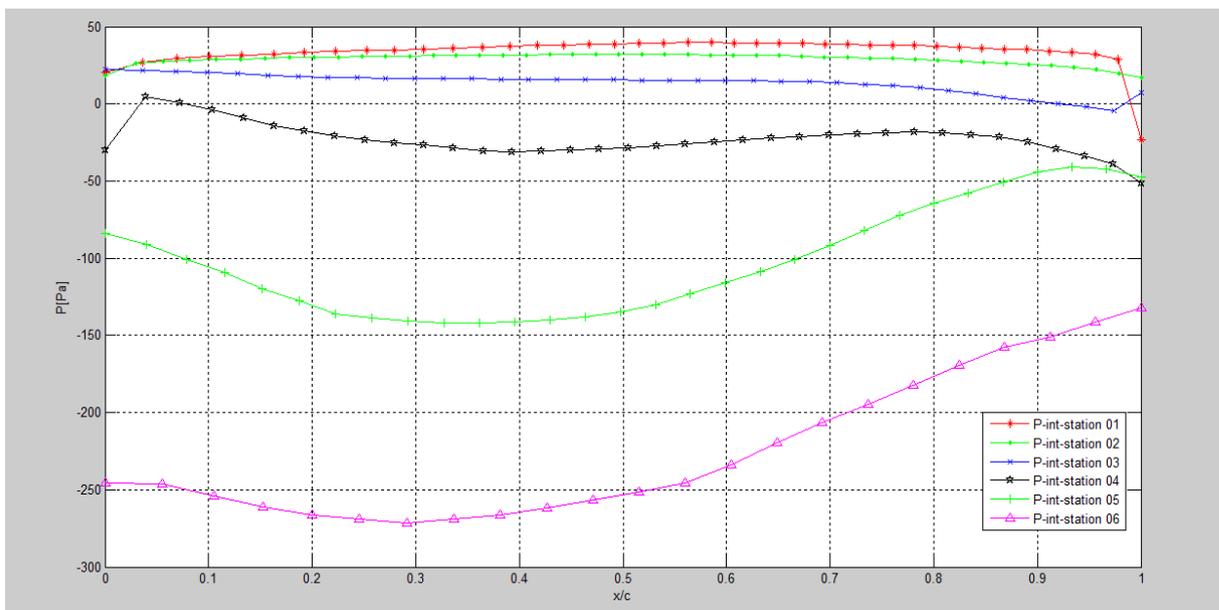


Figure IV.73 – Distribution de la pression par rapport a chaque point relatif à la corde de chaque station

#### IV.4.1.1 La force de pression

$F = \int P ds$  : La force de pression en [N]

$F' = \int_0^c P dx$  : La force de pression par rapport à l'unité de largeur [N/m]

Pour faciliter les calculs on applique ce changement de variable pour rendre notre variable adimensionnelle

$$\xi = x/c$$

$x$  : Variable suivant la corde en chaque station de la pale d'hélice [m]

$c$  : La corde en chaque station de la pale d'hélice [m]

$\xi$ : Variable adimensionnelle.

Après l'application de changement de variable on obtient :

$$F' = c \int_0^1 P d\xi$$

#### IV.4.1.2 Le moment aérodynamique

On a pris le moment aérodynamique par rapport à l'origine (bord d'attaque pour chaque station) :

$$M = \int P x ds \quad \text{Moment aérodynamique [N m].}$$

$$M'_{/0} = \int_0^c P x dx \quad \text{Moment aérodynamique par unité de largeur [N].}$$

Après l'application de changement de variable on obtient :

$$M'_{/0} = c^2 \int_0^1 P \xi d\xi$$

$$L = M'_{/0} / F'$$

$L$  : Le bras de levier pour chaque force de pression en chaque station [m].

Et pour généraliser nos calculs des forces de pression et des moments aérodynamiques selon toute la section partielle de chaque station on multiplie toutes les forces de pression et les moments aérodynamiques par rapport a l'unité de largeur (**[N/m]**,

[N]) par la hauteur de chaque section partielle trapézoïdale pour nos stations de la pale de notre hélice  $h$  [m].

#### IV.4.1.3 Calcul numérique de forces de pression et des moments aérodynamiques

Puisque les résultats qu'on a obtenus par *Tecplot 360* sont des matrices  $[x \ y \ z \ P]$  a une dimension qui dépend de chaque station  $[n \times 4]$ , et sachant que parmi les meilleurs logiciels de programmation basés au calcul des matrices, c'est le logiciel MATLAB, d'où on l'a utilisé pour créer un programme cité dans l' *Annexe B* qui nous a permis de calculer tous nos besoins (forces de pression, moments aérodynamiques, bras de levier ).

Après l'exécution de notre code on a obtenu les résultats suivants :

Les stations	La position des points d'application des forces de pression [m]		Les cordes [m]	Forces de pressions [N]	Moments aérodynamiques [N m]	Les bras de levier [m]
	x	y				
1	0.01195	0.18625	0.1363	5.1971	0.2922	0.0562
2	0.00570	0.28875	0.1554	6.9119	0.4979	0.0720
3	0.00420	0.39125	0.1370	6.4428	0.4145	0.0643
4	0.00235	0.49375	0.1215	5.8441	0.3416	0.0584
5	0.00305	0.59625	0.1023	5.6600	0.2723	0.0481
6	0.00215	0.69875	0.0859	5.7499	0.2344	0.0408

Tableau IV.2 – Forces de pression et moments aérodynamiques

D'où la résultante des force de pression appliquée a une pale d'hélice est :

$$F = \sum_{i=1}^6 f_i = 5.1917 + 6.9119 + 6.4428 + 5.8441 + 5.6600 + 5.7499 = 35.80 \text{ [N]}$$

Et la résultante des forces des pressions appliquées sur les trois pales de notre hélice :

$$R = 3 F = 3 \cdot 35.80 = 107.4 \text{ [N]}$$

#### IV.4.1.4 La force de pression avec ANSYS Fluent 13

Pour afficher les composantes de force de pression agissantes sur les pales de notre hélice il suffit de cliquer sur **Report** > **Forces** puis on choisit **Forces** sous **Option** puis on sélectionne toutes les parties qui constituent les pales d'hélice et en fin on clique sur **Print**. Ainsi, l'affichage sera dans la partie inférieure de la fenêtre.

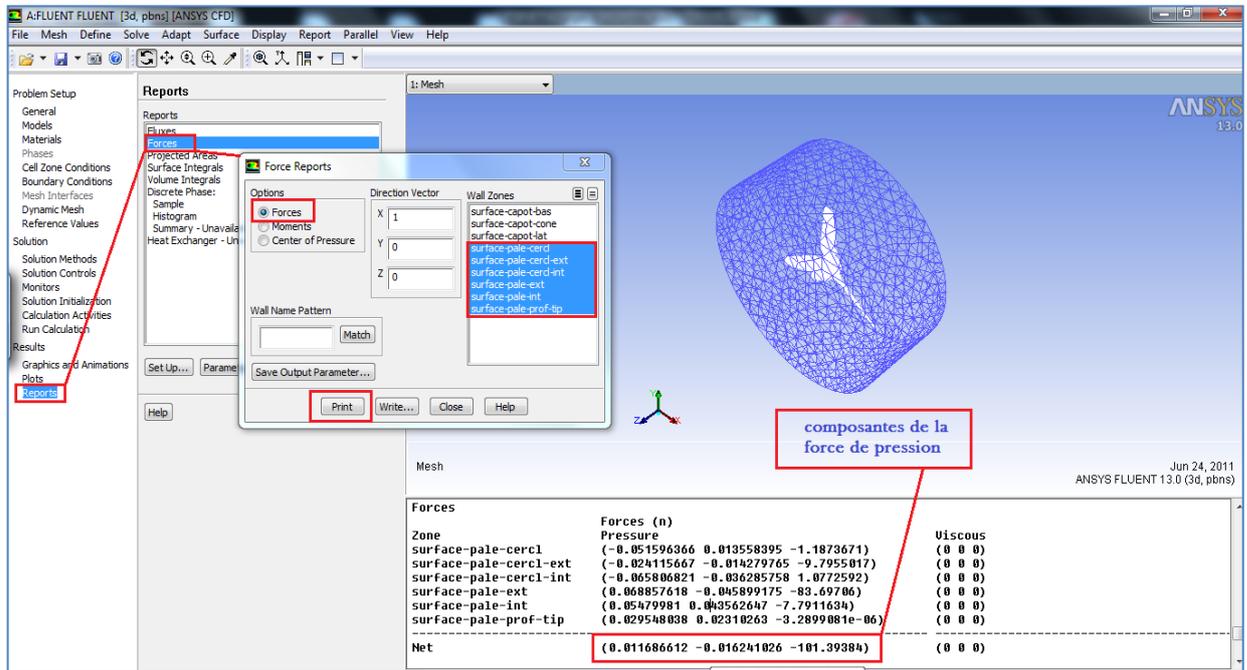


Figure IV.74 – Méthode de calcul de la résultante de la force de pression par ANSYS Fluent 13

**Erreur de calcul :**

La force calculée par ANSYS Fluent 13 est :

$$R_{Fluent} = \sqrt{0.011686612^2 + 0.016241626^2 + 101.39384^2} = 101.39384 \text{ [N]}$$

$$E = \left| \frac{R_{Fluent} - R}{R_{Fluent}} \right| = \left| \frac{101.39384 - 107.4}{101.39384} \right| = 0.0592 = 5.92 \%$$

On voit que l'erreur n'est pas vraiment important, alors l'approximation de notre code est très proche de la réalité, donc on peut compter sur notre code dans le calcul structural du prochain chapitre.

**IV.4.2 Le cas d'hélice rotative**

Dans le cas d'hélice en rotation on refait le même travail que dans le cas statique, sauf que la position de la station 1 suivant y change à cause de la modification qu'on a fait (l'enlèvement de la racine d'hélice) pour qu'on puisse mobiliser le maillage.

Les stations	La position des points d'application des forces de pression [m]		Les cordes [m]	Forces de pressions [N]	Moments aérodynamiques [N m]	Les bras de levier [m]
	x	y				
1	-0.0128	0.22	0.1498	5.1092	0.4482	0.0877
2	-0.0207	0.28875	0.1366	4.6921	0.4178	0.0890
3	-0.0261	0.39125	0.1224	7.0667	0.6171	0.0873
4	-0.0244	0.49375	0.1084	9.4229	0.7410	0.0786
5	-0.0275	0.59625	0.0952	16.2241	1.2180	0.0751
6	-0.0174	0.69875	0.0822	13.4373	0.7859	0.0585

Tableau IV. 3 – Les charges aérodynamiques dans le cas d'hélice rotative

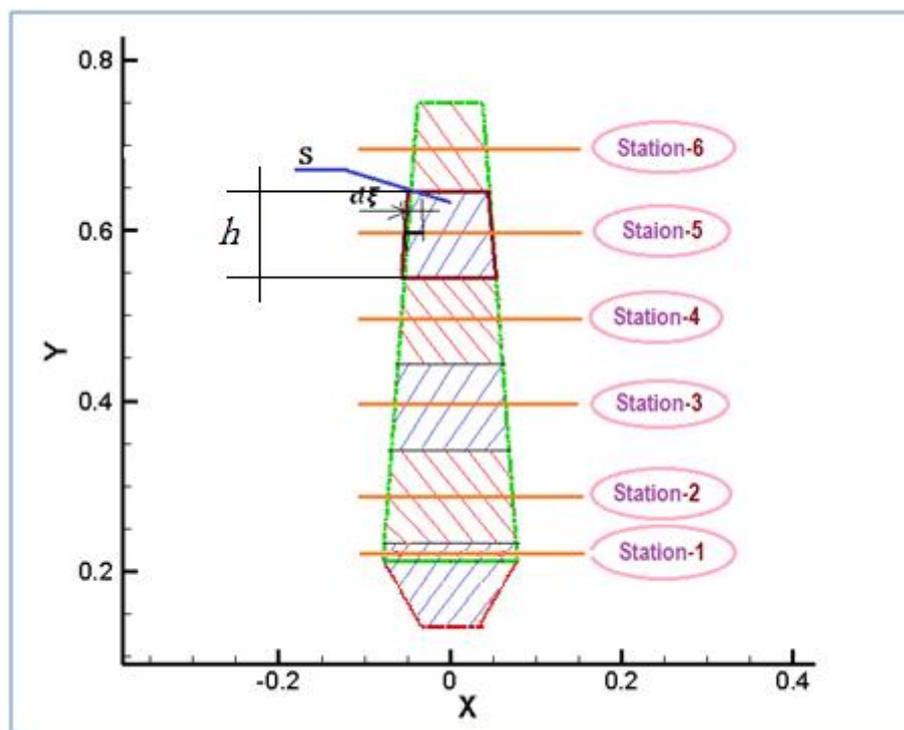


Figure IV.75 – Représentation des six stations pour une pale d'hélice

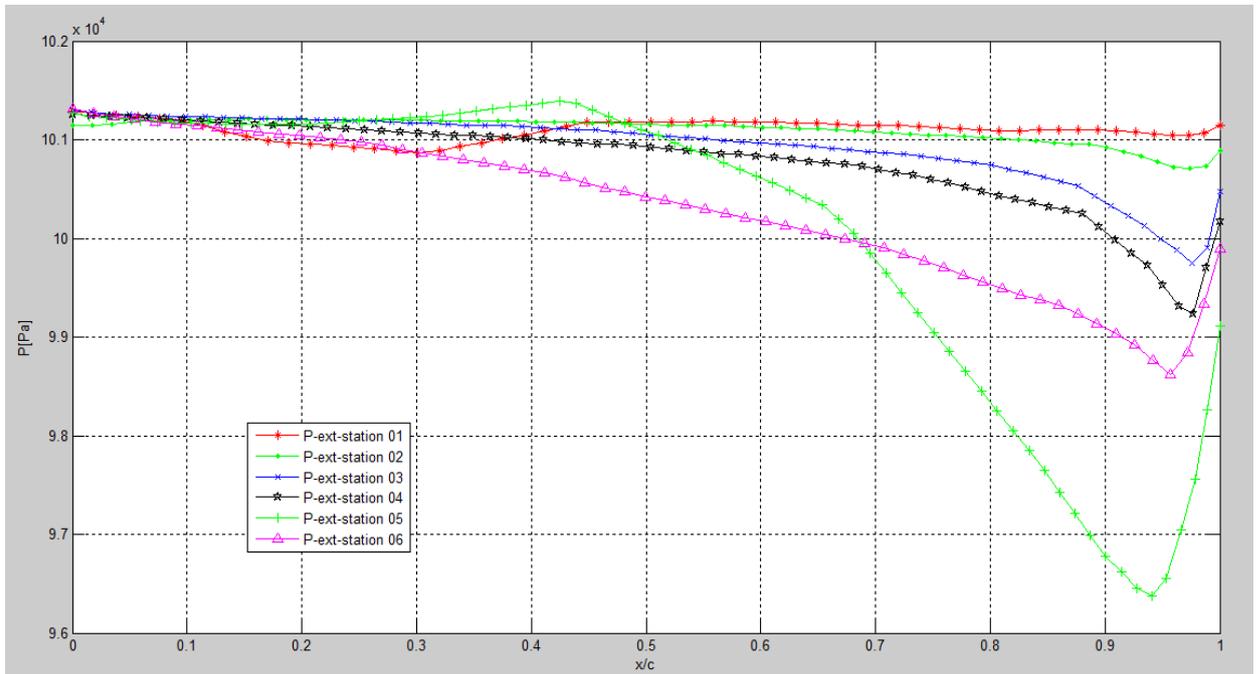


Figure IV.76 – Distribution des pressions à l’extrados par rapport à la corde de chaque station

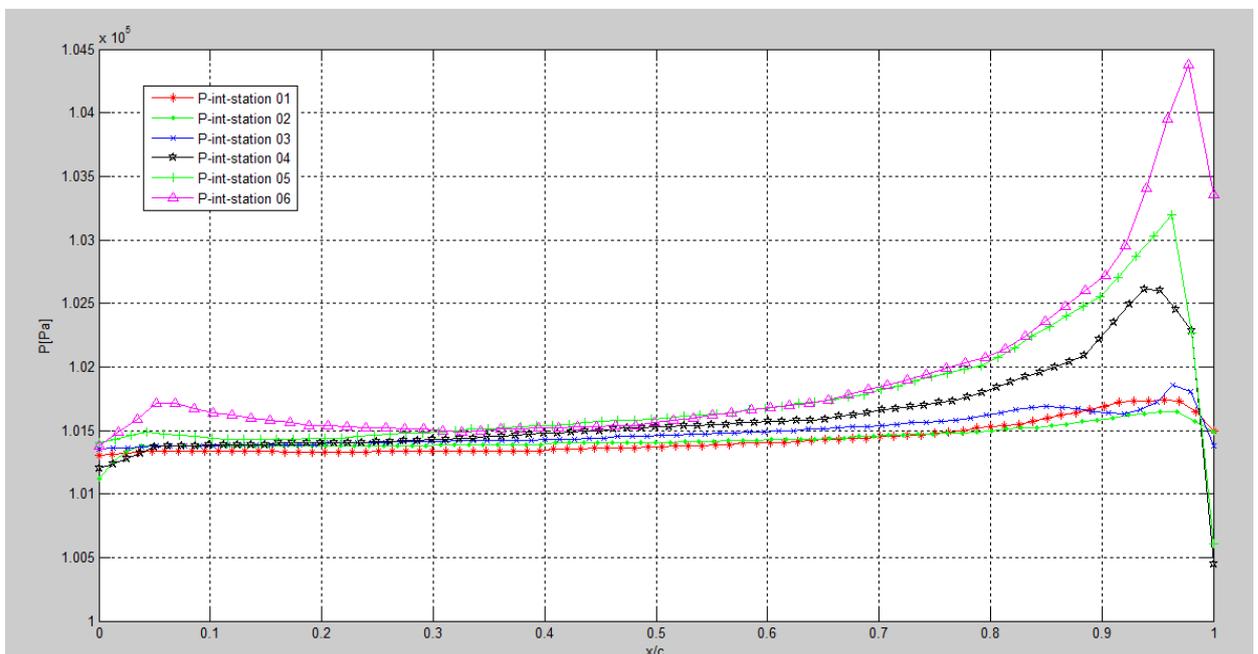


Figure IV.77 – Distribution de la pression par rapport à chaque point relatif à la corde de chaque station

---

## **Chapitre -V-**

# **Calcul des charges structurales d'une hélice aérienne**

---

*Le but de chapitre est de déterminer les charges structurales sur la pale en position 12h00 de notre hélice à partir des charges aérodynamiques tirées du chapitre précédent et par l'addition des charges d'inerties qui sont dues au poids et la vitesse de rotation (le poids et la force centrifuge).*

*On considère que l'axe de rotation de l'hélice et l'axe d'inertie sont confondus (absence de l'excentricité qui engendre une absence de vibration).*

### V.1 Importation des différent propriétés de masse utilisées dans le calcul des charges structurale

On commence notre travail par le calcul de centre de gravité et le volume pour la pale d’hélice dans la position 12h00, pour cela on peut compter sur le logiciel **SolidWorks** on clique sur Outils trouvant dans la barre d’outils, puis sur Propriété de masse, d’où une fenêtre apparaîtra contient toute les propriétés de masse de notre pale d’hélice.

Le volume :  $V = 1302004.92 \text{ mm}^2$  .

Le centre de gravité **CG** (-6.43, 298.3,2.88) mm (le centre de gravité de la pale est pris par rapport au repère lié a l’hélice ).

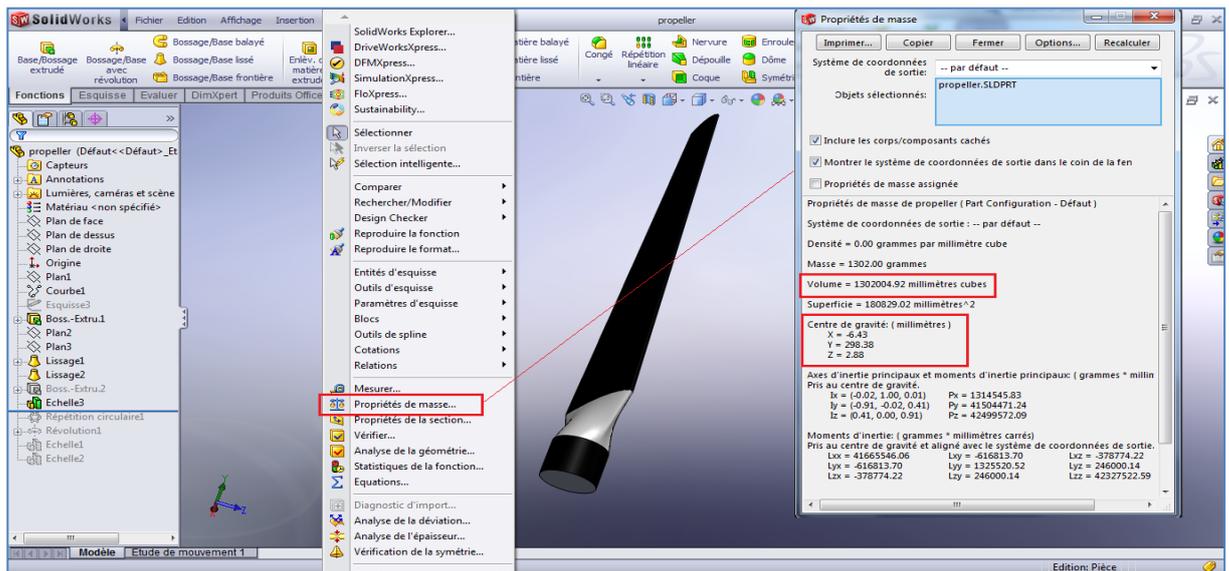


Figure V.1 – Propriétés de masse de la pale d’hélice

### V.2 Les forces appliquées sur la pale à la position 12 h00

#### V.2.1 Les forces aérodynamiques

Les forces aérodynamiques appliquées sur la pale d’hélice sont les différentes forces et moments tirés dans le **chapitre IV**.

Les stations	La position des points d'application des forces de pression [m]		Les cordes [m]	Forces de pressions [N]	Moments aérodynamiques [N m]	Les bras de levier [m]
	x	y				
1	0.01195	0.18625	0.1363	5.1971	0.2922	0.0562
2	0.00570	0.28875	0.1554	6.9119	0.4979	0.0720
3	0.00420	0.39125	0.1370	6.4428	0.4145	0.0643
4	0.00235	0.49375	0.1215	5.8441	0.3416	0.0584
5	0.00305	0.59625	0.1023	5.6600	0.2723	0.0481
6	0.00215	0.69875	0.0859	5.7499	0.2344	0.0408

Tableau V.1 – Les charges aérodynamiques dans le cas statique d’hélice

Les stations	La position des points d'application des forces de pression [m]		Les cordes [m]	Forces de pressions [N]	Moments aérodynamiques [N m]	Les bras de levier [m]
	x	y				
1	-0.0128	0.22	0.1498	5.1092	0.4482	0.0877
2	-0.0207	0.28875	0.1366	4.6921	0.4178	0.0890
3	-0.0261	0.39125	0.1224	7.0667	0.6171	0.0873
4	-0.0244	0.49375	0.1084	9.4229	0.7410	0.0786
5	-0.0275	0.59625	0.0952	16.2241	1.2180	0.0751
6	-0.0174	0.69875	0.0822	13.4373	0.7859	0.0585

Tableau V.2 – Les charges aérodynamiques dans le cas de rotation de l'hélice

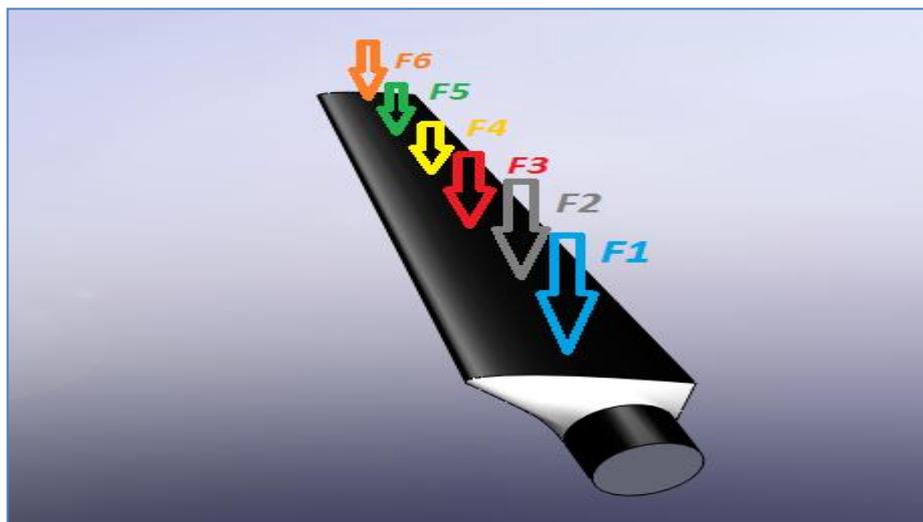


Figure V.2 – Distribution des forces de pression le long de la pale

**Forces d'inerties :** sont les forces apparentes qui agissent sur la masse (le poids dans le cas statique et rotatif d'hélice et la force centrifuge dans le cas rotatif)



Figure V.3 – Les forces d’inerties dans le cas rotatif et statique d’hélice

$$F_c = m \frac{v^2}{R} = m \omega^2 R \quad (\text{V.1})$$

$$P = m g \quad (\text{V.2})$$

**$F_c$**  : La force centrifuge [N]

**$P$**  : le poids

**$m$**  : La masse [Kg]

**$\omega$**  : La vitesse angulaire [rad/s]

**$g$**  : la gravité [ $\text{m/s}^2$ ]

### V.3 Simulation numérique de la pale d’hélice dans le cas statique avec MD Nastran/Patran

On ouvre une nouvelle base des données sur laquelle on nomme notre projet (**helice statique.db**)

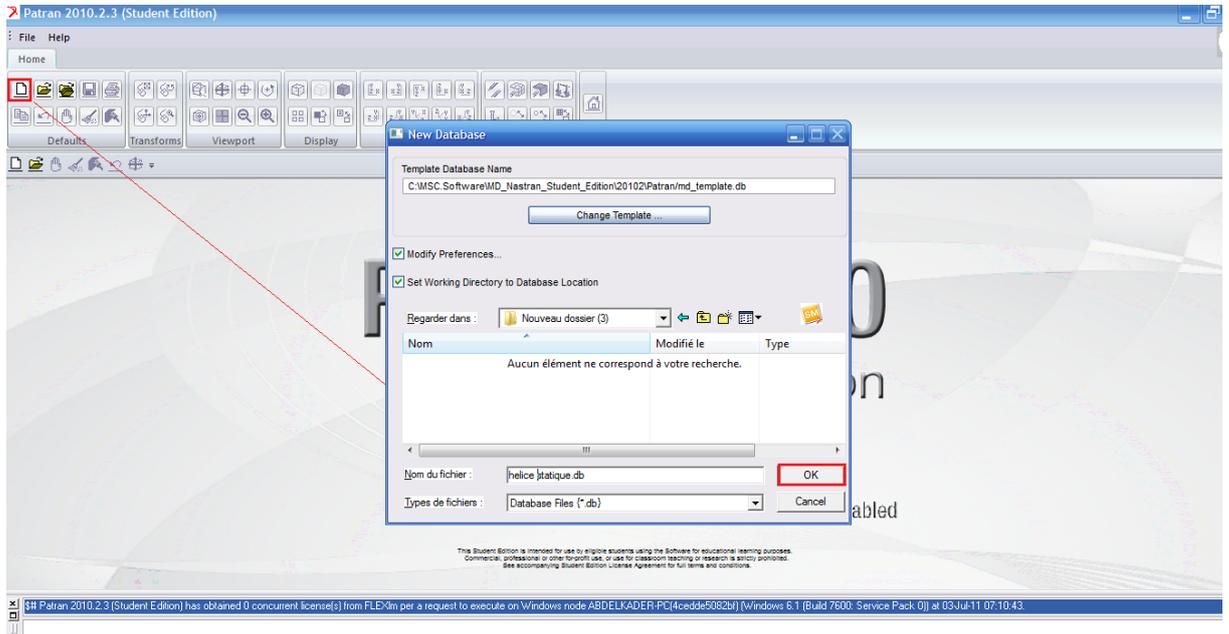


Figure V.4 – Ouverture d’une base des données dans MD Patran 2010

On importe notre géométrie de la pale sous l’extension (\*.igs) qui est déjà fait par SolidWorks

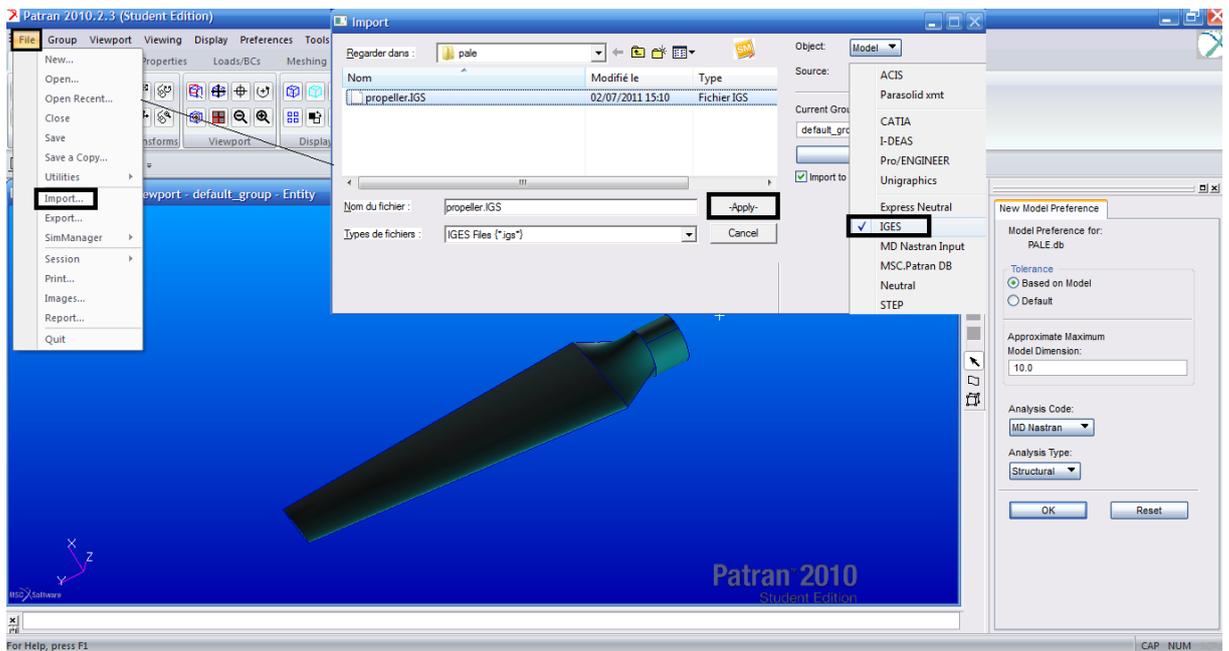


Figure V.5 – Importation de la géométrie de la pale

On contrôle est ce qui-il ya des courbes supplémentaire dans notre pale pour les supprimer (nettoyage de la géométrie).

On crée les points sur lesquels on applique les forces

**Exemple** : Le point d’application de la force F1 est (0.18625, 0.01195)

Sous le menu **Geometry > Point > Select > XYZ**, on entre les coordonnées de point

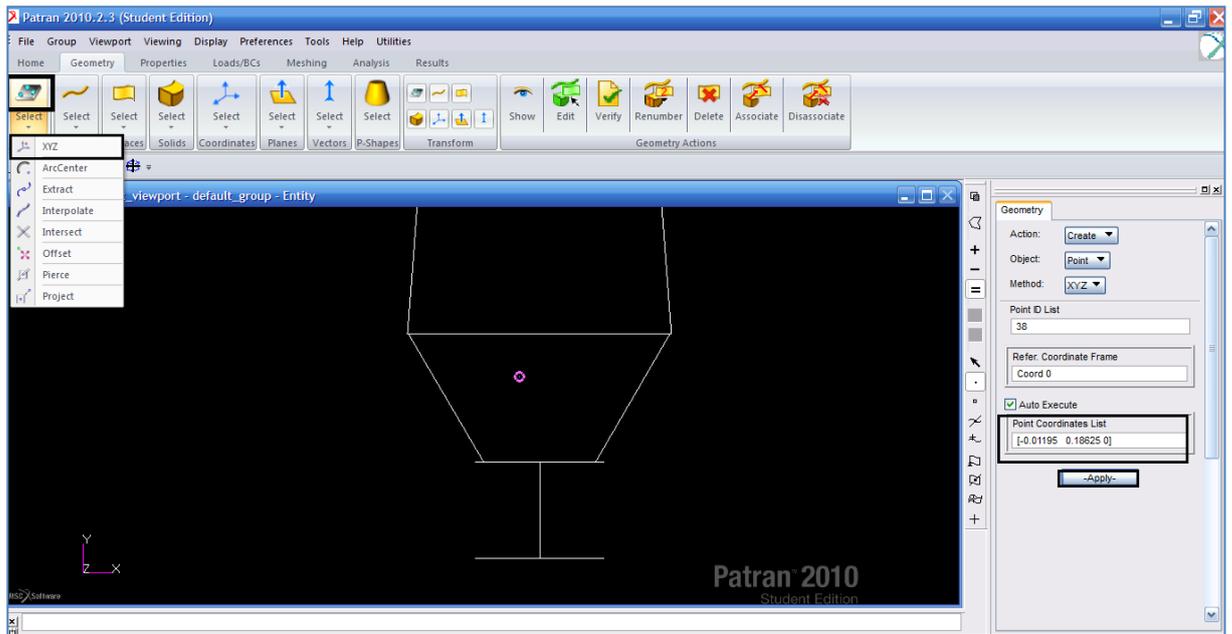


Figure V.6 –Création de point d'application de la force  $F_1$

Et c'est idem pour tous les points d'application des forces et des moments.

- **Le maillage**

Pour le maillage on utilise **Meshing > Meshers > Solid**, on clique sur la case **Input list** puis on sélectionne notre pale après on spécifie la taille de la maille a 0.02 sous **Global Edge Length**.

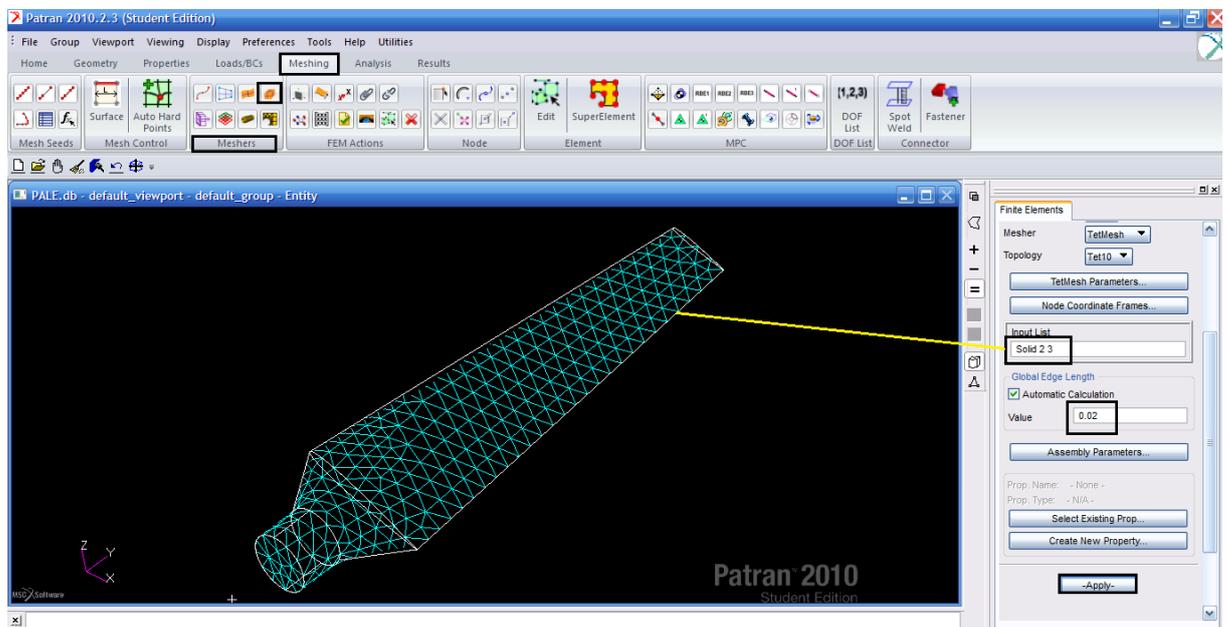


Figure V.7 – Maillage de la pale

- **Application des charges (Load/BCs )**

puisque notre code de calcul MD Patran est basé sur la méthode des éléments finis alors qu'on est obligé de mettre les différentes charges aux nœuds pour cela on proposé dans notre travail de prendre les nœuds les plus proches par rapport aux points d'application de chaque charge.

- **Création des forces dans MD Patran**

On utilise **loads /BCs > Force** on nomme cette force (**F1**), puis on clique sur **Input Data** et on entre les composantes de la force  $\langle 0 \ 0 \ -5.1971 \rangle$ , après on clique sur **OK**.

Maintenant on définit le nœud d'application de **F1**, on clique sur **Select Application Region**, puis on choisit FEM dans **Select** et on sélectionne le nœud d'application de la force, en clique sur **Add**, ensuite **OK** et enfin **Apply**.

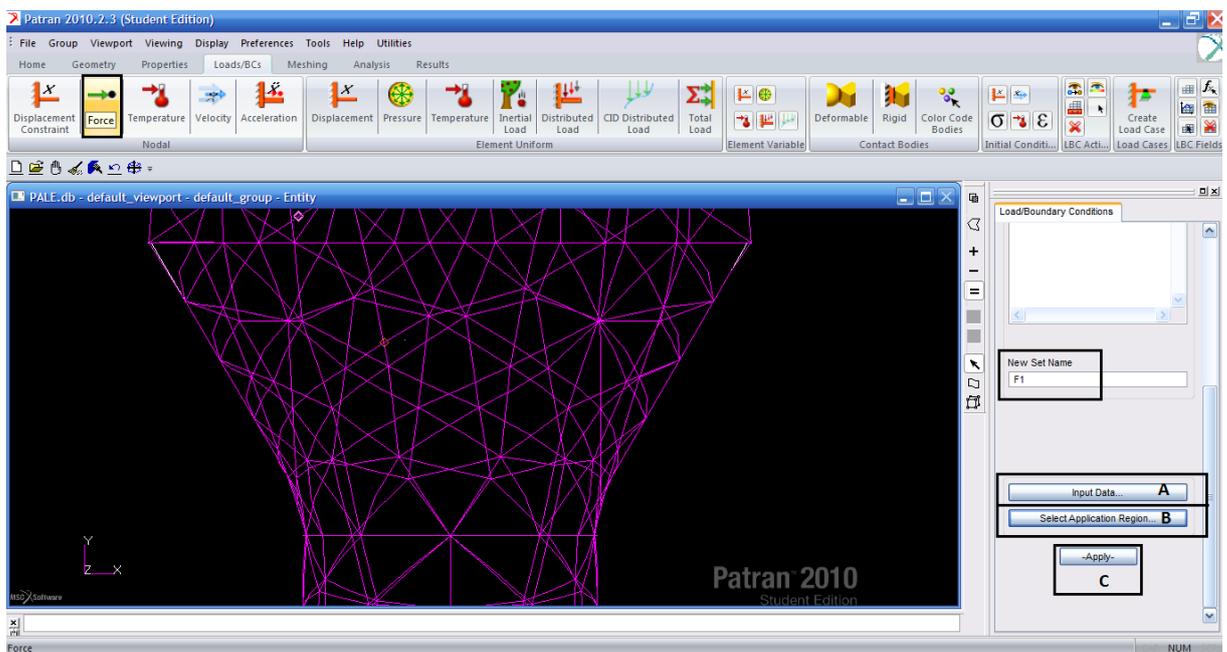


Figure V.8 – Appellation de la force

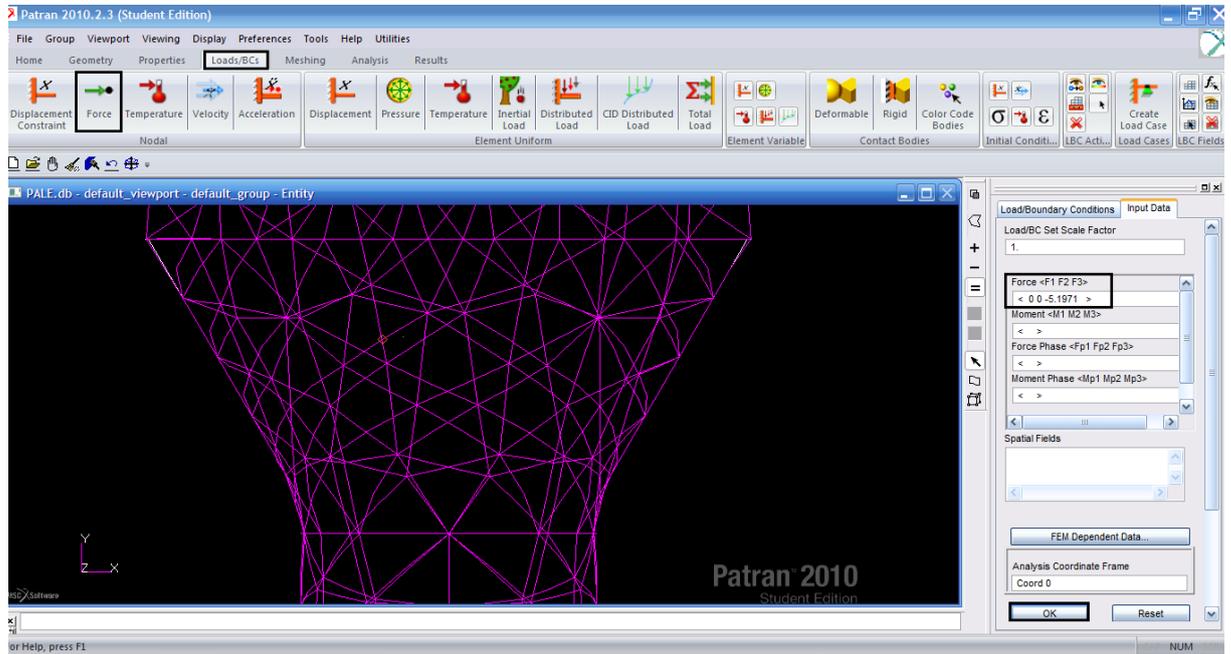


Figure V.9 – Insertion des composantes de la force

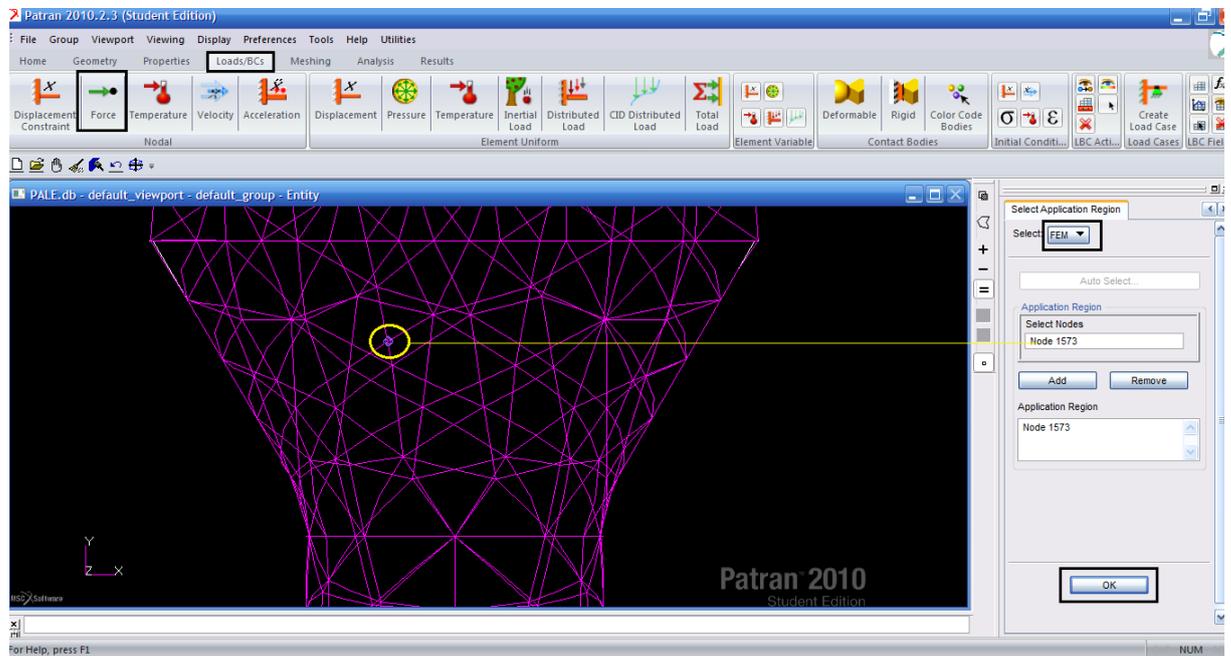


Figure V.10 – Choix de nœud pour l'application de la force

Et c'est la même chose pour toutes les charges ( Force, Moment ).

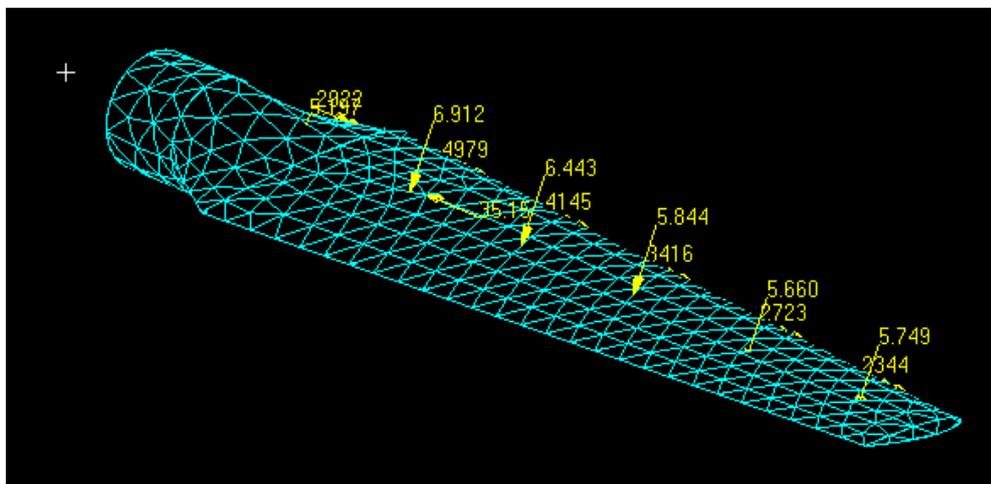


Figure V.11 – Présentation de toutes les charges sur la pale

- **Création de l'encastrement**

pour l'encastrement on choisit **Load/BCs > Displacement Constraint**, on choisit aussi un nom (encastrement), puis on clique sur **Input Data** et on annule tout les degrés de libertés, de translation et de rotation, puis on clique sur **OK**. Pour sélectionner la surface d'encastrement on clique sur **Select Application Region**, puis on choisit **Geometry** dans **Select**, puis on clique sur **Surface** or **Face**, après on sélectionne la surface a encastrent, puis on clique sur **OK**, ensuite sur **Apply**.

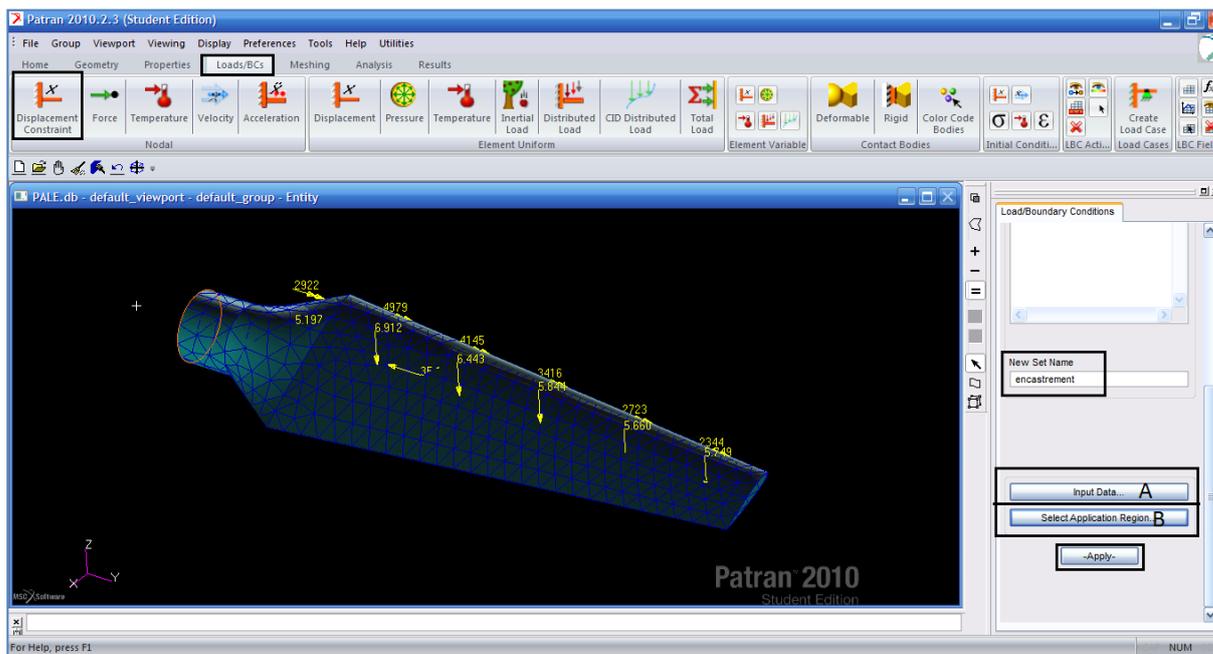


Figure V.12 – Création de l'encastrement

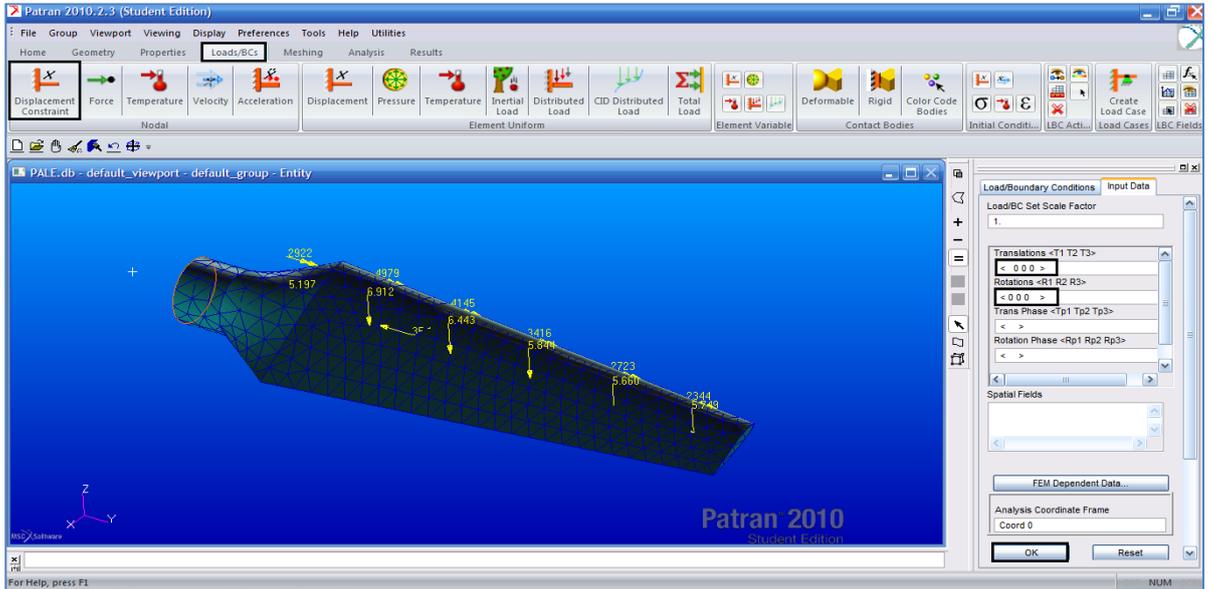


Figure V.13 – Annulation des degrés de liberté

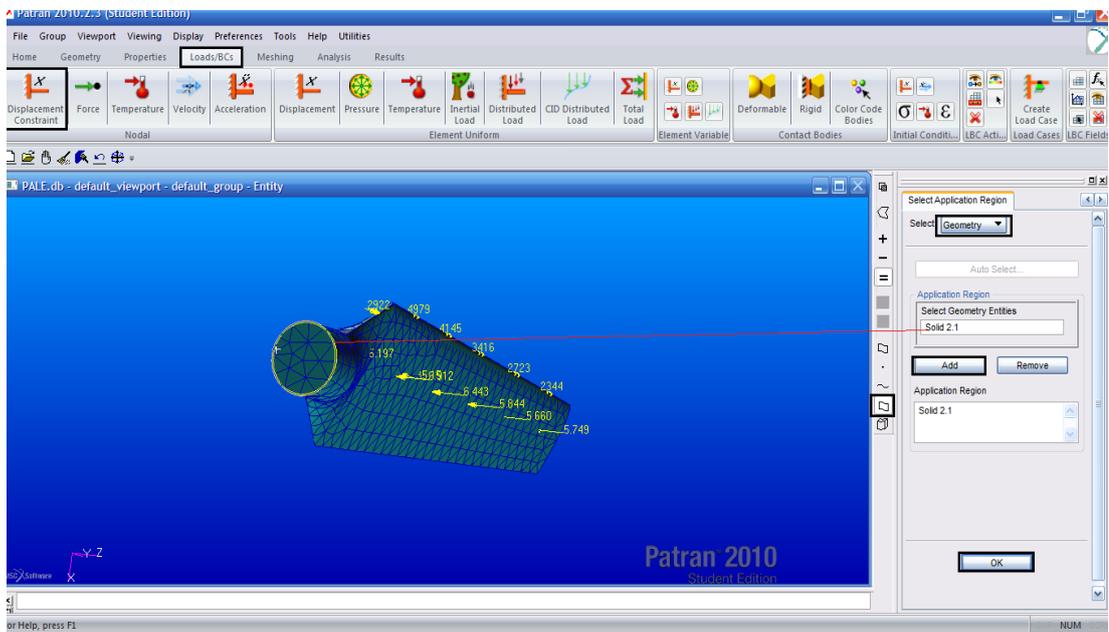


Figure V.14 – Spécification de la surface à encastrier

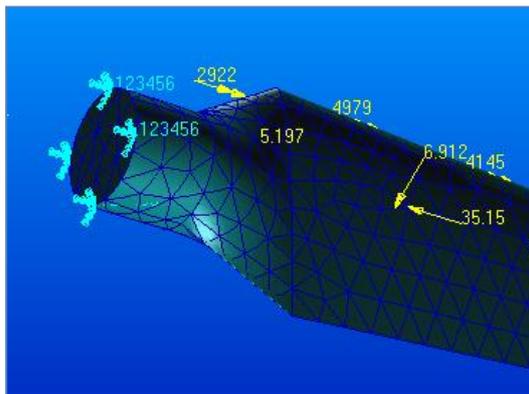


Figure V.15 – Visualisation de l'encastrement

- **Définition des propriétés des matériaux**

Dans ce projet on a choisi l'Aluminium comme le matériau de fabrication d'hélice et on l'a considéré comme un matériau isotrope (conservation des propriétés suivant toutes les directions) ces caractéristiques sont ( le module de Young  $E= 69 \text{ GPa}$  et coefficient de poisson = 0.33 et la densité :

$$\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$$

Pour créer le matériau dans **MD Patran** on utilise **Proprieties >Isotropic** puis on le nomme Aluminium on entre les propriétés en cliquant sur **Imput Data (Elastic Modulus 69 e9 et Poisson Ratio 0.33)** puis on clique sur **Ok** et en fin sur **Apply** maintenant on définit le matériau de notre pale d'hélice en utilisant **3DProprieties (Solid)** on le nomme **pale** puis on clique sur **Imput Proprieties >l'icône Mat Prop Name** on sélectionne **Aluminium** puis on clique sur **OK**

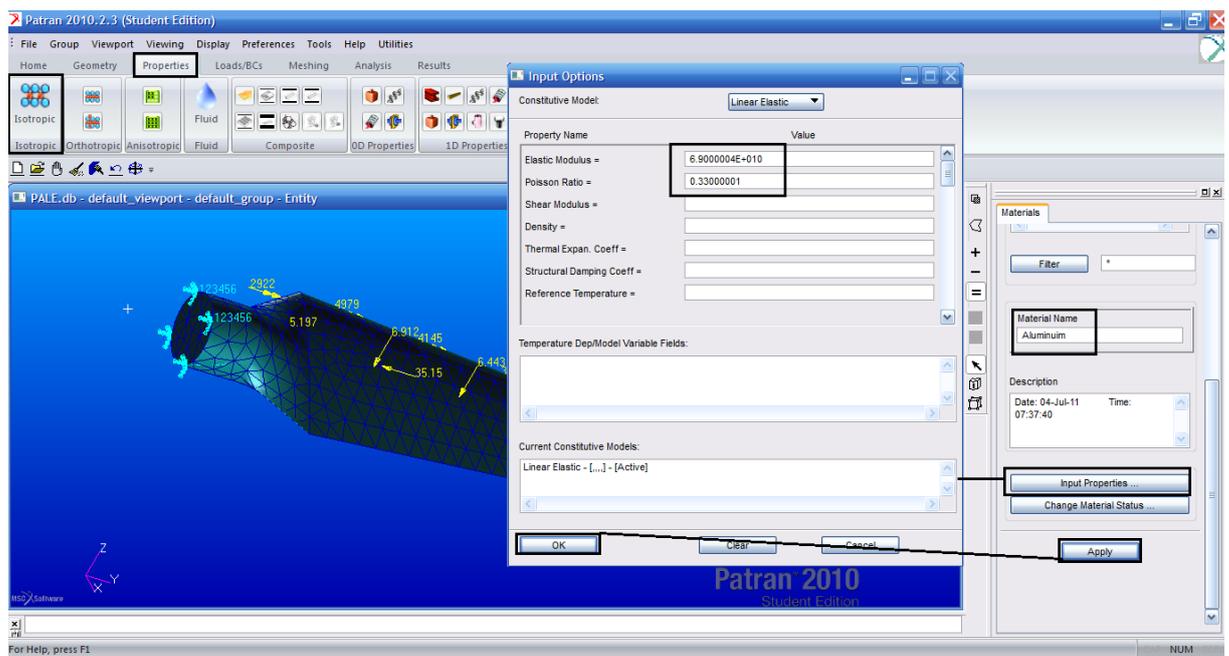


Figure V.16 – Définir le module d'Young et le coefficient de Poisson

Maintenant on définit le solide en cliquant sur **Select Application Region** on sélectionne le corps de la pale puis on clique sur **Ok**

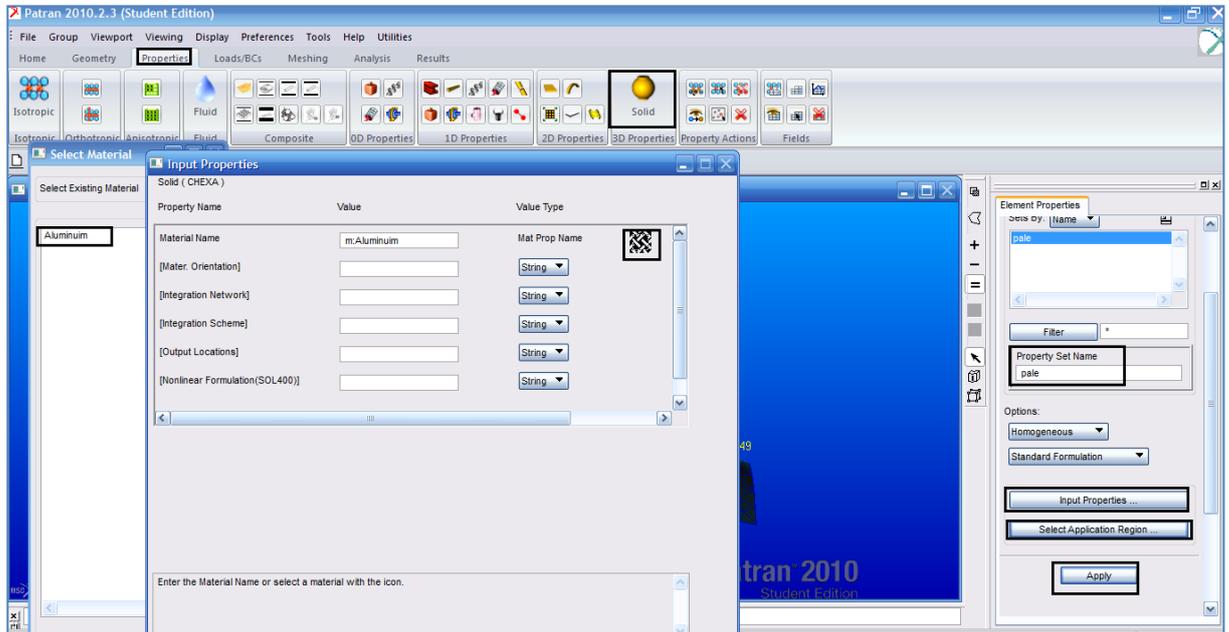


Figure V.17 – Sélection du matériau

- **L'Analyse**

On utilise l'onglet **Analysis** > **Analyze** > **Entire Model** puis on clique sur **OK**.

Nastran commence son calcul, les résultats sont enregistrés dans le lieu d'enregistrement de la base des données.

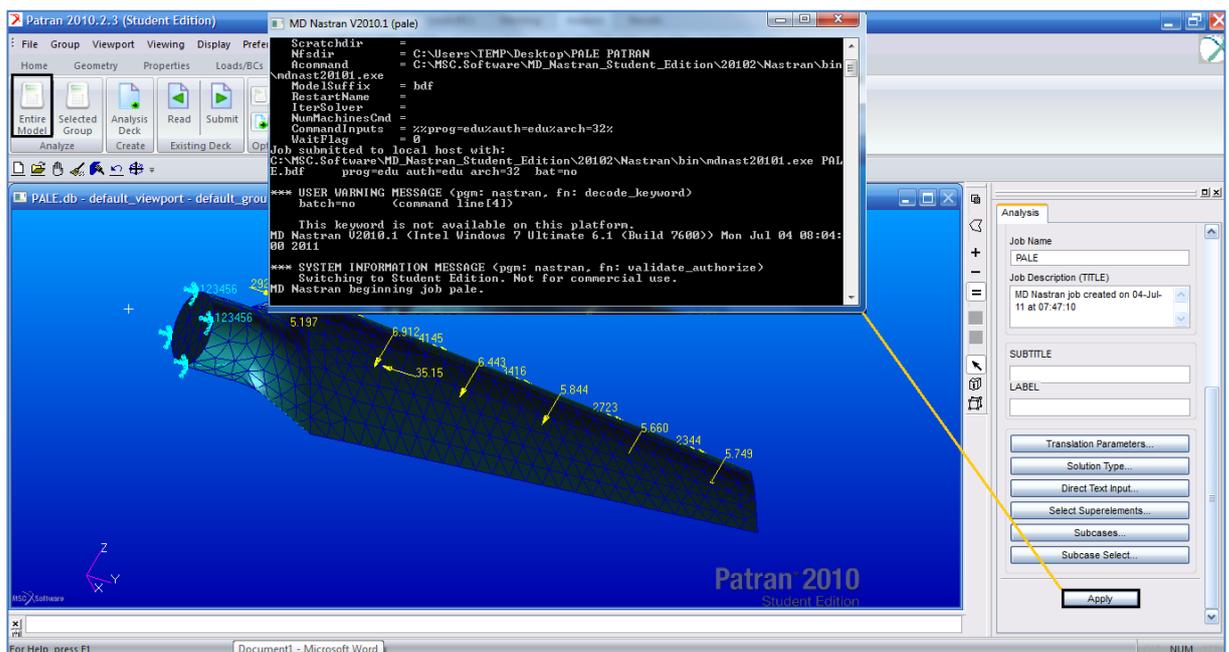


Figure V.18 – L'analyse des données de calcul par Nastran

Pour visualiser les résultats en MD Patran, on clique sur **XDB** puis on sélectionne **Result File**, après le fichier de l'extension (**\*.xdb**) et ensuite sur **Apply**.

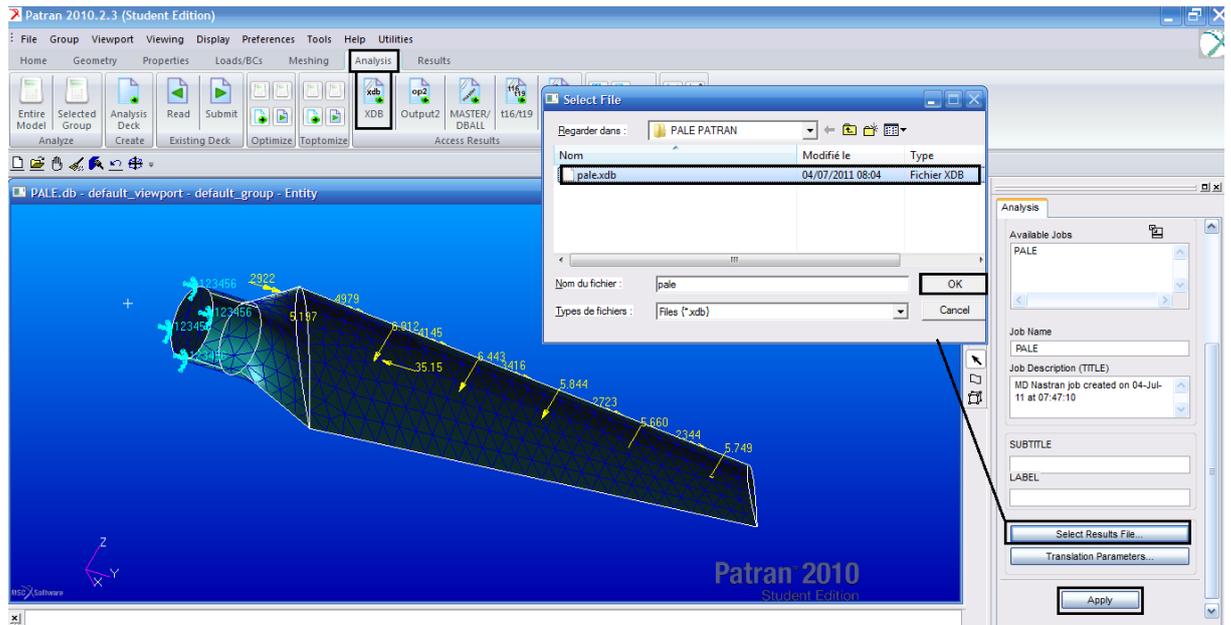


Figure V.19 – Importation de fichier (\*.xdb)

- Résultats :

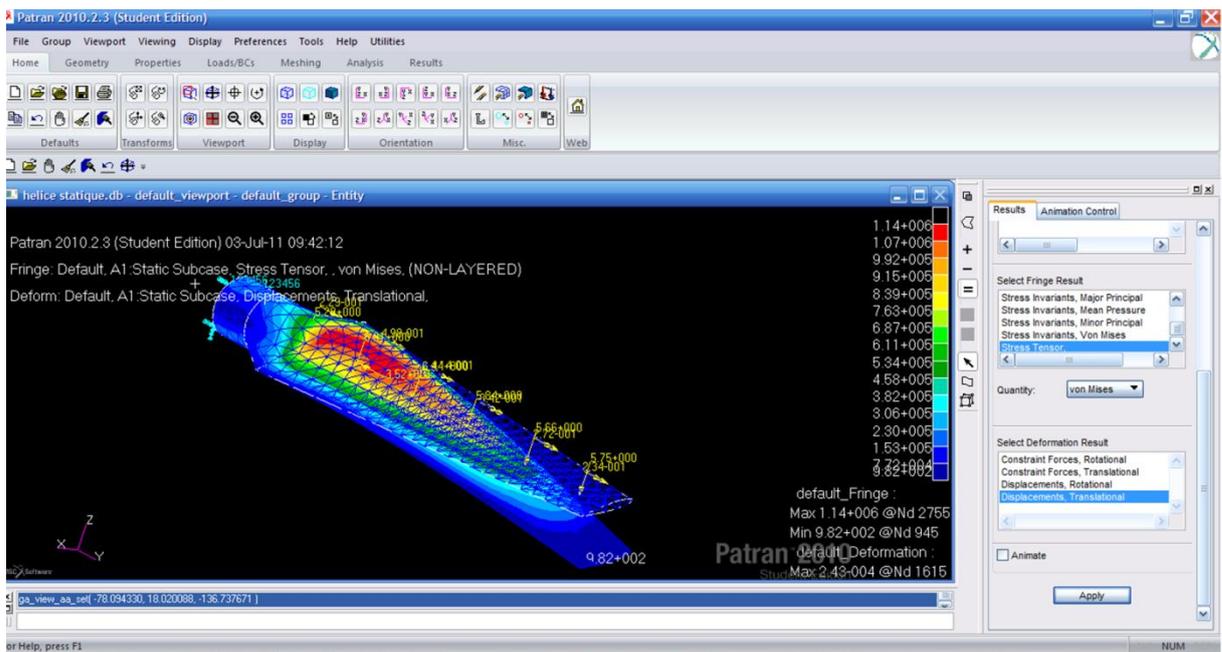


Figure V.20 – Distribution des contraintes sur la pale d'hélice

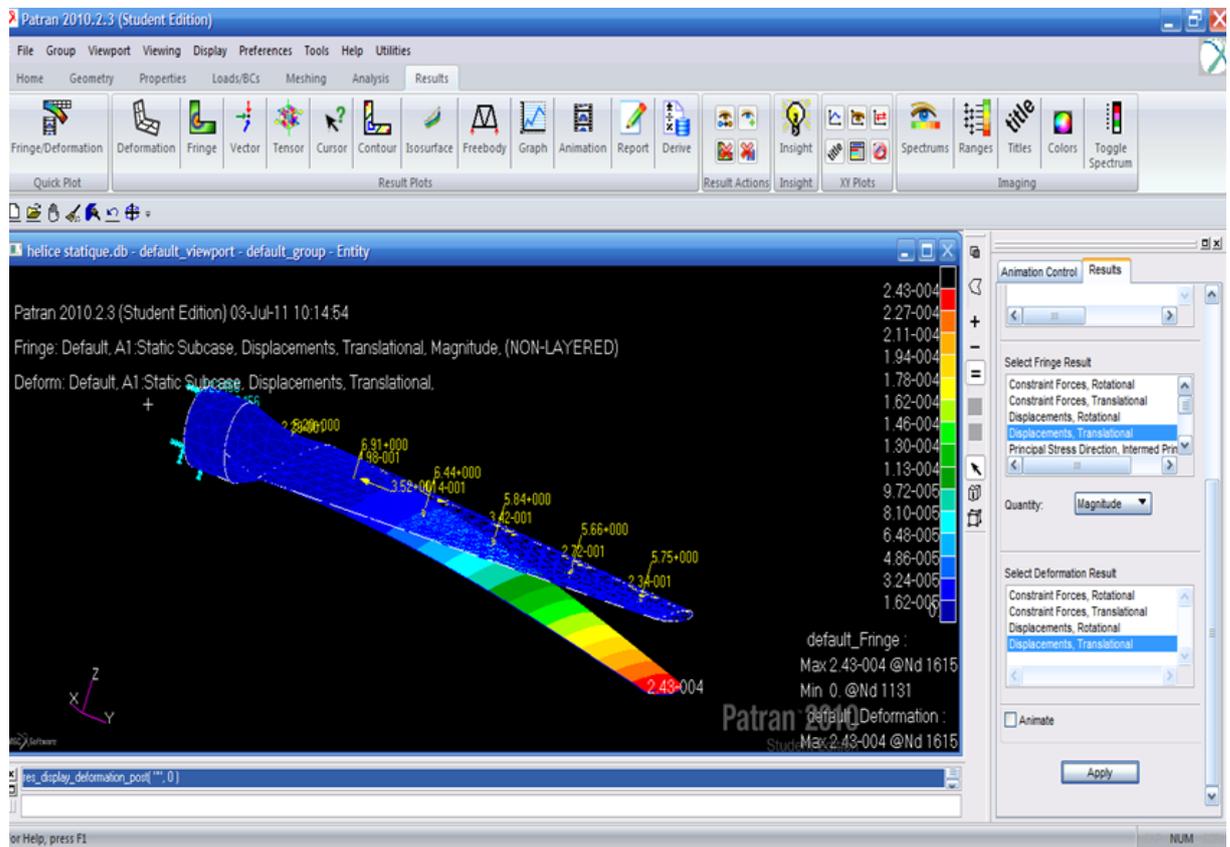


Figure V.21 – Distribution des déplacements le long de la pale

#### V.4 Simulation numérique de la pale d'hélice dans le cas rotatif avec MD Nastran/Patran

On refait les mêmes procédures comme précédemment avec les charges aérodynamiques dans le cas d'hélice rotatif sauf qu'on a une force d'inertie en plus c'est la force centrifuge qui est due à la rotation ( vitesse angulaire  $w = 70 \text{ rad/s}$ ).

**Calcul de la force centrifuge :**

$$F_c = \frac{mV^2}{R} = mw^2R = 3.5154 \cdot 70^2 \cdot 0.29838 = 5139.73 \text{ [N]}$$

• Les résultats obtenus :

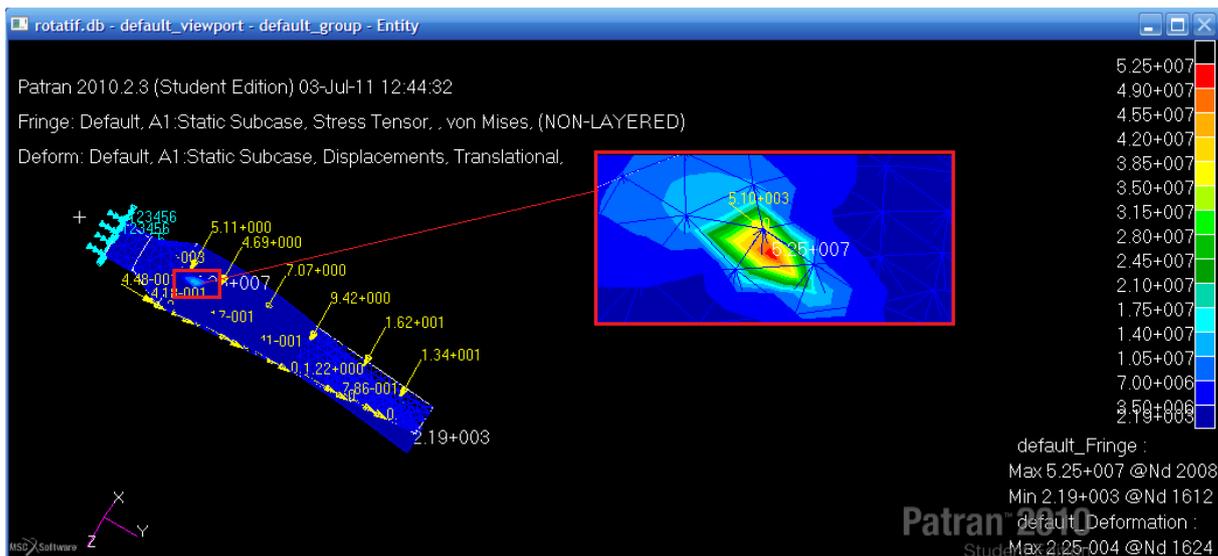


Figure V.22 – Distribution des contraintes le long de la pale.

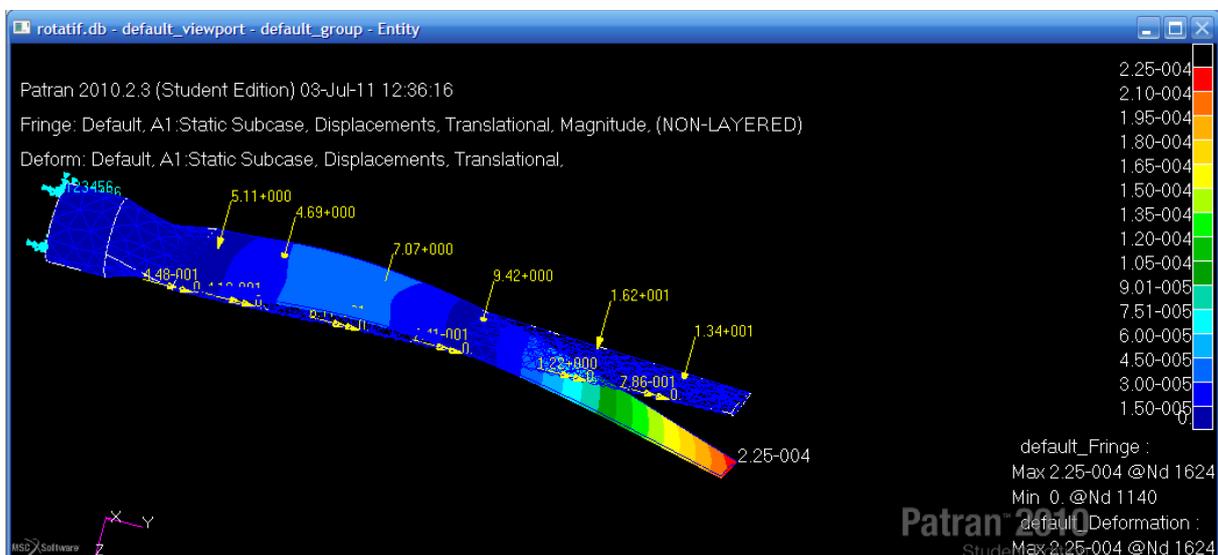


Figure V.23 – Distribution des déplacements le long de la pale

V.5 Interprétation des résultats

V.5.1 Dans le cas statique d’hélice :

A partir de contour des contraintes on remarque que la concentration des contraintes est autour de centre de gravité (zone rouge), la valeur maximale de la contrainte atteint  $1.14 \cdot 10^6$  [Pa] et la valeur minimale qui se trouve aux bords de la pale atteint  $9.82 \cdot 10^2$  [Pa].

On voit que le déplacement maximal est en bout de la pale  $2.43 \cdot 10^{-4}$  [m].  
L'évolution des déplacements est croissante le long de la pale (de racine jusqu'au bout de la pale).

### **V.5.2 Dans le cas rotatif d'hélice :**

A partir de contour des contraintes on remarque qu'une petite zone concentration des contraintes élevées apparaît aux environs de centre de gravité qu'est due à la présence de la force centrifuge, la valeur maximale de la contrainte est  $5.25 \cdot 10^7$  [Pa] et  $2.19 \cdot 10^3$  [Pa].

On voit que le déplacement maximal est en bout de la pale  $2.25 \cdot 10^{-4}$  [m].  
L'évolution des déplacements est croissante le long de la pale (de racine jusqu'au bout de la pale).

---

## Conclusion

---

La conception et le développement d'une hélice est une activité complexe qui fait intervenir un grand nombre de disciplines complémentaires les unes des autres. Le choix d'une architecture ou d'un concept fonctionnel est toujours le fruit d'une réflexion qui vise à satisfaire une multitude d'impératifs souvent contradictoires. C'est là qu'intervient l'essentiel du savoir-faire de l'hélicier qui saura proposer la solution optimale.

Ainsi, en plus des applications destinées à l'aviation générale où elle règne sans partage en tant que mode de propulsion, l'hélice offre des perspectives d'évolutions prometteuses. Celles-ci en font un équipement moderne qui aura toujours sa place dans l'aéronautique.

Ce travail est fait d'une manière comme étant un tutorial détaillé pour les futurs promotions, et les enseignants peuvent l'utiliser comme un support de cours de la CAO, CFD et la CSM, d'une part, et d'autre part ce projet été trop bénéfique pour nous de nous avoir acquis une bonne connaissance concernant la simulation et la modélisation numérique des fluides (CFD) et des structures (CSM), et aussi des compétences d'utilisation des logiciels de CAO, de CFD et de CSM, qui nous pousser a réfléchir de créer un bureau d'étude d'engineering ou un start-up au futur, si Dieu le veut !

Concernant les difficultés rencontrées au cours de notre projet, on n'a pas pu obtenir une géométrie d'hélice concrète, malgré les dizaines de contacts avec les héliciers (DUC Hélices, France Hélices, WOODCOMP), les chercheurs, les laboratoires et les départements de l'ONERA, qui ne peuvent pas nous aider à cause de la confidentialité. Et même notre compagnie aérienne Air Algérie, qui ne dispose pas d'une géométrie détaillée d'hélice, aussi à cause de la confidentialité des constructeurs d'avions. On a trouvé aussi des difficultés dans le maillage mobile qui nécessite un matériel informatique puissant en CPU et en RAM pour mobiliser le maillage facilement, pour cela on a simplifié notre géométrie à cause de la limitation de notre matériel informatique.

Pour notre perspective, on propose aux futurs étudiants en fin de cycle de faire une conception d'une hélice aérienne ou d'éolienne et même la réaliser, et notre projet est une simple contribution qui peut l'aider dans leurs PFE.

---

# ***ANNEXES***

---

---

## **ANNEXE -A-**

### **Présentation des logiciels de travail**

---

*Cette annexe présente les logiciels et les codes de calcul utilisés dans la présente mémoire. Il s'agit de logiciel de CAO (SolidWorks 2010) plus un code de génération de maillage (ANSYS ICEM CFD 13) et deux codes de simulation numérique bien adaptés pour les études aérodynamique (ANSYS Fluent 13 et ANSYS CFX 13) et deux codes de calcul de structures (MD Patran 2010 et MD Nastran 2010 Student Editions).*

## **A.1 Logiciel de CAO (CAD : Computer Aided Design) : SolidWorks 2010**

En 1993, Jon Hirschtick, fondateur de SolidWorks, a engagé une équipe d'ingénieurs avec pour objectif de rendre la technologie CAO 3D plus accessible. Cette équipe a développé la première technologie de CAO 3D capable de fonctionner sur une plate-forme Windows qui n'impliquait pas d'utiliser des matériels et des logiciels coûteux à manipuler. La première version de SolidWorks a été commercialisée en 1995. Au bout de deux mois, le logiciel était reconnu par l'ensemble du secteur pour sa simplicité d'utilisation qui permettait à un nombre toujours plus grand d'ingénieurs de tirer parti de la CAO 3D pour donner vie à leurs conceptions.

En 1997, le géant mondial des technologies de cycle de vie des produits Dassault Systèmes a pris acte et acheté SolidWorks.

SolidWorks génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés. Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SolidWorks.

Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

### **A.1.1 Fonctionnement**

#### **A.1.1.1 Les pièces**

La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SolidWorks permet d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode. Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)... Cette organisation est rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à sa guise.

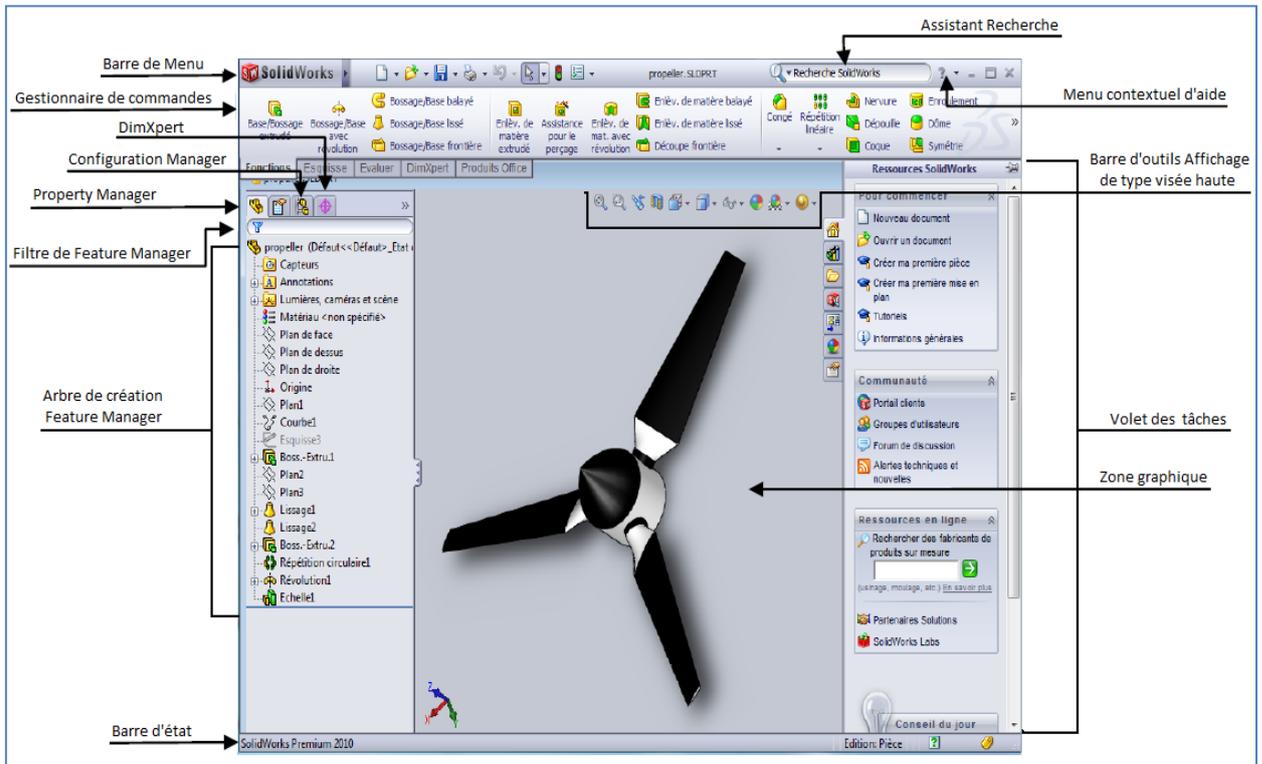


Figure A.1 – Interface de SolidWorks 2010

Parmi les fonctions génératrices on trouve:

**L'extrusion** : déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction). Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

**La révolution** : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

**Congés** : Congé/Arrondi crée une face interne ou externe arrondie sur la pièce. Vous pouvez ajouter des congés à toutes les arêtes d'une face, d'un ensemble de faces sélectionnées, à des arêtes sélectionnées ou à des boucles d'arêtes.

**Coque** : l'outil Coque creuse une pièce, laisse les faces que vous sélectionnez ouvertes et crée des fonctions parois minces sur les faces restantes. Si vous ne sélectionnez aucune face sur le modèle, vous pouvez transformer une pièce volumique en coque, en

créant un modèle creux, fermé. Vous avez aussi la possibilité de créer une coque en utilisant différentes épaisseurs.

Des fonctions d'ordre logiciel comme :

**La répétition linéaire** : La Répétition linéaire apparaît lorsque vous répétez une ou plusieurs fonctions sur une ou deux trajectoires linéaires.

**La répétition circulaire** : La Répétition circulaire apparaît lorsque vous créez une répétition d'une ou de plusieurs fonctions autour d'un axe.

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne s'occupe plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce. Les possibilités d'éditations sont complétées par un ensemble d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface...

### III.1.1.2 Les assemblages

Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de contraintes d'assemblage associant, deux entités respectives par une relation géométrique.

Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision, mesure des jeux, etc.).

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin : tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

### A.1.1.3 Les mises en plan

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet.

Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

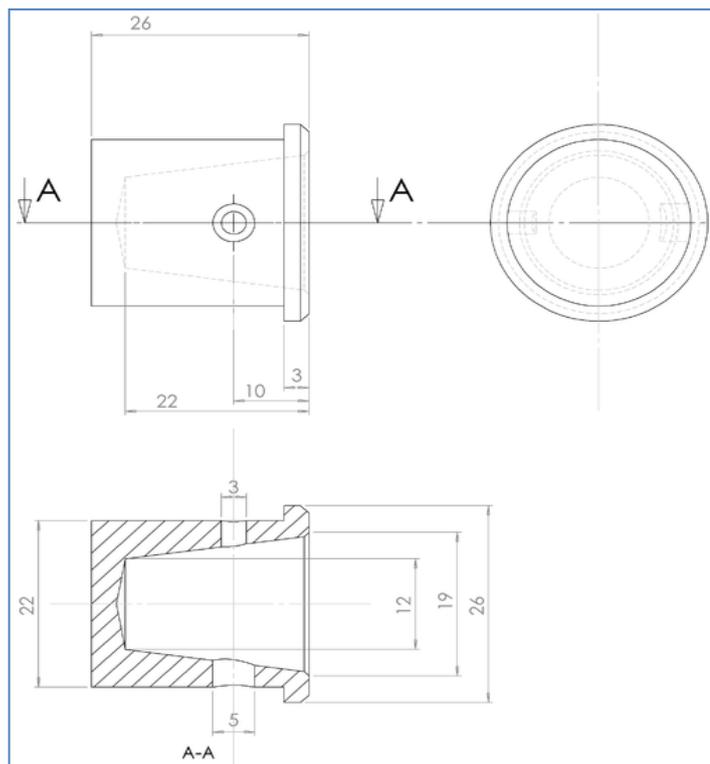


Figure A.2 – Dessin de définition établi avec SolidWorks

- **Vues** : La projection sur plan du modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de DAO il est possible d'éditer un plan faux!). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic. Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécutée avec un habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non initiés.

- **Cotation** : La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce. Bien sûr, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils

peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des cotes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi!).

- **Fond de plan** : SolidWorks par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

- Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.
- Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.
- Des modèles sont proposés (équivalent du .dot de WORD).

- **Nomenclature** : Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.

#### A.1.1.4 Les extensions des fichiers :

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures.

Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers SolidWorks ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre. On retrouve :

- .sldprt**, pour les fichiers pièce.
- .sldasm**, pour les fichiers assemblage.
- .slddrw**, pour les fichiers plans.
- .sldprt**, pour les fichiers de fond de plan.

Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

## A.2 Logiciels de génération de maillage

### A.2.1 ANSYS ICEM CFD 13

C'est un logiciel de génération de maillage dédié à la mécanique des fluides, mais également aux applications de mécanique de structures.

Dans le domaine de la mécanique des fluides, *ANSYS ICEM CFD 13* s'est imposé comme le module de pré-processing le plus utilisé, que ce soit dans l'industrie automobile, aéronautique, aérospatiale, chimique, des turbomachines, électrotechnique ou médicale. Ce module est également de plus en plus employé comme pré-processeur dans le calcul de structures.

*ANSYS ICEM CFD 13* représente un pont entre la construction et le calcul, le système est ouvert, permettant de lire aussi bien des formats CAD, STL ou simplement des points et de créer un maillage destiné à la plupart des codes CFD/CAE du marché.

*ANSYS ICEM CFD 13* offre des interfaces directes CAO (notamment CATIA, Cadds5, ICEM surf, Pro/ E, Ideas, SolidWorks, Solid Edge...) permettant un transfert de la géométrie de l'un à l'autre des systèmes CAO.

Elle comprend plus de 100 interfaces exportation du maillage vers les principaux codes CFD et FEA (ANSYS, Abaqus, Fluent, Star-CD, CFX, Flotran...) ou d'autres codes CAE (codes d'électromagnétisme...), ainsi que des formats de sorties standard dont CGNS.

#### A.2.1.1 Ouverture du programme, emplacement disque de travail et sauvegarde

On démarre /Tous les programmes/ANSYS 13.0/Meshing/ICEM CFD

##### A.2.1.1.1 Choix du l'emplacement de travail

Afin d'éviter des erreurs lors des sauvegardes ou lors de la création du fichier pour le maillage, il faut s'assurer que le logiciel stock ses fichiers sur un disque où l'on possède les droits d'accès et de modification.

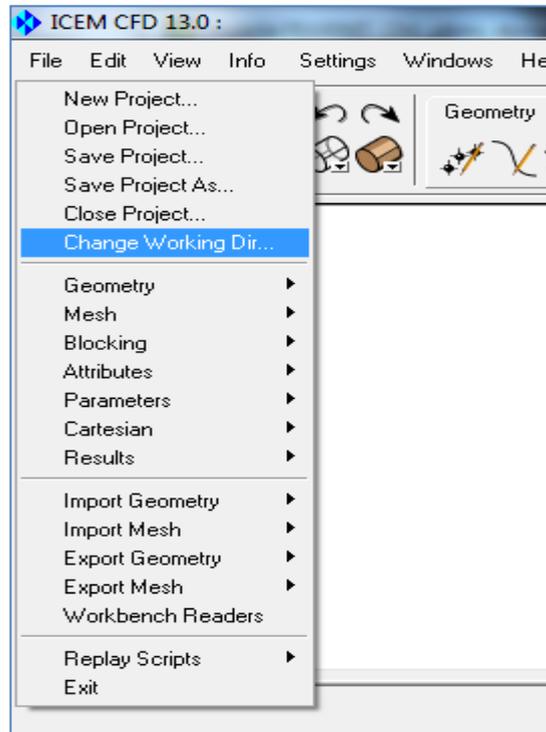


Figure A.3 – Change Working Directory

#### A.2.1.1.2 Sauvegarde du projet

Afin d'éviter la perte du travail, il est conseillé de choisir dès le début le chemin pour sauvegarder le projet. Le projet est enregistré sous le format *.prj*

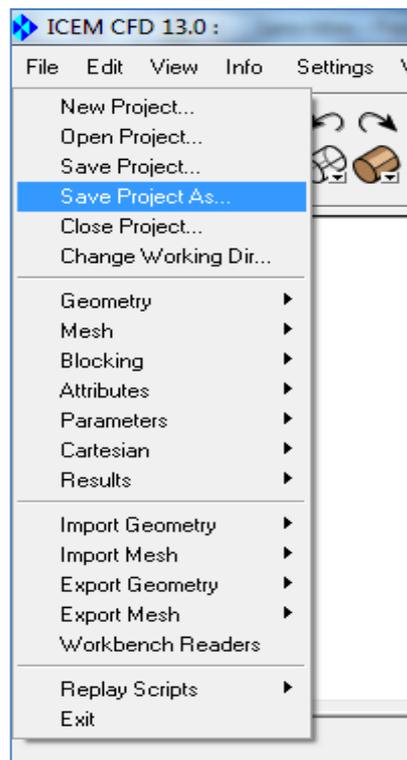


Figure A.4 – Save Project As...

Il n'est pas rare que le programme plante lors de la réalisation du maillage, de sa modification et plus rarement lors de la modification de la géométrie (lignes ou surfaces complexes).

## A.2.1.2 La zone de travail et les onglets d'options

### A.2.1.2.1 Zone de visualisation/travail

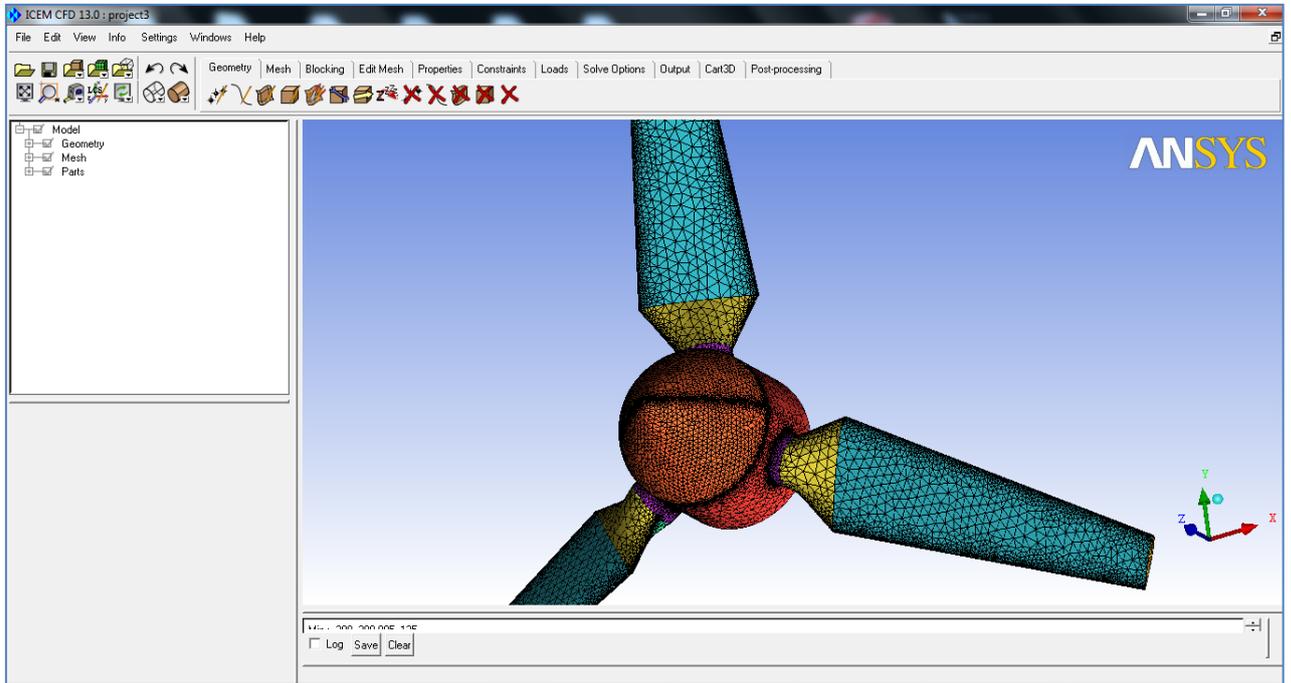


Figure A.5 – Zone de visualisation/travail

C'est dans cette zone que sera affiché le résultat du travail, la navigation s'y fait au moyen de la souris.

- Clic gauche maintenu = rotation libre de l'image
- Clic droit maintenu +haut/bas = zoom centré
- Clic droit maintenu +gauche/droite = rotation suivant l'axe sortant
- Molette haut/bas = zoom
- Clic central/molette = déplacement dans le plan

Pour revenir à une vue normée il suffit de cliquer sur un des axes :

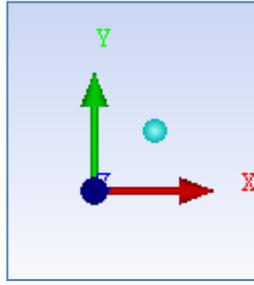


Figure A.6 – Axes X,Y,Z

#### A.2.1.2.2 Boîte de dialogue – fichier log

Zone de texte où seront affichées des informations comme le nombre de mailles, la création de droites ou des informations les erreurs et leurs raisons.

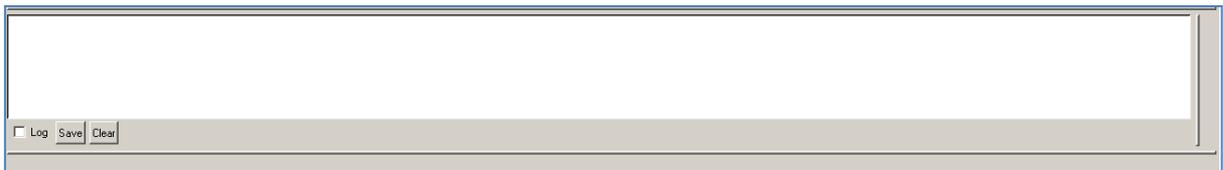


Figure A.7 – Boîte de dialogue

#### A.2.1.2.3 Fonctions courantes

Icones des outils utilisés le plus souvent, personnalisable.

L'icône  permet de recentrer la vue et  permet le retour en arrière/avant.



Figure A.8 – Fonctions courantes

#### A.2.1.2.4 Onglets de travail

L'ordre des onglets est l'ordre normal de progression pour la réalisation du maillage.

Un suivi pas à pas permet d'éviter des oublis de choix d'options, etc. ...



Figure A.9 – Onglets de travail

### A.2.1.3 Création du maillage

Afin de réaliser le maillage il faut changer d'onglet :



#### A.2.1.3.1 Définitions globales



Ouvre la boîte de dialogue suivante :

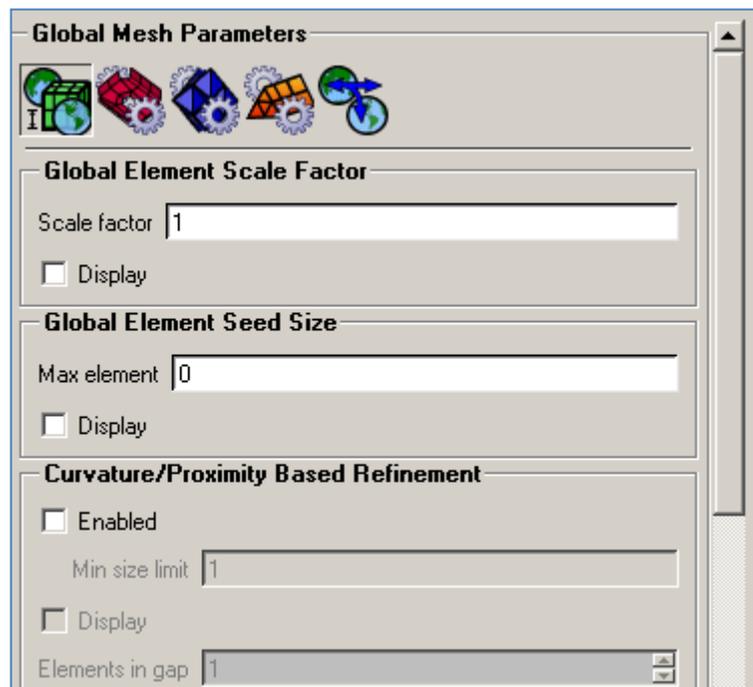


Figure A.10 – Les paramètres de maillage

Les deux premières options permettent une adaptation globale des paramètres du maillage. (Résolution et nombre de d'éléments)

L'icône suivante permet de choisir le type de maillage :

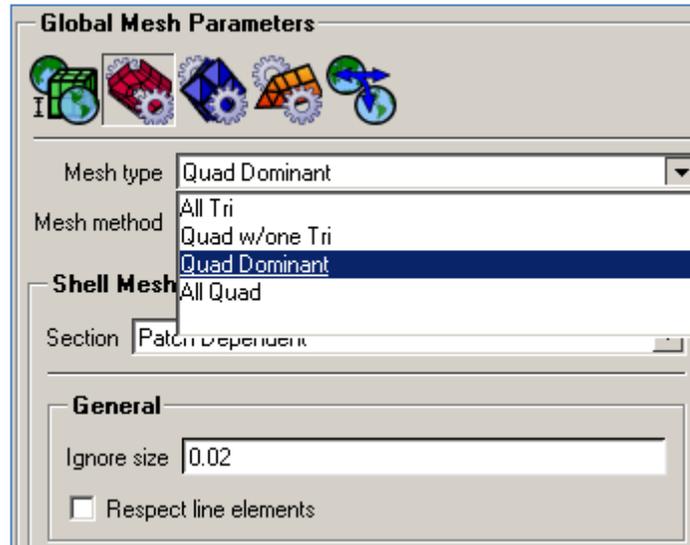


Figure A.11 – Choisir le type de maillage

#### A.2.1.4 Choix de solveur et exportation de maillage

Ce choix se fait via l'onglet 

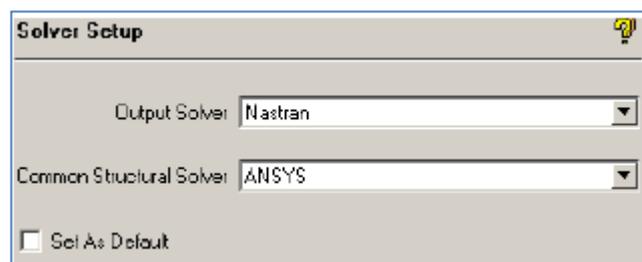
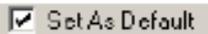


Figure A.12 – Choix de solveur

Il faut choisir : 

Et l'option  est vivement conseillé afin de ne pas recommencer la même manipulation lors du prochain maillage.

Les icônes  ne sont pas traitées ici, ces fonctions étant disponibles sous fluent.

Ouverture de la fenêtre de dialogue via 

Si le solveur a bien été sélectionné, il doit apparaître :

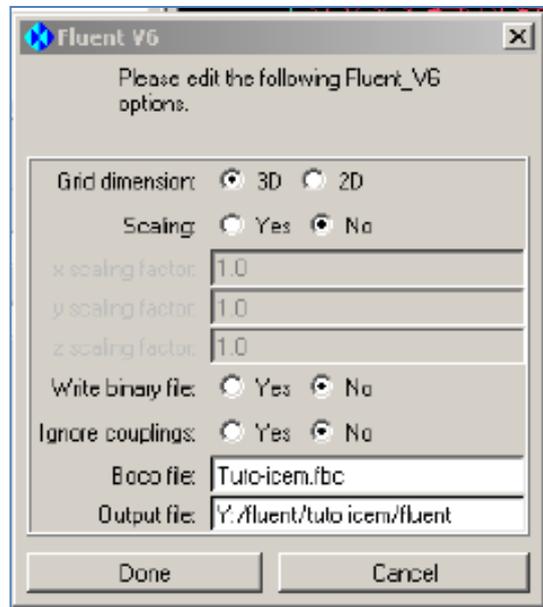


Figure A.13 – Grid dimension : 2D

### A.3 Logiciels de CFD

L'augmentation rapide de la puissance des calculateurs a rendu possible le développement de codes commerciaux traitant les problèmes de transport dans les fluides. Il existe un certain nombre de codes tridimensionnels industriels, aux meilleurs performants, permettant la prédiction d'écoulements de fluides (FLUENT, CFX, PHOENICS, STAR-CD, TRIO, FEMLAB ...).

La résolution des équations gouvernant ces écoulements (équations de Navier-Stokes) est faite par le biais des méthodes des volumes finis, des différences finies ou des éléments finis.

### A.3.1 ANSYS CFX 13

Afin d'anticiper l'importance croissante des applications CFD dans le département R&D des entreprises, ANSYS Inc. a étendu en 2003 sa palette de produits avec le code CFX.

CFX fait partie depuis 20 ans parmi les solutions dominantes dans le domaine de la simulation de fluides. ANSYS propose *ANSYS CFX 13* aussi bien comme solution indépendante dédiée au calcul fluide, que comme application intégrée dans les solutions de mécanique des structures pour des utilisations couplées.

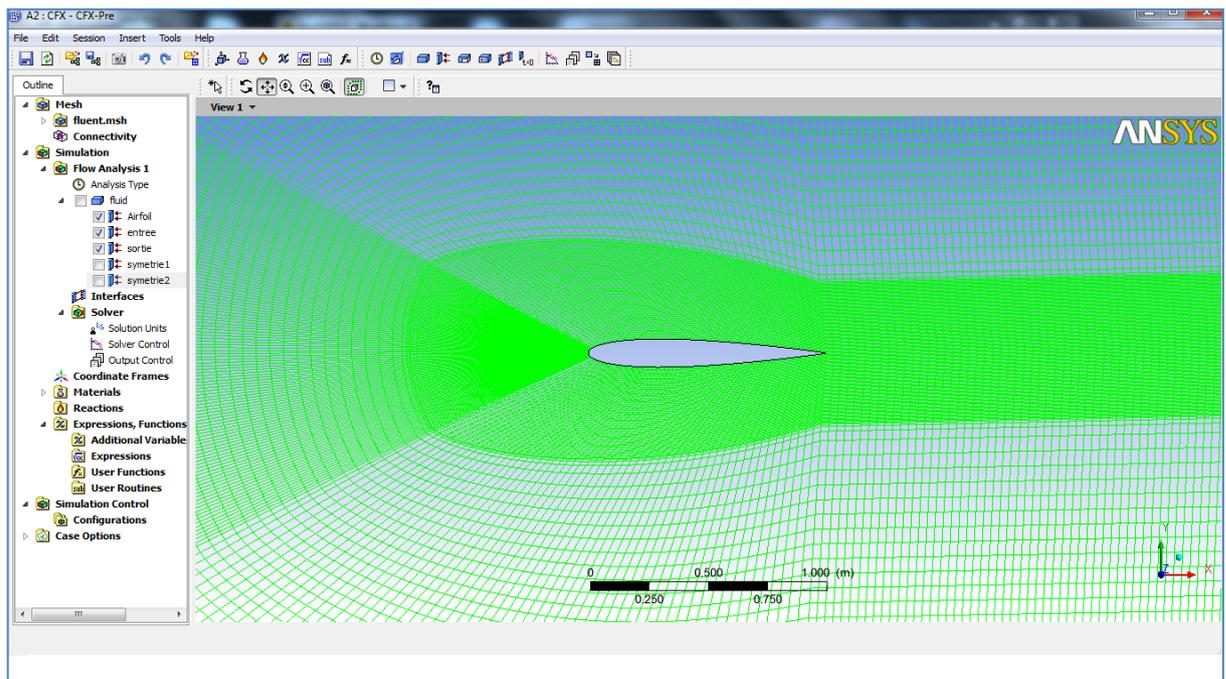


Figure A.14 – Interface de ANSYS CFX-Pre

Le logiciel de calcul *ANSYS CFX 13* est utilisé dans le développement de produits ou l'analyse de processus de fabrication quand un écoulement, un transfert de chaleur ou une réaction chimique joue un rôle important.

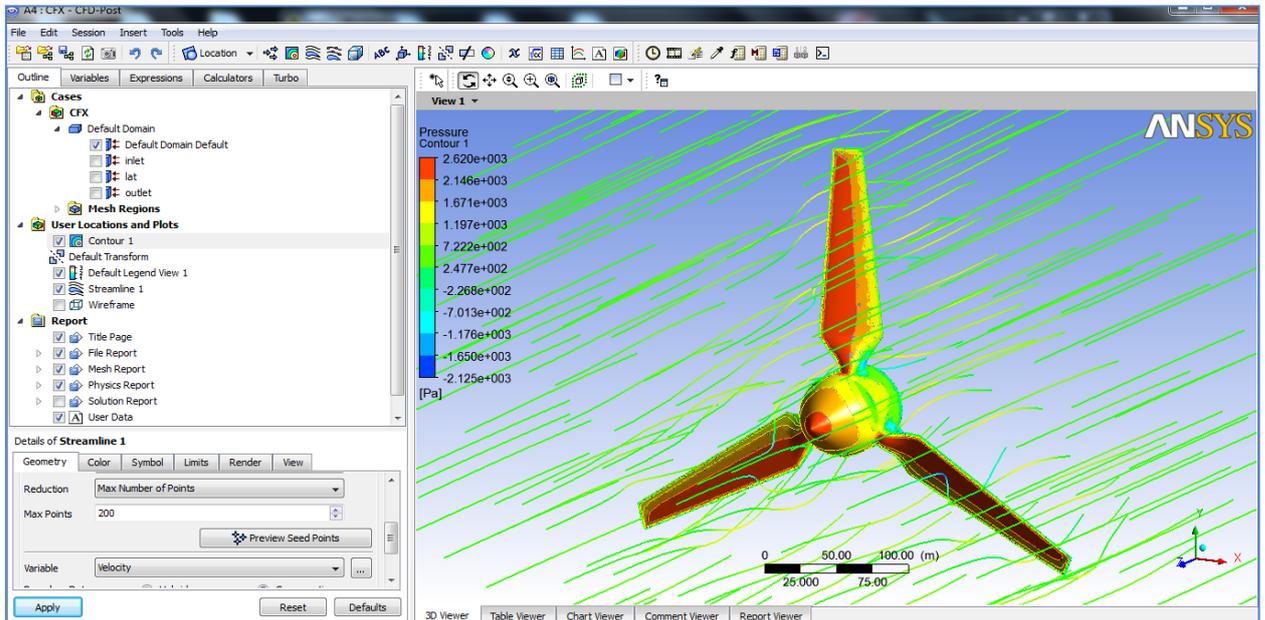


Figure A.15 – Interface de ANSYS CFX-Post

CFX est un outil de simulation 3D efficace permettant de répondre rapidement à des problèmes d'écoulements et de trouver des solutions adéquates. Il en découle un nombre plus restreint de prototypes et donc un gain de productivité.

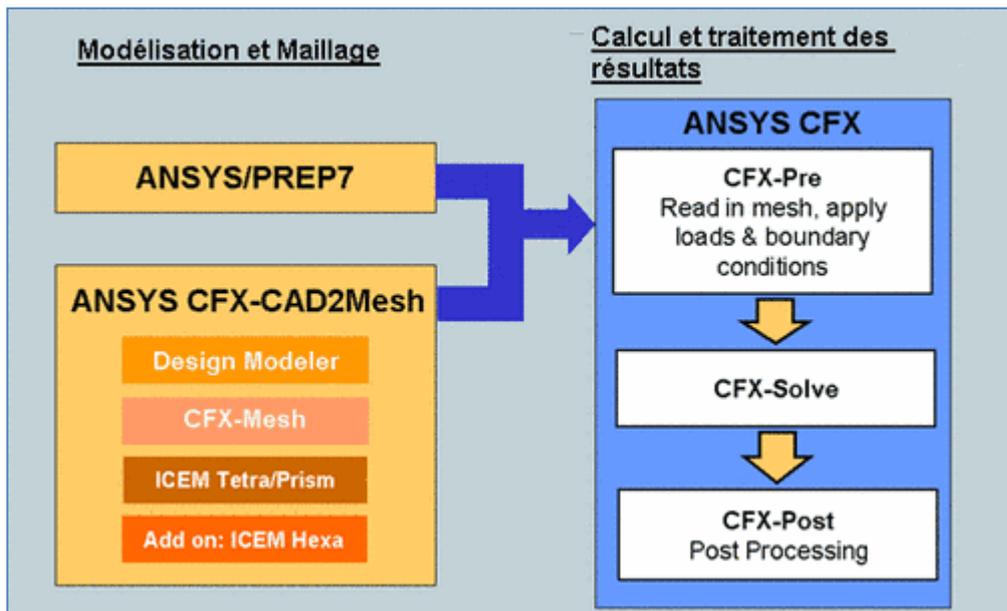


Figure A.16 – Les étapes de simulation avec ANSYS CFX

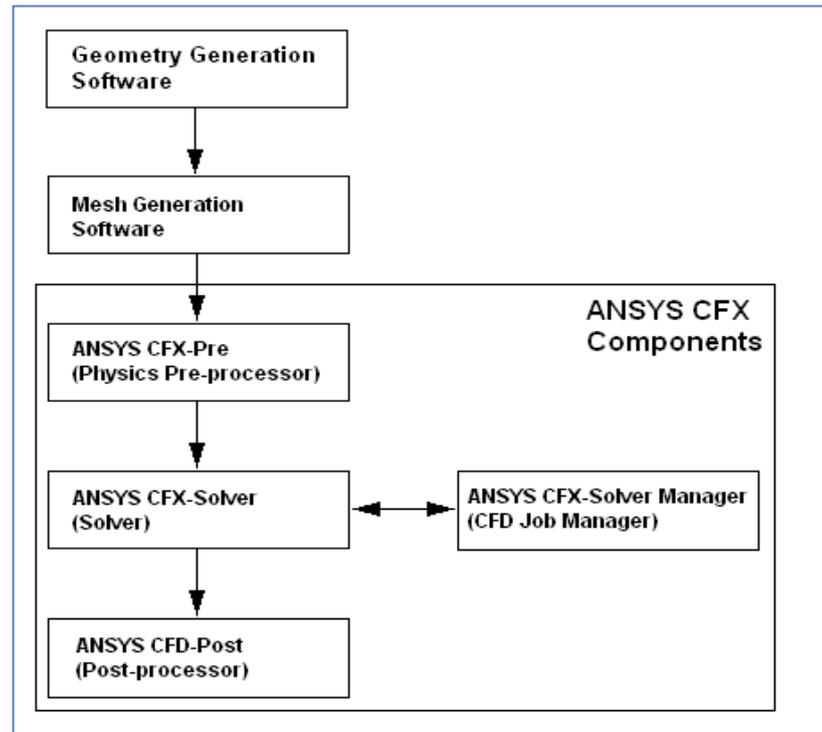


Figure A.17 – Etapes de simulation sous ANSYS CFX

## A.3.2 ANSYS Fluent 13

### A.3.2.1 Présentation

Le code de calcul *ANSYS Fluent 13* utilisé dans notre mémoire est commercialisé par le groupe ANSYS. Ce groupe est actuellement l'un des pôles de compétence en mécanique des fluides numérique et en calcul de structures les plus importants. Il développe et commercialise une solution complète sous forme de logiciels de CFD (Computational Fluid Dynamics) et de calcul de structures généralistes qui simulent tous les écoulements fluides, compressibles ou incompressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques, les écoulements multiphasiques et aussi les solutions de mécanique de structures pour toute l'industrie.

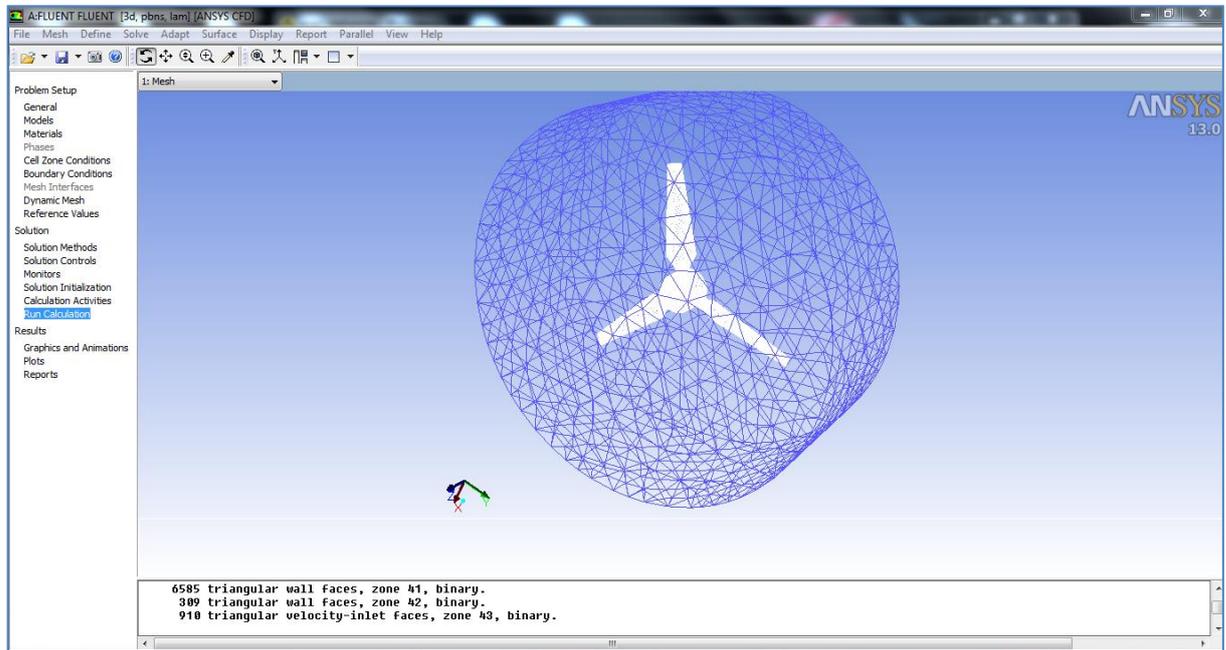


Figure A.18 – Interface du solveur ANSYS Fluent 13

Les produits et services proposés par *ANSYS Fluent 13* aident les ingénieurs à développer leurs produits, à optimiser leur conception et à réduire leurs risques. Ce code est largement utilisé dans l'industrie aéronautique, automobile et offre une interface sophistiquée qui facilite son utilisation. Le logiciel ANSYS Fluent 13 modélise par la méthode des volumes finis des écoulements très variés dans des configurations plus ou moins complexes. Il est composé, comme tout logiciel de type CFD, de trois éléments clés qui sont: le pré-processeur, le solveur et le post processeur. Nous détaillons ci-dessous ces trois éléments :

#### a. Le pré-processeur ANSYS ICEM CFD 13

Ils permettent à l'utilisateur de construire la géométrie du domaine de calcul et de subdiviser ce dernier en petits volumes de contrôle ou cellules de calcul. L'ensemble de ces volumes élémentaires constitue le maillage. La définition des conditions aux limites appropriées, au niveau des cellules qui coïncident ou touchent la frontière du domaine de calcul, se fait également à ce niveau. Il permet de créer plusieurs types de maillage suivant la géométrie et de spécifier le type de matériau (fluide ou solide).

#### b. Le solveur ANSYS Fluent 13

Permet de définir numériquement les conditions opératoires (gravité pression...) dans lesquelles, est effectuée la simulation, ainsi que la spécification des conditions aux limites, il permet de choisir le processus itératif, en proposant plusieurs schémas numériques pour la discrétisation spatiale et temporelle, et pour le couplage de vitesse et de pression.

Les équations discrétisées y sont résolues et sont décrites sous forme : Convection - Diffusion = Sources – Pertes. Pour des fluides incompressibles, les calculs se font en pression relative. La méthode utilisée est la méthode des volumes finis. Cette méthode a l'avantage d'être conservatrice, c'est à dire que tout le flux sortant d'un volume de contrôle entre dans les volumes voisins. Les étapes de calcul sont les suivantes :

- Intégration des équations continues sur chaque volume de contrôle. Le théorème d'Ostrogradski est utilisé pour transformer certaines intégrales de volume en intégrales de surface,
- Discrétisation en espace et en temps (pour les écoulements non permanents) des équations : substitution des dérivées partielles par des approximations en différences finies ; transformation du système d'équations en système algébrique,
- Résolution du système algébrique par un processus itératif ; utilisation d'un algorithme pour corriger la pression et les composantes de la vitesse afin d'assurer la conservation de la masse.

### c. Le post-processeur

Le Post-processeur permet de visualiser la géométrie et le maillage du domaine mais surtout d'afficher les résultats obtenus, Il est ainsi possible de visualiser les champs (pression, vitesse, température ...) ainsi que toutes les grandeurs calculées .Il offre aussi la possibilité de tracer et visualiser les lignes de courants.

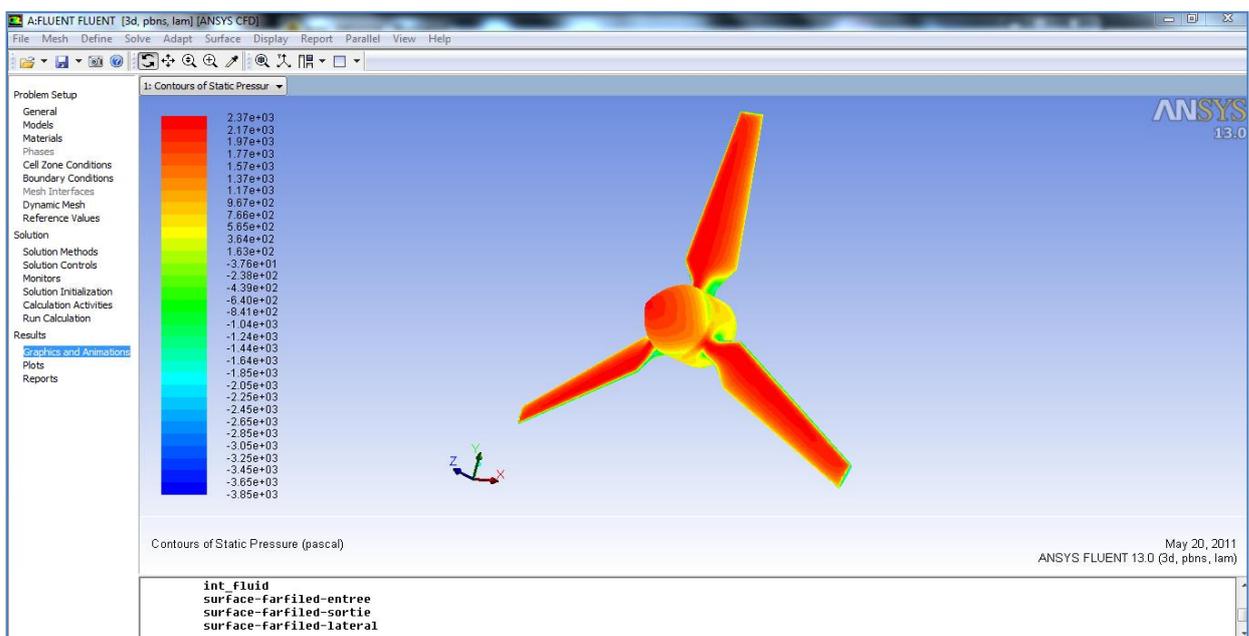


Figure A.19 – Visualisation de contour de pression statique dans ANSYS Fluent 13

### A.3.2.2 Principales étapes de simulation sous ANSYS Fluent 13

- Importation du fichier (\*.msh).
- Vérification Du Maillage Importe.
- Lissage Du Maillage (Smooth and Swap the Grid).
- Vérification De l'échelle.
- Choix Du Solveur.
- Affichage de la grille.
- Choix du modèle de turbulence.
- Définition des caractéristiques du fluide.
- Operating conditions.
- Conditions aux limites usuelles.

### A.3.2.3 Conditions Aux Limites

- Spécification du domaine fluide.
- Spécification des volumes "solid" tournantes.
- Définitions des interfaces fixes et mobiles.
- Choix des critères de convergence.
- Initialisation Des Calculs.
- Sauvegarde du fichier "\*.cas".
- Lancement de la simulation.
- Post-traitement numérique de la solution.

## A.4 Logiciels de modélisation structurale

L'utilisation du calcul par éléments finis pour l'analyse de structures est devenue tellement courante que seuls les critères de prix d'achat sont considérés par certains décideurs comme prépondérants. Mais pour beaucoup de spécialistes, qu'ils soient ingénieurs calcul, ingénieurs de développement ou responsables de bureau d'étude, prix et coût ne sont pas synonymes. Choisir une solution d'analyse de structures qui puisse évoluer en fonction de vos besoins, plutôt que de devenir rapidement obsolète, vous conduira à réduire le coût global de possession et vous permettra de réaliser des produits performants.

MD Nastran 2010 et MD Patran 2010 proposent un ensemble de solutions pour l'analyse de structures qui répond à la fois aux besoins des ingénieurs, des concepteurs et des experts calcul expérimentés. Ces solutions aident les entreprises à relever leurs défis industriels en permettant aux ingénieurs d'avoir une meilleure compréhension du comportement de leurs produits grâce aux tests virtuels. Les ingénieurs qui utilisent les solutions d'analyse de structures de Nastran et Patran sont à même d'évaluer de

nombreuses variantes de conception, ce qui confortera leur choix de conception pour répondre aux exigences définies, avant même que le produit physique ne soit construit. De la pièce unique aux grands systèmes complexes, de la statique linéaire aux problèmes dynamiques non-linéaires, les solutions d'analyse de structures de Nastran et Patran sont conçues pour évoluer avec le besoin, optimiser le coût de possession, et accompagner les entreprises dans la réalisation de leurs objectifs.

Les solutions MD Nastran et MD Patran pour l'Aéronautique et la Défense :

- Vibration test au sol (GVT)
- Chargements internes et externes
- Impact et ingestion d'oiseau
- Contraintes sur composants et ensembles
- Atterrissage/amerrissage
- Statique aéroélastique, simulation des oscillations (effet flutter) et de rafale
- Simulation de balistique et des armements
- Modélisation de grands assemblages
- Modélisation dynamique des rotors
- Simulation cinématique de trains d'atterrissage et de déploiement de volets
- Analyse vibratoire aléatoire
- Rayonnement orbital
- Modélisation des composites et analyse à la rupture
- Gestion des matériau

#### **A.4.1 MD Patran 2010 (Student Edition)**

##### **L'environnement de modélisation par éléments finis multidisciplinaire**

Patran est un environnement complet de pré- et post-traitement dédié à l'analyse par éléments finis, qui permet aux ingénieurs de développer et tester virtuellement des conceptions de produits. Utilisé par les leaders mondiaux comme standard pour la création et l'analyse de modèles de simulation, Patran associe conception, analyse et évaluation des résultats au sein d'un environnement unique.

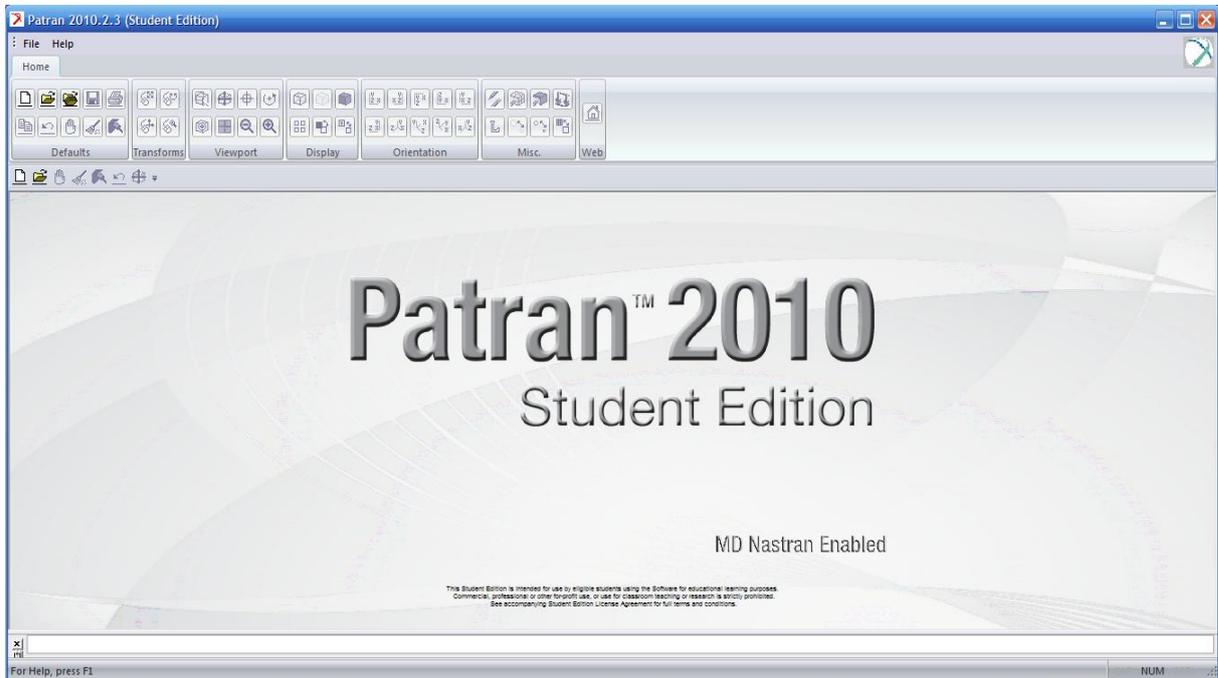


Figure A.20 – Page d'accueil de Patran 2010 (Student Edition)

Patran constitue une excellente solution de modélisation par éléments finis et de visualisation et de traitement des résultats pour les entreprises désireuses d'utiliser l'analyse par éléments finis, dans le but de réduire la durée et le coût des processus de développement de produits grâce à un recours accru à la simulation. En donnant accès aux ingénieurs à la solution leader d'analyse de MSC Software, Patran aide les entreprises à réduire les coûts et les contraintes liées à la maintenance de plusieurs outils de pré- et post-traitement dans différents services de l'entreprise, ainsi qu'à mettre sur le marché plus rapidement des produits de meilleure qualité.

Grâce à l'intégration transparente de la géométrie CAO, de fonctionnalités de pré- et post-traitement et de la capacité à effectuer des simulations perfectionnées sur des pièces, des structures et des assemblages virtuels, Patran joue un rôle clé dans le processus de conception de nombreuses entreprises pour accélérer la commercialisation et accroître la qualité de leurs produits.

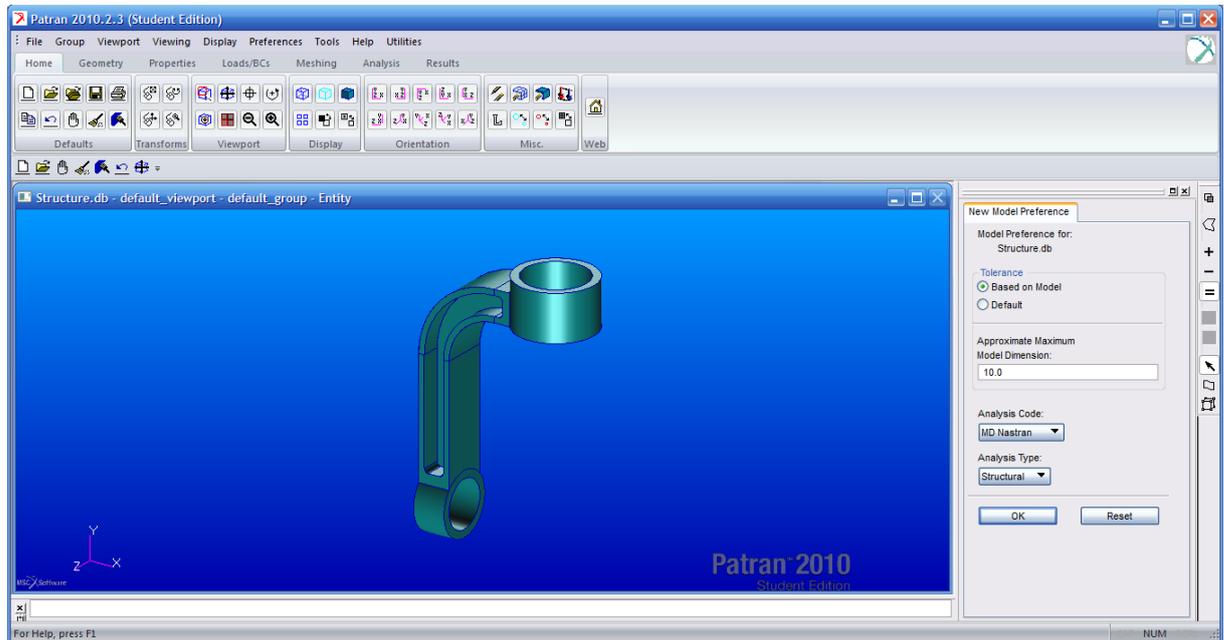


Figure A.21 – Géométrie préparée pour la modélisation sous MD Patran 2010

Patran permet aux ingénieurs d'importer directement des géométries depuis n'importe quel logiciel de CAO, puis de définir les charges, les conditions limites et les propriétés des matériaux, afin de procéder à diverses simulations dans des conditions différentes, de visualiser les résultats et, enfin, de mieux comprendre le lien entre les décisions de conception et les caractéristiques de performances des produits, telles que les contraintes, les déformations, les vibrations, le transfert thermique et bien d'autres.

Par ailleurs, l'interface graphique intuitive de Patran est conçue pour être totalement personnalisable en fonction des processus d'ingénierie spécifiques à l'entreprise. Grâce au langage de commande Patran PCL (Patran Command Language), les ingénieurs peuvent compléter les puissantes fonctionnalités de modélisation et d'analyse par leurs propres applications, commandes et menus personnalisés. Les utilisateurs de Patran peuvent facilement et efficacement réitérer et évaluer différentes options de conception, ou réutiliser des conceptions et des résultats existants, sans perdre de temps à effectuer un nettoyage manuel ou à recréer les données.

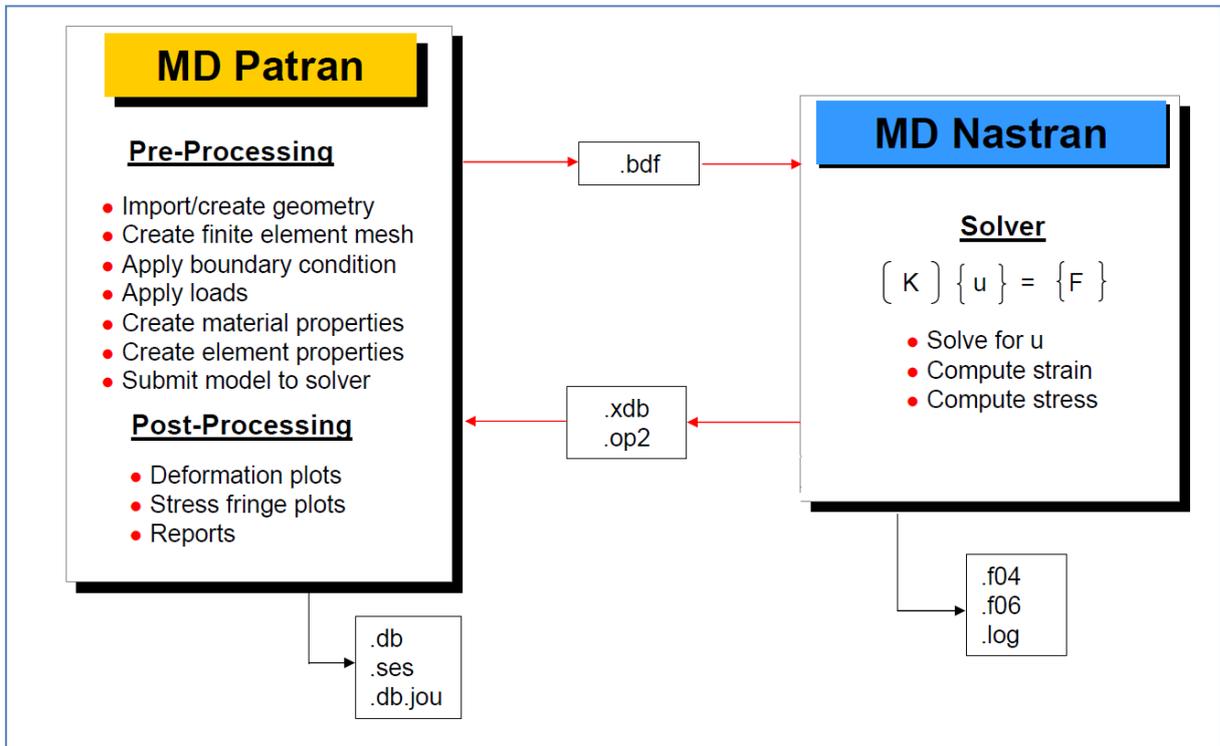


Figure A.22 – Fonctionnement et fichier de MD Patran-MD Nastran

#### A.4.1.1 Accès direct aux géométries de CAO

Patran permet l'accès direct aux géométries des principaux systèmes de CAO pour la création de modèles par éléments finis. Grâce à cet accès direct, le format d'origine des géométries reste intact et celles-ci sont importées dans la base de données Patran sans la moindre conversion ou modification. De nombreux formats standards d'échange de géométrie sont également pris en charge. Une option permet l'import direct au format Parasolid de nombreux systèmes de CAO et formats d'échange. Tous types d'éléments finis, charges, conditions limites et propriétés de matériaux peuvent être associés à la géométrie.

#### A.4.1.2 Création et modification de géométries

Outre les fonctionnalités d'accès direct aux composants de CAO pour l'élaboration de géométries de modèles par éléments finis, Patran contient un ensemble élaboré d'outils de création de géométrie. Patran possède également une fonction sophistiquée de reconnaissance de formes fonctionnelles, permettant aux utilisateurs de supprimer ou de modifier alésages, raccords et chanfreins. Pour les géométries solides en 3D, les maillages et charges existants sont automatiquement réappliqués au modèle après qu'un changement a été apporté à la géométrie.

### A.4.1.3 Intégration avec MSC Nastran et MD Nastran

Patran est conçu pour prendre en charge aussi bien MSC Nastran que MD Nastran, afin de permettre l'utilisation de modèles par éléments finis communs et l'exécution d'analyses d'ingénierie avancées, ainsi que d'améliorer les conceptions grâce aux fonctionnalités d'optimisation de la conception et de la topologie de Nastran.

### A.4.1.4 Interface utilisateur graphique

L'interface utilisateur graphique de Patran consiste en un système de menus basé sur les formes et piloté à la souris, à partir duquel toutes les tâches sont accessibles. Il est spécialement conçu pour simplifier la prise en main et l'utilisation.

### A.4.1.5 Modélisation par éléments finis

Le système de modélisation par éléments finis de Patran permet à l'utilisateur d'accéder directement à la géométrie d'un modèle et de développer rapidement des maillages par éléments finis. Créez et modifiez simplement votre maillage par éléments finis à l'aide de générateurs de maillage automatisés et des technologies MSC Software, telles que les maillages Mid-Plane Mesher et Advanced Surface Mesher.

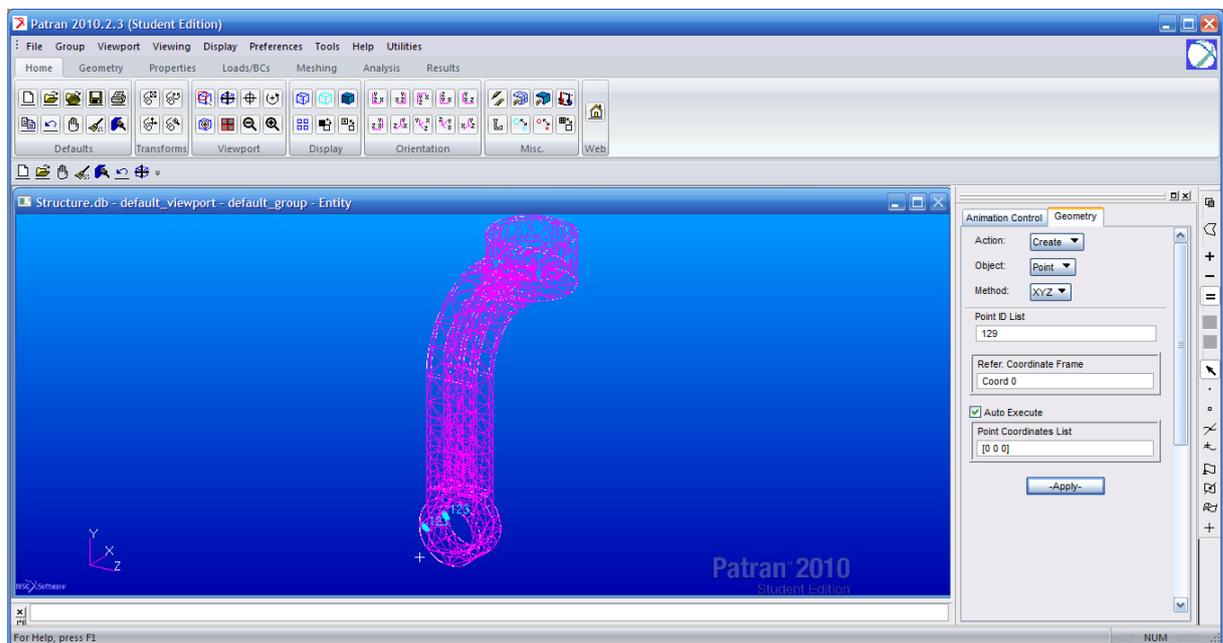


Figure A.23 – Maillage sous Patran 2010 (Student Edition)

### A.4.1.6 Charges et conditions limites

Patran fournit un ensemble complet de charges et de conditions limites, par exemple de type structurelles et thermiques. Les variations fonctionnelles peuvent être

évaluées à l'aide de facteurs mathématiques ou d'autres résultats d'analyse. Les charges et les conditions limites peuvent être spécifiées en totalité ou sur une base incrémentielle.

#### A.4.1.7 Propriétés des matériaux et des éléments

Patran prend en charge un éventail de modèles de matériaux, notamment de type isotrope, orthotropique, anisotrope, composite, isotrope thermique, orthotropique thermique et anisotrope thermique pour réaliser les analyses les plus diverses.

#### A.4.1.8 Évaluation des résultats

Patran peut afficher les résultats d'analyse de façon claire et rapide sur le plan structural, thermique, de l'usure, fluide ou magnétique, ainsi qu'en rapport avec toute autre application, où les valeurs de résultat sont associées à leurs éléments finis ou nœuds respectifs.

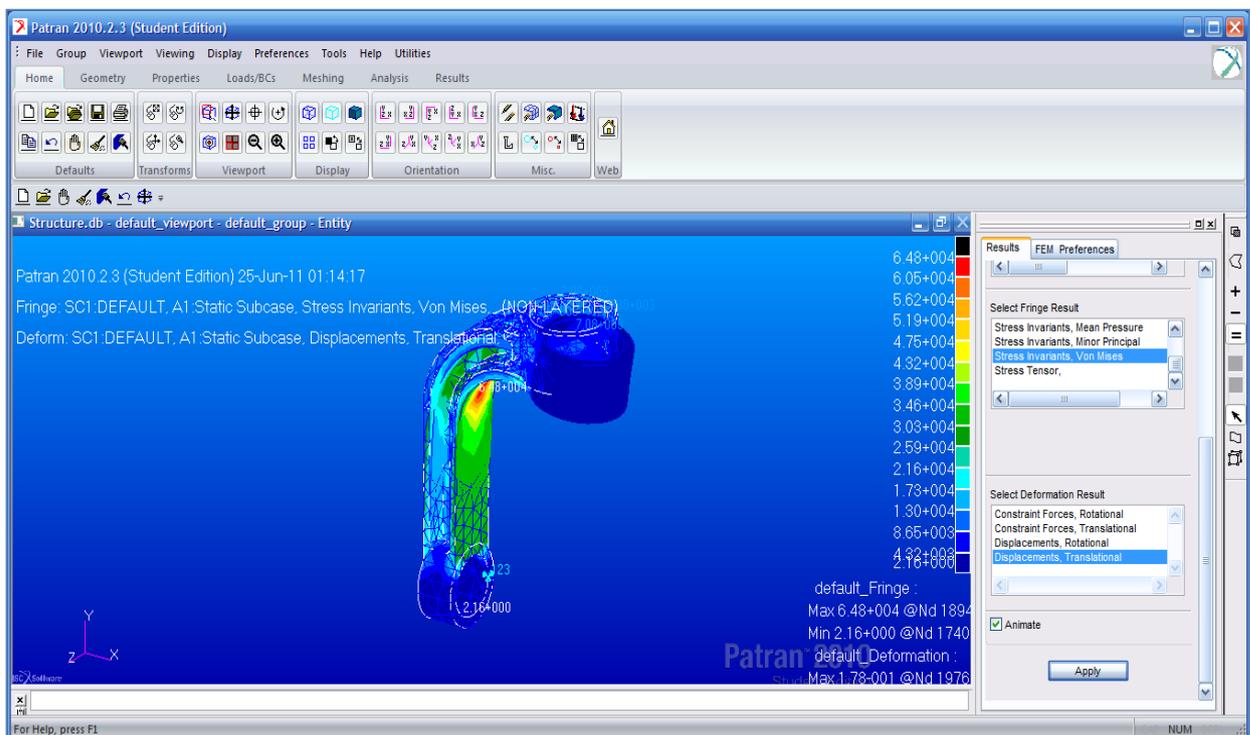
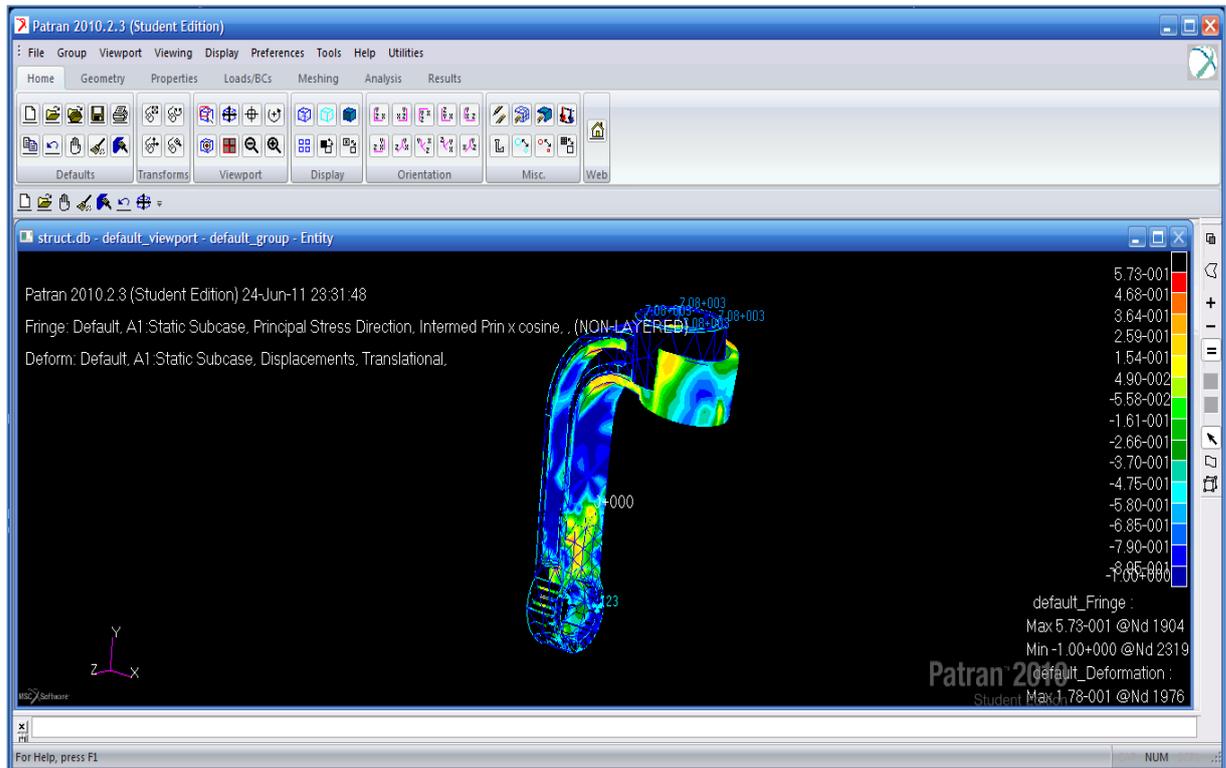


Figure A.24 – Exemple de résultat sous MD Patran 2010 Student Edition  
 (Background Bleu)



*Figure A.25 – Exemple de résultat sous MD Patran 2010 Student Edition  
(Background Noir)*

#### A.4.1.9 Imagerie

L'imagerie comprend l'ensemble des fonctionnalités graphiques que comporte le produit Patran, y compris les fonctions d'ombrage et de vérification visuelle avant analyse. L'imagerie comporte un certain nombre d'options tirant profit de fonctionnalités matérielles spécialisées, notamment le maniement des vues locales, l'ombrage local, l'éclairage multi-sources et la transparence.

Vous pouvez également exporter des images et des animations dans de nombreux formats standard, en vue de les inclure dans des documents et des rapports basés sur le Web.

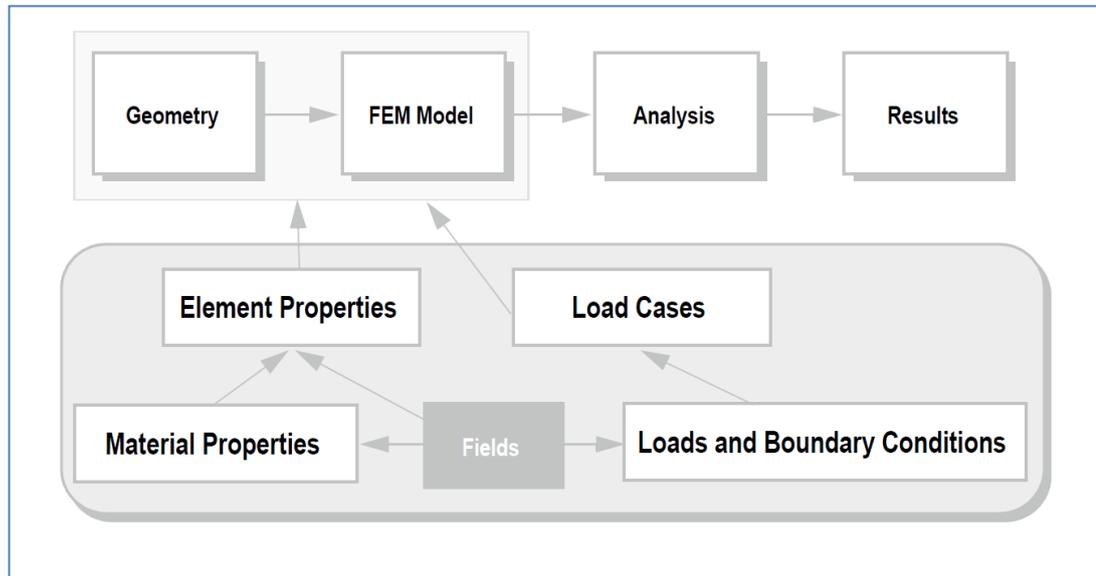


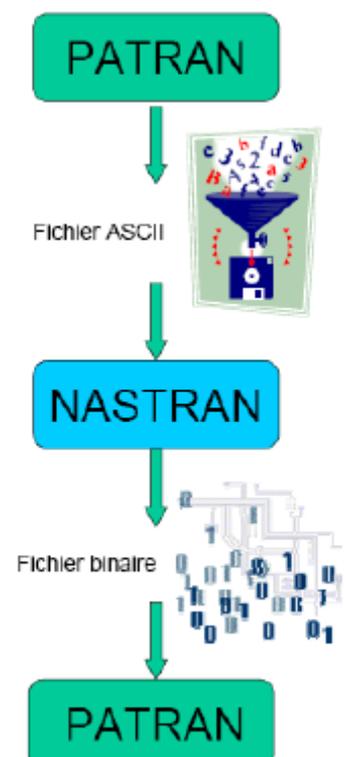
Figure A.26 – Mission fonctionnel de Nastran-Patran

#### A.4.1.10 Langage de commande Patran

PCL est le langage de programmation central de Patran. PCL est un langage à structure de bloc évolué, offrant de nombreuses fonctions caractéristiques des langages de programmation traditionnels. Il peut être utilisé pour écrire des commandes et des menus spécifiques à une application ou un site, procéder à une modélisation variable et optimiser l'intégration avec des logiciels commerciaux ou maison.

#### A.4.2 MD NASTRAN

Le solveur Nastran est un logiciel d'analyse par éléments finis généraliste, utilisé pour les calculs statiques de contraintes, déformations, les calculs dynamiques, l'acoustique, et thermiques, pour tout type de structure et composant mécanique, ainsi que les analyses couplées de plusieurs disciplines telles que la thermomécanique et l'interaction fluide-structure.



#### A.4.2.1 Solution multidisciplinaire pour une plus grande efficacité

Il est rare qu'une structure ne soit soumise à des critères de conception ne concernant qu'une seule discipline. L'obtention d'un modèle performant suppose généralement la prise en compte de facteurs multiples, voire de disciplines multiples. Il peut s'agir de problématiques relativement simples telles que l'étude d'une charge statique linéaire combinée à une analyse fréquentielle, ou aussi complexe que la prise en compte de chargements résultant d'une analyse dynamique multi-corps pour une étude de choc (ex. un véhicule qui dérape et emboutit une barrière), ou encore une étude de précontrainte par analyse non linéaire implicite suivie d'une étude d'impact utilisant une analyse explicite, qui elle-même peut encore être suivie d'une analyse implicite des contraintes résiduelles.

Les analystes sont souvent obligés d'utiliser plusieurs outils incompatibles entre eux pour traiter les différents aspects d'un projet. D'où une difficulté, voire l'impossibilité de prendre en compte un grand nombre d'interactions. Les analystes ont alors recours à des approximations, quand ils n'omettent pas tout simplement les effets de certaines disciplines, ce qui peut conduire à une solution non optimale.

MD Nastran apporte ici plusieurs avantages :

- Une plateforme unique pour une large gamme de disciplines, d'où une grande efficacité en termes de création de modèles et de maintenance.
- Une communication sans entraves entre les différentes disciplines, dont les études peuvent s'enchaîner successivement pour tenir compte des effets d'un type d'analyse sur les autres. Par exemple, des résultats de précontrainte peuvent facilement être intégrés dans une étude dynamique.
- Une intégration simultanée de disciplines multiples dans un seul modèle, ce couplage permettant d'obtenir une solution plus précise et mieux optimisée.

#### A.4.2.2 Multi-physique pour une précision accrue

Les équipes de développement de produits ont besoin de valider et d'optimiser leurs modèles selon plusieurs disciplines, y compris celles qui font intervenir différentes branches de la physique : thermique, acoustique, mécanique des fluides... Elles ont besoin de comprendre dans quelle mesure l'historique thermique ou l'état thermique affecte le comportement mécanique, ou alors comment l'état d'un véhicule influence l'acoustique de l'habitacle, ou comment les contraintes et déformations induites par un écoulement affectent le comportement d'un système.

A l'aide d'une approche découplée dont les différentes étapes s'enchaînent et d'une méthode de couplage, MD Nastran apporte la souplesse qui permet d'intégrer l'influence de phénomènes physiques multiples dans vos modèles. L'évolutivité de MD Nastran permet

également de réaliser l'étude complète d'un véhicule sans sacrifier la précision. Quelques exemples de problèmes qui peuvent être traités par MD Nastran sont :

- L'acoustique intérieure et extérieure
- L'analyse de crissement des freins
- Des bouteilles remplies de fluides
- L'aquaplaning
- L'échauffement de freins
- La génération de chaleur dans une matière plastique au formage

#### **A.4.2.3 Compatibilité avec l'univers NASTRAN**

Nastran est compatible avec les principaux systèmes de CAO 3D du marché tels que SolidWorks, Solid Edge, Inventor, Pro/Engineer, CATIA, UG, One Space, et avec des modeleurs éléments finis tels que FEMAP, Hypermesh, Ideas, PATRAN, ANSA. La compatibilité est garantie par le format d'entrée standard Nastran Bulk Data File (BDF) et par les formats standard de sortie FNO (Femap Neutral Output), OP2 (Nastran Output2) et XDB (Nastran Access Database).

#### **A.4.3 Fonctionnement du couple PATRAN/NASTRAN**

##### ***PATRAN :***

- Utilisation pré-traitement
  - importation / création de géométrie
  - maillage et modélisation, création de liaisons
  - propriétés de matériaux, conditions aux limites

##### ***NASTRAN :***

- Fichier ASCII
- Fichier binaire

##### ***PATRAN :***

- Utilisation post-traitement
  - Visualisation des résultats (déformées, contraintes, efforts dans les liaisons, ...)
  - Création de vidéos et de rapports

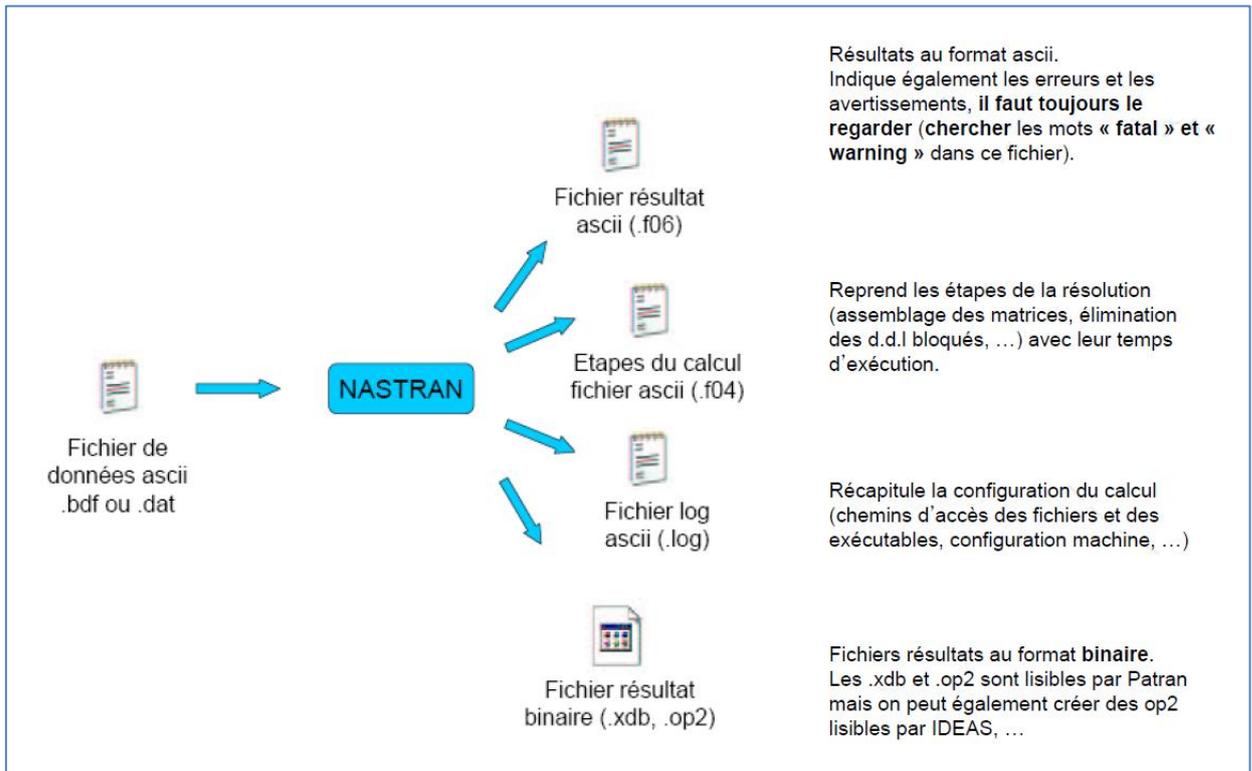


Figure A.27 – Séquence type d'utilisation de Nastran

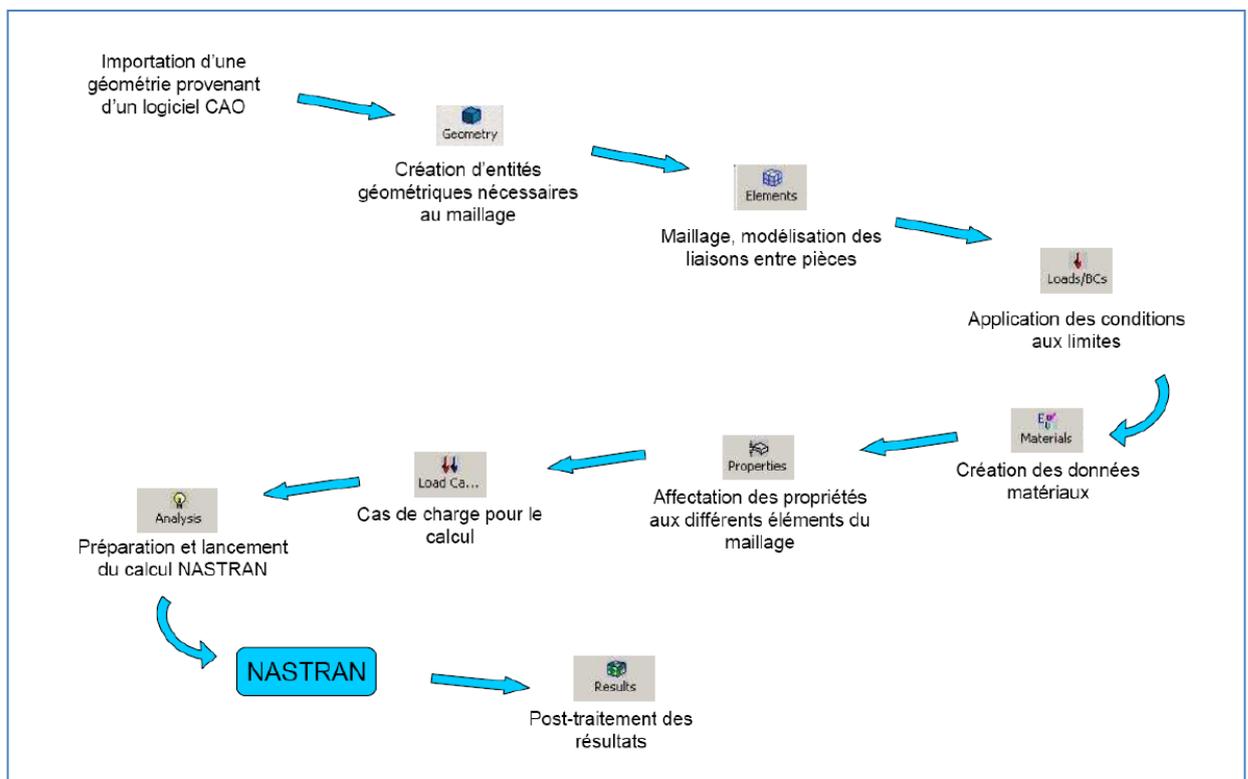


Figure A.28 – Séquence type d'utilisation de Patran

---

## ANNEXE -B-

### Programmes MATLAB

---

#### B.1 Programme MATLAB pour le calcul des charges aérodynamiques (pour la station01 dans le cas statique de simulation de l'hélice)

```
m11=[ -0.0601696173101      0.187141353501      0.00566970910336      76.0375033943
-0.0562230477809      0.187141353501      0.00598522096517      290.769954968
-0.0522764782517      0.187141353501      0.00582071250916      413.036183126
-0.0483299087224      0.187141353501      0.00549911029264      484.705345732
-0.0443833391932      0.187141353501      0.00492852881796      520.46386295
-0.040436769664      0.187141353501      0.00445185190333      552.093641735
-0.0364902001348      0.187141353501      0.00366254649726      567.293317422
-0.0325436306056      0.187141353501      0.00279672959043      574.115325856
-0.0285970610763      0.187141353501      0.00195999765937      578.222690987
-0.0246504915471      0.187141353501      0.00112326572832      582.330056119
-0.0207039220179      0.187141353501      0.000223584672589      585.804308266
-0.0167573524887      0.187141353501      -0.00107404113131      579.668874049
-0.0128107829595      0.187141353501      -0.00230087058548      573.338968912
-0.00886421343024      0.187141353501      -0.00352770003965      567.009063775
-0.00491764390102      0.187141353501      -0.00488354007871      558.430712587
-0.000971074371794      0.187141353501      -0.00657045185147      544.082315996
0.00297549515743      0.187141353501      -0.00820941649658      527.145237885
0.00692206468665      0.187141353501      -0.0104428703326      501.518425192
0.0108686342159      0.187141353501      -0.0126744268257      476.299845181
0.0148152037451      0.187141353501      -0.0149459997916      451.778702206
0.0187617732743      0.187141353501      -0.0176065378418      430.030359845
0.0227083428035      0.187141353501      -0.0206321046753      397.170007002
0.0266549123328      0.187141353501      -0.0237631106545      362.293899902
0.030601481862      0.187141353501      -0.0272894762522      327.888140214
0.0345480513912      0.187141353501      -0.0308158418498      293.482380527
0.0384946209204      0.187141353501      -0.0340683763232      266.632940692
0.0424411904496      0.187141353501      -0.0379106517565      242.667372806
0.0463877599789      0.187141353501      -0.0417529271897      218.701804921
0.0503343295081      0.187141353501      -0.045416622729      187.970708484
0.0542808990373      0.187141353501      -0.0492014457727      155.940790365
0.0582274685665      0.187141353501      -0.0528714585059      125.878104568
0.0621740380957      0.187141353501      -0.0564507595161      45.1491247638];

m12=[-0.0612579438599      0.186186703333      -0.00305176695546      20.2165491801
-0.0581666218561      0.186186703333      -0.00682620292403      26.9760494413
-0.0550752998523      0.186186703333      -0.0101796399047      29.2815120924
-0.0519839778486      0.186186703333      -0.0131138548426      30.5559372611
-0.0488926558448      0.186186703333      -0.015958963018      31.4374053865
-0.045801333841      0.186186703333      -0.0188861075139      32.3571066529
-0.0427100118373      0.186186703333      -0.0214248642657      33.0769018124
```

```

-0.0396186898335      0.186186703333      -0.0241001340439      33.7870890962
-0.0365273678297      0.186186703333      -0.026649368106      34.4588645733
-0.033436045826      0.186186703333      -0.0287306496545      34.9637551021
-0.0303447238222      0.186186703333      -0.03098462053      35.4717061975
-0.0272534018184      0.186186703333      -0.0332385914054      35.9796572928
-0.0241620798147      0.186186703333      -0.0354925622809      36.4876083882
-0.0210707578109      0.186186703333      -0.0374982348081      37.0901192501
-0.0179794358071      0.186186703333      -0.0393537187121      37.7498266309
-0.0148881138034      0.186186703333      -0.0410188121878      38.2144813355
-0.0117967917996      0.186186703333      -0.0425501130809      38.5420671677
-0.00870546979583      0.186186703333      -0.0439697154662      38.852866564
-0.00561414779206      0.186186703333      -0.0451589318672      39.129042762
-0.00252282578829      0.186186703333      -0.0463481482683      39.4052189599
0.000568496215471      0.186186703333      -0.0475373646694      39.6813951579
0.00365981821924      0.186186703333      -0.0484596370496      39.6551651438
0.006751140223      0.186186703333      -0.0491976404324      39.4858870339
0.00984246222677      0.186186703333      -0.0499356438152      39.316608924
0.0129337842305      0.186186703333      -0.050673647198      39.1473308141
0.0160251062343      0.186186703333      -0.0514116505808      38.9780527042
0.0191164282381      0.186186703333      -0.0521707895711      38.8521758851
0.0222077502418      0.186186703333      -0.0526386966938      38.5568484571
0.0252990722456      0.186186703333      -0.0531066038166      38.2615210292
0.0283903942494      0.186186703333      -0.0535745109393      37.9661936012
0.0314817162531      0.186186703333      -0.0540424180621      37.6708661733
0.0345730382569      0.186186703333      -0.0544938286852      37.2475969141
0.0376643602607      0.186186703333      -0.0548929668469      36.7070894577
0.0407556822644      0.186186703333      -0.0552921050085      36.1665820013
0.0438470042682      0.186186703333      -0.0556912431701      35.6260745449
0.046938326272      0.186186703333      -0.0561161119333      35.0369851039
0.0500296482757      0.186186703333      -0.0565160079414      34.152712693
0.0531209702795      0.186186703333      -0.0569149481387      33.1461282855
0.0562122922833      0.186186703333      -0.0573368669954      31.989997839
0.059303614287      0.186186703333      -0.0577598967866      28.8749695264
0.0623949362908      0.186186703333      -0.05823380499      -23.1126856632
];

x11=m11(1:32,1:1);
x12=m12(1:41,1:1);
y11=m11(1:32,2:2);
y12=m12(1:41,2:2);
z11=m11(1:32,3:3);
z12=m12(1:41,3:3);
pe=m11(1:32,4:4);
pi=m12(1:41,4:4);

for i=1:32
    re(i)=sqrt((x11(i)-x11(1))^2+(y11(i)-y11(1))^2+(z11(i)-z11(1))^2);
end
remax=max(re);
ksie=re/remax;

for j=1:41
    ri(j)=sqrt((x12(j)-x12(1))^2+(y12(j)-y12(1))^2+(z12(j)-z12(1))^2);
end
rimax=max(ri);
ksii=ri/rimax;

corde=(remax+rimax)/2

h=0.1025; %la hauteur de la section trapezoidal de chaque station h[m]
f1=(trapez(ksie,pe)-trapez(ksii,pi))*h * corde/2% la force de prssion appliquee a la
% surface partielle de la station [N]
ge=pe.*ksie';
gi=pi.*ksii';

m1_0=(trapez(ksie,ge)-trapez(ksii,gi))*h*(corde^2) %le moment par rapport a l'origine
[N m]
l1=(m1_0/f1) % la position d'application de la force de pression par rapport a l'origine [m]
plot(ksie,pe,'r',ksii,pi,'b.')
legend('pression-extrados','pression-intrados')
grid

```

## B.2 Programme MATLAB pour le calcul des point du profil

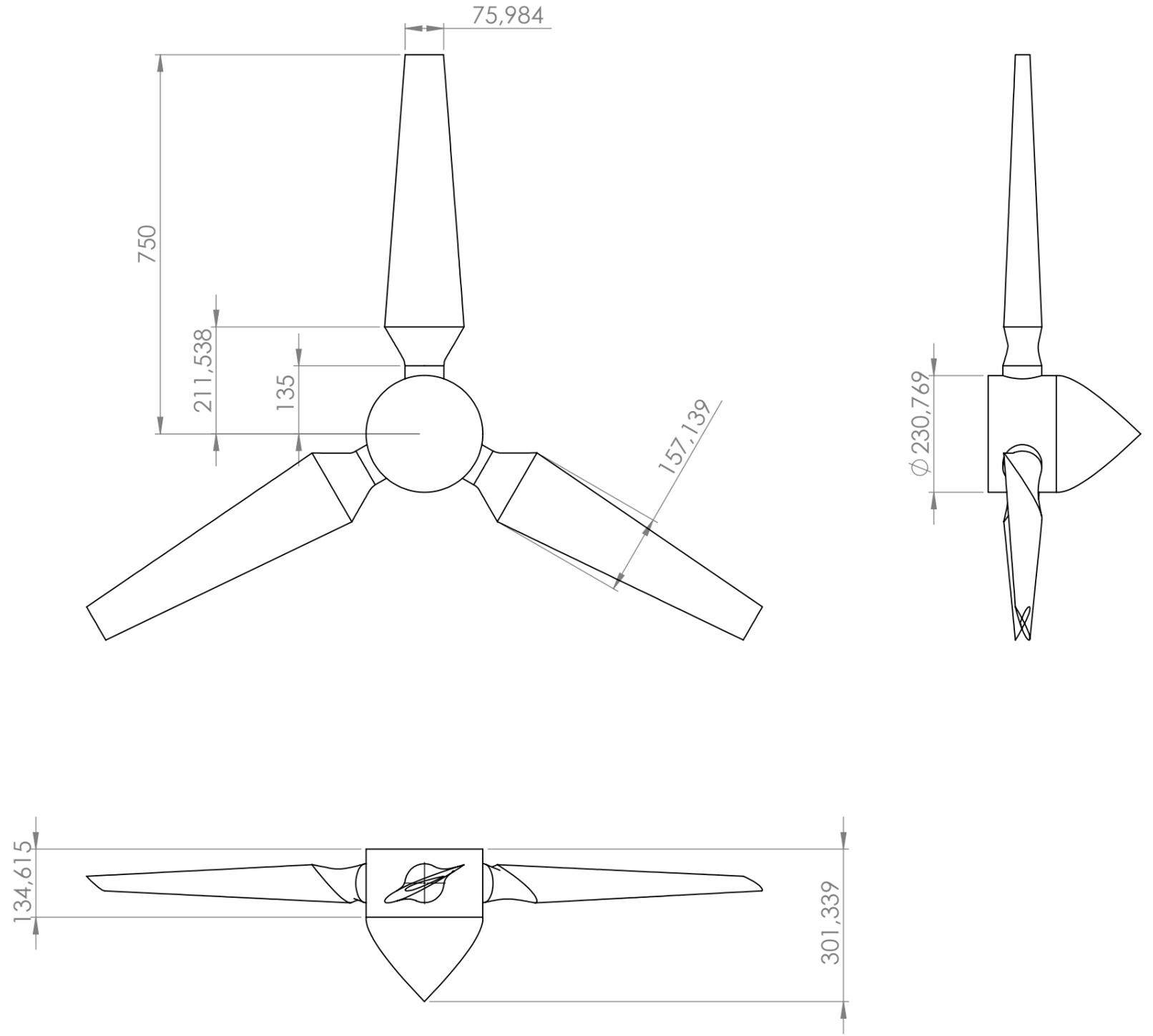
```
function X=g(t,N)
X=(sqrt(4*(t/N)^2+1)-1)/(sqrt(5)-1);
function [X,Y,Z,T]=tablenacabis(N)
i=1;
X=[0];
Y=[0];
Z=[0];
while i/N <= 1
x=g(i,N);
X=[x,X,x];
Y=[-12/20*(0.2969*sqrt(x)-0.126*x-0.3516*x^2+0.2843*x^3-0.1015*x^4),Y,
12/20*(0.2969*sqrt(x)-0.126*x-0.3516*x^2+0.2843*x^3-0.1015*x^4)];
Z=[0,Z,0];
i=i+1;
end;
T=[X',Y',Z'];
```

---

**ANNEXE -C-**

**Représentation des dimensions de l'hélice**

---



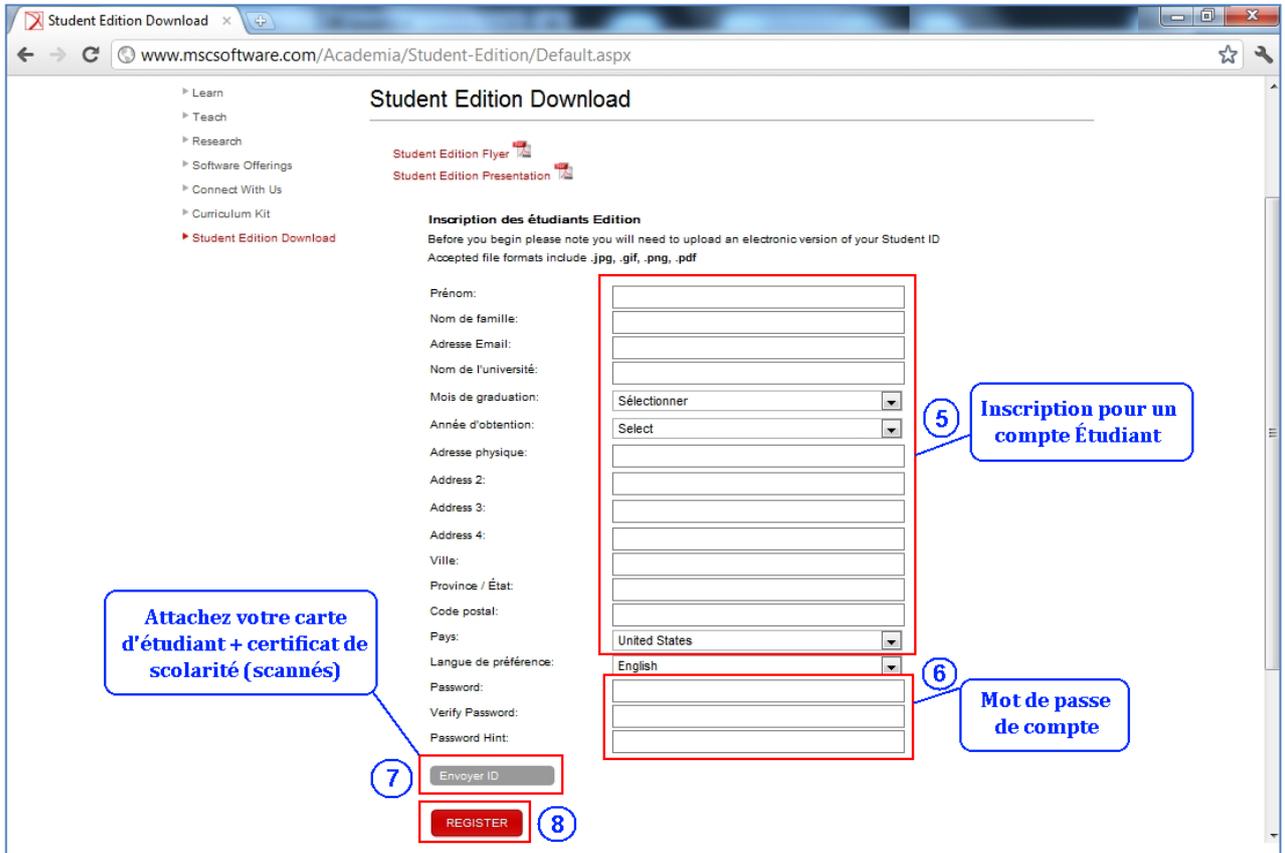
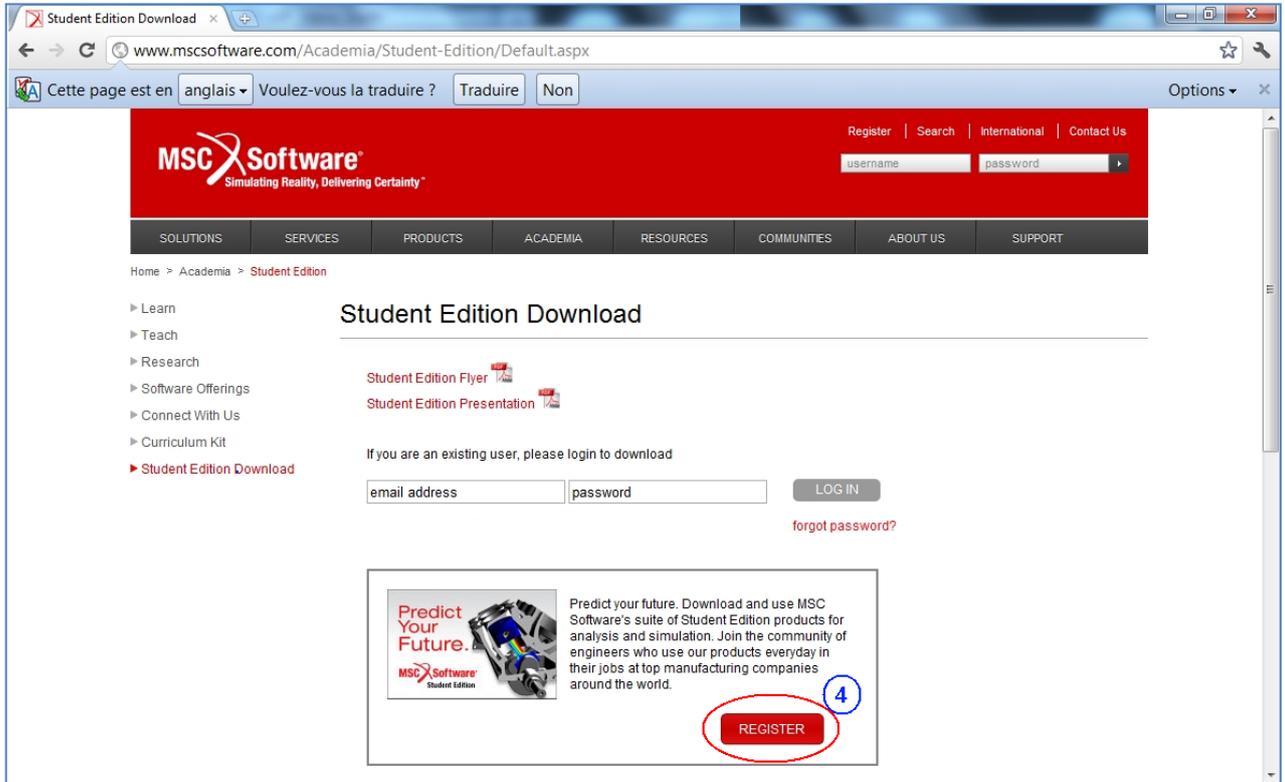
SAUF INDICATION CONTRAIRE: LES COTES SONT EN MILLIMETRES ETAT DE SURFACE: TOLERANCES: LINEAIRES: ANGULAIRES:				FINITION:		CASSER LES ANGES VIFS		NE PAS CHANGER L'ECELLE		REVISION	
								TITRE:			
AUTEUR				NOM		SIGNATURE		DATE			
VERIF.											
APPR.											
FAB.											
QUAL.								MATERIAU:		No. DE PLAN	
										propeller	
								MASSE:		A3	
								EHELLE:1:10		FEUILLE 1 SUR 1	

## ANNEXE -D-

# MD Patran-Nastran Student Edition

**Les étapes d'obtention des logiciels MD Nastran – Patran, version Etudiant :**

The screenshot shows the MSC Software Corporation website. The browser address bar shows [www.mscsoftware.com](http://www.mscsoftware.com) with a circled '1' next to it. The navigation menu includes 'ACADEMIA', which is circled with a '2'. A dropdown menu is open under 'ACADEMIA', showing options: 'Learn', 'Teach', 'Research', 'Software Offerings', 'Connect With Us', 'Curriculum Kit', and 'Student Edition Download'. The 'Student Edition Download' option is circled with a '3'. The main content area features a banner for 'MD/MSC Nastran WHAT'S NEW WEBINAR' with a 3D model of a car chassis. Below the banner, there is a 'NEWS' section with a headline '6.23.2011 MSC Marc Optimizes Composite Materials at CETENA'. At the bottom, there are sections for 'Featured Events', 'Industries', 'Applications', 'Training', and 'Support'. The 'Featured Events' section lists three events: 'June 26 - 30, 2011 Paris - France IFASD 2011 - Booth MSC', 'June 28 - 29, 2011 Ecole Polytechnique (91) - France Forum TERATEC 2011', and 'June 29, 2011 Webinar USA Simulate Reality Webinar: Analysis of Oil and Gas Industrial Applications'. The '2011 MSC Users Conference' section is also visible, with the text 'Exploring the Horizons of Simulation!' and a 'Register Now' button.



Student Edition Download

Home > Academia > Student Edition

Learn  
Teach  
Research  
Software Offerings  
Connect With Us  
Curriculum Kit  
Student Edition Download

Student Edition Flyer  
Student Edition Presentation

### Inscription des étudiants Edition

Before you begin please note you will need to upload an electronic version of your Student ID  
Accepted file formats include .jpg, .gif, .png, .pdf

Prénom: Mohamed  
Nom de famille: Labadi  
Adresse Email: aerodz@hotmail.fr  
Nom de l'université: Université de Blida - Département d'Aéronautique  
Mois de graduation: JUL  
Année d'obtention: 2011  
Adresse physique: Cité Emir Abdelkader  
Address 2: B.P.73 -A-  
Address 3:  
Address 4:  
Ville: Taoura  
Province / État: Souk-Ahras  
Code postal: 41009  
Pays: Algeria  
Langue de préférence: English  
Password Hint: mohamed

By clicking on the "Confirm" button below, you represent that the information you are submitting in connection with registration is true, current and accurate.

**CONFIRM** **EDIT**

**Confirmation de l'inscription**  
9

Student Edition Download

Home > Academia > Student Edition

Learn  
Teach  
Research  
Software Offerings  
Connect With Us  
Curriculum Kit  
Student Edition Download

### Student Approval Pending

Thank you for your interest in MSC Software Student Editions.  
You will receive an email shortly with download details and information.

In the meantime, please visit one of our learning centers to get more information and tutorials on MSC's Finite Element Analysis (FEA) and Motion solutions.

[-FEA Learning Center](#)  
[-Motion Learning Center](#)  
[Click here to Edit Your Profile](#)

**Tutorials**

**Vous pouvez accéder aux Tutoriels en attendant l'ouverture de votre compte de téléchargement après quelques jours**

www@mscsoftware.com à mo afficher les détails 15:08 (Il y a 0 minutes) Répondre

**Les images ne sont pas affichées.**  
 Afficher les images ci-dessous - Toujours afficher les images de www@mscsoftware.com

MSC Software

Dear Mohamed,

Congratulations and welcome to MSC Software's Student Editions!

You're about to experience some of the best applications for engineering analysis and simulation. Download today at:  
<http://www.mscsoftware.com/StudentEdition>. **Lien de téléchargement**

Please also visit our website for tutorials and demos of MSC Software applications. Click on FEA and Motion & Systems Learning Centers:  
<http://www.mscsoftware.com/Learn> **Tutorials**

Thank you,  
 MSC Software

www@mscsoftware.com  
 Courrier de ce mois-ci  
 Welcome to MSC Software  
 Thank you for your interest in MS  
[Afficher les détails](#)

**E-mail de confirmation d'ouverture d'un compte pour télécharger MSC Softwares's Student Editions**

Menu BBD Bombardier Inc. - Bom... x Student Edition Downl... x Speed Dial

http://www.mscsoftware.com/Academia/Student-Edition/Default.aspx Rechercher avec

SOLUTIONS SERVICES PRODUCTS ACADEMIA RESOURCES COMMUNITIES ABOUT US SUPPORT

Home > Academia > Student Edition

Learn Teach Research Software Offerings Connect With Us Curriculum Kit Student Edition Download

**Student Edition Download**

Student Edition Flyer Student Edition Presentation

**Produit Téléchargements** **Lien de téléchargement de MD Nastran-Patran**

Nom du produit	Description	Version	Action
MD Adams Student Edition	MSC Software's world leading multibody dynamics solution for motion and systems simulation analysis.	2011	<a href="#">Fichiers</a>
MD Nastran - Patran Student Edition	MSC Software's premier Multidiscipline FEA solver bundled with the Patran pre- and post-processor.	2010	<a href="#">Fichiers</a>
Marc Student Edition	MSC Software's comprehensive Nonlinear FEA and Multiphysics solver bundled with the Mentat pre- and post-processor.	2010	<a href="#">Fichiers</a>

**Téléchargement d'Adams Student Edition**

**Téléchargement de MD Nastran-Patran Student Edition**

**Téléchargement de Marc Student Edition**

**Student Edition Download**

[Student Edition Flyer](#)  
[Student Edition Presentation](#)

### Téléchargement de fichiers

Nom du produit: MD Nastran - Patran Student Edition

Description du produit: MSC Software's premier Multidiscipline FEA solver bundled with the Patran pre- and post-processor.

Version du produit: 2010

**RETURN**

Fichiers

Nom	Description	Taille du fichier	MD5Checksum	Télécharger
mdnastran_patran_se_2010_doc_pid.pdf	MD Nastran - Patran Student Edition 2010 Product Information Document	1	<a href="#">View</a>	<a href="#">Télécharger</a>
mdnastran_patran_se_2010_windows32.exe	Windows (32-bit) - MD Nastran - Patran Student Edition 2010	1886	<a href="#">View</a>	<a href="#">Télécharger</a>

**Lien de téléchargement de MD Nastran-Patran SE**

**Confirmation de la validation de la licence pour 2 ans**

---

## Références

---

- [1] AGARD. – *Aerodynamics and aeroacoustics of propellers* ; n° CP 413 disponible pour les pays membres de l'OTAN, 1984.
- [2] Jean MARTIN, *Énergies éoliennes*, Technique de l'ingénieur – Traité de Génie Mécanique, B 8 585 – 1, 2004.
- [3] C.D. Harris, “*Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8-foot Transonic Pressure Tunnel*,” NASA Ames Research Center, NASA TM 81927, 1981.
- [4] Jean-Luc PHILIPPE, *Hélices aériennes*, Technique de l'ingénieur – Traité de Génie Mécanique, BM 4 540 – 3.
- [5] Philippe LECONTE, Marc RAPIN, Edmond SZECHENYI, *Éoliennes*, Techniques de l'Ingénieur, traité Génie mécanique, BM 4 640 3, 2004
- [6] S. CANDEL, *Mécanique des fluides*, Dunod, 2 ed., 2001.
- [7] J. Xavier , N. SOUHAITEet, *Comparaison d'essais expérimentaux et numériques sur un profil d'aile 2D incompressible*, Projet d'Initiation à la Recherche, SupAéro, 2007.
- [8] ICFM CFD Engineering, *Meshing Tutorial Manual*, 2009.
- [9] ANSYS Inc., *ANSYS Fluent 13 Tutorial*, 2012.
- [10] Jean-Didier GARAUD, *Développement de méthodes de couplage aéro-thermo-mécanique pour prédiction d'instabilités dans les structures aérospatiales chaudes*, These de Doctorat, Université Pierre et Marie Curie , 2008.
- [11] P. HUERRE, *MMC3: Mécanique des fluides*, Editions de l'Ecole Polytechnique, 1992.
- [12] ANSYS Inc., *ANSYS CFX 12 Tutorial*, 2009.
- [13] W.P. Jones and B.E. Launder. *The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence*. International Journal of Heat and Mass Transfer, 15 :301–314, February 1972.
- [14] B.E. Launder and B.I. Sharma. *Application of energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disc*. Letters in Heat and Mass Transfer, 1 :131–138, 1974.

- [15] D.C. Wilcox. *Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models*. AIAA Journal, 26(11) :1299–1310, November 1988.
- [16] K.Y. Chien. *Predictions of channel and boundary-layer flows with a low-Reynolds-number turbulence model*. AIAA Journal, 20(1) :33–38, 1982.
- [17] F.R. Menter. *Improved two equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows*. NASA technical memorandum 103975, 1992.
- [18] F.R. Menter. *Influence of freestream values on  $k-\omega$  turbulence model predictions*. AIAA Journal, 30(6) :1657–1659, 1992.
- [19] F.R. Menter. *Zonal two equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows*. 24th Fluid dynamics conference, Orlando, Florida, 1993.
- [20] P.R. Spalart and S.R. Allmaras. *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*. In AIAA Paper 92-0439. 30th Aerospace Science Meeting & Exhibit, Reno, NV, January 6-9 , 1992.
- [21] P.R. Spalart and S.R. Allmaras. *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*. La Recherche Aéronautique, pages 5–21, January 1994.
- [22] A. ERN AND J.-L. GUERMOND, *Elements finis : théorie, application, mise en oeuvre*, Springer, 2002.
- [23] S. FOREST, M. AMESTROY, S. CANTOURNET, G. DAMAMME, S. KRUCH, AND V. MAUREL, *Mécanique des milieux continus*. ENSMP, 2011. [http://mms2.ensmp.fr/mmc\\_paris/poly/MMc.pdf](http://mms2.ensmp.fr/mmc_paris/poly/MMc.pdf).
- [24] THOMAS GMÜR, *Méthode des Eléments Finis en mécanique des structures*, Presses polytechniques et universitaires romandes, Lausanne, Suisse, 2007.
- [25] J. LEMAITRE AND J.-L. CHARTERONI, *Mécanique des matériaux solides*, Dunod, 2004.
- [26] R. Mikkelsen, *Actuator Disc Methods Applied To Wind Turbines, PhD Thesis*, Technical University of Denmark, 2003.
- [27] E. MAGLARAS, *Application de la Simulation Numérique des Grandes Echelles à la Formation des Traînés de Condensation dans le Sillage d'un Avion*, Thèse de Doctorat, Université de Bordeaux 1, 2007.
- [28] MSC.Software Corporation, *Linear Static, Normal Modes, and Buckling Analysis Using MD Nastran R2 and MD Patran R2 (NAS120 Course Notes)* December 2007.
- [29] MSC.Software Corporation, *Linear Static, Normal Modes, and Buckling Analysis Using MD Nastran and MD Patran R2 (NAS120 Workbook)*, December 2007.
- [30] J. SALENCON, *Mécanique des milieux continus, Tome I à III*, Editions de l'Ecole Polytechnique, 2002.