

UNIVERSITE D'ALGER

4/75

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

2^{es}

DEPARTEMENT MECANIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDES

المدرسة الوطنية للعلوم الهندسية
- المكتبة -

ETUDE PRELIMINAIRE GAZODYNAMIQUE
D'UN COMPRESSEUR AXIAL SUBSONIQUE
D'AVIATION

SUJET PROPOSE PAR
TODICESCU A.
PROFESSEUR
DOCTEUR INGENIEUR

ETUDIE PAR
BELBLIDIA L.
DEHIMI B.

PROMOTION 1975

UNIVERSSITE D'ALGER

=====

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

=====

Departement mecanique

=====

PROJET

DE FIN D'ETUDES

ETUDE PRELIMINAIRE GAZODYNAMIQUE D'UN COMPRESSEUR
AXIAL SUBSONIQUE D'AVIATION

SUJET PROPOSE PAR

Mon. TODICESCU A.
Pro. Doct. Ing.

ETUDIE PAR

BELBLIDIA L.
DEHIMI B.

PROMOTION 1975

Remerciements

Au terme de ce modeste travail nous exprimons notre reconnaissance à tous les professeurs qui ont contribué à notre formation et nous prions Messieurs Todicescu et Matton d'accepter nos plus sincères remerciements.

SUJET

COMPRESSEUR AXIAL SUBSONIQUE

DEBIT MASSIQUE:

$\dot{m}=15,6 \text{ Kg/s}$

TAUX DE COMPRESSION:

$P_s/P_e=6$

ALTITUDE DE TRAVAIL:

$Z=8000\text{m}$

VITESSE DE REGIME DE L'AVION:

700 Km/h

NOMBRE DE TOURS:

$N=8500\text{t/mn}$

SOMMAIRE

AVANT -PROPOS.

INTRODUCTION

CHAPITRE I. ----- CALCUL DU DIFFUSEUR D'ENTREE

CHAPITRE II. ----- CALCULS AEROTHERMODYNAMIQUES

- Calcul des charges totale et par etage --- II2

-Triangles de vitesses au rayon moyen -----II2,
II3.

- Parametres d'arret à l'entree de chaque
etage, parametres statiques. ----- II3, II4
II5, II6.

-Dimensionnement des etages ---II6,II7,II8,II9.

-Choix du profil ----- II-10.

-Calculs aerodynamiques -----II- II,II-12
II-13,II-14.

-Vriage du 1er rotor -----II-15

-Vriage du 1er stator -----II-15

CHAPITRE III. ----Calcul des forces aerodynamiques sur
les roues derotor et de stator

-Calcul au niveau du rotor.

Rx, Rz, R, Ru, Ra, P. -----III-I

-Calcul au niveau du stator.

Rx, Rz, R, ----- III2

-Calcul au niveau des aubes directrices --III2.

CHAPITRE IV.-----Verification du nombre de mach.

CHAPITRE V.-----Calcul des rendements et puissances.

- Rendements volumetriques-----V-1, V-2;
- Rendements hydrauliques-----V-2, V-3, V-4.
- Charges reelles au niveau de chaque etage V-5.
- Rendement polytropic -----V5, V7.
- Calcul des temperatures reelles d'arret à la sortie de chaque etage. -----V6, V7.
- Choix du rendement mecanique -----V7
- Pce (puissance consommee par etage) et P_{c_T} ---V8
- P_{eu} (puissance equivalente utile) et P_{eu_T} ---V9.
- P_a (puissance absorbee) -----V9.

CALCUL AU SOL. CHAPITRE VI:-----

- Determination de T_{te} , P_{te} , -----VI-1, VI-2
- Parametres d'arret et statiques à l'entrée des aubes directrices -----VI-2
- Triangles de vitesses au rayon moyen du compr.
- Verification de l'incidence i VI4, VI5, VI6.
- " " l'angle de calage ---VI6.
- Rendements volum., hydrau., parametres aerodynamiques. -----VI7, VI8, VI9.
- Rendement polytropic -----VI9
- Calculs de P_{ce} , P_{c_T} , P_{eu} , P_{eu_T} , P_a . ----VI9, VI10
- Verification du nombre de mach. -----VI-10.

Depuis une vingtaine d'années les turbomachines ont nettement évolué aussi bien dans le domaine de la propulsion que dans celui des applications industrielles; l'amélioration des performances des turbomachines reposant sur l'accroissement de l'efficacité des composants: entrée d'air, compresseur, chambre de combustion, turbine, tuyère d'éjection mais les effets les plus marquants sont dûs à l'augmentation du taux de compression et à l'élévation de la température à l'entrée de la turbine.

Les qualités demandées à un compresseur sont:

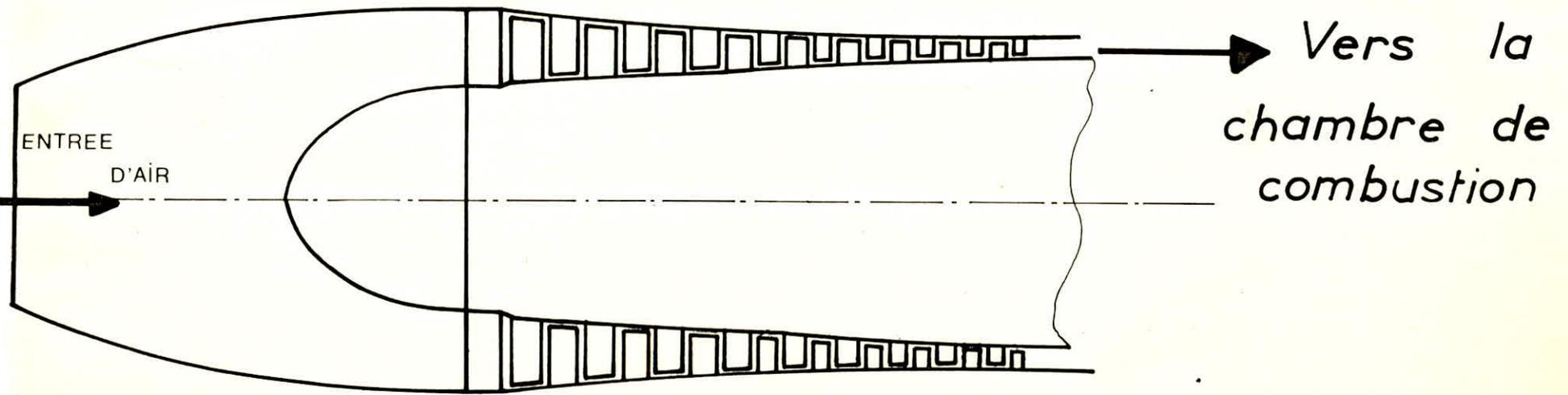
- rendement élevé,
- poids minimal,
- large domaine de fonctionnement,
- faible sensibilité aux distortions de l'écoulement amont,
- bruit aussi faible que possible.

Les performances exigées pour les réacteurs d'aviation ont conduit à un développement des compresseurs axiaux qui ont à leur actif des possibilités de très grands débits.

Comparativement aux centrifuges, ils sont caractérisés par un plus faible taux de compression par étage (restriction imposée par les risques de décollement de la couche limite) et par un plus grand débit-masse (l'aire d'entrée offerte au fluide correspondant à la presque totalité de la surface frontale).

Cette étude consistera en un dimensionnement de compresseur axial destiné à fonctionner à 8000 m d'altitude sur un avion qui vole à 700 km/h. La vitesse de rotation est fixée à 8500 tr/mn et le débit à 15,6 kg/s. Nous tenterons une approche des écoulements par l'aérodynamique tout en négligeant, pour une simplification des calculs, les phénomènes marginaux.

L'absence de méthode générale pour une telle étude (chaque constructeur a sa façon de procéder qui découle de la mise au point des modèles précédents) et de documentation nous a contraint à choisir un profil d'aube très répandu (NACA 65-12-10) et d'essayer de l'adapter aux conditions d'écoulement. Une solution plus correcte doit permettre le calcul du profil (en partant d'une distribution des vitesses autour de ce profil) de façon à assurer au fluide un ralentissement efficace et progressif.

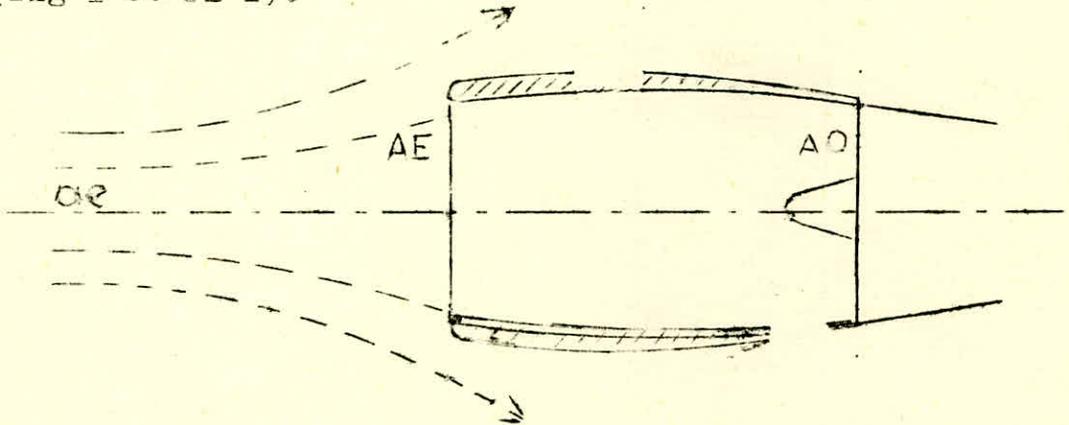


ECH. 1/10	E-N-P-A	
DIMENSIONNEMENT GLOBAL DU COMPRESSEUR		

CHAP. I-I
CALCUL DU DIFFUSEUR D'ENTREE

Il s'agit d'une entrée d'air subsonique qui doit permettre une mise en pression statique et l'obtention d'une distribution uniforme des vitesses à sa sortie. Il est en outre important que les pertes soient aussi faibles que possible.

Suivant la vitesse de vol et le débit d'air nécessaire au réacteur, l'entrée d'air peut présenter différents modes d'écoulement. Si l'avion vole à vitesse constante (régime de croisière ; c'est le cas que nous étudierons), l'aire (ae) de captation qui se trouve à l'amont du diffuseur sera inférieure à l'aire (AE) de captation d'entrée. On aura une déccélération du fluide (fig I et PL I).



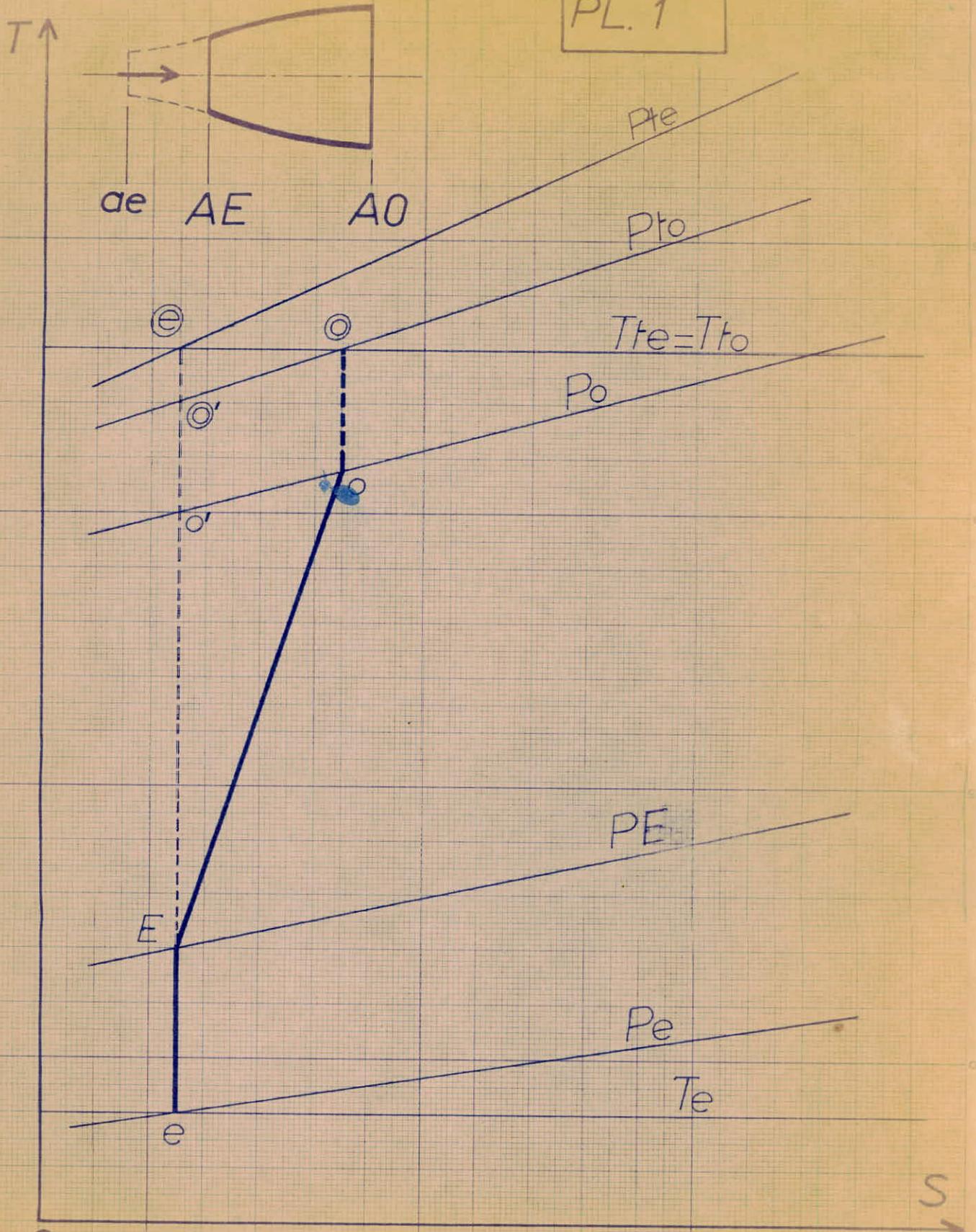
Efficacité adiabatique, rendement de récupération

Entre (ae) et (AE) on a une évolution isentropique par contre entre (AE) et (AO) la déccélération du fluide s'accompagne d'une augmentation d'entropie et d'une diminution de pression totale (effets du frottement).

On définit donc une efficacité adiabatique pour le diffuseur :

$$\eta_d = \frac{h'_{t^0} - h_e}{h_{t^0} - h_e} = \frac{T_{tt^0} - T_e}{T_{t^0} - T_e}$$

PL. 1



0 Diagramme d'écoulement de l'air dans le diffuseur d'entrée

Sachant que : $\frac{T_{te}}{T_{te}} = I + \frac{-I}{2} Me^2$ et $T_{te} = T_{to}$

On obtient : $\frac{T_{to}}{T_e} = I + \frac{c-I}{2} Me^2$

d'où : $\frac{T'_{to}}{T_e} = I + \frac{c-I}{2} Me^2$

L'équation de diffusion : $T'_{to} = \left(\frac{P_{to}}{P_e} \right)^{\frac{c-I}{2}}$

nous permet d'écrire η_d sous la forme :

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{P_{to}}{P_e} \right)^{\frac{c-I}{2}} - I}{\frac{c-I}{2} Me^2}$$

On peut relier cette efficacité adiabatique η_d à I rendant dement η_r de récupération de la pression totale défini par le rapport :

$$\eta_r = \frac{P_{to}}{P_{te}}$$

η_r est très utilisé comme mesure des performances du diffuseur.

$$\text{On a : } \frac{P_{t0}}{P_e} = \frac{P_{t0}}{P_{te}} \frac{P_{te}}{P_e} = \frac{P_{t0}}{P_{te}} \left(1 - \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)$$

et avec (5)&(6),

$$\eta_d = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \eta_r \cdot -I}{\frac{\gamma-1}{2} M_e^2}$$

On a établi une *abaque* qui permet d'obtenir rapidement η_r à partir de η_d et de M_e (fig 3)

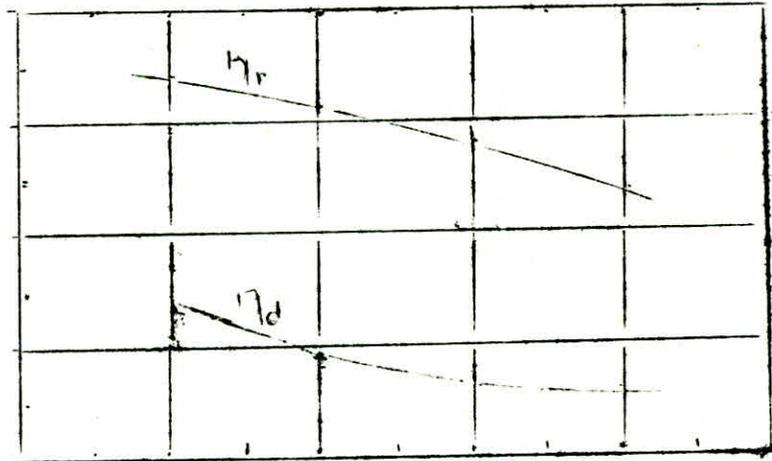


fig 3 - Performances d'un diffuseur subsonique.

Calcul des paramètres d'arrêt au niveau de l'aire de captation (ae)

L'avion vole à une vitesse de 700 km/h et à une altitude $z = 8000$ m.

D'après la table des atmosphères standard on a :

$$P_e = 0,35583 \text{ bar}$$

$$t_e = -37,00^\circ \text{C d'où } T_e = 236 \text{ K}$$

$$S_e = 0,5246 \text{ kg/m}^3$$

Le nombre de Mach nous est donné par :

$$Me = \frac{V}{20,1 \sqrt{T_e}}$$

avec : $V = 700$ km/h

$$T_e = 236 \text{ K}$$

on a :

$$Me = 0,63$$

on peut écrire :

$$\frac{P_{te}}{P_e} = \left(\frac{\gamma-1}{2} Me^2 + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{T_{te}}{T_e} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

avec :

$$\begin{aligned} Me &= 0,63 \\ Pe &= 0,35583 \text{ bar} \\ X &= 1,4 \\ Te &= 236 \text{ K} \end{aligned}$$

On obtient :

$$P_{te} = 0,464 \text{ bar}$$

et :

$$T_{te} = 255 \text{ K}$$

Calcul des paramètres d'arrêt au niveau de la section de sortie (10) :

D'après la fig 3, avec $Me = 0,63$

$$\begin{aligned} \eta_d &= 0,882 \\ \eta_r &= 0,962 \end{aligned}$$

D'où $P_o = \eta_r P_{te} = 0,446 \text{ bar}$

$$P_{to} = 0,446 \text{ bar}$$

La température d'arrêt est conservée :

$$T_{to} = T_{te} = 255 \text{ K}$$

Dimensionnement du diffuseur d'entrée

Le débit masse s'exprime par :

$$\dot{m} = \rho SV$$

$$\frac{\dot{m}}{s} = \rho V = \frac{P}{f_1} \rho_1 \frac{V}{a} \frac{a}{a_1} a_1$$

$$= \frac{M}{\left(1 + \frac{x-1}{2} M^2 \right)^{\frac{x}{2}} \frac{1}{(x-1)}} \quad f_1 a_1$$

on a encore :

$$\frac{\dot{m}}{s} = \frac{M}{\left(1 + \frac{x-1}{2} M^2 \right)^{\frac{x}{2}} \frac{1}{(x-1)}} \quad V \frac{P}{x} \frac{P}{V \frac{RT}}{RT}$$

$$= B \cdot \frac{P}{V \frac{RT}}{RT} \quad (\text{ ceci étant valable pour un écoulement isentropique })$$

Avec :

$$M_e : 0,63 \dots \dots B = 3,475 \times 10^{-2}$$

$$P_e : 0,35583 \text{ b}$$

On obtient la section d'entrée : ! Se = 0,194m² !

Pour avoir la section de sortie il faut au préalable calculer les paramètres statiques au niveau (AO).

Pour cela on doit tout d'abord choisir un coefficient de débit et une vitesse périphérique u en tête d'aube .

D'habitude : $\lambda = 0,4$ à $0,8$

on prend

$$\lambda = 0,6$$

$$= \frac{C_a}{U_2}$$

U_2 varie entre 250 m/s et 280 m/s

On prend $U_2 = 280$ m/s

D'où $C_a = U_2 = 168$ m/s

$$C_a = 168 \text{ m/s}$$

On aura ainsi :

$$T_c = T_{t0} - \frac{1}{2} \frac{C_a^2}{C_p}$$

$$T_{t0} = 255^\circ \text{ K}$$

$$C_a = 168 \text{ m/s}$$

$$C_p = 1000$$

D'où

$$T_0 = 240,9 \text{ K}$$

$$M_0 = \frac{C_a}{20,1 \sqrt{T_0}} = 0,538$$

$$M_0 = 0,538$$

$$\frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 - \frac{1}{2} M_0^2 \right)$$

$$P_{t0} = 0,446 \text{ bar}$$

$$M_0 = 0,538$$

$$= 1,4$$

$$P_0 = 0,3662 \text{ bar}$$

$$M = 0,538 \dots\dots B = 3,136 \times 10^{-2}$$

$$p_0 = 0,3662 \text{ bar}$$

$$T_0 = 240,9 \text{ K}$$

$$m = 15,6 \text{ kg/s}$$

$$\text{d'où } \boxed{S_0 = 0,211 \text{ m}^2}$$

Reste alors à déterminer la longueur du diffuseur. Pour des sections d'entrée et de sortie données, elle est liée à l'angle de divergence c'est à dire au taux d'augmentation de section ; si ce taux est trop grand il y a apparitions de tourbillons et de décollements. Une valeur minimale entre le plan d'entrée du compresseur et celui des lèvres permet d'uniformiser l'écoulement.

De plus le profil de la lèvre d'entrée du diffuseur doit être adapté au régime de croisière, afin d'éviter les décollements de la lèvre susceptibles de faire apparaître des décollements de l'écoulement interne dans le diffuseur aux faibles nombres de Mach, (ceci entraîne une diminution de l'efficacité) un décollement extérieur aux faibles débits (entraînant une augmentation de la traînée de forme de carène).

On arrive à une valeur approximative de la longueur en supposant le diffuseur et en adoptant une valeur courante de l'angle de divergence.

On choisit $\theta = 10^\circ$

$$D_e = 2$$

$$S_e = 0,194 \text{ m}^2$$

$$D_e = 0,496 \text{ m}$$

$$U = 280 \text{ m/s} = \frac{D_o N}{60}$$

avec : $N = 8500 \text{ t/mn}$

$$U = 280 \text{ m/s}$$

on a : $D_o = 0,630 \text{ m}$

$$\text{D'où } \tan \theta = \frac{D_o/2}{L_o} = \frac{D_o/2 - D_e/2}{L}$$

$$\theta = 5^\circ \dots \dots \tan \theta = 0,0875$$

$$\frac{D_o}{2} - \frac{D_e}{2} = 0,067$$

$$\text{On obtient : } L = \frac{0,067}{0,0875} = 0,77 \text{ m}$$

Ceci n'est qu'une valeur indicative : on doit tenir compte du fait que celle-ci correspond non pas au diamètre DE effectif de l'entre mais à un diamètre De légèrement plus faible calculé à partir de la section de captation infini amont.

D'autre part cette valeur ne tient pas compte de la contrainte des parois et de la compressibilité du fluide.

On estime donc la longueur du diffuseur à :

$$L : 0,75m$$

REMARQUE :

Àx grandes vitesses, l'angle de diffuseur $20'$ d'un fluide compressible n'est équivalent à l'angle 20 (sans compressibilité) que dans le rapport :

$$20' = (1 - M^2) 20$$

CALCULS AEROTHERMODYNAMIQUES DES ETAGES DU
COMPRESSEUR

Les caractéristiques à satisfaire sont les valeurs nominales pour :

- un rapport de compression ≈ 6
- un débit-masse $\dots 15,6 \text{ kg/s}$
- une vitesse de rotation $N = 8500 \text{ t/mn}$

Nous avons déjà calculé dans le précédent chapitre le diamètre extérieur à l'entrée du compresseur $D_0 = 0,630 \text{ m}$
Si l'on prend l'aventure du premier étage.

$$\frac{d_1}{D_0} = 0,6 \text{ et en premier approximation } D_0 = B_1$$

on arrive à une valeur de diamètre moyen

$$\boxed{d_m = 0,504 \text{ m}}$$

d'où une vitesse périphérique à ce niveau de :

$$\boxed{U_m = 227 \text{ m/s}}$$

Le long des divers étages on choisit une vitesse axiale constante :

$$\boxed{C_a = 168 \text{ m/s}}$$

La veine offerte au gaz est de section décroissante et dans notre cas nous avons adopté une réalisation à diamètre moyen constant.

Charge adiabatique H_{th} développée par le compresseur

Charge par étage ; nombre d'étages.

La charge adiabatique globale est donnée par la relation :

$$H_{th} = r \cdot T_t \left[\frac{\epsilon - 1}{\epsilon} \right]$$

ϵ . taux de compression $\epsilon = 6$
 T_t , température totale à l'entrée du 1^o étage.

$$T_{t'} = T_{t0} = T_{te} = 255 \text{ K}$$

Or on déduit

$$H_{th} = 17500 \text{ m}$$

En choisissant un rendement adiabatique d'étage égal à $\eta_{ad} = 0,78$ et une charge réelle par étage $H_e = 2500 \text{ m}$, on arrive à une répartition entre 9 étage de la charge (on recommande de répartir le 12 % réel global également entre les étages).

$$\text{avec } n = \frac{H_{th}}{H_e \cdot \eta_{ad}} \quad \boxed{n = 9 \text{ étages}}$$

$$\boxed{H_e = 2500 \text{ m}}$$

Pour la suite des calculs nous avons fixé la charge par étage à une valeur constante et adopté un taux de compression variable par étage.

DETERMINISATION du triangle des vitesses au niveau du diamètre moyen - (PT I2)

Nous ~~seuss~~ nous sommes fixés à ce diamètre un degré de réaction égal à : $\tau = 0,5$
 (les dégradations étant minimales si la charge est également répartie entre rotor et stator). Connaissant déjà U, Ca, β_a (par l'intermédiaire de He) ; le triangle des vitesses est donc complètement défini.

En utilisant les relations suivantes :

$$P_m = \frac{W_{n0}^2}{U}$$

$$H_e = \frac{u D Cu}{g}$$

$$W_{1n} = W_{n00} - \frac{D Cu}{2} \quad ; \quad \text{tg } B_1 = \frac{Ca}{W_{1n}}$$

$$W_{2n} = W_{n00} - \frac{D Cu}{2} \quad ; \quad \text{tg } B_2 = \frac{Ca}{W_{2n}}$$

On obtient les résultats suivants (voir PL I2 et PL I3)

$$B_1 = 45,25^\circ$$

$$B_2 = 71,17^\circ$$

$$D Cu = 109,35 \text{ m/s} = Dhn$$

$$W_{1n} = 166,68 \text{ m/s}$$

$$W_{2n} = 56,33 \text{ m/s}$$

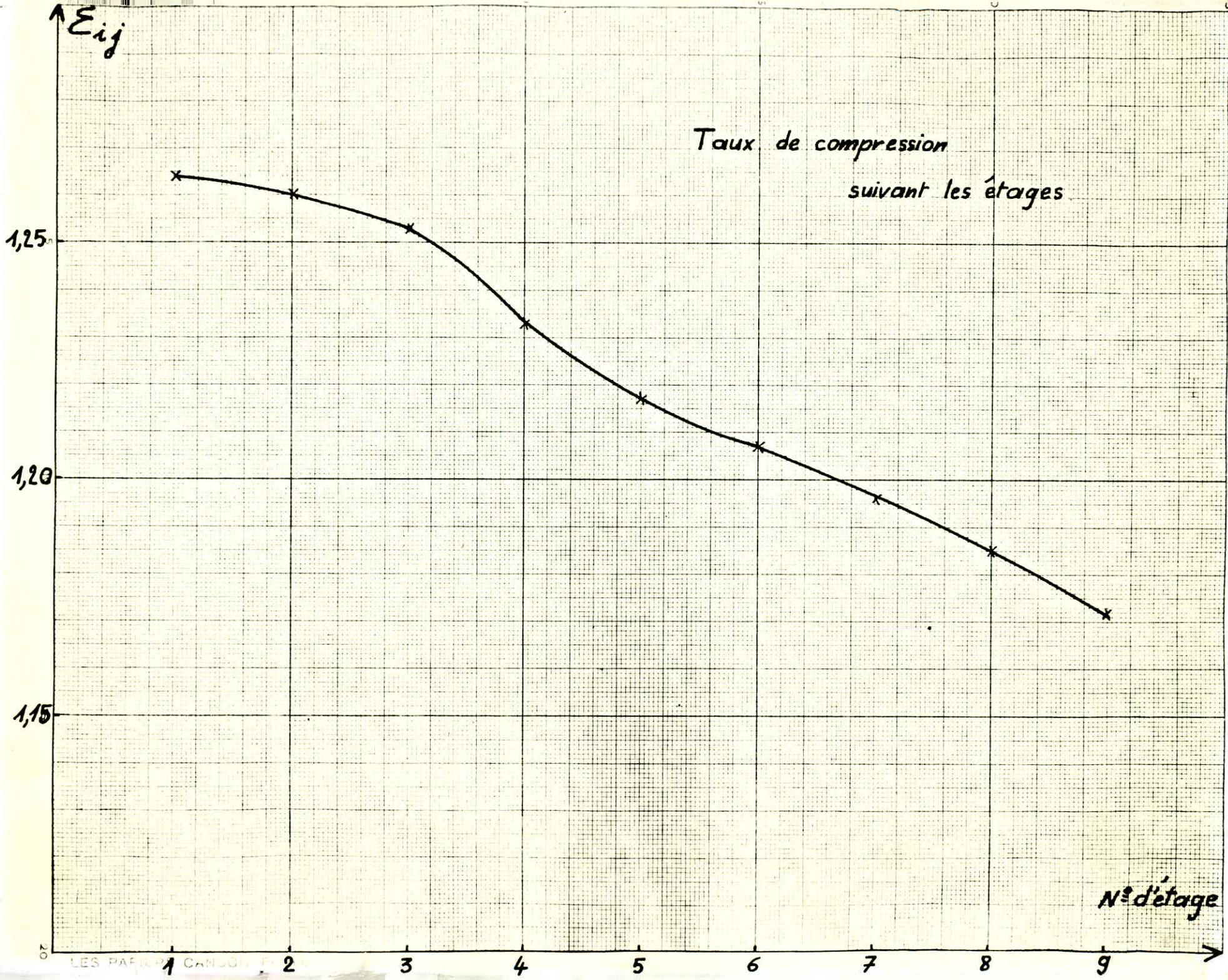
Paramètre d'arrêt à l'entrée de chaque étage.

Pressions totales après chaque étage

• Principe des calculs

L'expression du taux de compression par étage est donnée par :

$$\theta; j = \left(\begin{array}{l} I + \frac{He g \eta_{ad}}{r \frac{\gamma}{\gamma-1} T_t} \\ \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{C_p} \end{array} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$



H_e étant la charge réelle par étage, η_{ad} le rendement adiabatique de l'étage et T_t la température d'arrêt à l'entrée de l'étage.

D'autre part la température d'arrêt peut être calculée d'après :

$$T_{tj} = T_t; \quad \frac{W_{eth}}{C_p}$$

avec W_{eth} = travail technique fourni par l'étage.

On aura ainsi les pressions totales après l'étage en appliquant :

$$P_{tj} = P_t; \quad \times \xi; j$$

données

$$H_{eth} = H_e \times \eta_{ad} = \frac{17\,500}{g} = 1945 \text{ m}$$

$$W_{eth} = j H_{eth} = 19000 \text{ I/kg}$$

$$T_{tI} = 255^\circ \text{ K} \quad \bar{C}_p = 1000 \text{ J/pg}^\circ \text{ K}$$

résultats : voir PL 8 et PL 9.

Paramètres statiques à l'entrée de chaque étage (PL 8)

principe du calcul

On calcule d'abord les paramètres statiques à l'entrée du 1^o étage et à la sortie du 9^o.

Ceci nous permet de définir un taux global de compression statique, d'où une charge statique adiabatique global et une charge statique adiabatique par étage.

On utilise alors les mêmes expressions qu'au paragraphe précédent, les températures, pressions

D'où les relations :

$$T_I = T_{tI} - \frac{I}{2} \frac{C_I^2}{C_p}$$

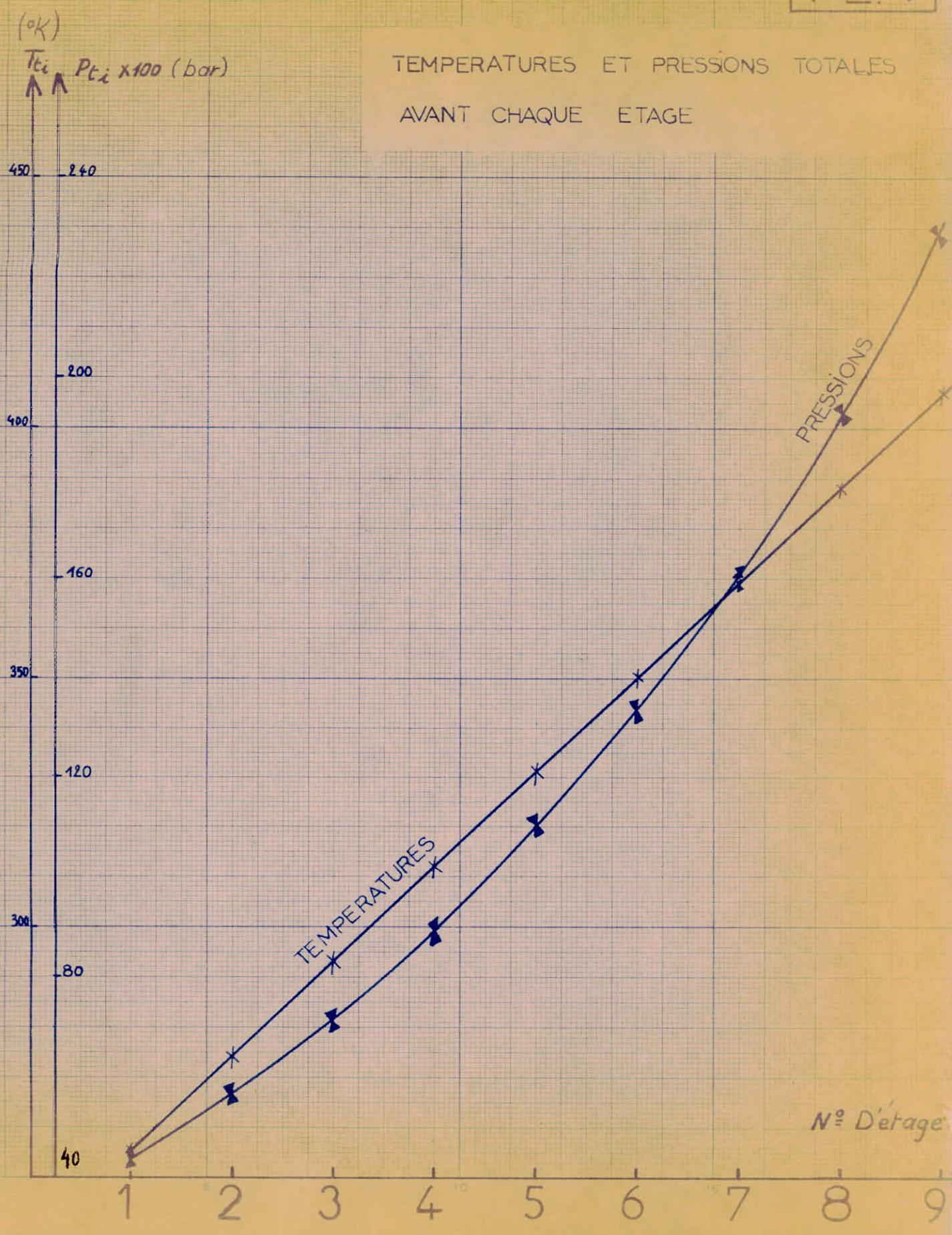
$$P_I = \frac{P_{tI}}{\left(I \frac{-I}{2} M_I^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad \text{avec } M_I = \frac{C_I}{\sqrt{\gamma T_I}}$$

Paramètres thermodynamiques statiques et d'arrêt

PL. 8

T_{t_i} ($^{\circ}\text{K}$)	$\sum \rho_{ij}$	$P_{t_i}^{(b)}$	T_{t_i} ($^{\circ}\text{K}$)	$\sum \rho_{ij}(s)$	$P_i^{(b)}$	ρ_i ($\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$)	ρ_{ij} $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	ÉTAPE
255	1,264	0,446	239,37	1,263	0,358	0,522	0,569	1
274	1,260	0,5637	255,95	1,244	0,452	0,615	0,667	2
293	1,253	0,710	272,55	1,228	0,5623	0,719	0,7756	3
312	1,233	0,890	289,11	1,214	0,6905	0,8322	0,8939	4
331	1,217	1,10	305,69	1,202	0,8383	0,9555	1,0225	5
350	1,207	1,33	322,27	1,191	1,0076	1,0894	1,1617	6
369	1,196	1,61	338,85	1,181	1,20	1,234	1,2362	7
388	1,185	1,93	355,43	1,172	1,4172	1,2384	1,3971	8
407	1,172	2,287	372,01	1,164	1,661	1,5557	1,7479	9
426	—	2,68	411,90	—	2,295	1,940	—	—

TEMPERATURES ET PRESSIONS TOTALES
AVANT CHAQUE ETAGE



$$T_{IO} = T_{tIO} - \frac{1}{2} \frac{C_a^2}{C_p}$$

$$P_{IO} = \frac{P_{tIO}}{\left(1 - \frac{\gamma-1}{2} M_{IO}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad \text{avec } M_{IO} = \frac{C_a}{20; I \sqrt{T_{IO}}}$$

$$\frac{P_{IO}}{r T_{IO}}$$

on en déduit :

$$C_s = \frac{P_{IO}}{P_I}$$

$$\text{et } (H_{ad})_{es} = \frac{t}{g} \frac{x}{x-1} T_I \left[C_s \frac{\gamma-1}{x} - 1 \right]$$

$$(H_{ad})_{es} = \frac{(H_{ad})_{es}}{9}$$

$$C : j = \left[1 - \frac{g (H_{ad})_{es}}{r \frac{x}{x-1} T_i} \right]^{\frac{x}{x-1}}$$

$$p_j = p_i C : j$$

$$T_{tj} = T_i \frac{g (H_{ad})_{es}}{C_p}$$

$$= \frac{P_i}{r T_j}$$

• données

$$T_{tI} = 255^\circ \text{ K}$$

$$C_I = 177 \text{ m/s}$$

$$P_{tI} = 0,466 \text{ bar}$$

$$T_{tIO} = 426^\circ \text{ K}$$

$$C_a = 2,68 \text{ bars}$$

• résultats : voir PL 8

$$P_{IO} = 2,295 \text{ bars}$$

$$P_I = 0,358 \text{ bars}$$

$$S_s = \frac{P_{IO}}{P_I} = 5,425$$

$$(H_{ad})_s = \frac{(H_{ad})_s}{9} = 1690 \text{ m}$$

Dimensionnement des étages : diamètres

• Principe des calculs

Le débit maxique s'écrit :

$$S; = \frac{m^{\circ}}{n} \left(\frac{D_i^2 - d_i^2}{4} \right) = \frac{m^{\circ}}{C_a}$$

avec $\frac{D_i - d_i}{2} = d_m$

d'où

$$d_i = d_m - \frac{m^{\circ}}{C_a T_I d_m}$$

et $D_i = 2 d_m - d_i$

D_i et d_i étant respectivement les diamètres extérieur et intérieur à l'entrée de charge rotor.

On obtient de même les diamètres D_{ij} et d_{ij} à la sortie de chaque rotor en appliquant les relations (2-5) et (2-6) ; il faut alors prendre pour la valeur moyenne entre entrée et sortie de l'étage.

On arrive enfin aux valeurs des diamètres, au niveau d'I plan vertical moyen, en faisant la moyenne entre l'entrée et la sortie du rotor.

$$d_{ij} = d_m - \frac{m^*}{ij C_a T_I d_m} \quad \text{avec} \quad ij = \frac{i \cdot j}{2}$$

$$D_{ij} = 2d_m - d_{ij}$$

$$dir = \frac{d_i \cdot d_{ij}}{2}$$

$$Dir = \frac{D_i \cdot D_{ij}}{2}$$

REMARQUE : Pour une grille d'aubes de longueur infinie et un fluide incompressible la vitesse ne change pas à la traversée de la grille. Une grille circulaire peut-être considérée comme infinie si on néglige les limites et l'incompressibilité peut-être approchée en prenant pour la valeur moyenne

- Données $m^* = 15,6 \text{ kg/s}$
 $C_a = 168 \text{ m/s}$
 = (voir PL 8)

- Résultats : voir (PL 16)

Hauteurs d'aubes

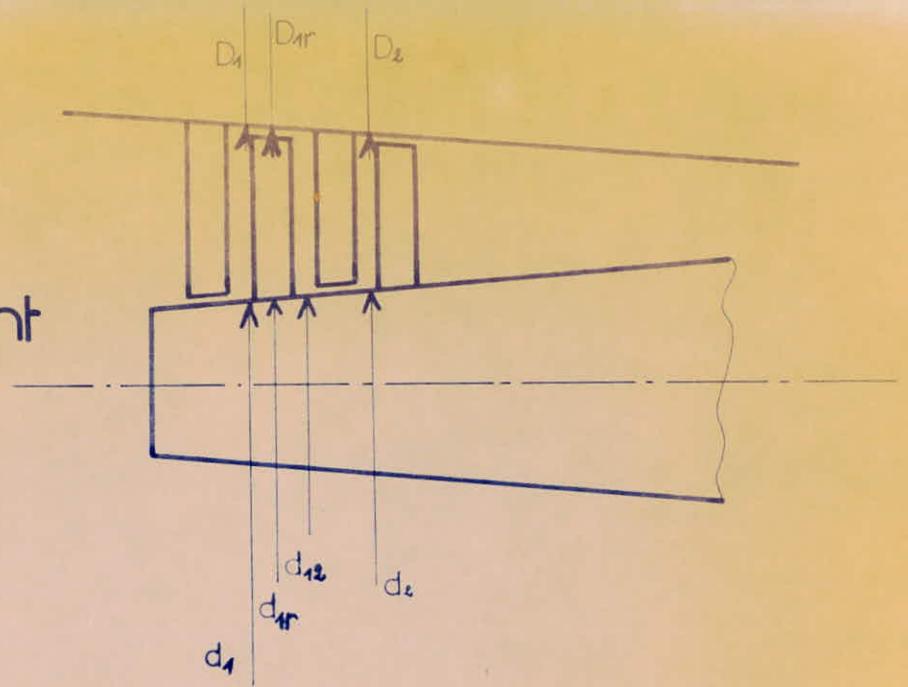
$$\text{Aubes de rotor}$$

$$\text{On a } bir = \frac{Dir - dir}{2}$$

voir résultats PL 16

PL.16

Dimensionnement du rotor en \emptyset



d_i	D_i	d_{ij}	D_{ij}	d_{ir}	D_{ir}	b_r
0.392	0.618	0.401	0.607	0.397	0.613	0.108
0.4087	0.5993	0.4161	0.5919	0.4124	0.5956	0.0916
0.4225	0.5855	0.4284	0.5796	0.4254	0.5825	0.0785
0.4336	0.5744	0.4384	0.5696	0.436	0.572	0.068
0.4427	0.5653	0.4467	0.5613	0.4447	0.5633	0.0593
0.4502	0.5578	0.4536	0.5544	0.4519	0.5561	0.0521
0.4565	0.5515	0.4566	0.5514	0.4565	0.5514	0.0474
0.4567	0.5513	0.4621	0.5459	0.4594	0.5486	0.446
0.4663	0.5417	0.4705	0.5375	0.4684	0.5396	0.0356
0.4738	0.5342	—	—	—	—	—

Aubes de stator

$$b_{is} = \frac{I}{2} \left[\frac{D_{ij} - d_{ij}}{2} \quad \frac{D_j - d_j}{2} \right]$$

voir résultats PL I6 Bis

Dimensionnement et calcul des nombres d'aubes pour chaque roue.

. Principe du calcul :

Or l'aube à un trapeze dont la grande base serait égale à la corde au pied et la petite base égale à la corde en tête.

Nous avons alors l'expression suivante pour la corde au diamètre moyen :

$$C_m = C_e \frac{C_i}{b_r} \left(\frac{D_r - d_m}{2} \right)$$

avec $C_i = (1 \text{ à } 1,25) C_e$
 et $b_i = (1,25 \text{ à } 2) C_i$

Tout le long du diamètre moyen, le rapport du pas à la corde a été choisi égal à l'unité :

$$\frac{S_m}{C_m} = 1$$

D'où le nombre d'aubes :

$$Z = \frac{r \, d_m}{S_m}$$

• Résultats

voir PL 23

Dimensionnement et calcul du nombre d'aubes des stators:

Le même principe est appliqué ici. Nous avons dans ce cas :

$$C_m = C_i - \frac{C_i C_e}{b_s} \left(\frac{D_s - d_m}{2} \right)$$

$$C_i = (1 \text{ à } 1,25) C_e$$

$$b = (1,25 \text{ à } 2) C_i$$

avec $\frac{S_m}{C_m} = 1$

d'où encore $Z = \frac{r \, d_m}{S_m}$

PL17_{BIS}

DIMENSIONNEMENT DES AUBES DE ROTORS

N ^o D'étage	b (m)	C _i (m)	C _e (m)	C _m (m)	Z
1	0,1080	0,0562	0,0480	0,0528	30
2	0,0916	0,0539	0,0473	0,0511	31
3	0,0785	0,0491	0,0431	0,0466	34
4	0,0680	0,0453	0,0397	0,0428	37
5	0,0593	0,0395	0,0346	0,0368	43
6	0,0521	0,0372	0,0332	0,0352	45
7	0,0474	0,0340	0,0300	0,0317	50
8	0,0446	0,0320	0,0286	0,0304	52
9	0,0356	0,0254	0,0227	0,0240	66

PL17_{TER}

DIMENSIONNEMENT DES AUBES DE STATORS

N ^o D'étage	b (m)	C _i (m)	C _e (m)	C _m (m)	Z
1	0,0992	0,0517	0,0434	0,0480	33
2	0,0847	0,0441	0,0371	0,0406	39
3	0,0730	0,0380	0,0319	0,0352	45
4	0,0629	0,0331	0,0278	0,0304	52
5	0,0556	0,0293	0,0246	0,0268	59
6	0,0490	0,0272	0,0231	0,0251	63
7	0,0474	0,0263	0,0227	0,0244	65
8	0,0398	0,0234	0,0203	0,0217	73
9	0,0319	0,0188	0,0163	0,0176	90

Paramètres aérodynamiques au rayon moyon de chaque roue mobile

PL.23

N° étage	C_m (m)	S_m (m)	S/C	C'_x	C'_z	Z	C_e (m)	C'_i (m)	R_z (N)	R (N)	R_x (N)	R_d (N)	R_u (N)	\mathcal{G} (mN)	P (W)
1	0.0528	0.0528	1	0.0447	0.97	30	0.048	0.0562	64	64.70	2.950	33.10	51.76	392	348
2	0.0511	0.0511	"	0.0461	"	31	0.0473	0.0539	61.6	62.3	2.92	31.765	52.92	414	368
3	0.0466	0.0466	"	0.0468	"	34	0.0431	0.0491	56	56.15	2.70	28.86	48.25	413	368
4	0.0428	0.0428	"	0.0475	"	37	0.0397	0.0453	51.25	51.31	2.51	26.354	44.18	412	366.16
5	0.0368	0.0368	"	0.0473	"	43	0.0346	0.0395	44	44.052	2.14	22.63	38.9	410.5	374.68
6	0.0352	0.0352	"	0.0484	"	45	0.0332	0.0372	42	42.05	2.10	21.59	36.23	410.85	365.2
7	0.0317	0.0317	"	0.0483	"	50	0.030	0.034	36.60	36.64	1.820	18.30	31.53	397.28	353.13
8	0.0304	0.0304	"	0.0485	"	52	0.0286	0.032	37.30	37.35	1.865	19.15	32.14	421.20	374.40
9	0.024	0.024	"	0.0484	"	66	0.0227	0.0254	29.42	29.46	1.667	15.10	25.35	421.63	374.77

Choix du profil :

Dans ce qui précède nous avons choisi le diagramme de vitesses qui nous permette d'atteindre une certaine compression. Il rest à obtenir ce diagramme et pour cela à choisir le profil d'ailette convenable.

Le diagramme des vitesses nous donne pour chaque roue les angles d'écoulement du fluide et le problème consiste à adapter cet écoulement à la géométrie de la grille. Actuellement les résultats des mesures de grilles d'aubes en soufflerie peuvent être directement utilisés pour des machines rotatives.

Les paramètres géométriques les plus importants sont l'épaisseur maximale relative e/c et sa position en profondeur relative a/c , la valeur de la flèche maximale de la ligne moyenne et sa position en profondeur.

La définition d'un profil d'aile isolée est obtenue à partir d'une ligne moyenne (ligne de courbure qui est un arc de cercle ou une partie de parabole) et de la distribution des épaisseurs le long de cette ligne.

Maintenant les numéros de profils comprennent souvent des éléments chiffrants directement les propriétés aérodynamiques. Pour la suite nous avons fait appel aux résultats des tests de séries de grilles effectuées par la NACA et plus particulièrement la série 65. (voir PL 3, PL 4 et PL 5). Nous avons choisi pour ce cas un profil très utilisé dans les compresseurs axiaux : c'est le NACA 65-12-10 (voir PL 12) 12 représente dix fois le coefficient de portance C_L (C_L ou C_L) en aile isolée et 10, le rapport de l'épaisseur maximale à la corde.

Les définitions des profils en grille et les nomenclatures sont nombreuses et varient souvent d'un ouvrage à l'autre. Il convient donc de spécifier les termes et significations qui seront utilisés ici (voir PL 10 et PL 11).

La courbure de la ligne moyenne est la somme des angles avec la corde des tangentes à cette ligne aux bords d'attaque et de fuite.

L'incidence i sera l'angle de l'air à l'amont (C_L ou W_1) avec la tangente à la ligne moyenne au bord d'attaque.

L'angle de la corde avec la normale au plan de grille est le calage des profils.

NACA 65(12)10

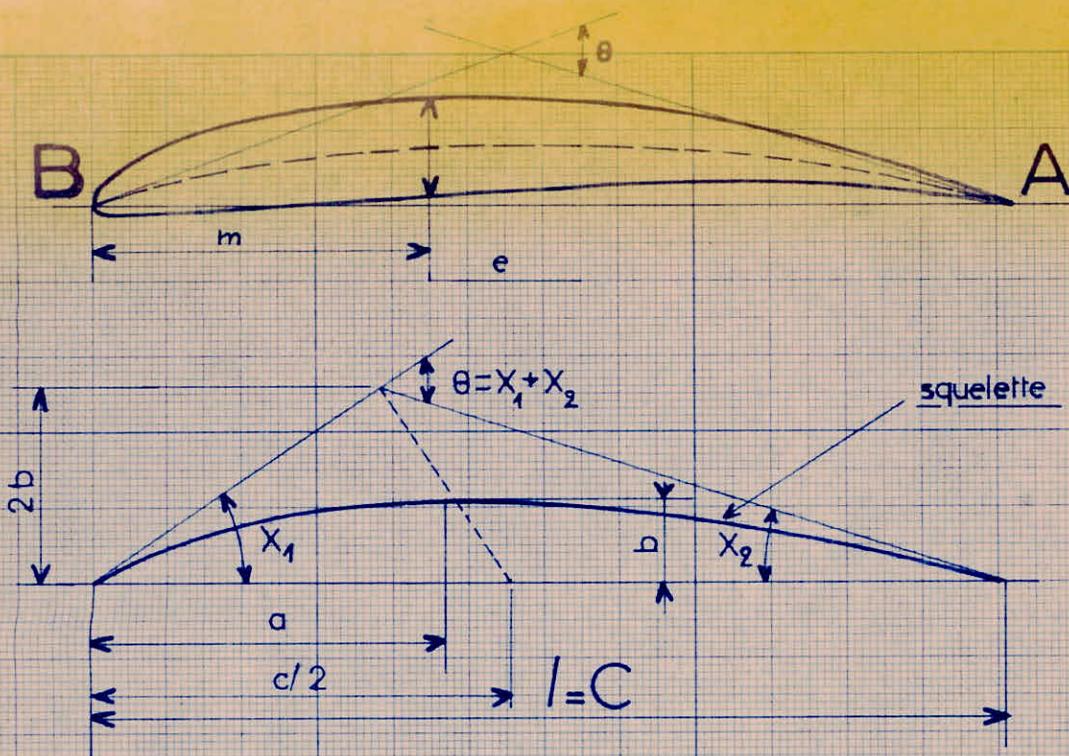


$$\frac{e}{l} = \frac{13}{122} = 10,65\%$$

cambrure :

$$\frac{f}{l} = \frac{8}{122} = 6,55\%$$

% l	h	b
0	-	-
1,64	2,868	- 0,820
5,735	5,533	- 0,655
9,34	7,285	- 0,410
13,93	8,40	- 0,205
18,035	9,43	- 0,150
22,13	10,10	+ 0,164
26,20	10,66	0,65
30,30	11,08	0,820
34,40	11,48	0,902
38,50	11,72	1,025
42,62	11,89	1,230
46,70	11,72	1,476
50,75	11,48	1,640
55,00	11,28	1,810
59	10,66	2,253
63,1	10,10	2,460
67,2	9,35	2,560
71,3	8,57	2,623
75,4	7,58	2,87
79,5	6,55	2,95
83,6	5,55	2,865
87,75	4,22	2,661
91,80	2,865	1,880
95,9	1,64	1,025
100	0	0



PL.10

CALCUL DE X_1 ET X_2

$$\text{Tg } X_1 = 4b / (4a - c)$$

$$\text{Tg } X_2 = 4b / (3c - 4a)$$

θ : angle de cambrure

$C=l$: corde

a : abscisse de la flèche Maxi

b : flèche Maxi

A: bord de fuite

B: " d'attaque

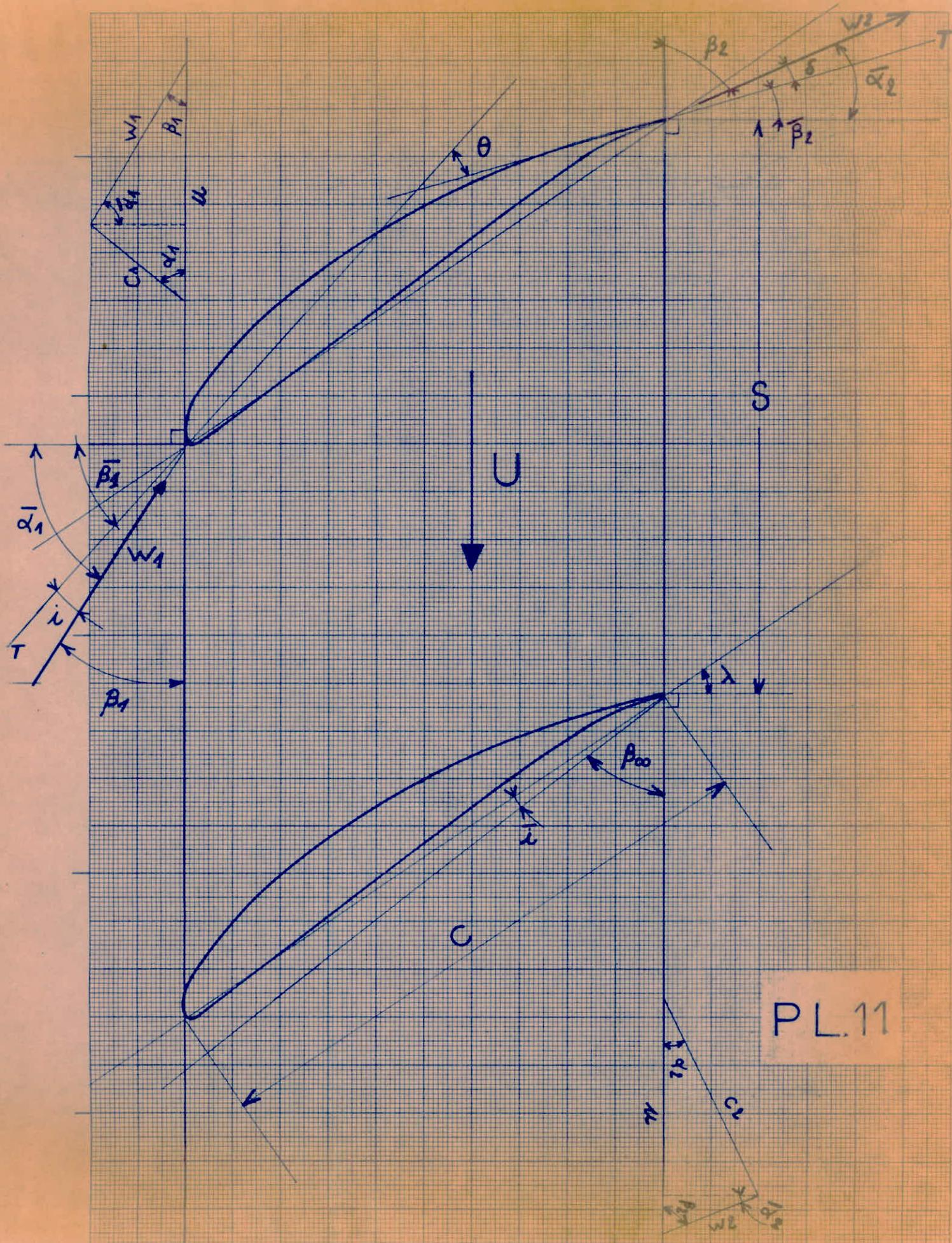
e : épaisseur Maxi

m : abscisse de l'épaisseur Maxi

e/c : épaisseur relative

b/c : cambrure relative

X_i : angle formé par la corde et la tangente en A ou B au squelette



PL.11

II-II

Calcul de l'angle de courbature θ (2-10)

Soient X_1 et X_2 les angles avec la corde des tangentes respectivement au bord d'attaque et au bord de fuite.

On a :

$$\boxed{\text{tg } X_1 = \frac{4b}{4a - c}}$$

$$\boxed{\text{tg } X_2 = \frac{4b}{3r - 4a}} \quad (2-11)$$

avec $\frac{b}{c} = 6,55 \%$

et $\frac{a}{c} = 50 \%$

d'où $X_1 = X_2 = 14,7^\circ$

$$\boxed{\theta = X_1 = X_2}$$

$$\boxed{\theta = 29,4}$$

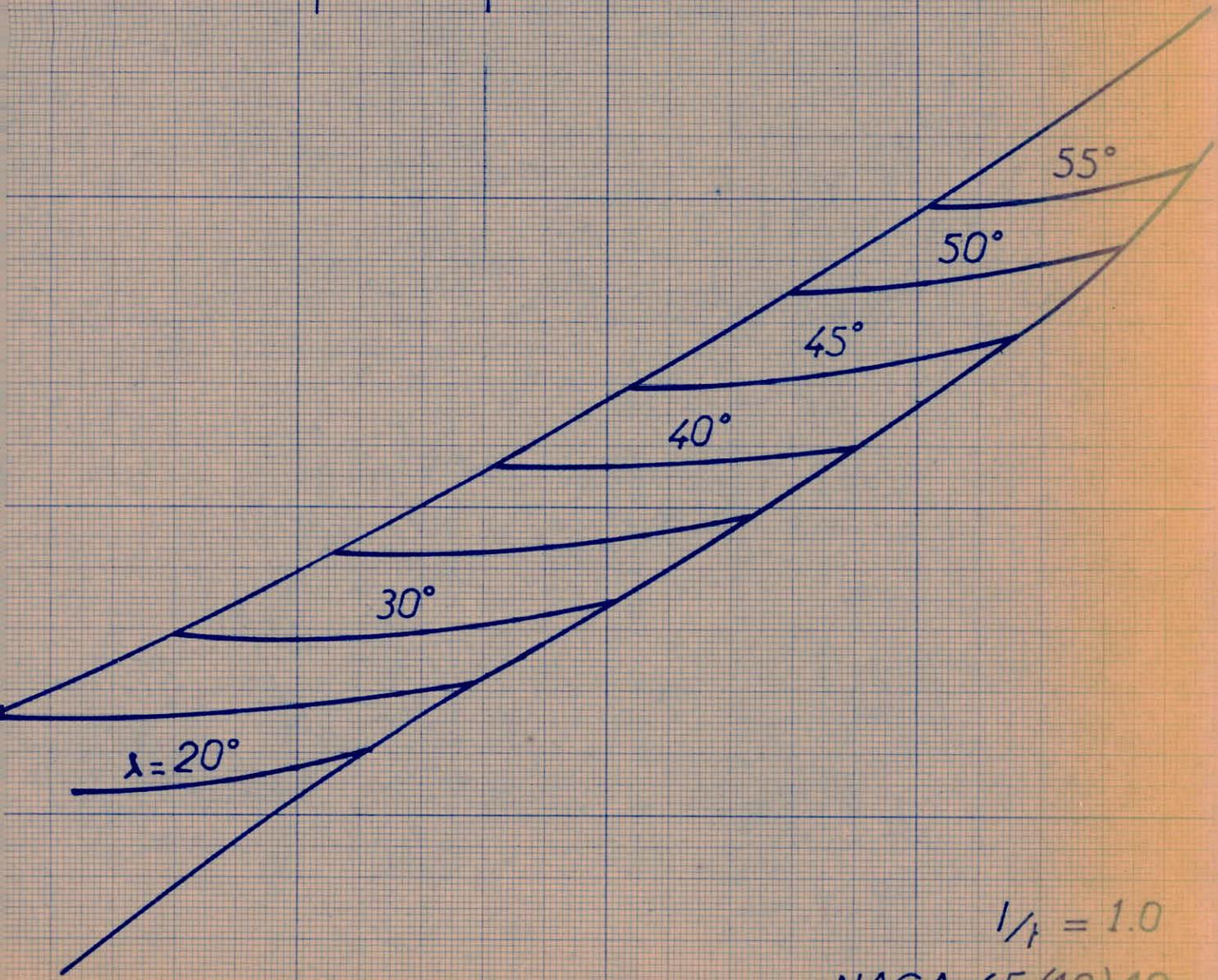
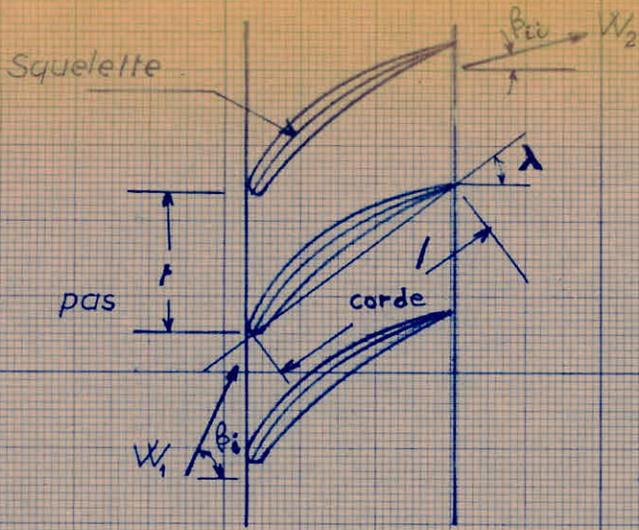
Utilisation des planches PL3; PL4. PL5

Pour un profil donné et un rapport C/S particulier, des courbes B_i en fonction de B_{ii} ont été établies pour plusieurs valeurs de l'angle de calage (B_i , B_{ii} étant complémentaires des angles B_1 et B_2 du triangle des vitesses; ils seront notés aussi par une certaine variation de B_i . B_{ii} est pratiquement constant à C/S et fixes. Toute fois la variations de B_i est limitée par les phénomènes de décollements.

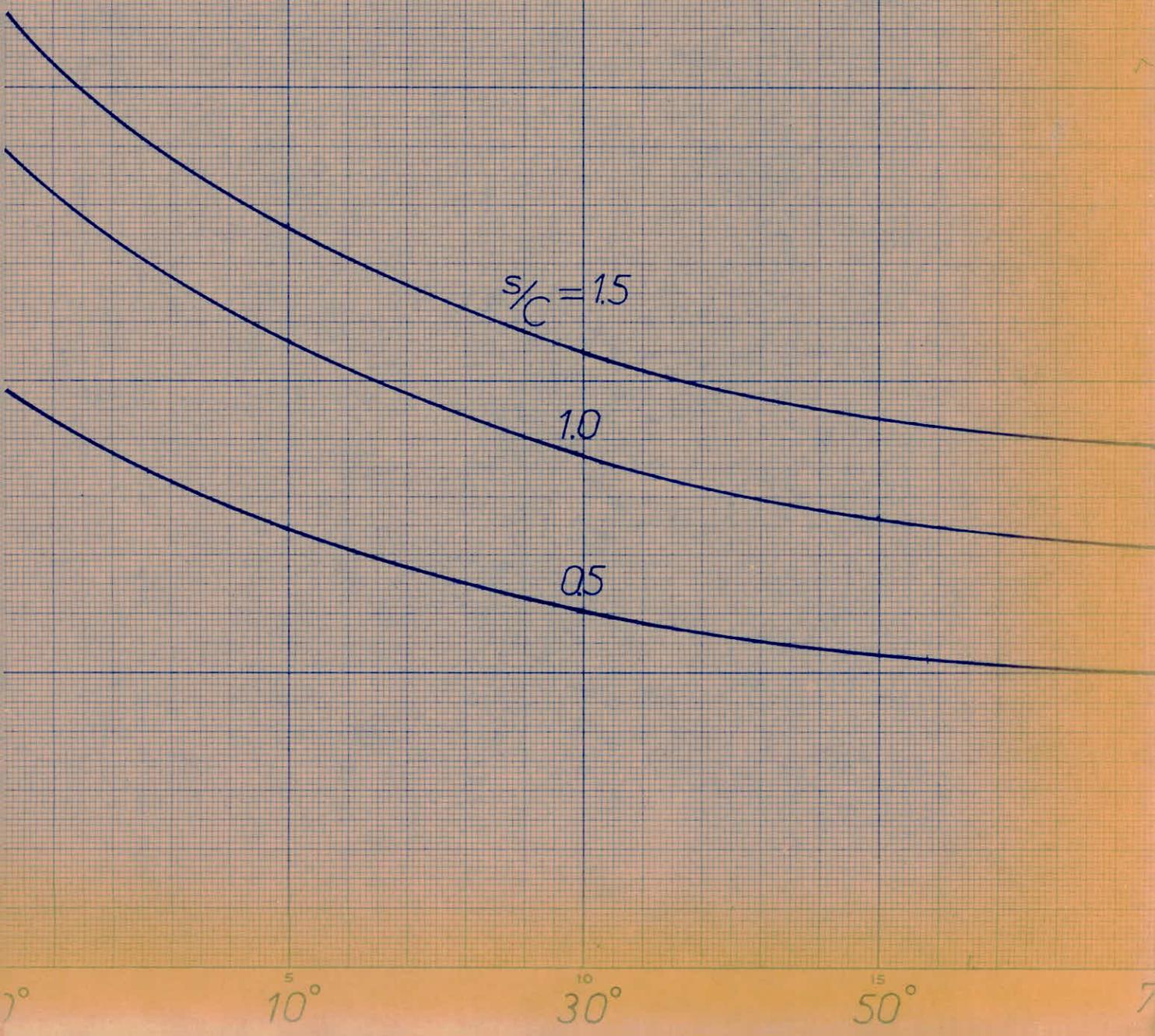
Si le profil est adapté aux condition d'écoulement la valeur de B_i doit être proche de la déviation nominale pour cette position (PL 5) - Calé de façon optimale un profil donné fait correspondre une valeur de B_i (par θ) à une valeur de B_{ii} . La charge nominale est déterminée en même

Donc, étant donné B_i et B_{ii} , il existe pour un type d'aubage donné une courbure θ et un calage tels qu'on ait : $B_i - B_{ii} = \theta^*$

Notons la relation :



$l/t = 1.0$
NACA 65(12) 10



d'après HOWELL, Ref. et

PL. 5

Valeurs de s/c

0.5

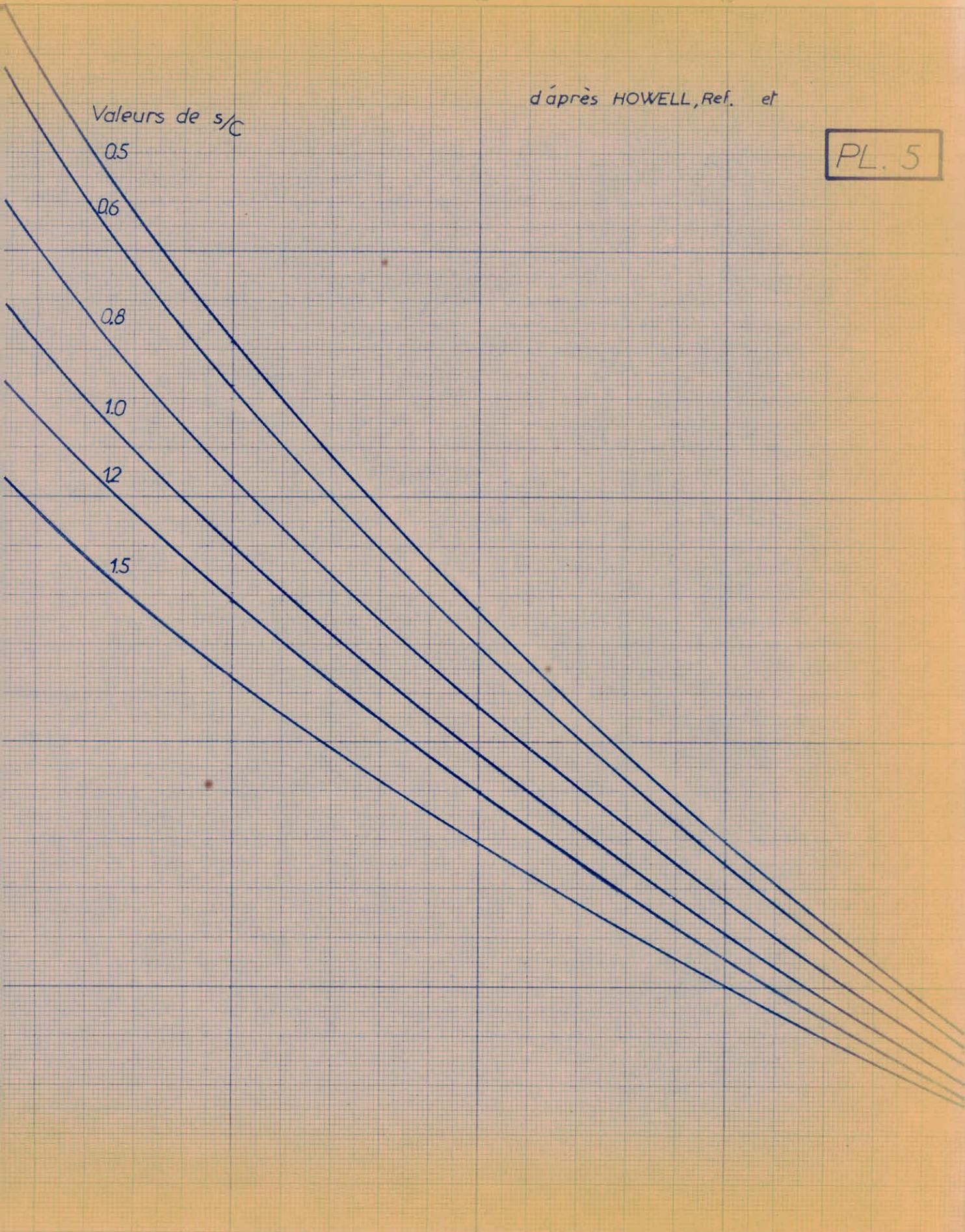
0.6

0.8

1.0

1.2

1.5



Le calage est égale à l'angle du fluide à l'entrée corrigé par X_I et i .

Coefficients de charge de l'aile C_Z et C_X :

Le coefficient C_Z et C_X sont définis par :

$$C_Z = \frac{F_Z}{\left(\frac{\rho}{2}\right) W_0^2 c} \quad C_X = \frac{F_X}{\left(\frac{\rho}{2}\right) W_0^2 c}$$

Où F_Z représente la portance et F_X la traînée due au frottement.

Le coefficient de traînée doit être corrigé. Pour tenir compte du frottement de grille et d'un écoulement secondaire dans le canal forme par 2 aubes.

Des expériences ont permis d'aboutir à l'expression du coefficient effectif de traînée :

$$C'_X = C_X \left[0,02 \left(\frac{S}{b}\right) + 0,018 C_Z^2 \right]$$

avec b = hauteur de l'aube.

La planche PL4 nous donne, à partir de S et de C fixés, le coefficient de portance C_Z

On obtient ensuite C'_X à partir de la relation (2-15)

REMARQUE : C_Z peut être noté par C_L et C_X par C_D

Coefficients aérodynamique C_X et C_Z d'une grille mobile au diamètre moyen.

Principe : A partir du triangle des vitesses au rayons moyen et en utilisant la courbe $C - f(\alpha)$ (voir PL4), on obtient le coefficient de portance.

On applique ensuite la formule (2-15) pour calculer le coefficient de traînée C'_X

Données :

$$= 90^\circ - B_2 = 18,8^\circ$$

$$\frac{S}{C} = 1$$

Résultats : (voir PL 23)

La courbe $C_L = f(\alpha)$ nous donne pour valeurs :

$$\boxed{C_L = 0,97}$$

Calcul des paramètres aérodynamiques au moyen des stators

La méthode reste valable mais dans ce cas

$$= 90^\circ - \alpha = 18,8^\circ$$

(on retrouve la même valeur puisque $T = 0,5$)
Les résultats sont groupés (PL24)

Aubes directrices (dimensionnement, nombre ; paramètres aérodynamiques)

La vitesse d'entrée est ici la vitesse axiale C_a ,
la vitesse de sortie est égale à la vitesse C_I absolue
d'entrée dans le premier rotor.

Nous avons donc : $\bar{=} 0$

d'où $\bar{=}$

en adoptant un angle d'incidence faible ($i = 0,3$)

$$b = \frac{D_o - d_o}{2}$$

$$c_i = \frac{b}{2} \quad , \quad c_e = \frac{C_i}{1,19}$$

$$C_m = D_o - \frac{C_i - C_e}{b} \left(\frac{D_o - d_m}{2} \right)$$

$$Z = \frac{d_m}{S_m} = \frac{d_m}{C_m} \quad \text{avec toujours} \quad \frac{S_m}{C_m} = 1$$

Données

$$D_o = 0,63 \text{ m}$$

$$d_o = 0,378 \quad \left(\text{calculé à partir de } D_o \text{ et de } S_o, \text{ section de sortie du diffuseur} \right)$$

$$d_m = 0,504$$

$$= 45^\circ$$

Résultats (voir PL I7)

$$b = 0,126 \text{ m} \quad ; \quad Z = 27$$

$$C_i = 0,063 \text{ m} \quad ; \quad C_e = 0,78$$

$$C_e = 0,053 \text{ m} \quad C'_x = 0,0382$$

$$C_m = S_m = 0,0586$$

aubes directrices

$C_e=0,053$ $C_i=0,063$ $C_m=0,058$ $Z=27$ $b=0,126$ $\lambda_m=15^\circ$

d (m)	C (m)	S (m)	S/C	C'_x	C'_z
0,504	0,058	0,058	1	0,0382	0,78

rotor 1

$C_e=0,048$ $C_i=0,0562$ $C_m=0,0528$ $Z=30$ $b=0,108$ $\lambda_m=30^\circ$

d (m)	C (m)	S (m)	S/C	C'_x	C'_z
0,397	0,0562	0,0416	0,74	0,0516	1,2
0,450	0,0542	0,0471	0,869	0,0475	1,075
0,504	0,0528	0,0528	1	0,0447	0,97
0,558	0,0501	0,0584	1,166	0,0442	0,925
0,613	0,048	0,0647	1,348	0,0456	0,935

stator 1

$C_e=0,0434$ $C_i=0,0517$ $C_m=0,048$ $Z=33$ $b=0,0992$ $\lambda_m=30^\circ$

d (m)	C (m)	S (m)	S/C	C'_x	C'_z
0,4049	0,0434	0,0385	0,887	0,039	0,86
0,454	0,0455	0,0432	0,95	0,042	0,92
0,504	0,048	0,048	1	0,0445	0,97
0,554	0,0496	0,0527	1,062	0,047	1,01
0,6032	0,0517	0,0574	1,11	0,049	1,04

Torsion des aubages du I^o rotor

En supposant que les échanges d'énergie sont constants le long du rayon, on a :

$$H_e = \frac{U \Delta C_u}{g} = \text{cte}$$

Le travail spécifique d'étage est constant le long du rayon.

Le travail spécifique du stator $H_s = C_{u0} DC_m = C_{um} \times \Delta C_u$ est de la forme $\frac{C}{R^2}$. Donc le degré de réaction :

$$\epsilon = \frac{H_e - H_s}{H_e} = 1 - \frac{H_s}{H_e}$$

est de la forme : $\epsilon = 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{d_m}{d} \right)^2$

Les triangles des vitesses se déforment donc le long du rayon et par suite varie aussi l'angle de calage. Une aube construite à partir de cela doit être villée.

Nous avons calculé les triangles des vitesses et du I^o rotor.

On constate que ϵ augmente lorsqu'on se déplace du pied à la tte de l'aube.

Les résultats sont rapportés par la planche PL13 et illustrés par PPL 19 et PL 20.

Torsion des aubages du I^o stator

Le principe est valable en considérant bien sûr cette fois les vitesses absolues C et leurs angles

(Voir PL. 21 ET 22 .)

PL. 13

éléments des triangles de vitesses

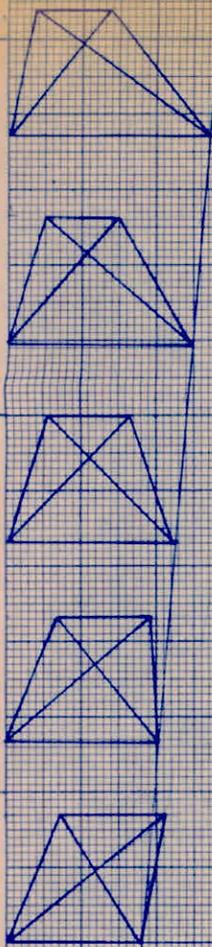
suivant cinq sections du rotor 1 (à 8000 m)

d (m)	0,397	0,450	0,504	0,558	0,613
U (m/s)	176,69	200,27	224	248,34	272,82
C_a	168	168	168	168	168
$W_{u\infty}$	34,28	74,70	112	147,02	180,60
W_{1u}	103,55	135,82	166,68	196,30	225,46
W_{2u}	- 34,99	13,58	57,33	97,73	135,74
ΔW_u	138,54	122,24	109,35	98,57	89,72
C_{1u}	73,14	64,45	57,33	52,04	47,36
C_{2u}	211,68	186,69	166,68	150,61	137,08
β_∞ (°)	78,48	66,07	56,33	48,85	42,92
β_1	58,35	51,12	45,25	40,58	36,67
β_2	101,67	87,30	71,17	59,67	51,07
α_1	66,50	69,06	71,17	72,80	74,28
α_2	38,45	41,96	45,25	48,18	50,67
λ	16,95	24,18	30	34,72	38,63
σ	0,194	0,373	0,5	0,592	0,662

PL13^{BIS}**ELEMENTS DES TRIANGLES
DE VITESSES 8000 m**

dm m	0,4049	0,4540	0,5540	0,6032
u m/s	180.20	202.06	246.56	268.46
Ca m/s	168	168	168	168
wu_{∞} m/s	40.60	77.59	144.48	174.77
$w1u$ m/s	108.52	138.16	194.12	220.36
$w2u$ m/s	127.32	17.02	94.84	129.18
Δwu m/s	135.84	121.14	99.28	91.18
$C1u$ m/s	71.68	63.90	52.44	48.10
$C2u$ m/s	207.52	185.04	151.72	139.18
$\beta_{\infty}^{(0)}$	76.43	65.25	49.35	43.84
$\beta_1^{(0)}$	57.17	50.58	40.83	42.33
$\beta_2^{(0)}$	99.24	84.22	60.90	52.50
$\alpha_2^{(0)}$	39	42.25	47.95	50.35
$\alpha_1^{(0)}$	66.86	69.18	72.68	74.03
σ	0,2253	0,3840	0,5860	0,6510

échelle: $\frac{100 \text{ m/s}}{1}$

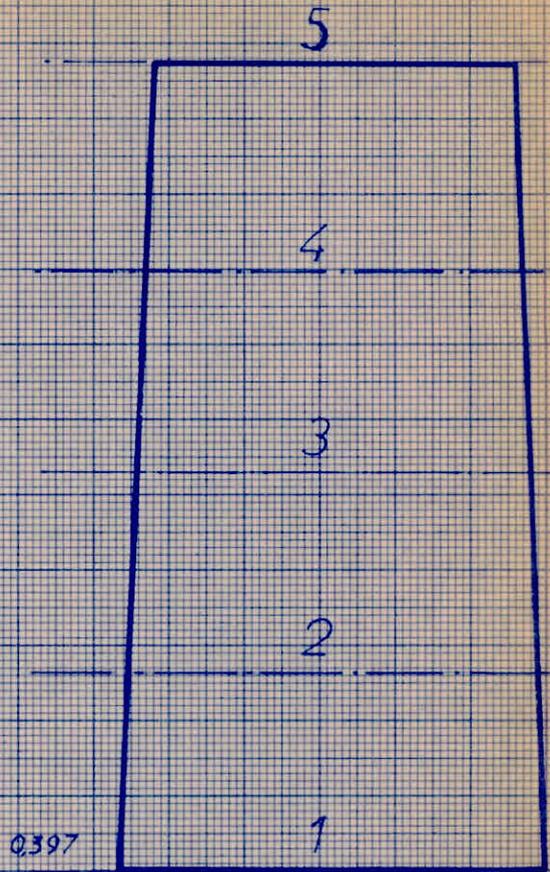


$d = 0.613$

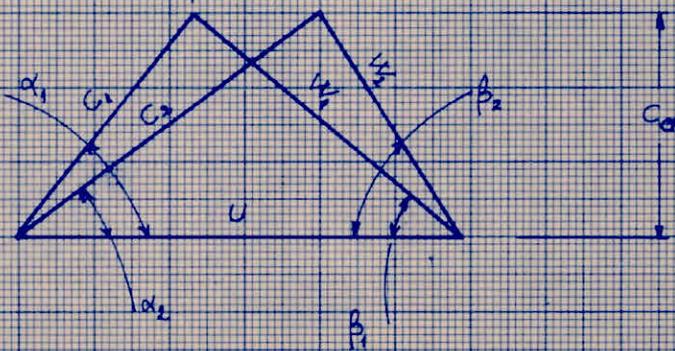
0.558

0.504

0.450

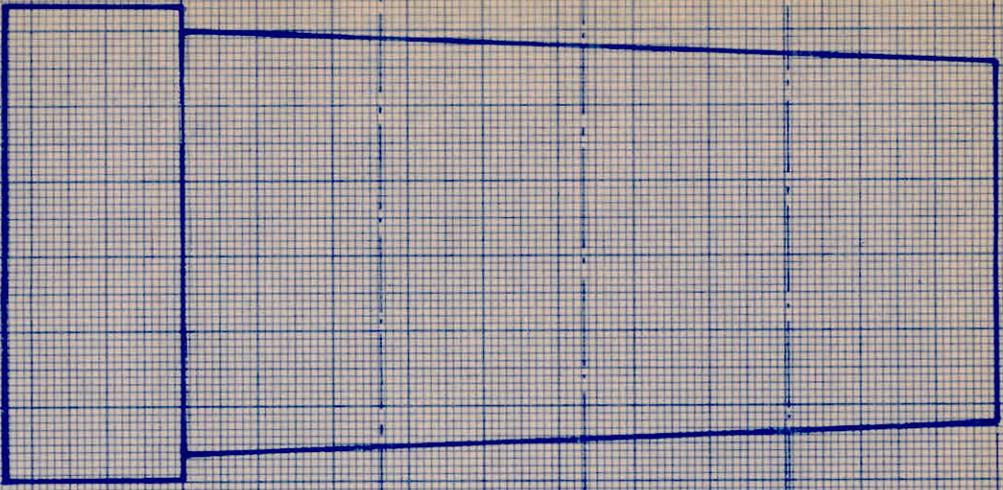


ΔC_u 0.397



triangles des vitesses au
niveau de 5 sections du 1^{er} R.
(Z = 8000 m)

AUBE VRILLEE DU 1^{er} ROTOR



$d = 0.613$

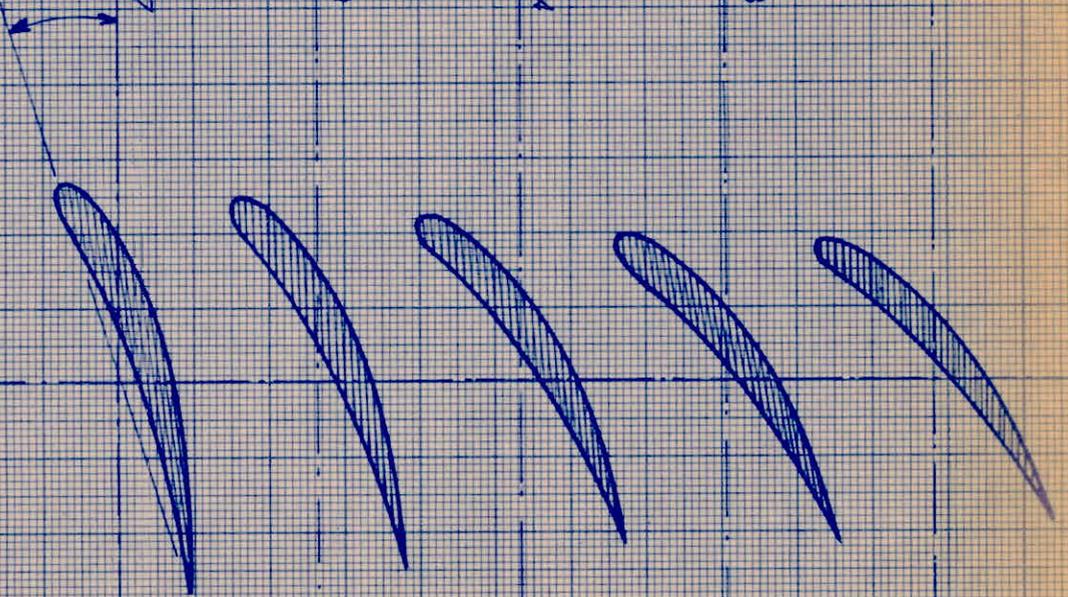
0.558

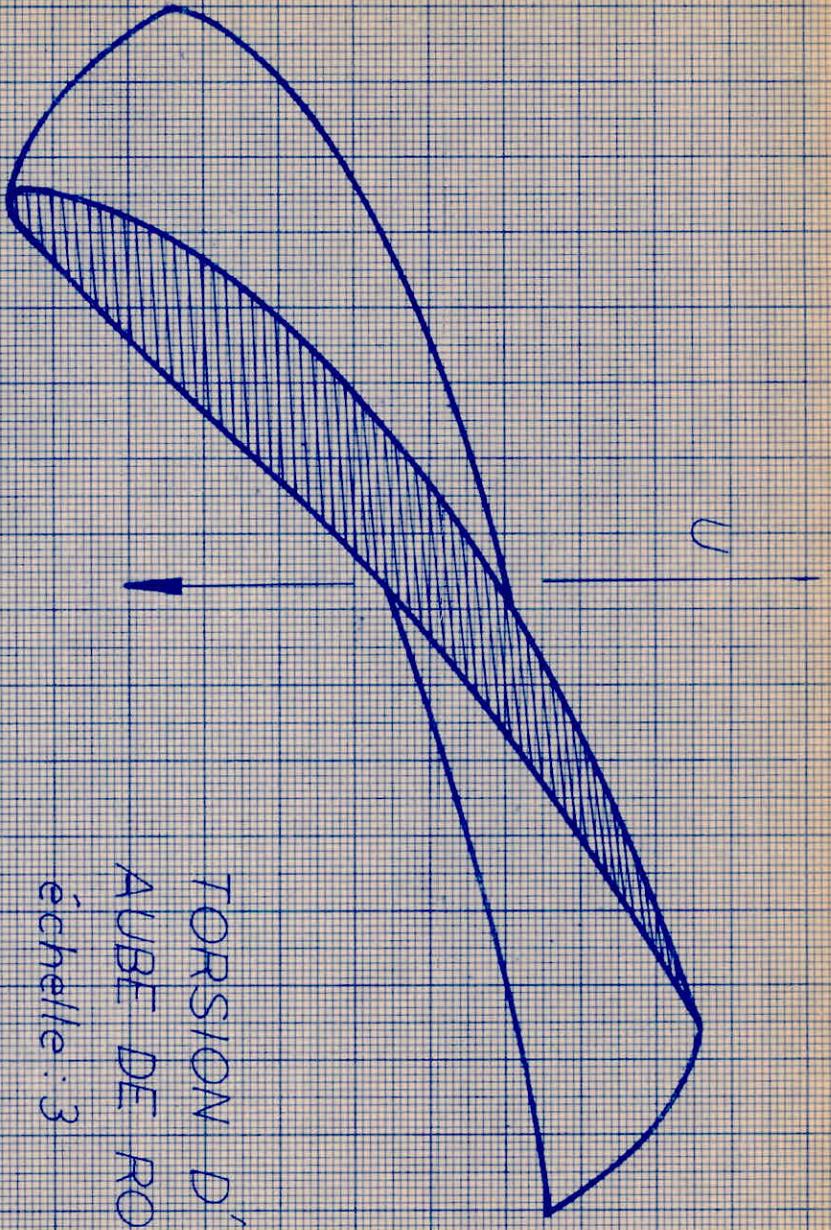
0.504

0.450

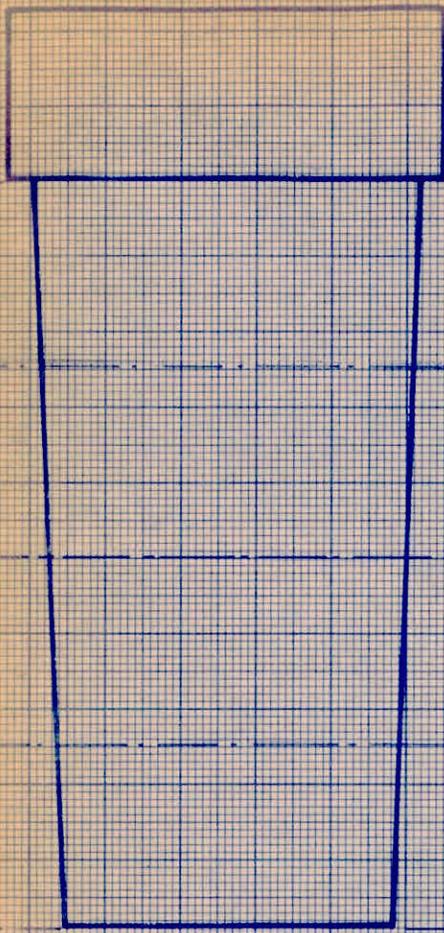
0.397

λ





TORSION D'UNE
AUBE DE ROUE 1
échelle : 3



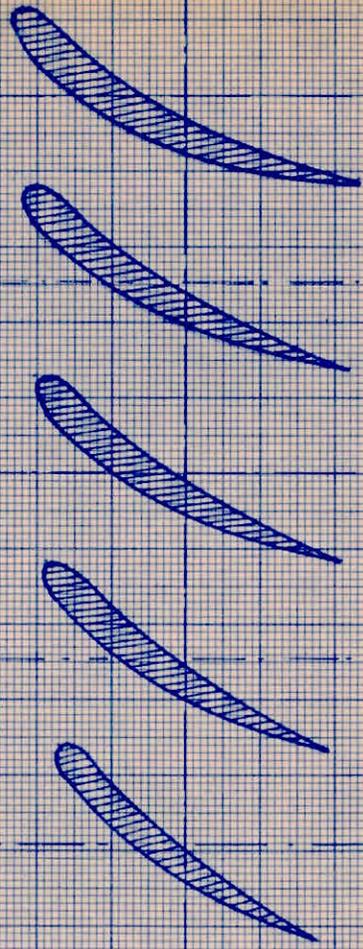
$d = 0,6032$

0,554

0,504

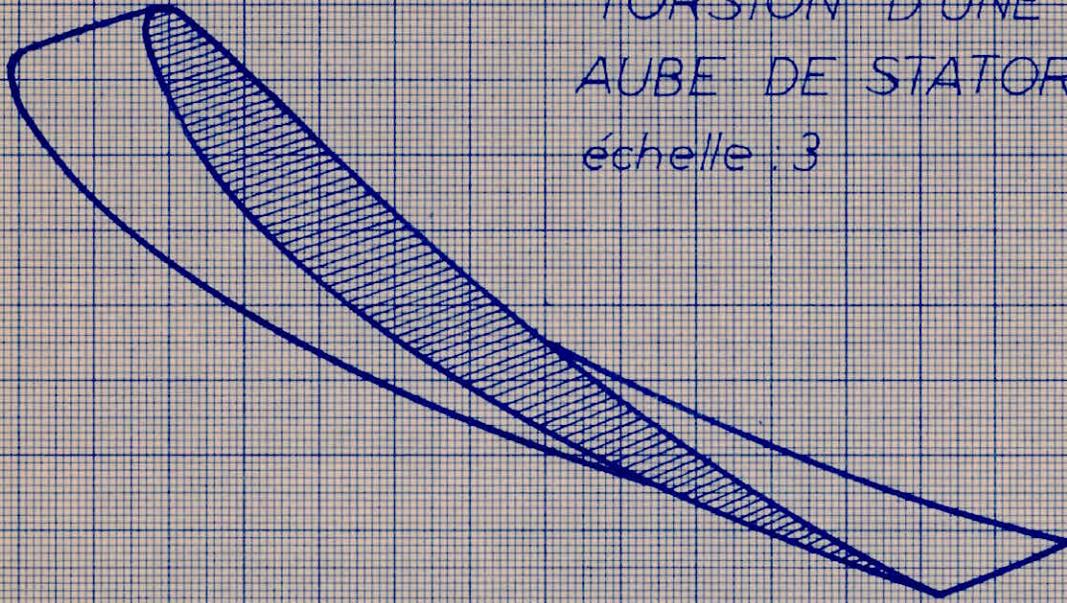
0,454

0,4049



_ AUBE VRILLEE DU 1^{er} STATOR _

TORSION D'UNE
AUBE DE STATOR 1
échelle : 3



Calcul du nombre de tours spécifique:

$$N_s = \cdot$$

On sait que:

$$* = 0,6$$

$$* = \frac{2 \cdot g \cdot He}{U^2} = \frac{2 \times 9,81 \times 2500}{280^2} = 0,625$$

d'ou

$$= 0,774$$

$$= 0,703$$

donc

$$N_s^s = 1,1$$

D'abitude N_s est compris dans lafourchette (0,5 à 5)

CHAPITRE III

CALCUL DES FORCES AERODYNAMIQUES SUR LES AUBES DU ROTOR ET DU STATOR/ (Voir PL. 24 BIS) AU RAYON MOYEN .

Comme dans le cas d'une aile d'avion, une aube de compresseur est soumise principalement à deux forces.

*La première force R_x a la même direction que W ; elle est appelée trainée.

*La deuxième force R_z , perpendiculaire à W est appelée portance.

Ces deux forces admettent une résultante R qui peut être décomposée d'une autre manière:

*En une force R_u ayant la même direction que u

*En une force R_a ayant la direction de l'axe du compresseur.

Les forces R_a , R_u , R_z et R s'appliquent au centre de gravité de l'aube et ont même sens (intrados-extrados).

1-CALCUL AU NIVEAU DU ROTOR:

La portance est donnée par la relation:

$$R_z = 0,5 W^2 AC \frac{1}{2}$$

A : Metre-couple de l'aube, $A = C b$

ρ : Masse volumique moyenne. $\rho = 1,225$

La trainée

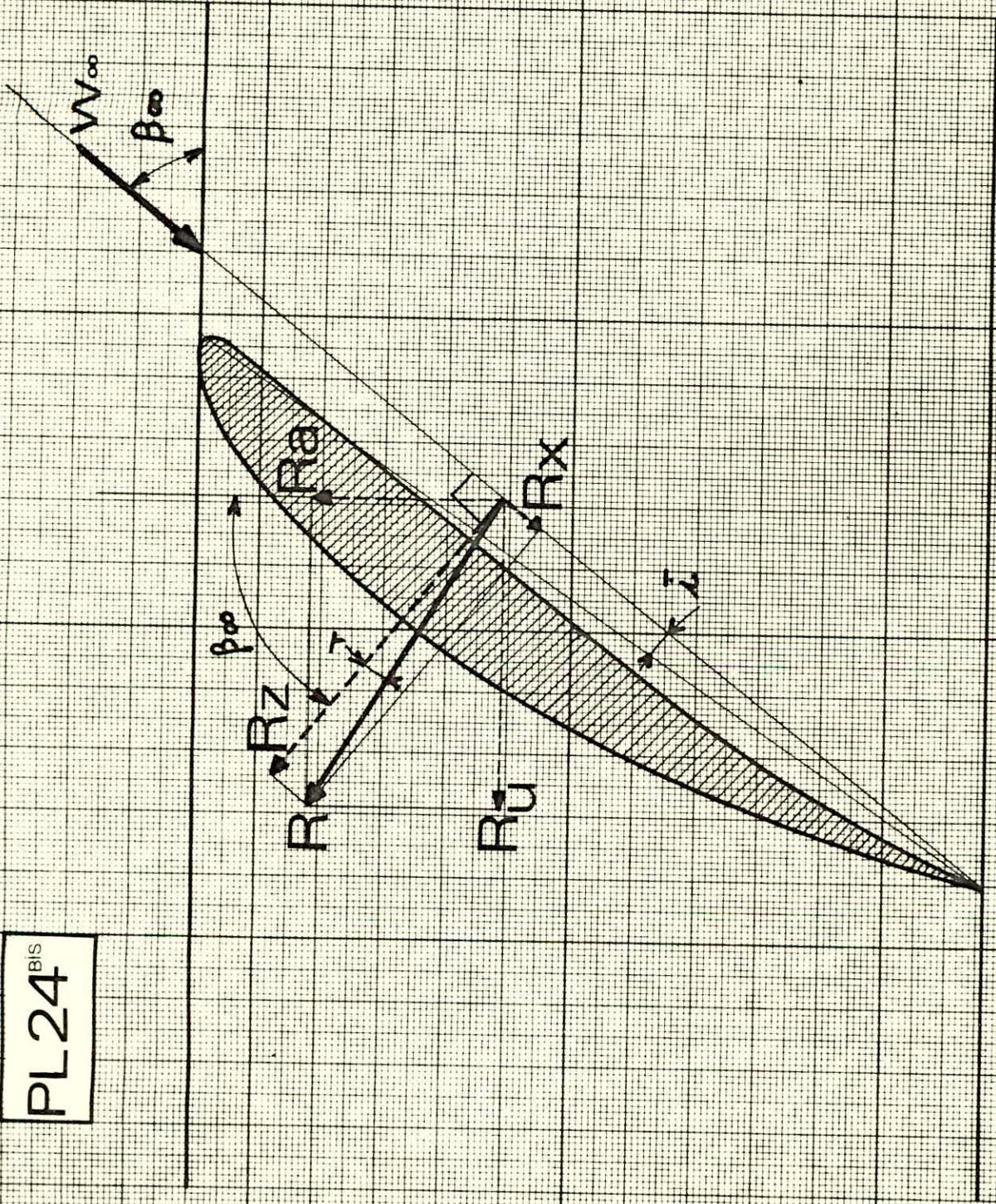
quant à elle, elle est donnée par:

$$R_x = 0,5 W^2 AC \frac{1}{2}$$

La résultante de ces deux forces sera:

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_z^2}$$

PL24^{BIS}



15

10

5

5

10

15

20

25

en projetant la somme des forces Rz et Rx sur les directions de u et axiale, on obtient Ru et Ra en fonction des deux forces précédentes et de l'angle β_{00}

$$\begin{aligned} Ru &= Rz \sin \beta_{00} + Rx \cos \beta_{00} \\ Ra &= Rz \cos \beta_{00} - Rx \sin \beta_{00} \end{aligned}$$

Connaissant toutes ces forces, il serait intéressant de déterminer le couple s'exerçant sur chaque roue ainsi que la puissance.

Le couple s'exerçant sur une aube sera :

$$C = Ru \cdot d_m / 2$$

La puissance est donnée par la relation :

$$P = Z \cdot U_{tr} \cdot Ru$$

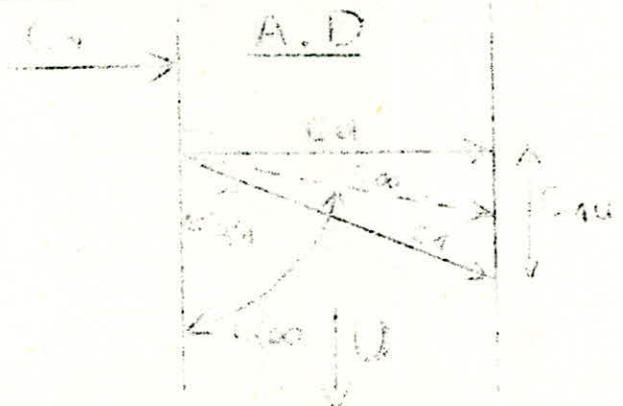
Résultats Voir PL.23

2 CALCUL AU NIVEAU DU STATOR :

La méthode de calcul est la même que les forces Rz, Rx et R. Il suffit de remplacer C_{00} par C_{01} , β_{00} par β_{01} , le mètre-couple A d'une aube de rotor par le mètre couple d'une aube de stator, Z (rotor) par Z(stator) C_x (rotor) par C_x' (stator). Les résultats sont regroupés dans la PL 24.

2.1. CALCUL AU NIVEAU DES AUBES DIRECTIVES :

$$\begin{aligned} \rho &= 0,522 \text{ Kg/m}^3 \\ A &= 0,126 \times 0,0586 (\text{m}^2) \\ C_x' &= 0,0382 \\ C_z' &= 0,78 \\ Z &= 27 \end{aligned}$$



III - 3 -

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{2 \cdot C_a}{C_{ju}} = \frac{2 \times 168}{55,33} = 6,07$$

$$\alpha = 80,65^\circ$$

$$C = \frac{C_a}{\sin \alpha} = \frac{168}{0,987} = 170,26 \text{ m/s}$$

$$C_{ju} = 170,26 \text{ m/s}$$

$$\cos \alpha = 0,162$$

$$\sin \alpha = 0,987$$

$$D \cdot O U \quad R_z = 43,57 \text{ N}$$

$$R_x = 2,13 \text{ N}$$

$$R = 43,62 \text{ N}$$

CHAPI. IV DE L'ENTREE AU NOMBRE DE MACH CRITIQUE

La com limite la vitesse relative à l'entree de la roue, et cette limite est surtout importante pour le premier étage de la machine.

Lorsque la vitesse d'entrée croit , on voit apparaitre d'abord des valeurs M aux emplacements des pointes de vitesse. Si la vitesse d'entrée croit encore, des chocs apparaissent entraînant des décollements de couche limite ; la traînée augmente et la puissance diminue. L'apparition de ces phénomènes est repérée par un nombre de Mach critique (en fait on peut définir un premier nombre de Mach critique M_{cr1} lorsque la vitesse du son est atteinte pour la première fois en un point du profil, un second M_{cr2} lors de l'apparition d'une onde de choc et éventuellement un autre cas de l'apparition d'un décollement, ces trois valeurs étant très proches les unes des autres)

Lorsqu'on fait croître le Mach d'entrée au-delà de M_c on peut arriver à un régime de débit maximal dû à l'apparition d'un col sonique à la section minimale entre les aubages.

Cela consiste une limite supérieure , caractérisée par un nombre de Mach maximal M_m . E'

L'estimation du régime maximal peut se déduire du rapport géométrique entre la section minimale S_c et la section d'entrée S_e

La valeur de ce nombre de Mach limite M_m en utilisant une formule expérimental

$$M_m = 0,996 - 2,5 \left(\frac{S}{Se} \right) + 1,9 \left(\frac{Se}{S} \right)^{2m}$$

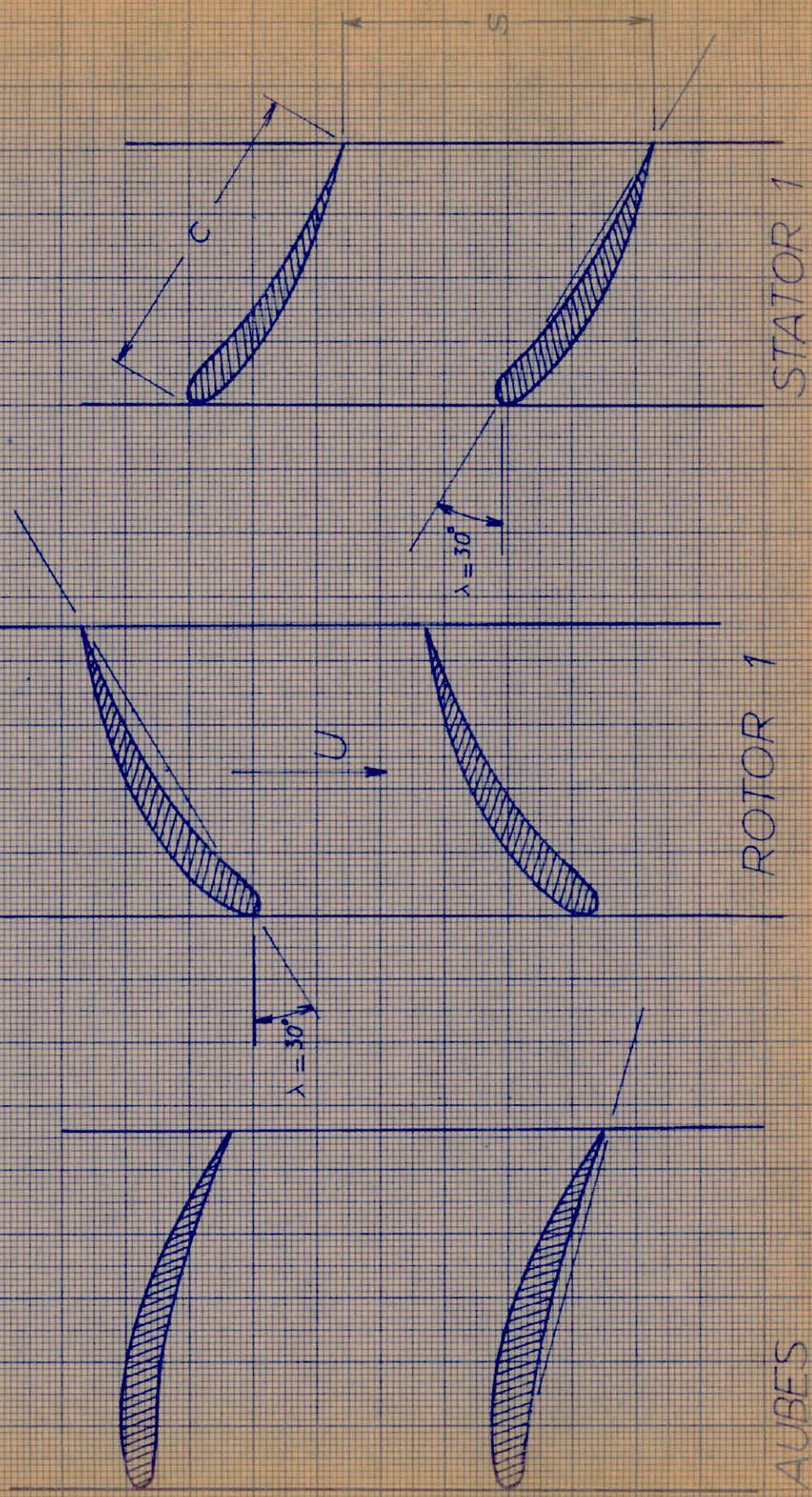
Celle-ci constituant une limite supérieure au membre de Mach local défini par :

$$M_{oc} = \frac{W_I}{a}$$

Où a désigne la vitesse du son.

L'écoulement risque d'être supersonique surtout à la tête des aubes du premier rotor, où W_I est élevé et la vitesse du son faible.

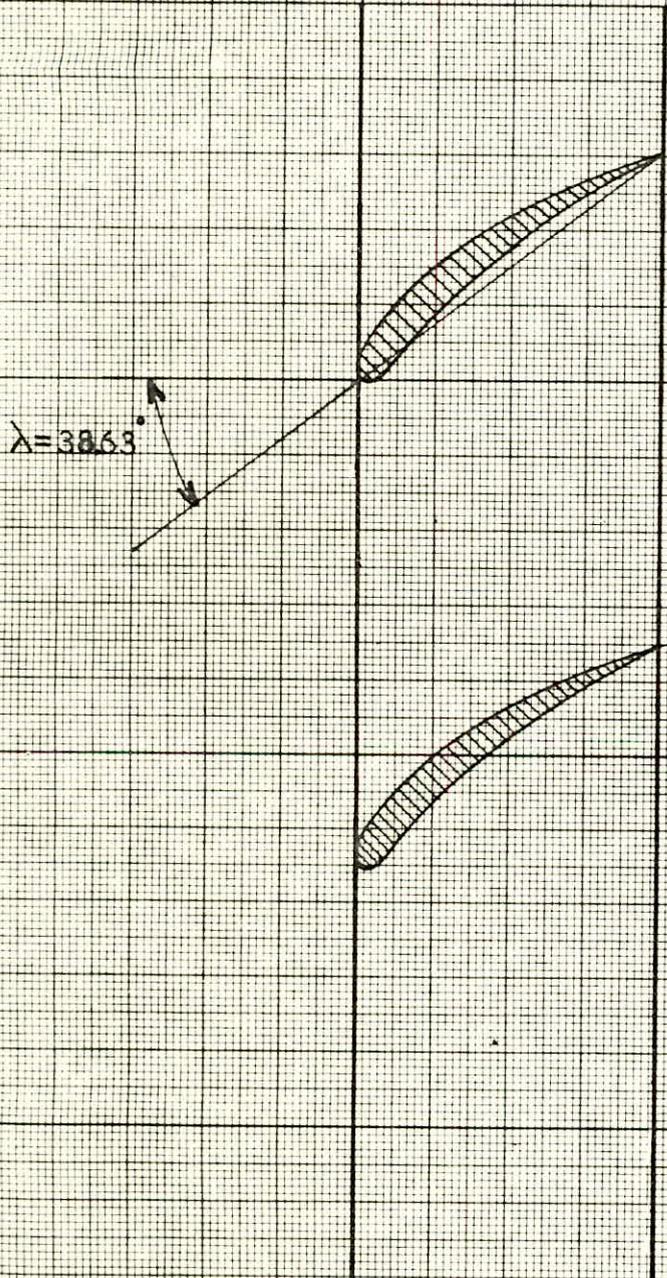
Voir les résultats PL 24.



au rayon moyen $(s/c = 1)$

AUBES DIRECTRICES

RL 18^{BIS}



1^{re} ROTOR en tête d'aube

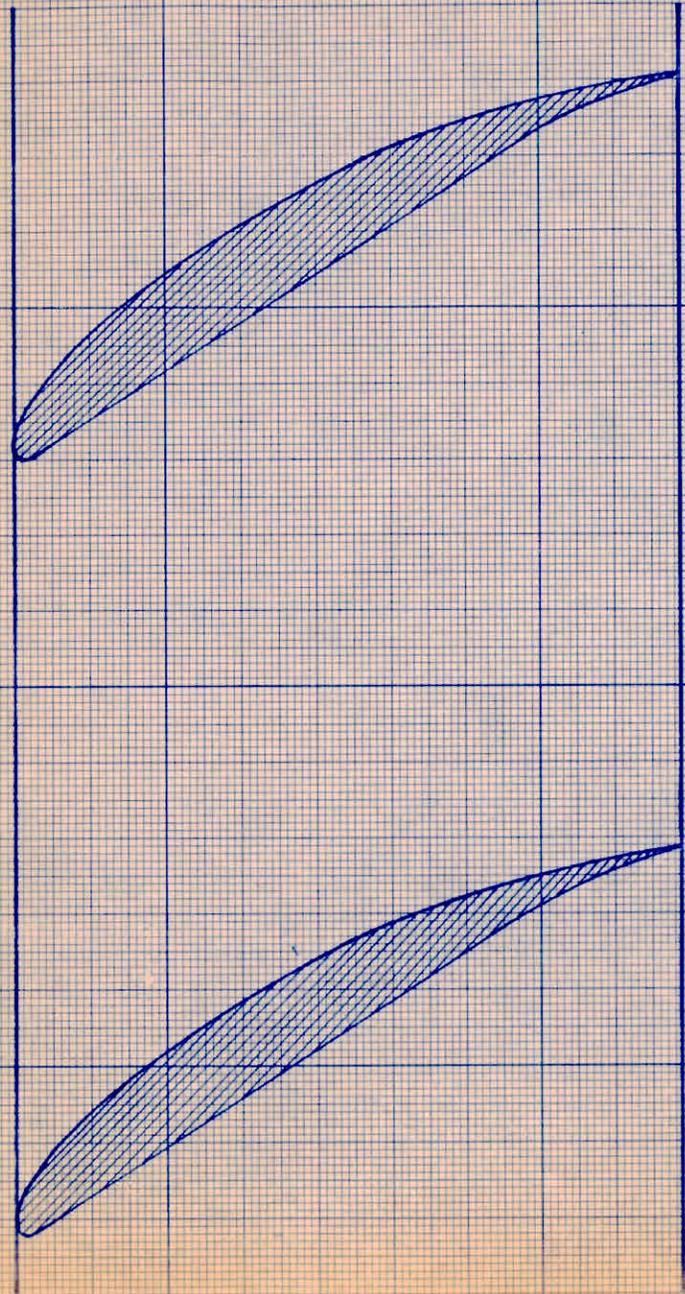
LES BPIERS CMI20M 231

Paramètres aérodynamiques au rayon
moyen de chaque stator

PL. 24

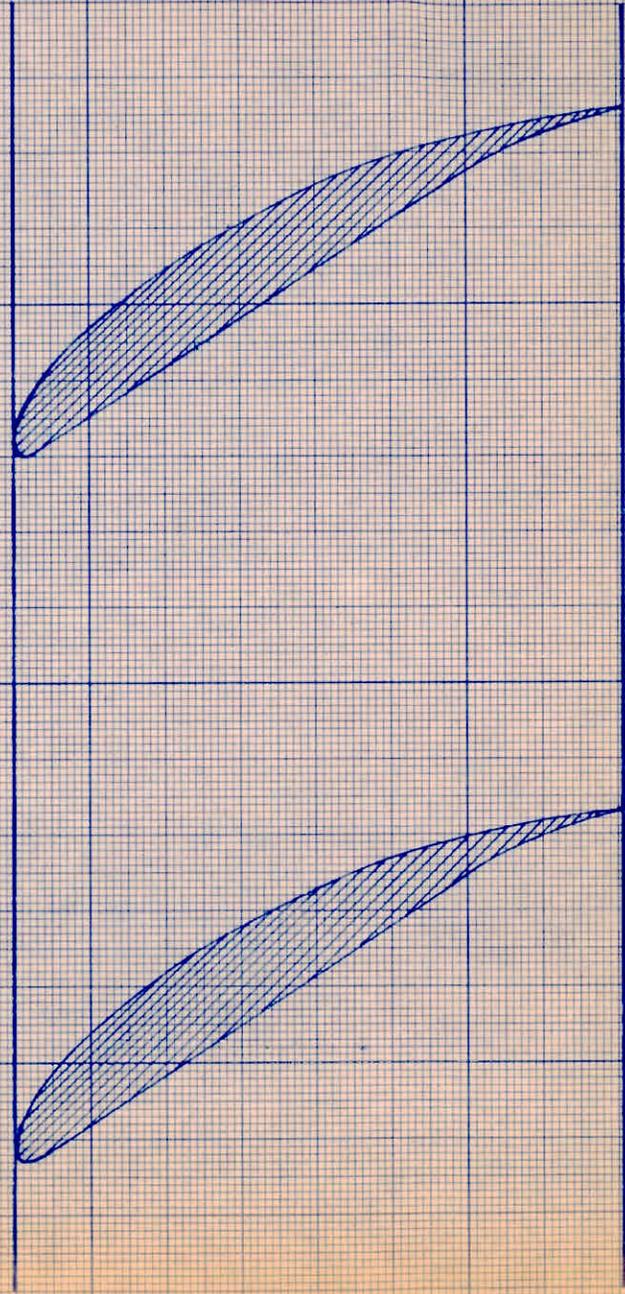
N ^o étage	C _m (m)	S _m (m)	S/c	C' _z	C' _x	Z	C _e (m)	C _i (m)	R _z (N)	R _x (N)	R (w)
1	0.048	0.048	1	0.97	0.0445	33	0.0434	0.0517	53.37	2.45	53.426
2	0.0406	0.0406	✓	✓	0.0445	39	0.0371	0.0441	45.186	1.53	45.21
3	0.035	0.035	✓	✓	0.0445	45	0.0319	0.038	39	1.79	39.1
4	0.0304	0.0304	✓	✓	0.0446	52	0.0278	0.0331	33.67	1.5475	33.7
5	0.0268	0.0268	✓	✓	0.0446	59	0.0246	0.0291	30.24	1.39	30.27
6	0.0251	0.0251	✓	✓	0.0452	63	0.0231	0.0272	28.26	1.32	28.3
7	0.0244	0.0244	✓	✓	0.0452	65	0.0227	0.0263	28.28	1.31	28.3
8	0.0217	0.0217	✓	✓	0.0459	73	0.0203	0.0234	24	1.135	24.03
9	0.0176	0.0176	✓	✓	0.0459	90	0.0163	0.0188	19.22	0.91	19.24

Ech 2



Rotor 2

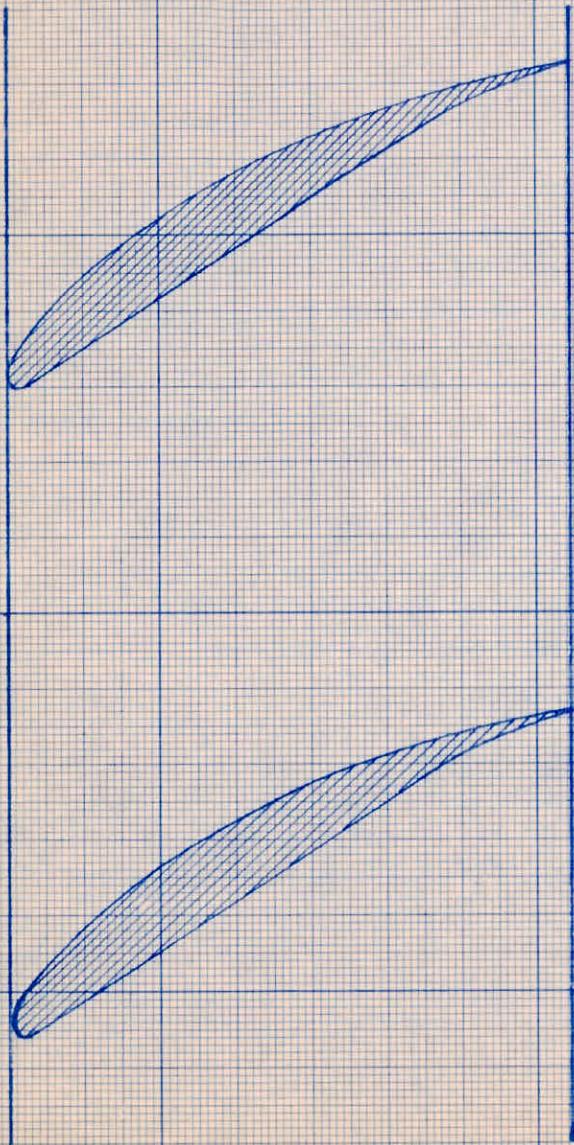
PL 25



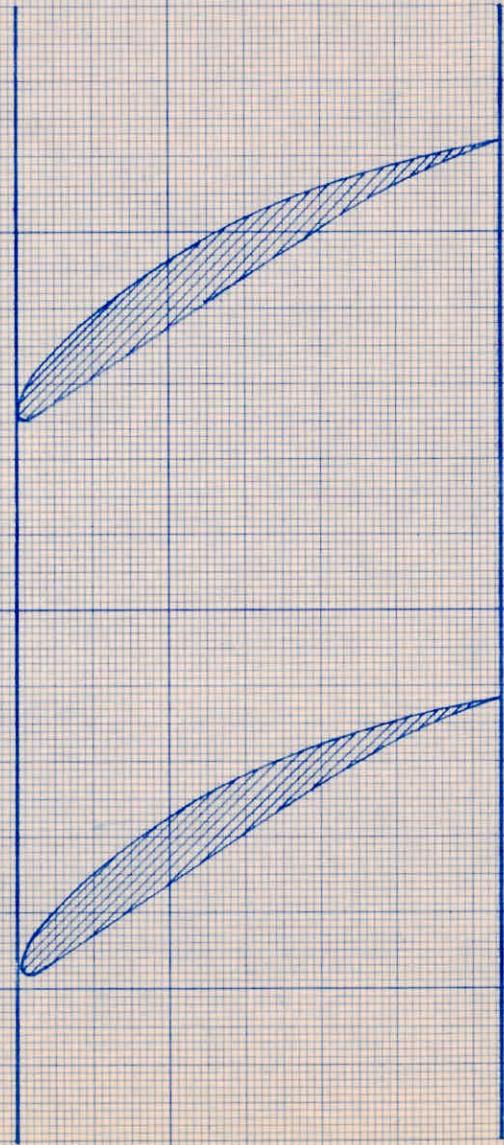
Rotor 3

Ech 2

PL 26

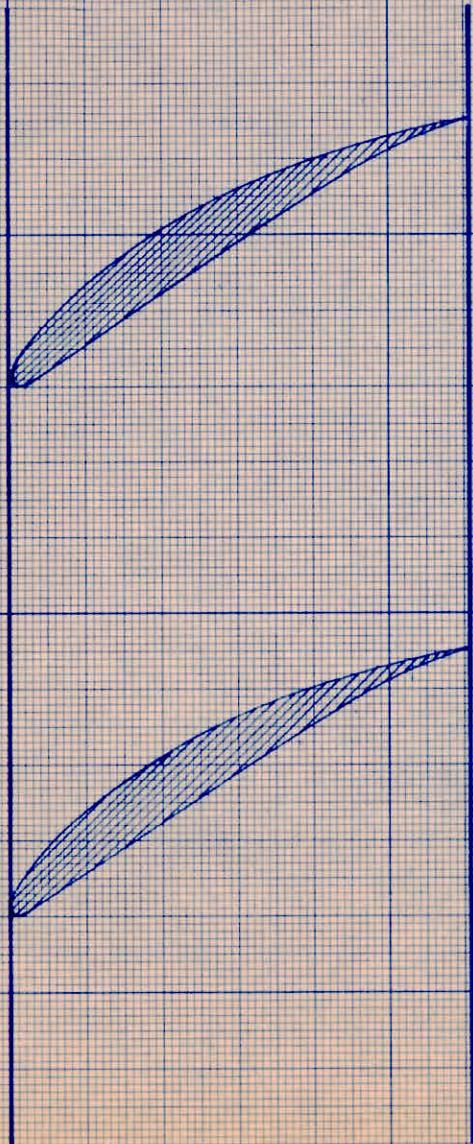


Rotor 4



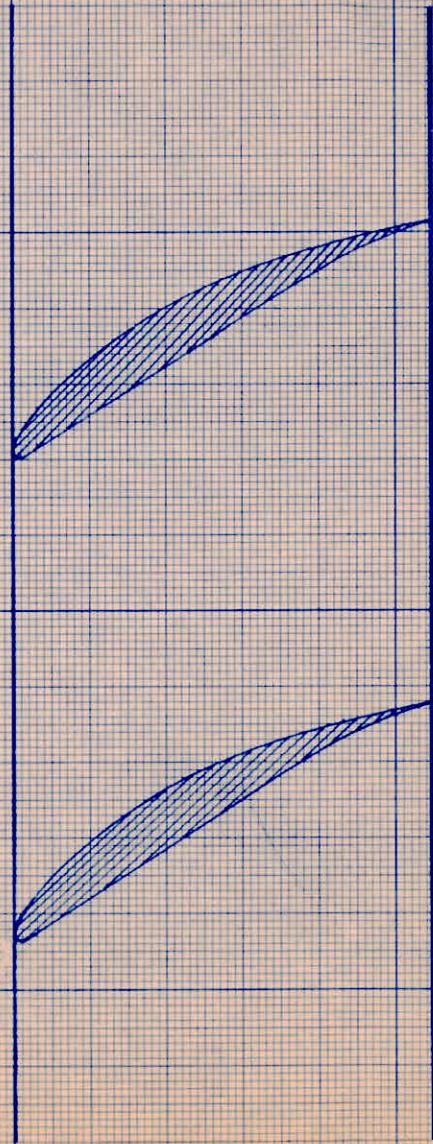
Rotor 5

Ech 2



Rotor 6

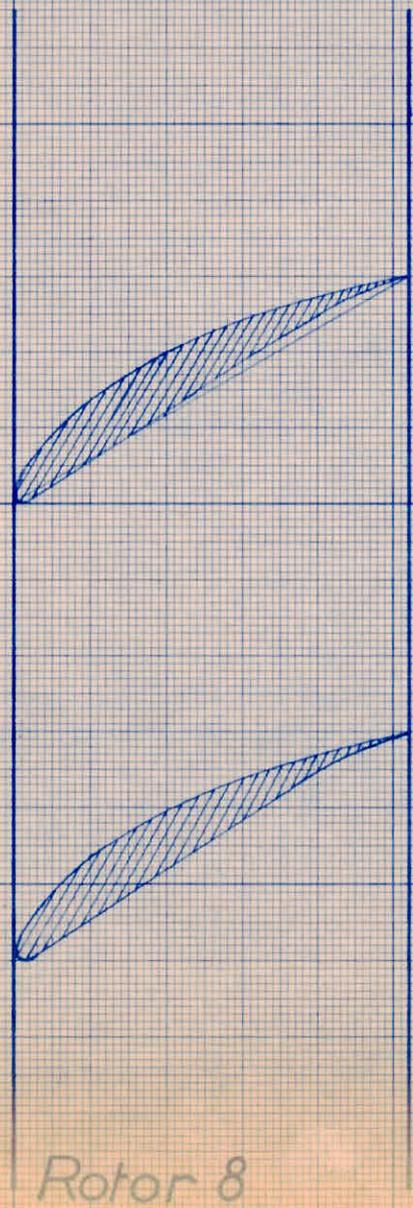
PL 27



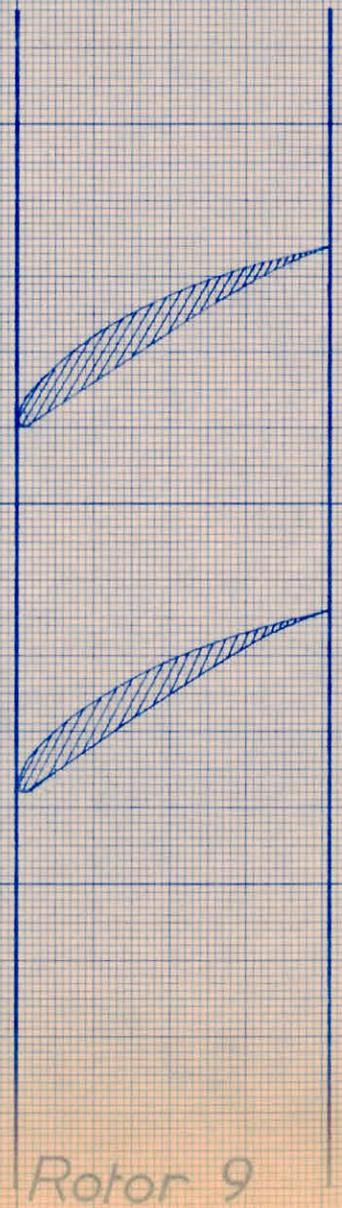
Rotor 7

Ech 2

PL 28



Rotor 8



Rotor 9

CHAPITRE 5

CALCUL DE RENDEMENTS ET DES PUISSANCES

L'existence d'un jeu radial en bout d'ailettes laisse passer un débit de fuite d .

Ce débit de fuite augmente la vitesse axiale de débit par rapport à ce qu'elle serait s'il n'y avait pas de jeu.

Certaines méthodes de calculs tiennent compte de la perte due au jeu par l'application d'un rendement volumétrique de la forme

$$\eta_v = 1 - d/Q$$

d : débit de fuite

Q : débit effectif.

On peut aussi écrire le rendement volumétrique sous la forme

$$\eta_v = Q_T / Q$$

Q : débit volumétrique effectif

Q_T : débit volumétrique de calcul.

On dispose d'un abaque $\eta_v = f(\sigma, 2e/D)$ qui nous

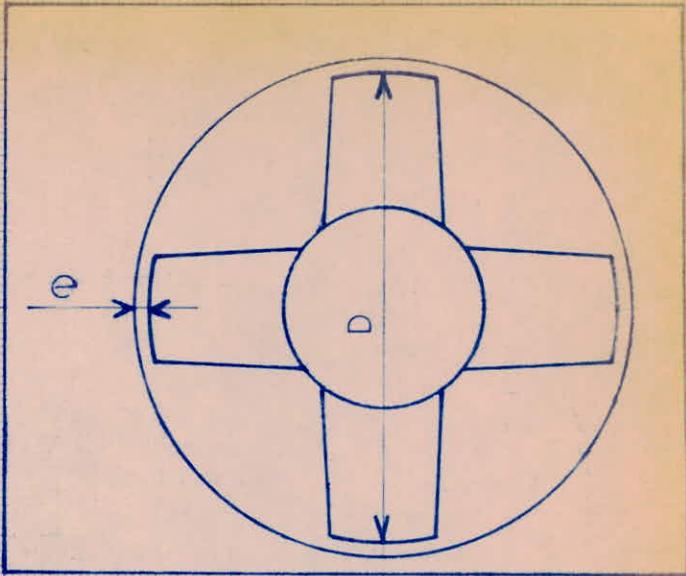
donne η_v connaissant σ et $2e/D$ (voir PL6)

avec
$$\sigma = \frac{c^2}{\mu} \frac{(ca/uc)^2}{2gH/U_0^2}$$

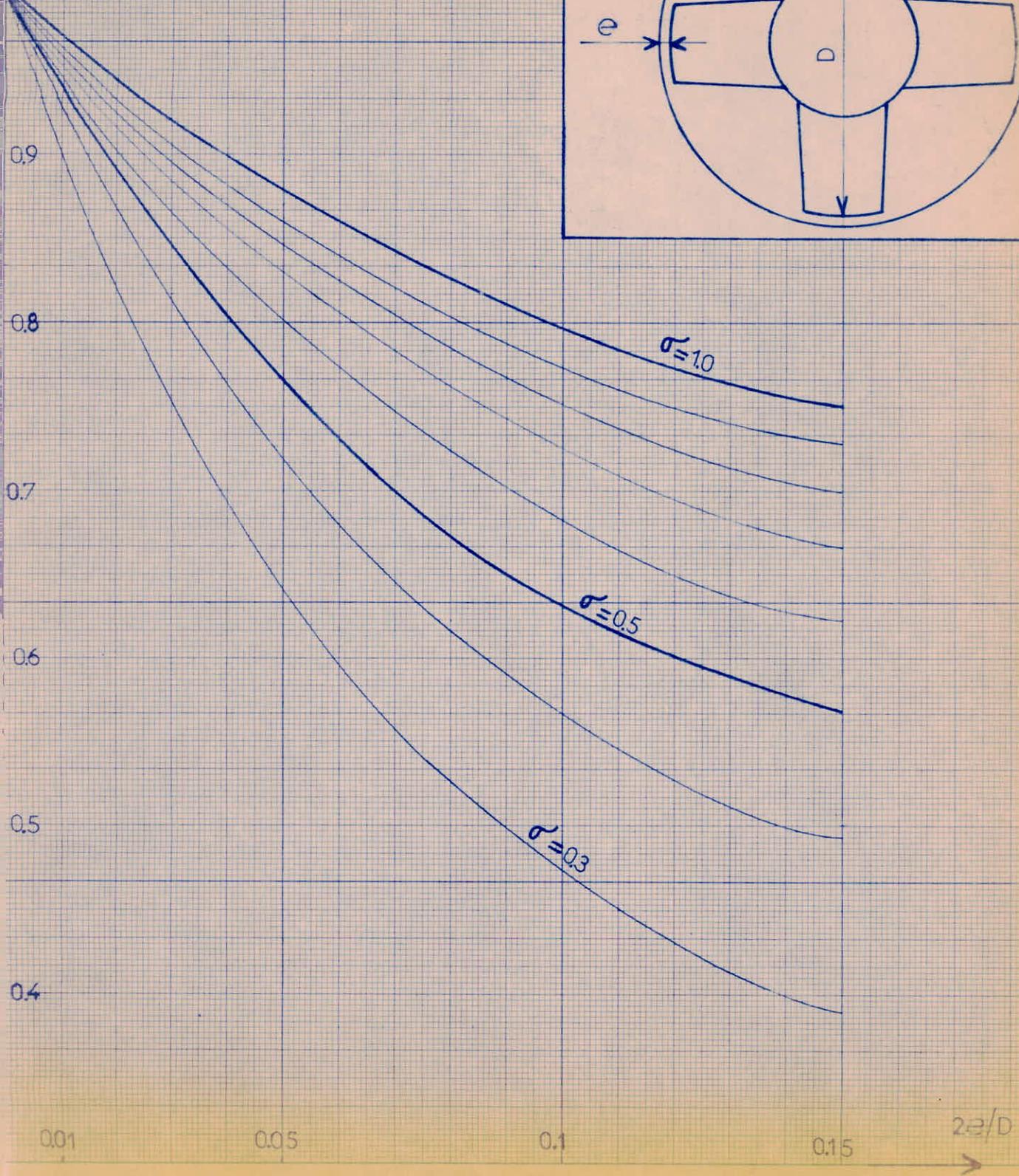
c : coefficient de débit

μ : coefficient de charge

P.L 6



η_v
10



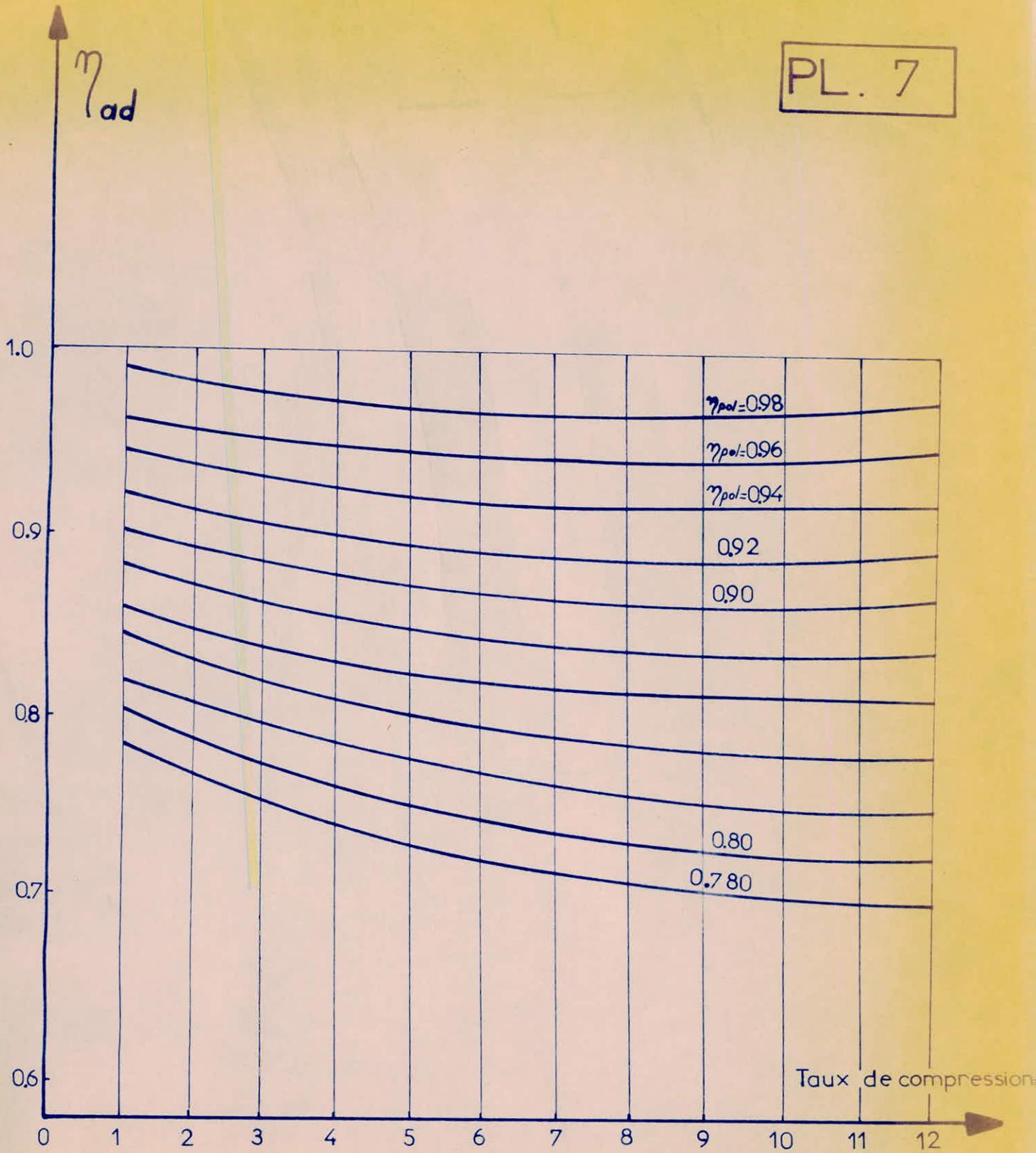
$2e/D$

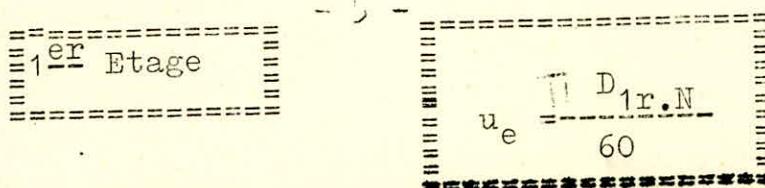
0.01

0.05

0.1

0.15





$$D_{1r} = 0,613 \text{ m}$$

$$N = 8500 \text{ t/mm}$$

$$\text{d'ou } u_e = 272,82 \text{ m/s}$$

$$\psi_I = \frac{2gHe}{u_e^2} ; \quad \psi_A = Ca/u_e$$

$$He = 2500 \text{ m}$$

$$u_e = 272,82 \text{ m/s}$$

$$\text{d'ou } \psi_I = 0,658$$

$$\psi_A = 0,615$$

On choisit un jeu $e = 1,5 \text{ mm}$ (valeur établie d'après compresseur existant).

$$2e/D = \underline{\underline{0,00489}}$$

$$\psi_I = \frac{(0,615)^2}{0,658} = 0,574$$

$$\psi_I = 0,574$$

d'après PL6, on trouve :

$$\psi_I = 0,968$$

Pour les autres, voir PL 36

D'après la courbe $\eta_v = 1(z)$ (PL.29), on remarque que le rendement volumétrique diminue suivant les étages.

Par contre les coefficients de débit et de charge augmentent suivant le déplacement de l'air (voir PL.30 et 31)

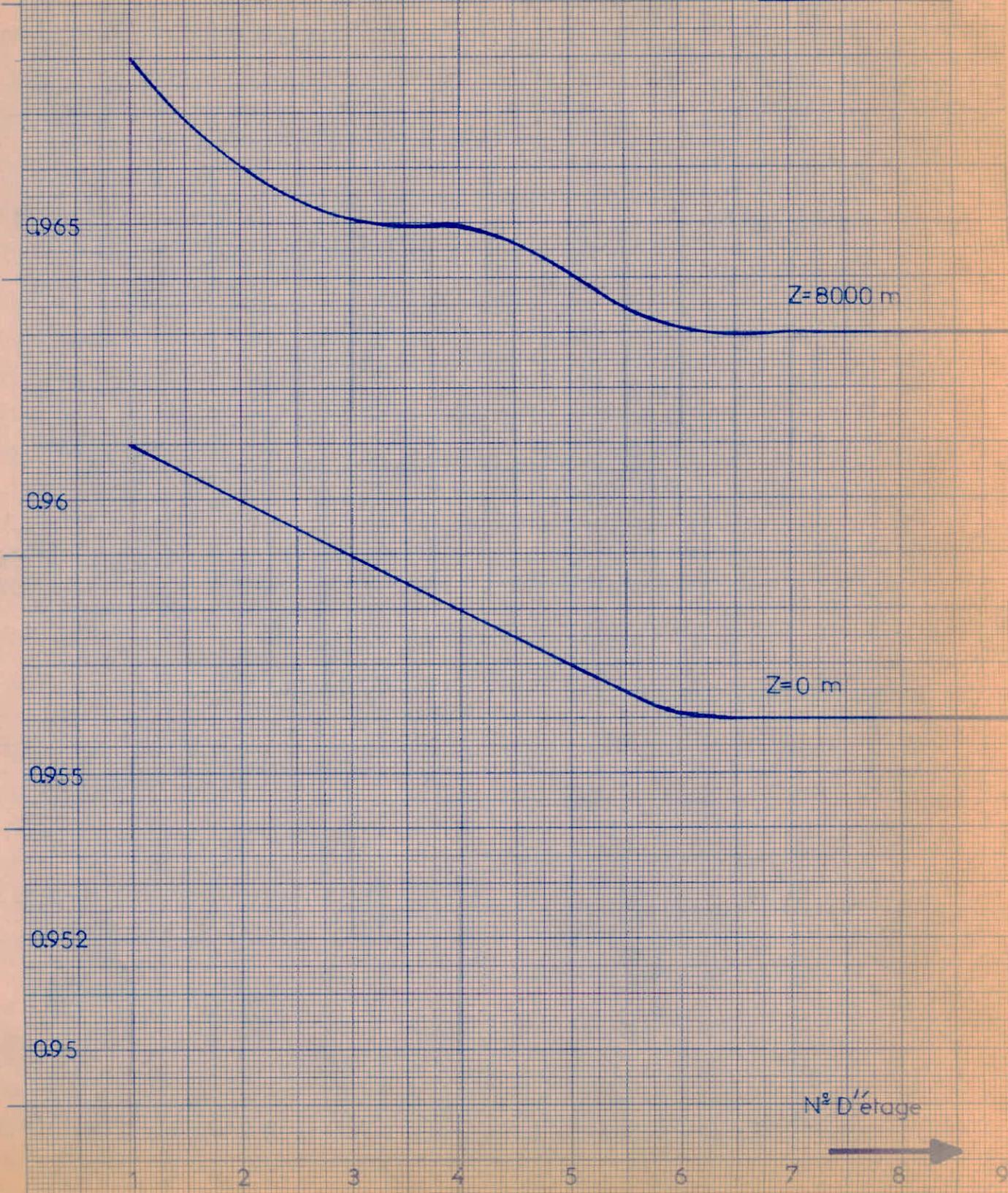
2 RENDEMENT HYDRAULIQUES :

Ils tiennent compte des pertes hydrauliques, pertes qui comprennent les pertes par frottement dans les canaux et les pertes de transformation d'énergie.

Pour tenir compte des différentes pertes dans l'étage, on peut

10 η_v

PL 29



PL 30

ρ ↑

0.7

0.68

0.65

0.63

0.61

0.6

z=1000 mètres

z=0 mètres (sol)

N° Détage

1 2 5 3 4 5 6 7 15 8 9 20

PL 31

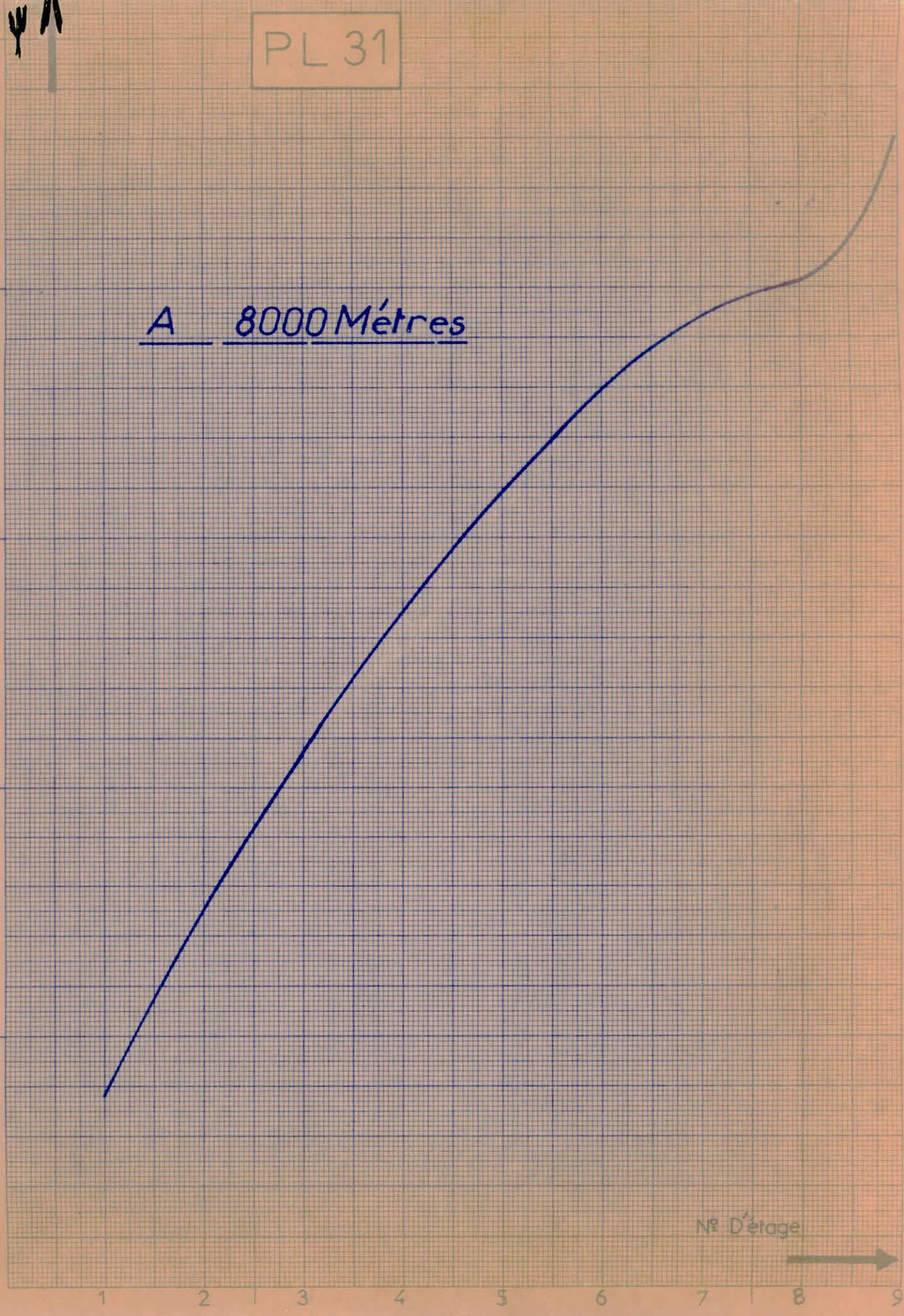
ψ A

A 8000 Mètres

0.85
0.8
0.75
0.7
0.65
0.62

1 2 3 4 5 6 7 8 9

N° D'étage
→



calculer un Cx des ailettes en ajoutant au Cx de profil un Cxa matérialisant le frottement sur les carters circulaires et un Cxt comprenant l'influence des jeux. Il est donné par la relation :

$$h = 1 - \frac{h_{pr} + h_{ps}}{H_T}$$

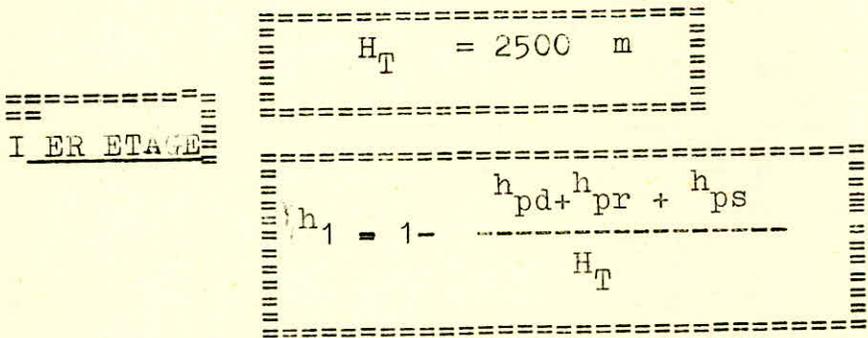
**h_{pr} : pertes de charge dans le rotor

$$\text{avec : } h_{pr} = \frac{F_x \cdot t \cdot g}{b \cdot s \cdot \sin \alpha} = C/s \cdot \frac{W^2}{2g} \cdot \frac{C'_x(r)}{C \sin \alpha} \quad (\text{Voir PL 24Bis})$$

* h_{ps} : pertes de charge dans le stator

$$\text{avec : } h_{ps} = \frac{C^2}{2g} \cdot C/s \cdot \frac{C'_x(s)}{\sin \alpha}$$

H_T : charge de calcul par étage : H_T = $\frac{0,200}{3}$



* h_{pd} : pertes de charge dans le diffuseur

$$\text{avec : } h_{pd} = \left\{ \frac{C^2 u}{2g} \right\} = 0,15 \text{ à } 0,25$$

on choisit une valeur moyenne : $\left\{ \right\} = 0,20$

V 4

$$d'ou \quad h_{pd} = \frac{C_2^2 u}{2g}$$

$$\xi = 0,20$$

$$C_2 u = 57,33 \text{ m/s}$$

$$d'ou \quad \underline{h_{pd} = 0,584 \text{ m}}$$

$$h_{pr} = \frac{C}{S} \cdot \frac{W^2}{2g} \cdot \frac{C'_x(r)}{\sin \beta_a}$$

$$\frac{C}{S} = I$$

$$W = 201,5 \text{ m/s}$$

$$\sin \beta_a = \sin 56,3 = 0,83$$

$$C'_x(r) = 0,0447$$

$$d'ou \quad \underline{h_{pr} = 111,19 \text{ m}}$$

$$h_{ps} = \frac{C}{S} \cdot \frac{C^2}{2g} \cdot \frac{C'_x(s)}{\sin \beta_a}$$

$$\frac{S}{C} = I$$

$$C = 201,5 \text{ m/s}$$

$$C'_x(s) = 0,0445$$

$$\sin \beta_a = \sin 56,3 = 0,83$$

$$d'ou \quad \underline{h_{ps} = 110,7 \text{ m}}$$

on en déduit la valeur de η_{HI}

$$\eta_{HI} = 0,911$$

pour les autres resultats voir planche 36.

2.1. CALCUL DES CHARGES RELLES (H) :

On peut ecrire le rendement hydraulique sous la forme :

$$\eta h = \frac{I - h_{pr} + h_{ps}}{HT} = \frac{HT - \xi (\text{Pertes})}{HT} = \frac{H}{HT}$$

d'ou

$$H = \eta_h \cdot H_T$$

1^{ER} ETAGE

$$\eta_{hI} = 0,911$$

$$H_T = 2500 \text{ m}$$

d'ou

$$H_I = 2277,53 \text{ m}$$

=====

Pour les autres étages , voir planche 36.

3 - RENDEMENT POLYTROPIQUE

La notion de rendement polytropique est très utilisée dans l'étude des compresseurs à étages multiples contrairement au rendement adiabatique d'étage, le rendement polytropique est le même pour chaque étage ainsi que pour l'ensemble des étages. On peut montrer que η_p est la limite de η_{ad} lorsque le nb d'étages devient infini.

Cette limite est donnée par .

$$\eta_p = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{\text{Log} (P_s/P_e)}{\text{Log} (T_s/T_e)} \quad (I)$$

P_s : pression totale à la sortie du compresseur.

P_e : pression totale à l'entrée du compresseur.

T_s : température totale à la sortie du compresseur

T_e : Température totale à l'entrée du compresseur.

Pour calculer η_p , en doit connaître les températures réelles (non isentropiques) à l'entrée et à la sortie du compresseur.

3.1 CALCUL DES TEMPERATURES REELLES A LA SORTIE DE CHAQUE

ETAGE:

$$T_{tj} = T_{ti} + \frac{g \times H_i}{\overline{C_p}} \quad (I)$$

$$T_{t1} = 225 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$\overline{C_p} = 1000 \text{ J/ Kg. } ^\circ\text{K}$$

$$H_1 = 2277,53 \text{ m}$$

d'ou

$$T_{t2} = 277,33 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_2 = 2274,64 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t3} = 299,63 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_3 = 2274,64 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t4} = 321,93 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_4 = 2270 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t5} = 344,18 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_5 = 2270 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t6} = 366,43 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_6 = 2267,5 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t7} = 388,63 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H_7 = 2267,5 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } T_{t8} = 410,83 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H8 = 2265 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } Tt9 = 435 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$H9 = 2265 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } Tt10 = 455,15 \text{ } ^\circ\text{K}$$

On remarque que $Tt0 = 182,15^\circ\text{C}$, température à la sortie du compresseur, est inférieure à la température limite qui est de 250°C .

On peut calculer ρ , on a :

$$Ps/Pe = 6 \quad ; \quad Ts/Te = 455,15/225 = 1,788$$

d'après (I), on a :

$$\rho = 0,867$$

Les valeurs de ρ sont généralement comprise dans la fourchette (0,7 - 0,98).

D'après l'abaque $\text{ad} = f(\rho, \dots)$ (voir planche 7).

On trouve comme rendement adiabatique global :

$$\text{ad} = 0,83$$

on vérifie bien que

$$\rho \times \text{ad} = 0,867 \times 0,83 = 0,71961$$

CALCUL DES PUISSANCES

CHOIX DU RENDEMENT MECANIQUE

Généralement η_m varie entre 0,98 et 0,995

on choisit une valeur moyenne : $\eta_m = 0,988$

Le rendement global est donnée par la relation :

d'ou

$$\eta_g = 0,988 \times 0,867 = 0,856$$

$$\eta = 0,856$$

3.1 PUISSANCES CONSOMMEES PAR ETAGE

La puissance consommée par le compresseur englobe aussi les pertes donc on doit utiliser le rendement et la charge effectifs.

$$P_{ce} = \frac{\dot{m} \cdot H_t}{\eta \cdot 1000}$$

avec $\dot{m}_T = \frac{\dot{m}}{\eta \cdot V}$

IER ETAGE $\dot{m}_{TI} = \frac{\dot{m}}{\eta \cdot VI}$

$\dot{m} = 15,6 \text{ Kg/s}$

$\eta \cdot VI = 0,968$

$HT = 2500 \text{ m}$

d'ou $\dot{m}_{TI} = 16,1 \text{ Kg/s}$

et $P_{ce} (I) = 395 \text{ KW}$

Pour les autres résultats voir PL.36.

3.2. PUISSANCE CONSOMMEE PAR LE COMPRESSEUR :

$$P_{cT} = \sum_i P_{cei}$$

d'ou $P_{cT} = 3,571 \text{ MW}$

=====

3.3 PUISSANCE EQUIVALENTE UTILE AU NIVEAU DE CHAQUE ETAGE

La puissance equivalente utile est plus petite que la puissance consommée, on doit utiliser le débit et la charge réelle.

$$P_{eu} = g \frac{\dot{m} \cdot H}{1000}$$

I ER ETAGE

$$\dot{m} = 15,6 \text{ Kg/S}$$

$$H_I = 2277,53 \text{ m}$$

$$P_{eu(I)} = 348 \text{ K W}$$

=====
 Pour les autres résultats voir PL.36.
 =====

3.4. PUISSANCE EQUIVALENTE UTILE TOTALE

$$P_{euT} = \sum_{i=1}^n P_{eu} (i)$$

d'ou

$$P_{euT} = 3,122 \text{ MW}$$

3.5. PUISSANCE ABSORBEE (Pa)

Pour déterminer la puissance absorbée par le compresseur, on doit tenir compte d'un coefficient de démarrage k ($k = 1,10$ à $1,15$) et du rendement global η .
 P_a est donnée par la relation :

$$P_a = k \cdot \frac{P_{euT}}{\eta}$$

V 10

- 1 -

Pour k , on peut prendre une valeur moyenne

$$\underline{\underline{k = 1,12}}$$

$$Peut = 3,122 \text{ MW}$$

$$\eta = 0,856$$

d'ou

$$\underline{\underline{Pa = 4,08 \text{ MW}}}$$



CALCULS DES RENDEMENTS ET DES PUISSANCES (z=8000m)

N ^o	ϕ	ψ	σ	2e/D	η_v	h_{Ps} m	h_{Pr} m	η_h	H_m	\dot{m}_T kg/s	P_{Ce} kw	P_{Cu} kw
1	0.615	0.658	0.574	0.00489	0.968	110.70	111.19	0.911	2277.53	16.10	395	348
2	0.633	0.696	0.577	0.005	0.966	110.70	114.67	0.910	2274.64	16.15	396	347.5
3	0.648	0.728	0.577	0.00515	0.965	110.70	116.41	"	"	16.16	396.50	"
4	0.660	0.757	0.575	0.00524	0.965	110.94	117.65	0.908	2270	"	"	347
5	0.670	0.778	0.577	0.00533	0.964	112.43	120.39	"	"	16.18	397	"
6	0.680	0.800	0.578	0.0054	0.963	112.43	"	0.907	2267.50	16.20	397.50	346.5
7	0.685	0.814	0.577	0.00544	0.963	112.43	"	"	"	"	"	"
8	0.688	0.821	0.577	0.00547	0.963	114.17	120.64	0.906	2265	"	"	346
9	0.700	0.850	0.576	0.00557	0.963	114.17	120.39	"	"	"	"	"

PL 36

CHAPITRE VI

CALCUL AU NIVEAU DU SOL (Z = 0m)

Pour ce calcul, nous partons du dimensionnement global du compresseur établi à 8000m d'altitude.

On aura à vérifier principalement que les rendements et les puissances restent valables.

D'autre part, on vérifiera au niveau de chaque rotor qu'on se situe en dessous du nombre de Mach Maximum.

On suppose que l'avion roule sur la piste à 250 Km/H soit 69,44 m/s.

En nous référant à la table d'atmosphère standard,

on trouve :

$$\begin{array}{l} Z = 0m \text{ -----} \\ \left. \begin{array}{l} T_e = 288^\circ K \\ \rho_e = 1,2256 \text{ Kg/m}^3 \\ p_e = 1,01325 \text{ b} \end{array} \right\} \end{array}$$

I - DETERMINATION DE LA TEMPERATURE ET DE LA PRESSIION TOTALES

Tte et Pte

La température est donnée par la relation :

$$T_{te} = T_e + \frac{1}{2} \frac{c^2}{c_p}$$

C : Vitesse de l'avion $c = 69,44 \text{ m/s}$

c_p : 1000 J / Kg. °K

T_e : 288 °K

d'où

$$T_{te} = 290,41 \text{ °K}$$

La pression totale est donnée par :

$$P_{te} = P_e \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

d'où

$$M_e = \frac{c}{\sqrt{\gamma T_e}} = 0,2035$$

$$20,1 \sqrt{T_e}$$

- 1' -

d'ou

$$P_{te} = 1,043 \quad b$$

=====

$$\rho = \frac{P_{te}}{r T_{te}} = 1,25 \quad \text{Kg/m}^3$$

$$\rho = 1,25 \quad \text{Kg/m}^3$$

=====

2. PARAMETRES D'ARRET ET STATIQUES A L'ENTREE DES AUBES DIRECTRICES

$$T_{to} = T_{t1} = T_{te} = 290,41^\circ\text{K}$$

=====

$$T_o = T_{to} = -\frac{1}{2} \frac{C_a^2}{c_p}$$

au sol, la valeur de C_a peut être considérée de l'ordre de 140 m/s

d'ou $T_o = 280,61^\circ\text{K}$

=====

CALCUL DU MACH

$$M_o = \frac{C_a}{20,1 \cdot T_o} = 0,415$$

on considère que le diffuseur conserve son rendement $\eta = 0,85$
 d'ou (d'après ChpI)

$$r = 0,98$$

=====

donc $P_{to} = r \cdot P_{te}$

$$P_{to} = 1,022 \quad b$$

=====

$$P_o = P_{to} \times \frac{1}{1 + \frac{-1}{2} M_o^2} = \frac{1}{1 - 1}$$

d'ou $P_o = 0,908 \quad b$

=====

La masse volumique sera : $\rho_0 = \frac{P_0}{rT_0}$

d'ou $\rho = 1,127 \text{ Kg/m}^3$

DEBIT DU COMPRESSEUR

La valeur du débit doit necessairement augmenter, le diagramme d'écoulement de l'air dans le diffuseur va changer, l'aire de captation du compresseur A_E sera plus petite que l'aire A_e (voir shcema ci-dessous) de maniere à accelerer l'air entrant dans le diffuseur.



On peut déterminer le débit, on a :

$$\dot{m} = \frac{\rho}{4} [D_1^2 - d_1^2] C_a \rho$$

$D_1 = 0,618 \text{ m}$

$d_1 = 0,392 \text{ m}$

$\rho_0 = 1,127 \text{ Kg/m}^3$

$C_a = 140 \text{ m}$

d'ou $\dot{m} = 28,3 \text{ Kg/s}$

3.DETERMINATION DES TRIANGLES DE VITESSES AU RAYON MOYEN :

Si on considère que ϕ est de 0,6, on peut déterminer la vitesse periphérique maximum $v \cdot U_2$.

$$\text{d'ou } u_2 = \frac{Ca}{0,6} = \frac{14,0}{0,6} = 233,3 \text{ m/S}$$

$$u_2 = 233,3 \text{ cm/S}$$

Le nombre de Tours par minute sera :

$$N = \frac{u_2}{\pi \times D_I} \times 60$$

$$D_I = 0,618 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } N = 7210,9 \text{ t /mn}$$

donc, on peut considéré que le compresseur n'a pas encore atteint sa vitesse de rotation nominale.

Vitesse moyenne U_m :

$$U_m = \frac{\pi \times d_m \times N}{60}$$

$$d_m = 0,504 \text{ m}$$

$$\text{d'ou } U_m = 190,29 \text{ m/S}$$

CHARGE TOTALE

$$H_T = \frac{r}{g \cdot \gamma_{ad}} \cdot \frac{T_{tI}}{0 - I}$$

On choisit une valeur de γ_{ad} , elle sera justifiée par la suite :

$$\gamma_{ad} = 0,92$$

$$T_{tI} = 290,41 \text{ °K}$$

$$r = 6$$

$$\text{d'ou } H_T = 21635,53 \text{ m}$$

Donc la charge par étage sera :

$$H_e = \frac{HT}{g} = \frac{U \wedge cu}{g}$$

$$\underline{\underline{He = 2403,9m}}$$

$$d'ou \quad \underline{\underline{cu = 123,93 \text{ m/S}}}$$

$$C_{Iu} = \frac{U - cu}{2} = W_{2u}$$

$$d'ou \quad \underline{\underline{C_{Iu} = W_{2u} = 33,18 \text{ m/S}}}$$

$$W_I = U - C_{Iu} = C_{2u}$$

$$d'ou \quad \underline{\underline{W_{Iu} = C_{2u} = 157,11 \text{ m/s}}}$$

$$tg \beta I = \frac{Ca}{W_{Iu}}$$

$$d'ou \quad \underline{\underline{\beta I = \beta_2 = 41,7^\circ}}$$

VERIFICATION DE L'INCIDENCE :

on sait que $i = (90 - \beta I) - \lambda - X$

$\lambda = 30^\circ$	voir chp 2	
$X = 14,7^\circ$		

$$d'ou \quad \underline{\underline{i = 3,6^\circ}}$$

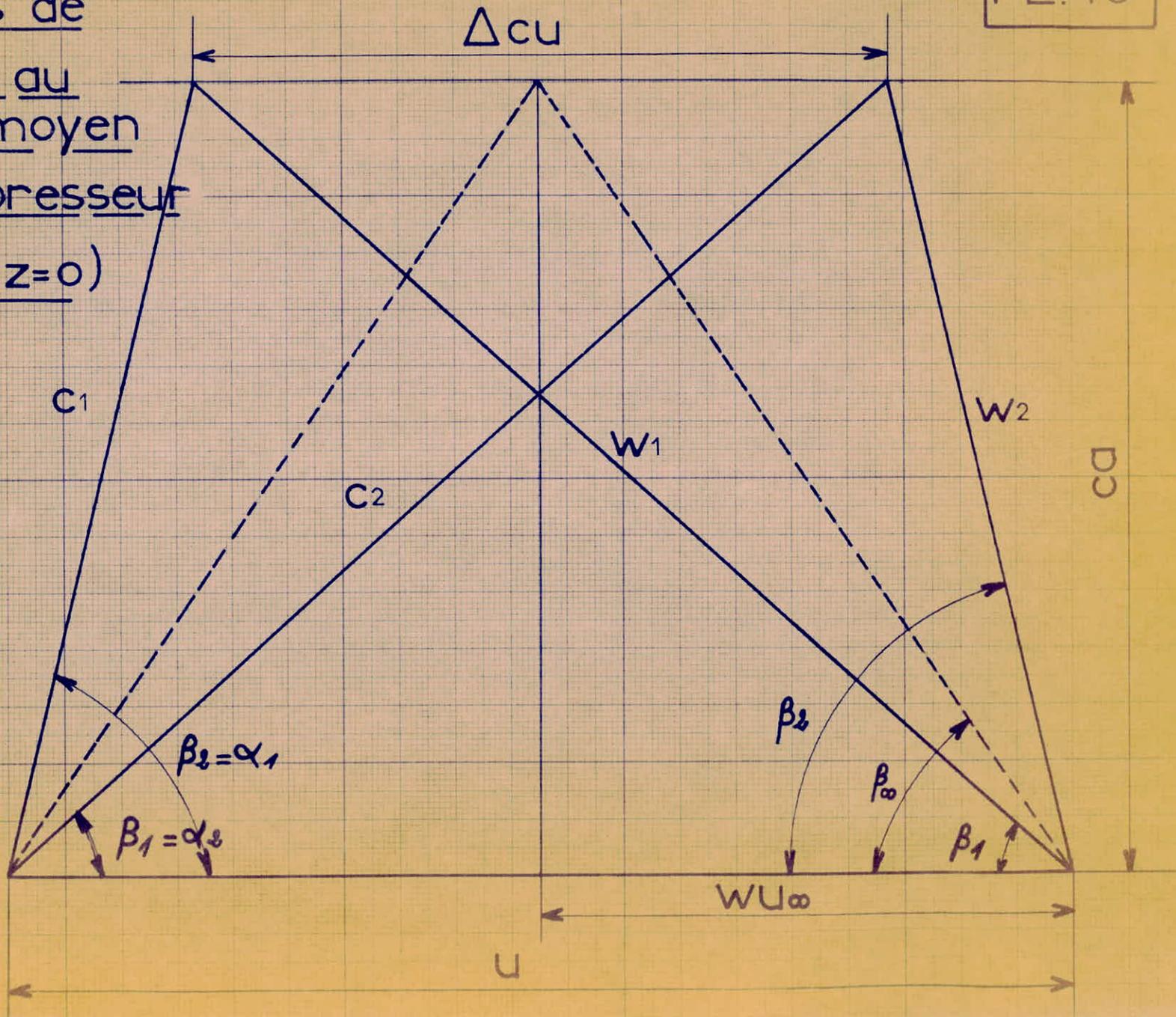
Ce qui représente une incidence acceptable car elle est comprise dans la fourchette $(-5^\circ, +5^\circ)$

$$tg \beta_2 = \frac{Ca}{W_{2u}}$$

$$d'ou \quad \underline{\underline{\beta_2 = \beta I = 76,66^\circ}}$$

$$C_u = W_u = u \times 0,5 \quad d'ou \quad \underline{\underline{C_{u,u} = W_{u,u} = 95,145 \text{ m/S}}}$$

Triangles de vitesses au rayon moyen du compresseur (au sol $z=0$)



$$\text{tg} \beta = \frac{C_a}{W_u} \quad \text{d'ou} \quad \beta = \alpha = 55,8^\circ$$

$$W = C = \sqrt{c_a^2 + W_u^2} \quad \text{d'ou} \quad W = c = 169,27 \text{ m/s}$$

$$W_1 = C_2 = \sqrt{c_a^2 + W_{1u}^2} \quad \text{d'ou} \quad W_1 = C_2 = 210,436 \text{ m/s}$$

$$W_2 = C_1 = \sqrt{c_a^2 + W_{2u}^2} \quad \text{d'ou} \quad W_2 = C_1 = 143,878 \text{ m/s}$$

$$\text{donc} \quad T_1 = T_{t1} - \frac{1}{2} \frac{\rho_1^2}{\rho_p} \quad \text{d'ou} \quad T_1 = 280,06 \text{ }^\circ\text{K}$$

VERIFICATION DE L'ANGLE DE CALAGE

d'après courbe de HOWELL (voir planche 3)

$$i = 90 - \alpha = 48,3^\circ \quad \text{en retrouve}$$

$$ii = 90 - \beta = 13,34$$

$$\alpha = 30^\circ$$

4. CALCUL DES RENDEMENTS :

Le calcul est identique qu'à celui effectuée à 8000m. on n'effectuera que le calcul du 1er étage.

4.I. RENDEMENT VOLUMETRIQUE :

$$U_e = \frac{\pi \text{ Dir. } N}{60}$$

$$\text{Dir} = 0,613 \text{ m}$$

$$N = 7210,9 \text{ t/mn}$$

d'ou

$$U_e = 231,32 \text{ m/s}$$

$$\eta_1 = \frac{2gHe}{U_e^2}$$

d'ou

$$\eta_1 = 0,88$$

$$I = \frac{ca}{Ue} \quad \text{d'ou} \quad I = 0,606$$

$$\text{d'ou} \quad I = 0,416$$

Le jeu entre la tête du rotor et le fond du stator est toujours le même ($e = 1,5 \text{ mm}$)

$$\text{donc} \quad e/D = 0,00489$$

d'après la planche 6, on trouve

$$VI = 0,961$$

Voir Planches 29,30,32 pour le tracé de

$$r = f(Z)$$

$$p = f(Z)$$

$$z = f(Z)$$

Pour les résultats des autres étages, voir la planche 34.

4.2. RENDEMENT HYDRAULIQUE

Pour calculer η_h , on doit déterminer les coefficients de traînée corrigés C'_x au niveau du rayon moyen pour tous les rotors et stators.

DETERMINATION DU COEFFICIENT DE PORTANCE CORRIGÉ C'_Z :

$$\text{on a } S/C = I$$

$$\alpha_2 = 90 - \beta_2 = 13,34^\circ$$

D'après la courbe de Howell, planche 4, $C'_Z = 1,025$. Cette valeur de C'_Z est la même pour tous les rotors et stators au rayon moyen

COEFFICIENTS DE TRAÎNÉE DES ROTORS

$$C_x' = C_x + 0,02 \frac{S}{b} + 0,018 C'^2$$

$$C_x = 0,018$$

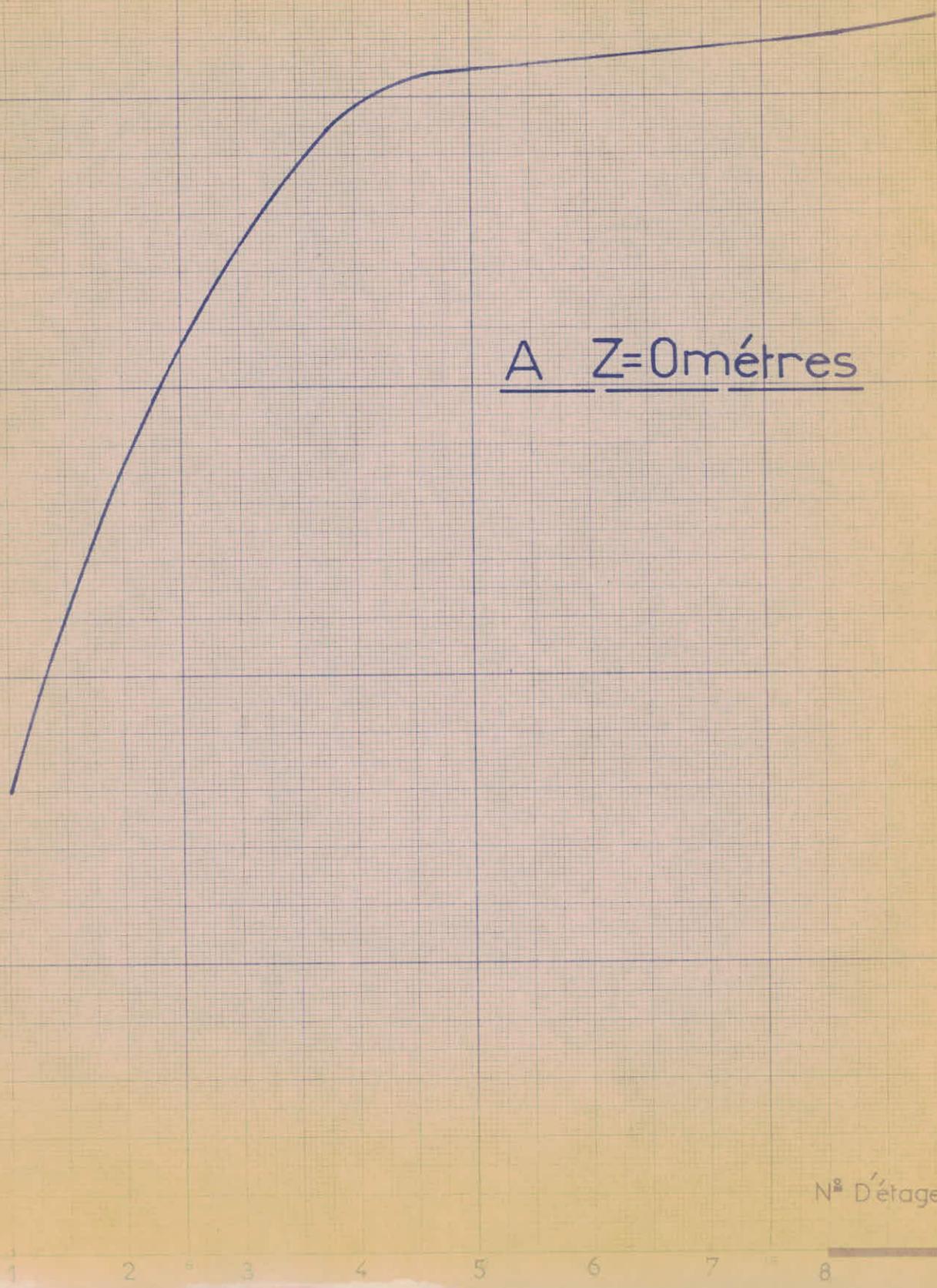
$$S/b = \frac{0,0528}{0,108} \quad \text{d'ou} \quad C_x' = 0,0466$$

$$C'_Z = 1,025$$

Pour tous les autres valeurs de C'_x voir planche 34.

PL 32

A Z=0mètres



COEFFICIENTS DE TRAINEE DES STATORS

Le principe de calcul reste le meme

$$C_x = 0,018$$

$$\frac{S}{b} = \frac{0,048}{0,0992} \quad \text{d'ou} \quad C'_x = 0,0466$$

$$C_z' = 1,025$$

pour les autres valeurs de C'x voir planche 34.
 connaissant tous les paramètres necessaires, on peut déterminer h et les charges relles.

on a toujours $h_{pd} = \frac{C_z u^2}{2g}$

$$h_{pr} = \frac{1}{t} \frac{W_r^2}{2g} \cdot \frac{C'_x (r)}{\sin \alpha}$$

$$h_{ps} = \frac{1}{t} \frac{W_s^2}{2g} \frac{C'_x (s)}{\sin \alpha}$$

$$\eta hI = I - \frac{h_{pd} + h_{pr} + h_{ps}}{H_e}$$

d'ou $\eta hI = 0,978$

$$H_e = \eta hI \times H = 2352 \text{ m}$$

voir planche 34 pour les autres resultats.

4.3. CALCUL DU RENDEMENT POLYTROPIQUE

$$\eta_p = \frac{-I}{\gamma} \cdot \frac{\text{Log } \frac{P_s}{P_e}}{\text{Log } \frac{T_s}{T_e}}$$

CALCUL DES TEMPERATURES D'ARRET APRES CHAQUE ETAGE :

$$T_{t1} = 290,41^\circ\text{K}$$

$$T_{t2} = T_{t1} + \frac{g \times 2403,9}{C_p} = 290,41 + 2355 = 313,95^\circ\text{K}$$

$$T_{t2} = 313,95^\circ\text{K}$$

Pour les autres temperatures en aura :

Tt3 (°K)	Tt4 (°K)	Tt5 (°K)	Tt6 (°K)	Tt7 (°K)	Tt8 (°K)	Tt9 (°K)	Tt10 (°K)
337,5	361,05	384,6	408,15	431,70	455,25	478,80	502,35

on remarque que $Tt10 = 229^{\circ}\text{C}$ est inferieur à la temperature maximum admissible 250°C

$$\frac{P_s}{P_e} = 6 \quad T_e = Tt1 - \frac{1}{2} \frac{C_I^2}{1000}$$

$$Tt1 = 290,31^{\circ}\text{K} \quad d'ou \quad T_e = 280,06^{\circ}\text{K}$$

$$C_I = 143,878 \text{ m/s}$$

$$T_s = Tt10 = 502,35^{\circ}\text{K} \quad d'ou \quad \eta_p = 0,937$$

d'après la planche 7 on peut determiner η_{ad}

$$\text{on trouve } \eta_{ad} = 0,918$$

On verifie que la valeur de η_{ad} choisit au début des calculs est justifiée.

On verifie aussi que η_p est supérieure à η_{ad}

5. CALCUL DES PUISSANCES

Le rendement global est donne par :

$$\eta = \eta_m \cdot \eta_{ad} = \eta_{ad} \cdot \eta_{fd}$$

on choisit $\eta_m = 0,98$

$$d'ou \quad \eta = 0,918$$

5.1. PUISSANCES CONSOMMEES PAR ETAGE :

$$P_{ce1} = g \cdot \frac{nT}{1000} \text{ He}$$

$$\dot{m}_T = \frac{m}{VI} = \frac{28,3}{0,961} = 29,44 \text{ Kg/s}$$

He = 2403,9 m

d'ou PceI = 694,46 Kw

$$PceT = \sum PceTi \quad Pcet = 6,268 \text{ Kw}$$

5.2. PUISSANCES EQUIVALENTES UTILES PAR ETAGE

$$Peu_I = g \frac{m H_I}{1000}$$

m = 28,3 Kg/S

H_I = 2352 m d'ou Peu_I = 652,97 Kw

$$PeuT = \sum_{i=1}^2 Peu_i \quad Peu_T = 5,861 \text{ MW}$$

Pour les autres resultats voir planche 34

5.3. PUISSANCE ABSORBEE :

$$Pa = 1,12 \times \frac{Peu_T}{\eta} \quad \eta = 0,918$$

d'ou Pa = 7,15 MW

6. VERIFICATION DU NOMBRE DE MACH ;

Le procede de calcul est le même qu'à 8000m d'altitude. On utilise une relation expérimentale pour déterminer le nombre de Mach maximum qu'il ne faudrait dépasser en aucun cas. La relation est donnée par:

$$Ma_{maxi} = 0,996 - 2,15 \frac{Se}{Se} + 1,9 \left(\frac{Se}{Se} \right)^2$$

VI -II

Les valeurs de Sc ont ete determinees graphiquement à l'aid
des planches I8, 25, ~~266~~, 26, 27, 28.
On comparera pour tous les rotors M^{maxi} avec le nombre de
Mach à l'entrée du Ier rotor car la temperature à
l'entrée des autres rotors est plus grande.

CALCUL DU NOMBRE DE MACH A L'ENTREE DU Ier ROTOR:

$$\text{Mach} = \frac{W_I}{\sqrt{20,1 \cdot T_I}}$$

W_I 210,436 m/s
T_I 280,06 °K

d'ou Mach 0,625

Ier Etage

Sc 37,5 mm

Se Sin 41,7 x 52,8

d'ou Mm 0,58

Sc Pour les autres valeurs, ils sont disposées dans le
tableau ci-dessous.

	2	3	4	5	6	7	8	9	N°
38		34	31,5	27,25	26	23,5	22,4	18	Etage
34		31,05	28,6	24,53	23,45	21,13	20,22	15,96	Sc
0,966		0,916	0,916	0,956	0,947	0,973	0,945	0,987	Se
									Mm

u r i z

Au niveau de chaque rotor, le Mm est superieur à MaI, donc
on se situe toujours en dessous du Mach^{maxi}
on peut faire une verification en tête d'aube pour
le premier rotor.

$$\text{Me} = \frac{W_I}{\sqrt{20,1 \cdot T_e}} = \frac{281,16}{310,978}$$

VI 12

- 25 -

DETERMINATION DE Sc Voir PL I8 bis

on trouve

$$Sc = 47 \text{ mm}$$

$$Se = \sin 38,63 \times 64,7 = 40,39 \text{ mm}$$

on trouve

mm I

donc $me < \underline{\underline{M_m}}$

ERRATA

Verification du nombre de Mach limite à Z om

nombre de Mach local en tête d'aube de rotor:

$$M_{loc} = \frac{WI}{20,1 \sqrt{T_e}}$$

Le triangle des vitesses à ce niveau nous donne:

$$\Delta Cu = \frac{g He}{U} = \frac{9,81 \times 2403,9}{233,3} = 101 \text{ m/s}$$

$$\text{Le taux de réaction: } \sigma = 0,662 = \frac{Wu \infty}{U}$$

$$\text{d'où: } Wu \infty = 233,3 \times 0,662 = 154 \text{ m/s}$$

$$Wiu = Wu \infty + \frac{\Delta Cu}{2} = 204,5 \text{ m/s}$$

$$\text{tg } \beta I = \frac{Ca}{Wiu} = \frac{140}{204,5} = 0,685 ; \beta I = 34,36^\circ$$

$$WI = \frac{Wiu}{\cos \beta I} = 247 \text{ m/s}$$

$$\underline{\underline{M_{loc} = 0,795}}$$

nombre de Mach maxi:

$$Mm = 0,996 - 2,15 \left(\frac{Sc}{Se} \right) + 1,9 \left(\frac{Sc}{Se} \right)^2$$

$$Sc = 0,0445 \text{ m}$$

$$Se = 0,0366 \text{ m}$$

$$\text{d'où } Mm = 1,19$$

CALCULS AU SOL Z = 0_M

PL34

N° etage	ϕ	ψ	σ	$2e/D$	η_v	C'_z	$C'_{x(r)}$	$C'_{x(s)}$	η_h	H_m	P_{ce} (kw)	P_{eu} kw	\dot{m}_T kg/s
1	0.606	0.880	0.416	0.00489	0.961	1.025	0.0466	0.0466	0.978	2352	694.48	652	29.44
2	0.620	0.933	0.412	0.00500	0.960	"	0.0480	0.0465	0.978	"	695.18	"	29.48
3	0.636	0.976	0.415	0.00515	0.959	"	0.0487	"	0.977	2345	695.91	651.02	29.51
4	0.648	1.012	0.414	0.00524	0.958	"	0.0489	0.0456	0.977	"	696	"	29.54
5	0.658	1.040	0.417	0.00533	0.957	"	0.0490	0.0466	"	"	697.36	"	29.57
6	0.667	1.074	0.414	0.00540	0.956	"	0.0504	0.0472	"	"	"	"	"
7	0.672	1.089	0.415	0.00544	"	"	0.0502	"	"	"	"	"	"
8	0.676	1.100	"	0.00547	"	"	0.0505	0.0479	"	"	"	"	"
9	0.687	1.137	"	0.00557	"	"	0.0503	"	"	"	"	"	"

vérification au nombre de Mach critique

PL 37

N° ét.	S_e (8000)	S_c	$z = 0_m (V = 250 \frac{km}{h})$		$z = 8000_m$		$S_e (0_m)$
			M_{max}	$M_{loc.}$	M_{max}	$M_{loc.}$	
1	0.0377	0.0383	0.858	0.625	0.774	0.760	0.0351
2	0.0362	0.0379	0.966	<	0.831	0.735	0.0340
3	0.0327	0.0341	0.916	<	0.817	0.712	0.0310
4	0.0305	0.0316	0.916	<	0.807	0.692	0.0286
5	0.0260	0.0271	0.956	<	0.816	0.672	0.0245
6	0.0247	0.0257	0.947	<	0.815	0.655	0.0234
7	0.0217	0.0237	0.973	<	0.914	0.638	0.0211
8	0.0213	0.0223	0.945	<	0.831	0.623	0.0202
9	0.0170	0.0179	0.987	<	0.837	0.610	0.0152
1 tête	0.0395	0.0445	1.000	0.905	0.946	0.904	0.0404

Conclulsion

La méthode de calcul que nous venons d'esquisser est valable pour un compresseur peu poussé. Mais dans le cas des compresseurs d'aviation qui exigent de hautes performances (taux de compression élevé, fort rendement), il faut introduire un certain nombre de corrections pour approcher au mieux l'évolution réelle du fluide. Ces corrections portent en particulier sur:

- le profil réel des vitesses axiales le long de l'aube,
- la déformation des lignes de courant.

La vitesse axiale tend à diminuer près des parois à cause du ralentissement dans les couches limites. L'action des forces centrifuges provoque une concentration de fluide vers le carter ce qui entraîne une déformation des lignes de courant. Nous devons donc prévoir des variations de vitesse axiale à travers l'étage, en fonction du rayon, pour équilibrer le fluide radialement.

La variation de la vitesse axiale le long du compresseur est liée à l'évolution de la forme du moyeu et du carter et l'élément qui limite souvent le nombre d'étages est le rapport ($\frac{d_i}{D}$) du dernier étage. Trop élevé, les couches limites deviennent trop importantes relativement aux surfaces actives d'où une limitation du rendement d'étage.

Mais si la partie saine de l'écoulement, celle qui est loin des parois est accessible au calcul, le jeu en bout d'ailette et l'interaction des aubes avec le carter perturbent notablement l'écoulement sans que les causes ne peuvent être toujours cernées par la théorie.

D'autres considérations (de résistance des matériaux) peuvent intervenir dans le calcul d'un aubage :

- la résistance aux forces centrifuges et aux forces de flexion,
- la fréquence propre de vibration des aubes.

Elles fixent l'épaisseur e/c des aubes en fonction du rayon.

On doit, d'autre part, vérifier le compresseur hors du point nominal de fonctionnement et déterminer les limites de régime critique (atteinte de $M=1$ au voisinage des aubes mobiles par suite de l'augmentation du débit), de décollement tournant (la baisse du débit provoque un décollement sur l'extrados ce qui entraîne l'obturation partielle des canaux) et surtout la ligne de pompage.

Cette étude est donc loin d'être complète. Elle nous a quand même permis d'évaluer l'ampleur du problème et des difficultés qui surgissent si l'on veut approcher la réalité.

Bibliographie:

- 1- R. COMOLET_ Mécanique expérimentale des fluides.
- 2-P. REBUFFET- Aérodynamique expérimentale.
- 3- M. SEDILLE- Ventilateurs et Compresseurs centrifuges et axiaux.
- 4-A. de KOVATS-G. DESMUR- Pompes, Ventilateurs, Compresseurs.
- 5-J.E.LAMY- Turbines à gaz.
- 6-P.G. HILL-C.R. PETERSON- Mechanics and Thermodynamics of Propulsion.
- 7-D.G. SHEPERD- Principles of Turbomachinery.
