

008/08
Ex 1

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE
LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



Mémoire de Fin d'Etude
En vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat En Aéronautique
Option : Propulsion

THEME

**SIMULATION NUMÉRIQUE DE LA
DÉGRADATION DES PERFORMANCES D'UN
TURBOFAN CAUSÉE PAR PÉNÉTRATION D'UN
CORPS ÉTRANGER "FOD"**

Organisme d'accueil : AIR ALGERIE



Réalisé par :
NEMDIL Nouredine

Dirigé par :
Mr. TAHI Ali

Promotion juin 2008

Résumé

Dans ce projet, on a fait une étude de comparaison pour discrétiser le phénomène de la pénétration d'un corps étranger dans un turbofan "FOD"; de ce fait on a commencer par la construction d'une géométrie composé d'une soufflante avec les OGV "STATOR" en utilisant le logiciel SOLIDWORKS, puis on a génère un maillage en utilisant le code ICEMCFD et finalement on a optimiser le modèle construit en utilisant le solveur FLUENT.

Abstract:

In this project, one made a comparative study to discretize the phenomenon of the Foreign object damage in a turbofan" FOD"; of this fact one has to begin with the construction of a geometry made up of a fan with the OGV" STATOR" by using software SOLIDWORKS, then one has generates a mesh by using code ICEMCFD and finally one has to optimize the model built by using the FLUENT solvor.

Dédicace

Je dédier ce modeste travail équivalent de concrétisation de tous mes efforts fournis durant mes études universitaire :

A ma très chère mère, ma raison de vivre, symbole de courage et de sacrifice, que dieu la garde.

A l'esprit de mon père défunt, source de ma ambitions dans la vie

A ma très chère nièce Milissa

A mes très chères sœurs Sihem, Fouzia et Amina

A mes très chère frère Amine et Salim

A mes deux gendres Bachir et Nouredine

A madame Kenan, Mr.Gaissem salim et son père

A toutes les familles Nemdil et Sahnoune

A toute la promotion propulsion et structure 2008

A tous mes amis

Nemdil Nouredine

REMERCIEMENTS

Je tien tout d'abord à exprimer toute ma gratitude envers Mr. TAHI Ali qui a dirigé mes recherches toute au long de cette thèse. J'ai pu, à son contact profiter de son expérience dans le domaine de la CFD ainsi que de son enthousiasme pour la recherche.

Je remercie toute l'équipe d'Air Algerie :

Oncle Sahnoune Kader, Mr. kara, madame Belhocine, Mr. Guendouz et tous les membres de l'atelier H400.

Je remercie chaleureusement Salhi Merouane pour son aide précieuse et efficace.

Je remercie également Monsieur le docteur Rezoug Taher d'avoir accepter d'examiner ce travail et d'assurer la présidence du jury. Mes remerciements s'adressent aussi à Messieurs Renaine rachide et Bentrhad houssine pour leur participation au jury.

Une pensée toute particulière va à ma mère, ma nièce, mes sœurs et frères ainsi mes gendres qui mon toujours soutenus. Leurs forces et leurs amours m'ont construit et encouragé.

Je tien à remercier le bon dieu, le tout puissant de m'avoir attribué la faveur de réussir mes études.

Enfin, mes plus grands remerciements vont à mon feu père.

NEMDIL Nouredine

Table des matières

	Page
Table des matières.....	01
Liste des figures.....	04
Liste des tableaux.....	06
<u>Introduction :</u>	07
<u>Chapitre I : Généralité sur les FOD.</u>	09
I.1. Introduction.....	09
I.2. Une équation de la force d'impact.....	10
I.2.1. Hypothèses de calcul des forces d'impact.....	10
I.2.2. Équation mathématique de la force d'impact d'oiseau.....	10
I.3. Coûts des dommages causés par les impacts de la faune.....	12
I.3.1. Turboréacteurs.....	12
I.3.2. Moteurs à pistons, turbopropulseurs et turbomoteurs.....	14
I.3.3. Pare-brise.....	14
I.3.3. Train d'atterrissage.....	15
I.3.4. Structures de l'aile et de la queue.....	15
I.3.5. Autres composants.....	16
I.4. Dommage à effet retardé.....	16
I.5. Essais d'impacts d'oiseaux.....	16
I.6. Conclusion.....	18
<u>Chapitre II : La soufflante.</u>	19
II.1. Description d'une soufflante.....	19
II.2. Formule de la poussée.....	19
II.3 Formule générale.....	20
II.4 Poussée d'un moteur double flux.....	22

<u>Chapitre III : Description des outils CFD</u>	24
III.1. Introduction.....	24
III. 2. SolidWorks.....	24
III. 3 .ICEM-CFD.....	33
a) Point fort de l'offre Ansys ICEM CFD.....	34
b) Maillage structuré/non structuré.....	34
c) Composants du maillage.....	36
III. 4 .FLUENT.....	37
III.5. Notions fondamentales pour la mécanique des fluides numérique (CFD)	38
a. Fluides compressibles et incompressibles.....	38
b. Viscosité dynamique d'un liquide (nombre de Reynolds).....	38
c. les équations du mouvement (équations d'Euler).....	39
d. Équations de Navier-Stokes.....	39
e. Résolution et convergence.....	40
f. Représentation de la physique du système.....	41
<u>Chapitre IV : Cas test de vérification</u>	42
IV.1. Conditions aux limites.....	43
IV.2. Résultats.....	46
IV.3. Conclusion.....	48
<u>Chapitre V : Cas étudié</u>	49
V.1. Construction de la géométrie.....	49
V.1.1. L'aube de la soufflante.....	50
V.1.2. L'aube du stator.....	54
V.1.3. L'assemblage final du modèle.....	56

V.2. Génération du maillage dans ICEM-CFD.....	59
V.3. Résultats par FLUENT.....	63
V.3.1. Définition du cas test.....	63
V.3.2. Définition du cas étudié.....	63
V.3.3. Condition aux limites.....	63
V.3.4. La pression.....	68
V.3.5. La vitesse.....	72
V.3.6. La force de poussée.....	75
V.3.7. Calcul quasi stationnaire de la poussée.....	78

<u>Conclusion :</u>	81
----------------------------------	----

Annexe V

Annexe V.1 : Fan.....	82
Annexe V.2 : Stator	83
Annexe V.3 : Rotation des géométrie dans ICEM-CFD	84
Annexe V.4 : Conditions aux limites.....	85
<u>Bibliographie</u>	87

Liste des figures

Figure (I.1) : **Domage non confiné causé au réacteur**

Figure (I.2) : **Impact d'un Piper PA-44 avec un urubu noir à 2 000 pieds AGL et 140 nœuds**

Figure (I.3) : **Installation d'essai des pare-brise et composantes de cellules**

Figure (I.4) : **Installation d'essai des impacts d'oiseaux pour les réacteurs**

Figure (II.1) : **flux d'un turbofan**

Figure (III.1) : **les modules du SolidWorks**

Figure (III.2) : **Interface d'ICEM-CFD**

Figure (III.3) : **Exemples de maillages structurés**

Figure (III.4) : **Exemples de maillages non structurés**

Figure (III.5) : **Interface de FLUNT**

Figure (IV.1) **aube en 3D**

Figure (IV.2) **compresseur centrifuger en 3D**

Figure (IV.3) : **Schéma de l'écoulement**

Figure (IV.4) : **maillage d'une aube utilisé par FLUENT**

Figure (IV.5) : **maillage du compresseur utilisé par FLUENT**

Figure (IV.6) : **Résiduels (Navier-Stokes)**

Figure (IV.7) : **Contours de la pression statique**

Figure (IV.8) : **Contours du nombre de Mach**

Figure (V.1) : **photo réelle d'une soufflante**

Figure (V.2) : **photo du modèle après construction**

Figure (V.3) : **point formant le profil d'aube fan**

Figure (V.4) : **profil d'aube fan**

Figure (V.5) : **profile d'aube fan avec incidence**

Figure (V.6) : **aube d'une soufflante en 3D**

Figure (V.7) : **la répartition des aubes**

Figure (V.8) : **le reste du bloc fan**

Figure (V.9) : **soufflante avec aube cassée**

Figure (V.10) : **profil d'aube stator avec incidence**

Figure (V.11) : **profil d'aube stator en 3D**

Figure (V.12) : **carter et stator en 3D**

Figure (V.13) : **modèle final conçus par SOLIDWORKS**

Figure (V.14) : **perspective de la soufflante**

Figure (V.15) : **perspective du carter avec stator**

Figure (V.16) : **création des familles dans ICEM**

Figure (V.17) : **perfectionnement du maillage dans ICEM**

Figure (V.19) : **maillage du bloc stator**

Figure (V.20) : **maillage du bloc rotor**

Figure (V.21) : **rotation du bloc rotor dans ICEM**

Figure (V.22) : **residus du cas test**

Figure (V.23) : **residus du modèle étudié**

Figure(V.24) : **conditions aux limites du block stator**

Figure(V.25) : **conditions aux limites du block fan**

Figure (V.26) : contours de la pression statique autour de l'entrée et la sortie
Figure (V.27) : contours de la pression statique autour du carter du cas test
Figure (V.28) : contours de la pression statique autour du carter du modèle étudié
Figure (V.29) : contours de la pression statique autour de la soufflante du cas test
Figure (V.30) : contours de la pression statique autour de la soufflante du modèle étudié
Figure (V.31) : contours de la pression statique autour de deux aubes de la soufflante
Figure (V.32) : contours de la vitesse autour de l'entrée et la sortie
Figure (V.33) : contours de la vitesse autour de la soufflante du cas test
Figure (V.34) : contours de la vitesse autour de la soufflante du modèle étudié
Figure (V.35) : contours de la vitesse autour de deux aubes de la soufflante
Figure (V.36) : contours de la vitesse autour de deux aubes de la soufflante

Liste des tableaux

Tableau (I.1) : Points d'impact

Tableaux (IV.1) : CAL à l'entrée

Tableaux (IV.2) : CAL à la sortie

Tableau (IV.3) : propriété du fluide

Tableau (V.1) : définition des condition aux limite de la géométrie

Tableau (V.2) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle sain »

Tableau (V.3) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée »

Tableau (V.4) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle sain »

Tableau (V.5) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée »

Tableau (V.6) : comparaison entre la poussée du modèle sain et le modèle avec aube cassée

Tableau (V.7) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée » avec une rotation de 5°

Tableau (V.8) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée » avec une rotation de 5°



Introduction

Introduction :

Aujourd'hui, 30 collisions avec des oiseaux ou animaux sont enregistrées en Algérie chaque année. A peu près 15 % d'entre elles sont classées "significatives" c'est-à-dire qu'elles donnent lieu à des retards de trafic (accélérations-arrêts, atterrissages difficile , endoscopie des moteurs à l'arrivée) ou à des dommages de toute nature (radômes et bords d'attaque des ailes enfoncés, antennes arrachées, verrières opacifiées, moteurs plus ou moins endommagés...).

Des dommages aux aéronefs causés par les impacts d'oiseaux et de mammifères coûte très cher a la compagnie, les coûts de réparation et d'immobilisations des avions sont extrêmement élevés.

Actuellement, la conception de tous les types de turbomachine, tels que des moteurs d'avions, des turbines à gaz, turbines à vapeur , turbines-hydraulique, pompes, ventilateurs, compresseurs, et turbocompresseurs, est presque impensable sans CFD comme partie du cycle de conception.

D'ailleurs, pendant que les turbomachines CFD viennent de l'âge, elle est appliquée dans toute la gamme des écoulements impliqués - non seulement dans le chemin principal d'écoulement, mais également dans les joints, les passages de refroidissement, les roulements, les utilisations de soutirage, et une foule d'applications relatives.

En arrière dans les années 70, les turbomachines étaient parmi les applications industrielles les plus tôt du CFD. L'importance primaire de l'aérodynamique dans la conception des compresseurs et des turbines s'est assurée que leurs concepteurs étaient parmi les premiers à saisir sur les possibilités passionnantes offertes par la technologie.

La technologie puissante de CFD qui a permis le rythme du progrès rapide dans l'exécution de moteur d'avions est maintenant dans l'utilisation répandue dans le monde entier des machines d'écoulement.

La technologie flexible et puissante FLUENTE de solutionneur sert de base aux décisions de conception prises non seulement dans certains des fabricants principaux mondiaux de turbine à gaz, mais également aux compagnies fournissant des ventilateurs pour la ventilation domestique et les appareils, des pompes pour les industries de l'eau de pétrole et, et l'équipement mobile liquide de toutes les formes et tailles.

Concernant mon travail les objectifs fixés sont :

- Apprendre à utiliser les outils CFD, en premier lieu.
- Vérifier le potentiel CFD sur ordinateur pour une application turbomachine « soufflante ».
- Optimisation de l'outil CFD.

Chapitre I

Généralités sur les FOD

I.1.Introduction :

Le risque d'une collision avec un oiseau ou un mammifère est particulièrement élevé lorsqu'un aéronef évolue au sol ou vole à basse altitude. L'avion est particulièrement exposé au moment du décollage et en montée comme ce fut le cas à Calgary. Selon les données provenant de Boeing et du NTSB (National Transportation Safety Board) américain, 50 pour cent de tous les décollages interrompus à grande vitesse (décollages interrompus à des vitesses supérieures à 120 km/heure) sont provoqués par des impacts d'oiseaux.



Le moteur no 1 de ce B747 de la KLM a subi une panne non confinée à la suite d'une collision avec une bernache du Canada lorsqu'il atterrissait à l'Aéroport international de Calgary. Les dispositifs de bord d'attaque ont été également endommagés

Lorsqu'un aéronef fonctionne à sa masse maximale en opérations, alourdi de plusieurs tonnes de carburant qu'il consommera en vol, il approche la limite de l'enveloppe de performances certifiée. Un impact d'oiseau qui survient au décollage à peine avant ou à la V1 contraint l'équipage à prendre en une fraction de seconde la décision d'interrompre ou de poursuivre le décollage. Si l'équipage opte pour une interruption, les freins, les roues et les pneus seront mis à l'épreuve lorsqu'il décide d'arrêter l'aéronef avant d'atteindre l'extrémité de la piste. S'il décide de poursuivre, ce sont les compétences de l'équipage qui seront mises à l'épreuve pour engager en vol et en montée un aéronef dont les moteurs et le fuselage ont subi des dommages encore indéterminés. Même en vol, ils manoeuvreront un appareil lourd à des vitesses critiques, où la marge de manoeuvre peut être limitée par la présence d'obstructions et la proximité du terrain.

Du point de vue de la gestion, le risque est extrêmement important.

1.2. Une équation de la force d'impact

Le coût d'un impact de la faune est directement lié à la partie de l'aéronef endommagée et à l'importance des dommages, qui est déterminée par la force de l'impact créé par la collision entre l'aéronef et l'animal.

Il est essentiel de connaître la force d'impact et le potentiel des dommages à l'aéronef pour concevoir et certifier les composants d'aéronef. Cette étude résume la méthode utilisée pour calculer les forces d'impact d'oiseau :

1.2.1. Hypothèses de calcul des forces d'impact

Il existe un certain nombre de facteurs qui influent sur l'impact d'une collision avec un oiseau, notamment :

- Vitesse de l'impact,
- Poids de l'oiseau,
- Densité de l'oiseau,
- Rigidité de l'oiseau,
- Angle d'impact,
- Forme de la surface d'impact,
- Rigidité de la surface d'impact.

Pour simplifier le calcul, on a posé les hypothèses suivantes :

- La vitesse d'impact est égale à la vitesse de l'aéronef;
- L'angle d'impact est de 90 degrés;
- La forme de l'oiseau est sphérique;
- L'oiseau est déformé de la moitié de sa taille à l'impact;
- La surface d'impact de l'aéronef ne se déforme pas;
- La surface d'impact de l'aéronef est plate.

1.2.2. Équation mathématique de la force d'impact d'oiseau

L'équation de la force d'impact d'oiseau a été calculée avec l'aide M. A. C. Tribble du Advanced Technology Center de Rockwell Collins. L'équation a été élaborée comme suit :

1. Le transfert d'énergie ou la pression qui résulte d'un impact d'oiseau avec le corps d'un aéronef peut être estimé au moyen de calculs relativement simples.

En prenant l'approximation la plus simple l'oiseau est immobile et "colle" à l'aéronef après la collision la modification de l'énergie cinétique de l'oiseau est :

$$\Delta KE = W = Fd = \frac{1}{2} mv^2$$

Lorsque W est le travail, F est la force, d est la distance sur laquelle la force est appliquée, m est la masse de l'oiseau et v est la vitesse de l'aéronef.

2. La force que l'oiseau a ressentie est la même force ressentie par l'avion, elle est donnée par :

$$F = \frac{\Delta KE}{d} = \frac{mv^2}{2d}$$

On peut facilement estimer la masse de l'oiseau, m , et la vitesse de l'aéronef v , Le principal paramètre est alors la distance d sur laquelle l'impact est appliqué.

3. Comme première approximation, supposons qu'il s'agit de la moitié de la distance parcourue par l'aéronef pendant la collision avec l'oiseau. Si l'on suppose également que l'oiseau peut être représenté par une sphère, le résultat est :

$$F = \frac{mv^2}{2r}$$

4. Si l'on suppose que l'oiseau est sphérique, sa taille dépend de sa masse selon la relation

$$m = V\rho = \frac{4}{3} \pi r^3 \rho$$

Où ρ la densité de l'oiseau.

5. Combinée aux deux expressions précédentes donne : $F = \frac{2\pi r^2 \rho v^2}{3}$

Un calcul précis de la force de l'impact sur l'aéronef tient compte du poids de l'oiseau, de la vitesse de l'impact, des dimensions et de la configuration de l'oiseau, de sa densité et de l'angle d'impact. Exprimée par une équation, la force de l'impact sera proportionnelle à la masse de l'oiseau et au carré de la vitesse d'impact.

En appliquant des chiffres plausibles, un oiseau de 4 lb qui frappe un aéronef naviguant à 250 km produit une force d'impact de 38 000 lb environ. À une vitesse de 400 km, la force augmente à 100 000 lb.

Toutes les parties antérieures de l'aéronef sont exposées au risque d'une collision avec des oiseaux. Le dessous et le train d'atterrissage sont également vulnérables durant le décollage et l'atterrissage, lorsque l'angle d'inclinaison longitudinale de l'aéronef est

plus élevé. Dans les cas où l'altitude est mentionnée, près de 75 pour cent des impacts d'oiseaux signalés ont lieu à moins de 500 pieds.

Partie touchée	Collisions signalées en pourcentage (sur une base de points d'impact non cumulés)	Partie touchée	Collisions signalées en pourcentage (sur une base de points d'impact non cumulés)
Nez	19	Radome	4
Aile	13	Empennage	2
Moteur	13	Queue	1
Fuselage	11	Feux	1
Train d'atterrissage	9	Tube de Pitot	1
Pare-brise	7	Toutes les autres parties	15
Hélice	4		

Tableau 1.1 : Points d'impact

Les données les plus récentes présentées au tableau 1.1 indiquent qu'en moyenne, le nez, les ailes et le moteur sont les points de l'aéronef les plus fréquemment frappés.

1.3. Coûts des dommages causés par les impacts de la faune

Plusieurs paramètres doivent être pris en compte lors de l'évaluation de l'ampleur du dommage qui pourrait être causé à un turbomoteur :

- Taille et poids de l'oiseau
- Vitesse de l'aéronef
- Type de réacteur
- Diamètre de l'entrée d'air
- Réglage de puissance du moteur
- Emplacement exact de l'impact sur l'aéronef

Examinons de quelle façon les impacts de la faune affectent les différents composants de l'aéronef :

1.3.1. Turboréacteurs

La plupart des petits oiseaux isolés qui sont frappés par les turboréacteurs sont déchiquetés par les aubes mobiles du premier étage et traversent l'intérieur du réacteur sans causer de dommage important. Un seul impact d'un oiseau de taille moyenne et des

collisions avec plusieurs oiseaux de petite taille provoquent fréquemment des dommages au réacteur.

Les ailettes de la soufflante peuvent se plier ou se déformer. Plusieurs ailettes peuvent se briser sous l'impact plus grave d'un ou plusieurs oiseaux de grande taille. Les débris ingérés par le réacteur endommageront les étages suivants du moteur entraînant parfois une panne moteur ou la destruction totale du réacteur. Dans quelques cas, il y a eu panne moteur non confinée. Des pièces du moteur éjectées par le capot moteur peuvent endommager également d'autres composants des systèmes ou de la structure de l'aéronef.

Deux conclusions se dégagent de l'emploi plus fréquent de turboréacteurs à double flux et à taux de dilution élevé :

- La surface frontale accrue du réacteur augmente la possibilité d'impacts individuels ou multiples avec des volées d'oiseaux.

- L'air aspiré étant amené jusqu'à 80 % autour du générateur de gaz principal du réacteur, une partie des débris de l'oiseau est souvent rejetée loin du centre du moteur plus vulnérable.

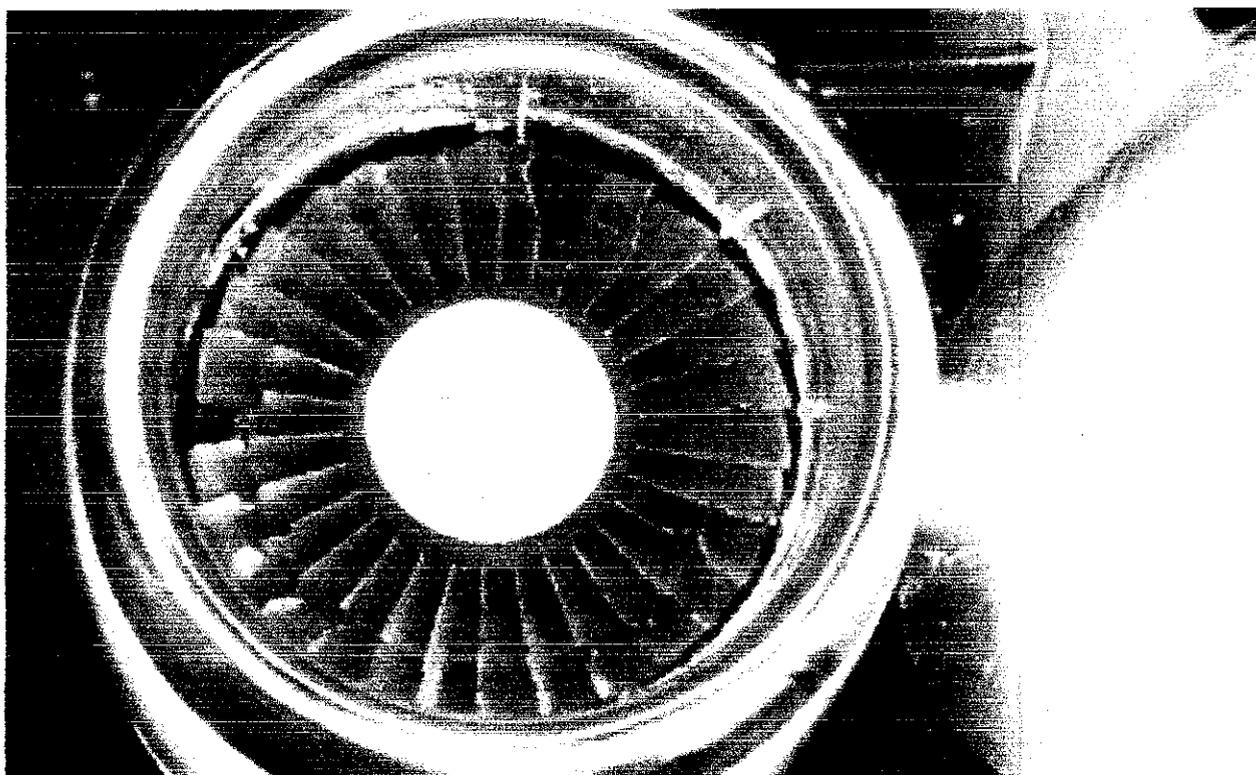


Figure (I.1) : Dommage non confiné causé au réacteur par l'ingestion de canards à l'aéroport Lunkin, 25 janvier 1999. Jet d'affaires Falcon 10 . [01]

Malgré des améliorations de conception, force est de constater que ces nouveaux moteurs sont endommagés presque aussi souvent que les modèles des premières générations.

Les turboréacteurs d'aujourd'hui sont des appareils de précision soigneusement réglés.

L'ingestion d'un oiseau, si petit soit-il, exige pour le moins une inspection. Un dommage même mineur de la soufflante du premier étage peut se traduire par des coûts importants (16 000 \$ US pour une nouvelle aube dans un réacteur CFM56) de réparation ou de remplacement des ailettes endommagées. Le coût de remplacement d'un réacteur grimpe à plusieurs millions de dollars, auquel cas l'aéronef sera hors service pendant toute une journée au minimum.

1.3.2. Moteurs à pistons, turbopropulseurs et turbomoteurs

Ces moteurs sont généralement moins susceptibles de subir d'importants dommages résultant des impacts d'oiseaux. Les surfaces d'admission sont beaucoup moins grandes que celles des réacteurs à double flux et l'hélice ou les pales du rotor offrent une protection accrue en éloignant les débris d'oiseau des entrées d'air du moteur.

Normalement, les impacts de mammifères sur ces types de moteurs ne provoquent aucun dommage direct. Toutefois, les pales endommagées d'une hélice peuvent avoir des conséquences catastrophiques. En déséquilibre de charge, le moteur peut être très endommagé et se détacher de ses points d'attache.

1.3.3. Pare-brise

Un impact à hauteur du pare-brise a des conséquences diverses allant de petites traînées de sang à un pare-brise qui vole en éclats. Dans un certain nombre de cas, lorsque l'oiseau pénètre dans l'avion, les restes et les pièces du pare-brise ont causé des blessures et parfois même la mort de membres de l'équipage.

Dans les aéronefs équipés de moteurs à pistons et les hélicoptères, les pare-brise sont souvent en Plexiglas léger qui n'est pas certifié pour résister à un impact d'oiseau important. Même si ces aéronefs tournent à des vitesses inférieures à celles d'un avion à réaction et la force de l'impact est réduite, on a enregistré de nombreux cas de bris de pare-brise. Le pare-brise d'un monomoteur sera moins vulnérable à cause de la

protection offerte par le moteur et l'hélice. Dans le cas des hélicoptères, la surface très importante du pare-brise entraîne davantage de risques. En outre, les hélicoptères passent une proportion plus grande de leurs heures de vol à de basses altitudes où les volées d'oiseaux sont plus fréquentes.

1.3.3. Train d'atterrissage

À première vue, le train de l'aéronef semble se composer de pièces très résistantes capables d'absorber d'importantes charges en phase d'atterrissage. Toutefois, un examen plus attentif montre que le train d'atterrissage principal utilisé sur les avions d'aujourd'hui comprend de nombreux composants vulnérables tels que conduites hydrauliques, câbles électriques, solénoïdes et micro-interrupteurs. Les impacts d'oiseaux causent rarement des dommages structurels importants au train.

1.3.4. Structures de l'aile et de la queue

Une collision à hauteur du bord d'attaque de l'aile ou d'un composant de la queue peut produire une bosse ou un trou du revêtement et même le froissement ou la déchirure du métal. Si l'oiseau est lourd ou dense et la vitesse de l'aéronef suffisamment élevée, l'animal peut pénétrer dans la structure et endommager les longerons et les câbles de commande ou les composants hydrauliques. Sur de nombreux modèles, les ailes incorporent des dispositifs hypersustentateurs, tels que des volets ou des becs de sécurité soit sur le bord d'attaque soit sur le bord de fuite de l'aile. Ces dispositifs aussi peuvent être endommagés sous l'effet d'un impact d'oiseau.

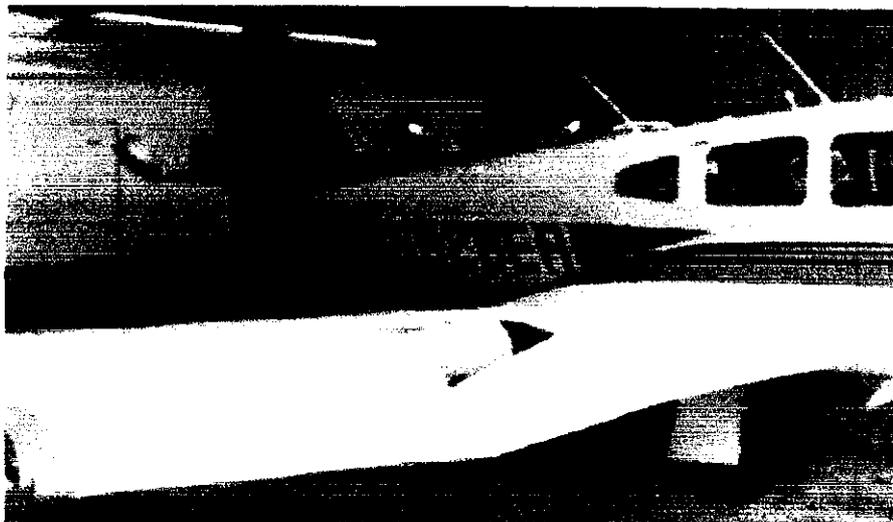


Figure (I.2) : Impact d'un Piper PA-44 avec un urubu noir à 2 000 pieds AGL et 140 nœuds [01]

I.3.5. Autres composants

Comme le décrit le tableau I.1, beaucoup d'autres pièces de l'aéronef subissent des dommages en entraînant des coûts et une durée de réparation variables sous l'effet d'impacts d'oiseaux et de mammifères. Parmi d'autres composants, mentionnons les radomes, les phares d'atterrissage et les tubes de Pitot, la durée de la réparation varier de plusieurs heures à plusieurs jours.

I.4. Dommage à effet retardé

Parmi les effets les plus nuisibles des impacts d'oiseaux, on compte les dommages qui ne sont pas détectés immédiatement. On dénombre des cas documentés dans lesquels les moteurs d'un aéronef frappés par des oiseaux sont tombés en panne au cours de vols ultérieurs, malgré les inspections visuelles qui n'ont signalé aucun dommage.

Fréquemment, le dommage n'est pas détecté jusqu'au moment où on procède à une inspection périodique et des essais non destructeurs sont effectués sur des pièces désassemblées de l'aéronef.

I.5. Essais d'impacts d'oiseaux

Au moyen d'essais d'impacts d'oiseaux, de nouveaux moteurs et cellules font l'objet d'impacts d'oiseaux simulés et réels.

Les pare-brise et les cellules sont testés à l'aide de canons à air comprimé, qui lance directement les oiseaux contre les composants des cellules à des vitesses nominales. Les composants sont reliés aux instruments qui mesurent les forces d'impact et la distorsion. Des films à grande vitesse permettent un visionnement au ralenti qui illustre la progression des dommages et la trajectoire des oiseaux après l'impact. La figure (I.3) montre des installations typiques d'essais d'impacts d'oiseaux pour les pare-brise.

Les essais moteurs commencent par les aubes de soufflante soumises aux essais de charge de choc afin de vérifier l'intégrité structurelle. Les oiseaux euthanasiés sont ensuite envoyés dans les moteurs en marche au moyen d'armes à air comprimé multitube. Les moteurs sont soigneusement surveillés pendant l'impact et pendant une période fixe suivant l'impact, en enregistrant les paramètres moteurs comme les pressions, les températures, les forces accélérométriques et les valeurs de contrainte. Les essais d'impact sont également filmés à grande vitesse afin d'observer les trajectoires

des oiseaux et la déformation des pales de moteur. La figure (I.4) montre un exemple d'équipement d'essai d'impact d'oiseaux.

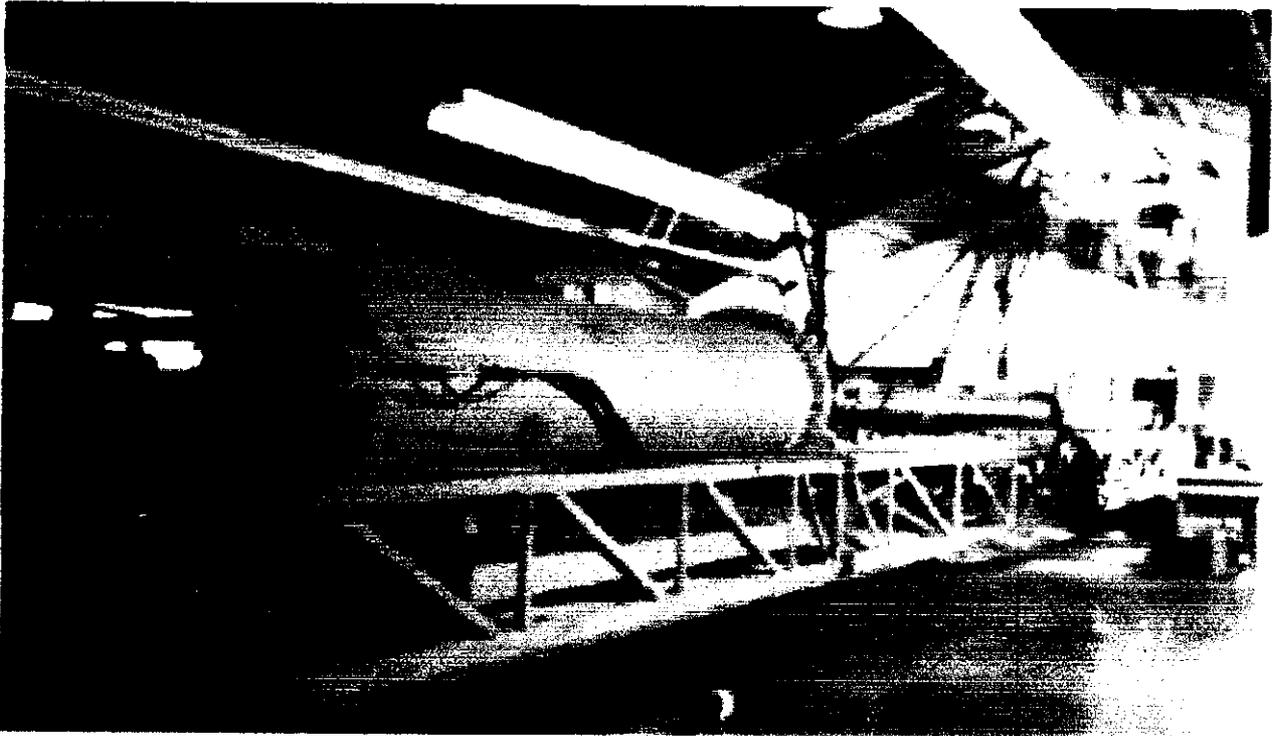


Figure (I.3) : Installation d'essai des pare-brise et composants de cellules [01]

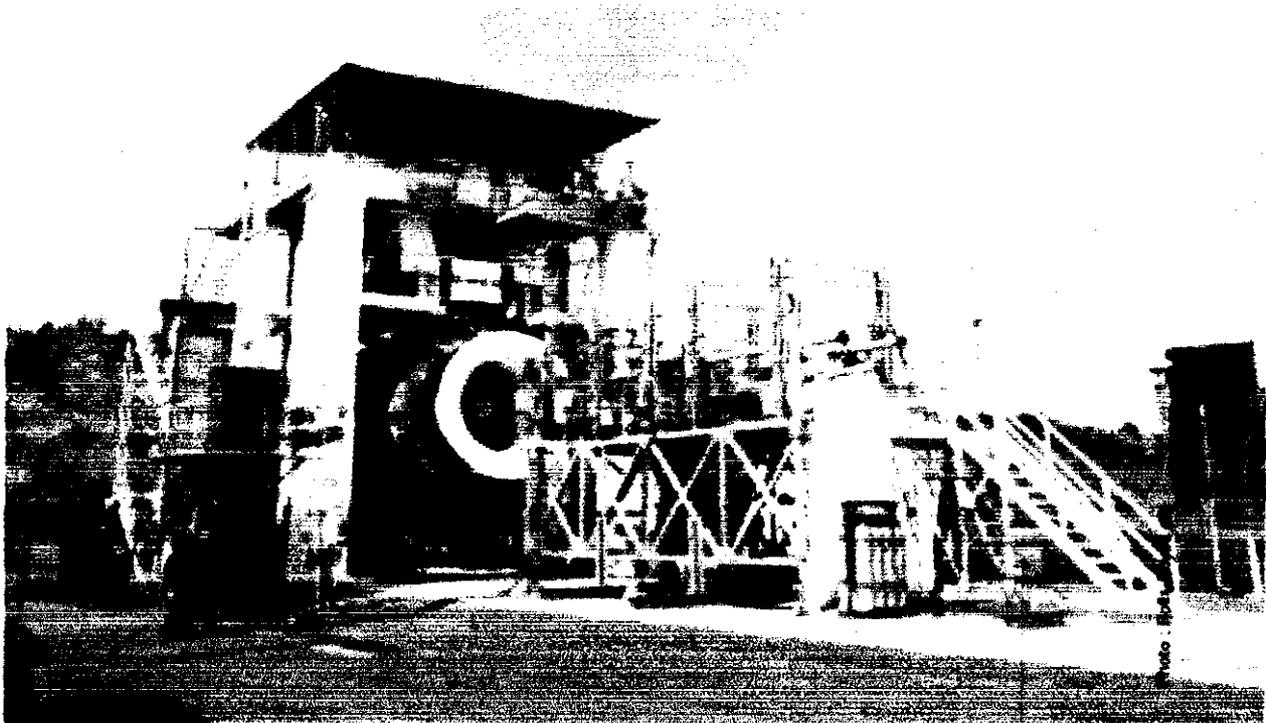


Figure (I.4) : Installation d'essai des impacts d'oiseaux pour les réacteurs [01]

Chapitre III

La soufflante

II.1. Description d'une soufflante :

La soufflante du moteur est composée de plusieurs aubes ou ailettes « 36 pour un CFM56-5B et 24 pour CFM56-7B » attachées dans une roue mobile appelée disque-fan qui est entraîné par la turbine basse pression du turbofan, elle possède un seul étage et elle augmente la vitesse de l'air (le débit qui passe par la soufflante est 4 à 9 fois plus grand que celui qui passe par le moteur chaud pour les avion subsonique, $\lambda = 4\sim 9$).

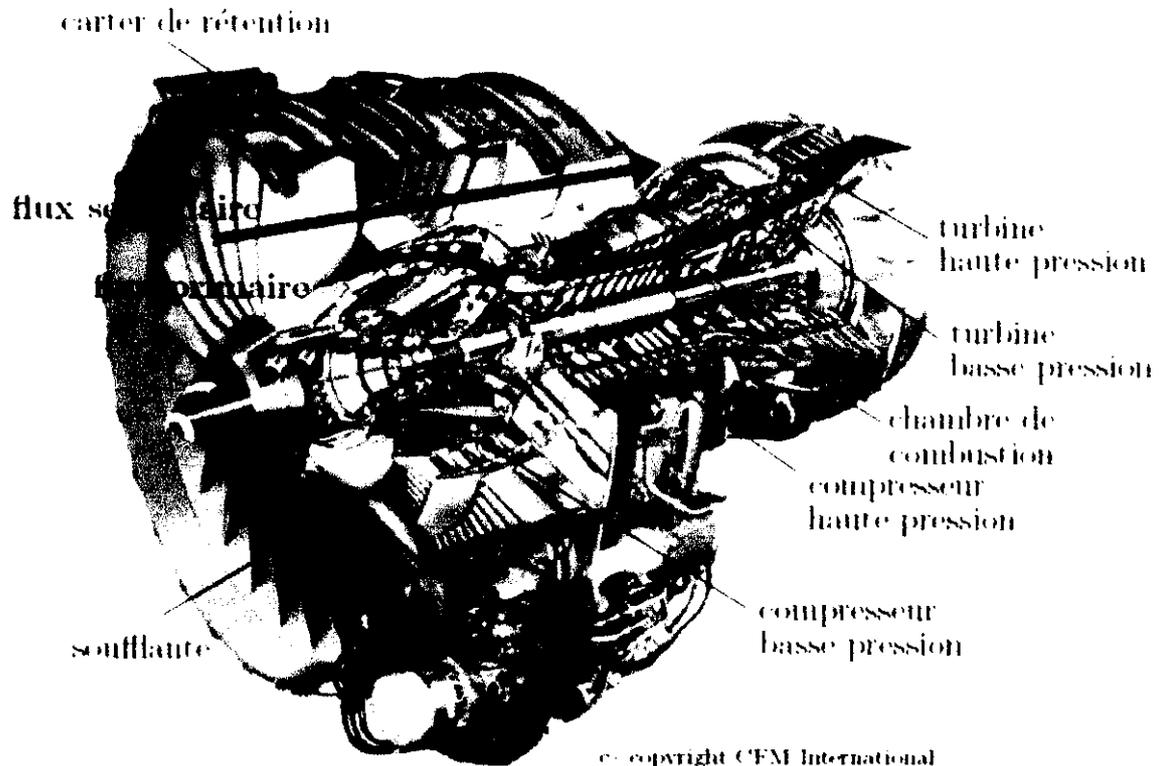


Figure (II.1) : flux d'un turbofan

La forge de précision est le procédé utilisé pour la fabrication d'aubes de soufflante en alliage de titane. Ces aubes sont obtenues par forgeage à chaud de barres ou de lopins portés à environ 1 000 °C sur presses à filer ou machines à forger de 600 à 1 600 tonnes, puis sur presses à vis de 2 300 à 8 000 tonnes (16 000 tonnes maxi). Les exigences sont telles, aujourd'hui, que les matrices de presse utilisées permettent d'obtenir des pièces dont la précision après frappe atteint quelques millimètres. Le tout grâce à des équipements de production en grande série.

II.2. Formule de la poussée:

Par définition, une masse M de flux animée d'une vitesse \vec{V} possède une quantité de mouvement égale au produit $M \cdot \vec{V}$.

Soit \vec{P} , c'est le vecteur orienté dans le même sens que \vec{V} et soit une masse de fluide M subissant une variation de vitesse, cette masse de fluide subira donc une variation de quantité de mouvement, $\Delta \vec{P}$, telle que:

$$\Delta \vec{P} = M \cdot \Delta \vec{V}$$

On montre que la variation de cette quantité de mouvement, pendant l'unité de temps est une force \vec{F} soit : $\vec{F} = \Delta \vec{P} / \Delta t$

En remplace $\Delta \vec{P}$ par sa valeur on obtient: $\vec{F} = M \cdot \Delta \vec{V} / \Delta t$

Le terme $\frac{M}{\Delta t}$ représente la masse de fluide pendant l'unité de temps, c'est le débit masse ou débit massique.

Posons : $\frac{M}{\Delta t} = \dot{m}_a$ Nous avons : $\vec{F} = \dot{m}_a \cdot \Delta \vec{V}$

En toute rigueur, le théorème précédent s'énonce ainsi : La variation de la quantité de mouvement d'une masse de fluide, pendant l'unité de temps, traversant une surface S fermée ne contenant aucun corps solide est égale à la somme des forces extérieures appliquées à cette surface. C'est le théorème que nous allons appliquer pour expliciter la poussée d'un turboréacteur.

11.3 Formule générale:

Pour simplifier, nous n'avons pas tenu compte de l'action du débit masse carburant, soit \dot{m}_c ce débit, la poussée due a ce débit a la même forme que celle du débit d'air \dot{m}_a , soit $\dot{m}_c \cdot (v_5 - v_0)$ mais pour ce terme, le carburant étant a bord, sa vitesse initiale est nulle donc sa poussée est : $F_c = \dot{m}_c \cdot v_5$

Soit la formule générale :

$$F = \dot{m}_a (v_5 - v_0) + \dot{m}_c \cdot v_5 + S_5 (P_5 - P_0)$$

$$F = v_5 (\dot{m}_a + \dot{m}_c) - \dot{m}_a \cdot v_0 + S_5 (P_5 - P_0)$$

Avec : $\dot{m}_5 = \dot{m}_a + \dot{m}_c$

$$\text{D'où : } F = \dot{m}_5 \cdot v_5 - \dot{m}_a \cdot v_0 + S_5 (P_5 - P_0)$$

Cette poussée F est appelée poussée nette. Le terme $-\dot{m}_a \cdot v_0$ (négatif) est appelé (traînée de captation); le terme $S_5(P_5 - P_0)$ relatif à la section de tuyère (S_5) porte le nom de poussée de culot. L'expression $v_5(\dot{m}_a + \dot{m}_c)$ est appelée poussée brute.

\dot{m}_a : Le débit masse d'air [Kg/sec].

\dot{m}_c : Le débit masse de carburant [Kg/sec].

V_5 : Vitesse d'éjection [m/sec].

V_0 : Vitesse d'entrée des filets d'air [m/sec].

S_5 : Section de sortie tuyère [m²].

P_5 : Pression à la sortie tuyère [Pa].

P_0 : Pression ambiante [Pa].

F : poussée nette [N].

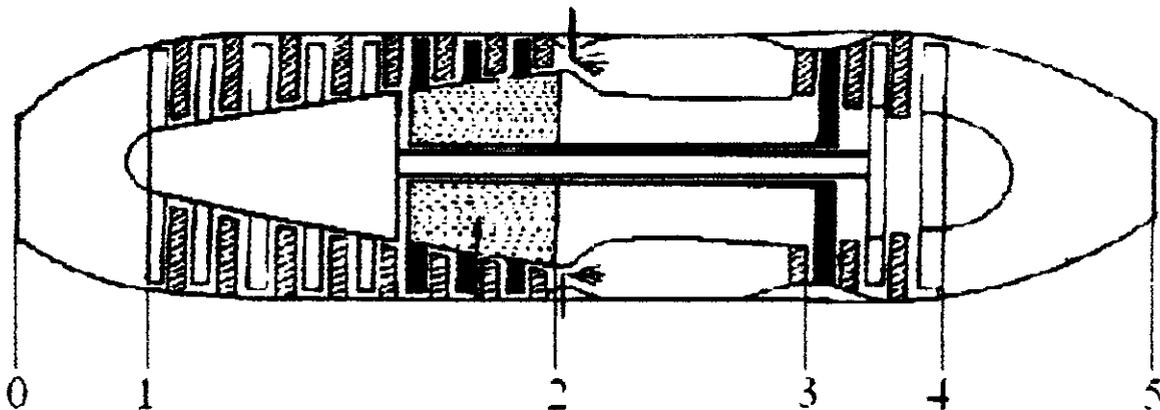
Tronçon {0-1} : Entrée d'air ou manche à air.

Tronçon {1-2} : Compresseur.

Tronçon {2-3} : Chambre de Combustion.

Tronçon {3-4} : Turbine.

Tronçon {4-5} : Canal d'éjection ou tuyère.



Section et paramètres associés au turboreacteur simple flux sec

Simplification:

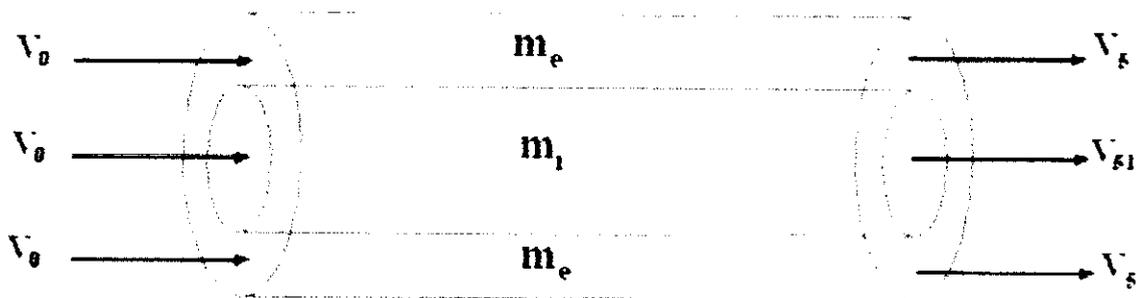
Une tuyère est dite adaptée, lorsque la pression totale des filets d'air à la section de sortie est égale à la pression ambiante ($P_0 = P_5$)

Autrement dit, la poussée de culot s'annule:

$$F = \dot{m}_5 \cdot V_5 - \dot{m}_a \cdot V_0$$

La formule de la poussée démontrée ci-dessus s'applique aux turboréacteurs simple et sec, dans le paragraphe suivant nous allons, à partir de cette formule, en déduire celle d'un double flux.

II.4 Poussée d'un moteur double flux:



Ce moteur est caractérisé par la présence de deux flux d'air, soit \dot{m}_e le débit masse traversant la soufflante (FAN), ce flux est appelé flux externe ou flux froid, et \dot{m}_i débit masse d'air interne ou flux chaud.

A fin de pouvoir déterminer la poussée nette de ce type de moteur, séparons l'action des deux débits masses.

- Le flux froid \dot{m}_e pénètre dans le FAN à la vitesse V_0 . Soit V_5 vitesse d'éjection du flux froid; la poussée due au flux a donc pour expression:

$$F_e = \dot{m}_e \cdot (V_5 - V_0)$$

- Le flux pénètre dans la partie chaude du moteur à la vitesse V_0 et sort de la tuyère animée de la vitesse V_{51} très supérieure à V_5 . La poussée due au flux chaud a donc pour expression :

$$F_i = \dot{m}_i \cdot (V_{51} - V_0)$$

- soit \dot{m}_c le débit massique carburant; ce dernier contribue à la poussée totale développée par le moteur, la force F_c due à son action est:

$$F_c = \dot{m}_c \cdot V_{51}$$

V_{51} : vitesse d'éjection avec PC.

Soit au total :

$$F_N = \dot{m}_k(V_s - V_0) + \dot{m}_k(V_{s1} - V_0) + \dot{m}_k V_{s1}$$

Le terme poussée de culot a été négligé, sur ce type de moteur, cela est très légitime compte tenu de son domaine d'utilisation et de la faible erreur que cela entraîne.

➤ **Taux de dilution :**

Par définition, le taux de dilution λ est le rapport du débit masse d'air externe sur le débit masse d'air interne, soit :

$$\lambda = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_i}$$

C'est une notion importante rattachée au double flux caractérisant bien ce type de moteur.

➤ **Poussée spécifique :**

Par définition, c'est la poussée développée par le moteur au débit masse d'air le traversant soit :

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad [\text{N/KgS}^{-1}]$$

➤ **Poussée massique :**

C'est le rapport de la poussée rapportée à la masse carburant.

$$F_m = \frac{F}{\dot{m}_c} \quad [\text{N/KgS}^{-1}]$$

Chapitre III

Description des outils CFD

III.1. Introduction

Depuis quelques années, l'accroissement de la puissance des ordinateurs a permis de conduire des calculs tridimensionnels de l'écoulement en turbomachines tout en tenant compte de l'effet de la viscosité et de la turbulence. Ce progrès a fait de la modélisation numérique de l'écoulement ou CFD (Computational Fluid Dynamics) un outil de plus en plus important pour le développement et l'optimisation du dimensionnement des turbomachines.

Parmi le large éventail des codes de calcul de l'écoulement connus on peut citer : C3D, Fluent, CFX, Numeca, Star-CD, etc...

Il faut savoir que les logiciels de conception et de calculs assistés par ordinateur sont très nombreux sur le marché. Les plus utilisés sont SolidWorks, Nastran, ABAQUS et Catia. Tous ces logiciels effectuent les mêmes tâches, c'est à dire qu'ils génèrent des structures, ses caractéristiques et celles du problème étudié (par exemple une table avec 8 pieds de différentes longueurs en liège et devant soutenir une charge de 2T en son centre), ensuite ils calculent le devenir de cette structure (déformations, ruptures, plastification...) et enfin ils permettent de traiter ces résultats afin d'en sortir des données utilisables et exploitables.

La plupart des entreprises utilisent un assortiment de ces logiciels qui sont plus ou moins performants dans l'une ou l'autre de ces tâches, par exemple, dessiner avec SolidWorks ou Catia, calculer avec ABAQUS et faire du post traitement avec Nastran. Il vous sera donc certainement demandé dans le monde de l'entreprise une maîtrise de plusieurs de ces outils, d'où l'intérêt de commencer avec SolidWorks.

III. 2. SolidWorks :

C'est un outil de Conception Assistée par Ordinateur (CAO) qui permis de construire des géométrie de pièces et assemblage en 3D.

SolidWorks est divisé en unités fonctionnelles appelées modules. Chaque module contient les outils qui sont propres à une partie de la tâche bien déterminée. Figure (III.1)

(a) Le module « Pièce »

Le module pièce permet de créer tous les objets géométriques nécessaires à notre problème, soit en les dessinant dans SolidWorks, soit en les important d'un logiciel de dessin tiers.

(b) Le module « Assemblage »

Ce module permet d'assembler les différents objets géométriques créés dans un même repère de coordonnées global.

(c) Le module « mise en plan ».

Ce module permet de créer des fichiers de dessin industriel comprenant la pièce dessinée en perspective et avec ces trois vues standard.

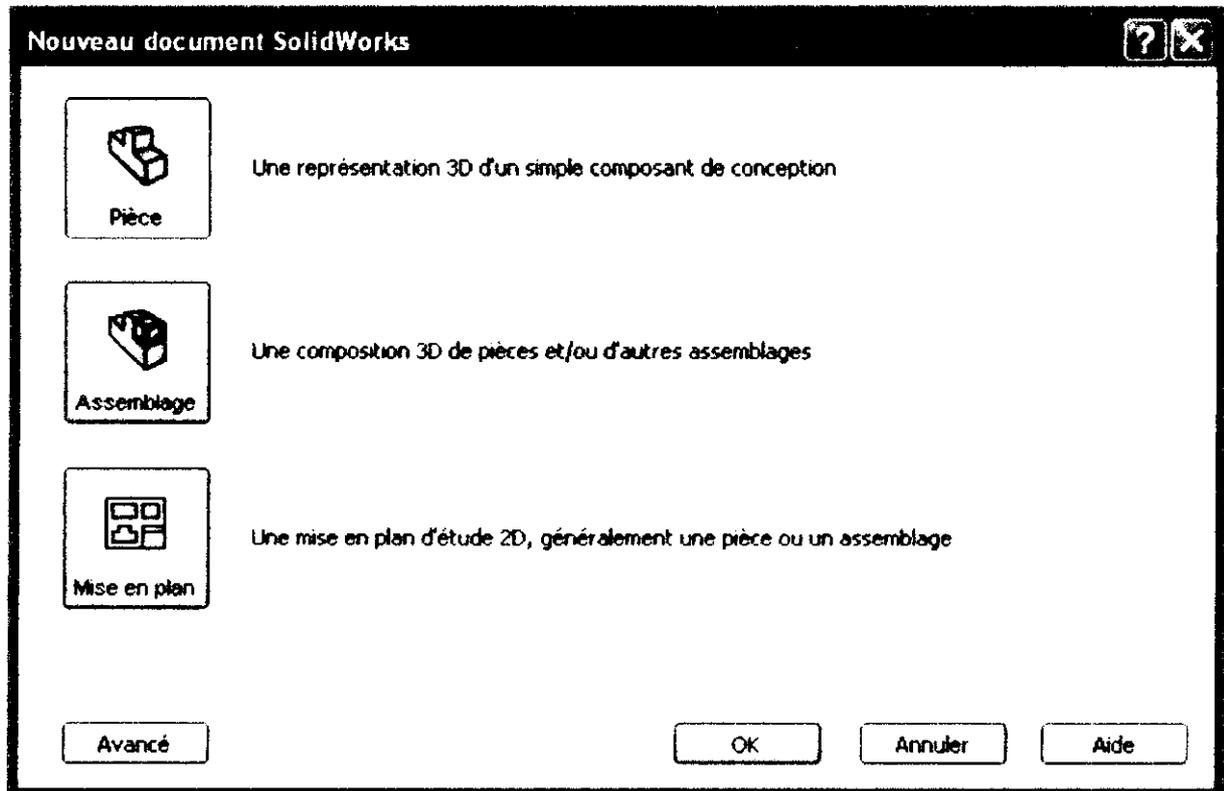


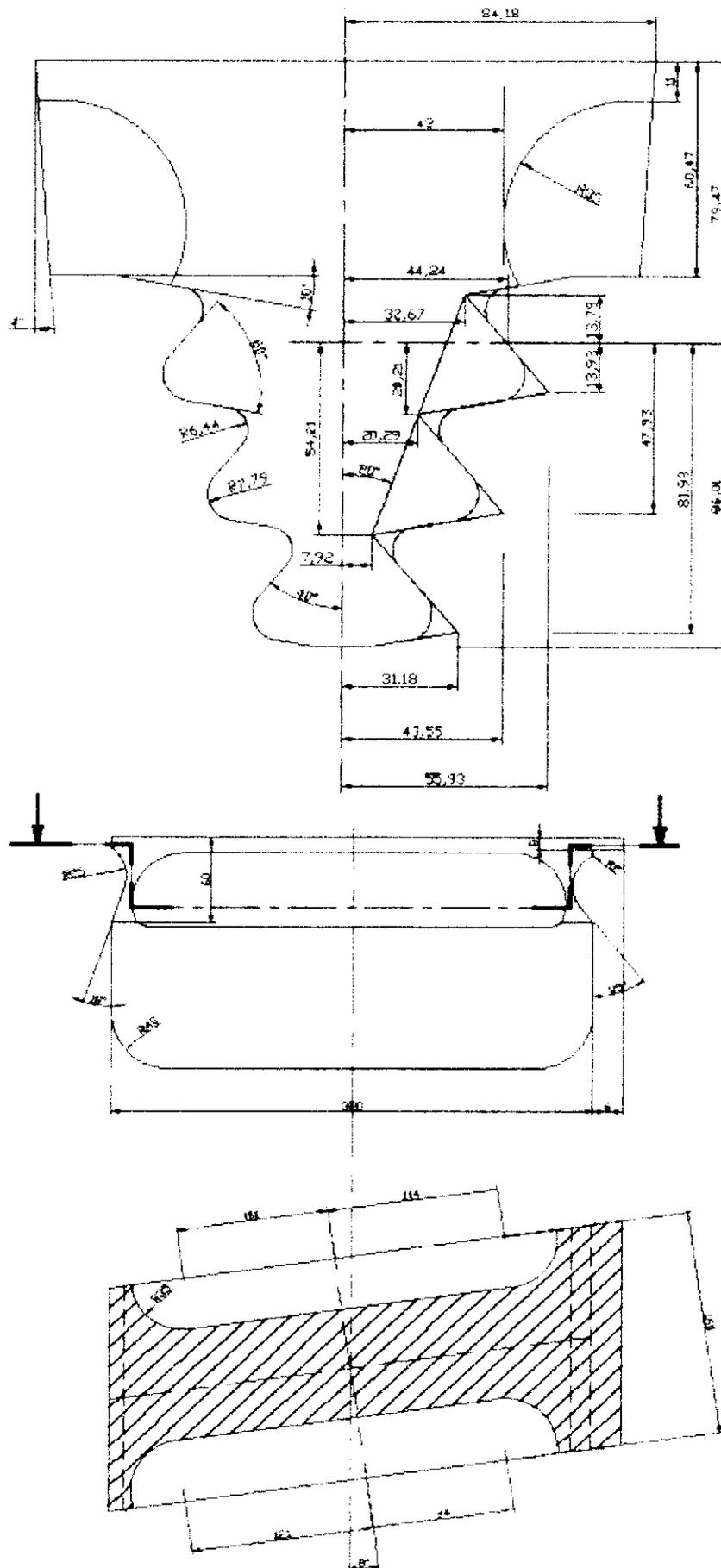
Figure (III.1) : les modules du SolidWorks

Pour mieux découvrir SolidWorks nous allons commencer avec un tutorial d'une aube de turbine afin de se familiariser avec le logiciel.

Cette aube est destinée à être encastrée en périphérie de la roue de turbine. La première image montre la partie encastrable : profil en sapin. La seconde image montre d'autres vues ce profil.

Pour des raisons de propriété industrielle, les cotes réelles ont été légèrement modifiées.

De même, une échelle 10 a été utilisée dans les valeurs des dimensions. La cotation est volontairement surabondante pour faciliter la démarche du tracé...



Dans une première étape, on réalisera l'aubage à partir de 6 sections, chacune étant définie par 9 points, fermée par une spline et transformée en surface plane. Le volume sera ensuite engendré par la fonction de bossage lissé.

Remarque : cet exemple est purement didactique. En effet, dans la réalité le nombre de points définissant une section est très supérieur et il existe des conditions de second ordre (courbure).

De même le nombre de sections nécessaires à la définition de l'aubage est beaucoup plus important.

- **Mise en place des plans de section**

Le plan 2 est réservé pour la section 0.

Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan2, puis cliquez sur .

Entrez la valeur 122.5.

Nommez le plan PlanSect1.

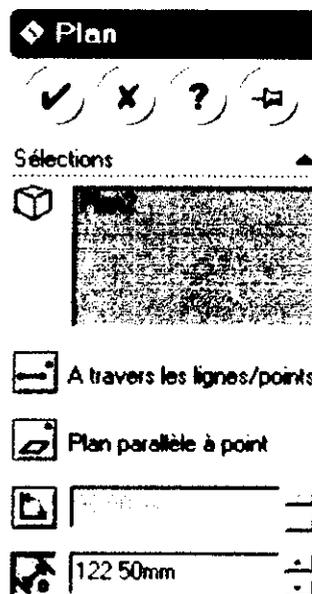
Recommencez pour les autres sections:

PlanSect2:valeur190

PlanSect3:valeur320

PlanSect4:valeur442.5

PlanSect5 : valeur 456.5



- **Création des sections**

On commence par la section 0.

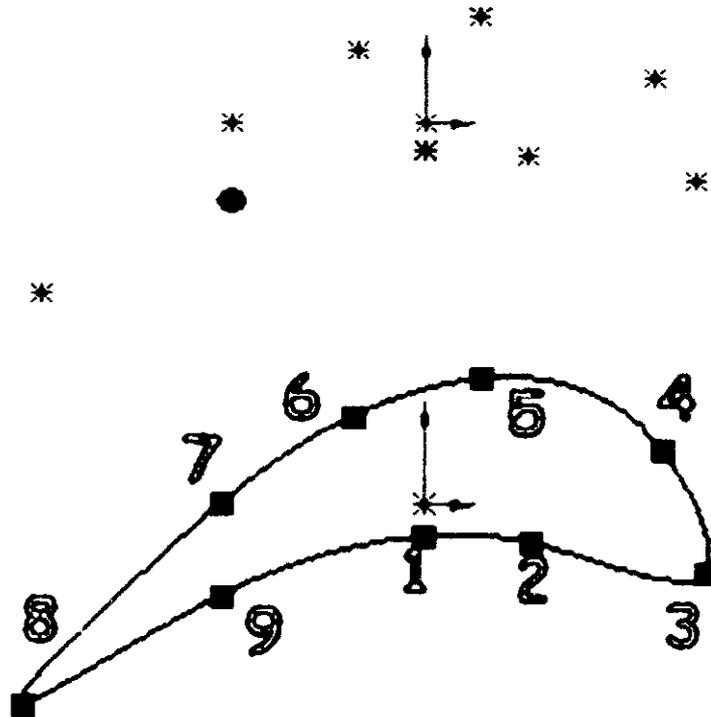
Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan2, puis cliquez .

Cliquez , .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	0	40	104	88	21.5	-26	-74.5	-147	-74.5
y	12	-14.5	-25	20	47	33	0	74	34

Cliquez sur . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :



Cliquez sur . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez la : section0

Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect1, puis cliquez 

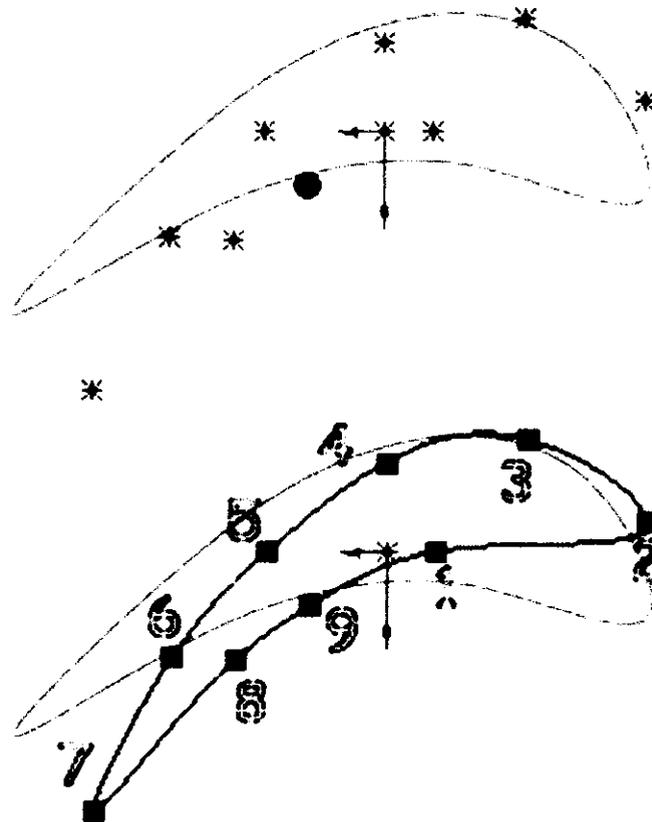
Placez la vue de dessus en cliquant 

Cliquez , .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	-20	-104	-56.2	0	47	84.5	115	60	30
y	0	-12	-45	-36	0	42.6	104	44	22

Cliquez sur . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :



Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

De même pour les PlanSect2, PlanSect3, PlanSect4 et PlanSect5
 Créez les 9 de chaque plan :

PlanSect2

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	0	-100	-52	0	38	78	110	59	30
y	0	-32	-48	-31	0	49	106	49	21

PlanSect3

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	0	-39	-90	0	28	63	93	63	28
y	0	-26	-58	-26	0	44	111	72	28.5

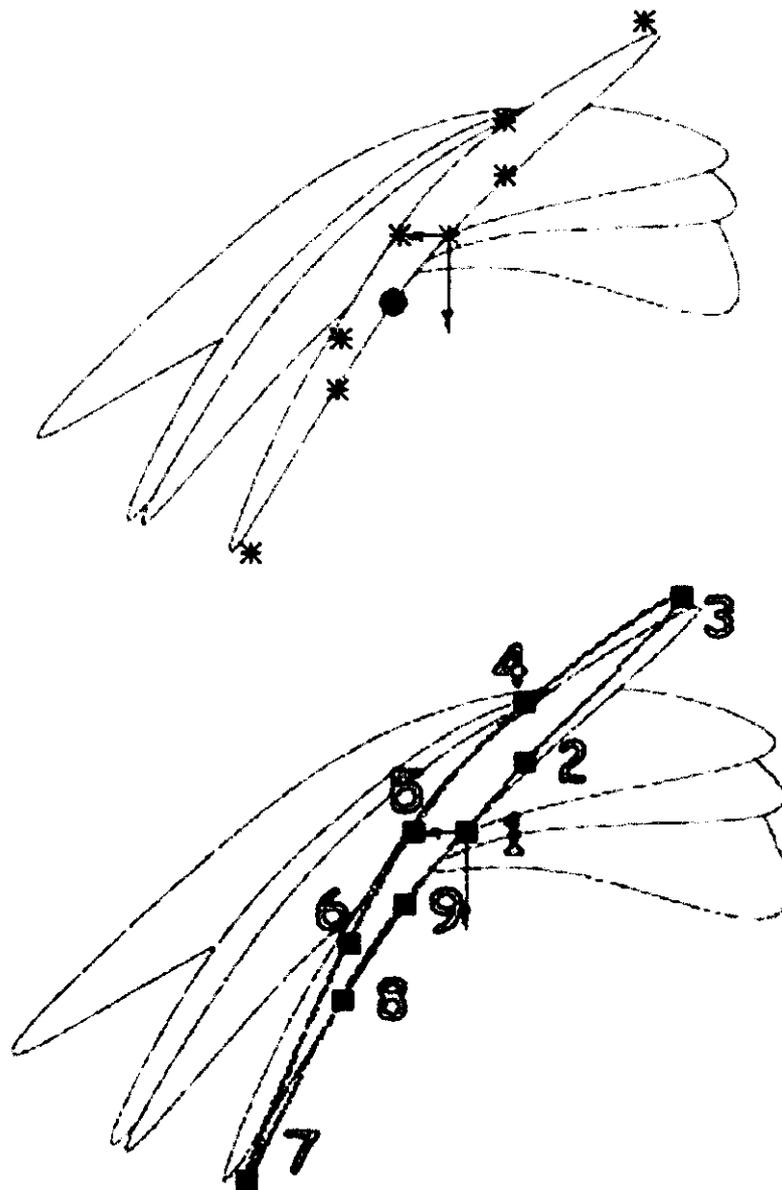
PlanSect4

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	0	-76	0	19	38.5	60	78	48	24
y	0	-75	-24	0	31	69	116	69	31

PlanSect5

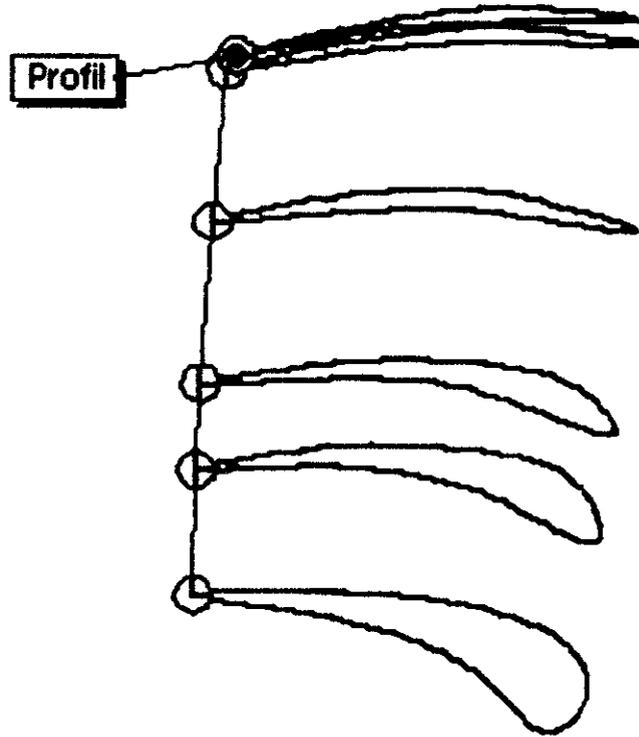
Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x	0	-20	-70	-20	17	38	40	20	70.5
y	0	-23	-78	-43	0	37	56	24	116

Vous devez avoir :



- Création du profil d'aube

Placez vous en perspective isométrique en cliquant  Cliquez ensuite  **Bossage/B.**
Sélectionnez le point extrême gauche de chaque profil en partant du bas vers le haut (section 0 ... 5).



Vous obtenez :



On va maintenant créer le profil en sapin :

Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan4, puis cliquez 

En vous plaçant en mode Esquisse, créez le 1/2 profil droit et cotez le.

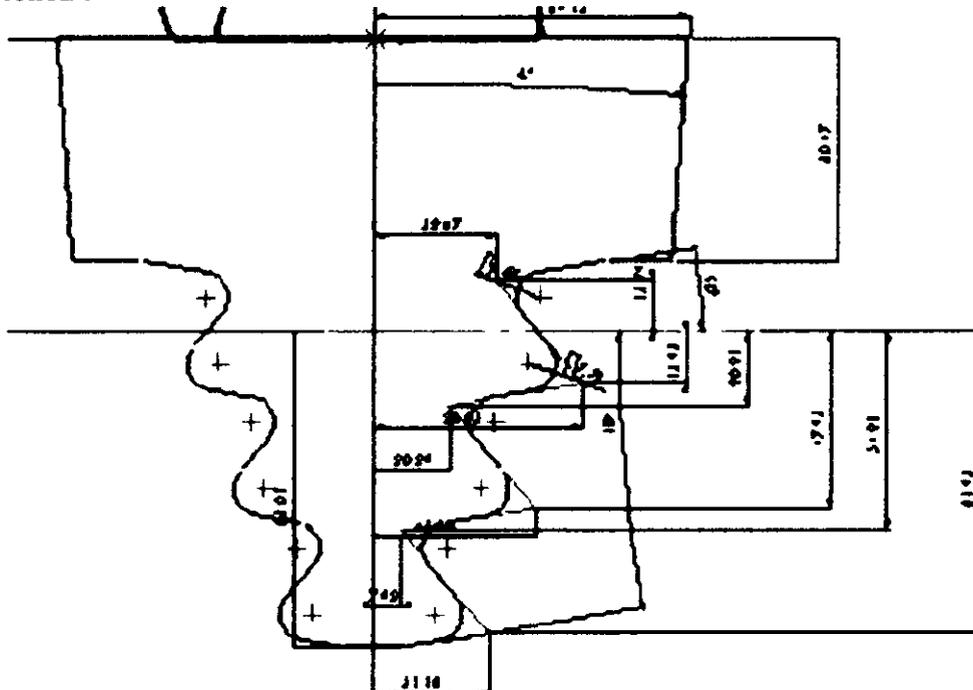
Le 1/2 profil gauche va être créé par symétrie d'esquisse.

- créez un axe de construction vertical.

- sélectionnez le 1/2 profil droit par un cadre contenant toutes les entités du profil.

- cliquez 

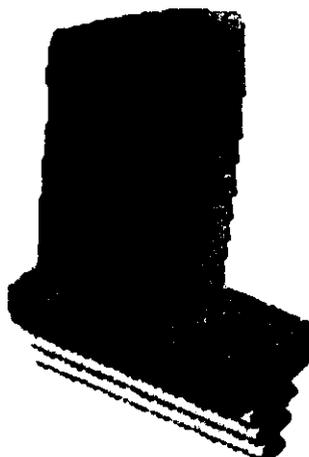
Vous obtenez :



- Création du volume

Cliquez maintenant sur .

On déborde largement car il faudra couper les extrémités parallèlement à un autre plan. Entrez la valeur 360.



- Conclusion :

**Vous avez pu constater que la fonction spline donne un tracé approximatif.
Il faudrait sans aucun doute approfondir les notions relatives à :
Contour en Mouvement, Champ de Courbure, Points d'inflexion.
De même, le volume généré par les 6 sections n'est pas très cohérent.**

III. 3 .ICEM-CFD :

Lien puissant entre la CAO et l'analyse numérique, Ansys ICEM CFD offre des interfaces CAO, des outils géométriques, un générateur de maillages et des outils de post-traitement et d'optimisation.

Destiné à la mécanique des fluides ou au calcul de structures, ce logiciel permet de créer des maillages hexaédriques (structurés ou non-structurés), tétraédriques, hybrides (combinaison de tous types de cellules), des maillages cartésiens, et de spécifier des conditions aux limites.

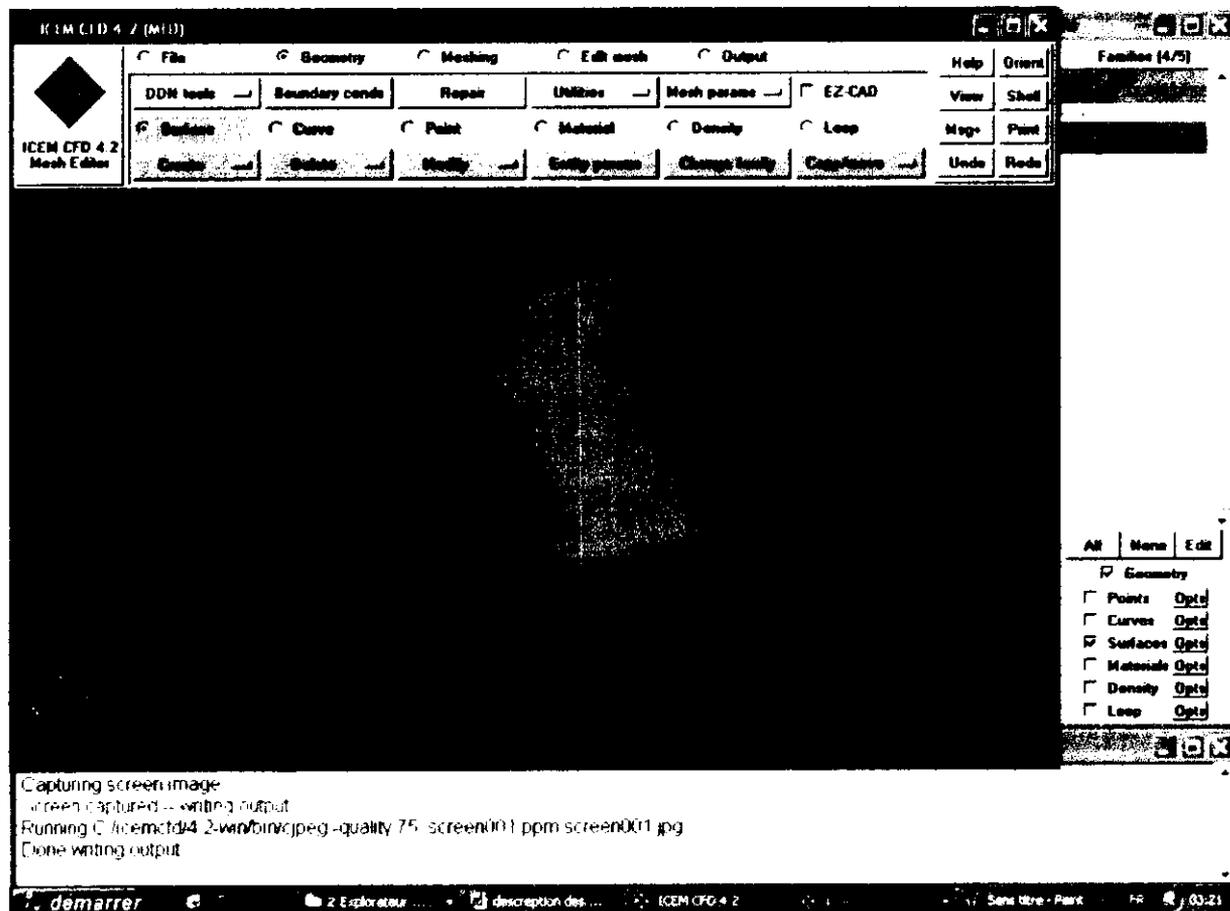


Figure (III.2) : Interface d'ICEM-CFD

a) Point fort de l'offre Ansys ICEM CFD :

Les interfaces directes CAO (notamment Catia, Cadds5, ICEM surf, Pro/ E, Ideas, SolidWorks, Solid Edge...) permettent un transfert géométrique direct et paramétré.

Elle comprend plus de 100 interfaces avec les principaux codes CFD (Ansys, Abaqus, Fluent, Star-CD, CFX, Flotran...) ou d'autres codes CAE (codes d'électromagnétisme...), ainsi que des formats de sorties standard dont CGNS. Ansys ICEM CFD est un outil de post-traitement puissant et personnalisable, interfacé avec les principaux codes CFD.

L'environnement programmable d'Ansys ICEM CFD permet le développement d'applications verticales (métiers) telles que Cabin Modeler (Climatisation habitacle), IC3M (chambres de combustion), UH3D (thermique sous-capot) ou Mesh Prototyper (maquette virtuelle).

b) Maillage structuré/non structuré :

Les maillages non structuré se distinguent des autres formes de maillages par l'absence de connectivité implicite qui permet de relier les points de discrétisation les uns aux autres. A l'inverse, un maillage structuré est construit sur la base de deux ou trois directions d'indices : chaque nœud du maillage possède une numérotation multi-indices (i, j, k) qui permet de connaître instantanément la position de ce nœud ainsi que des différents nœuds qui lui sont reliés. Les maillages non structuré font donc appel à une structure de données supplémentaires appelé matrice de connectivité, et qui décrit l'ensemble des liaisons existant dans le maillage.

Cette matrice de connectivité peut être fondée sur la description des cellules de maillage (c'est-à-dire pour chaque cellule la liste des indices des nœuds qu'elle contient), des faces de maillage (avec la liste orientée des nœuds qui forment la faces et les cellules adjacentes), ou des arêtes du maillage (avec pour chaque arête les indices des deux nœuds correspondants). En règle générale, la structure adoptée par les outils de génération de maillages est fondée sur la description des cellules du maillage.

Les outils de génération de maillages non structurés permettent actuellement de discrétiser des géométries complexe de façon automatique alors que les génération de maillages structurés sont soit incapables de les discrétiser , soit capables mais en impliquant un coût élevé en temps et un savoir-faire pointu. L'utilisation de maillages non structurés correspond donc à un besoin crucial en conception dans l'industrie.

(a) Une conduite

(b) un diffuseur

Figure (III.3) : Exemples de maillages structurés

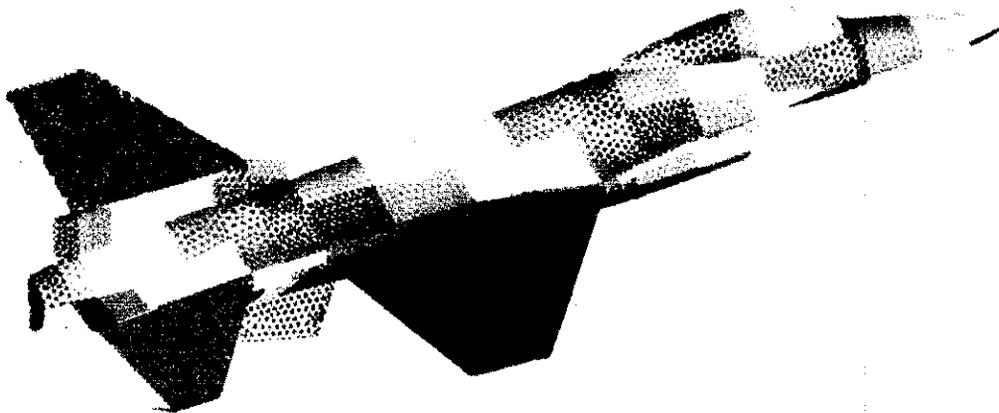


Figure (III.4) : Exemples de maillages non structurés

c) Composants du maillage

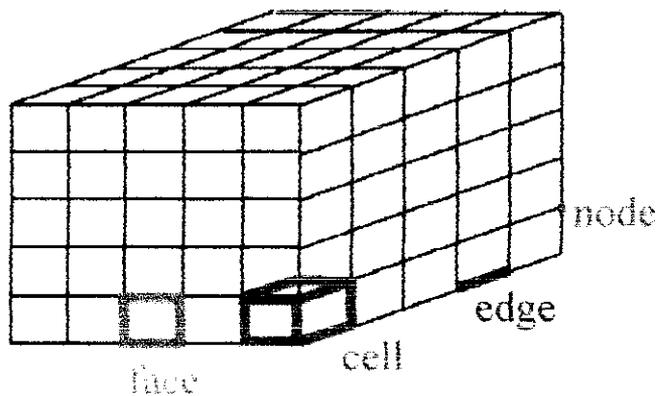
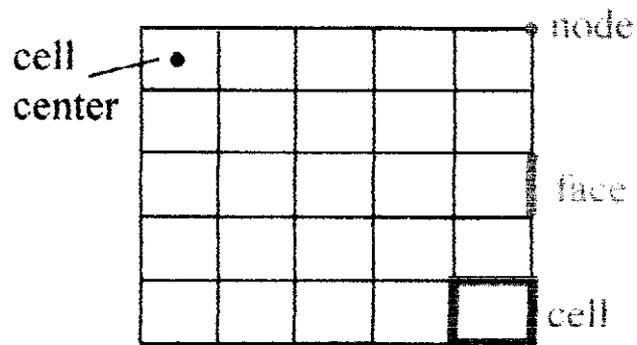
Les composants sont définis dans un processeur :
Cell = volume de contrôle divisant la géométrie

Le domaine de calcul est défini par un maillage qui représente le fluide et les faces solides qui interviennent.

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

Les conditions limites sont assignées aux faces zones.

Les données des matériaux et les termes sources sont assignés aux cell zones.



III. 4 .FLUENT :

Certainement le leader mondial de la mécanique des fluides, Fluent dispose d'une large palette de solutions de CFD.

Fluent est un solveur qui utilise des maillages non-structurés 2D ou 3D (avec la méthode des volumes finis). Ces maillages sont : soit des maillages triangulaires (tétraédriques en 3D), soit des maillages structurés interprétés en format non-structurés comme des rectangles (hexaèdres), pour une simulation de 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 ce sur les géométries complexes industrielles. Ce produit inclut également un véritable environnement CAO et un mailleur paramétrique de dernière génération, permettant de mettre en place rapidement les modèles numériques ou de s'intégrer aux outils de conception déjà existants (SolidWorks, Catia, I-deas, Pro/E...)

Le maillage est lu dans fluent comme un nouveau cas et il est possible de l'améliorer : lissage (grid smoothing) ou permutation des arêtes (grid swapping). Pour débiter une simulation, il faut passer dans chaque menu déroulant de Fluent (en commençant par la gauche) pour initialiser les différents paramètres de la simulation (modèle de turbulence, condition aux limites, etc.).

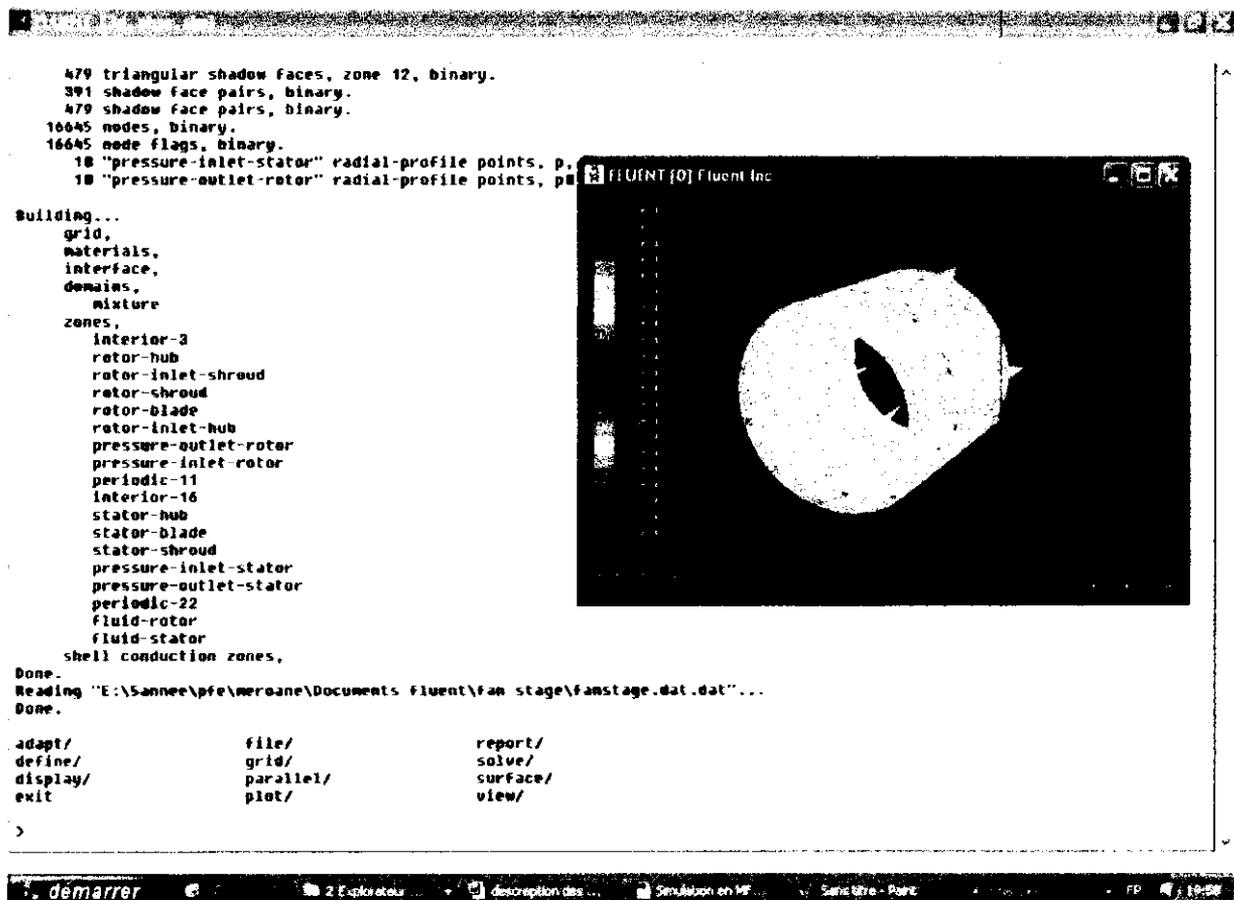


Figure (III.5) : Interface de FLUENT

III.5. Notions fondamentales pour la mécanique des fluides numérique (CFD) :

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

a. Fluides compressibles et incompressibles

Un fluide incompressible est un fluide dont la masse volumique ρ est constante, indépendante de la pression P . Un fluide compressible est un fluide pour lequel il faut tenir compte des variations de ρ avec P . Dans la pratique on nomme fluide incompressible un fluide pour lequel ρ est indépendante de P et de la température θ .

Dans le cas des fluides compressibles, il faut préciser les conditions (P, θ) pour connaître l'expression de ρ . Les gaz sont des fluides compressibles. Dans tout le cours on s'intéressera uniquement à des liquides qui seront assimilés à des fluides incompressibles ce qui constitue une approximation excellente. Il est parfois possible sans trop d'erreurs d'assimiler les gaz à des fluides incompressibles quand les variations de pression sont faibles tout au long de l'écoulement.

L'équation de la continuité est le moyen analytique le plus favorable pour vérifier qu'un fluide est compressible ou pas :

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$

b. Viscosité dynamique d'un liquide (nombre de Reynolds)

On considère deux plaques planes et parallèles séparées par une mince couche de liquide. La plaque inférieure est maintenue au repos et la plaque supérieure se déplace d'un mouvement de translation uniforme de vitesse u . Les différentes couches de liquide sont entraînées par le mouvement de la plaque à des vitesses différentes selon leur position par rapport à la plaque mobile.

Des forces de résistance au déplacement apparaissent entre les différentes couches de liquide (analogie avec les frottements des solides): elles sont dues à la viscosité du liquide. La force de résistance F au glissement des couches dépend de la nature du liquide et donc de sa viscosité. Elle n'existe que pour un liquide en mouvement. On donne l'expression du module de cette force s'exerçant sur une surface S parallèlement à la vitesse du liquide mais en sens contraire (signe -):

$$F = -\mu \cdot S \cdot \frac{du}{dz}$$

μ est la viscosité dynamique du liquide. Elle s'exprime en Pa.s ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$) dans le système SI.

On utilise parfois la viscosité cinématique qui est définie comme étant le rapport suivant:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

Le nombre de Reynolds caractérise l'importance des forces de viscosité par rapport aux forces d'inertie :

$$Re = \frac{\rho \cdot U \cdot D}{\mu}$$

Plus Re est faible, plus les forces de viscosité sont prépondérantes par rapport aux forces d'inertie.

Pour les écoulements internes, la valeur de $Re \sim 2000$ dénote la transition entre les dominations de chaque partie.

Pour $Re < 2000$, les effets de viscosité sont dominants, l'écoulement est laminaire et les lignes de courant sont parallèles pour un écoulement dans un cylindre.

Pour $Re > 2000$, les effets d'inertie deviennent de plus en plus importants et l'écoulement passe progressivement dans les domaines turbulents ((lisse)), puis turbulent ((rugueux)).

c. les équations du mouvement (équations d'Euler)

En utilisant les deux équations suivantes :

$$\operatorname{div} \mathbf{U} = 0 \quad \text{équation de continuité}$$

$$\rho \operatorname{grad} p + \rho \mathbf{a} = \rho \mathbf{f} \quad \text{équation de la quantité de mouvement}$$

En utilisant la relation exprimant l'accélération « a » selon Euler, et en introduisant le vecteur tourbillon $\boldsymbol{\Omega} = \frac{1}{2} \operatorname{rot} \mathbf{U}$, l'équation d'Euler peut s'écrire sous la forme suivante :

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{1}{2} \operatorname{grad} U^2 + 2\boldsymbol{\Omega} \wedge \mathbf{U} + \operatorname{grad} \frac{p}{\rho} = \mathbf{f}$$

d. Équations de Navier-Stokes

Comme dans le cas du fluide parfait incompressible, l'écriture de la conservation de la masse et de la quantité de mouvement ne fait intervenir comme inconnues que les champs de vitesses et de pression au sein du fluide.

L'écriture de l'équation de continuité est inchangée et l'on a encore :

$$\operatorname{div} \mathbf{U} = 0$$

L'écriture de l'équation de la quantité de mouvement sous forme locale devient quant-à-elle :

$$\rho \mathbf{a} = \operatorname{grad} p - \rho \mathbf{f} + \mu \Delta \mathbf{U}$$

Ou encore, en développant le terme ((accélération)) :

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \operatorname{grad} \frac{U^2}{2} + \operatorname{rot} \mathbf{U} \wedge \mathbf{U} \right) + \operatorname{grad} p - \rho \mathbf{f} + \mu \Delta \mathbf{U}$$

Ou bien

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + (\mathbf{U} \cdot \operatorname{grad}) \mathbf{U} \right) + \operatorname{grad} p = \rho \mathbf{f} + \mu \Delta \mathbf{U}$$

Ces deux équations constituent les équations de Navier-Stokes du fluide incompressible visqueux.

On remarquera que ces équations s'identifient aux équations d'Euler des fluides parfaits en faisant $\mu = 0$.

e. Résolution et convergence

La méthode de résolution la plus utilisée s'appuie sur l'algorithme SIMPLE ou sur une de ses variantes (SIMPLER, SIMPLEC, SIMPLEX, PISO). Les équations de conservation de la matière et de la quantité de mouvement sont résolues de façon itérative. L'algorithme démarre de valeurs supposées des vitesses et de la pression, puis les utilise dans les équations de conservation de la quantité de mouvement pour arriver à une nouvelle estimation des vitesses. Mais les vitesses calculées ne vérifient pas forcément l'équation de conservation de la matière. L'erreur obtenue permet de réévaluer les valeurs de la pression, avant de démarrer une nouvelle itération. Pour assurer une bonne convergence, il est souvent utile de sous-relaxer les nouvelles valeurs des vitesses et des pressions calculées à chaque itération.

Une autre approche, développée initialement pour résoudre des problèmes présentant de forts effets de rotation, est le solveur couplé. Dans ce cas, les équations qui permettent d'estimer les vitesses et la pression sont résolues simultanément. Cette méthode évite de devoir sous-relaxer les équations aussi fortement que dans le cas des méthodes non couplées, car les vitesses satisfont automatiquement l'équation de conservation de la matière. De plus, les termes comme la force de Coriolis, dans les simulations en repère tournant, ou la force de traînée, dans les simulations biphasiques, sont résolus exactement. Cet algorithme présente une très grande stabilité et permet de converger en un nombre d'itérations limité. Il est par contre légèrement plus coûteux en terme d'utilisation de mémoire. Cette approche n'est à ce jour proposée que dans les logiciels de ANSYS CFX.

Cette étape, qui était très difficile il y a dix ans, devient donc de plus en plus facile. En cas de difficultés, une bonne stratégie est de commencer avec un modèle facile. Par exemple, la vitesse de fluide à l'entrée peut être réduite, et la simulation peut être faite en supposant un régime laminaire. C'est une approche très efficace pour détecter les zones de mauvais maillage ou les erreurs de construction du modèle. De la même façon, pour les simulations de systèmes diphasiques, il est préférable de commencer par simuler le système monophasique, puis d'ajouter la deuxième phase après avoir obtenu une première convergence.

L'utilisateur peut intervenir dans le processus de convergence en changeant les facteurs de relaxation ou le pas de temps. Une valeur inférieure à un du facteur de relaxation permet de ralentir l'évolution de la valeur des variables d'une itération à l'autre. Le pas de temps intervient comme un outil de convergence : les équations écrites pour un régime transitoire sont utilisées pour atteindre le régime stationnaire. Ces paramètres ne doivent pas pour autant prendre des valeurs trop faibles car la solution risque alors d'être « gelée » et la convergence ne sera jamais atteinte.

À la fin de la simulation, il faut s'assurer que les résidus locaux sont très faibles et que les bilans globaux de masse, d'enthalpie, de quantité de mouvement, etc., sont corrects. Il convient alors d'examiner les résultats plus localement du point de vue de la physique. La température maximale est-elle réaliste ? Le profil de vitesse du fluide en sortie est-il acceptable ? Cette phase de critique des résultats est le domaine de l'ingénieur de procédés, du physicien ou du chimiste.

f. Représentation de la physique du système

De nombreux modèles physiques sont nécessaires pour tenir compte de la complexité des phénomènes. Parmi les modèles les plus usités, on distingue en particulier les modèles de turbulence et ceux qui permettent de prendre en compte le caractère diphasique des écoulements.

Afin de prendre en compte la turbulence, chaque variable est décomposée en deux termes, un terme moyen et un terme fluctuant. Par exemple, une composante de la vitesse, la pression et la température s'écrivent à un instant donné sous la forme suivante (décomposition des variables en composantes moyenne et fluctuante) :

$$U = U' + \bar{U}, P = P' + \bar{P}, T = T' + \bar{T}$$

C'est le domaine le plus évolutif des codes de calcul, et nous décrirons ici les modèles les plus utiles à l'ingénieur de procédés.

- Modèles de « longueur de mélange » ou modèles à zéro équation

Dans cette catégorie de modèles, on utilise une analogie entre le transport diffusif et le transport turbulent, ce genre de modèle est très utilisé pour les simulations des écoulements autour d'une aile d'avion, car la physique des écoulements est alors très bien connue.

Ces modèles ont l'avantage d'être très simples à utiliser et peu coûteux numériquement. Leur utilité est pourtant très limitée dans le cas de géométries complexes. De plus, ils ne prennent pas en compte le transport de la turbulence.

- Modèle k-ε

Pour éviter les problèmes du modèle de « longueur de mélange », on peut retenir l'idée d'une viscosité turbulente, ce modèle est basé sur les deux équations de conservation de l'énergie cinétique turbulente k et du taux de dissipation de l'énergie cinétique ε .

Le modèle $k-\varepsilon$ est adapté aux écoulements où la turbulence est bien développée, c'est-à-dire où le nombre de Reynolds est élevé. On l'utilise avec une fonction de parois qui permet de faire l'hypothèse que, dans la zone proche des parois, le profil des vitesses peut être modélisé par une loi logarithmique.

- Modèle k-ω

Ce modèle résout les équations relatives à k et à la fréquence de turbulence ω . Il fonctionne jusqu'à la paroi et il est meilleur que le modèle $k-\varepsilon$ dans cette zone. Mais, dans les zones loin des parois, sa sensibilité extrême à la valeur de la turbulence dans l'écoulement n'est pas physique. Le plus souvent, on utilise une combinaison des modèles $k-\varepsilon$ et $k-\omega$, avec une fonction qui permute entre le modèle $k-\varepsilon$ proche des parois et le modèle $k-\omega$ loin des parois. Ce modèle, dit souvent le modèle $k-\omega$ baseline, est très efficace pour la simulation du transfert de chaleur si le maillage est assez fin proche de la paroi.

Chapitre IV

Cas test de vérification

IV. Cas test de vérification (Eckardt Centrifugal Compressor-compresseur centrifuge d'Eckardt) :

L'étude réalisée par Eckardt1 et L'une des plus ordinairement utilisés pour la validation des compresseurs, Le compresseur se compose d'une roue centrifuge radialement, se terminant avec 20 aubes figure (IV.1) et figure (IV.2).

L'intérieur et l'extérieur d'admission ont les diamètres 90 et 280 mm, respectivement, tandis que la roue pointe diamètre 400 mm.

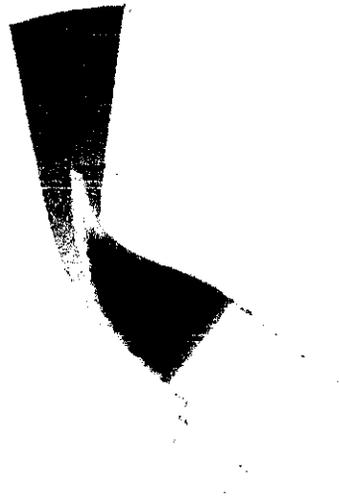


Figure (IV.1) aube en 3D

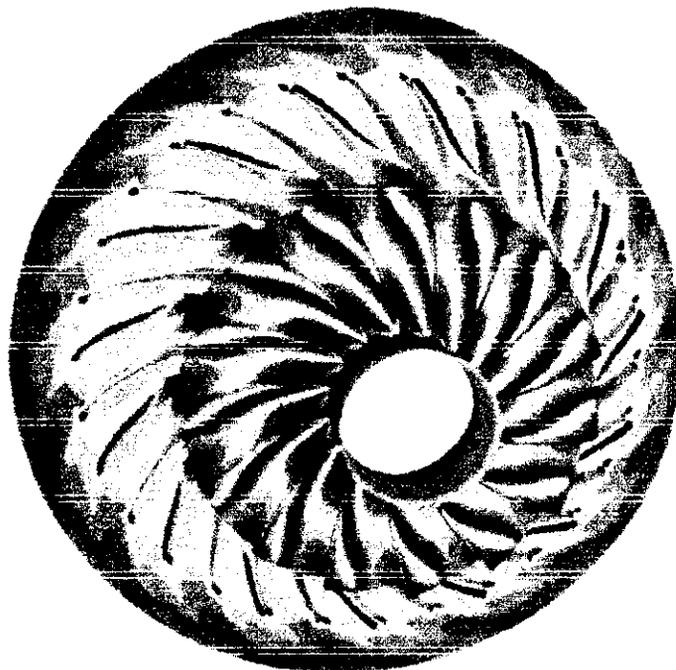


Figure (IV.2) compresseur centrifuger en 3D

La géométrie et le maillage sont générés en utilisant GAMBIT. En supposant que 18 degré de rotation périodique comme conditions, une seule lame « aube » de passage a été modélisée.

Cette analyse 3D montre la capacité de FLUENT à simuler les caractéristiques de l'écoulement typique des applications en turbomachines.

IV.1. Conditions aux limites :

Zones	
name	type
fluid	fluid
inlet	pressure-inlet
outlet	pressure-outlet
périodique	periodic
wall	wall
default-interior	interior

Les tableaux (IV.1) et (IV.2) donne les condition aux limites à l'entrée et à la sortie l'écoulement au-dessus et en dessous de l'aube est soumis a la condition de périodicité.

La pression statique à l'entrée est de 101325 (atm) et à la sortie de 83438.78 (atm) alors que la température à la sortie est de 300 °k telles qu'indiqué aux tableaux.

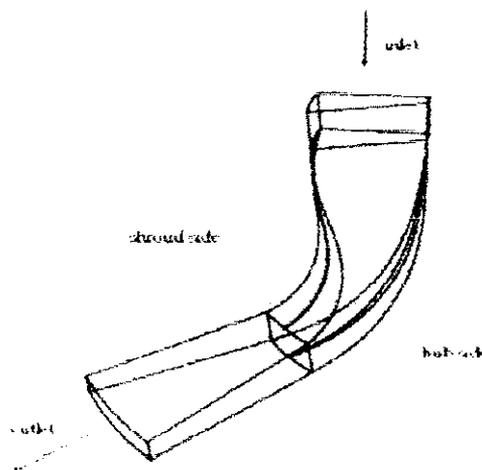


Figure (IV.3) : Schéma de l'écoulement

Pression statique	101325 (atm)
Composante de la direction de l'écoulement selon x	1
Composante de la direction de l'écoulement selon y	0
Composante de la direction de l'écoulement selon z	0

Tableaux (IV.1) : CAL à l'entrée

Pression statique relative a une pression de reference	83438.78 (atm)
Température totale	300 k
Composante de la direction de l'écoulement selon x	1
Composante de la direction de l'écoulement selon y	0
Composante de la direction de l'écoulement selon z	0

Tableaux (IV.2) : CAL à la sortie

Le tableau (IV.3) donne les propriétés du fluide utilisé pour la simulation :

Vitesse de rotation	1466.0772 RPM
Densité, ρ	Loi des gaz parfait
Viscosité, μ	$1.78 \cdot 10^{-5}$

$\rho_{\text{air}} = 1$

Tableau (IV.3) : propriété du fluide

Le nombre de Mach à l'entrée est approximation 0.18 ce qui indique que l'écoulement est subsonique.

Le maillage utilisé dans le code de calcul FLUENT se compose de 250 000 cellules quadrilatéral pour une aube, c-a-d : 5 000 000 pour le compresseur telle qu'il est montrée sur la figure (IV.3).

la viscosité dynamique $\mu =$



Figure (IV.4) : maillage d'une aube utilisé par FLUENT

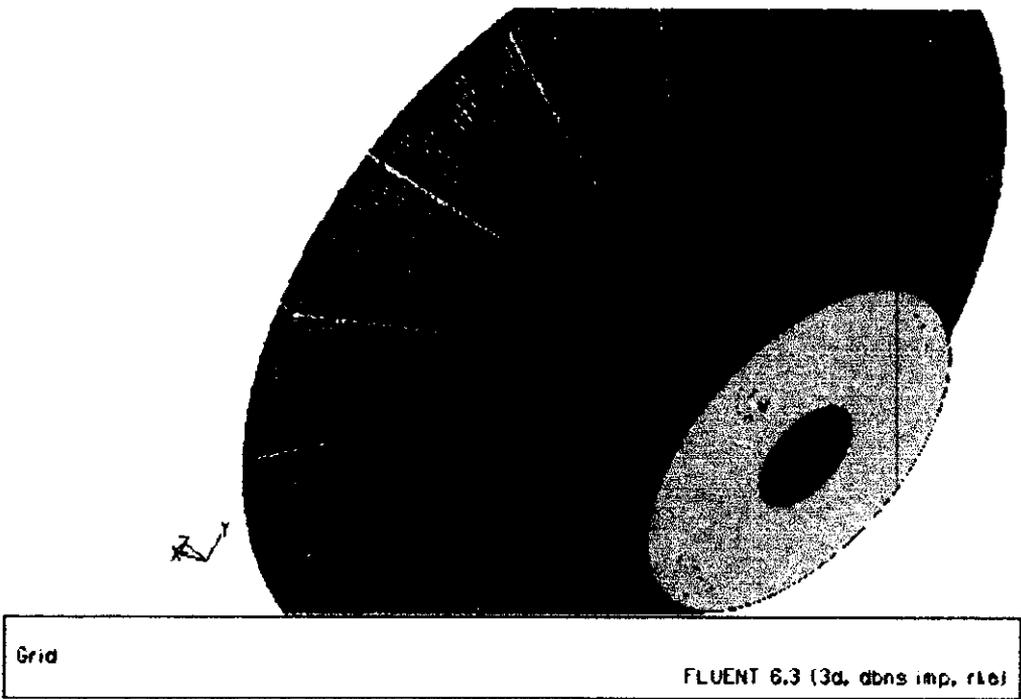


Figure (IV.5) : maillage du compresseur utilisé par FLUENT

Des paramètres de résolution par défaut ont été employés dans les calculs.

L'écoulement a été initialisé avec les conditions à l'entrée. Les équations d'Euler et de Navier-Stokes ont été employées pour résoudre ce problème.

IV.2. Résultats :

Il s'agit de présenter : l'histoire de convergence, le contours de la pression statique, du nombre de Mach et le coefficient de pression :

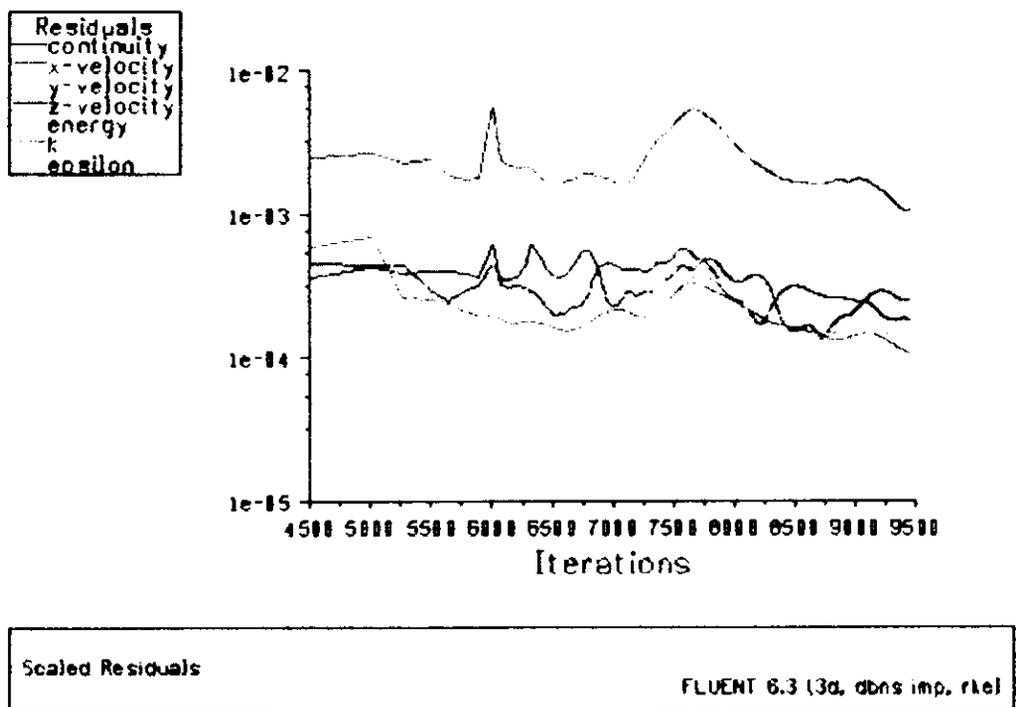


Figure (IV.6) : Résiduels (Navier-Stokes)

Pour le cas test la convergence est réalisée approximativement après la 9400 ieme itération avec une méthode de résolution implicite.

Les contours de la pression statique sont montrés sur la figure (IV.7).

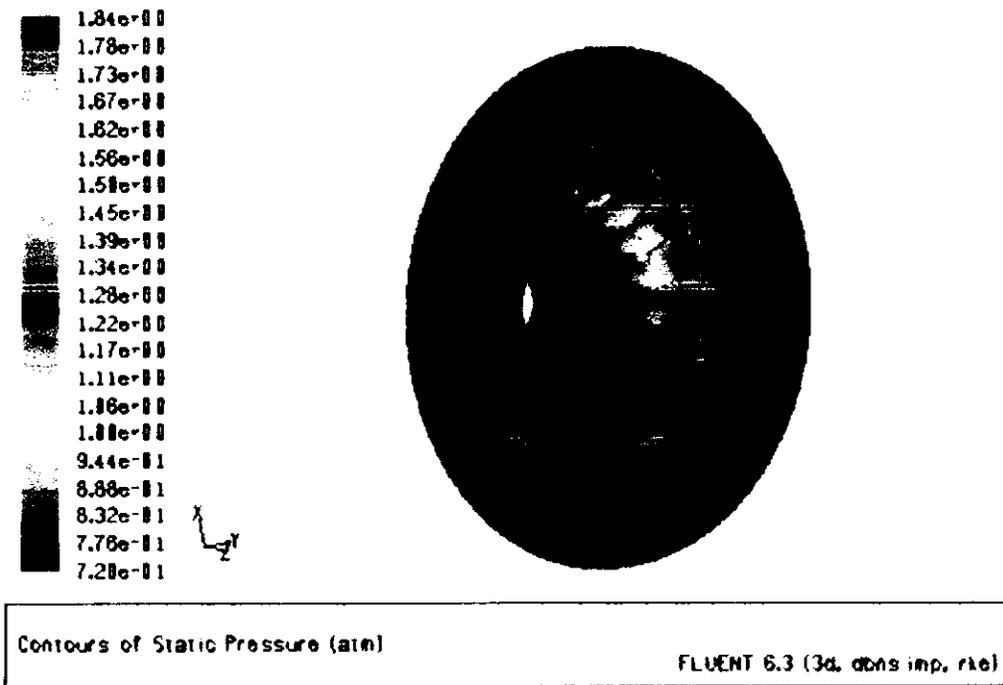


Figure (IV.7) : Contours de la pression statique

Les contours du nombre de mach sont présentés sur la figure (IV.8) :

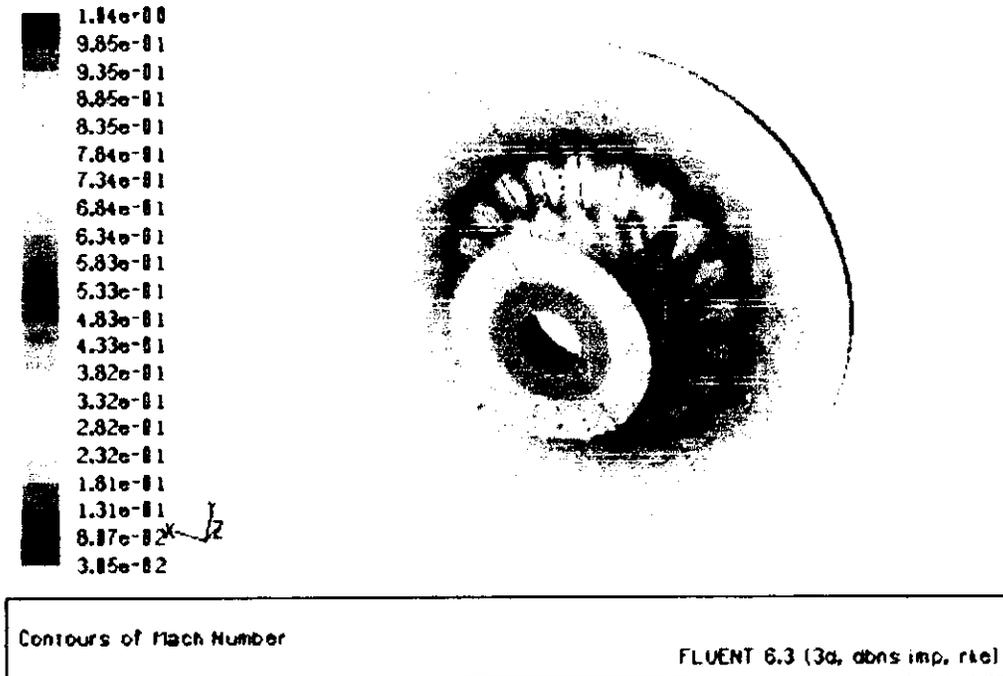


Figure (IV.8) : Contours du nombre de Mach

A la fin un rapport bien détaillé peut être délivré par FLUENT pour les forces de poussée et de portance .tableau (IV.6).

Force de portance	287.20577 N
Force de poussée	391.17399 N

IV.3. Conclusion :

Après l'étude de ce cas test on peut constater que le code FLUENT est très puissant pour la simulations des turbomachines.

De plus on peut même faire plusieurs études à la fois et avec des conditions aux limites différentes pour extraire le domaine et les limites de fonctionnement du modèle pour des cas déverse

Chapitre V

Cas étudié

V.1. Construction de la géométrie :

La construction de la géométrie était faite par un logiciel de la CAO « SOLIDWORKS » qu'est bien détaillé dans le chapitre III, lors de la création on a vraiment essayé de rapprocher vers une géométrie aérodynamique acceptable ; pour que les résultats par la suite seront logique, c'est à dire respecter le degré de vrillage et de calage de l'aube, le jeu cartère-soufflante, l'espace entre le fan et son stator...etc.

Les figures (V.1) et (V.2) montre explicitement la semblance aérodynamique entre la soufflante conçus par SOLIDWORKS et une soufflante réelle « CFM 56-5B3 »

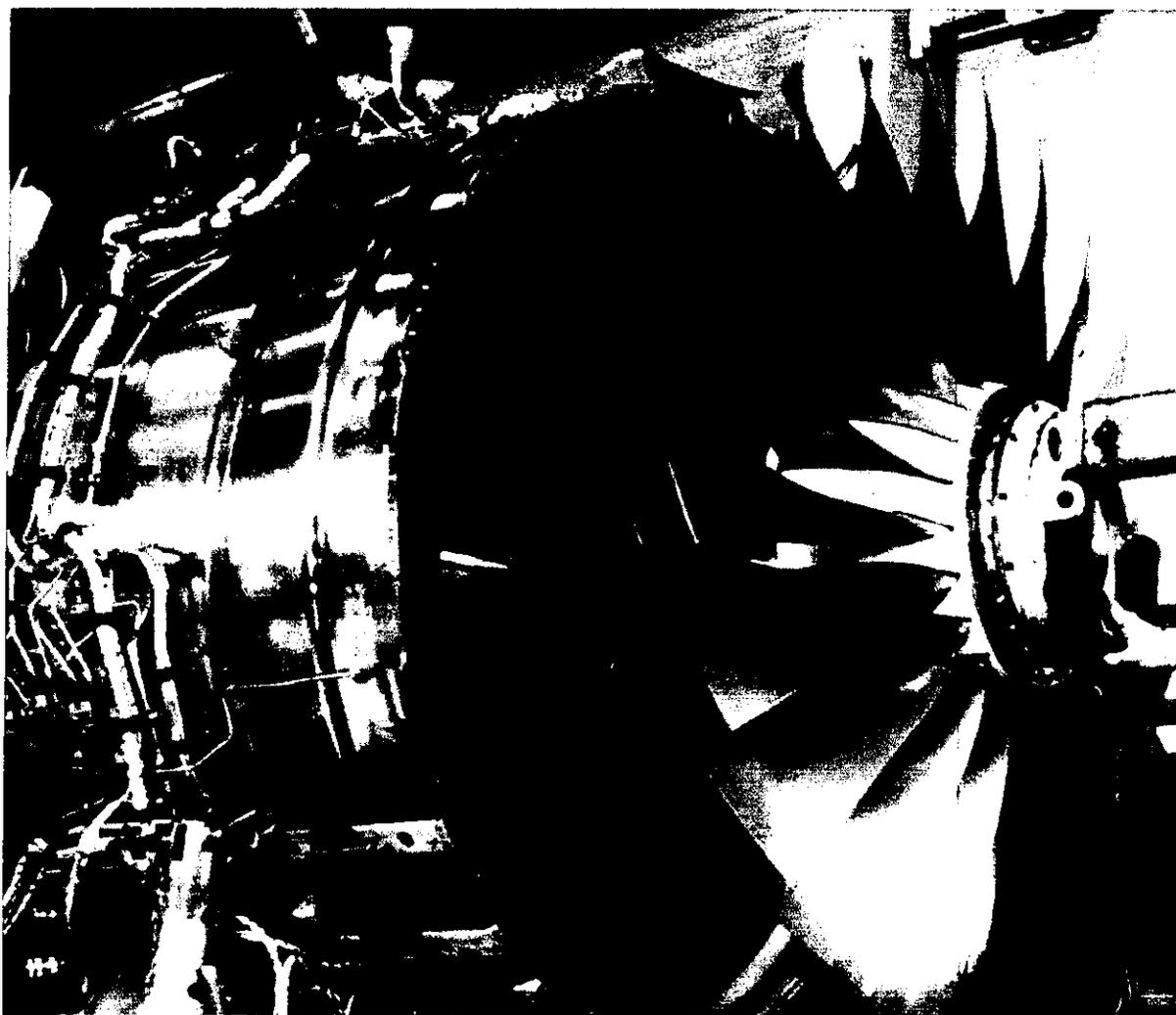


Figure (V.1) : photo réelle d'une soufflante

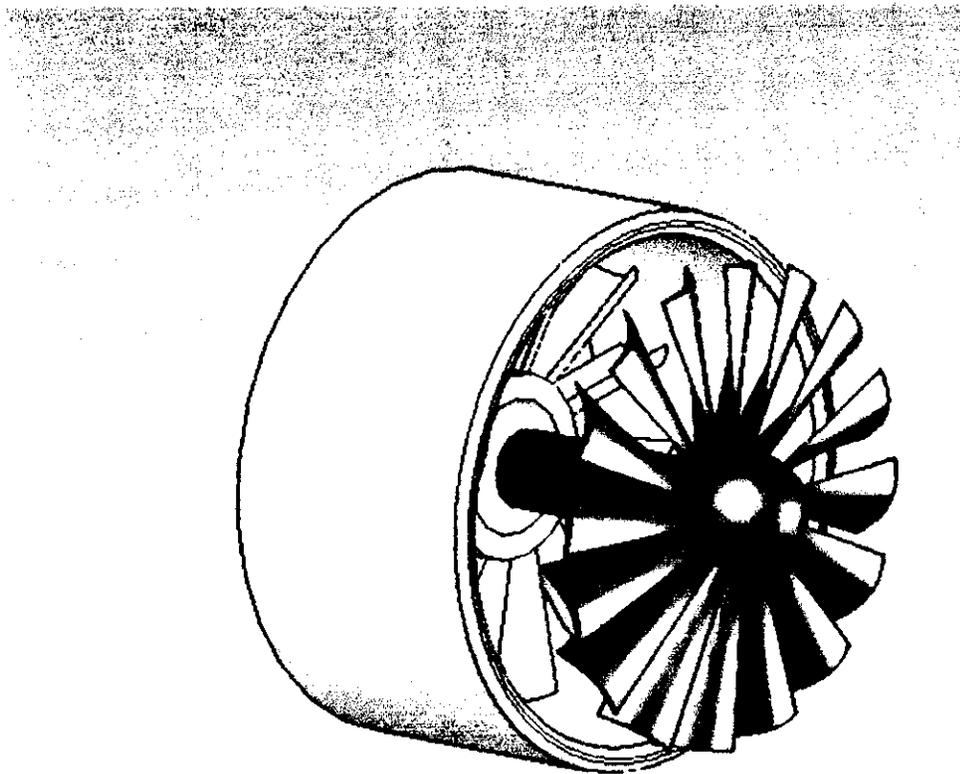


Figure (V.2) : photo du modèle après construction

V.1.1. L'aube de la soufflante :

On saisit les coordonnées des points établissant le profil de l'aube du fan (annexe V.1) dans un fichier solidworks pour avoir l'esquisse suivante :

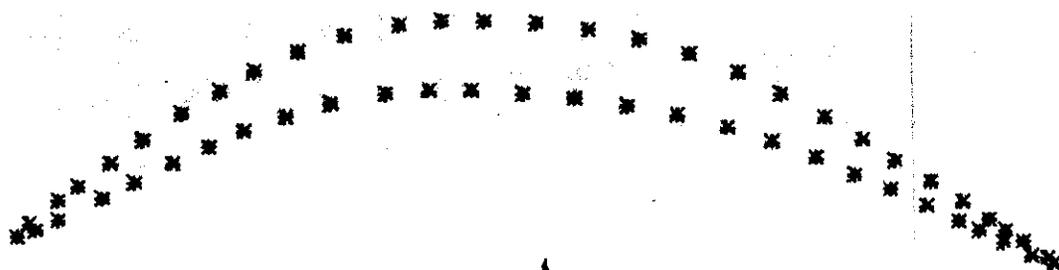


Figure (V.3) : point formant le profil d'aube fan

Puis en usant la fonction spline \simeq qui donne une courbe dirigé égal au nombre de point sélectionnée et en sélectionnant les points de l'esquisse ci-dessus pour avoir la forme du profil suivant :

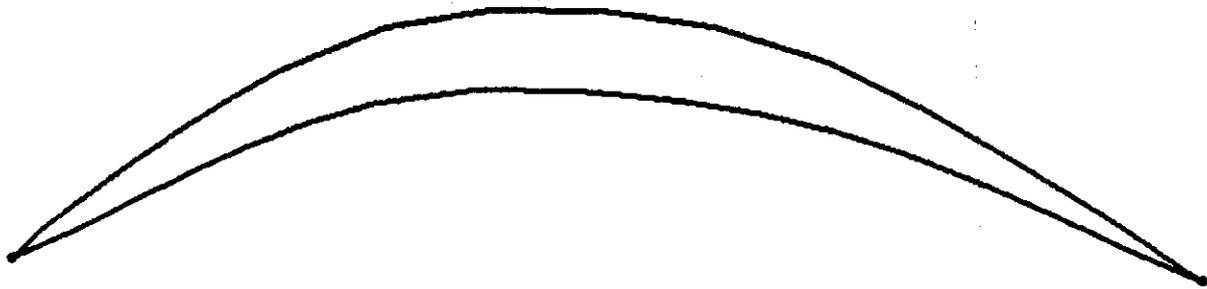


Figure (V.4) : profil d'aube fan

Pour créer l'angle du calage, on déplace le profil pour pouvoir le faire pivoter autour de l'origine tel qu'il montrée dans la figure (V.5) dans le fins de satisfaire les conditions aux limites par la suite.

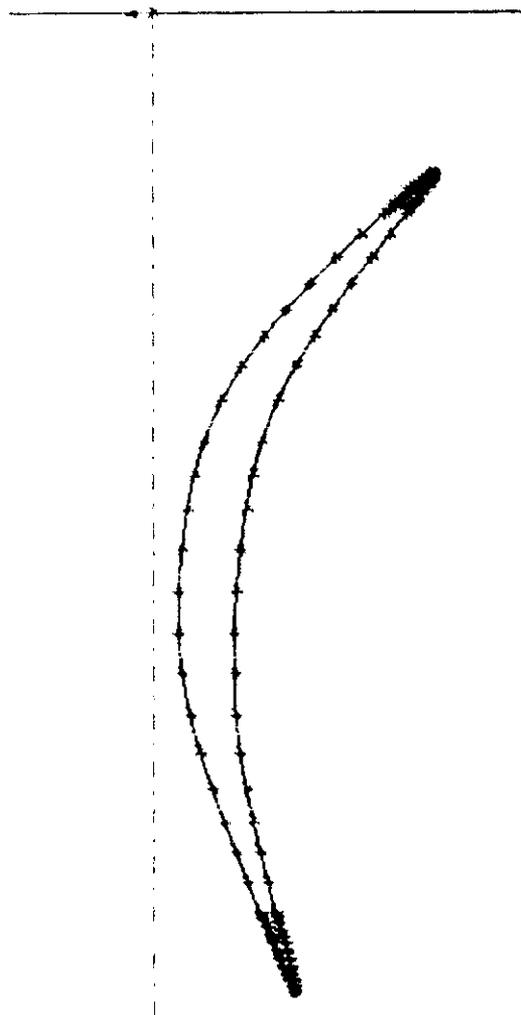


Figure (V.5) : profil d'aube fan avec incidence

Le principe du vrillage est le même que celui du calage seulement dans le vrillage il faut créer plusieurs plans de référence et dans chaque un créant une esquisse comprenant le même profil dont on augmente son angle d'incidence et sa taille.

Avec la commande bossage lissé  on joint les esquisse de chaque plan pour avoir un vrillage figure (V.6).

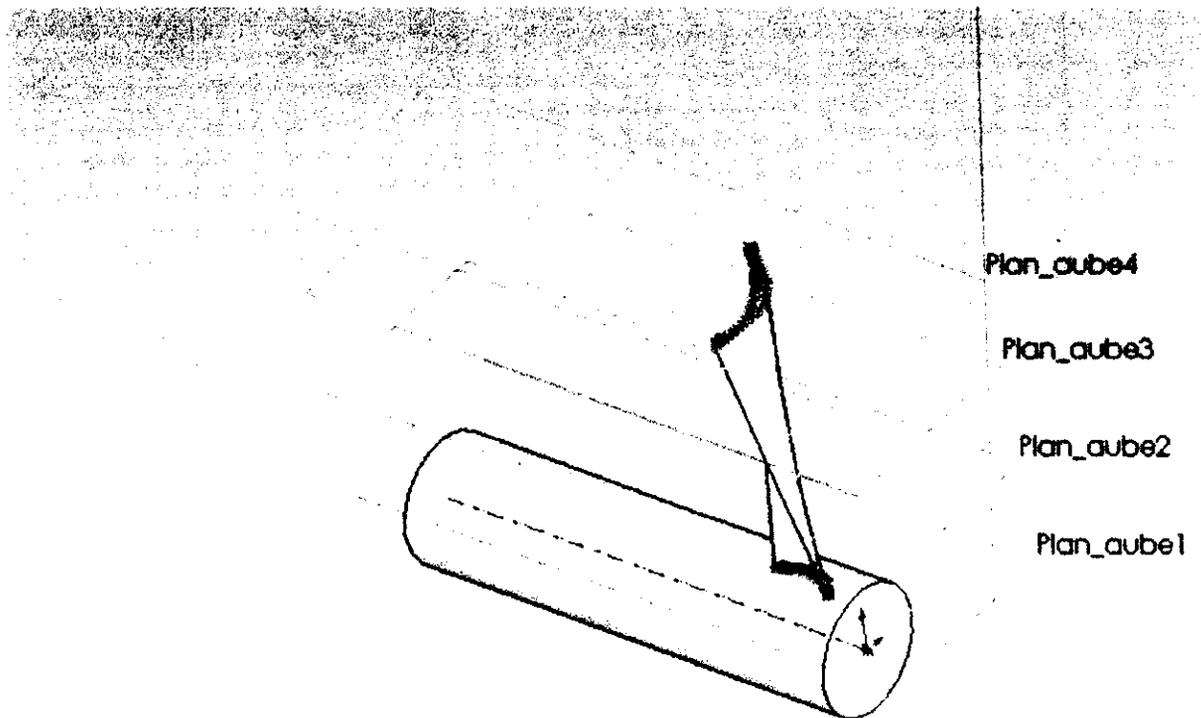


Figure (V.6) : aube d'une soufflante en 3D

En utilisant la commande répartition circulaire  on peut créer plusieurs aubes similaires autour d'un axe bien déterminé « pour notre cas c'est le centre de rotation de l'arbre » figure (V.7).

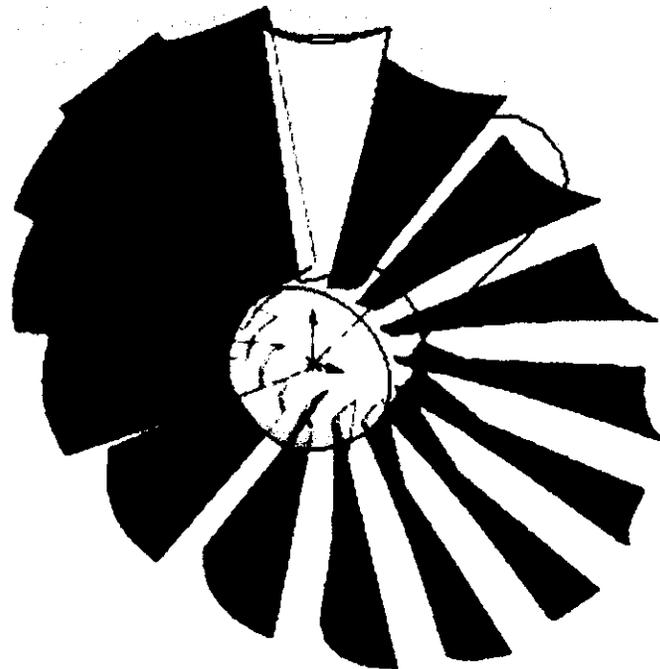


Figure (V.7) : la répartition des aubes

Pour le reste de la soufflante « l'arbre de rotation, spiricone et le disque fan » les commandes standards de solidworks « ajout/enlèvement de la matière » permet bien de le construire figure (V.8).

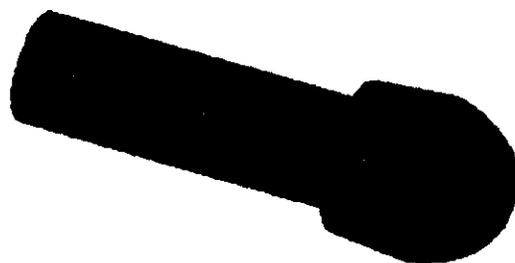


Figure (V.8) : le reste du bloc fan

Et à la fin on conserve le même modèle conçu précédemment et on réalise un enlèvement de la matière sur une aube pour avoir une autre soufflante mais avec aube cassée, figure (V.9).

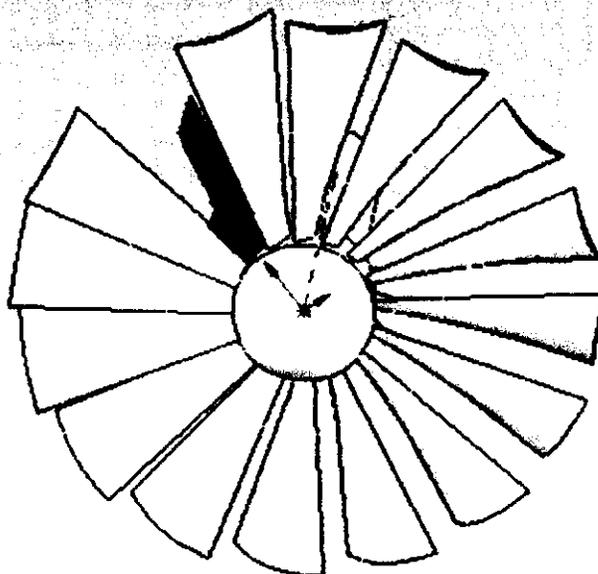


Figure (V.9) : soufflante avec aube cassée

V.1.2. L'aube du stator :

Les mêmes procédures sont utilisées pour construire la forme de l'aube du stator dans SOLIDWORKS.

La forme du profil de l'aube et sa forme tridimensionnelle est montrée dans les figures (V.10) et (V.11)

La figure (V.12) représente le bloc stator après construction.

Dans les annexes V.1 et V.2 on trouve les coordonnées des profils du rotor et stator.

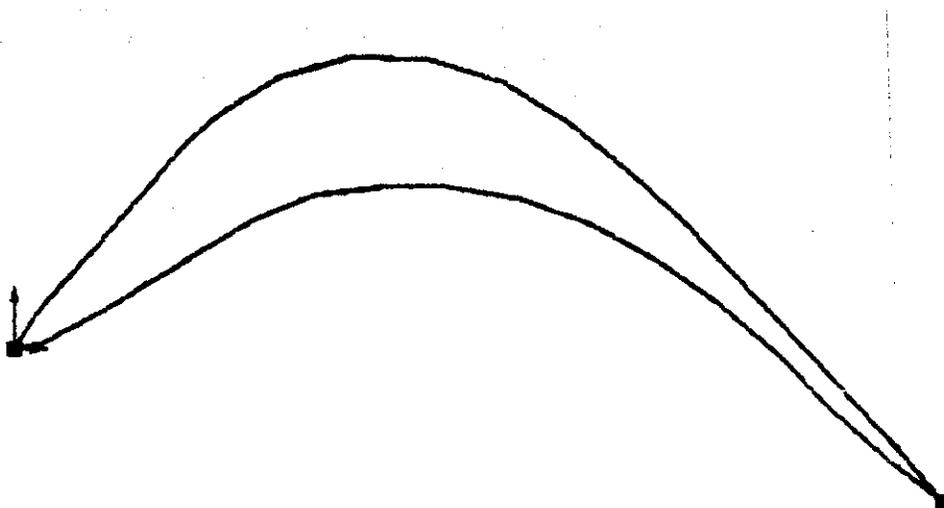


Figure (V.10) : profil d'aube stator avec incidence

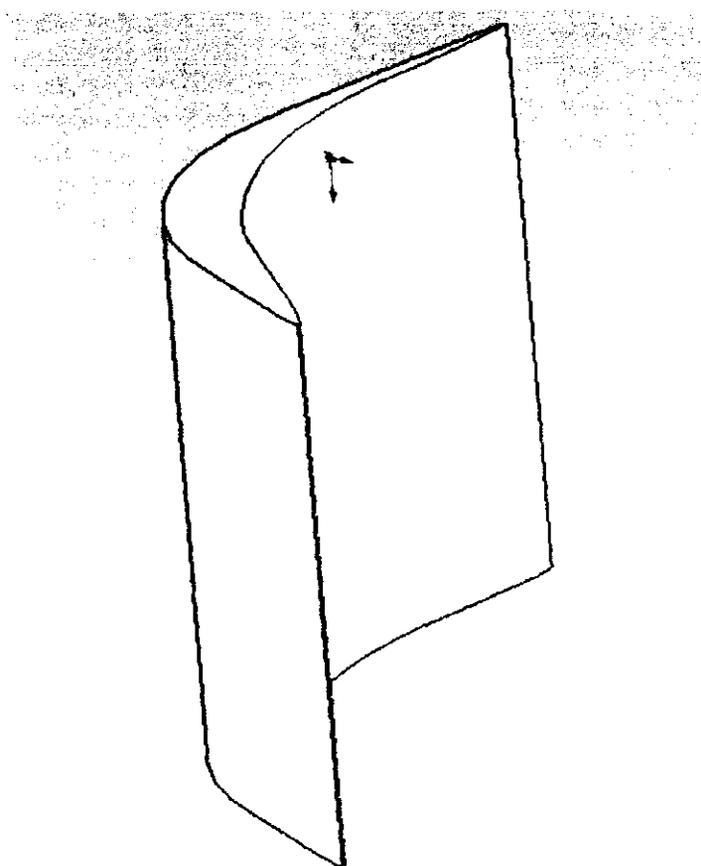


Figure (V.11) : profil d'aube stator en 3D

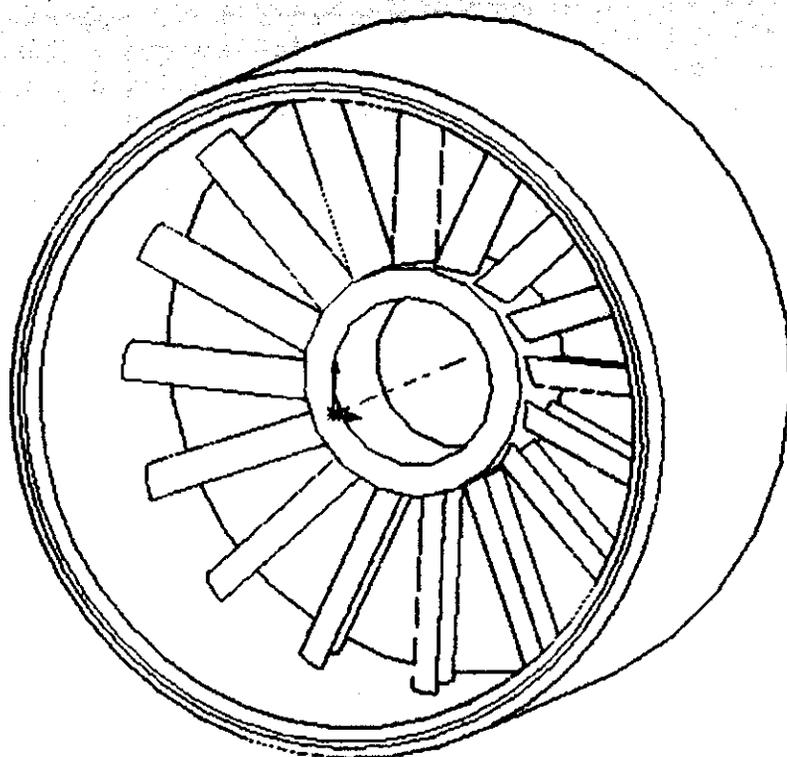


Figure (V.12) : carter et stator en 3D

V.1.3. L'assemblage final du modèle :

C'est la dernière étape dans la C.A.O dont on s'intéresse à assembler les deux parties « soufflante et stator » pour concevoir le modèle voulu figure (V.13).

Après réalisation de cet assemblage, on doit exporter la géométrie vers un format appelé IGS pour la génération du maillage par la suite.

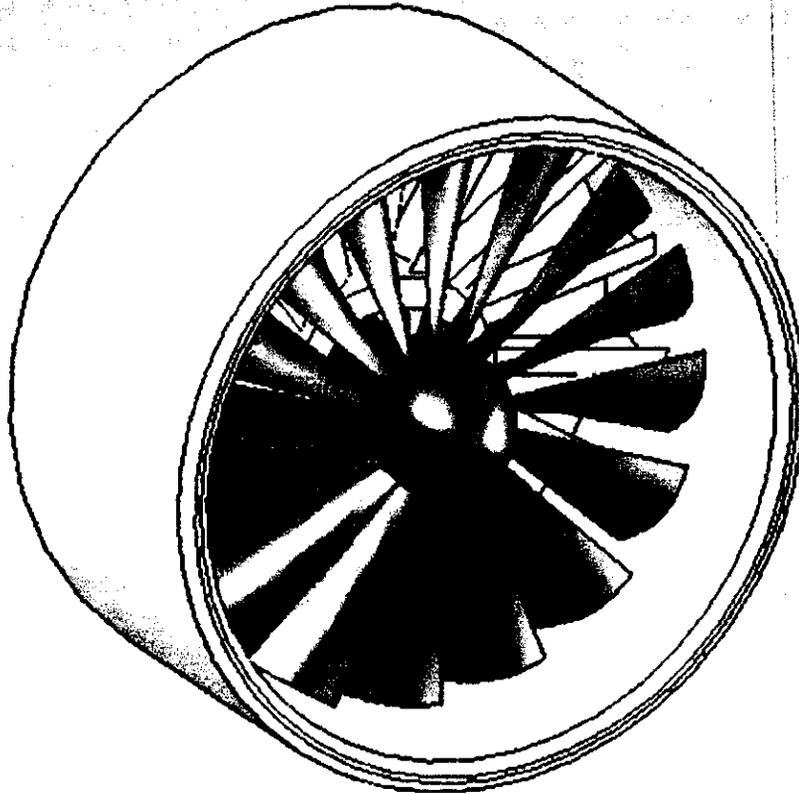


Figure (V.13) : modèle final conçu par SOLIDWORKS

En peut également faire un maillage de volume dans solidworks pour simuler le mouvement statique et dynamique ainsi la distribution des contraintes élastique de la soufflante par un assistant d'analyse appelé COSMOS Xpress.

Les figures (V.14) et (V.15) représentent respectivement la soufflante et le stator en perspective avec ces trois vues standard.

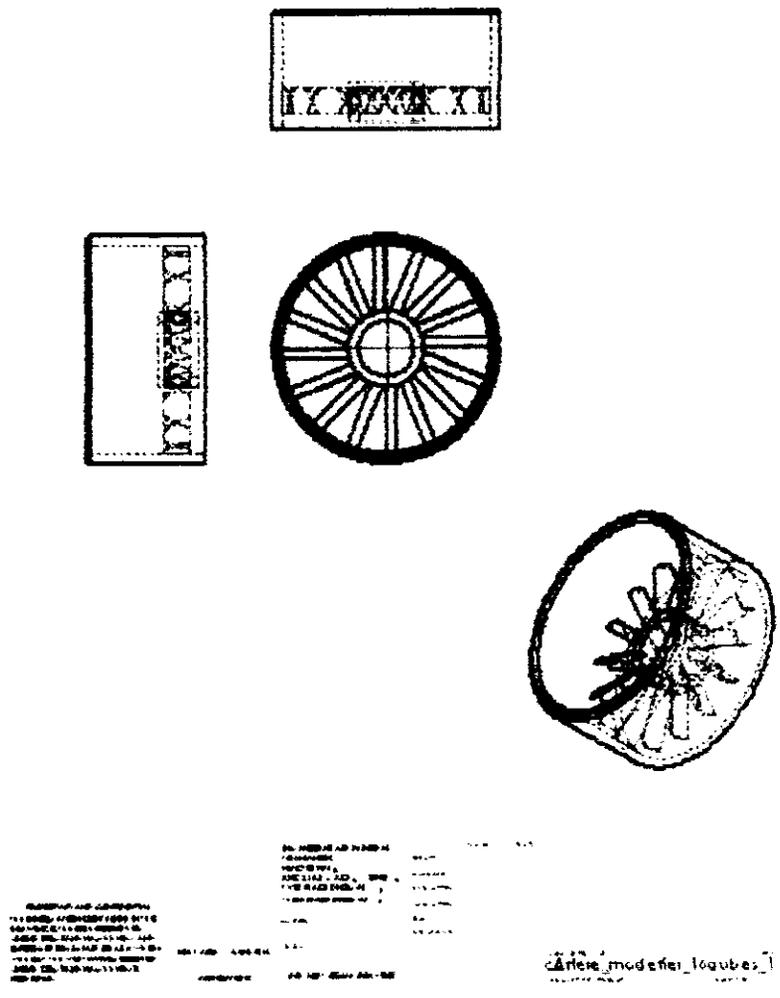


Figure (V.15) : perspective du carter avec stator

V.2. Génération du maillage dans ICEM-CFD :

C'est la partie la plus complexe dans cette étude, c'est là où on a un travail colossal à faire « nettoyer la géométrie, deviser le modèle en plusieurs familles, générer le maillage...etc ».

Pour faciliter la tâche de calcul dans fluent, ICEM permet de deviser le modèle en plusieurs familles de surfaces, courbes et point ; Fig (V.16).

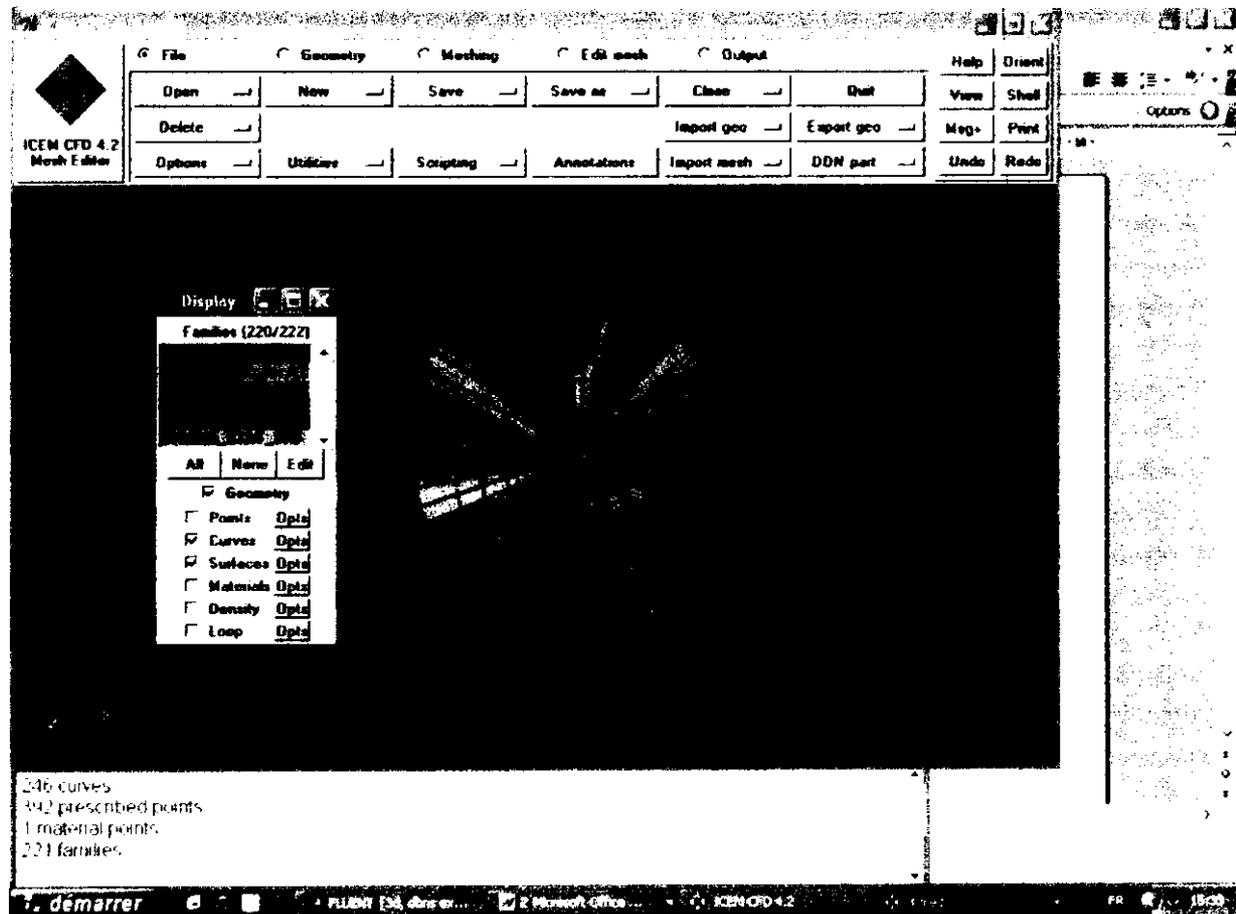
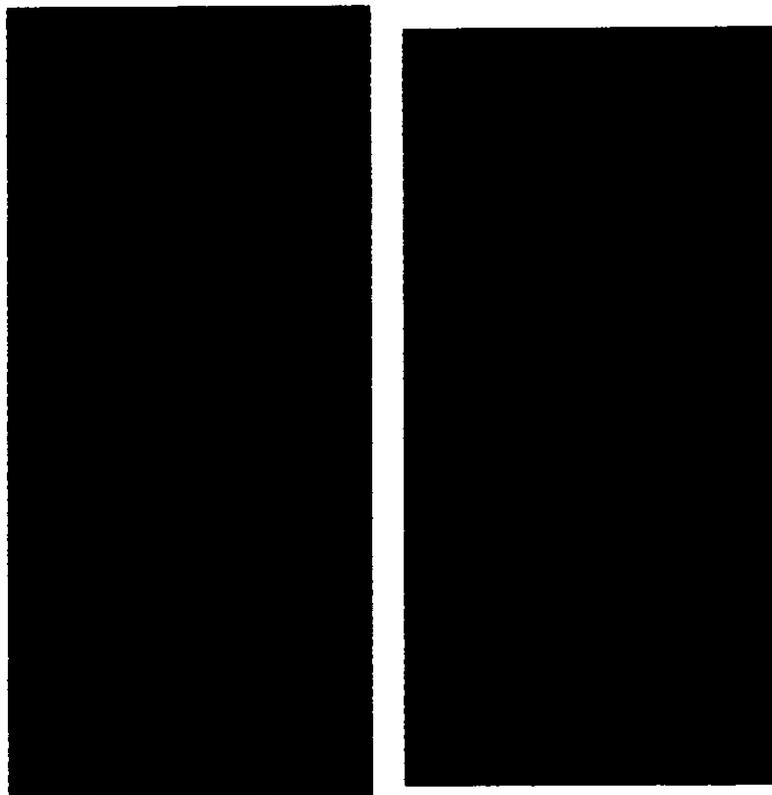


Figure (V.16) : création des familles dans ICEM

Avant de générer un maillage tétra interne, il est primordial de fermer la géométrie par des surfaces bien déterminé, or pour le modèle étudié il faut fermer l'entrée et la sortie d'air.

Le problème majeur du maillage pour les turbomachine est au niveau des aubes parce qu'elles possèdent des profils minces ; dans ICEM il y a une commande spécial pour ce type de problème appelé Thin_cuts, la figure (V.17) montre explicitement la différence entre un maillage avec et sans utilisation de la commande thin cuts.



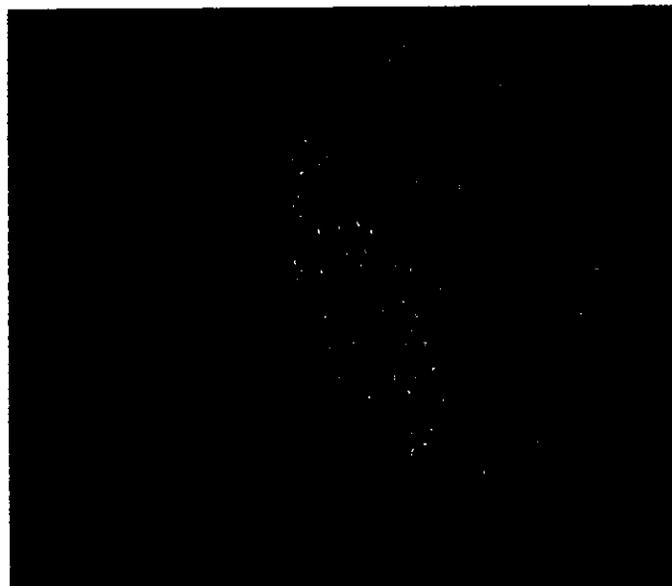
(a) avec thin cuts

(b) sans thin cuts

Figure (V.17) : perfectionnement du maillage dans ICEM

Les figures (V.18), (V.19) et (V.20) montrent le maillage de différentes parties de la géométrie.

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

**Figure (V.18)
maillage de l'entrée
et de la sortie d'air**

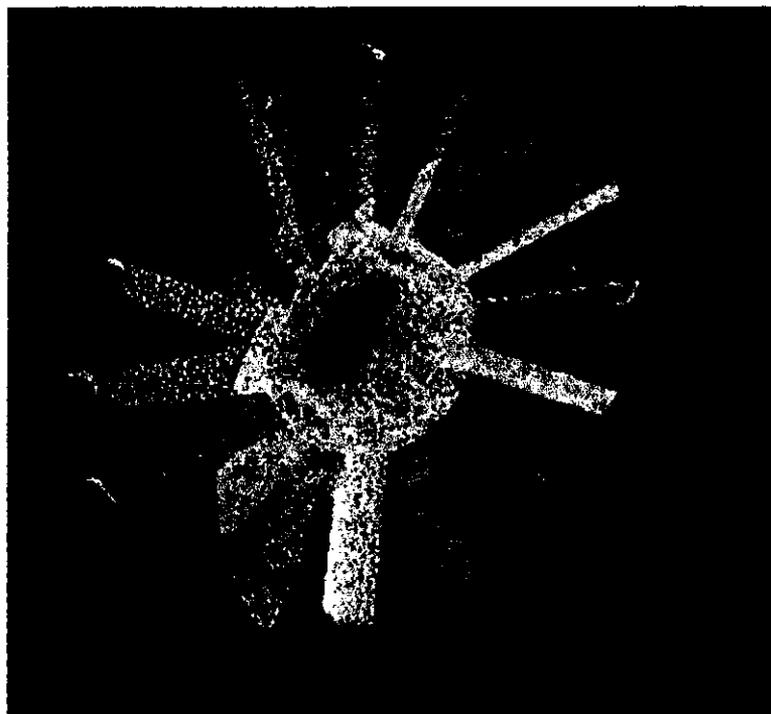


Figure (V.19) : maillage du bloc stator

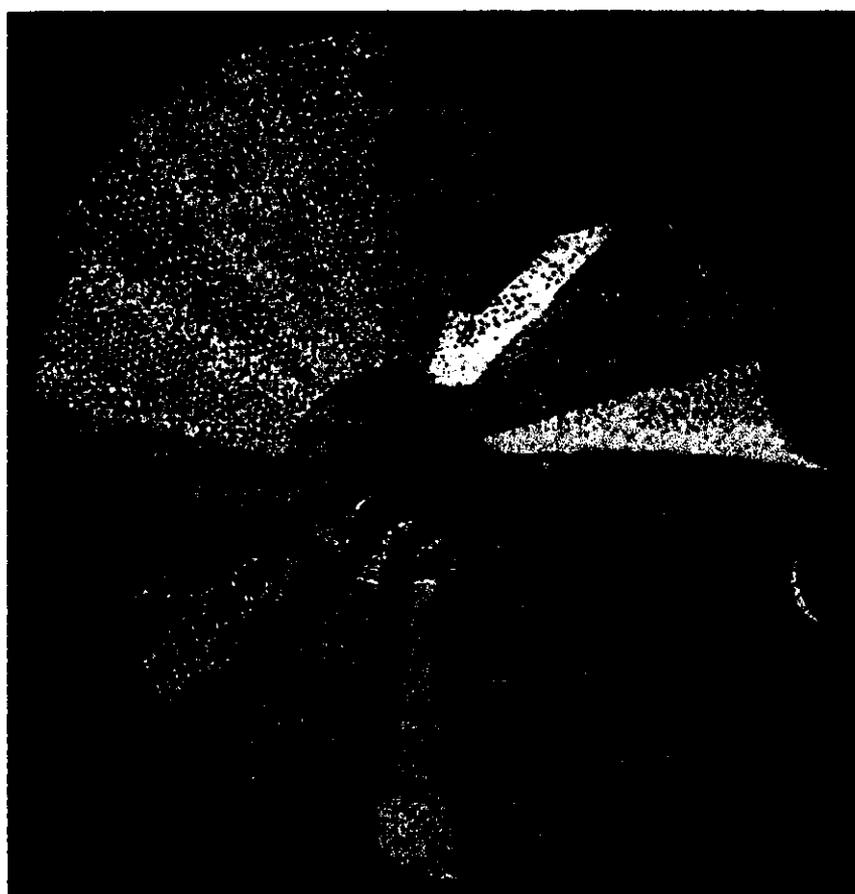


Figure (V.20) : maillage du bloc rotor

De plus, pour le calcul quasi stationnaire ICEM-CFD possède des outils qui peuvent s'en charger de la rotation et la translation des objets (les étapes de la rotation du block fan est détaillé dans l'annexe V.3) ; pour notre cas la soufflante doit faire une rotation de 5° figure (V.21).

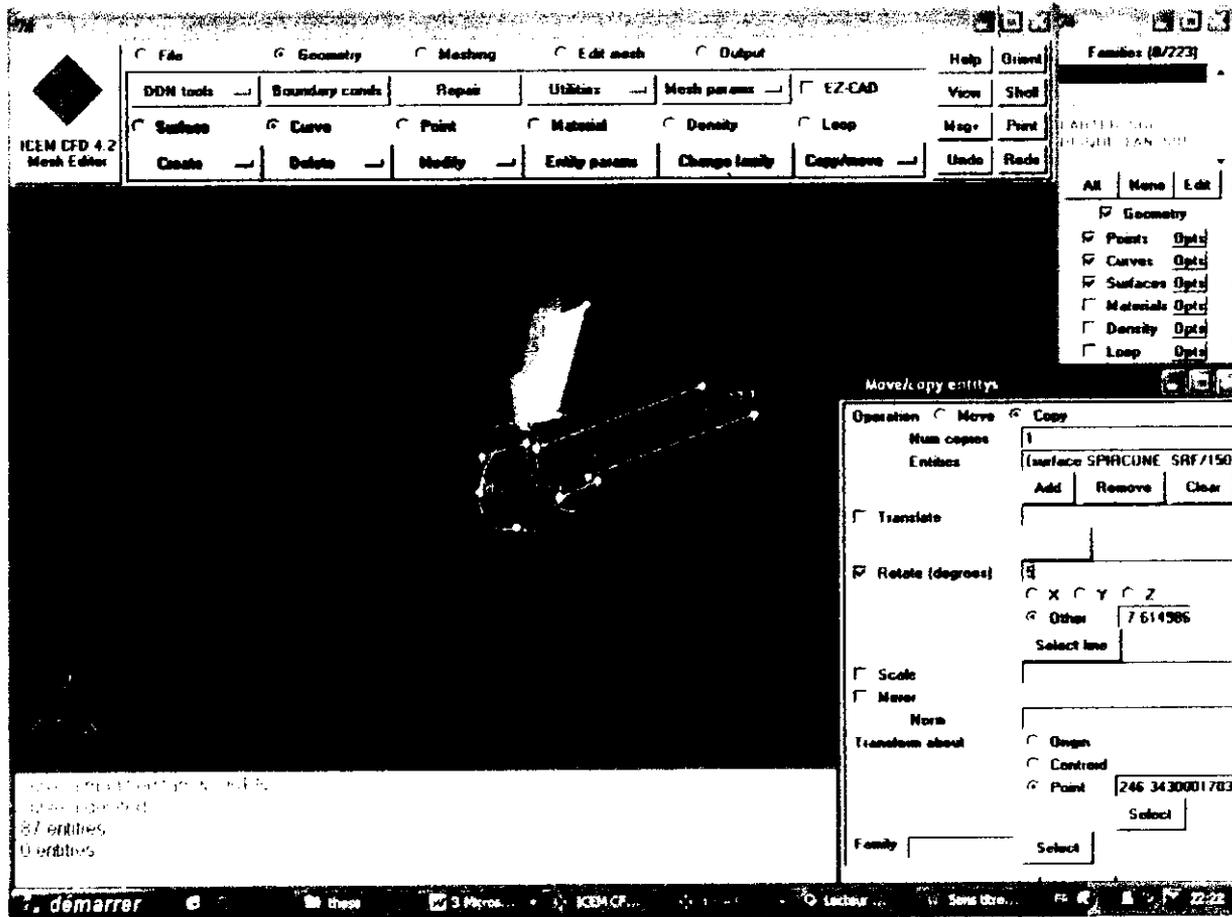


Figure (V.21) : rotation du bloc rotor dans ICEM

V.3. Résultats par FLUENT :

Afin de réaliser les deux géométries « modèle sain e-a-d : cas test, et un autre avec aube cassé, ie : cas a étudié », on s'intéresse alors à faire une étude de comparaison entre ces derniers pour illustrer l'effet d'un FOD dans un turbofan.

Ce problème est résolu, en utilisant les équations d'Euler, ce qui a permis de fournir une estimation optimale pour les pertes de pression et de poussée...etc.

V.3.1. Définition du cas test :

Le cas test est représenté par le modèle sain avec un nombre d'itération proche de 1200 itération pour un temps de calcul de 7h, 35mn, 0s ; la figure (V, 22) qui représente les résidus montre clairement que la convergence commence bien avant 1200 itération, seulement on a augmenté le nombre d'itération pour la certitude.

V.3.2. Définition du cas étudié :

Pour ce cas, le nombre d'itération est plus élevé et vaut 1700 itérations avec un temps de calcul estimé de neuf heures « 9 h » environ ; la figure (V, 23) qui représente les résidus montre que la convergence n'est réalisée qu'à partir de la mille six centième itération, due à l'inhomogénéité du modèle d'une part et de la taille du maillage.

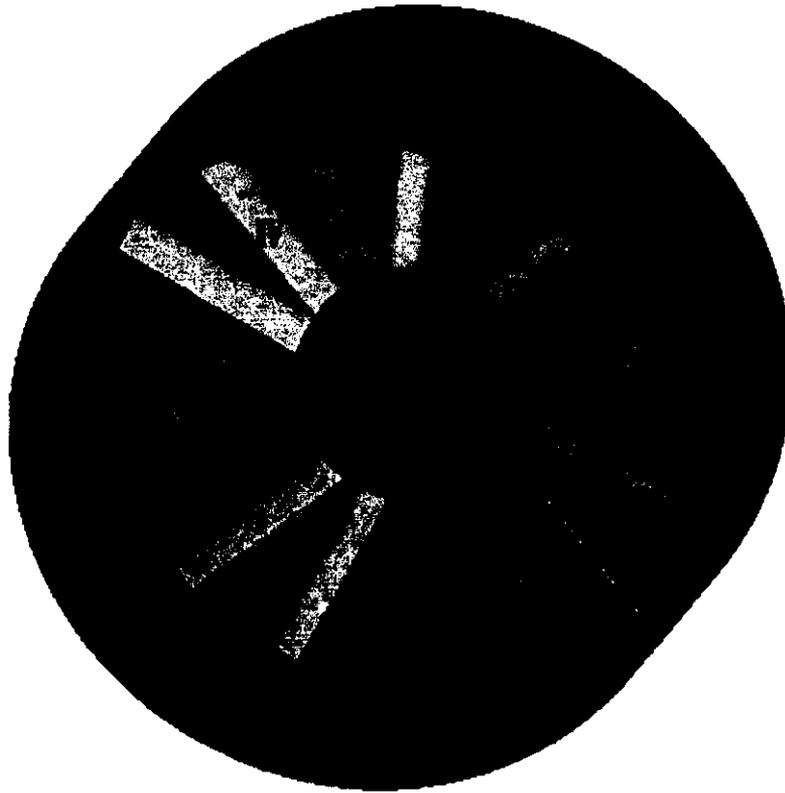
De plus pour les inputs du solveur sont indiqués par les conditions aux limites.

V.3.3. Condition aux limites :

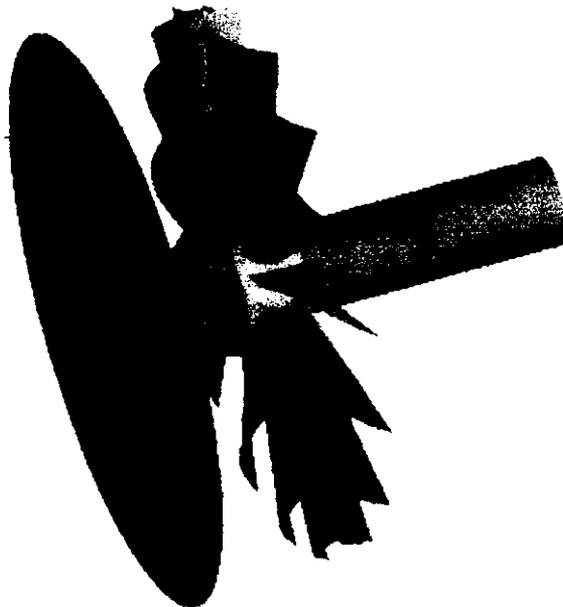
Cette étape est la plus intéressante car on est obligé de savoir le type de condition qui convient à chaque zone.

Il existe plusieurs types de conditions aux limites dans fluent : pour notre cas on a utilisé que cinq sont respectivement les suivantes :

- Condition 'pressure inlet' : définit la pression totale, la température totale et la pression relative sont données à l'entrée du domaine.
- Condition 'pressure outlet' : identique à celle de pressure inlet sauf qu'elle est faite pour la sortie du domaine.
- Condition 'interior' : pour spécifier le domaine de calcul interne.
- Condition 'fluid' : pour désigner le point libre du maillage.
- Condition 'wall' : condition de la paroi solide.



Figure(V.24) : conditions aux limites du block stator



Figure(V.25) : conditions aux limites du block fan

Numéro de la zone	Nom	Type
(I)	Outlet	Pressure outlet
(II)	Carter	Wall
(III)	Disque_stat	Wall
(IV)	Stat (1_16)	Wall
(V)	Inlet	Pressure inlet
(VI)	Spircone	Wall
(VII)	Arbre	Wall
(VIII)	Fan (1_16)	Wall
(IX)	Disque_fan	Wall
(X)	interior	Interior

Tableau (V.1) : définition des condition aux limite de la géométrie

Pour les familles fan et stat, dans le tableau sont suivie d'un crochet (1-16) c-a-d que pour chaque famille il y a 16 éléments qui représente les aubes de chaque une.

La condition Wall n'est pas la même pour toutes les famille, car le fan est pris comme parois mobile et le reste comme parois fixe.

Les détails de ces conditions sont dans l'annexe (V.4)

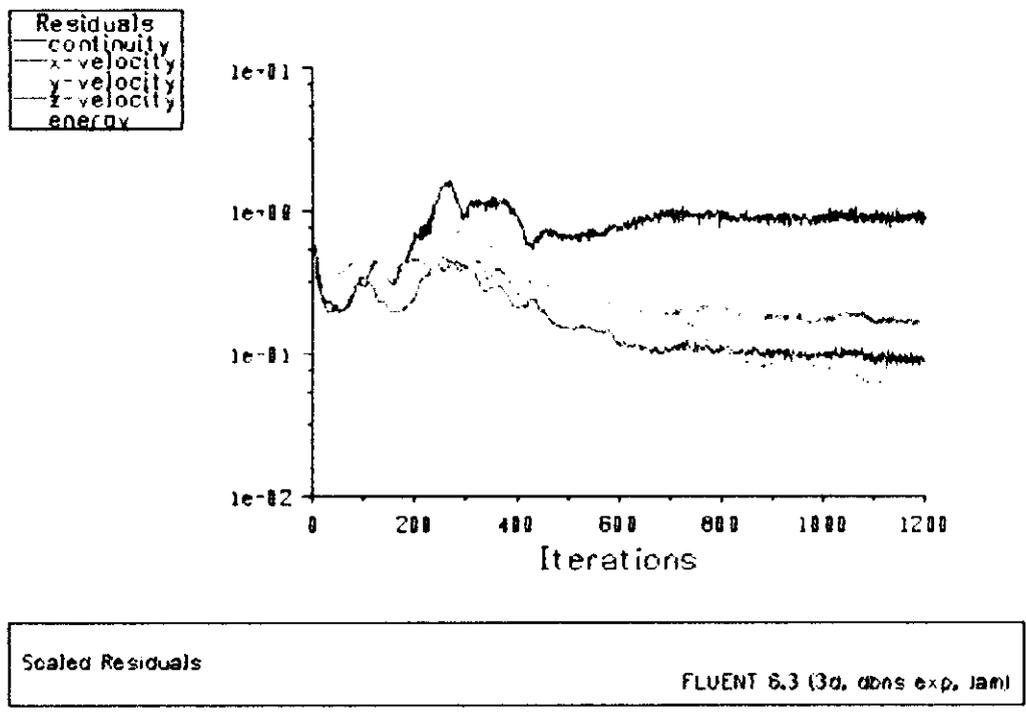


Figure (V.22) : residus du cas test

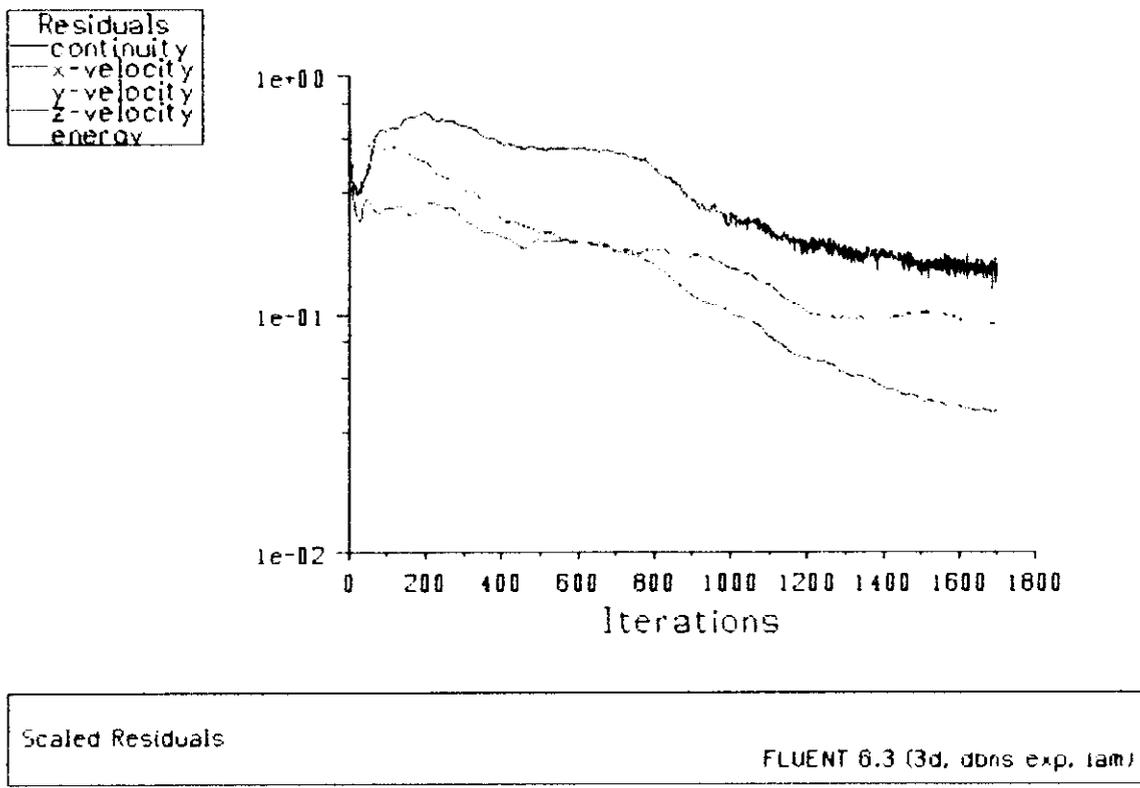
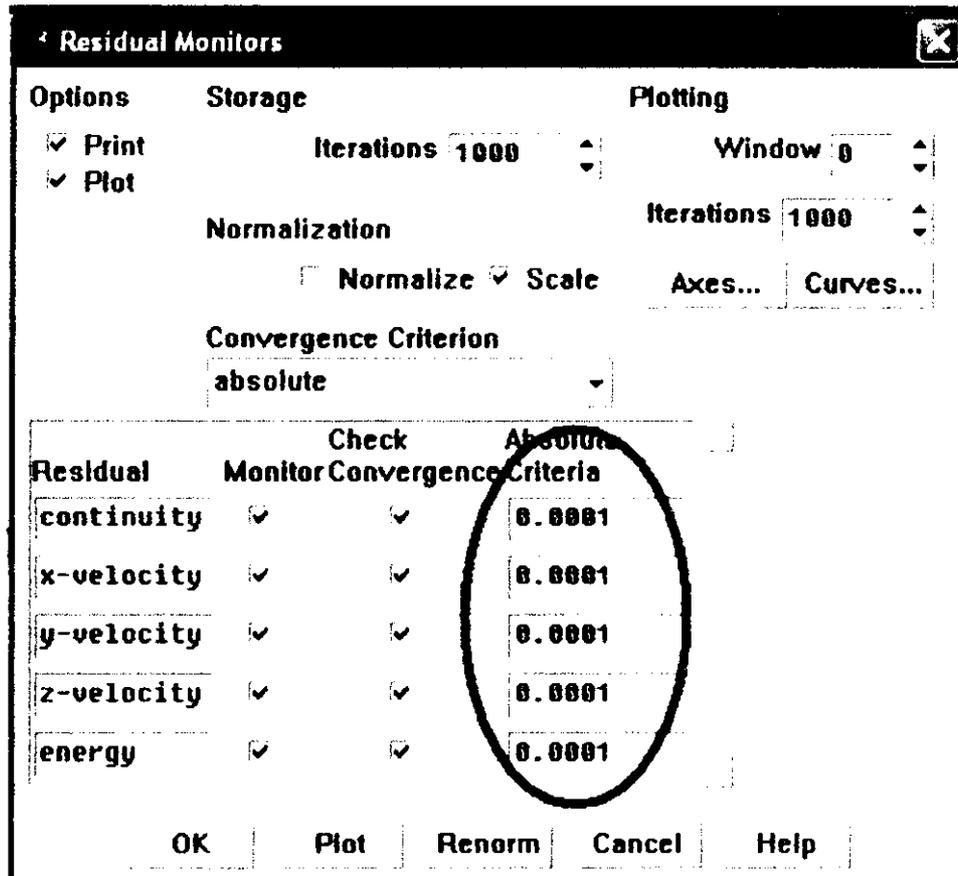


Figure (V.23) : residus du modèle étudié

Remarque :

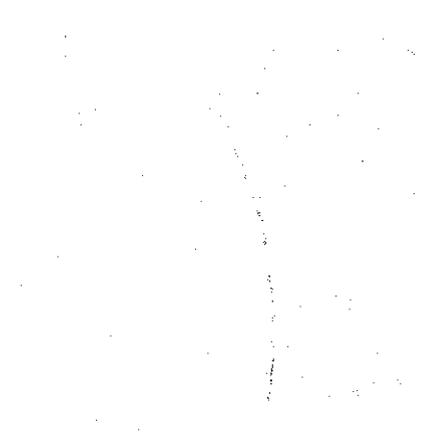
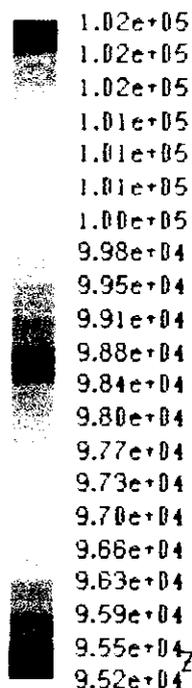
Le cas test converge rapidement par rapport le modèle avec aube cassée, en revanche les résidus de la figure (V.23) converge mieux du au critère de la convergence qu'est déclaré par défaut « 0.001 » dans le cas test.



C'est la façon qu'on peut faire pour avoir des résultats plus précis vis-à-vis le changement de la géométrie « l'aube cassée ».

De plus on peut comparer la pression statique entre les deux modèles, Idem pour les autres paramètres physiques « forces de poussée, vitesse, températures,...etc ».

V.3.4. La pression :



Contours of Static Pressure (pascal) FLUENT 6.3 (3d, dbns exp. lam)

Figure (V.26) : contours de la pression statique autour de l'entrée et la sortie

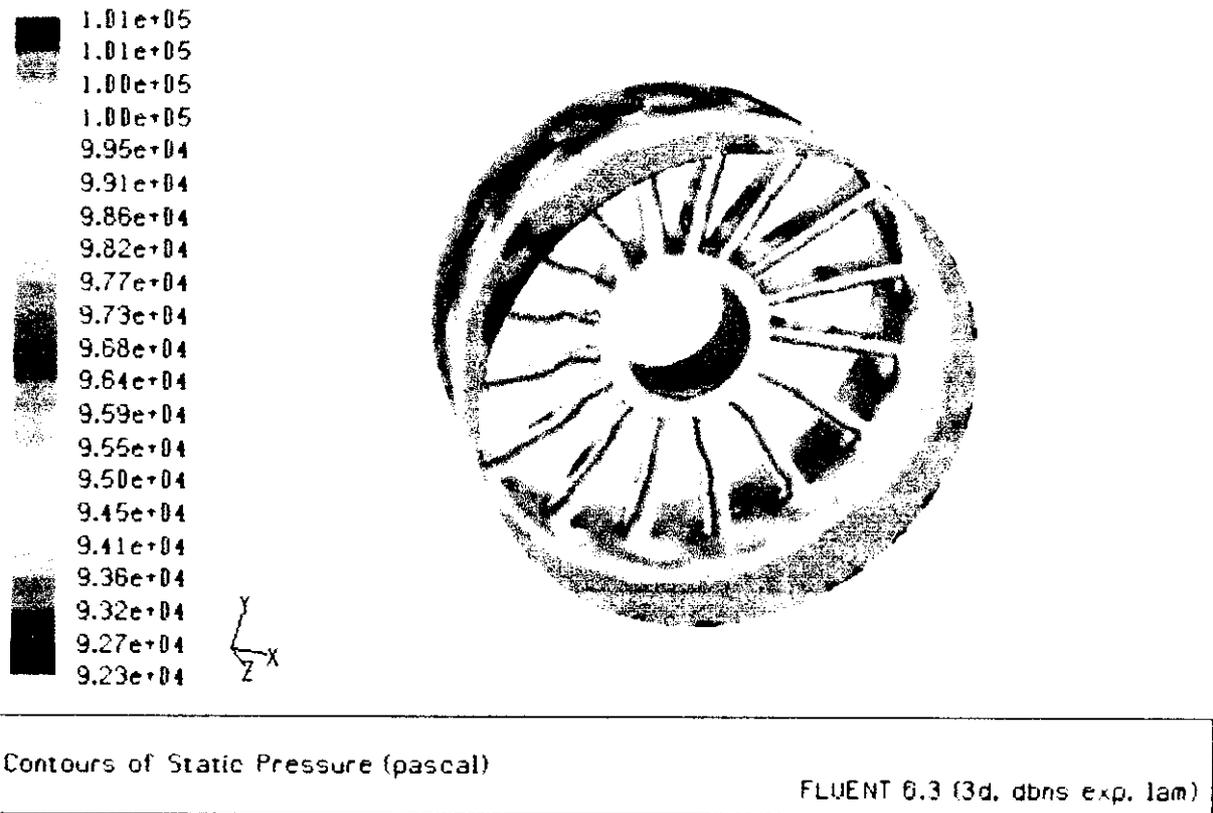


Figure (V.27) : contours de la pression statique autour du carter du cas test

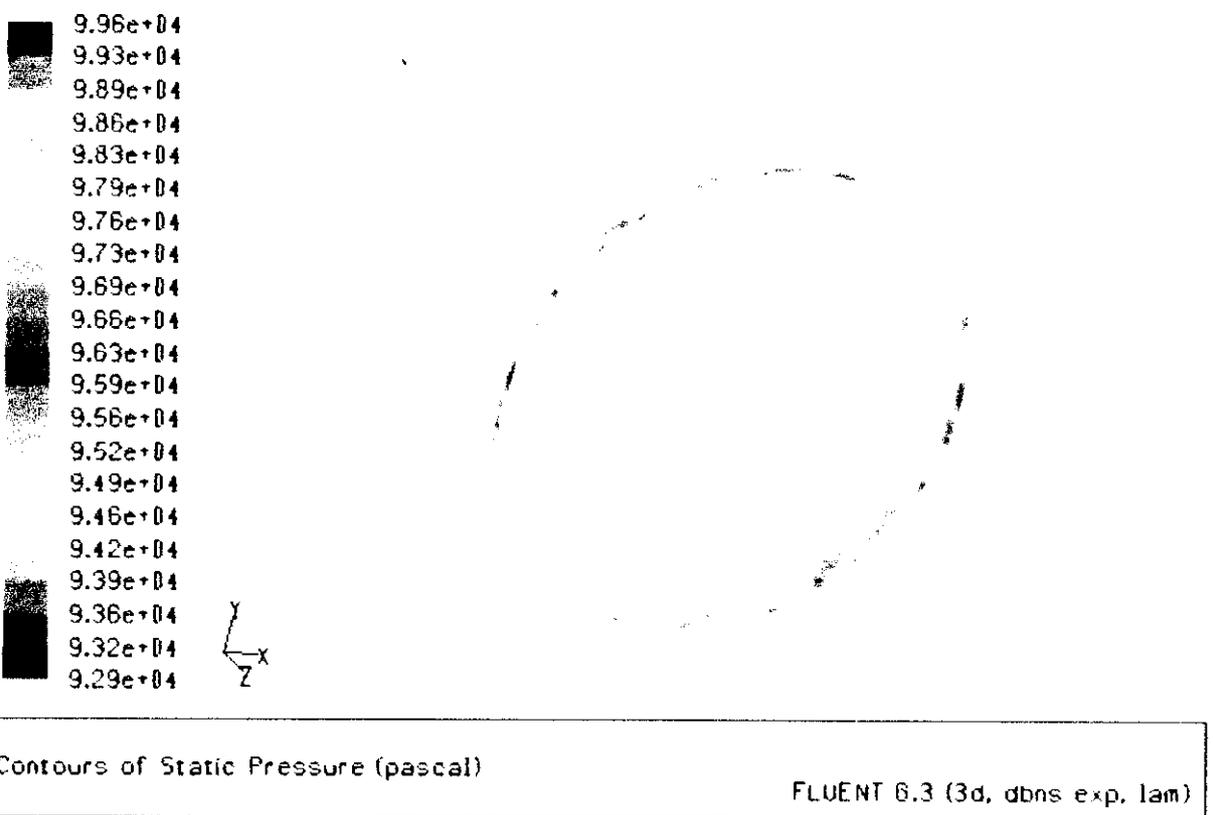
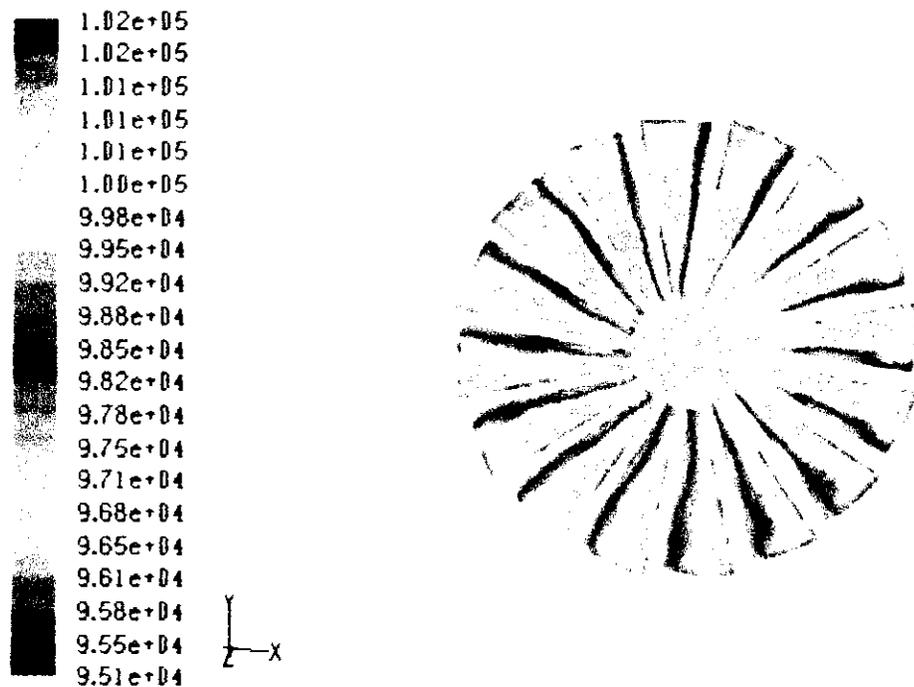


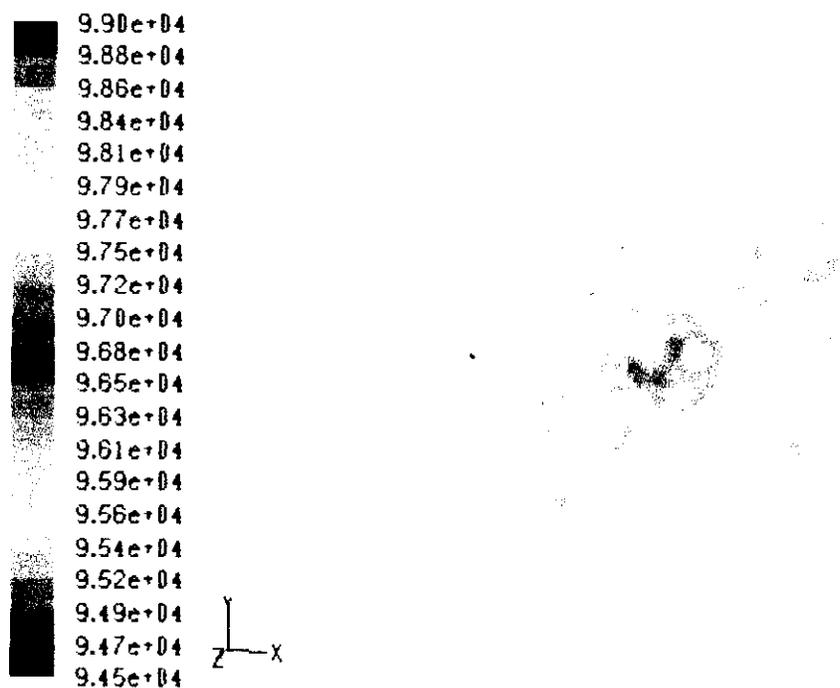
Figure (V.28) : contours de la pression statique autour du carter du modèle étudié



Contours of Static Pressure (pascal)

FLUENT 6.3 (3d, dbns exp. lam)

Figure (V.29) : contours de la pression statique autour de la soufflante du cas test



Contours of Static Pressure (pascal)

FLUENT 6.3 (3d, dbns exp. lam)

Figure (V.30) : contours de la pression statique autour de la soufflante du modèle étudié

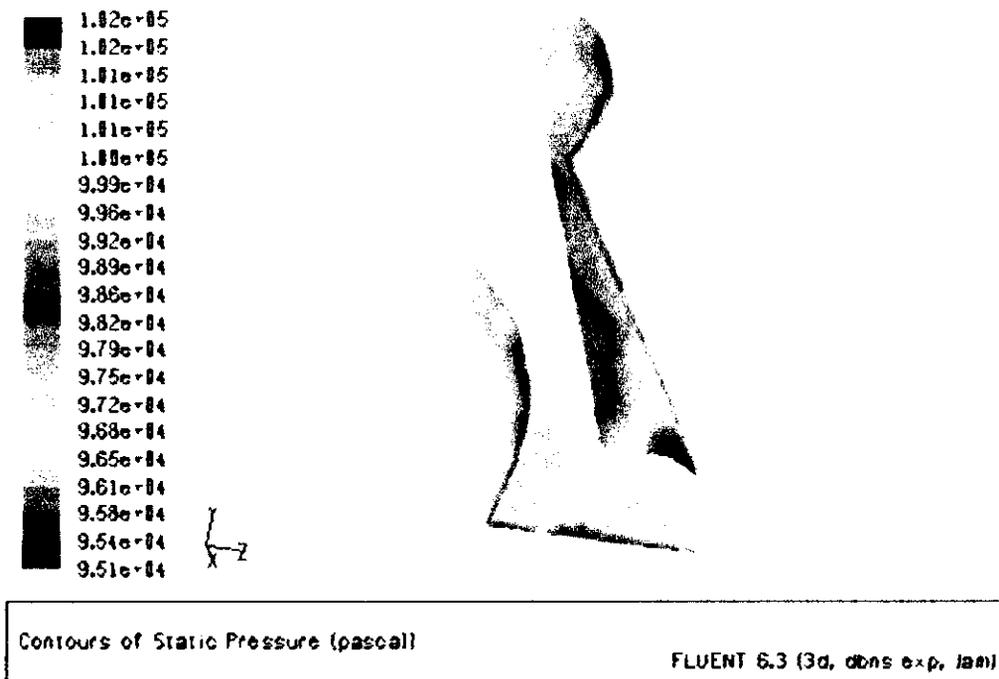


Figure (V.31) : contours de la pression statique autour de deux aubes de la soufflante

Remarque :

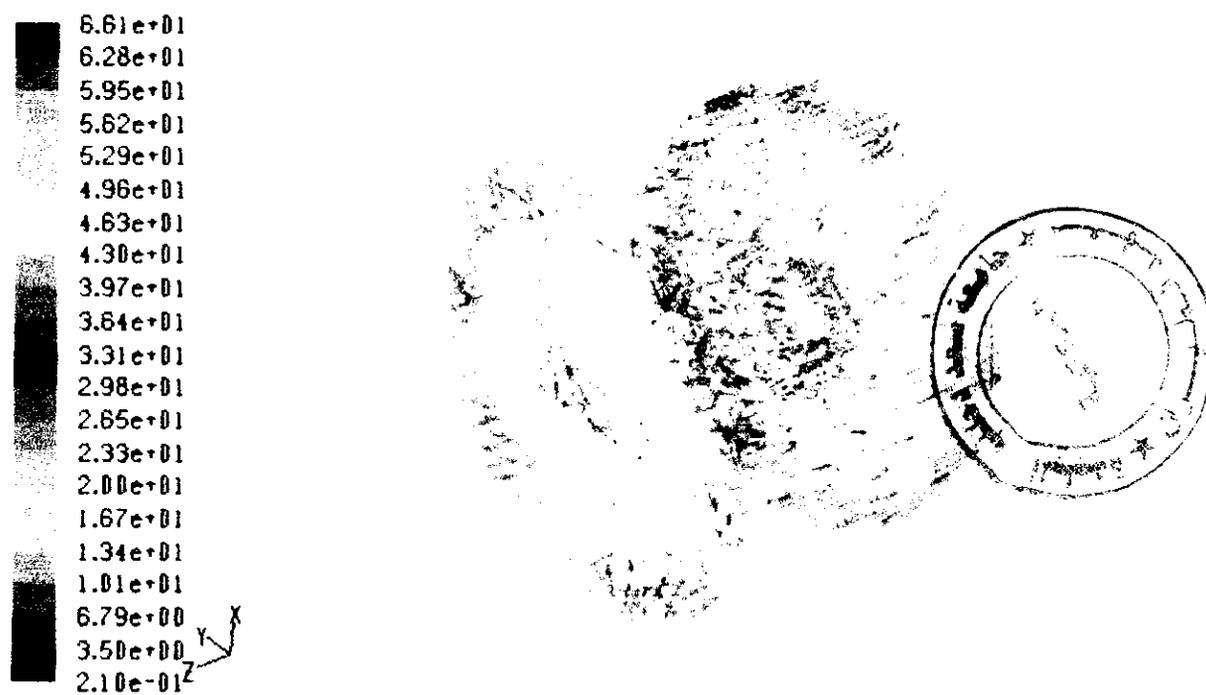
On voit clairement que la répartition de la pression autour de l'entre d'aire et la sortie est physiquement très logique car la vitesse est plus grande a la sortie par rapport a l'entrée d'un compresseur Fig (V.26).

Pour le carter dans le modèle sain la répartition est parfaite vis-à-vis le principe du comportement de la pression dans les turbomachines, or la distribution de la pression dans le modèle avec aube cassée est perturbé a cause de la désorientation de l'écoulement a travers la soufflante endommagée Fig(V.27) et Fig(V.28).

Même remarque concernant le fan pour les deux cas « sain et brisée », seulement que certaines aubes subissent des pressions énormes sur leur extrados du a l'inhomogénéité de la géométrie par conséquence l'écoulement n'est plus laminaire après le choc ; Fig (V.29) et Fig (V.30).

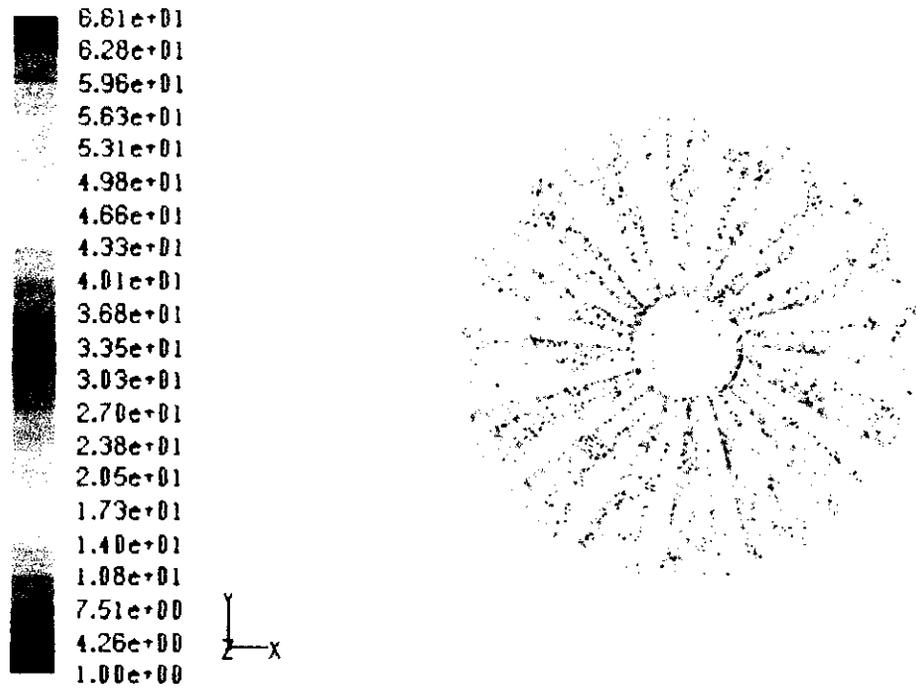
Le principe aérodynamique est bien respecté vis-à-vis la répartition de la pression sur l'aube « surpression sur l'extrados et dépression sur l'intrados » ; Fig (V.31).

V.3.5. La vitesse :



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s) FLUENT 6.3 (3d, obns exp, iam)

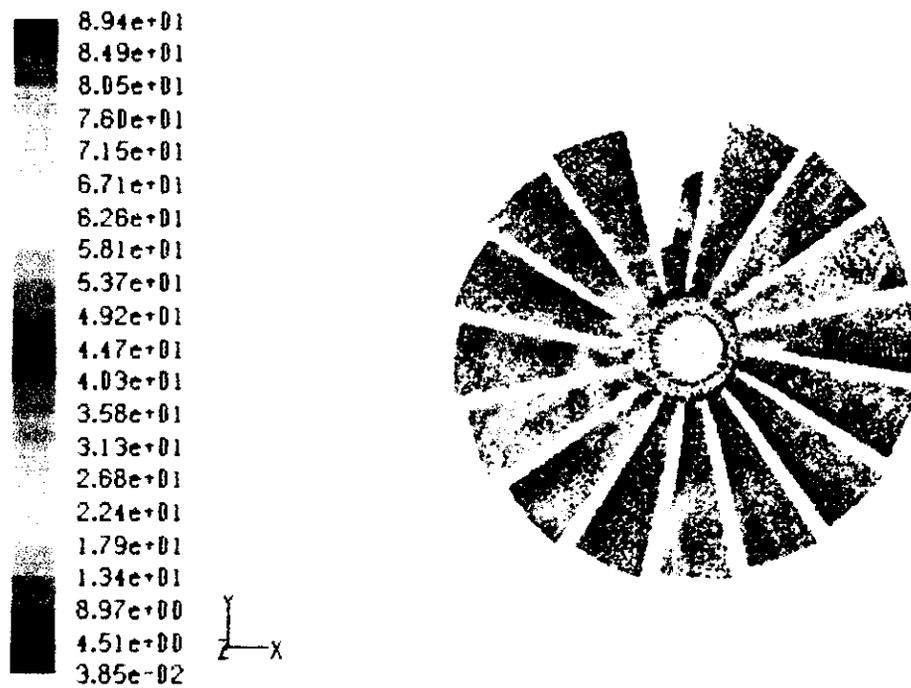
Figure (V.32) : contours de la vitesse autour de l'entrée et la sortie



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

FLUENT 6.3 (3d, dbns exp, lam)

Figure (V.33) : contours de la vitesse autour de la soufflante du cas test



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

FLUENT 6.3 (3d, dbns exp, lam)

Figure (V.34) : contours de la vitesse autour de la soufflante du modèle étudié

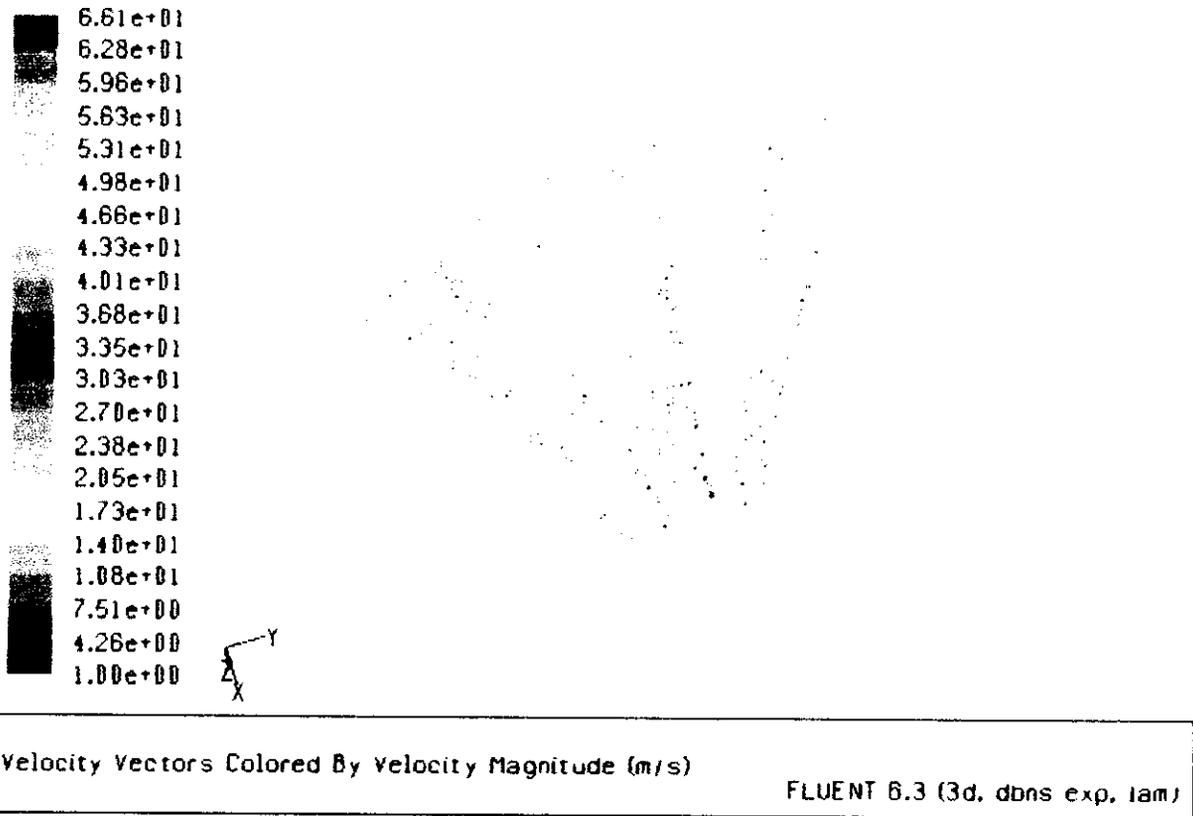


Figure (V.35) : contours de la vitesse autour de deux aubes de la soufflante

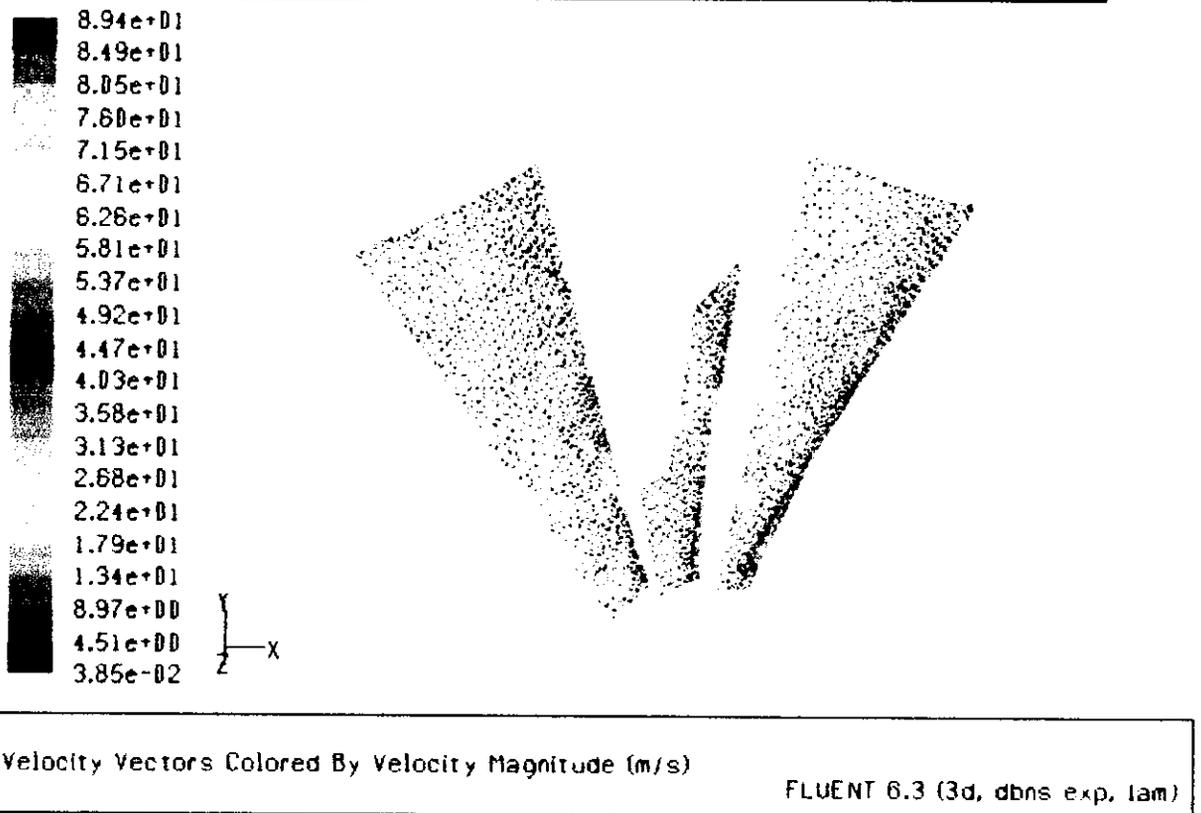


Figure (V.36) : contours de la vitesse autour de deux aubes de la soufflante

V.3.6. La force de poussée :

Les tableaux suivants illustre la répartition de la force de poussée pour chaque zone de la géométrie pour les deux cas :

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
fan1_ext_srf	-2482.5114	fan9_ext_srf	-2498.9975
fan1_int_srf	1122.443.4	fan9_int_srf	1664.2491
fan1_tip_srf	3564.4904	fan9_tip_srf	-3588.4200
fan2_ext_srf	-3.1374269e+04	fan10_ext_srf	-3.1388826e+04
fan2_int_srf	2.8600227e+04	fan10_int_srf	2.8720333e+04
fan2_tip_srf	3295.8600	fan10_tip_srf	-3309.7920
fan3_ext_srf	-5.5452339e+04	fan11_ext_srf	-5.5316806e+04
fan3_int_srf	5.3047939e+04	fan11_int_srf	5.319329e+04
fan3_tip_srf	2515.9298	fan11_tip_srf	-2509.6654
fan4_ext_srf	-7.1137133e+04	stat12_ext_srf	-7.0789446e+04
fan4_int_srf	6.9469856e+04	stat12_int_srf	6.9595296e+04
fan4_tip_srf	1368.0875	fan12_tip_srf	-1360.5960
fan5_ext_srf	-7.597184e+04	fan13_ext_srf	-7.5657241e+04
fan5_int_srf	7.5362438e+04	fan13_int_srf	7.551552e+04
fan5_tip_srf	0.057648062+04	fan13_tip_srf	-5582.7176
fan6_ext_srf	-6.9498432e+04	fan14_ext_srf	-6.9004531e+04
fan6_int_srf	7.0019347e+04	fan14_int_srf	6.9790343e+04
fan6_tip_srf	-1377.3542	fan14_tip_srf	1364.6079
fan7_ext_srf	-5.2240835e+04	fan15_ext_srf	-5.1862633e+04
fan7_int_srf	5.3609811e+04	fan15_int_srf	5.3436199e+04
fan7_tip_srf	-2525.3416	fan15_tip_srf	2547.7956
fan8_ext_srf	-2.6845737e+04	fan16_ext_srf	-2.6740157e+04
fan8_int_srf	2.9039901e+05	fan16_int_srf	2.8950515e+04
fan8_tip_srf	-3317.9332	fan16_tip_srf	3320.6352
disquefan_srf	-872.83099	arbre_srf	307.77135
spircone_srf	-155.52893		

Tableau (V.2) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle sain »

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
fan1_ext_srf	-4.7004784e+04	fan9_ext_srf	-7.5136678e+04
fan1_int_srf	4.3903914e+04	fan9_int_srf	7.5198118e+04
fan1_tip_srf	3181.8256	fan9_tip_srf	2757.3235
fan2_ext_srf	-6.8449062e+04	fan10_ext_srf	-6.8424371e+04
fan2_int_srf	6.9551168e+04	fan10_int_srf	6.953271e+04
fan2_tip_srf	-1378.6798	fan10_tip_srf	1381.1860
fan3_ext_srf	-5.1341158e+04	fan11_ext_srf	-5.1277555e+04
fan3_int_srf	5.3304474e+04	fan11_int_srf	5.3263456e+04
fan3_tip_srf	-2544.8606	fan11_tip_srf	2556.5990
fan4_ext_srf	-2.6403283e+04	stat12_ext_srf	-2.6378782e+04
fan4_int_srf	2.8953616e+04	stat12_int_srf	2.8900931e+04
fan4_tip_srf	-3328.8742	fan12_tip_srf	3331.2824
fan5_ext_srf	-2540.3870	fan13_ext_srf	-2477.8228
fan5_int_srf	1480.256	fan13_int_srf	1730.1459
fan5_tip_srf	-3599.0180	fan13_tip_srf	3570.4396
fan6_ext_srf	-3.1003514e+04	fan14_ext_srf	-3.109632e+04
fan6_int_srf	2.8460909e+04	fan14_int_srf	2.8630506e+04
fan6_tip_srf	-3338.0426	fan14_tip_srf	3328.0302
fan7_ext_srf	-5.4910387e+04	fan15_ext_srf	-5.4907104e+04
fan7_int_srf	5.3042874e+04	fan15_int_srf	5.3073498e+04
fan7_tip_srf	-2548.9192	fan15_tip_srf	2544.4288
fan8_ext_srf	-7.0255974e+04	fan16_ext_srf	-7.032215e+04
fan8_int_srf	6.928535e+04	fan16_int_srf	6.9373363e+04
fan8_tip_srf	-1381.9115	fan16_tip_srf	1379.5023
disquefan_srf	-802.745	arbre_srf	229.88623
spircone_srf	-293.44944		

Tableau (V.3) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée »

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
stat1_ext_srf	-1832.8375	stat9_ext_srf	-8073.9616
stat1_int_srf	8869.1262	stat9_int_srf	1912.5619
stat2_ext_srf	-3.9022352e+04	stat10_ext_srf	3.8698829e+04
stat2_int_srf	3.9442688e+04	stat10_int_srf	-3.9084691e+04
stat3_ext_srf	-7.0457325e+04	stat11_ext_srf	7.1767917e+04
stat3_int_srf	7.1337984e+04	stat11_int_srf	-7.224185e+04
stat4_ext_srf	-9.3674688e+04	stat12_ext_srf	9.3916371e+04
stat4_int_srf	9.490448e+04	stat12_int_srf	-9.4430496e+04
stat5_ext_srf	-1.0135099e+05	stat13_ext_srf	1.0187107e+05
stat5_int_srf	1.0268339e+05	stat13_int_srf	-1.0241556e+05
stat6_ext_srf	-9.3428205e+04	stat14_ext_srf	9.3934553e+04
stat6_int_srf	9.467911e+04	stat14_int_srf	-9.4656633e+04
stat7_ext_srf	-7.1410189e+04	stat15_ext_srf	7.1897997e+04
stat7_int_srf	7.2370362e+04	stat15_int_srf	-7.2542489e+04
stat8_ext_srf	-3.8687533e+04	stat16_ext_srf	3.8997113e+04
stat8_int_srf	3.9098938e+04	stat16_int_srf	-3.9273897e+04
carter_srf	-2884.6881	disque_stat_srf	-109.97100

Tableau (V.4) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle sain »

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
stat1_ext_srf	-1.0314384e+05	stat9_ext_srf	-1.0311958e+05
stat1_int_srf	1.0336808e+05	stat9_int_srf	1.0335558e+05
stat2_ext_srf	-9.5282272e+04	stat10_ext_srf	-9.5277702e+04
stat2_int_srf	9.5482976e+04	stat10_int_srf	9.5481459e+04
stat3_ext_srf	-7.2929856e+04	stat11_ext_srf	-7.2925421e+04
stat3_int_srf	7.3100768e+04	stat11_int_srf	7.3090054e+04
stat4_ext_srf	-3.9486426e+04	stat12_ext_srf	-3.9473395e+04
stat4_int_srf	3.9532739e+04	stat12_int_srf	3.9544525e+04
stat5_ext_srf	-3120.9407	stat13_ext_srf	-2901.4506
stat5_int_srf	2061.5121	stat13_int_srf	1142.5223
stat6_ext_srf	-3.9466899e+04	stat14_ext_srf	-3.9484128e+04
stat6_int_srf	3.9539635e+04	stat14_int_srf	3.9556173e+04
stat7_ext_srf	-7.278761e+04	stat15_ext_srf	-7.2926138e+04
stat7_int_srf	7.2888666e+04	stat15_int_srf	7.3075686e+04
stat8_ext_srf	-9.5147053e+04	stat16_ext_srf	-9.5302822e+04
stat8_int_srf	9.5401997e+04	stat16_int_srf	9.5495296e+04
carter_srf	-2934.765	disque_stat_srf	-430.93679

Tableau (V.5) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée »

La force de poussée total (N)	
modèle sain	modèle avec aube cassée
2321.9188	2284.9517

Tableau (V.6) : comparaison entre la poussée du modèle sain et le modèle avec aube cassée

Remarque :

L'écart entre la force sur l'aube saine et l'aube cassée est flagrant, à cause du changement de la géométrie de l'aube.

Les forces sur l'intrados et l'extrados sont opposée et presque égales, ce qui obier au principe de l'équilibre physique de la paroi.

La poussée totale pour le modèle sain est plus grande que celle du modèle avec aube cassée, autrement on dis diminution du flux secondaire ou froid or une diminution du taux de délutions « $\lambda = (\Phi_{\text{froid}} + \Phi_{\text{chaud}}) / \Phi_{\text{chaud}}$ », ce dernier est proportionnelle avec la poussée.

V.3.7. Calcul quasi stationnaire de la poussée :

Pour des calcule plus avancé sur la poussée on peut utiliser l'approche quasi-stationnaire, c'est a dire tourner la géométrie d'un angle bien déterminé et régénérer un nouveau maillage dans ICEM puis un autre calcul numérique, cette approche permis de faire une étude précise sur les machine tournante c'est-à-dire refaire le calcule quasi stationnaire plusieurs fois avec des angles de rotation croissants pour chaque cas jusqu'à atteindre 360° et représenter tous ces résultats dans un seule diagramme ,ce derniers me permis de faire une analyser optimal sur le fonctionnement d'une machine tournante.

Les tableaux suivants illustre la répartition de la force de poussée pour chaque zone de la géométrie pour le modèle avec aube cassée après une rotation de 5° :

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
fan1_ext_srf	-4.5835379e+04	fan9_ext_srf	-7.3502746e+04
fan1_int_srf	4.2913216e+04	fan9_int_srf	7.4037094e+04
fan1_tip_srf	-2851.6516	fan9_tip_srf	-6237.0715
fan2_ext_srf	-6.205136e+04	fan10_ext_srf	-6.1978445e+04
fan2_int_srf	6.346921e+04	fan10_int_srf	6.3458189e+04
fan2_tip_srf	1939.3340	fan10_tip_srf	-1939.2270
fan3_ext_srf	-4.0973241e+04	fan11_ext_srf	-4.1019226e+04
fan3_int_srf	4.3213498e+04	fan11_int_srf	4.3074934e+04
fan3_tip_srf	2938.8924	fan11_tip_srf	-2958.4544
fan4_ext_srf	-1.3771152e+04	stat12_ext_srf	-1.3791662e+04
fan4_int_srf	1.6274112e+04	stat12_int_srf	1.6468413e+04
fan4_tip_srf	3497.8568	fan12_tip_srf	-3521.8080
fan5_ext_srf	1.5518462e+04	fan13_ext_srf	-1.5528757e+04
fan5_int_srf	-1.2894397e+04	fan13_int_srf	1.290459e+04
fan5_tip_srf	3557.8480	fan13_tip_srf	-3546.6536
fan6_ext_srf	-4.2473738e+04	fan14_ext_srf	-4.235545e+04
fan6_int_srf	4.0240422e+04	fan14_int_srf	4.0119866e+04
fan6_tip_srf	3035.9390	fan14_tip_srf	-3034.9680
fan7_ext_srf	-6.2766803e+04	fan15_ext_srf	-6.294464e+04
fan7_int_srf	6.1311558e+04	fan15_int_srf	6.1485901e+04
fan7_tip_srf	2066.6986	fan15_tip_srf	-2067.8288
fan8_ext_srf	-7.3850227e+04	fan16_ext_srf	-7.3840858e+04
fan8_int_srf	7.3383302e+04	fan16_int_srf	7.3354003e+04
fan8_tip_srf	7792.4825	fan16_tip_srf	-7792.062
disquefan_srf	536.66678	arbre_srf	423.2628
spircone_srf	498.96917		

Tableau (V.7) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée » avec une rotation de 5°

Nom de la zone	La poussée (N)	Nom de la zone	La poussée (N)
stat1_ext_srf	-1.0316892e+05	stat9_ext_srf	-1.0314891e+05
stat1_int_srf	1.0337161e+05	stat9_int_srf	1.0335164e+05
stat2_ext_srf	-9.5312499e+04	stat10_ext_srf	-9.5306586e+04
stat2_int_srf	9.5509952e+04	stat10_int_srf	9.5481971e+04
stat3_ext_srf	-7.2896877e+04	stat11_ext_srf	-7.292169e+04
stat3_int_srf	7.3096326e+04	stat11_int_srf	7.3092365e+04
stat4_ext_srf	-3.9497686e+04	stat12_ext_srf	-3.955392e+04
stat4_int_srf	3.952983e+04	stat12_int_srf	3.9467978e+04
stat5_ext_srf	-1321.9709	stat13_ext_srf	-1111.6392
stat5_int_srf	5328.5601	stat13_int_srf	3381.0861
stat6_ext_srf	-3.947655e+04	stat14_ext_srf	-3.9489254e+04
stat6_int_srf	3.9553466e+04	stat14_int_srf	3.9571427e+04
stat7_ext_srf	-7.2790093e+04	stat15_ext_srf	-7.2929958e+04
stat7_int_srf	7.2894784e+04	stat15_int_srf	7.3074451e+04
stat8_ext_srf	-9.5187309e+04	stat16_ext_srf	-9.5291878e+04
stat8_int_srf	9.5389325e+04	stat16_int_srf	9.5490093e+04
carter_srf	-1171.0436	disque_stat_srf	102.01196

Tableau (V.8) : la force de poussée pour chaque partie de la soufflante « modèle avec aube cassée » avec une rotation de 5°

Remarque :

La force de poussée total est estimé de 3120.6354 (N).

L'approche quasi-stationnaire satisfais clairement les remarques constaté précédemment sur la répartition de la force de poussée, de plus on remarque un écart entre les résultats précédents et ceux du calcul quasi stationnaire du a la rotation de la géométrie .

Conclusion

Conclusion :

A la fin de cette étude on peut constater que la simulation CFD est un outils primordial et efficace pour une recherche approfondie dans le domaine aéronautique a fin de bien savoir comment manipuler les logiciels utilisé (SOLIDWORKS , ICEM-CFD et FLEUNT).

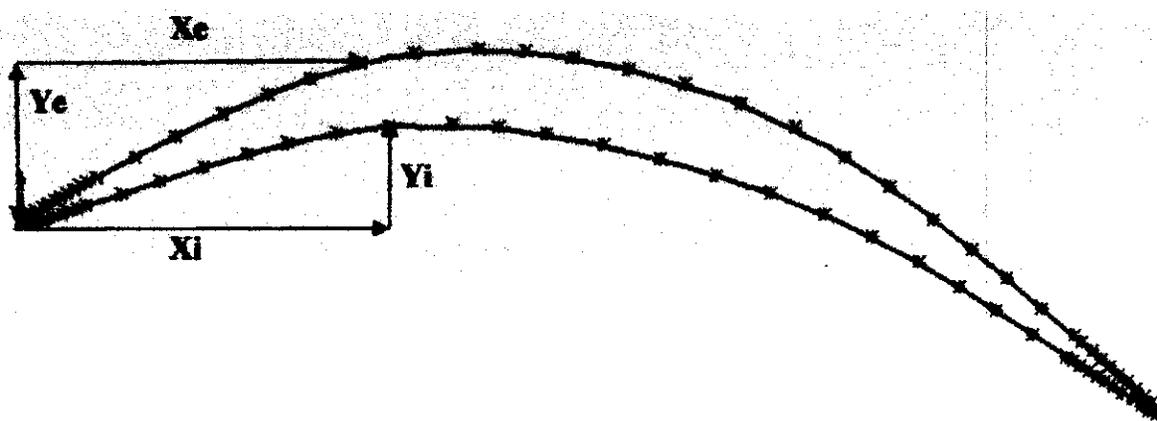
La sécurité de l'être humain est un paramètre indispensable pour les company aériennes et même les constructeurs, de ce fait la CFD offre une bonne optimisation des risques ou problèmes aéronautiques notamment les FOD ,de plus elle set moins coûteuse par apport au méthodes classiques utilisé précédemment.

Des difficultés et des blocages ont était rencontrés durant mon travail surtout en ce qui concerne les valeurs expérimentales et la conception de la géométrie ainsi le manque de recherches sur les FOD mais en revanche on a pas cesser de bien vouloir maîtriser l'outil CFD et de réaliser un modèle.

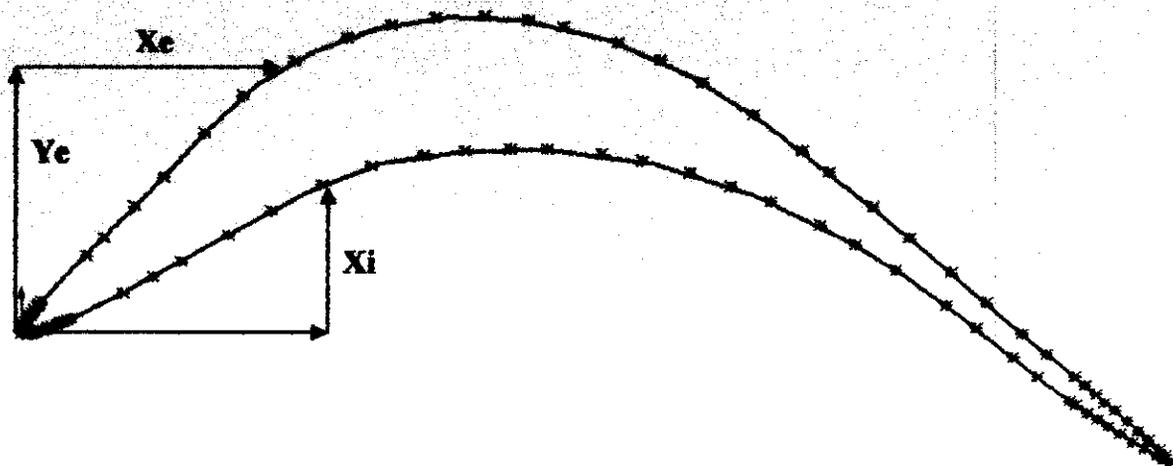
Enfin je souhaite que le défit que j'ai réaliser « utiliser la CFD pour optimiser les FOD » poussera d'autres étudiants a utiliser l'outil CFD en particulier pour le cas visqueux dans des condition plus favorable que les miens pour mieux discrétiser ce phénomène.

Annexes

Annexe V.1 : Fan



Intrados		Extrados	
X_i	Y_i	X_e	Y_e
0.0	0.0	0.0	0.0
0.3594	-0.09927	0.021083	0.3326519
0.78061	0.01637	0.3184632	0.932723
1.163841	0.16837	0.698438	1.5115723
1.50436	0.32246	1.1242247	1.5115739
1.92646	0.529426	3.5660102	2.0956998
2.326671	0.737177	4.546403	5.0966683
2.72547	0.952466	6.3216648	6.252479
5.63689	2.660817	10.1987657	8.359825
7.34101	3.721603	12.3723088	13.198044
8.854791	4.685238	15.145836	15.6507969
13.962404	8.076278	18.127882	17.9254351
19.437983	11.064394	20.558187	19.527729
24.669002	12.0171506	23.0047387	20.387336
27.245739	12.1708497	25.745065	20.869501
29.321067	12.14511342	28.269312	20.972734
32.32286	11.842818	30.1914774	20.689575
34.601365	11.400505	35.557467	20.268763
37.293814	10.631143	38.0005	18.0555013
39.569064	9.759342	40.787766	16.50886
44.550415	7.1505915	44.977501	14.400657
46.483109	5.901733	47.398183	10.705025
48.770461	4.2610267	51.854735	8.41729
53.207359	0.474561	53.807915	4.06718
56.646824	-2.763181	55.835645	2.125506
58.514849	-4.37766	57.198797	0.0633
60.0234265	-5.599966	58.7116898	-1.245795
61.292642	-6.583824	60.443173	-2.73944
62.660208	-7.589926	62.309549	-4.44607
63.6965548	-8.273025	63.817008	-6.317049
64.0950173	-8.4318366	64.0950173	-7.941895

Annexe V.2 : Stator

Intrados		Extrados	
Xi	Yi	Xe	Ye
0.0	0.0	0.0	0.0
0.218695	0.00368	0.113721	0.171749
0.8369268	0.1609404	0.795227	0.632609
1.8460718	0.482010	1.4808622	1.039065
3.846171	1.166063	2.234235	1.465759
5.306574	1.66801	2.863252	1.813531
7.0062202	2.230205	4.342942	2.611723
8.6697358	2.734180	5.9054833	3.4109078
10.208212	3.147027	7.701540	4.253667
12.089889	3.555308	9.4528167	5.013036
14.082229	3.831349	11.06286	5.634162
16.5168	3.912212	13.008589	6.228831
18.322366	3.793328	15.040814	6.620941
20.157219	3.537850	17.498621	6.769220
22.339661	3.105267	19.31209	6.673538
24.49592	2.5802106	21.151523	6.431389
26.686501	1.956669	23.334328	5.999865
28.76418	1.25914	25.476937	5.435074
30.820314	0.436709	27.627806	4.695973
32.637388	-0.42239	29.6371832	3.79968
34.422691	-1.37907	31.598681	2.70847
35.9835697	-2.286082	33.316973	1.555275
37.4122996	-3.164374	35.000323	0.301904
38.822367	-4.075137	36.472536	-0.863134
40.1232924	-4.941281	37.824499	-1.964826
40.962696	-5.506188	39.161278	-3.084497
41.9012608	-6.137189	40.398873	-4.139308
42.9779354	-6.843983	41.43224	-5.03024
--	--	42.4438	-5.9145
--	--	43.368709	-6.754043
43.884765	-7.3296998	43.884765	-7.3296998

Annexe V.3 : Rotation des géométrie dans ICEM-CFD

Ouvrir ICEM-CFD

Open / tetin (geometrie) file / turbofan-16

Geometry / (copy/move) / selected entities : le menu du mouvement des géométrie sera ouvert et voila les procédure qu'il faut suivre :

(1)- Il faut choisir le type du mouvement (translate or rotate).

(2)-Pour la translation, on doit tout d'abord choisir les entities pour la translation (Add entities), sélectionner les cordonné du point de référence du déplacement (Transform about / Point « x, y, z ») puis les cordonné du point final de déplacement (Translate / « x, y, z »).

(3)-Pour la rotation on doit tout d'abord choisir les entities pour la rotation (Add entities), sélectionner la ligne de référence de rotation (Rotate / Select line « c-a-d les cordonné de deux points de cette linge) puis choisir l'angle de rotation (Rotate-degrees / 5° « pour le cas quasi stationnaire).

(4)-Pour un mouvement complexe rotation et translation on doit activer les deux commandes a la fois.

(5)- Cette commande peut être utile pour les répartitions périodiques en activant l'option (Copy) et la place de la commande (Move),seulement il faut préciser le nombre des copy a réaliser (Copy / Num copies)

Annexe V.4
Conditions aux limites

FLUENT

Version: 3d, dbns exp, lam (3d, density-based explicit, laminar)

Release: 6.3.26

Title:

Models

Model	Settings
Space	3D
Time	Steady
Viscous	Laminar
Heat Transfer	Enabled
Solidification and Melting	Disabled
Radiation	None
Species Transport	Disabled

Boundary Conditions

Pressure-outlet

Condition	Value
Gauge Pressure (pascal)	97576
Backflow Total Temperature (k)	300
Backflow Direction Specification Method	1
X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
Z-Component of Flow Direction	0

Pressure-inlet

Condition	Value
Gauge Total Pressure (pascal)	101325
Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal)	100978.2
Total Temperature (k)	300
X-Component of Flow Direction	1
Y-Component of Flow Direction	0
Z-Component of Flow Direction	0

Wall-condition

Condition	Value
Wall Thickness (m)	0
Heat Generation Rate (w/m3)	0
Material Name	aluminum
Temperature (k)	300
Heat Flux (w/m2)	0
Convective Heat Transfer Coefficient (w/m2-k)	0
X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0
Z-Component of Wall Translation	0
X-Component of Rotation-Axis Direction	0
Y-Component of Rotation-Axis Direction	0
Z-Component of Rotation-Axis Direction	1

BIBLIOGRAPHIE

[1] Bruce MacKinnon et Commandant Richard Sowden
"UN CIEL À PARTAGER"

Guide de l'industrie de l'aviation à l'intention des gestionnaires de la faune

[2] A. Kellal

"LE RISQUE AVIAIRE ET LE PARTAGE DU CIEL"

Séminaire sur le Péril Animalier

[3] Julien Briche

"Introduction à la CAO" ; julien.briche@laposte.net

[3] Pascal Frey, Frédéric Hecht

"Cours Maillage 2d et 3D"

[4] David Frederick FLEETHER et Catherine XUEREB

"Mécanique des fluides numérique"

Technique de l'ingénieur J1050

[5] SALHI Merouene et CHERIET Belkhir

Thèse "Simulation numérique de l'écoulement dans une grille d'aubes"

[6] SNECMA magazine

Les site web :

www.fluent.com

www.ansys.com

www.solidworks.fr

www.commentcamarche.com

Pour toute information veuillez me contacter sur : AERONORI@yahoo.com