

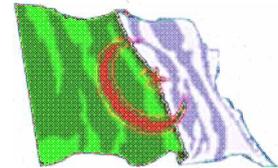
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB « BLIDA »

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique



Mémoire de fin d'études pour l'obtention
du diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique

Filière : construction et maintenance

Option : propulsion

Thème

*Introduction au calcul des
performances d'une hélice avec la
technique « maillage mobile » de fluent*

Présenté Par :

M^{eur} : BOUNJAD Mohamed

M^{eur} : BOUBEKEUR Salim

Encadré Par :

M^{eur} : Ali Tahiri

ANNEE UNIVERSITAIRE 2008 /2009

ملخص

في هذا النموذج **CAO** تثبت قدرة تقنيات الميكانيكا الرقمية للسوائل و الغازات على حل مشكلات حركة الهواء. لهذا قمنا بإنشاء نموذج **CAO** باستخدام البرنامج **SolidWorks** ثم تم إنشاء نموذج **ICEM- CFD**. وفي الأخير أنجزت الحسابات باستخدام البرنامج **Fluent**.

Résumé

Dans ce projet, on veut montrer la capacité de l’outil CFD à traiter le problème de l’écoulement autour des voilures tournantes. Pour cela on a construit la géométrie par le logiciel SOLIDWORKS, puis on a généré le maillage en utilisant le mailleur ICEMCFD et finalement on a optimisé le modèle construit en utilisant le technique maillage mobile dans solveur FLUENT.

Abstract:

In this project, we want to prove the capacities of the CFD to solve rotary-wing flow-field problems. The construction of the geometry made up by using software SOLIDWORKS, then one has generates a mesh by using ICEM CFD and finally one has to optimize the model built by using the ‘moving mesh’ of FLUENT solver.

Remerciements

Ce travail a été réalisé dans le cadre de projet de fin d'étude, au département de l'aéronautique à l'université de Blida.

Nous remercions Allah tout puissant de nous avoir donné la volonté et le courage de mener à bien ce travail.

Nous remercions également tous ceux qui, tout au long de ces années d'étude, nous ont encadré, observé, aidé, conseillé et même supporté, et surtout à nos parents. Sans eux nous ne serions jamais arrivés à ce stade.

Nous tenons particulièrement à remercier notre encadreur, M^{EUR}. Ali TAHI pour ses critiques qui nous ont beaucoup aidé à mener ce travail et ont mieux éclairé nos perspectives malgré ses occupations. Nous lui sommes reconnaissants tout particulièrement pour la confiance totale qu'il nous a témoignée.

Nos plus sincères remerciements vont également à Mr le président, et membres de jury pour l'intérêt qu'ils portent à notre projet.

Et enfin à tous nos collègues et camarades et à tous ceux qui ont contribué, de près ou de loin, à la réalisation de cette mémoire.

Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail
A mes très chers parents en signe
de reconnaissance pour tous les sacrifices
consentis à mon égard, et encouragements tout
au long de mes études.*

A mes frères et mes soeurs, et à toute ma famille.

A mes camarades de la promo2009

A mes proches

chacun par son nom.



Bounjad mohamed

Dédicaces

*En témoignage de tous mon amour je dédie ce
mémoire :*

*A mes chers parents qui ont tous fait pour que ce jour
arrive.*

A mes frères et ma grande mère a toute ma famille.

A mes amis.

A tous mes camarades.

A tous ceux qui mon aider de près ou de loin.

*A tous ceux qui me sont cher et que je porte à jamais
dans mon cœur.*



Boubekeur salim

Table des matières

Page

<u>Introduction</u> :.....	01
<u>Chapitre 1 : Les Hélices</u>	03
I.1.Introduction	09
I.2. historique	10
I.3 Pourquoi une hélice ?	12
I.4 Etude géométrique d'une hélice	16
I.4.1 Définitions	16
I.4.2 Description cinématique	18
I.5 Différents types d'hélice	07
I.5.1 Hélice à calage fixe	07
I.5.2 Hélice à calage réglable	07
I.5.3 Hélice à calage variable	08
I.5.4 Hélice à vitesse constante	08
I.6 Limitations hélice	09
I.6.1 Les butées de fonctionnement.....	09
I.6.2 Les vibrations	09
I.6.3 La survitesse	09
I.7 Architectures dérivées de l'hélice	10
I.7.1 Hélice carénée	10
I.7.2 Hélices contrarotatives	10
I.7.3 Hélice rapide	10
I.8 Différentes forces en présence	11
I.8.1 Couple de torsion centrifuge C2	11
I.8.2 Couple de torsion aérodynamique C3	12
I.9 Fonctionnement aérodynamique de l'hélice (Théorie de Froude).....	13
I.10 Rendement de l'hélice	16
I.11 Divers modes de fonctionnement d'un élément de pale	17
I.11.1 Propulseur	17
I.11.2 Transparence	18
I.11.3 Frein aérodynamique	18
I.11.4 Moulinet (ou aéromoteur)	19
I.11.5 Drapeau	20
I.11.6 Reverse	20
I.12 Coefficients caractéristiques d'hélice	21
I.12.1 Coefficient de similitude	21
I.12.1.1 Similitude géométrique	21

I.12.1.2 Similitude cinématique	21
I.12.1.3 Relation entre les trois coefficients	22
I.12.4 Les courbes : $\tau=f(\gamma)$ et $\chi=f(\gamma)$	23
I.13 Influence des caractéristiques géométriques	23
I.13.1 Le profil	23
I.13.2 Le nombre de pales	24
I.13.3 Le diamètre et nombre de tours	24
I.13.4 Vitesse de bout de pales	24
Conclusion	

Chapitre II : Modèle Mathématique

II.1 Phénomène de Turbulence.....	25
II.2 Equations de Navier stokes	26
II.2.1 Equation de continuité	26
II.2.2 Equation de quantité de mouvement	27
II.3 Grandeurs moyennes	28
II.4 Equations de Reynolds	28
II.5 Modélisation de la turbulence	29
II.5.1 Les différents modèles de la turbulence	30
II.5.2 Modèle aux tensions de Reynolds	30
II.5.3 Modèle de viscosité turbulente	31
II.5.3.1 Modèle à zéro équation (Modèle Algébrique)	31
II.5.3.2 Modèle à une équation de transport.....	32
II.5.3.3 Modèle à deux équations de transport	33

Chapitre III : Description des outils CFD.....

III. 1. SOLIDWORKS.....	35
III. 2. ICEM-CFD.....	40
III.2.1. Construction De La Géométrie	40
III.2.2 Import De La Géométrie Et Nettoyage De La Cao	40
III.2.3 Maillage	41
Ø Choix Du Type De Maillage	42
Ø Techniques Générales De Génération Du Maillage	43
Ø Qualité D'un Maillage	43
Ø Distorsion.....	44
Ø Nombre total d'éléments	45
Ø Indépendance De La Solution Du Maillage	45
III.2.4. Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines	46

III.3.LE Solver FLUENT.....	46
III.3.1.Principales Etapes De Simulation Sous Fluent	46
• Lissage Du Maillage (Smooth and Swap the Grid)	47
• Choix Du Solveur	49
• Choix du modèle de turbulence	50
• Définition des caractéristiques du fluide	51
• Conditions aux limites usuelles	53
• Conditions Aux Limites En Présence D'un Domaine mobile	57
• Choix des critères de convergence.....	59
• Lancement de la simulation	61
• Post-traitement numérique de la solution	62
<u>Chapitre IV : Cas test de vérification.....</u>	63
IV.1 Construction De La Géométrie	63
IV.2 Génération du maillage avec ICEM CFD 4.2	65
IV.3 Résultats De La Simulation	68
Conclusion	81
<u>Chapitre V : Cas étudié.....</u>	82
V.1. Construction de la géométrie.....	82
V.2. Génération du maillage	84
V.3. Résultats	85
Interprétation des résultats	89
<u>Conclusion :</u>	90

Liste des figures

Chapitre I

Les hélices

Figure (I.1) : comparaison entre le rendement des différents propulseurs.....	04
Figure (I.2) : le pas géométrique.....	05
Figure (I.3) : définition géométrique d'une hélice.....	06
Figure (I.4) : description d'un élément de pale d'une hélice.....	06
Figure (I.5) : différentes forces agissant sur une hélice.....	12
Figure (I.6) : couple de torsion aérodynamique.....	13
Figure (I.7) : Schéma de l'écoulement dans une hélice propulsive.....	13
Figure(I.8) : Hélice propulsive avec surface de contrôle suivant la théorie de Froude.....	15
Figure (I.9) : fonctionnement en propulseur.....	18
Figure (I.10) : fonctionnement en mode transparence.....	18
Figure (I.11) : fonctionnement en mode frein aérodynamique.....	19
Figure (I.12) : fonctionnement en mode moulinet.....	19
Figure (I.13) : fonctionnement en mode drapeau.....	20
Figure (II.14) : fonctionnement en reverse.....	21
Figure (I.16) : Les courbes $\tau=f(\gamma)$ et $\chi=f(\gamma)$	23

Chapitre III DESCRIPTION DES OUTILS CFD

Figure (III.1) : Interface de SOLIDWORKS.....	36
Figure (III.2) importation de la géométrie.....	41
Figure III.3) : Exemples de mailles utilisées en Volumes Finis.....	42
Figure (III.4) : Maillage structuré et non structuré.....	42
Figure (III.5) : la distorsion.....	44
Figure (III.6) déviation angulaire.....	44
Figure (III.7) : indépendance de la solution du maillage.....	45

Figure (III.8) Importation du maillage.....	47
Figure (III.9) Vérification du maillage sou Fluent.....	47
Figure (III.10) Lissage du maillage.....	48
Figure (III.11) Vérification des unités.....	48
Figure (III.12) Choix du solveur sous Fluent.....	49
Figure(III.13): Affichage de la grille et vérification des conditions.....	50
Figure(III.14): Choix du modèle de turbulence.....	50
Figure(III.15): Définition des caractéristiques du fluide.....	51
Figure(III.16): Choix de la pression de référence.....	52
Figure(III.17): Valeurs des conditions aux limites.....	53
Figure(III.18): Velocity inlet.....	53
Figure (III.19): Pressure inlet.....	54
figure(III.20): Mass flow inlet.....	54
figure(III.21): Pressure outlet.....	55
Figure(III.22): Out flow.....	56
Figure(III.23): Wall.....	56
Figure(III.24): Spécification du domaine mobile.....	57
Figure(III.25): Spécification des parois "wall "tournantes.....	57
figure(III.26) : Grid Interfaces.....	58
Figure(III.27): Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence.....	59
Figure(III.28): Allures de l'évolution des résidus de calcul.....	60
Figure(III.29): Initialisation des calculs.....	61
Figure(III.30): Lancement de la simulation.....	62
Figure(III.31): Post-traitement numérique.....	62

CHAPITRE IV CAS TEST DE VERIFICATION

Figure (IV.1) création du profil NACA 0012.....	63
Figure (IV.2) Création de la pale	64
Figure (IV.3) Création du far-field.....	65
Figure (IV. 4) la pale avec 8^0 de pas collectif.....	66
Figure (IV.5) le maillage de la pale.....	67
Figure (IV.6) domaine de calcul.....	68
Figure (IV.7) résidus.....	69
Figure (IV.8) : distribution de pression sur l'intrados.....	69
Figure (IV.9) : distribution de pression sur l'extrados.....	70
Figure (IV.10) : contour de vitesse de la pale.....	70
Figure (IV.11) : distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.5$	71
Figure (IV.12) : distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.68$	72
Figure (IV.13) : distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.8$	73
Figure (IV.14) : distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.89$	74
Figure (IV.15) : distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.96$	75
Figure (IV.16) : distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.5$	76
Figure (IV.17) : distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.68$	77
Figure (IV.18) : distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.8$	78
Figure (IV.19) : distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.89$	79
Figure (IV.20) : distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.96$	80

CHAPITRE V CAS ETUDIE

Figure (V.1) la pale de l'hélice.....	82
Figure (V.2) le cone	83
Figure (V.3) la pale + le cone	83
Figure (V.4) domaine de calcul.....	84
Figure (V.5) maillage des différentes parties.....	85
Figure (V.6) l'évolution des résidus.....	86
Figure (V.7) contour de la pression statique sur l'extrados.....	87
Figure (V.8) contour de la pression statique sur l'intrados.....	87
Figure (V.9) l'évolution des résidus.....	88
Figure (V.10) contour de la pression statique sur l'extrados.....	88
Figure (V.11) contour de la pression statique sur l'intrados.....	89

Nomenclature

V_a : la vitesse de vol	(m.s⁻¹)
V_t : la vitesse tangentielle	(m.s⁻¹)
H : pas géométrique	(m)
H' : pas réel	(m)
R : rayon de l'hélice	(m)
D : diamètre de l'hélice	(m)
α : angle de calage	(deg)
β : angle d'avancement	(deg)
i : angle d'incidence	(deg)
C_1 : couple de contrôle	(N.m)
C_2 : couple de torsion centrifuge	(N.m)
C_3 : couple de torsion aérodynamique	(N.m)
T : force de traction	(N)
B : nombre de pales	/
P : densité de l'air	(Kg.m⁻³)
Q : débit volumique	(m³.s⁻¹)
M : quantité de mouvement	(N.s)
P : pression statique	(N.m⁻²)
t : traction élémentaire	(N)
f : force de couple résistant	(N)
Φ : valeur fluctuante	/
κ : énergie turbulente	(k.j)
ε : taux de dissipation	/

Introduction

Pour faire voler un avion, il faut lui communiquer une vitesse, afin que naisse sur sa structure une résultante aérodynamique. Lorsque la vitesse de l'avion est suffisante et que sa portance devient supérieure à son poids, celui-ci prend son envol. Le rôle du moteur est donc d'assurer l'accélération de l'aéronef au décollage et de fournir, en vol stabilisé, une force opposée et égale à la traînée de l'avion. L'effet propulsif sur un avion est réalisé en accélérant vers l'arrière un certain débit d'air ambiant. La traction d'une hélice, ou la poussée d'un réacteur, résulte du bilan des quantités de mouvement amont et aval. Afin de créer cette force, les propulseurs sont divisés en deux grandes catégories :

Les propulseurs directs sont des moteurs qui produisent directement la force de poussée; celle-ci s'exprime en newton ou déca newton (daN). Dans cette grande famille, sont rassemblés:

- Les Groupes Turbo Réacteurs dont l'appellation courante est G.T.R;
- Les statoréacteurs et les fusées.

Les propulseurs indirects sont des moteurs qui ne produisent pas directement la force de poussée, mais délivrent une puissance sur arbre; leur caractéristique est donc cette puissance arbre qui dans le système légal s'exprime en watts ou kilowatts (kW). Cette puissance sur arbre est ensuite convertie en puissance propulsive par une hélice qui assure la production d'une force de traction. Ces moteurs se subdivisent en deux groupes bien distincts:

- Les Groupes Moteurs à Pistons dont l'appellation usuelle est GMP;
- Les Groupes Turbo Propulseurs plus couramment appelés GTP.

Dans ce travail on s'intéresse à la deuxième catégorie et spécialement à l'hélice qui est l'élément qui transforme la puissance sur arbre en une force de traction par une variation des paramètres de vitesse et de pression de l'écoulement d'air qui l'entoure.

L'étude et l'analyse de l'écoulement d'un fluide autour d'un obstacle relèvent du domaine de la mécanique des fluides externes, science qui explore l'évolution des paramètres caractérisant tout fluide, tels que la pression, la vitesse ou la température, quand ceux-ci butent sur un obstacle quelconque.

Les lois qui gouvernent l'écoulement des fluides sont des équations à dérivées partielles couplées et fortement non linéaires, qui n'ont pu être résolus pendant longtemps. Ce n'est que grâce à l'apparition de l'outil informatique et du développement qu'il a connu qu'il a été possible de résoudre ces équations et de procéder à des simulations numériques permettant d'aborder des problèmes assez compliqués de la dynamique des fluides. Les besoins actuels pour les industries et la recherche dépassent toujours la capacité des processeurs, si bien que des méthodes ont été développées pour accélérer les temps de simulation.

Introduction

La simulation numérique a joué un très grand rôle, et continue d'ailleurs, dans l'avancée et l'enrichissement de la recherche. En effet, l'apparition de codes de calcul a permis de contribuer de façon impressionnante à l'inspection et à la compréhension de nombreux phénomènes aérodynamiques.

Ce travail est une étude numérique de l'écoulement d'air autour des voilures tournantes. Cette étude est réalisée en utilisant le code de calcul FLUENT 6.3, qui est un logiciel de dynamique des fluides ; basé sur la méthode des volumes finis, et la résolution des équations de Navier Stokes. Ce logiciel permet de donner des résultats numériques de hautes qualités dans le traitement des problèmes liés à l'étude de l'écoulement des fluides, et ça dans un intervalle de temps très réduit.

Notre travail est divisé en cinq chapitres qui sont comme suit :

Après une introduction générale au travail, un premier chapitre consiste à étudier l'élément essentiel dans ce travail; qui est l'hélice, en indiquant son principe de fonctionnement et la création de la force de traction. Le deuxième décrit le phénomène de turbulence, puis les équations qui le commande, ensuite les différents modèles de turbulence. Le troisième est consacré à la description des outils CFD. Dans le quatrième chapitre on a traité un cas test de validation (CARADONNA rotor). Dans le cinquième chapitre on a utilisé le code de calcul pour prédire l'aérodynamique d'une hélice.

Enfin, nous présentons une conclusion globale sur le thème traité.

I.1 Introduction

L'hélice qui fut pendant très longtemps le seul organe utilisé pour assurer la propulsion aérienne est encore actuellement d'un usage très répandu. Elle est essentiellement constituée par un certain nombre de pales 2, 3, 4 ou 5 (au-delà, des phénomènes complexes nuisent à son utilisation) ; ayant approximativement la forme d'une aile d'avion, disposée radialement et régulièrement espacée par rapport à un moyeu duquel elles sont solidaires. Ce moyeu est lui-même solidaire d'un arbre entraîné par le moteur qui lui communique, et par suite aux pales ; un mouvement général de rotation, à son tour l'hélice provoque un mouvement d'avancement au sein de l'air à la manière d'une vis dans un écrou.

Lorsque l'hélice est placée dans un carénage, on peut alors en diminuer la taille ; le bruit provoqué, tout en augmentant le rendement. L'hélice, d'une façon générale est d'un excellent rendement. C'est grâce à cette rotation que l'hélice transforme en effort de traction utile l'énergie mécanique qui lui est fournie par le moteur, communiquant ainsi à l'avion qu'elle équipe un mouvement de translation de vitesse, sensiblement parallèle à l'axe de rotation. Ainsi, le mouvement d'un point quelconque de la pale résulte de la superposition au mouvement de rotation, d'un mouvement de translation parallèle à son axe.

Une hélice est dite tractive si le nez du moteur sur lequel elle est montée est dirigé vers l'avant. Elle est dite propulsive si le nez du moteur est dirigé vers l'arrière de l'avion. Sustentatrice si elle est dirigée vers le haut.

I.2 Historique

Après avoir connu un certain déclin avec le développement des jets après la guerre et l'abandon des gros moteurs à pistons , l'hélice est revenue sur le devant de la scène dans les années 50 avec le développement du turbopropulseur.

Au début du siècle, la plupart des hélices, bipales, étaient réalisées en bois, à partir d'un bloc massif.

Cette technique était encore utilisée au début de la seconde guerre mondiale. La technologie des hélices a cependant évolué vers des hélices en métal. Les hélices étaient alors tri-, quadri- ou même penta-pales à la fin de la guerre.

Pendant la guerre froide, il est arrivé de monter des hélices contrarotatives sur des turbopropulseurs. Une évolution logique a ensuite été l'utilisation de matériaux composites, comme c'est le cas sur la plupart des avions de transport civil modernes.

I.3 Pourquoi une hélice ?

Nous savons que pour obtenir un bon rendement de propulsion, il faut utiliser un « réacteur » accélérant peu un grand débit d'air. Or l'hélice est par excellence un réacteur qui accélère peu un grand débit d'air. Il y a donc tout intérêt à l'utiliser pour propulser les avions volant à basse vitesse car son rendement de propulsion est de l'ordre de 80% mais diminue rapidement aux grandes vitesses de vol.

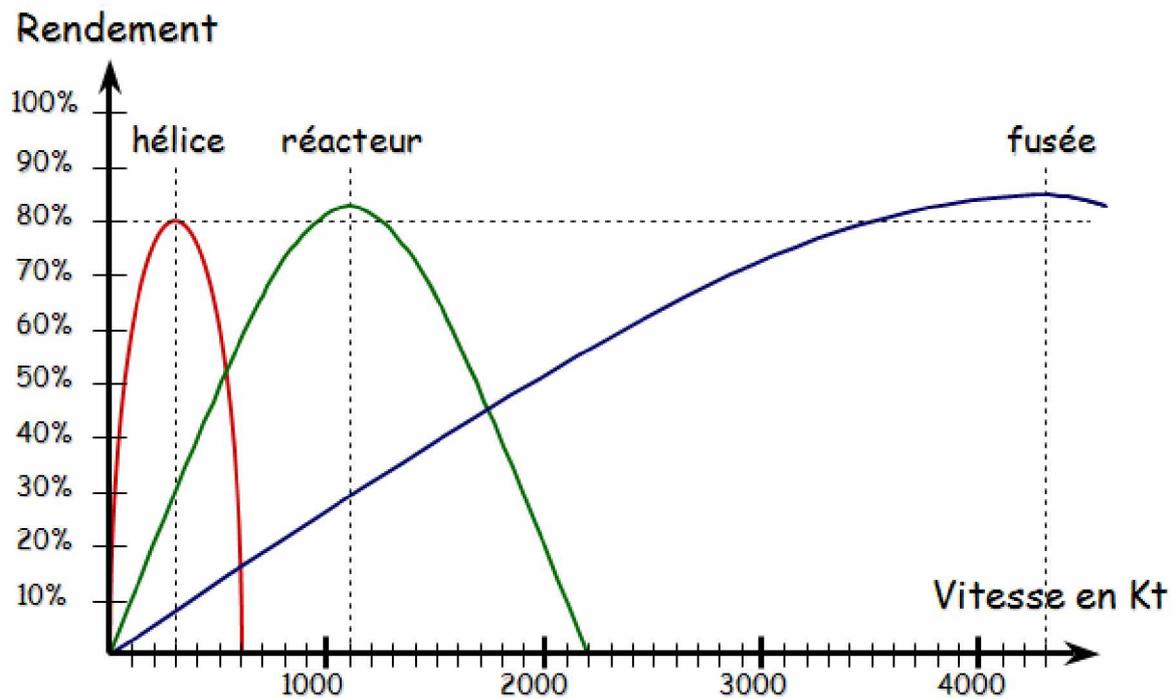


Figure (I.1) : comparaison entre le rendement des différents propulseurs.

I.4 Etude géométrique d'une hélice

I.4.1 Définitions

Hélice géométrique : C'est la courbe engendrée par un point animé d'un mouvement de rotation autour d'un cylindre, et d'un mouvement de translation parallèle à l'axe du cylindre.

Pas géométrique : En développant le cylindre on montre que le point, en un tour, a avancé d'une quantité H appelée pas géométrique.

Valeur du pas géométrique :

$$H = 2\pi R \tan \alpha \quad (\text{I-1})$$

R : est le rayon de l'hélice.

α : est l'angle de calage des pales.

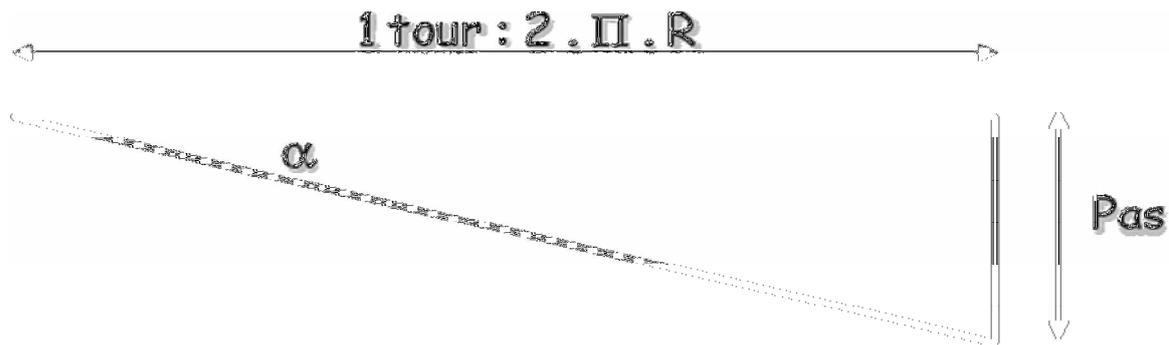


Figure (I.2) : le pas géométrique.

Différences entre calage et pas

Angle de calage : c'est l'angle formé par la corde d'un profil et le plan de rotation de l'hélice.

Le pas : c'est la distance parcourue pour un tour en considérant que les pales se visent dans l'air (pas de recul).

Axe de l'hélice : axe de rotation de l'hélice.

Axe de pale : axe autour duquel la pale tourne lors du changement de calage.

Centre de l'hélice : point d'intersection de l'axe de l'hélice et de l'axe de pale.

Plan de l'hélice : plan engendré par la rotation des axes de pale.

Vrillage : C'est le décalage angulaire relatif en envergure des cordes des profils. Il permet à tous les profils d'avoir une incidence optimisée par rapport à l'écoulement.

Flèche : Pour une pale, c'est l'écart entre la courbe des milieux des cordes avec la droite qui passe par le milieu de la corde du pied.

Élément de pale : section de pale obtenue par un plan perpendiculaire à l'axe de pale et coupant la pale à une distance r de l'axe de l'hélice.

Remarque :

Le pas d'une hélice tout le long de la pale pouvant être variable, il est nécessaire de définir une section de référence. Par convention cette section est fixée à $0,70 R$ (R étant le rayon de l'hélice).

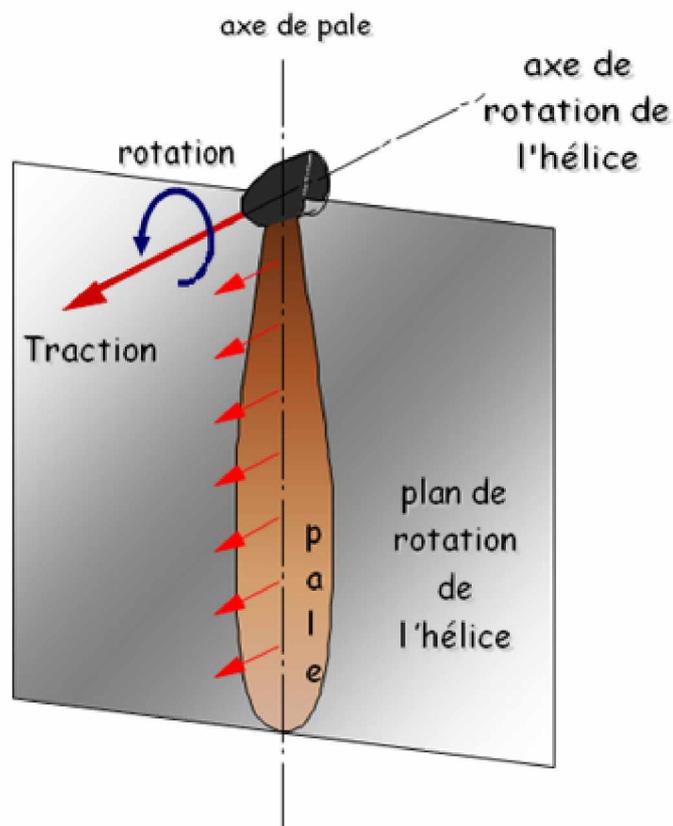


Figure (I.3) : définition géométrique d'une hélice.

I.4.2 Description cinématique

Soit un élément de pale situé à r de l'axe de l'hélice :

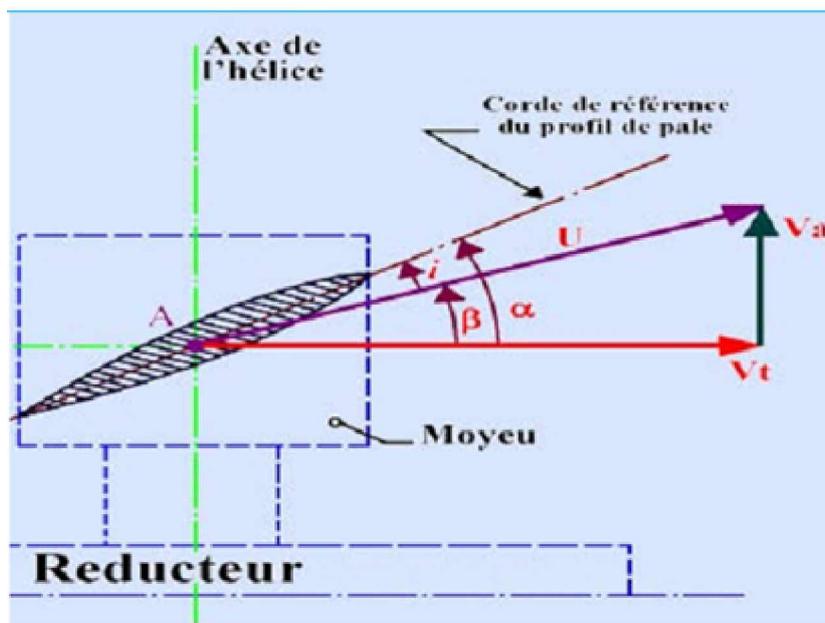


Figure (I.4) : description d'un élément de pale d'une hélice.

Le point A est soumis aux mouvements suivant :

Un mouvement de rotation autour de l'axe de l'hélice, d'où une vitesse tangentielle V_t ;

Un mouvement de translation parallèle à l'axe de l'hélice, d'où une vitesse d'avancement V_a (ou vitesse avion).

Il en résulte un mouvement suivant le vecteur U et les angles ci-dessous :

α : Angle de calage

β : Angle d'avancement

i : Angle d'incidence ($i = \alpha - \beta$).

Définition du recul : Le recul est la différence entre le pas géométrique H , $H = 2\pi r \cdot \text{tg}\beta$ (r = distance entre le profil et l'axe de l'hélice), et le pas réel ou l'avance par tour de l'hélice H' .

$$H' = 2\pi r \text{tg}\beta \quad (\text{I-2})$$

$$H' = \frac{V_a}{N} \quad (\text{I-3})$$

$$\text{Avec } \text{tg } \beta = \frac{V_a}{V_t} \quad (V_t = 2\pi rN) \quad (\text{I-4})$$

Nécessité du recul : Le recul est nécessaire car il crée la différence entre H et H' , donc entre α et β , donc l'incidence qui est à l'origine de la résultante aérodynamique, donc de la traction.

I.5 Différents types d'hélice

I.5.1 Hélice à calage fixe

Elle est de conception extrêmement simple mais ne permet pas de faire fonctionner toujours le moteur dans des conditions normales d'utilisation.

En effet, avec une hélice à calage fixe, le nombre de tours dépend de la vitesse d'avion, de la pression d'admission et de l'altitude et l'on risque de sortir des conditions normales d'utilisation. Si l'hélice donne au moteur un nombre de tours corrects au décollage plein gaz, elle tournera trop vite en vol en palier plein gaz. On sera obligé alors de limiter la pression d'admission. Si l'on obtient un nombre de tours incorrect, il faut changer toute l'hélice.

I.5.2 Hélice à calage réglable

Pour atténuer l'inconvénient de l'hélice à calage fixe, on a successivement imaginé des hélices à calage réglable au sol, ce qui facilitait l'adaptation mais ne permettait pas encore

une meilleure utilisation du moteur. Puis on réalisa des hélices à deux positions pouvant être commandées en vol

- soit petit pas
- soit grand pas

Vinrent ensuite les hélices à calage variable à commande manuelle.

I.5.3 Hélice à calage variable

Cette hélice possède en général un indicateur de pas l'indication de pas doit être un simple repère facilitant les manœuvres ou permettant de les préparer. Ainsi on sait qu'au sol, on doit afficher tel pas pour faire le point fixe, tel autre pour décoller.

Au cours du pilotage normal, l'instrument à regarder lorsqu'on agit sur la commande de pas est le compte-tours. On doit amener le nombre de tours à la valeur désirée en fonction de la pression d'admission.

La principale qualité à demander à une telle hélice est l'irréversibilité. La commande doit faire changer le pas, mais celui-ci ne doit pas changer si l'on ne touche pas à la commande et ce, quelles que soient les sollicitations que l'on fasse subir par ailleurs à l'avion.

L'inconvénient de cette hélice dont le mécanisme peut être assez simple, est évident : le pilote devrait constamment intervenir pendant les évolutions pour obtenir le nombre de tours désiré. Pratiquement, on s'en sert comme si elle était à plusieurs calages permettant d'assurer décollage, montée, croisière, descente, approche, etc.

Aussi la véritable solution réside-t-elle dans l'hélice à calage variable à régulation automatique appelée hélice à vitesse constante.

I.5.4 Hélice à vitesse constante

Avec ce type d'hélice, le calage varie automatiquement de façon que l'hélice tourne à un régime déterminé par le pilote et continue de tourner à ce même régime indépendamment de la position de la manette des gaz ou des évolutions de l'avion.

Ainsi on obtient un rendement optimum aussi bien du moteur que de l'hélice dans toutes les conditions d'utilisation.

Le calage des pales de ces hélices varie non seulement sur la plage nécessaire au vol normal mais également au-delà de cette plage et généralement dans les deux sens :

Au-delà du grand pas.

En deçà du petit pas.

Ces hélices comprennent :

- un tableau de commande,

- un régulateur tachymétrique installé généralement sur le moteur,
- un mécanisme de changement de calage qui agit sur les pieds de pale.

I.6 Limitations hélice

I.6.1 Les butées de fonctionnement

Etant donnée la diversité des configurations de fonctionnement aérodynamique de l'hélice, les constructeurs ont placé des butées mécaniques qui permettent d'optimiser l'hélice à la configuration du vol et empêchent les fonctionnements anormaux.

- Butée petit pas vol : Cette butée interdit en vol à l'hélice de descendre en dessous d'un certain calage (20° sur Fokker 27) [8]. Elle permet de garder un fonctionnement tractif de l'hélice dans les faibles régimes moteur. C'est le cas du fonctionnement en régime ralenti vol et approche.
- Butée petit pas sol : Cette butée permet d'avoir un fonctionnement correct du moteur au sol avec un calage faible de l'hélice (0° sur Fokker 27) [8]. Cette butée ne peut être atteinte que si la butée petit pas vol a été effacée, le contact sol établi.

Dans la configuration particulière de l'atterrissage, après l'impact au sol, le passage rapide de l'hélice de la configuration vol à la position sol permet d'avoir un frein hélice.

- Butée haute ou butée sécurité croisière : La mise en place de cette butée (32° sur Fokker 27) [8], empêche une diminution trop importante du calage de l'hélice suite à une configuration de survitesse moteur ou à une perte de puissance du générateur. Dans ce cas, le calage hélice diminue soit par effet centrifuge ou pour maintenir le régime, ce qui augmente de toute façon la traînée de l'hélice et le temps de passage à la mise en drapeau si nécessaire.

I.6.2 Les vibrations

L'hélice est soumise à plusieurs types de vibrations :

Les vibrations liées à l'écoulement de l'air (variations de vitesse et de pressions),

Les vibrations liées au moteur lui-même (ensembles tournants).

L'hélice répond donc à ces sollicitations en se comportant comme une lame vibrante.

Certaines zones de fonctionnement en régime sont parfois interdites en régime permanent ou prolongé. Sur certains avions bimoteurs, il est nécessaire de synchroniser les hélices à la même rotation pour harmoniser les fréquences des vibrations.

I.6.3 La survitesse

La vitesse de rotation de l'hélice est limitée pour des raisons mécaniques et aérodynamiques.

I.7 Architectures dérivées de l'hélice

À partir de la meilleure connaissance des actions produites par une hélice classique simple, il est possible d'imaginer des concepts dérivés qui vont réduire les effets parasites, consommateurs de puissance du moteur (mise en rotation du sillage, tourbillon marginal), tout en conservant le niveau de traction efficace.

I.7.1 Hélice carénée

La puissance du tourbillon marginal qui s'échappe des pales est essentiellement due à la brusque annulation de la traction en leur extrémité. L'idée de caréner l'hélice vise à faire travailler la pale jusqu'à son extrémité (et de supprimer le tourbillon marginal induit, car la pale se comporte comme une aile d'allongement infini). Par ailleurs, si la carène est bien étudiée, on pourra artificiellement augmenter le diamètre amont d'air capté, ou jouer sur le diamètre aval du diffuseur pour améliorer le rendement de l'hélice. Cet avantage atteint toutefois ses limites lorsque l'avion évolue à grande vitesse car la traînée propre de la carène annule alors le gain apporté par cette configuration.

I.7.2 Hélices contrarotatives

Cette configuration consiste à placer deux hélices, montées en tandem, qui tournent en sens inverse l'une de l'autre. L'objectif vise à annuler la mise en rotation du sillage produite par la première hélice ; on récupère ainsi une partie de l'énergie du souffle (on peut ainsi améliorer le rendement de l'ordre de 5 %).

Bien qu'intéressante du seul point de vue énergétique, cette solution présente toutefois l'inconvénient d'être mécaniquement complexe.

I.7.3 Hélice rapide

Lorsque l'avion atteint des vitesses de croisière proches de Mach 0,8, une hélice doit tourner à grand régime pour créer de la traction. La combinaison des vitesses de croisière et de rotation donne aux profils de l'hélice une vitesse transsonique (il existe au moins un point le long du profil pour lequel la vitesse de l'écoulement relatif de l'air dépasse Mach 1) ou supersonique (l'écoulement relatif en amont du profil possède une vitesse supérieure à Mach 1).

A ces vitesses, la traînée des profils augmente de façon importante (due aux chocs soniques sur le profil, la traînée peut être multipliée par trois par rapport à celle mesurée à vitesse faible) et l'hélice peut avoir un rendement déplorable. Pour contourner cette difficulté, on disposera tout d'abord d'un grand nombre de pales (8 à 12) pour réduire la traction créée par pale (et réduire les pertes tourbillonnaires), le régime et le diamètre d'hélice nécessaire (réduisant ainsi la vitesse de rotation).

Par ailleurs, les pales auront une flèche importante (même principe que les ailes en flèche adoptées sur les avions supersoniques) pour réduire le nombre de Mach local normal au bord d'attaque de la pale.

Enfin, les profils adoptés seront plus fins que ceux d'une hélice classique et leur traînée au passage de Mach 1 sera réduite au minimum.

L'étude de ce type d'hélice a démontré de bonnes performances en termes d'efficacité, mais elle a aussi révélé des nuisances qu'il faudra maîtriser pour que cette solution devienne commercialement viable : les niveaux acoustiques et vibratoires atteints sont très élevés.

Le développement rentable de telles hélices ne sera rendu possible que si le niveau des prix des carburants aéronautiques atteint un certain seuil.

I.8 Différentes forces en présence

Les pieds de pale sont à tout instant sollicités par différents couples tels que le couple de contrôle C_1 , le couple de torsion centrifugée C_2 , le couple de torsion aérodynamique C_3 , etc.

On a, à tout instant : $C_1 = - (C_2 + C_3 \dots)$

Le couple de contrôle C_1 devant à tout instant être égal et opposé à la somme des autres couples.

I.8.1 Couple de torsion centrifuge C_2

Ce couple est dû à la force centrifuge s'exerçant sur les différents éléments de la pale et résultant de la vitesse angulaire de rotation de l'hélice.

Ce couple de torsion est le principal responsable de la tendance des pales à tourner vers le calage nul.

Considérons une masse élémentaire m de la pale située à une distance d de l'axe de la pale xx' (ou une masse m' située à une distance d'). Cette masse, sous l'effet de la vitesse angulaire de l'hélice, est soumise à une accélération centripète provoquant une force centrifuge $F = m\omega^2 R$.

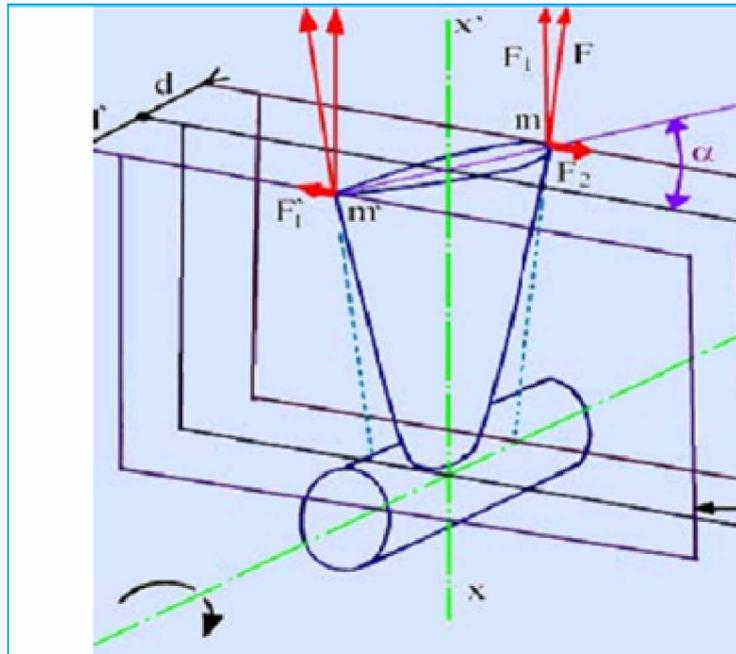


Figure (I.5) : différentes forces agissant sur une hélice.

Cette force agit vers l'extérieur sur une ligne située dans le plan de rotation de l'élément m et qui part du centre de l'arbre porte hélice pour rejoindre l'élément considéré.

On peut scinder cette force en deux composantes l'une F_1 parallèle à l'axe xx'' tend à arracher la pale du moyeu, l'autre F_2 perpendiculaire à cet axe produit un moment de torsion qui a tendance à diminuer l'angle de calage.

Le couple de torsion centrifuge total de la pale est égal à la somme des moments élémentaires.

I.8.2 Couple de torsion aérodynamique C3

Ce couple est le produit de la résultante aérodynamique de la pale par la distance de cette résultante aérodynamique à l'axe de la pale. Généralement, pour des raisons constructives, le centre de rotation O est légèrement en arrière du point d'application de la résultante aérodynamique, le couple de torsion aérodynamique tend donc à augmenter l'angle de calage des pales.

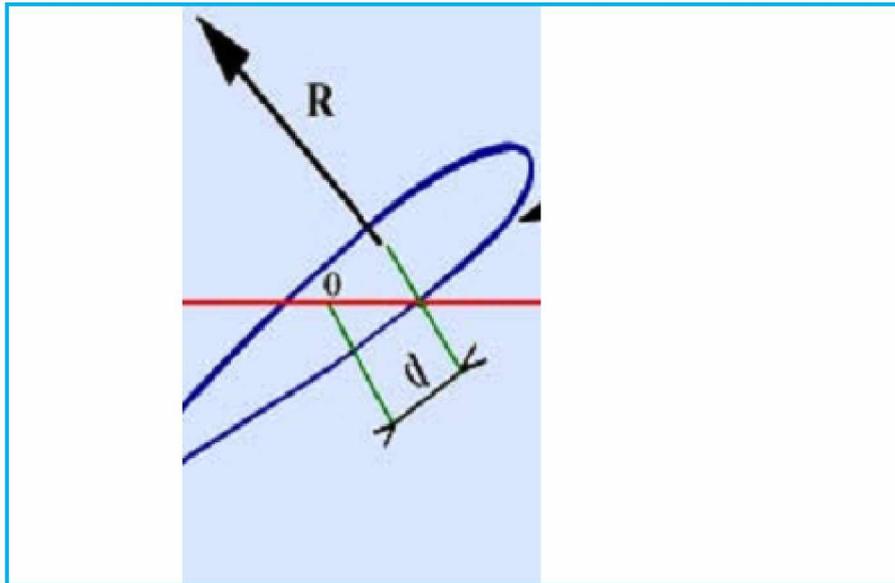


Figure (I.6) : couple de torsion aérodynamique

Malheureusement l'influence de ce couple est faible par rapport au couple de torsion centrifuge.

I.9 Fonctionnement aérodynamique de l'hélice

La mise en rotation d'une hélice dans un fluide a comme conséquence de transmettre à ce fluide une certaine quantité de mouvement. On observe l'apparition d'une force T sur l'arbre de l'hélice, dont la direction est à l'opposé du sens de l'écoulement généré, et d'un couple résistant sur l'arbre moteur.

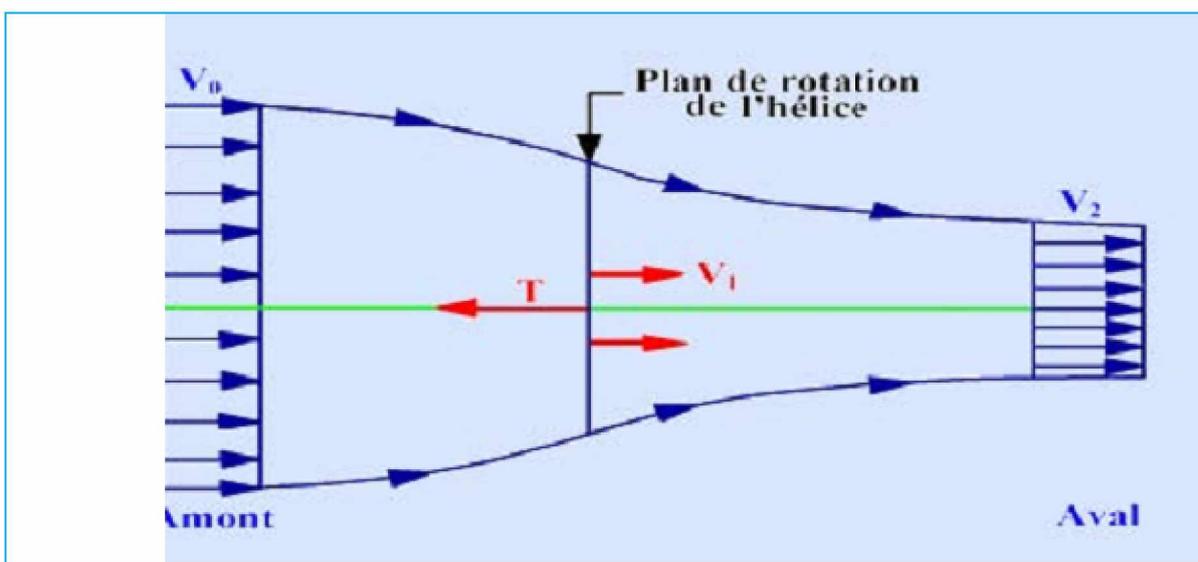


Figure (I.7) : Schéma de l'écoulement dans une hélice propulsive.

Donc l'action principale de l'hélice se caractérise par une traction selon son axe ; et d'un couple résistant. L'hélice agit sur le fluide qui la traverse, essentiellement en aval de celle-ci (appelé sillage).

A sa traversée, la pression d'arrêt augmente par rapport à la pression génératrice qui demeure inchangée au-delà de l'extrémité des pales ; l'hélice donne de l'énergie au fluide qui est concentré dans une veine (de diamètre sensiblement égal à celui de l'hélice) et ce, d'autant plus que la traction est grand. On observe par ailleurs un accroissement de la vitesse axiale et la mise en rotation du fluide ; la vitesse tangentielle acquise ne contribue pas au calcul de la traction et possède le même signe que la rotation de l'hélice.

Le fluide possède également une faible vitesse radiale au voisinage du disque appelée contraction de veine. L'observation du sillage d'hélice dans un tunnel hydrodynamique révèle la présence d'un fort tourbillon qui s'échappe de l'extrémité de chaque pale et s'enroule en hélicoïde.. Enfin, en mesurant les vitesses instantanées en fonction du temps dans un repère lié à l'avion, on s'aperçoit que l'écoulement dans la veine est instationnaire de période $2\pi/B$ (B étant le nombre de pales).

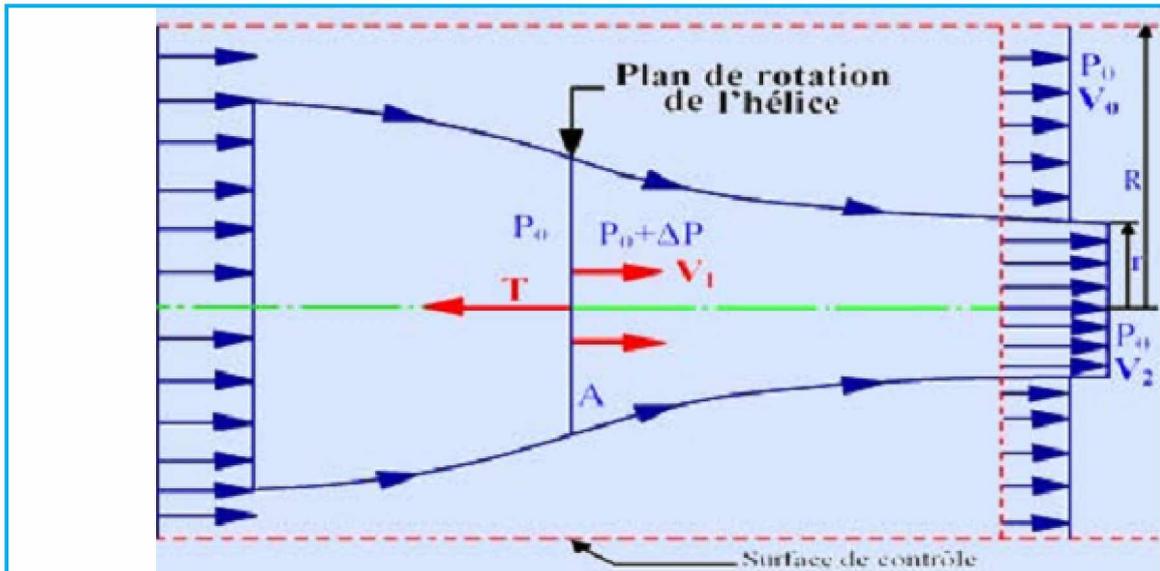
Dans un repère lié à l'hélice, par contre, ces mêmes mesures révéleront un champ de vitesses stationnaire mais non uniforme.

I.9.1 Théorie de Froude

Suivant l'approche proposée par Froude, on peut considérer l'hélice comme un disque uniformément chargé ayant un nombre infini de pales.

De plus, on pose les hypothèses suivantes, selon lesquelles :

1. on ne tient pas compte de la rotation de l'écoulement ;
2. on considère une veine fluide en dehors de laquelle l'écoulement ne connaît pas de perturbation ;
3. la pression, à l'infini amont et aval, est égale à la pression statique de l'écoulement non perturbé ;
4. Les perturbations sont suffisamment faibles pour qu'on suppose que la densité de l'air est constante = cte. [3]



Figure(I.8) : Hélice propulsive avec surface de contrôle suivant la théorie de Froude.

De l'équation de continuité, on obtient :

$$Q = V_2 \pi r^2 + V_0 \pi (R^2 - r^2) - V_0 \pi R^2 = \pi r^2 (V_2 - V_0) \quad (\text{I-5})$$

Q : le débit volumique à travers la surface extérieure du volume de contrôle.

À partir du théorème de quantité de mouvement :

$$T = M_{x,2} - M_{x,0} \quad (\text{I-6})$$

T : la force de traction (ou de propulsion) de l'hélice

M : quantité de mouvement.

Où la dérivée de la quantité de mouvement par rapport au temps est :

$$\dot{M} = \rho V Q \quad (\text{I-7})$$

Dès lors, la force de traction devient :

$$T = \rho \pi r^2 V_2^2 + \rho \pi (R^2 - r^2) V_0^2 - \rho \pi R^2 V_0^2 - \rho (V_2 - V_0) \pi r^2 V_0 \quad (\text{I-8})$$

$$T = \rho \pi r^2 V^2 (V_2 - V_0) \quad (\text{I-9})$$

On peut également exprimer la force de traction T en regard de la résultante de la pression statique qui s'exerce sur la surface du disque

$$T = A \Delta P \quad (\text{I-10})$$

A : la surface du disque balayée par l'hélice

ΔP : la différence de pression à travers le disque.

Grâce à l'équation de Bernoulli, on obtient de 0 à 1 en amont :

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 \quad (\text{I-11})$$

Et de 2 à 1 en aval :

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V^2 + \Delta P \quad (\text{I-12})$$

La différence de pression statique entre les faces aval et amont du disque de l'hélice est :

$$\Delta P = \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_0^2) = \frac{1}{2} \rho (V_2 - V_0)(V_2 + V_0) \quad (\text{I-13})$$

De l'équation de continuité (pour $\pi r^2 V_2 = A V_1$), on peut tirer :

$$T = \pi \rho r^2 V_2 (V_2 - V_0) = A \Delta P = A \frac{1}{2} \rho (V_2 - V_0)(V_2 + V_0) \quad (\text{I-14})$$

I.10 Rendement de l'hélice

L'hélice fournit à l'air la puissance :

$$P = T \cdot V_a \quad (\text{I-15})$$

T : La force de traction.

L'air est donc accéléré au passage :

$$V = \frac{(V_0 + V_2)}{2} \quad \text{Avec } V_2 > V_0 \quad (\text{I-16})$$

La réaction R qui s'exerce sur l'hélice est dirigée dans le sens inverse du vent.

La vitesse relative de l'hélice par rapport à l'air qui la traverse est V_a mais par rapport à l'air immobile, donc au sol, l'avion se déplace à la vitesse .

La puissance utile est donc :

$$P_u = T \cdot V_0 \quad (\text{I-17})$$

Et le rendement théorique de propulsion :

$$\eta = \frac{P_u}{P} = \frac{2V_0}{V_0 + V_2} \quad (\text{I-18})$$

Avec $V_2 > V_0$

Le rendement sera d'autant meilleur que V_2 sera proche de V_0 . Ainsi, pour une traction requise, devant compenser la traînée de l'avion, on cherchera à peu accélérer un grand volume d'air si un avion évolue à faible vitesse (et inversement, on cherchera à beaucoup accélérer un petit volume pour un avion à grande vitesse, d'où l'essor des turboréacteurs).

Du seul point de vue du rendement propulsif, l'hélice est donc meilleure aux basses vitesses.

I.11 Divers modes de fonctionnement d'un élément de pale

Une hélice est généralement construite pour qu'en utilisation normale l'incidence du profil employé soit constante tout le long de la pale et que cette incidence soit celle correspondant à la finesse maximum.

Sur l'élément de pale il existe une force aérodynamique élémentaire r contenu dans le plan de la section droit de la pale, elle peut se décomposer en t et f tel que :

t : la traction élémentaire.

f : le couple résistant élémentaire.

L'intégration de ces forces le long de la pale donne la traction et la résistance de la pale.

L'élément de pale peut fonctionner de plusieurs manières :

I.11.1 Propulseur

Quand V_a croît, et l'incidence diminue ; les efforts élémentaires varient, mais restent de même sens.

$$r \left\{ \begin{array}{l} t > 0 \text{ sens du mouvement} \rightarrow \text{tracte l'avion ;} \\ f < 0 \text{ sens opposé au mouvement} \rightarrow \text{couple résistant compensé par un couple} \\ \text{moteur égale et opposé.} \end{array} \right.$$

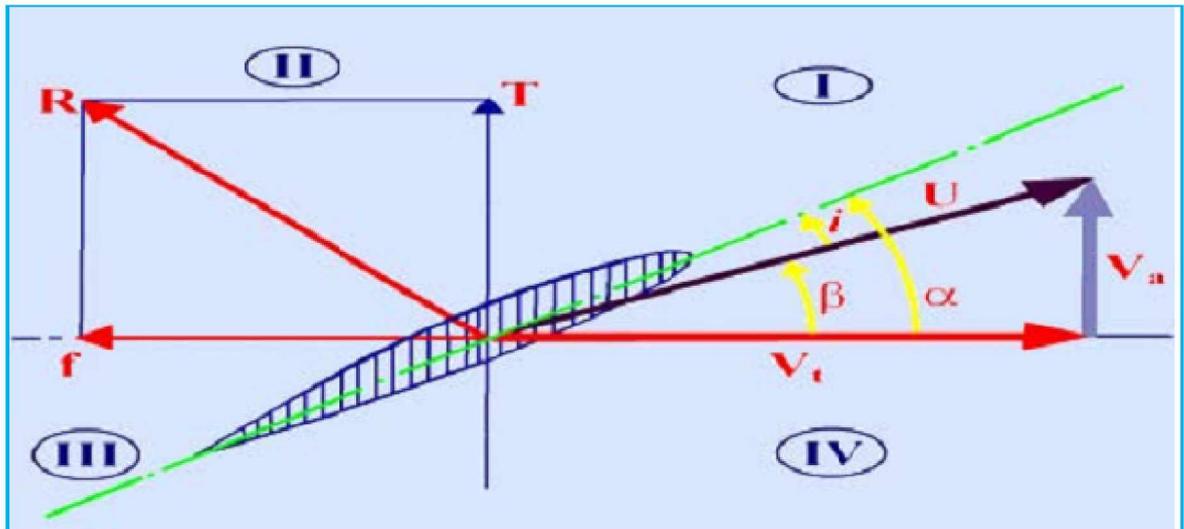


Figure (I.9) : fonctionnement en propulseur.

I.11.2 Transparence

Si le couple moteur C_m diminue ; la vitesse tangentielle V_t diminue ; l'angle d'incidence i diminue, et pour une certaine valeur de C_m , $r = f$ et $t = 0$, on dit alors qu'il y a transparence. L'hélice ne tracte pas et elle ne freine pas.

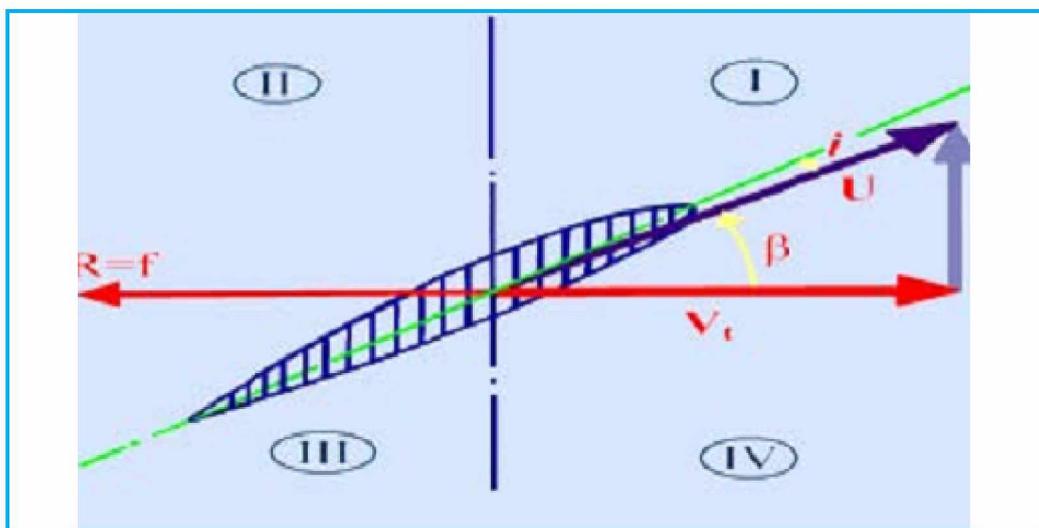


Figure (I.10) : fonctionnement en mode transparence

I.11.3 Frein aérodynamique

$i < 0$ mais reste proche de l'incidence de portance nulle ($-4^\circ < i < -1^\circ$)

r : est dans le quadrant III ;

t : est négative et freine l'avion ;

f : s'oppose à la rotation de l'hélice.

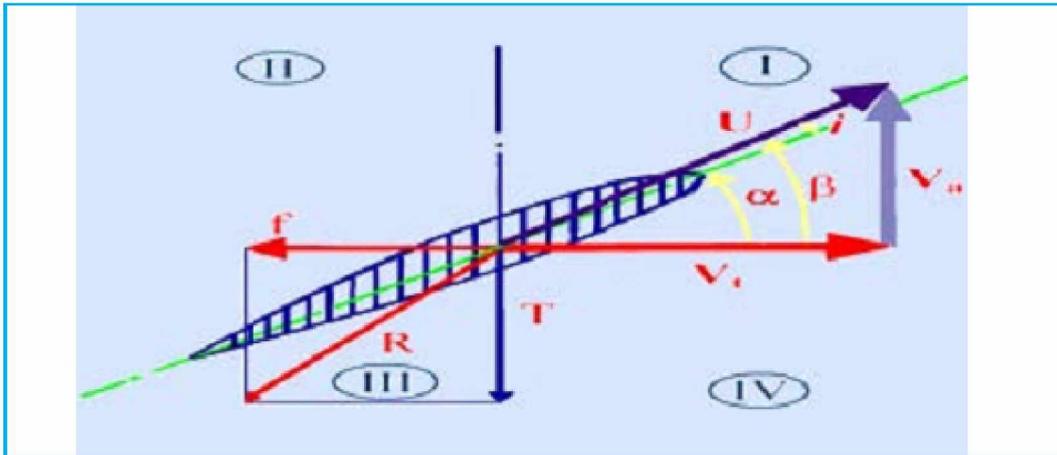


Figure (I.11) : fonctionnement en mode frein aérodynamique.

I.11.4 Moulinet (ou aéromoteur)

L'incidence est nettement négative, la résultante r passe dans le quadrant IV, l'élément freine; mais il fournit de la puissance : c'est le fonctionnement en aéromoteur ; il peut être, occasionnellement, rencontré dans un vol piqué, surtout si le calage a est faible.

Une hélice travaillant normalement en aéromoteur (moulinet) comporte un profil dont l'extrados est situé du côté opposé à la vitesse d'avancement (croquis de droite), de façon à être attaqué par l'intrados. Le croquis de gauche correspond à une hélice fonctionnant, occasionnellement, en moulinet ; le profil attaqué par l'extrados a des qualités médiocres.

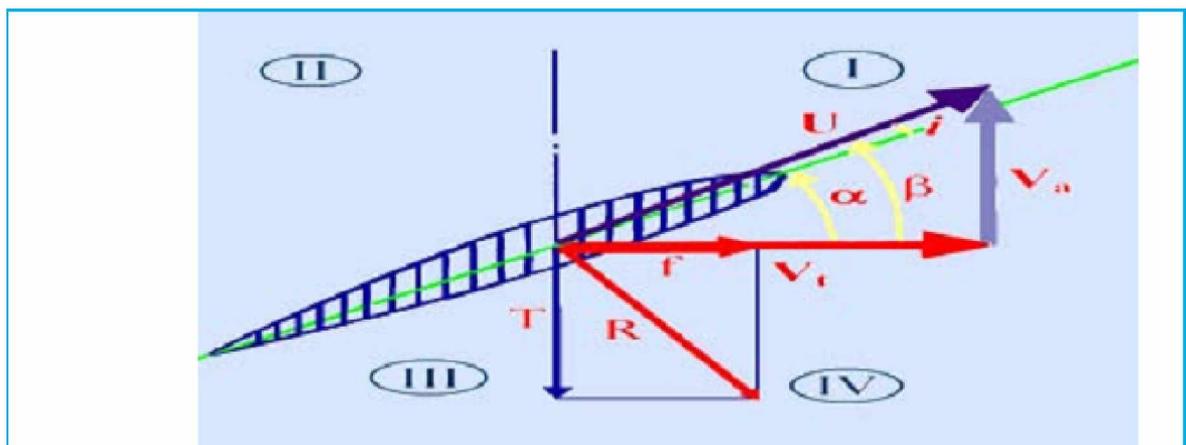


Figure (I.12) : fonctionnement en mode moulinet.

I.11.5 Drapeau

Le calage α de l'élément de pale moyen = 90° . Cet élément est dans le lit du vent relatif, ce qui a pour effet de réduire t à sa plus petite valeur et ce qui a pour conséquence d'annuler f . La pale est immobile.

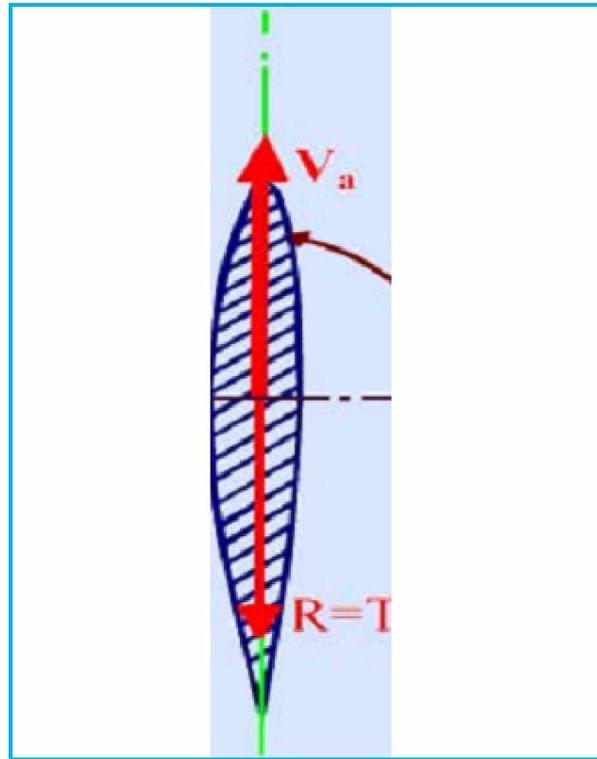


Figure (I.13) : fonctionnement en mode drapeau.

Nota : La manœuvre qui consiste à passer du « moulinet » au « drapeau » s'appelle « moulinet » s'appelle le dévirage d'hélice.

I.11.6 Reverse

Considérons un élément de pale à calage négatif. Il s'ensuit pour cet élément une incidence fortement négative la résultante aérodynamique est dans le quadrant III très proche de la normale à la corde de l'élément de pale. La décomposition de r montre que f s'oppose toujours à V_t et l'hélice ne travaille donc jamais en moulinet.

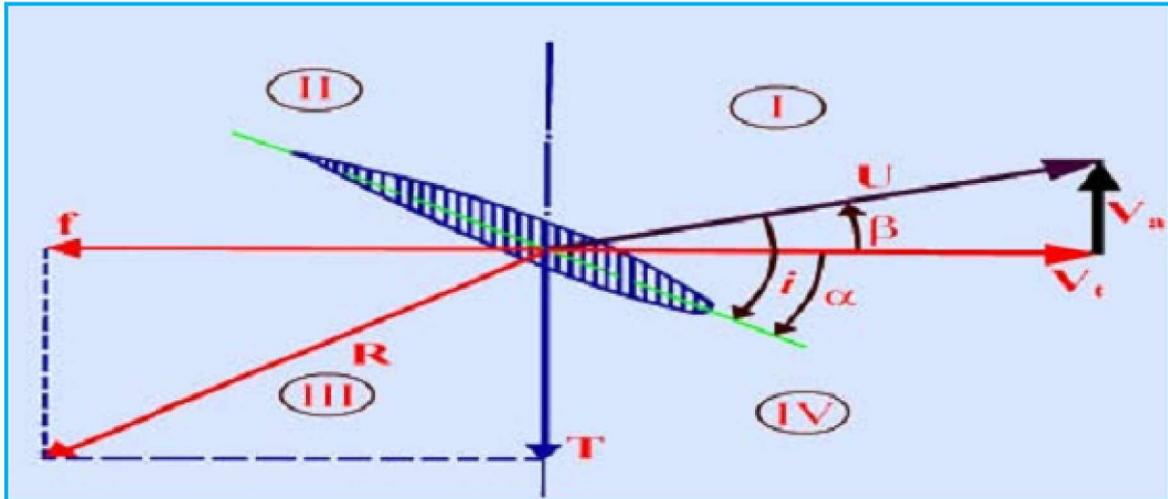


Figure (II.14) : fonctionnement en reverse.

I.12 Coefficients caractéristiques d’hélice

I.12.1 Coefficient de similitude

Les coefficients de similitude permettent de comparer simplement le comportement d’hélices de tailles différentes mais géométriquement semblables (deux hélices semblables fonctionnent aux mêmes paramétrées de similitude).

I.12.1.1 Similitude géométrique

Rapporte de toutes les dimensions homologues = cste. Soit :

Profils homothétiques	}	Même pas relatif : $h = \frac{H}{D} = \frac{H'}{D'}$
Même calage / plan de rotation		

I.12.1.2 Similitude cinématique

$$\omega.R = 2\pi.n.R = \pi.n.D \tag{I-19}$$

$$\omega'.R' = 2\pi.n'.R' = \pi.n'.D \tag{I-20}$$

$$\frac{T}{T'} = \frac{\rho}{\rho'} \left(\frac{V_r}{V_r'} \right)^2 \cdot \frac{ds}{ds'} \tag{I-21}$$

Les deux similitudes entraînent :

$$\frac{ds}{ds'} = \frac{D^2}{D'^2} \quad \text{Et} \quad \frac{V_r}{V_r'} = \frac{\pi.n.D}{\pi.n'.D'} \tag{I-22}$$

$$\text{Soit : } \frac{T}{T'} = \frac{\rho n^2 D^4}{\rho' n'^2 D'^4} \Rightarrow \frac{T}{\rho n^2 D^4} = \frac{T'}{\rho' n'^2 D'^4} = \tau \quad (\text{I-23})$$

τ est le coefficient de traction

τ sans dimension ne dépend que du triangle des vitesses.

Rapports des moments absorbés :

$$\frac{dC}{dC'} = \frac{R \cdot \rho V_r^2 \cdot ds \cdot C}{R' \cdot \rho' V_r'^2 \cdot ds' \cdot C'} = \frac{D}{D'} \cdot \frac{\rho}{\rho'} \cdot \frac{n \cdot D}{n' \cdot D'} \cdot \frac{D^2}{D'^2} = \frac{\rho \cdot n^2 \cdot D^5}{\rho' \cdot n'^2 \cdot D'^5} \quad (\text{I-24})$$

Rapport des puissances absorbées

$$\frac{W}{W'} = \frac{2\pi \cdot n \cdot C}{2\pi \cdot n' \cdot C'} = \frac{\rho \cdot n^3 \cdot D^5}{\rho' \cdot n'^3 \cdot D'^5} \Rightarrow \frac{W}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} = \frac{W'}{\rho' \cdot n'^3 \cdot D'^5} = \chi \quad (\text{I-25})$$

χ est le coefficient de puissance.

χ sans dimension ne dépend que du triangle des vitesses, soit du rapport $\frac{V}{\pi \cdot n \cdot D}$

On choisit plutôt le rapport $\gamma = \frac{V}{n \cdot D}$

γ : est argument de similitude.

I.12.1.3 Relation entre les trois coefficients

Puissance utile fournie : $P = T \cdot V$

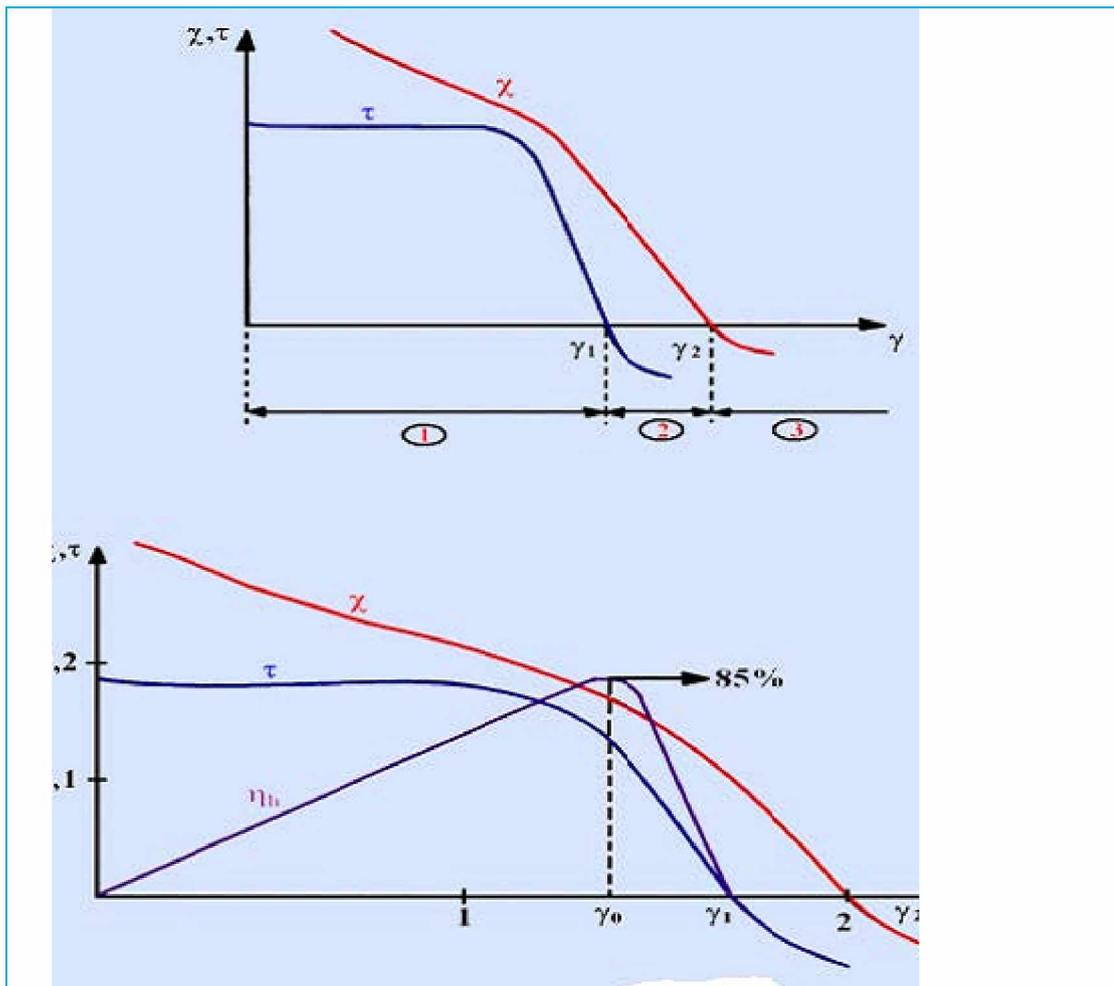
Puissance absorbée : $P_u = \gamma \rho n^3 D^5$

$$\eta = \frac{TV}{\chi \rho n^3 D^5} = \frac{\tau \rho n^2 D^4 \cdot \gamma n D}{\chi \rho n^3 D^5} = \frac{\tau \gamma}{\chi} \quad (\text{I-26})$$

D'où les formules d'hélice :

$$T = \tau \rho n^2 D^4 \quad \eta = \gamma \frac{\tau}{\chi}$$

$$W = \tau \rho n^3 D^5 \quad \gamma = \frac{V}{n D}$$

I.12.4 Les courbes : $\tau=f(\gamma)$ et $\chi=f(\gamma)$ Figure (I.16) : Les courbes $\tau=f(\gamma)$ et $\chi=f(\gamma)$

Zone 1 : l'hélice fournit une traction positive Fonctionnement propulseur

Zone 2 : l'hélice fournit une traction négative mais reçoit de la puissance du moteur Fonctionnement frein

Zone 3: l'hélice fournit une traction négative et fournit de la puissance au moteur Fonctionnement moulinet.

I.13 Influence des caractéristiques géométriques

I.13.1 Le profil

Le profil doit être Choisi tel que la finesse maximale obtenue pour $C_z = 0,3$ à $0,6$ ce qui donne un profil relativement mince, avec ligne moyenne cambrée.

I.13.2 Le nombre de pales

Pour une surface donnée de pale, l'hélice tripale permet d'obtenir le meilleur compromis diamètre/rendement. (Pour une puissance moteur donnée le diamètre diminue si le nombre de pale augmente mais le rendement diminue).

I.13.3 Le diamètre et nombre de tours

- Grand D et faible n = meilleur rendement que faible D et grand n .
- Généralement n ne dépasse pas 2 500 tr/mn. Si le moteur donne sa pleine - Généralement n ne dépasse pas 2 500 tr/mn. Si le moteur donne sa pleine placé entre l'arbre moteur et l'arbre porte hélice (c'est entre autre, le cas pour les turbopropulseurs où n dépasse 10 000 tr/mn).

I.13.4 Vitesse de bout de pales

Elle est en général limitée à 0.9 de la vitesse du son, pour éviter une baisse sensible du rendement. Compte tenu du diamètre D de l'hélice, le nombre de tours se trouve limité et la valeur de 2500 tr/mn peut être retenue.

D'où la nécessité d'un réducteur entre le moteur et l'hélice si le N max du moteur est supérieur à celui de l'hélice. C'est le cas, en particulier des turbopropulseurs.

Conclusion

L'hélice est un appareil de traction, compression, propulsion, sustentation, formé de plusieurs pales disposées régulièrement autour d'un axe. Lorsque son axe entre en rotation, ce système décrit des hélices dans un fluide en avançant perpendiculairement à la rotation, grâce aux pales orientées suivant un certain angle ou pas qui prennent appui sur le fluide.

Une hélice d'avion est avant tout une aile qui tourne (la forme de la section des pales est la même), tirant l'avion vers l'avant, en restituant au maximum 80% (environ) de la puissance fournie par le moteur.

L'hélice a été le premier système de propulsion en aviation et reste encore utilisée pour les avions ne nécessitant pas de grandes vitesses de translation.

La majorité des écoulements des fluides rencontrés dans la nature et qui sont d'un intérêt pratique, en ingénierie sont turbulents, très complexes et instables à partir d'un certain nombre de Reynolds ($Re=CL/v$) où C et L sont une vitesse et une longueur caractéristiques de l'écoulement moyen et v la viscosité cinématique.

Aux faibles nombres de Reynolds, l'écoulement est laminaire tandis qu'à des nombres de Reynolds élevés, les écoulements deviennent turbulents. Un état aléatoire de la vitesse, la pression et la température qui fluctuent continuellement dans une partie du domaine de l'écoulement. En régime laminaire, les écoulements sont complètement décrits par les équations de continuité, de Navier-Stokes, d'énergie et d'état du fluide. Dans certains cas de configurations géométriques simples, ces équations peuvent être résolues analytiquement. Dans des cas plus complexes, ces écoulements sont traités numériquement à l'aide de techniques de CFD (computational fluid dynamics) comme la méthode des volumes finis par exemple.

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

Il existe deux techniques pour approcher le problème de la turbulence en mécanique des fluides ; la première méthode est dite "modélisation de la turbulence". Elle consiste à décomposer le champ de la vitesse et de la température en une composante moyenne et une fluctuation turbulente. Le système d'équations résultant RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) quantifie ainsi le comportement de l'écoulement moyen.

La seconde méthode est la simulation directe DNS (Direct Numerical Simulation), dans laquelle toutes les structures de la turbulence sont résolues directement et sans le recours à des approximations. Ceci n'est possible que par le biais d'une résolution très fine des équations instantanées de Navier-Stokes, c'est-à-dire que l'algorithme utilisé devra être suffisamment précis en espace et en temps pour capter toutes les échelles de longueur et de temps de la turbulence.

II.1 Phénomène de Turbulence

Le nombre de Reynolds d'un écoulement donne une mesure de l'importance relative des forces d'inertie et des forces visqueuses. Il a été observé expérimentalement que pour des conditions aux limites stationnaires, l'écoulement est stationnaire au dessous d'un nombre de Reynolds appelé Nombre de Reynolds critique (Re_{crit}). Pour des nombres de Reynolds supérieurs à (Re_{crit}), une série de Phénomènes apparaissent et changent radicalement les caractéristiques du fluide. Le mouvement des particules de fluides devient instationnaire même lorsque les conditions aux limites sont stationnaires.

Les propriétés du fluide varient alors d'une manière désordonnée et aléatoire et le régime d'écoulement est appelé régime d'écoulement turbulent.

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

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

II.2 Equations de Navier Stokes

Les équations de Navier Stokes sont des équations différentielles non linéaires régissant l'écoulement étudié. Ces équations, lorsqu'elles ne sont pas simplifiées, elles n'ont pas de solutions analytiques et ne sont donc utiles que pour des simulations numériques. Ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques à des problèmes de la dynamique des fluides.

Pour un fluide Newtonien, incompressible, isotherme et à propriétés constantes, Soient ρ , u , v , w et p la masse volumique, la viscosité cinématique, les trois composantes de la vitesse c et la pression statique instantanées respectivement d'un écoulement incompressible et (x, y, z) un repère de coordonnées cartésiennes.

Les équations de Navier Stokes s'écrivent sous la forme :

II.2.1 Equation de continuité

C'est une équation, qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent.

{Quelque soit le volume du fluide que l'on suit dans son mouvement, sa masse m reste constante (Fluide Conservatif)}.

Il se traduit par l'équation de continuité, sous sa forme générale :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div } \rho \vec{c} = 0 \quad (\text{II.1})$$

Dans le cas d'un fluide permanent (stationnaire), et incompressible, où la masse volumique est invariable, l'équation de continuité se réduit à :

$$\operatorname{div} \ddot{c} = 0 \Rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (\text{II.2})$$

II.2.2 Equation de quantité de mouvement

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

{Quelque soit le domaine D du fluide que l'on suit dans son mouvement, la dérivée par rapport au temps du torseur $[\rho \ddot{c}]_D$ des quantités du mouvement est égale au torseur des forces extérieures appliquées au domaine D (Forces de volume et Forces de Surface)}

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

$$\text{- Forces extérieures : } \ddot{F} = -\operatorname{div} \ddot{c} \quad (\text{forces de volume}) \quad (\text{II.3})$$

$$\text{- Forces de Pression : } \frac{1}{\rho} \operatorname{grad} P \quad (\text{forces de surface}) \quad (\text{II.4})$$

$$\text{- Forces d'inertie : } \ddot{\gamma} = \frac{d\ddot{c}}{dt} \quad (\text{II.5})$$

$$\text{- Forces de Viscosité : } \ddot{c} \Delta v = \nu \operatorname{div} \operatorname{grad} c \quad (\text{II.6})$$

$$\text{Pour un fluide incompressible, on a : } \ddot{\gamma} \cdot \ddot{F} = \ddot{c} \Delta v \cdot \frac{1}{\rho} \operatorname{grad} P \quad (\text{II.7})$$

En remplaçant $\ddot{\gamma}$, $\frac{1}{\rho} \operatorname{grad} P$, $\ddot{c} \Delta v$ et F par ses valeurs on obtient les équations suivantes

$$\frac{du}{dt} + \operatorname{div}(u\ddot{c}) = \nu \operatorname{div} \operatorname{grad} u - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} \quad (\text{II.8})$$

$$\frac{dv}{dt} + \operatorname{div}(v\ddot{c}) = \nu \operatorname{div} \operatorname{grad} v - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dy} \quad (\text{II.9})$$

$$\frac{dw}{dt} + \operatorname{div}(w\ddot{c}) = \nu \operatorname{div} \operatorname{grad} w - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dz} \quad (\text{II.10})$$

D'une manière générale, il suffit d'ajouter à chacune des équations d'EULER les composantes de viscosité par unité de masse.

Les équations de NAVIER- STOKES sont très complexes, des solutions Analytiques ne peuvent être obtenues que par certaines configurations simples.

II.3 Grandeurs moyennes

Compte tenu des dimensions, des écarts de vitesse, de pression et de la température en jeu dans les turbomachines, l'écoulement interne est généralement turbulent. Pour obtenir les équations du mouvement turbulent, on introduit dans les équations de Navier-Stokes la décomposition de Reynolds. Cette décomposition consiste à considérer toute grandeur scalaire Φ comme la somme d'une valeur stationnaire moyenne et d'une valeur fluctuante $\Phi'(t)$ dépendant du temps et ayant une valeur moyenne nulle :

$$\Phi(t) = \Phi + \Phi'(t) \quad (\text{II.11})$$

Pour simplifier l'écriture, nous adoptons l'écriture suivante :

$$\phi = \Phi + \Phi' \quad (\text{II.12})$$

Où la moyenne temporelle de Φ sur la période Δt est $\bar{\Phi}$ définie par :

$$\bar{\phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \phi(t) dt \quad (\text{II.13})$$

et

$$\bar{\phi}' = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \phi'(t) dt = 0 \quad (\text{II.14})$$

Pour chaque composante fluctuante des propriétés de l'écoulement sont d'une importance particulière car elles peuvent être facilement mesurées.

L'énergie cinétique turbulente spécifique associée à l'écoulement turbulent est définie comme suit :

$$k = \frac{1}{2} \left(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2} \right) \quad (\text{II.15})$$

L'intensité de la turbulence est reliée à l'énergie cinétique turbulente et une vitesse de référence U de la manière suivante :

$$T_u = \sqrt{\frac{2K}{3U_{ref}^2}} \quad (\text{II.16})$$

II.4 Equations de Reynolds

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

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

$$\text{et} \quad \ddot{c} = \ddot{C} + \dot{c}' = (U\ddot{i} + V\ddot{j} + W\ddot{k}) + (u'\ddot{i} + v'\ddot{j} + w'\ddot{k}) \quad (\text{II.17})$$

On obtient les équations de Reynolds suivantes :

- Equation de continuité

$$\text{div } \ddot{c} = 0 \quad \text{Car} \quad \text{div } \dot{c}' = 0 \quad (\text{II.18})$$

- Equation de quantité de mouvement

$$\frac{dU}{dt} + \text{div}(U\ddot{C}) = \nu \text{div grad } U - \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} + \left[-\frac{\partial \overline{u'u'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{u'w'}}{\partial z} \right] \quad (\text{II.19})$$

$$\frac{dV}{dt} + \text{div}(V\ddot{C}) = \nu \text{div grad } V - \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dy} + \left[-\frac{\partial \overline{v'v'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{v'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{v'w'}}{\partial z} \right] \quad (\text{II.20})$$

$$\frac{dW}{dt} + \text{div}(W\ddot{C}) = \nu \text{div grad } W - \frac{1}{\rho} \frac{dP}{dz} + \left[-\frac{\partial \overline{w'w'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{w'w'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{w'w'}}{\partial z} \right] \quad (\text{II.21})$$

Ces équations ressemblent aux équations instantanés de Navier-stockes avec en plus les termes entre crochet qui sont le résultat de contraintes additionnelles (normales et tangentielles) se sont les contraintes de REYNOLDS et on l'appelle aussi le tenseur (τ_{ij}) de REYNOLDS.

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

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

$$\tau_{ij} = \rho \begin{bmatrix} \overline{u'u'} & \overline{v'u'} & \overline{w'u'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{w'v'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{bmatrix} \quad (\text{II.22})$$

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

II.5 Modélisation de la turbulence

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

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

II.5.1 Les différents modèles de la turbulence

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

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

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

Il a proposé de relier le tenseur de Reynolds au champ de vitesse moyenne en écrivant

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.23})$$

Avec :

μ : La viscosité turbulente.

Le code de calcul FLUENT 6.3 permet d'utiliser différents modèles de turbulence, parmi lesquels on distingue deux catégories de modélisation qui se subdivise elle même en une variété de modèles :

II.5.2 Modèle aux tensions de Reynolds (Reynolds Stress Model)

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

- Modèle aux tensions de Reynolds RSM
- Modèle LRP-IP (Launder, Reece and Rod-Isotropisation of Production)
- Modèle LRR-QI (Launder, Reece and Rod-Quasi Isotropic)
- Modèle SSG (Spezile, Sarkar and Gatski)
- Modèle aux tensions Reynolds RSM- ω

For the Omega Reynolds Stress Model

For the BSL RSM

II.5.3 Modèle de viscosité turbulente (1er ordre Eddy viscosity turbulence)

Basé sur l'hypothèse de Boussinesq qui consiste à modéliser directement les tensions de Reynolds à l'aide de la viscosité turbulente

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

II.5.3.1 Modèle à zéro équation (Modèle Algébrique)

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

- Modèle de la viscosité turbulente

Les contraintes de Reynolds :

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'v'} \quad (\text{II.24})$$

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

$$-\rho \overline{u'v'} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{II.25})$$

Une méthode particulière simple consiste à supposer que μ_t garde une valeur constante dans chaque section de la couche de mélange. Un raisonnement dimensionnel montre alors que μ_t doit être proportionnel au produit d'une vitesse et d'une échelle typique de la section considérée. [5]

$$\mu_t = C \cdot \rho \cdot v \cdot L$$

v: Différence de vitesse.

L : échelle de longueur.

C : Constante de proportionnalité adimensionnelle.

- Le modèle de longueur de mélange

Le modèle de longueur de mélange proposé par PRANDTL en 1925 appartient à la catégorie des modèles algébriques. Dans ce modèle μ est directement liée au gradient de vitesse moyenne par intermittence d'une longueur L appelée longueur de mélange.

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

$$\mu_t = \rho \cdot L^2 \left| \frac{\partial U}{\partial y} \right| \tag{II.26}$$

L: longueur de mélange.

II.5.3.2 Modèle à une équation de transport

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

$$k = \frac{1}{2} (\overline{u_i' u_i'}) = \frac{1}{2} (\overline{u_1'^2} + \overline{u_2'^2} + \overline{u_3'^2}) \tag{II.27}$$

On garde encore le concept de viscosité turbulente pour exprimer les contraintes de Reynolds, mais on abandonne les expressions algébriques donnant μ_t . Si l'on admet que μ doit être une fonction de la densité ρ , de l'énergie cinétique de la turbulence k et d'une longueur caractéristique L :

$$\mu_t = C \rho K^{\frac{1}{2}} L \tag{II.28}$$

L'énergie cinétique turbulente s'écrit comme suit :

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \overbrace{-U_i U_k \frac{\partial U_i}{\partial x_k}}^{P_k} - \overbrace{\frac{1}{2} \frac{\partial U_i U_i U_k}{\partial x_k}}^{\tau_k} - \overbrace{\frac{1}{\rho} \frac{\partial U_k P'}{\partial x_k}}^{I_k} + \overbrace{v \frac{\partial^2 k}{\partial x_k \partial x_k}}^{D_k} - \overbrace{v \frac{\partial U_i \partial U_i}{\partial x_k \partial x_k}}^{\varepsilon_k} P_k \tag{II.29}$$

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

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

Π_k : Transfert d'énergie par l'interaction pression vitesse fluctuante

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

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

II.5.3.3 Modèle à deux équations de transport

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

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

- Le modèle k - ε

Il est possible de développer des équations de transport similaires pour d'autres paramètres de la turbulence y compris le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente. L'équation exacte de ε contient cependant un certain nombre de termes non mesurables. Le modèle k - ε présenté est le modèle développé par Launder et Spalding. Il comporte deux équations, l'une pour k et l'autre pour ε basées sur une meilleure compréhension des processus causant le changement de ces variables.

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

$$v = k^{1/2} \quad \text{et} \quad l = k^{3/2} / \varepsilon \quad (\text{II.30})$$

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

$$\mu_t = C \rho v l = \rho C_{\mu} k^2 / \varepsilon \quad (\text{II.31})$$

C Est une constante adimensionnelle.

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

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \text{div} \left(\rho k \vec{C} \right) = \text{div} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \text{grad } k \right) + 2 \mu_t E_{ij} \cdot E_{ij} - \rho \varepsilon \quad (\text{II.32})$$

$$\varepsilon = \frac{\text{energie cinétique turbulente}}{\text{temps caractéristique des fluctuations}} = \frac{K}{L / K^{1/2}} = C_D \frac{K^{3/2}}{L} \quad (\text{II.33})$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div} (\rho \varepsilon \vec{c}) = \text{div} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \text{grad } \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2 \mu_t E_{ij} \cdot E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (\text{II.34})$$

D'où e Le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.

Taux de variation de k ou ε + transport de k ou ε par convection = Transport de k ou ε par diffusion + Production de k ou ε -Taux de destruction de k ou ε

Ces équations contiennent cinq constantes ajustables C_μ , σ_k , σ_ε , $C_{1\varepsilon}$ et $C_{2\varepsilon}$, les constantes utilisées dans ce modèle ont obtenues à partir des données expérimentales d'une variété de configurations d'écoulements.

Le terme de production dans l'équation de k est dérivé directement du terme exact de production dans l'équation en utilisant la relation exprimant le tenseur de Reynolds.

$$\tau_{i,j} = -\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial V_j}{\partial x_i} + \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial V_k}{\partial x_k} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k \quad (\text{II.35})$$

Une forme modélisée des processus de transport apparaît dans le second membre de l'équation. Les termes turbulents de transport sont représentés par un terme de diffusion de la variable scalaire considérée (k ou ε). Les nombre de Prandtl σ_k et σ_ε relient la diffusivité de k et ε avec la viscosité turbulente μ_t . Le terme de pression dans l'équation exacte de k ne peut être directement mesuré et ses effets sont pris en compte dans le terme de diffusion dans l'équation.

La production et la destruction de l'énergie cinétique turbulente sont en rapport direct. Le taux de dissipation ε est élevé lorsque la production de k est grande. L'équation du modèle pour ε suppose que sa production et sa destruction sont proportionnelles aux termes de production et de destruction dans l'équation de k ; L'adoption de cette forme assure que ε augmente rapidement lorsque k augmente rapidement et qu'elle diminue suffisamment rapidement pour éviter des valeurs négatives de l'énergie turbulent k si celle-ci diminue. Le facteur ε/k dans les termes de production et de destruction de ε assure une dimension correcte de ces termes.

Conditions aux limites

Les équations du modèle k- ε sont du type elliptique et leur comportement est semblable aux autres équations elliptiques régissant un écoulement. Il est donc nécessaire de leur adjoindre les conditions aux limites suivantes :

- Entrée : la distribution de k et e est spécifiée.
- Sortie symétrie : gradients suivant la direction normale est nul.
- Ecoulement libre : $k = 0$ et $\varepsilon = 0$.
- Paroi solide : L'approche dépend du nombre de Reynolds.

La compréhension du comportement des fluides est bien souvent un facteur important dans le développement de produit et de procès. Grâce à la capacité de calcul disponible toujours plus grande, l'analyse des écoulements a de plus en plus tendance à quitter le laboratoire pour entrer dans le monde de la simulation numérique. Des interfaces conviviales et intuitives ainsi que son intégration dans le processus de développement élargissent continuellement la palette d'utilisateurs de calcul fluide. Le rôle central pour ce type de calcul est détenu comme auparavant par l'ingénieur calcul spécialiste en CFD (Computational Fluid Dynamics), mais les environnements de nouvelle génération comme ICEM CFD et FLUENT donnent un accès à certaines applications aux ingénieurs de mécanique des fluides avec l'importance croissante des calculs couplés comme par exemple l'interaction fluide/structure.

Les applications du code de calcul FLUENT interviennent sous différentes formes dans de nombreux domaines : depuis la climatisation de grands bâtiments jusqu'à la simulation d'essais en soufflerie pour l'industrie automobile, en passant par l'optimisation de turbines, de pompes et par les calculs d'écoulements dans les domaines micro et nano-scopiques.

III.1. Présentation De SOLIDWORKS

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SOLIDWORKS a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes. Parmi les plus grandes entreprises utilisant SOLIDWORKS, on peut citer Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO, le Boulch Robert Renaud.

SOLIDWORKS est un modelleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SOLIDWORKS. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

Les pièces : La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SOLIDWORKS permet

d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode.

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)... Cette organisation est rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à sa guise.

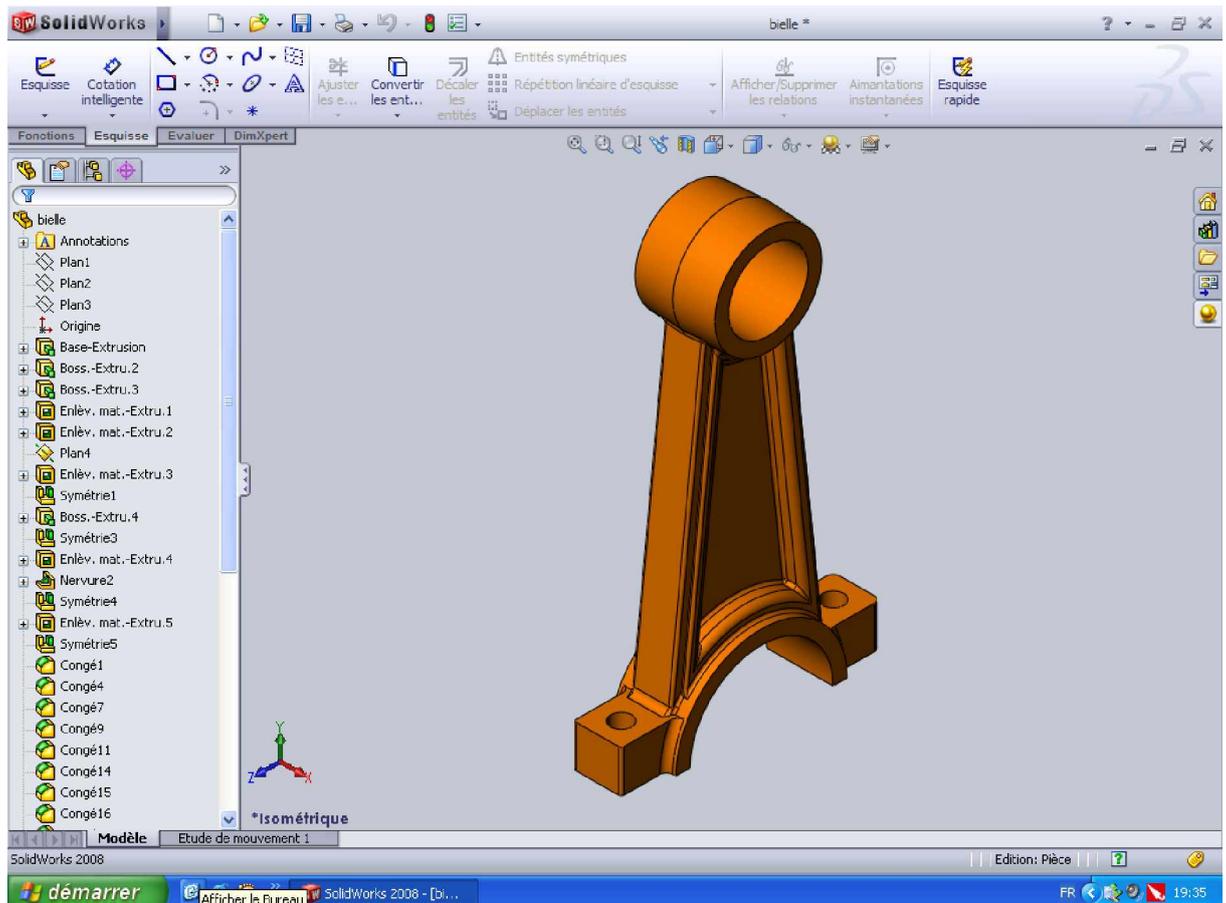


Figure (III.1) : Interface de SOLIDWORKS.

Parmi les fonctions génératrices on trouve:

1 - l'extrusion : déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction). Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

2 - la révolution : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

3 - le balayage : déplacement d'une section droite le long d'une ligne quelconque. Lorsque la génératrice de balayage est gauche, l'esquisse est en 3 dimensions.

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

- congés et chanfreins,
- nervures,
- dépouilles,
- coque (permettant d'évider un objet en lui conférant une épaisseur constante),
- trous normalisés (perçages, mortaises...),
- plis de tôle...

Des fonctions d'ordre logiciel comme la répétition linéaire, circulaire, curviligne ou par symétrie...

Les dernières versions autorisent la réalisation de pièces momentanément disjointes, ce qui permet de concevoir un objet fonctionnellement, c'est-à-dire en définissant d'abord les éléments fonctionnels, puis en joignant les différentes parties par de la matière (nervures, carter...).

L'édition de familles de pièces est possible en associant à SolidWorks, le tableur Microsoft Excel: Un tableau devient ainsi éditeur des références (lignes) donnant la valeur des paramètres variables des fonctions (colonnes) :

- valeur de certaines cotes.
- valeur de certaines propriétés (nombre d'occurrence...).
- état de suppression d'une fonction.

Ainsi, il est possible d'obtenir à partir d'un seul fichier de type pièce, l'ensemble des modèles de vis d'assemblage (toutes forme de tête ou dimensions), ou encore toutes les combinaisons de briques LEGO (1x1, 1x2 etc.).

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne soucis plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce.

Les possibilités d'édérations sont complétées par un ensemble d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface...

Les assemblages : Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de contraintes d'assemblage associant, deux entités respectives par une relation géométrique (coïncidence, tangence, coaxialité...). Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision, mesure des jeux, etc.)

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin : tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

Les mises en plan : Dessin de définition établi avec SOLIDWORKS

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet. Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

Vues. La projection sur plan du modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de DAO il est possible d'éditer un plan faux!). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic. Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécutée avec un habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non initiés.

Cotation. La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce. Bien sûr, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des cotes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi!).

Fond de plan. SOLIDWORKS par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

- Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.
- Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.

Des modèles sont proposés (équivalent du .dot de WORD).

Nomenclature. Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.

Les extensions des fichiers. La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures. Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers SOLIDWORKS ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre. On retrouve :

.sldprt, pour les fichiers pièce.

.sldasm, pour les fichiers assemblage.

.slddrw, pour les fichiers plans.

.sldprt, pour les fichiers de fond de plan.

Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

III.2.ICEM CFD

Le logiciel ICEM CFD est un mailleur 2D/3D; pré-processeur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers *.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

ICEM CFD regroupe trois fonctions : définition de la géométrie du problème (construction si la géométrie est simple ou bien import de la géométrie CAO), le maillage et sa vérification, la définition des frontières (Types de conditions aux limites) et définitions des domaines de calculs.

III.2.1. Construction De La Géométrie

ICEM CFD 4.2 permet d'établir la géométrie du système étudié. La géométrie est construite à partir de points, de courbes, de surfaces et de volumes.

La finalité de la construction de la géométrie est de définir les domaines de calcul qui seront des faces dans un problème 2D et des volumes dans un problème 3D.

III.2.2 Import De La Géométrie Et Nettoyage De La Cao

Souvent la géométrie est conçue par des logiciels de la CAO (SolidWorks, CATIA...). Dans le cas des turbomachines, elle peut être aussi conçue par des logiciels de dimensionnement (problème inverse) comme BladeGen+ et Turbo Gen. Dans ce cas, on a recours à l'importation de la géométrie. Il est conseillé d'importer des fichiers sous format TETIN (*.tin). Souvent il est indispensable de nettoyer la géométrie.

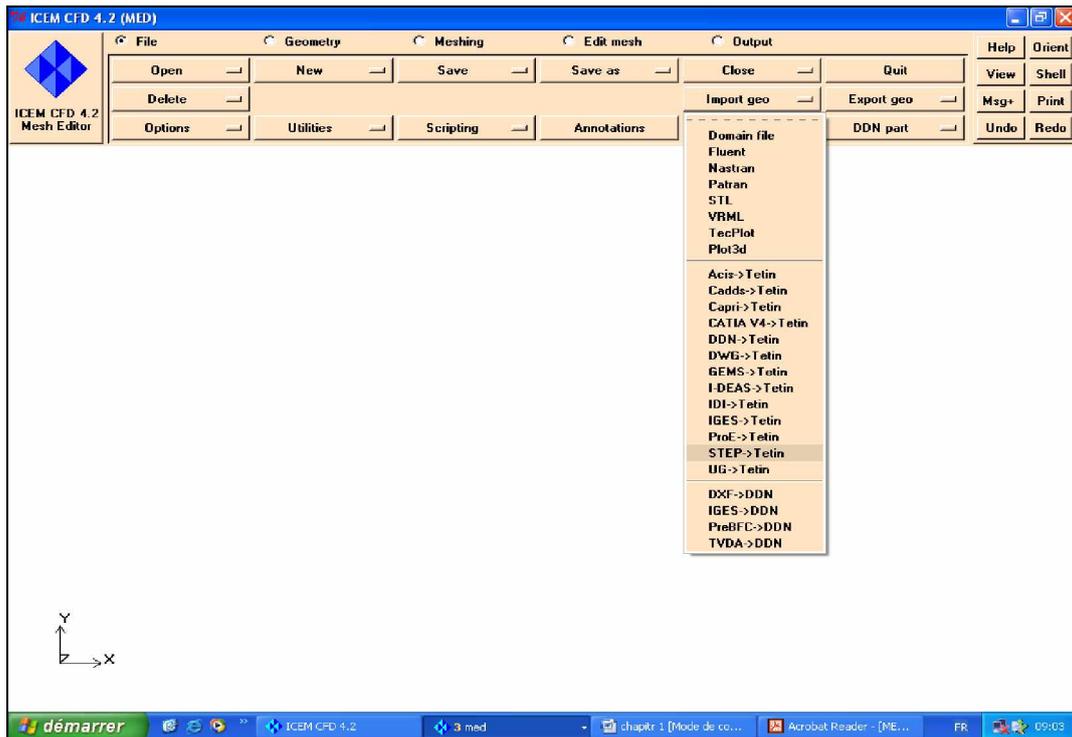


Figure (III.2) : importation de la géométrie

III.2.3 Maillage

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.

La technique de génération de maillage peut être résumée sous la forme suivante :

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants de la géométrie, moyeu, volute, stator, rotor ...etc., sous forme de données numériques, fichier CAD pré-établi ou plutôt sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous ICEM CFD.
- La géométrie qui représente les différents domaines fluides est décomposée en sous domaines « maillables ».
- Maillages des sous domaines fluides.

La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD.

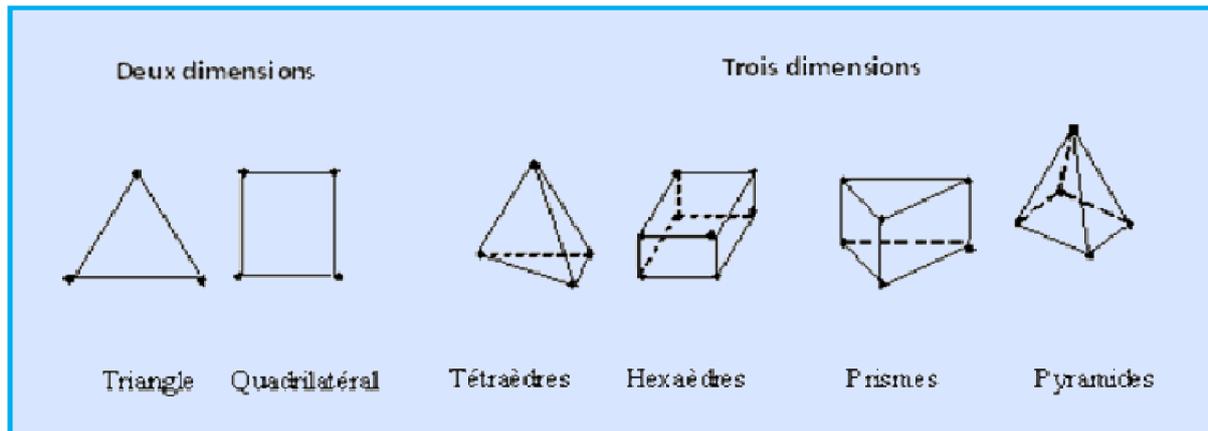


Figure (III-3) : Exemples de mailles utilisées en Volumes Finis.

Ø Choix Du Type De Maillage

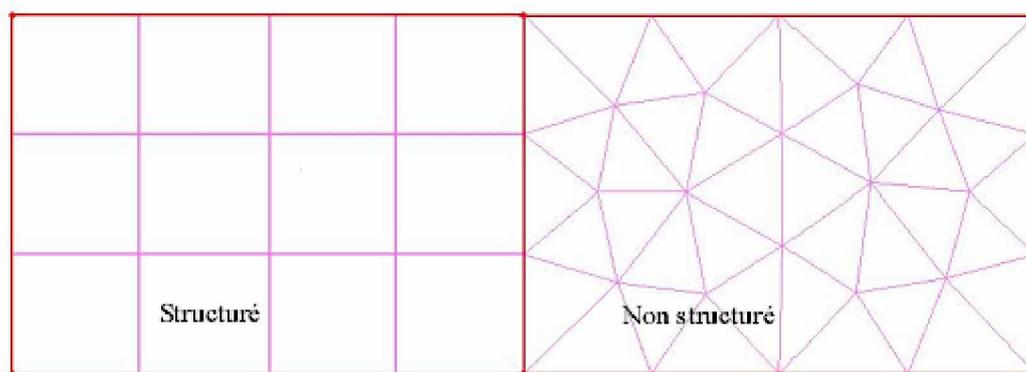
1. Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes



figure(III.4) Maillage structuré et non structuré

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

Ses avantages :

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

3. Maillage hybride

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré !

Ø **Techniques Générales De Génération Du Maillage**

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne Qualité des éléments.
- Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient.
- Assurer un bon Lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- Minimiser le nombre Total des éléments (temps de calcul raisonnable)

Ø **Qualité D'un Maillage**

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :

- Minimisation des éléments présentant des distorsions (skewness en anglais)
- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc ...etc.)

Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

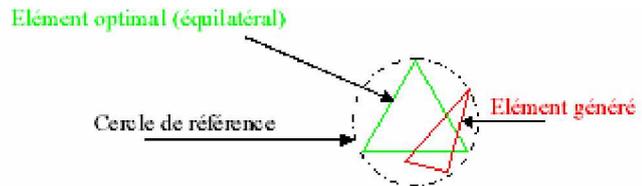
Ø **Distorsion**

Une bonne qualité de maillage est synonyme d'absence de grandes distorsions d'éléments (Bon skewness).

Le facteur de distorsion Fd (skewness) se calcule de deux façons différentes :

1° - Calcul basé sur le volume équilatéral :

$$F_d = \frac{\text{Taille}_{\text{élément optimal}} - \text{Taille}_{\text{élément généré}}}{\text{Taille}_{\text{élément optimal}}}$$

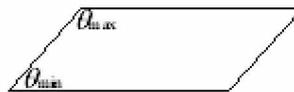


Figure(III.5) la distorsion

Applicable uniquement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques

2° Calcul basé sur la déviation angulaire

$$F_d = \max \left[\frac{\theta_{\max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{\min}}{90} \right]$$



Figure(III.6) déviation angulaire

Applicable pour tout type d'élément

Notons que les grandes valeurs du facteur de distorsion induisent des erreurs de calcul et ralentissent considérablement le processus de convergence. Quelques distorsions peuvent être tolérées si elles sont situées dans des régions à faible gradient.

Ce tableau illustre la variation de la qualité des éléments de maillage en fonction de la valeur du coefficient de distorsion Fd :

F_d	0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.95	0.95-0.99	0.99-1.00
Qualité	excellent	Bon	Acceptable	Pauvre	Très pauvre	mauvais

Table (III-1)

La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage volumique doit être inférieure à 0.90. La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage surfacique structuré ou non, hexaédrique ou tétraédrique doit être inférieure à 0.75

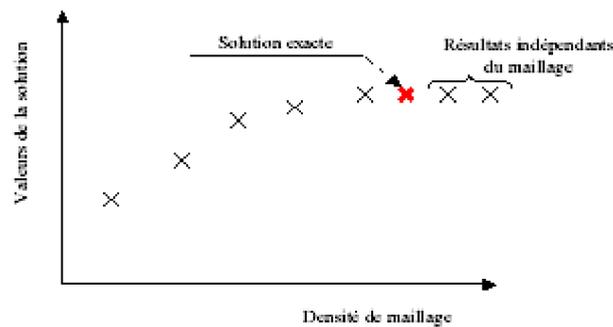
Ø Nombre total d'éléments

Un nombre important d'éléments de maillage permet sans doute d'améliorer la précision des calculs, mais pénalise les ressources informatiques en terme de mémoire et alourdit le système. Par voie de conséquence, un compromis entre précision et temps de calcul s'impose. Des techniques existent pour économiser un certain nombre d'éléments :

- Utilisation des maillages non uniformes, en concentrant la bonne qualité du maillage uniquement dans les zones où c'est nécessaire.
- Utilisation de la fonction adaptation de maillage pour raffiner uniquement sur des zones bien précises.
- Utilisation des éléments de maillage hexaédriques dans les zones adéquates.

Ø Indépendance De La Solution Du Maillage

Dans une modélisation CFD, la solution doit être indépendante de la densité du maillage pour être sûr du réalisme de la solution que donne le solveur après convergence.



figure(III.7) indépendance de la solution du maillage

Le raffinement du maillage peut se faire aussi sous Fluent et ce en utilisant la fonction « ADAPT », cette fonction adapte la grille de maillage à l'écoulement en intervenant particulièrement sur :

- 1- Les zones à fort gradient
- 2- Les zones définissant les frontières des volumes fluides
- 3- A l'intérieur de certaines zones

Le but du raffinement du maillage sous un code mailleur (ICEM CFD), et de l'adaptation de la grille à la solution sous le solveur (Fluent), est d'obtenir une solution indépendante de la résolution et de la qualité du maillage, cela revient à dire que les paramètres de la solution deviennent insensibles au bout d'un certain nombre d'éléments.

III.2.4. Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines

Le mailleur ICEM CFD peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser, ainsi nous devons spécifier le logiciel solveur avec lequel on veut traiter le fichier maillage. Comme conditions aux limites, on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition Mass flow Inlet ou une Velocity inlet. La pression à la sortie en utilisant la condition Pressure Outlet.

Ensuite, on procède à la définition des domaines de calcul.

III.3.Le Solver Fluent

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.

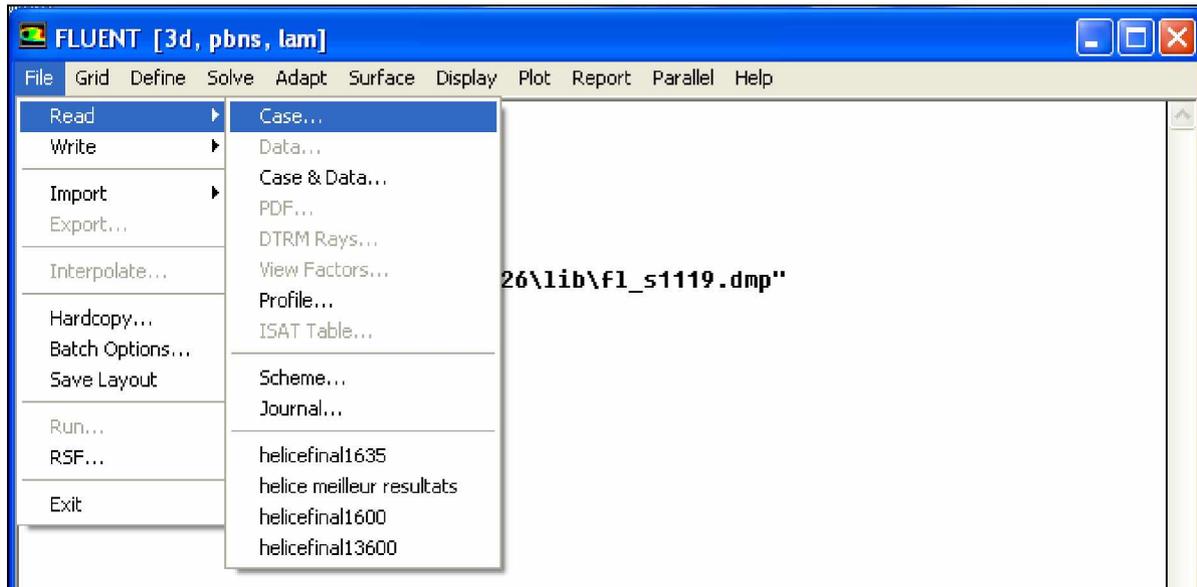
III.3.1.Principales Etapes De Simulation Sous Fluent

Cette partie fournit une introduction à FLUENT, une explication de ses aptitudes, et des instructions pour paramétrer le solveur. Il explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation d'un problème en mécanique des fluides.

- Importation du fichier (*.msh)

Pour commencer la simulation il faut importer le fichier (*.msh) généré sous ICEM CFD.

File → Read → Case...

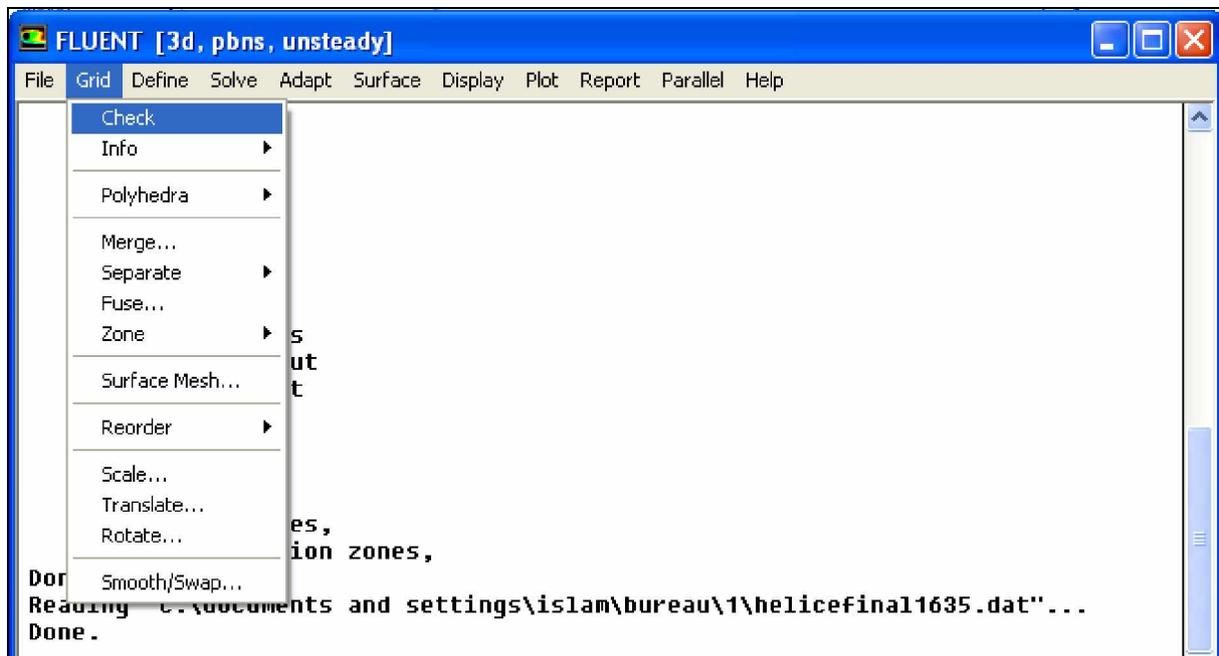


Figure(III.8): Importation du maillage

- Vérification Du Maillage Importe

Grid → Check

Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

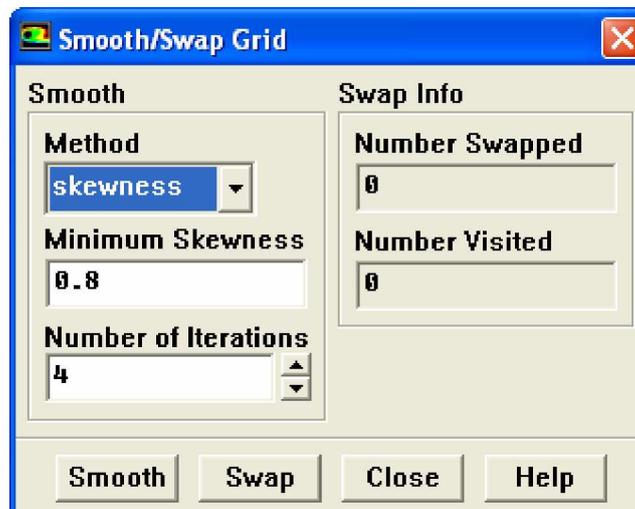


Figure(III.9): Vérification du maillage sou Fluent

- Lissage Du Maillage (Smooth and Swap the Grid)

Grid → Smooth/Swap...

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

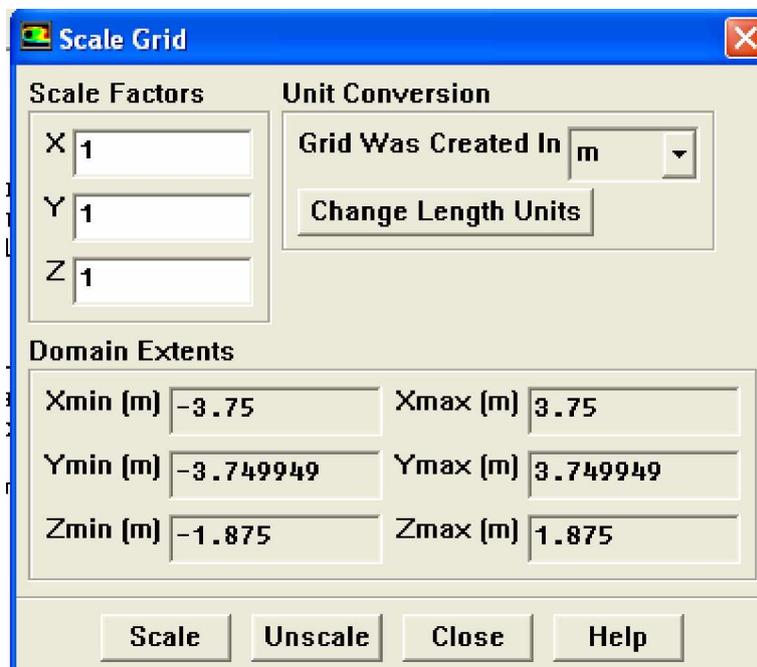


Figure(III.10): Lissage du maillage

- Vérification De l'échelle

Grid → Scale

Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.



Figure(III.11): Vérification des unités

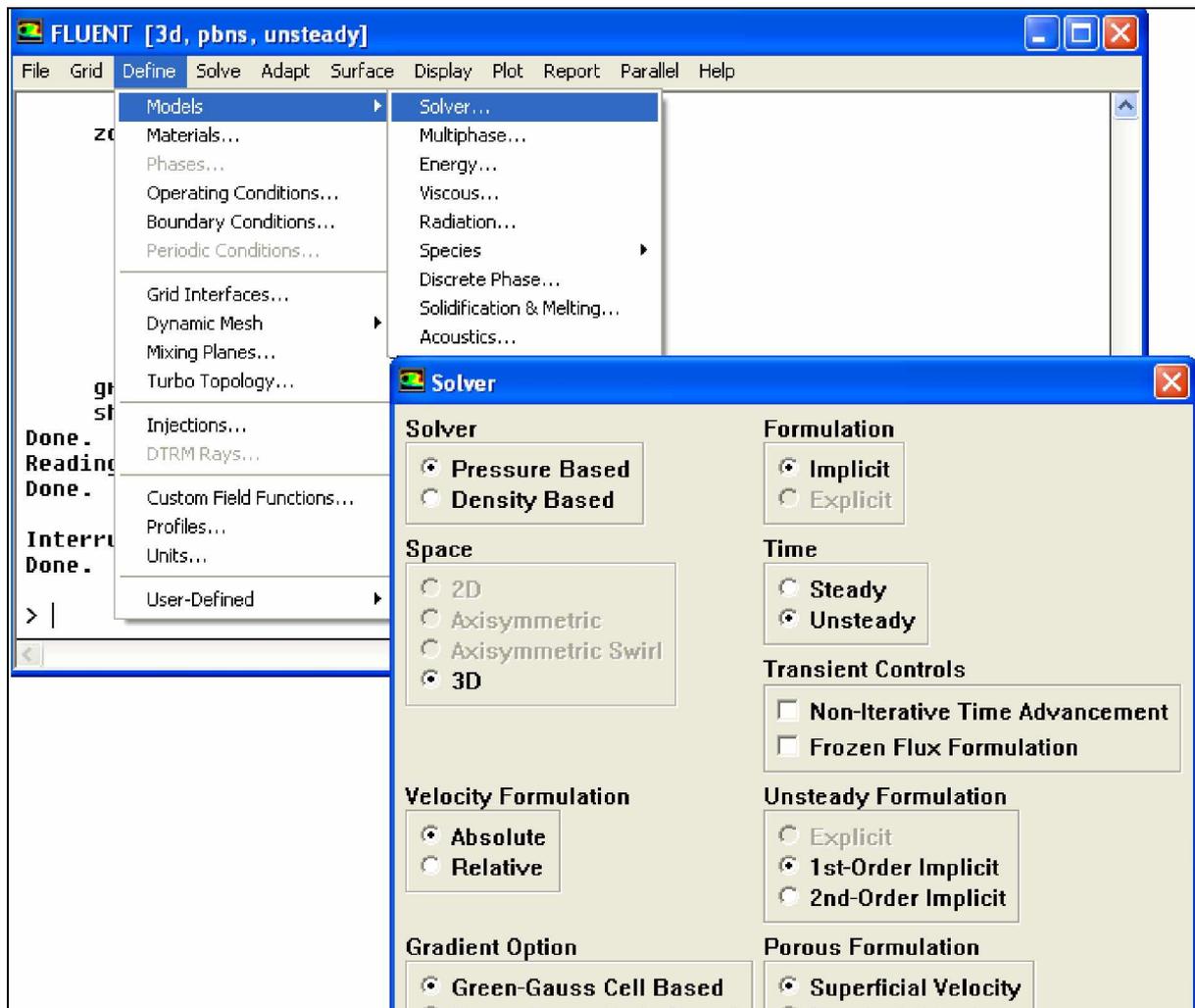
- Choix Du Solveur

Define → Models → Solver...

- Pressure based Solver : est le plus approprié pour les écoulements incompressibles (ventilateurs, pompes...)

- Density based Solver, les solveurs « coupled implicit » et « coupled explicit », sont plutôt réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse.

C'est là aussi qu'on choisit le régime d'écoulement ; permanent ou instationnaire.

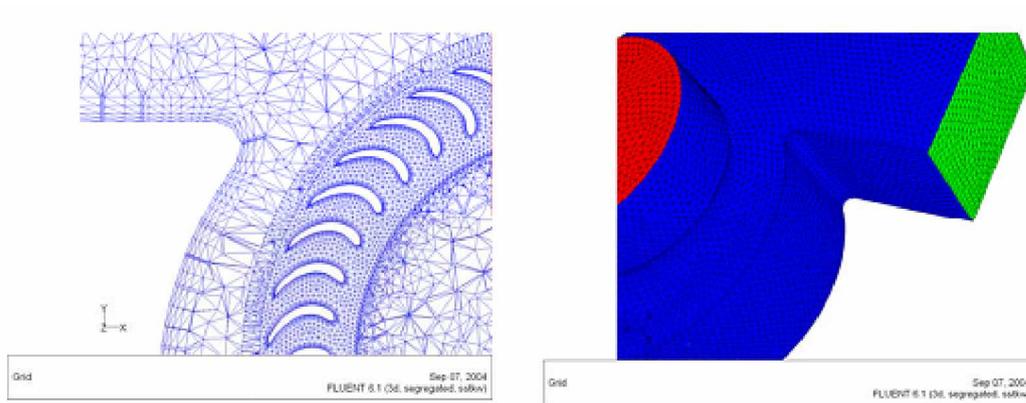


Figure(III.12): Choix du solveur sous Fluent

- Affichage de la grille

Display → Grid

Vous pouvez afficher le maillage et il est très judicieux de vérifier les conditions aux limites définies au préalable dans ICEM CFD.

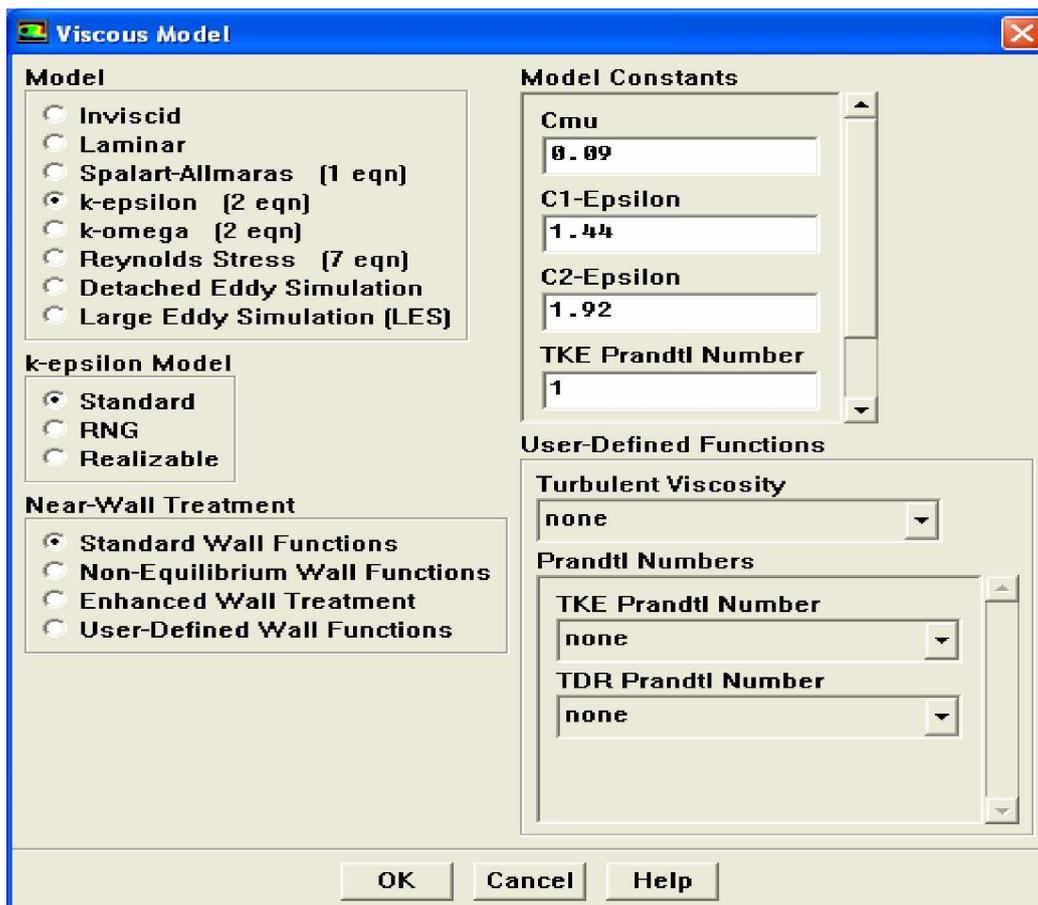


Figure(III.13): Affichage de la grille et vérification des conditions

- Choix du modèle de turbulence

Define → Models → Viscous

Fluent propose différentes modélisations de l'écoulement turbulent. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents ... etc.



Figure(III.14): Choix du modèle de turbulence

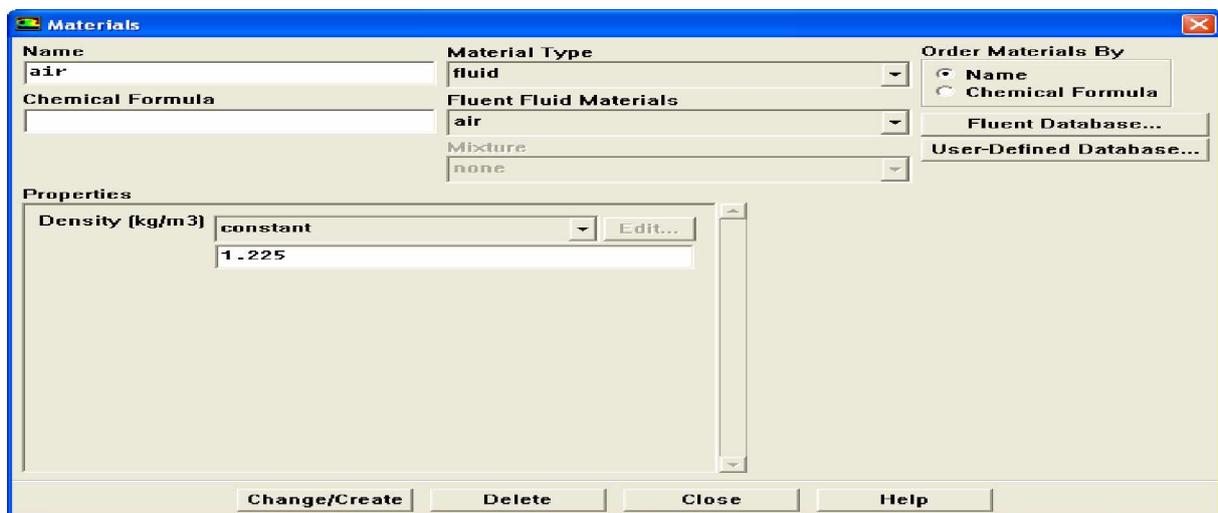
Modèles	Avantages	Inconvénients
Spalart-Allmaras	Economique (1 equ). Bon pour les écoulements moyennement complexes.	N'est pas largement testé.
STD k- ϵ	Robuste, économique et relativement précis.	Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation et swirl).
RNG k- ϵ	Bon pour des écoulements moyennement complexes (impact de jet, séparation d'écoulements, écoulements secondaires...)	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
Realizable k- ϵ	Offre les mêmes avantages que le RNG. Recommandé dans le cas des turbomachines.	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
Reynolds Stress Model (RSM)	Le modèle le plus complet Physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenus en compte)	Requiert plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvement et turbulence sont étroitement liées.
SST et standard k- ω	Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le Realizable k- ϵ .	Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (pas de aux murs).

Table (III-2) modèles de turbulence [7]

- Définition des caractéristiques du fluide

Define → Materials

Les caractéristiques du fluide sont chargées à partir de la bibliothèque de données de Fluent.

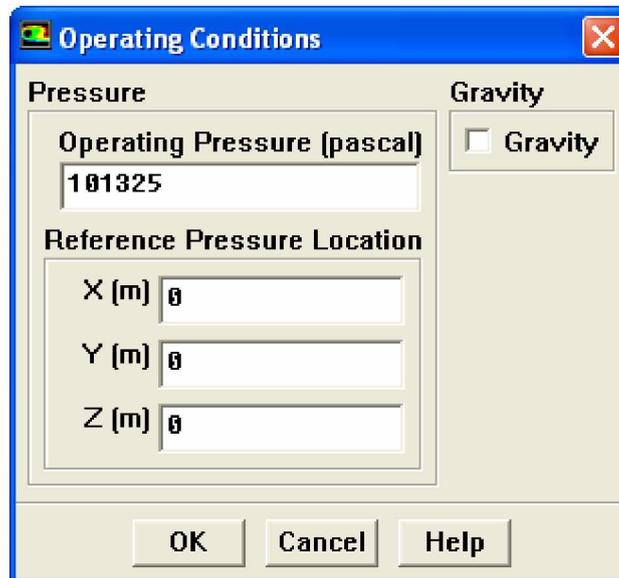


Figure(III.15): Définition des caractéristiques du fluide

- Operating conditions

Define → Operating conditions

Avant de choisir les conditions aux limites, il faut choisir d'abord la valeur de la pression de référence « operating conditions ».



Figure(III.16): Choix de la pression de référence

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

$$P_{abs} = P_{op} + P_{gauge}$$

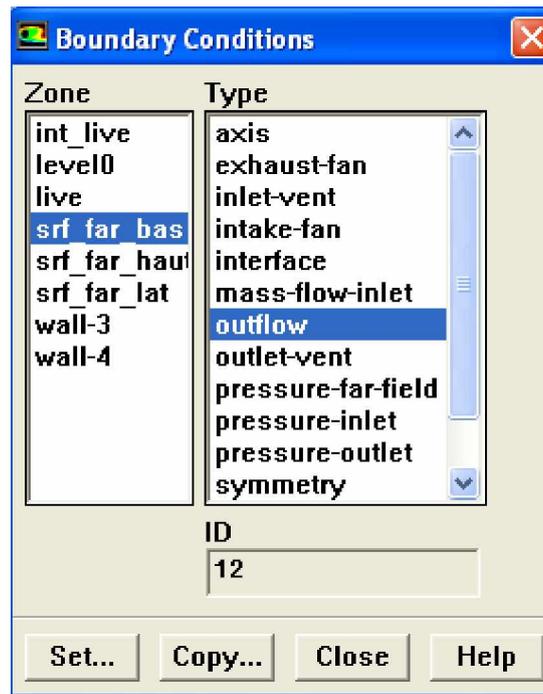
Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme operating pressure.

Ensuite, il faut choisir les conditions aux limites :

- Conditions aux limites usuelles

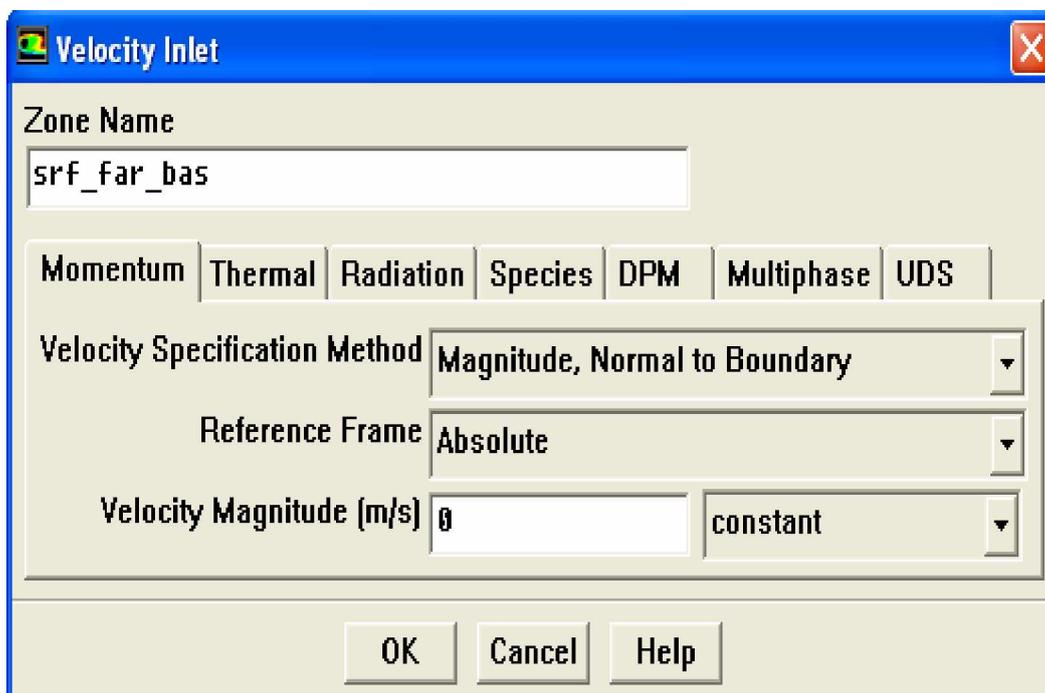
Define → Boundary Conditions

Ensuite, il faut fixer les valeurs des conditions aux limites :



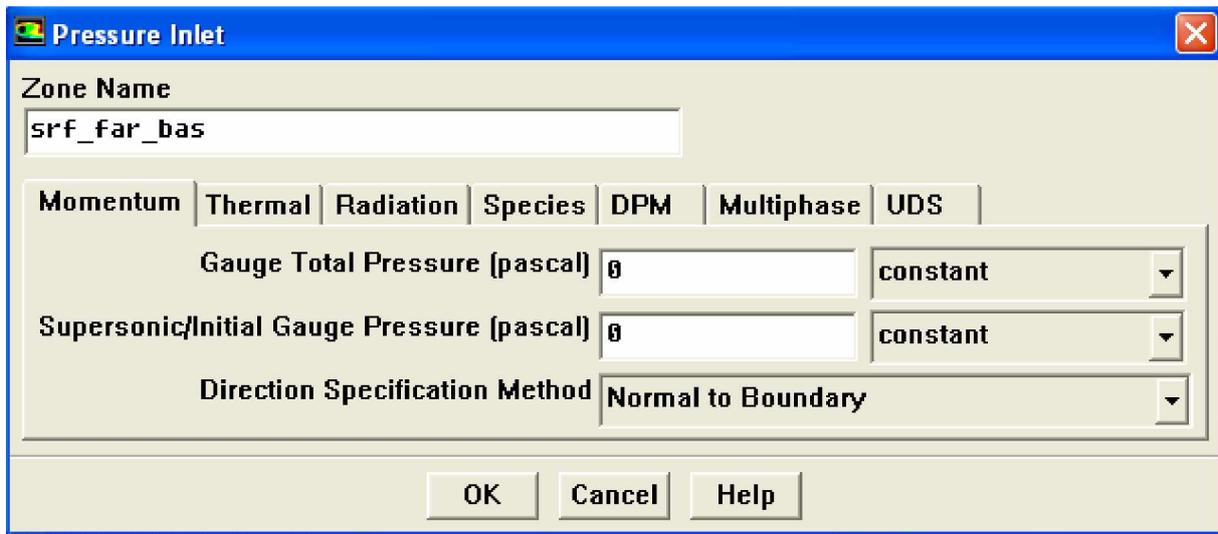
Figure(III.17): Valeurs des conditions aux limites

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



Figure(III.18): Velocity inlet

Pressure Inlet : utilisée pour les écoulements compressibles et incompressibles.



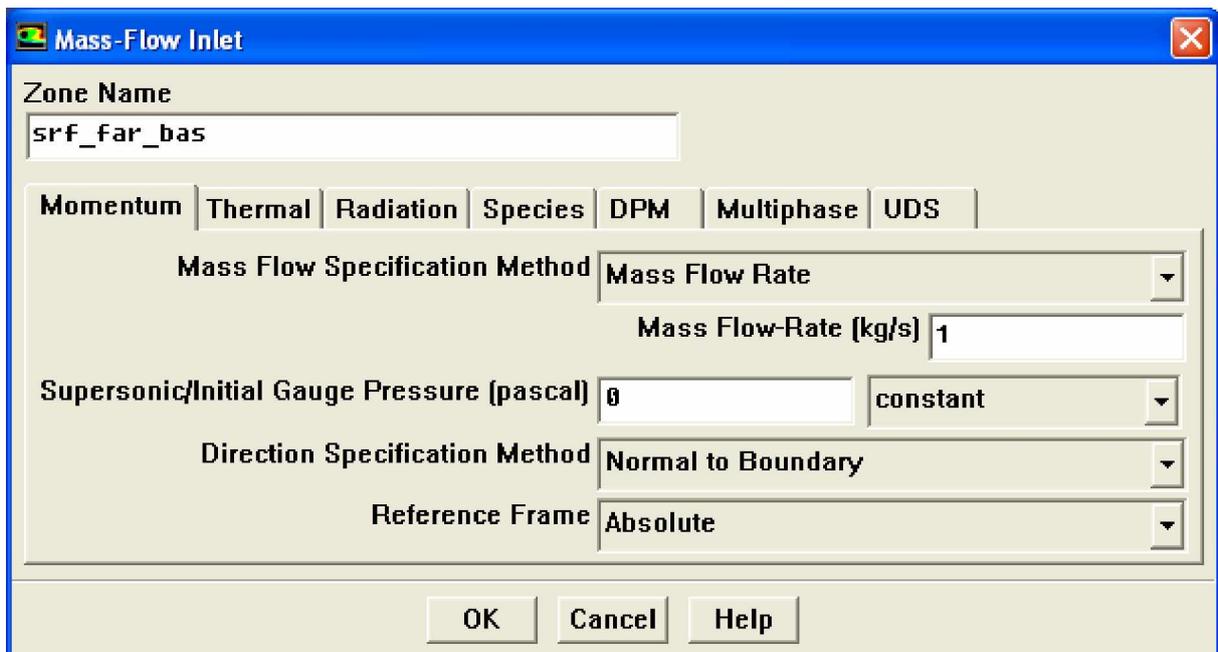
figure(III.19): Pressure inlet

Définition de la pression totale :

$$p_1 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \text{ En écoulement incompressible.}$$

$$p_1 = p \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ En écoulement compressible.}$$

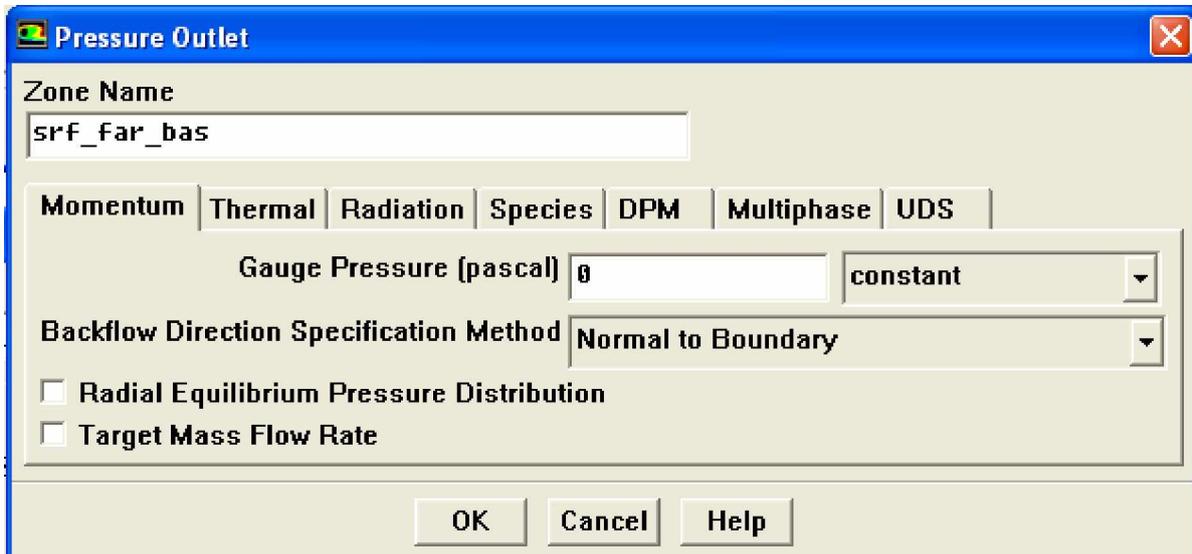
Mass Flow Inlet :



figure(III.20): Mass flow inlet

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

Pressure Outlet :



figure(III.21): Pressure outlet

Spécifie la pression statique de sortie.

L'utilisation de Pressure Outlet sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition Pressure Outlets au lieu d'Outflow a souvent comme conséquence une meilleure convergence.

Nota : Problèmes de retour de débit (Reversed Flow)

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

Outflow :

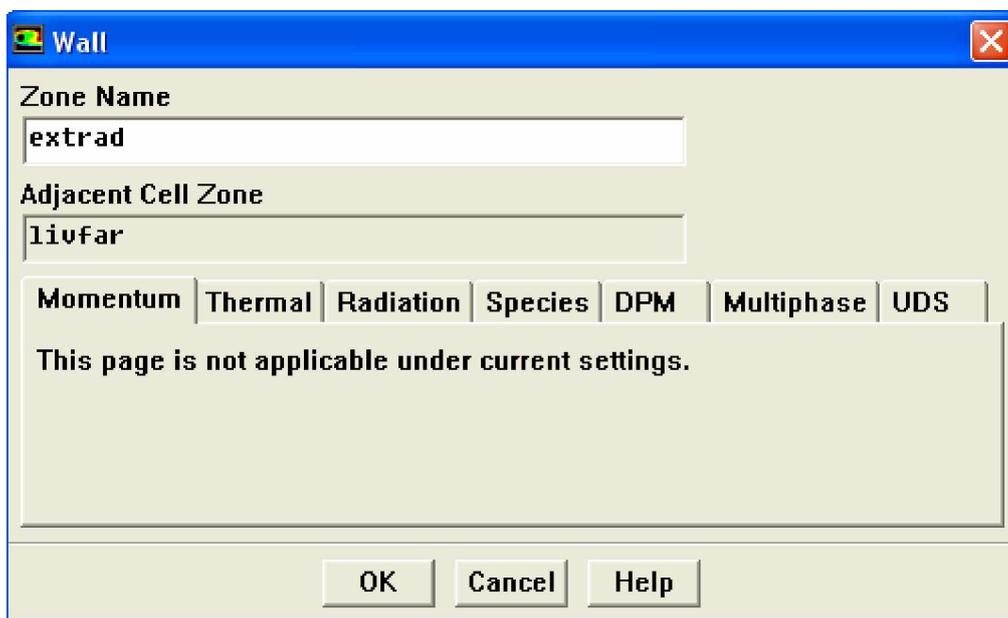
L'Outflow est utilisée pour modéliser les sorties de fluide dont on ne connaît à priori les détails de la vitesse et de la pression à la sortie. Il n'est pas approprié pour les calculs suivants :

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



Figure(III.22): Out flow

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

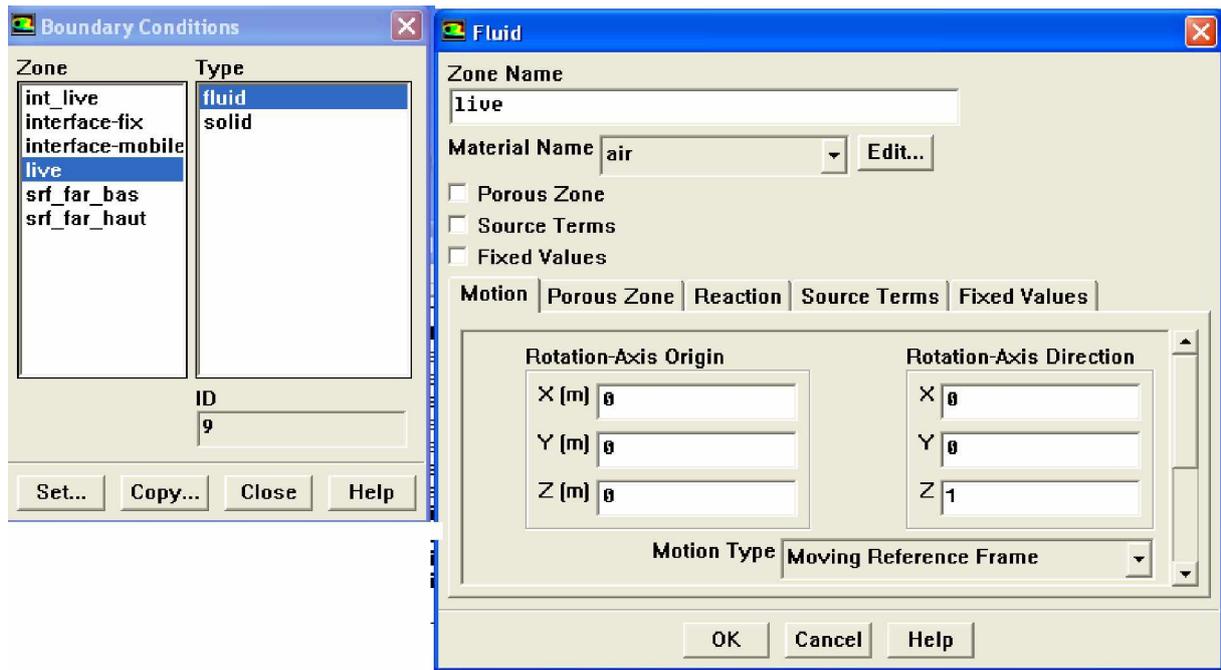


Figure(III.23): Wall

Conditions Aux Limites En Présence D'un Domaine mobile

1. Spécification du domaine fluide mobile

Define → Boundary Conditions → set (fluide_ mobile)

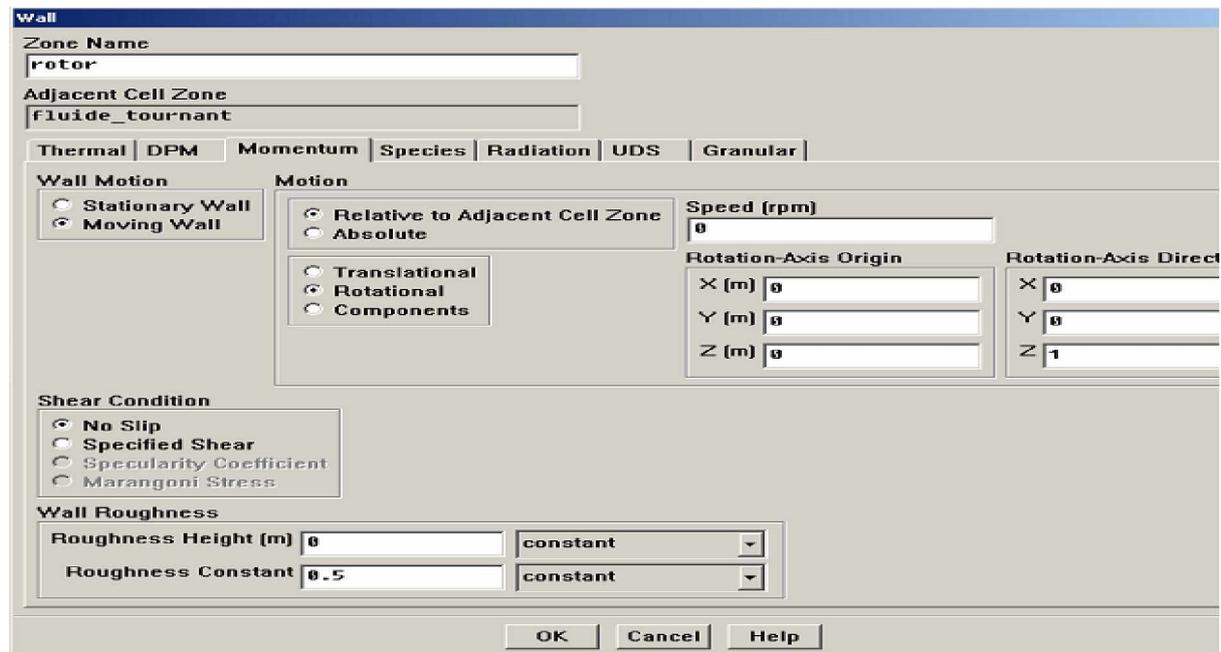


Figure(III.24): Spécification du domaine mobile

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

2. Spécification des parois “wall” tournantes

Define → Boundary Conditions → set (rotor)

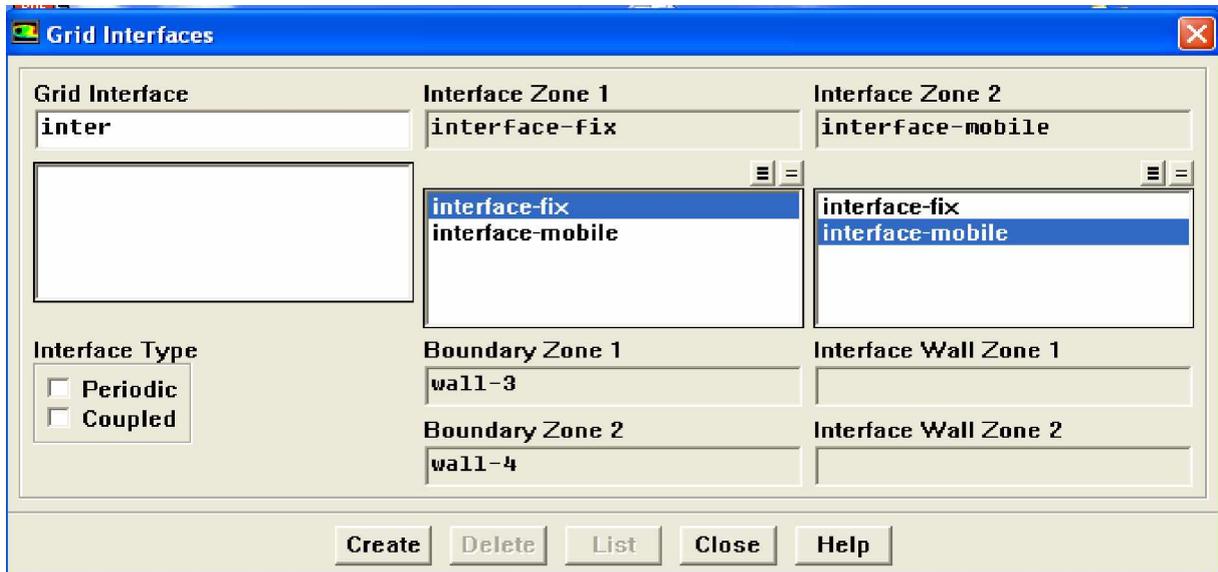


Figure(III.25): Spécification des parois “wall” tournantes

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

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

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

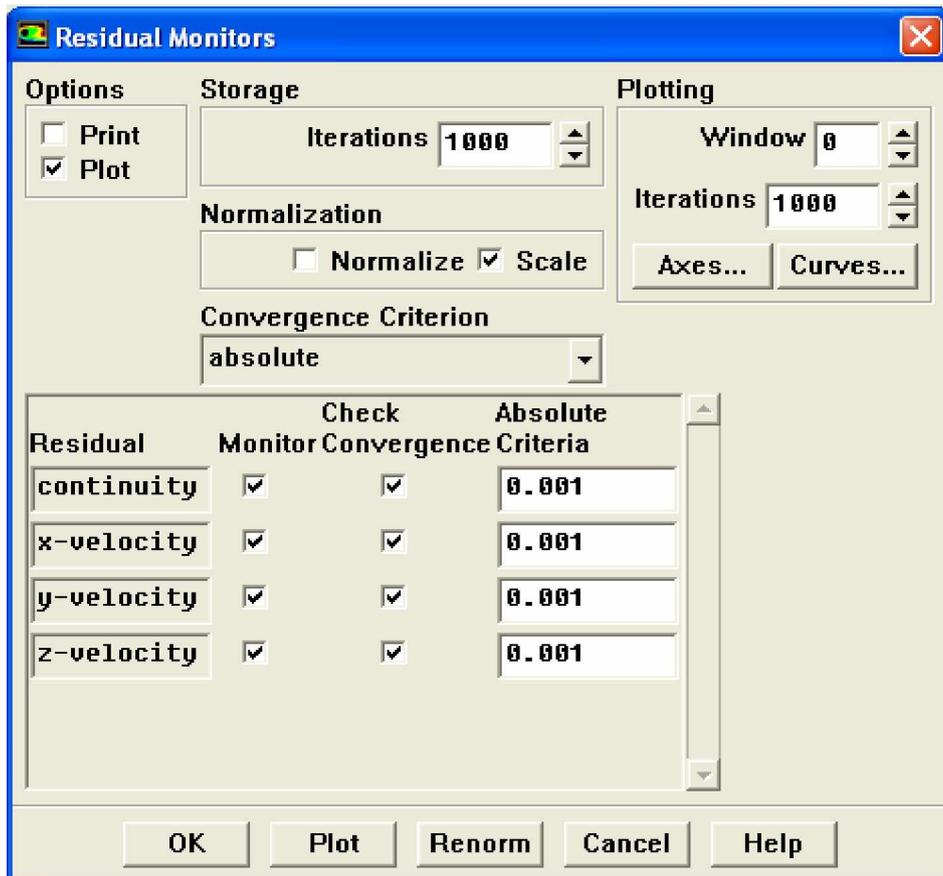


figure(III.26) : Grid Interfaces

- Choix des critères de convergence

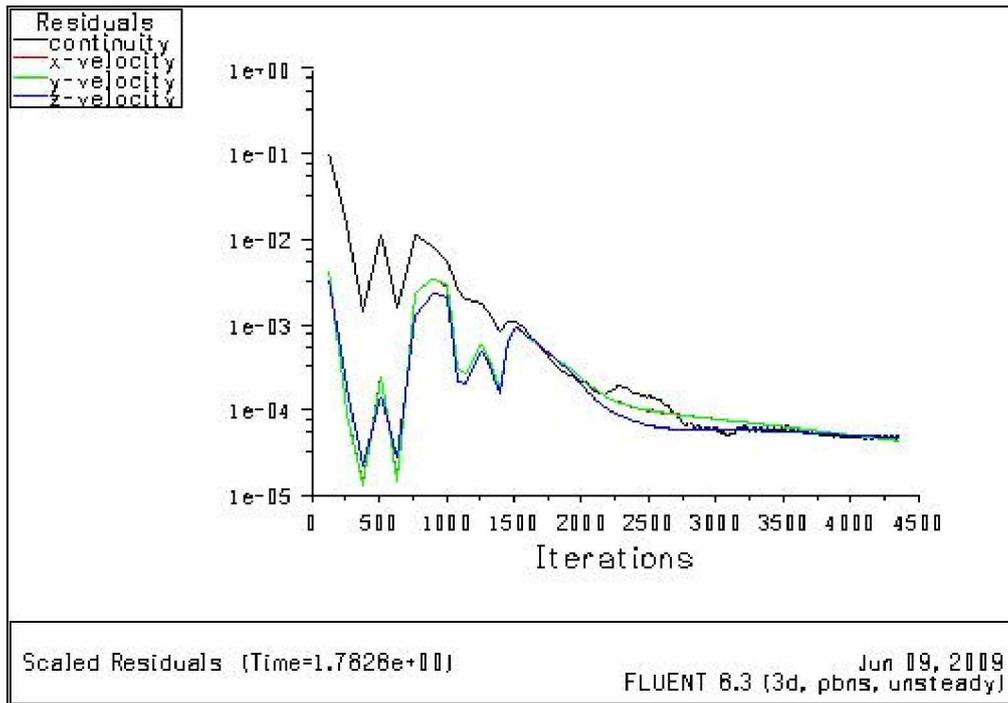
Solve → Monitors → Residual...

Il s'agit ici de choisir les critères qui doivent être vérifiés pour que les calculs de la simulation s'arrêtent.



Figure(III.27): Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence

Pour afficher la convergence à l'écran pendant les calculs sous forme d'un graphe, il faut activer l'option Plot. Il est possible de désactiver certains critères d'arrêt de la simulation en décochant la case de convergence.



Figure(III.28): Allures de l'évolution des résidus de calcul

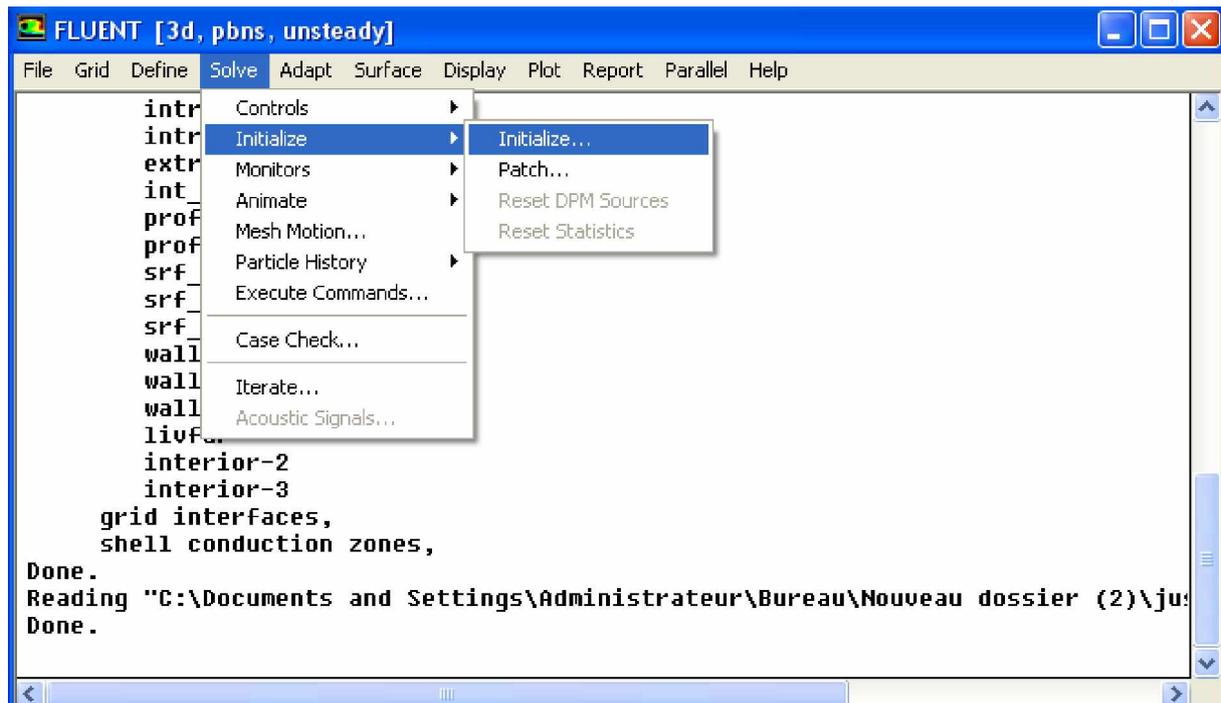
Remarque importante

Les résidus sont calculés à partir des corrections dans les variables ; pression, vitesse, température... du problème entre la présente itération et l'itération précédente.

Dans la plupart des cas, le critère de convergence par défaut dans FLUENT (residual) est suffisant. La solution converge quand les résidus atteignent 10^{-3} . Toutefois, dans certains cas il faut pousser les calculs à 10^{-4} voir 10^{-6} . Il n'y a pas de règle universelle ! Dans le cas des écoulements diphasiques, il faut impérativement pousser la convergence à 10^{-4} . [7]

- Initialisation Des Calculs

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



Figure(III.29): Initialisation des calculs

- Sauvegarde du fichier *.cas

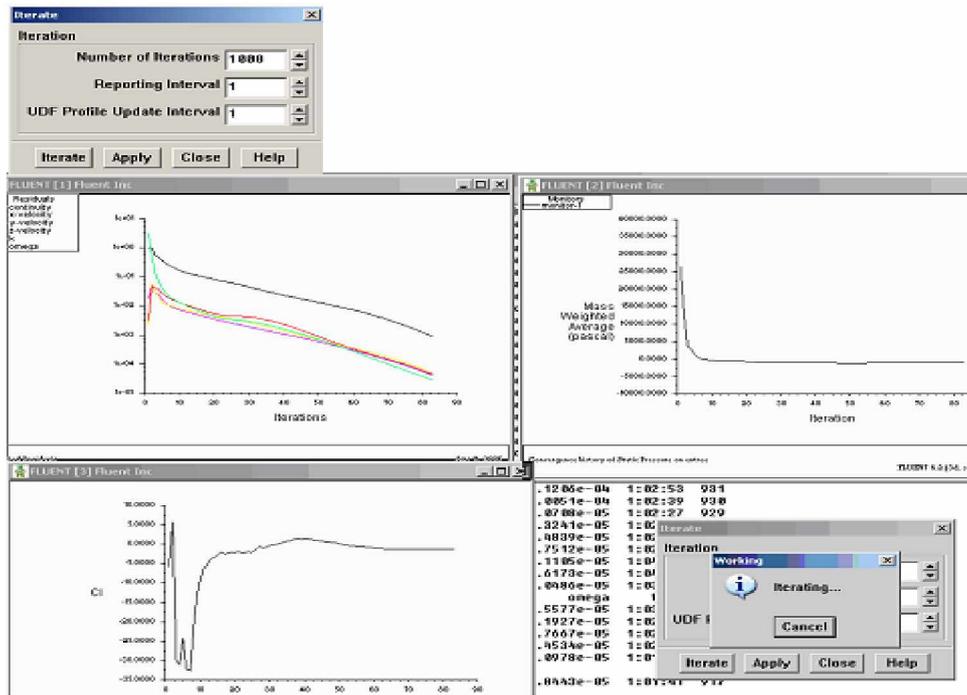
File → Write → Case

Il est conseillé qu'une fois le paramétrage est effectué, de sauvegarder le fichier en format *.cas. S'il y a un bug durant les calculs, il suffit de charger le fichier *.msh, on n'aura pas à refaire le paramétrage.

- Lancement de la simulation

Solve → iterate

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

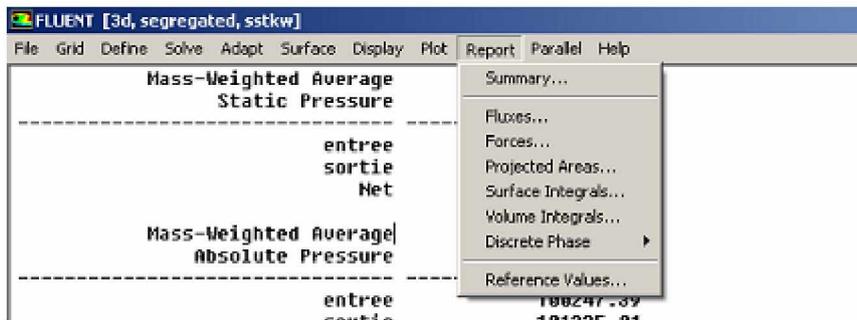


Figure(III.30): Lancement de la simulation

- Post-traitement numérique de la solution

Report → ...

FLUENT fournit des outils pour calculer et rapporter des quantités intégrales sur des surfaces et des frontières. Ces outils vous permettent de trouver le débit massique, les forces et les moments sur des frontières, l'intégrale, le débit, la moyenne, et la moyenne de masse (entre autres des quantités) sur une surface ou un volume. En outre, vous pouvez imprimer des histogrammes des données géométriques et de solution, pouvez placer des valeurs de référence pour le calcul des coefficients additionnels. Vous pouvez également imprimer ou sauver un compte rendu succinct des modèles, des conditions aux limites.



Figure(III.31): Post-traitement numérique

Cette partie présente l'utilisation de l'option *moving mesh* du code de calcul pour simuler le cas de deux pales d'un rotor d'hélicoptère. Le rotor est modélisé comme un corps solide. Le but de cette étude est de démontrer la capacité du code FLUENT de prédire la distribution de la surface de pression sur les pales.

IV.1 Construction De La Géométrie

La section de la pale est un profil NACA 0012 sans vrillage et la géométrie a les caractéristiques suivantes :

L'allongement = 6

L'angle de pas collectif = 8 degrés

La longueur de la corde, $c = 0.1905$ m

La longueur de la pale, $L = 0.9525$ m

Le rayon du rotor, $R = 1.143$ m

On a entamé notre dessin par la création du profil NACA 0012. Sous SOLIDWORKS et dans le module pièce on clic sur *nouveau* et on a suivi les étapes suivantes :

-Création de la section :

Dans l'arbre de création, sélectionnez plan de face, puis cliquez 

Cliquez , .

> Créez l'ensemble de points définissant le profil dont les coordonnées sont cités dans l'annexe SOLIDWORKS.

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

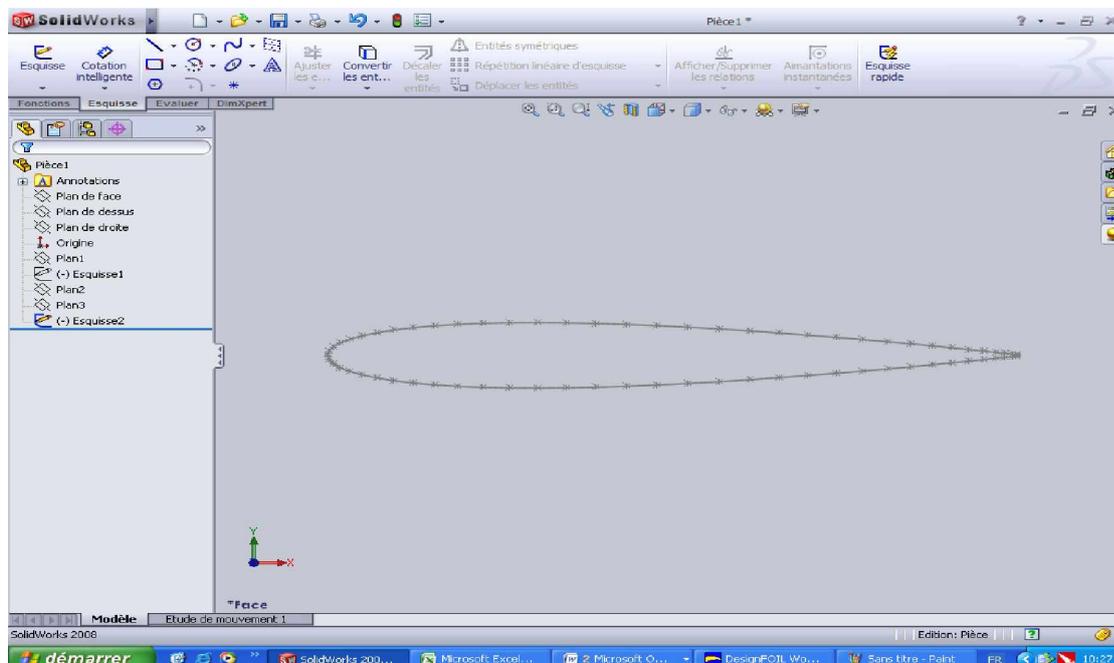


Figure (IV -1) création du profil NACA 0012

Cliquez . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Création de la pale :

Tout d'abord il faut quitter le menu esquisse, et sélectionner le menu fonction. Dans ce menu choisir la fonction bossage extrudée  le profil devient une pale en 3D dont il faut définir la longueur. Vous devez avoir :

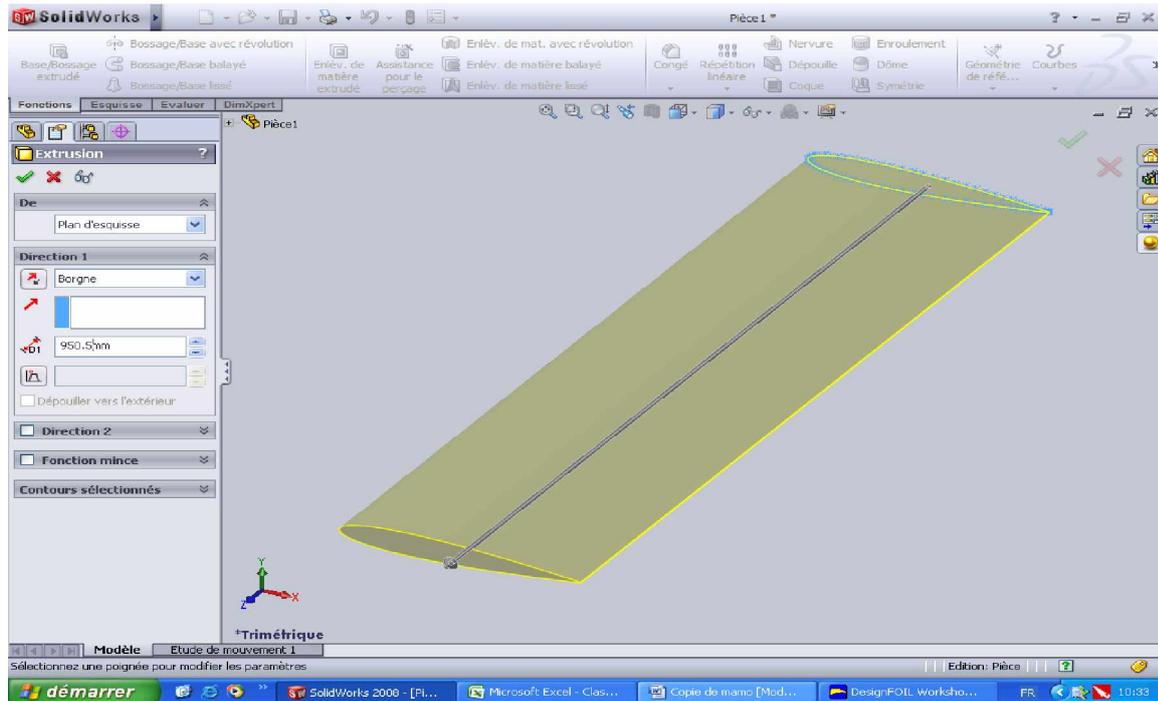


Figure (IV -2) Création de la pale

On enregistre cette pale en format (*IGES) puis on ferme cette fenêtre pour passer à la création du volume de control (domaine ouvert).

Après avoir choisi le plan de face, et dans le menu esquisse on crée un cercle centré à l'

origine du repère avec rayon 9 m. Cliquez . Validez.

Le cercle est transformé en un disque plan.

Sélectionner le menu fonction. Dans ce menu choisir la fonction bossage extrudée  le disque devient un cylindre en 3D dont il faut définir la hauteur. Vous devez avoir :

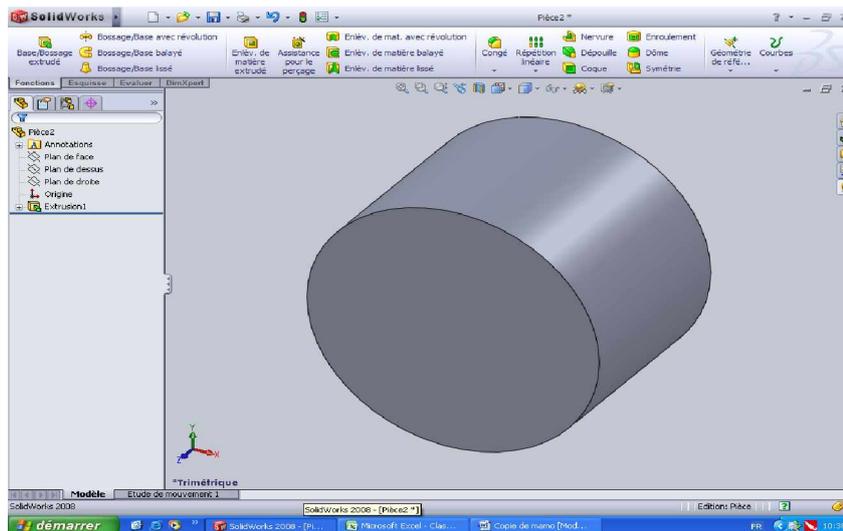


Figure (IV -3) Création du far-field

On enregistre ce cylindre en format (*IGES).

IV.2 Génération du maillage avec ICEM CFD 4.2

Dans cette étape on réalise le maillage du domaine de calcul et pour cela nous avons utilisé un maillage volumique arbitraire et non orthogonal de forme tétraédral. Nous pouvant choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du domaine de calcul.

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

L'astuce de l'option *moving mesh* consiste à mailler les deux volumes séparément [9]. Il n'y a pas de critère particulier pour le maillage nous conseillons néanmoins de raffiner celui-ci à l'interface entre les deux volumes. En effet, il ne peut pas y avoir correspondance entre les maillages puisque l'un des deux va tourner. Fluent fera donc une interpolation des champs à l'interface, ce qui conduit inévitablement à des erreurs qui seront néanmoins d'autant plus faibles que le maillage sera précis.

On importe le fichier (*IGES) de la pale dans ICEM CFD. Avant de mailler le volume on introduit les modifications suivantes :

- On crée un point matériel appartenant au volume, c'est ce point qui va permettre de générer le maillage volumique.

- Dans le menu *geometry* on choisit *copy/move >whole geometry>move>rotate* et on donne un angle de 8 degrés par rapport l'axe x, puis cliquer sur *accept*, la pale prend alors l'angle de pas égale voulu comme le montre la figure

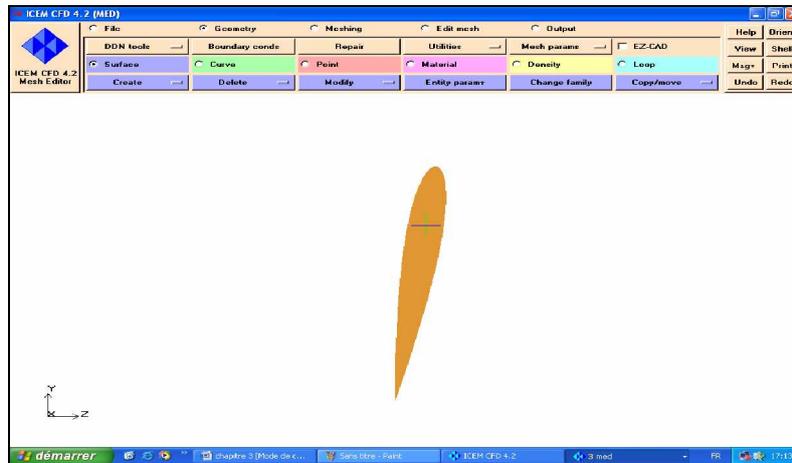


Figure (IV - 4) la pale avec 8° de pas collectif

- Dans le menu *geometry* on choisit *copy/move > whole geometry > copy > rotate* et on donne un angle de 180 degrés par rapport l'axe z, puis cliquer sur *accept*, on obtient alors la deuxième pale.
- Sauvegarder la géométrie obtenue sous format (*TIN) dans un emplacement connu.
- On passe à l'étape du maillage, on commence d'abord par les pales, dans ICEM CFD et dans le menu *meshing* on choisit *tetra > old tetra gui*, une boîte de dialogue s'ouvre pour sélectionner l'emplacement du fichier (*uns*) qui comporte les informations du maillage.

On obtient le maillage présenté dans la figure (III-11)

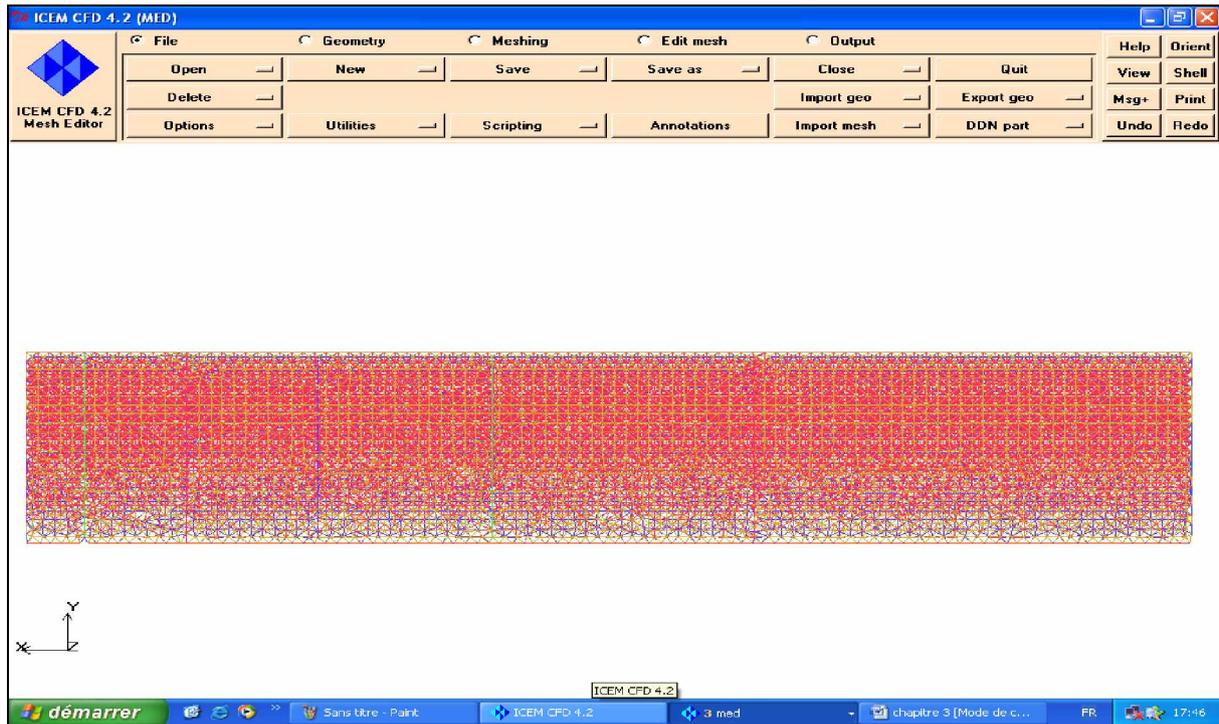


Figure (IV -5) le maillage de la pale

- on ferme la géométrie et le domaine maillé pour passer au *far-field*.
On importe la géométrie du *far-field* (enregistré sous format *.iges) dans ICEM CFD ou on va créer un point matériel appartenant au cylindre.
On maillle le volume et on sauvegarde la géométrie sous format (*.tin) et le maillage sous format (*.uns).on ouvre la géométrie (*.tin) et le domaine maillé (*.iges) des pales tout en gardant la géométrie du *far-field* ouverte, tout cela avec l'option *merge* qui prend en considération que le maillage doit comporter deux volumes distincts.

Finalement notre système sera composé de deux maillages (voir Figure III -13) qui sont :

- (1) *far-field* (Total elements : 341188 ; Total nodes : 60594)
- (2) pale-1et pale-2 (Total éléments : 108680 ; Total nodes : 19890).

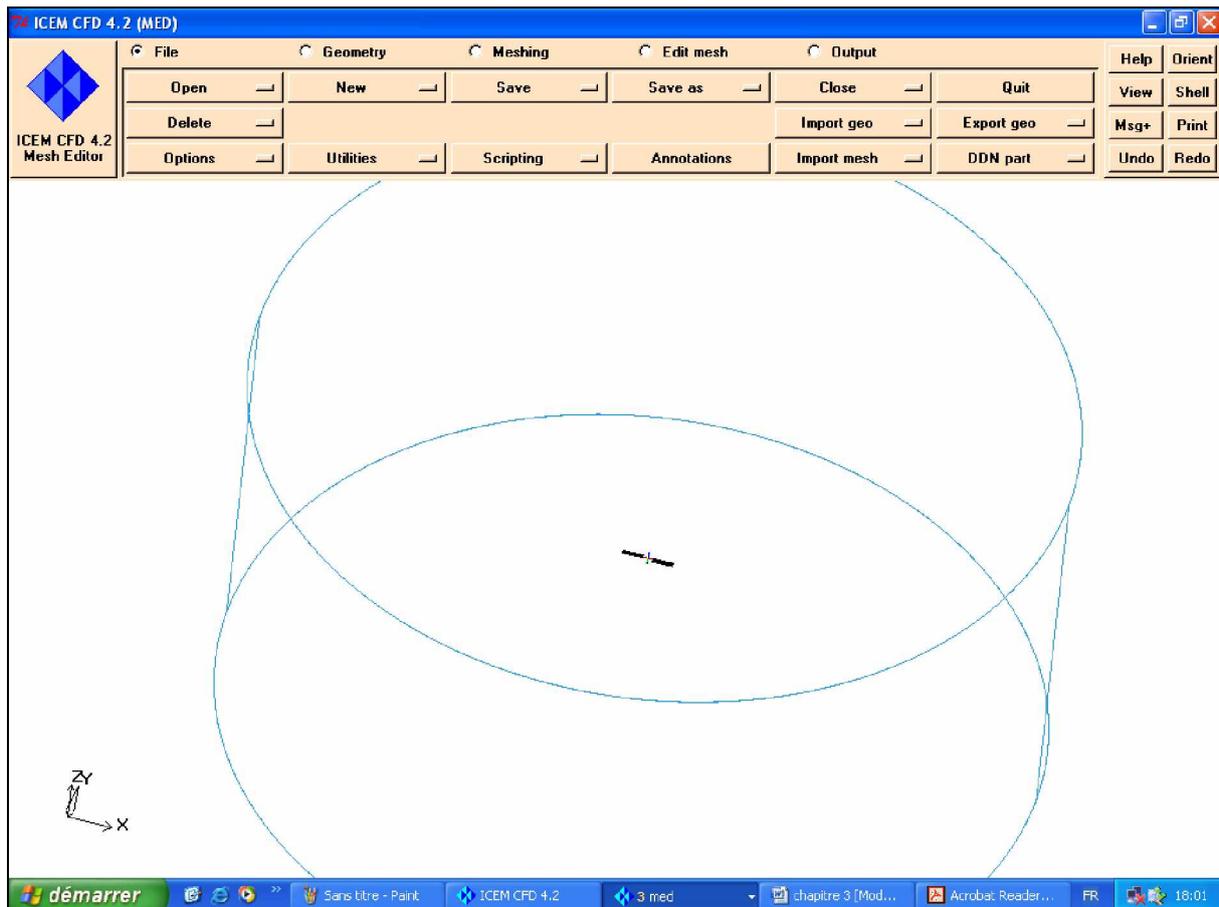


Figure (IV -6) domaine de calcul

Il ne reste plus qu'à définir les deux zones de notre domaine de calcul.

IV.3 Résultats De La Simulation

Tout d'abord il faut configurer le paramétrage habituel de FLUENT (turbulence, condition aux limites). Le solveur doit bien évidemment être configuré en instationnaire.

Il faut ensuite configurer le traitement de l'interface et le mouvement du rotor.

- Les conditions aux limites à appliquer sont les suivantes :

Vitesse de rotation, $\Omega = 1250 \text{ rpm} = 130.9 \text{ radians/s}$

La vitesse au bout des pales, $V_{tip} = 149.62 \text{ m/s}$

Les conditions *Inflow/Outflow* sont utilisées dans les surfaces haut et bas du *far-field* avec les valeurs suivantes :

$u = 0.0 \text{ m/s}$

$v = 0.0 \text{ m/s}$

$w = 0.0 \text{ m/s}$

$p = 1.0006e+05 \text{ N/m}^2$

La durée de La simulation est estimée à 9 tours et avec un micro ordinateur de 3.0de CPU et 1 GB de RAM on a fait ce calcul dans l'environ de 18heure

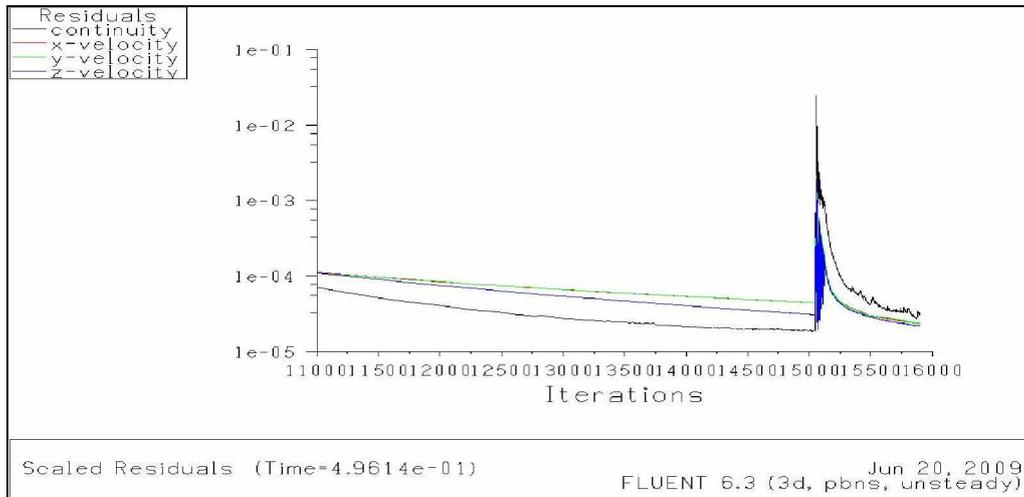


Figure. (IV -7) résidus

Dans l'étape de l'exploitation des résultats, tous les résultats de la simulation peuvent être exploités, tels que la vitesse, la pression et autres paramètres obtenus lors des calculs. Il est possible de visualiser les contours de pression, le champ des vecteurs de vitesse, les lignes de courants, etc. Voici ci-dessous quelques résultats obtenus :

Ø Les contours de pression :

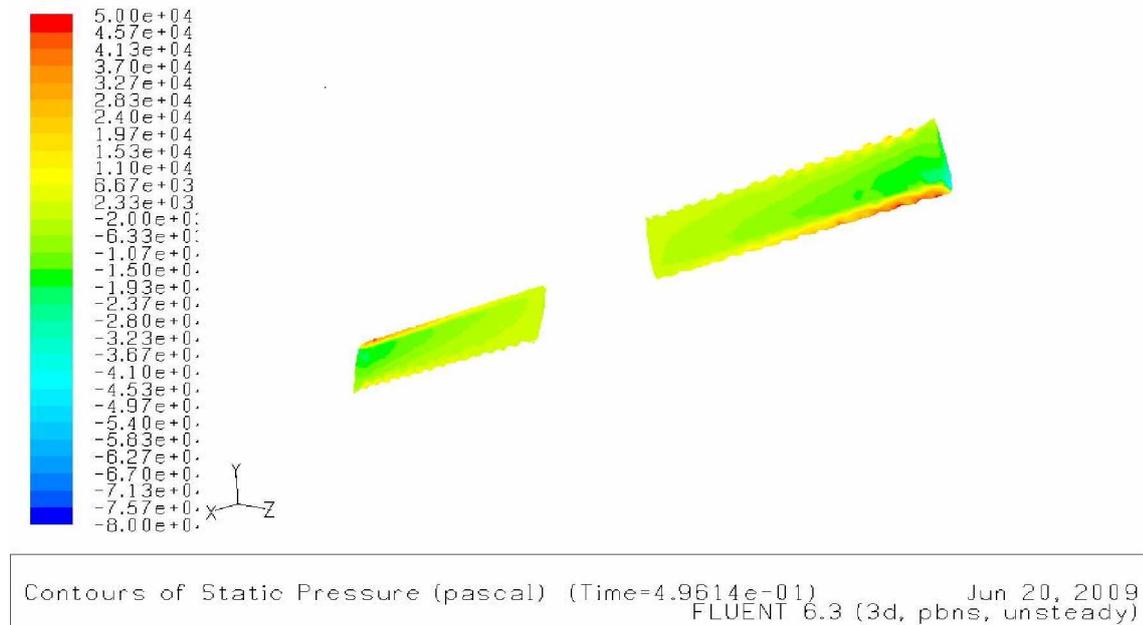


Figure (IV -8) : distribution de pression sur l'intrados

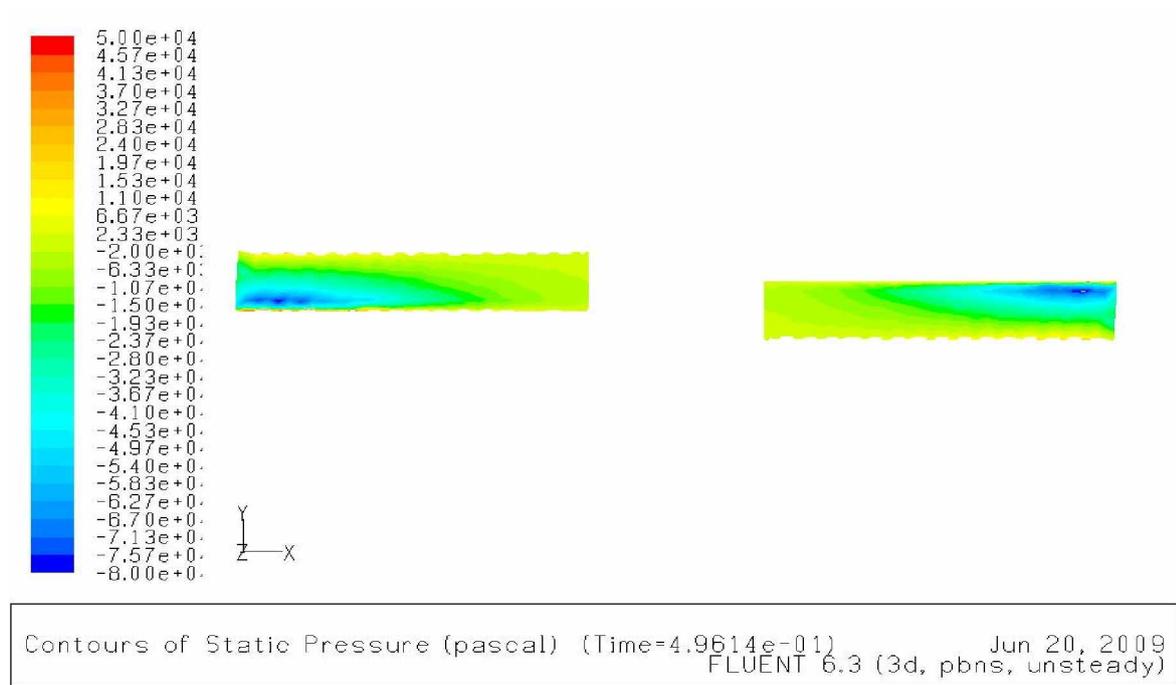


Figure (IV -9) : distribution de pression sur l'extrados

Ø Contour de vitesse :

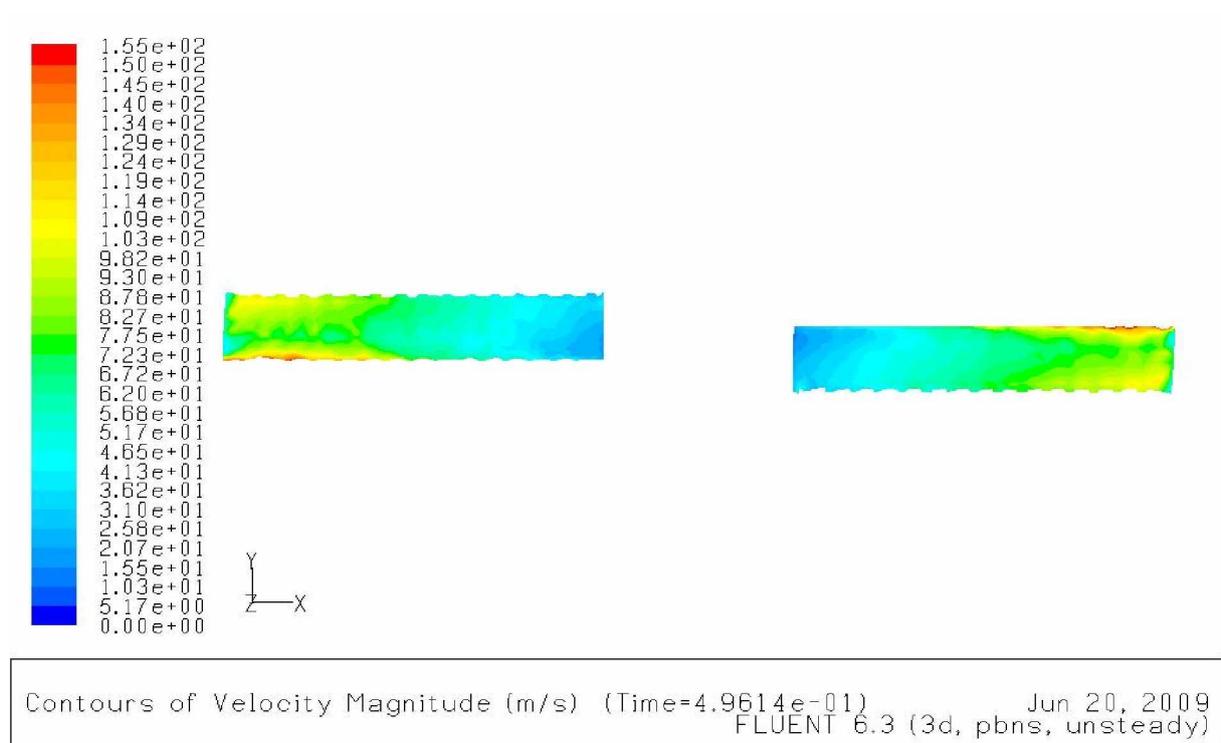


Figure (IV -10) : contour de vitesse de la pale

Ø le contour du coefficient de pression :

Les résultats de la simulation sont comparés avec celles expérimentaux en terme de la distribution du coefficient de pression sur l'intrados et l'extrados dans les stations radiales suivantes : $r / R = 0.5, 0.68, 0.8, 0.89$ et 0.96 . Le coefficient de pression est défini comme

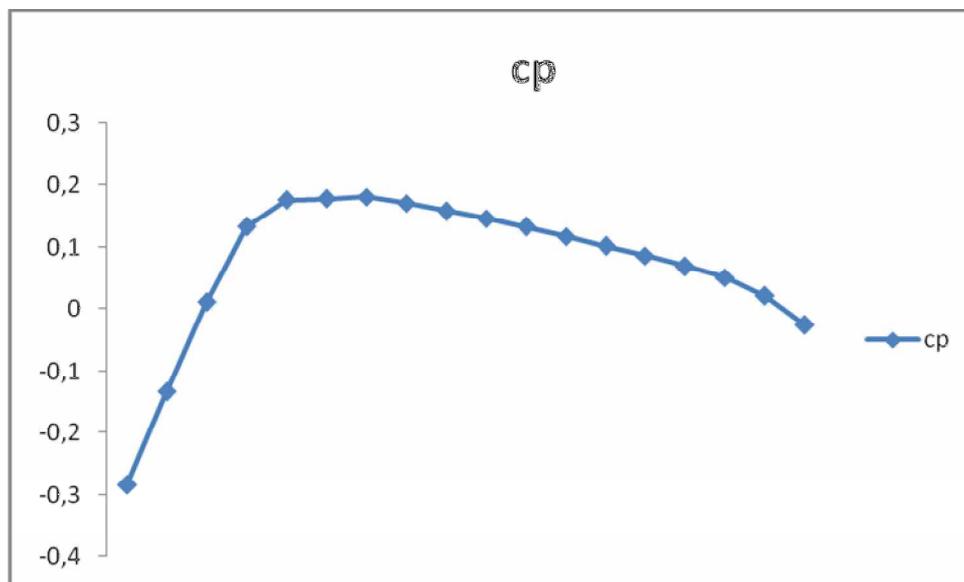
suit:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_{ref}^2}$$

Ou $R_{éf.} = \Omega r$

Les résultats sont présentés de la figure à la figure avec les résultats expérimentaux trouvés par CARADONNA and TUNG [1].

Ø La distribution du coefficient de pression C_p sur l'intrados :



a

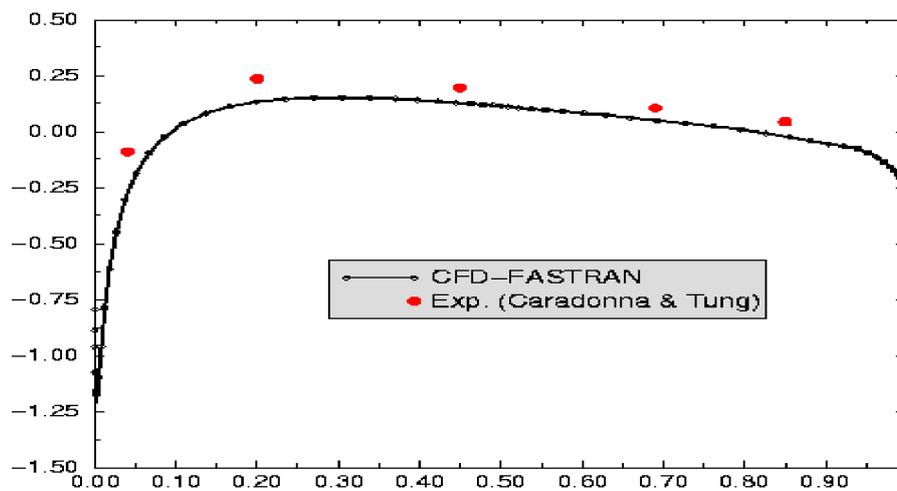


Figure (IV -11): distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.5$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

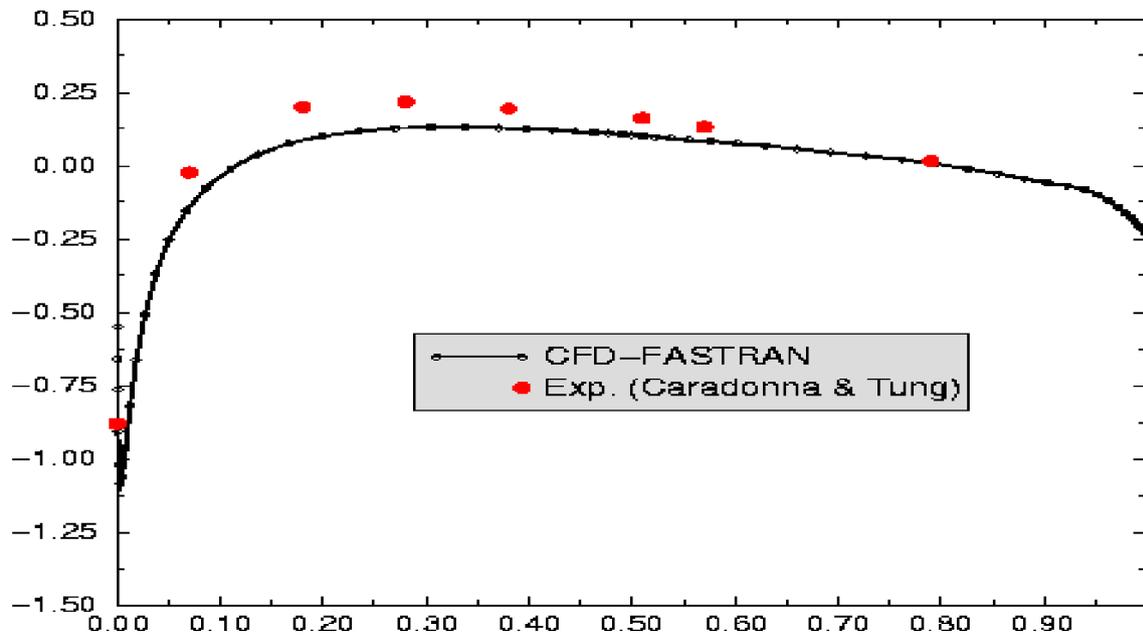
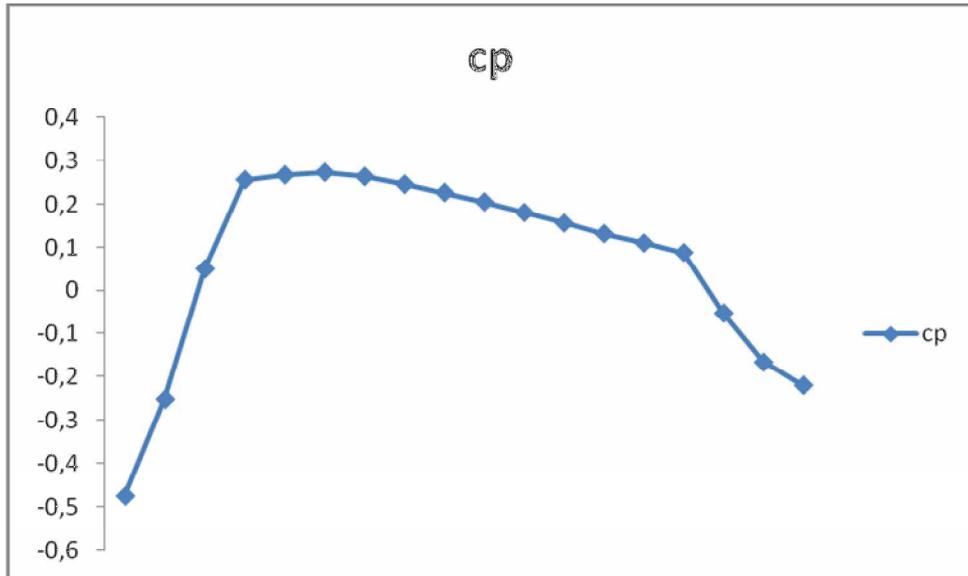


Figure (IV -12): distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.68$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

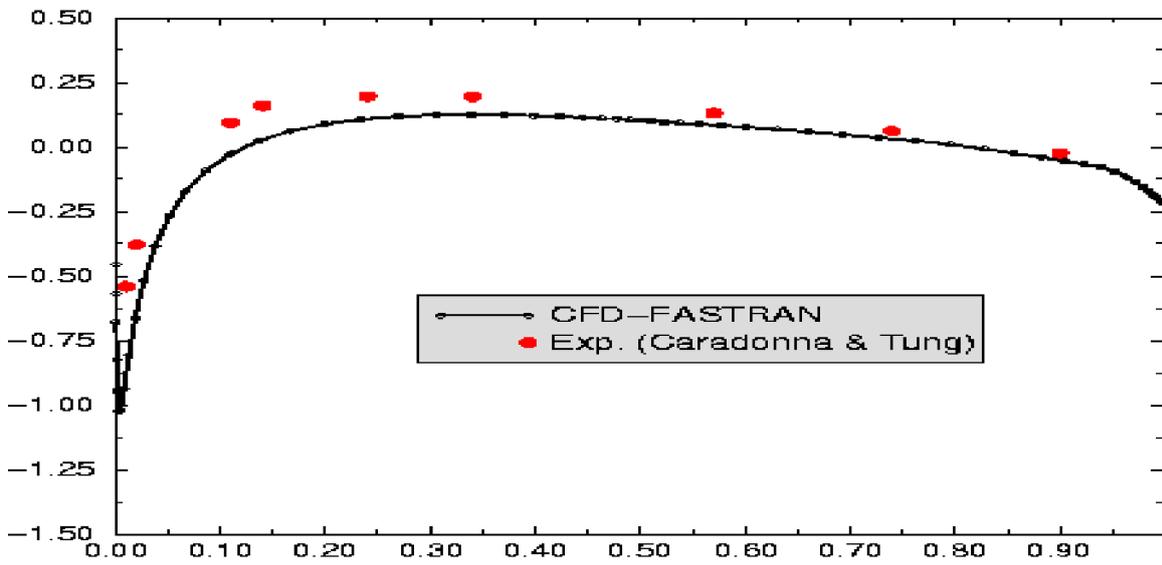
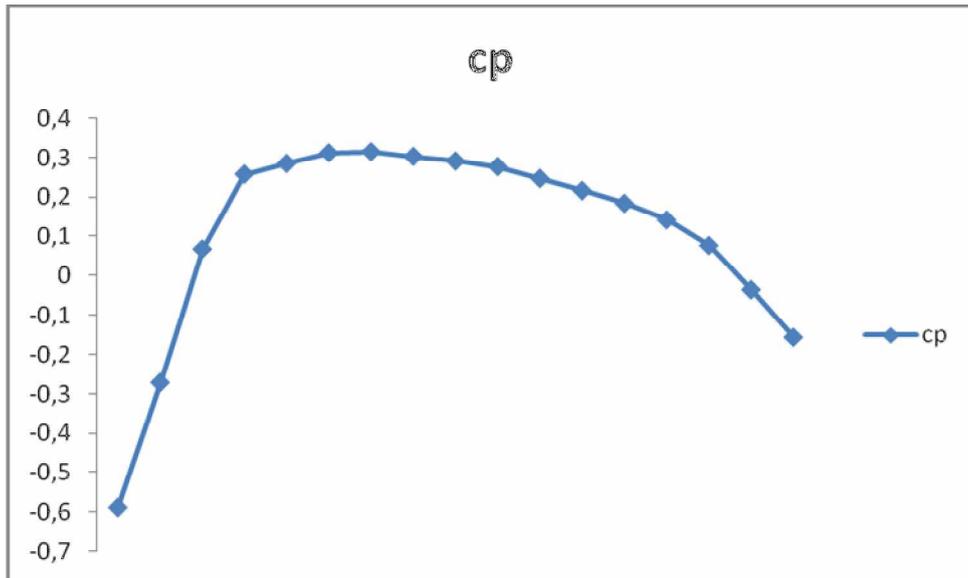


Figure (IV -13): distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.8$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

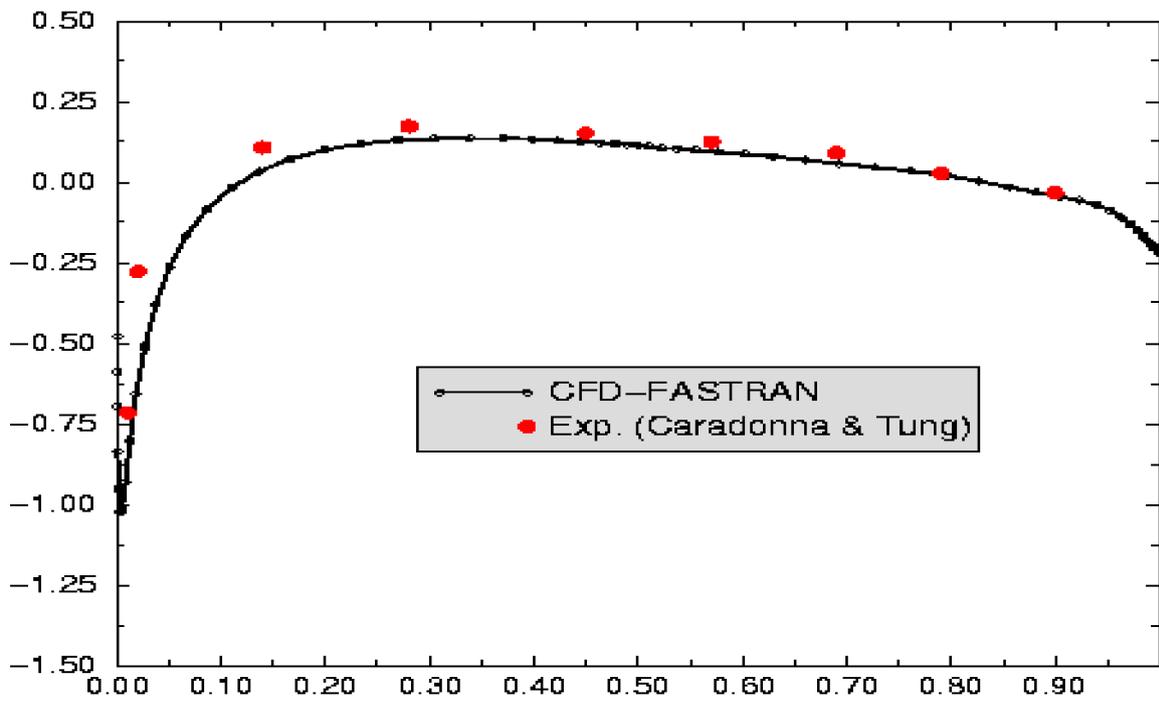
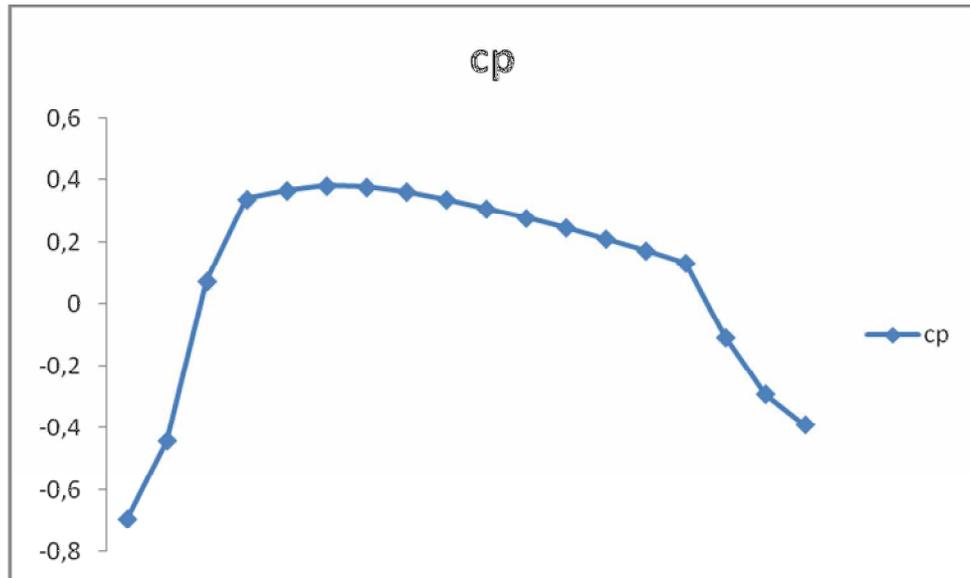


Figure (IV -14): distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.89$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

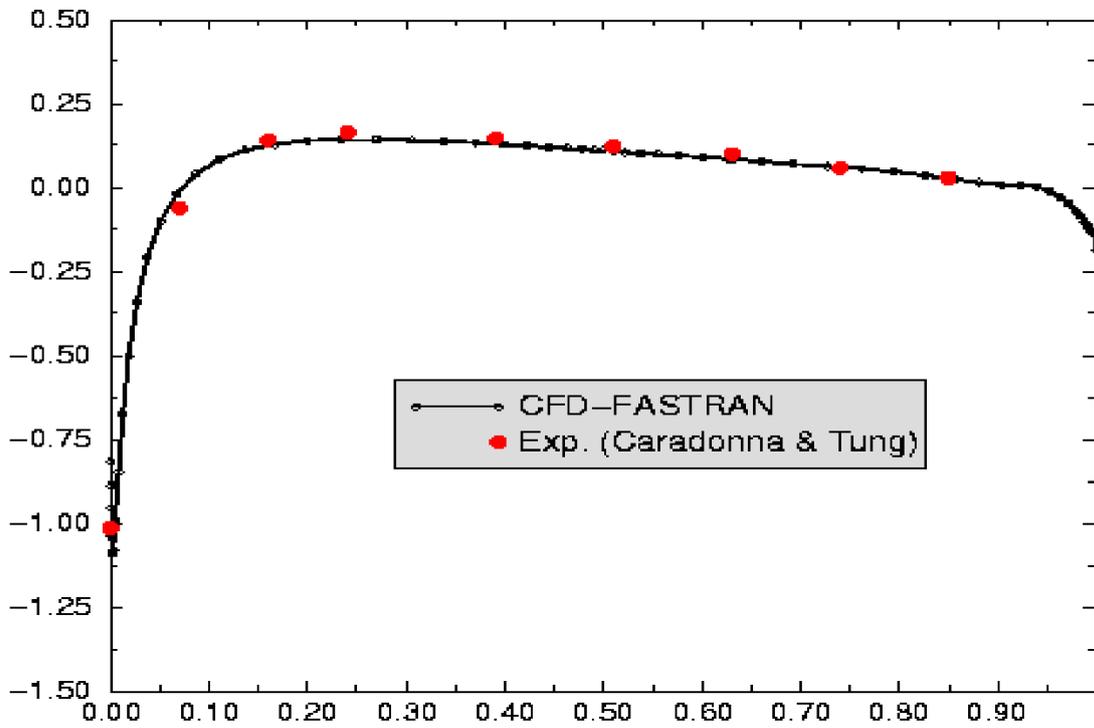
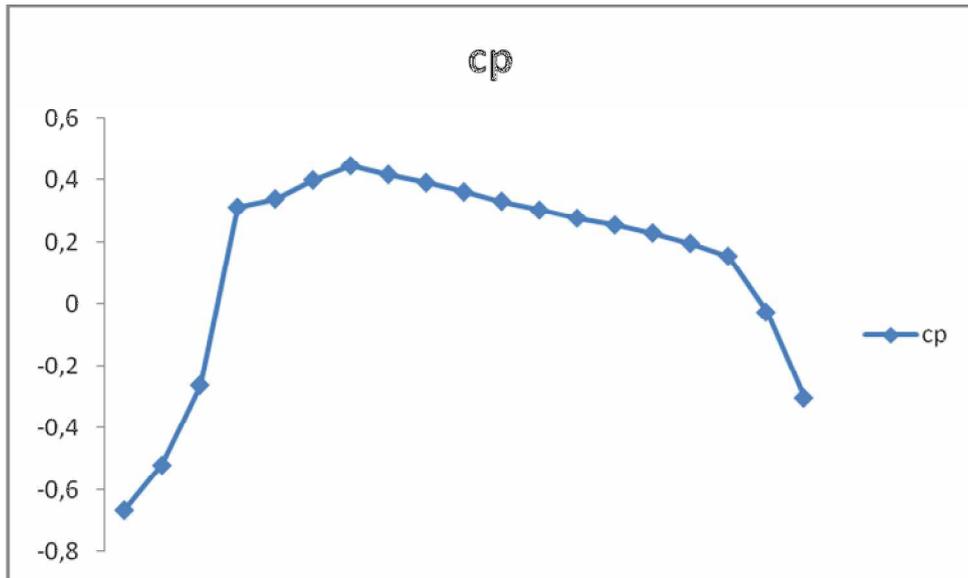


Figure (IV -15): distribution de C_p sur l'intrados a $r/R = 0.96$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

Ø La distribution du coefficient de pression C_p sur l'extrados :

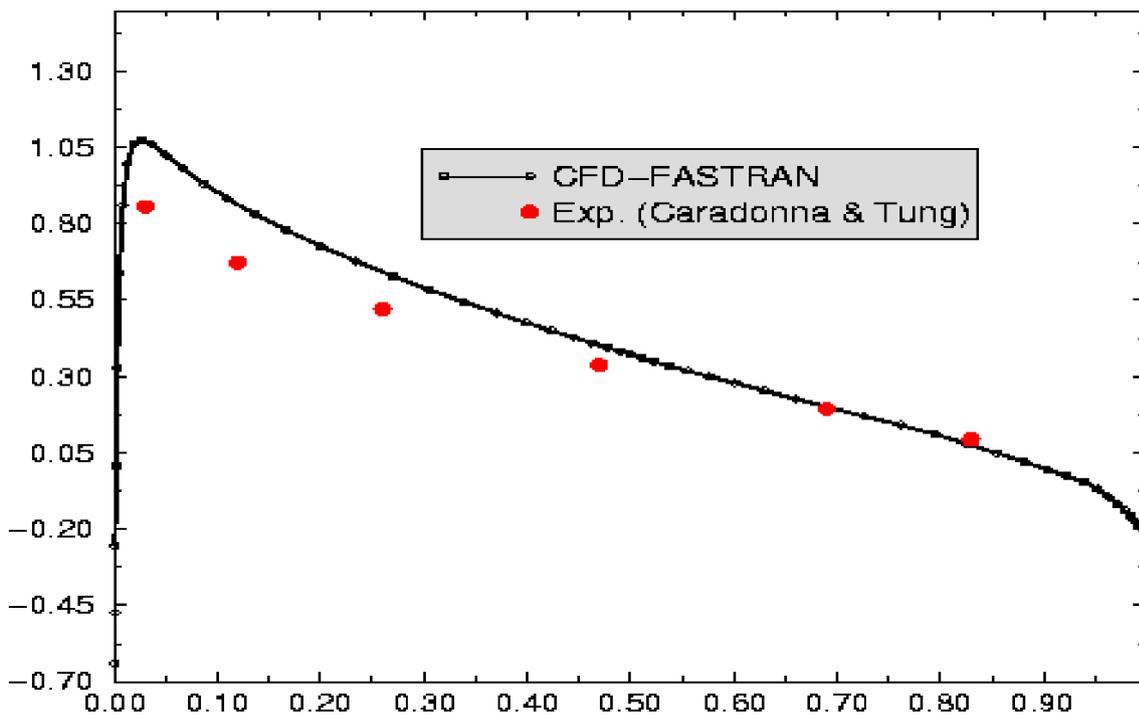
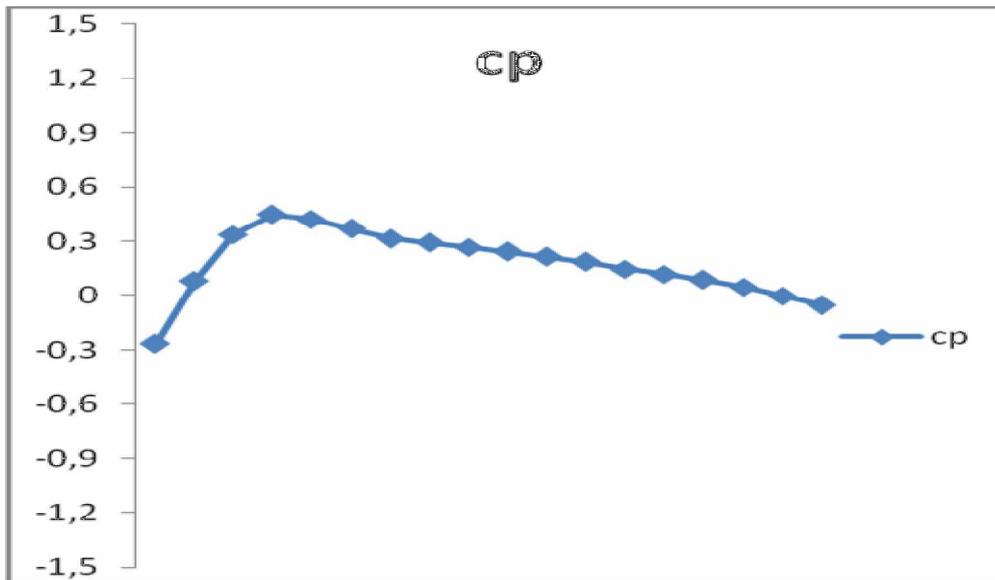


Figure (IV -16): distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.5$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

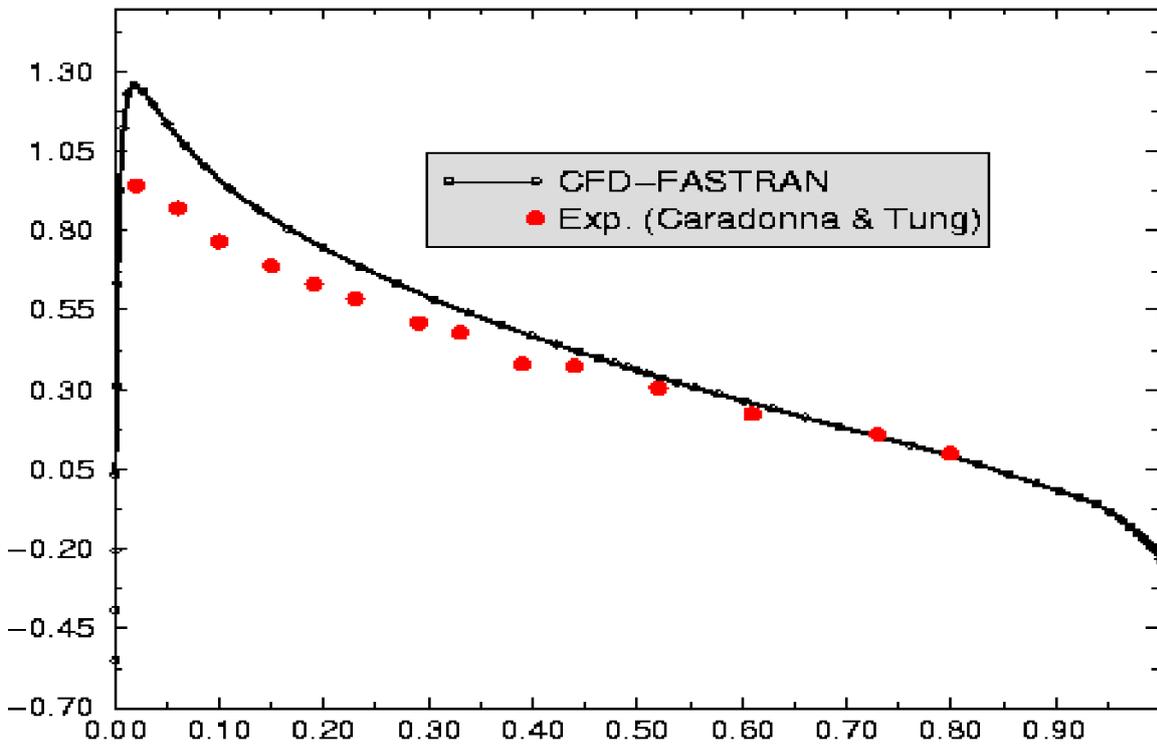
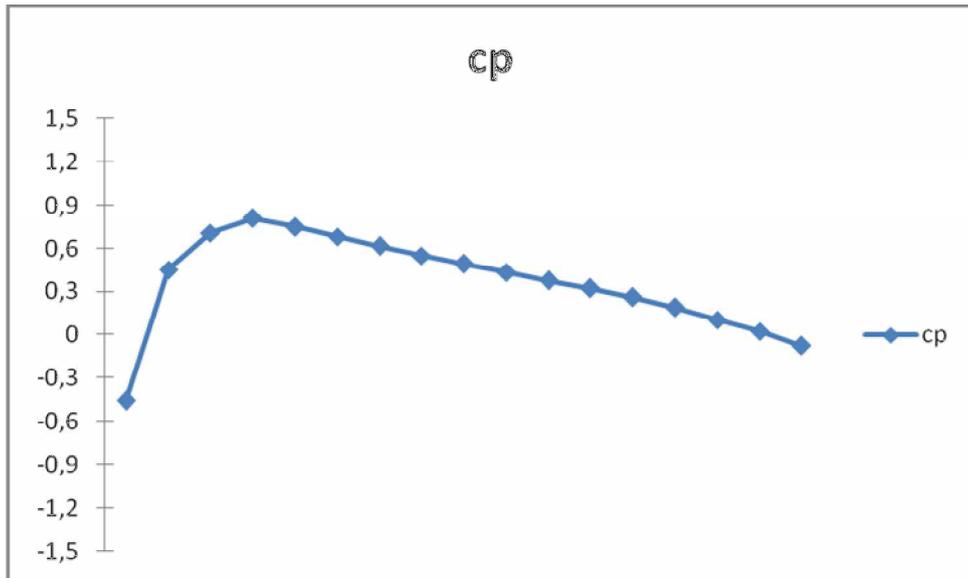


Figure (IV -17): distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.68$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

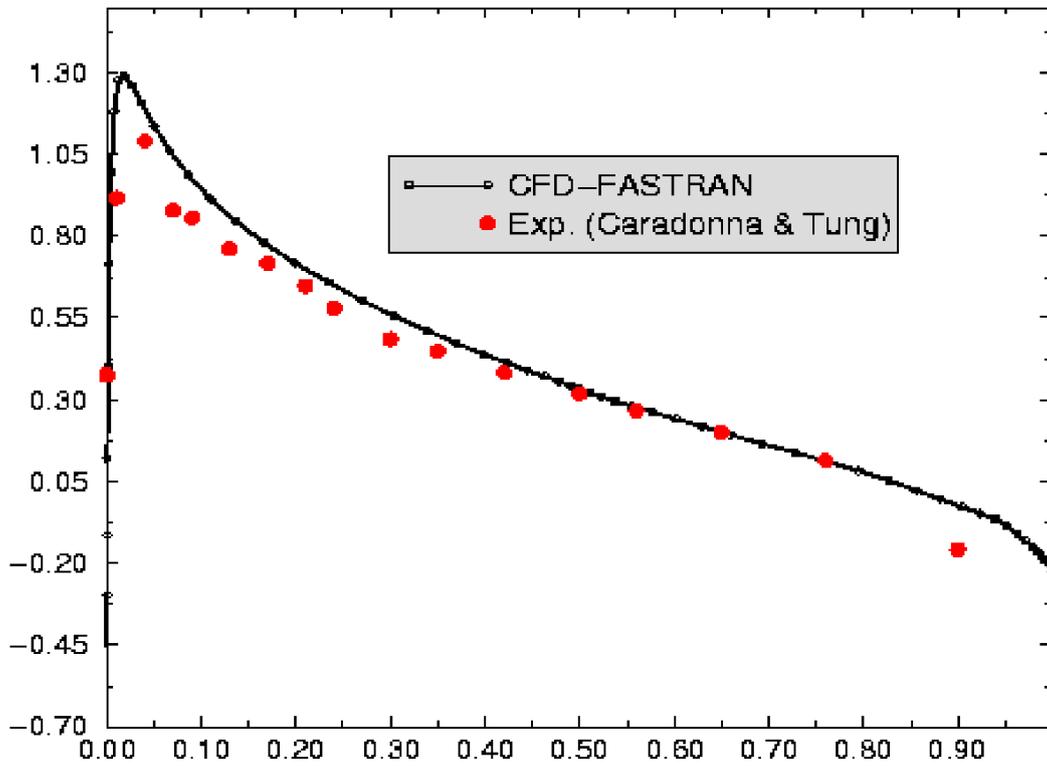
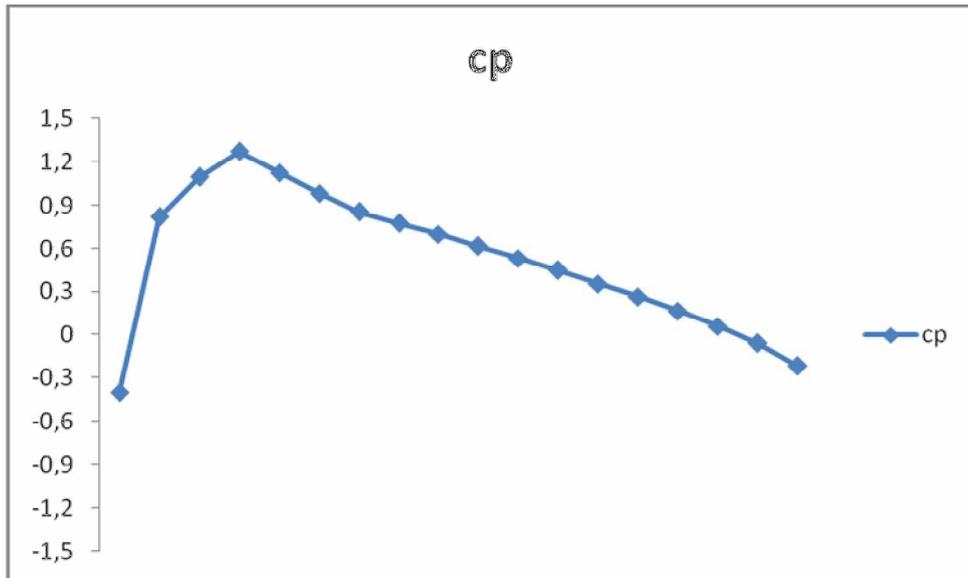


Figure (IV -18): distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.8$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

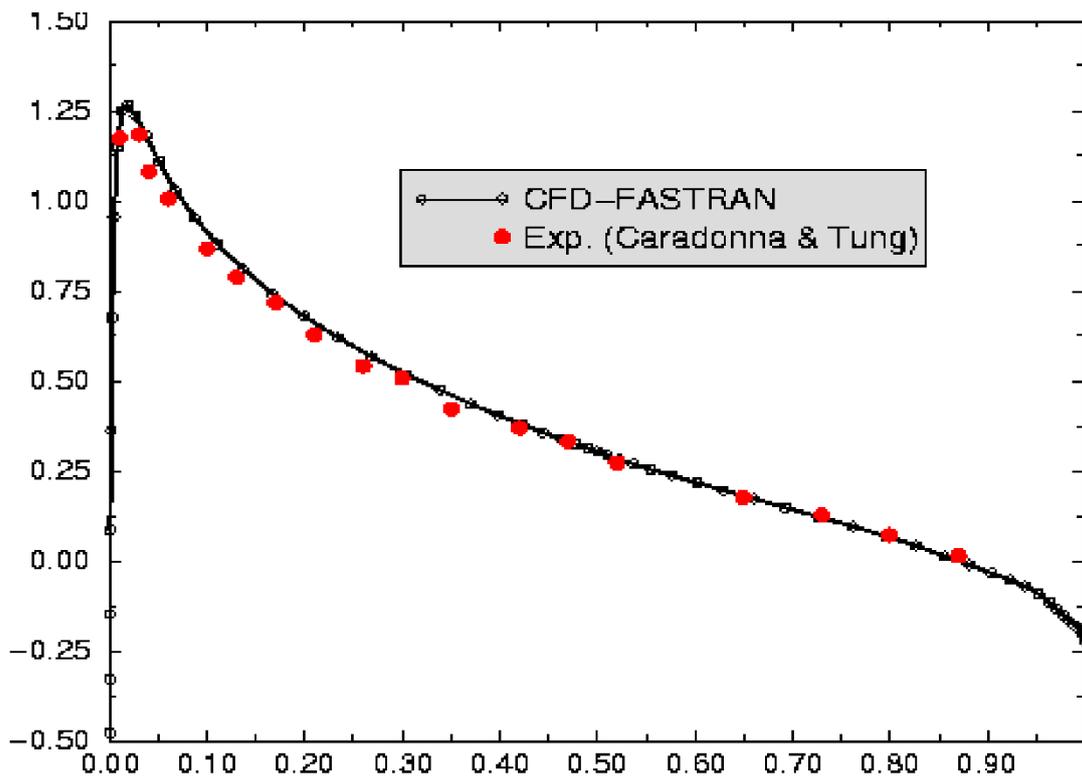
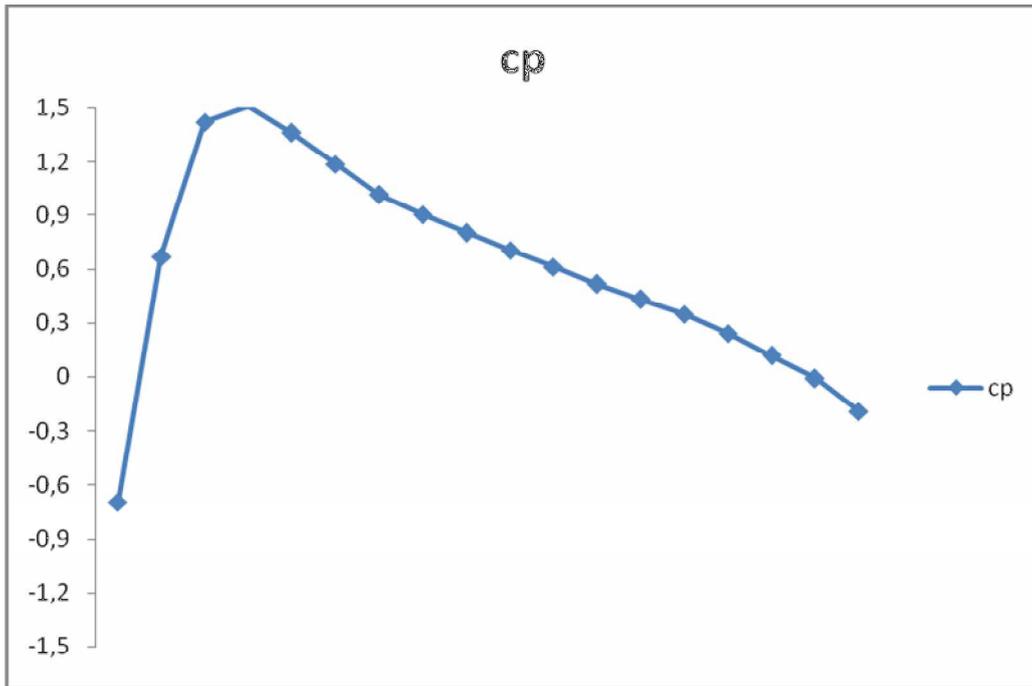


Figure (IV -19): distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.89$ \n a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

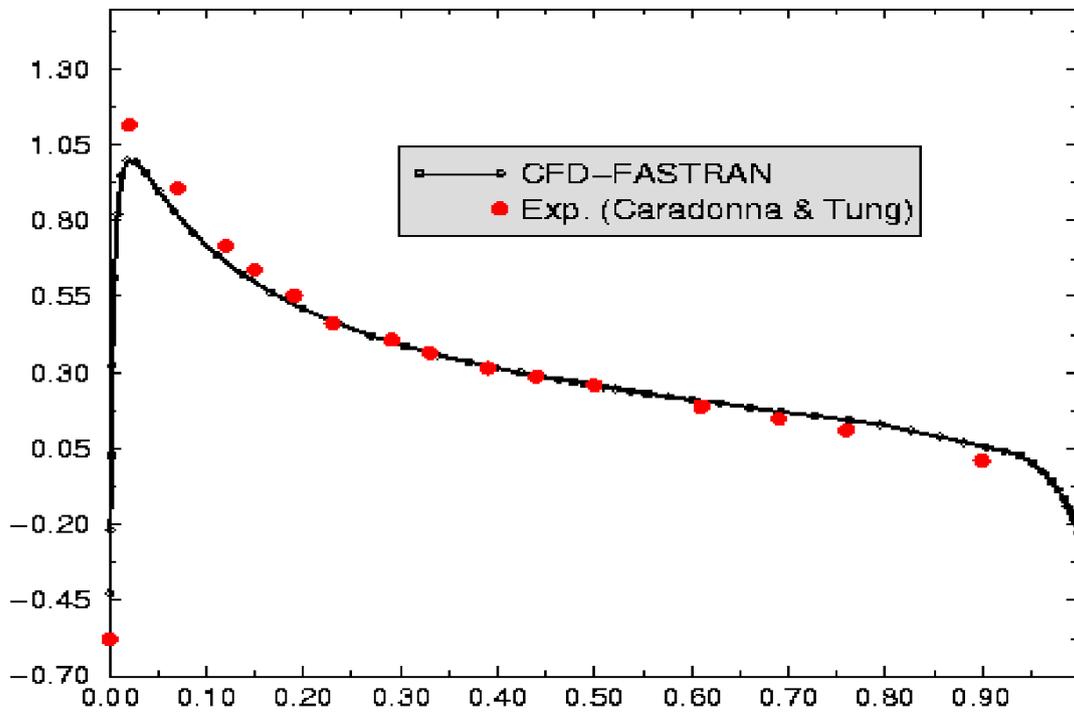
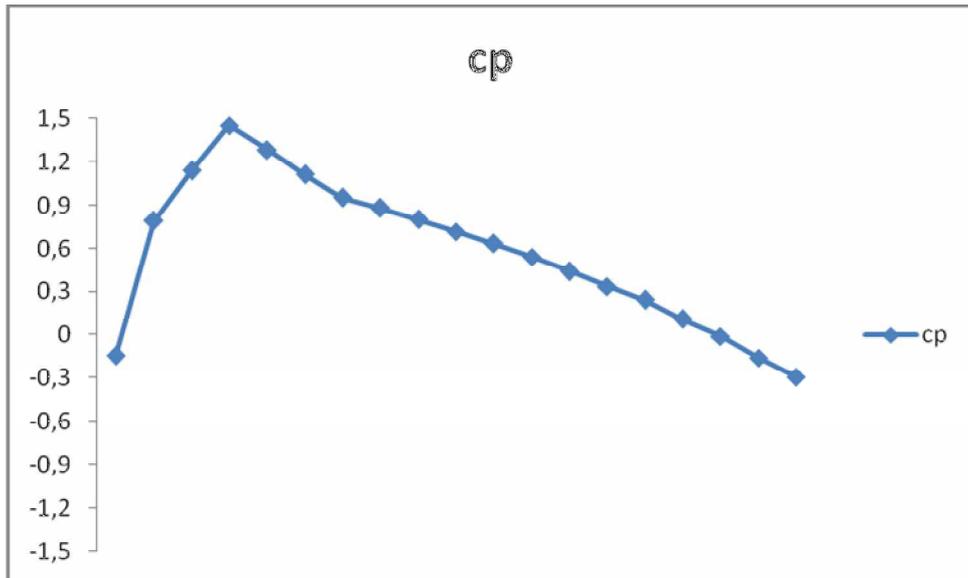


Figure (IV -20): distribution de C_p sur l'extrados a $r/R = 0.96$
 a : FLUENT \ b : expérimentale + CFD FASTRAN

Conclusion:

Le solveur FLUENT a été utilisé pour prédire la distribution du coefficient de pression sur deux pales d'un rotor d'hélicoptère en vol stationnaire. La distribution de la surface du coefficient de pression sur les deux surfaces intrados et extrados trouvée lors de notre simulation ont une bonne concordance avec celles reproduites par l'expérimentation.

Dans notre étude on a fait un calcul non visqueux incompressible à cause de limitations matérielles de calcul qui étaient un PC de 3.0GHz de CPU et 1GB de RAM. Mais en réalité le système est visqueux compressible.

Comme l'hélice d'un avion a le même principe de fonctionnement que le rotor d'hélicoptère sauf que la première génère une force de traction pour assurer la poussée de l'avion et la deuxième génère une force de sustentation pour compenser le poids de l'hélicoptère et d'après les résultats obtenus dans le chapitre 4 on a utilisé le code FLUENT 6.3 pour simuler l'écoulement autour d'une hélice.

Vue qu'on ne dispose pas d'une vraie géométrie d'une hélice on a opté de construire une hélice fictive.

V.1 Construction De La Géométrie

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

Les caractéristiques géométriques du domaine sont comme suit :

- pale de 1 m d'envergure, profil NACA0012.
- angle de calage 20 degrés.

Premièrement on a construit l'hélice a partir d'un bossage lissé de plusieurs profils NACA0012.on a obtenu la géométrie suivante :

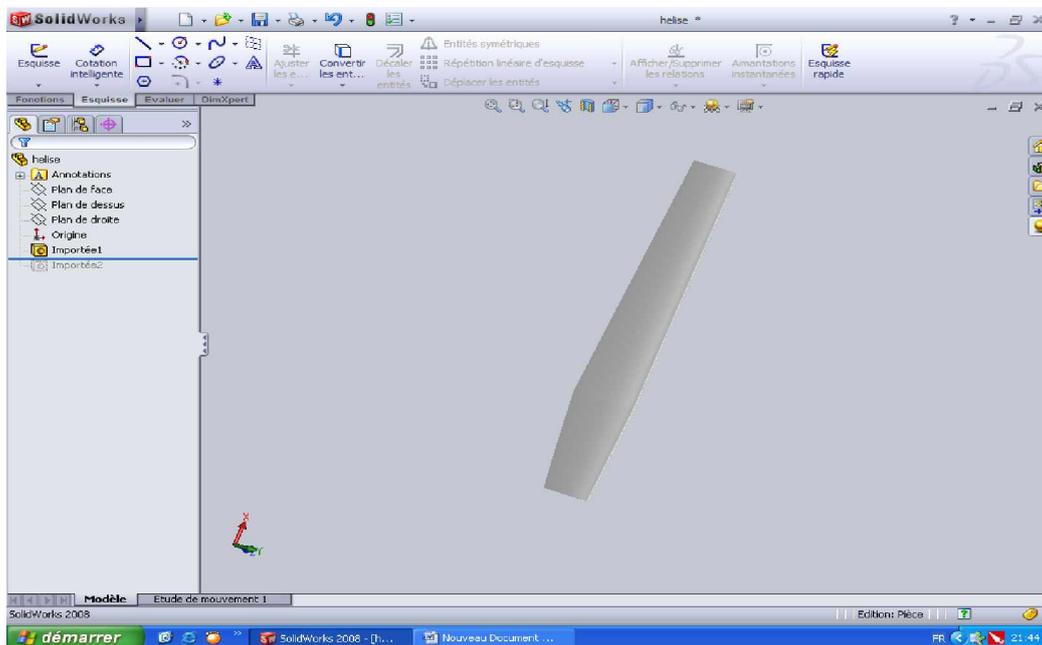


figure (V.1) la pale de l'hélice

ensuite on a passé à la constuction du cone .ce demier est etablit à partir de la fonction bossage avec axe de revolution d'une plaque plane.

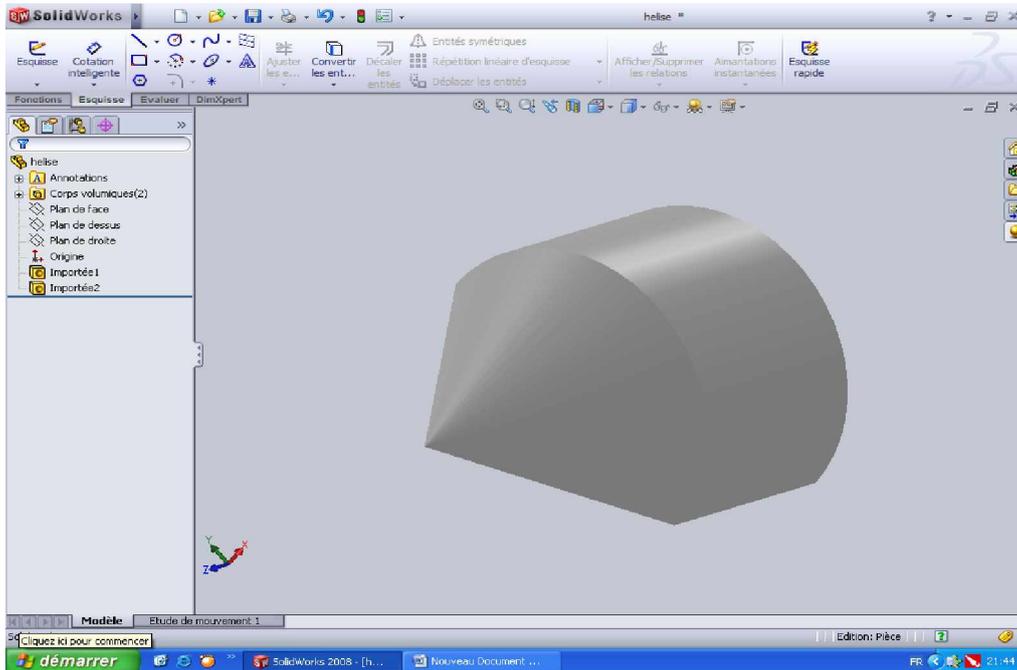


figure (V.2) le cone

finalment et dans assemblage on assemble les deux geometrie obtenus ultérieurement pour obtenir la piece voulu.

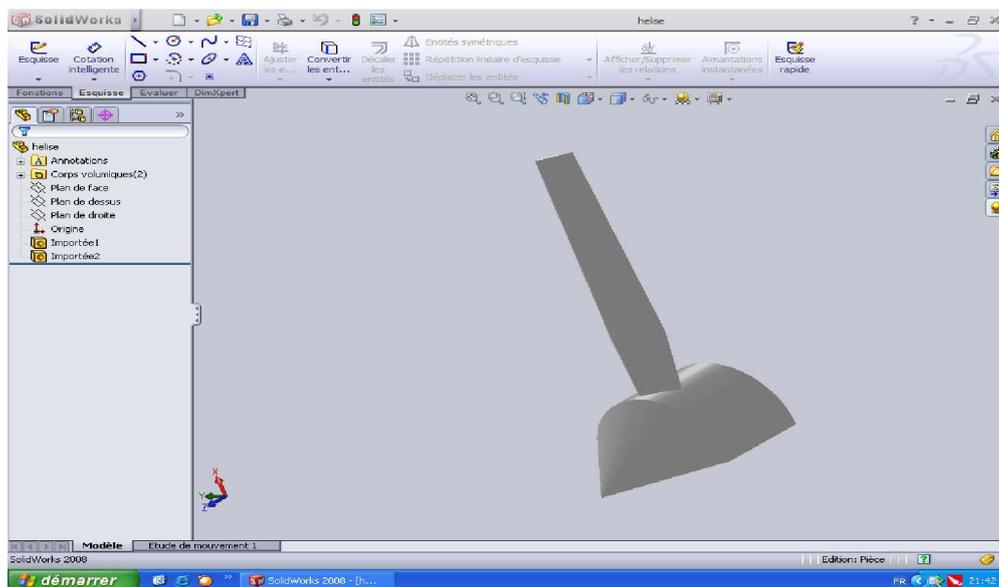


figure (V.3) la pale + le cone

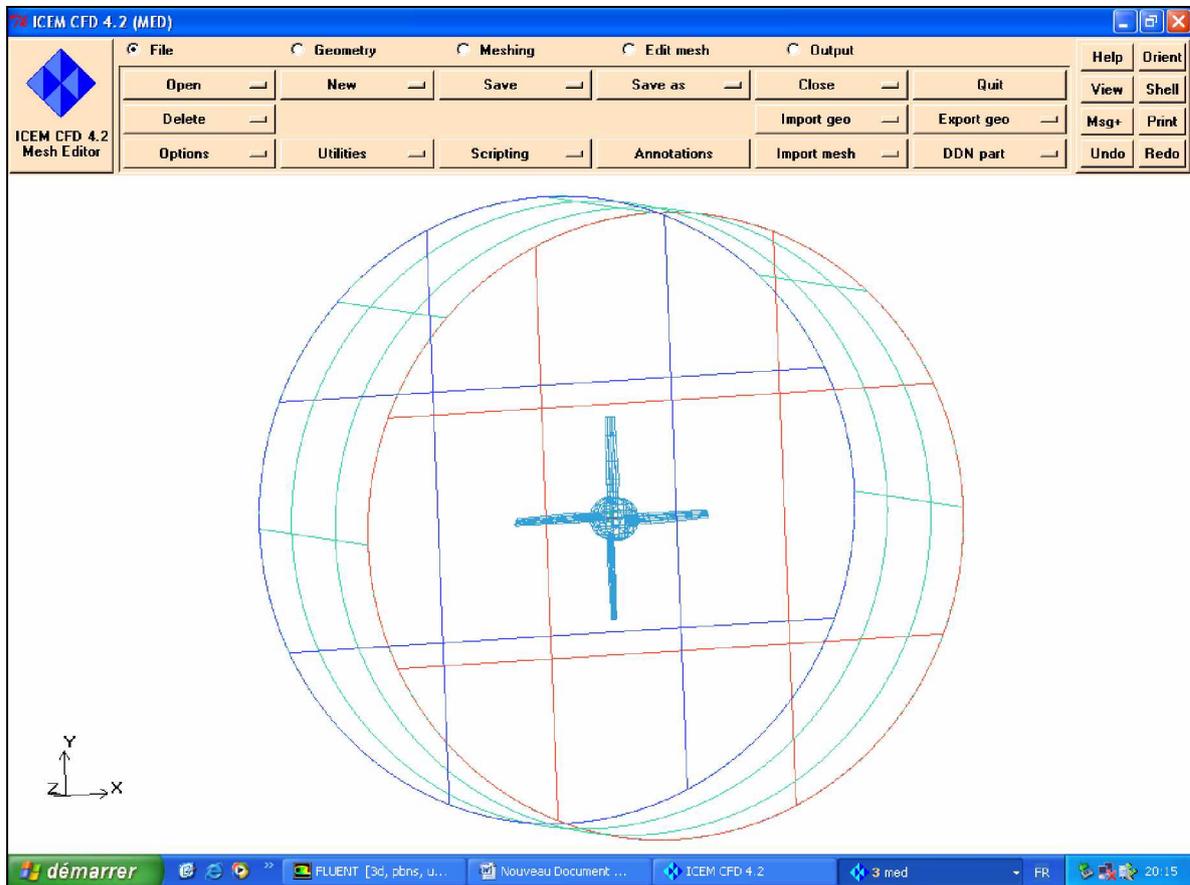


Figure (V.4) domaine de calcul

V.2 Génération Du maillage

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

Pour avoir la forme quadripale on a fait une rotation de la géométrie importé de SOLIDWORKS.

Pour faciliter la tâche de calcul dans fluent, ICEM permet de diviser le modèle en plusieurs familles de surfaces, courbes et point.

La figure (V.5) montre le maillage de différentes parties de la géométrie.

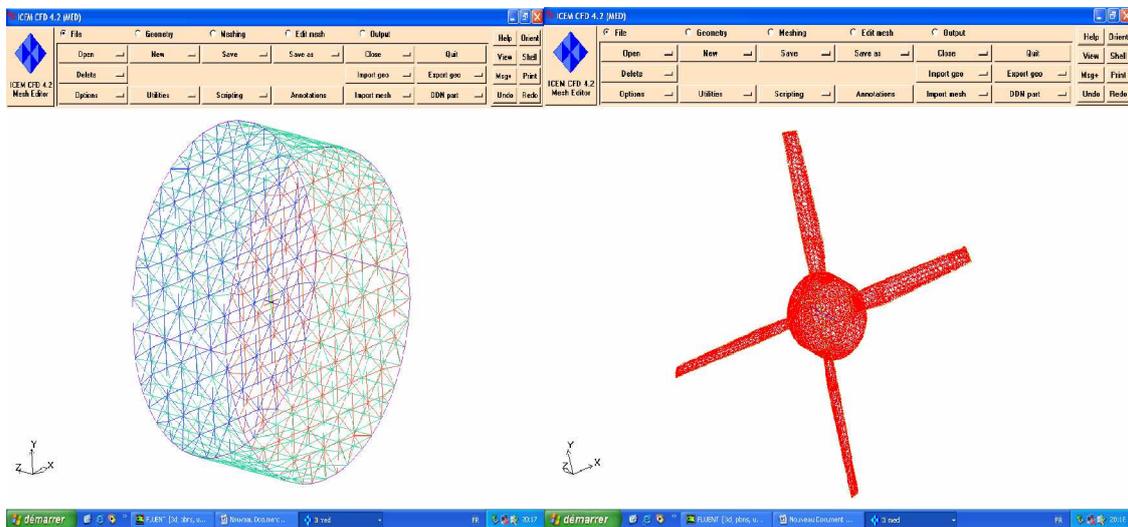


Figure (V.5) maillage des différentes parties

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

V-3 les résultats

Les conditions aux limites à appliquer sont les suivantes :

Vitesses de rotation, $\Omega_1 = 1250 \text{ rpm} = 130.9 \text{ radians/s}$
 $\Omega_2 = 2500 \text{ rpm} = 261.8 \text{ radians/s}$

Les conditions *Inflow/Outflow* sont utilisées dans les surfaces haut et bas du *far-field* avec les valeurs suivantes :

$u = 0.0 \text{ m/s}$

$v = 0.0 \text{ m/s}$

$w = 0.0 \text{ m/s}$

$p = 1.0006e+05 \text{ N/m}^2$

$T = 289.11 \text{ K}$

Le calcul est en incompressible et non visqueux a cause des limitations du matériels de calcul (CPU, RAM).

La durée de La simulation est estimée à 3 tours ce qui correspond à 15 heures.

La convergence de calcul est montrée par l'évolution des résidus dans la figure (V-6)

Pour la vitesse de rotation $\Omega_1 = 1250 \text{ rpm} = 130.9 \text{ radians/s}$.

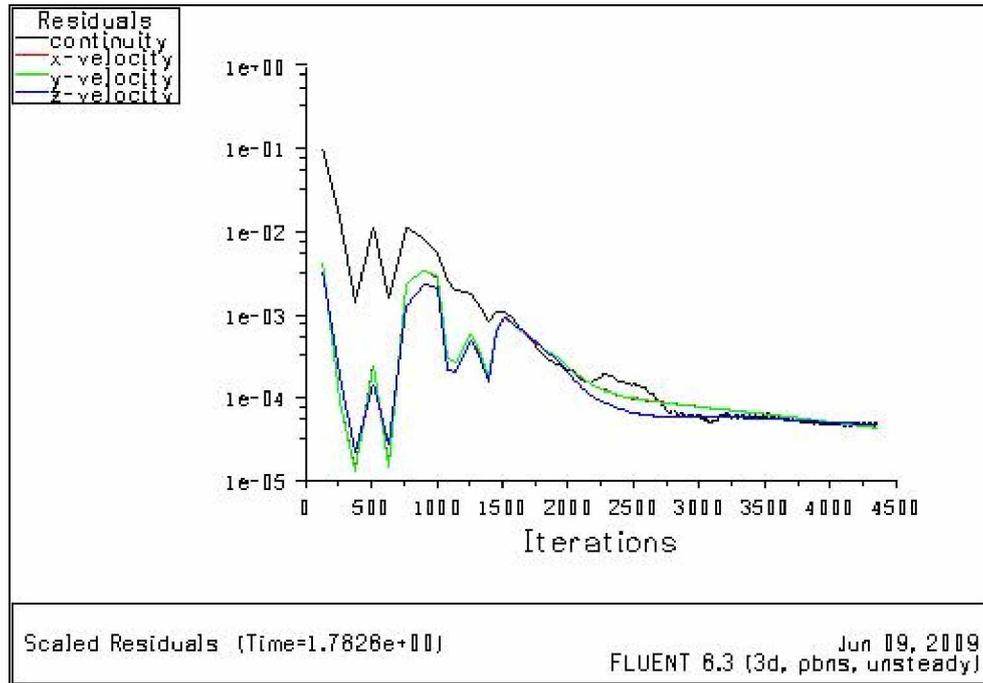


Figure (V.6) l'évolution des résidus

Les résultats de la simulation peuvent être exploités, tels que la vitesse, la pression et autres paramètres obtenus lors des calculs. Il est possible de visualiser les contours de pression sur l'extrados et l'intrados, le champ des vecteurs de vitesse, etc. Voici ci-dessous quelques résultats obtenus :

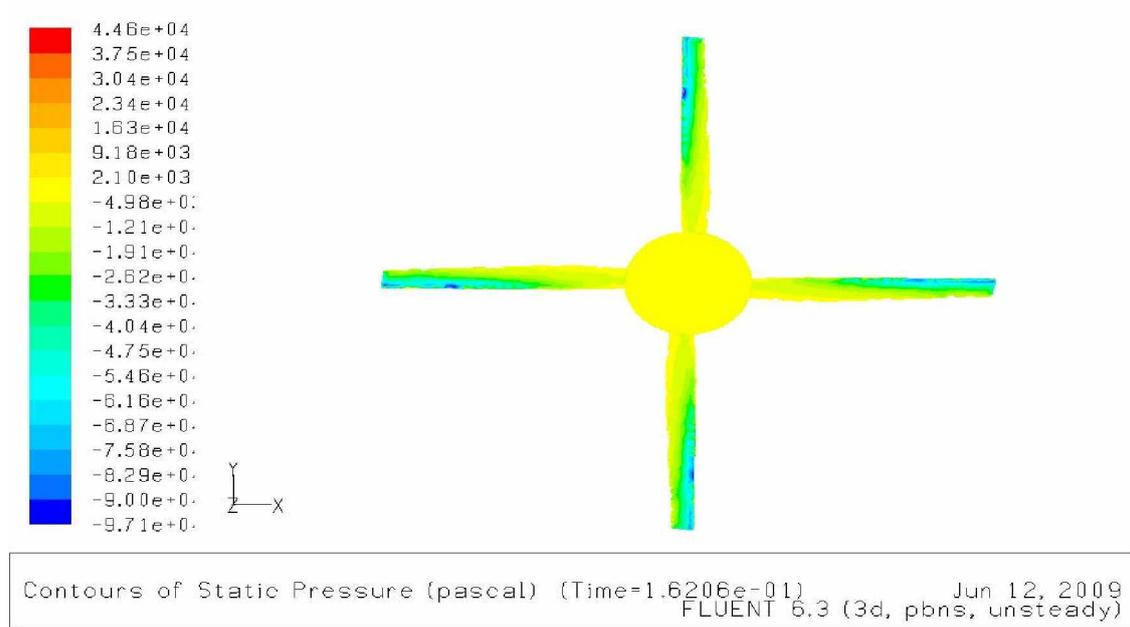


Figure (V.7) contour de la pression statique sur l'extrados

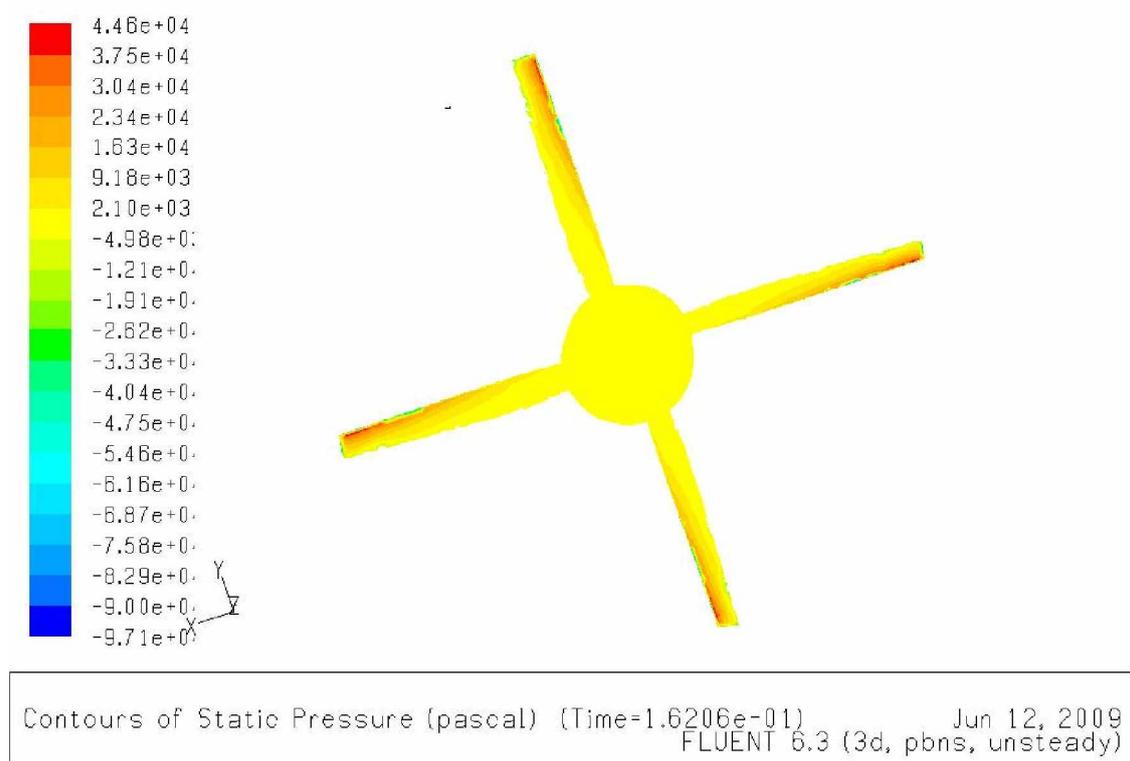


Figure (V.8) contour de la pression statique sur l'intrados

Pour la vitesse de rotation $\Omega_2 = 2500 \text{ rpm} = 261.8 \text{ radians/s}$

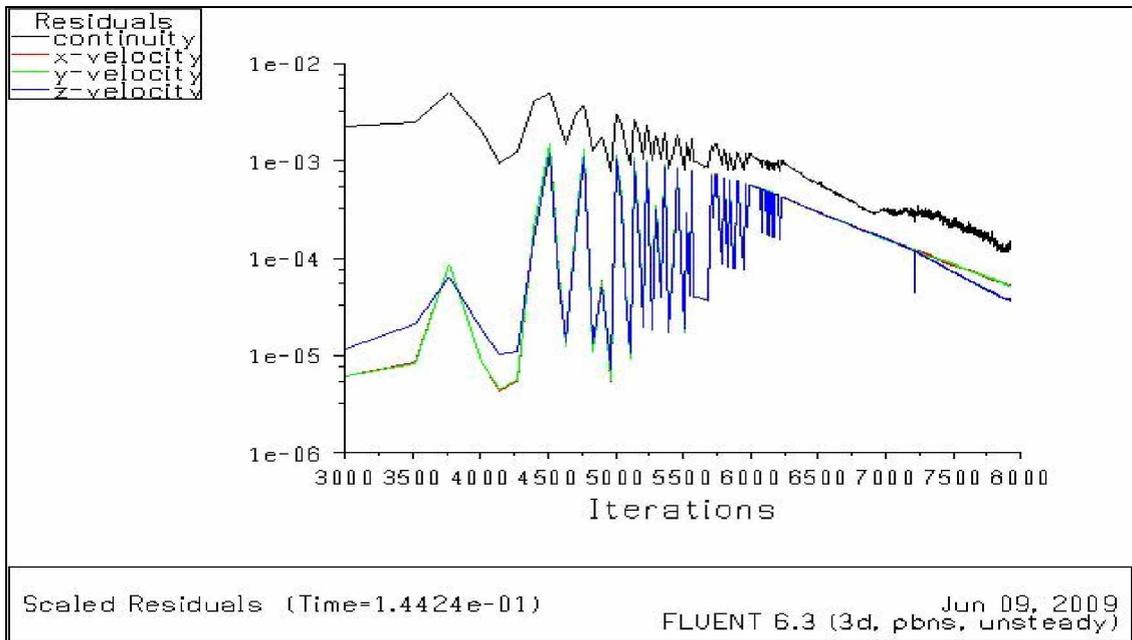


Figure (V.9) l'évolution des résidus

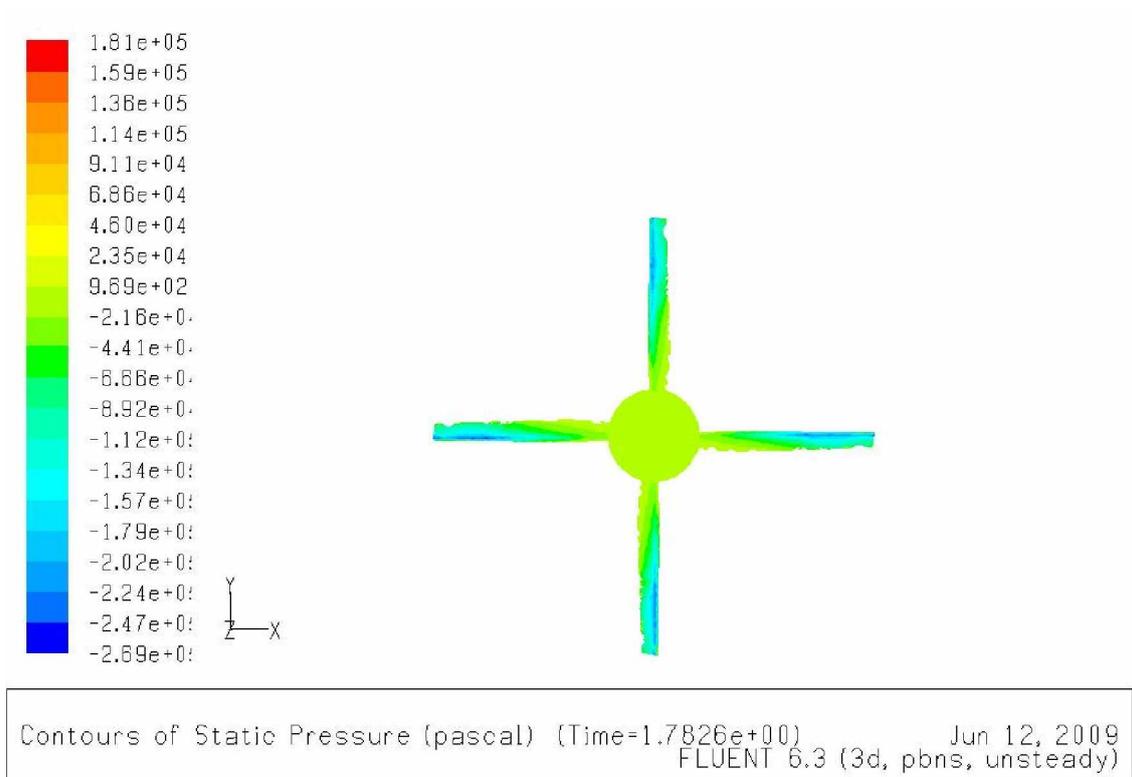


Figure (V.10) contour de la pression statique sur l'extrados

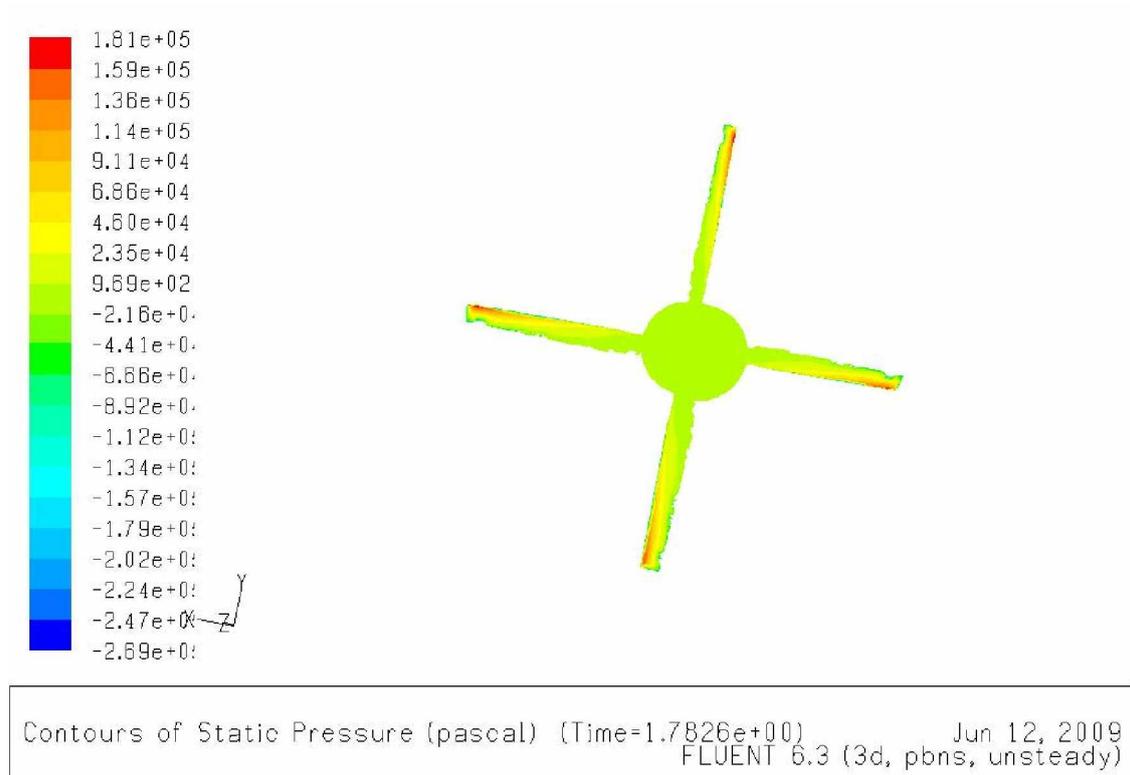


Figure (V.11) contour de la pression statique sur l'intrados

Interprétation des résultats :

D'après les contours que l'on a obtenus nous permet de faire les remarques suivantes :

- Apparition d'une zone de suppression sur l'intrados et une dépression sur l'extrados due à la direction de l'écoulement le long de la pale.
- Apparition de deux zones : l'une où la pression est maximale (en rouge) qui correspond aux points de vitesse nulle c'est-à-dire la pression statique est la pression totale. la deuxième zone où la pression atteint sa valeur minimale (en bleu).
- Les contours de la simulation numérique sont proche qualitativement que celle du phénomène physique.

Conclusion

Cette étude est une simulation numérique visant à explorer les capacités du code de calcul FLUENT à reproduire l'écoulement très complexe autour des voilures tournantes. On a utilisé l'option *moving mesh* pour configurer le mouvement des pales.

L'emploi du code de calcul FLUENT 6.3 avec un maillage non structuré réalisé par le logiciel ICEM CFD 4.2 , a permis d'obtenir des résultats en bonne concordance qualitative avec ceux obtenus expérimentalement.

Le but de ce travail n'est pas de trouver des bons résultats mais de montrer la possibilité de l'utilisation de CFD pour la résolution des problèmes liés aux écoulements complexes tels que l'écoulement autour des voilures tournantes (rotor d'hélicoptère, hélice d'avion,..).

Ce travail est une référence utile pour les futurs projets de fins d'études traitant des problèmes similaires.

Dans l'ensemble, les résultats obtenus mettent en lumière l'intérêt de l'utilisation de l'outil CFD pour la conception, l'analyse et l'optimisation des performances de ce type d'organe, ainsi on peut réduire le temps et le coût du calcul.

Les deux modèles étudiés, le rotor et l'hélice, peuvent être griffés aux modèles de l'hélicoptère complet et l'avion complet en ajoutant les formes des fuselages.

(NASA-TM-81232) EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL
STUDIES OF A MODEL HELICOPTER ROTOR IN HOVER
(NAS) 61 p HC A04/MF A01 CSCL 01A

M82-12042

Unclas
G3/02 08413

Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover

F. X. Caradonna and C. Tung

September 1981



National Aeronautics and
Space Administration

Ames Research Center
Moffett Field, California 94035

United States Army
Aviation Research
and Development
Command



Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover

F. X. Caradonna

C. Tung, Aeromechanics Laboratory

AVRADCOM Research and Technology Laboratories

Ames Research Center, Moffett Field, California

NASA
National Aeronautics and
Space Administration

United States Army
Aviation Research and
Development Command
St Louis, Missouri 63166



EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL STUDIES OF A MODEL HELICOPTER ROTOR IN HOVER

F. X. Caradonna and C. Tung

Aeromechanics Laboratory
U.S. Army Research and Technology Laboratories (AVRADCOM)

SUMMARY

The present study is a benchmark test to aid the development of various rotor performance codes. The study involves simultaneous blade pressure measurements and tip vortex surveys. Measurements were made for a wide range of tip Mach numbers including the transonic flow regime. The measured tip vortex strength and geometry permit effective blade loading predictions when used as input to a prescribed wake lifting surface code. It is also shown that with proper inflow and boundary layer modeling, the supercritical flow regime may be accurately predicted.

SYMBOLS

- A ratio of vortex circulation to maximum blade-bound circulation
- λ aspect ratio
- C_l sectional lift coefficient
- d radial distance from a vortex to a flow-field point
- R radius of the rotor blade
- r radial distance from the rotor center of rotation
- V_i vortex-induced velocity
- V_R residual velocity in the wake
- y r/R, nondimensional radial coordinate
- z axial distance from rotor
- Ω rotational speed
- Ψ azimuthal angle measured from the point of blade overhead passage
- Ψ_V vortex age, the azimuth angle, Ψ , when vortex strikes the probe

*Presented at the Sixth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 16-19, 1980, Bristol, England.

1. INTRODUCTION

The past two decades have seen a continuing development of methods to predict rotor hover performance with increasing accuracy. These methods include lifting line (refs. 1-3), lifting surface (refs. 4-6), and finite difference (ref. 7) methods. Practically speaking, none of these methods is self-contained; they all require the specification of empirically obtained wake data (strength and geometry) in order to have a correct downwash distribution. Inevitably, the development of these codes becomes a tuning process in which it is determined just how detailed and accurate a wake description must be. This stage of code development places great reliance on the available body of experimental rotor data.

The available rotor data include a sizeable number of tests where detailed blade loading is obtained using surface pressure transducers (refs. 8-11), and more recently by laser doppler velocimetry (refs. 12-14). There is also a number of tests in which the rotor wake geometry is defined by flow visualization techniques (refs. 3 and 5) for a wide variety of blade configurations. Of the various wake studies, only Boatwright (ref. 15) and Cook (ref. 16) made detailed investigations of the wake flow structures. Cook's work is especially significant in that he was able to measure the strength of the tip vortex by a curve-fitting technique using hot-wire data. However, there seem to be no useable data in the literature in which simultaneous blade load distribution and wake measurements are made.

It is the intention of the present study to help fill this gap in the literature. This paper will describe the experimental set-up in which steady blade pressures were obtained using hub-mounted transducers and tip vortices were measured using Cook's technique. The data obtained are for unstalled flow ranging from the low subsonic to transonic conditions. It is shown herein that the measured wake geometry differs significantly from previously published low-aspect-ratio data (ref. 5). This difference is reflected in an inability to correctly predict the measured blade loading (using Summa's prescribed wake lifting surface code (ref. 6)) when this classical wake geometry is used.

2. THE EXPERIMENT

The data presented in this paper were gathered in the Army Aeromechanics Laboratory's hover test facility, a large chamber with special ducting designed to eliminate room recirculation. The rotor, situated in the center of the chamber, was mounted on a tall column containing the drive shaft (fig. 1). The rotor employed two cantilever-mounted, manually adjustable blades with half degree precone. These blades used an NACA 0012 profile and were untwisted and untapered. An aspect ratio of 6 was chosen in order to maximize Reynolds Number and available instrumentation space. The blades were grooved to accommodate 60 pressure tubes each. These tubes connect to a special cluster of three 48S8 Scanivalves (using Statham PA 856-15 transducers) driven by one SS5-48 solenoid drive mounted in the rotor hub. This arrangement permits an ample number of ports for five measurement locations - three radial locations on each blade, with one location being identical on both blades for comparison purposes. The Scanivalve stepper motor was actuated by a digital data system which acquired the data, computed the centrifugal pressure drops, and displayed the final pressure distribution. After manually adjusting the two blades, the pressure data was also used to check the equality of loadings. The pressure data at the 0.8 R radial station are compared for the two blades in figure 2. No significant differences in the

loadings were seen for any operating conditions. (Additional indication of this loading equality is that no consistent difference in the two shed vortices was found.) The resulting pressure distributions for collective pitch settings of 5°, 8°, and 12° are shown in figures 3, 4, and 5. These and other pressure distributions are tabulated in appendix A. It is seen in figures 3, 4, and 5 that the inboard pressure distributions are only slightly affected by rotor speed. However, the outboard sections show considerable pressure alteration and shock development as the tip Mach number approaches near sonic values. Overall, however, the spanwise load distribution (obtained by pressure integration) is remarkably little affected by tip Mach number (fig. 6). In addition, the tip pressures were compared with those of reference 11 and are seen in figure 7 to be nearly identical.

Wake data were acquired with a traverse-mounted DISA 55P01 hot-wire probe mounted beneath the rotor. The probe was oriented with the wire being tangent to the rotor tip path. This permits measurement of the magnitude of the vortex induced velocity when the remainder of the rotor downwash is properly accounted for. It also excluded the effect of axial velocity on the induced velocity measurement. Data from the wire are acquired at various points along the tip vortex trajectories and can give both the tip vortex geometry and strength. One problem with this approach is that the vortex trajectory is not steady and the probe location (which is chosen by an on-the-spot decision as to where the number of vortex core "hits" is maximized) contains some as yet undetermined error. The resulting data stream has considerable variability. However, in order to be certain of the vortex location, the only acceptable data are those where the vortex core actually hits the probe. In the digitization process (done off-line at a reduced tape speed), the above-mentioned data system was coded to look for and accept only those data which showed the characteristic signal dip (wherein the minimum velocity is very close to the vortex translation speed) which indicates a probe-vortex strike. This turns out to be a very small percentage of the total amount of data actually recorded. A typical hot-wire trace displaying the above-mentioned variability is shown in figure 8.

3. HOT WIRE DATA ANALYSIS

The idea of the current data analysis is that a tip vortex should look like an infinite line vortex to a sufficiently close probe. Unfortunately, the probe measures not only the velocity induced by the vortex at hand, V_i , but also that induced by the blade and the remainder of the wake system as well, V_R . The problem in analyzing the probe data is, then, how to separate this residual velocity, V_R , from the immediate vortex-induced velocity, V_i . Cook (ref. 16) handled this problem by assuming that the residual velocity was constant and given by the translation velocity of the tip vortex. He then was able to find the vortex strength by a fitting process. This strength was found to be far less than the computed maximum blade bound circulation of the single, full-scale blade used in that test. It was also found that the vortices measured were distinctly nonclassical in that they contained a large rotational region outside of the viscous core. In what follows, we shall use a process very similar to Cook's in analyzing wake data.

First consideration is given to the vortex trajectories. Figure 9 shows the axial and radial components of the vortex trajectories for a pitch setting of 8°. This figure gives data for a wide range of rotor speeds, and it is apparent that the trajectory is essentially independent of tip speed — even into the transonic regime. Figure 9 together with figure 6 suggests that the nonlinear transonic flow on the blade has little effect on the far-field induced flow as long as the local lift is

not greatly altered. Also plotted on this figure is the vortex trajectory given by Kocurek's wake-fitting formula for rotors in free air. Although the axial component of the trajectory compares well with Kocurek's formula, there appears to be a greater discrepancy in the contraction than can be explained by measurement error. The vortex trajectories for pitch settings ranging from 5° to 12° are given in figure 10.

The present aim in analyzing the rotor wake is only to find the vortex strength and not a complete description of the structure. This strength will be found by fitting the wake data to the velocities obtained from an appropriate combination of inviscid, two-dimensional vortices. The velocity from one such vortex is given by

$$\frac{V_i}{\Omega R} = A \frac{(C_{ly})_{\max}}{4\pi R} \frac{1}{d/R} \quad (1)$$

where the strength of the vortex is described by A , the ratio of the vortex circulation to the maximum bound circulation of the blade. (This could be determined by the pressure data because the circulation peak is not very sharp and is quite close to the tap location.) To accomplish this fitting, it is first necessary to convert the spatially dependent equation (1) into a time-dependent expression, as the vortex data are time-based. Assuming that A is constant (which seems to be true within reasonable error bounds), the conversion to a time-dependent function is accomplished by expressing d as a function of time using the vortex trajectory data of figure 9. The next step is the determination of the residual velocity, V_R , which must be vectorially added to V_i before a comparison can be made with the probe data. We have done this in two different ways:

1) The first way to determine V_R involves very young vortices (about 50° old). For these it was assumed that V_R was given by the vortex trajectories (fig. 9). The fitting process always commenced when the vortex core hit the probe and ended when the following blade passed over; this assured the simplest possible flow field, as there would be vortices on only one side of the probe and minimal influence of vortex sheets and blade bound vorticity. Figure 11 shows some typical comparisons of probe data with the fitting expression. This figure shows the vortex velocity-time traces for pitch settings of 8° and 12°. It is seen here that the fitting curve provides a good match to the data outside of the immediate core region. Furthermore, the vortex strength is very close to the maximum blade bound circulation.

2) A second means to determine V_R was required in analyzing older vortices (about 210° old). The flow is more complex in this case, as the probe always lies between two vortices in the fitting region, and the expression for the vortex-induced velocity is correspondingly complicated. In fact, V_i for this case was determined using three vortices — one outboard of the probe and two inboard. Again, the data were fit for the time period between a probe-vortex strike and the subsequent blade passage. It was found that with V_R determined by the vortex trajectory data, it was not possible to obtain a good fit of the classical vortex expression to the wake data. Instead, we found that a better value for V_R was found by use of the minimum measured velocity between two vortices. At this point, the vortex-induced velocity is small, but not zero (due to the differing instantaneous translation velocities of the three vortices). The minimal induced velocity is calculated (assuming some value of A) and subtracted from the minimum measured intervortex velocity to obtain V_R . This task was rendered quite simple by the fact that the radial component of these velocities turns out to be very small (this was checked by calculations and measurements with a second probe). Since the two methods above do not give the same value for the residual velocity, it is clear that V_R is not a constant in this case. We assume,

however, that it changes sufficiently slowly to render the fitting process meaningful. In fact, the results thus obtained are consistent with the young vortex data. Figure 12 shows some typical comparisons of the older vortex data with the fitting expressions. This figure shows the fittings for pitch settings of 5°, 8°, and 12°. It is seen that the 8° and 12° cases show vortex strengths which match the maximum blade-bound vorticity very well. At 5° pitch, however, the strength is seen to be considerably smaller.

It seems from the above data, which are taken at a low rotor speed, that the tip vortex develops its full strength very early in life (mainly before 50°). Although there is a fair amount of variability between vortices, it is rather striking that very many vortices closely approach a classical Rankine vortex in appearance. Furthermore, the vortices (except for the 5° case) seem to contain all of the blade circulation. This vortex strength and structure differs markedly from the result obtained by Cook and probably reflects the considerable differences in blade geometries. As rotor tip speed increases (fig. 13), however, there appears to be an increasing departure from the Rankine vortex appearance. Nevertheless, the nondimensional vortex strength seems unaffected by tip speed.

4. COMPARISON OF THEORY AND EXPERIMENT

In order to integrate the present wake and loading data into a believable whole, it is necessary to be able to reproduce the blade loading computationally. We have chosen to do this using A.M.I.'s lifting surface code (ref. 6). This is a very flexible, compressible, lifting surface code which can handle either prescribed or free wakes.

Initial efforts to compute the blade loading were done using the Kocurek wake geometry (ref. 5). The resulting computed thrust coefficient was too high by about 20%. The next step was to compute the loading using the measured vortex locations and strength. Figure 14 shows a comparison of the measured and computed loading using the measured vortex parameters for a collective pitch of 8° (the trajectory is given by fig. 9 and we choose $A = 1.0$). The comparison is now considerably improved and the thrust coefficient is overpredicted by less than 5%. In view of the previously mentioned uncertainties in the vortex trajectory measurements, these computations were also performed with the entire vortex trajectory perturbed such that at $\psi = 180^\circ$, the axial and radial perturbations were $\pm 0.025 R$. The results derived from all possible combinations of these axial and radial changes fill the shaded area in figure 14. That the above measured and computed results are roughly centered on this shaded region indicates that for this case the measured trajectories are fairly accurate. However, the best comparison with the measured loading occurs when the vortex radial location (at $\psi = 180^\circ$) is increased (that is, the contraction is decreased) by $0.025 R$. The identical situation was found to occur in computations of the 12° pitch cases; that is, the best comparison occurred when the radial vortex location was increased by $0.025 R$ over the measured value (fig. 15). For the 5° collective-pitch case, the situation was a little different in that a reasonable comparison of computation and loading data could not be made until the vortex strength was reduced to $A = 0.75$. In this case, the vorticity which would otherwise have been in the tip vortex was now included in the vortex sheet model. (For a complete description of the assumed vortex sheet model see ref. 6.) This result is consistent with the measured vortex strength and gives the comparison shown in figure 16.

The previous comparisons have been made at low tip Mach numbers. The lifting surface code used should be applicable to predict the spanwise and chordwise loading up to the onset of supercritical flow. Beyond this point, linear aerodynamics are not applicable on the blade and a more complete flow description is required. As a preliminary evaluation of the high-speed flow data, two-dimensional computations were made of the flow at the 80% radial station. This was done using Holst's full-potential code (ref. 17). In order to perform this computation, an angle of attack is required. Since the region of supersonic flow is localized (i.e., limited to the immediate vicinity of the upper blade surface), it should be possible to find the angle of attack using the linear lifting surface code. Of course, the lifting surface code requires the measured vortex location and strength as mentioned previously. With the angle of attack obtained thereby, the Holst code produced the results shown in figure 17. This figure shows two computed results - an inviscid result and one with a viscous ramp-boundary layer model (ref. 18). It is seen that a shock-boundary layer interaction model is very necessary and in this case very effective.

5. CONCLUDING REMARKS

The present study was intended as a benchmark to aid in the development of hover performance codes. The goal was to obtain simultaneous measurements of blade load distribution and tip vortex geometry and strength using fairly standard techniques. In spite of some uncertainties (due mainly to wake unsteadiness), lifting surface computations show that the present measured loads and wake measurements are generally consistent with each other.

The main conclusions from this study are:

1. The Cook vortex measurement technique seems to be quite effective for two-bladed rotors.
2. At low rotor speeds, an untwisted, untapered, double-bladed rotor produces tip vortices which can closely resemble a classical Rankine vortex. Except for the lowest pitch settings, this vortex strength closely approaches the maximum blade bound circulation. At higher tip speeds, the inner vortex structure appears increasingly nonclassical; however, the strength is unaltered.
3. It is not possible to predict the blade-spanwise-load distribution without accurate vortex location and strength data. The present measured vortex location data were significantly different (for presently unknown reasons) from the classical data in the literature. However, these measurements were indispensable to obtaining a reasonable comparison of theory and experiment.
4. For the present rotor and speed range tested, the onset of supersonic flow was found to have no effect on the spanwise loading distribution and the vortex trajectories. The chordwise loading is profoundly altered by the shock-boundary layer interaction and can only be simulated by nonlinear aerodynamic techniques which employ a shock-boundary layer interaction model.

ACKNOWLEDGMENTS

This work represents the contributions of many excellent people. We would like to extend our thanks to W. D. Vann (Ft. Eustis Directorate, U.S. Army Applied Technology Laboratory) and H. Jones (U.S. Army Research and Technology Laboratories) who were instrumental in initiating our computational studies. Special acknowledgment is due to Georgene Laub who tirelessly and ably assisted in the running of the test. Thanks also to M. Summa (Applied Mechanics, Inc.) who wrote the lifting surface code and assisted us in running it; S. C. Lee (University of Missouri) and T. L. Holst (Ames Research Center) who provided us with the finite difference computations.

REFERENCES

1. Crimi, P.: Theoretical Prediction of the Flow in the Wake of a Hovering Rotor. CAL Report No. BB-1994-S-1 and No. BB-1994-S-2, Cornell Aeronautical Laboratory, Inc., Buffalo, N. Y., Sept. 1965.
2. Landgrebe, A. J.: An Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hover Performance and Wake Geometry Characteristics. USAAMRDL Technical Report 71-24, Eustis Directorate, U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Va., June 1971.
3. Landgrebe, A. J.; Moffett, R.; and Clark, D.: Aerodynamics Technology for Advanced Rotorcraft, Part 1. J. American Helicopter Soc., vol. 22, no. 2, Apr. 1977.
4. Johnson, W.: A Lifting Surface Solution for Vortex Induced Airloads and Its Application to Rotary Wing Airloads Calculations. Massachusetts Institute of Technology, Aeroelastic and Structures Research Laboratory, TR 153-2, Apr. 1970.
5. Kocurek, J. D.; and Tangler, J. L.: A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis. Presented at the 32nd Annual National Forum of the American Helicopter Society, preprint 1001, May 1976.
6. Summa, J. M.; and Clark, D. R.: A Lifting-Surface Method for Hover/Climb Loads. Presented at the 35th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, D. C., preprint 79-1, May 1979.
7. Caradonna, F. X.: The Transonic Flow on a Helicopter Rotor. Ph.D. Thesis, Stanford U., Stanford, Calif., March 1978.
8. Rabbott, J. P., Jr.: Static-Thrust Measurements of the Aerodynamic Loading on a Helicopter Rotor Blade. NACA TN 3688, Langley Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, Va., Feb. 1956.
9. Scheiman, J.; and Kelley, H. L.: Comparison of Flight-Measured Helicopter Rotor-Blade Chordwise Pressure Distributions with Static Two-Dimensional Airfoil Characteristics. NASA TN D-3936, 1967.

10. Brotherhood, P.; and Young, C.: The Measurement and Interpretation of Rotor Blade Pressures and Loads on a Puma Helicopter in Flight. Presented at the Fifth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Amsterdam, The Netherlands, Sept. 1979.
11. Gray, R. B.; McMahon, H. M.; Shenoy, K. R.; and Hammer, M. L.: Surface Pressure Measurements at Two Tips of a Model Helicopter Rotor in Hover. NASA CP-3281, May 1980.
12. Sullivan, J. P.: Experimental Investigation of Vortex Rings and Helicopter Rotor Wakes Using a Laser Doppler Velocimeter. D. S. Dissertation, Massachusetts Institute of Technology, June 1973.
13. Ballard, J. D.; Orloff, K. L.; and Luebs, A. B.: Effect of Tip Shape on Blade Loading Characteristics. Presented at the 35th Annual National Forum of the American Helicopter Society, Washington, D. C., preprint 79-1, May 1979.
14. Landgrebe, A. J.; and Johnson, B. V.: Measurements of Model Helicopter Rotor Flow Velocities with a Laser Doppler Velocimeter. Tech. Note, J. American Helicopter Soc., vol. 19, no. 2, July 1974.
15. Boatwright, D. W.: Measurement of Velocity Component in the Wake of a Full Scale Helicopter Rotor in Hover. USAAMRDL TR 72-33, Aug. 1972.
16. Cook, C. V.: The Structure of Rotor Blade Tip Vortex. AGARD CP-111, Sept. 1972.
17. Holst, T. L.: A Fast, Conservative Algorithm for Solving the Transonic Full-Potential Equation. AIAA Paper 79-1456, July 1979.
18. Lee, S. C.: Effect of Turbulent Boundary Layer on Transonic Flows. Preliminary Report, NASA Interchange Number NCA2-OR450-001, Aug. 1979.

APPENDIX A

TABLE 1.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 0^\circ$ $Q = 1500$ rpm $M_{tip} = 0.520$

Upper surface (-C _{pu})						
x/c	r/R = 0.5	r/R = 0.68	r/R = 0.80	r/R = 0.89	r/R = 0.96	
0.00	-0.9423E+00	0.1511E+00	-0.6101E+00	-0.9659E-01	-0.1061E+01	
0.03	0.2735E+00	0.3595E+00	-0.1223E+00	0.2108E+00	0.1027E+00	
0.12	0.3687E+00	0.4147E+00	0.3933E+00	0.2595E+00	0.3774E+00	
0.26	0.3247E+00	0.4147E+00	0.3774E+00	0.3158E+00	0.3774E+00	
0.47	0.2149E+00	0.3977E+00	0.4073E+00	0.3824E+00	0.3890E+00	
0.69	0.1197E+00	0.3850E+00	0.4222E+00	0.3901E+00	0.3657E+00	
0.83	0.3910E-01	0.3680E+00	0.4282E+00	0.3901E+00	0.3332E+00	
		0.3425E+00	0.4073E+00	0.3722E+00	0.2843E+00	
		0.2744E+00	0.3893E+00	0.3312E+00	0.2494E+00	
		0.2702E+00	0.3385E+00	0.2979E+00	0.2144E+00	
		0.2234E+00	0.3265E+00	0.2646E+00	0.1982E+00	
		0.1638E+00	0.2786E+00	0.2262E+00	0.1795E+00	
		0.1171E+00	0.2307E+00	0.2082E+00	0.1260E+00	
		0.6179E-01	0.1978E+00	0.1672E+00	0.8876E-01	
			0.56	0.52	0.69	
			0.65	0.65	0.76	
			0.74	0.73	0.90	
			0.90	0.80		
			-0.3556E-01	-0.1868E-01	-0.3693E-01	
				-0.3511E-01		
Lower surface (-C _{pl})						
x/c	r/R = 0.5	r/R = 0.68	r/R = 0.80	r/R = 0.89	r/R = 0.96	
0.04	0.2368E+00	-0.4102E+00	0.1500E+00	0.1868E-01	-0.5048E+00	
0.20	0.3614E+00	0.2336E+00	0.2008E+00	0.2799E+00	0.3797E+00	
0.45	0.2295E+00	0.4218E+00	0.4222E+00	0.3773E+00	0.3634E+00	
0.69	0.1123E+00	0.3737E+00	0.4372E+00	0.3107E+00	0.3332E+00	
0.85	0.3179E-01	0.3186E+00	0.3923E+00	0.2031E+00	0.2144E+00	
		0.2416E+00	0.3325E+00	0.1339E+00	0.1609E+00	
		0.1967E+00	0.1978E+00	0.7759E-01	0.1051E+00	
		0.3204E-01	0.1021E+00	0.1355E-01	0.5850E-01	
			0.90	0.90	0.85	
			-0.1761E-01	-0.6841E-01	0.7300E-02	
C _L	0.0055	0.0124	0.0053	-0.0094	0.0044	

TABLE 2.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 2^\circ$ $\Omega = 1250$ rpm $M_{tip} = 0.436$

Upper surface (-C _{pu})								
x/c	r/R = 0.5	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.1098E+01	0.2832E+00	0.00	-0.4726E+00	0.01	0.8412E-01	0.00	-0.9943E+00
0.03	0.3785E+00	0.4376E+00	0.01	0.5241E-01	0.03	0.3472E+00	0.02	0.3722E+00
0.12	0.4303E+00	0.4672E+00	0.04	0.5195E+00	0.04	0.3823E+00	0.07	0.5019E+00
0.26	0.3578E+00	0.4494E+00	0.07	0.4616E+00	0.06	0.4208E+00	0.12	0.4545E+00
0.47	0.2440E+00	0.4316E+00	0.09	0.4864E+00	0.10	0.4559E+00	0.15	0.4418E+00
0.69	0.1301E+00	0.4079E+00	0.13	0.4823E+00	0.13	0.4524E+00	0.19	0.4070E+00
0.83	0.4734E-01	0.3782E+00	0.17	0.4740E+00	0.17	0.4419E+00	0.23	0.3786E+00
		0.3604E+00	0.24	0.4451E+00	0.21	0.4138E+00	0.29	0.3185E+00
		0.2832E+00	0.24	0.4203E+00	0.26	0.3612E+00	0.33	0.2742E+00
		0.2832E+00	0.30	0.3707E+00	0.30	0.3296E+00	0.39	0.2362E+00
		0.2298E+00	0.35	0.3542E+00	0.35	0.3016E+00	0.44	0.2172E+00
		0.1705E+00	0.42	0.3170E+00	0.42	0.2490E+00	0.50	0.1983E+00
		0.1230E+00	0.50	0.2384E+00	0.47	0.2179E+00	0.61	0.1445E+00
		0.6956E-01	0.56	0.2136E+00	0.52	0.1858E+00	0.69	0.1065E+00
			0.65	0.1599E+00	0.65	0.1192E+00	0.76	0.7173E-01
			0.76	0.9375E-01	0.73	0.7710E-01	0.90	-0.2091E-01
			0.90	-0.2613E-01	0.80	0.3501E-01		
					0.87	-0.1760E-01		
Lower surface (-C _{pl})								
x/c	r/R = 0.5	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	0.1922E+00	-0.5359E+00	0.01	0.6929E-02	0.01	-0.1158E+00	0.00	-0.7001E+00
0.20	0.3578E+00	0.2518E+00	0.02	0.8961E-01	0.04	0.1964E+00	0.07	0.2520E+00
0.45	0.2336E+00	0.3971E+00	0.11	0.3872E+00	0.14	0.3472E+00	0.16	0.3121E+00
0.69	0.1094E+00	0.3580E+00	0.14	0.4120E+00	0.28	0.3016E+00	0.24	0.3026E+00
0.85	0.3698E-01	0.3068E+00	0.24	0.3748E+00	0.45	0.2104E+00	0.39	0.2204E+00
		0.2350E+00	0.34	0.3294E+00	0.57	0.1402E+00	0.51	0.1635E+00
		0.1937E+00	0.57	0.1930E+00	0.69	0.8412E-01	0.63	0.1192E+00
		0.4184E-01	0.74	0.1661E+00	0.79	0.2098E-01	0.74	0.7489E-01
			0.79	-0.1373E-01	0.90	-0.5618E-01	0.85	0.2744E-01
			0.90					
C _L	0.0374	0.0389	0.0631	0.0346	0.0471			

TABLE 3.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta' = 2^\circ$ $\Omega = 1500$ rpm $M_{tip} = 0.520$

Upper surface (-C _{pu})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.9910E+00	0.02	0.2768E+00	0.00	-0.4878E+00	0.01	0.6212E-01	0.00	-0.1033E+01
0.03	0.3784E+00	0.06	0.4554E+00	0.01	0.3871E-01	0.03	0.3464E+00	0.02	0.3681E+00
0.12	0.4223E+00	0.10	0.4809E+00	0.04	0.5204E+00	0.04	0.3822E+00	0.07	0.5124E+00
0.26	0.3564E+00	0.15	0.4639E+00	0.07	0.4635E+00	0.06	0.4258E+00	0.12	0.4635E+00
0.47	0.2466E+00	0.19	0.4384E+00	0.09	0.4904E+00	0.10	0.4642E+00	0.15	0.4542E+00
0.69	0.1294E+00	0.23	0.4129E+00	0.13	0.4874E+00	0.13	0.4590E+00	0.19	0.4193E+00
0.83	0.4152E-01	0.29	0.3831E+00	0.17	0.4815E+00	0.17	0.4488E+00	0.23	0.3681E+00
		0.33	0.3661E+00	0.21	0.4515E+00	0.21	0.4206E+00	0.29	0.3076E+00
		0.39	0.2896E+00	0.24	0.4246E+00	0.26	0.3694E+00	0.33	0.2704E+00
		0.44	0.2938E+00	0.30	0.3708E+00	0.30	0.3361E+00	0.39	0.2355E+00
		0.52	0.2385E+00	0.35	0.3618E+00	0.35	0.2875E+00	0.44	0.2169E+00
		0.61	0.1748E+00	0.42	0.2960E+00	0.42	0.2491E+00	0.50	0.1959E+00
		0.73	0.1195E+00	0.50	0.2421E+00	0.47	0.2286E+00	0.61	0.1378E+00
		0.80	0.6848E-01	0.56	0.2092E+00	0.52	0.1850E+00	0.69	0.1005E+00
				0.65	0.1554E+00	0.65	0.1133E+00	0.76	0.6330E-01
				0.76	0.8657E-01	0.73	0.7236E-01	0.90	-0.3211E-01
				0.90	-0.3309E-01	0.80	0.2626E-01		
						0.87	-0.2752E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	0.1953E+00	0.00	-0.5395E+00	0.01	-0.1831E-03	0.01	-0.1223E+00	0.00	-0.7348E+00
0.20	0.3564E+00	0.07	0.1919E+00	0.02	0.8657E-01	0.01	0.1953E+00	0.07	0.2471E+00
0.45	0.2319E+00	0.18	0.4001E+00	0.11	0.3947E+00	0.14	0.3515E+00	0.16	0.3146E+00
0.49	0.1148E+00	0.28	0.3601E+00	0.14	0.4127E+00	0.28	0.3003E+00	0.24	0.3006E+00
0.85	0.3421E-01	0.38	0.3067E+00	0.24	0.3797E+00	0.45	0.2055E+00	0.39	0.2169E+00
		0.51	0.2320E+00	0.34	0.3349E+00	0.57	0.1364E+00	0.51	0.1610E+00
		0.57	0.1906E+00	0.57	0.1913E+00	0.69	0.8004E-01	0.63	0.1122E+00
		0.79	0.3860E-01	0.74	0.1015E+00	0.79	0.1346E-01	0.74	0.6562E-01
				0.90	-0.1814E-01	0.90	-0.6593E-01	0.85	0.1676E-01
C _L 0.0374		0.0503		0.0451		0.0319		0.0481	

TABLE 5.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 2^\circ$ $\Omega = 2062$ rpm $M_{tip} = 0.723$

Upper surface ($-C_{Pu}$)														
$\tau/R = 0.5$			$\tau/R = 0.68$			$\tau/R = 0.80$			$\tau/R = 0.89$			$\tau/R = 0.96$		
x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c
0.00	-0.9708E+00	0.02	0.2850E+00	0.00	-0.5440E+00	0.01	0.5440E+00	0.01	0.5721E-02	0.00	-0.1983E+01	0.00	-0.1983E+01	0.00
0.03	0.3983E+00	0.06	0.4826E+00	0.01	-0.1238E-01	0.01	0.1238E-01	0.03	0.3316E+00	0.02	0.3164E+00	0.02	0.3164E+00	0.02
0.12	0.4695E+00	0.10	0.5183E+00	0.04	0.5658E+00	0.04	0.5658E+00	0.04	0.3862E+00	0.07	0.6049E+00	0.07	0.6049E+00	0.07
0.26	0.4022E+00	0.15	0.5040E+00	0.07	0.5140E+00	0.06	0.5140E+00	0.06	0.4529E+00	0.12	0.5627E+00	0.12	0.5627E+00	0.12
0.47	0.2677E+00	0.19	0.4850E+00	0.09	0.5520E+00	0.10	0.5520E+00	0.10	0.5196E+00	0.15	0.5472E+00	0.15	0.5472E+00	0.15
0.69	0.1648E+00	0.23	0.4635E+00	0.13	0.5589E+00	0.13	0.5589E+00	0.13	0.5423E+00	0.19	0.4943E+00	0.19	0.4943E+00	0.19
0.83	0.6985E-01	0.29	0.4350E+00	0.17	0.5710E+00	0.17	0.5710E+00	0.17	0.5332E+00	0.23	0.4233E+00	0.23	0.4233E+00	0.23
		0.33	0.4088E+00	0.21	0.5227E+00	0.21	0.5227E+00	0.21	0.4968E+00	0.29	0.3459E+00	0.29	0.3459E+00	0.29
		0.39	0.3231E+00	0.24	0.4882E+00	0.24	0.4882E+00	0.26	0.4271E+00	0.33	0.3093E+00	0.33	0.3093E+00	0.33
		0.44	0.3231E+00	0.30	0.3898E+00	0.30	0.3898E+00	0.30	0.4044E+00	0.39	0.2671E+00	0.39	0.2671E+00	0.39
		0.52	0.2635E+00	0.35	0.2635E+00	0.35	0.3915E+00	0.35	0.3407E+00	0.44	0.2474E+00	0.44	0.2474E+00	0.44
		0.61	0.1897E+00	0.42	0.3380E+00	0.42	0.3380E+00	0.42	0.2998E+00	0.50	0.2249E+00	0.50	0.2249E+00	0.50
		0.73	0.1302E+00	0.50	0.2810E+00	0.50	0.2810E+00	0.47	0.2695E+00	0.61	0.1601E+00	0.61	0.1601E+00	0.61
		0.80	0.7307E-01	0.56	0.2396E+00	0.56	0.2396E+00	0.52	0.2179E+00	0.69	0.1179E+00	0.69	0.1179E+00	0.69
				0.65	0.1792E+00	0.65	0.1792E+00	0.65	0.1370E+00	0.76	0.7707E-01	0.76	0.7707E-01	0.76
				0.76	0.1033E+00	0.76	0.1033E+00	0.73	0.8302E-01	0.90	-0.3553E-01	0.90	-0.3553E-01	0.90
				0.90	-0.3136E-01	0.90	-0.3136E-01	0.80	0.2997E-01					
								0.87	-0.3066E-01					
Lower surface ($-C_{Pl}$)														
$\tau/R = 0.5$			$\tau/R = 0.68$			$\tau/R = 0.80$			$\tau/R = 0.89$			$\tau/R = 0.96$		
x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c
0.04	0.2321E+00	0.00	-0.5388E+00	0.01	-0.2965E-03	0.01	-0.2965E-03	0.01	-0.1459E+00	0.00	-0.7858E+00	0.00	-0.7858E+00	0.00
0.20	0.4101E+00	0.07	0.2019E+00	0.02	0.9463E-01	0.02	0.9463E-01	0.04	0.2240E+00	0.07	0.2981E+00	0.07	0.2981E+00	0.07
0.45	0.2637E+00	0.13	0.4575E+00	0.11	0.4588E+00	0.11	0.4588E+00	0.14	0.4347E+00	0.16	0.3966E+00	0.16	0.3966E+00	0.16
0.69	0.1411E+00	0.28	0.4104E+00	0.14	0.4916E+00	0.14	0.4916E+00	0.28	0.3574E+00	0.24	0.3769E+00	0.24	0.3769E+00	0.24
0.85	0.5007E-01	0.38	0.3497E+00	0.24	0.4467E+00	0.24	0.4467E+00	0.45	0.2513E+00	0.39	0.2601E+00	0.39	0.2601E+00	0.39
		0.51	0.2646E+00	0.34	0.3846E+00	0.34	0.3846E+00	0.57	0.1679E+00	0.51	0.1925E+00	0.51	0.1925E+00	0.51
		0.57	0.2187E+00	0.57	0.2224E+00	0.57	0.2224E+00	0.69	0.9818E-01	0.63	0.1348E+00	0.63	0.1348E+00	0.63
		0.79	0.4981E-01	0.74	0.1153E+00	0.74	0.1153E+00	0.79	0.2088E-01	0.74	0.8270E-01	0.74	0.8270E-01	0.74
				0.90	-0.2446E-01	0.90	-0.2446E-01	0.90	-0.7007E-01	0.85	0.2499E-01	0.85	0.2499E-01	0.85
C_L	0.0370		0.0458		0.0597		0.0597		0.0307		0.0447		0.0447	

TABLE 6.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta = 2^\circ$ $\Omega = 2265$ rpm $M_{tip} = 0.794$
 c

Upper surface (-C _{pu})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.9876E+00	0.02	0.2782E+00	0.00	-0.5587E+00	0.01	-0.3842E-01	0.00	-0.1113E+01
0.03	0.4000E+00	0.06	0.5042E+00	0.01	-0.2671E-01	0.03	0.3143E+00	0.02	0.2477E+00
0.12	0.4701E+00	0.10	0.5449E+00	0.04	0.5889E+00	0.04	0.3766E+00	0.07	0.6427E+00
0.26	0.4101E+00	0.15	0.5266E+00	0.07	0.5456E+00	0.06	0.4601E+00	0.12	0.6352E+00
0.47	0.2666E+00	0.19	0.5103E+00	0.09	0.5904E+00	0.10	0.5742E+00	0.15	0.6278E+00
0.69	0.1632E+00	0.23	0.4859E+00	0.13	0.6053E+00	0.13	0.6060E+00	0.19	0.5644E+00
0.83	0.6648E-01	0.29	0.4553E+00	0.17	0.6218E+00	0.17	0.6060E+00	0.23	0.4713E+00
		0.33	0.4329E+00	0.21	0.5755E+00	0.21	0.5569E+00	0.29	0.3719E+00
		0.39	0.3433E+00	0.24	0.5366E+00	0.26	0.4668E+00	0.33	0.3359E+00
		0.44	0.3433E+00	0.30	0.3842E+00	0.30	0.4336E+00	0.39	0.2924E+00
		0.52	0.2863E+00	0.35	0.4290E+00	0.35	0.3713E+00	0.44	0.2713E+00
		0.61	0.2110E+00	0.42	0.3722E+00	0.42	0.3236E+00	0.50	0.2464E+00
		0.73	0.1478E+00	0.50	0.3110E+00	0.47	0.2904E+00	0.61	0.1744E+00
				0.56	0.2662E+00	0.52	0.2321E+00	0.69	0.1272E+00
				0.65	0.1989E+00	0.65	0.1379E+00	0.76	0.8120E-01
				0.76	0.1152E+00	0.73	0.8357E-01	0.90	-0.4178E-01
				0.90	-0.2522E-01	0.80	0.2523E-01		
						0.87	-0.3709E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	0.2299E+00	0.80	0.8675E-01	0.01	0.1677E-02	0.01	-0.1710E+00	0.00	-0.7970E+00
0.20	0.4134E+00	0.00	-0.5405E+00	0.02	0.9731E-01	0.04	0.2122E+00	0.07	0.3135E+00
0.45	0.2733E+00	0.07	0.2400E+00	0.11	0.4888E+00	0.14	0.4721E+00	0.16	0.4464E+00
0.69	0.1432E+00	0.18	0.5028E+00	0.14	0.5351E+00	0.28	0.3925E+00	0.24	0.4253E+00
0.85	0.5647E-01	0.28	0.4567E+00	0.24	0.4873E+00	0.45	0.2718E+00	0.37	0.2837E+00
		0.38	0.3904E+00	0.34	0.4141E+00	0.57	0.1777E+00	0.51	0.2104E+00
		0.51	0.2976E+00	0.57	0.2437E+00	0.69	0.9948E-01	0.63	0.1483E+00
		0.57	0.2449E+00	0.74	0.1257E+00	0.79	0.1594E-01	0.74	0.8865E-01
		0.79	0.5144E-01	0.90	-0.1476E-01	0.90	-0.7952E-01	0.85	0.2530E-01
C _L	0.0331		0.0331		0.0596		0.0325		0.0496

TABLE 7.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 2^\circ$ $\Omega = 2324$ rpm $M_{tip} = 0.815$

Upper surface (-C _{pu})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.1094E+01	0.02	0.2601E+00	0.00	-0.5943E+00	0.01	-0.8566E-01	0.00	-0.1147E+01
0.03	0.3986E+00	0.06	0.4977E+00	0.01	-0.5656E-01	0.03	0.2789E+00	0.02	0.2122E+00
0.12	0.4689E+00	0.10	0.5429E+00	0.04	0.5841E+00	0.04	0.3500E+00	0.07	0.6366E+00
0.26	0.4050E+00	0.15	0.5272E+00	0.07	0.5420E+00	0.06	0.4443E+00	0.12	0.6962E+00
0.47	0.2612E+00	0.19	0.5075E+00	0.09	0.5942E+00	0.10	0.5813E+00	0.15	0.6658E+00
0.69	0.1526E+00	0.23	0.4781E+00	0.13	0.6087E+00	0.13	0.6330E+00	0.19	0.5770E+00
0.83	0.5359E-01	0.29	0.4466E+00	0.17	0.6275E+00	0.17	0.6305E+00	0.23	0.4652E+00
		0.33	0.4191E+00	0.21	0.5725E+00	0.21	0.5736E+00	0.29	0.3569E+00
		0.39	0.3268E+00	0.24	0.5304E+00	0.26	0.4624E+00	0.33	0.3168E+00
		0.44	0.3268E+00	0.30	0.3507E+00	0.30	0.4211E+00	0.39	0.2682E+00
		0.52	0.2649E+00	0.35	0.4116E+00	0.35	0.3539E+00	0.44	0.2487E+00
		0.61	0.1854E+00	0.42	0.3551E+00	0.42	0.3047E+00	0.50	0.2268E+00
		0.73	0.1226E+00	0.50	0.2913E+00	0.47	0.2698E+00	0.61	0.1551E+00
		0.80	0.6369E-01	0.56	0.2493E+00	0.52	0.2130E+00	0.69	0.1101E+00
				0.65	0.1811E+00	0.65	0.1199E+00	0.76	0.6387E-01
				0.76	0.9852E-01	0.73	0.6563E-01	0.90	-0.6382E-01
				0.90	-0.4642E-01	0.80	0.6173E-02		
						0.87	-0.5975E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	0.2197E+00	0.00	-0.5667E+00	0.01	-0.2612E-01	0.01	-0.2006E+00	0.00	-0.8445E+00
0.20	0.4018E+00	0.07	0.2585E+00	0.02	0.8113E-01	0.04	0.1949E+00	0.07	0.2876E+00
0.45	0.2580E+00	0.18	0.4896E+00	0.11	0.4870E+00	0.14	0.4741E+00	0.16	0.4457E+00
0.69	0.1271E+00	0.28	0.4434E+00	0.14	0.5333E+00	0.28	0.3836E+00	0.24	0.4190E+00
0.85	0.3442E-01	0.38	0.3771E+00	0.24	0.4797E+00	0.45	0.2556E+00	0.39	0.2682E+00
		0.51	0.2844E+00	0.34	0.4072E+00	0.57	0.1626E+00	0.51	0.1940E+00
		0.57	0.2316E+00	0.57	0.2261E+00	0.69	0.8114E-01	0.63	0.1308E+00
		0.79	0.3759E-01	0.74	0.1130E+00	0.79	-0.1582E-02	0.74	0.7359E-01
				0.90	-0.3482E-01	0.90	-0.9852E-01	0.85	0.9143E-02
C _L	0.0408	0.0303	0.0627	0.0301	0.0500				

TABLE 8.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 2^\circ$ $\Omega = 2400$ rpm $M_{tip} = 0.830$

Upper surface (-C _{pu})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.1002E+01	0.02	0.2642E+00	0.00	-0.5947E+00	0.01	-0.1028E+00	0.00	-0.1153E+01
0.03	0.3822E+00	0.06	0.4947E+00	0.01	-0.6201E-01	0.03	0.2637E+00	0.02	0.1861E+00
0.12	0.4533E+00	0.10	0.5366E+00	0.04	0.5921E+00	0.04	0.3355E+00	0.07	0.6074E+00
0.26	0.3884E+00	0.15	0.5213E+00	0.07	0.5440E+00	0.06	0.4300E+00	0.12	0.7071E+00
0.47	0.2555E+00	0.19	0.5047E+00	0.09	0.5941E+00	0.10	0.5836E+00	0.15	0.7131E+00
0.69	0.1443E+00	0.23	0.4851E+00	0.13	0.6215E+00	0.13	0.6390E+00	0.19	0.6205E+00
0.83	0.4848E-01	0.29	0.4490E+00	0.17	0.6398E+00	0.17	0.6604E+00	0.23	0.5160E+00
		0.33	0.4221E+00	0.21	0.5919E+00	0.21	0.5886E+00	0.29	0.3675E+00
		0.39	0.3366E+00	0.24	0.5510E+00	0.26	0.4703E+00	0.33	0.3238E+00
		0.44	0.3366E+00	0.30	0.3439E+00	0.30	0.4249E+00	0.39	0.2822E+00
		0.52	0.2737E+00	0.35	0.4341E+00	0.35	0.3645E+00	0.44	0.2632E+00
		0.61	0.1956E+00	0.42	0.3763E+00	0.42	0.3166E+00	0.50	0.2395E+00
		0.73	0.1327E+00	0.50	0.3115E+00	0.47	0.2813E+00	0.61	0.1659E+00
		0.80	0.6986E-01	0.56	0.2621E+00	0.52	0.2209E+00	0.69	0.1172E+00
				0.65	0.1931E+00	0.65	0.1239E+00	0.76	0.6856E-01
				0.76	0.1085E+00	0.73	0.6725E-01	0.90	-0.6082E-01
				0.90	-0.3664E-01	0.80	0.6804E-02	1	
						0.87	-0.5869E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	0.2153E+00	0.00	-0.5626E+00	0.01	-0.1691E-01	0.01	-0.2023E+00	0.00	-0.8335E+00
0.20	0.4007E+00	0.07	0.2495E+00	0.02	0.8456E-01	0.04	0.1932E+00	0.07	0.2881E+00
0.45	0.2617E+00	0.18	0.4935E+00	0.11	0.4989E+00	0.14	0.4866E+00	0.16	0.4698E+00
0.69	0.1257E+00	0.28	0.4504E+00	0.14	0.5468E+00	0.28	0.3997E+00	0.24	0.4460E+00
0.85	0.3611E-01	0.38	0.3839E+00	0.24	0.4989E+00	0.45	0.2675E+00	0.39	0.2846E+00
		0.51	0.2908E+00	0.34	0.4270E+00	0.57	0.1693E+00	0.51	0.2062E+00
		0.57	0.2371E+00	0.57	0.2438E+00	0.69	0.8740E-01	0.63	0.1410E+00
		0.79	0.3974E-01	0.74	0.1240E+00	0.79	0.5047E-03	0.74	0.7924E-01
				0.90	-0.2396E-01	0.90	-0.9899E-01	0.85	0.1277E-01
C _L	0.0310	0.0327	0.0598	0.0270	0.0474				

TABLE 9.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 650$ rpm $M_{tip} = 0.226$

Upper surface ($-C_{pU}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.9597E+00	0.02	0.5239E+00	0.00	-0.1632E+00	0.01	0.4846E+00	0.00	-0.7825E+00
0.03	0.5103E+00	0.06	0.5874E+00	0.01	0.3444E+00	0.03	0.6422E+00	0.02	0.6865E+00
0.12	0.5103E+00	0.10	0.5662E+00	0.04	0.6924E+00	0.04	0.6180E+00	0.07	0.6757E+00
0.26	0.3972E+00	0.15	0.5239E+00	0.07	0.6054E+00	0.06	0.6180E+00	0.12	0.5785E+00
0.47	0.2841E+00	0.19	0.5028E+00	0.09	0.6054E+00	0.10	0.5937E+00	0.15	0.5245E+00
0.69	0.1711E+00	0.23	0.4604E+00	0.13	0.5764E+00	0.13	0.5695E+00	0.19	0.4921E+00
0.83	0.5800E-01	0.29	0.4392E+00	0.17	0.5474E+00	0.17	0.5331E+00	0.23	0.4381E+00
		0.33	0.3969E+00	0.21	0.5039E+00	0.21	0.4846E+00	0.29	0.3733E+00
		0.39	0.3333E+00	0.24	0.4749E+00	0.26	0.4240E+00	0.33	0.3193E+00
		0.44	0.3121E+00	0.30	0.4314E+00	0.30	0.3876E+00	0.39	0.2653E+00
		0.52	0.2697E+00	0.35	0.3879E+00	0.35	0.3391E+00	0.44	0.2436E+00
		0.61	0.1850E+00	0.42	0.3444E+00	0.42	0.2906E+00	0.50	0.2220E+00
		0.73	0.1427E+00	0.50	0.2719E+00	0.47	0.2542E+00	0.61	0.1681E+00
		0.80	0.1003E+00	0.56	0.2283E+00	0.52	0.2178E+00	0.69	0.1249E+00
				0.65	0.1704E+00	0.65	0.1450E+00	0.76	0.5243E-01
				0.76	0.1123E+00	0.73	0.9655E-01	0.90	-0.4781E-02
				0.90	-0.3671E-02	0.80	0.4801E-01		
						0.87	-0.4932E-03		
Lower surface ($-C_{pL}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	0.5800E-01	0.00	-0.6622E+00	0.01	-0.1922E+00	0.01	-0.3643E+00	0.00	-0.8689E+00
0.20	0.2841E+00	0.07	-0.5224E+00	0.02	-0.7617E-01	0.04	-0.4932E-03	0.07	0.1033E+00
0.45	0.2087E+00	0.18	0.3152E+00	0.11	0.2719E+00	0.14	0.2420E+00	0.16	0.2220E+00
0.69	0.1334E+00	0.28	0.3152E+00	0.14	0.3154E+00	0.28	0.2420E+00	0.24	0.2329E+00
0.85	0.5800E-01	0.38	0.2737E+00	0.24	0.3009E+00	0.45	0.1814E+00	0.39	0.1897E+00
		0.51	0.2156E+00	0.34	0.2719E+00	0.57	0.1450E+00	0.51	0.1572E+00
		0.57	0.1749E+00	0.57	0.1849E+00	0.69	0.9655E-01	0.63	0.1249E+00
		0.79	0.2548E-01	0.74	0.1123E+00	0.79	0.3590E-01	0.74	0.1033E+00
				0.90	0.1084E-01	0.90	-0.3685E-01	0.85	0.6004E-01
C_L	0.1104	0.2067	0.1475	0.1203	0.1449				

TABLE 10.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 1250$ rpm $M_{tip} = 0.433$

Upper surface (-C _{pu})														
r/R = 0.5			r/R = 0.68			r/R = 0.80			r/R = 0.89			r/R = 0.96		
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c
0.00	-0.9467E+00	0.02	0.4847E+00	0.00	-0.2270E+00	0.01	0.4569E+00	0.00	0.4569E+00	0.00	0.4569E+00	0.00	0.4569E+00	0.00
0.03	0.5042E+00	0.06	0.5567E+00	0.01	0.3191E+00	0.03	0.6444E+00	0.03	0.6444E+00	0.02	0.7181E+00	0.02	0.7181E+00	0.02
0.12	0.4833E+00	0.10	0.5627E+00	0.04	0.6859E+00	0.04	0.6226E+00	0.04	0.6226E+00	0.07	0.7999E+00	0.07	0.7999E+00	0.07
0.26	0.3874E+00	0.15	0.5148E+00	0.07	0.5858E+00	0.06	0.6232E+00	0.06	0.6232E+00	0.12	0.5682E+00	0.12	0.5682E+00	0.12
0.47	0.2641E+00	0.19	0.4909E+00	0.09	0.5984E+00	0.10	0.5949E+00	0.10	0.5949E+00	0.15	0.5268E+00	0.15	0.5268E+00	0.15
0.69	0.1388E+00	0.23	0.4550E+00	0.13	0.5608E+00	0.13	0.5666E+00	0.13	0.5666E+00	0.19	0.4693E+00	0.19	0.4693E+00	0.19
0.83	0.4490E-01	0.29	0.4190E+00	0.17	0.5400E+00	0.17	0.5383E+00	0.17	0.5383E+00	0.23	0.4024E+00	0.23	0.4024E+00	0.23
		0.33	0.3891E+00	0.21	0.5025E+00	0.21	0.4923E+00	0.21	0.4923E+00	0.29	0.3322E+00	0.29	0.3322E+00	0.29
		0.39	0.3113E+00	0.24	0.4650E+00	0.24	0.4251E+00	0.24	0.4251E+00	0.33	0.2971E+00	0.33	0.2971E+00	0.33
		0.44	0.2933E+00	0.30	0.3983E+00	0.30	0.3791E+00	0.30	0.3791E+00	0.39	0.2556E+00	0.39	0.2556E+00	0.39
		0.52	0.2395E+00	0.35	0.3607E+00	0.35	0.3190E+00	0.35	0.3190E+00	0.44	0.2365E+00	0.44	0.2365E+00	0.44
		0.61	0.1736E+00	0.42	0.3149E+00	0.42	0.2836E+00	0.42	0.2836E+00	0.50	0.2078E+00	0.50	0.2078E+00	0.50
		0.73	0.1257E+00	0.50	0.2565E+00	0.47	0.2553E+00	0.47	0.2553E+00	0.61	0.1504E+00	0.61	0.1504E+00	0.61
		0.80	0.6586E-01	0.56	0.2190E+00	0.52	0.2058E+00	0.52	0.2058E+00	0.69	0.1089E+00	0.69	0.1089E+00	0.69
				0.65	0.1606E+00	0.65	0.1245E+00	0.65	0.1245E+00	0.76	0.7062E-01	0.76	0.7062E-01	0.76
				0.76	0.8561E-01	0.73	0.8202E-01	0.73	0.8202E-01	0.80	-0.2507E-01	0.80	-0.2507E-01	0.80
				0.90	-0.3528E-01	0.80	0.3251E-01	0.80	0.3251E-01	0.87	-0.2055E-01	0.87	-0.2055E-01	0.87
Lower surface (-C _{pl})														
r/R = 0.5			r/R = 0.68			r/R = 0.80			r/R = 0.89			r/R = 0.96		
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c
0.04	0.6577E-01	0.00	-0.6884E+00	0.01	-0.2104E+00	0.01	-0.3813E+00	0.01	-0.3813E+00	0.00	-0.9214E+00	0.00	-0.9214E+00	0.00
0.20	0.2954E+00	0.07	0.8122E-01	0.02	-0.9781E-01	0.04	-0.9944E-02	0.04	-0.9944E-02	0.07	0.7062E-01	0.07	0.7062E-01	0.07
0.45	0.2014E+00	0.18	0.3123E+00	0.11	0.2649E+00	0.14	0.2306E+00	0.14	0.2306E+00	0.16	0.2110E+00	0.16	0.2110E+00	0.16
0.69	0.9708E-01	0.28	0.3011E+00	0.14	0.3066E+00	0.28	0.2341E+00	0.28	0.2341E+00	0.24	0.2301E+00	0.24	0.2301E+00	0.24
0.85	0.3446E-01	0.38	0.2588E+00	0.24	0.2982E+00	0.45	0.1775E+00	0.45	0.1775E+00	0.39	0.1823E+00	0.39	0.1823E+00	0.39
		0.51	0.1996E+00	0.34	0.2690E+00	0.57	0.1129E+00	0.57	0.1129E+00	0.51	0.1440E+00	0.51	0.1440E+00	0.51
		0.57	0.1638E+00	0.57	0.1648E+00	0.69	0.6788E-01	0.69	0.6788E-01	0.63	0.9933E-01	0.63	0.9933E-01	0.63
		0.79	0.3248E-01	0.74	0.8144E-01	0.79	0.1482E-01	0.79	0.1482E-01	0.74	0.6103E-01	0.74	0.6103E-01	0.74
				0.90	-0.2278E-01	0.90	-0.5238E-01	0.90	-0.5238E-01	0.85	0.2596E-01	0.85	0.2596E-01	0.85
C _L			0.1608	0.1246	0.1539	0.1183	0.1500	0.1500	0.1500	0.1500	0.1500	0.1500	0.1500	0.1500

TABLE 11.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 1500$ rpm $M_{tip} = 0.520$

Upper surface ($-C_{pU}$)					
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.9525E+00	0.00	-0.2583E+00	0.01	0.4413E+00
0.03	0.5258E+00	0.01	0.2945E+00	0.03	0.6577E+00
0.12	0.4964E+00	0.04	0.6971E+00	0.03	0.6319E+00
0.26	0.4081E+00	0.15	0.5318E+00	0.06	0.6397E+00
0.47	0.2537E+00	0.19	0.4977E+00	0.10	0.6191E+00
0.69	0.1433E+00	0.23	0.4720E+00	0.13	0.5856E+00
0.83	0.5509E-01	0.29	0.4379E+00	0.17	0.5493E+00
		0.33	0.4089E+00	0.21	0.5033E+00
		0.39	0.3012E+00	0.24	0.4288E+00
		0.44	0.3055E+00	0.30	0.3876E+00
		0.52	0.2500E+00	0.35	0.3233E+00
		0.61	0.1817E+00	0.42	0.2847E+00
		0.73	0.1262E+00	0.50	0.2539E+00
		0.80	0.6638E-01	0.52	0.2024E+00
				0.65	0.1202E+00
				0.73	0.7901E-01
				0.80	0.2757E-01
				0.87	-0.2901E-01
					0.9091E+00
					0.7337E+00
					0.6166E+00
					0.5277E+00
					0.4813E+00
					0.3877E+00
					0.2586E+00
					0.2336E+00
					0.2078E+00
					0.1471E+00
					0.1050E+00
					0.6530E-01
					-0.3752E-01
Lower surface ($-C_{pL}$)					
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	0.7716E-01	0.01	-0.2133E+00	0.01	-0.3891E+00
0.20	0.3125E+00	0.02	-0.9309E-01	0.04	-0.5865E-02
0.45	0.2095E+00	0.11	0.2735E+00	0.14	0.2410E+00
0.69	0.9922E-01	0.14	0.3155E+00	0.28	0.2385E+00
0.85	0.3303E-01	0.24	0.3065E+00	0.45	0.1742E+00
		0.34	0.2765E+00	0.57	0.1124E+00
		0.57	0.1503E+00	0.69	0.6357E-01
		0.74	0.7817E-01	0.79	0.9565E-02
		0.90	-0.2699E-01	0.90	-0.6245E-01
					0.8166E-01
					0.2265E+00
					0.2359E+00
					0.1821E+00
					0.1424E+00
					0.9101E-01
					0.5596E-01
					0.1623E-01
C_L	0.1022	0.1343	0.1524	0.1188	0.1519

TABLE 12.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 1750$ rpm $M_{tip} = 0.607$

Upper surface ($-C_{pU}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	
0.00	-0.5550E+00	0.02	0.4841E+00	0.00	-0.3041E+00	0.01	0.3985E+00	0.01	0.3985E+00	0.00	-0.9488E+00	0.00	-0.9488E+00	
0.03	0.5130E+00	0.06	0.5683E+00	0.01	0.2658E+00	0.03	0.6421E+00	0.03	0.6421E+00	0.02	0.6765E+00	0.02	0.6765E+00	
0.12	0.5075E+00	0.10	0.5748E+00	0.04	0.7135E+00	0.04	0.6461E+00	0.04	0.6461E+00	0.07	0.7315E+00	0.07	0.7315E+00	
0.26	0.3975E+00	0.15	0.5392E+00	0.07	0.6051E+00	0.06	0.6561E+00	0.06	0.6561E+00	0.12	0.6125E+00	0.12	0.6125E+00	
0.47	0.2546E+00	0.19	0.5068E+00	0.09	0.5143E+00	0.10	0.6441E+00	0.10	0.6441E+00	0.15	0.5759E+00	0.15	0.5759E+00	
0.69	0.1446E+00	0.23	0.4776E+00	0.13	0.5866E+00	0.13	0.6141E+00	0.13	0.6141E+00	0.19	0.4972E+00	0.19	0.4972E+00	
0.83	0.4563E-01	0.29	0.4420E+00	0.17	0.5797E+00	0.17	0.5802E+00	0.17	0.5802E+00	0.23	0.3910E+00	0.23	0.3910E+00	
		0.33	0.3999E+00	0.21	0.5266E+00	0.21	0.5243E+00	0.21	0.5243E+00	0.29	0.3416E+00	0.29	0.3416E+00	
		0.39	0.3092E+00	0.24	0.4804E+00	0.26	0.4345E+00	0.26	0.4345E+00	0.33	0.3069E+00	0.33	0.3069E+00	
		0.44	0.3156E+00	0.30	0.3489E+00	0.30	0.3965E+00	0.30	0.3965E+00	0.39	0.2593E+00	0.39	0.2593E+00	
		0.52	0.2541E+00	0.35	0.3743E+00	0.35	0.3367E+00	0.35	0.3367E+00	0.44	0.2337E+00	0.44	0.2337E+00	
		0.61	0.1828E+00	0.42	0.3189E+00	0.42	0.2888E+00	0.42	0.2888E+00	0.50	0.2099E+00	0.50	0.2099E+00	
		0.73	0.1245E+00	0.50	0.2612E+00	0.47	0.2568E+00	0.47	0.2568E+00	0.61	0.1458E+00	0.61	0.1458E+00	
		0.80	0.6621E-01	0.56	0.2197E+00	0.52	0.2049E+00	0.52	0.2049E+00	0.69	0.1184E+00	0.69	0.1184E+00	
				0.65	0.1620E+00	0.65	0.1191E+00	0.65	0.1191E+00	0.76	0.6162E-01	0.76	0.6162E-01	
				0.76	0.7663E-01	0.73	0.7716E-01	0.73	0.7716E-01	0.90	-0.4819E-01	0.90	-0.4819E-01	
				0.90	-0.5489E-01	0.80	-0.4261E-01	0.80	-0.4261E-01					
Lower surface ($-C_{pL}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	x/c	τ/R	
0.04	0.4417E-01	0.00	-0.6983E+00	0.01	-0.2164E+00	0.01	-0.4019E+00	0.01	-0.4019E+00	0.00	-0.9541E+00	0.00	-0.9541E+00	
0.20	0.3095E+00	0.07	0.1245E-01	0.02	-0.9874E-01	0.04	-0.1467E-01	0.04	-0.1467E-01	0.07	0.8907E-01	0.07	0.8907E-01	
0.45	0.2051E+00	0.18	0.3300E+00	0.11	0.2843E+00	0.14	0.2508E+00	0.14	0.2508E+00	0.16	0.2355E+00	0.16	0.2355E+00	
0.69	0.1006E+00	0.28	0.3147E+00	0.14	0.3305E+00	0.28	0.2508E+00	0.28	0.2508E+00	0.24	0.2483E+00	0.24	0.2483E+00	
0.85	0.2914E-01	0.38	0.2664E+00	0.24	0.3166E+00	0.45	0.1770E+00	0.45	0.1770E+00	0.39	0.1897E+00	0.39	0.1897E+00	
		0.51	0.1987E+00	0.34	0.2820E+00	0.57	0.1131E+00	0.57	0.1131E+00	0.51	0.1403E+00	0.51	0.1403E+00	
		0.57	0.1603E+00	0.57	0.1505E+00	0.69	0.6119E-01	0.69	0.6119E-01	0.63	0.9273E-01	0.63	0.9273E-01	
		0.79	0.1911E-01	0.74	0.7202E-01	0.79	0.3297E-02	0.79	0.3297E-02	0.74	0.5247E-01	0.74	0.5247E-01	
				0.90	-0.3643E-01	0.90	-0.7455E-01	0.90	-0.7455E-01	0.85	0.1220E-01	0.85	0.1220E-01	
C_L	0.1602		0.1392		0.1180		0.1539		0.1542					

TABLE 13.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 2067$ rpm $M_{tip} = 0.723$

Upper surface ($-C_{Pu}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.7913E+00	0.02	0.3137E+00	0.00	-0.4364E+00	0.01	0.1622E+00	0.00	-0.1084E+01
0.03	0.3418E+00	0.06	0.4235E+00	0.01	0.9971E-01	0.03	0.4695E+00	0.02	0.4617E+00
0.12	0.3312E+00	0.10	0.4214E+00	0.04	0.5822E+00	0.04	0.4821E+00	0.07	0.6616E+00
0.26	0.2534E+00	0.15	0.3934E+00	0.07	0.4845E+00	0.06	0.5226E+00	0.12	0.5140E+00
0.47	0.1155E+00	0.19	0.3675E+00	0.09	0.4986E+00	0.10	0.5421E+00	0.15	0.4630E+00
0.69	0.1291E-01	0.23	0.3396E+00	0.13	0.4750E+00	0.13	0.5072E+00	0.19	0.3781E+00
0.83	-0.7196E-01	0.29	0.3008E+00	0.17	0.4703E+00	0.17	0.4681E+00	0.23	0.2801E+00
		0.33	0.2620E+00	0.21	0.4230E+00	0.21	0.4108E+00	0.29	0.2200E+00
		0.39	0.1716E+00	0.24	0.3788E+00	0.26	0.3117E+00	0.33	0.1795E+00
		0.44	0.1759E+00	0.30	0.2227E+00	0.30	0.2754E+00	0.39	0.1350E+00
		0.52	0.1221E+00	0.35	0.2763E+00	0.35	0.2097E+00	0.44	0.1128E+00
		0.61	0.5315E-01	0.42	0.2195E+00	0.42	0.1664E+00	0.50	0.8931E-01
		0.73	-0.4991E-01	0.50	0.1596E+00	0.47	0.1329E+00	0.61	0.2137E-01
		0.80	-0.5883E-01	0.56	0.1107E+00	0.52	0.7841E-01	0.69	-0.2175E-01
				0.65	0.5556E-01	0.65	-0.8185E-02	0.76	-0.6356E-01
				0.76	-0.2486E-01	0.73	-0.5707E-01	0.90	-0.1759E+00
				0.90	-0.1542E+00	0.80	-0.1115E+00		
						0.87	-0.1716E+00		
Lower surface ($-C_{PL}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.4367E-01	0.00	-0.7587E+00	0.01	-0.3024E+00	0.01	-0.5054E+00	0.00	-0.1024E+01
0.20	0.1685E+00	0.07	-0.3193E-01	0.02	-0.1873E+00	0.04	-0.1255E+00	0.07	-0.1913E-01
0.45	0.7656E-01	0.18	0.2439E+00	0.11	0.1912E+00	0.14	0.1455E+00	0.16	0.1442E+00
0.69	-0.2599E-01	0.28	0.2074E+00	0.14	0.2337E+00	0.28	0.1399E+00	0.24	0.1481E+00
0.85	-0.9317E-01	0.38	0.1659E+00	0.24	0.2180E+00	0.45	0.6444E-01	0.39	0.7755E-01
		0.51	0.1080E+00	0.34	0.1849E+00	0.57	-0.6789E-02	0.51	0.1222E-01
		0.57	0.6329E-01	0.57	0.6187E-01	0.69	-0.5707E-01	0.63	-0.2436E-01
		0.79	-0.1009E+00	0.74	-0.2328E-01	0.79	-0.1199E+00	0.74	-0.6617E-01
				0.90	-0.1289E+00	0.90	-0.1967E+00	0.85	-0.1093E+00
C_L	0.0900	0.1010	0.1426	0.1043	0.1417				

TABLE 14.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 2268$ r/a $M_{tip} = 0.794$

Upper surface ($-C_{pU}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	
0.00	-0.9823E+00	0.02	0.4667E+00	0.00	-0.4247E+00	0.01	0.2092E+00	0.00	-0.1132E+01	0.02	0.5953E+00	0.00	0.4951E+00	
0.03	0.5239E+00	0.06	0.6130E+00	0.01	0.1685E+00	0.03	0.5953E+00	0.02	0.4951E+00	0.07	0.6331E+00	0.07	0.8996E+00	
0.12	0.5206E+00	0.10	0.6274E+00	0.04	0.7784E+00	0.04	0.7020E+00	0.12	0.8892E+00	0.12	0.7020E+00	0.12	0.8892E+00	
0.26	0.4264E+00	0.15	0.5862E+00	0.07	0.6859E+00	0.06	0.8384E+00	0.15	0.8324E+00	0.15	0.8384E+00	0.15	0.8324E+00	
0.47	0.2718E+00	0.19	0.5491E+00	0.09	0.7162E+00	0.10	0.8032E+00	0.19	0.5344E+00	0.19	0.7519E+00	0.19	0.5344E+00	
0.69	0.1541E+00	0.23	0.5182E+00	0.13	0.7010E+00	0.13	0.7519E+00	0.23	0.4178E+00	0.23	0.6574E+00	0.23	0.4178E+00	
0.83	0.5660E-01	0.29	0.4667E+00	0.17	0.7101E+00	0.17	0.6373E+00	0.29	0.3721E+00	0.29	0.4873E+00	0.29	0.3721E+00	
		0.33	0.4214E+00	0.21	0.6373E+00	0.21	0.5812E+00	0.33	0.3303E+00	0.33	0.4495E+00	0.33	0.3303E+00	
		0.39	0.3307E+00	0.24	0.5812E+00	0.24	0.4495E+00	0.39	0.2808E+00	0.39	0.3780E+00	0.39	0.2808E+00	
		0.44	0.3369E+00	0.30	0.5840E+00	0.30	0.4431E+00	0.44	0.2605E+00	0.44	0.3240E+00	0.44	0.2605E+00	
		0.52	0.2709E+00	0.35	0.4431E+00	0.35	0.3794E+00	0.50	0.2326E+00	0.50	0.2861E+00	0.50	0.2326E+00	
		0.61	0.1885E+00	0.42	0.3794E+00	0.42	0.3066E+00	0.61	0.1578E+00	0.61	0.2213E+00	0.61	0.1578E+00	
		0.73	0.1275E+00	0.50	0.3066E+00	0.47	0.2861E+00	0.69	0.1058E+00	0.69	0.1187E+00	0.69	0.1058E+00	
		0.80	0.5660E-01	0.56	0.2580E+00	0.52	0.2213E+00	0.76	0.0729E-01	0.76	0.1187E+00	0.76	0.0729E-01	
				0.65	0.1867E+00	0.65	0.1187E+00	0.80	-0.7294E-01	0.80	-0.7556E-04	0.80	-0.7294E-01	
				0.76	0.9417E-01	0.73	0.6203E-01							
				0.90	-0.4996E-01	0.80	-0.7556E-04							
						0.87	-0.6623E-01							
Lower surface ($-C_{pL}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	
0.04	0.9358E-01	0.00	-0.7203E+00	0.01	-0.2047E+00	0.01	-0.4267E+00	0.00	-0.1007E+01	0.07	-0.5476E-02	0.07	0.1097E+00	
0.20	0.3356E+00	0.07	0.8983E-01	0.02	-0.8030E-01	0.04	-0.5476E-02	0.16	0.3290E+00	0.16	0.3253E+00	0.16	0.3290E+00	
0.45	0.2247E+00	0.18	0.3945E+00	0.11	0.3597E+00	0.14	0.3213E+00	0.24	0.3354E+00	0.24	0.3213E+00	0.24	0.3354E+00	
0.69	0.1104E+00	0.28	0.3576E+00	0.14	0.4128E+00	0.28	0.2159E+00	0.39	0.2390E+00	0.39	0.2159E+00	0.39	0.2390E+00	
0.85	0.3306E-01	0.38	0.3059E+00	0.24	0.3991E+00	0.45	0.1376E+00	0.51	0.1591E+00	0.51	0.1376E+00	0.51	0.1591E+00	
		0.51	0.2334E+00	0.34	0.3536E+00	0.57	0.7283E-01	0.63	0.1135E+00	0.63	0.7283E-01	0.63	0.1135E+00	
		0.57	0.1884E+00	0.57	0.2019E+00	0.69	-0.2776E-02	0.74	0.6147E-01	0.74	-0.2776E-02	0.74	0.6147E-01	
		0.79	0.2306E-01	0.74	0.9569E-01	0.79	-0.9458E-01	0.85	0.6948E-02	0.85	-0.9458E-01	0.85	0.6948E-02	
				0.90	-0.3782E-01	0.90	-0.3782E-01							
C_L	0.1015		0.1198		0.1513		0.1173		0.1563		0.1173		0.1563	

TABLE 15.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 5^\circ$ $\Omega = 2330$ rpm $M_{tip} = 0.815$

Upper surface ($-C_{P_u}$)											
$r/R = 0.5$		$r/R = 0.68$		$r/R = 0.80$		$r/R = 0.89$		$r/R = 0.96$			
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.5690E+00	0.02	0.4756E+00	0.00	-0.3921E+00	0.01	0.1726E+00	0.00	-0.1131E+01	0.00	-0.1131E+01
0.03	0.5379E+00	0.06	0.6176E+00	0.01	0.1829E+00	0.03	0.5751E+00	0.02	0.4436E+00	0.02	0.4436E+00
0.12	0.5299E+00	0.10	0.6491E+00	0.04	0.8044E+00	0.04	0.6075E+00	0.07	0.8651E+00	0.07	0.8651E+00
0.26	0.4237E+00	0.15	0.6077E+00	0.07	0.7185E+00	0.06	0.6777E+00	0.12	0.9323E+00	0.12	0.9323E+00
0.47	0.2782E+00	0.19	0.5663E+00	0.09	0.7578E+00	0.10	0.8594E+00	0.15	0.9311E+00	0.15	0.9311E+00
0.69	0.1594E+00	0.23	0.5427E+00	0.13	0.7491E+00	0.13	0.8485E+00	0.19	0.7930E+00	0.19	0.7930E+00
0.83	0.6022E-01	0.29	0.4934E+00	0.17	0.7389E+00	0.17	0.8438E+00	0.23	0.4351E+00	0.23	0.4351E+00
		0.33	0.4421E+00	0.21	0.6617E+00	0.21	0.7231E+00	0.29	0.3581E+00	0.29	0.3581E+00
		0.39	0.3475E+00	0.24	0.6108E+00	0.26	0.4569E+00	0.33	0.3275E+00	0.33	0.3275E+00
		0.44	0.3514E+00	0.30	0.3677E+00	0.30	0.4492E+00	0.39	0.2872E+00	0.39	0.2872E+00
		0.52	0.2824E+00	0.35	0.4725E+00	0.35	0.3829E+00	0.44	0.2677E+00	0.44	0.2677E+00
		0.61	0.2016E+00	0.42	0.3968E+00	0.42	0.3297E+00	0.50	0.2457E+00	0.50	0.2457E+00
		0.73	0.1345E+00	0.50	0.3153E+00	0.47	0.2921E+00	0.61	0.1675E+00	0.61	0.1675E+00
		0.80	0.6948E-01	0.56	0.2600E+00	0.52	0.2271E+00	0.69	0.1150E+00	0.69	0.1150E+00
				0.65	0.1843E+00	0.65	0.1216E+00	0.76	0.6486E-01	0.76	0.6486E-01
				0.76	0.9407E-01	0.73	0.6486E-01	0.80	0.3837E-02	0.80	0.3837E-02
				0.90	-0.4421E-01	0.87	-0.6627E-01			0.90	-0.6831E-01
Lower surface ($-C_{P_L}$)											
$r/R = 0.5$		$r/R = 0.68$		$r/R = 0.80$		$r/R = 0.89$		$r/R = 0.96$			
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	0.8587E-01	0.00	-0.7093E+00	0.01	-0.1999E+00	0.01	-0.4233E+00	0.00	-0.1010E+01	0.00	-0.1010E+01
0.20	0.3456E+00	0.07	0.1275E+00	0.02	-0.8496E-01	0.04	-0.2654E-02	0.07	0.1064E+00	0.07	0.1064E+00
0.45	0.2302E+00	0.18	0.4190E+00	0.11	0.3706E+00		0.3362E+00	0.15	0.3434E+00	0.15	0.3434E+00
0.69	0.1115E+00	0.28	0.3967E+00	0.14	0.4405E+00		0.3349E+00	0.24	0.3556E+00	0.24	0.3556E+00
0.85	0.3457E-01	0.38	0.3410E+00	0.24	0.4274E+00		0.2258E+00	0.39	0.2555E+00	0.39	0.2555E+00
		0.51	0.2631E+00	0.34	0.3721E+00	0.57	0.1466E+00	0.51	0.1712E+00	0.51	0.1712E+00
		0.57	0.2123E+00	0.57	0.2192E+00	0.69	0.7784E-01	0.63	0.1247E+00	0.63	0.1247E+00
		0.79	0.2602E-01	0.74	0.1188E+00	0.79	0.1241E-02	0.74	0.7097E-01	0.74	0.7097E-01
				0.90	-0.2092E-01	0.90	-0.9354E-01	0.85	0.1721E-01	0.85	0.1721E-01
C_L	0.1024		0.1130		0.1554		0.1115		0.1571		0.1571

TABLE 16.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 650$ rpm $M_{tip} = 0.225$

Upper surface ($-C_{pU}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.7732E+00	0.02	0.9645E+00	0.00	0.4135E+00	0.01	0.1161E+01	0.00	-0.4686E+00
0.03	0.8436E+00	0.06	0.8406E+00	0.01	0.9084E+00	0.03	0.1125E+01	0.02	0.1059E+01
0.12	0.6599E+00	0.10	0.7580E+00	0.04	0.1022E+01	0.04	0.1019E+01	0.07	0.8590E+00
0.26	0.5129E+00	0.15	0.6754E+00	0.07	0.8377E+00	0.06	0.9480E+00	0.12	0.7009E+00
0.47	0.3292E+00	0.19	0.6341E+00	0.09	0.8094E+00	0.10	0.8179E+00	0.15	0.6377E+00
0.69	0.2189E+00	0.23	0.5928E+00	0.13	0.7246E+00	0.13	0.7469E+00	0.14	0.5649E+00
0.83	0.1087E+00	0.33	0.5308E+00	0.17	0.6590E+00	0.17	0.6878E+00	0.23	0.4797E+00
		0.42	0.4895E+00	0.21	0.6256E+00	0.21	0.6168E+00	0.29	0.3954E+00
		0.50	0.3862E+00	0.24	0.6115E+00	0.26	0.5104E+00	0.33	0.3533E+00
		0.52	0.3656E+00	0.30	0.5266E+00	0.30	0.4631E+00	0.39	0.3111E+00
		0.61	0.3243E+00	0.35	0.4559E+00	0.35	0.3921E+00	0.44	0.2900E+00
		0.73	0.2623E+00	0.42	0.3569E+00	0.42	0.3448E+00	0.50	0.2584E+00
		0.80	0.1177E+00	0.50	0.3003E+00	0.47	0.3093E+00	0.61	0.1952E+00
				0.56	0.2862E+00	0.52	0.2620E+00	0.69	0.1531E+00
				0.65	0.2720E+00	0.65	0.1674E+00	0.76	0.1215E+00
				0.76	0.1306E+00	0.73	0.1201E+00	0.90	0.2663E-01
				0.90	-0.1083E-01	0.80	0.7278E-01		
						0.87	0.2545E-01		
Lower surface ($-C_{pL}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.7504E-01	0.00	-0.8323E+00	0.01	-0.5340E+00	0.01	-0.6842E+00	0.00	-0.9532E+00
0.20	0.2189E+00	0.07	-0.5502E+00	0.02	-0.3644E+00	0.04	-0.2821E+00	0.07	-0.6819E-01
0.45	0.2189E+00	0.18	0.1888E+00	0.11	0.8818E-01	0.14	0.8460E-01	0.16	0.1320E+00
0.69	0.1454E+00	0.28	0.2087E+00	0.14	0.1448E+00	0.28	0.1556E+00	0.24	0.1531E+00
0.85	0.1454E+00	0.38	0.1920E+00	0.24	0.1730E+00	0.45	0.1437E+00	0.39	0.1531E+00
		0.51	0.1694E+00	0.34	0.1872E+00	0.57	0.1201E+00	0.51	0.1320E+00
		0.57	0.1425E+00	0.57	0.1306E+00	0.69	0.9642E-01	0.63	0.1109E+00
		0.79	0.4355E-01	0.74	0.8818E-01	0.79	0.4912E-01	0.74	0.8986E-01
				0.90	-0.1083E-01	0.90	-0.2184E-01	0.85	0.5827E-01
C_L	0.261		0.3485		0.2561		0.2904		0.2999

TABLE 17.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 1250$ rpm $M_{tip} = 0.439$

Upper surface ($-C_{P_U}$)											
$r/R = 0.5$		$r/R = 0.68$		$r/R = 0.80$		$r/R = 0.89$		$r/R = 0.96$			
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.8538E+00	0.02	0.9420E+00	0.00	0.3750E+00	0.01	0.1174E+01	0.00	-0.5796E+00	0.00	-0.5796E+00
0.03	0.8568E+00	0.06	0.8719E+00	0.01	0.9164E+00	0.03	0.1184E+01	0.02	0.1116E+01	0.02	0.1116E+01
0.12	0.6735E+00	0.10	0.7467E+00	0.04	0.1091E+01	0.04	0.1081E+01	0.07	0.9072E+00	0.07	0.9072E+00
0.26	0.5207E+00	0.15	0.6908E+00	0.07	0.8797E+00	0.06	0.1005E+01	0.12	0.7171E+00	0.12	0.7171E+00
0.47	0.3375E+00	0.19	0.6324E+00	0.09	0.8553E+00	0.10	0.8665E+00	0.15	0.6391E+00	0.15	0.6391E+00
0.69	0.1949E+00	0.23	0.5856E+00	0.13	0.7617E+00	0.13	0.7871E+00	0.19	0.5550E+00	0.19	0.5550E+00
0.83	0.9314E-01	0.29	0.5097E+00	0.17	0.7169E+00	0.17	0.7180E+00	0.23	0.4615E+00	0.23	0.4615E+00
		0.33	0.4805E+00	0.21	0.6477E+00	0.21	0.6282E+00	0.29	0.4085E+00	0.29	0.4085E+00
		0.39	0.3812E+00	0.24	0.5785E+00	0.24	0.5418E+00	0.33	0.3649E+00	0.33	0.3649E+00
		0.44	0.3753E+00	0.30	0.4849E+00	0.30	0.5072E+00	0.39	0.3150E+00	0.39	0.3150E+00
		0.52	0.3052E+00	0.35	0.4483E+00	0.35	0.4209E+00	0.44	0.2869E+00	0.44	0.2869E+00
		0.61	0.2234E+00	0.42	0.3831E+00	0.42	0.3690E+00	0.50	0.2589E+00	0.50	0.2589E+00
		0.73	0.1592E+00	0.50	0.3180E+00	0.47	0.3310E+00	0.61	0.1903E+00	0.61	0.1903E+00
		0.80	0.1007E+00	0.56	0.2651E+00	0.52	0.2723E+00	0.69	0.1467E+00	0.69	0.1467E+00
				0.65	0.2000E+00	0.65	0.1755E+00	0.76	0.1093E+00	0.76	0.1093E+00
				0.76	0.1145E+00	0.73	0.1272E+00	0.90	0.9534E-02	0.90	0.9534E-02
				0.90	-0.1576E-01	0.80	0.7190E-01				
						0.87	0.1316E-01				
Lower surface ($-C_{P_L}$)											
$r/R = 0.5$		$r/R = 0.68$		$r/R = 0.80$		$r/R = 0.89$		$r/R = 0.96$			
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.9014E-01	0.00	-0.8808E+00	0.01	-0.5408E+00	0.01	-0.7158E+00	0.00	-0.1016E+01	0.00	-0.1016E+01
0.20	0.2357E+00	0.07	-0.2523E-01	0.02	-0.3780E+00	0.04	-0.2771E+00	0.07	-0.6215E-01	0.07	-0.6215E-01
0.45	0.1949E+00	0.18	0.2003E+00	0.11	0.9415E-01	0.14	0.1064E+00	0.16	0.1404E+00	0.16	0.1404E+00
0.69	0.1033E+00	0.28	0.2168E+00	0.14	0.1593E+00	0.28	0.1721E+00	0.24	0.1623E+00	0.24	0.1623E+00
0.85	0.4220E-01	0.38	0.1939E+00	0.24	0.1959E+00	0.45	0.1514E+00	0.39	0.1467E+00	0.39	0.1467E+00
		0.51	0.1618E+00	0.34	0.1959E+00	0.57	0.1237E+00	0.51	0.1217E+00	0.51	0.1217E+00
		0.57	0.1305E+00	0.57	0.1306E+00	0.69	0.8917E-01	0.63	0.9992E-01	0.63	0.9992E-01
		0.79	0.1539E-01	0.74	0.6158E-01	0.79	0.2698E-01	0.74	0.5628E-01	0.74	0.5628E-01
				0.90	-0.2390E-01	0.90	-0.3521E-01	0.85	0.2823E-01	0.85	0.2823E-01
				1							
C_L	.2345		.2815		.2886		.3143		.2683		

TABLE 18.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 1500$ rpm $M_{tip} = 0.526$

Upper surface ($-C_{pU}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.8487E+00	0.02	0.8662E+00	0.00	0.3029E+00	0.01	0.1158E+01	0.00	-0.6622E+00
0.03	0.8519E+00	0.04	0.8286E+00	0.01	0.9105E+00	0.03	0.1173E+01	0.02	0.1125E+01
0.12	0.6510E+00	0.10	0.7578E+00	0.04	0.1113E+01	0.04	0.1098E+01	0.07	0.9144E+00
0.26	0.5075E+00	0.15	0.6702E+00	0.07	0.8694E+00	0.06	0.1022E+01	0.12	0.7110E+00
0.47	0.3209E+00	0.19	0.6119E+00	0.09	0.8518E+00	0.10	0.8766E+00	0.15	0.6287E+00
0.69	0.1846E+00	0.23	0.5493E+00	0.13	0.7549E+00	0.13	0.7887E+00	0.19	0.5442E+00
0.83	0.8413E-01	0.29	0.4910E+00	0.17	0.7109E+00	0.17	0.7163E+00	0.23	0.4460E+00
		0.33	0.4576E+00	0.21	0.6287E+00	0.21	0.6228E+00	0.29	0.3888E+00
		0.39	0.3617E+00	0.24	0.5729E+00	0.26	0.5222E+00	0.33	0.3431E+00
		0.44	0.3534E+00	0.30	0.4556E+00	0.30	0.4896E+00	0.39	0.2906E+00
		0.52	0.2825E+00	0.35	0.4585E+00	0.35	0.4066E+00	0.44	0.2609E+00
		0.61	0.2033E+00	0.42	0.3675E+00	0.42	0.3538E+00	0.50	0.2312E+00
		0.73	0.1324E+00	0.50	0.3088E+00	0.47	0.3111E+00	0.61	0.1741E+00
		0.80	0.6990E-01	0.56	0.2618E+00	0.52	0.2533E+00	0.69	0.1215E+00
				0.65	0.1855E+00	0.65	0.1603E+00	0.76	0.8265E-01
				0.76	0.1034E+00	0.73	0.1075E+00	0.90	-0.2017E-01
				0.90	-0.3458E-01	0.80	0.5218E-01		
						0.87	-0.1066E-01		
Lower surface ($-C_{pL}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.9526E-01	0.00	-0.8889E+00	0.01	-0.5394E+00	0.01	-0.7145E+00	0.00	-0.1035E+01
0.20	0.2133E+00	0.07	-0.4557E-01	0.02	-0.3897E+00	0.04	-0.2947E+00	0.07	-0.8643E-01
0.45	0.1631E+00	0.18	0.1978E+00	0.11	0.9749E-01	0.14	0.1025E+00	0.16	0.1261E+00
0.69	0.8413E-01	0.28	0.2096E+00	0.14	0.1709E+00	0.28	0.1728E+00	0.24	0.1603E+00
0.85	0.3389E-01	0.38	0.1834E+00	0.24	0.2061E+00	0.45	0.1502E+00	0.39	0.1398E+00
		0.51	0.1468E+00	0.34	0.2031E+00	0.57	0.1201E+00	0.51	0.1101E+00
		0.57	0.1179E+00	0.57	0.1298E+00	0.69	0.7732E-01	0.63	0.7580E-01
		0.79	0.1181E-01	0.74	0.6520E-01	0.79	0.2453E-01	0.74	0.4838E-01
				0.90	-0.2578E-01	0.90	-0.4082E-01	0.85	0.1182E-01
C_L	0.240%		0.2638		0.2633		0.2760		0.3052

TABLE 4. - LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2050$ rpm $M_{tip} = 0.727$

Upper surface (-C _{pu})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.6502E+00	0.02	0.9462E+00	0.00	0.1269E+00	0.01	0.9837E+00	0.00	-0.6971E+00
0.03	0.8784E+00	0.06	0.8917E+00	0.01	0.8249E+00	0.03	0.1353E+01	0.02	0.1005E+01
0.12	0.6899E+00	0.10	0.8230E+00	0.04	0.1246E+01	0.04	0.1300E+01	0.07	0.1233E+01
0.26	0.5248E+00	0.15	0.7307E+00	0.07	0.9830E+00	0.06	0.1219E+01	0.12	0.8789E+00
0.47	0.3480E+00	0.19	0.6502E+00	0.09	0.9469E+00	0.10	0.1077E+01	0.15	0.6583E+00
0.69	0.2105E+00	0.23	0.5886E+00	0.13	0.8627E+00	0.13	0.9338E+00	0.19	0.6035E+00
0.83	0.1005E+00	0.29	0.5436E+00	0.17	0.8025E+00	0.17	0.8053E+00	0.23	0.4897E+00
		0.33	0.4915E+00	0.21	0.7166E+00	0.21	0.7071E+00	0.29	0.4195E+00
		0.39	0.3873E+00	0.24	0.6444E+00	0.26	0.5831E+00	0.33	0.3661E+00
		0.44	0.3779E+00	0.30	0.4982E+00	0.30	0.5363E+00	0.39	0.3113E+00
		0.52	0.3021E+00	0.35	0.4896E+00	0.35	0.4456E+00	0.44	0.2818E+00
		0.61	0.2192E+00	0.42	0.4088E+00	0.42	0.3821E+00	0.50	0.2565E+00
		0.73	0.1387E+00	0.50	0.3332E+00	0.47	0.3353E+00	0.61	0.1820E+00
		0.80	0.7238E-01	0.56	0.2730E+00	0.52	0.2733E+00	0.69	0.1328E+00
				0.65	0.1957E+00	0.65	0.1645E+00	0.76	0.8926E-01
				0.76	0.1029E+00	0.73	0.1040E+00	0.90	-0.3299E-01
				0.90	-0.4670E-01	0.80	0.4354E-01		
						0.87	-0.2599E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	-0.6451E-01	0.00	-0.9080E+00	0.01	-0.5332E+00	0.01	-0.7152E+00	0.00	-0.1088E+01
0.20	0.2537E+00	0.07	0.2741E-01	0.02	-0.3785E+00	0.04	-0.2784E+00	0.07	-0.6530E-01
0.45	0.1909E+00	0.18	0.2303E+00	0.11	0.1304E+00	0.14	0.1478E+00	0.16	0.1806E+00
0.69	0.1044E+00	0.28	0.2526E+00	0.14	0.2026E+00	0.28	0.2204E+00	0.24	0.2101E+00
0.85	0.5335E-01	0.38	0.2210E+00	0.24	0.2349E+00	0.45	0.1826E+00	0.39	0.1679E+00
		0.51	0.1768E+00	0.34	0.2266E+00	0.57	0.1297E+00	0.51	0.1244E+00
		0.57	0.1459E+00	0.57	0.1286E+00	0.69	0.7074E-01	0.63	0.8083E-01
		0.79	0.3246E-01	0.74	0.6332E-01	0.79	0.1935E-01	0.74	0.4570E-01
				0.90	-0.4498E-01	0.90	-0.5773E-01	0.65	0.1057E-01
C _L		0.2599		0.2765		0.2789		0.3242	

TABLE 21.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2250$ rpm $M_{tip} = 0.794$

Upper surface (-C _{PL})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.8199E+00	0.02	0.9529E+00	0.00	0.3636E-01	0.01	0.7550E+00	0.00	-0.9710E+00
0.03	0.8680E+00	0.06	0.9408E+00	0.01	0.7244E+00	0.03	0.1149E+01	0.02	0.7742E+00
0.12	0.6889E+00	0.10	0.8597E+00	0.04	0.1308E+01	0.04	0.1214E+01	0.07	0.1155E+01
0.26	0.5364E+00	0.15	0.7644E+00	0.07	0.1065E+01	0.06	0.1207E+01	0.12	0.1185E+01
0.47	0.3706E+00	0.19	0.6853E+00	0.09	0.1055E+01	0.10	0.1263E+01	0.15	0.1112E+01
0.69	0.2180E+00	0.23	0.6347E+00	0.13	0.9463E+00	0.13	0.1274E+01	0.19	0.9540E+00
0.83	0.1086E+00	0.29	0.5637E+00	0.17	0.9061E+00	0.17	0.1154E+01	0.23	0.5459E+00
		0.33	0.5232E+00	0.21	0.7750E+00	0.21	0.9349E+00	0.29	0.3599E+00
		0.39	0.4198E+00	0.24	0.6857E+00	0.26	0.5111E+00	0.33	0.3376E+00
		0.44	0.4056E+00	0.30	0.4876E+00	0.30	0.4931E+00	0.39	0.3090E+00
		0.52	0.3346E+00	0.35	0.5114E+00	0.35	0.4322E+00	0.44	0.2941E+00
		0.61	0.2414E+00	0.42	0.4310E+00	0.42	0.3820E+00	0.50	0.2718E+00
		0.73	0.1623E+00	0.50	0.3461E+00	0.47	0.3410E+00	0.61	0.1937E+00
		0.80	0.8932E-01	0.56	0.2836E+00	0.52	0.2762E+00	0.69	0.1465E+00
				0.65	0.2032E+00	0.62	0.1650E+00	0.76	0.1007E+00
				0.76	0.1049E+00	0.73	0.1042E+00	0.90	-0.2586E-01
				0.90	-0.4704E-01	0.80	0.4070E-01		
						0.87	-0.3206E-01		
Lower surface (-C _{PL})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	-0.6052E-01	0.00	-0.8818E+00	0.01	-0.5191E+00	0.01	-0.6987E+00	0.00	-0.1086E+01
0.20	0.2744E+00	0.07	0.1994E-03	0.02	-0.3642E+00	0.04	-0.2583E+00	0.07	-0.4322E-01
0.45	0.2280E+00	0.18	0.2426E+00	0.11	0.1525E+00	0.14	0.1743E+00	0.16	0.2160E+00
0.69	0.1185E+00	0.28	0.2694E+00	0.14	0.2315E+00	0.28	0.576E+00	0.24	0.2569E+00
0.85	0.6549E-01	0.38	0.2328E+00	0.24	0.2761E+00	0.45	0.193E+00	0.39	0.2110E+00
		0.51	0.1816E+00	0.34	0.2627E+00	0.57	0.545E+00	0.51	0.1614E+00
		0.57	0.1521E+00	0.57	0.1644E+00	0.69	0.1015E+00	0.63	0.1205E+00
		0.79	0.4372E-01	0.74	0.8104E-01	0.79	0.3541E-01	0.74	0.7089E-01
				0.90	-0.3065E-01	0.90	-0.4528E-01	0.85	0.2996E-01
C _L 0.2275		0.2768		0.2751		0.2937		0.3250	

TABLE 22.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2300$ rpm $M_{tip} = 0.813$

Upper surface (-C _{pu})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.8955E+00	0.02	0.9608E+00	0.00	-0.7624E-02	0.01	0.6796E+00	0.00	-0.1012E+01
0.03	0.8837E+00	0.06	0.9253E+00	0.01	0.6666E+00	0.03	0.1101E+01	0.02	0.7084E+00
0.12	0.6977E+00	0.10	0.8702E+00	0.04	0.1299E+01	0.04	0.1151E+01	0.07	0.1096E+01
0.26	0.5374E+00	0.15	0.7757E+00	0.07	0.1066E+01	0.06	0.1134E+01	0.12	0.1159E+01
0.47	0.3547E+00	0.19	0.6949E+00	0.09	0.1073E+01	0.10	0.1222E+01	0.15	0.1128E+01
0.69	0.2073E+00	0.23	0.6378E+00	0.13	0.9659E+00	0.13	0.1265E+01	0.19	0.1081E+01
0.83	0.9827E-01	0.29	0.5787E+00	0.17	0.9078E+00	0.17	0.1213E+01	0.23	0.7657E+00
		0.33	0.5314E+00	0.21	0.7814E+00	0.21	0.1152E+01	0.29	0.3466E+00
		0.39	0.4231E+00	0.24	0.6884E+00	0.26	0.4931E+00	0.33	0.3003E+00
		0.44	0.4034E+00	0.30	0.4806E+00	0.30	0.4517E+00	0.39	0.2820E+00
		0.52	0.3207E+00	0.35	0.5068E+00	0.35	0.3973E+00	0.44	0.2735E+00
		0.61	0.2320E+00	0.42	0.4225E+00	0.42	0.3532E+00	0.50	0.2503E+00
		0.73	0.1434E+00	0.50	0.3280E+00	0.47	0.3170E+00	0.61	0.1821E+00
		0.80	0.7642E-01	0.56	0.2714E+00	0.52	0.2522E+00	0.69	0.1273E+00
				0.65	0.1842E+00	0.65	0.1460E+00	0.76	0.8221E-01
				0.76	0.8682E-01	0.73	0.7991E-01	0.90	-0.4084E-01
				0.90	-0.6284E-01	0.80	0.1903E-01		
						0.87	-0.4962E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	-0.8446E-01	0.00	-0.9104E+00	0.01	-0.5307E+00	0.01	-0.7102E+00	0.00	-0.1113E+01
0.20	0.2746E+00	0.07	-0.1443E-01	0.02	-0.3796E+00	0.04	-0.2737E+00	0.07	-0.5667E-01
0.45	0.2041E+00	0.18	0.2508E+00	0.11	0.1435E+00	0.14	0.1809E+00	0.16	0.2284E+00
0.69	0.1015E+00	0.28	0.2617E+00	0.14	0.2234E+00	0.28	0.2690E+00	0.24	0.2711E+00
0.85	0.4056E-01	0.38	0.2272E+00	0.24	0.2815E+00	0.45	0.2276E+00	0.39	0.2223E+00
		0.51	0.1785E+00	0.34	0.2685E+00	0.57	0.1486E+00	0.51	0.1626E+00
		0.57	0.1465E+00	0.57	0.1537E+00	0.69	0.9157E-01	0.63	0.1115E+00
		0.79	0.2894E-01	0.74	0.7229E-01	0.79	0.2551E-01	0.74	0.6394E-01
				0.90	-0.4395E-01	0.90	-0.5730E-01	0.85	0.2130E-01
C _L 0.2385		0.2818		0.2712		0.2903		0.3145	

TABLE 23.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2350$ rpm $M_{tip} = 0.827$

Upper surface ($-C_{pu}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.8645E+00	0.02	0.9554E+00	0.00	-0.4141E-01	0.01	0.6381E+00	0.00	-0.1040E+01
0.03	0.8584E+00	0.06	0.9458E+00	0.01	0.6381E+00	0.03	0.1055E+01	0.02	0.6539E+00
0.12	0.6756E+00	0.10	0.8598E+00	0.04	0.1289E+01	0.04	0.1094E+01	0.07	0.1053E+01
0.26	0.5176E+00	0.15	0.7623E+00	0.07	0.1128E+01	0.06	0.1094E+01	0.12	0.1115E+01
0.47	0.3595E+00	0.19	0.6820E+00	0.09	0.1095E+01	0.10	0.1194E+01	0.15	0.1147E+01
0.69	0.2046E+00	0.23	0.6361E+00	0.13	0.1026E+01	0.13	0.1228E+01	0.19	0.1093E+01
0.83	0.9611E-01	0.29	0.5768E+00	0.17	0.9708E+00	0.17	0.1251E+01	0.23	0.9917E+00
		0.33	0.5252E+00	0.21	0.7910E+00	0.21	0.1191E+01	0.29	0.3602E+00
		0.39	0.4104E+00	0.24	0.6919E+00	0.26	0.6419E+00	0.33	0.2719E+00
		0.44	0.4009E+00	0.30	0.4881E+00	0.30	0.4216E+00	0.39	0.2588E+00
		0.52	0.3167E+00	0.35	0.5150E+00	0.35	0.3533E+00	0.44	0.2635E+00
		0.61	0.2211E+00	0.42	0.4314E+00	0.42	0.3305E+00	0.50	0.2444E+00
		0.73	0.1389E+00	0.50	0.3352E+00	0.47	0.3064E+00	0.61	0.1728E+00
		0.80	0.6814E-01	0.56	0.2700E+00	0.52	0.2431E+00	0.69	0.1239E+00
				0.65	0.1879E+00	0.65	0.1393E+00	0.76	0.7612E-01
				0.76	0.8459E-01	0.73	0.7604E-01	0.90	-0.5399E-01
				0.90	-0.6972E-01	0.80	0.8951E-02		
						0.87	-0.6194E-01		
Lower surface ($-C_{pl}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.8053E-01	0.00	-0.9243E+00	0.01	-0.5284E+00	0.01	-0.7290E+00	0.00	-0.1134E+01
0.20	0.2573E+00	0.07	-0.2758E-01	0.02	-0.3812E+00	0.04	-0.2784E+00	0.07	-0.7667E-01
0.45	0.1953E+00	0.18	0.2443E+00	0.11	0.1483E+00	0.14	0.1659E+00	0.16	0.2170E+00
0.69	0.9611E-01	0.28	0.2641E+00	0.14	0.2346E+00	0.28	0.2634E+00	0.24	0.2683E+00
0.85	0.4343E-01	0.38	0.2266E+00	0.24	0.2785E+00	0.45	0.2153E+00	0.39	0.2074E+00
		0.51	0.1741E+00	0.34	0.2672E+00	0.57	0.1406E+00	0.51	0.1525E+00
		0.57	0.1413E+00	0.57	0.1483E+00	0.69	0.8237E-01	0.63	0.1036E+00
		0.79	0.2093E-01	0.74	0.6477E-01	0.79	0.1528E-01	0.74	0.5344E-01
				0.90	-0.5274E-01	0.90	-0.7080E-01	0.85	0.9276E-02
C_L	0.2372		0.2803		0.2812		0.3008		0.3194

TABLE 24.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2400$ rpm $M_{tip} = 0.845$

Upper surface (-C _{pu})											
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96			
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.9013E+00	0.02	0.9542E+00	0.00	-0.7883E-01	0.01	0.5568E+00	0.00	-0.1063E+01	0.00	-0.1063E+01
0.03	0.8542E+00	0.06	0.9542E+00	0.01	0.5877E+00	0.03	0.9660E+00	0.02	0.6031E+00	0.02	0.6031E+00
0.12	0.6781E+00	0.10	0.8765E+00	0.04	0.1150E+01	0.04	0.1024E+01	0.07	0.9653E+00	0.07	0.9653E+00
0.26	0.5168E+00	0.15	0.7821E+00	0.07	0.1118E+01	0.06	0.1040E+01	0.12	0.1074E+01	0.12	0.1074E+01
0.47	0.3407E+00	0.19	0.6859E+00	0.09	0.1110E+01	0.10	0.1125E+01	0.15	0.1150E+01	0.15	0.1150E+01
0.69	0.1974E+00	0.23	0.6378E+00	0.13	0.1070E+01	0.13	0.1193E+01	0.19	0.1089E+01	0.19	0.1089E+01
0.83	0.8392E-01	0.29	0.5749E+00	0.17	0.1017E+01	0.17	0.1242E+01	0.23	0.1058E+01	0.23	0.1058E+01
		0.33	0.5231E+00	0.21	0.8186E+00	0.21	0.1208E+01	0.29	0.6124E+00	0.29	0.6124E+00
		0.39	0.4121E+00	0.24	0.6881E+00	0.26	0.9758E+00	0.33	0.3141E+00	0.33	0.3141E+00
		0.44	0.3955E+00	0.30	0.4723E+00	0.30	0.5925E+00	0.39	0.2314E+00	0.39	0.2314E+00
		0.52	0.3215E+00	0.35	0.5025E+00	0.35	0.3398E+00	0.44	0.2372E+00	0.44	0.2372E+00
		0.61	0.2234E+00	0.42	0.4146E+00	0.42	0.2905E+00	0.50	0.2302E+00	0.50	0.2302E+00
		0.73	0.1365E+00	0.50	0.3211E+00	0.47	0.2708E+00	0.61	0.1650E+00	0.61	0.1650E+00
		0.80	0.6989E-01	0.56	0.2565E+00	0.52	0.2215E+00	0.69	0.1218E+00	0.69	0.1218E+00
				0.65	0.1768E+00	0.65	0.1254E+00	0.76	0.7524E-01	0.76	0.7524E-01
				0.76	0.7648E-01	0.73	0.6620E-01	0.90	-0.5061E-01	0.90	-0.5061E-01
				0.90	-0.7470E-01	0.80	0.3339E-02				
						0.87	-0.6199E-01				
Lower surface (-C _{pl})											
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96			
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96	x/c	r/R = 0.96
0.04	-0.1012E+00	0.00	-0.8995E+00	0.01	-0.5282E+00	0.01	-0.7214E+00	0.00	-0.1133E+01	0.00	-0.1133E+01
0.20	0.2660E+00	0.07	-0.3739E-01	0.02	-0.3674E+00	0.04	-0.2641E+00	0.07	-0.6575E-01	0.07	-0.6575E-01
0.45	0.1914E+00	0.18	0.2518E+00	0.11	0.1548E+00	0.14	0.1796E+00	0.16	0.2395E+00	0.16	0.2395E+00
0.69	0.9288E-01	0.28	0.2605E+00	0.14	0.2318E+00	0.28	0.2819E+00	0.24	0.2955E+00	0.24	0.2955E+00
0.85	0.3316E-01	0.38	0.2191E+00	0.24	0.2909E+00	0.45	0.2301E+00	0.39	0.2314E+00	0.39	0.2314E+00
		0.51	0.1612E+00	0.34	0.2785E+00	0.57	0.1537E+00	0.51	0.1708E+00	0.51	0.1708E+00
		0.57	0.1320E+00	0.57	0.1521E+00	0.59	0.9208E-01	0.63	0.1172E+00	0.63	0.1172E+00
		0.79	0.2471E-01	0.74	0.6961E-01	0.79	0.2429E-01	0.74	0.6825E-01	0.74	0.6825E-01
				0.90	-0.5409E-01	0.90	-0.6322E-01	0.85	0.1931E-01	0.85	0.1931E-01
C _L	0.2330		0.2851		0.2715		0.2901		0.3126		0.3126

TABLE 25.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT

$\theta_c = 8^\circ$ $\Omega = 2500$ rpm $M_{tip} = 0.877$

Upper surface ($-C_{Pu}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.9138E+00	0.02	0.9416E+00	0.00	-0.1853E+00	0.01	0.4445E+00	0.00	-0.1092E+01
0.03	0.8691E+00	0.06	0.9399E+00	0.01	0.4832E+00	0.03	0.8531E+00	0.02	0.4984E+00
0.12	0.7173E+00	0.10	0.9083E+00	0.04	0.1152E+01	0.04	0.9171E+00	0.07	0.8911E+00
0.26	0.5317E+00	0.15	0.8169E+00	0.07	0.1091E+01	0.06	0.9325E+00	0.12	0.9721E+00
0.47	0.3517E+00	0.19	0.7256E+00	0.09	0.1095E+01	0.10	0.1046E+01	0.15	0.1062E+01
0.69	0.2055E+00	0.23	0.6448E+00	0.13	0.1166E+01	0.13	0.1108E+01	0.19	0.1098E+01
0.83	0.8736E-01	0.29	0.5834E+00	0.17	0.1170E+01	0.17	0.1166E+01	0.23	0.1028E+01
		0.33	0.5307E+00	0.21	0.1061E+01	0.21	0.1208E+01	0.29	0.9676E+00
		0.39	0.4183E+00	0.24	0.7839E+00	0.24	0.1172E+01	0.33	0.6605E+00
		0.44	0.3937E+00	0.30	0.4320E+00	0.30	0.1076E+01	0.39	0.2239E+00
		0.52	0.3235E+00	0.35	0.4990E+00	0.35	0.5771E+00	0.44	0.1947E+00
		0.61	0.2251E+00	0.42	0.4162E+00	0.42	0.2751E+00	0.50	0.1902E+00
		0.73	0.1338E+00	0.50	0.3230E+00	0.47	0.2111E+00	0.61	0.1474E+00
		0.80	0.6530E-01	0.56	0.2586E+00	0.52	0.1673E+00	0.69	0.1103E+00
				0.65	0.1746E+00	0.65	0.9980E-01	0.76	0.6527E-01
				0.76	0.7476E-01	0.73	0.5006E-01	0.90	-0.6074E-01
				0.90	-0.8021E-01	0.80	-0.6794E-02		
						0.87	-0.7194E-01		
Lower surface ($-C_{Pl}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.5606E-01	0.00	-0.9269E+00	0.01	-0.5175E+00	0.01	-0.7021E+00	0.00	-0.1141E+01
0.20	0.2758E+00	0.07	-0.2059E-01	0.02	-0.3691E+00	0.04	-0.2745E+00	0.07	-0.8774E-01
0.45	0.2195E+00	0.18	0.2523E+00	0.11	0.1601E+00	0.14	0.1886E+00	0.16	0.2487E+00
0.69	0.9861E-01	0.28	0.2804E+00	0.14	0.2534E+00	0.28	0.3035E+00	0.24	0.3263E+00
0.85	0.3674E-01	0.38	0.2335E+00	0.24	0.3020E+00	0.45	0.2514E+00	0.39	0.2588E+00
		0.51	0.1677E+00	0.34	0.2862E+00	0.57	0.1543E+00	0.51	0.1755E+00
		0.57	0.1364E+00	0.57	0.1601E+00	0.69	0.9980E-01	0.63	0.1227E+00
		0.79	0.2036E-01	0.74	0.6557E-01	0.79	0.2163E-01	0.74	0.6440E-01
				0.90	-0.6445E-01	0.90	-0.7312E-01	0.85	0.1127E-01
C_L	0.2298	0.2842	0.2736	0.2989	0.3175				

TABLE 26.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 8^\circ$ $g = 2540$ rpm $M_{tip} = 0.890$

Upper surface ($-C_{pU}$)															
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$			
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	
0.00	-0.8720E+00	0.02	0.9271E+00	0.06	-0.1737E+00	0.01	0.3857E+00	0.01	0.3857E+00	0.00	-0.1106E+01	0.00	0.3857E+00	0.00	-0.1106E+01
0.03	0.8425E+00	0.06	0.9651E+00	0.01	0.4835E+00	0.03	0.7715E+00	0.03	0.7715E+00	0.02	0.4563E+00	0.02	0.7715E+00	0.02	0.4563E+00
0.12	0.6826E+00	0.04	0.9254E+00	0.04	0.1123E+01	0.04	0.8440E+00	0.04	0.8440E+00	0.07	0.8523E+00	0.07	0.8440E+00	0.07	0.8523E+00
0.26	0.5145E+00	0.15	0.8322E+00	0.07	0.1083E+01	0.06	0.8463E+00	0.06	0.8463E+00	0.12	0.9468E+00	0.12	0.8463E+00	0.12	0.9468E+00
0.47	0.3436E+00	0.19	0.7511E+00	0.09	0.1079E+01	0.10	0.9749E+00	0.10	0.9749E+00	0.15	0.1037E+01	0.15	0.9749E+00	0.15	0.1037E+01
0.69	0.1892E+00	0.23	0.6648E+00	0.13	0.1169E+01	0.13	0.1040E+01	0.13	0.1040E+01	0.19	0.1067E+01	0.19	0.1040E+01	0.19	0.1067E+01
0.83	0.8171E-01	0.33	0.5491E+00	0.17	0.1226E+01	0.17	0.1099E+01	0.17	0.1099E+01	0.23	0.1030E+01	0.23	0.1099E+01	0.23	0.1030E+01
		0.39	0.4352E+00	0.21	0.1129E+01	0.21	0.1144E+01	0.21	0.1144E+01	0.29	0.1004E+01	0.29	0.1144E+01	0.29	0.1004E+01
		0.44	0.4162E+00	0.24	0.9751E+00	0.24	0.1170E+01	0.24	0.1170E+01	0.33	0.7878E+00	0.33	0.1170E+01	0.33	0.7878E+00
		0.52	0.3333E+00	0.30	0.4362E+00	0.30	0.1126E+01	0.30	0.1126E+01	0.39	0.4963E+00	0.39	0.1126E+01	0.39	0.4963E+00
		0.61	0.2350E+00	0.35	0.5288E+00	0.35	0.8417E+00	0.35	0.8417E+00	0.44	0.1948E+00	0.44	0.8417E+00	0.44	0.1948E+00
		0.73	0.1469E+00	0.42	0.4318E+00	0.42	0.3226E+00	0.42	0.3226E+00	0.50	0.1659E+00	0.50	0.3226E+00	0.50	0.1659E+00
		0.80	0.7444E-01	0.50	0.3309E+00	0.47	0.1764E+00	0.47	0.1764E+00	0.61	0.1348E+00	0.61	0.1764E+00	0.61	0.1348E+00
				0.56	0.2623E+00	0.52	0.1238E+00	0.52	0.1238E+00	0.69	0.1036E+00	0.69	0.1238E+00	0.69	0.1036E+00
				0.65	0.1834E+00	0.65	0.6887E-01	0.65	0.6887E-01	0.76	0.6136E-01	0.76	0.6887E-01	0.76	0.6136E-01
				0.76	0.7729E-01	0.73	0.2094E-01	0.73	0.2094E-01	0.90	-0.6657E-01	0.90	0.2094E-01	0.90	-0.6657E-01
				0.90	-0.7407E-01	0.80	-0.3634E-01	0.80	-0.3634E-01				-0.3634E-01		
						0.87	-0.9831E-01	0.87	-0.9831E-01						
Lower surface ($-C_{pL}$)															
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$			
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	
0.04	-0.8366E-01	0.00	-0.8991E+00	0.01	-0.4816E+00	0.01	-0.6969E+00	0.01	-0.6969E+00	0.00	-0.1124E+01	0.00	-0.6969E+00	0.00	-0.1124E+01
0.20	0.2333E+00	0.07	-0.1075E+00	0.02	-0.3315E+00	0.04	-0.2725E+00	0.04	-0.2725E+00	0.07	-0.7213E-01	0.07	-0.2725E+00	0.07	-0.7213E-01
0.45	0.1865E+00	0.18	0.3769E+00	0.11	0.1924E+00	0.14	0.1776E+00	0.14	0.1776E+00	0.16	0.2616E+00	0.16	0.1776E+00	0.16	0.2616E+00
0.69	0.9274E-01	0.26	0.3785E+00	0.14	0.2959E+00	0.28	0.2992E+00	0.28	0.2992E+00	0.24	0.3573E+00	0.24	0.2992E+00	0.24	0.3573E+00
0.85	0.2935E-01	0.38	0.3121E+00	0.24	0.3270E+00	0.45	0.2454E+00	0.45	0.2454E+00	0.39	0.2838E+00	0.39	0.2454E+00	0.39	0.2838E+00
		0.51	0.2192E+00	0.34	0.3231E+00	0.57	0.1437E+00	0.57	0.1437E+00	0.51	0.1926E+00	0.51	0.1437E+00	0.51	0.1926E+00
		0.57	0.1750E+00	0.57	0.1769E+00	0.69	0.7940E-01	0.69	0.7940E-01	0.63	0.1326E+00	0.63	0.7940E-01	0.63	0.1326E+00
		0.79	0.1270E-01	0.74	0.9540E-01	0.79	0.2237E-02	0.79	0.2237E-02	0.74	0.7359E-01	0.79	0.2237E-02	0.74	0.7359E-01
				0.90	-0.3138E-01	0.90	-0.8778E-01	0.90	-0.8778E-01	0.85	0.1797E-01	0.90	-0.8778E-01	0.85	0.1797E-01
C_L	0.2380		0.2647		0.2719		0.2884		0.2884		0.3149		0.2884		0.3149

TABLE 27.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 650$ rpm $M_{tip} = 0.226$

Upper surface ($-C_{Pu}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c
0.00	-0.4815E+00	0.02	0.1701E+01	0.00	0.1585E+01	0.01	0.1991E+01	0.01	0.2115E+01	0.01	0.2115E+01	0.00	0.1833E+00	0.00
0.03	0.1328E+01	0.06	0.1235E+01	0.01	0.1991E+01	0.03	0.1764E+01	0.03	0.1764E+01	0.03	0.1764E+01	0.02	0.1642E+01	0.02
0.12	0.8754E+00	0.10	0.1045E+01	0.04	0.1614E+01	0.04	0.1558E+01	0.04	0.1558E+01	0.04	0.1558E+01	0.07	0.1166E+01	0.07
0.16	0.5739E+00	0.15	0.8539E+00	0.07	0.1367E+01	0.06	0.1388E+01	0.06	0.1388E+01	0.06	0.1388E+01	0.12	0.8208E+00	0.12
0.47	0.3854E+00	0.19	0.7693E+00	0.09	0.1150E+01	0.09	0.1150E+01	0.10	0.1048E+01	0.10	0.1048E+01	0.15	0.7450E+00	0.15
0.69	0.1970E+00	0.23	0.6845E+00	0.13	0.9904E+00	0.13	0.9904E+00	0.13	0.9390E+00	0.13	0.9390E+00	0.19	0.6369E+00	0.19
0.83	0.8388E-01	0.29	0.5998E+00	0.17	0.9034E+00	0.17	0.9034E+00	0.17	0.8420E+00	0.17	0.8420E+00	0.23	0.5505E+00	0.23
		0.33	0.5574E+00	0.21	0.8019E+00	0.21	0.8019E+00	0.21	0.7207E+00	0.21	0.7207E+00	0.29	0.4641E+00	0.29
		0.39	0.4515E+00	0.24	0.7148E+00	0.24	0.7148E+00	0.24	0.5995E+00	0.24	0.5995E+00	0.33	0.3993E+00	0.33
		0.44	0.4091E+00	0.30	0.5988E+00	0.30	0.5988E+00	0.30	0.5388E+00	0.30	0.5388E+00	0.39	0.3453E+00	0.39
		0.52	0.3456E+00	0.35	0.5408E+00	0.35	0.5408E+00	0.35	0.4539E+00	0.35	0.4539E+00	0.44	0.3129E+00	0.44
		0.61	0.2397E+00	0.42	0.4538E+00	0.42	0.4538E+00	0.42	0.3933E+00	0.42	0.3933E+00	0.50	0.2913E+00	0.50
		0.73	0.1550E+00	0.50	0.3688E+00	0.47	0.3448E+00	0.47	0.3448E+00	0.47	0.3448E+00	0.61	0.2157E+00	0.61
		0.80	0.9143E-01	0.56	0.3088E+00	0.52	0.2841E+00	0.52	0.2841E+00	0.52	0.2841E+00	0.67	0.1833E+00	0.67
				0.65	0.2363E+00	0.65	0.1750E+00	0.65	0.1750E+00	0.65	0.1750E+00	0.76	0.1400E+00	0.76
				0.76	0.1347E+00	0.73	0.1143E+00	0.73	0.1143E+00	0.73	0.1143E+00	0.80	0.04281E-01	0.80
				0.90	0.4230E-02	0.87	0.5212E-02	0.87	0.5212E-02	0.87	0.5212E-02			
Lower surface ($-C_{Pl}$)														
$r/R = 0.5$			$r/R = 0.68$			$r/R = 0.80$			$r/R = 0.89$			$r/R = 0.96$		
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c
0.04	-0.4061E+00	0.00	-0.9464E+00	0.01	-0.8514E+00	0.01	-0.8514E+00	0.01	-0.9407E+00	0.01	-0.9407E+00	0.00	-0.9726E+00	0.00
0.20	0.4620E-01	0.07	-0.8891E+00	0.02	-0.6774E+00	0.02	-0.6774E+00	0.04	-0.5769E+00	0.04	-0.5769E+00	0.07	-0.2921E+00	0.07
0.45	0.8388E-01	0.18	0.2844E-01	0.11	-0.1408E+00	0.11	-0.1408E+00	0.14	-0.1282E+00	0.14	-0.1282E+00	0.16	-0.1121E-01	0.16
0.69	0.4620E-01	0.28	0.8827E-01	0.14	-0.3928E-01	0.14	-0.3928E-01	0.28	0.2946E-01	0.28	0.2946E-01	0.24	0.6444E-01	0.24
0.85	0.8518E-01	0.38	0.8827E-01	0.24	0.4774E-01	0.24	0.4774E-01	0.45	0.5371E-01	0.45	0.5371E-01	0.39	0.6444E-01	0.39
		0.51	0.8827E-01	0.34	0.9125E-01	0.34	0.9125E-01	0.57	0.4160E-01	0.57	0.4160E-01	0.51	0.6444E-01	0.51
		0.57	0.7309E-01	0.57	0.9125E-01	0.57	0.9125E-01	0.69	0.2946E-01	0.69	0.2946E-01	0.63	0.6444E-01	0.63
		0.79	0.1729E-01	0.74	0.7674E-01	0.74	0.7674E-01	0.79	0.5212E-02	0.79	0.5212E-02	0.74	0.4281E-01	0.74
				0.90	0.1873E-01	0.90	0.1873E-01	0.90	-0.3120E-01	0.90	-0.3120E-01	0.85	0.2120E-01	0.85
C_L	0.4269	0.5440	0.4138	0.4882	0.4958									

TABLE 28.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 1250$ rpm $M_{tip} = 0.433$

Upper surface (-C _{pu})														
$\tau/R = 0.5$			$\tau/R = 0.68$			$\tau/R = 0.80$			$\tau/R = 0.89$			$\tau/R = 0.96$		
x/c	$\tau/R = 0.5$	x/c	$\tau/R = 0.68$	x/c	$\tau/R = 0.80$	x/c	$\tau/R = 0.89$	x/c	$\tau/R = 0.96$	x/c	$\tau/R = 0.96$	x/c	$\tau/R = 0.96$	
0.00	-0.3253E+00	0.02	0.1724E+01	0.00	0.1529E+01	0.01	0.2208E+01	0.01	0.2208E+01	0.00	0.3207E-01	0.00	0.3207E-01	
0.03	0.1366E+01	0.06	0.1337E+01	0.01	0.2004E+01	0.03	0.1854E+01	0.03	0.1854E+01	0.02	0.1720E+01	0.02	0.1720E+01	
0.12	0.8542E+00	0.10	0.1032E+01	0.04	0.1683E+01	0.04	0.1642E+01	0.04	0.1642E+01	0.07	0.1193E+01	0.07	0.1193E+01	
0.26	0.5933E+00	0.15	0.8700E+00	0.07	0.1320E+01	0.06	0.1409E+01	0.06	0.1409E+01	0.12	0.8616E+00	0.12	0.8616E+00	
0.47	0.3741E+00	0.19	0.7981E+00	0.09	0.1158E+01	0.10	0.1090E+01	0.10	0.1090E+01	0.15	0.7754E+00	0.15	0.7754E+00	
0.69	0.2175E+00	0.23	0.7203E+00	0.13	0.9952E+00	0.13	0.9771E+00	0.13	0.9771E+00	0.19	0.6637E+00	0.19	0.6637E+00	
0.83	0.1026E+00	0.29	0.6365E+00	0.17	0.9285E+00	0.17	0.8639E+00	0.17	0.8639E+00	0.23	0.5617E+00	0.23	0.5617E+00	
		0.33	0.5824E+00	0.21	0.8242E+00	0.21	0.7507E+00	0.21	0.7507E+00	0.29	0.4723E+00	0.29	0.4723E+00	
		0.39	0.4689E+00	0.24	0.7367E+00	0.24	0.6198E+00	0.24	0.6198E+00	0.33	0.4117E+00	0.33	0.4117E+00	
		0.44	0.4389E+00	0.30	0.6074E+00	0.30	0.5597E+00	0.30	0.5597E+00	0.39	0.3575E+00	0.39	0.3575E+00	
		0.52	0.3551E+00	0.35	0.5449E+00	0.35	0.4677E+00	0.35	0.4677E+00	0.44	0.3256E+00	0.44	0.3256E+00	
		0.61	0.2593E+00	0.42	0.4615E+00	0.42	0.3970E+00	0.42	0.3970E+00	0.50	0.2937E+00	0.50	0.2937E+00	
		0.73	0.1635E+00	0.50	0.3740E+00	0.47	0.3474E+00	0.47	0.3474E+00	0.61	0.2267E+00	0.61	0.2267E+00	
		0.8.	0.9769E-01	0.56	0.3114E+00	0.52	0.2838E+00	0.52	0.2838E+00	0.69	0.1788E+00	0.69	0.1788E+00	
				0.65	0.2239E+00	0.65	0.1776E+00	0.65	0.1776E+00	0.76	0.1437E+00	0.76	0.1437E+00	
				0.76	0.1380E+00	0.73	0.1104E+00	0.73	0.1104E+00	0.90	0.3207E-01	0.90	0.3207E-01	
				0.90	-0.1375E-01	0.80	0.5735E-01	0.80	0.5735E-01					
						0.87	-0.6327E-02	0.87	-0.6327E-02					
Lower surface (-C _{pl})														
$\tau/R = 0.5$			$\tau/R = 0.68$			$\tau/R = 0.80$			$\tau/R = 0.89$			$\tau/R = 0.96$		
x/c	$\tau/R = 0.5$	x/c	$\tau/R = 0.68$	x/c	$\tau/R = 0.80$	x/c	$\tau/R = 0.89$	x/c	$\tau/R = 0.96$	x/c	$\tau/R = 0.96$	x/c	$\tau/R = 0.96$	
0.04	-0.3775E+00	0.00	-0.9440E+00	0.01	-0.8518E+00	0.01	-0.9438E+00	0.01	-0.9438E+00	0.00	-0.1021E+01	0.00	-0.1021E+01	
0.20	0.8177E-01	0.07	-0.7343E+00	0.02	-0.7058E+00	0.04	-0.5900E+00	0.04	-0.5900E+00	0.07	-0.2902E+00	0.07	-0.2902E+00	
0.45	0.7136E-01	0.18	0.2111E-01	0.11	-0.1430E+00	0.14	-0.1195E+00	0.14	-0.1195E+00	0.16	0.1599E-03	0.16	0.1599E-03	
0.69	0.5047E-01	0.28	0.8312E-01	0.14	-0.4711E-01	0.28	0.2905E-01	0.28	0.2905E-01	0.24	0.6078E-01	0.24	0.6078E-01	
0.85	0.1914E-01	0.38	0.9017E-01	0.24	0.4462E-01	0.45	0.5382E-01	0.45	0.5382E-01	0.39	0.7673E-01	0.39	0.7673E-01	
		0.51	0.1000E+00	0.34	0.8630E-01	0.57	0.4320E-01	0.57	0.4320E-01	0.51	0.7035E-01	0.51	0.7035E-01	
		0.57	0.7854E-01	0.57	0.8213E-01	0.69	0.2551E-01	0.69	0.2551E-01	0.63	0.6078E-01	0.63	0.6078E-01	
		0.79	-0.4495E-03	0.74	0.5712E-01	0.79	-0.2789E-02	0.79	-0.2789E-02	0.74	0.4802E-01	0.74	0.4802E-01	
				0.90	-0.9588E-02	0.90	-0.4524E-01	0.90	-0.4524E-01	0.85	0.2568E-01	0.85	0.2568E-01	
C _L			0.4253			0.4224			0.5023			0.5090		

TABLE 29.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 1500$ rpm $M_{tip} = 0.520$

Upper surface (-C _{pu})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.00	-0.4666E+00	0.02	0.1765E+01	0.00	0.1389E+01	0.01	0.2225E+01	0.00	-0.1533E+00
0.03	0.1350E+01	0.06	0.1337E+01	0.01	0.2011E+01	0.03	0.1905E+01	0.02	0.1797E+01
0.12	0.8722E+00	0.10	0.1025E+01	0.04	0.1735E+01	0.04	0.1707E+01	0.07	0.1217E+01
0.26	0.5926E+00	0.15	0.8803E+00	0.07	0.1281E+01	0.06	0.1437E+01	0.12	0.8709E+00
0.47	0.3793E+00	0.19	0.8076E+00	0.09	0.1182E+01	0.10	0.1103E+01	0.15	0.7844E+00
0.69	0.2175E+00	0.23	0.7350E+00	0.13	0.1022E+01	0.13	0.9919E+00	0.19	0.6675E+00
0.83	0.9979E-01	0.29	0.6453E+00	0.17	0.9320E+00	0.17	0.8761E+00	0.23	0.5646E+00
		0.33	0.5855E+00	0.21	0.8268E+00	0.21	0.7551E+00	0.29	0.4757E+00
		0.39	0.4745E+00	0.24	0.7336E+00	0.26	0.6213E+00	0.33	0.4196E+00
		0.44	0.4403E+00	0.30	0.5984E+00	0.30	0.5596E+00	0.39	0.3411E+00
		0.52	0.3506E+00	0.35	0.5503E+00	0.35	0.4721E+00	0.44	0.3214E+00
		0.61	0.2609E+00	0.42	0.4631E+00	0.42	0.4000E+00	0.50	0.2886E+00
		0.73	0.1669E+00	0.50	0.3669E+00	0.47	0.434E+00	0.61	0.2185E+00
		0.80	0.9856E-01	0.56	0.3038E+00	0.52	0.2765E+00	0.69	0.1740E+00
				0.65	0.2226E+00	0.65	0.1633E+00	0.76	0.1343E+00
				0.76	0.1204E+00	0.73	0.1015E+00	0.90	0.1737E-01
				0.90	-0.2986E-01	0.80	0.4231E-01		
						0.87	-0.2203E-01		
Lower surface (-C _{pl})									
r/R = 0.5		r/R = 0.68		r/R = 0.80		r/R = 0.89		r/R = 0.96	
x/c	r/R = 0.5	x/c	r/R = 0.68	x/c	r/R = 0.80	x/c	r/R = 0.89	x/c	r/R = 0.96
0.04	-0.3857E+00	0.00	-0.9779E+00	0.01	-0.8475E+00	0.01	-0.9510E+00	0.00	-0.1056E+01
0.20	0.5564E-01	0.07	-0.7081E+00	0.02	-0.6972E+00	0.04	-0.5804E+00	0.07	-0.2796E+00
0.45	0.9979E-01	0.18	0.2800E-01	0.11	-0.1471E+00	0.14	-0.1147E+00	0.16	0.5677E-02
0.69	0.5564E-01	0.28	0.8432E-01	0.14	-0.4189E-01	0.28	0.2429E-01	0.24	0.5245E-01
0.85	0.1151E-01	0.38	0.8432E-01	0.24	0.5731E-01	0.45	0.6290E-01	0.39	0.8295E-01
		0.51	0.8432E-01	0.34	0.1544E+00	0.57	0.5260E-01	0.51	0.8051E-01
		0.57	0.6571E-01	0.57	0.9338E-01	0.69	0.3201E-01	0.63	0.6648E-01
		0.79	-0.2638E-01	0.74	0.5731E-01	0.79	-0.4014E-02	0.74	0.4309E-01
				0.90	-0.1783E-01	0.90	-0.5291E-01	0.75	0.1269E-01
C _L 0.4260		0.5521		0.4247		0.4949		0.5049	

TABLE 30.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 1750$ rpm $M_{tip} = 0.610$

Upper surface (-C _{pu})																					
r/R = 0.5			r/R = 0.68			r/R = 0.80			r/R = 0.89			r/R = 0.96									
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c							
0.00	-0.4714E+00	0.02	0.1800E+01	0.00	0.1266E+01	0.01	0.2241E+01	0.00	0.2241E+01	0.00	-0.3209E+00	0.03	0.1421E+01	0.06	0.1369E+01	0.01	0.2033E+01	0.03	0.2127E+01	0.02	0.1907E+01
0.12	0.8598E+00	0.10	0.1094E+01	0.04	0.1827E+01	0.04	0.1627E+01	0.04	0.1977E+01	0.07	0.1326E+01	0.25	0.6068E+00	0.15	0.9085E+00	0.07	0.1342E+01	0.07	0.1977E+01	0.07	0.1326E+01
0.47	0.3922E+00	0.19	0.8242E+00	0.09	0.1224E+01	0.09	0.1224E+01	0.10	0.1153E+01	0.12	0.8839E+00	0.69	0.2217E+00	0.23	0.7334E+00	0.13	0.1069E+01	0.10	0.1153E+01	0.12	0.8839E+00
0.83	0.8967E-01	0.29	0.6556E+00	0.17	0.9861E+00	0.13	0.1069E+01	0.13	0.1017E+01	0.15	0.8032E+00	0.83	0.8967E-01	0.44	0.4350E+00	0.17	0.9008E+00	0.19	0.1017E+01	0.15	0.8032E+00
		0.33	0.5810E+00	0.21	0.8544E+00	0.17	0.9861E+00	0.17	0.7768E+00	0.19	0.6785E+00			0.52	0.3605E+00	0.21	0.7768E+00	0.23	0.5667E+00	0.19	0.6785E+00
		0.39	0.4635E+00	0.24	0.7504E+00	0.21	0.8544E+00	0.21	0.7768E+00	0.29	0.4658E+00			0.61	0.2664E+00	0.24	0.7504E+00	0.29	0.4658E+00	0.29	0.4658E+00
		0.44	0.4350E+00	0.30	0.5609E+00	0.24	0.7504E+00	0.26	0.6228E+00	0.33	0.4126E+00			0.73	0.1659E+00	0.30	0.5529E+00	0.33	0.4126E+00	0.33	0.4126E+00
		0.52	0.3605E+00	0.35	0.5655E+00	0.30	0.5609E+00	0.30	0.5529E+00	0.39	0.3539E+00			0.80	0.1010E+00	0.35	0.4649E+00	0.39	0.3539E+00	0.39	0.3539E+00
		0.61	0.2664E+00	0.42	0.4754E+00	0.35	0.5655E+00	0.35	0.4649E+00	0.44	0.3191E+00					0.42	0.3949E+00	0.44	0.3191E+00	0.44	0.3191E+00
		0.73	0.1659E+00	0.50	0.3737E+00	0.42	0.4754E+00	0.42	0.3949E+00	0.50	0.2879E+00					0.47	0.3339E+00	0.50	0.2879E+00	0.50	0.2879E+00
		0.80	0.1010E+00	0.56	0.3136E+00	0.50	0.3737E+00	0.47	0.3339E+00	0.61	0.2201E+00					0.52	0.2689E+00	0.61	0.2201E+00	0.61	0.2201E+00
				0.65	0.2412E+00	0.56	0.3136E+00	0.52	0.2689E+00	0.69	0.1724E+00					0.65	0.1589E+00	0.69	0.1724E+00	0.69	0.1724E+00
				0.76	0.1172E+00	0.65	0.2412E+00	0.65	0.1589E+00	0.76	0.1339E+00					0.73	0.9292E-01	0.76	0.1339E+00	0.76	0.1339E+00
				0.90	-0.2835E-01	0.76	0.1172E+00	0.80	0.2693E-01	0.90	0.1100E-01					0.80	0.2693E-01	0.90	0.1100E-01	0.90	0.1100E-01
								0.87	-0.3906E-01							0.87	-0.3906E-01				
Lower surface (-C _{pl})																					
r/R = 0.5			r/R = 0.68			r/R = 0.80			r/R = 0.89			r/R = 0.96									
x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c	r/R	x/c							
0.04	-0.3724E+00	0.00	-0.9950E+00	0.01	-0.8556E+00	0.01	-0.8556E+00	0.01	-0.9729E+00	0.00	-0.1104E+01	0.20	0.6766E-01	0.07	-0.4314E+00	0.02	-0.6985E+00	0.04	-0.5970E+00	0.07	-0.3008E+00
0.45	0.8416E-01	0.18	0.5412E-01	0.11	-0.1439E+00	0.02	-0.6985E+00	0.04	-0.5970E+00	0.14	0.1828E-02	0.69	0.4565E-01	0.28	0.1030E+00	0.11	-0.1439E+00	0.14	-0.1210E+00	0.16	0.1828E-02
0.85	0.1264E-01	0.38	0.1030E+00	0.14	0.3990E-01	0.14	0.3990E-01	0.28	0.2893E-01	0.24	0.6235E-01			0.51	0.9992E-01	0.24	0.2893E-01	0.24	0.2893E-01	0.24	0.6235E-01
		0.51	0.9992E-01	0.24	0.6871E-01	0.24	0.6871E-01	0.45	0.5693E-01	0.39	0.8252E-01			0.57	0.7635E-01	0.34	0.1057E+00	0.45	0.5693E-01	0.39	0.8252E-01
		0.57	0.7635E-01	0.34	0.8257E-01	0.34	0.8257E-01	0.57	0.3693E-01	0.51	0.6785E-01			0.79	-0.1028E-01	0.57	0.1293E-01	0.57	0.3693E-01	0.51	0.6785E-01
		0.79	-0.1028E-01	0.74	0.4791E-01	0.57	0.8257E-01	0.69	0.1293E-01	0.63	0.4768E-01					0.79	-0.2106E-01	0.69	0.1293E-01	0.63	0.4768E-01
						0.90	-0.1488E-01	0.90	-0.6905E-01	0.85	0.5497E-02					0.90	-0.6905E-01	0.90	-0.6905E-01	0.85	0.5497E-02
C _L 0.4358			0.5226			0.4434			0.5091			0.5245									

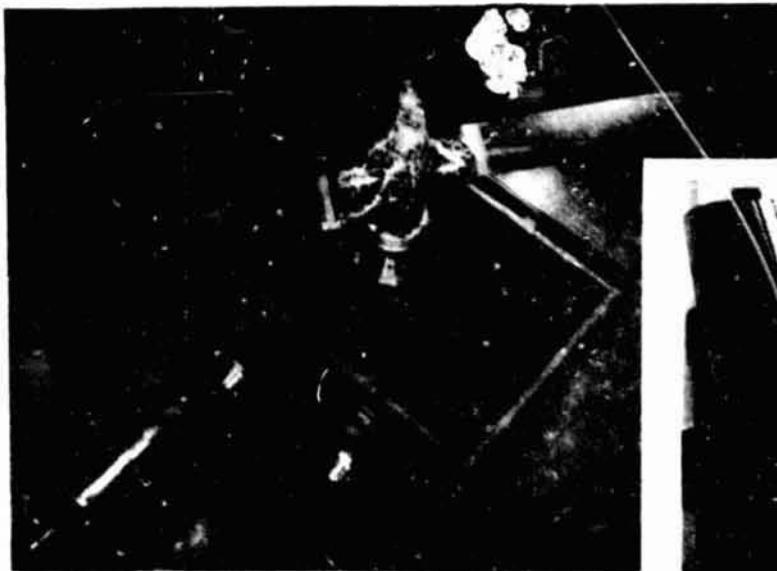
TABLE 31.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 2074$ rpm $M_{tip} = 0.723$

Upper surface ($-C_{pU}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.5056E+00	0.02	0.1855E+01	0.00	0.9539E+00	0.01	0.1652E+01	0.00	-0.6069E+00
0.03	0.1350E+01	0.06	0.1439E+01	0.01	0.1719E+01	0.03	0.1899E+01	0.02	0.1472E+01
0.12	0.8879E+00	0.10	0.1113E+01	0.04	0.2178E+01	0.04	0.1955E+01	0.07	0.1707E+01
0.26	0.6274E+00	0.15	0.9518E+00	0.07	0.1783E+01	0.06	0.1946E+01	0.12	0.1548E+01
0.47	0.3905E+00	0.19	0.8662E+00	0.09	0.1288E+01	0.10	0.1773E+01	0.15	0.8345E+00
0.69	0.2247E+00	0.23	0.7688E+00	0.13	0.1118E+01	0.13	0.1349E+01	0.19	0.6529E+00
0.83	0.1063E+00	0.29	0.6903E+00	0.17	0.1033E+01	0.17	0.8414E+00	0.23	0.5459E+00
		0.33	0.6119E+00	0.21	0.9039E+00	0.21	0.7127E+00	0.29	0.4691E+00
		0.39	0.4978E+00	0.24	0.7935E+00	0.26	0.5945E+00	0.33	0.4150E+00
		0.44	0.4669E+00	0.30	0.5780E+00	0.30	0.5354E+00	0.39	0.3545E+00
		0.52	0.3551E+00	0.35	0.5780E+00	0.35	0.4536E+00	0.44	0.3362E+00
		0.61	0.2696E+00	0.42	0.5021E+00	0.42	0.3763E+00	0.50	0.3038E+00
		0.73	0.1650E+00	0.50	0.3952E+00	0.47	0.3369E+00	0.61	0.2334E+00
		0.80	0.8651E-01	0.56	0.3262E+00	0.52	0.2687E+00	0.69	0.1870E+00
				0.65	0.2331E+00	0.65	0.1536E+00	0.76	0.1448E+00
				0.76	0.1227E+00	0.73	0.8540E-01	0.90	0.1808E-01
				0.90	-0.2900E-01	0.80	0.2176E-01		
						0.87	-0.4793E-01		
Lower surface ($-C_{pL}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.3437E+00	0.00	-0.9690E+00	0.01	-0.8101E+00	0.01	-0.9252E+00	0.00	-0.1109E+01
0.20	0.5050E-01	0.07	-0.4553E+00	0.02	-0.6567E+00	0.04	-0.5570E+00	0.07	-0.2649E+00
0.45	0.8655E-01	0.18	0.6403E-01	0.11	-0.9280E-01	0.14	-0.7975E-01	0.16	0.4905E-01
0.69	0.5497E-01	0.28	0.1379E+00	0.14	0.3765E-02	0.28	0.6722E-01	0.24	0.1124E+00
0.85	0.1549E-01	0.38	0.1342E+00	0.24	0.1055E+00	0.45	0.8540E-01	0.39	0.1180E+00
		0.51	0.1289E+00	0.34	0.1383E+00	0.57	0.5510E-01	0.51	0.9409E-01
		0.57	0.1005E+00	0.57	0.1227E+00	0.69	0.3843E-01	0.63	0.8002E-01
		0.79	-0.4117E-02	0.74	0.7791E-01	0.79	-0.9746E-03	0.74	0.5186E-01
				0.90	-0.1003E-01	0.90	-0.16E-01	0.85	0.2090E-01
C_L	0.4300	0.5243	0.4450	0.5075	0.5169				

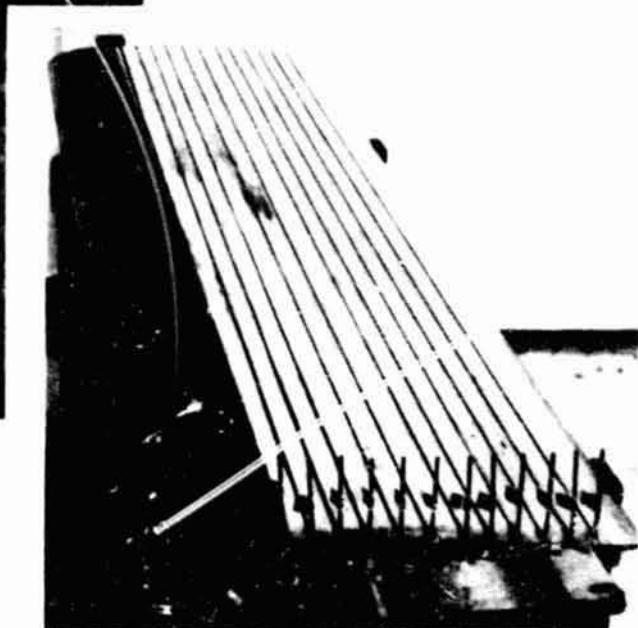
TABLE 2.- LOCAL PRESSURE COEFFICIENT
 $\theta_c = 12^\circ$ $\Omega = 2280$ rpm $M_{tip} = 0.794$

Upper surface ($-C_{pu}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.00	-0.5503E+00	0.02	0.1827E+01	0.00	0.6255E+00	0.01	0.1235E+01	0.00	-0.7727E+00
0.03	0.1320E+01	0.06	0.1489E+01	0.01	0.1327E+01	0.03	0.1491E+01	0.02	0.1127E+01
0.12	0.8333E+00	0.10	0.1113E+01	0.04	0.1918E+01	0.04	0.1548E+01	0.07	0.1422E+01
0.26	0.5899E+00	0.15	0.9436E+00	0.07	0.1923E+01	0.06	0.1577E+01	0.12	0.1390E+01
0.47	0.3732E+00	0.19	0.8456E+00	0.09	0.1846E+01	0.10	0.1612E+01	0.15	0.1377E+01
0.69	0.1965E+00	0.23	0.7660E+00	0.13	0.1369E+01	0.13	0.1537E+01	0.19	0.1162E+01
0.83	0.7317E-01	0.29	0.6706E+00	0.17	0.1913E+01	0.17	0.1487E+01	0.23	0.8172E+00
		0.33	0.5965E+00	0.21	0.8627E+00	0.21	0.1126E+01	0.29	0.4902E+00
		0.39	0.4785E+00	0.24	-0.7666E+00	0.26	0.6918E+00	0.33	0.3800E+00
		0.44	0.4435E+00	0.39	0.4964E+00	0.30	0.5356E+00	0.39	0.3211E+00
		0.52	0.3618E+00	0.35	0.5594E+00	0.35	0.3981E+00	0.44	0.2973E+00
		0.61	0.2516E+00	0.42	0.4663E+00	0.42	0.3234E+00	0.50	0.2647E+00
		0.73	0.1516E+00	0.50	0.3492E+00	0.47	0.2740E+00	0.61	0.2008E+00
		0.80	0.8216E-01	0.56	0.2922E+00	0.52	0.2972E+00	0.69	0.1544E+00
				0.65	0.1946E+00	0.65	0.1058E+00	0.76	0.1169E+00
				0.76	0.9250E-01	0.73	0.4169E-01	0.90	-0.2168E-02
				0.90	-0.5163E-01	0.80	-0.1171E-01		
						0.87	-0.6519E-01		
Lower surface ($-C_{pl}$)									
x/c	$r/R = 0.5$	x/c	$r/R = 0.68$	x/c	$r/R = 0.80$	x/c	$r/R = 0.89$	x/c	$r/R = 0.96$
0.04	-0.3836E+00	0.00	-0.1020E+01	0.01	-0.8113E+00	0.01	-0.9395E+00	0.00	-0.1171E+01
0.20	0.7651E-01	0.07	-0.4405E+00	0.02	-0.6402E+00	0.04	-0.5297E+00	0.07	-0.2415E+00
0.45	0.8651E-01	0.18	0.4963E-01	0.11	-0.1057E+00	0.14	-0.7712E-01	0.16	0.6048E-01
0.69	0.2650E-01	0.28	0.1954E+00	0.14	0.6921E-02	0.28	0.6973E-01	0.24	0.1231E+00
0.85	-0.3599E-02	0.38	0.1030E+00	0.24	0.1000E+00	0.45	0.8842E-01	0.39	0.1269E+00
		0.51	0.9960E-01	0.34	0.1420E+00	0.57	0.6172E-01	0.51	0.1043E+00
		0.57	0.7244E-01	0.57	0.1090E+00	0.69	0.2701E-01	0.63	0.7300E-01
		0.79	-0.2732E-01	0.74	0.5496E-01	0.79	-0.1971E-01	0.74	0.3417E-01
				0.90	-0.3712E-01	0.90	-0.7578E-01	0.85	0.5351E-02
C_L	0.4169	0.5328	0.4360	0.5032	0.5980				

ORIGINAL PAGE IS
OF POOR QUALITY



ROTOR BALANCING



BLADE CONSTRUCTION

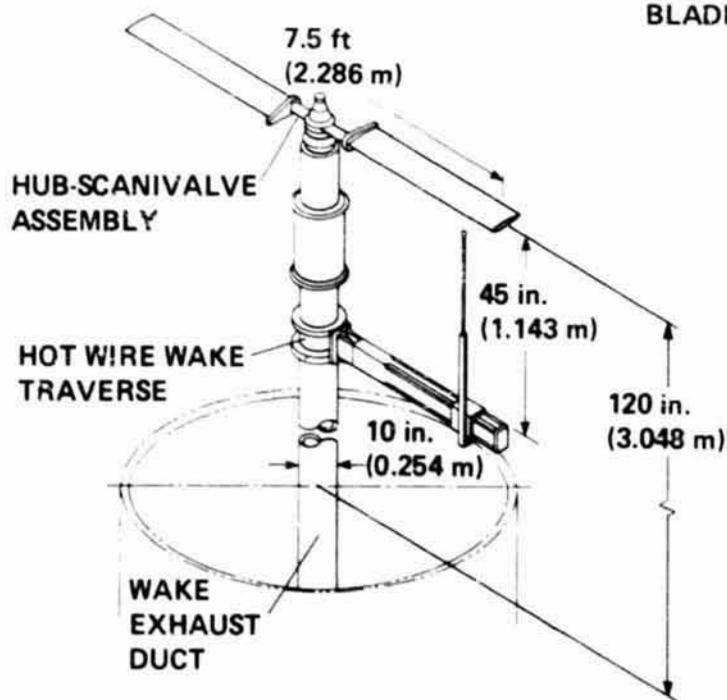


Figure 1.- The model and experimental set-up.

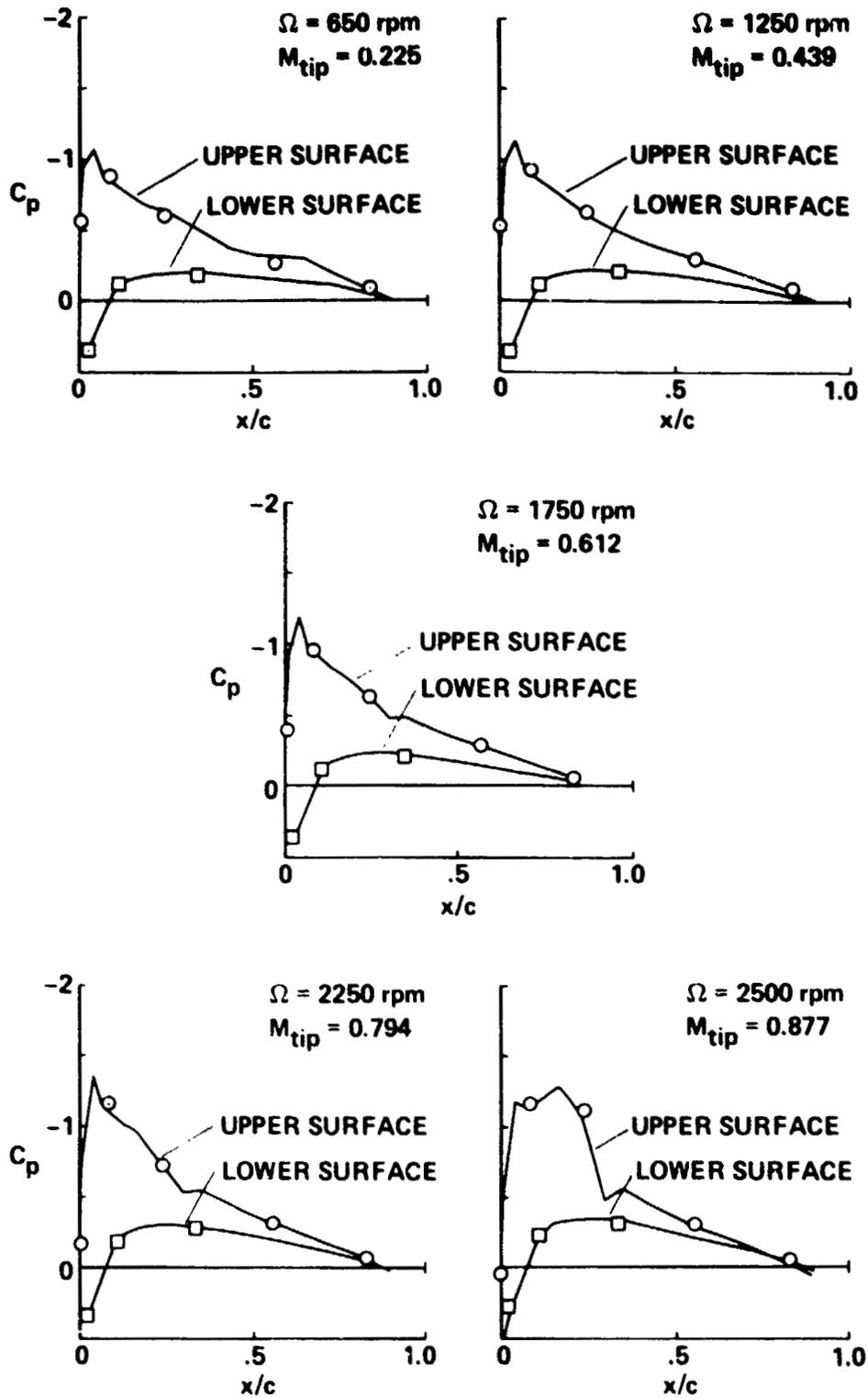


Figure 2.- Comparison of measured pressure distributions at $r/8 = 0.8$ from each blade; collective pitch $\theta_c = 8^\circ$ (solid line = right blade, open symbol = left blade).

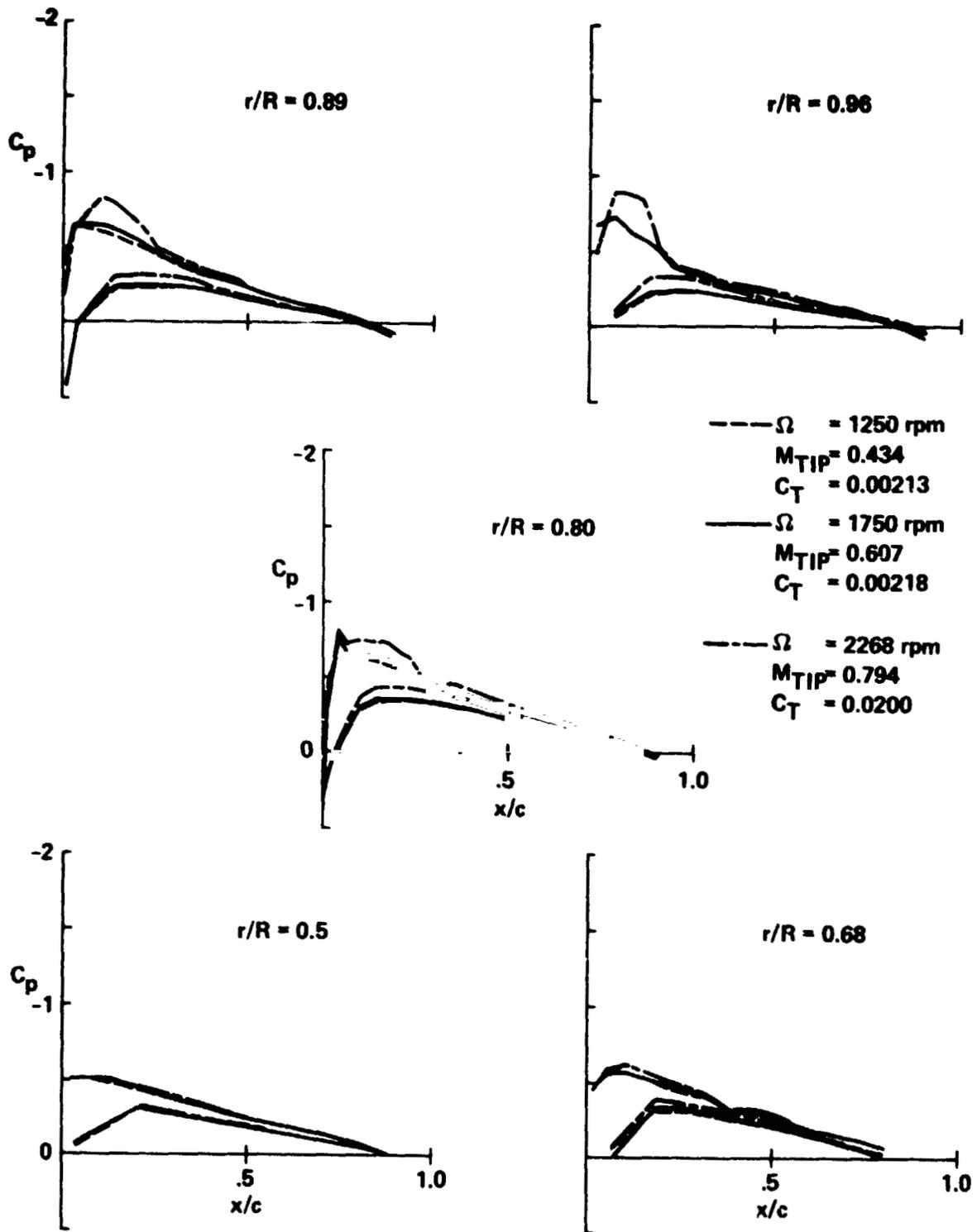


Figure 3.- Measured pressure distributions; collective pitch $\theta_c = 5^\circ$.

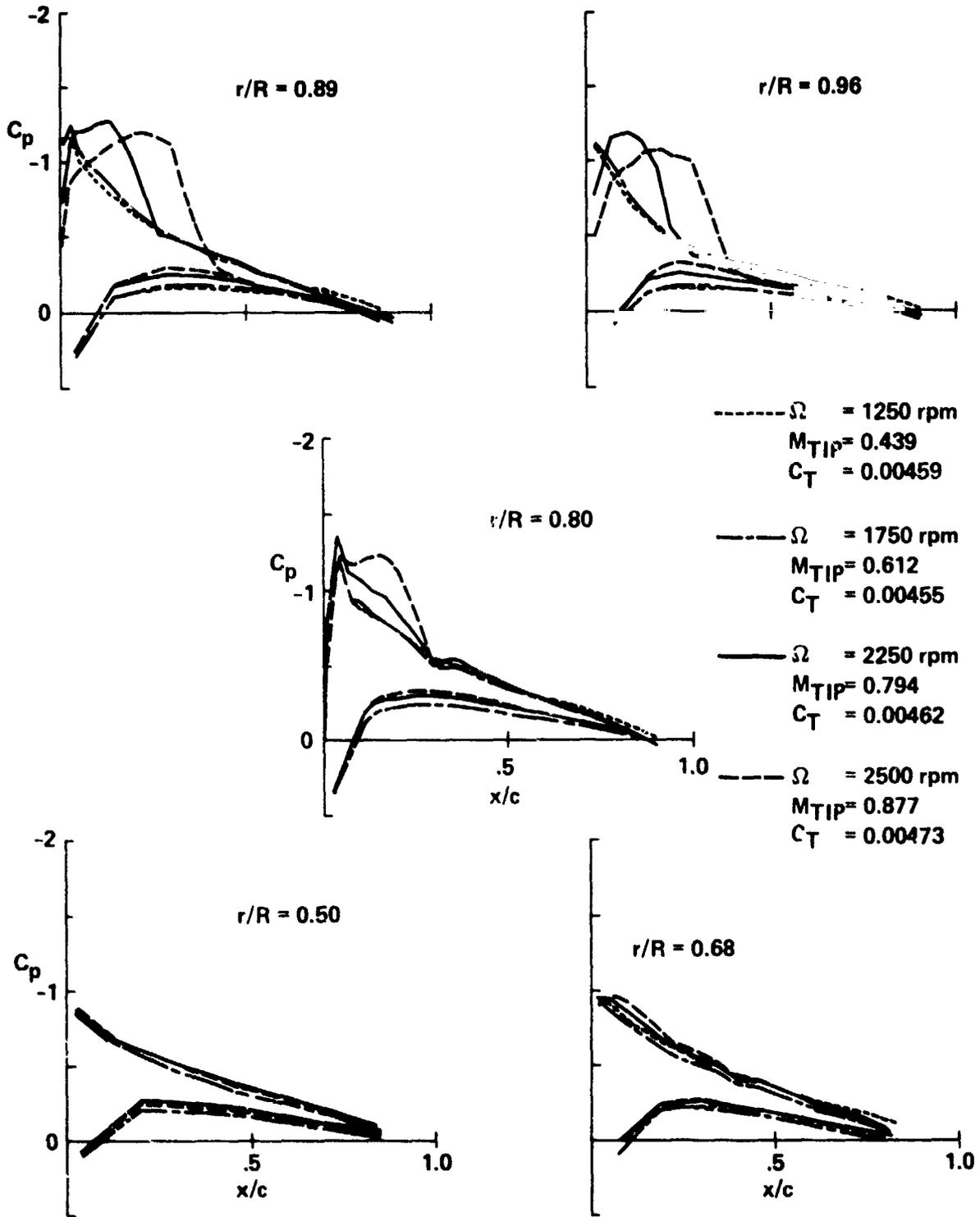


Figure 4.- Measured pressure distributions; collective pitch $\theta_c = 8^\circ$.

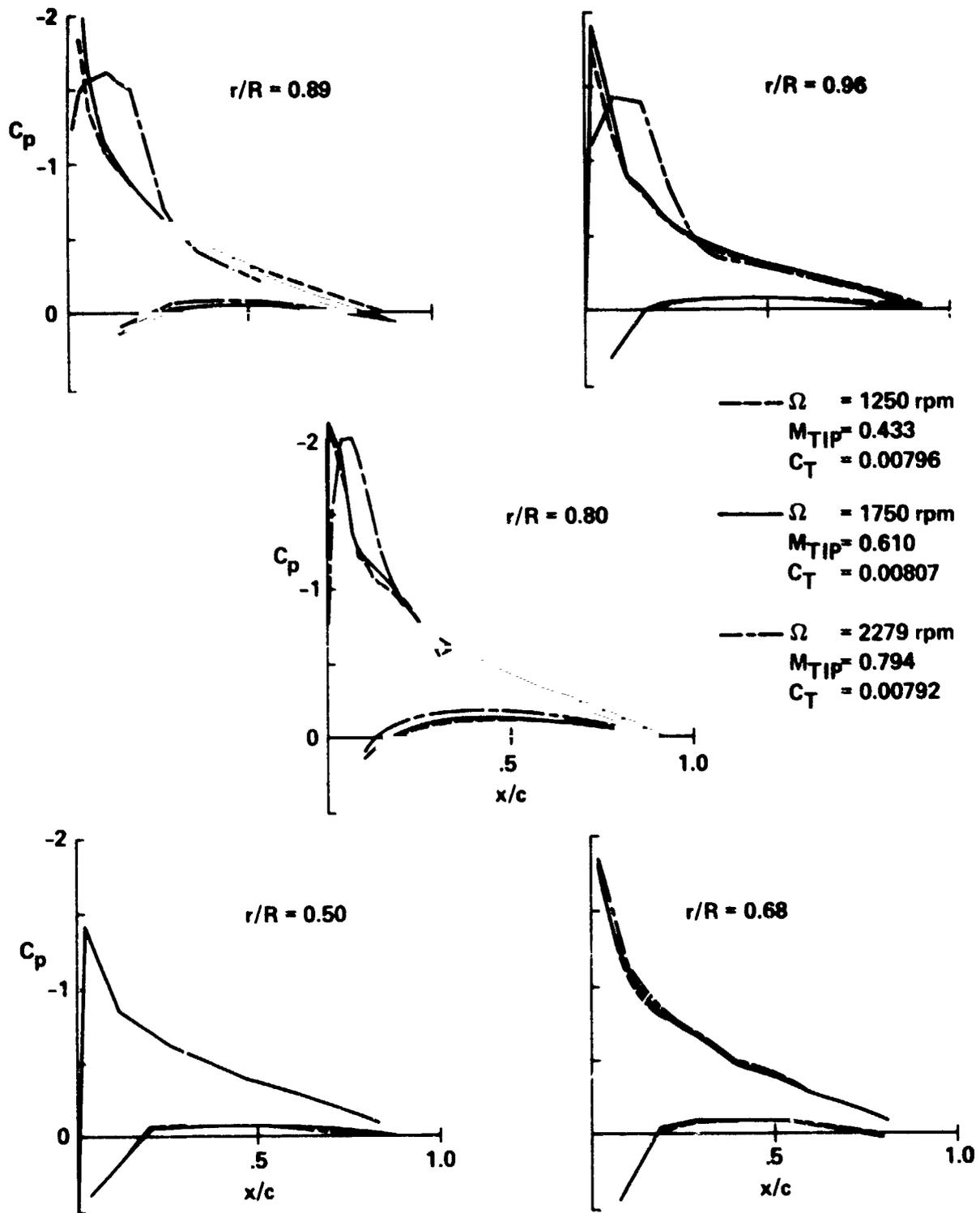


Figure 5.- Measured pressure distributions; collective pitch $\theta_c = 12^\circ$.

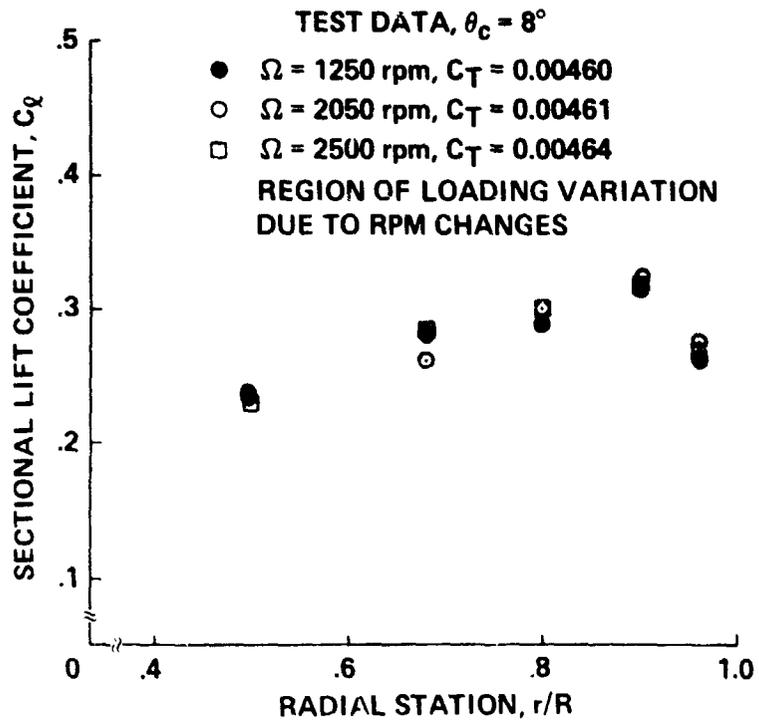


Figure 6.- Effect of rotor speed on blade span loading.

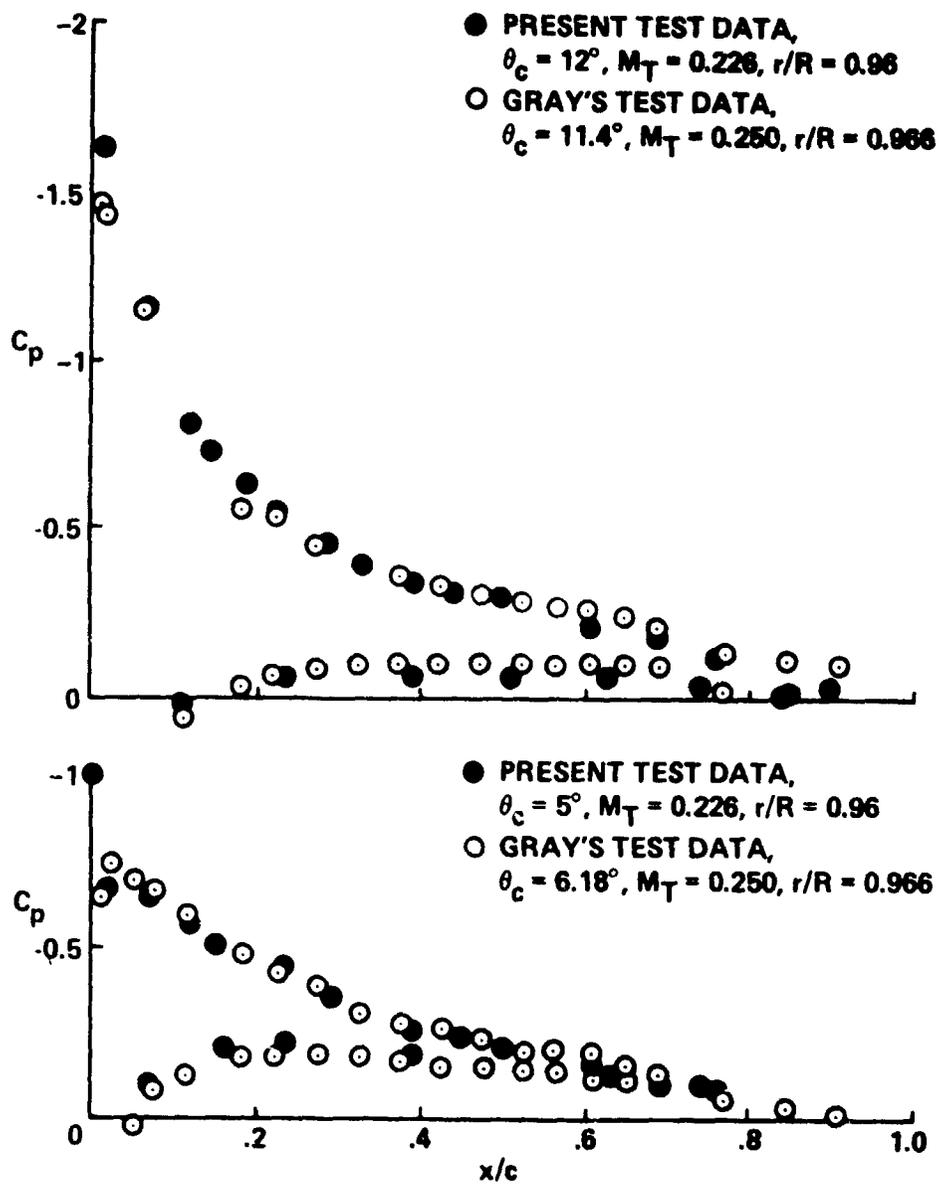


Figure 7.- Comparison of present results with single blade tip loading data.

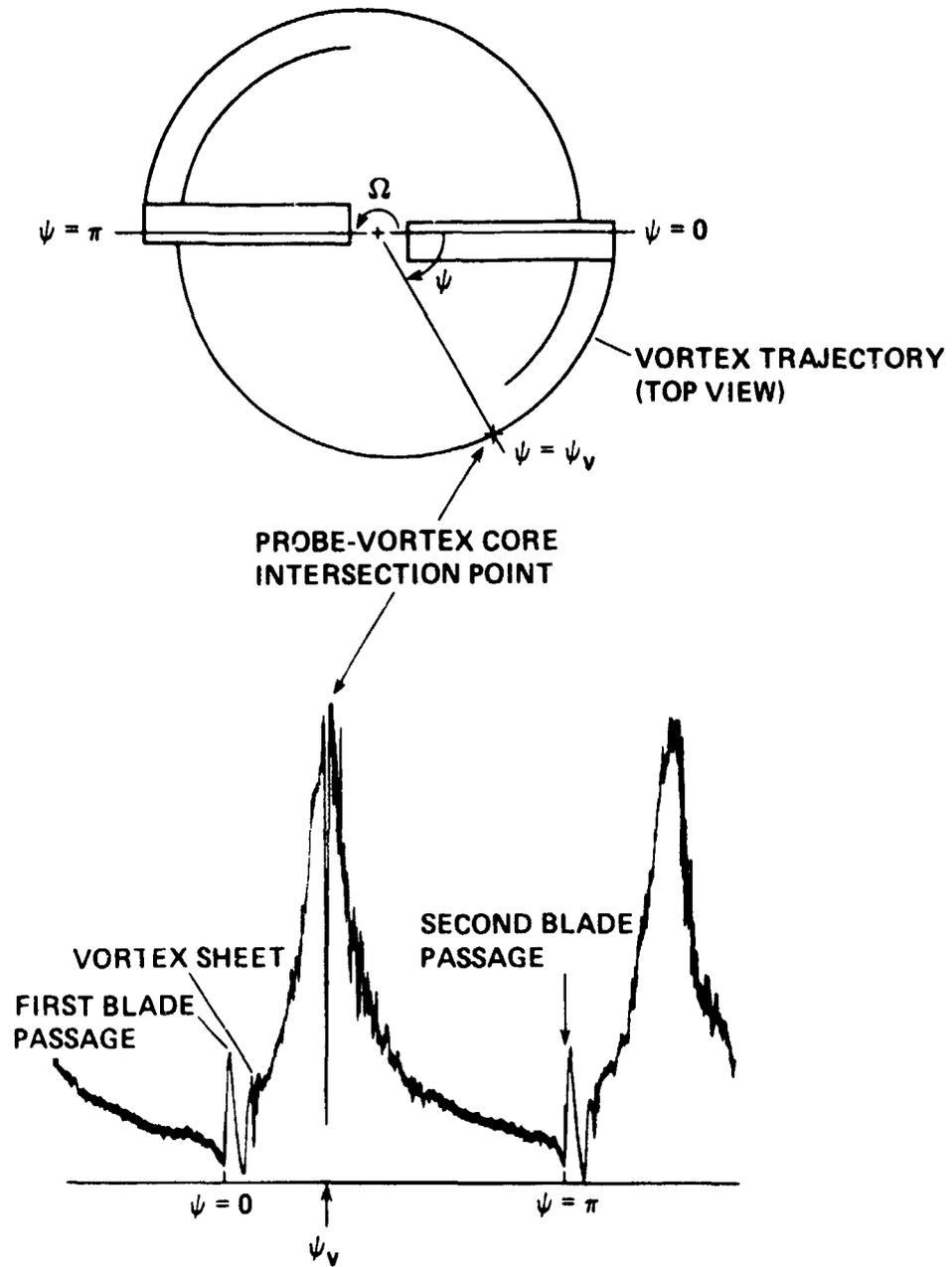


Figure 8.- Typical wake probe data.

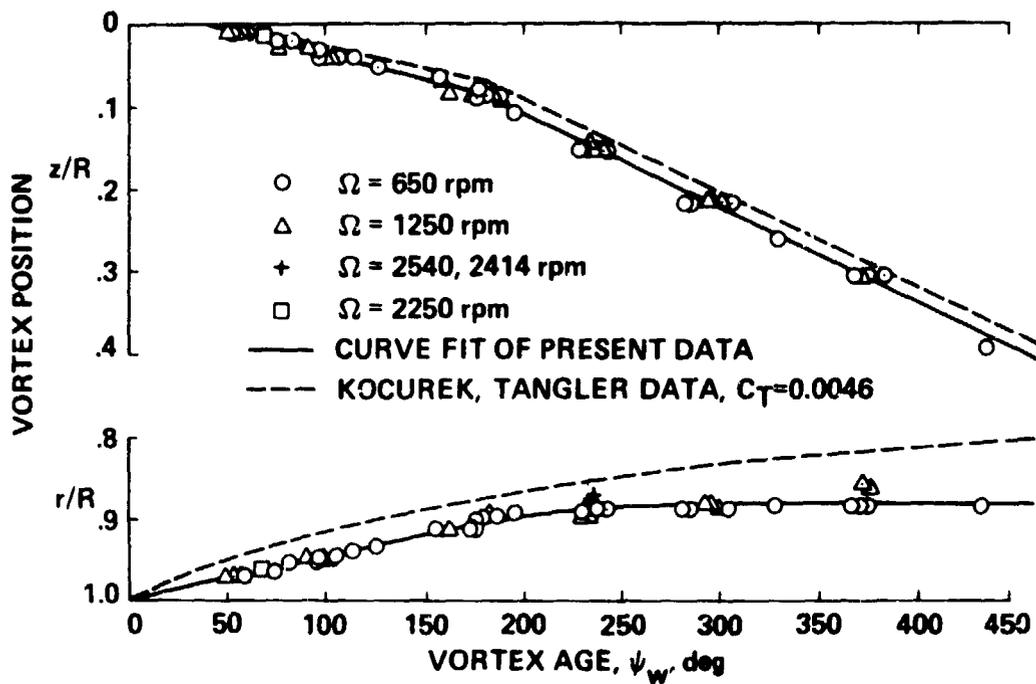


Figure 9.- Wake geometry measurements for various rotor speeds and comparison with classical data; collective pitch $\theta_c = 8^\circ$.

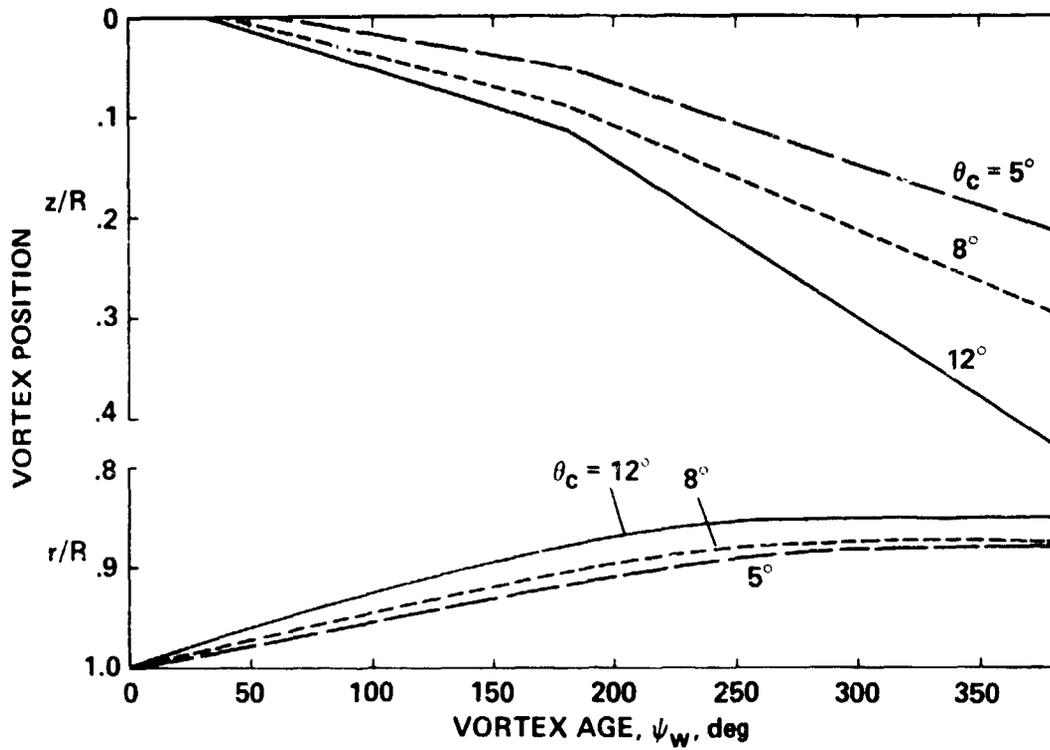


Figure 10.- Wake geometry for various pitch settings.

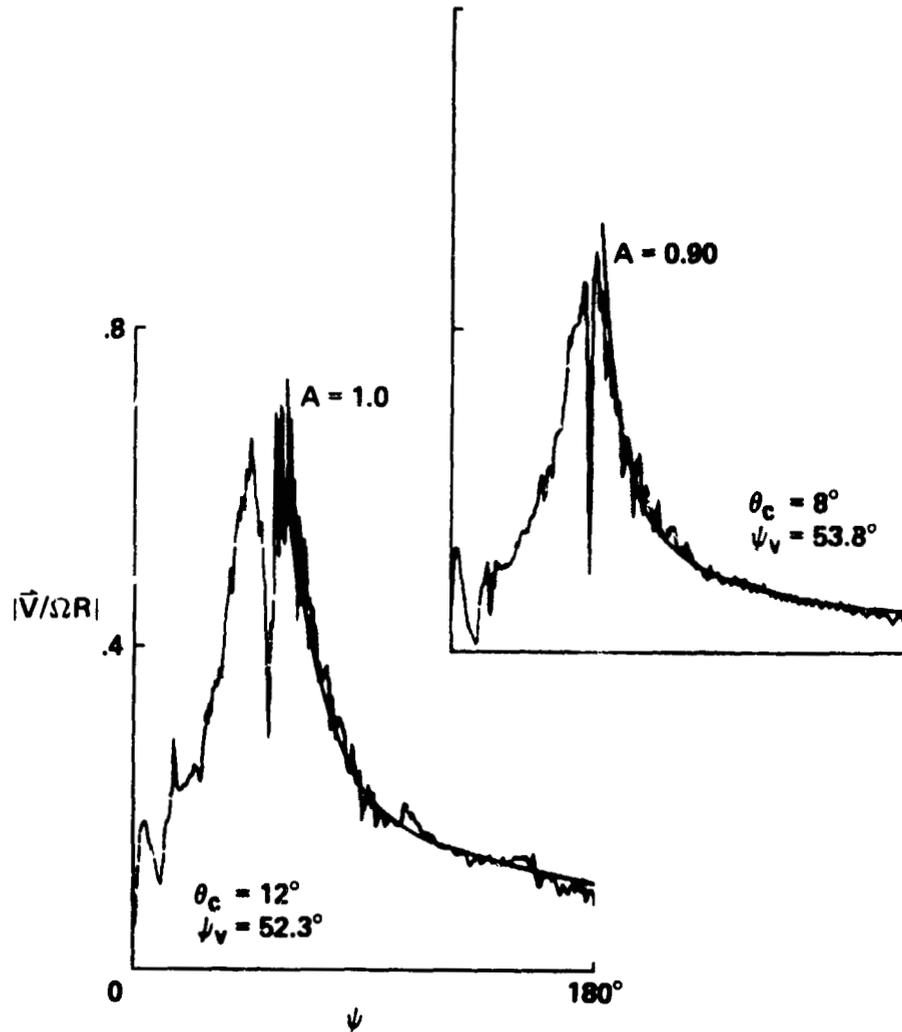


Figure 11.- Typical vortex velocity-time trace and 1/R curve fit for various pitch settings; vortex age = 50° (nominal), $\Omega = 1250$ rpm.

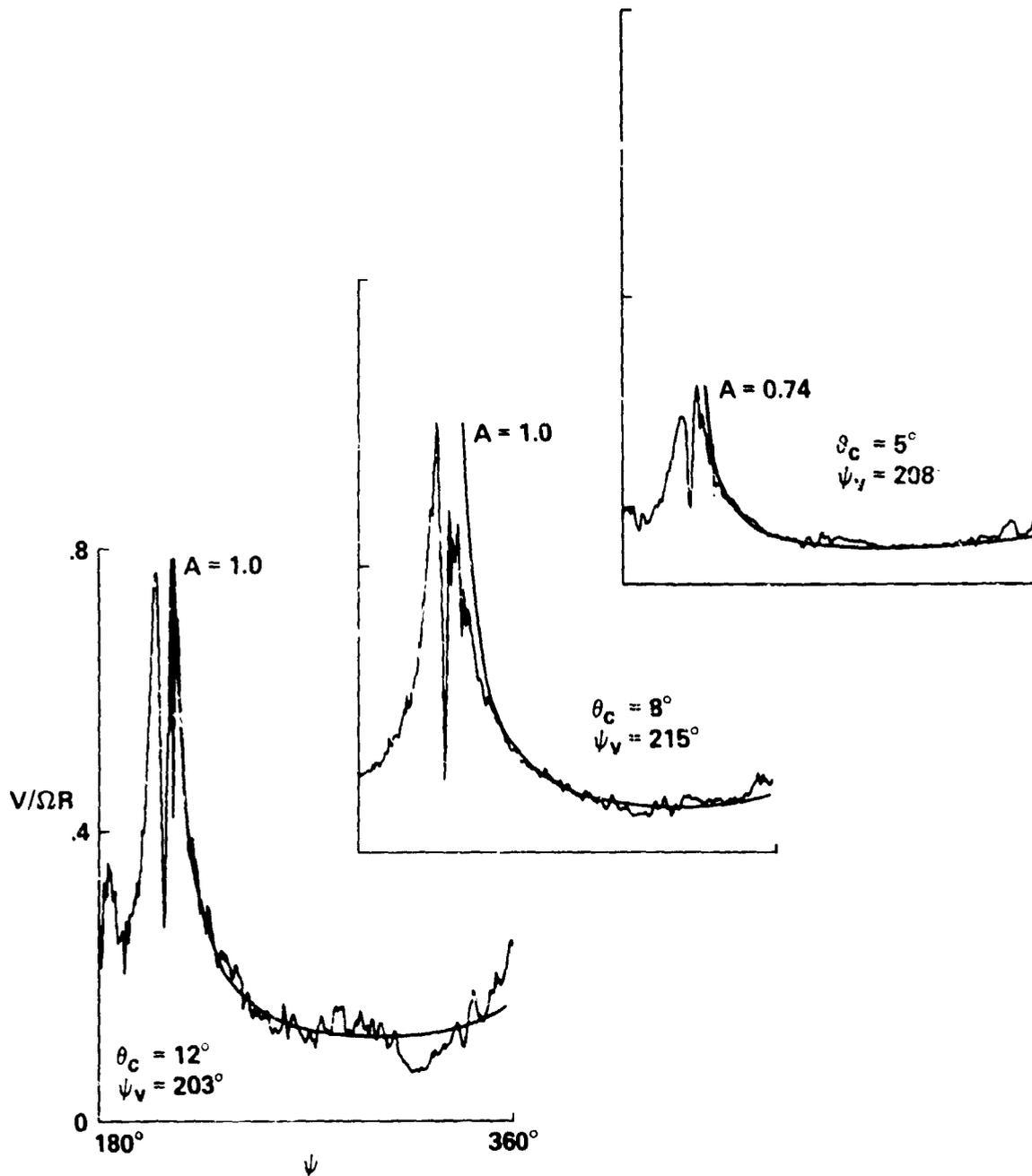


Figure 12.- Typical vortex velocity-time trace and 1/R curve fit for various pitch settings; vortex age = 200° (nominal), $\Omega = 1250$ rpm.

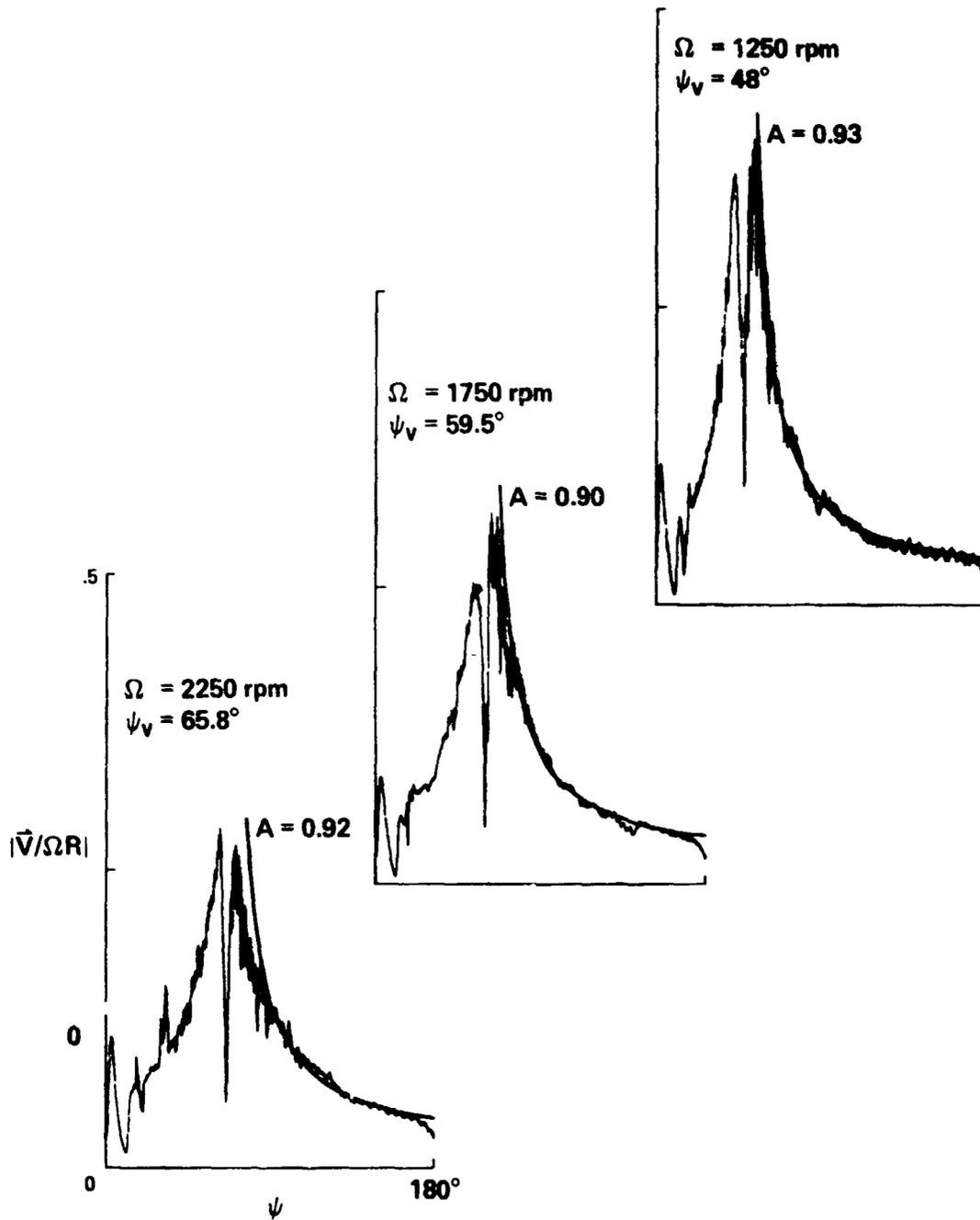


Figure 13. Typical velocity-time trace and 1/R curve fit for various rotor speeds; collective pitch $\theta_c = 8^\circ$, vortex age $\psi_v \approx 50^\circ$ - 65° .

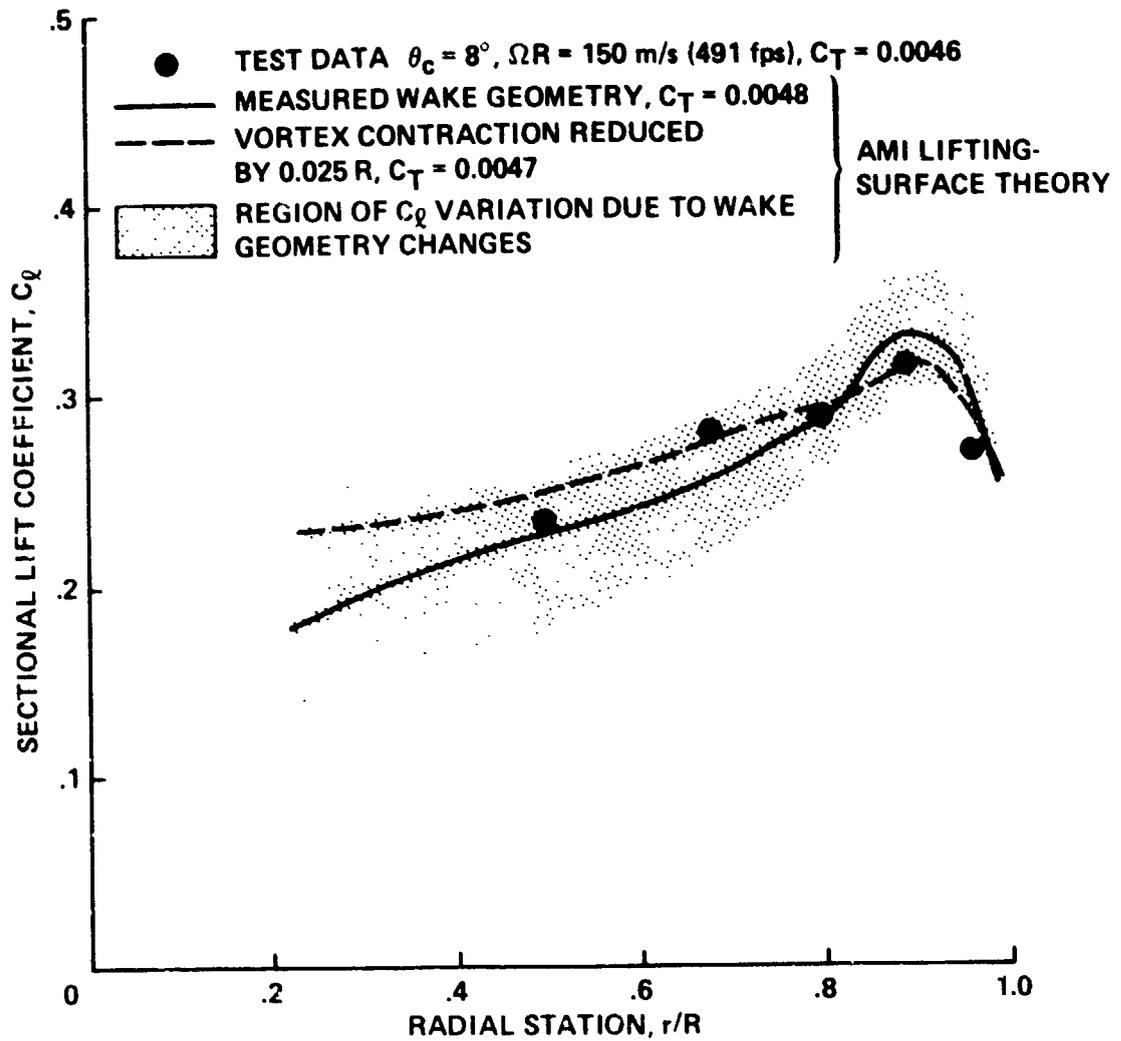


Figure 14.- Effect of vortex position on loading computation.

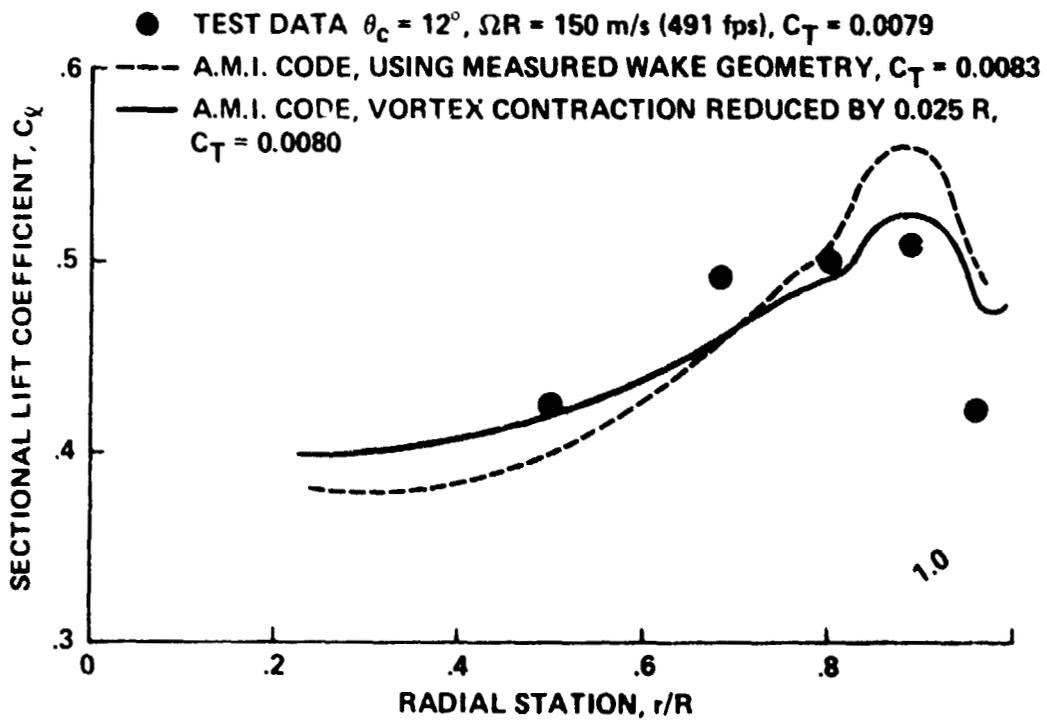


Figure 15.- Comparison of measured and computed loading.

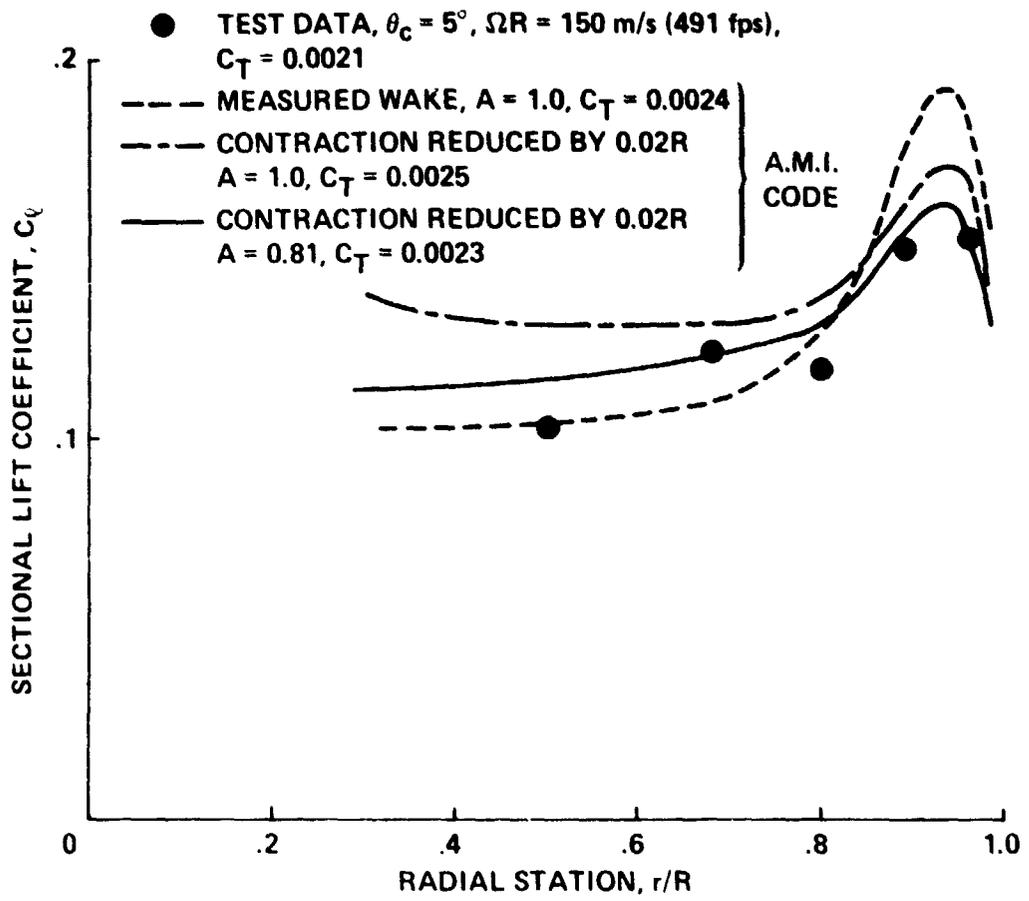


Figure 16.- Comparison of measured and computed loading.

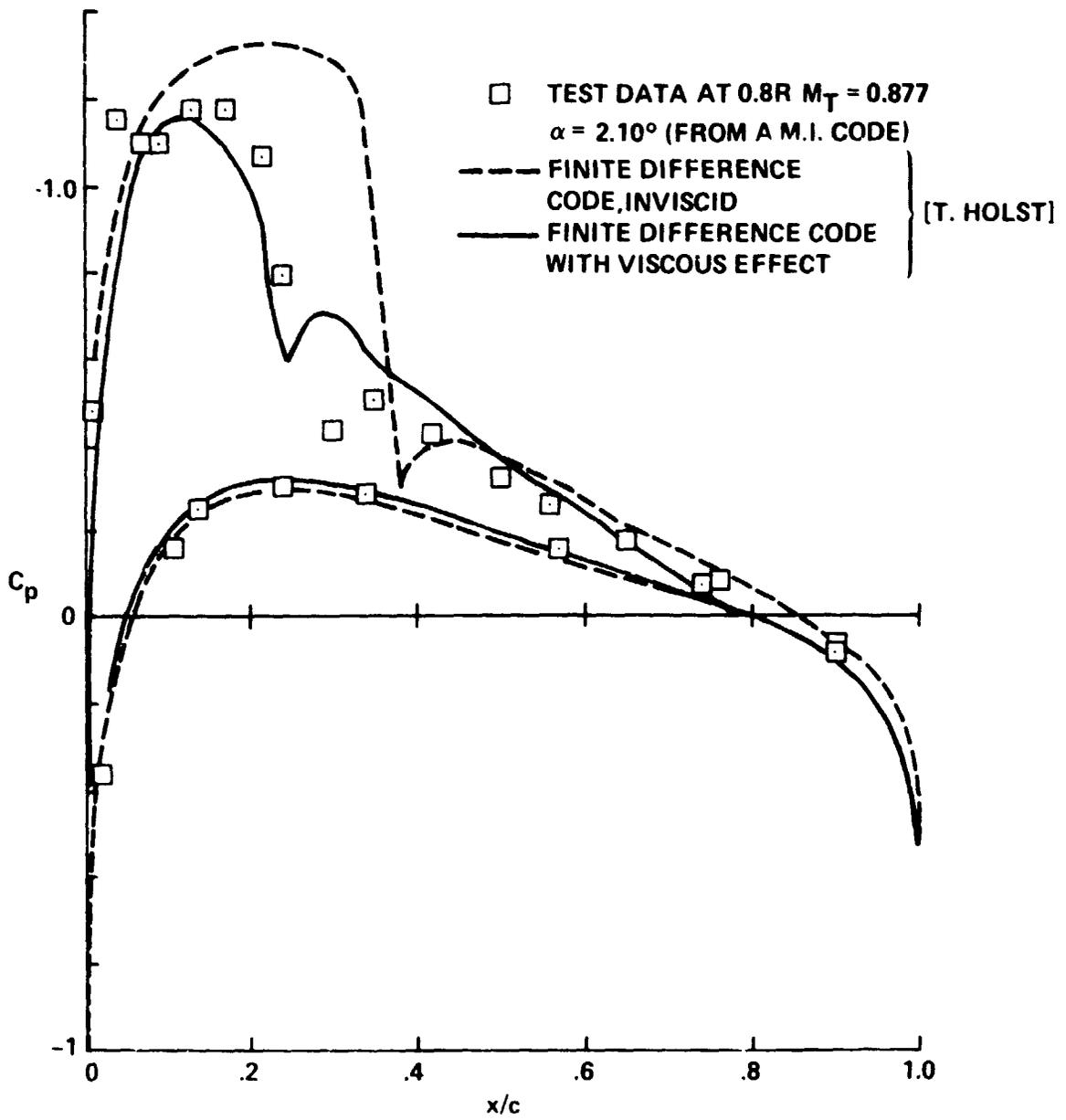


Figure 17.- Comparison of measured and computed chordwise pressure distribution.

Références bibliographiques

- [1].Caradonna, F.X. And Tung, C., “Experimental And Analytical Studies Of A Model Helicopter Rotor In Hover, NASA-TM-81232, 1981.
- [2].P.LEPOURRY Et R.CIRICY « Propulseurs Aéronautiques ».
- [3].Prof. ION Parachivoiu « Aérodynamique Subsonique ».
- [4].Jean-Luc PHILIPPE « Techniques D’ingénieur- Hélices Aériennes ».
- [5].Sébastien CANDEL « Mécanique Des Fluides ».
- [6].Eric Savattero «L’hélice »
- [7]. Simulation Numerique Des Ecoulements Internes Dans Les Turbomachines.
Djaafer.Fedala@Paris.Ensam.Fr
- [8] Fr.Wikipédia.Org. . Mot clé « hélice »
- [9] adrien.pesenti.meca@caramail.com