

22/83

UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE
HOUARI BOUMEDIENNE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE D'ALGER

Département de Mécanique

المدرسة الوطنية للعلوم الهندسية
المكنية

Lex

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
THESE DE FIN D'ETUDES
BIBLIOTHEQUE

BALANCE AERODYNAMIQUE

Proposé et suivi par :

A. WERNER

Docteur ingénieur

maître assistant à l'ENPA

Etudié par :

N. DIFFALLAH

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement et de la Recherche Scientifique

»O«

UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE

HOUARI BOUMEDIENNE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE D'ALGER

Département de Mécanique

»O«

THESE DE FIN D'ETUDES

BALANCE AERODYNAMIQUE

Proposé et suivi par :

A. WERNER

Docteur ingénieur

maître assistant à l'ENPA

Etudié par :

N. DIFFALLAH

Promotion Janvier 1983

remerciements

En accomplissant ce travail, je tiens à remercier tous ceux qui ont contribué à ma formation.

Je remercie, en particulier, M^r A. WERNER, pour les conseils, combien précieux, qu'il m'a prodigués et pour le dévouement dont il a fait preuve pendant toute la durée du projet, j'espère qu'il trouvera dans ce travail matière à satisfaction ainsi que l'expression de ma profonde reconnaissance et admiration.

Mes remerciements vont également à mon ami GHAFFAR ZAKI pour l'aide qu'il m'a donnée pour l'impression de ce projet.

P. DIFFALLAH.



table des matieres

CHAPITRE I

1.0 généralités.	1
1.1 introduction.	
1.2 �coulement potentiel.	
1.3 mouvement plan.	2
1.4 fluide compressible et incompressible.	
1.5 mouvement stationnaire.	
1.6 �coulement laminaire.	
1.7 �coulement turbulent:	
1.8 couche limite.	3
1.8.1 répartition de la vitesse à travers la couche limite.	5
1.8.2 coefficient de frottement moyen C_f .	
1.8.3 point de transition T.	6
1.9 buts du projet.	7

CHAPITRE II

2.0 soufflerie aérodynamique.	8
2.1 historique.	
2.2 définition.	
2.3. moyens.	
2.4. fonctions.	9
2.4.1. Pe collecteur.	
2.4.2. chambre d'expérience.	10
2.4.3 diffuseur ou divergent.	

2.4.4 ventilateur.	10
2.5 classification.	11
2.5.1 classification basée sur la vitesse.	
2.5.2 classification basée sur le mode de fonctionnement.	
2.5.3 classification basée sur la nature des parois.	14
2.6 corrections de paroi relatives aux ailes.	
2.6.1. Valeurs de $C_{x_{real}}$, $C_{p_{real}}$, après correction, profil NACA 4409.	16

CHAPITRE III

3.0 balances aérodynamiques.	18
3.1 introduction.	
3.2 mesure des efforts.	
3.3 classification.	
3.3.1 balances rigides.	
3.3.2. balances à fils.	19

CHAPITRE IV

4.0 AILES.	20
4.1 introduction.	
4.2. historique.	
4.3. Caractéristiques géométriques de l'aile.	
4.4. profils.	23
4.5 classification des profils.	25
4.6 écoulement autour d'un profil d'aile.	
4.7 répartition des pressions sur la paroi, coefficient de pression.	26
4.8 Caractéristiques aérodynamiques d'un profil.	31

4.8.1	système de coordonnées.	31
4.9	Réception aérodynamique.	
4.8.3	Portance.	33
4.8.4	Trainée.	37
4.8.5	Profils laminaires.	38
4.8.6	Tracé des profils.	40
4.8.7	numérotation du NACA.	42
4.8.8	rendement aérodynamique de l'aile.	43
4.8.9	polaire de l'aile.	44
4.9.	moment de la résultante des forces aérodynamiques.	47
4.9.1	Centre de poussée.	48
4.10.	Cotes de profils NACA classiques, conditions d'essais.	52
4.11.	aile d'envergure limitée.	54
4.12.	Correction.	59
4.13.	relation entre les pentes théoriques des courbes $C_z = f(i)$.	60
4.14.	passage de $\lambda = \infty$ à $\lambda = 6$, aile rectangulaire.	61
4.15	passage de $\lambda = \infty$ à $\lambda = 3$, aile rectangulaire.	62
4.16	passage de $\lambda = 6$ à $\lambda = 3$.	
4.17	incidences effectives, trainées totales ($\lambda = 6$ et $\lambda = 3$).	63
4.18	calcul de R , R_z , R_x , M , x_p	64
4.19	calcul de C_z , C_n , R , $\lambda = 3$, après corrections totales.	
4.20	Caractéristiques de la soufflerie du laboratoire.	65
	Tableau 1, Profil NACA 4409, $\lambda = \infty$.	68
	Tableau 2, incidences effectives, trainées induites, trainées totales avant correction de paroi, Profil NACA 4409.	69

Tableau 3, incidences effectives, traînées totales, après corrections totales, $\lambda = 3$ et $\lambda = 6$, profil NACA 4409. _____	70
Tableau 4, $R, M, R_z, R_x, x/\rho, \lambda = 3$, après corrections de la limitation d'envergure. _____	71
Tableau 5, $C_z, C_x, C_n, C_r, C_t, \phi', x, R, \lambda = 3$. après corrections totales. _____	72

CHAPITRE V

5.1 exploitation des graphes. _____	73
5.2 dimensionnement des soufflets. _____	74
5.2.1 soufflet de traînée.	
5.2.2 soufflet de portance.	
5.3 description de la balance. _____	75
5.3.1 principe	
5.3.2 mise en œuvre de l'appareil. _____	76
5.4 calcul approximatif de flexion des lames élastiques. _____	79
5.4.1 calcul des résistances des fils et du couteau soutenant le profil.	
5.4.2 calcul des différents poids intéressant le calcul de flexion.	
5.4.3 calcul de flexion lame avant horizontale _____	80
Conclusion _____	83
ANNEXE. _____	

- NOMENCLATURE. _____
- LISTE des planches hors texte relatives à l'aile. _____
- LISTE des planches hors texte relatives à la balance. _____
- Bibliographie. _____

CHAPITRE I

10 GENERALITES11 INTRODUCTION

L'aérodynamique est la partie de la physique qui étudie les phénomènes mis en jeu chaque fois qu'existe un mouvement relatif entre un corps et l'air l'entourant. On fait ici abstraction de la structure moléculaire de l'air, on le considère comme un milieu continu.

ce corps peut être soit :

- fixe et l'air en mouvement : écoulement dans un tuyau
- en déplacement dans l'air immobile : véhicule, avion, ...
- baigné par deux fluides différents et simultanément (Hydroavion)

1.2 Écoulement irrotationnel ou potentiel :

si le mouvement du fluide, en chaque instant, dans tout le volume du fluide vérifie la relation : $\text{Rot } \vec{v} \equiv \vec{0}$, où $\text{Rot } \vec{v}$ représente le rotationnel du vecteur vitesse,

$$\vec{v} = \vec{v}(x, y, z, t) = v_x(x, y, z, t) \vec{i} + v_y(x, y, z, t) \vec{j} + v_z(x, y, z, t) \vec{k}$$

$$\text{Rot } \vec{v} = \left(\frac{\partial v_z}{\partial y} - \frac{\partial v_y}{\partial z} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial v_x}{\partial z} - \frac{\partial v_z}{\partial x} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial v_y}{\partial x} - \frac{\partial v_x}{\partial y} \right) \vec{k}$$

autrement dit, si la vitesse est égale au gradient d'une certaine fonction scalaire des coordonnées et du temps,

$$\vec{v}(x, y, z, t), \text{ potentielle des vitesses,}$$

$$\vec{v} = \text{grad } \varphi = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial \varphi}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial \varphi}{\partial z} \vec{k}$$

si il existe des domaines du fluide où $\text{rot } \vec{v} \neq 0$, le mouvement du fluide est tourbillonnaire

1.3 mouvement plan: ce mouvement est caractérisé par un mouvement lors duquel toutes les particules du fluide se meuvent dans des plans parallèles à un certain plan fixe et les vitesses de toutes les particules situées sur une même perpendiculaire à ce plan sont identiques

1.4 fluide compressible et incompressible: le fluide compressible est le gaz pour lequel la dépendance entre la densité et la pression ne peut être négligée.

Le fluide incompressible est le liquide à gouttes ou le gaz pour lesquels la dépendance entre la densité et la pression peut être négligée, dans le cas général, $\rho = \rho(p, T)$

1.5 mouvement stationnaire: le mouvement du fluide est stationnaire si le champ de ses vitesses est constant dans le temps, sinon il est non stationnaire.

1.6 écoulement laminaire: c'est l'écoulement ordonné d'un fluide lors duquel les trajectoires des particules voisines diffèrent très peu l'une de l'autre, de sorte que le fluide peut être considéré comme un ensemble de couches isolées se mouvant à vitesses différentes sans s'entremêler les unes aux autres.

1.7 écoulement turbulent: c'est l'écoulement d'un fluide au cours duquel les particules accomplissent des

mouvements désordonnés, non stationnaire, suivant des trajectoires complexes d'où un entremêlement intense des différentes couches du fluide en mouvement.

1.8 Circulation de la vitesse: La circulation de la vitesse le long du contour fermé L est donnée par:

$$\Gamma = \oint_L v dl = \int_S \text{Rot}_n v ds, \text{ avec,}$$

S , aire de la surface délimitée par le contour L ,

$\text{Rot}_n v$, la projection de $\text{Rot} v$ sur la direction de la normale \vec{n} à l'élément ds

1.8 Couche limite: quand on plonge un corps quelconque dans un fluide en mouvement, les molécules du fluide les plus près du corps adhèrent à lui. Leurs vitesses est nulle. en s'éloignant normalement à la paroi du corps, cette vitesse croit et atteint au bout d'une certaine distance la vitesse v du fluide dans l'écoulement extérieur au corps. Cette mince couche d'air dans laquelle la vitesse est croissante est la couche limite. du fait que deux couches infiniment voisines du fluide ont des vitesses différentes, il en résulte des forces de viscosité importantes en outre, cette couche limite définit la valeur de la traînée de frottement du corps. La vitesse diminue dans le sens de l'écoulement, car c'est l'énergie cinétique du fluide qui sert à vaincre le frottement, et, croit normalement à la parois en s'éloignant d'elle. Le travail des forces de

frottement se trouve transformé en énergie calorifique, la paroi du corps s'échauffe par rapport au fluide extérieur. du fait du freinage progressive du fluide, et, puisque il faut assurer un débit constant, l'épaisseur de la couche limite croît de l'amont vers l'aval.

L'expérience de Reynolds, a montré que pour une certaine valeur du nombre portant son nom, l'écoulement devenait turbulent. ce phénomène se reproduit dans la couche limite, qui, pour une abscisse x correspond à une valeur critique du nombre de Reynolds, passe de l'état laminaire à l'état turbulent. Il se superpose alors au mouvement moyen, dans le sens de l'écoulement, un mouvement d'agitation ayant pour effet une perte supplémentaire d'énergie; donc la force de frottement s'exerçant entre deux filets fluides voisins est plus grande en régime turbulent qu'en régime laminaire, mais, même en écoulement turbulent, il existe au voisinage immédiat du corps, une petite épaisseur de fluide dans laquelle l'écoulement est laminaire: c'est la sous-couche laminaire. L'expérience montre qu'une couche limite ne restait jamais laminaire sur toute l'étendue d'un corps, car différents facteurs d'instabilité tendent à établir un régime turbulent: citons la turbulence de l'écoulement qui n'est jamais nulle, les aspérités de la surface du corps, si petites soient-elles, qui créent des perturbations, rendent à la longue, l'écoulement turbulent.

PRANDTL montra en 1904, qu'à condition que le nombre de Reynolds ne soit pas faible, que pour un fluide de faible viscosité comme l'air et l'eau, ses effets ne se font sentir d'une manière appréciable que dans la couche limite, à l'extérieur de cette couche, on peut négliger les effets de la viscosité, cause des forces tangentielles de frottement (à cause du fort gradient de vitesse normale à la paroi.

1.8.1 Répartition de la vitesse à travers la couche limite :

cette répartition dépend du type d'écoulement.

a) écoulement laminaire, fig 1.a : La vitesse croît linéairement d'abord, quand on s'éloigne de la paroi, puis croissante ensuite lente

l'écoulement turbulent, fig 1-b : Croissance d'abord rapide avec la distance, que dans l'écoulement laminaire; près de la paroi, les gradients de vitesse sont donc plus importants que dans une couche laminaire d'où des forces de viscosité plus importantes et résistance de frottement plus grande.

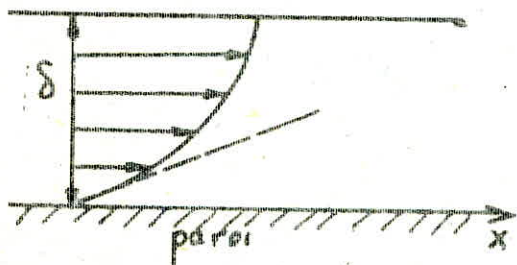


fig 1.a écoulement laminaire

δ_L sous couche laminaire

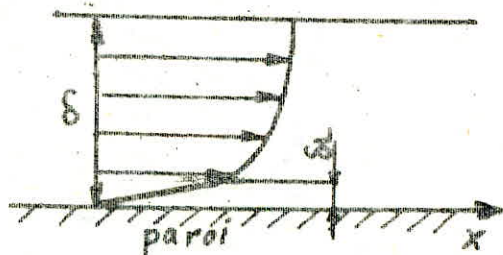


fig 1.b écoulement turbulent

1.8.2 Coefficient de frottement C_f moyen, Fig 2 :

Soit R_x , la valeur du nombre de Reynolds au point situé à la

distance x du bord d'attaque, l'épaisseur de la couche limite pour une plaque mince, à une distance x du bord amont de la

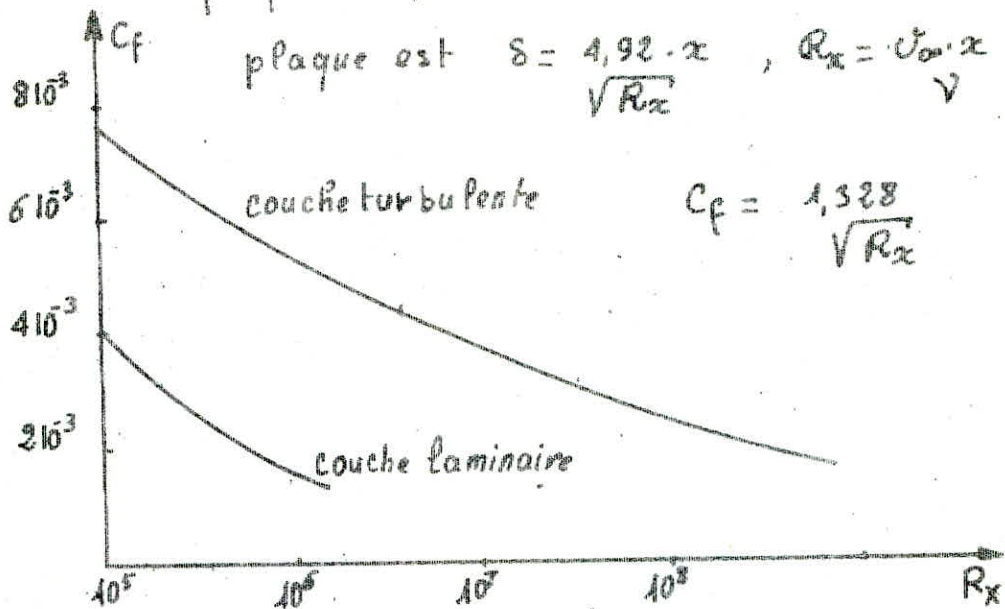


Fig 2 (pour une plaque mince)

de la figure,

- Le frottement est plus important lorsque la couche limite est turbulente que lorsque elle est laminaire, et, d'autant plus que le nombre de Reynolds est élevé.
- pour un même nombre de Reynolds, l'épaisseur de la couche limite est plus importante en écoulement turbulent qu'en écoulement laminaire.

1.83 point de transition T, fig 3 :



si on augmente le nombre de Reynolds, on voit, qu'à partir d'une certaine valeur, l'écoulement dans la couche limite devient

turbulent, c'est le nombre de Reynolds critique R_c . Si le nombre de Reynolds au bord de fuite est nettement supérieur au nombre de Reynolds critique, il existe un point du corps pour lequel R_x sera égal à R_c , et, à partir duquel la couche laminaire commencera à devenir turbulente. C'est le point de transition (laminaire - turbulent).

1.9 buts du projet :

Le but de ce projet consiste en une première étape, de déterminer les caractéristiques aérodynamiques et géométriques du profil NACA 4409 ainsi que ses coordonnées. En deuxième lieu de faire le projet d'une balance aérodynamique, permettant la mesure des efforts s'exerçant sur l'aube, en première étude, la force de sustentation et celle de traînée; pour ce premier abord, on peut se contenter de la mesure de ces deux forces, avec la liberté par la suite d'y adjoindre la mesure du moment aérodynamique, si toutefois le temps et l'exécution le permettent. Cette balance, une fois réalisée, permettra la mesure des caractéristiques d'aubes dans la soufflerie se trouvant au laboratoire ce qui donne la possibilité d'étudier, d'une manière indirecte, (releve de pression, vitesses), ou directe (à l'aide de la balance) les forces agissant sur un corps placé dans la soufflerie.

CHAPITRE II

2.0 SOUFFLERIE AERODYNAMIQUE2.1 Historique

à la fin du 19^e siècle, quand les physiciens commencèrent à s'intéresser à l'aérodynamique, la nécessité de faire des essais sur des corps simples (plaque plane, sphère...) apparut. Cet intérêt a eu pour conséquence un développement rapide des souffleries, parallèlement à d'autres dispositifs tels les chariots, chute libre, manège... actuellement on compte un nombre élevé de souffleries à travers le monde, allant de vitesses faibles à des nombre de mach² élevés.

2.2 définition: Les souffleries aérodynamiques sont des installations d'essai utilisées en aérodynamique pour étudier l'action, sur un corps fixe, ou semi fixe, d'un écoulement d'air en mouvement, de vitesse et de caractéristiques connues.

2.3 moyens: L'étude de l'interaction d'un corps quelconque et d'un fluide animé d'un mouvement relatif peut se faire de deux façons :

- a) le milieu fluide reste stationnaire, et, le corps s'y déplace
citons la chute libre, manège, déplacement de corps sur véhicules...
- b) le milieu fluide est animé d'un mouvement connu, en

général uniforme, et, le corps est fixe sur un appareillage, permettant de la sorte la mesure des actions du fluide sur le corps (balances), bien que ces actions peuvent être déduite de l'état du fluide en aval du corps.

2.3 description d'une soufflerie, fig 4 :

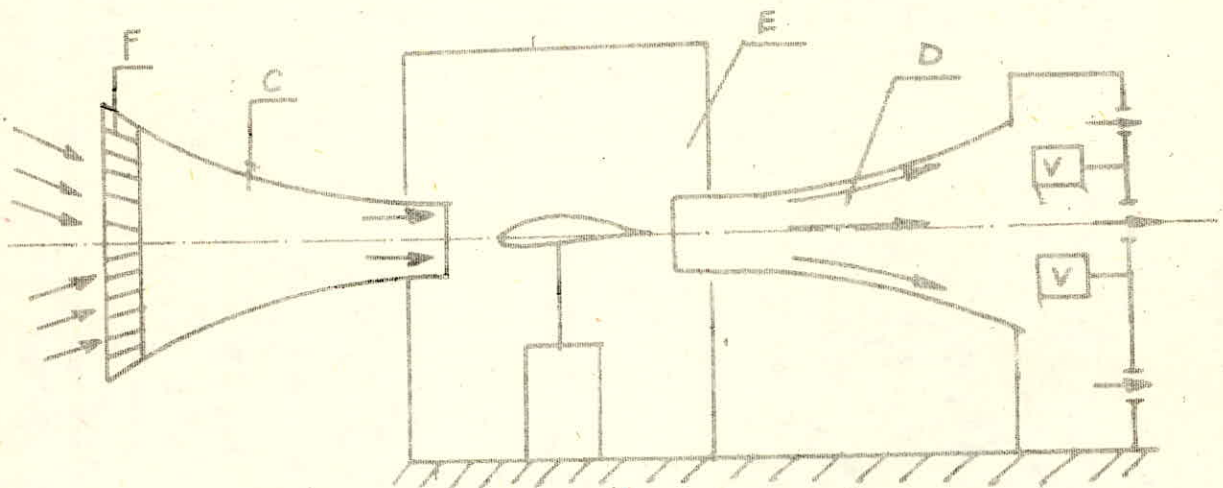


fig 4 soufflerie type Eiffel, circuit ouvert

la plus simple soufflerie est de type Eiffel ; elle se compose d'un collecteur (C), d'une chambre d'essai (E), d'un diffuseur (D) et d'un ou plusieurs ventilateurs (V).

2.4 fonctions :

2.4.1 Le collecteur : c'est un élément convergent, à travers lequel l'air extérieur est aspiré ; l'air y pénètre en traversant un filtre (F) ayant pour rôle de régulariser le courant, en éliminant les tourbillons, et, en canalisant les filets d'air ; ce filtre est constitué par un double réseau de lame métallique, disposée perpendiculairement ou radialement, formant ainsi, une série

d'alvéoles orientées théoriquement suivant les lignes du courant. Le filtre à mailles larges peut être doublé d'un grillage fin qui doit réduire encore la turbulence de la soufflerie. Le collecteur transforme en énergie cinétique l'énergie potentielle de l'air aspiré dans une proportion dépendant du rapport de contraction: rapport de la section d'entrée à la section de sortie.

2.4.2 Chambre d'expérience: c'est la que débouche le collecteur, entre sortie du collecteur et entrée du diffuseur. L'air en mouvement constitue la veine proprement dite, de section, en générale constante, où, on dépose la maquette; remarquons que la veine peut être libre, guidée ou semi guidée.

a) veine libre: aucune frontière matérielle entre l'air en mouvement de la veine et l'air au repos de la chambre.

b) veine guidée: elle est limitée par une paroi démontable et transparente qui améliore le rendement de la soufflerie.

c) veine semi guidée: elle est fermée sur deux sections opposées de son contour. Le choix de ces sections permet d'annuler certaines corrections que l'on doit faire dans un sens pour une veine libre et en sens opposé pour une veine guidée.

2.4.3 diffuseur ou divergent: Il transforme la vitesse en pression c.à.d ramène l'air à l'état initial.

2.4.4 ventilateur: Il est actionné par un moteur, qui, en tournant crée sur sa face antérieure une dépression et, l'air se trouve aspiré

aspiré par le convergent.

2.5 Classification: en dehors de la classification basée sur la vitesse atteinte dans la veine fluide, on peut ranger les souffleries en différentes classes, suivant la manière dont le courant d'air est obtenu. Les plus répandues sont à ventilateurs ou compresseurs assurant le mouvement de l'air à vitesse désirée, d'autres, particulièrement celles à grandes vitesses ont un fonctionnement intermittent, utilisant soit la détente de l'air à partir d'un réservoir dans lequel il est comprimé sous une forte pression, soit l'aspiration de l'air atmosphérique par une enceinte dans laquelle on fait au préalable le vide.

2.5.1. Classification basée sur la vitesse atteinte dans la veine d'essai:

- a. souffleries à faibles vitesses si $M < 0,4$
- b. souffleries subsoniques compressibles et soniques $0,4 \leq M \leq 1$
- c. souffleries transsoniques (vitesse voisine de celle du son) $0,8 < M < 1,3$
- d. souffleries supersoniques si $1 < M \leq 3$
- e. souffleries hypersoniques si $3 < M \leq 20$.

2.5.2. Classification basée sur le mode de fonctionnement:

a. par ventilation: un ventilateur actionné par un moteur ou turbine aspire l'air, la maquette est placée en amont du ventilateur. on distingue deux types.

- le type Biffel (circuit ouvert fig 4), l'air est aspiré et refoulé à l'extérieur

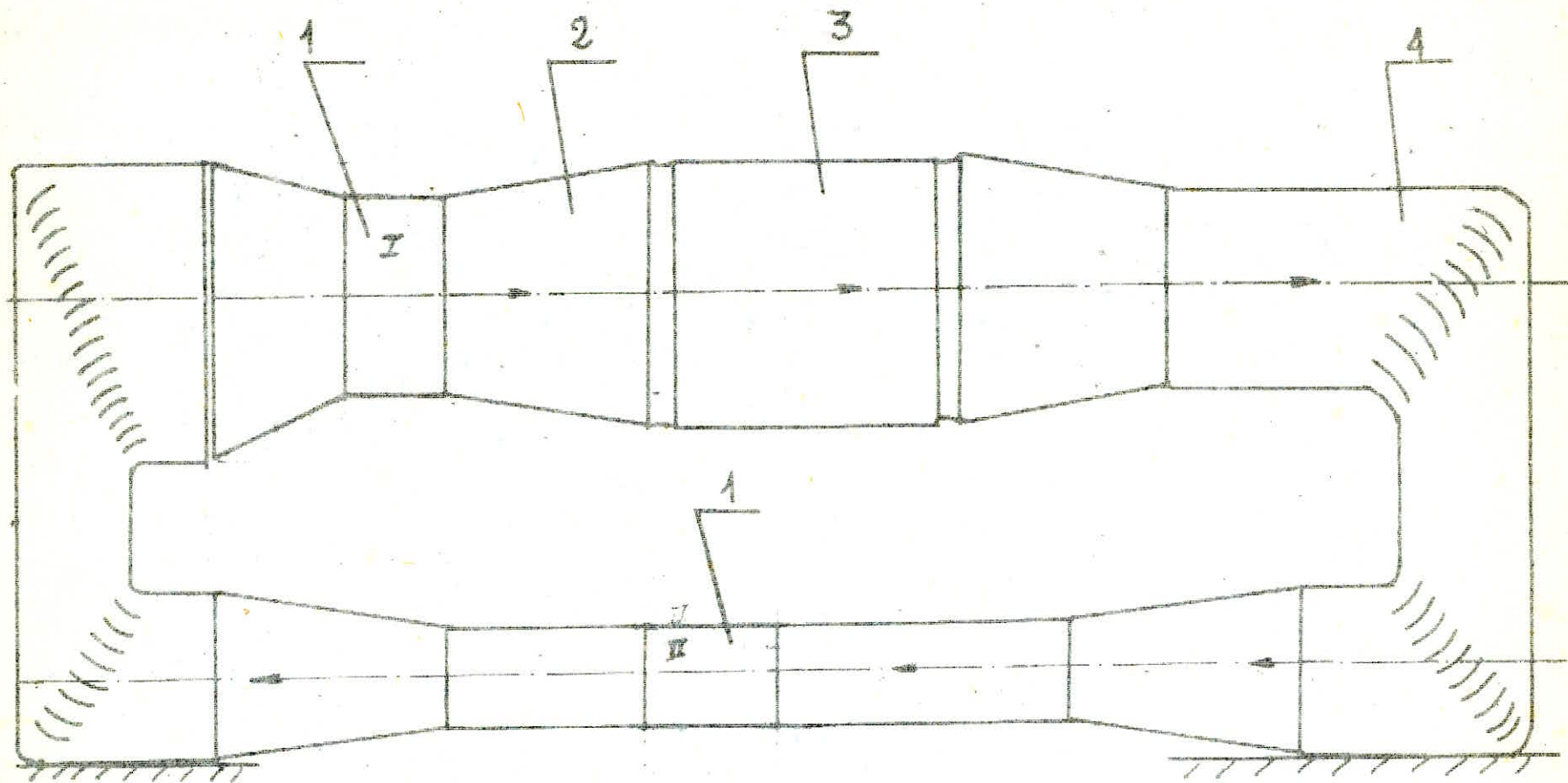
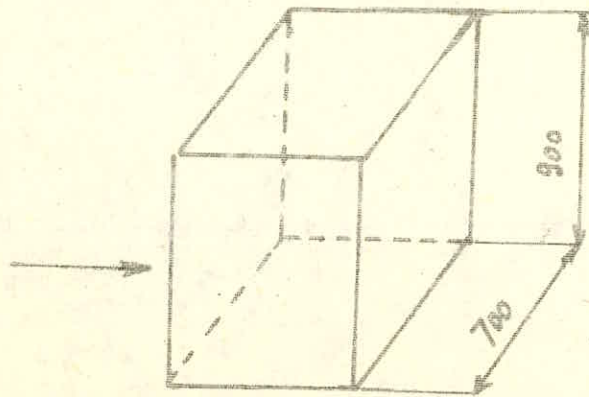
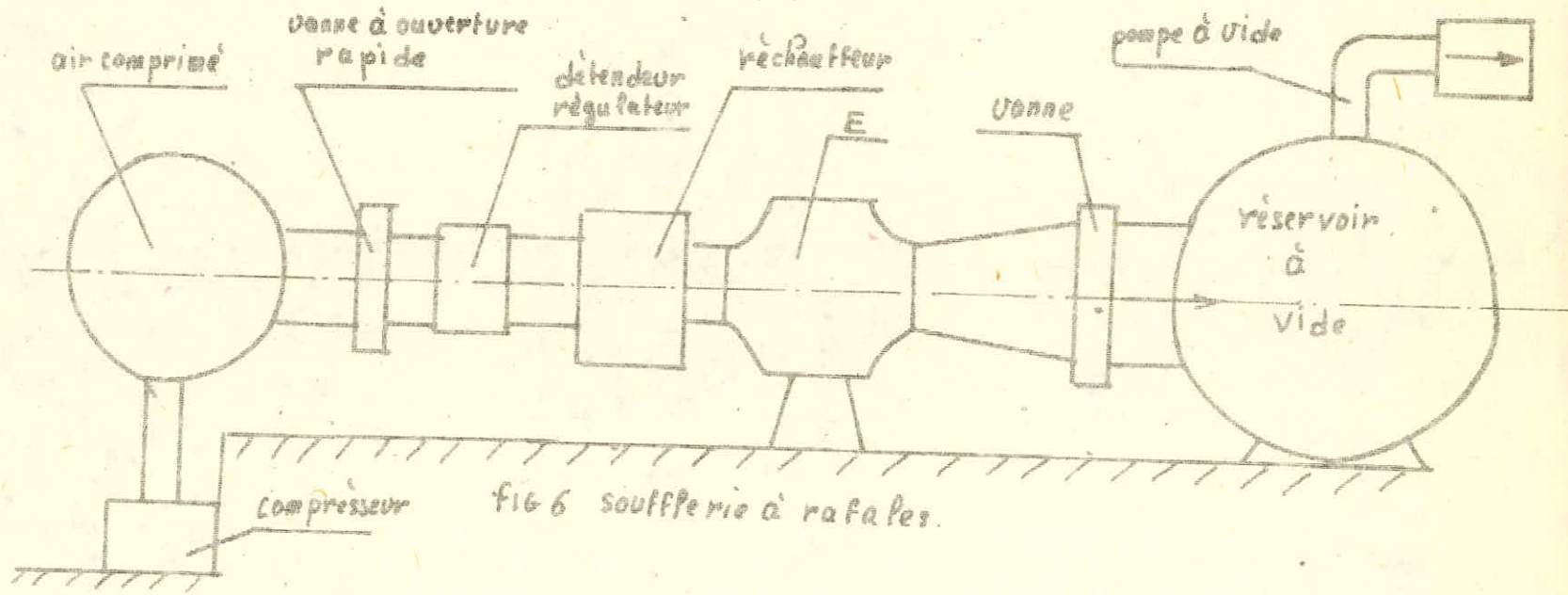


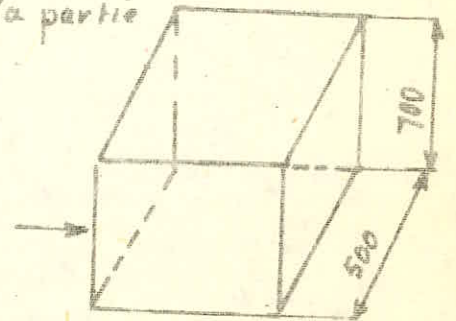
FIG 5 schéma de la soufflerie du laboratoire

1. partie utile, supérieure et inférieure, de la soufflerie 2. diffuseur
 3. partie moteur et ventilateur 4. coude à aubage.

13



dimensions de la partie utile II



à circuit fermé ou à retour, l'air circule dans un circuit fermé, c'est le type existant au laboratoire, fig 5.

cette disposition permet d'agir sur la pression, la température. elle permet aussi l'utilisation d'un autre fluide. Comme inconvénient, le fluide s'échauffe, il faut prévoir un système de refroidissement.

Les souffleries modernes subsoniques et supersoniques sont de ce type
 b. par détente d'air comprimé ou par suction, l'air comprimé dans un réservoir se détend dans une tuyère située en amont de la veine utile. fig 6.

2.5.3. Classification basée sur la nature des parois de la veine utile:

La partie de la veine où on place la maquette peut avoir des parois matérielles (veine guidée), ou ne pas en avoir, cette distinction conditionne les corrections à apporter aux mesures.

2.6 Corrections de parois relatives aux ailes:

Lorsque la maquette est dans la veine d'une soufflerie, les conditions d'écoulement de l'air autour de la maquette se trouvent modifiées par suite de la limitation en dimension de la veine. Il est alors nécessaire d'apporter aux valeurs mesurées des coefficients aérodynamiques certaines corrections: les seules grandeurs modifiées dans la pratique sont l'incidence et le coefficient de traînée. on a alors:

$$i_{\text{real}} = i_{\text{mes}} - \Delta i \quad , \quad C_{x_{\text{real}}} = C_{x_{\text{mes}}} - \Delta C_x$$

avec $\Delta i \approx 0,125 \varepsilon C_z \left(\frac{S}{S_0} \right)$ [radian].

C_x coefficient de traînée, i l'incidence.

$\Delta c_x \approx 6,485 \varepsilon c_z^2 \left(\frac{S}{S_0}\right)$, avec, c_z coefficient de portance.
 S surface de l'aile, S_0 surface de la section de la veine
 d'essai, ε coefficient, $\varepsilon = +1$ pour une veine libre,
 $\varepsilon = -1$ pour une veine guidée.

Formules établies par PRANDTL, pour une veine circulaire, envergure située sur un diamètre, répartition elliptique de la portance sur l'aile; pour une veine libre, la vitesse induite w_i correspond à une diminution de l'incidence, et, à une augmentation pour une veine guidée. on calcule la variation d'incidence Δi produite en moyenne par les vitesses induites, il en résulte une correction à effectuer sur le c_x à égalité du coefficient c_z de sustentation.

En outre ces formules sont valables dans le domaine où $c_z = f(i)$ est sensiblement linéaire.

pour une veine rectangulaire (cas de la soufflerie du Labo) on peut tirer du graphique, planche 2, facteur de correction δ en fonction du rapport $\left(\frac{L}{H}\right)$ des deux côtés du rectangle et pour différentes envergures relatives $\left(\frac{2b}{L}\right)$; veine guidée, l'aile occupant un des axes de la veine rectangulaire, répartition de pression supposée uniforme.

pour la veine à filo inférieure :

$$\frac{L}{H} = \frac{500}{700} = 0,714 \quad \frac{2b}{L} = \frac{333}{500} = 0,666 \quad \text{donc } -\delta \approx 1,624$$

on pose :

$$\Delta i = \frac{1}{8} C_z \delta \left(\frac{S}{S_0} \right) [\text{rad}] = 0,125 \cdot 57,3 C_z \delta \left(\frac{S}{S_0} \right) [\text{degré}]$$

soit:

$$\Delta i = 7,162 C_z \delta \frac{S}{S_0} [\text{degré}]$$

$$\Delta C_x = \frac{1}{8} C_z^2 \delta \frac{S}{S_0} = 0,125 C_z^2 \delta \frac{S}{S_0}$$

$$\delta = -1,624, S = 0,0369 [\text{m}^2] S_0 = 0,35 [\text{m}^2]$$

$$\Delta i^\circ = -7,162 \cdot 1,624 \cdot \frac{0,0369}{0,35} C_z = -1,286 C_z$$

$$\Delta C_x = -0,125 \cdot 1,624 \cdot \frac{0,0369}{0,35} C_z^2 = -0,021 C_z^2$$

2.6.1 valeurs de i_{reel} (incidence), $C_{x_{\text{reel}}}$ (coefficient de traînée de profil) après correction de paroi relative à l'aile NACA4409

L_{mes}	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6
C_z	0	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,990
Δi°	0	-0,121	-0,243	-0,366	-0,489	-0,611	-0,734	-0,856	-0,979	-1,102	-1,213
i_{reel}°	-4	-2,879	-1,757	-0,634	0,489	1,611	2,734	3,856	4,979	6,102	7,213
ΔC_x	0	-2,0910 ⁻⁴	-3,4410 ⁻⁴	-4,9110 ⁻⁴	-3,4410 ⁻⁴	-5,3410 ⁻⁴	-7,6110 ⁻⁴	-0,010	-0,013	-0,017	-0,020
$C_{x_{\text{reel}}}$	7,440 ⁻³	6,640 ⁻³	6,640 ⁻³	6,640 ⁻³	6,840 ⁻³	7,440 ⁻³	7,640 ⁻³	8,340 ⁻³	8,640 ⁻³	9,940 ⁻³	0,010
$C_{x_{\text{reel}}}$	7,440 ⁻³	6,840 ⁻³	7,440 ⁻³	8,510 ⁻³	0,010	0,018	0,015	0,018	0,021	0,026	0,030

i_{mes}	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
C_z	1,099	1,199	1,283	1,380	1,460	1,540	1,610	1,690	1,760	1,810	1,840
Δi°	-1,347	-1,469	-1,572	-1,691	-1,789	-1,888	-1,973	-2,071	-2,157	-2,219	-2,255
i_{pred}	8,347	9,469	10,572	11,691	12,789	13,888	14,973	16,071	17,157	18,219	19,255
ΔC_x	-0,025	-0,030	-0,035	-0,040	-0,045	-0,050	-0,055	-0,061	-0,066	-0,070	-0,072
$C_{xp_{mes}}$	0,041	0,043	0,045	0,047	0,049	0,024	0,028	0,033	0,039	0,048	0,074
$C_{xp_{pred}}$	0,036	0,043	0,050	0,057	0,064	0,074	0,083	0,094	0,105	0,118	0,146

CHAPITRE III

3.0 BALANCES AERODYNAMIQUES

3.1 INTRODUCTION:

Les balances aérodynamiques sont un ensemble, plus ou moins complexes, permettant la mesure de la résultante aérodynamique et le moment résultant, agissant sur un corps, soumis à l'essai dans la veine d'une soufflerie.

3.2 mesure des efforts:

La maquette est fixée à un support, qui peut être relié à la balance, placée en dehors de la veine. La balance, en général, doit mesurer six grandeurs dont on déduit, par calcul, les trois composantes de la résultante des forces aérodynamiques et, les trois composantes du moment résultant:

$$\vec{R} = R_x \vec{i} + R_y \vec{j} + R_z \vec{k}$$

$$\vec{M} = M_x \vec{i} + M_y \vec{j} + M_z \vec{k} \quad \text{avec,}$$

R_x traînée M_x moment de roulis

R_y force de dérive M_y moment de tangage

R_z force de portance M_z moment de lacet

3.3 classification:

on peut diviser les balances en deux grandes catégories:

3.3.1 balances rigides: (balance Biffel 1912), le modèle est lié rigidement au dispositif de mesure. les balances donnent les six composantes, c.à.d, les efforts selon les trois axes,

longitudinal, transversal, vertical, et, les moments autour de ces axes (roulis, tangage, et lacet). soit, trois composantes comme la nouvelle balance MONNIN, portance, traînée et moment de tangage.

3.3.3 balances à fils: Le modèle est suspendu par des fils. cette variété de balance donne aussi trois ou six composantes avec des suspensions plus ou moins simples (balance de St Cyr de A. TOUSSAINT et DRZEWIECKI).

Il existe, bien sûr, aussi des balances mixtes faisant intervenir les deux constructions (fils et support rigide) comme la balance GIRERD - SIENCE (1943) dans la soufflerie de Canne.

CHAPITRE IV.

4.0 AILES4.1 INTRODUCTION

En construction navale, en aéronautique, en mécanique, on utilise la force portante. Pour créer cette force de sustentation, on utilise des corps, les ailes.

4.2. Historique : L'aérodynamique des profils d'ailes a été éditée, dans le cas du mouvement plan, écoulement irrotationnel (ou potentiel), par Kutta (1902) sur des profils squelettes, et, Joukowski (1905) sur des profils présentant de l'épaisseur. La théorie de Joukowski, en mouvement plan, dite théorie de l'aile d'envergure infinie ou, d'allongement infini, est introduite en aérodynamique théorique, marquant le début de l'aérodynamique moderne. Un nouveau pas fut fait par Prandtl, qui, éditia en (1917-18) la théorie de l'aile d'envergure limitée. Cette théorie aidant, et, l'utilisation des souffleries donna une nouvelle ère à l'aérodynamique, et, pendant vingtans, les théories de Joukowski et Prandtl, furent les points de départ de nombreux travaux aussi bien théoriques que expérimentaux.

4.3 Caractéristiques géométriques de l'aile :

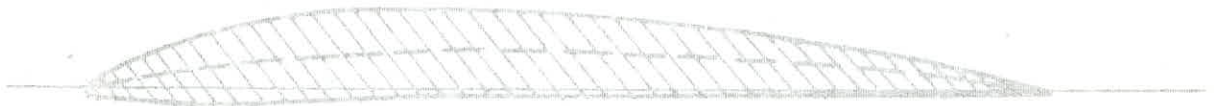
à l'étude de l'aile, on introduit un certain nombre de caractéristiques géométriques décrivant sa forme.

L'aile est caractérisée par :

- surface de l'aile : l'aile est caractérisée par la surface S de sa projection dans le plan.
- envergure de l'aile (ou plus grande dimension) : c'est la longueur de l'aile dans la direction perpendiculaire à la vitesse, notée b .
- Le profil de l'aile fig 6 : Il est obtenu en traçant un plan perpendiculaire à l'envergure de l'aile dans son intersection avec celle-ci.
éventuellement aussi,
- L'effilement fig 7 : c'est le rapport de la corde d'extrémité l_2 à la corde de l'emplanture l_1 , dans le cas d'une aile purement trapézoïdale.
- L'angle dièdre : c'est l'angle que fait une demi-aile avec une perpendiculaire au plan de symétrie, l'aile est vue de face (6)
- L'angle de flèche : c'est l'angle φ que fait avec une perpendiculaire au plan de symétrie, une ligne de référence d'une demi-aile (généralement la ligne passant par les points situés à 25% des l_0 des, mais on peut dire aussi flèche de bord d'attaque et de bord de fuite.
- l'allongement relatif λ : L'allongement qui se déduit de la valeur de l'envergure et de celle de la surface, a une grande influence sur les caractéristiques aérodynamiques de l'aile. Il est défini par : $\lambda = \frac{4b^2}{S}$



PROFIL NACA 4412,



PROFIL NACA 4409 ;

FIG 6 PROFIL d'aile

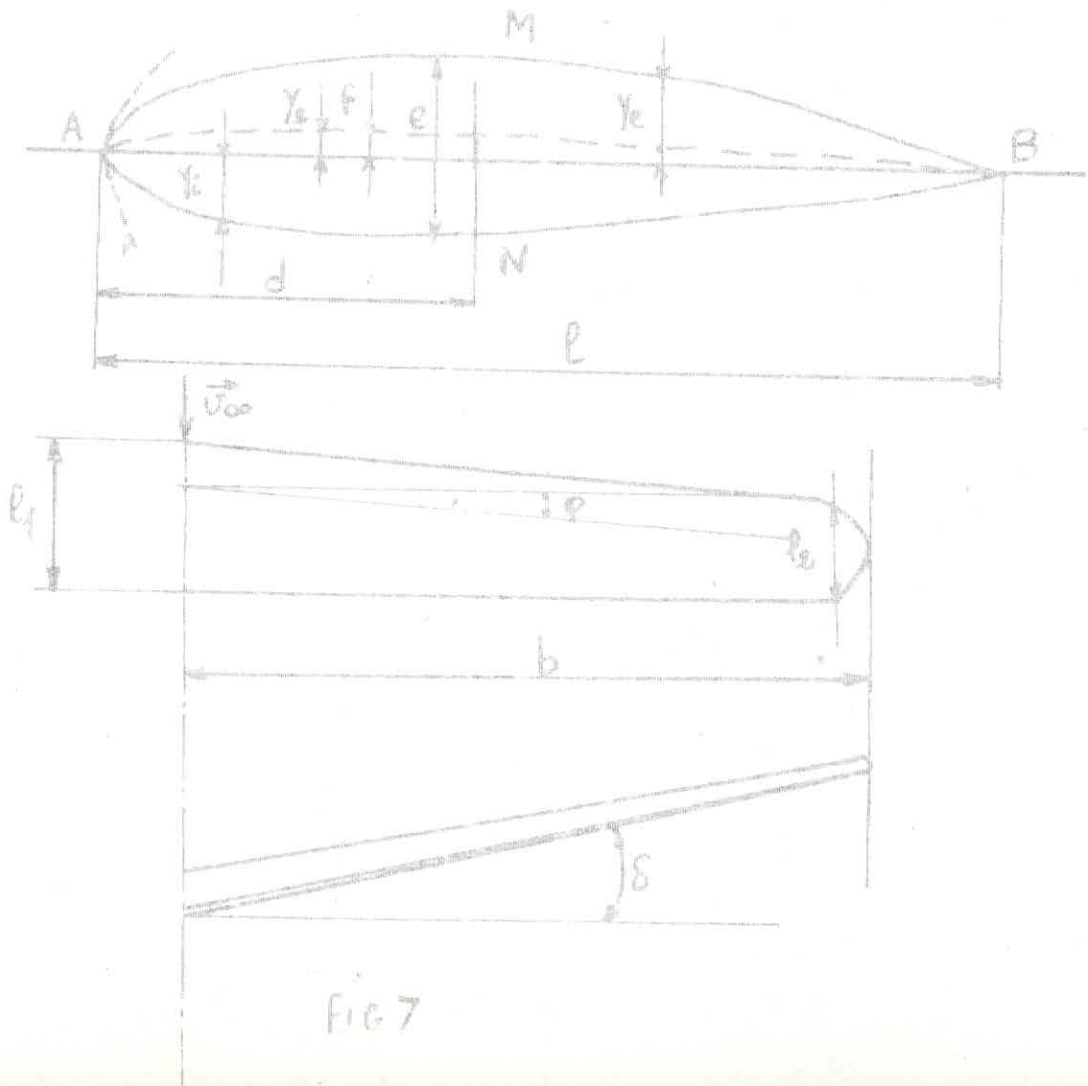


FIG 7

- $\lambda = (1,5 \text{ à } 3)$ pour avions supersoniques
- $\lambda = (6 \text{ à } 10)$ pour les avions subsoniques
- $\lambda > 15$ pour les planeurs de performance
- forme en plan: elle peut être rectangulaire, trapezoïdale, pure ou trapezoïdale avec partie centrale elliptique ou semi elliptique, en delta, ...

4.4. profils: Le profil est la figure obtenue dans une section de l'aile par un plan perpendiculaire au plan de symétrie. un profil d'aile est généralement défini par sa ligne moyenne ou squelette, lieu des milieux des segments perpendiculaires à la corde, et, la loi des ordonnées $y = f(x)$. La forme du profil le long de son envergure peut être ou variable. on utilise différents profils suivant les caractéristiques aérodynamiques requises. pour caractériser complètement le profil, il suffit de quatre nombres:

- un bord de fuite B
- un bord d'attaque A, point de tangence avec le cercle de centre B
- Le segment $AB = l$ est la corde ou profondeur du profil
 \widehat{AMB} est l'intrados, \widehat{ANB} l'extrados.
- Le plus grand segment MN définit l'épaisseur maximum e , comptée perpendiculairement à la corde, $e = (y_e + y_i)_{\max}$.
 L'aspect du profil dépend de la forme du squelette ou ligne moyenne, ligne équidistante de l'extrados et de l'intrados:

- $y_s = \frac{(y_e + y_i)}{2}$. Le profil est caractérisé principalement par :
- épaisseur relative : rapport de l'épaisseur maximum à la corde, (e/l) , pour $(e/l) \leq 6\%$ on a un profil mince.
 - cambrure ou courbure relative : rapport de la flèche maximum de la ligne moyenne avec la corde, (f/l) .
 - la flèche : c'est la plus grande ordonnée de la ligne moyenne comptée perpendiculairement à AB ; sa position est définie par (d/l) , et notée (f) .
 - maître couple : c'est la position de la flèche maximum (d/l) par rapport au bord d'attaque.
 - Le rayon du bord d'attaque : r , rayon du cercle osculateur.
Le rayon réduit est défini par $p = \frac{(r/l)}{(e/l)^2}$
 - angle des tangentes à l'extrados et à l'intrados du bord de fuite.

Les caractéristiques aérodynamiques de l'aile dépendent de la position de l'épaisseur maximum e , de la flèche maximum f du squelette suivant la corde du profil et de sa forme.

actuellement, il existe une série de profils à paramètres géométriques variables. En utilisant ces profils, on peut choisir ceux qui répondent aux exigences requises (profils NACA, profils laminaires...). Le N.A.C.A (national advisory committee for aeronautics) utilise un système de numérotation des profils qui met en évidence les principales grandeurs

définit ici. La forme en plan la plus simple est la forme rectangulaire dans laquelle les points situés à une même abscisse relative x/c sur tous les profils, se trouvent sur une même perpendiculaire à l'axe de symétrie. dans le cas contraire, on a une aile qui présente une flèche.

4.5 Classification des profils :

Les caractéristiques géométriques des profils influent sur leur performances aérodynamiques; on peut les classer suivant :

- selon la cambrure :
 - profils biconvexes symétriques
 - profils bi-convexes dissymétriques
 - profils à double cambrure.
- selon l'épaisseur relative :
 - profils minces $e/c < 6\%$
 - profils semi-épais $6\% < e/c < 12\%$
 - profils épais $e/c > 12\%$

4.6 écoulement autour d'un profil d'aile ($\lambda = \infty$, écoulement incompressible)

Soit le profil de la fig 8 :

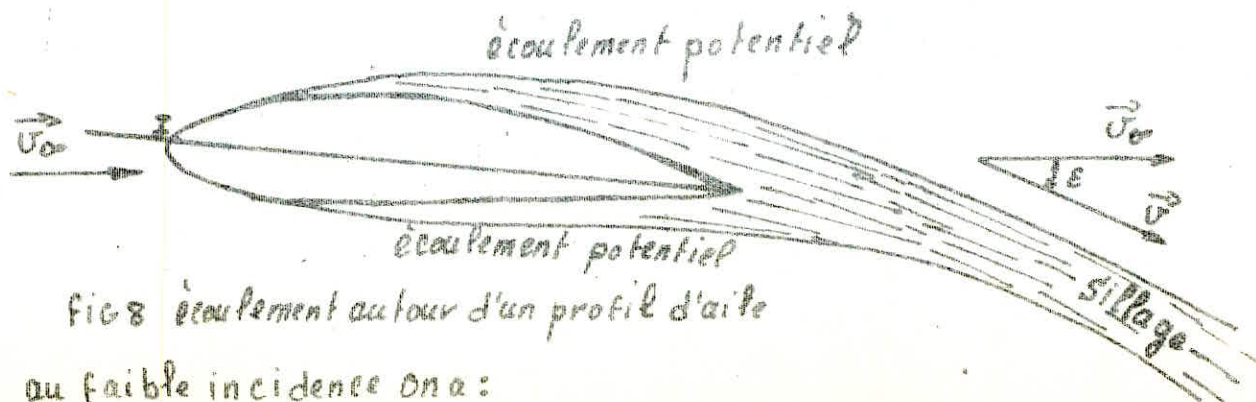


fig 8 écoulement autour d'un profil d'aile

au faible incidence on a :

- La couche limite qui entoure le profil; elle prend naissance au point d'arrêt ou d'impact I, où, son épaisseur est nulle.
- Le sillage extrême étroit dû à la rencontre des couches limites d'extrados et d'intrados s'étendant loin en aval du bord de fuite.
- une zone d'écoulement à potentiel (région externe à la couche limite, au sillage, et au zone de décollement) dans laquelle la pression et la vitesse, en chaque point sont, en écoulement incompressible, conformes au théorème de Bernoulli $P + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{cst}$. Dans le sillage, la pression statique est sensiblement constante, mais la vitesse varie et présente un minimum plus accusé quand on est plus près du bord de fuite. en arrière, la vitesse est déviée vers le bas, l'angle ϵ est l'angle que fait la vitesse avec une parallèle à la vitesse amont v_∞ , c'est la déflexion.

47 répartition des pressions sur la paroi, coefficient de pression:
 examinant l'écoulement, autour d'un corps, immobile, d'un courant se déplaçant à la vitesse v_∞ , fig 9.

si P_0 est la pression à l'infini amont du corps dans un courant potentiel (dans le cas du mouvement longitudinal de corps allongé, la viscosité influe peu sur la valeur de la pression, ce qui permet d'employer les intégrales des équations du mouvement d'un fluide non visqueux sous forme de l'équation de Bernoulli). La ligne de courant AK_1BK_2D venant de l'infini bifurque au point K_1 et converge à nouveau à l'arrière en K_2 et s'en va à l'infini au point D. déterminons

21

Le caractère de variation de la vitesse et de la pression le long de cette ligne de courant. écrivons l'équation de Bernoulli pour le point A et le point B quelconques sur la ligne de courant.

point A défini par P_0, U_0 , point B défini par P, U ,
$$P_0 + \rho \frac{U_0^2}{2} = P + \rho \frac{U^2}{2} \quad \text{soit} \quad P - P_0 = \rho \frac{U_0^2}{2} \left(1 - \left(\frac{U}{U_0} \right)^2 \right)$$

$\rho \frac{U_0^2}{2}$ est la pression dynamique du courant arrivant.

soit $\bar{P} = K_p = \frac{P - P_0}{\rho \frac{U_0^2}{2}} = 1 - \left(\frac{U}{U_0} \right)^2$

$K_p = \bar{P}$ est le coefficient de pression

On voit que $K_p = 1 - \left(\frac{U}{U_0} \right)^2$ ne dépend pas de la nature du fluide.

déterminons le caractère de la distribution du coefficient de pression le long d'une ligne de courant AK_1BK_2D .

à l'infini, en amont du corps, $U = U_0$, $P = P_0 \Rightarrow K_p = 0$

à mesure que la particule fluide se déplace de l'infini vers le corps, sa vitesse diminue sans cesse donc \bar{P} augmente, au point K_1

$U = 0$, point d'arrêt, la ligne de courant arrive en ce point normalement au corps, par suite de la condition d'imperméabilité $U = 0$ et $\bar{P} = 1$ est un point critique.

ensuite, le long de la surface du corps, la vitesse augmente.

au point L, quelconque, $U = U_0$, vitesse de l'écoulement arrivant $\bar{P} = 0$, derrière le point, dans la région d'épaisseur maximale du corps, donc retrecissement maximal de l'écoulement

Les vitesses du fluide sont supérieures à celles de l'écoulement arrivant, dans cette zone, $v > v_{\infty}$, $\bar{P} < 0$, donc $P - P_0 < 0$ d'où une zone de dépression. au point situé derrière la section maximale, la vitesse commence à diminuer et, donc \bar{P} augmente; au point K_2 s'effectue la convergence des lignes de courant qui s'écoulent par les surfaces supérieures et inférieures du corps, par suite de l'univocité et du caractère fini du champ, la vitesse en K_2 est nulle ce qui donne $\bar{P} = 1$, plus loin la vitesse augmente jusqu'à v_{∞} .

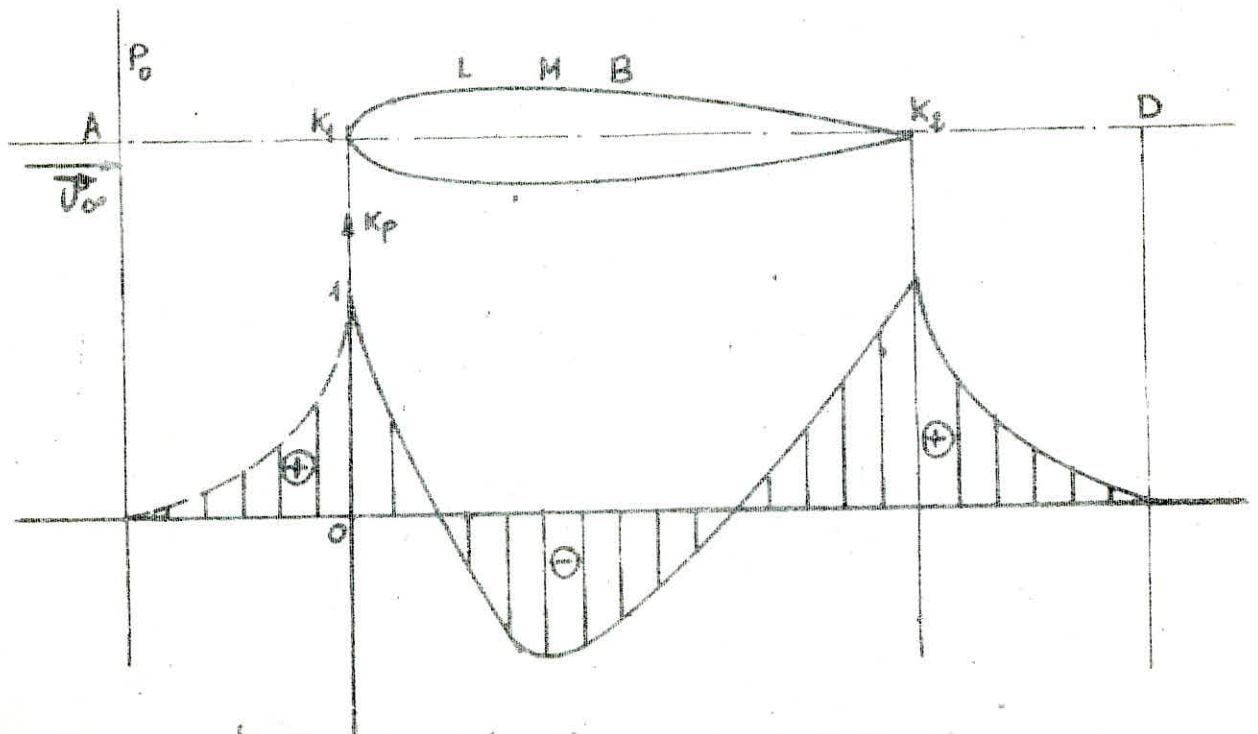


Fig 9, écoulement autour d'un corps, distribution du coefficient de pression K_p .

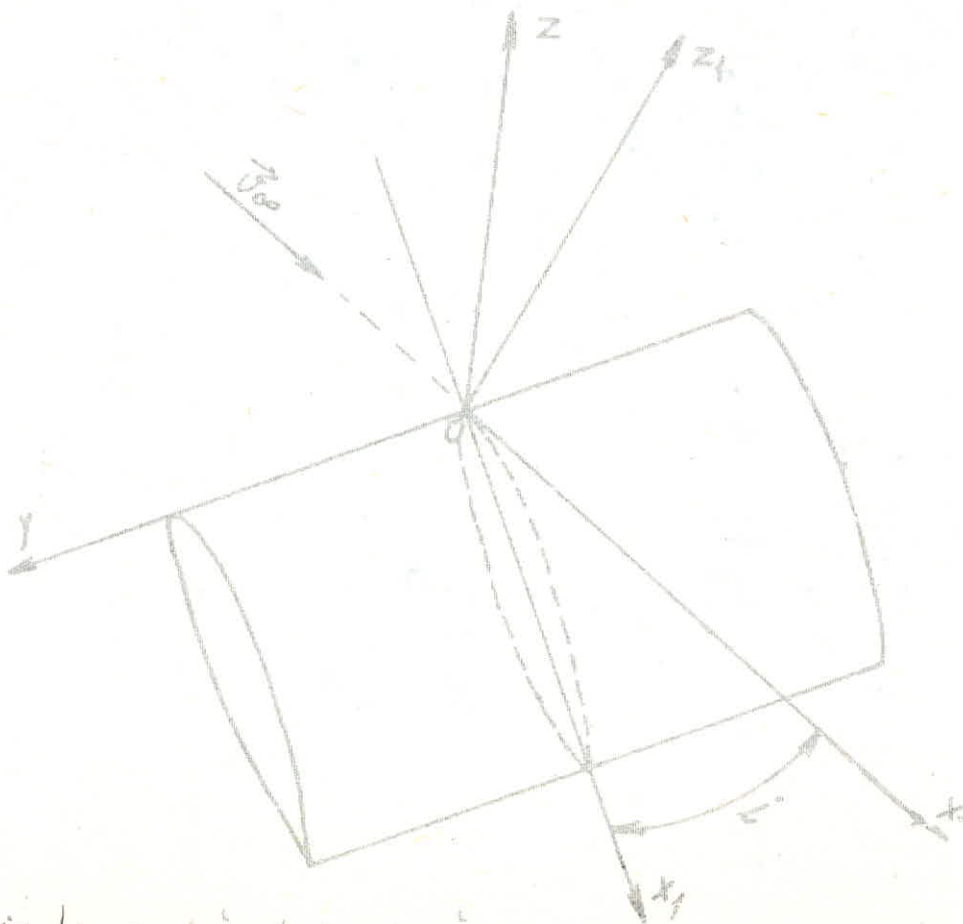
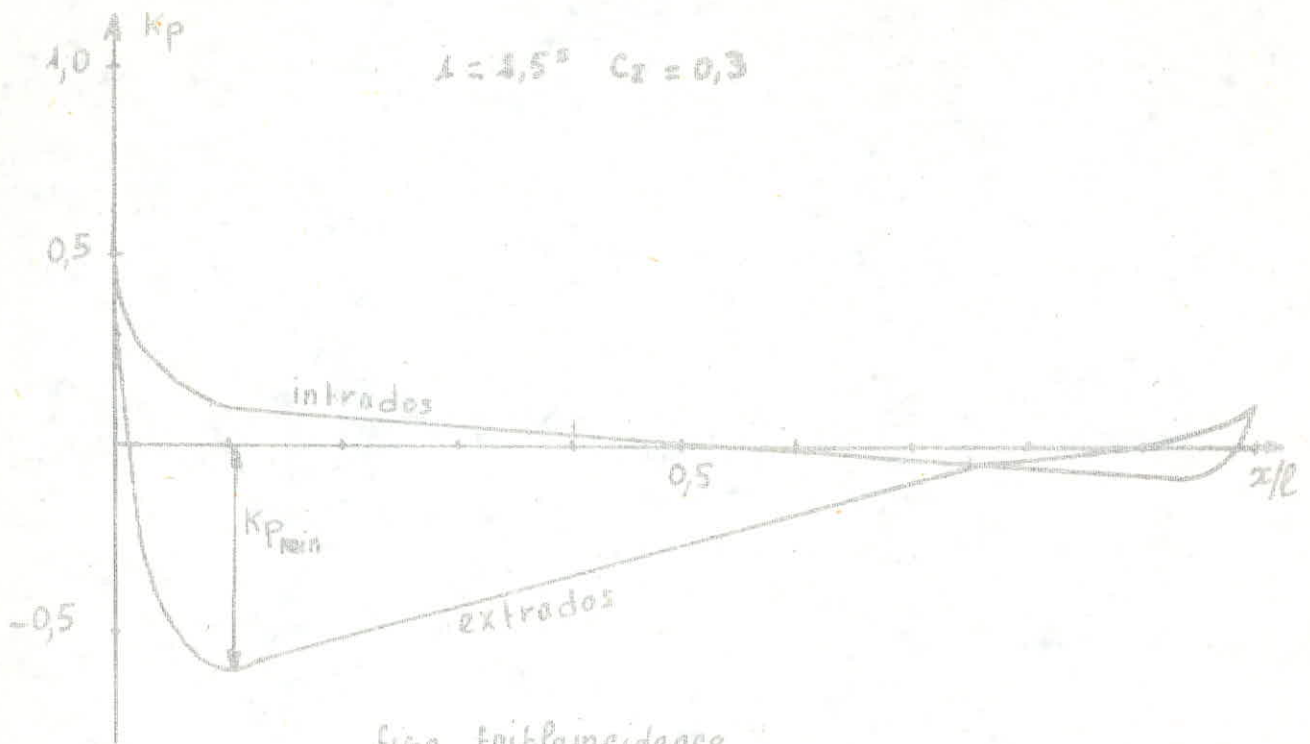
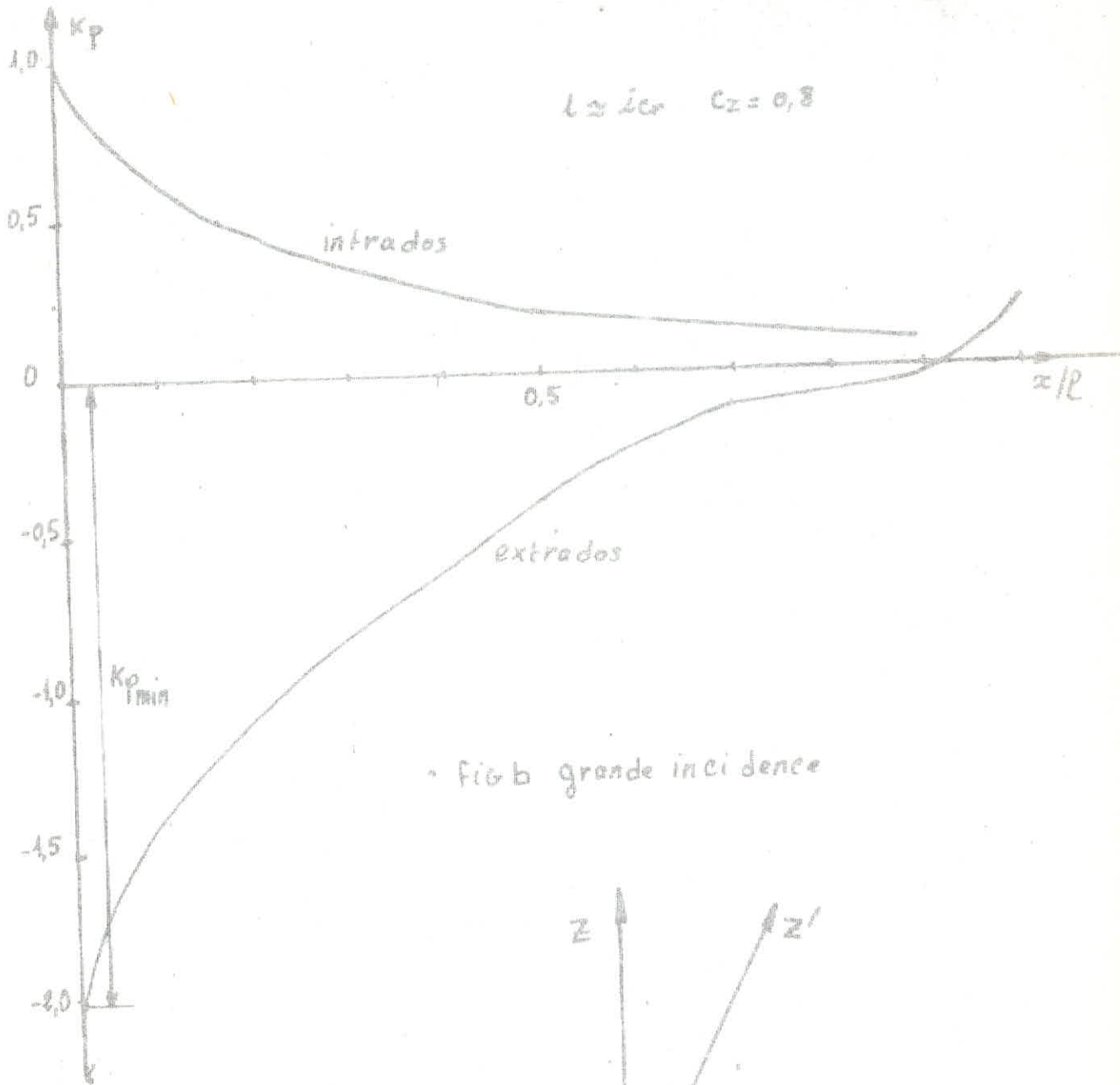
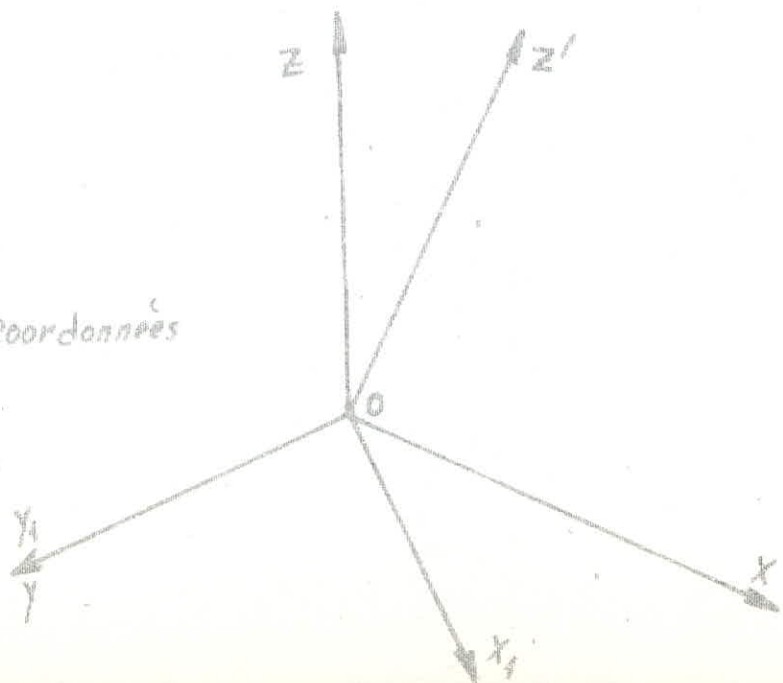


Fig. 1. système de coordonnées.



• fig b grande incidence

systeme de coordonnees



4.8 Caractéristiques aérodynamiques d'un profil:

4.8.1 Système de coordonnées FIG 11 :

dans l'étude de l'écoulement du fluide au tour des ailes, on utilise un système droit de coordonnées aérodynamiques, x, y, z , liés à la vitesse, origine au bord d'attaque du profil, l'axe des x dirigé suivant la vitesse U_{∞} , l'axe des y dirigé suivant l'envergure de l'aile, outre ce système, on utilise aussi un autre système d'axe x', y', z' liés à l'aile, origine en O , x_1 dirigé suivant la corde du profil, l'axe y' coïncide avec y .

L'angle i , formé par la corde du profil, la vitesse à l'infini U_{∞} , donc par les axes x et x' , est l'angle d'incidence du profil. Aile non orillée: si l'angle d'incidence de tous les profils le long de l'envergure est identique, on a une aile non orillée; sur des ailes orillées, les angles d'attaques des éléments de l'aile varient le long de l'envergure. Le orillement peut être conditionner aussi bien par la forme de l'aile que par les particularités de l'écoulement autour de cette aile.

4.8.2. Réaction aérodynamique :

pour définir la résultante des forces aérodynamiques agissant sur une aile, on la décompose suivant des axes, et, elle pourra être examinée dans n'importe quel système de coordonnées.

dans le système aérodynamique des axes xOz , les composantes sont: FIG 12.

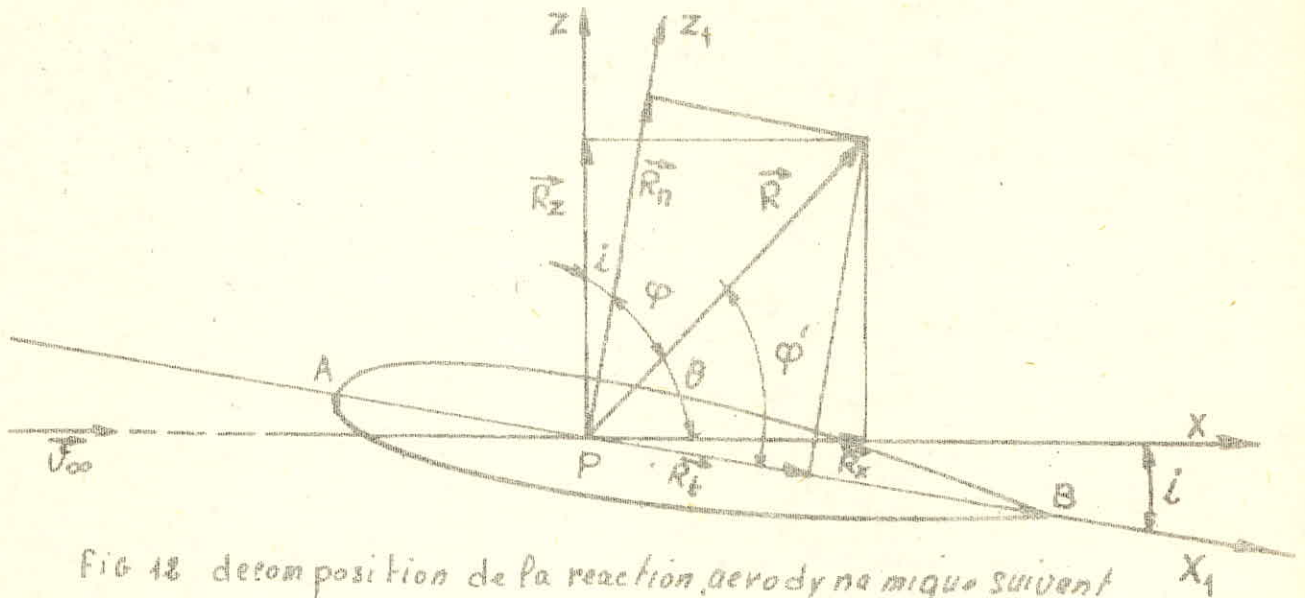


Fig 18 décomposition de la réaction aérodynamique suivant les axes

R_z portance ou force de sustentation

R_x traînée ou force de résistance

l'intensité de ces forces est donnée par :

$$R_z = \rho S c_z \frac{V_{\infty}^2}{2} \quad \cdot R = \rho S c_r \frac{V_{\infty}^2}{2}$$

$$R_x = \rho S c_x \frac{V_{\infty}^2}{2} \quad c_r = \sqrt{c_z^2 + c_x^2} = \sqrt{c_n^2 + c_t^2}, \text{ avec}$$

S , surface en plan de l'aile.

V_{∞} , vitesse de déplacement ou vitesse d'écoulement au tour du profil.

les coefficients, sans dimension, c_z et c_x , sont respectivement, le coefficient unitaire de portance et le coefficient unitaire de traînée.

- Les valeurs de ces coefficients, C_z et C_x , dépendent ;
- de la forme du profil - de l'incidence - de la forme en plan de l'aile et de son allongement - du nombre de Reynolds,
 - du nombre de mach en écoulement compressible.

si on considère le système d'axe $x'Oz'$, on a :

une composante normale R_n

une composante tangentielle R_t .

L'intensité de ces forces est donnée par :

$$R_n = \frac{1}{2} \rho S C_n U_\infty^2 \quad R_t = \frac{1}{2} \rho S C_t U_\infty^2$$

trouvons les équations qui lient R_x, R_z et R_t, R_n , on a :

$$R_t = R_x \cos i - R_z \sin i, \quad R_n = R_x \sin i + R_z \cos i$$

de même, on a les mêmes relations en ce qui concerne les coefficients de ces forces :

$$C_t = C_x \cos i - C_z \sin i, \quad C_n = C_x \sin i + C_z \cos i$$

pour de faible incidence, on admet que $\sin i \approx i$,

$\cos i \approx 1$, d'où les relations simplifiées :

$$C_t = C_x - i C_z, \quad C_n = i C_x + C_z$$

Comme en général, C_x est petit devant C_z , on néglige

le produit $i C_x$ devant C_z et on aura, $C_n \approx C_z$

4.8.3 portance : (Voir planche 1, planche 3)

- Variation de $C_z = f(i)$

pour tous les profils, C_z présente une évolution rectiligne dans une gamme d'incidence faible (-10° à 15°), suivant les profils

dans cette gamme, $C_z = A\alpha + B$, $B = 0$ pour les profils symétriques; toute fois, cette croissance ne va qu'à une certaine valeur de α , après quoi, C_z croit plus lentement, atteint un maximum pour une certaine valeur de α_{cr} (incidence critique) et, si α continue à croître, C_z amorce une chute; α_{cr} est aussi appelée angle de décharge, de l'ordre de 10° à 15° . La grandeur de C_z correspondante à α_{cr} est le C_{zmax} . Cette valeur joue un très grand rôle; en effet la vitesse minimale de vol pour laquelle le corps reste en sustentation est déterminée par C_{zmax} (coefficient de portance maximum). pour $\alpha > \alpha_{cr}$, on a une diminution brusque de C_z , s'accompagnant d'une croissance sensible de C_x , donc une baisse brusque de la qualité. l'origine de ceci réside dans l'apparition du décollement de la couche limite sur l'extrados, et, cette zone de décollement augmente d'importance avec l'incidence, d'où chute des dépressions sur l'extrados, qui continuent à diminuer ainsi que C_z , d'où perturbation de l'écoulement régulier autour de l'extrados et l'apparition d'un sillage tourbillonnaire à l'arrière de l'aile, fig 13.

pour la portance, les caractéristiques d'une aile sont:

- une valeur de l'incidence de portance nulle α_0 ($\alpha_0 < 0$ pour un profil cambré, $\alpha_0 = 0$ pour un profil symétrique).
- une valeur de la portance maximum C_{zmax} (de l'ordre de 1 à 1,6)

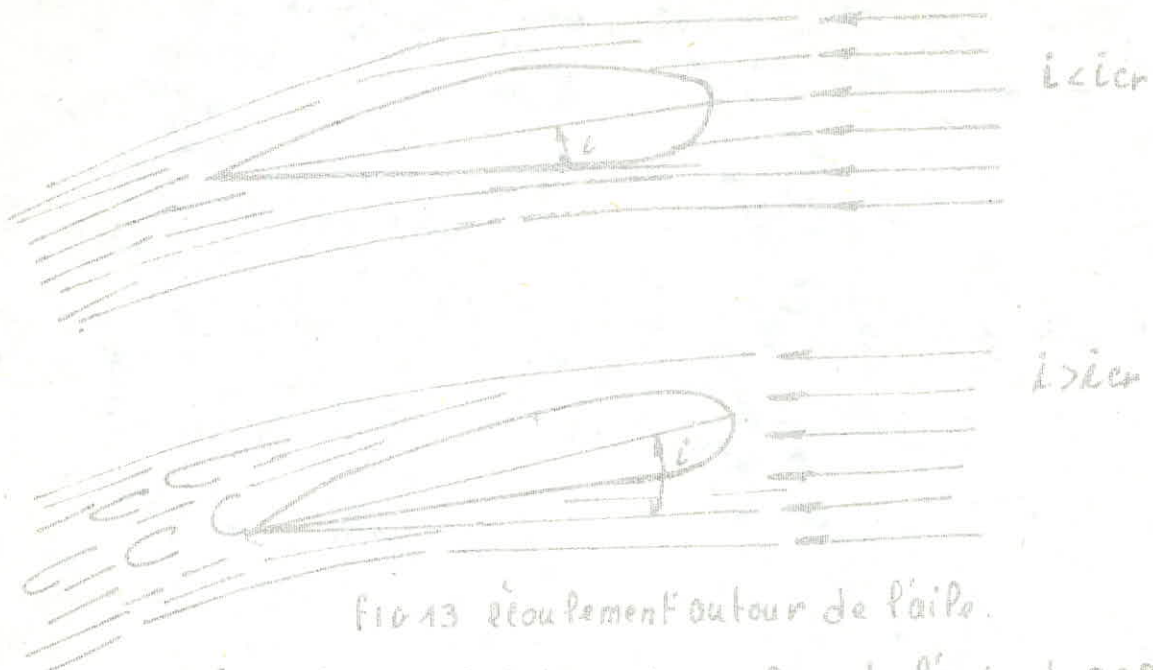


FIG 13 écoulement autour de l'aile.

une valeur du gradient de portance $\frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$ de l'ordre de 0,08 par degré

de la figure a et b, de la distribution du coefficient de pression \bar{P} , la force portante du profil est proportionnelle à la somme des surfaces des parties positives et négatives de ces épures.

On voit qu'avec des angles d'attaque positifs, une dépression sensible apparaît sur l'extrados au prix de laquelle est créée la partie principale de la force portante. Pour cela, l'extrados est appelé côté aspirateur du profil. Au fur et à mesure de l'augmentation de l'angle d'attaque, la dépression croît, c'est-à-dire que la valeur de \bar{P}_{min} augmente et donc la chute de pression longitudinale le long de l'extrados croît aussi. Cette accélération, à l'approche de l'angle d'attaque critique entraîne le décollement de la couche limite, l'ou-

perturbation de l'écoulement régulier autour de l'extrados et de l'arête vive arrière du profil. Pour les profils asymétriques, $C_z = 0$ pour $i = i_0$, c'est-à-dire si la direction de son contournement par le fluide diffère de celle de la corde. La droite passant dans cette direction par l'arête arrière du profil est l'axe de sustentation nulle, sa direction forme un angle i_0 avec l'axe des x_1 .

- Influence du nombre de Reynolds sur le C_z :

C_{zmax} croît en général légèrement avec le nombre de Reynolds, car une augmentation de ce nombre produit une avance du point de transition, le décollement, qui dépend de la turbulence de la couche limite, pourra apparaître à une incidence un peu plus grande, d'où un C_{zmax} un peu plus élevé.

- Influence de la forme du profil:

C_{zmax} croît avec la courbure de la ligne moyenne (cambrure du profil) et le rayon du bord d'attaque, de même que la position de la flèche maximum de la ligne moyenne a son importance.

- Influence du nombre de mach:

pour un profil donné, et, une incidence donnée, C_z croît légèrement avec le nombre de mach en subsonique compressible diminue brusquement près de $M_0 = 1$ ($M_0 = \frac{V_0}{a}$, nombre de mach de l'écoulement à l'infini amont) puis après une augmentation diminue brusquement en supersonique.

4.84 traînée :

on définit, $C_x = C_{xi} + C_{xp}$ le coefficient de traînée totale ou réel, C_{xi} coefficient de traînée induite, $C_{xp} = C_{xf} + C_{xn}$ coefficient de traînée de profil, C_{xf} coefficient de traînée de frottement, C_{xn} coefficient de traînée de pression ou de traînée de sillage. puisque l'aile est un corps profilé, sa traînée sera également due aux frottements et aux pressions. La nature de la couche limite et la position du point de transition ont une influence directe sur la résistance de frottement donc sur la traînée de profil.

- variation de C_{xp} avec l'incidence, (voir planche 1,

planche 4)

pour de faible incidence, C_{xp} augmente peu, cette légère augmentation provient de l'accroissement de C_{xf} due à l'avance du point de transition (la couche turbulente intéresse une plus grande partie de l'extrados). quand le décollement de la couche limite apparaît, C_{xn} augmente beaucoup tandis que C_{xf} reste sensiblement le même. C_{xp} qui a une valeur minimum de l'ordre de $6 \cdot 10^{-3}$ pour une incidence faible suit une évolution parabolique, puis augmente brusquement à partir de l'incidence de $C_{z \max}$ à cause du décollement.

- influence du nombre de Reynolds :

C_{xf} diminue quand le nombre de Reynolds augmente, le frottement restant beaucoup plus important en écoulement turbulent

qu'en écoulement laminaire. C_{xp} , en considérant cela, devrait diminuer quand le nombre de Reynolds augmente, mais le point de transition avance, et, la surface en contact avec l'écoulement turbulent augmente et, donc la résistance de frottement. en général, C_{xp} commence par diminuer (diminution du frottement laminaire), passe par un minimum, puis augmente (avance du point de transition) et puis diminue lentement (diminution du frottement turbulent).

- influence de la forme du profil :

en subsonique, $C_{xp_{min}}$ augmente modérément avec l'épaisseur relative du profil, et aussi avec la cambrure, mais on ne peut avoir simultanément un $C_{z_{max}}$ et $C_{xp_{min}}$ très faible; un compromis étant fait.

4.8.5 profils laminaires :

La résistance de frottement étant plus faible en écoulement laminaire qu'en écoulement turbulent, et, d'autant plus que le nombre de Reynolds est important, on aurait alors intérêt pour diminuer la valeur de la traînée, à essayer d'avoir une couche limite entièrement laminaire. on y arrive, en partie, en modifiant la forme du profil, et, par recul de la position de l'épaisseur de l'épaisseur maximum du bord d'attaque, ce qui a pour effet, une répartition de pression sur l'extrados telle que le point de dépression maximum

auquel est liée la position du point de transition, soit situé plus vers l'arrière du profil que pour un profil classique. FIG 14.

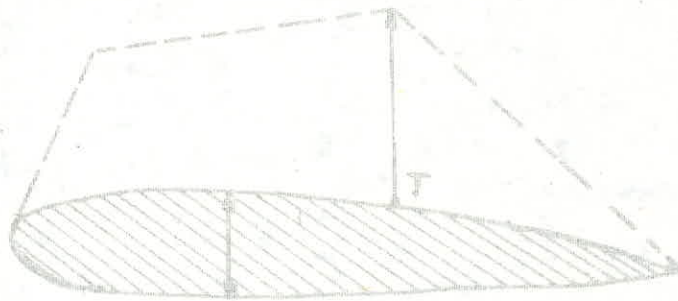


FIG 14, profil laminaire

La couche limite est laminaire sur une grande partie de l'extrados de l'aile. Les profils sont des profils laminaires, mais le gain de traînée n'est obtenu que pour une plage faible d'incidence de (1° à 4°), FIG 15.

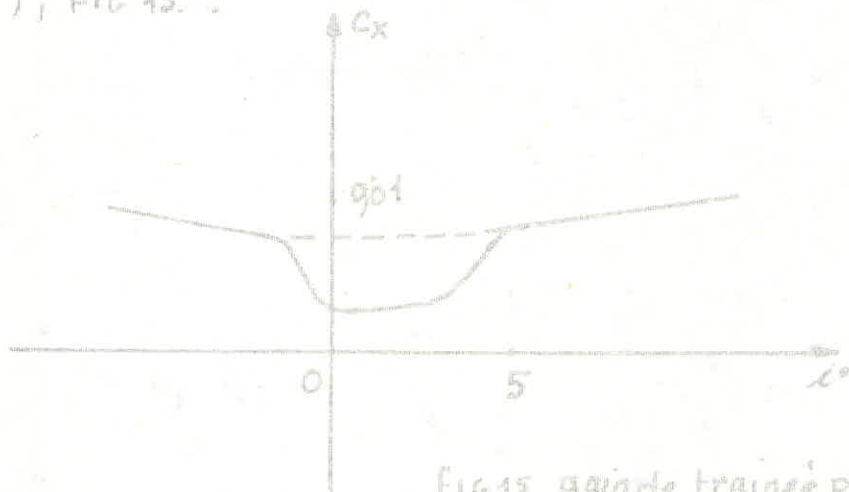


FIG 15 gain de traînée pour profil laminaire.

au delà de cette plage, les dépressions augmentent de valeur près du bord d'attaque, d'où une brusque avance du point de transition et une augmentation de la traînée, souvent plus forte que pour

un profil classique de même épaisseur relative.

Ces profils sont très sensibles à l'état de surface, une surface rugueuse de l'aile favorise l'apparition de la turbulence, donc provoque une avance du point de transition x_t , donc une réduction du gain de traînée.

4.8.6 Classification et tracé des profils : (Fig 16 et Fig 17)

on classe les profils en trois catégories suivant la courbure de la ligne moyenne, Fig 16.

- profils symétriques pour lesquels la courbure relative est nulle.
- profils à simple courbure.
- profils à double courbure.

Le tracé des profils peut se faire soit par des méthodes théoriques, (obtenus par le procédé de la transformation conforme permettant d'engendrer à partir d'un cercle un profil de forme appropriée.) soit par des méthodes empiriques.

Les profils modernes sont tracés en fixant a priori la répartition des pressions que l'on veut obtenir sur le profil pour une valeur donnée du coefficient de portance C_z .

La théorie des profils minces, très utilisée pour les profils dont l'épaisseur relative est inférieure à 18% tels les profils NACA, repose sur la décomposition de l'écoulement autour du profil à une incidence donnée i , en, Fig 16:

- un écoulement autour d'un profil sans épaisseur et cambré (squelette) à l'incidence i , qui crée la portance.



FIG 16 génération des profils classiques.



FIG 17 classification des profils.



a) symétrique.



b) simple courbure



c) double courbure

- un écoulement autour d'un profil symétrique épais, mais à une incidence nulle créant la traînée.

On détermine, ou on se fixe la loi de cambrure du squelette $y_1 = f(x)$ et la loi d'épaisseur du profil symétrique $y_2 = f(x)$. La squelette étant la ligne moyenne, on porte sur des normales à celle-ci et, de part et d'autre les valeurs y_2 correspondants du profils symétrique.

une expérimentation vaste a été entreprise aux U.S.A sur des profils par le NACA, depuis 1932, donnant naissance à de profils classiques et laminaires excellents.

4.3.7 Numérotation du NACA:

- série à quatre chiffres, exp. NACA 2409.

• La ligne moyenne est constituée par deux arcs de paraboles se raccordant au point de flexion maximum, dans ce numéro répète :

premier chiffre (2) est la cambrure ou courbure relative du squelette f/l en % ici (2%)

deuxième chiffre (4) est le nombre des dizaines de l'abscisse relative d/l du point de flexion maximum en % de la corde (0,40)

troisième et quatrième chiffre (09) épaisseur relative en % de la corde e/l (9%)

le rayon r du bord d'attaque est $r/l = 1,1(e/l)^2$

cette numérotation est exclusivement géométrique.
 Les profils laminaires américains, série 6 et 7, font
 apparaître dans leur numérotation les conditions
 aérodynamiques de fonctionnement pour les quelles ils
 ont été dessinés (C_z de référence).

- série à 6 chiffres, exp. NACA 66, 1-212, $\alpha = 1$
 - premier chiffre (6) désignation de la série.
 - deuxième chiffre (6) position du minimum de pression
 du profil symétrique à $C_z = 0$ en dixième (0,6)
 - troisième chiffre (4) plage de C_z de part et d'autre du C_{z0}
 favorable à la traînée en dixième ($\pm 0,4$)
 - quatrième chiffre (2) valeur de C_{z0} en dixième (0,2)
 - cinquième et sixième chiffres (12) épaisseur relative en % (12%)
- (a) caractérise la ligne moyenne, il correspond à une ligne
 moyenne assurant une différence de pression constante entre
 l'extrados et l'intrados (répartition en charge) depuis le
 bord d'attaque jusqu'à 50% de la corde et, une décroissance
 linéaire de 50% à 100%, où, la différence de pression est nulle.
 quand $\alpha = 1$, on ne la mentionne pas, donc charge constante
 du bord d'attaque au bord de fuite.

4.8.8 rendement aérodynamique de l'aile :

- pour évaluer les qualités d'une aile, donc l'efficacité
 aérodynamique des ailes, il serait utile de savoir la

variation simultanée des deux grandeurs C_x et C_z en fonction de l'incidence (polaire).

La traînée R_x augmente avec l'accroissement de l'incidence donc, il est important de connaître l'incidence pour laquelle on a le plus grand rapport de la portance à la traînée, c.à.d le rapport $K = \frac{R_z}{R_x} = \frac{C_z}{C_x}$ pour l'angle d'incidence donnée de l'aile.

Le rapport K définit le rendement aérodynamique ou finesse aérodynamique de l'aile c.à.d, c'est le rapport de la portance positive (comme force de sustentation) à la traînée négative (comme force résistante). Comme on veut avoir une force de sustentation la plus grande possible, l'aile de finesse élevée est donc préférable, bien entendu, toutes les autres conditions restant les mêmes, il est évident que les meilleurs régimes seraient ceux qui, pour une incidence donnée, donnent une finesse plus grande.

4.8.3. polaires d'une aile

a) polaire Liffel à échelle égale, Planché 4, planché 5, en portant sur deux axes rectangulaires les valeurs de C_z en ordonnée et C_x en abscisse, à chaque incidence i , correspond un point figuratif M ; la courbe obtenue en joignant d'une manière continue tous ces points est la polaire de l'aile. fig. 18a. le point M est défini par :

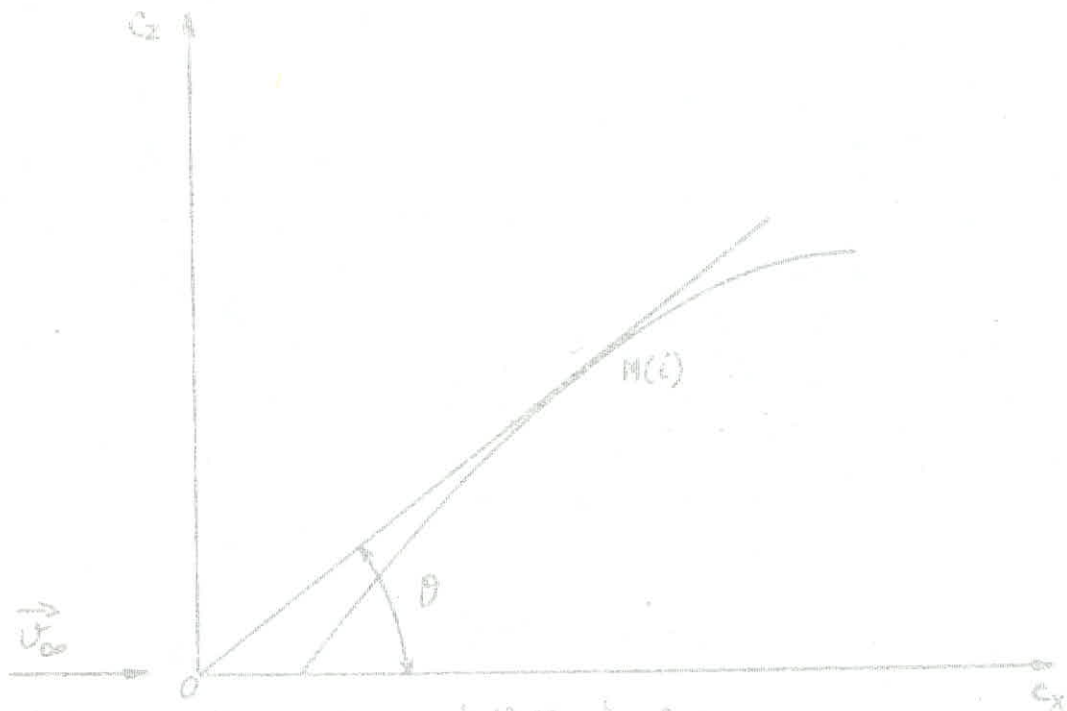


Fig 18a, polaire Biffet échelles égales.

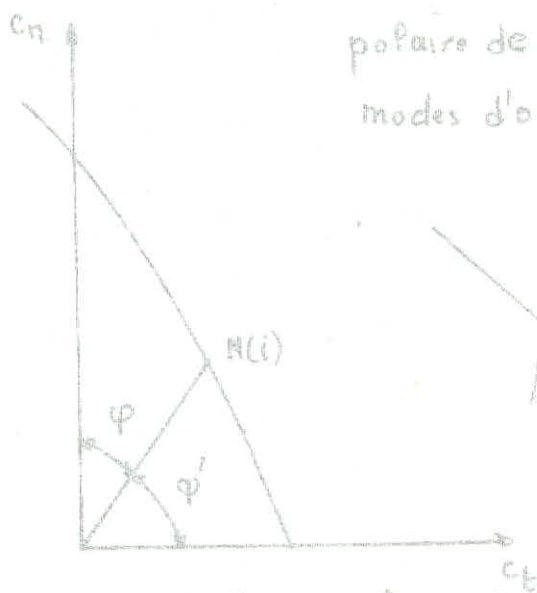


Fig 18b, à partir des valeurs de c_n et c_t , en fonction de i

polaire de Liénard, les deux modes d'obtention.

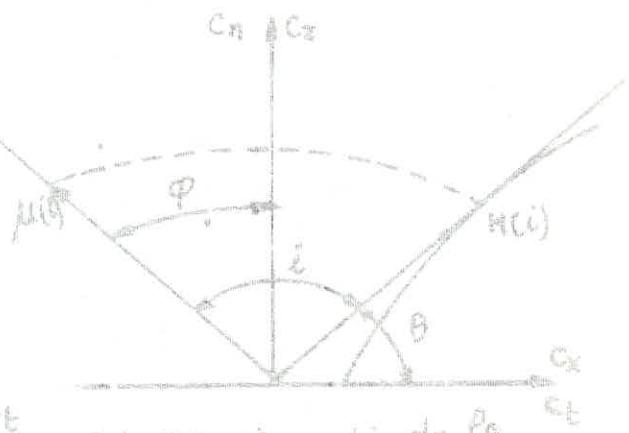


Fig 18c, à partir de la polaire Biffet échelles égales.

$$\tan \theta = \frac{c_z}{c_x} = K$$

Le rayon vecteur \vec{OM} donne la résultante aérodynamique en grandeur (au facteur $\frac{1}{2} \rho V_0^2$ près) direction et inclinaison sur la vitesse. La valeur de c_z correspondant à $c_{x_{min}}$ est le c_z idéal ou d'adaptation c_{z_a} ; i_0 étant l'incidence pour $c_z = 0$. Calculons l'augmentation d'incidence $(i - i_0)$, de manière approchée, correspondant à différentes valeurs de θ , soit c_{x_0} correspondant à $c_z = 0$. Au voisinage de $c_z = 0$, on assimile la polaire à une droite d'équation $c_x = c_{x_0}$, pour une incidence i , les coordonnées du point courant M sont, c_{x_0} et $c_z = (i - i_0) \frac{dc_z}{di}$ donc $\tan \theta = \frac{c_z}{c_x} = \frac{(i - i_0)}{c_{x_0}} \frac{dc_z}{di}$.

b) polaire de Lichtenhal, planche 5, fig 18b et fig 18c, cette polaire permet de mettre en évidence l'orientation de la résultante aérodynamique par rapport au profil.

- Construction:

on peut procéder de deux manières:

1a) on calcule les coefficients c_f et c_n des projections de la résultante respectivement sur la plus grande corde du profil et sur sa normale. La polaire est obtenue en portant en i et c_f , à échelles égales, elle est graduée en incidence. OM donne la grandeur de la résultante (au facteur de

de $1/\frac{1}{3}\rho U_{\infty}^2$ près) et, son inclinaison φ' sur la plus grande corde. $OM = c_r = \sqrt{c_t^2 + c_n^2}$ et $\text{tg } \varphi' = \frac{c_n}{c_t}$.

L'angle φ est l'inclinaison de la résultante par rapport à la normale prise comme référence.

$$\text{ona: } i - \varphi + \theta = \pi/2 \Leftrightarrow \varphi = -\pi/2 + (i + \theta)$$

$\varphi > 0$ la résultante est couchée en arrière de la normale

$\varphi < 0$ elle est en avant de la normale.

2a) on opère graphiquement :

connaissant la polaire et les échelles égales, on fait

tourner le vecteur \vec{OM} de l'angle i (dans le sens

trigonométrique si $i > 0$) pour obtenir \vec{Ox} rayon vecteur de l'liftenthal.

- force de succion : dans le domaine des incidences pour lequel la résultante est en avant de la normale ($\varphi < 0$) à la corde du profil, on dit qu'il existe une force de succion. pour un profil présentant de l'épaisseur, elle est due aux forces de pression appliquées sur le contour au voisinage immédiat du bord d'attaque, donc la polaire de liftenthal renseigne sur l'existence ou non de la force de succion.

4.9.0 moment de la résultante des forces aérodynamiques:

déterminons le moment de R par rapport à l'axe des y , donc par rapport au bord d'attaque du profil : $M = x \cdot R_n$.

R_n composante normale au profil

x distance du point d'application de la force au bord d'attaque.

pour calculer le moment aérodynamique, en utilisant les formules générales de la théorie de la similitude, on écrit :

$$M = C_m \rho S L \frac{\rho V_\infty^2}{2} \quad (\text{moment résultant})$$

C_m étant le coefficient sans dimension du moment.

L corde aérodynamique de l'aile.

si on prend comme point de réduction, un point du profil, le bord d'attaque A , le moment de R par rapport à A est tel que :

$$M_A = \rho C_{m_A} S L \frac{\rho V_\infty^2}{2}, \quad \text{avec,}$$

C_{m_A} coefficient sans dimension, unitaire, du moment

la valeur de C_{m_A} dépend :

- de la forme du profil - de l'incidence - du nombre de Mach dans le domaine compressible.

pour $C_z = 0$, $i = i_0$, $C_{m_A} = C_{m_0}$.

la cambrure du profil, la forme de la ligne moyenne, ont une influence sur la valeur de C_{m_0} .

$C_{m_0} = 0$ pour profils symétriques.

$C_{m_0} < 0$ pour profils à simple courbure.

$C_{m_0} > 0$ pour les profils à double courbure.

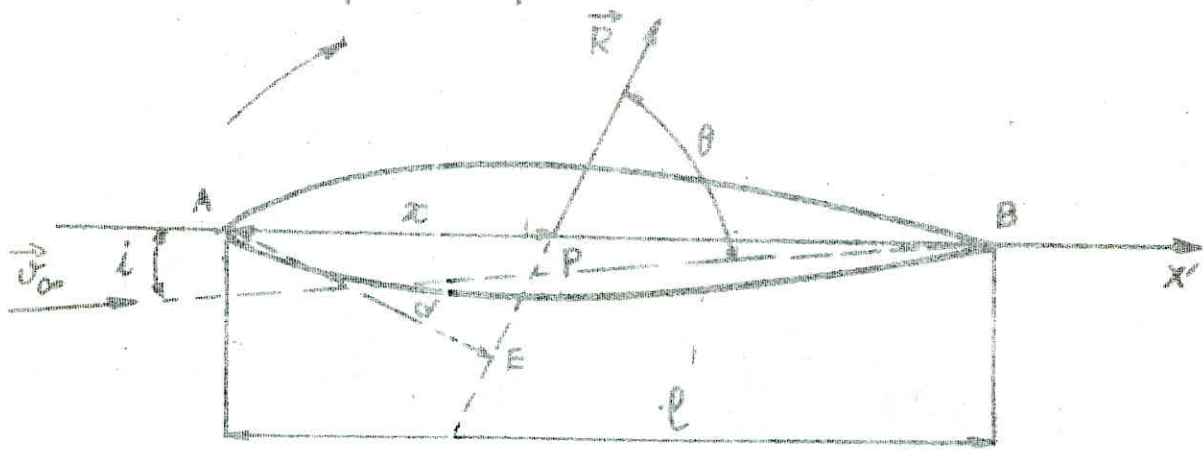
4.9.1 Centre de poussée :

La résultante des forces aérodynamiques R , varie avec

l'incidence, non seulement en intensité, mais aussi en direction et en position. on appelle centre de poussée, le point de

rencontre de R avec la corde du profil de référence.

Connaissant C_x , C_z , C_{MA} , on peut tracer la ligne d'action de la résultante pour chaque incidence α , Plaque 3,



$$R_A = C_n \rho S \frac{V_0^2}{2}$$

$$M_A = C_{MA} \rho S l \frac{V_0^2}{2} = -C_r \rho S d \frac{V_0^2}{2} = -x \rho C_n S \frac{V_0^2}{2}$$

donc, $C_{MA} l = -C_r d = -x C_n \Rightarrow d = -\frac{C_{MA}}{C_r} l$

- déplacement du centre de poussée :

de la relation précédente, on tire, $\frac{x}{l} = -\frac{C_{MA}}{C_n}$

en général, $C_{MA} = C_{M0} + K C_z$, K dépend peu du profil et,

$K \approx 0,25$, $\frac{x}{l} = \frac{-C_{M0} + K C_z}{C_n}$, si on admet, que pour de

faibles incidences, $\sin \alpha \approx \alpha$, $\cos \alpha \approx 1$, alors, $C_n = l C_x + C_z$,

comme C_x étant très faible devant C_z , si on néglige le produit

$l C_x$ devant C_z , on aura alors, $C_n \approx C_z$ et la relation

simplifiée $\frac{x}{l} = -\frac{C_{MA}}{C_n} = -\frac{C_{M0}}{C_n} + \frac{K C_z}{C_n} \approx -\frac{C_{M0}}{C_z} + K$

La formule $\frac{x}{l} = \frac{c_m}{c_z} - c_{m_0} + K$, n'est valable que dans la

gamme d'incidence où $c_{m_0} = c_{m_0} - K c_z$ et, c_m & c_z sont
 valables, sous cette réserve, on déduit la variation de x/l .

Le déplacement du centre de poussée est donc lié au signe de c_{m_0} ,
 puisque $c_{m_0} = 0$ pour profils symétriques, $c_{m_0} < 0$ pour profils
 à simple courbure, $c_{m_0} > 0$ pour profils à double courbure.

Le rapport $x_p = \frac{x}{l}$ est le coefficient du centre de poussée, de
 l'aile. Comme on l'a vu, avec des angles d'attaque inférieurs à
 la valeur critique, les relations $c_z = f(i)$ et $c_m = f(i)$ sont
 pratiquement des droites, ceci, permet pour la détermination
 de c_z et c_m d'utiliser les équations linéaires suivantes :

dans le domaine $i < i_{cr}$, dans la partie droite de $c_z = f(i)$,
 l'équation de la droite $c_z = Ai + B$, avec $B = 0$ pour profils
 symétriques, $A = \frac{dc_z}{di}$, tel que $c_z = 0$ pour $i = i_0$, $B = -Ai_0$

$$c_z = (i - i_0) \frac{dc_z}{di}$$

de même pour $c_m = f(i)$, dans la partie droite, $c_m = Di + E$,

$$D = \frac{dc_m}{di}, \text{ tel que } i = i_0, c_m = c_{m_0}, E = c_{m_0} - i_0 D$$

$$c_m = (i - i_0) \frac{dc_m}{di} + c_{m_0}$$

$\frac{dc_z}{di}$ et $\frac{dc_m}{di}$ sont des grandeurs constantes dépendant de la

forme du profil et de l'envergure de l'aile. Ce sont respectivement
 la dérivée du coefficient de portance et du moment de l'angle.

d'incidence.

si on prend pour point par rapport auquel on détermine le moment apparaissant sur le profil, un point arbitraire x_1 sur l'axe des x_1 , alors le moment de la réaction R sera.

$$M_1 = M + R_n x_1, \quad M_1 = C_{m_1} \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2}, \quad M = C_m \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2}$$

$$R_n = C_n \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2}, \quad \text{pour faible incidence, } C_n \approx C_z, \quad R_n \approx R_z$$

$$C_m = C_{m_0} + (i - i_0) \frac{dc_m}{di}$$

$$C_{m_1} \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2} = C_m \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2} + C_n \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2} x_1$$

$$C_{m_1} \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2} = \left(C_{m_0} + (i - i_0) \frac{dc_m}{di} \right) \rho s l \frac{V_{\infty}^2}{2} + C_z \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2} x_1$$

$$C_{m_1} = C_{m_0} + (i - i_0) \frac{dc_m}{di} + C_z \frac{x_1}{l}$$

$$\text{Or, } \frac{dc_m}{di} = \frac{dc_m}{dc_z} \cdot \frac{dc_z}{di} = \frac{C_z}{(i - i_0)} \frac{dc_m}{dc_z}$$

$$C_{m_1} = C_{m_0} + (i - i_0) \frac{C_z}{(i - i_0)} \frac{dc_m}{dc_z} + \frac{x_1}{l} C_z$$

$$C_{m_1} = C_{m_0} + C_z \cdot \frac{dc_m}{dc_z} + \frac{x_1}{l} C_z$$

$$C_{m_1} = C_{m_0} + C_z \left(\frac{x_1}{l} + \frac{dc_m}{dc_z} \right) \quad (1)$$

Comme $\frac{dc_m}{dc_z} = \frac{dc_m}{di} \frac{di}{dc_z} = \frac{dc_m}{di} / \frac{dc_z}{di}$ et C_{m_0} pour le

profil donné, avec des angles d'incidences inférieurs à la valeur critique, sont des grandeurs constantes, alors de la relation (1), on peut conclure qu'il existe sur le profil un point disposé sur l'axe des x_1 , d'abscisse, $x_1 = x_F$, dont

Le moment M_f ne dépend pas de l'angle d'incidence. Ce point est le foyer de l'aile. Pour déterminer son abscisse, comme $C_z = f(\alpha)$, il faut donc rendre nulle le facteur de C_z dans l'expression (1) $\Rightarrow \frac{x_F}{\ell} + \frac{dC_m}{dC_z} = 0$

Soit, $x_F = -\ell \frac{dC_m}{dC_z}$,

Le moment par rapport à ce point est,

$$M_f = C_m \rho \cdot S \ell \frac{V_\infty^2}{2}$$

4.10. Cotes de profils NACA classiques, conditions d'essais.

- soufflerie V.D.T (soufflerie à densité variable), aile rectangulaire en duracaim poli, $\lambda = 6$, $b = 0,762 \text{ m}$ $\ell = 0,187 \text{ m}$.

Vitesse d'essai 21 m/s , pression 21 atm , $Re = 3 \cdot 10^6$, $\eta_{ach} = 0,06$

Remarque: La soufflerie V.D.T est très turbulente, son facteur de turbulence F est $F = 2,64$ (Le nombre de Reynolds effectifs est égal au nombre de Reynolds réels en soufflerie par le facteur de turbulence propre à la soufflerie utilisée,

$$Re_{eff} = Re \cdot F$$

Coefficients mesurés à $Re = 3 \cdot 10^6$, $\lambda = 6$

Coefficients calculés, $\lambda = \infty$, valable en vol pour $Re = 8 \cdot 10^6$.

profil NACA 4409:

Ligne moyenne: elle est constituée par deux arcs de paraboles se raccordant au point de flèche maximum

dans le numéro repère:

premier chiffre : (4) c'est la courbure relative f/l du squelette en %, $f/l = 4\%$

deuxième chiffre : (4) c'est le nombre des dizaines de l'abscisse relative d/l du point de flèche maximum, $d/l = 0,4$

troisième et quatrième chiffre : (09) c'est l'épaisseur relative e/l en %, $e/l = 9\%$

rayon r du bord d'attaque $\frac{r}{l} = 1,1 \left(\frac{e}{l}\right)^2$

rayon réduit $\bar{r} = \frac{r/l}{(e/l)^2} = 1,1$

- cotes du profil en pour cent de la corde l

x		0	1,25	2,50	5,00	7,50	10,00	15,00	20,00	25,00
NACA 4409	y_1	0	1,81	2,61	3,74	4,64	5,37	6,52	7,33	7,90
	$-y_2$	0	1,05	1,37	1,65	1,74	1,73	1,55	1,30	1,02

x		30	40	50	60	70	80	90	95	100	r
NACA 4409	y_1	8,25	8,35	7,87	7,00	5,76	4,21	2,33	1,26	0	0,89
	$-y_2$	0,76	0,35	0,07	0,14	0,26	0,26	0,14	0,03	0	0,89

$$C_r = \sqrt{C_x^2 + C_z^2} = \sqrt{C_f^2 + C_n^2}$$

$$C_n = C_x \sin i + C_z \cos i$$

$$C_f = C_x \cos i - C_z \sin i$$

$$\frac{x}{l} \approx -\frac{C_{m_0}}{C_n} + R, \quad i = i_0 = -4^\circ, \quad C_z = 0, \quad C_m = C_{m_0} = -0,089$$

$$R \approx 0,25$$

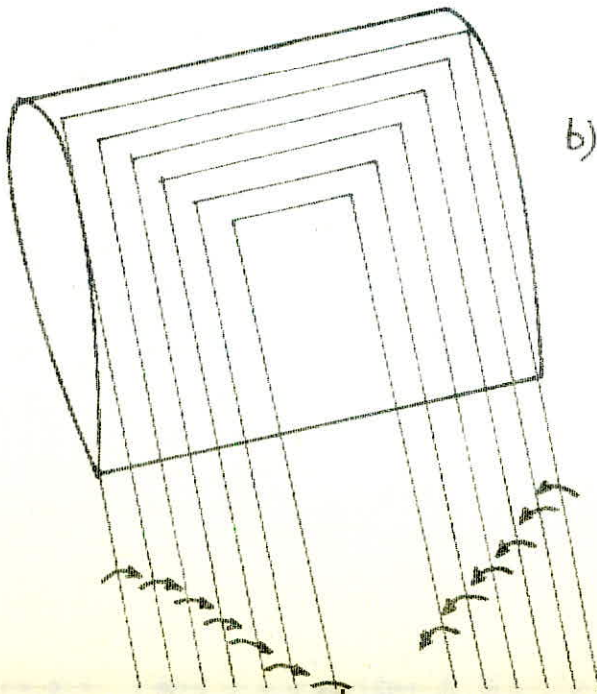
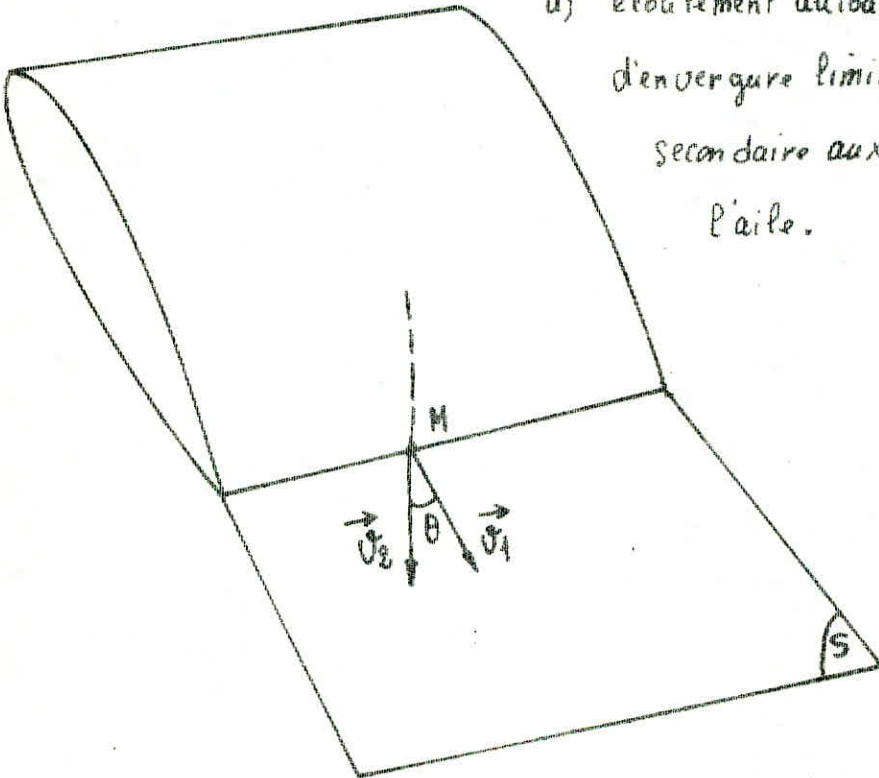
4.11. Aile d'envergure limitée :

La théorie de l'aile d'envergure limitée a été faite par Prandtl en 1919. L'écoulement pour une aile d'envergure infinie (ou entre panneaux) est plan et normal à l'envergure; lorsque l'envergure est limitée, il se produit aux deux extrémités de l'aile un écoulement secondaire qui tend à contourner l'aile de l'intrados (suppression) vers l'extrados (dépression) (c'est un courant secondaire qui se produit à chaque extrémité de l'aile pour combler les dépressions d'extrados). La composition des vitesses de ces deux écoulements a pour résultat de devier les lignes de courant sur l'extrados vers le plan de symétrie de l'aile et sur l'intrados vers les extrémités au bord de fuite de l'aile, les vitesses des deux écoulements ont donc des directions différentes, situées sur un même plan, cette discontinuité des vitesses ou surface de discontinuité des champs des vitesses engendre en chaque point M , un tourbillon que Prandtl nomme tourbillon libre, qui sont tous parallèles à la vitesse à l'infini V_{∞} , leur intensité varie le long de l'envergure de l'aile et dépend de l'angle des vitesses au point M , θ , qui, au point de symétrie est nul. La surface de discontinuité tangentielle des vitesses S , sépare le fluide ayant contourné l'aile par l'extrados du fluide l'ayant contourné de l'intrados.

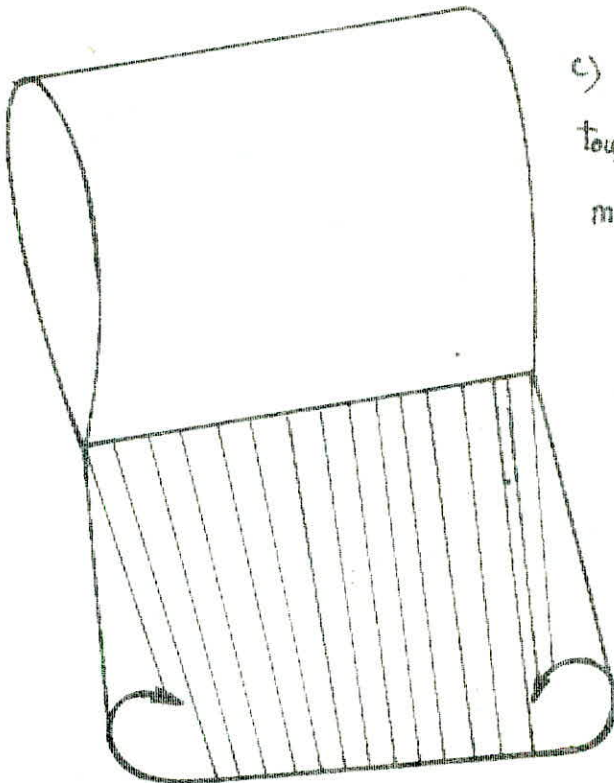
sur une aile infinie, la circulation de la vitesse est

Aile d'envergure limitée:

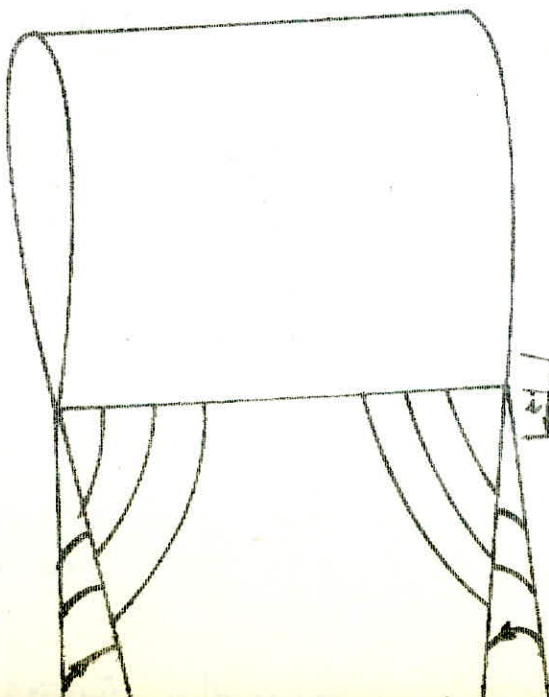
- a) écoulement autour d'une aile d'envergure limitée; écoulement secondaire aux extrémités de l'aile.



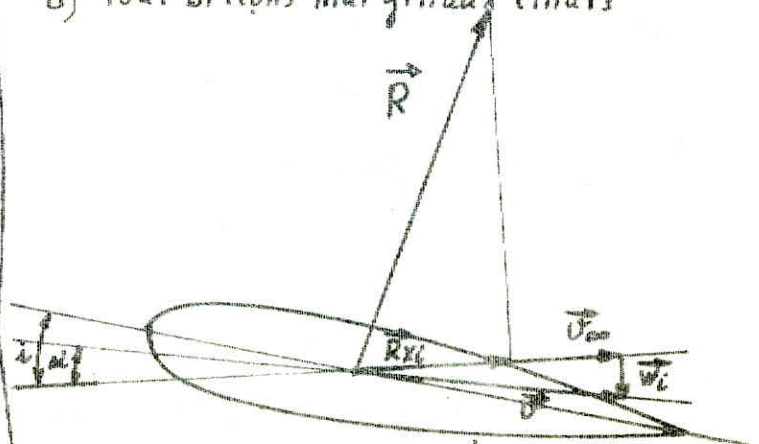
- b) schéma de l'aile d'envergure limitée.

Aile d'envergure limitée :

c) formation des
tourbillons à bords
marginaux.



d) tourbillons marginaux finaux



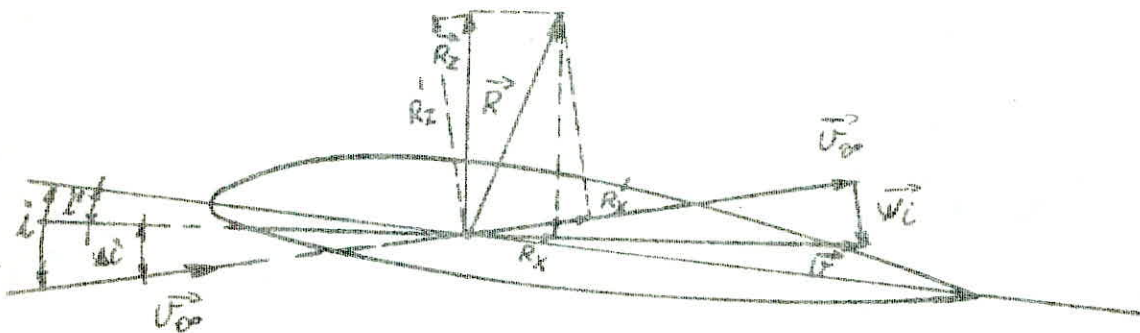
Δi angle induit

$i' = (i - \Delta i)$ incidence effective

constante dans toute section droite de l'aile, donc peut-
 être assimiler à un tourbillon rectiligne infini, tourbillon
 lié, parallèle à l'envergure que l'on peut décomposer, en
 autant de tourbillons élémentaires qu'il y a de tourbillons
 libres, le schéma de l'aile d'envergure limitée sera réduit
 à une infinité de tourbillons liés parallèles à l'envergure
 donnant chacun naissance à deux tourbillons libres. Les
 surfaces de discontinuité (S) sont instables et tendent à
 s'enrouler à leurs extrémités marginales, donnant naissance
 à deux tourbillons marginaux s'établissant aux extrémités
 de l'aile et sur lesquels s'enroulent respectivement les
 autres tourbillons libres dès que la sustentation devient
 importante. Cette nappe de tourbillon libre produit en
 chaque point de l'aile une vitesse w_i dirigée vers le
 bas, c'est la vitesse induite; elle se compose avec la
 vitesse à l'infini v_∞ , pour donner une vitesse résultante,
 l'angle Δi est l'angle induit. La résultante des forces
 aérodynamiques, perpendiculaires à la vitesse résultante
 a alors une composante parallèle à la vitesse v_∞ qui
 introduit une traînée R_{xi} , traînée induite.

- La vitesse du courant qui attaque le profil n'est plus v_∞ , mais la résultante de v_∞ et w_i
- l'incidence effective du profil n'est plus i , mais $i' = i - \Delta i$

- La vitesse effective au droit du profil est \vec{V} , faisant l'angle Δi avec \vec{V}_∞ , les vecteurs R_z et R_x sont respectivement perpendiculaires et parallèles à \vec{V} .



par rapport à la vitesse à l'infini \vec{V}_∞ , on a :

$$R'_z = R_z \cos \Delta i$$

$$R'_x = R_x \cos \Delta i + R_z \sin \Delta i$$

Δi étant petit, on aura, $R'_x \approx R_x + \Delta i R_z$

$$\text{soit } R'_x \approx R_x + \frac{C_z}{\pi \lambda} R_z, \quad \Delta i = \frac{C_z}{\pi \lambda}$$

La traînée d'une aile d'envergure limitée est donc plus grande que celle d'une aile dont l'envergure serait infinie (traînée de profil)

La traînée supplémentaire due à la portance est la traînée induite, donc le coefficient de traînée d'une aile d'envergure limitée

$$\text{sera } C_x = C_{xp} + C_{xi}.$$

- Courbe $C_z = f(i)$, planche 3,

quand $C_z = 0$ $\Delta i = \frac{C_z}{\pi \lambda} = 0$, donc la valeur de i_0 est indépendante de l'allongement. pour obtenir la même valeur de C_z qu'en allongement infini, on augmente l'incidence de Δi , qui varie linéairement avec

C_z donc la courbe sera encore une droite, mais de pente plus faible

et d'autant plus que l'allongement sera faible.

$C_{z\max}$ diminue légèrement avec la diminution de l'allongement.

- courbe $C_x = f(i)$, planche 4.

$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} = 0$ pour $C_z = 0$, donc la courbe passera par i_0 quelque soit l'allongement.

- polaire: pour différentes valeurs de C_z , on ajoute à la valeur de C_{xp} ($\lambda = \infty$), la valeur de C_{xi} (λ_1) et, réunissant les points on obtient la polaire à l'allongement λ_1 ; quelque soit l'allongement, la polaire passe par le point correspondant à $C_z = 0$. la courbe $C_{xi} = f(C_z)$ est la polaire induite, planche 1.

- courbe $C_m = f(i)$, planche 3.

pour l'aile d'allongement λ_1 , on obtient à l'incidence $(i + \Delta i)$ la même valeur de C_m qu'en allongement infini à l'incidence i .

par contre, C_{m_0} garde la même valeur puisque $C_z = 0$, $\Delta i = 0$.

4.12. Correction:

pour appliquer les résultats $\lambda = \infty$ à $Re < 8 \cdot 10^6$, le NACA, préconise deux sortes de correction principale:

a) une diminution $\Delta C_{z\max}$ du $C_{z\max}$; dans ce but, les profils sont classés en familles et groupes. on lit $\Delta C_{z\max}$ sur des courbes données dans le NACA report N° 586 (1936)

b) une variation de la traînée minimum du profil, sa valeur $C_{xp\min}$ au nombre de Reynolds Re est donnée par:

$$C_{xp\min} = (C_{xp\min})_{8 \cdot 10^6} \left(\frac{8 \cdot 10^6}{Re} \right)^{0,11}$$

Calcul de la traînée induite et de l'angle induit :

L'aile d'allongement λ est assimilée à une aile à répartition elliptique dont l'allongement est $\lambda_1 = \frac{\lambda}{1+\sigma}$ pour le calcul de l'angle induit Δi et, $\lambda_2 = \frac{\lambda}{1+\sigma}$ pour le calcul de la traînée induite; avec ces allongements fictifs, on applique les formules de Prandtl établies pour l'aile à répartition elliptique de circulation. σ et ϵ , coefficients positifs dépendant de la forme en plan, de l'allongement et du profil, planche 2.

$$\Delta i = \frac{C_z}{\pi \lambda_1} \text{ [rd]} \quad , \quad C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda_2} \quad ,$$

Formules établies par Prandtl, valables pour des ailes dont le profil est identiquement calé au même angle, dans toutes les sections et, pour des ailes à répartition elliptique de circulation (forme en plan elliptique,) pour des ailes rectangulaires on emploie les allongements fictifs.

413. Relations entre les pentes théoriques des courbes $C_z = f(i)$:

pour $\lambda = \infty$, $C_z = 2K i \text{ (rd)} = 2K i \cdot 57,29 \text{ [degré]}$ Prandtl, (1)

pour λ $C_z = 2K \left(i - \frac{C_z}{\pi \lambda} \right) \text{ [rd]} = 2K \left(i - \frac{C_z}{\pi \lambda} \right) \cdot 57,29 \text{ [degré]}$

posant que pour λ , $C_z = 2K_\lambda i \text{ (rd)} = 2K_\lambda i \cdot 57,29$, (2)

des deux relations,

$$2K \left(i - \frac{C_z}{\pi \lambda} \right) = 2K_\lambda \left(i - \frac{2K_\lambda i}{\pi \lambda} \right) = 2K_\lambda i$$

$$K \left(1 - \frac{2K_\lambda}{\pi \lambda} \right) = K_\lambda \quad \Rightarrow \quad \frac{K_\lambda}{K} = \left(1 - \frac{2K_\lambda}{\pi \lambda} \right)$$

$$R = R_\lambda / \left(1 - \frac{2R_\lambda}{\pi\lambda}\right)$$

de $c_z = 2k_\lambda i 57,29$, $\lambda = \infty$, on tire $\left(\frac{dc_z}{di}\right)_{\lambda=\infty} = 2k_\lambda \cdot 57,29$

et, de $c_z = 2k_\lambda i 57,29$ on a $\left(\frac{dc_z}{di}\right)_\lambda = 2k_\lambda \cdot 57,29$

relation entre les pentes, $\lambda = \infty$ et λ fini, théoriques :

$$\left(\frac{dc_z}{di}\right)_{\lambda=\infty} = 2k_\lambda \cdot 57,29 = 2 \cdot 57,29 \cdot k_\lambda \cdot \frac{1}{\left(1 - \frac{2R_\lambda}{\pi\lambda}\right)} = \left(\frac{dc_z}{di}\right)_\lambda \cdot \frac{1}{\left(1 - \frac{2k_\lambda \cdot 57,29}{\pi\lambda}\right)}$$

$$\text{soit : } \left(\frac{dc_z}{di}\right)_{\lambda=\infty} = \left(\frac{dc_z}{di}\right)_\lambda \cdot \left[\frac{1}{\left(1 - \left(\frac{1}{57,29\pi\lambda}\right) \left(\frac{dc_z}{di}\right)_\lambda\right)} \right]$$

4.14 passage de l'allongement $\lambda = \infty$ à l'allongement $\lambda = 6$, aile rectangulaire.

dans la pratique, on peut négliger l'influence du profil sur le coefficient R , et prendre une valeur moyenne de k^2 égale à 2,80, en réalité il faut tirer cette valeur du graphique de

$$R = f\left(\frac{dc_z}{di}\right)_\lambda$$

donc on aura $\frac{R}{\lambda} = \frac{2,80}{6} = 0,467$ et du graphique $\frac{R_\lambda}{R} = f\left(\frac{R}{\lambda}\right)$ on

les valeurs de δ et δ' , facteurs de correction, $\delta = 0,07$, $\delta' = 0,21$

$$\frac{R_\lambda}{R} = 0,78 \quad \text{soit } R_\lambda = 2,80 \cdot 0,78 = 2,18$$

les allongements fictifs s'en suivent : pour le calcul de l'angle induit, $\lambda'_1 = \frac{\lambda}{1+\delta} = 4,95$, pour le coefficient de traînée induite,

$$\lambda''_1 = \frac{\lambda}{1+\delta'} = 5,60$$

4.15 passage de l'allongement $\lambda = \infty$, à l'allongement $\lambda = 3$:

on prenant toujours la même valeur du coefficient,

R , soit une valeur moyenne, $R = 2,80$

on tire $\frac{R}{\lambda} = \frac{2,80}{3} = 0,935$ et, du graphique $\frac{R_{\lambda}}{R} = f\left(\frac{R}{\lambda}\right)$

On a les valeurs de ζ et ϵ , $\frac{R_{\lambda}}{R} = 0,60 \Rightarrow R_{\lambda} = 1,68$

$\Rightarrow \epsilon = 0,020$, $\zeta = 0,105$

allongements fictifs :

pour le coefficient de traînée induite, $\lambda_2'' = \frac{\lambda}{1+\epsilon} = \frac{3}{1+0,020} = 2,94$

pour le calcul de l'angle induit,

$$\lambda_2' = \frac{\lambda}{1+\zeta} = \frac{3}{1+0,105} = 2,71$$

4.16 passage de l'aile d'allongement $\lambda_1 = 6$ à l'aile d'allongement

$\lambda_2 = 3$ en supposant les égalités de C_z :

soit C_{x_1} , C_{x_2} les traînées (coefficients)

et, i_1 , i_2 les angles d'incidence

Remarque : Les formules de Prandtl, ne sont valables que pour les ailes à circulation elliptique (ou rectangulaires en prenant les allongements fictifs mentionnés) et, dans le domaine où $C_z = f(i)$ est sensiblement linéaire; sous cette réserve on a :

$$C_{x_1} = C_{xp} + C_{xi_1} = C_{xp} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_1''}$$

$$C_{x_2} = C_{xp} + C_{xi_2} = C_{xp} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_2''}$$

L'égalité des traînées de profil (puisque toutes les sections d'une aile infinie ou entre panneaux) ont les mêmes caractéristiques de fonctionnement, donne,

$$C_{X_1} - \frac{C_Z^2}{\pi \lambda_1''} = C_{X_2} - \frac{C_Z^2}{\pi \lambda_2''} \Rightarrow C_{X_2} = C_{X_1} + \frac{C_Z^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_2''} - \frac{1}{\lambda_1''} \right)$$

soit $C_{X_2} = C_{X_1} + (C_{X_{i_2}} - C_{X_{i_1}})$

en admet aussi, que de l'égalité des C_Z , les incidences effectives, i_1' et i_2' , sont égales, on aura,

$$i_1' = i_1 - \Delta i_1 = i_1 - 57,3 \frac{C_Z}{\pi \lambda_1''} \quad [\text{degré}]$$

$$i_2' = i_2 - \Delta i_2 = i_2 - 57,3 \frac{C_Z}{\pi \lambda_2''} \quad [\text{degré}].$$

avec:

$$\Delta i_1 = \frac{57,3 \cdot C_Z}{\pi \lambda_1''} = \frac{57,3 \cdot C_Z}{\pi \cdot 4,95} = 3,67 C_Z \quad [\text{degré}]$$

$$\Delta i_2 = \frac{57,3 \cdot C_Z}{\pi \lambda_2''} = \frac{57,3 \cdot C_Z}{\pi \cdot 2,71} = 6,71 C_Z \quad [\text{degré}]$$

$$C_{X_{i_1}} = \frac{C_Z^2}{\pi \lambda_1''} = \frac{1}{\pi \cdot 5,60} C_Z^2 = 0,056 C_Z^2$$

$$C_{X_{i_2}} = \frac{C_Z^2}{\pi \lambda_2''} = \frac{1}{\pi \cdot 2,94} C_Z^2 = 0,108 C_Z^2$$

$$i_2 = i_1 + (\Delta i_2 - \Delta i_1) = i_1 + 3,04 C_Z \quad [\text{degré}]$$

4.17 incidences effectives - traînées totales (pour $\lambda_1 = 6$ et $\lambda_2 = 3$)

après correction totale (correction de la paroi relative à l'aile,

correction due à l'aile déverguée limitée)

incidences effectives:

$$i_1'^0 = i_{\text{reel}} - \Delta i_1 = i_{\text{reel}} - 57,3 \frac{C_Z}{\pi \lambda_1''}$$

$$i_2^{\circ} = i_{2\text{reel}}^{\circ} - \Delta i_2 = i_{2\text{reel}}^{\circ} - 57,3 \frac{C_z}{\pi \lambda_2}$$

traînées totales :

$$C_{X1} = C_{X\text{preel}} + C_{Xi1} = C_{X\text{preel}} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_1^2}$$

$$C_{X2} = C_{X\text{preel}} + C_{Xi2} = C_{X\text{preel}} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_2^2}$$

$$i_{2\text{reel}}^{\circ} = i_{1\text{reel}}^{\circ} + (\Delta i_2 - \Delta i_1)$$

calcul pour la veine utile inférieure :

Vitesse moyenne maximum dans la veine utile inférieure :

de la continuité du débit, on a :

$$Q = V_{1\text{moy}} S_1 = V_{2\text{moy}} S_2 \Rightarrow V_{2\text{moy}} = \left(\frac{S_1}{S_2} \right) V_{1\text{moy}}$$

avec :

$$S_1 = 0,7 \cdot 0,9 = 0,63 \text{ m}^2, \quad S_2 = 0,7 \cdot 0,5 = 0,35 \text{ m}^2, \quad V_{1\text{moy}} = 8,44 \text{ m/s}^1$$

$$V_{2\text{moy}} = \left(\frac{0,63}{0,35} \right) \cdot 8,44 = 15,19 \text{ m/s}$$

4.18 calcul de la résultante générale, portance, traînée, moment aérodynamique, déplacement du centre de poussée.

$$R = C_r \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2}, \quad R_z = C_z \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2}, \quad R_x = C_x \rho s \frac{V_{\infty}^2}{2}$$

$$M = C_m \rho s \ell \frac{V_{\infty}^2}{2}, \quad \frac{x}{\ell} \alpha = \frac{C_{m0}}{C_n} + k^2$$

avec :

$$V_{\infty} = 15,19 \text{ m/s}^1, \quad s = \ell \cdot b = 0,11 \cdot 0,333 = 0,0369 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1,104 \text{ kg/m}^3, \quad C_{m0} = -0,086, \quad k \approx 0,25, \quad \ell = 0,11 \text{ m.}$$

4.19 calcul de C_z , R , C_n , $\lambda = 3$, après correction totale :

$$C_{n2} = C_{x2} \sin i + C_{z2} \cos i, \quad C_{t2} = C_{x2} \cos i - C_{z2} \sin i, \quad \tan \psi = \frac{C_{n2}}{C_{t2}}$$

4.20 Caractéristiques de la soufflerie (mesure faite par M. HALLI)

Vitesse moyenne, masse volumique, viscosité dynamique, cinématique,
nombre de Reynolds de la soufflerie, Température et vitesse de
rotation du moteur du ventilateur. (Veine supérieure)

n	\bar{v}_{moyH}	\bar{v}_{moyV}	V_c	v_{moy}	ρ	μ	ν	Re_s	T
tr/min	m/s	m/s	m/s	m/s	kg/m ³	N.s/m ²	m ² /s		°K
870	8,57	7,69	8,50	7,76	1,116	$1,92 \cdot 10^{-5}$	$1,71 \cdot 10^{-5}$	$3,55 \cdot 10^5$	318,36
930	8,65	7,99	8,73	7,91	1,119	$1,91 \cdot 10^{-5}$	$1,71 \cdot 10^{-5}$	$3,62 \cdot 10^5$	316,66
990	9,03	8,06	8,85	8,24	1,111	$1,93 \cdot 10^{-5}$	$1,73 \cdot 10^{-5}$	$3,73 \cdot 10^5$	320,46
1146	9,32	8,35	9,23	8,44	1,104	$1,94 \cdot 10^{-5}$	$1,75 \cdot 10^{-5}$	$3,78 \cdot 10^5$	322,08

Conditions initiales :

$$T_0 = 273,16^\circ \text{K}, P_0 = 1 \text{atm} \quad \rho_0 = 1,292 \text{kg m}^{-3}$$

vitesse d'écoulement moyenne du fluide dans la veine :

$$\bar{v}_{moy} = \bar{v}_{moy_{non}} + \bar{v}_{moy_{vent}} - v_{vent} \quad \text{m s}^{-1}$$

masse volumique du fluide :

$$\rho = \rho_0 \frac{P}{P_0} \frac{T_0}{T} \quad \text{kg m}^{-3}$$

La viscosité dynamique μ est obtenue par la formule empirique de Sutherland (1893) relative à l'air.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + C}{T + C} \quad \text{N.s m}^{-2}$$

on utilise aussi fréquemment une autre formule approchée pour

La détermination de la viscosité dynamique

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^w \quad \text{pour l'air } w = 0,76, \text{ avec}$$

c constante sans dimension, déterminée par expérience, de valeur souvent retenue égale à $c = 110,4$

μ_0 viscosité dynamique à $T_0 = 273,16^\circ\text{K}$, est adoptée en général égale à $\mu_0 = 17,15 \cdot 10^{-6}$ poiseuille (PL). c.à.d. $17,15 \cdot 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-2}$

Viscosité cinématique : $\nu = \frac{\mu}{\rho} \text{ [m}^2\text{s}^{-1}\text{]}$

nombre de Reynolds : $Re = \frac{v \cdot l}{\nu}$, avec ;

v vitesse moyenne de l'écoulement du fluide $[\text{m}\cdot\text{s}^{-1}]$

l dimension linéaire caractéristique du corps $[\text{m}]$

ν viscosité cinématique $[\text{m}^2\text{s}^{-1}]$

pour une section rectangulaire, $l = \frac{4s}{P}$

s surface de la section rectangulaire de la conduite $[\text{m}^2]$

P périmètre de la conduite $[\text{m}]$

pour la veine inférieure, $s = 0,6 \cdot 0,7 = 0,35 \text{ m}^2$, $P = 2,4 \text{ m}$

$l = 0,583 \text{ m}$, pour $N = 1146 \text{ [k}\cdot\text{mn}^{-1}\text{]}$ $v = 15,19 \text{ [m}\cdot\text{s}^{-1}\text{]}$,

$$v = 1,75 \cdot 10^{-5}, \quad Re = \frac{15,19 \cdot 0,583}{1,75 \cdot 10^{-5}} = 5,04 \cdot 10^5$$

pour la veine supérieure, $s = 0,7 \cdot 0,9 = 0,63 \text{ m}^2$, $P = 3,2 \text{ m}$.

$v = 8,44 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ $N = 1146 \text{ k}\cdot\text{mn}^{-1}$ $v = 1,75 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2\cdot\text{s}^{-1}$, $l = 0,78 \text{ [m]}$

$$Re = \frac{8,44 \cdot 0,78}{1,75 \cdot 10^{-5}} = 3,78 \cdot 10^5$$

calcul de la portance et traînée max qu'on peut avoir pour la veine

intérieure.

- corde de l'aile : $l = \frac{1}{3} b = 111 \text{ mm}$

- envergure de l'aile : $b = \frac{2}{3} l = \frac{2}{3} \cdot 500 \approx 333 \text{ mm}$.

- allongement : $\lambda = \frac{b^2}{s} \approx 3$

$s = l \cdot b = 0,0369 \text{ m}^2$

on choisira une vitesse d'écoulement la plus grande du fluide

soit $U_{\infty} \approx 15,19 \text{ m s}^{-1}$ pour $N = 1146 [\text{h mn}^{-1}]$, $\rho = 1,10 \text{ kg m}^{-3}$

soit $C_{Z \text{ max}} = 1,84$ $R_{Z \text{ max}} = 8,64 \text{ N}$ $\alpha = 17^\circ$

$C_{X \text{ max}} = 0,439$ $R_{X \text{ max}} = 2,06 \text{ N}$

valeurs déduites du graphique pour $\lambda = 3$, après correction totale

- Vitesse du son ou célérité du son dans le milieu ?

elle est donnée par le théorème d'Hugoniot, $a = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}}$

pour un gaz parfait, $a = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}} = \sqrt{\gamma R T}$

pour $\gamma = 1,4$ $R = 287$ $a = 20,04 \sqrt{T} [\text{m s}^{-1}]$

à $N = 1146 \text{ h mn}^{-1}$ $T = 322,08^\circ \text{K}$ $a = 359,6 [\text{m s}^{-1}]$

soit un nombre de mach, $M = \frac{U}{a} = 0,023$ pour veine supérieure

et $M = 0,04$ pour veine inférieure,

qualitativement, l'écoulement est analogue aux écoulements

incompressibles, puisque la soufflerie est une soufflerie

à faible vitesse $M < 0,3$.

- surface du profil NACA 4409 : par planimétrie on a $S_p = 805 \text{ mm}^2$

soit un volume d'aile : $V_a = S_p \cdot b = 805 \cdot 333 = 267065 \text{ mm}^3$

Profil NACA 4409, $\lambda = \infty$. tableau 1.

i°	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7
C_x	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,8 \cdot 10^{-3}$	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$7,6 \cdot 10^{-3}$	$8,3 \cdot 10^{-3}$	$8,6 \cdot 10^{-3}$	$9,9 \cdot 10^{-3}$	0,010	0,011
C_z	0	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,999	1,099
C_t	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	0,013	0,011	$6,8 \cdot 10^{-3}$	$-1,19 \cdot 10^{-3}$	-0,013	-0,028	-0,047	-0,068	-0,094	-0,133
C_n	$5,1 \cdot 10^{-4}$	0,098	0,198	0,298	0,399	0,499	0,598	0,698	0,797	0,896	0,993	1,092
C_r	$7,4 \cdot 10^{-3}$	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,999	1,099
$-C_m$	0,099	0,113	0,139	0,163	0,186	0,209	0,239	0,259	0,279	0,309	0,336	0,356
α/ρ	174,75	1,15	0,699	0,548	0,473	0,428	0,398	0,377	0,361	0,349	0,339	0,331

i°	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
C_x	0,013	0,015	0,017	0,019	0,024	0,028	0,033	0,039	0,048	0,074	0,136	0,188	0,246
C_z	1,199	1,283	1,380	1,460	1,540	1,610	1,690	1,760	1,810	1,840	1,860	1,810	1,460
C_t	-0,153	-0,185	-0,214	-0,259	-0,296	-0,334	-0,376	-0,417	-0,458	-0,467	-0,358	-0,313	-0,268
C_n	1,189	1,260	1,361	1,436	1,510	1,57	1,64	1,71	1,75	1,78	1,52	1,48	1,45
C_r	1,19	1,28	1,38	1,46	1,54	1,61	1,69	1,76	1,81	1,84	1,56	1,52	1,48
$-C_m$	0,379	0,403	0,423	0,446	0,469	0,486	0,506	0,523	0,539	0,526	0,528	0,529	0,531
α/ρ	0,324	0,320	0,315	0,311	0,308	0,309	0,304	0,402	0,405	0,299	0,308	0,310	0,311

incidences effectives, traînées induites, traînées totales avant correction de paroi relative à l'aile; tableau 2.

69

l_1^0	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
C_{xp}	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,6 \cdot 10^{-3}$	$6,8 \cdot 10^{-3}$	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$7,6 \cdot 10^{-3}$	$8,3 \cdot 10^{-3}$	$8,6 \cdot 10^{-3}$	$9,9 \cdot 10^{-3}$	0,010	0,011	0,013	0,015	0,017	0,019	0,024	0,028	0,033	0,039
C_z	0	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,990	1,099	1,199	1,283	1,380	1,460	1,540	1,610	1,690	1,760
Δl_1^0	0	0,36	0,73	1,10	1,47	1,83	2,20	2,57	2,93	3,30	3,67	4,04	4,40	4,71	5,07	5,36	5,66	5,92	6,21	6,47
Δl_2^0	0	0,66	1,33	2,0	2,68	3,35	4,02	4,69	5,36	6,03	6,71	7,38	8,05	8,61	9,28	9,80	10,34	10,81	11,35	11,82
$l_1' - l_2'$	-4	-3,36	-2,73	-2,10	-1,47	-0,83	-0,20	0,43	1,07	1,70	2,33	2,96	3,60	4,29	4,93	5,64	6,34	7,08	7,79	8,53
C_{xi_2}	0	$1,0 \cdot 10^{-3}$	$4,2 \cdot 10^{-3}$	$9,6 \cdot 10^{-3}$	0,017	0,026	0,038	0,052	0,068	0,087	0,107	0,130	0,150	0,177	0,205	0,230	0,256	0,279	0,308	0,334
C_{xi_1}	0	$5,5 \cdot 10^{-4}$	$2,2 \cdot 10^{-3}$	$5,0 \cdot 10^{-3}$	$9,0 \cdot 10^{-3}$	0,014	0,020	0,027	0,036	0,045	0,055	0,068	0,081	0,093	0,107	0,120	0,134	0,146	0,161	0,175
C_{X_1}	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$7,1 \cdot 10^{-3}$	$8,8 \cdot 10^{-3}$	0,011	0,015	0,021	0,027	0,035	0,044	0,054	0,065	0,079	0,094	0,108	0,124	0,139	0,158	0,174	0,194	0,214
C_{X_2}	$7,4 \cdot 10^{-3}$	$7,6 \cdot 10^{-3}$	$10,8 \cdot 10^{-3}$	$16,2 \cdot 10^{-3}$	$23,8 \cdot 10^{-3}$	$33,4 \cdot 10^{-3}$	$45,6 \cdot 10^{-3}$	$60,3 \cdot 10^{-3}$	$76,6 \cdot 10^{-3}$	$96,9 \cdot 10^{-3}$	0,117	0,141	0,163	0,192	0,222	0,249	0,280	0,307	0,341	0,373
l_2^0	-4	-2,7	-1,4	-0,1	1,21	2,58	3,82	5,12	6,43	7,73	9,04	10,34	11,65	12,9	14,19	15,44	16,68	17,89	19,14	20,35

incidences effectives, traînées totales ($\lambda_1 = 6, \lambda_2 = 3$) après correction totale (correction de
la paroi relative à l'aile et correction due à l'aile d'envergure limitée). tableau 3

70

i_{mes}°	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
C_z	0	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,990	1,099	1,199	1,293	1,390	1,460	1,540	1,610	1,690	1,760	1,810	1,840
i_{reel}°	-4	-2,87	-1,75	-0,63	0,48	1,61	2,73	3,85	4,97	6,10	7,21	8,34	9,46	10,57	11,69	12,78	13,88	14,97	16,07	17,15	18,21	19,25
Δi_1°	0	0,36	0,73	1,10	1,47	1,83	2,20	2,57	2,93	3,30	3,67	4,04	4,40	4,71	5,07	5,36	5,66	5,92	6,21	6,47	6,65	6,76
Δi_2°	0	0,66	1,33	2,0	2,68	3,35	4,02	4,69	5,36	6,03	6,71	7,38	8,05	8,61	9,26	9,80	10,34	10,81	11,35	11,82	12,15	12,35
$i_1' - i_2'$	-4	-3,23	-2,48	-1,73	-0,98	-0,21	0,53	1,28	2,04	2,80	3,54	4,30	5,06	5,86	6,62	7,42	8,22	9,05	9,86	10,68	11,56	12,49
$C_{x_{\text{reel}}}$	$7,4 \cdot 10^3$	$6,8 \cdot 10^3$	$7,4 \cdot 10^3$	$8,5 \cdot 10^3$	0,010	0,012	0,015	0,018	0,021	0,026	0,030	0,036	0,043	0,050	0,057	0,064	0,074	0,083	0,094	0,105	0,118	0,146
$C_{x_{i_1}}$	0	$5,5 \cdot 10^4$	$4,2 \cdot 10^4$	$5,0 \cdot 10^3$	$9,0 \cdot 10^3$	0,014	0,020	0,027	0,036	0,045	0,055	0,068	0,081	0,093	0,107	0,120	0,134	0,146	0,161	0,175	0,185	0,191
$C_{x_{i_2}}$	0	$1,0 \cdot 10^3$	$4,2 \cdot 10^3$	$8,6 \cdot 10^3$	0,017	0,026	0,033	0,052	0,068	0,087	0,107	0,130	0,160	0,177	0,205	0,230	0,256	0,279	0,308	0,334	0,353	0,365
C_{x_1}	$7,4 \cdot 10^3$	$7,3 \cdot 10^3$	$7,6 \cdot 10^3$	0,013	0,019	0,026	0,035	0,045	0,057	0,071	0,085	0,104	0,124	0,143	0,164	0,184	0,208	0,229	0,255	0,280	0,303	0,337
C_{x_2}	$7,4 \cdot 10^3$	$7,8 \cdot 10^3$	0,011	0,018	0,027	0,038	0,053	0,070	0,089	0,113	0,137	0,166	0,193	0,227	0,262	0,294	0,330	0,362	0,402	0,439	0,471	0,511
i_{reel}	-4	-2,57	-1,15	0,26	1,69	3,13	4,55	5,97	7,40	8,83	10,25	11,68	13,11	14,47	15,78	17,22	18,56	19,86	21,21	22,5	23,71	24,84

Valeurs de la résultante aéro dynamique, moment aéro dynamique, sustentation, traînée,
déplacement du centre de poussée, $\lambda = 3$, après correction relative à l'aile d'envergure finie, voile
utilitaire inférieure. (en supposant l'égalité des C_z , des traînés de profil) Tableau 4

L_{max}	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	
$i_{z_{\text{effe}}}^{\circ}$	-4	-3,36	-2,73	-2,10	-1,47	-0,83	-0,20	0,43	1,07	1,70	2,33	2,96	3,59	4,22	4,85	5,48	6,11	6,74	7,37	8,00	8,63	9,26	9,89
C_z	0	0,099	0,199	0,299	0,399	0,499	0,599	0,699	0,799	0,899	0,990	1,099	1,199	1,293	1,380	1,460	1,540	1,610	1,690	1,760	1,810	1,840	1,840
$-C_{x_2}$	$7,4 \cdot 10^3$	$7,610^3$	$10,810^3$	$16,210^3$	$23,810^3$	$33,910^3$	$45,610^3$	$60,310^3$	$76,610^3$	$96,910^3$	0,117	0,144	0,163	0,192	0,222	0,249	0,280	0,307	0,341	0,373	0,401	0,439	0,439
$-C_m$	0,089	0,113	0,139	0,163	0,186	0,209	0,239	0,259	0,279	0,309	0,336	0,356	0,379	0,403	0,423	0,446	0,469	0,486	0,506	0,523	0,539	0,526	0,526
C_n	$5,110^3$	0,098	0,198	0,298	0,399	0,499	0,598	0,698	0,797	0,896	0,993	1,092	1,189	1,260	1,361	1,486	1,510	1,570	1,640	1,710	1,750	1,780	1,780
x/l	1,7975	1,15	0,699	0,548	0,475	0,428	0,398	0,377	0,361	0,349	0,339	0,331	0,324	0,320	0,315	0,311	0,308	0,309	0,309	0,302	0,305	0,299	0,299
$R(N)$	0,039	0,465	0,935	1,405	1,875	2,350	2,820	3,294	3,769	4,248	4,681	5,207	5,68	6,095	6,565	6,950	7,350	7,703	8,102	8,455	8,709	8,887	8,887
$R_z(N)$	0	0,465	0,935	1,405	1,875	2,345	2,815	3,285	3,755	4,225	4,653	5,160	5,630	6,030	6,480	6,862	7,238	7,567	7,943	8,272	8,501	8,698	8,698
$R_x(N)$	0,039	0,035	0,051	0,076	0,111	0,157	0,214	0,283	0,360	0,455	0,549	0,662	0,766	0,902	1,043	1,170	1,316	1,442	1,602	1,753	1,884	2,063	2,063
$M(\text{mm})$	0,046	0,058	0,078	0,085	0,097	0,109	0,124	0,135	0,145	0,161	0,175	0,197	0,209	0,220	0,232	0,244	0,253	0,261	0,272	0,281	0,272	0,274	0,274
C_v	$7,4 \cdot 10^3$	0,099	0,199	0,299	0,399	0,50	0,60	0,701	0,800	0,904	0,996	1,103	1,110	1,297	1,397	1,480	1,565	1,639	1,724	1,799	1,853	1,871	1,871
i_z°	-4	-2,7	-1,4	-0,1	1,21	2,52	3,82	5,12	6,43	7,73	9,04	10,34	11,65	12,90	14,19	15,44	16,68	17,89	19,14	20,35	21,50	22,59	22,59

Valeurs de $C_z, C_n, C_x, C_r, C_t, \varphi', \alpha, R, \lambda=3$, après correction totale :

tableau 5

λ°	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
C_{z_2}	0	0,06	0,12	0,17	0,23	0,29	0,34	0,40	0,46	0,51	0,57	0,63	0,69	0,74	0,80	0,85	0,91	0,97	1,03	1,08	1,15	1,20
C_{n_2}	$5,110^3$	0,059	0,119	0,169	0,23	0,29	0,34	0,43	0,46	0,50	0,56	0,64	0,71	0,76	0,83	0,89	0,95	1,02	1,09	1,15	1,23	1,29
C_{x_3}	$7,410^3$	$7,810^3$	0,041	0,018	0,027	0,038	0,053	0,070	0,089	0,113	0,137	0,166	0,193	0,227	0,262	0,294	0,330	0,362	0,402	0,439	0,471	0,511
C_{r_2}	$7,410^3$	0,06	0,12	0,17	0,23	0,29	0,34	0,40	0,46	0,52	0,58	0,65	0,71	0,77	0,84	0,89	0,96	1,03	1,10	1,16	1,24	1,30
C_{t_2}	$7,010^3$	0,040	0,045	0,020	0,027	0,032	0,04	0,048	0,056	0,068	0,075	0,086	0,095	0,108	0,115	0,126	0,133	0,134	0,140	0,144	0,155	0,157
φ°	-4,16	30	82,8	83,8	83,3	83,7	83,29	83,6	83,05	82,25	82,57	82,94	82,37	81,90	82,11	81,94	82,03	82,5	82,68	82,86	83,70	83,97
α (mm)	(-∞)	189,5	107,9	84,23	69,85	60,66	55,22	49,94	48,50	46,70	44,79	42,66	41,19	40,31	39,25	38,47	37,79	37,10	36,50	36,05	35,54	35,14
R (N)	0,034	0,280	0,56	0,79	1,08	1,36	1,59	1,88	2,16	2,44	2,72	3,05	3,33	3,61	3,94	4,18	4,51	4,84	5,17	5,45	5,82	6,11

CHAPITRE V

5.1 exploitation des graphes :

- de la planche 4, On a :

$\lambda = \infty$, rendement aéro dynamique du profil NACA 4409 :

$$K = \frac{C_z}{C_x} \approx 91,5 \quad \text{valeur maximale de } K$$

soit une incidence critique $i \approx 6^\circ$

soit $C_{z_{\max}} \approx 0,915$ valeurs correspondant à la

$$C_{x_{\min}} = 0,01 \quad \text{valeur de } K_{\max}$$

On définit alors le coefficient de portance idéal ou d'adaptation C_{z_a} , correspondant à $C_{x_{\min}}$ pour la valeur de K_{\max} , $C_{z_a} = C_{z_{\max}} = 0,915$.

Toutefois, cette valeur de $C_{x_{\min}}$ doit être corrigée car elle a été déterminée au nombre $Re = 8 \cdot 10^6$, suivant la relation :

$$C_{x_{\min}} = (C_{x_{\min}})_{Re=8 \cdot 10^6} \times \left(\frac{8 \cdot 10^6}{Re} \right)^{0,11}$$

$$Re = 5,04 \cdot 10^5$$

$$C_{x_{\min}} = 0,01 \cdot \left(\frac{8 \cdot 10^6}{5,04 \cdot 10^5} \right)^{0,11} = 0,0135$$

comme on le voit $C_{x_{\min}}$ augmente avec la diminution du nb de Reynolds.

- $\lambda = 3$, après correction totale, graphes $C_z = f(x)$, planche

$$5; \quad K = \operatorname{tg} \theta = \frac{C_z}{C_x} = \frac{0,29}{0,04} \approx 7,25$$

soit $C_{x_{\min}} = 0,04$, $C_{z_a} = 0,29$, $i = 1^\circ$ correspondant à K_{\max}

- de la courbe $c_n = f(\alpha)$, $\lambda = 3$, après correction totale, la résultante aérodynamique est en avant de la normale ($\varphi < 0$) à la corde du profil, donc on a une force de succion

- Courbe $c_m = f(i)$ planche 3

$$c_z = 0, \quad c_m = c_{m_0} = -0,089$$

- Courbe $c_z = f(i)$ planche 3

$$c_z = 0 \quad i = i_0 = -4^\circ$$

- Courbe $c_x = f(i)$, planche 4

$$i = i_0 = -4^\circ \quad c_x = c_{x_0} = 0,008.$$

5.2. Dimensionnement des soufflets :

5.2.1 soufflet de traînée :

Si on dispose d'une pression de $P = 1000 \text{ mm C.E} = 9800 \text{ N/m}^2$
choisissons une force de traînée max, $R_x = 3 \text{ N}$, on a,

$$S_x = \pi r_x^2, \quad S_x = \frac{R_x}{P} = \frac{3}{9800} = 306 \text{ mm}^2$$

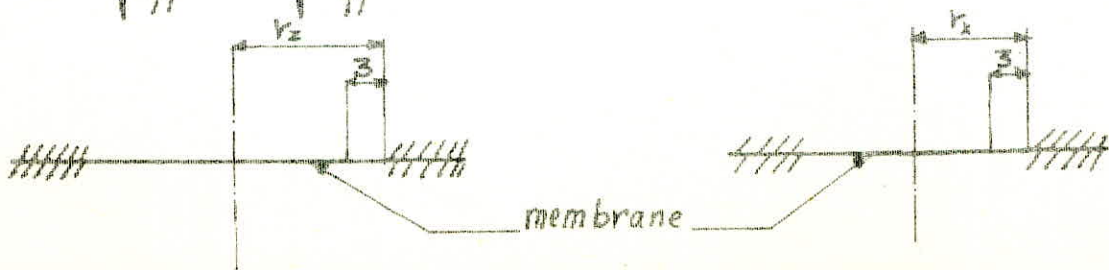
$$r_x = \sqrt{\frac{S_x}{\pi}} = \sqrt{\frac{306}{\pi}} = 9,86 \text{ mm} \quad \text{soit } r_x = 12 \text{ mm}.$$

5.2.2 soufflet de portance :

$P = 9800 \text{ N/m}^2 = 1000 \text{ mm C.E}$, soit une force de portance

maximale $R_z \text{ max} = 9 \text{ N}$, $S_z = \pi r_z^2$, $S_z = \frac{R_z}{P} = \frac{9}{9800} = 918,3 \text{ mm}^2$

$$r_z = \sqrt{\frac{S_z}{\pi}} = \sqrt{\frac{918,3}{\pi}} = 17,09 \text{ mm}, \text{ soit } r_z = 20 \text{ mm}.$$



5.3 Description de la balance :

est une balance qui permet la mesure de la force de portance R_z ainsi que celle de traînée, donc la résultante aérodynamique R des forces agissant sur la maquette en cours d'essai. (voir dessin d'ensemble).

5.3.1 Principe :

La maquette en cours d'essai, placée dans la veine utile de la soufflerie (54), est fixée à l'avant par une lame en couteau (44), sur laquelle elle peut pivoter. Cette lame est reliée au support mobile (12) par deux plaques de fixation (45), celui-ci repose sur la plateforme ou plateau support (8), par l'intermédiaire d'un bloc ponté empreinte (11), sur deux cônes ou couteaux (5), constituant ainsi le système oscillatoire, solidaires du plateau support. à l'arrière, la maquette est fixée par deux fils (41), reliés à deux barres (20), pouvant tourner autour de leurs axes, faisant de la sorte varier l'angle d'attaque de la maquette (51); les forces de portance et de traînée sont données par l'intermédiaire d'un système pneumatique à compensation de force (10 et 3), constitué par la buse et le soufflet, relié à une alimentation en air comprimé et à un tube manométrique (ne sont pas montrés sur le dessin); connaissant la pression manométrique et la section des soufflets, on peut calculer les forces

de portance R_z et de traînée R_x , donc la résultante aérodynamique R . on a :

$$R_z = R_z \cdot S_z \quad R_x = R_{x_s} \cdot \frac{l_1}{l_2} = (P_x S_x) \cdot \frac{l_1}{l_2}, \text{ où,}$$

$l_1 = 61 \text{ mm}$, et $l_2 = 495 \text{ mm}$, sont le rapport du bras de levier au point d'oscillation

S_z, S_x les sections respectives des soufflets de portance et de traînée ; $S_x = 306 \text{ mm}^2$ $S_z = 918,3 \text{ mm}^2$

P_z, P_x les pressions manométriques respectives de mesure de portance et de traînée.

53.2 mise en œuvre de l'appareil :

Le système de mesure (plateau support, soufflets, maquette...) est lié à des papiers élastiques, constitués par des lames flexibles (15, 38, 31), montants (14, 36), traverse (40) et traverse intermédiaire (23), donnant ainsi la possibilité au système de mesure son degré de liberté. Les contre poids, (30 et 52), permettent l'équilibrage de tout le système ainsi que de maintenir les tensions des fils (51), supportant la maquette. Le système de mesure (buse-soufflet) n'est pas à démarrage de pression nulle, mais on doit avoir une pression initiale d'amorçage dans les soufflets, constituant à elle aussi une compensation ou un équilibrage avant mise en marche de la soufflerie. Le variateur d'incidence (20) est bloqué par l'écrou à oreille (7) sur la position zéro

du cadron gradué (47). On règle l'incidence désirée par le blocage de l'écran à oreille, en l'absence d'air dans la soufflerie. La soufflerie mise en marche, les forces aérodynamiques tendent à incliner la maquette vers l'arrière, force de résistance, (traînée), et à la soulever, force sustentatrice; l'amplitude du mouvement est limitée par les butées des soufflets constituant aussi cylindres de centrage, et le système de compensation (buse-soufflet). L'incidence étant connue (variableur d'incidence), le manomètre donne les pressions pour chaque soufflets (de portance et de traînée) donc leurs intensités suivant les relations :

$$R_z = P_z \cdot S_z \quad R_x = \frac{P_1}{P_2} R_{x_s} = \frac{P_1}{P_2} (P_x S_x)$$

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{61}{495} = 0,12 \quad S_x = 306 \text{ mm}^2 \quad S_z = 918,3 \text{ mm}^2$$

si R_z étant exprimé en [N] ainsi que R_x [N] et si on lit P_z et P_x en [mm C.E] on aura :

$$R_z = (918,3 \cdot 9,8 \cdot 10^6) P_z = 8,99 \cdot 10^3 P_z \quad [\text{N}]$$

$$R_x = \left(\frac{61 \cdot 306 \cdot 9,8 \cdot 10^6}{495} \right) P_x = 0,36 \cdot 10^3 P_x \quad [\text{N}]$$

avec P_z et P_x en (mm C.E).

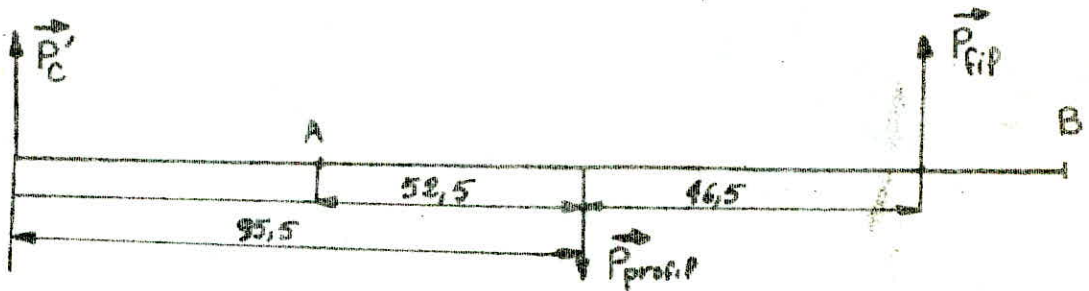
afin de diminuer les effets de vibration dues à la soufflerie on envoie un amortisseur à huile (48) relié au support mobile (48), amortissement aussi bien horizontal que vertical.

La balance permet la mise en oeuvre de l'incidence de la maquette en débloquent l'écrou à oreille et en faisant tourner autour de l'axe les variateurs d'incidences. Cette incidence est lue sur le cadran gradué (17) fixé à la plate forme de la balance par vis, en regard de l'index constitué par les variateurs d'incidence eux même, pour l'incidence choisie, on bloque de nouveau avec l'écrou à oreille.

5.4 calcul approximatif de flexion des lames élastiques :

5.4.1 calcul des résistances des fils et du couteau soutenant le profil.

pour $i = 0^\circ$ (profil sans incidence) $x = 52,5$ [mm] (distance bord d'attaque A du profil point d'application du poids).



$P_p = P_c' + P_{fil}$ P_c' tension du couteau, P_{fil}/g tension du fil

$$46,5 P_{fil} - P_c' \cdot 95,5 = 0 \quad \text{soit } P_c' = 0,6 \text{ [N]} \quad P_{fil} = 1,23 \text{ [N]}$$

- poids du couteau (en alliage d'Aluminium), P_c ,

la masse du couteau $m_c = 47,83$ [g] $\Rightarrow P_c = m_c \cdot g = 47,83 \cdot 9,8 = 0,46$ [N]

g accélération de la pesanteur $\approx 9,8$ [m/s²]

5.4.2 calcul des différents poids intéressant le calcul de flexion :

• masse de la plaque de fixation couteau (45), deux plaques :

$$m_{pe} = 8,68 \text{ [g]} \quad P_{pe} = 8,68 \cdot 10^{-3} \cdot 9,8 = 0,085 \text{ [N]}$$

• masse support mobile (12) : $m_{12} = 42,56$ [g] $P_{12} = 0,417$ [N]

• masses du cone (5), bloc porte empreinte (11), plaque (4) :

$$m_5 = 1,08 \text{ [g]} \quad P_5 = 0,01 \text{ [N]} \quad m_{11} = 15,96 \text{ [g]} \quad P_{11} = 0,14 \text{ [N]}$$

$$m_4 = 7,98 \text{ [g]} \quad P_4 = 0,078 \text{ [N]}$$

• masses du variateur (20), plaque (19), plaque (1), rondelle (6) :

$$m_{20} = 19,39 \text{ [g]} \quad P_{20} = 0,19 \text{ [N]} \quad m_6 = 1,42 \text{ [g]} \quad P_6 = 0,01 \text{ [N]}$$

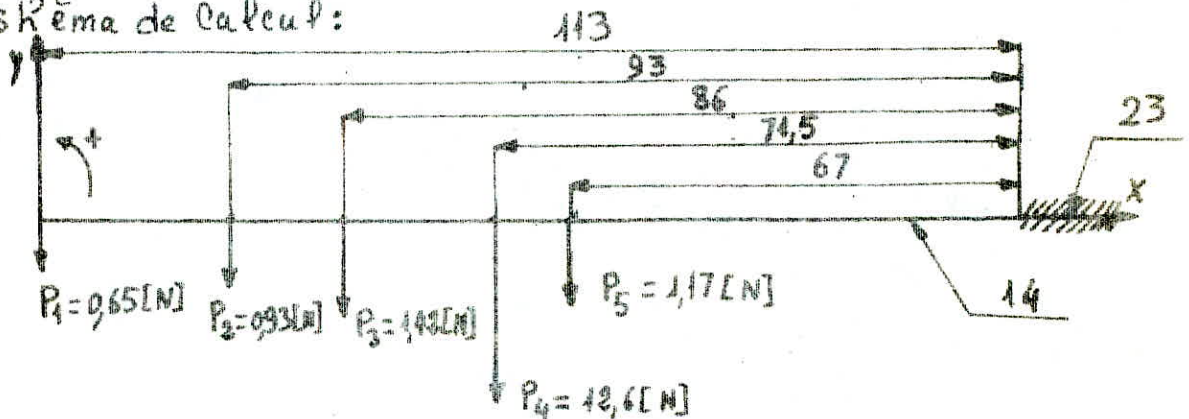
$$m_{19} = 1,06 \text{ [g]} \quad P_{19} = 0,01 \text{ [N]} \quad m_1 = 8,91 \text{ [g]} \quad P_1 = 0,08 \text{ [N]}$$

• masse de la plate forme (8) : $m_8 = 2441,6$ [g] $P_8 = 23,92$ [N]

- masse du palier (39) : $m_{39} = 119,7 \text{ [g]}$ $P_{39} = 1,17 \text{ [N]}$
- masse du profil NACA 4409 en bois : $m_p = 187,64 \text{ [g]}$ $P_p = 1,83 \text{ [N]}$
- masse du support intermédiaire (23) : $m_{23} = 44,43 \text{ [g]}$ $P_{23} = 0,40 \text{ [N]}$
- masse du soufflet de trainée (10) : $m_{10} = 68,54 \text{ [g]}$ $P_{10} = 0,67 \text{ [N]}$
- masse du montant (14) : $m_{14} = 12,78 \text{ [g]}$ $P_{14} = 0,12 \text{ [N]}$
- masse de la traverse (2) : $m_2 = 44,24 \text{ [g]}$ $P_2 = 0,43 \text{ [N]}$
- masse du support (9) : $m_9 = 64,89 \text{ [g]}$ $P_9 = 0,63 \text{ [N]}$

5.4.3 calcul de flexion lame avant horizontale :

• schéma de calcul :



- Contrainte maximale agissant sur la lame σ_{max} [daN/cm^2] :

$$\sigma_{max} = \frac{M_{fmax}}{I/v} \quad \text{avec } M_{fmax} \text{ moment fléchissant maximal (au point d'encastrement)}$$

I moment d'inertie de la section droite de la lame.

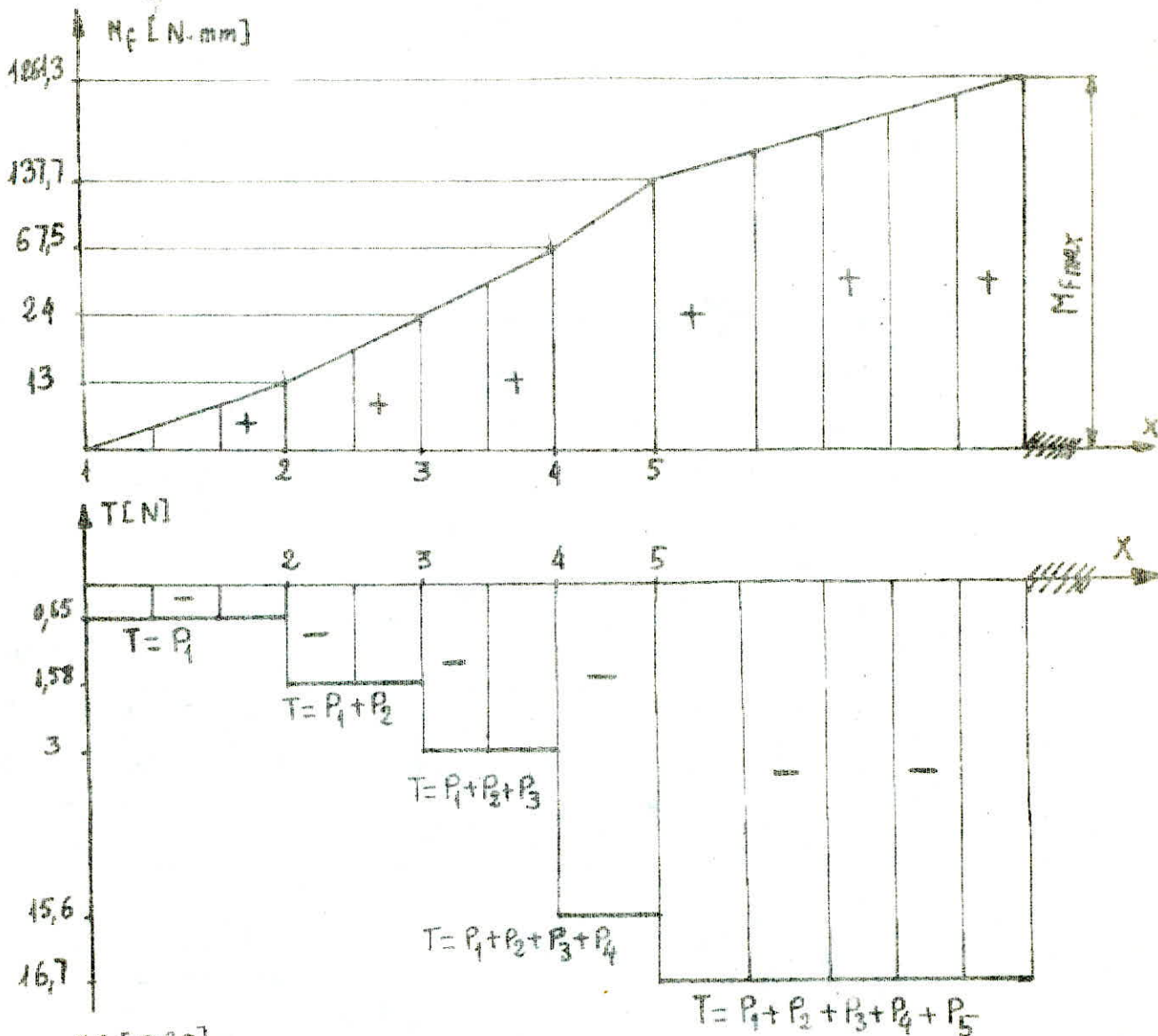
v distance de la fibre la plus éloignée de l'axe neutre,

I/v module de flexion

- Résistance à la flexion : la contrainte de la fibre la plus tendue ou celle comprimée ne doit pas dépasser la résistance pratique correspondante R_p de la matière de la lame pour l'extension et la compression soit,

$$\frac{M_{fmax}}{I/v} \leq R_p$$

Diagramme des moments et des efforts tranchants :



$$x \in [0; 20]$$

$$M_f = P_1 \cdot x \quad x = 20 \text{ [mm]}, \quad M_f = 20 \cdot P_1 = 20 \cdot 0,65 = 13 \text{ [N.mm]}$$

$$x \in [20; 27], \quad M_f = P_1 x + P_2 [x - 20] \quad x = 27 \text{ [mm]}, \quad M_f = 27P_1 + 7P_2 = 24 \text{ [N.mm]}$$

$$x \in [27; 41,5] \quad M_f = P_1 x + P_2 (x - 20) + P_3 (x - 27) \quad , \quad x = 41,5 \text{ [mm]}, \quad M_f = 67,5 \text{ [N.mm]}$$

$$x \in [41,5; 46] \quad M_f = P_1 x + P_2 (x - 20) + P_3 (x - 27) + P_4 (x - 41,5)$$

$$x = 46 \text{ [mm]}, \quad M_f = 137,7 \text{ [N.mm]}$$

$$x \in [46; 113], \quad M_f = P_1 x + P_2 (x - 20) + P_3 (x - 27) + P_4 (x - 41,5) + P_5 (x - 46)$$

$$x = 113 \text{ [mm]} \text{ (point d'encastrement)}, \quad M_f = M_{f_{max}} = 1261,3 \text{ [N.mm]}$$

82

section de la lame : $b \times R = 26 \cdot 0,95 = 24,7 \text{ mm}^2$

contrainte maximale : $\sigma_{\max} = \frac{M_{f\max}}{I/v}$

$$M_{f\max} = 1261,3 \text{ N}\cdot\text{mm} \quad I = \frac{bh^3}{12} = \frac{26 \cdot 0,95^3}{12} = 1,85 \text{ mm}^4$$

$$v = \frac{h}{2} = \frac{0,95}{2} = 0,47 \text{ mm}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{1261,3}{1,85/0,47} = 320,43 \text{ [N/mm}^2\text{]} = 32,04 \text{ [dan/mm}^2\text{]}$$

on doit avoir $\sigma_{\max} \leq R_p$

la lame est en acier XC42 (trempe eau à 830°C, Revenue à 55°C)

soit une résistance minimale à la rupture par extension $R = 86 \text{ [dan/mm}^2\text{]}$

et une limite apparente d'élasticité $R_e = 68,5 \text{ [dan/mm}^2\text{]}$

Soit une résistance pratique $R_p = \frac{R_e}{s} = \frac{68,5}{2} = 34,25 \text{ [dan/mm}^2\text{]}$

s étant le coefficient de sécurité, on des efforts variables de même sens soit $s = 2$.

on a bien $\sigma_{\max} = 32,04 \text{ [dan/mm}^2\text{]} \leq R_p = 34,25 \text{ [dan/mm}^2\text{]}$

on limite le calcul de flexion à la lame avant horizontale car c'est elle qui supporte le plus grand effort de flexion pour les lames arrières horizontales et verticales, on pourra prendre la même section ou légèrement inférieure.

Conclusion.

Le projet de cette balance aérodynamique est, avant tout une modeste approche, sa conception en conséquence n'est qu'une amorce ou un pas vers sa réalisation qui tiendra compte de tous les facteurs inhérents à son dimensionnement définitif; en plus, elle pourra être améliorée, comme il a été déjà précisé pour pouvoir mesurer ainsi directement le moment de tangage, ce que je suggère au prochain utilisateur afin de donner à cette balance toutes ses possibilités. La simplicité de la forme et sa superstructure qui une fois réglée définitivement, procure à la balance un net avantage; en effet cette disposition lui donne une grande souplesse d'utilisation: il suffit de lier la maquette au support et de régler les contre-poids pour qu'elle soit apte à l'emploi. Comme inconvénient, la traînée du support, toujours possible et qui devra être bien définie et aussi faible que possible, pour cela le support est effilé en lame de couteau; la mesure de cette traînée doit être faite en présence de la maquette, sans lien avec le dispositif de mesure, car le support est situé dans le champ aérodynamique de la maquette. Pour terminer, nous espérons que cette balance sera réalisée permettant ainsi l'équipement de la soufflerie du Laboratoire d'un moyen de mesure simple et sûr, rendant de la sorte cette soufflerie opérationnelle.

NOMENCLATURE

- a : célérité du son dans le milieu [m/s]
- b : envergure de l'aile [mm]
- C_{xi} : coefficient de traînée induite
- C_{xp} : coefficient de traînée de profil
- C_{xf} : coefficient de traînée de frottement
- C_{xn} : coefficient de traînée de pression ou de sillage
- C_n : coefficient de la force normale
- C_t : coefficient de la force tangentielle
- C_r : coefficient de la force résultante
- C_m : coefficient du moment
- C_{m_0} : coefficient du moment pour la portance nulle
- C_z : coefficient de portance ou de sustentation
- C_x : coefficient de traînée totale
- C_p : coefficient du centre de poussée
- C : constante
- C_f : coefficient de frottement
- ΔC_x : correction du coefficient de traînée
- $C_{z\alpha} = C_{z_{max}}$: coefficient de portance d'adaptation pour lequel le coefficient de traînée est minimal
- $\frac{\delta C_z}{\delta \alpha}$: gradient de portance

d/l	:	abscisse relative du point de flèche maximum.
δ_L	:	épaisseur de la sous-couche limite.
δ	:	facteur de correction.
e	:	épaisseur maximale du profil [mm].
$\frac{e}{l}$:	épaisseur relative.
f	:	flèche [mm].
f/l	:	courbure ou cambrure relative.
F	:	Facteur de turbulence.
H	:	hauteur de la veine utile [mm].
i	:	incidence de la maquette [degré].
Δi	:	correction d'incidence [degré].
i_0	:	incidence pour la portance nulle [degré].
K	:	rendement ou finesse aérodynamique de l'aile.
$K_p = \bar{P}$:	Coefficient de pression.
k_1	:	Coefficient.
K	:	Coefficient.
L	:	Largeur de la veine utile [mm].
l	:	Corde du profil [mm].
λ	:	allongement relatif de l'aile.
M_{BF}	:	moment par rapport au foyer de l'aile.
M_b	:	moment résultant [N.mm].
M_0	:	nombre de Mach de l'écoulement à l'infini amont.

- M : nombre de Mach.
 $N.A.C.A$: National advisory committee for aeronautics.
 n : vitesse de rotation [tr/mn].
 R : Résultante aérodynamique [N].
 R_x : force de traînée ou de résistance totale [N].
 R_z : force de portance ou de sustentation [N].
 R_n : force normale [N].
 R_t : force tangentielle [N].
 Re_x : nombre de Reynolds au point situé à la distance x du bord d'attaque.
 Re : nombre de Reynolds.
 Re_s : nombre de Reynolds de la soufflerie.
 r : rayon du bord d'attaque [mm].
 σ : facteur.
 S : surface de l'aile (surface de la projection sur le plan de la plus grande corde) [mm²].
 ζ : facteur.
 T : point de transition.
 μ : viscosité dynamique [PL].
 μ_0 : viscosité dynamique à T_0 [PL].
 ν : viscosité cinématique [m²/s].
 U_∞ : vitesse de déplacement du fluide à l'infini amont.
 w_i : vitesse induite [m/s].
 x_F/l : abscisse relative du foyer de l'aile.

Liste des planches hors texte :

(relatives au profil d'aile)

Planche 1 :

- Courbe $c_z = f(i)$, $c_m = f(i)$, $K = \frac{c_z}{c_x} = f(i)$, $c_{x_p} = f(i)$, $\lambda = \infty$.
- Polaire induite $c_{x_i} = f(c_z)$, $\lambda = 6$, $\lambda = 3$.

Planche 2 :

- Courbe métacentrique, déplacement du centre de poussée, $\lambda = 3$.
- réduction d'allongement, passage de $\lambda = \infty$ à λ fini, aile rectangulaire.
- réduction d'allongement, passage de λ fini à $\lambda = \infty$.
- Veine guidée, courbe $\delta = f\left(\frac{2b}{L}\right)$ et $\delta = f\left(\frac{L}{H}\right)$.
- Veine guidée, courbe $\delta = f\left(\frac{L}{H}\right)$ et $\delta = f\left(\frac{2b}{L}\right)$.

Planche 3 :

- Courbe $c_m = f(i)$, $\lambda = \infty$, $\lambda = 3$, $\lambda = 6$.
- Courbe $c_z = f(i)$, $\lambda = \infty$, $\lambda = 3$, $\lambda = 6$.

Planche 4 :

- Courbe $c_x = f(i)$, $\lambda = \infty$, $\lambda = 6$, $\lambda = 3$.
- Polaire eiffel échelles non égales : $c_z = f(c_x)$, $\lambda = \infty$, $\lambda = 3$, $\lambda = 6$.

Planche 5 :

- Polaire eiffel échelles égales, $\lambda = 3$.
- Polaire de Lilienthal, échelles égales, $\lambda = 3$.

Liste des Planches hors texte :
(relatives à la balance aérodynamique)

<u>intitulé</u>	<u>N° dessin</u>
1. balance aérodynamique.	B.A.01.00.00.
1.1 - Plaque intermédiaire.	B.A.01.00.01.
1.2 - traverse.	B.A.01.00.02.
1.3 - soufflet de portance.	B.A.01.00.03.
1.4 - Plaque de fixation, Cone, bloc porte empreinte.	B.A.01.00.04.
1.5 - rondelle intermédiaire, plate-forme.	B.A.01.00.05.
1.6 - support.	B.A.01.00.06.
1.7 - soufflet de traînée.	B.A.01.00.07.
1.8 - support mobile.	B.A.01.00.08.
1.9 - montant.	B.A.01.00.09.
1.10 - lame élastique, contre lame.	B.A.01.00.10.
1.11 - cadran gradué, plaque de serrage, variateur d'incidence.	BA.01.00.11.
1.12 - support principale.	BA.01.00.12.
1.13 - traverse intermédiaire.	B.A.01.00.13.
1.14 - support intermédiaire.	B.A.01.00.14.
1.15 - traverse.	B.A.01.00.15.
1.16 - montant.	B.A.01.00.16.
1.17 - palier.	B.A.01.00.17.
1.18 - traverse.	B.A.01.00.18.

- 1.18. Lame en couteau, plaque de fixation. BA.01.00.19.
- 1.20. raccord de fixation, embout, rondelle,
plate. BA.01.00.20.
- 1.21. amortisseur de vibration. BA.01.00.21.
- 1.22. support. BA.01.00.22.

bibliographie

- 1- R. Basquin, "mécanique tome 2"
Librairie Delagrave, 1977, FRANCE
- 2- R. Comolet, "mécanique expérimentale des
fluides tome 1"
Masson et compagnie, 1963.
- 3- H. FLECNIAKOSKA, "aérodynamique et mécanique
du vol"
EYROLLES, 1970
- 4- P. REBUFFET, "aérodynamique expérimentale tome 1"
DUNOD, 1969, troisième édition.
- 5- S. STRELKOV, "mécanique"
MIR, 1978, MOSCOU
- 6- Y. HALLI, "Projet de fin d'étude, ventilateur axial
d'une soufflerie, promotion Janvier 82"
E.N.P.A.

