

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du Diplôme d'ingénieur d'état en
aéronautique

43/02
038/2002
(1EX)

Option : propulsion



Thème

Etude de fonctionnement hors adaptation de la
partie propulsive des turbopropulseurs
" Application en moteur G L S K "

Présenté par :

Mm: BELAITI LATIFA

Promoteurs :

Mr : I. BADR EDDINE

Mr : A. BENOMAR

PROMOTION **2002**

REMERCIEMENTS

*En premier lieu, je tiens à remercier Dieu notre créateur
Pour m'avoir donné la force à accomplir ce modeste travail.*

*J'adresse mes vifs remerciements à mes parents
Pour leur soutien et encouragements pendant toute la durée des études.*

*je tiens à remercier tout particulièrement mon promoteur
M. : BADRE EDDINE Imad eddine, ainsi que mon co-promoteur M. :
A. BEN OMARE pour leur encadrement, leurs conseils et leurs
Encouragements. Sans oublier de remercier tous les enseignants de
Notre institut.*

*A tout le personnel d'Air Algérie, spécialement Mme Rania,
De l'atelier révision moteurs et du banc d'essai, aussi M. HADJKALLI.*

*Comme je remercie tous ceux qui ont contribué de près ou
De loin afin que ce travail soit un travail de qualité !*

*En fin, je remercie Messieurs les membres de juré qui
M'on fait l'honneur de siéger, espérant qu'ils trouvent ici l'expression
De mes salutations les plus distinguées.*

Dédicace

Je dédie ce modeste mémoire à :

*Mes parents, pour leur dévouement et leurs
Sacrifices ;*

*Mes chères frères et sœurs;
Et à tous mes amis*

Latifa.

NOMENCLATURES

- U : vitesse tangentielle ($U=w.r$), déplacement de l'élément de volume d'un disque .
 W : vitesse relative ,puissance absorbé par l'hélice.
 u : déplacement de l'élément de volume d'un disque .
 R : constante des gaz , rayon de élément de volume, d'un disque, de élément de pale d'hélice .
 C_p : capacité thermique massique à pression constante .
 N_r : vitesse réduite.
 D : débit d'écoulement à l'entrée $D=\rho.V.A$
 D_r : débit réduit.
 N_d : régime de rotation de la turbine libre .
 W_d : travail de la turbine libre.
 $\Delta H/T$: la charge réduite .
 $\Delta T_{ef}/T$: chauffe réduite.
 ε_{cc} : $1- P_5/P_4$
 C_{pcc} : chaleur spécifique dans la chambre de combustion.
 N : vitesse de rotation tour/min .
 V_p : vitesse propulsive .
 V_r : vitesse relative de l'hélice
 V_z : composante vertical
 L : la corde e l'hélice .
 C_z : coefficient de portance .
 C_x : coefficient de traîné
 T : traction
 D_{r2} : débit réduit entrée compresseur
 D_{r6} : débit réduit entrée turbine libre
 π : rapport de pression.
 τ : coefficient de traction (l'hélice), rapport de détente de pression.
 χ : coefficient de puissance (l'hélice).
 γ : argument de similitude $\gamma = V_p/n.D$,coefficient adiabatique .
 Z : altitude , nombre d'aubes par étage ,section modulé de l'aube , hauteur de disque
 Λ : section
 M :nombre de Mach .
 σ : contrainte
 ε : l'allongement , perte .
 E : rigidité ,l'énergie.
 ν : coefficient de poisson
 h : largeur de disque , aueur de l'aube
 Ω : vitesse de rotation de l'hélice .
 θ : angle de calage
 P : pression
 T : température
 ρ : masse volumique
 P_a : puissance de la turbine
 W_a : travail de la turbine
 C : couple moteur
 η : rendement
 ϕ : coefficient d'écoulement
 Ψ : Facteur de charge .

ω : la vitesse angulaire de la turbine .
 φ : coefficient de charge ou chute de température
 f : la finesse
 λ_n : coefficient de perte pour aubage stator
 λ_r : coefficient de perte pour aubage rotor
 s : pas
 Δ : variation
 T_0 : température de l'état de référence de disque
 T : température uniforme
 V : vitesse axiale , vitesse absolue
 w_{ex} : travail extérieure
 Q_{ex} : quantité de chaleur extérieure
 ΔT_{te} : gradient de température d'étage
 α : angle de flux de stator , angle d'incidence , le coefficient de dilatation thermique linéique .
 α' : angle d'aube de stator
 β : angle de flux rotor , $\beta = (\theta - \alpha)$.
 β' : angle d'aube de rotor
 δ : degré de réaction
 c : corde de l'aube
 s : pas ou espacement d'aube
 D : diamètre
 P_m : puissance d'hélice
 t : épaisseur entre aube
 i : incidence d'aube
 c_l : coefficient de portance d'aube
 n : nombre de pale
 S : périmètre
 h/c : allongement relative
 K/h : rapport jeu , hauteur de l'aube
 S/c : rapport pas , corde
 t/c : épaisseur relative
 γ_n : coefficient de perte pour aubage stator
 γ_r : coefficient de perte due au jeu d'extrémité
 γ_p : coefficient de perte du profil
 η_{EA} : rendement entrée d'air
 H : pas de l'hélice , ω

suffixes :

m : moyen
 r : racine, radial
 a : composante axiale , alésage
 e : extérieur
 u : composante rotationnelle .
 s : isentropique
 th_i : thermique à l'alésage
 th_e : thermique à la périphérique
 θ : tangentiel , t : total

SOMMAIRE

Introduction

CHAPITRE I : Généralités sur les turbopropulseurs

1.1 Introduction	
1.2 fonctionnement	1
1.3 Principe de commande	1
1.4 Différents types de turbopropulseurs	1
1.4.1 Les turbopropulseurs à turbine liées	2
Exemple moteur et flotte	3
1.4.2 Les turbopropulseurs à turbine libres	3
Exemple moteur et flotte	4
1.4.3 Les turbopropulseurs à turbine mixte	4
Exemple moteur et flotte	5
1.5 Turbomoteur à turbine libre	6
1.5.1 Configuration	7
1.5.2 Fonctionnement et caractéristiques	7
1.5.3 Avantages et utilisations	8

CHAPITRE II : Fonctionnement hors adaptation de la turbine

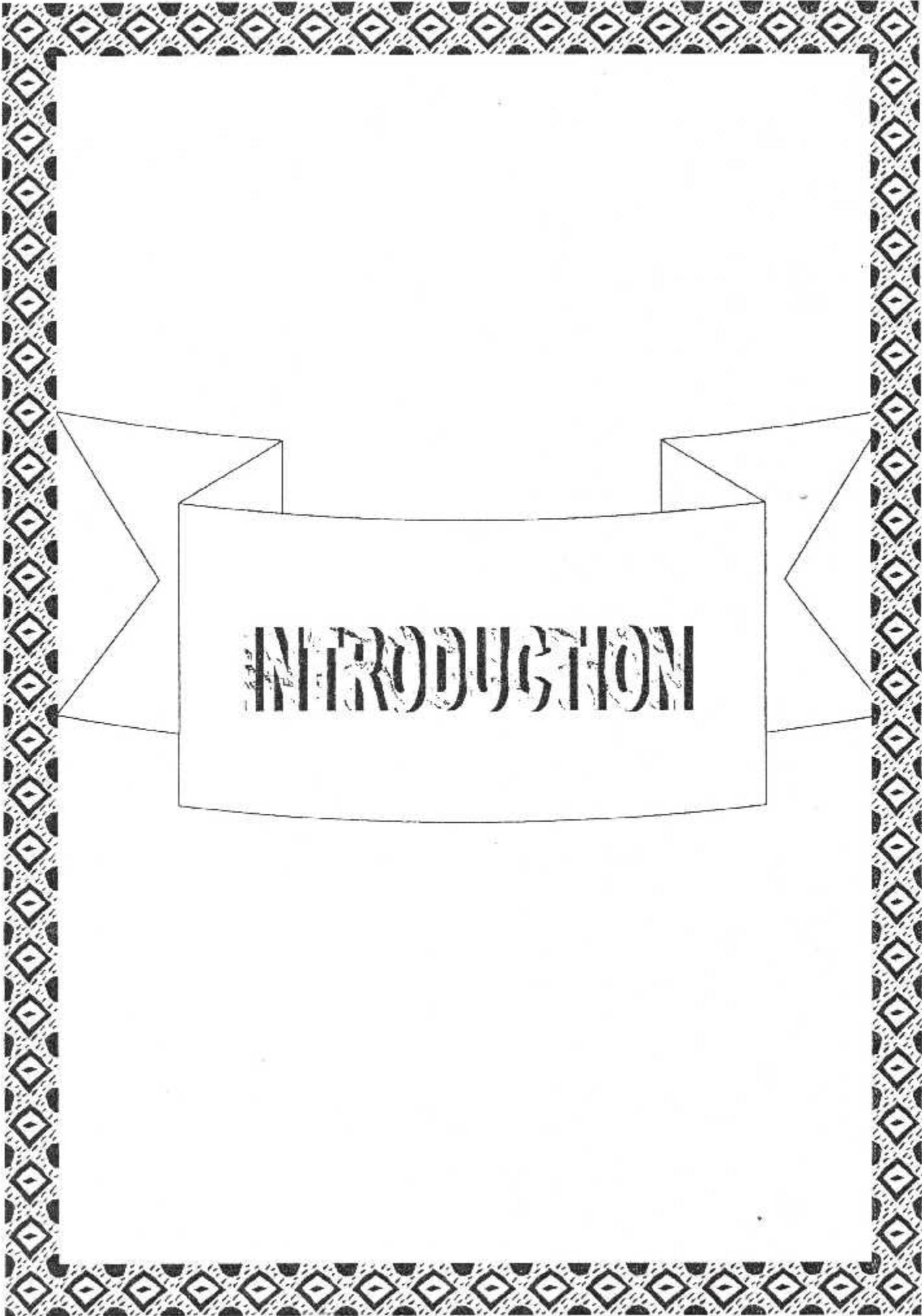
II.1 Introduction	9
II.2 Fonctionnement	9
II.2.1 But	9
II.2.2 Aube et grille d'aubes, étage	9
II.2.3 Diagramme des vitesses	9
II.2.3.1 Principe de fonctionnement de l'étage	10
- Stator	10
- Rotor	11
- Diagramme générale des vitesses dans un étage d'une turbine axial	11
II.3 Etude thermo aérodynamique	12
II.3.1 Equation d' Euler	12
II.3.2 Premier principe de la thermodynamique	13
II.3.3 Les paramètres sans dimension ou de conception	13
- Facteur de charge	13
- Degré de réaction	14
- Coefficient d'écoulement	14
II.3.4 Les angles du turbine	15
II.3.5 Rendement isentropique	15
II.4 Fonctionnement en hors adaptation d'une turbine libre	16
- Champ de la turbine	17
II.4.1 Pa utile (sur la turbine de puissance)	17
II.5 Etude de la résistance	18
II.5.1 Généralités	18
II.5.1.1 Rôle et importance des disque	18
II.5.1.2 Description technologique	18
II.5.1.3 Sollicitation dans un disque	20
II.5.2 Equation général d'un élément de disque plan	20
- Hypothèse	20

-Mise en équation.....	21
-Equation d'équilibre.....	21
-Equation de comptabilité.....	21
-Condition aux limites.....	22
-Expression des conditions aux Limites.....	22
II.5.2.1 Disque d'épaisseur constante.....	23
II.5.2.2 Analyse mono dimensionnelle.....	24
-Avantages.....	25
-Inconvénients.....	25
II.5.2.3 Analyse bi dimensionnelle.....	25
- Modélisation axi -symétrique.....	25
-Avantages.....	26
-Inconvénients.....	26
- Modélisation plane.....	26
-Avantages.....	27
-Inconvénients.....	27
II.5.2.4 Analyse tri-dimensionnelle.....	27
-Exemple de modélisation 3D.....	27
II.5.3 Dimensionnement d'un disque.....	28
- Choix fondamentaux et spécifications techniques.....	28
- Contraintes thermiques dans un disque disque d'épaisseur constant.....	30

CHAPITRE III L'hélice

III.1 Définition.....	31
III.2 Hélice d'avion.....	31
III.3 Fonctionnement aérodynamique.....	32
III.3.1 Traction - couple résistant- rendement.....	33
-Couple élémentaire.....	34
-Puissance élémentaire dépensée.....	34
-Puissance utile recueillie.....	34
III.3.2 Profil à calage fixe.....	36
III.4 Coefficients caractéristiques d'hélice.....	37
III.4.1 Similitude de géométrie.....	37
III.4.2 Similitude de cinématique.....	37
-Rapport des puissances absorbées.....	37
III.4.3 Relation entre les trois coefficients.....	38
-Puissance utile fournie.....	38
-Puissance absorbée.....	38
III.5 Allure des Courbe τ , χ , η en fonction de γ	39
III.6 Les polaires.....	40
III.6.1 Polaire normale.....	41
III.6.2 Polaire de lilienthal.....	41
III.7 Synthèse - Divers mode de fonctionnement.....	41
III.7.1 Lâcher des freins.....	41
III.7.2 Accélération.....	41
III.7.3 Croisière.....	41
III.7.4 Mise en drapeau.....	42
- double avantage.....	42
III.7.5 Reverse.....	42
III.7.6 Moulinet.....	42

III.8 Adaptation de l'hélice.....	45
III.8.1 Hélice à calage variable.....	45
III.8.2 Vibration	46
CHAPITRE IV : Fonctionnement hors adaptation de turbopropulseur	
IV.1 Equations.....	47
- Entrée.....	47
- Compresseur.....	47
- Chambre de combustion.....	48
- Equation mécanique de générateur.....	49
- Puissance utile (sur la turbine de puissance.....	49
- Tuyère.....	50
- Hélice.....	50
IV.2 Diagramme de principe de calcul des performances hors adaptation d'une turbine libre.....	51
CHAPITRE V : Procédure de calcul	
V.1 La turbine.....	52
V.2 Le disque.....	56
V.3 La tuyère.....	58
V.4 Les caractéristique de l'hélice.....	58
- Les mesures géométriques.....	60
- Les angle de calage.....	61
V.6 Les organigrammes.....	62
V.6.1 La turbine.....	62
V.6.2 Le disque.....	63
V.6.3 L'hélice.....	64
CHAPITRE VI : Résultats et interprétations	
VI.1 La turbine	65
VI.2 tuyère.....	65
VI.3 L'hélice.....	65
VI.4 Le disque.....	66
CONCLUSION	
ANNEXES	
ANNEXE 1	
ANNEXE 2	
ANEXXE 3	
NOMACLATURE	
BIBLIOGRAPHIE	



INTRODUCTION

INTRODUCTION

Les turbine des turbomoteurs et des turbopropulseurs sont le siège d'une détente adiabatique qui transforme l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique, il en existe deux types : les turbines axiales et les turbines centrifuges ou radiale.

La vaste majorité des turbines à gaz emploie celles à écoulement axial, en particulier la turbine libre de turbopropulseur, qui se relie avec l'hélice, dont l'étude de fonctionnement hors adaptation de cette partie propulsive fait l'objet de notre projet.

En effet, cette turbine aura à fonctionner dans des conditions très variées du nombre de Mach, d'altitude et de régime, de plus, la géométrie du turbine imposera des contraintes d'ordre aérodynamique qui n'existaient pas au niveau du calcul d'un cycle choisi (adaptation).

Nous allons présenter dans l'ensemble une étude aérothermodynamique globale qui consiste à établir le diagramme caractéristique d'une turbine axial qui englobe différents régimes et cas, traduisant ainsi le fonctionnement en hors adaptation, tout en jouant sur les paramètres du fonctionnement sain de cette turbine, et l'influence de ces conditions sur la tuyère et l'hélice d'un turbopropulseur.

La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur les lois fondamentales de conservation de débit, de la quantité de mouvement et de l'énergie, reliant les différentes caractéristiques de l'écoulement qui traverse la turbine en adoptant l'approche quasi-monodimensionnelle, cependant, quelques courbes et formules empiriques établies sur la base de l'expérience sont utilisées.

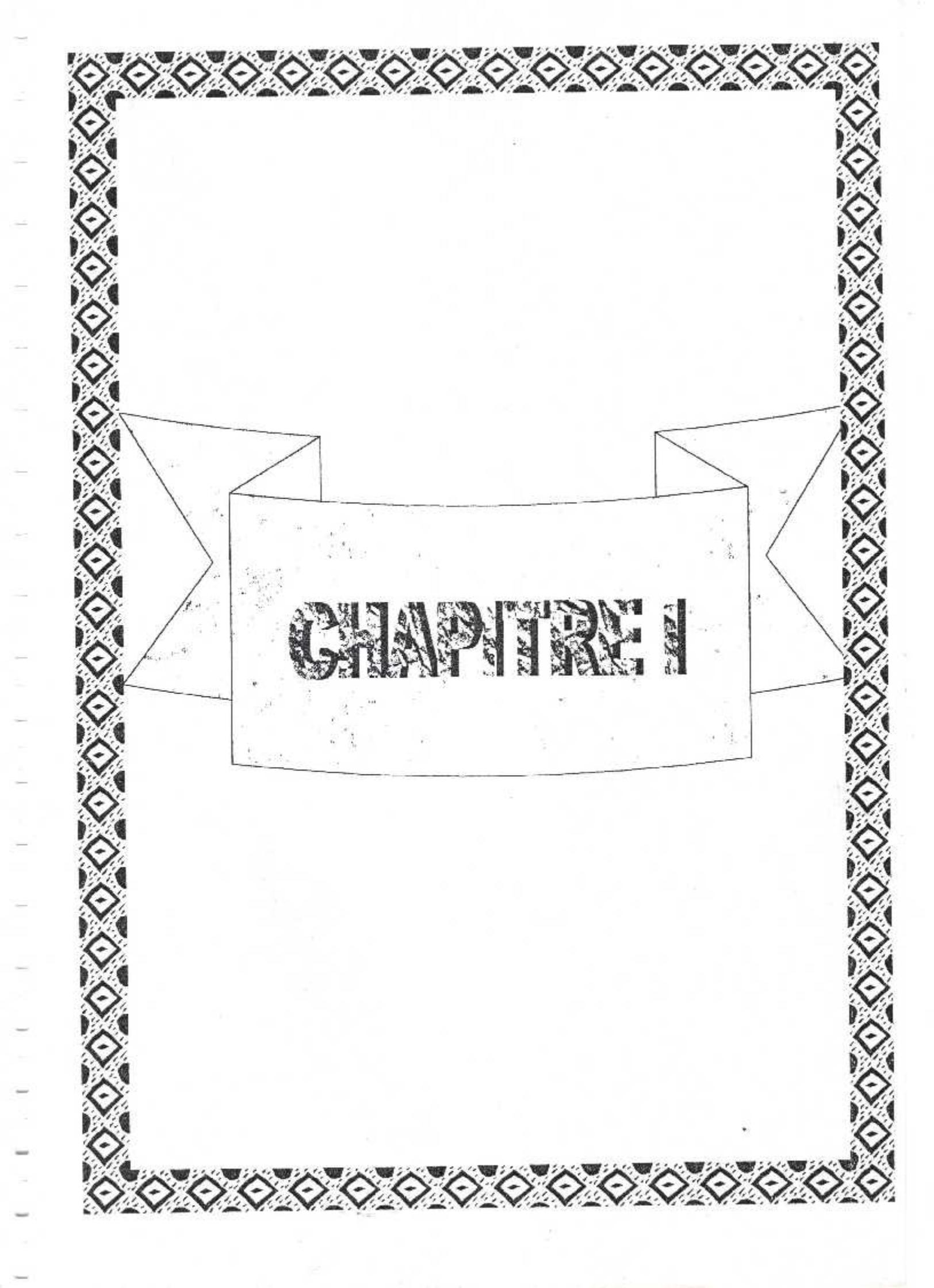
On a présenté dans le premier chapitre des généralités sur les turbopropulseurs, dans le second, le fonctionnement en hors adaptation de la turbine et étude aérothermodynamique, suivit par une étude globale sur les disques, en tenant compte des différentes contraintes qui influent sur la résistance en fonctionnement de celle-ci.

pour le troisième chapitre, j'ai présenté une étude générale sur l'hélice de l'élément de pale jusqu'à leur fonctionnement.

Dans le quatrième chapitre, le fonctionnement en hors adaptation de turbopropulseur avec l'organigramme de calcul des performances hors adaptation de la turbine libre de celui-ci.

Le suivant chapitre, j'ai présenté toute la procédure de calcul, et les formules à appliquer. pour la résolution, j'ai élaboré un programme de calcul qui m'a permis d'avoir des résultats pour une multitude de paramètres, tels que le régime et le nombre de Mach, ainsi j'ai pu interpréter ces derniers, ce qui a fait l'objet du dernier chapitre.

Enfin, la thèse a été clôturée par une conclusion générale évaluant mon modeste travail.



CHAPTER

I - GENERALITES SUR LES TURBOPROPULSEUR

1.1. Introduction :

Rappelons qu'un groupe turbopropulseur est constitué d'une turbine à gaz qui fournit de l'énergie mécanique sur un arbre pour entraîner une hélice.

Le turbopropulseur peut être de type turbine liée ou de type turbine libre. Dans le cas de la turbine libre, la prise de mouvement avant impose un arbre interne co-axiale ou (solution plus rare) un arbre de transmission extérieur.

1.2. Fonctionnement :

Les changements de puissance proviennent des variations de vitesse de rotation et des variations de couple. En général, la plage de vitesse est très étroite (voire unique) et ainsi, les puissances sont déterminées par les variations de couple.

1.3. Principe de commande :

Le couple appliqué dépend de la vitesse d'avancement du propulseur et de l'angle de pas de l'hélice.

La commande du groupe est réalisée par deux régulations : régulation de commande de pas hélice et régulation carburant moteur.

On peut distinguer deux types de commandes : la commande de type conventionnelle et la commande dite non conventionnelle.

- **Dans la commande de type conventionnelle**, la manette de commande détermine la puissance en agissant sur le régulateur de carburant. Le régulateur hélice maintient la vitesse de rotation constante en adaptant le pas hélice (couple résistant) au couple moteur. Ainsi, pour une position manette, on obtient une puissance pratiquement constante.
- **Dans la commande de type non conventionnelle**, la commande de puissance s'effectue par l'intermédiaire du régulateur hélice qui fixe le pas désiré. Le régulateur carburant adapte automatiquement le générateur aux variations de puissance. On obtient ainsi, pour une position manette, une puissance variable qui permet l'adaptation à différentes conditions de vol.
- **Dans les deux cas**, la limitation de température des gaz est possible soit en agissant sur le débit carburant, soit en agissant sur le pas de l'hélice.
- **Signalons que** l'hélice d'un turbopropulseur doit posséder (par rapport à celle d'un groupe moto-propulseur) une vitesse de variation de pas plus rapide et un PMV (pas mini vol) plus bas.

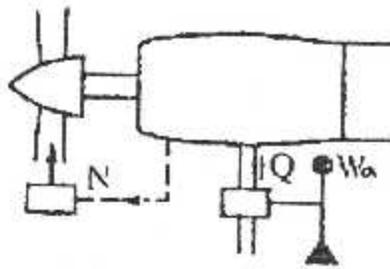


Fig.1.1. Le générateur détermine W_a

Le régulateur hélice maintient
le N constant en adaptant le pas
(puissance constante)

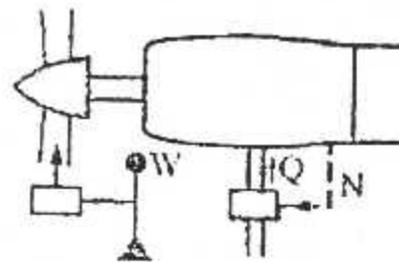


Fig.1.2. La commande de W_a est réalisée par la commande hélice

Le générateur s'adapte
automatiquement par la
régulation de N (puissance variable)

Conventionnel \Leftarrow Commande turbo-prop \Rightarrow Non conventionnel

1.4. Différents types de turbopropulseurs :

Suivant le mode d'accouplement entre les turbines générateur et les turbines de puissance, on distingue trois grandes familles de turbopropulseurs.

1.4.1. Les turbopropulseurs à turbines liées

Sur ce type de moteur, les turbines de prélèvements et celles de générateur sont liées mécaniquement au même arbre comme l'illustre le schéma suivant :

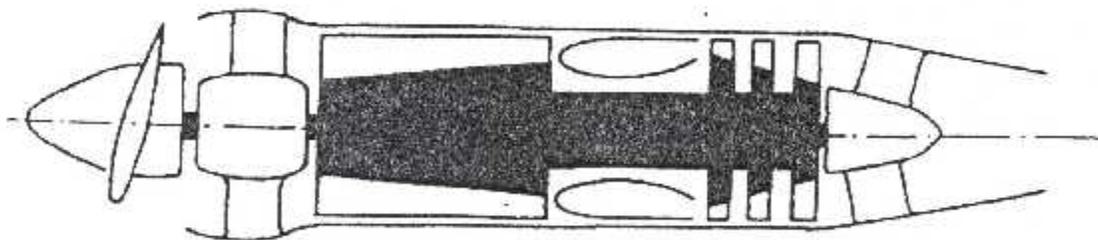


Fig. 1.3. Turbopropulseur à turbine liée.

➤ En régime stabilisé, on peut écrire :
Puissance développée par les étages de turbine = puissance absorbée par le compresseur, le réducteur l'hélice, aux prélèvements (accessoires) prés.

- Soit $N_{L,T}$ le régime de rotation des turbines libres :
- à $N_{L,T} = Cte$, puissance turbine libres = puissance réducteur plus puissance hélice (aux accessoires près)

❖ Exemple moteur et flotte :

- TURBO III du constructeur TURBOMEKA (Turbomoteur) (pour hélicoptère) dont la puissance maximale est de 957 kw/1300 cv) pour un régime générateur de 33450 tTr/min, la turbine libre tournant à 22840 tr/min.
- La famille PT6 du constructeur américain PRATT & WHITNEY, dont les différentes versions de délivrent une puissance comprise entre 680 et 1600 kw pour des régimes hélice voisins de 200 tr/min.
Pour des puissances voisines de 2000 cv, le générateur des gaz peut être double corps, c'est le cas du :
- PW 120 turbopropulseur équipés de turbines libres équipant L'ART 42 et le DASH 8 dont une coupe schématique est fournie ci-dessous

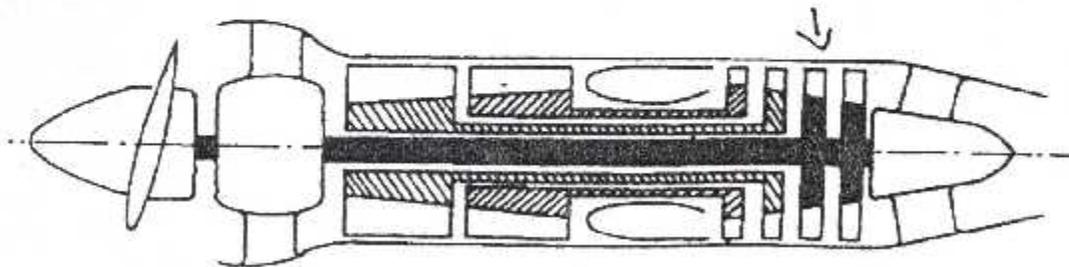


Fig.1.5. Turbopropulseur à turbine libre 'deux étagé'.

- Sur ce moteur, pour chaque corps on peut établir un bilan de puissance :
- Soit HP : à $N_{HP} = Cte \Rightarrow$ puissance TURBO = puissance (COMPHP + ACCESSOIRS).
- Soit BP : à $N_{BP} = Cte \Rightarrow$ puissance TURBO = puissance (COMPBP = puissance COMP BP) + turbines de puissance : à $N_{TL} = Cte \Rightarrow$ puissance TURBO LIBRE + puissance (réducteur + hélice + accessoires hélice).

1-43- Les turbopropulseurs Mixtes

Sur des moteurs, de forte puissance de compresseurs axiaux, il peut être intéressant d'apporter le régime du compresseur basse pression à celui de l'hélice.

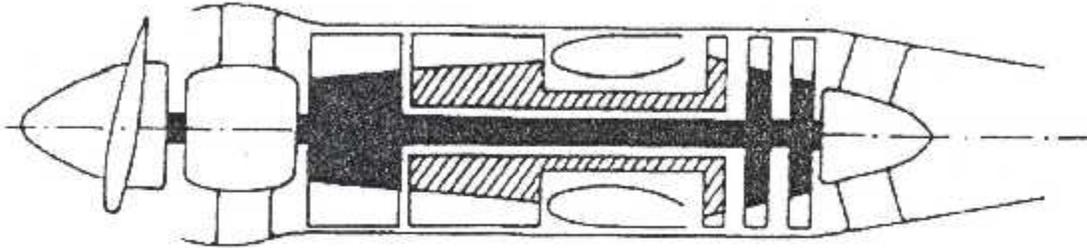


Fig.1.6. Turbopropulseur à turbine mixte.

❖ Exemple moteur et flotte :

TYNE MK II de ROLLS-ROYCE AVIN2 sur le C160 « TRASALL » le Breguet 1180 « ATLANTIC3 et le VANGARD ».

Ce moteur développe une W/a au point fixe 4255 kw (5750 cv) pour un régime générateur haute pression de 17850 tr/min le régime basse pression étant de 15250 tr/min.

1. 5. Turbomoteur a turbine libre :

- Le groupe moteur comprend deux ensembles tournant. Le premier est un générateur de gaz dont le fonctionnement est semblable à celui d'un turboréacteur. Le deuxième (turbine libre ou turbine de puissance) entraîne la prise de mouvement liée au récepteur.
- Les deux ensembles tournent à des vitesses différentes et le générateur a son fonctionnement pratiquement indépendant de la turbine libre et fonction du débit carburant. La turbine libre a son fonctionnement défini par l'équilibre entre l'énergie reçue du générateur et celle prise par le récepteur.

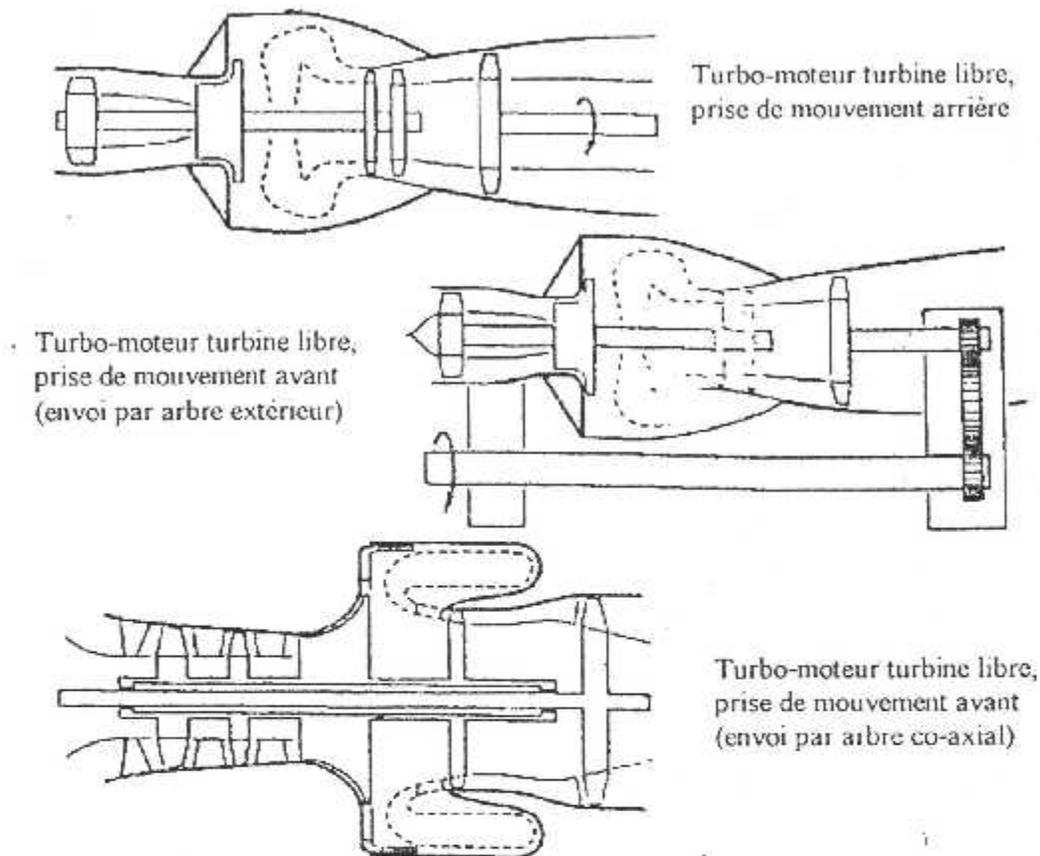
1.5.1 Configurations :

Fig.1.7. configuration des prise de mouvement ^{des turbo-moteur} d'un turbopropulseur.

1-5-2- Fonctionnement et caractéristiques :

- Les caractéristiques se représentent généralement par le diagramme qui porte en abscisse la vitesse réduite de la turbine libre N_2 et en ordonnée la puissance réduite W .
- Sur le diagramme, on trace les courbes correspondant à une vitesse réduite donnée du générateur N_1 . Comme on considère que le fonctionnement du générateur est indépendant de la vitesse de rotation de la turbine libre, la consommation de carburant en est aussi indépendante et les courbes iso vitesses du générateur sont également des courbes iso consommations.

- Le couple sur l'arbre de sortie est fonction décroissante de la vitesse de rotation turbine libre N2. Il est maximum quand la vitesse est nulle. Une limitation de couple maxi s'impose en général en raison des organes mécaniques de transmission de puissance.

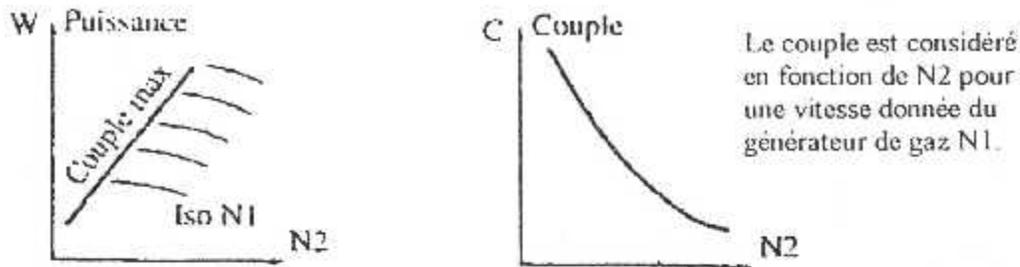


Fig.1.8. Courbes caractéristiques d'une turbine libre

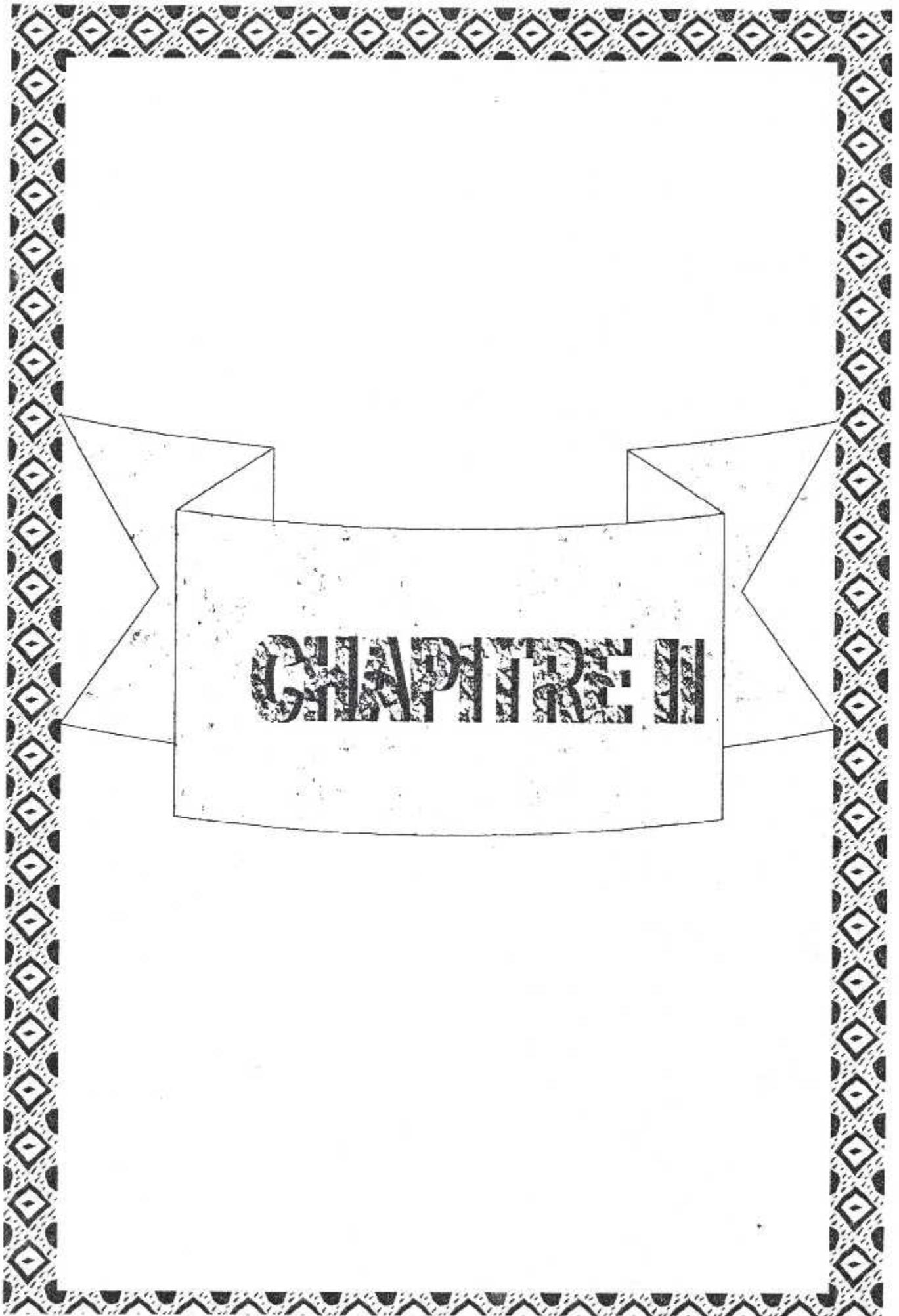
1-5-3 - Avantage et utilisations:

Par rapport à la turbine liée, la turbine libre possède les avantages suivants :

- Plus grande souplesse d'utilisation étant donné que le générateur est indépendant.
- Démarrage plus aisé (il ne faut entraîner que le générateur).
- Possibilité d'emmagasiner de l'énergie.
- Suppression de l'embrayage sur l'hélicoptère.

Cependant, si la prise de mouvement à l'avant est souhaité, cela impose un renvoi par un arbre extérieur ou un arbre de transmission co-axial intérieur.

Par ailleurs, étant donné que l'adaptation s'effectue en faisant varier la vitesse du générateur, le temps de réponse est, en principe, plus long qu'avec une turbine liée. L'adaptation multi-moteur est cependant plus aisée.



CHAPTER III

II. FONCTIONNEMENT HORS ADAPTATION DE LA TURBINE

II.1. Introduction

Dans ce chapitre nous allons procéder à la turbine progressivement ; tout d'abord on étudiera son principe de fonctionnement, puis son fonctionnement hors adaptation, aussi (pour le turbo-propulseur à turbine libre) *une étude sur la résistance.*

II.2 Fonctionnement

Dans cette partie, on définira le principe de fonctionnement d'une turbine.

II.2.1 But

La roue de turbine a pour rôle d'entraîner le mobile auquel elle est attelée ; (roue haute pression pour compresseur haute pression, roue basse pression pour compresseur basse pression). Elle doit en outre fournir la puissance nécessaire à l'entraînement des accessoires (régulateur, pompes, alternateur)

II.2.2. Aubes et grille d'aubes, étage

Les aubes sont des obstacles à profil aérodynamique plongés dans l'écoulement pour en modifier les vitesses et corrélativement faire apparaître des efforts. Elles peuvent être à profil constant (aubes cylindriques) ou à profil évolutif (aubes coniques ou vrillées)

Les grilles d'aubes sont formées en assemblant des aubes identiques déduites les unes des autres par des déplacements géométriques égaux.

L'étage d'une turbomachine est un ensemble de grilles d'aubes capable d'échanger du travail mécanique avec le fluide, et très généralement constitué par une grille mobile dite rotor et une grille fixe dite stator ou distributeur.

II.2.3 Diagramme des vitesses

En nous rappelant qu'un étage de turbine débute contrairement à celui du compresseur par un stator, examinons comment évoluent les vitesses dans l'étage en considérant une section développée à un rayon R de l'étage (Fig. II.1).

- Soit :
- (1) La section d'entrée stator
 - (2) La section commune stator et rotor
 - (3) La section de sortie rotor

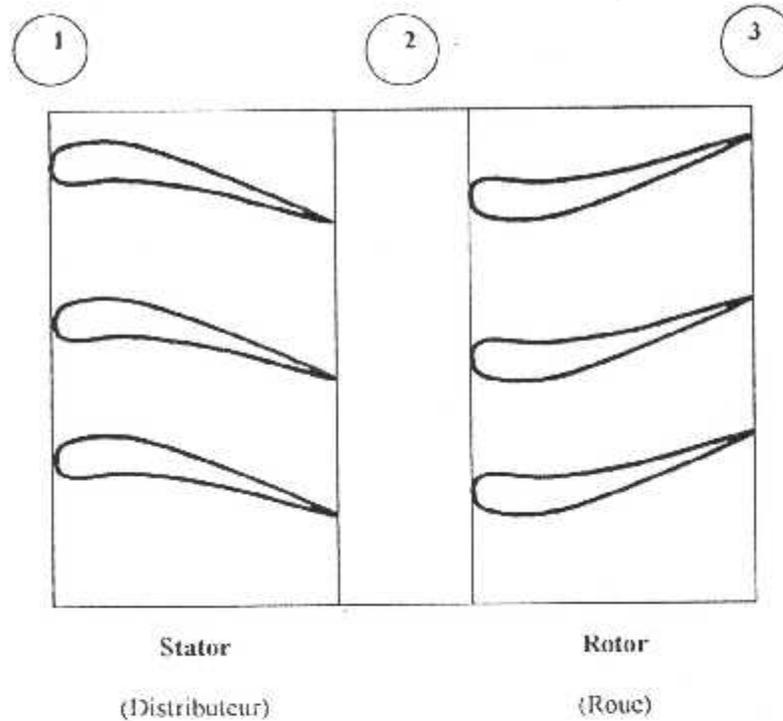


Fig. II.1. Étage d'une turbine axiale

II.2.3.1. Principe de fonctionnement de l'étage

- Stator :

Les filets d'air sortent de la chambre de combustion et attaquent les aubages stator avec la vitesse V_1 parallèle à l'axe longitudinal du moteur. Les canaux du stator étant convergents, les filets d'air sortent du stator avec une vitesse V_2 telle que :

$$|V_2| > |V_1|$$

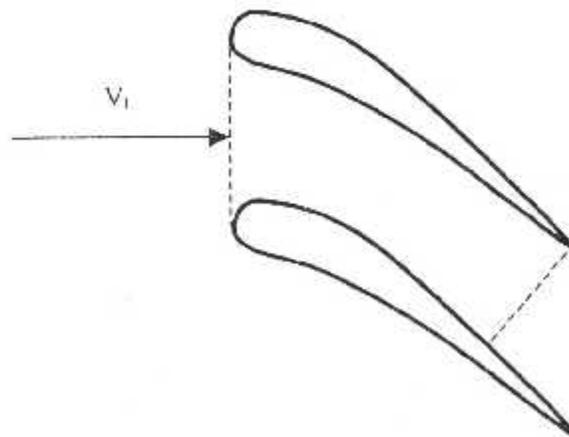


Fig. II.2.

Les sections à prendre en considération sont évidemment les sections perpendiculaires aux vecteurs vitesses (fig. II.2).

• Rotor :

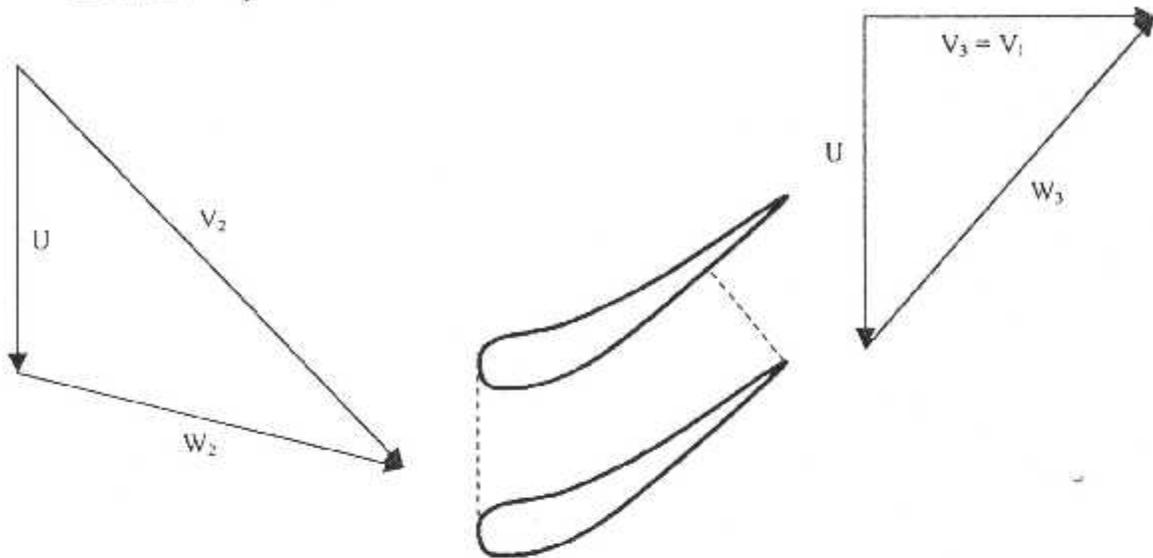


Fig.II.3.

Les filets d'air sortent du stator avec une vitesse absolue V_2 . Le rotor étant animé de la vitesse périphérique U , les filets d'air se présenteront à l'entrée du rotor avec la vitesse relative W_2 telle que $V_2 = U + W_2$. Les canaux du rotor étant à section convergente les filets d'air sortiront du rotor avec la vitesse relative W_3 telle que $|W_3| > |W_2|$. Il y a aussi dans le rotor, il y aura transformation d'énergie de pression en énergie cinétique, donc détente (fig. II.3). Afin d'attaquer l'étage suivant dans les mêmes conditions, ou dans le cas où il n'y aurait qu'un seul étage afin de ramener le vecteur vitesse absolue dirigé parallèlement à l'axe, le constructeur s'arrange en modifiant la déflexion de la roue pour que $V_1 = V_3$.

A la sortie du rotor nous avons :

$$W_3 + U = V_3 = V_1$$

Diagramme général des vitesses dans l'étage d'une turbine axiale

La figure (II.4) représente le diagramme complet d'une turbine axiale :

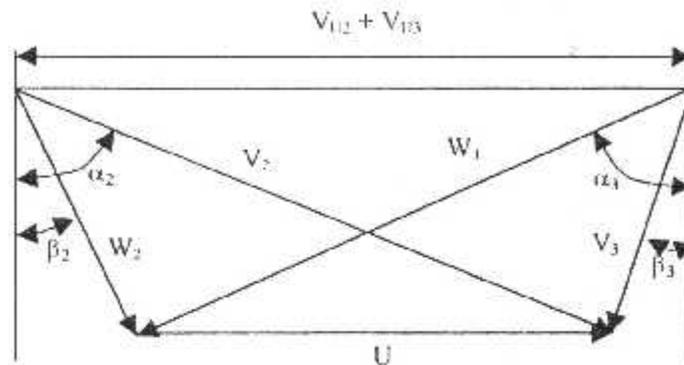


Fig.II.4. Diagramme complet d'un étage d'une turbine axiale

II.3. Etude thermodynamique

II.3.1 Equation d'Euler

Les efforts communiqués par l'écoulement du fluide sur les pièces mobiles sont régis par le théorème des quantités de mouvement. Ce théorème exprime qu'en régime permanent le couple moteur est égal à la variation du moment du débit de quantité de mouvement du fluide par rapport à l'axe lors de la traversée des organes mobiles.

Nous supposons que l'écoulement est permanent, le couple moteur a donc pour valeur :

$$C = D(r_2 V_{u_2} + r_3 V_{u_3}) \dots \dots \dots (II.1)$$

La puissance fournie par la turbine $P_a = CW$

$$P_a = D(U_2 V_{u_2} + U_3 V_{u_3}) \dots \dots \dots (II.2)$$

A partir du triangle de vitesse le rapport de la vitesse de rotation sur la vitesse axiale :

$$\frac{U}{V_a} = \tan \alpha_2 - \tan \beta_2 = \tan \beta_3 - \tan \alpha_3 \dots \dots \dots (II.3)$$

$$P_a = DU V_a (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \dots \dots \dots (II.4)$$

Le travail de l'arbre :

$$W_a = \frac{P_a}{\Omega}$$

$$W_a = UV_a (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \dots\dots\dots (II.5)$$

II.3.2. Premier principe de la thermodynamique

D'après le premier principe de la thermodynamique :

$$\Delta E_t = Q_{ex} + W_{ex} \dots\dots\dots (II.6)$$

$$W_{ex} = W_a - \Delta(PV) \dots\dots\dots (II.7)$$

D'où :

$$\delta Q_{ex} + \delta W_a = dE_t + d(PV) = d(E_t + PV) \dots\dots\dots (II.8)$$

$$\delta Q_{ex} + \delta W_a = dH_t \dots\dots\dots (II.9)$$

Pour un écoulement adiabatique $Q_{ex} = 0$

D'où :

$$\delta W_a = dH_t = Cp dT_t \dots\dots\dots (II.10)$$

$$W_a \Delta H_t = Cp \Delta T_t \dots\dots\dots (II.11)$$

En combinant avec l'équation (II.5) :

$$\Delta T_t = U \frac{V_a}{Cp} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \dots\dots\dots (II.12)$$

ΔT_t : Gradient de température d'étage.

II.3.3 Les paramètres sans dimension ou de conception

L'utilité de dégager des paramètres de fonctionnement commodes se fait sentir d'une part par le constructeur de turbines et d'autres part par l'utilisateur de ces Paramètres :

• **Facteur de charge « ψ »**

On peut déterminer ce facteur en fonction du coefficient calorifique et du gradient de température :

$$\psi = \frac{2Cp \Delta T_t}{U^2} \dots\dots\dots (II.13)$$

En combinant avec l'équation (2.12) on trouve que :

$$\psi = 2 \frac{V_a}{U} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \dots \dots \dots (II.14)$$

• **Degré de réaction**

Exprime la fraction d'expansion dans le rotor, et il est défini en terme de chute d'enthalpie au lieu de chute de pression :

$$\delta = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3} \dots \dots \dots (II.15)$$

Pour : $V_{a2} = V_{a3} = V_a$ $V_3 = V_1$

$$C_p(T_1 - T_3) = C_p(T_{11} - T_{13}) = UV_a (\tan \beta_2 + \tan \beta_3)$$

$$\begin{aligned} C_p(T_2 - T_3) &= \frac{1}{2} (W_3^2 - W_2^2) \\ &= \frac{1}{2} V_a^2 (\cos^2 \beta_3 - \cos^2 \beta_2) - \frac{1}{2} V_a^2 (\tan^2 \beta_3 - \tan^2 \beta_2) \end{aligned}$$

Ainsi :

$$\delta = \frac{V_a}{2U} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) \dots \dots \dots (II.16)$$

• **Coefficient d'écoulement**

C'est un rapport entre la vitesse axiale et la vitesse de rotation :

$$\phi = \frac{V_a}{U} \dots \dots \dots (II.17)$$

On peut aussi écrire en fonction du coefficient d'écoulement le degré de réaction et le facteur de charge comme suit :

$$\psi = 2\phi (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \dots \dots \dots (II.18)$$

$$\delta = \frac{\phi}{2} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2) \dots \dots \dots (II.19)$$

II.3.4 Les angles De la turbine

D'après les deux équations précédentes (II.18), (II.19) et en combinant entre eux on trouve les angles d'entrée et de sortie du stator, rotor :

$$\tan \beta_2 = \frac{1}{2\phi} \left(\frac{1}{2} \psi - 2\delta \right) \dots\dots\dots (II.20)$$

$$\tan \beta_3 = \frac{1}{2\phi} \left(\frac{1}{2} \psi + 2\delta \right) \dots\dots\dots (II.21)$$

$$\tan \alpha_2 = \tan \beta_2 - \frac{1}{\phi} \dots\dots\dots II.22)$$

$$\tan \alpha_3 = \tan \beta_3 + \frac{1}{\phi} \dots\dots\dots (II.23)$$

II.3.5 Rendement isentropique

$$\eta_s = \left(\frac{h_{11} - h_{13}}{h_{11} - h_{13}} \right)_s = \left(\frac{T_2 - T_{13}}{T_{11} - T_{13}} \right)_s \dots\dots\dots (II.24)$$

On définit les coefficients de pertes λ_N , λ_R du stator et rotor respectivement comme suit :

$$\lambda_N = \frac{T_2 - T_{2s}}{\left(\frac{V_2^2}{2C_p} \right)} = \frac{T_2 - T_{2s}}{T_{12} - T_2} \dots\dots\dots (II.25)$$

$$\lambda_R = \frac{T_3 - T_{3s}}{\left(\frac{W_3^2}{2C_p} \right)} = \frac{T_3 - T_{3s}}{T_{13} - T_3} \dots\dots\dots (II.26)$$

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \left[\frac{\lambda_R \left(\frac{V_3^2}{2C_p} \right) + \frac{T_3}{T_2} \lambda_N \left(\frac{V_2^2}{2C_p} \right)}{T_{11} - T_{13}} \right]} \dots\dots\dots (II.27)$$

Pour un gaz parfait on donne l'équation d'état sous la forme :

$$\frac{p}{\rho} = rT$$

La célérité du son est donnée par

$$a = (\gamma RT)^{\frac{1}{2}}$$

Le nombre de Mach est donné par

$$M = \frac{V}{a}$$

Ainsi que les paramètres générateurs par :

$$\frac{T}{T_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-1}$$

$$\frac{p}{p_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{\rho}{\rho_t} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

II.4 Fonctionnement en hors adaptation d'une turbine libre

La détente à travers les turbines est caractérisée par :

- Le taux de détente.
- La chute de température.
- Les vitesses.
- Le couple (qui dépend du débit de gaz et de la variation d'énergie)
- Le rendement.

II.4.1 Champ de la turbine (fig. VI.1)-(Fig. II.5)

$$\left. \begin{aligned} 2 - D_{r,6} &= f \left(\frac{P_6}{P_2}, \frac{N_{II}}{\sqrt{T_6}} \right) \\ \eta_{II} &= g \left(\frac{P_6}{P_2}, \frac{N_{II}}{\sqrt{T_6}} \right) \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{champ} \\ \text{turbine} \\ \text{libre} \end{array} \dots\dots\dots (II.28)$$

II.4.2. La Puissance utile (sur la turbine de puissance)- (Fig.IV.1)

$$- \frac{Pa}{P_2 \sqrt{T_2}} = \frac{DCP_{II}}{P_2 \sqrt{T_2}} (1 + \alpha)(T_5 - T_2) \dots\dots\dots (II.29)$$

$$- \Delta H/T_6 = \left(\frac{u}{\sqrt{T_6}} \right)^2 \frac{tg \alpha_2 / \beta_2}{1 - tg \alpha_2 / tg \beta_2} \left[1 + \left(\frac{W_3}{W_2} \right) \frac{COS \beta_3}{COS \beta_2} \right] \dots\dots\dots (II.30)$$

- La représentation des champs de turbine est plus variée que celle des compresseurs.

Le débit réduit à l'entrée Le diagramme de fonctionnement des turbines peut se représenter par différentes courbes faisant intervenir des variables réduites . Le débit réduit à l'entrée , fixé par la section de distributeur dépend de la vitesse de rotation à même P_7/p_6

Une pratique courante consiste , pour écarter les iso-vitesses et pouvoir tracer des iso-rendements, à représenter p_7/p_6 , ou ce qui est équivalent $(\Delta H/T_6)(N/T_6^{1/2})$. ΔH est la variation D'enthalpie totale à la traversée de la turbine . le champ de turbine est limité vers les $\Delta H/T_6$ élevé par La limite de puissance qui correspond à la charge maximale que peut fournir la turbine.

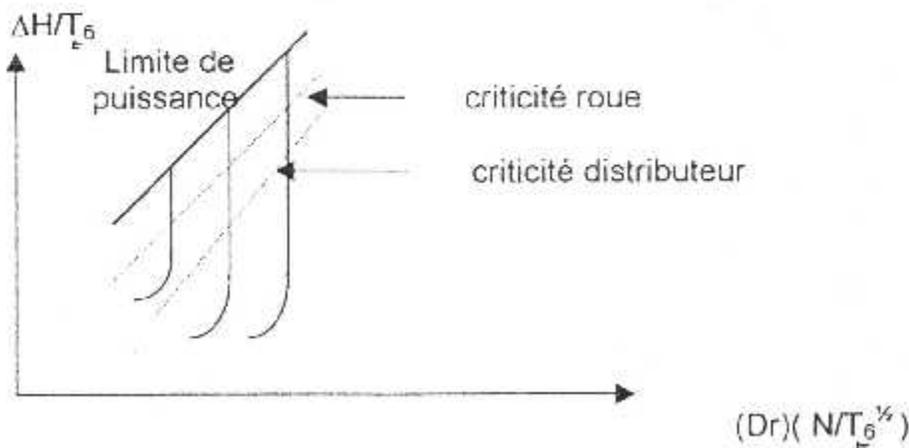


Fig.II.5 . champ de la turbine

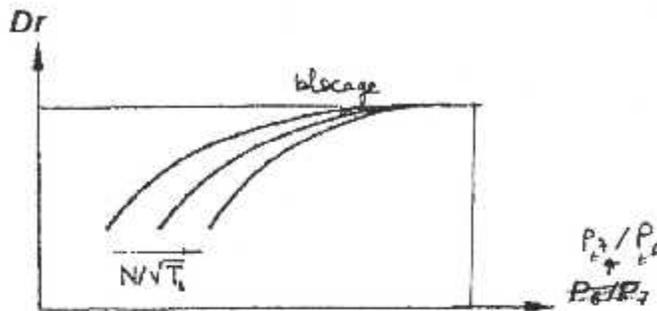


Fig.II 6. Diagramme caractéristique d'une turbine axiale

II.5 Etude de la résistance

II.5.1 Généralités

II.5.1.1. Rôle et importance des disques

Dans les turbomachines, les disques sont les pièces qui retiennent les aubes. Leur(s) assemblage(s) constitue(s) le (ou) les rotor(s). La rupture d'un disque représente un des risques les plus graves pour la sécurité de l'appareil.

- Sous l'effet du champ centrifuge, un disque qui rompt, éclate en plusieurs fragments. Ces derniers sont autant de projectiles perforant capables, du fait de leurs très grandes énergies cinétiques, de percer plusieurs dizaines de millimètre de blindage en acier.
- Les aubes libérées risquent également de provoquer d'importants dégâts.
- Enfin, suivant la position du disque, compresseur et turbine, peuvent se retrouver désolidarisés avec pour conséquence un risque d'éclatement pour l'ensemble du moteur.

II.5.1.2. Description technologique

Suivant sa situation dans le moteur, l'intensité du champ centrifuge, la force des aubes et leur nombre, un disque peut prendre diverses formes.

D'une façon général, il comporte :

- ❖ A l'extérieur, une zone de transition au jante qui assure la transition entre l'ensemble discret constitué des aubes et le reste du disque qui est axisymétrique.

- ❖ Au rayon intérieur, un alésage qui permet le passage d'un arbre ou de tout autre conduit dans l'axe du moteur, on distingue les zones suivantes :

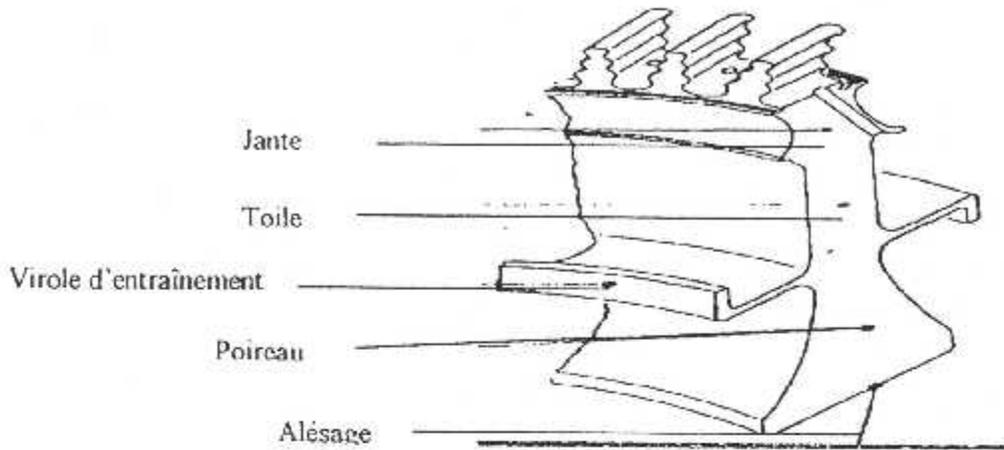


Fig.II.7. description d'un disque

La liaison entre disques est, soit assurée par des boulons, soit obtenue par soudure. Quelques exemples :

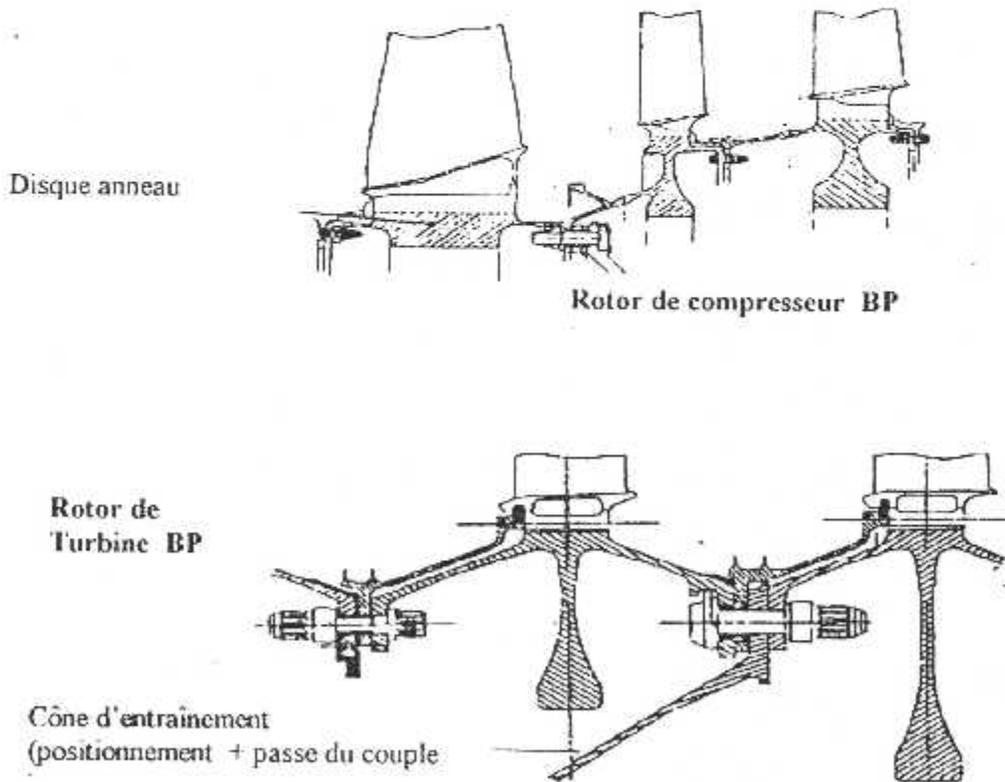


Fig .II. 8. Liaisons entre disques

II.5.1.3. Sollicitations dans un disque:

- Un disque est essentiellement soumis aux efforts centrifuges générés par les aubes et par sa propre masse. Aux contraintes induites par ces efforts d'origine mécanique peuvent se superposer des contraintes thermomécaniques entre l'alésage et la jante.
- Ces sollicitations sont fonctions du régime moteur et de son état thermique, tout mouvement de manette modifiera l'état des contraintes à l'intérieur du disque. Ce sont ces modulations qui créent la principale source d'endommagement des disques.
- Aux contraintes statiques (c-à-d. correspondant à un état thermomécanique du moteur) peuvent se superposer des contraintes d'origine vibratoire, difficiles à prévoir mais qu'il convient de caractériser et de qualifier durant la phase de développement.

II.5.2 Equation général d'un élément de disque plan

❖ Hypothèse

Disque: -disque axisymétrique possédant un plan de symétrie orthogonal à son axe de symétrie.

- épaisseur du disque faiblement variable suivant le rayon.

Chargement: -axe de rotation confondu avec l'axe de symétrie.

- charges extérieures uniformément réparties et variables.

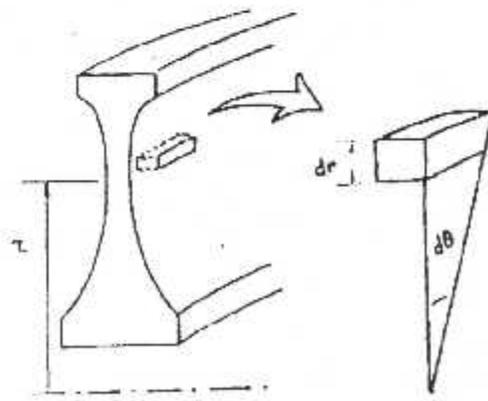
- état isotherme. Le cas du disque soumis à un gradient thermique.

RDM: -élasticité linéaire

- état de contraintes planes, justifié pour des épaisseurs faibles ou modérées comparées au rayon. La contrainte normale au plan du disque nulle sur les deux faces, est supposée négligeable dans l'épaisseur.

❖ Mise en équation

Isolons un élément de disque de hauteur dr et d'angle au centre $d\theta$.

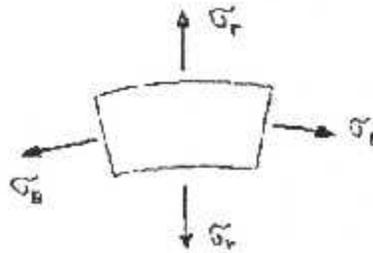


Soit σ_r et σ_θ les contraintes normales aux faces de l'élément de référence suivant la convention ci-jointe.

On appellera :

σ_r : contrainte radiale.

σ_θ : contrainte tangentielle.

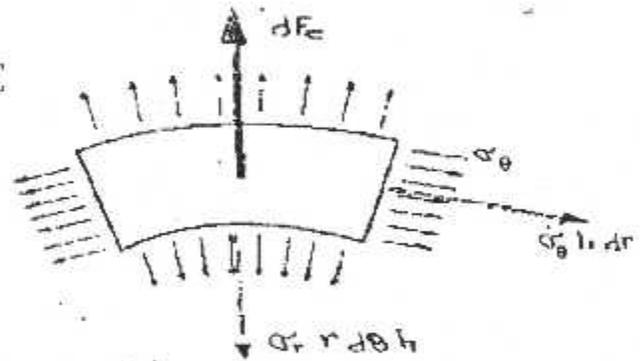


La mise en équation du problème d'élasticité implique l'écriture de 2 équations :

- Une équation d'équilibre.
- Une équation de comptabilité des déplacements

• **Equation d'équilibre : (Annexe 2)**

$$\frac{d}{dr}(\sigma_r \cdot r \cdot h) = h(\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2) \quad \dots (II.31)$$



• **Equation de comptabilité : (Annexe 2)**

$$(1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} \right) = 0 \quad \dots (II.32)$$



❖ **Conditions aux limites**

L'intégration du système d'équations différentielles établi au paragraphe précédent :

$$\frac{d}{dr}(\sigma_r \cdot r \cdot h) = h(\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2)$$

$$(1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} \right) = 0$$

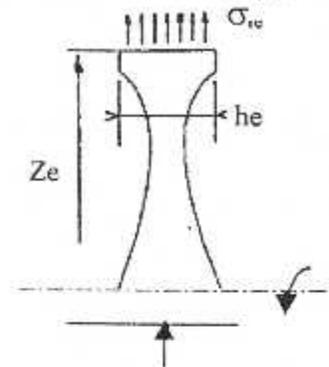
permet de calculer, en tout point du disque, la contrainte tangentielle et la contrainte radiale. Comme tout système de deux équations différentielles à deux inconnues, la solution est donnée à 2 constantes près, déterminées par les conditions aux limites.

- **Expression des conditions aux limites**

- au rayon extérieur : la contrainte radiale est superposée uniforme et donnée par le rapport entre la somme des efforts radiaux appliqués au disque et la surface circonférentielle :

$$\sigma_{r_e} = \frac{\sum \text{effort radiaux}}{2 \cdot \pi \cdot r_e \cdot h_e}$$

- au rayon intérieur : 2 cas se présentent :



- Si le disque est alésé, la condition aux limites est donnée par l'expression de la valeur de la contrainte radiale, nulle en générale, mais qui peut être différent de zéro si une pression est exercée : $\sigma_r = 0$ ou $\sigma_r = -p$ (pression des gaz ou pression d'une frette).
- Si le disque est non alésé (disque plein) la condition aux limites s'exprime par le fait que sur l'axe, l'axi-symétrie impose l'égalité entre la contrainte tangentielle et la contr

II.5.2.1 Disque d'épaisseur constant

Le système à intégrer est donc : (Annexe 2)

$$\begin{cases} \frac{d}{dr}(\sigma_r \cdot r \cdot h) - h(\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2) = 0 \\ (1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} = 0 \end{cases}$$

avec $h = \text{Cte.}$

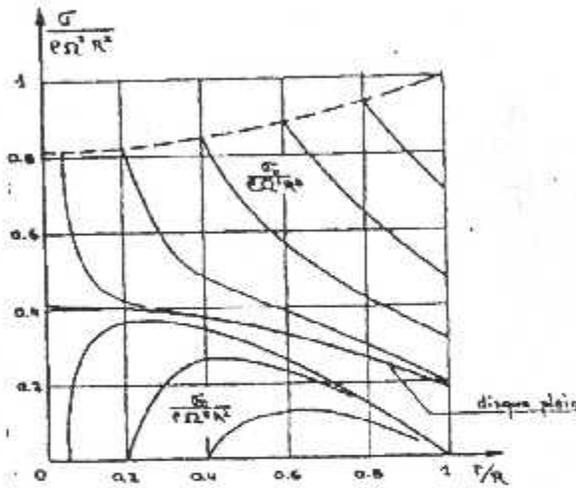
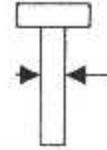


Figure II.9

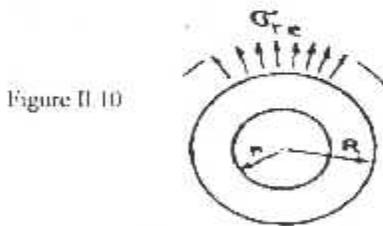
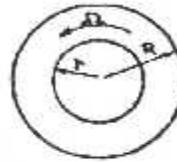
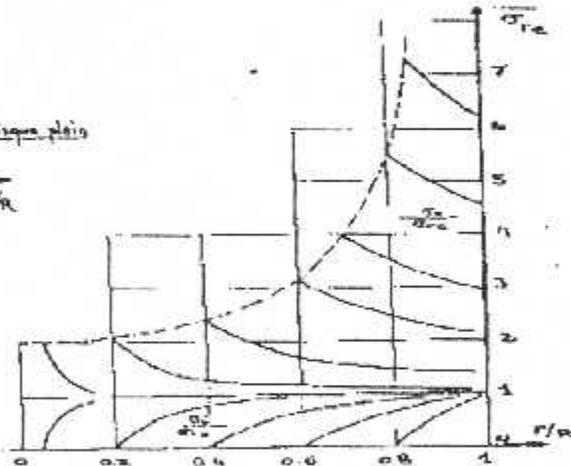


Figure II.10



- Contraintes dues à un chargement purement centrifuge (fig.II.9).
- contraintes dues à une charge extérieure pure (fig.II.10).

Dans le cas du chargement centrifuge, il est intéressant de noter que :

- Les contraintes sont toujours inférieures à celle qu'aurait un anneau de rayon r_e et tournant à la même vitesse.
- Dans le disque plein, les contraintes maximales à l'alésage, ne valent que 41 % de cette référence.

- La contrainte maximale pour un disque alésé est la contrainte tangentielle à l'alésage, celle-ci diminuant avec la diminution du rayon d'alésage. Elle a pour valeur :

$$\sigma_{\theta} = \left[\frac{3+\nu}{4} + \frac{1-\nu}{4} \frac{r_a^2}{r_c^2} \right] \rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2 \dots\dots\dots(II.33)$$

- Le cas limite de l'alésage uniformément petit conduit à une contrainte double de celle du disque plein. C'est comme si percer un trou entraînait, quelle que soit sa taille, un facteur de forme d'au moins 2.

Dans le cas d'une charge extérieure on retrouve les mêmes tendances avec toutefois une amplification des phénomènes aux rapports de moyen élevés. En effet lorsqu'on se rapproche de l'anneau, la contrainte tangentielle devient inversement

proportionnelle à l'épaisseur restante $\left(\sigma_{\theta} \approx \frac{\sigma_{r_e} \cdot r_e}{r_e - r_a} \right)$. Rappelons que dans ce cas, la

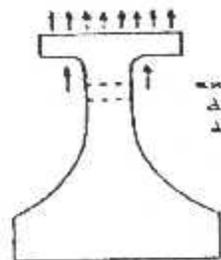
charge extérieure reste fixe quand la section diminue alors que dans le cas du chargement centrifuge, la force centrifuge diminue avec la section, la contrainte tendant vers la limite $\rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2$.

II.5.2.2 Analyse mono-dimensionnelle.

Les efforts autres que ceux des aubes modélisés sous formes de charges linéaires "latérales" réparties

uniformément le long de la circonférence correspondant à leur rayon d'application.

L'équation d'équilibre devient alors au rayon considéré :



Ex : effet centrifuge des boulons de fixations de la virale d'entraînement

$$\frac{d}{dr} (\sigma_r \cdot r \cdot h) - h (\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2) + q = 0 \dots\dots\dots (II.34)$$

↑
terme supplémentaire.

- **Avantages :**
- Mise en œuvre rapide ne nécessitant qu'un micro-ordinateur.
- Jugement possible sur le profil de répartition des contraintes radiales et tangentiels.
- Calcul de la contrainte moyenne .
- Indication rapide de la valeur des contraintes en dehors des zones de concentration de contrainte ex : σ_θ à l'alésage.
- **Inconvénients :**
- Pas d'indication sur la valeur des contraintes locales aux endroits de concentration de contrainte.
- Pas valable pour tout chargement qui conduit à la flexion du disque.

II.5.2.3 Analyse bi-dimensionnelle.

Elles ont en général recours à des méthodes numériques type éléments finis ou équations intégrales.

2 modélisations possibles :

- **Modélisations axi-symétrique**

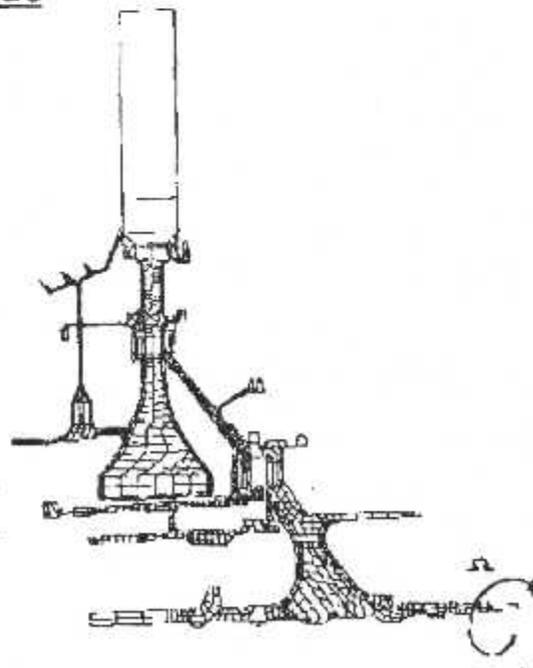


Fig.II.11.Ex : disque de turbine BP
Analyse élastique ou élastoplastique.

• **Avantages :**

- ✧ Prise en compte des chargements et déformations de flexion.
- ✧ Accès aux contraintes axiales (non négligeables pour des disques épais plus particulièrement en présence de gradients thermiques).
- ✧ Possibilité de modéliser l'assemblage de plusieurs disques.

• **Inconvénients :**

- ✧ Prise en compte des trous axiaux, radiaux, attaches axiales ... délicate et imparfaite.
- ✧ Accès aux contraintes locales non possible.

▪ **Modélisations plane**

Le calcul est mené soit en état de déplacement plane soit en état de contraintes plane (cas le plus général). Les résultats diffèrent suivant l'hypothèse retenue

Ex : Fond d'alvéole de disque de compresseur

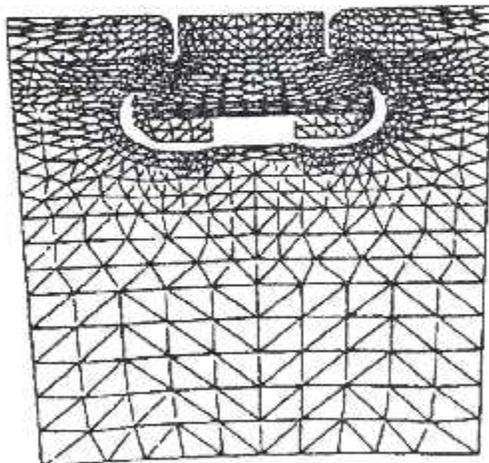


Fig. II.12. Modèle éléments finis

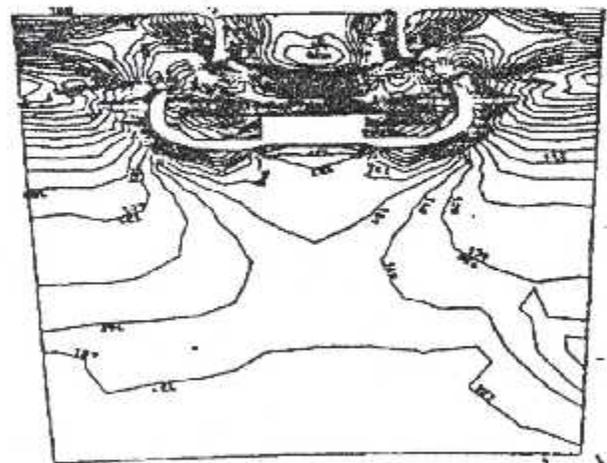
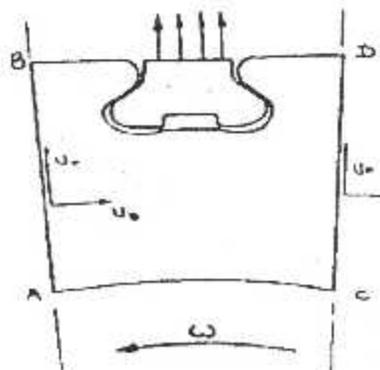


Fig II.13. Mise en évidence des concentrations de contrainte



Conditions de calcul :

- 1- Centrifuge disque + effort radial aube
 - * glissement à l'interface aube/disque.
 - * glissement le long des plans de symétrie AB. et CD ($U_n=0$)
- 2- Moment flexion aube
 - * glissement à l'interface aube/disque
 - * répétitivité cyclique entre AB et CD

- **Avantages :**

- ✓ Permet l'étude des facteurs de forme autour des attaches de type axial, trous axiaux, festons
- ✓ Combinée à la modélisation axi-métrique , permet d'avoir une assez bonne approximation des contraintes locales.
- ✓ Bonne prise en compte des efforts générés par les aubes dans le cas d'attaches de type axial.

- **Inconvénients :**

- ✓ Etat de contrainte plan ou de déformation plane
- ✓ Inapte aux accidents de forme de type bossage trous radiaux ou inclinés.

II.5.2.4 Analyse tri-dimensionnelle:

Elle utilise des méthodes numériques de type éléments finis ou équations intégrales. C'est l'analyse qui permet d'étudier tout type de configuration d'assemblage et d'avoir accès aux contraintes locales élastiques quelle que soit la géométrie.

Son inconvénient réside dans son coût de mise en œuvre, de calcul et de dépouillement. Elle nécessite de puissants moyens de calcul et de traitement.

secteur de disque soufflante avec modélisation du pied de l'aube.

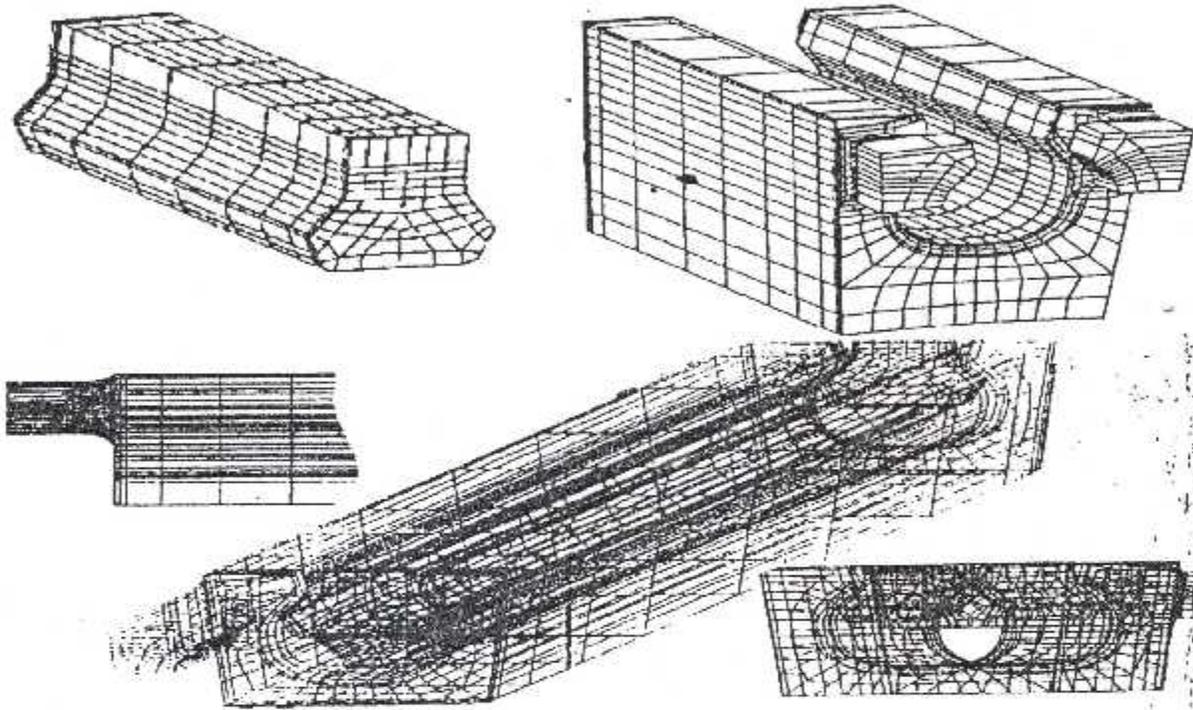


Fig.II.14.Exemple de modélisation 3D

II.5.3 Dimensionnement d'un disque

- **Choix fondamentaux et spécifications techniques**

Dans la pratique, le mécanicien chargé du dimensionnement d'un disque se voit imposer des spécifications qui lui fixent les objectifs de durées de vie et de temps entre révision, les marges vibratoires, les règlements à satisfaire ... et des choix fondamentaux attachés au projet étudié.

Parmi ces derniers, citons :

- ✓ La vitesse de rotation maximale.
 - ✓ Le rayon intérieur de veine.
 - ✓ Le nombre d'aubes, leurs corde
- } Choix aérodynamiques
- ✓ Les circuits de ventilation qui conditionnent les températures prises par le disque et les gradients thermiques auxquels il sera soumis.
 - ✓ Le (ou des) matériaux (x) en fonction d'un schéma industriel de production, d'un souci d'uniformisation avec d'autres moteurs...
 - ✓ L'architecture moteur : passage d'un arbre à l'intérieur du rotor, plan de démontage Etc ...

Le rôle du mécanicien est donc d'optimiser la géométrie du disque (et conjointement celle des aubes) pour parvenir à une conception "saine" avec le minimum de masse.

Nous nous limiterons à ce en exposer les points essentiels. Et d'abord commençons par préciser ce que l'on entend par conception mécanique "saine" : c'est une conception où :

- La durée de vie, pour des conditions d'utilisation spécifiées, est vérifiée. Cela suppose par conséquent la prise en compte :
 - ↙ De l'endommagement par fatigue oligocyclique et par fluage si nécessaire.
 - ↙ La maîtrise des phénomènes vibratoires en prenant des marges vis à vis des coïncidences fréquentielles et en se réservant une amplitude de contrainte admissible.
 - ↙ L'absence d'instabilité de type flambement ...
- L'utilisation du moteur peut être maintenue égale à celui qui s'écoule entre 2 révisions avec des défauts d'usinages, des criques ... dont la nature où/et la taille n'aurait pas permis une détection lors des contrôles qui précèdent le montage de la pièce sur moteur.
- La pièce reste intégrée même lors de fonctionnements anormaux du moteur tels que survitesse, sur-température, balourd dynamique ...

Cette liste est non limitative et le talent de l'ingénieur réside dans son aptitude à imaginer les phénomènes physiques qui peuvent entacher les conclusions de son approche et remettre ainsi en cause le dimensionnement qu'il vient d'effectuer.

❖ **contraintes thermiques dans un disque**

Reprenons les équations pour un disque plan, d'épaisseur h faible devant le rayon extérieur de façon à se déplacer dans l'hypothèse de contraintes planes.

L'équation d'équilibre qui traduit l'égalité entre les efforts appliqués à un petit élément de hauteur (dr) et Les réactions dues aux contraintes internes demeure inchangée, à savoir :

$$d/dr (\sigma_r h) = h (\sigma_\theta - \rho \Omega^2 r^2)$$

ρ : Masse volumique

Ω : vitesse de rotation

Les équations de compatibilité qui traduisent les relations entre le déplacement radial et les allongements respectivement suivant la circonférence et une radiale sont également inchangées.

Soit en appliquant la loi de HOOK-DUHAMEL :

$$du/dr = \zeta_r = (\sigma_r - \sigma_\theta) / E + \alpha(T - T_0)$$

$$U/r = \zeta_\theta = (\sigma_\theta - \sigma_r) / E + \alpha(T - T_0)$$

$$(1 + \gamma) (\sigma_\theta - \sigma_r) / E + r d/dr [(\sigma_\theta - \gamma \sigma_r) / E + \alpha(T - T_0)] = 0 \dots\dots\dots (II.35)$$

le système à résoudre est donc le suivant :

$$(1 + \gamma) (\sigma_\theta - \sigma_r) / E + r d/dr [(\sigma_\theta - \gamma \sigma_r) / E] = -r d/dr [\alpha(T - T_0)] \dots\dots\dots (II.36)$$

$$d/dr (\sigma_r h) = h (\sigma_\theta - \rho \Omega^2 r^2) \dots\dots\dots (II.37)$$

Il s'agit d'un système linéaire dont peut dissocier les effets thermiques des autres chargements.

Etudions donc le cas où $\Omega = 0$:

On constate que σ_θ et σ_r sont nuls si et seulement si $d/dr [\alpha(T - T_0)]$ Autrement dit si $T = cte$ puisque α peut être considéré comme constante dans une plage qui pour les matériaux conventionnels s'étend sur plusieurs centaines de degrés.

❖ **disque d'épaisseur constant:**

$h = cte$ pour simplifier l'écriture $T_0 = 0$.

Le système à résoudre devient (Annexe 2)

$$D/dr (r \sigma_r) = \sigma_r$$

$$(1 + \gamma) (\sigma_\theta - \sigma_r) / E + 1/r d/dr [\sigma_\theta - \gamma \sigma_r + E \alpha T] = 0 \dots\dots\dots (II.38)$$

Avec les conditions aux limites suivantes :

$\sigma_{re} = 0$ au rayon extérieur Re

$\sigma_{ri} = 0$ à l'alésage de rayon Ri ($Ri \neq 0$)

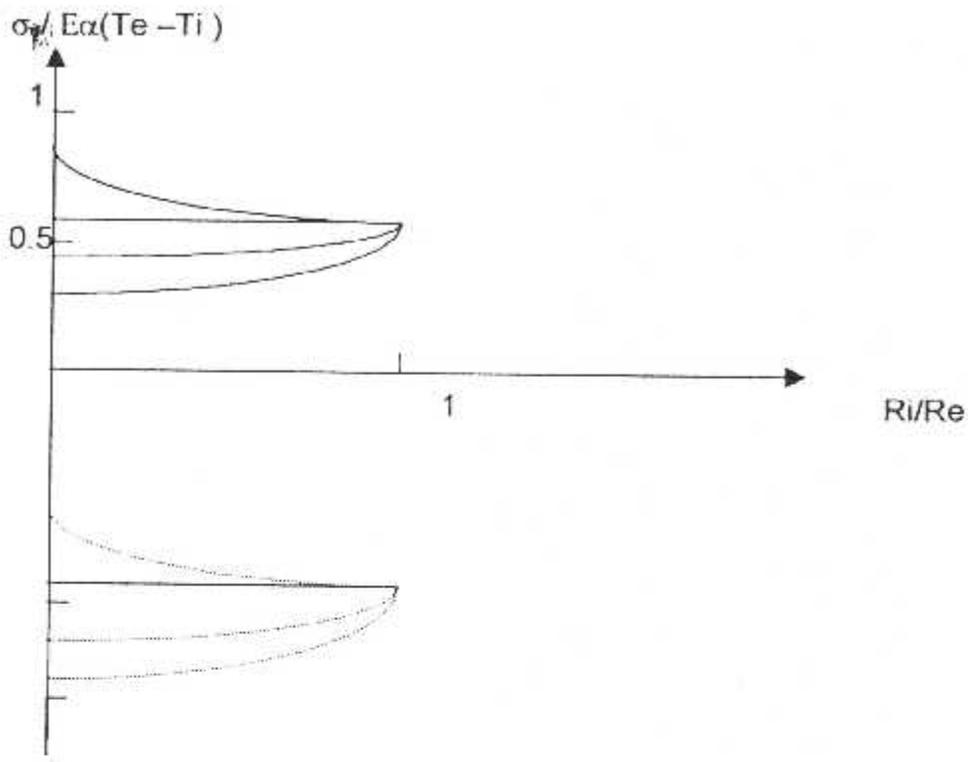
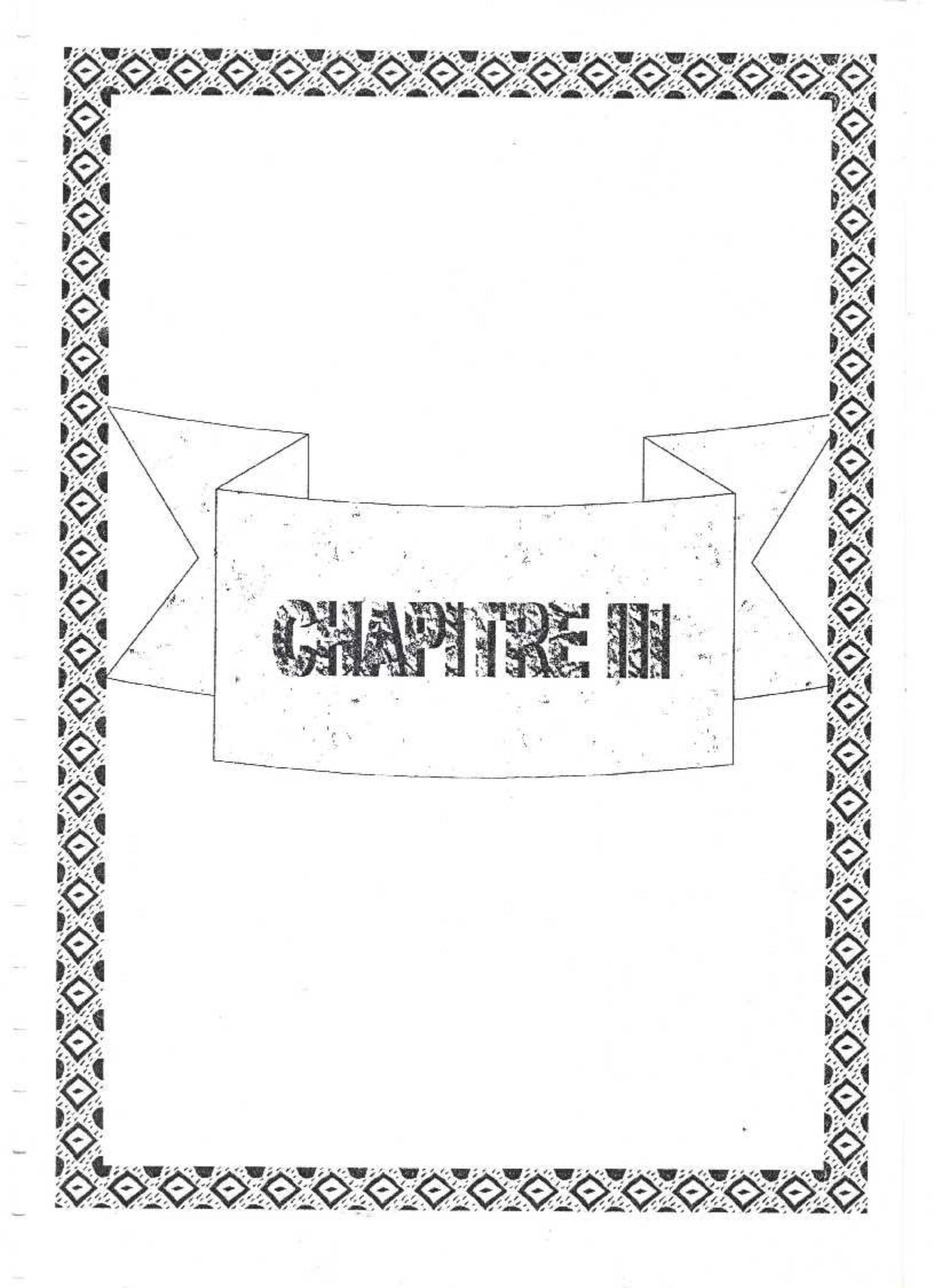


Fig . II.15. Variation du contrainte thermique en fonction de rayon

D'où :

$$\sigma_{thi} = E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) [2 / (1 - Ri/Re)^2 - (n(Ri/Re)^n / (1 - Ri/Re)^n)] \dots\dots\dots (II.39)$$

$$\sigma_{the} = E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) [2 / (1 - Ri/Re)^2 - (1 - Ri/Re)^2 - (n / (1 - Ri/Re)^n)] \dots\dots\dots (II.40)$$



CHAPTER III

III. L'HELICE

III.1. Définition :

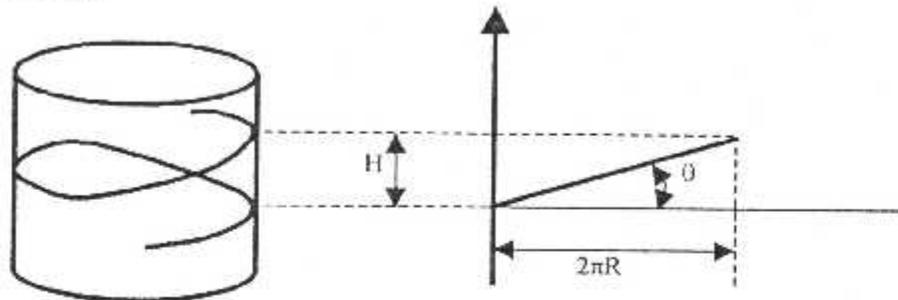


Fig . III.1. Courbe obtenue en enroulant une ligne droite sur un cylindre circulaire.

On appelle « pas H » l'avance par tour :

$$\text{tg}\theta = \frac{H}{2\pi R} \dots\dots\dots(III.1)$$

III.2. Hélice d'avion :

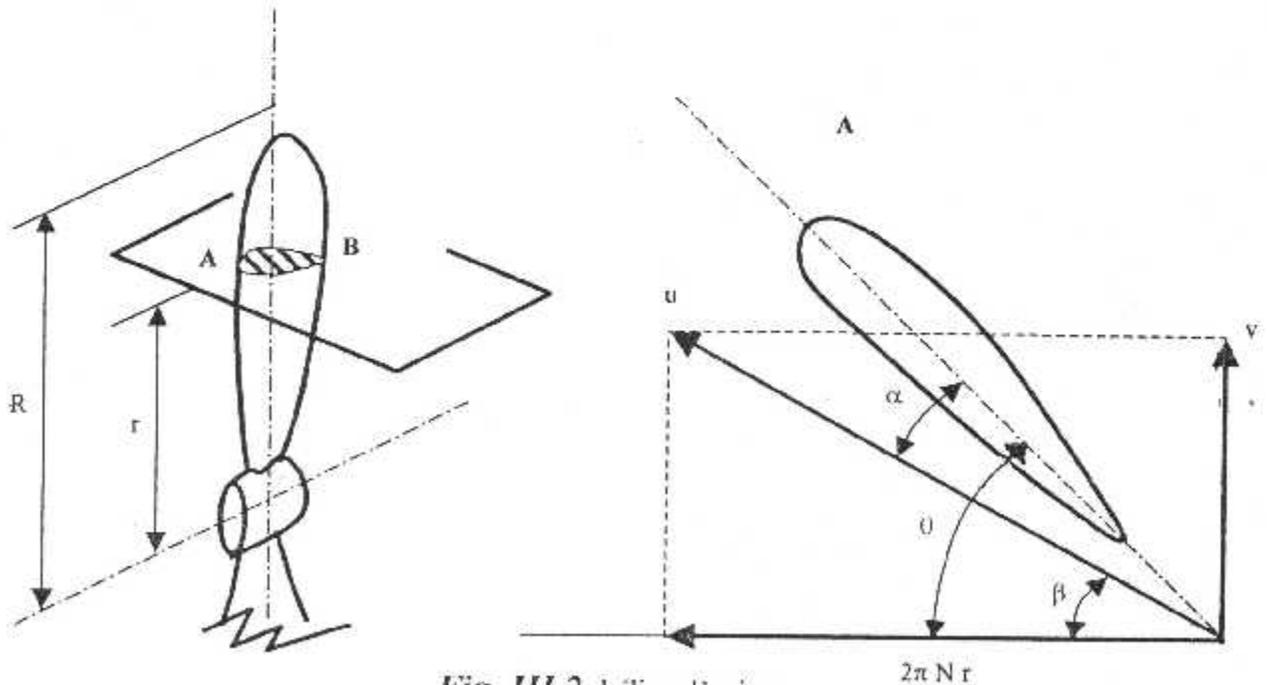


Fig. III.2. hélice d'avion

- Axe d'hélice = axe de rotation.
- Axe pale = axe de référence lié à la pale.
- Section droite = section par un plan perpendiculaire à l'axe pale, à une distance r de l'hélice. Il est défini par sa forme, sa corde AB et l'angle de calage θ .

- Pas d'une section :

$$H = 2\pi r \operatorname{tg}\theta \dots\dots\dots(III.2)$$

- Pas relatif d'une section :

$$h = \frac{H}{D} = \pi \frac{r}{R} \operatorname{tg}\theta \dots\dots\dots(III.3)$$

- Pas de l'hélice pas de la section de référence à 70% du rayon hélice, à partir

de l'axe hélice (par convention française).

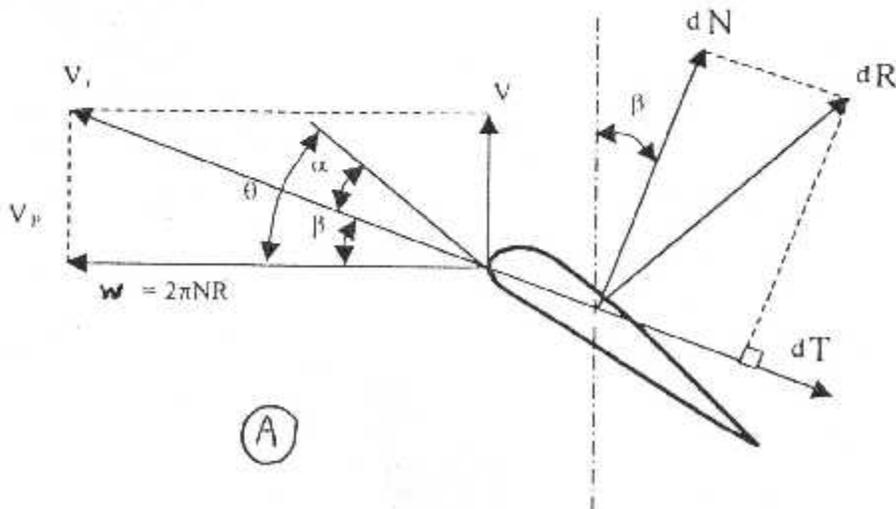
- Pas constant – toutes les sections ont même pas.
- calage variable (pas variable) = possibilité de modifier le calage par rotation autour de l'axe pale

III.3. Fonctionnement aérodynamique :

- L'élément de pale est assimilé à un élément d'aile.
- Vitesse élément/air = résultante de deux vitesses.

On a les relations

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{V_r}{2\pi r N} \text{ et } \alpha = \theta - \beta \dots\dots\dots(III.4)$$



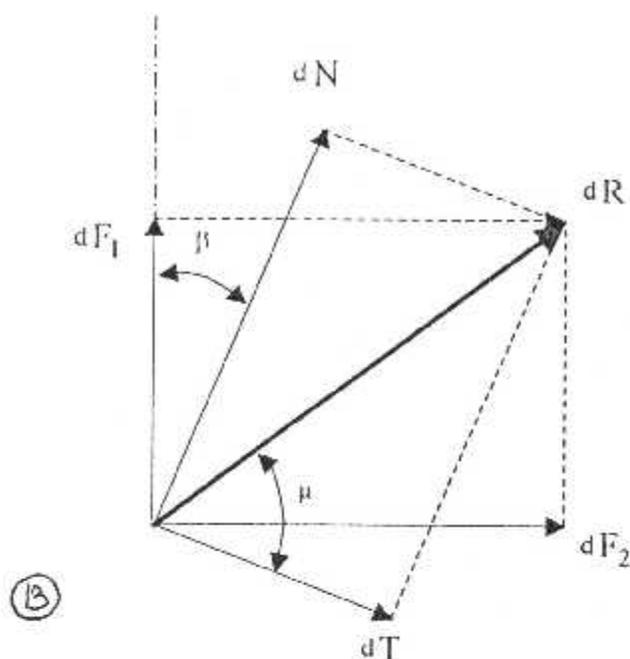


Fig III.3. présentation aérodynamique de l'hélice

Du moyeu à l'extrémité :

$R \uparrow \Rightarrow \beta \downarrow \Rightarrow$ pour que α garde une valeur correcte, il faut que $\theta \downarrow$

III.3.1. Traction - Couple résistant - Rendement :

- Soit un élément de pale d'aire $dS = l \cdot dR$ où l est la corde (ne pas confondre dR rayon

et dR résultante).

$$dN = \frac{\rho V_r^2}{2} dS \cdot C_z$$

$$\text{et } dT = \frac{\rho V_r^2}{2} dS \cdot C_x \dots\dots\dots(III.5)$$

Dans un système lié à l'axe de traction :

$$dF_1 = dN \cos \beta - dT \sin \beta \text{ et}$$

$$dF_2 = dN \sin \beta + dT \cos \beta \dots\dots\dots(III.6)$$

D'après la relation : **Puissance = Couple x Vitesse angulaire :**

- Couple élémentaire :

$$dC = R(dN \sin \beta + dT \cos \beta) \dots \dots \dots (III.7)$$

- Puissance élémentaire dépensée :

$$dP_n = R \omega (dN \sin \beta + dT \cos \beta) \dots \dots \dots (III.8)$$

- Puissance utile recueillie :

$$dP_u = dl \cdot V = V_r (dN \cos \beta - dT \sin \beta) \dots \dots \dots (III.9)$$

D'où le rendement :

$$\eta = \frac{dP_u}{dP_n} = \frac{V_r}{R \omega} = \frac{dN \cos \beta - dT \sin \beta}{dN \sin \beta + dT \cos \beta} \dots \dots \dots (III.10)$$

T : Traction.

V ≈ V_p.

C : Couple moteur.

ω = 2πN.

Soit, puisque V_p/RW = tgβ et

$$\eta = \frac{T V}{C \omega}$$

Posons : $\frac{dN}{dT} = \frac{C_z}{C_x} = \text{tg} \mu = f :$

$$\eta = \text{tg} \beta \frac{f - \text{tg} \beta}{1 + f \text{tg} \mu} = \text{tg} \beta \frac{\text{tg} \mu - \text{tg} \beta}{1 + \text{tg} \mu \text{tg} \beta}$$

$$\eta = \text{tg} \beta \text{tg}(\mu - \beta) \dots \dots \dots (III.11)$$

Il résulte de cette formule :

- a)- Rendement élément pale dépend de distance moyeu.

b)- Pour un rapport $\frac{V_p}{R \omega}$ donné (β donné) η \nearrow si $\mu \nearrow$. Il faut donc avoir localement μ_{\max} . L'élément de pale doit donc être calé sur le vent relatif de telle sorte que $\alpha = \alpha$ de f_{\max} .

c)- Cette condition étant remplie, quand β varie, η passe par un maximum que nous allons calculer :

Faisons $\text{tg}\beta = x$:

$$\eta = \frac{f x - x^2}{1 + f x} \Rightarrow \frac{\partial \eta}{\partial x} = \frac{f - 2x - f x^2}{(1 + f x)^2}$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial x} = 0 \Rightarrow f - x - x - f x^2 = 0 \quad \text{soit} \quad f - x - x(1 + f x) = 0$$

$$\Rightarrow x = \frac{f - x}{1 + f x} \quad \text{soit} \quad \text{tg}\beta = \frac{\text{tg}\mu + \text{tg}\beta}{1 + \text{tg}\mu \text{tg}\beta} = \text{tg}(\mu - \beta)$$

$$\Rightarrow \beta = \mu - \beta \quad \Rightarrow \quad \beta = \frac{\mu}{2}$$

- Le rendement maxi est donc obtenu quand $\beta = \frac{\mu_{\max}}{2}$

Pour un profil générateur donné, μ_{\max} est connu.

Or $\text{tg}\beta = \frac{V_p}{R \omega}$ montre que du moyeu à l'extrémité, β varie de $\frac{\pi}{2}$ à $\beta_0 \Rightarrow$ La condition n'est remplie qu'en un point de la pale.

III.3.2. Profil à calage fixe :

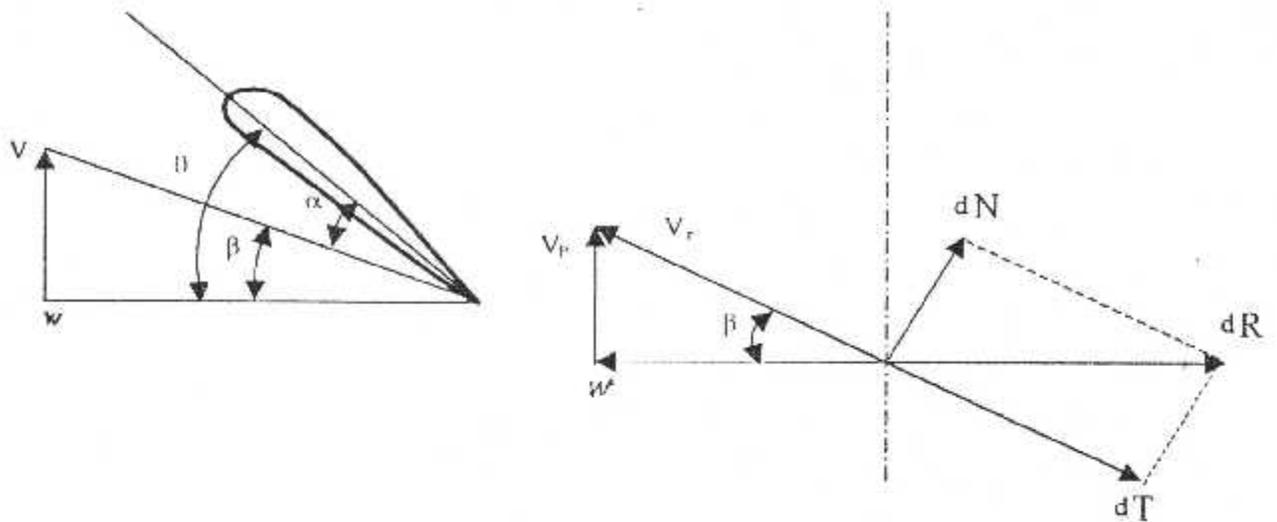


Fig III.4. présentation aérodynamique d'un profil à calage fixe

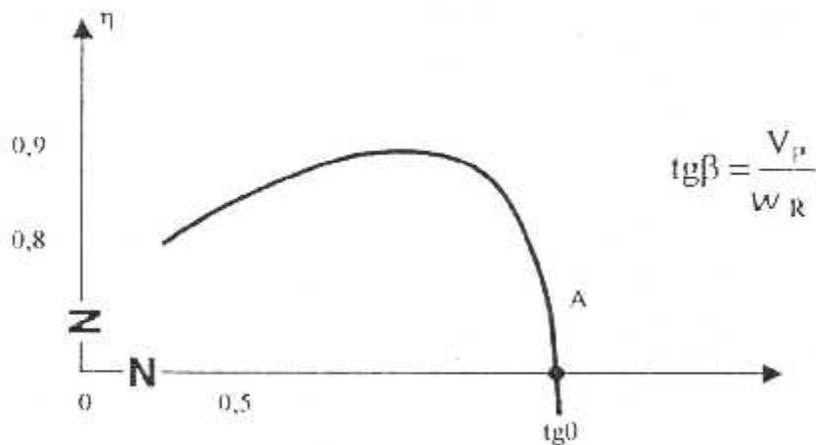


Fig III.5. variation du rendement en fonction de l'angle de calage

Soit $\theta = C^{cte}$. ω varie $\Rightarrow \beta$ varie.

$\left. \begin{array}{l} \beta \text{ faible} \\ \alpha + \beta = C^{cte} = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow \alpha > \alpha_{C_{l, \max}} \Rightarrow \text{on ne fait pas le début de la courbe.}$

Au point A, $\eta = 0 \Rightarrow$ puisque $\eta = \text{tg}\beta \text{tg}(\mu - \beta)$

\Rightarrow la résultante est dans le plan de rotation de l'hélice.

III.4. Coefficients caractéristiques d'hélice :

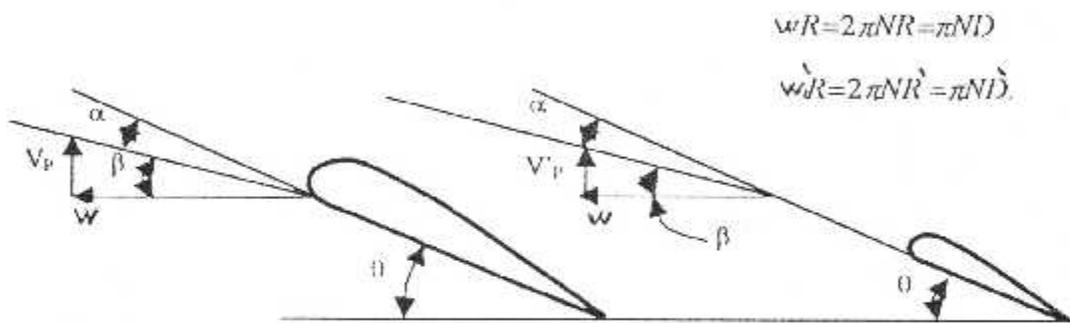
III.4.1. Similitude géométrique :

Rapport de toutes les dimensions homologues - C^{ste} . Soit :

Profils homothétiques
Même calage / plan rotation

$$\left. \begin{array}{l} \\ \end{array} \right\} \text{ même pas relatif : } h' = \frac{H}{D} = \frac{H'}{D'}$$

III.4.2. Similitude cinématique :



Soit : $\frac{T}{T'} = \frac{\rho n^2 D^4}{\rho' N'^2 D'^4} \rightarrow \frac{T}{\rho N^2 D^4} = \frac{T'}{\rho' N'^2 D'^4} = \tau \dots \dots \dots (III.12)$

τ : coefficient de traction
 τ sans dimension ne dépend que du triangle des vitesses.

Rapport des puissances absorbées :

$\frac{W}{W'} = \frac{2\pi n C^s}{2\pi n' C'^s} \frac{\rho N^3 D^5}{\rho' N'^3 D'^5} \Rightarrow \frac{W}{\rho N^3 D^5} = \frac{W'}{\rho' N'^3 D'^5} = \chi \dots \dots \dots (III.13)$

χ : coefficient de puissance.

encore : $\frac{W}{W'} = \frac{FV}{F'V'} = \frac{\rho N^2 D^4}{\rho' N'^2 D'^4} \frac{ND}{N'D'} \dots \dots \dots (III.14)$

χ sans dimension ne dépend que du triangle des vitesses, soit du rapport $\frac{V_p}{\pi ND}$.

On choisit plutôt le rapport $\frac{V_p}{ND} = \gamma$: argument de similitude.

$\frac{V_p}{\pi ND} = \text{tg}\beta \Rightarrow \gamma = \pi \text{tg}\beta$ à rapprocher de $h = \pi \text{tg}\theta$: pas de la section d'extrémité.

III.4.3. Relation entre les trois coefficients :

- **Puissance utile fournie :**

$$P_u = TV_p \dots\dots\dots(III.15)$$

- **Puissance absorbée**

$$W = \chi \rho N_s D_s \dots\dots\dots(III.16)$$

$$\eta = \frac{TV_p}{\chi \rho N_s D_s} = \frac{\tau \rho n_s D_s \gamma N n D}{\chi \rho N_s D_s} = \frac{\tau \gamma}{\chi} \dots\dots\dots(III.17)$$

d'où les formules :

$$T = \tau \rho N_s D_s \dots\dots\dots(III.18)$$

$$\eta = \gamma \frac{\tau}{\chi} \dots\dots\dots(III.19)$$

$$T = \chi \rho N_s D_s \dots\dots\dots(III.20)$$

$$\gamma = \frac{V_p}{ND} \dots\dots\dots(III.21)$$

III.5. Allure des courbes τ , χ , η en fonction de γ :

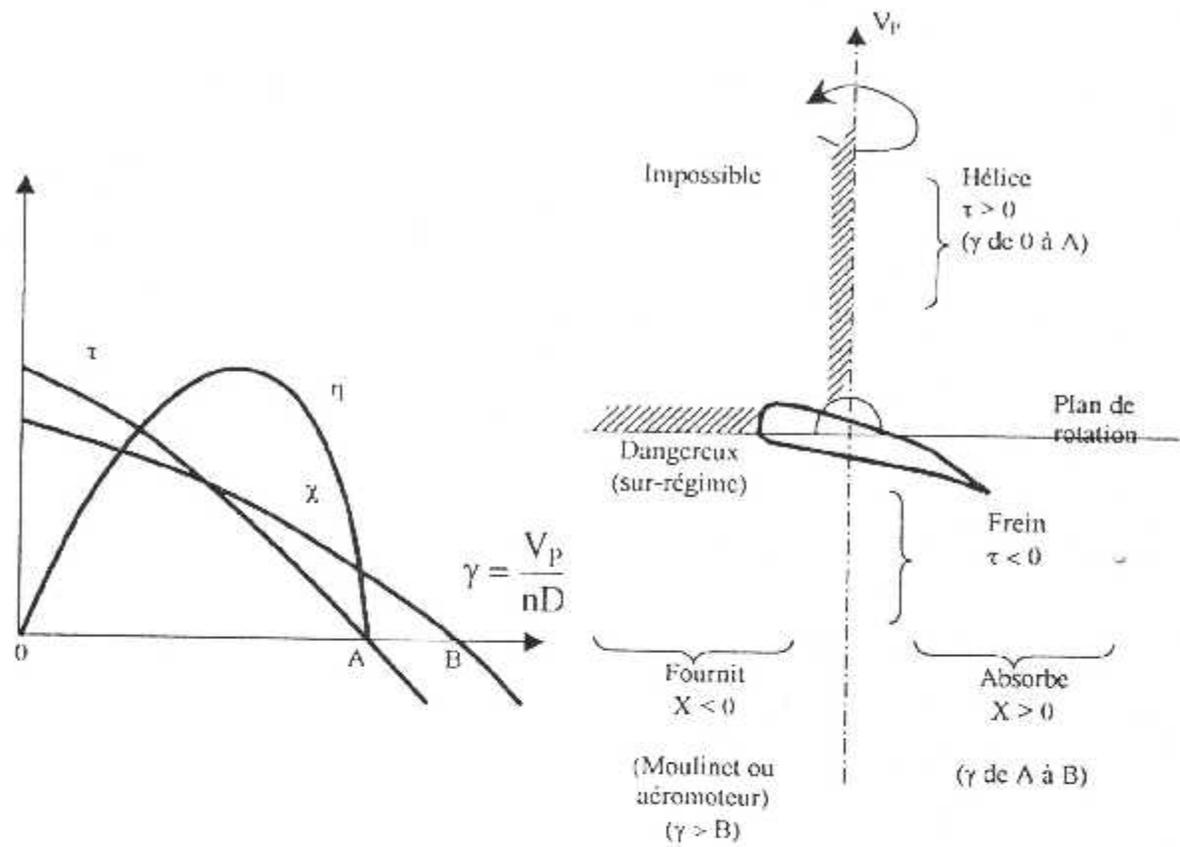


Fig III.6. τ , χ , η en fonction de γ

- Une hélice géométriquement définie par ses profils, leur calage et leur position en fonction du rayon, possède des courbes τ et χ en fonction de γ bien déterminées.
- La connaissance de ces courbes suffit à résoudre les problèmes que pose, en mécanique du vol, l'utilisation d'une telle hélice à diamètre D fixé.
- Notons que si V_p (vent debout) la traction s'annule avant le couple (l'hélice s'enfonce d'abord avant d'entraîner le moteur) : Partie AB.
- Les différents types de fonctionnement dépendent de l'emplacement de la résultante aérodynamique (voir diagramme ci-dessus).

- Résultante en avant du plan de rotation : l'hélice tire l'avion : $\tau > 0$.
- Résultante en arrière du plan de rotation : l'hélice freine l'avion : $\tau < 0$.
- Résultante dans les deux cadrans de droite : l'hélice charge le moteur : $\chi > 0$.
- Résultante dans les deux cadrans de gauche : l'hélice entraîne le moteur : $\chi < 0$. Il n'y a pas possibilité de modérer le nombre de tours à la pédale de frein, comme en automobile en descente avec un rapport engagé. D'où le danger de la configuration.

III.6. Les polaires :

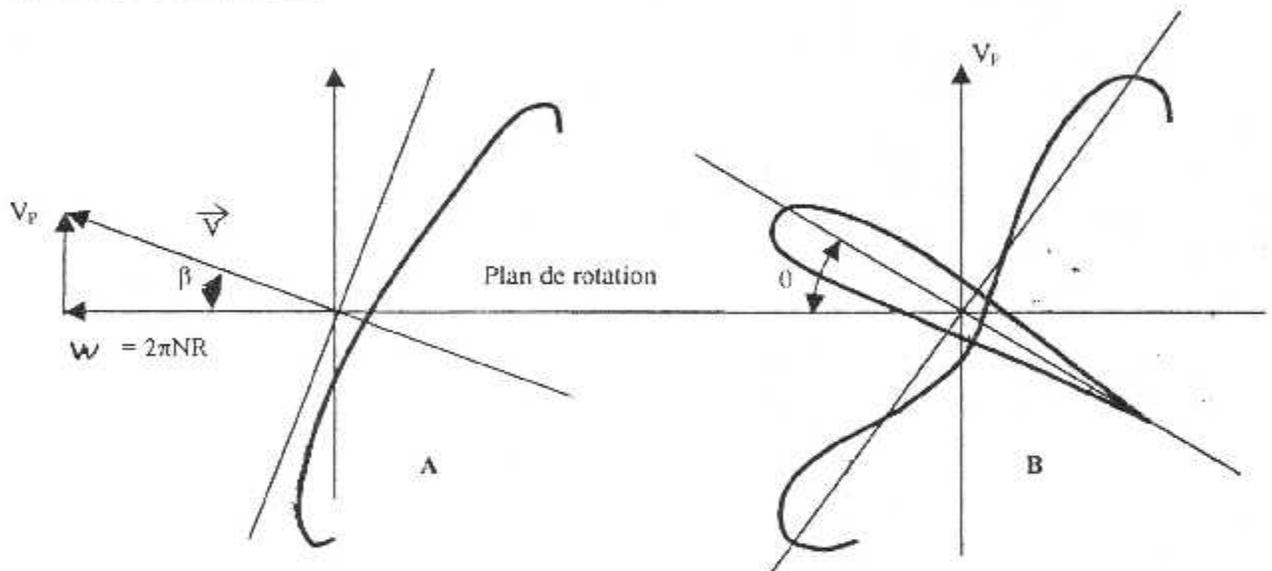


Fig III.7 les polaires

III.6.1. Polaire normale :

Liée à la vitesse pale/air - \vec{V}

$$\vec{V}_{\text{Pale/air}} = \vec{V}_{\text{pale/avion}} + \vec{V}_{\text{avion/air}}$$

En jouant sur l'une des deux vitesses, la polaire pivote puisque β varie.

- Le pilote pousse sur le manche : $V_p \nearrow \Rightarrow \beta \nearrow$
- Le pilote augmente les tours : $N \nearrow \Rightarrow \beta \nearrow$

III.6.2. Polaire de Lilienthal :

Liée à la corde de la pale. Indépendante du triangle des vitesses. Elle pivote par variation du pas en jouant sur le calage θ

III.7. Synthèse – Divers modes de fonctionnement :

Les deux polaires étant graduées en incidence α , l'intersection des deux polaires nous donnera, outre l'incidence de fonctionnement, la position de l'extrémité du vecteur, résultante aérodynamique.

III.7.1. Lacher des freins :

$V_p = 0$, $\beta = 0$. Le pas θ ne doit pas trop être grand sinon l'extrémité \vec{R} de la résultante irait vers la droite \Rightarrow pales décrochées, grosse charge du vilebrequin (composante horizontale de \vec{V}).

III.7.2. Accélération :

A même calage θ le système vert ne bouge pas. Le système rouge tourne à droite puisque V_p et β augmentent. \vec{R} descend \Rightarrow la traction (composante verticale de \vec{R}) diminue, par ailleurs la traînée R_x augmentant comme V_p^2 l'avion sera limité en vitesse (automobile restant en « première »).

III.7.3. Croisière :

Le pilote pousse sur le manche, l'avion s'accélère en descente. Le système rouge bascule ($\beta \nearrow$) \Rightarrow \vec{R} descend et se trouve bientôt dans le plan de l'hélice : la traction s'est annulée.

III.7.4. Mise en drapeau :

Permet d'annuler la vitesse éventuelle de l'hélice d'un moteur en panne sur les multi moteurs.

- **Double avantage :**

- Eviter une détérioration éventuelle du moteur (grippage – échauffement).
- Réduire la traînée qui est alors faible

$$\omega = 0 \Rightarrow \beta = \frac{\pi}{2} R_x = \bar{q} S C_x \approx \bar{q} S C_{x_{\min}}$$

$$\text{Ou } \bar{q} = \frac{C_x}{S}$$

Notons que le passage de drapeau au calage vol s'appelle le dévirage.

III.7.5. Reverse :

Une des polaires faisant passer le point \vec{R} du quadrant 3 au quadrant 4 (le calage θ devient négatif). V_p doit être faible, ou nulle.

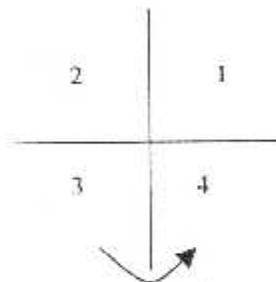


Fig III.8. la marche de la polaire pour effectué 'reverse'.

Réduction de la distance de roulement freinage. Marche arrière.

Ou fonctionne vers α de $C_{x_{\max}}$ déporteur pour un grand frein

III.7.6. Moulinet :

Serait dangereuse car le moteur, entraîné, risque de passer en sur-régime. C'est le moulinet ou éolienne (remise en marche du moteur en vol...).

- A noter que , pendant ces deux derniers types de fonctionnement, le refroidissement moteur est très mal assuré.

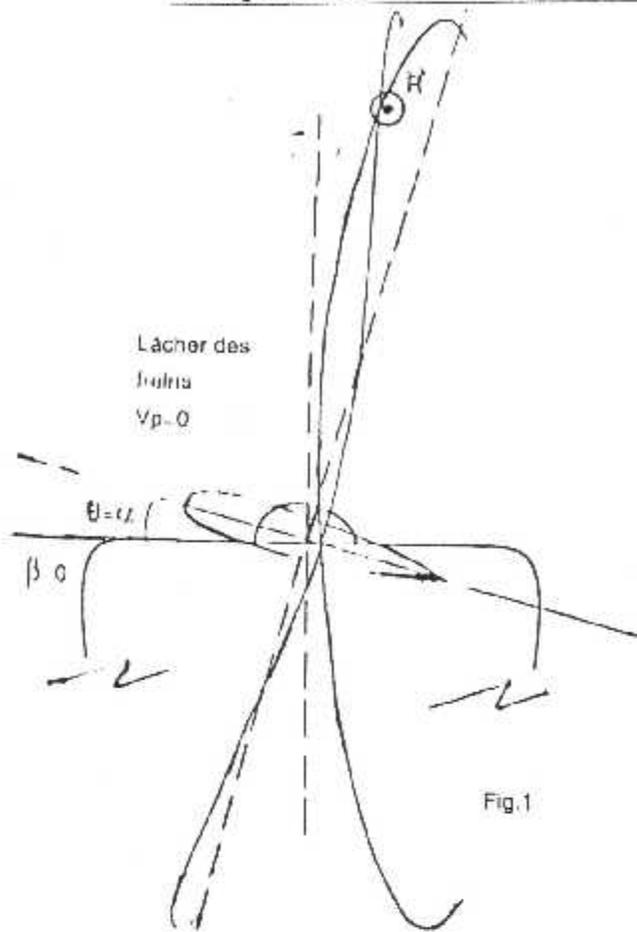


Fig. 1

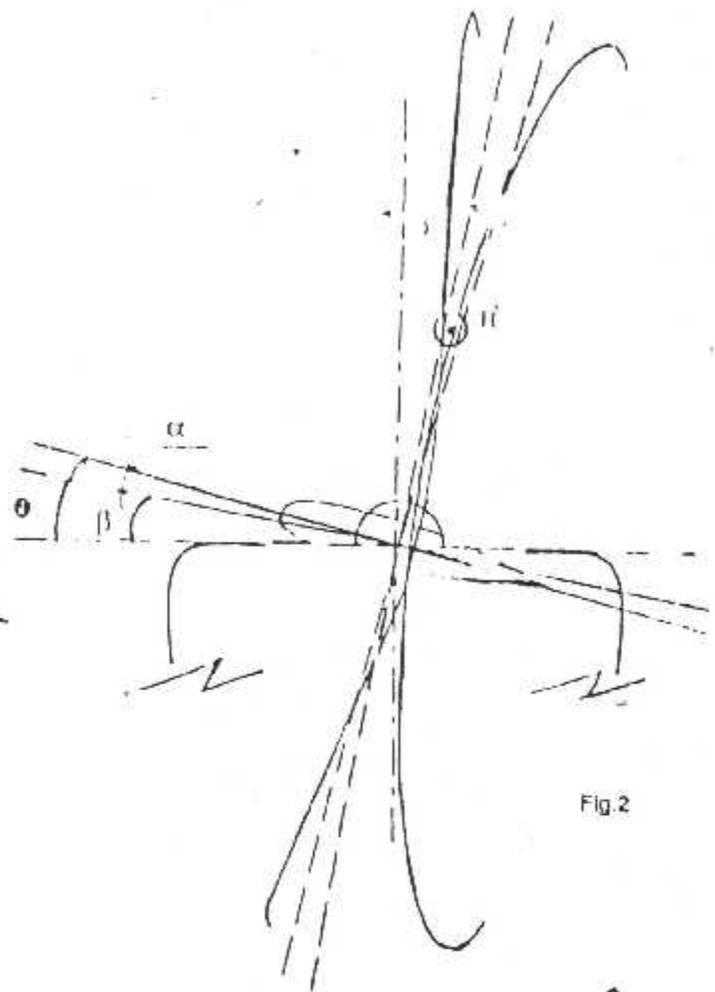


Fig. 2

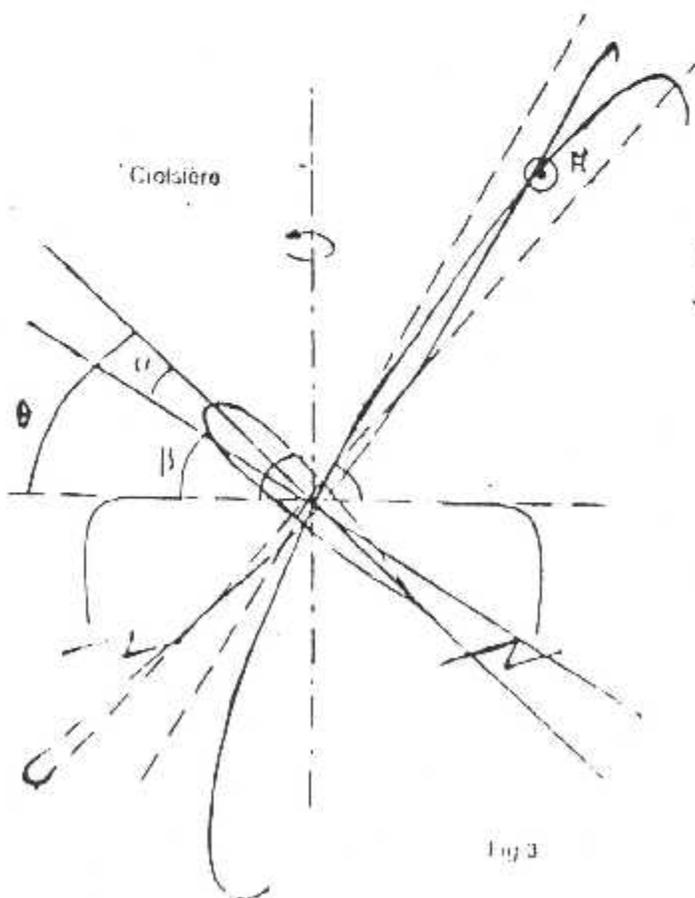


Fig. 3

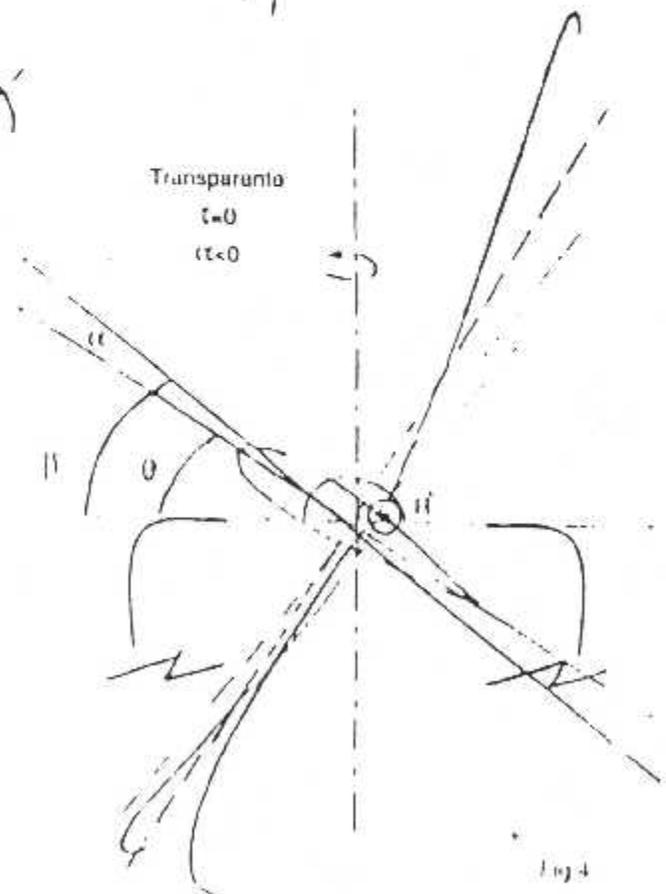


Fig. 4

$$\omega = 0 \rightarrow \begin{cases} V = V_p \\ \beta = \pi/2 \end{cases}$$

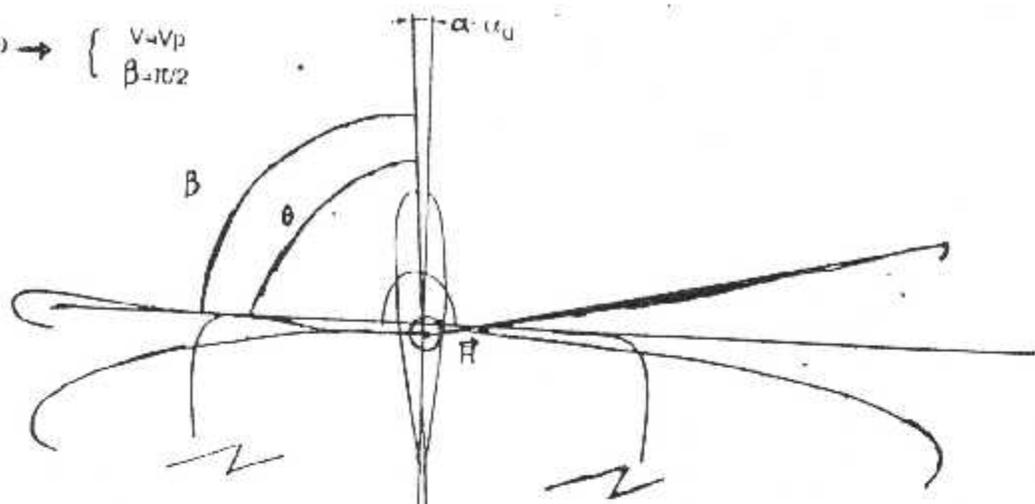


Fig 5

Moulinet
 $\alpha < 0$

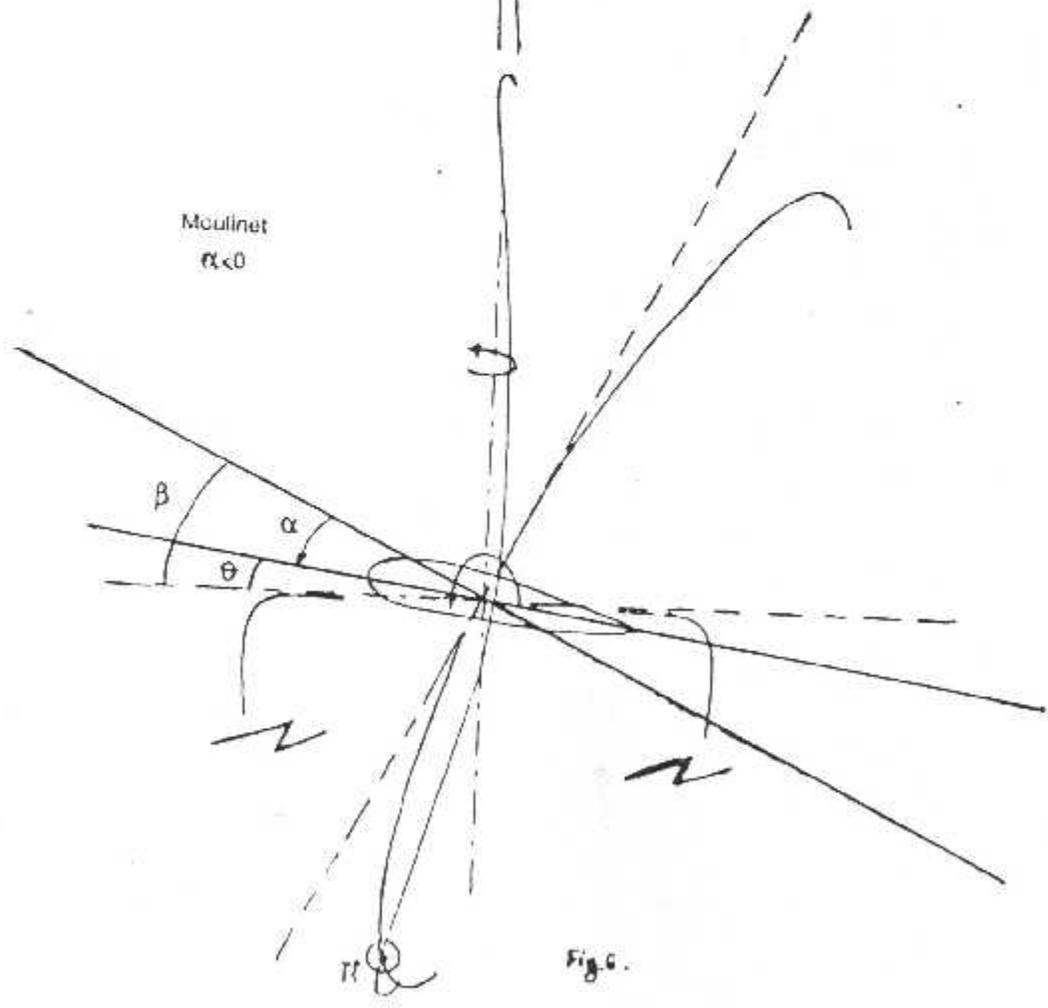
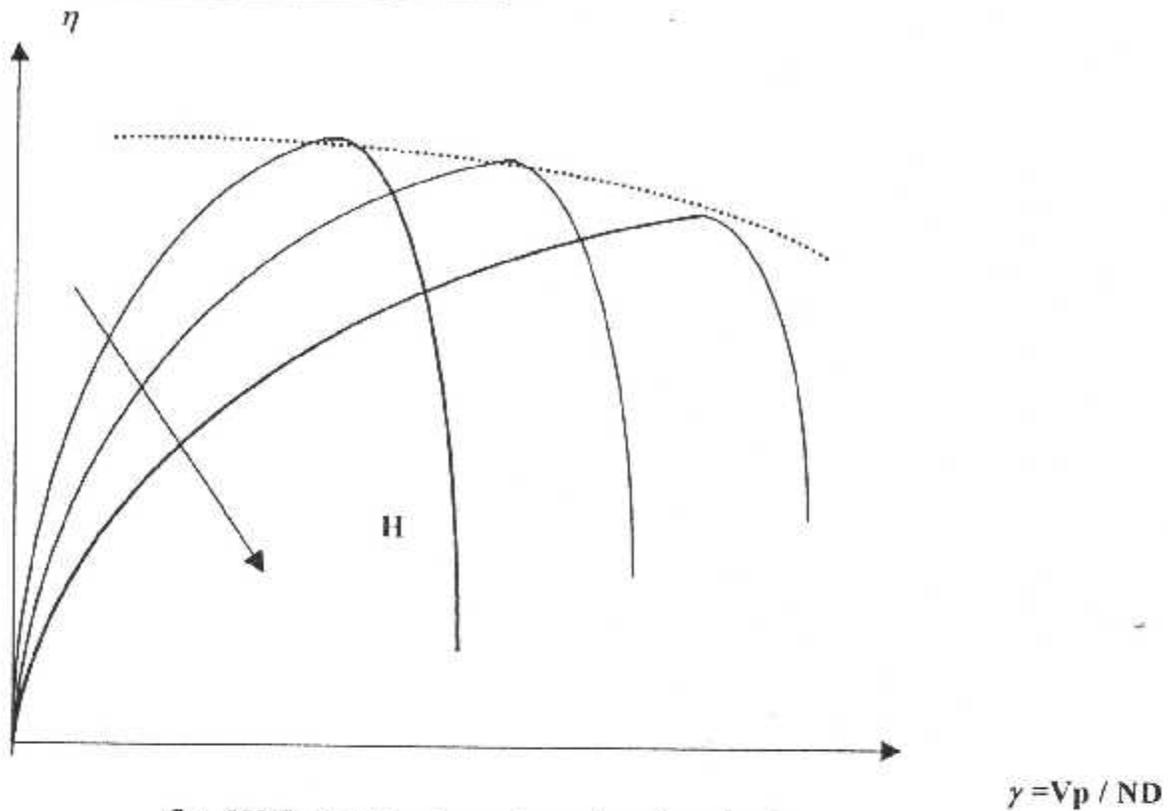


Fig 6

III- 8 - Adaptation de l'hélice :**fig. III.9.** variation du rendement en fonction de γ

- l'hélice doit être adaptée au moteur .

Exemple :

- Une hélice à son η_{\max} à V_p croisière \Rightarrow son η en montée (V inférieur) sera moindre \Rightarrow réduction de la composante verticale V_z .
- Inversement η_{\max} en montée $\Rightarrow V_p$ croisière $<$ précédente.

III- 8 -1- Hélice à calage variable :

- pales dont on peut modifier le calage θ par rotation autour de l'axe pale.
- L'incidence $\alpha - \theta - \beta$ de chaque section peut ainsi rester constante et conserver sa valeur optimale , pour différentes valeurs de β donc de V_p / ND
- La commande de variation de calage est manuelle, ou mieux, automatique .

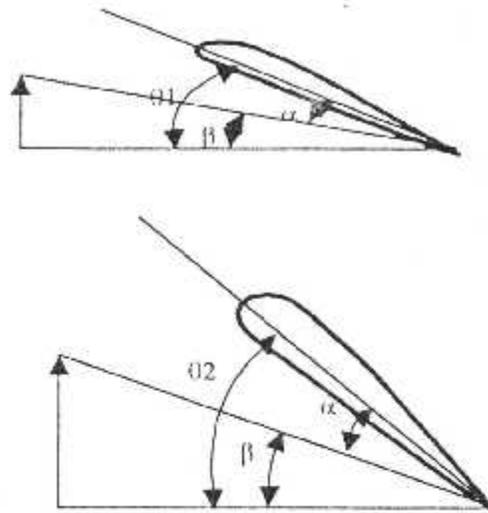
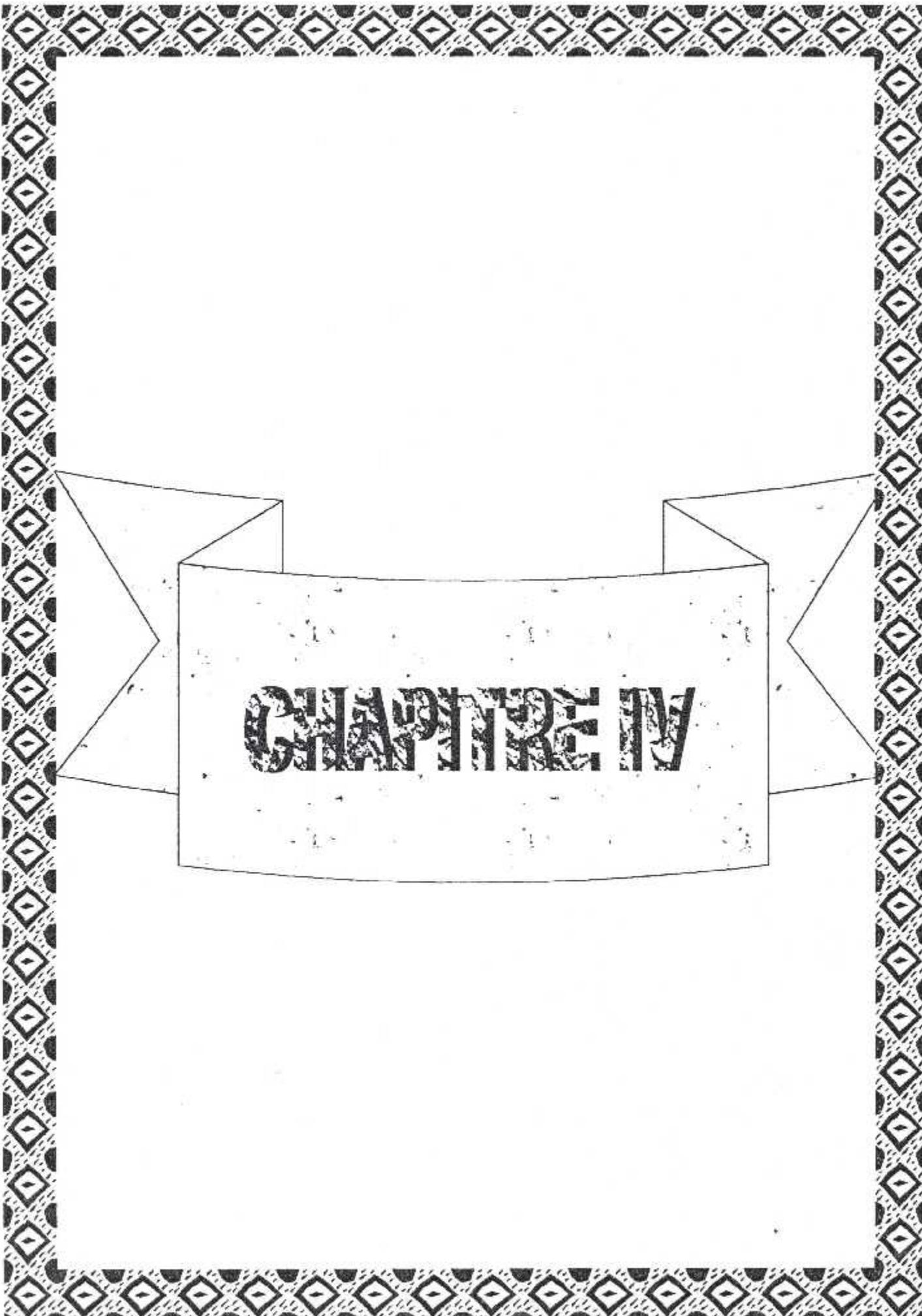


Fig. III.10. variation de calage d'élément de pale d'hélice à calage variable

III- 8 -2-Vibration :

- une pale d'hélice se présente comme une poutre mince semi encastrée et peut donc vibrer suivant le type de sollicitation (torsion, flexion ou flexion torsion) à une fréquence dépendant de la nature de la sollicitation .
 - l'excitation de ces sollicitations est engendrée par l'hétérogénéité de l'écoulement de l'hélice due à la proximité des carénages moteurs, cellule, ou autre hélice.
 - Ainsi, pour certains régimes de rotation, des contraintes alternées sur les pales;
- peuvent engendrer le développement de risque de fatigue. Ainsi certain régimes pour un aéronef seront interdits en fonctionnement stabilisé, les transitoires étant toujours autorisés.



CHAPTER IV

IV. Fonctionnement en hors adaptation d'un turbopropulseur à turbine libre

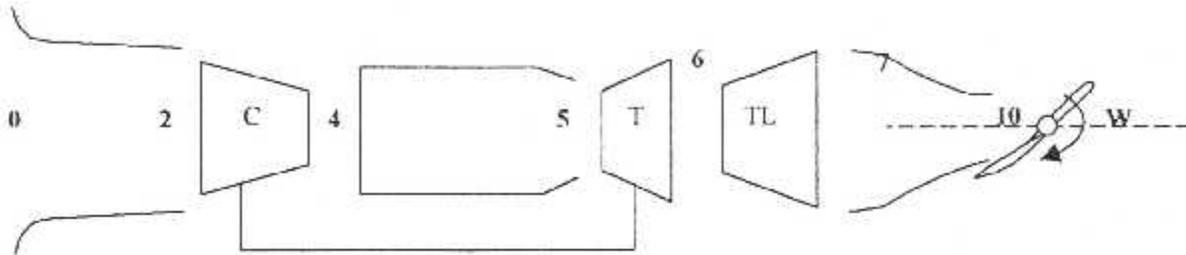


fig.IV.1. présentation de différente station d'un turbopropulseur.

L'altitude Z est fixée et l'on considère que l'on raisonne en gaz idéal.

IV.1. Equations :

Entrée: 0-2

$$- P_2 = P_0 f(M_0) \cdot \eta_{KA} \quad \eta_{KA} \text{ est donné} \dots\dots\dots(IV.1)$$

$$- T_2 = T_0 \dots\dots\dots(IV.2)$$

Compresseur :2-4

$$\left. \begin{aligned} - \frac{P_4}{P_2} &= f \left(D_{a2}, \frac{N}{\sqrt{T_2}} \right) \\ - \eta_c &= g \left(D_{a2}, \frac{\sqrt{M_2}}{\sqrt{T_2}} \right) \end{aligned} \right\} \text{champ compresseur} \dots\dots\dots(IV.3)$$

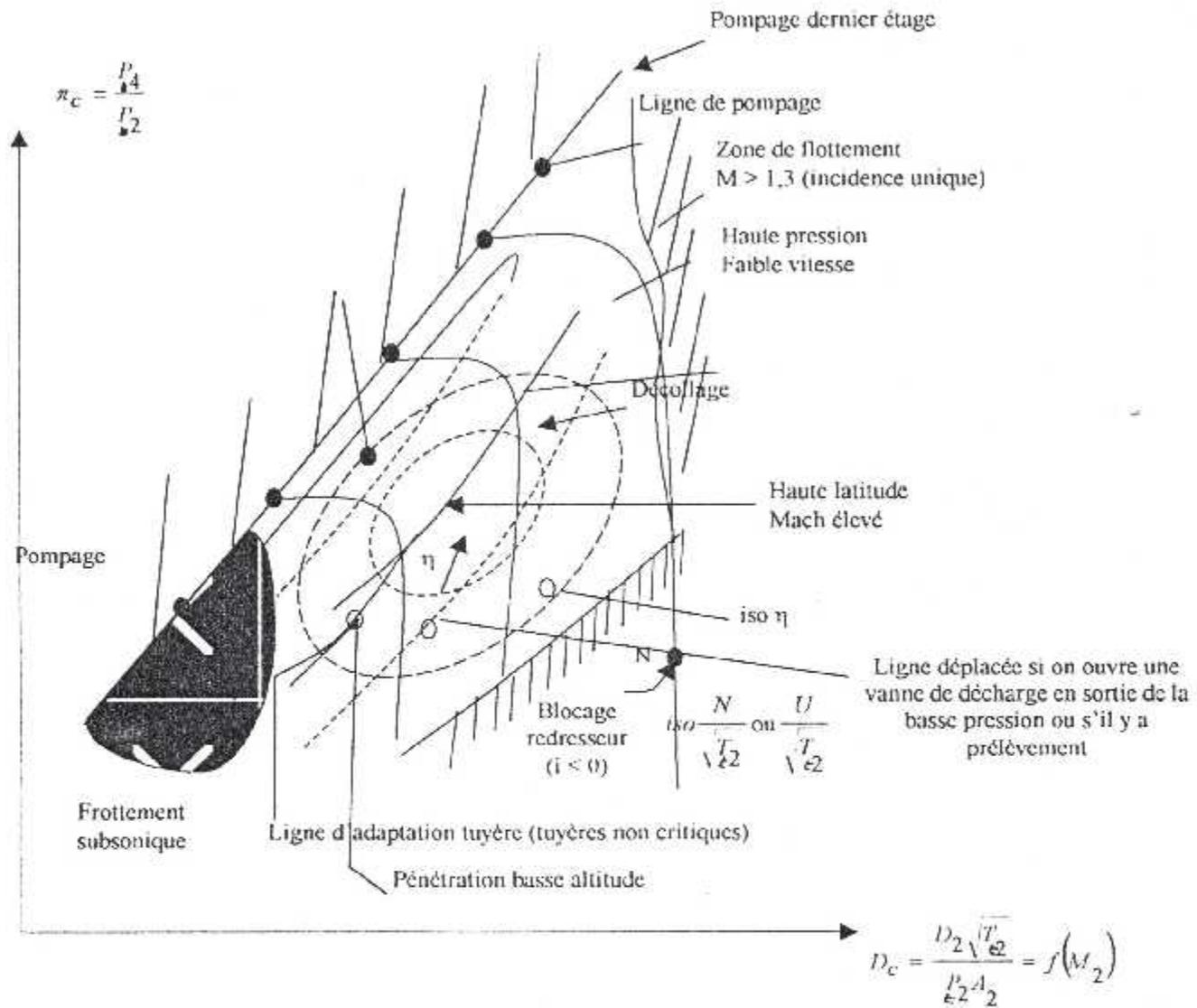


Fig. IV.2. diagramme caractéristique d'un compresseur axial.

Chambre de combustion :4-5

$$- \frac{\Delta T_{ch}}{T_3} = \frac{\omega p_{cal}}{T_3 C_p} \eta_{cc} \quad \eta_{cc} \text{ donné} \dots \dots \dots (IV.4)$$

$$- \frac{P_4}{P_3} = 1 - \varepsilon_{cc} \text{ connu} \dots \dots \dots (IV.5)$$

$$\begin{aligned}
 - D_{03} &= f\left(\frac{I_{03}}{I_{06}}, \frac{N}{\sqrt{I_{03}}}\right) \quad \text{champ} \\
 - \eta_{\pi} &= g\left(\frac{I_{03}}{I_{06}}, \frac{N}{\sqrt{I_{03}}}\right) \quad \left. \begin{array}{l} \text{turbine} \\ \text{générateur} \end{array} \right\} \dots\dots\dots(\text{IV.6})
 \end{aligned}$$

$$- \eta_{\pi\alpha} = f(P_{03}, P_{06}, T_{03}, T_{06}) \dots\dots\dots(\text{IV.7})$$

Equilibre mécanique du générateur :

$$- (1 + \alpha)(T_{03} - T_{06}) = \frac{Cp_{cc}}{Cp_i}(T_{03} - T_{02}) \dots\dots\dots(\text{IV.8})$$

$$\begin{aligned}
 - D_{06} &= f\left(\frac{P_{06}}{P_{03}}, \frac{N_{\pi}}{\sqrt{I_{06}}}\right) \quad \text{champ} \\
 - \eta_{\pi} &= g\left(\frac{P_{06}}{P_{03}}, \frac{N_{\pi}}{\sqrt{I_{06}}}\right) \quad \left. \begin{array}{l} \text{turbine} \\ \text{libre} \end{array} \right\} \dots\dots\dots(\text{IV.9})
 \end{aligned}$$

$$- \frac{P_{03}}{P_{06}} \dots\dots\dots(\text{IV.10})$$

$$- \frac{T_{03}}{T_{06}} \dots\dots\dots(\text{IV.11})$$

• Puissance utile (sur la turbine de puissance) :6-7

$$- \frac{Pa_{\pi}}{I_2 \sqrt{T_{02}}} = \frac{DCp_{\pi}}{I_2 \sqrt{T_{02}}}(1 + \alpha)(T_{06} - T_{02}) \dots\dots\dots(\text{IV.12})$$

$$\begin{aligned}
 - \Delta H / T_{06} &= \left(\frac{u}{\sqrt{T_{06}}} \right)^2 \frac{\text{tg } \alpha_2 / \beta_2}{1 - \text{tg } \alpha_2 / \text{tg } \beta_2} \left[1 + \left(\frac{W_3}{W_2} \right) \frac{\text{COS } \beta_3}{\text{COS } \beta_2} \right] \\
 &\dots\dots\dots(\text{IV.13})
 \end{aligned}$$

Tuyère :7-10

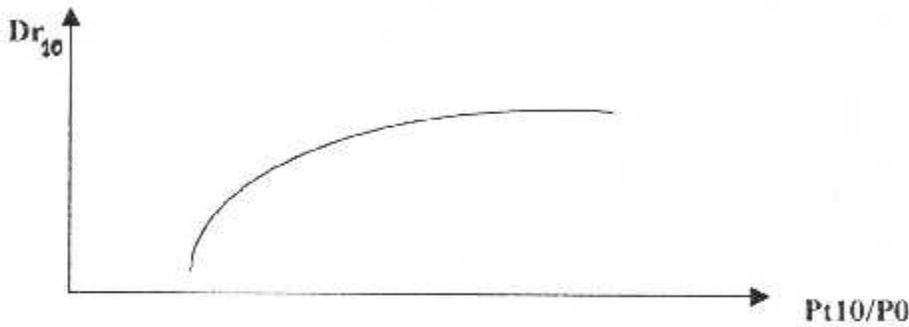
$$- D_{09} = \sqrt{\frac{2cp}{r}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{10}}{P_{100}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{P_{10}}{P_{100}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}} \dots\dots\dots(\text{IV.14})$$

$$-D_{t10} = D_{ety} \sqrt{\frac{T_{10}}{T_7}} \frac{P_7}{P_{20}} \frac{A_7}{A_{10}} = f \left(A_{10}, \frac{P_{t10}}{P_{10}} \right) \dots \dots \dots (IV.15)$$

Avec $P_{10} = P_0$, pour une tuyère adaptée

$$-T_{t10} = T_{t7} \dots \dots \dots (IV.16)$$

$$-P_{t10} = \eta_p P_{t7} \dots \dots \dots (IV.17)$$



Hélice : 10

$$P_m = P_a \dots \dots \dots (IV.18)$$

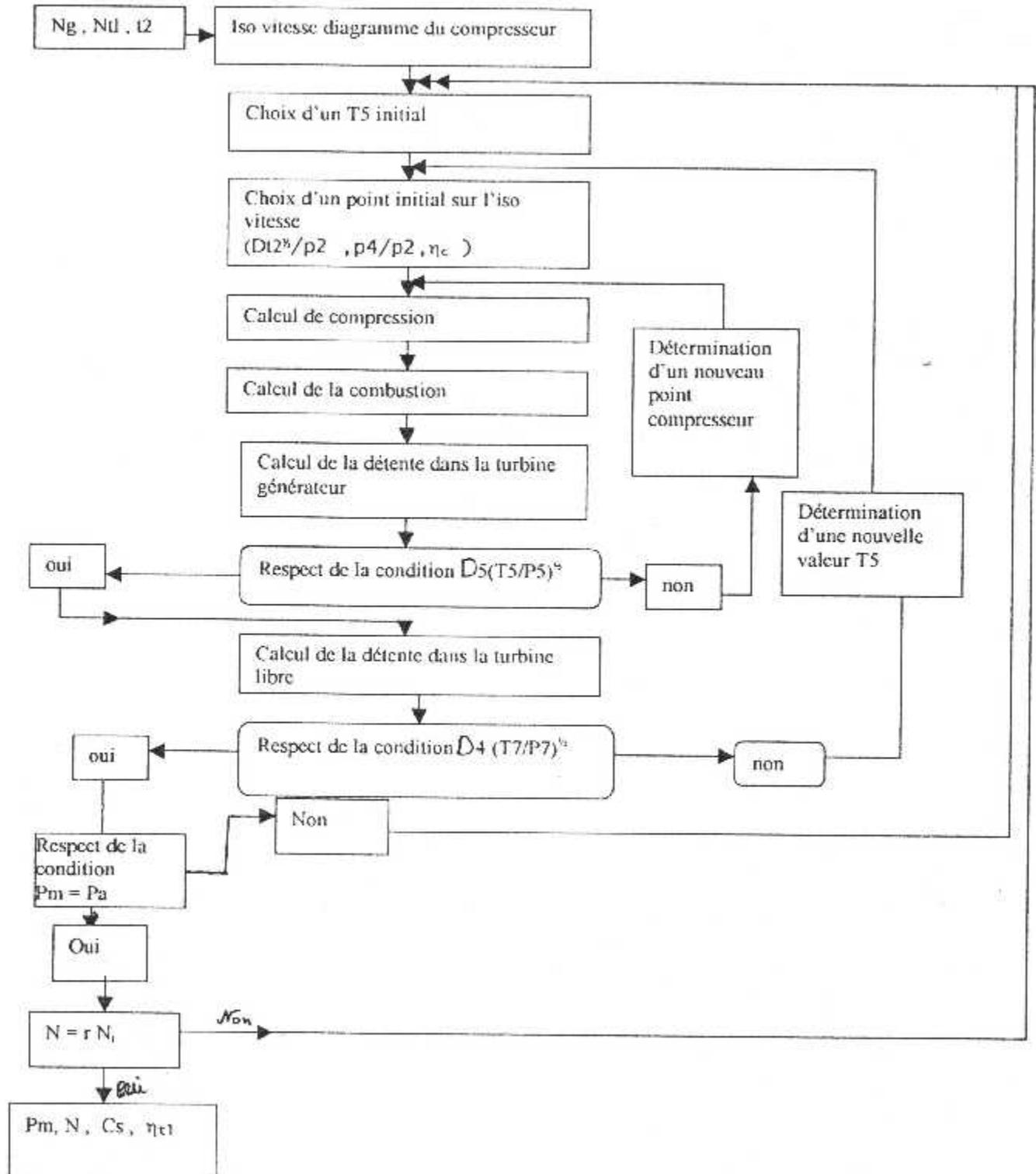
$$N = r N_{TL} \dots \dots \dots (IV.19)$$

Avec r : Raison de la réduction de vitesse.

$r = 1$ Sans réduction de vitesse

$r < 1$ Avec réduction de vitesse

IV.2. Diagramme de principe du calcul des performances hors adaptation d'une turbine libre:



a grande

CHAPITRE V

V. PROCEDURE DE CALCUL

Avant tout, on a pris les hypothèses suivantes :

L'écoulement est mono dimensionnel, stationnaire (régime permanent) et adiabatique, de plus le fluide est considéré comme gaz parfait.

- Aussi la vitesse axiale est supposée constante à travers toute la machine et l'absence de réinjections de refroidissement.
- Cette procédure nous permet d'avoir :
 - la puissance, le taux de détente d'un étage de turbine, pour cela il nous faut plusieurs données qui sont la géométrie des grilles, le régime, le nombre de Mach et enfin les conditions de sorties du générateur à gaz (Pression et Température total).
 - Les contraintes : centrifuge, tangentielle, thermique du disque.
 - La pression à la sortie tuyère .
 - les caractéristiques de l'hélice, la puissance, rendement et couple.

V.1. La Turbines :

Pour un régime et un Mach donnés :

1/ Les caractéristiques :

La Vitesse angulaire :

$$\omega = 2 \pi N / 60$$

La Vitesse Périphérique :

$$U_1 = U_2 = \omega \cdot R$$

La température statiques :

$$T_1 = T_{11} \cdot \frac{2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2}$$

On peut alors déduire la célérité du son $a_1 = \sqrt{\gamma r T_1}$

D'où la Vitesse V_1 : $V_1 = a_1 \cdot M_1$

La pression statique P_1 : $P_1 = P_{11} \left(\frac{T_1}{T_{11}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$

2/ la Section :

$$A_u = 2 \pi (R_c^2 - R_i^2)$$

A_u : La section de passage du fluide dans l'anneau.

3/ Le débit réduit :

$$D_r = \frac{D}{P_{11} A_u} \sqrt{T_{11}}$$

4/ Le régime réduit :

$$N_r = \frac{N}{\sqrt{T_{11}}}$$

5/ La vitesse axiale :

On a :

$$D = \rho_1 V_a A_1 = \frac{\rho_1}{RT_1} V_a A_u \quad V_a = \frac{D \cdot r \cdot T_1}{P_{11} A_u} \quad \text{avec } (A_1 = A_u)$$

6/ Les triangles de vitesses : (fig. II.4)

$$V_{a3} = V_{a2} = V_a$$

→ ⊕ fig II 4

$$\cos \alpha_1 = \frac{V_{a2}}{V_2} \Rightarrow V_2 = \frac{V_{a2}}{\cos \alpha_2}$$

$$\sin \alpha_1 = \frac{V_{u2}}{U} \Rightarrow V_{u2} = \sin \alpha_2 \cdot U$$

$$V_{u2} - U = W_{2u}$$

$$W_2 = \frac{V_a}{\cos \beta_2}$$

$$\tan \beta_2 = \frac{W_{2u}}{V_{a2}} \Rightarrow \beta_2 = A \tan \frac{W_{2u}}{V_{a2}}$$

$$\cos \beta_3 = \frac{V_a}{W_3} \Rightarrow W_3 = \frac{V_a}{\cos \beta_3}$$

$$\sin \beta_3 = \frac{U + V_{3u}}{W_3} \Rightarrow U + V_{3u} = W_3 \sin \beta_3$$

$$\Rightarrow V_{3u} = W_3 \sin \beta_3 - U$$

$$\tan \alpha_3 = \frac{V_{3u}}{V_a} \Rightarrow \alpha_3 = A \tan \frac{V_{3u}}{V_a}$$

$$\cos \alpha_3 = \frac{V_a}{V_3} \Rightarrow V_3 = \frac{V_a}{\cos \alpha_3}$$

7/ La Puissance :

$$P_a = D (U_2 V_{u2} + U_3 V_{u3}) = D U (V_{u2} + V_{u3}) \Rightarrow W_a = U (V_{u2} + V_{u3})$$

$$= C_p (T_{11} - T_{13})$$

$$= C_p \Delta T_t$$

8/ La Chute de Température Totale :

$$\Delta T_t = \frac{W_a}{C_p}$$

9/ Calcul Du Rendement isentropique de l'étage :(Annexe 3)

$$\eta_{is} = \frac{1}{1 + [\lambda_r (W_3^2/2 \cdot Cp) + (T_3/T_2) \lambda_n (V_2^2/2 \cdot Cp)]}$$

où :

 λ_r : Les pertes rotors λ_n : Les pertes stators10/ Les Paramètres de Chaque station :Station 1 :

La densité : $\rho_1 = \frac{P_1}{RT_1}$

La surface du collecteur : $A_1 = \frac{D}{\rho_1 \cdot V_a}$

Hauteur : $h_1 = A_1 \cdot \frac{N}{U}$

Rayon (tip) : $r_{t1} = r_m + \frac{h_1}{2}$

Rayon root : $r_{r1} = r_m - \frac{h_1}{2}$

Le rapport : $\frac{r_{t1}}{r_{r1}}$

Station 2 :

Température statique : $T_2 = T_{t1} - \frac{V_2^2}{2 \cdot Cp}$

La température statique au Col T'2 :

$$T'_2 = T_2 - \frac{\lambda r \cdot V_1^2}{2Cp}$$

La pression statique : $P_2 = \frac{P_{t1}}{\left(\frac{T_{t1}}{T_2}\right)^{\gamma-1}}$

La densité : $\rho_2 = \frac{P_2}{R \cdot T_2}$

La surface : $A_2 = \frac{D}{\rho_2 \cdot V_a}$

Du collecteur :

La surface du Col : A_{2N}

$$A_{2N} = \frac{D}{\rho_2 \cdot V_2}$$

$$\text{Hauteur : } h_2 = \frac{A_2 N}{U}$$

$$\text{Rayon tip : } r_{t2} = r_m + \frac{h_2}{2}$$

$$\text{Rayon root : } r_{r2} = r_m - \frac{h_2}{2}$$

$$\text{Le rapport des rayons : } \frac{r_{t2}}{r_{r2}}$$

$$\text{Nombre de Mach du station 2 : } M_{R2} = \frac{V_2}{\sqrt{\gamma r T_2}}$$

Station 3 :

La température totale équivalente :

$$T_{t3} = T_{t1} - T_{t2}$$

La température statique :

$$T_3 = T_{t3} - \frac{V_3^2}{2 C_p}$$

La Pression totale :

$$P_{t3} = P_{t1} \cdot \tau$$

Où :

τ : rapport de détente.

La Pression statique :

$$P_3 = P_{t3} \cdot \left(\frac{T_3}{T_{t3}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

La température statique équivalente à la sortie de l'aube

$$T_3 = T_2 \cdot \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Surface du Collecteur :

$$A_3 = \frac{D}{\rho_3 V_3}$$

$$\text{Hauteur : } h_3 = A_3 \cdot \frac{N}{U}$$

$$\text{Rayon tip : } r_{t3} = r_m + \frac{h_3}{2}$$

$$\text{Rayon root : } r_{r3} = r_m - \frac{h_3}{2}$$

$$\text{Le rapport des rayon : } \frac{r_{t3}}{r_{r3}}$$

Le nombre de Mach à la sortie : $M_{R3} = \frac{V_3}{\sqrt{\gamma r T_3}}$

11/ La charge réduite d'après le théorème d'Euler :

$$\frac{\Delta H}{T_{a3}} = \left(\frac{u}{\sqrt{h_2}} \right)^2 \frac{tg \alpha_2 / tg \beta_2}{1 - tg \alpha_2 / tg \beta_2} \left[1 + \left(\frac{W_3}{W_2} \right) \frac{\cos \beta_3}{\cos \beta_2} \right]$$

12/ Coefficient de Charge ou chute de température :

$$\psi = \frac{C_p \cdot \Delta T_c}{1/2 \cdot u^2} = 2 \frac{V_a}{U} (tg \beta_2 + tg \beta_3)$$

qui exprime la capacité de travail de l'étrange) l'étage.

13/ Degré de Réaction :

qui exprime l'augmentation de l'enthalpie statique réalisé dans le rotor Par rapport à l'augmentation l'enthalpie statique de l'étage.

$$\sigma = \frac{V_a}{2U} (tg \beta_3 - tg \beta_2)$$

14/ Coefficient d'écoulement θ :

où coefficient de débit $\theta = \frac{V_a}{U}$

V.2. Le disque :

1/ Contraintes radiales et tangentiels :

Le système à intégrer est :

$$\frac{d}{dr} (\sigma_r \cdot r \cdot h) = h (\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2) = 0$$

$$(1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu \sigma_r}{E} \right) = 0$$

- Par changement de variables :

$$s_r = \frac{\sigma_r}{\rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2} \quad s_\theta = \frac{\sigma_\theta}{\rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2} \quad z = \frac{r}{r_c}$$

ou

σ_r : contrainte radiale.

σ_θ : contrainte tangentielle.

Après intégration, on trouve :

$$\begin{cases} s_r = A + \frac{B}{z^2} - \frac{3+\nu}{8} z^2 \\ s_\theta = A - \frac{B}{z^2} - \frac{3+\nu}{8} z^2 \end{cases}$$

Si on introduit les conditions aux limites :

$s_r = s_{re}$ au rayon extérieur

$s_r = s_{ra}$ au rayon d'alésage

La solution du disque plan d'épaisseur constante est :

$$\begin{cases} s_r = \frac{1-z_a^2}{1-z^2} s_{re} + \frac{1-z^2}{1-z_a^2} s_{ra} + \frac{3+\nu}{8} (1-z^2) \left(1 - \frac{z_a^2}{z^2} \right) \\ s_\theta = \frac{1+z_a^2}{1+z^2} s_{re} - \frac{1-z^2}{1-z_a^2} s_{ra} + \frac{3+\nu}{8} (1-z^2) \left(1 - \frac{z_a^2}{z^2} \right) - \frac{(1+\nu)}{8} z^2 \end{cases}$$

pour un disque plein :

$s_r = s_\theta$ à $z=0$.

$$\begin{cases} s_r = s_{re} + \frac{3+\nu}{8} (1-z^2) \\ s_\theta = s_{re} + \frac{3+\nu}{8} (1+z^2) - \frac{(1+\nu)}{8} z^2 \end{cases}$$

2/C ontraintes thermique : (Annexe 2)

n : le gradient local

$$\sigma_{thi} : E \alpha \frac{T_e - T_i}{n+2} \left[\frac{2}{1 - \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^2} - \frac{n \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^n}{1 - \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^n} \right]$$

$$\sigma_{the} : E \alpha \frac{T_e - T_i}{n+2} \left[\frac{2 \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^2}{1 - \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^2} - \frac{n}{1 - \left(\frac{R_i}{R_e}\right)^n} \right]$$

Où :

σ_{thi} : contrainte thermique à l'alésage

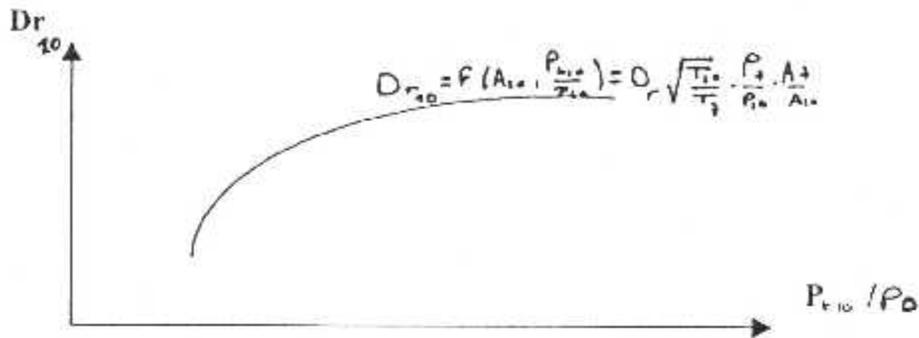
σ_{the} : contrainte thermique à la périphérie

- La somme des contraintes thermique, radial et tangentielle.

$$\sigma_g = \sigma_{th} + \sigma_{th} + \sigma_r + \sigma_\theta$$

V.3. La tuyère :

$$P_{10} = \eta_{ty} \cdot P_2$$



V.4. Les caractéristiques d'hélice :

1/ Calcul de ce couple décalage :

$$\text{Tg } \Psi = \frac{C_x - 1}{C_z \cdot f} \rightarrow \Psi = \text{artg } \frac{1}{f}$$

Où : f : la finesse

C_x : Coefficient de Traîné.

C_z : coefficient de Portance.

2/ Calcul le Pas d'une section :

$$H = 2 \pi r \text{tg } \theta$$

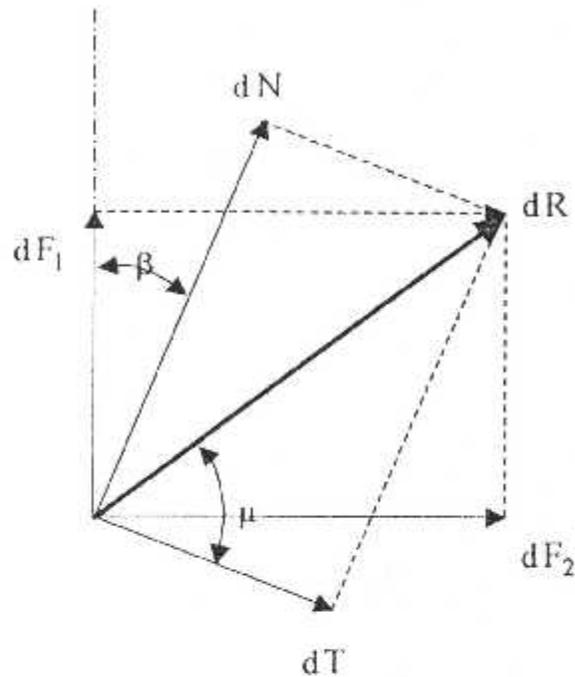
3/ Calcul du Pas relatif d'une section :

$$h = \frac{H}{D_i} = \frac{\pi r}{R} \text{tg } \theta$$

ou D_i est le diamètre de l'hélice, D_i = 2 R

4/ Actions aérodynamiques de l'hélice :

- Pour un élément de pal, le bilan des forces est :



$$dF_1 = dN \cos \theta - dT \sin \theta = \frac{1}{2} \rho W^2 S (C_z \cos \theta - C_x \sin \theta)$$

$$dF_2 = dN \cos \theta + dT \sin \theta = \frac{1}{2} \rho W^2 S (C_z \cos \theta + C_x \sin \theta)$$

- Calcul des Puissances motrice et utile (Pm et Pu) :

$$dP_m = u dF_1 = \frac{1}{2} \rho dS W^2 \cdot 2 \pi N_r (C_z \cos \theta + C_x \sin \theta)$$

$$dP_m = \frac{1}{2} \rho u dS W^2 C_z \frac{\sin(\theta + \psi)}{\cos \psi}$$

Ou :

$$dS = L dr$$

L : la corde

$$dP_u = V \cdot dF_2, \text{ avec } V = 0 \Rightarrow P_u = 0.$$

- pour toute la pale :

$$P_m = \int dP_m = \frac{1}{2} \rho \int u L W^2 C_z \frac{\sin(\theta + \psi)}{\cos \psi} dr$$

$$P_m = 2 \pi^3 N^3 \rho l C_z \frac{\sin(\theta + \psi)}{\cos \psi} (R^2 - r^2)$$

$$P_u = 0$$

- Pour toute l'hélice :

$$D_m = P_m \times n_p$$

Ou :

n_p : est le nombre de pale.

5/ Calcul du couple moteur :

$$C = \frac{D_m}{2 \pi N}$$

6/ Calcul du rendement de l'hélice :

$$\eta = \frac{\text{tg } \theta}{\text{tg } (\theta + \psi)}$$

Avec la valeur de θ pour laquelle le rendement est maximal :

$$\theta = \frac{\pi}{4} - \frac{\psi}{2}$$

Avec cette procédure, on aura des résultats pour un étage seulement, et aussi pour un mach et un régime donnée. Pour avoir les résultats nécessaires pour dessiner le diagramme caractéristique, on varie le nombre de Mach pour des régimes différents. La variation de ce dernier s'effectue dans une boucle qui calcule à chaque Mach le rendement, le taux de compression et les paramètres réduits ;

$$\text{régime } N_r = N / \sqrt{T_r} \text{ et débit réduit } D_r = D \frac{\sqrt{T_{t1}}}{P_{t1}}$$

Aussi on a établie un programme de calcul de différentes contraintes, tangentiel, radiale, thermique d'un disque d'épaisseur constant, la pression de sortie de la tuyère.

Et les différentes caractéristiques de l'hélice : puissance, couple, rendement.

➤ Les mesures géométriques :

Pour le calcul des caractéristiques hors adaptation de la turbine axiale, disque, et l'hélice.

On a besoin des dimensions géométriques de l'étage, rotor et stator.

Cependant, ces paramètres sont obtenues simplement par mesure, Ces derniers sont :

Le rayon du disque : R_m

Le rayon au sommet : R_t

La hauteur de l'aube : H

Le nombre d'aube par grille Z

La corde : C

L'espacement des aubes : S

La distance entre le bord d'attaque et la flèche maximale : a

➤ Les angles de calage :

On a pris les mesures en trois points le long de l'aube, pied , moyen, et sommet au bord d'attaque et au bord de fuite

α_2 angle de flux sortie stator.

β_3 angle de sortie rotor.

α_1 angle d'aube, d'entrée stator.

α_2 angle d'aube , sortie stator .

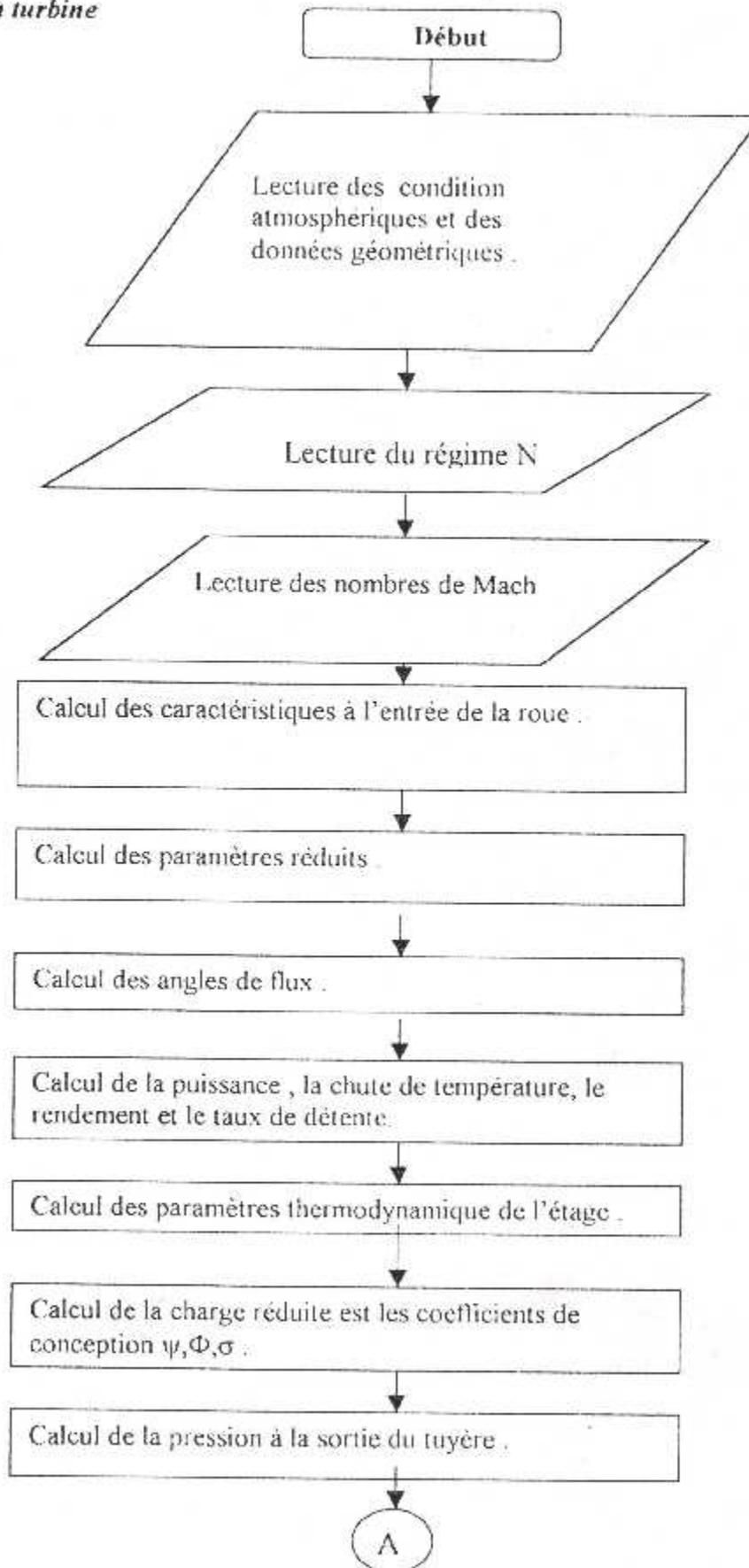
β_2 angle d'aube , entrée rotor .

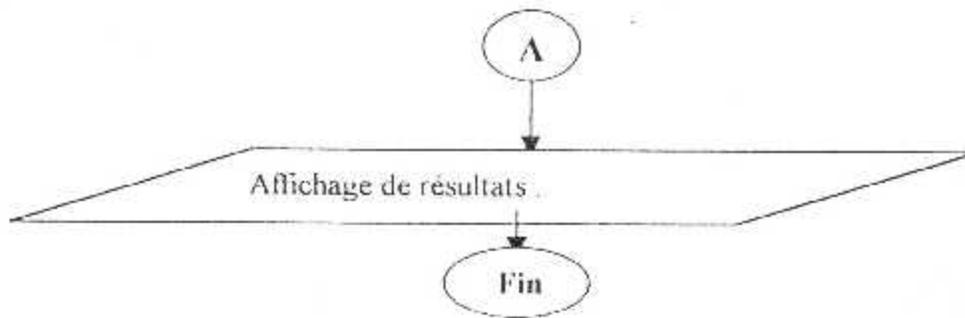
Aussi pour le disque on a mesuré le rayon d'alésage et l'extrémité , la température à l'extérieure et l'intérieure .

Pour l'hélice, les coefficients de portance et de traîné de l'élément de pale sont mesurés par essais sur soufflerie, l'angle de calage , la densité ρ et la section .

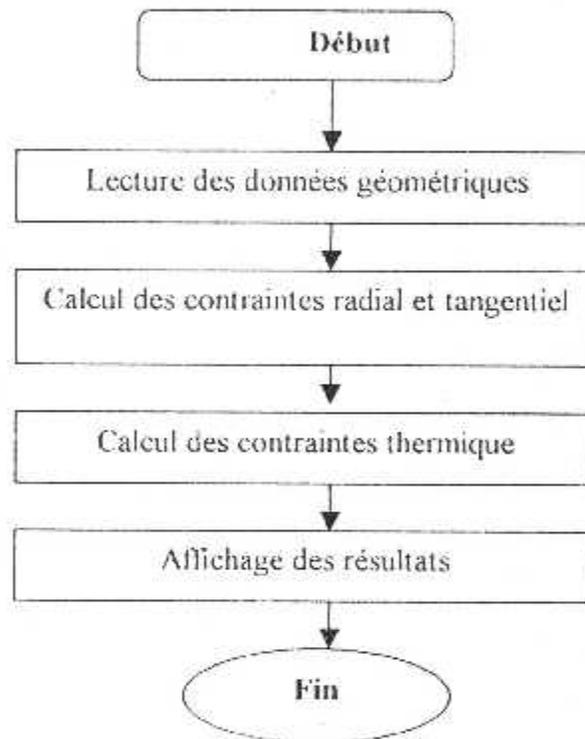
• Les Organigrammes de calcul

1/ la turbine

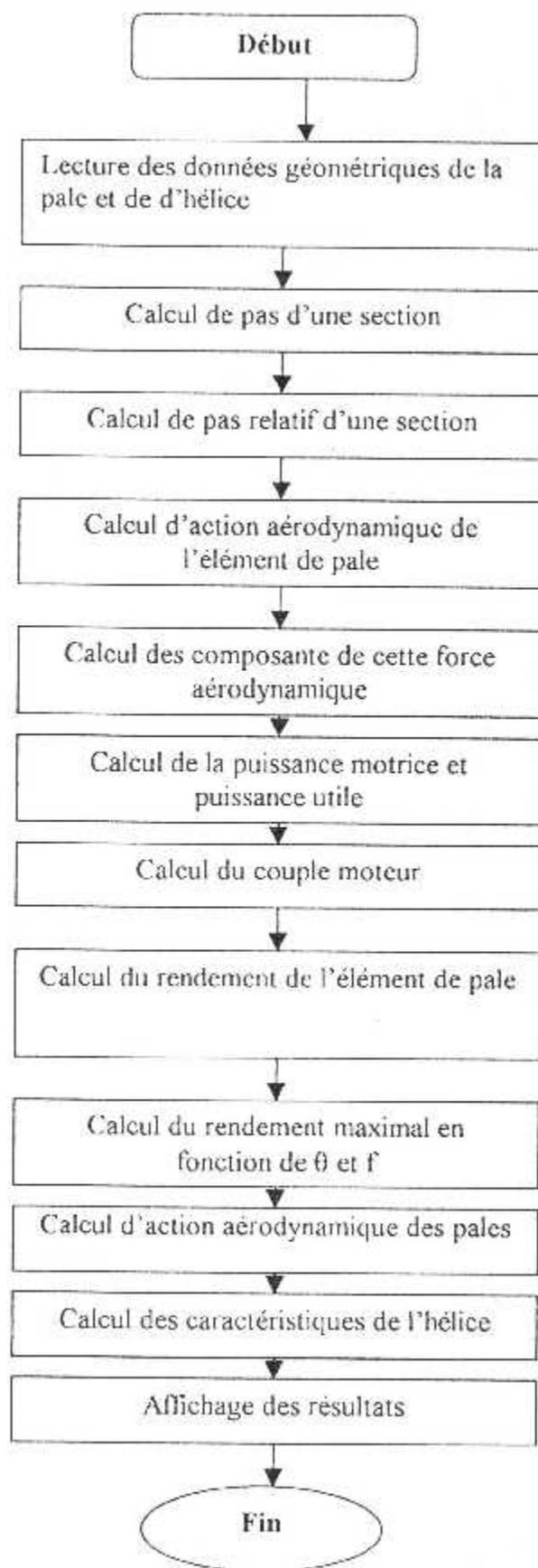




2/ Pour le Disque



3/ Pour l'hélice





CHAPITRE VI

VI. Interprétation des résultats

VI.1 La turbine

Le diagramme de fonctionnement des turbines peut se représenter par différentes courbes faisant intervenir les variables réduites.

J'ai présenté sur les figures qui vont suivre :

Sur la fig VI.1, la variation du taux de détente en fonction du débit réduit pour quelques régimes N_r .

On voit que le taux de détente augmente en augmentant le débit, et croît avec le régime, le débit aussi croît avec le régime de rotation réduite.

A un certain nombre de Mach et régime de rotation le taux de détente reste constant (blocage).

Une pratique courante consiste, pour écarter les iso-vitesse et pouvoir tracer des iso-rendements, à représenter le taux de détente, ou ce qui est équivalent $\Delta h/t_1$, en fonction de $N/t_1^{3/2}$ et du produit $D T_1^{3/2}/p_1$. $N/T_1^{3/2}$ (fig VI.2.).

Le champ de turbine est limité vers les $\Delta h/t_1$ élevés représentant la limite de puissance qui correspond à la charge maximale que peut fournir la turbine.

Dans la fig VI.3, le rendement augmente avec l'augmentation du taux de détente puis à un certain nombre de Mach et régimes élevés, il devient constant, ce qui explique la limite maximale du fonctionnement de la turbine.

VI.2. La tuyère

Pour la tuyère fig VI.4, la caractéristique de débit d'une tuyère en fonction de son taux de détente cependant, à la sortie de la tuyère on considère, tant que le taux de détente reste faible, que l'écoulement est parallèle. De ce fait, la pression statique p est égale à la pression atmosphérique p_0 .

Lorsque p augmente, à section s fixe, le débit réduit augmente jusqu'à ce que la section minimale de la tuyère (section de sortie d'une tuyère simplement convergente dans notre cas), devient critique. Le nombre de Mach dans ce plan est égal à 1 et ne peut dépasser cette valeur le taux de détente au col reste alors constant.

Lorsque le taux de détente est supérieur à sa valeur critique, le débit réduit est constant.

Si le cycle moteur est tel que le taux de détente est inférieure au taux critique, on a une augmentation du débit de tuyère en fonction du taux de détente.

VI.3. L'hélice

Aussi pour l'hélice fig VI.5, la puissance de l'hélice augmente avec l'augmentation du régime de rotation.

En outre la fig. VI.6 , donne la variation du rendement de l'hélice en fonction de l'angle d'attaque, pour différentes valeurs de la finesse : les courbes sont très plates au voisinage du maximum ,est cela d'autant plus que la finesse est plus grande. On peut donc s'attendre à conserver un bon rendement d'hélice dans de larges limites de variation de l'angle d'attaque.

VI. 4. Le disque

Pour Les disque (fig VI- 7) lorsque le rapport des rayon augmente , les contraintes thermiques à l'alésage ou bien à la périphérique diminue et pour un anneau ($r_i/r_e > 9$) Les contraintes de la réparation de T .

A géométrie donnée les contraintes varient comme le gradient local :
n élevé : gradient de T est important à la jonte et faible à l' alésage , contraintes à la périphérique sont supérieures à celle à l'alésage .

n faible : gradient de T est plus important à l'alésage qu'à la périphérique et respectivement des contraintes à l' alésage supérieures à celles dans la joute (en valeur absolue).

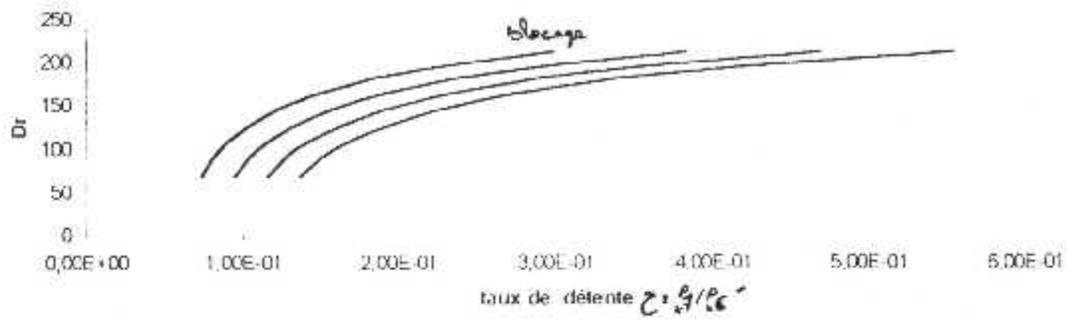


Fig VI.1. Variation de débit réduit en fonction de taux de détente

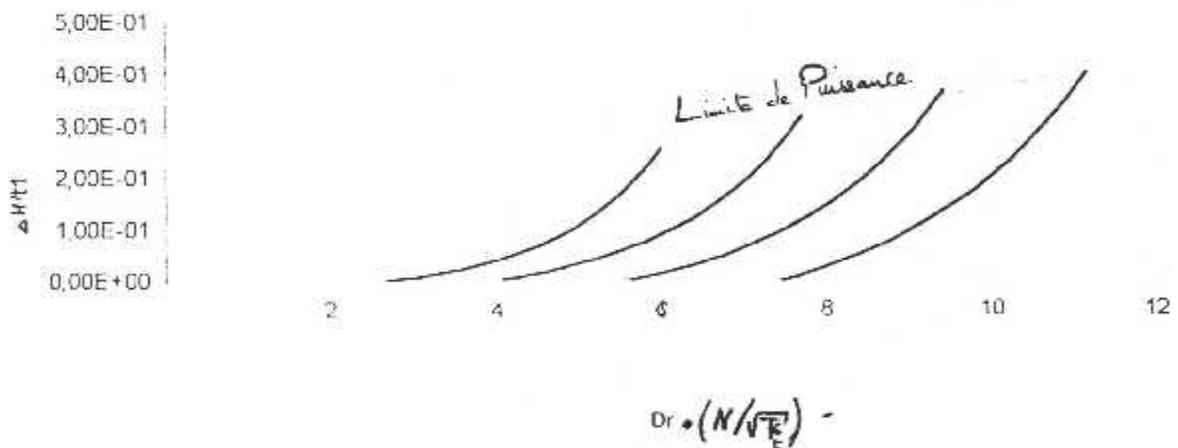


Fig VI.2. Variation de la charge réduite en fonction de débit réduit

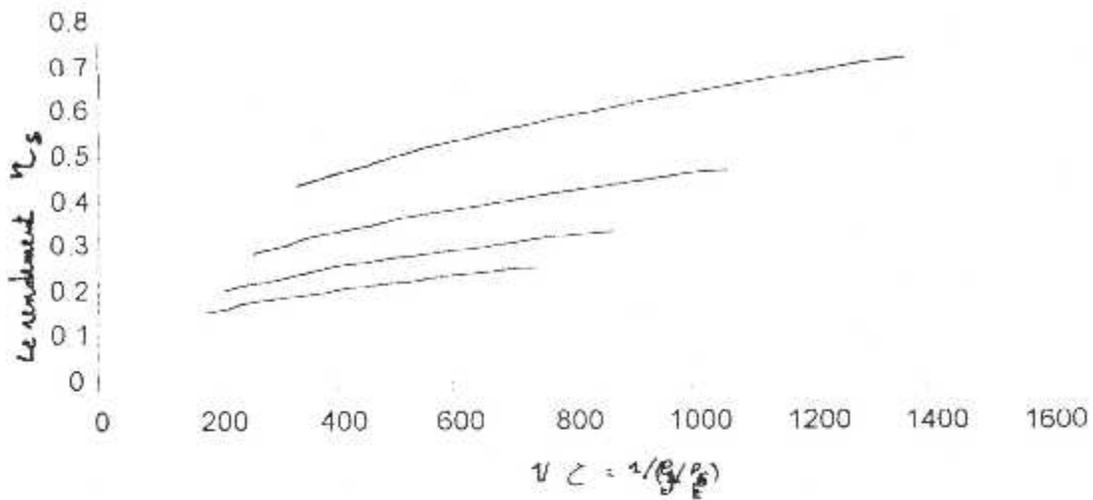


Fig VI.3. variation du rendement en fonction de aux de détente .

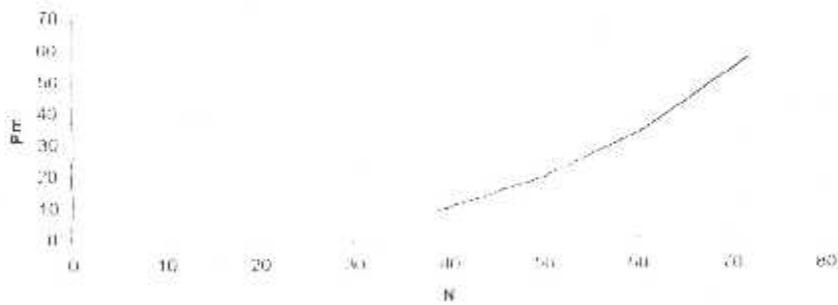


Fig VI.5. variation de la puissance en fonction du régime de rotation

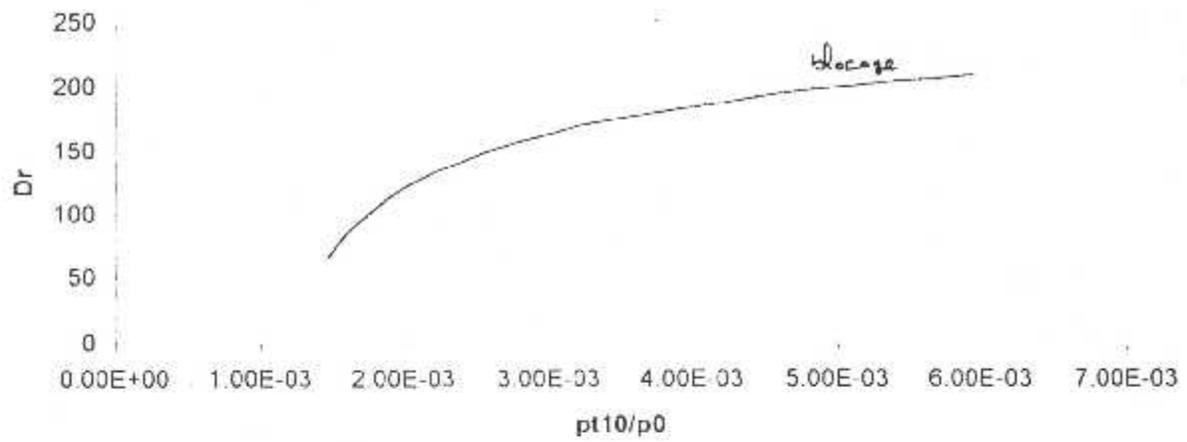


Fig VI. 4. Variation de débit réduit en fonction de taux de détente de la tuyère

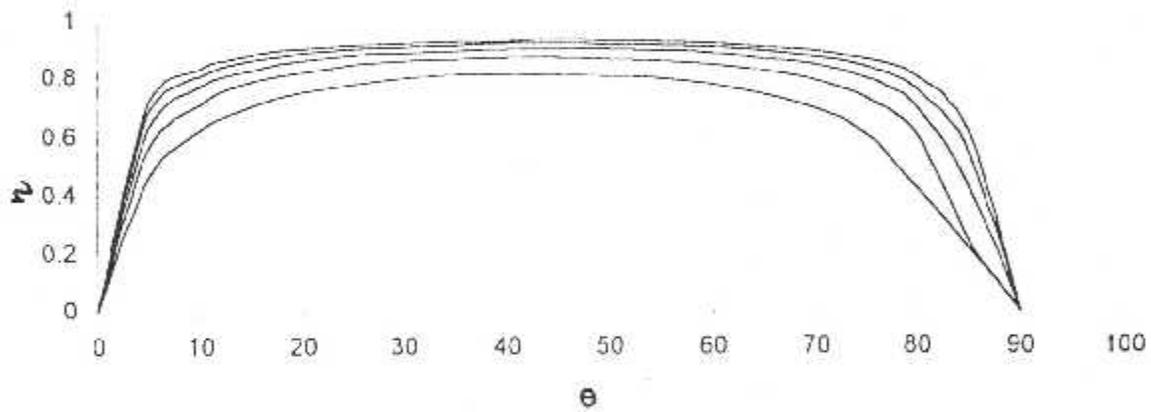
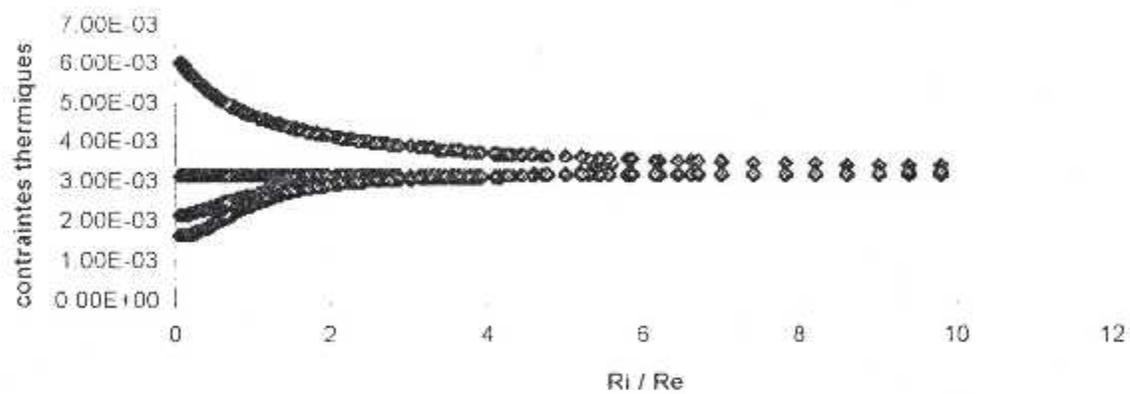
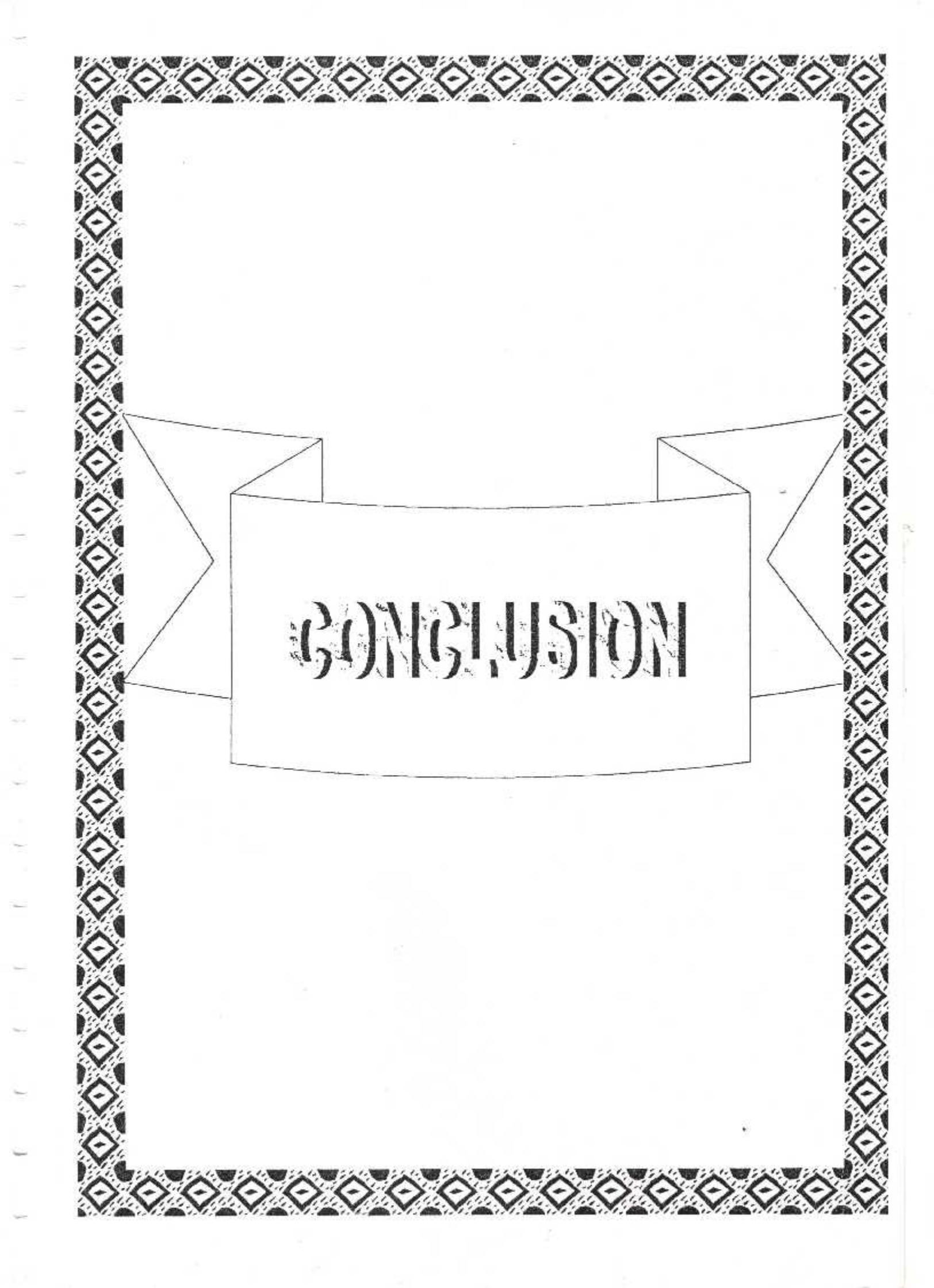


Fig VI.6. variation du rendement en fonction de l'angle d'attaque



FigVI.7. Variation des contraintes thermique en fonction de rapport des rayon



CONCLUSION

Conclusion

Vu la conjoncture actuelle et la crise économique, la compagnie d'Air Algérie doit déployer, tous ses efforts sur le développement de la maintenance aéronautique, ainsi qu'une étude approfondie sur les problèmes que rencontre le moteur en hors adaptation.

Les régimes de fonctionnement sont justement de deux types, il y a le régime adapté pour lequel les différents organes qui constituent le moteur atteignent leurs caractéristiques nominales, dans des conditions atmosphériques dites standards et un nombre de Mach nul à l'infini.

Le deuxième régime de fonctionnement est le régime dit hors adaptation, pour lequel le régime, les conditions atmosphériques, l'altitude et le nombre de Mach varient, les organes sont alors soumis à des contraintes, certes minimisées par les différents systèmes de régulations, mais limitent leurs domaines de fonctionnement, ce qui se traduit par une diminution des performances du moteurs.

Les instabilités qui peuvent atteindre la turbine, le blocage en débit de sections de passage, alors il faut que ce dernier fonctionne dans des conditions à respecter pour ne pas sortir du domaine limité, par exemple par limite de puissance.

Aussi pour les disques : un disque est essentiellement soumis aux efforts centrifuges générés par les aubes et par sa propre masse au contraintes induites par ces efforts d'origine mécanique peuvent se superposer des contraintes thermomécaniques à l'existence de gradients thermiques entre l'alésage et la jante, aux contraintes statiques(c.a.d correspondant à un états thermomécanique du moteur) peuvent se superposer des contraintes d'origine vibratoire.

La tuyère, est chargée d'assurer la sortie des gaz, conformément aux spécifications de l'utilisateur , tout en réalisant une diffusion , c'est à dire un ralentissement du fluide, entre l'aval du dernier étage de turbine et l'atmosphère . cette diffusion , plus ou moins parfaite selon la taille et la forme de la tuyère, permet de diminuer la perte d'énergie cinétique et d'abaisser par conséquent la pression à la sortie de la turbine pour une pression finale donnée .

Aussi pour l'hélice en peut déduire les remarques suivantes :
la puissance de l'hélice dépend du régime de rotation

la première concerne la forme du profil, le rendement est d'autant plus grand que la finesse est plus petite, c'est à dire que la finesse de profil est plus grand.

La seconde concerne la position du profil, pour une finesse donnée, c'est à dire pour un profil donné, le rendement est seulement en fonction de l'angle d'attaque.

En outre que j'ai pris quelques hypothèses pour cette étude, les principales sont que l'écoulement soit quasi - mono dimensionnel, adiabatique, et que la vitesse axiale soit constante.

Je propose donc, à ceux qui vont me succéder de prendre en considération différentes hypothèses, comme prise en considération des lois de régulations, les équations de Navier - Stokes pour un écoulement quasi - tridimensionnel, enfin le couplage entre les différents éléments de cette partie propulsive, d'une part, et ainsi pour tous les composants du moteur GLSK.

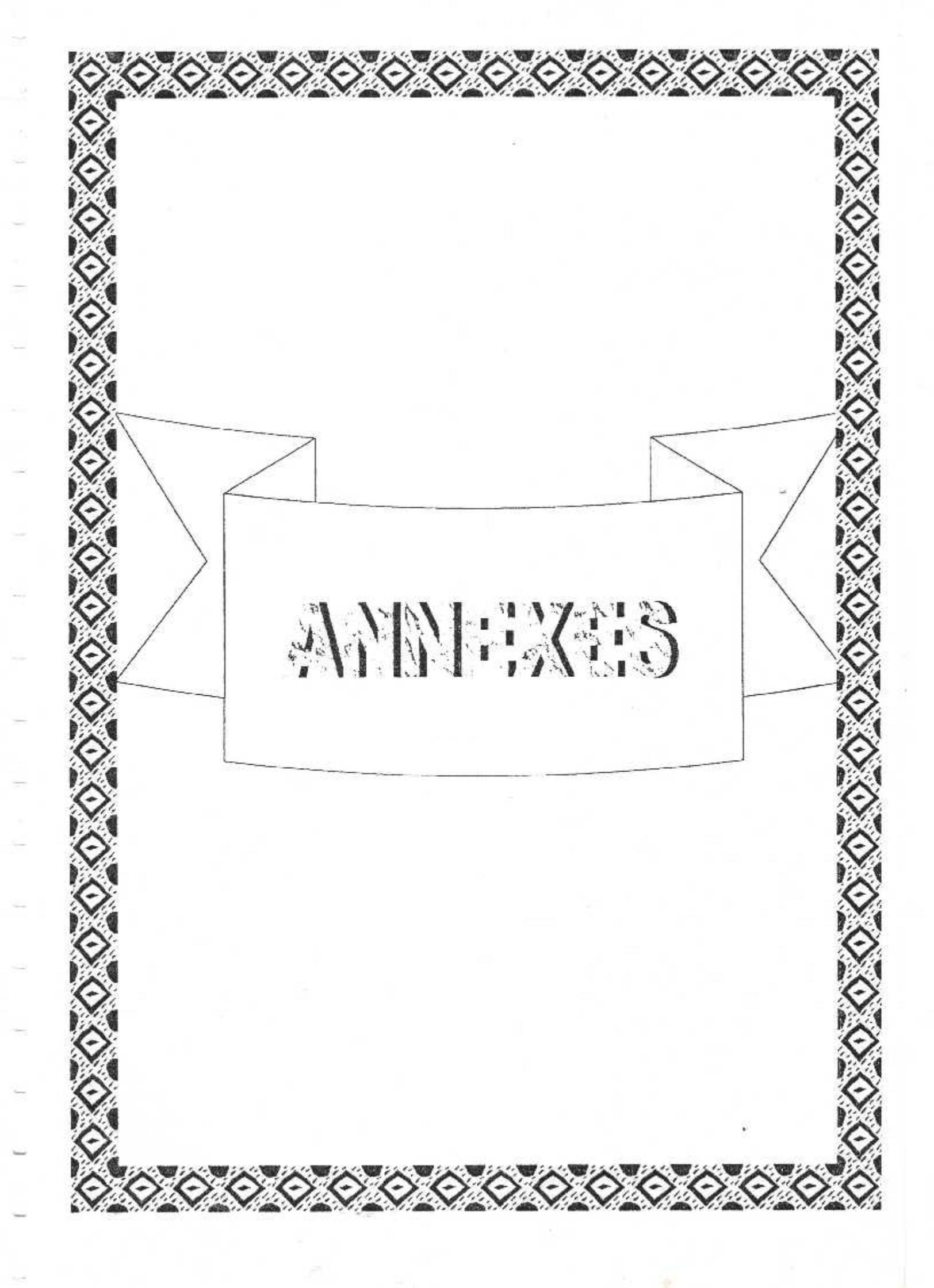
Cette petite expérience m'a aussi permis d'approfondir mes connaissances techniques et de me préparer pour une vie professionnelle dans le domaine de l'aéronautique.

Bibliographie

- [1] H. COHEN, G.F.C.ROGERS, I.I.I.SARAVANAMUTTOO. 'Gaz turbine theory'. Edition 1987
- [2] HILL, PETERSON. 'Aerodynamics and thermodynamics of propulsion ' Edition 1988
- [3] A.CARRERE. ENSA, ' Eléments de propulsion ' Edition 1987, partie I
- [4] VICTOR BENSAMHOUN. ' fonctionnement hors adaptation ' Edition 1989
- [5] techniques de l'ingénieur , traité Génie mécanique BM 4 400 10
- [6] I.E. BADRE EDDINE . 'cours de propulsion II de cinquième année ingénieur '
- [7] P. SENECHIAL . ' dimensionnement des turbomachines' . Edition 1989
- [8] L. GEORGE, J.F. VERNET ,J.C.WANNER . 'la mécanique de vol '.Edition DUNOD, Paris , 1969
- [9] P. LEPOURRY 'Le turbopropulseur'. Edition 1989

- Thèse :

- [10] Conception préliminaire d'une turbine axiale , Année 2001.
- [11] Etude du fonctionnement hors adaptation des compresseurs axiaux à basse pression. Année 2000.



ANNEXES



ANNEKEI

PROGRAMME DE CALCUL HORS ADAPTATION D'UNE TURBINE AXIAL ET
LE FONCTIONNEMENT DE LA TUYERE ET L'HELICE

```

real m,taup(10,4),n(4),nr(4),moi1,moi2,moi3,ksi,
+ dr(10),h1,h2,h3,cs,css(10),h11s,cr,hr,ss,sr,qoi,k,b,lamda1
+ ,ysk1,yn,nlamdan,yp1,yp2,ypr,loi2,a3,lamda2,voi2,p2(10),
+ p1(10), ysk2,yr,tt3rl,nlamdar,ypn ,alpha,beta,a2n ,lamdan,
+ ro1(10), t3p(10),t2p(10),va(10),va2(10),w3(10),rend(10,4),ris,
+ pa(10,4),wa(10,4),dte(10,4),u(4),w(4),v2(10),v1(10),t1(10),
+ d(10),a1(10),vu2(10),v3u,w2u,t2(10),c2(10),c3(10),v3(10),p3
+ ,pt3(10,4),t3(10),voi1,loi1,a2 ,w2(10)
+ ,lmm(10,4),lss(10,4),rend1(10,4),zz(10,4),pp(10,4),qq(10,4),
+ yyo(10,4)

```

```

open(1,file='lat1.dat')
open(2,file='lat2.dat')
open(3,file='lat3.dat')
open(4,file='lat4.dat')
open(5,file='lat5.dat')
open(6,file='lat6.dat')
tt1=1300
k=0.02
pt1=6*101325
rm=0.007
rt=0.008
rr=0.006
dm=20
gam=1.33
cp=1148.862
lamdan=0.05
ris=0.9
alpha2=58.37
beta3=54.96
r=0.287
rh0=0.0002225
sh=0.05
cz=0.03
teta1=30
phii=26.56
pi=acos(-1.)
alpha1=10
cdr=pi/180
alpha2=alpha2*cdr
beta3=beta3*cdr
ggm1=gam/(gam-1)
au=2*pi*(rt**2-rr**2)
do 20 j=1,4.
n(j)=1000+j*400
do 10 i=1,10

```

```

m=0.3+i*0.15
w(j)=2*pi*n(j)/60
u(j)=w(j)*rm
nr(j)=n(j)/sqrt(tt1)
t1(i)=tt1/(1+0.2*m**2)
a1(i)=sqrt(gam*r*t1(i))
v1(i)=a1(i)*m
p1(i)=pt1*(t1(i)/tt1)**ggm1
va(i)=dm*r*t1(i)/(p1(i)*au)
va2(i)=va(i)
v2(i)=va2(i)/cos(alpha2)
vu2(i)=v2(i)*sin(alpha2)
w2u=vu2(i)-u(j)
beta2=atan(w2u/va2(i))
w3(i)=va(i)/cos(beta3)
v3u=w3(i)*sin(beta3)-u(j)
alpha3=atan(v3u/va(i))
v3(i)=va(i)/cos(alpha3)
pa(i,j)=dm*(vu2(i)+v3u)*u(j)
wa(i,j)=pa(i,j)/dm
dte(i,j)=wa(i,j)/cp

```

c station 1 *****

```

ro1(i)=p1(i)/(r*t1(i))
a1(i)=dm/(ro1(i)*va(i))
h1=a1(i)*n(j)/u(j)
rt1=rm+h1/2
rr1=rm-h1/2
moi1=rt1/rr1

```

c station 2 *****

```

c2(i)=v2(i)**2/(2*cp)
t2(i)=tt1-c2(i)
t2p(i)=t2(i)-lamdan*v2(i)**2/(2*cp)
p2(i)=pt1/(tt1/t2p(i))**ggm1
ro2=1.e5*p2(i)/(r*t2(i))
a2=dm/(ro2*va(i))
a2n=dm/(ro2*v2(i))
h2=a2*n(j)/u(j)
rt2=rm+h2/2
rr2=rm-h2/2
moi2=rt2/rr2
mr2=v2(i)/sqrt(gam*r*t2(i))

```

c station 3 *****

```

tt3=tt1-dte(i,j)
c3(i)=v3(i)**2/(2*cp)
t3(i)=tt3-c3(i)

```

Annexe1

```
taup(i,j)=((1.-dte(i,j)/(ris*t1))**(-ggm1))-1
pt3(i,j)=taup(i,j)*pt1
p3=pt3(i,j)*(t3(i)/t3)**ggm1
t3p(i)=t2(i)*(p3/p2(i))**ggm1
ro3=1.e5*p3/(r*t3(i))
va3=va(i)
a3=dm/(ro3*va3)
h3=a3*n(j)/u(j)
rt3=rm+h3/2
rr3=rm-h3/2
moi3=rt3/rr3
mr3=v3(i)/sqrt(gam*r*t3(i))
```

- c POUR LE STATOR ON PRENDRA S/C=0.86 (PAS/CORDE)
- c POUR LE ROTOR ON PRENDRA S/C=0.83 (PAS/CORDE)

```
H11s=0.5*(h1+h2)
Hr=0.5*(h2+h3)
```

- c ON ADOPTE UN RAPPORT H/C=3 (HAUTEUR/CORDE)

```
Cs=H11s/3
Cr=Hr/3
Ss=0.86*Cs
Sr=0.83*Cr
```

- c ****II*** calcul des differentes pertes

```
qoi=0.2
```

- c == stator

```
c b=f(k/h)=0
if(beta3.eq.alpha2)then
if(beta2.eq.alpha1)then
b=(cs/h11s)*(k/cs)**0.78
lamda1=0.0334*(cs/h11s)*(cos(beta3)/cos(beta2))
endif
endif
Ypn=0.024
loi1=((a2*cos(alpha2))/(a1(i)*cos(alpha1)))**2/(1+(rr2/rt1))
lamda1=(0.03038*loi1**2)+(0.035588*loi1)+(0.00006215)
alpha=atan((tan(alpha2)-tan(alpha1))/2)
voi1=2*(tan(alpha2)+tan(alpha1))*cos(alpha)
Ysk1=lamda1*voi1**2*((cos(alpha))**2/(cos(alpha))**3)
YN=Ypn+Ysk1
nlamdan=YN/(T11/T2p(i))
```

```
pause
```

- c == rotor

```

B=0.5*0.02
Yp1=0.023
Yp2=0.087
Ypr=(Yp1+(beta2/beta3)**2*(Yp2-Yp1))*(qoi/0.2)**(beta2*
+beta3)
loi2=((a3*cos(beta3))/(a2*cos(beta2)))**2/(1+(rr3/rt2))
lamda2=(0.03038*loi2**2)+(0.035588*loi2)+(0.00006215)
beta=atan((tan(beta3)-tan(beta2))/2)
voi2=2*(tan(beta3)+tan(beta2))*cos(beta)
Ysk2=(lamda2+B)*(voi2**2)*((cos(beta3))**2/(cos(beta))**3)
YR=Ypr+Ysk2
Tt3rl=T3(i)+((v3(i)**2)/(2*cp))
nlamdar=YR/(Tt3rl/T3p(i))
c ***** CONDITION DE CORRELATIONS POUR LES PERTES
*****

if(MR2.gt.1)then
YPN=YPN*(1+60*(mr2-1)**2)
endif
if(MR3.gt.1)then
YPr=YPr*(1+60*(mr3-1)**2)
endif

c *****calcul de rendement*****

zz(i,j)=nlamdar*w3(i)**2/(2*cp)
pp(i,j)=(t3(i)/t2(i))*nlamdan+v2(i)**2
qq(i,j)=(Tt1-Tt3)
yyo(i,j)=1+(zz(i,j)+pp(i,j))
rend(i,j)=(1/(((1+zz(i,j)+pp(i,j))/(2*cp))/qq(i,j)))
tg=tan(alpha2)/tan(beta2)
tg1=tg/(1-tg)
w2(i)=va(i)/cos(beta2)
css(i)=w3(i)*cos(beta3)/(w2(i)*cos(beta2))
ksi=2*va(i)*(tan(beta2)+tan(beta3))/u(j)
dht1=u(j)*(v3u-vu2(j))/tt1
sig=va(i)*(tan(beta3)-tan(beta2))/(2*u(j))
fi=va(i)/u(j)
write(4,18) nr(j), ksi,sig,fi

d(i)=v1(i)*ro1(i)*au
dr(i)=v1(i)*dm*sqrt(tt1)/(pt1*au)
fll=1/taup(i,j)
lmm(i,j)=dte(i,j)*u(j)
lss(i,j)=(taup(i,j)**(1/(-4.003))*(t1(i)))-t1(i)
rend1(i,j)=(1/lmm(i,j)/lss(i,j))
rend1(i,j)=rend1(i,j)*1000

write(1,18)taup(i,j)*100,dr(i)
write(2,18)dr(i)*u(j)/sqrt(tt1),dht1

```

Annexel

```
write(3,18)mf,rendl(i,j)

c *****calcul de la pression a la sortie de la tuyere *****

PT9=PT3(i,j)
REN=0.98
p0=301325
c PT9=PT3(i,j)
c PT10/PT9=REN
PT10=0.988*pt9
GGI=Pt10/p0
if (j.eq.1) then
WRITE(6,18)ggl,dr(i)
endif

c ***** calcul de la puissance de l'hélice *****

wh=2*pi*n(j)
puis=rh0*sh*pi*0.001*n(j)*wh**2*cz*(sin(teta1+phii)/cos(phii))
write(5,18)nr(j),puis

10 continue
20 continue
n(j)=0
puis=0
write(5,18)n(j), puis
18 format(10g20.10)
stop
end
```

```

c          ***** programme 2 *****
  implicit real*8 (a-z)
    open(6,file='lat.dat')
    open(5,file='l.dat')
c          ***** CALCUL DU CONTRAINTES DE DISQUE
*****
c          *****CALCUL DU CONTRAINTES POUR DISQUE
D'EPAISSEUR CONSTANT **
*          ***** CALCUL DE CONTRAINTES TENGENCIEL ET
RADIAL *****
  muu=0.002
  wl=250
  room=2.02365
  do 11 r=20,31,1
  z=r/30
  za= 10/r
  sig=5*10e-8
  siga=6*10e-7
  sre=(sig/room*wl**2*15**2)
  sra=(siga/room*wl**2*15)
  bb=1-(za**2/z**2)
  mi=(z+muu/8)
  li=(1/z**2)-1
  sr=((bb/(1-za**2))*sre)+((li/((1/za**2)-1))*sra)+(mi*(1-z
+**2)*bb)
  sti=((1+za**2/z**2)/(1-za**2))*sre-(((1/z**2+1)/(1/za**2))-
+1)*sra+((z+muu)/8)*(1+z**2)*(1+za**2/z**2)-((1+muu)/2)*z**2
c          ***** CALCUL POUR UN DISQUE PLEIN
*****
  A1=((z+muu)/8)*(1-z**2)
  srr=sre +A1
  A2=((z+muu)/8)*(1+z**2)-(((1+muu)/2)*z**2)
  stii=sre +A2
  fff=sr/room*wl**2*r**2
  ddd=sti/room*wl**2*r**2
  ooo=sr/sre
  oool=sti/sre
  write(6,31)z,sr,sti,z,za,ooo,z,ooool,za
11  continue
c          ***** calcul de contraintes thermique *****

```

```
do 16 n=1,4
do 20 ri=1.001,10,0.4
  do 21 re=1,15,0.4
te=989
ti=850
e=10e5
alpha=0.0004
ll=1-(ri/re)**2
write(*,*)'*****',ll
mm=(ri/re)**n
seti=e*alpha*((te-ti)/n+2)*((2/ll)-(n*mm)/(1-mm))
sete=e*alpha*((te-ti)/n+2)*((2*(ri/re)**2)/(1-ri/re)**2-n/1-mm)
lll=seti/e*alpha*(te-ti)
mmm=sete/e*alpha*(te-ti)
rrr=ri/re
qqq=-lll
xxx=-mmm
write(5,31) n,rrr,lll,qqq,rrr,mmm,xxx
31 format(10g20.10)

21 continue
20 continue
16 continue
stop
end
```

```

c          ***** programme 3 *****

implicit real*8 (a-z)

      open(11,file='r.dat',status='unknown')
      open(10,file='a.dat',status='unknown')

c          ***** lecture des
données*****
      data r0,N,L,Cz,cx,r1,teta1/0.0002225,250,0.025,0.03,0.015,
      r1*10e-3,30/
c          ***** calcul le pas d'une section *****
      pi=acos(-1.)
      phii=atan(cx/cz)

      r11=0.7
c          '(r11 :rayon de l'élément de pale)'
      r22=1
c          'r22:rayon de'une pale'
      h=2*pi*r11*tan(teta1)
c          *** calcul de pas relative ****

      h1=pi*r11*tan(teta1)/r22
c          ***** calcul des force aérodynamique *****

      s=0.05
      w=2*pi*n

      f11=0.5*r0*w**2*s*(cz*cos(teta1)-cx*sin(teta1))
      f22=0.5*r0*w**2*s*(cz*sin(teta1)+cx*cos(teta1))
c          ***** calcul de la puissance motrice et utile *****

      pm=r0*s*pi*r11*n*w**2*cz*(sin(teta1+phii)/cos(phii))
      v=0
      pu=v*f
c          calcul de rendement de élément de pale ****
      rend1=tan(teta1)/tan(teta1+phii)
c          ***** calcul de couple *****
      q1=pm/2*pi*n
c          ***** calcul du rendement max pour différente valeurs de f***

do 23 f=5,30,5

```

```

    fi=atan(1/f)
    rend=0
do 30 teta=0,pi/2,pi/36
rend=tan(teta)/tan(teta+fi)
    A=0.5*r0*pi**3
    C=N*L*Cz
    B=sin(teta+fi)/(cos(fi)*(r1**2-r0**2)*10e-3)
    P=A*B*C
c    *** calcul de couple *****
    q=p/2*pi*n
c    **** calcul des caractéristique de l'hélice *****
    nn=3
c    '(nn nombre des pales)'
    p22=r0*s*pi*0.001*n*w**2*cz*(sin(teta1+phii)/cos(phii))
    q2=p22/2*pi*n

    pp=p22*3
    qq=q2*3
    rendt=rendl*3
c    ***** OUVERTURE DE FICHIER *****
*    rend

theta=90

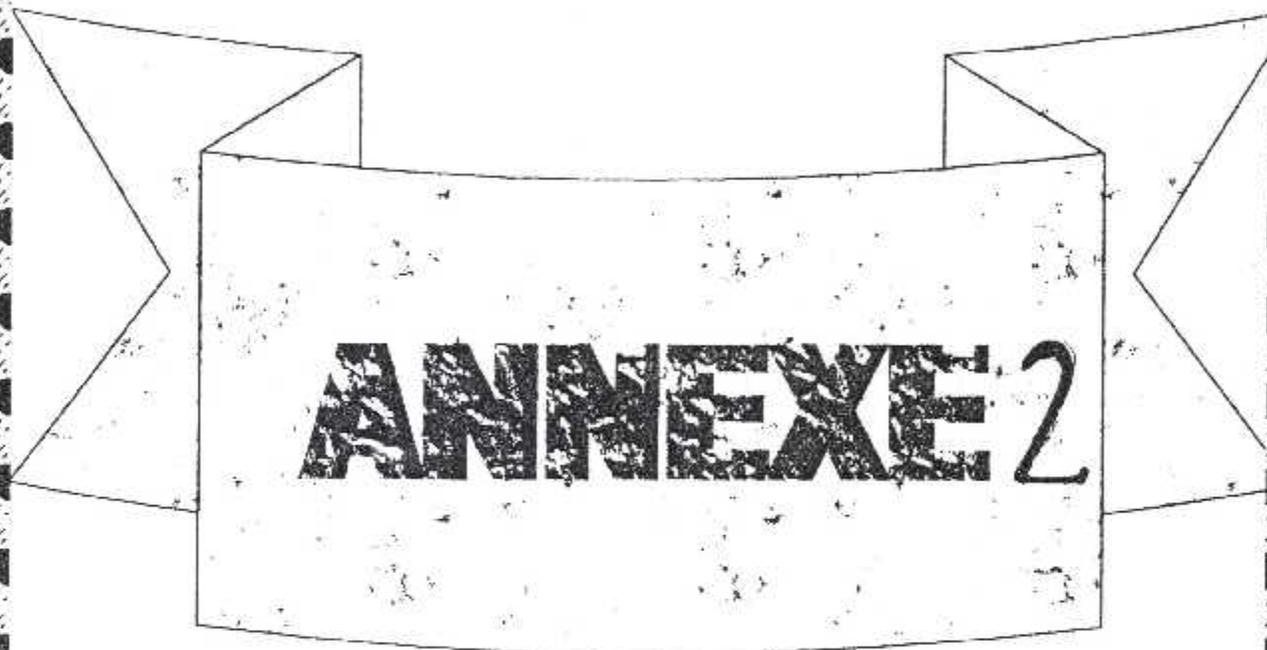
theta=teta*180/pi
thetal=teta1*180/pi
if(rend.lt.0)goto 50
write(11,25)f,theta,rend,q,p22,q2,pp,qq,rendt
write(10,25)phii,h,h1,f11,f22,pm,pu,q1,rendl
25  format(10g20.10)

30  continue
50  continue

23  continue

end

```



ANNEXE 2

➤ **Equation d'équilibre :**

Les seuls efforts volumiques sont ceux dus au champ centrifuges. Ils ont pour valeur :

$$dF_c = \rho \cdot dV \cdot \Omega^2 \cdot r = \rho \cdot r \cdot dr \cdot d\theta \cdot h \cdot \Omega^2 \cdot r$$

$$dF_c = \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2 \cdot h \cdot dr \cdot d\theta$$

Est l'équilibre de l'élément de volume est donné par celui des efforts projetés sur la radiale oy.

$$\left(\sigma_r \cdot r \cdot h \cdot d\theta\right) + d\left(\sigma_r \cdot r \cdot h \cdot d\theta\right) - \left(\sigma_r \cdot r \cdot h \cdot d\theta\right) + dF_c - \sigma_0 \cdot h \cdot dr \cdot \frac{d\theta}{2} \cdot 2 = 0$$

en remplaçant dF_c par sa valeur, on obtient :

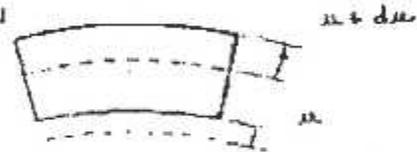
$$\frac{d}{dr} \sigma_r \cdot r \cdot h + \rho \cdot h \cdot \Omega^2 \cdot r^2 - \sigma_0 \cdot h = 0$$

➤ **Equation de comptabilité :**

Elle est obtenue en exprimant la loi de Hooke et écrivant que les déformations sont dérivées des déplacements. Dans notre cas le seul déplacement possible est un déplacement radial qu

au rayon 'r' le déplacement est 'u'.

au rayon 'r+dr' le déplacement est 'u+du'.



Le déplacement étant isotherme,

la dilatation thermique est uniforme et son effet nul sur la répartition des contraintes.

On n'écrira donc pas, dans la suite de ce paragraphe, les termes de dilatation thermique.

L'élément radial dr s'est allongé de du . On en déduit que l'allongement unitaire radial est :

$$\varepsilon_r = \frac{du}{dr}$$

Remarquons maintenant que la circonférence ' $2 \cdot \pi \cdot r$ ' est ' $2 \cdot \pi \cdot (r+u)$ ' et l'allongement unitaire tangentiel vaut :

$$\varepsilon_\theta = \frac{2 \cdot \pi \cdot u}{2 \cdot \pi \cdot r} = \frac{u}{r}$$

La loi de Hooke s'exprime par :

$$\varepsilon_r = \frac{\sigma_r - \nu\sigma_\theta}{E} = \frac{du}{dr}$$

$$\varepsilon_\theta = \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} = \frac{u}{r}$$

La 2ème loi peut s'écrire:

$$u = \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} \cdot r$$

d'où :

$$\frac{du}{dr} = \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} \right)$$

L'égalité avec la première équation donne :

$$\frac{\sigma_r - \nu\sigma_\theta}{E} = \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} \right)$$

$$\text{Soit : } (1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} \right) = 0$$

Equation d'équilibre et équation de compatibilité forment un système de 2 équations à 2 inconnues, σ_r , σ_θ , E , ν . Etant données.

Ce système étant linéaire, on peut étudier séparément les effets du champ centrifuge de ceux dus aux efforts extérieurs appliqués au disque et les combiner linéairement

Conditions aux limites.

L'intégration du système d'équations différentielles établi au paragraphe précédent :

$$\frac{d}{dr}(\sigma_r \cdot r \cdot h) = h(\sigma_\theta - \rho \cdot \Omega^2 \cdot r^2)$$

$$(1 + \nu) \frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} + r \frac{d}{dr} \left(\frac{\sigma_\theta - \nu\sigma_r}{E} \right) = 0 \dots\dots\dots (III.2)$$

permet de calculer, en tout point du disque, la contrainte tangentielle et la contrainte radiale. Comme tout système de deux équations différentielles à deux inconnues, la solution est donnée à 2 constantes près, déterminées par les conditions aux limites.

Dans la suite du chapitre, l'indice "e" sera utilisé pour les valeurs prises au rayon extérieurs, l'indice "a" pour les valeurs prises à l'alésage.

➤ Calcul des contraintes radial et tangential d'un Disque d'épaisseur constante.

Pour simplifier l'écriture et pour faciliter l'interprétation des résultats, changeons de variables et prenons :

$$s_r = \frac{\sigma_r}{\rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2} \quad s_\theta = \frac{\sigma_\theta}{\rho \cdot \Omega^2 \cdot r_c^2} \quad z = \frac{r}{r_c}$$

Remarquons que : $\rho \Omega^2 r_c^2$ représente la contrainte centrifuge d'un anneau de même rayon extérieur que le disque et tournant à la même vitesse que ce dernier s_r et s_θ seront donc une mesure σ_r , σ_θ dans le disque, par rapport à cette référence.

En notant que $r = r_e \cdot z$ donne $\frac{d}{dr} = \frac{d}{r_e dz}$ et en éliminant h , le système devient :

$$\begin{cases} \frac{d}{dz} \cdot z \cdot s_r = s_\theta - z^2 \\ (1 + \nu)(s_\theta - s_r) + \frac{d}{dz}(s_\theta - \nu s_r) = 0 \end{cases}$$

Tirons s_θ de la première équation et remplaçons le par sa valeur dans la seconde :

$$(1 + \nu) \left(z \frac{ds_r}{dz} + z^2 - s_r \right) + \frac{d}{dz} \left(z \frac{ds_r}{dz} + s_r (1 - \nu) + z^2 \right) = 0$$

$$z \frac{d^2 s_r}{dz^2} \left[z \frac{ds_r}{dz} + z^2 \right] + \frac{d}{dz} \left[z \frac{ds_r}{dz} + s_r (1 - \nu) + z^2 \right] = 0$$

$$\frac{d^2 s_r}{dz^2} + \frac{z ds_r}{z dz} + (z + \nu) = 0$$

$$\text{Or } \frac{d^2 s_r}{dz^2} + \frac{z ds_r}{z dz} = + \frac{1}{z^3} \frac{d}{dz} \left(z^3 \frac{ds_r}{dz} \right)$$

Et l'équation précédente se réduit à :

$$\frac{1}{z^3} \frac{d}{dz} \left(z^3 \frac{ds_r}{dz} \right) = -(z - \nu)$$

Après intégration, on trouve :

$$\begin{cases} s_r = A + \frac{B}{z^2} - \frac{3+\nu}{8} z^2 \\ s_0 = A - \frac{B}{z^2} - \frac{3+\nu}{8} z^2 \end{cases}$$

Si on introduit les conditions aux limites :

$$S_r = S_{re} \text{ au rayon extérieur}$$

$$S_r = S_{ra} \text{ au rayon d'alésage}$$

La solution du disque plan d'épaisseur constante est :

$$\begin{cases} S_r = \frac{1 - \frac{z_a^2}{z^2}}{1 - \frac{z_a^2}{z^2}} S_r + \frac{1 - 1}{\frac{z_a^2}{z^2} - 1} S_a + \frac{3+\nu}{8} (1 - z^2) \left(1 - \frac{z_a^2}{z^2} \right) \\ S_r = \frac{1 + \frac{z_a^2}{z^2}}{1 + \frac{z_a^2}{z^2}} S_r - \frac{1 - 1}{\frac{z_a^2}{z^2} - 1} S_a + \frac{3+\nu}{8} (1 - z^2) \left(1 - \frac{z_a^2}{z^2} \right) - \frac{(1+\nu)}{8} z^2 \end{cases} \dots (III.3) \text{ et}$$

pour un disque plein :

$$S_r = S_t \quad \text{à } z=0.$$

$$\begin{cases} S_r = S_r + \frac{3+\nu}{8} (1 - z^2) \\ S_r = S_r + \frac{3+\nu}{8} (1 + z^2) - \frac{(1+\nu)}{8} z^2 \end{cases}$$

Les figures ci-dessous illustrent ces résultats. Chaque courbe correspond à un disque de rapport de moyen : $z_a = \frac{r_a}{r_e}$ fixé et donne l'évolution suivant le rayon de la contrainte relative s_r ou s_t .

➤ Calcul de contraintes thermique :

□ disque d'épaisseur constant:

Éliminons σ_0 , on obtient :

$$d^2/dr \sigma_r + 3/r d\sigma_r/dr + 1/r d/dr (E\alpha T) = 0$$

Et intégrons deux fois :

$$r^3 \frac{d\sigma_r}{dr} + E\alpha T r^2 - 2 \int E\alpha T r \, dr = c$$

ou :

$$d\sigma_r / dr = -E\alpha T / r + 2/r^3 \int E\alpha T r \, dr + c/r^3$$

puis :

$$\sigma_r = -1/r^2 \int E\alpha T r \, dr - c/r^3 + A$$

et on posant $B=c/2$

$$\sigma_r = A - B/r^2 - 1/r^2 \int E\alpha T r \, dr$$

$$\sigma_\theta = A + B/r^2 + 1/r^2 \int E\alpha T r \, dr - E\alpha T r$$

les constantes A et B sont déterminées par les conditions aux limites :

$$\sigma_{re} = 0 \quad \text{au rayon extérieur } Re$$

$$\sigma_{ri} = 0 \quad \text{à l'alésage de rayon } Ri (Ri \neq 0)$$

tous calculs faits on arrive aux expressions suivantes :

$$\sigma_r = [(1 - Ri^2/r^2) / (1 - Ri^2)]_{Ri} \int_{Ri}^{Re} E\alpha T r \, dr - E\alpha T r \, dr - 1/r^2 \int_{Ri}^{Re} E\alpha T r \, dr$$

$$\sigma_\theta = [(1 + Ri^2/r^2)]_{Ri} \int_{Ri}^{Re} E\alpha T r \, dr + 1/r^2 \int_{Ri}^{Re} E\alpha T r \, dr - E\alpha T r$$

D'où on éduit :

$$\boxed{(\sigma_{\theta i} - \sigma_{\theta e}) = E\alpha(T_e - T_i)}$$

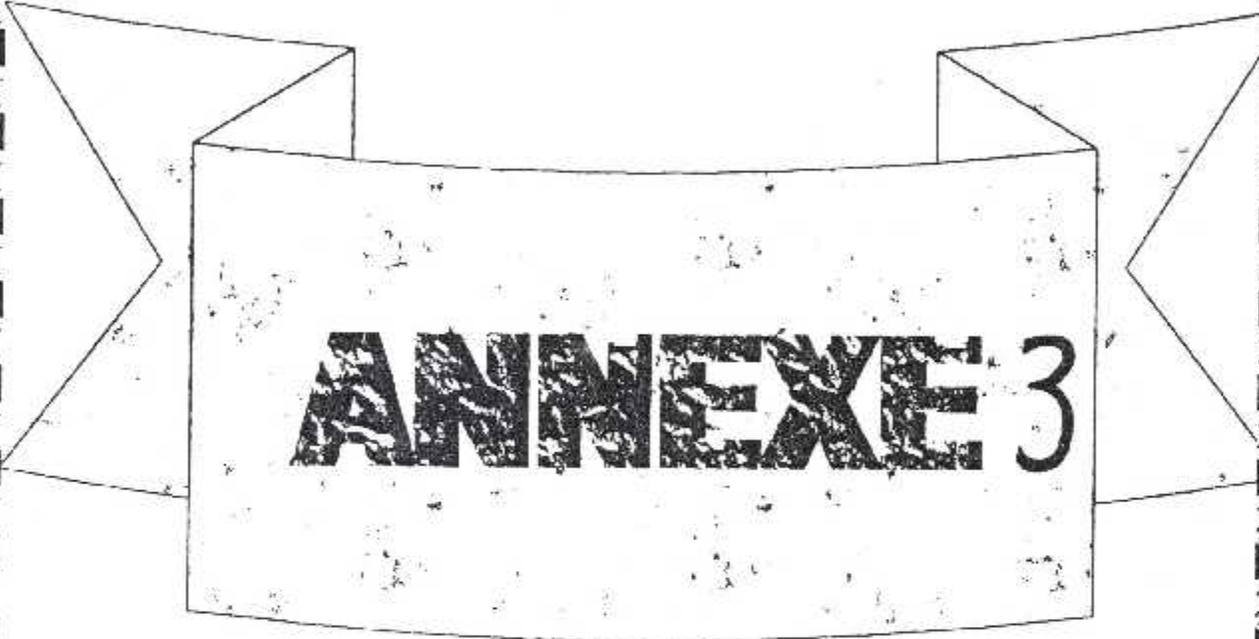
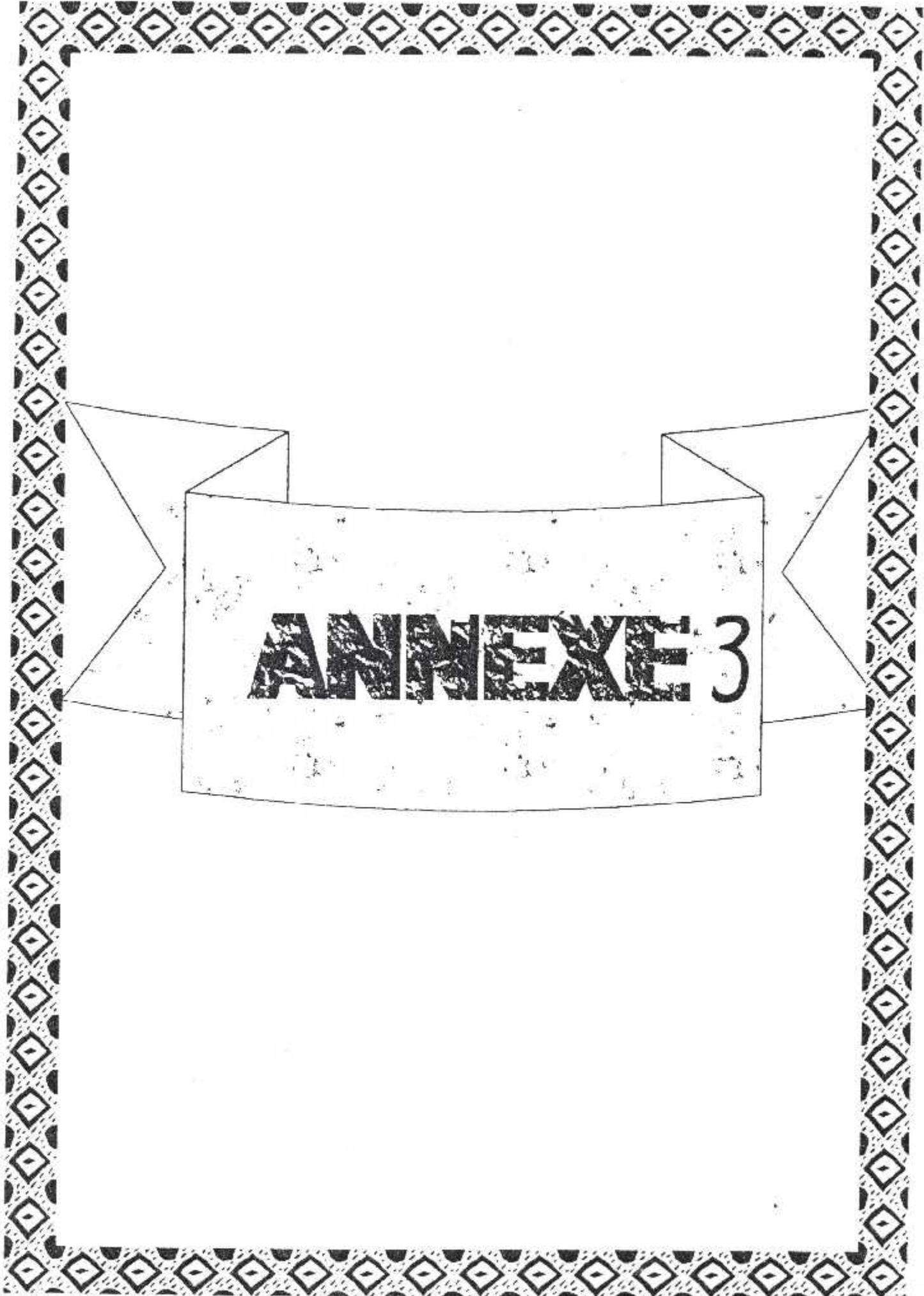
$$T = a + br^n$$

$$T = (T_i Re^n - T_e Ri^n) / (Re^n - Ri^n) + (T_e - T_i r^n) / (Re^n - Ri^n)$$

$$\begin{aligned} \sigma_r = & E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) (1 - Ri/Re)^{n+2} / (1 - (Ri/Re)^n) Re^2/r^2 [(1 - (r/Re)^{n+2}) / (1 - (Ri/Re)^{n+2}) - \\ & (1 - r^2/Re^2) / (1 - Ri^2/Re^2)] \sigma_\theta = E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) (1 - Ri/Re)^{n+2} / (1 - (Ri/Re)^n) Re^2/r^2 [(1 - \\ & (r/Re)^2) / (1 - (Ri/Re)^2) - (1 + (n+1) \\ & (r/Re)^{n+2} / (1 - (Ri/Re)^{n+2})] \end{aligned}$$

$$\sigma_{\theta i} = E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) [2 / (1 - Ri/Re)^2 - (n(Ri/Re)^n) / (1 - (Ri/Re)^n)]$$

$$\sigma_{\theta e} = E\alpha(T_e - T_i) / (n+2) [2 / (1 - Ri/Re)^2 - (1 - Ri/Re)^2 - (n / (1 - Ri/Re)^n)]$$



ANNEXE 3

1- INTRODUCTION :

L'aube du rotor et du stator doivent avoir la forme qui répond à l'incident du gaz sur le bord d'attaque, et les dévier à travers les angles d'entrée et de sortie exigés avec un minimum de pertes.

2- COEFFICIENT DE PERTE :

Soit γ le coefficient de perte global. Il prend en considération les pertes suivantes :

2.1- PERTE PROFIL (Y_p) :

Associée avec une augmentation de la couche limite au dessus de profil de l'aube (inclus le nombre de Mach).

2.2- PERTE DE COLLECTEUR :

Associée avec une augmentation de la couche limite sur les murs intérieurs et extérieurs de du collecteur.

2.3- PERTE D'ÉCOULEMENT SECONDAIRE :

Augmentant des écoulements secondaires qui sont toujours présents, quand une couche limite est tournée à travers une surface courbée adjacente.

2.4- PERTE D'ESPACEMENT DE POINTE Y_K :

Près de la pointe des aubages du rotor, le gaz ne suit pas sa trajectoire voulue, il n'arrive pas à contribuer son quota du rendement et interagit avec la couche limite du mur extérieur.

Remarque:

Les pertes d'écoulement secondaire et du collecteur ne peuvent pas être séparées facilement, ils sont pris en compte tous les deux et notées par Y_s .

3- CHOIX DE L'AUBE ,CORDE ET PAS :

Le pas et la corde seront choisis en tenant compte de :

3.1- L'OPTIMUM DU RAPPORT PAS, CORDE (SIC) :

Les courbes de la figure 1 suggère comme il pourrait être attendu, que plus grand soit la déviation du gaz demandée [$(\alpha_1 + \alpha_2)$ pour une aube du stator, et $(\beta_2 + \beta_3)$ pour une aube du rotor], plus petit doit être l'optimum du rapport (sic) pour contrôler adéquatement le gaz .

3.2- ALLONGEMENT GEOMETRIQUE (H/C) :

Pour notre étude ,il est suffisant de noter qu'une valeur très basse est probable de mener à des écoulements secondaires et des effets du pas à la pointe occupants un rapport excessivement large de l'hauteur de l'aube. ainsi augmentant Y_s pour la rangée du stator, et $(Y_s + Y_k)$ pour la rangée du rotor . Par ailleurs, une valeur très élevée de (h/c) augmentera les probabilités de difficultés de vibrations. Une valeur de h/c entre 3 et 4 serait certainement très satisfaisante, et il serait imprudent d'utiliser une valeur au dessous de 2. Pour notre étude, nous adopterons un rapport d'une valeur de 3.

3.3- CONTRAINTES AGISSANTES SUR L'AUBAGE ROTOR :

Il y'a deux sources principales de contraintes :

1. Contraintes centrifuges :

Données par l'équation :

$$(\sigma_{ct})_{\max} = 4/3 \pi N^2 \rho_b A$$

Tel que :

N : vitesse de rotation.

A : section.

ρ_b : densité de l'aube.

Quand à l'application de la formule précédente, pour la grille fixe β_2 devient α_1 et β_3 sera α_2 .

4.2- LES COEFFICIENTS $Y_S + Y_K$:

En utilisant les concepts de la portance et la traînée, on calculera le coefficient $Y_S + Y_K$:

$$C1 = 2 * (s/c) * (tg \beta_2 + tg \beta_3) * \cos \beta_m$$

$$\beta_m = tg^{-1}(tg \beta_3 - tg \beta_2)$$

$$Y_S + Y_K = (\lambda + B * (k/h)) * [C1 / (s/c)] * [\cos^2 \beta_3 / \cos^3 \beta_m]$$

$$B = 0.25 \text{ à } 0.5$$

$$\lambda = f \left\{ (A_3 \cos \beta_3 / A_2 \cos \beta_2)^2 / (1 + r/n) \right\} \quad \text{. Voir figure 5 .}$$

enfin :

$$Y_{N,R} = Y_{P(N,R)} + [Y_S + Y_K]_{N,R}$$

Maintenant, on peut estimer la valeur du rendement en estimant tout d'abord les coefficients des pertes équivalents en termes de température :

$$\lambda_N = Y_N / (T_{02} - T_2)$$

$$\lambda_R = Y_R / (T_{03} - T_3)$$

$$\eta^S = \frac{1}{1 + [\lambda_r (W_3^2 / 2cp) + (T_3 / T_2) \cdot \lambda_n \cdot (V_2^2 / 2cp)] / (T_{t1} - T_{t3})}$$

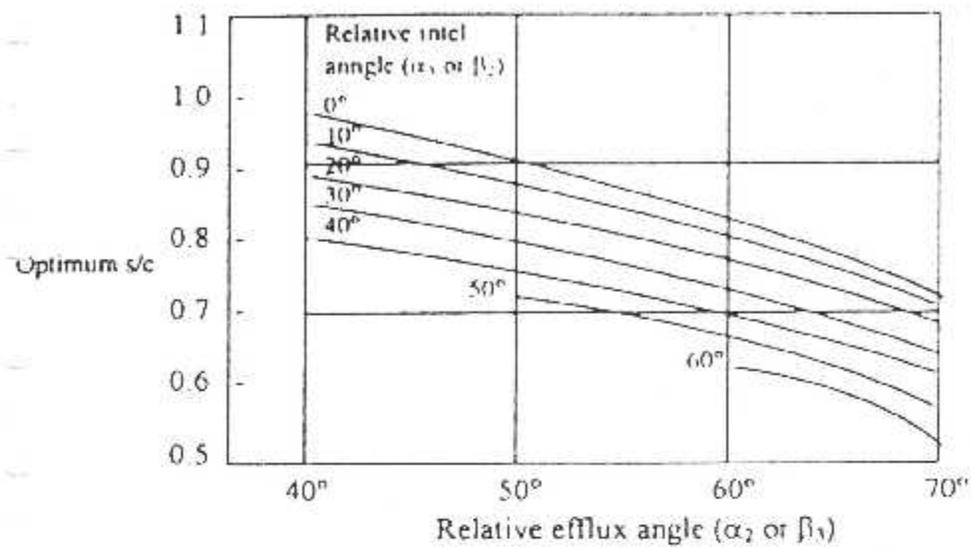
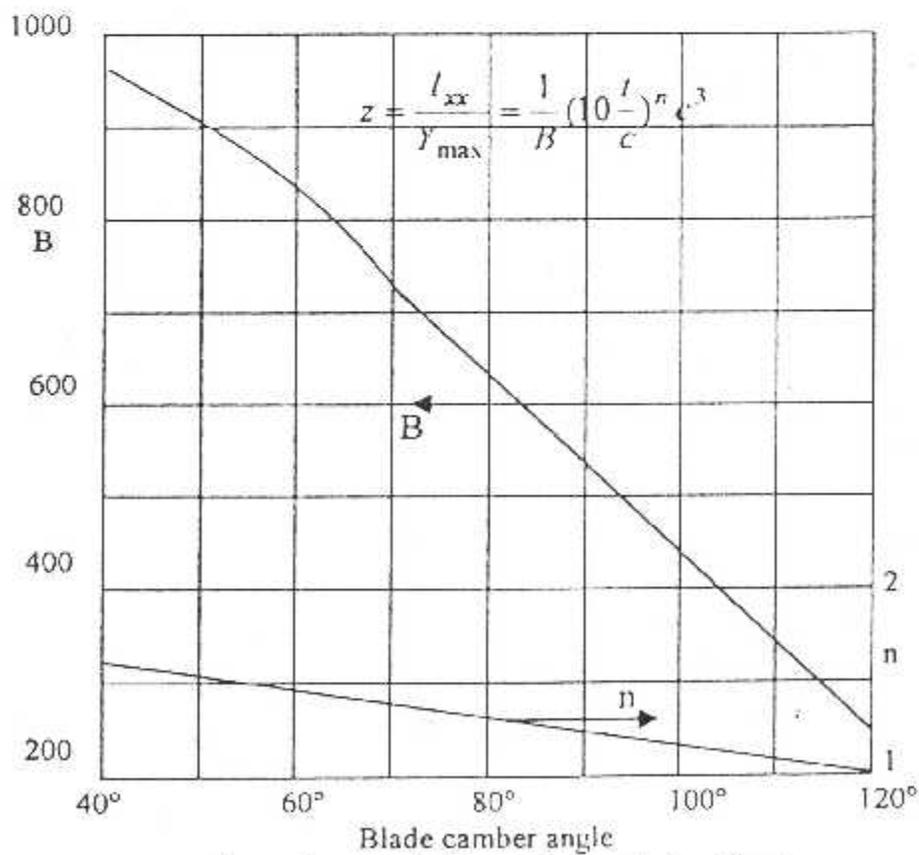
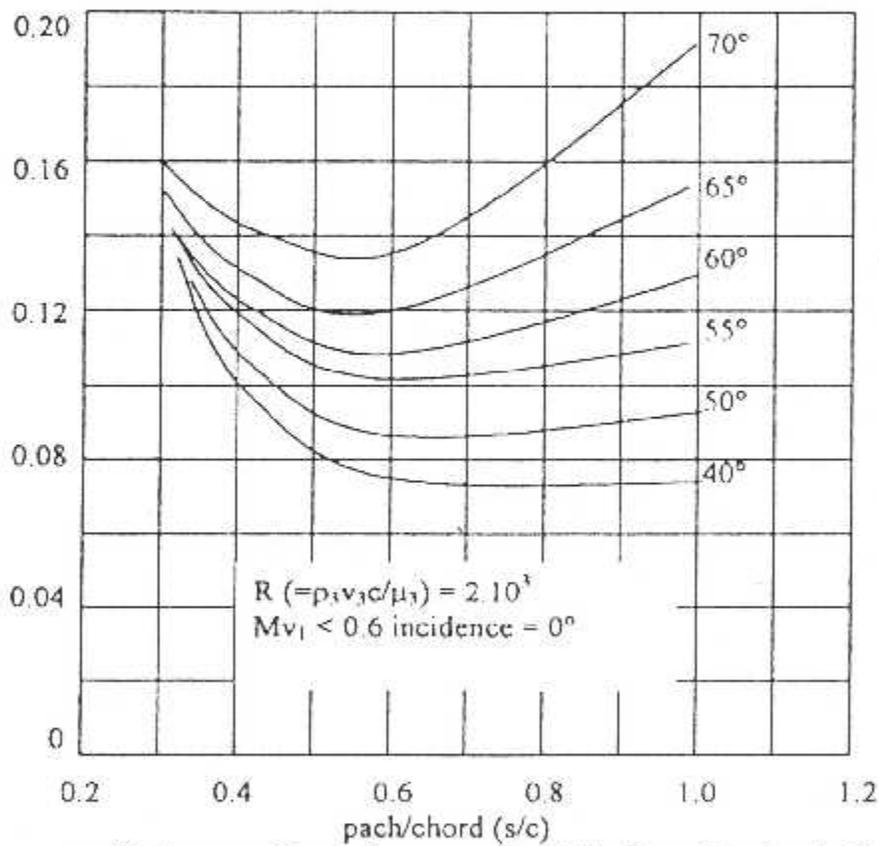
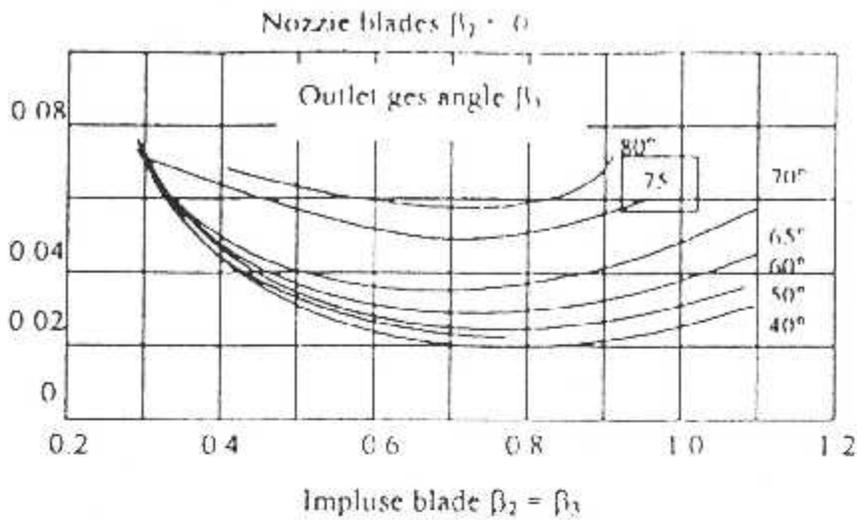


Fig. 1



Approximate rule for section moduli Fig. 2



profile loss coefficient for conventional blading with $t/c = 0.20$
 fig 3

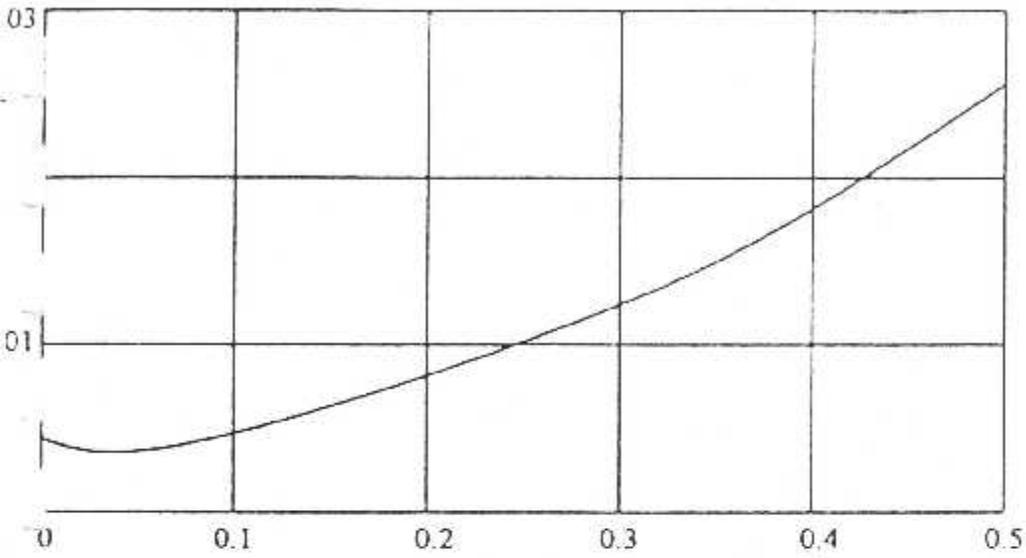


Fig 4. Secondary loss parameter

$$\left(\frac{A_3 \cdot \cos \beta_3}{A_1 \cdot \cos \beta_1} \right)^2 / \left(1 + \frac{r_r}{r_i} \right)$$