

Alex

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT: GENIE MECANIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDES

SUJET

ETUDE DE L'ÉCOULEMENT
AUTOUR D'UNE VANNE ELECTRONIQUE
DE REGULATION DE PRESSION DANS
UNE CABINE D'AVION

Proposé par :

GAD Ibrahim

Docteur-Ingenieur

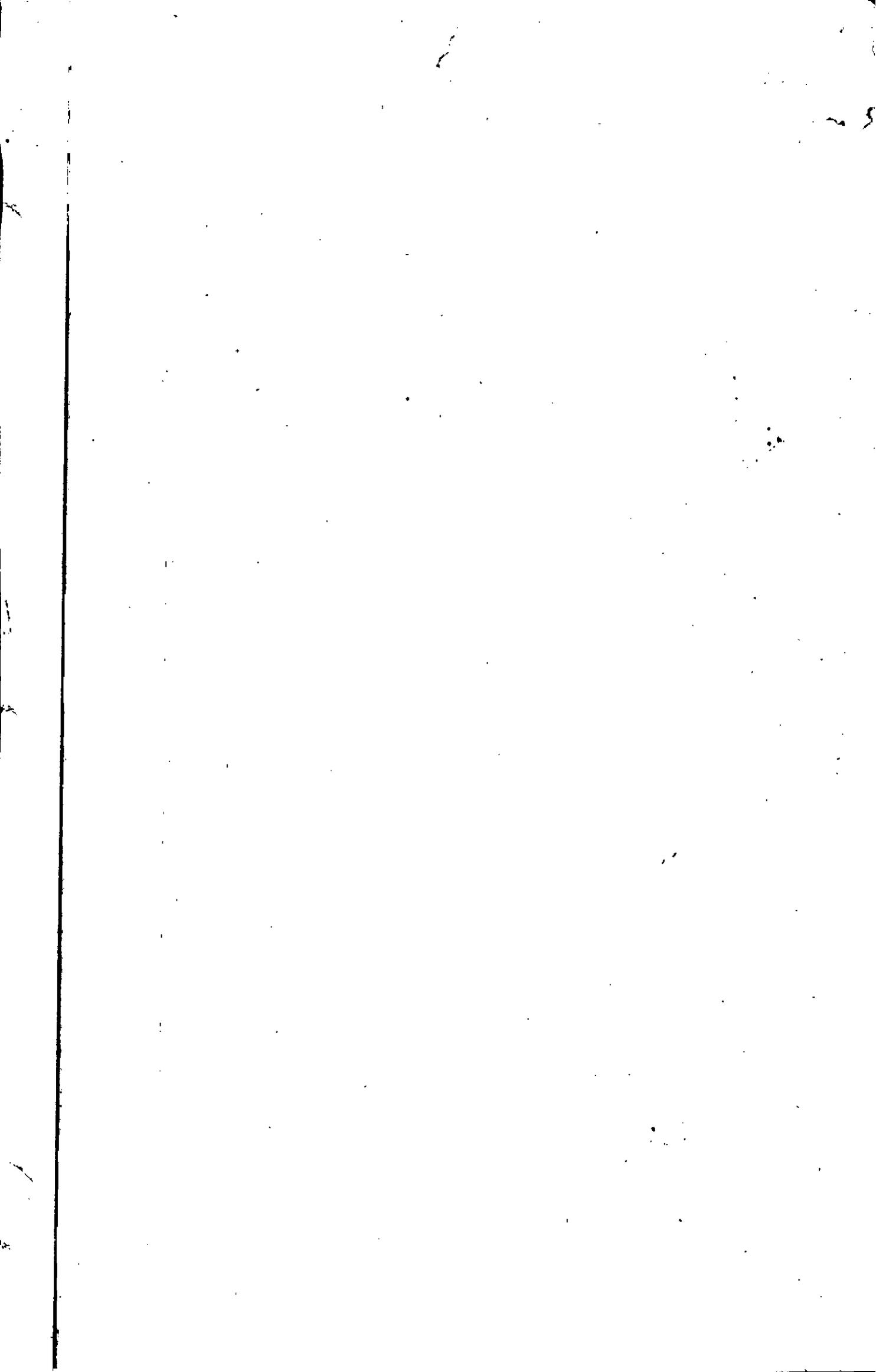
Etudié par :

SAÏD Mohamed

Dirigé par :

I.GAD





بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

اللَّهُمَّ مَا طَلَبْنَا عِلْمًا فَرَيْدِيهِ
مَعْرِفَةً أَسْرَارِ كَوْنِكَ الْأَكْبَرِ
وَأَيْنَا عَظَمَةَ صُنْعِكَ مُتَعَلِّيَةً
فِيهِ وَقُصُورِ عَقُولِنَا فِي
الْإِحْاطَةِ بِمَا فِيهِ، فَمَا أَعْلَمُكَ
وَمَا أَجْهَلُنَا، وَمَا أَقْدَرَكَ وَمَا
أَجْمَلُنَا فَسَبِّحْنَاكَ مِنْ خَالِفِ
لِللَّهِ قَبْلَ مَنْ أَعْمَلْنَا وَاجْعَلْنَا
خَالِصَةً لِرَبِّكَ الْكَرِيمِ وَوَقِّنَا لِلْعَمَلِ
بِهَافِي مَرْضَاتِكَ آمِينَ وَالْحَمْدُ لِلَّهِ الْعَلِيِّ

REMERCIEMENTS

Que Monsieur GAD Ibrahim, mon promoteur, dont les conseils m'ont été d'un grand secours pour l'élaboration de ce modeste projet; les membres de jury; ainsi que tous les professeurs qui ont contribué à ma formation, trouvent ici mes remerciements et ma profonde reconnaissance.

Mes très vifs remerciements vont également à ceux qui ont participé à la réalisation de ce projet de fin d'étude et particulièrement ceux dont leurs aides étaient constantes durant cette étude.

DEDICACES

A mon père

A ma mère

A mes frères et sœurs

A tous ceux que j'aime

je dédie ce modeste travail

محمد سعيد

MOHAMMED SAID

Etudiant: Said Mohamed
Promoteur: M^r Gad Ibrahim
Département: Genie mécanique

ملخص

الغرض من هذه الدراسة هو تعديل الشكل الهندسي المعتاد للصمام المستخدم للتحكم في الضغط داخل كبينة لطائرة مدنية ما، بحيث يمكن استخدامه في الحصول على قوة دفع إضافية للطائرة.

Resumé

Cette étude a pour objet de modifier la géométrie d'une vanne de régulation de pression d'une Cabine d'un avion civil, de façon qu'elle puisse donner une poussée supplémentaire à l'avion.



The aim of this study is to modify the geometry of a valve, which is used in the civil aeroplanes to regulate the out flow of Cabine pressurization air, on purpose to drive thrust from exciting air.

INTRODUCTION

Chapitre I: LA PRESSURISATION DANS LES AVIONS

- 1.1 Introduction2
- 1.2 La ventilation de la cabine.....4
- 1.3 La régulation de la pression.....5
- 1.4 Exemple d'un système de conditionnement de l'air dans un avion.....7
- 1.5 Le conditionnement de l'air dans l'Airbus(A300 -A310)

 - 1.5.1 conditionnement d'air.....9
 - 1.5.2 pressurisation9
 - 1.5.3 sécurité9

Chapitre II: VANNE D'EVACUATION DE L'AIR

- 2.1 Objet de la vanne.....11
- 2.2 Fonction d'une tuyère convergente.....11

 - 2.2.1 Hypotheses11
 - 2.2.2 Relation d'EUGENIOT12
 - 2.2.3 Relation thermodynamique.....12
 - 2.2.4 Relation au col de la tuyère.....13
 - 2.2.5 Relation dans une section quelconque de la tuyère13
 - 2.2.6 La poussée14

- 2.3 Positionnement de la vanne15
- 2.4 Fonctionnement de la vanne.....19

 - 2.4.1 Notions de base19
 - 2.4.2 Principe de fonctionnement.....20

- 2.5 Système de régulation24

Chapitre III/ : POUR LE FONCTIONNEMENT DE LA VANNE A PELLE

3.1 Vanne à pelle26
3.2 Exemple d'application.....27
3.2.1 Caractéristique de la cabine.....27
3.2.2 Caractéristique géométrique.....28
 De la vanne à pelle
3.2.3 Position de la vanne à pelle.....28
3.3 Fonctionnement de la vanne à l'alti-
tude de vol31
3.4 Evaluation des paramètres du jet....32
3.5 Evaluation de la poussée34

Chapitre IV: ETUDE DE L'ÉCOULEMENT PARFAIT ATOUR
DE LA VANNE

4.1 Etude de l'écoulement extérieur
4.1.1 Hypothèse.....36
4.1.2 Problèmes37
4.1.3 Méthode37
4.1.4 Résolution par la méthode de
 JOUKOWSKY38
4.1.5 Evaluation des paramètres de la
 transformation39
4.1.6 Les caractéristiques de l'écoulement
 autour de la circonférence.....40
4.1.6.1 Expression de la fonction poten-
 tielle complexe41
4.1.6.2 Expression de la vitesse complexe.42

* * * * *

4.1.7 Les caractéristiques de l'écoulement autour de la vanne.....42

4.1.7.1 Expression des projections de la vitesse42

4.1.7.2 Expression de la vitesse complexe43

4.1.7.3 Expression de la vitesse44

4.1.7.4 Expression de la pression sur chaque point de l'écoulement....44

4.1.7.5 Détermination du Mach Max.....45

4.1.8 Evaluation de la fonction de courant dans la zone du jet 46

4.1.8.1 Détermination de la zone du jet46

4.1.8.2 Evaluation des côtes des lignes de courant47

4.1.8.3 Forme des lignes de courant de l'écoulement.....56

4.2 Etude de l'écoulement du jet

4.2.1 Expression des fonctions potentielles de courant56

4.2.2 Forme des lignes de courant.....58

Chapitre V: Etude de l'écoulement réel autour de la vanne

5.1 Généralités62

5.1.1 Couche limite.....62

5.1.2 Notions sur les épaisseurs de la couche limite63

5.1.2.1 épaisseur de la couche limite ...63

5.1.2.2 épaisseur de déplacement64

5.1.2.3 épaisseur de quantité de mouvement64

5.1.2.4 Facteur de forme64

** * * * *

5.1.3 Notion de base pour le calcul
de la résistance64

5.1.3.1 La contrainte tangentielle64

5.1.3.2 Force de frottement65

5.1.3.3 Coefficient de frottement local...65

5.2 Etude de l'écoulement en Amont de
la vanne66

5.2.1 Régime d'écoulement66

5.2.2 Caractéristique du film visqueux...67

5.2.2.1 Couche limite laminaire67

5.2.2.2 Couche limite turbulente67

5.2.3 Evaluation de la force de
résistance.....67

5.3 Etude de l'écoulement autour de la
vanne69

5.3.1 Hypotheses69

5.3.2 Equation de PRANDTL69

5.3.3 Equation de VON KARMAN69

5.3.4 Application de l'intégrale de
Von KARMAN70

5.3.5 Evaluation de la force de frottement.71

5.3.6 Détermination de la résistance
de pression75

5.4 Ecoulement reel autour de la vanne....78

5.4.1 Evaluation de la vitesse de la par-
ticule fluide78

5.4.2 Evaluation de la force de
frottement79

5.4.3 Evaluation du frottement en cas
d'absence de la vanne84

CONCLUSION86

BIBLIOGRAPHIE

* * * * *

* * * * *

NOTATIONS ET SYMBOLES

A	Section
a	Célérité du son
a	Rayon du cercle de base
b	Largeur de la vanne
b	Constante de JOUKOWSKY
C_f	Coefficient de frottement local
C_F	Coefficient moyen de frottement
C_D	Coefficient de contraction
C_p	Chaleur massique à pression constante.
F	Force de frottement
F_P	Force de poussée
h	Épaisseur du profil en Arc (vanne)
H	Enthalpie
H	Facteur de forme
M	Nombre de Mach
ΣM	Plan de base
ΣOY	Plan Auxiliaire
P_0	Pression en chaque point de la tuyère.
P_a	Pression atmosphérique
Q_m	Débit massique
Q_v	Débit volumique
R	Rayon de courbure
R	Constante des gaz parfaits
Re	Nombre de Reynolds

R_{cr}	Nombre de Reynolds critique
T	Température absolue
$U(x, y)$	Vitesse de composante cartésienne
U_e	Vitesse de l'écoulement extérieur à la couche limite
W	Fonction potentielle complexe
ϕ	Fonction potentielle
ψ	Fonction courant
Z_v	Altitude de vol
$z = x + iy$	Affixe d'un point du plan de base
$\zeta = \xi + i\eta$	Affixe du point transformé (plan auxiliaire)
δ	Épaisseur de la couche limite
δ_{or}	Épaisseur de la couche limite lumineuse.
δ_1	Épaisseur de déplacement
δ_2	Épaisseur de quantité de mouvement
γ	Coefficient de l'adiabatique
μ	Viscosité dynamique
ν	Viscosité cinématique
ρ	Masse volumique
τ	Contrainte de frottement
τ_p	Contrainte de frottement à la paroi
θ	Angle caractérisant l'ouverture de la vanne.
φ, α	Angles que forment deux vecteurs

Indices inférieurs

- ∞ (comme P_∞) : Condition de l'écoulement non perturbé
- e (comme U_e) : Condition à la frontière de la couche limite.
- c (comme P_c) : Condition critique s au col de la tuyère
- t (comme P_t) : Condition de l'état générateur
- j (comme V_j) : Relativement au jet
- (i, j) : Coordonnées discrètes du Noeud

Indices supérieurs

- $'$ (comme U') : Condition dans le plan de base sans le prime
- : Conditions dans le plan Auxiliaire



TABLE DES TABLEAUX

	PAGE
Tableaux 1, 2, 3 et 4 :	48
Evaluation de X, Y, U', V' et U_e	49
de la particule fluide.....	50
	51
Tableaux 5, 6 et 7 :	53
Evaluation de la fonction de	54
courant $\gamma(\xi, \eta)$ en chaque	55
noeud(i, j)	55
Tableau 8 :	73
Evaluation de la force de frottement lorsque la vanne est fermée.....	73
Tableau 9 :	76
Evaluation de la résistance de pression.	76
Tableaux 10, 11, et 12 :	81
Evaluation du frottement en	82
aval de la vanne.	83

LA TABLE DES FIGURES

PAGE

Figure: 1-1 * Evolution des paramètres de l'air
avec l'altitude3

Figure: 1-2 * Système de conditionnement de
l'air dans un Avion civil8

Figure: 1-3 * Système de conditionnement de
l'air dans l'Airbus(A 300).....10

Figure: 2-1 * Position privilégiée de la vanne
sur le fuselage d'un avion civil18

Figure: 2-2 * Système complet de Régulation de
pression23

Figure: 2-3 * L'organe de puissance25

Figure: 3-1 * La configuration de la vanne à
pelle29

Figure: 3-2 * Position de la vanne sur le
fuselage de l'AIRBUS(A310)30

Figure: 4-1 * Les lignes de courant de l'é-
coulement Extérieur57

Figure: 4-2 * Les lignes de courant du jet59

Figure: 4-3 * Superposition des deux écou-
lements60

Figure: 4-4 * Les formes des lignes de courant
de l'écoulement résultant du
jet et de l'écoulement Extérieur....61

*** **

INTRODUCTION

La ventilation des avions assure aux passagers un certain confort qui réside essentiellement en une pression et une température supportables.

Cette ventilation est fonction des conditions climatiques qui règnent à l'extérieur de l'avion; elle est importante surtout pour les altitudes de vol élevées, où la température et la pression de l'air (extérieur à la cabine) sont très basses.

Pour les avions civils, la quantité d'air ventilé est proportionnelle au nombre de passagers se trouvant au bord de l'avion. Cette quantité d'air est prélevé mécaniquement de l'extérieur par une soupape et réfoulé après usage par une autre sous l'effet de la différence de pression qui existe entre l'extérieur et l'intérieur de la cabine.

L'objet de notre étude, consiste à exploiter cette quantité d'air ventilé et rejeté vers l'extérieur, pour obtenir une poussée supplémentaire à l'avion. Ceci ne peut se faire qu'en modifiant la forme géométrique de la soupape de sortie. La finesse qu'on utilise est le guidage du jet d'air sortant de la cabine. Une telle réalisation est obtenue, en remplaçant la soupape par une vanne de forme géométrique appropriée, en se basant sur une forme en Arc conque et appliquée par les Américains pour leur avion DC:8 (une extension de ce résultat est préconisée pour le DC:10, d'autre part la coopération européenne envisage, elle aussi une telle réalisation pour les avions Airbus). Le choix d'une telle forme (Arc) nécessite un calcul soigneux, il faut prendre en considération la force de résistance qui peut résulter de cette modification et de la présence du jet.

CHAPITRE: I

LA PRESSURISATION (1) DANS LES AVIONS

1-1: Introduction

-Les avions, qu'ils soient subsoniques ou supersoniques, civils ou militaires, volent actuellement à des altitudes comprises entre 6 000 et 20 000 mètres(2), où la pression atmosphérique varie entre 0,46 et 0,054 fois la pression au sol, et où la température se maintient entre -24°C et $-56,5^{\circ}\text{C}$ (3).

Dans ces conditions, l'homme n'y est pas adapté et risque de ne pas survivre(4), pour ces raisons les engins de navigation sont dotés d'appareils permettant de reproduire les conditions de l'ambiance qui règnent à la surface de la terre, afin que l'homme puisse remplir son voyage et ses tâches d'exploration avec un certain confort.

-Les cabines des avions actuels sont équipées d'un système de pressurisation qui assure une pression atmosphérique supportable pour les passagers(respiration normale), généralement cette pression est limitée dans une plage(c'est le tarage de la press-

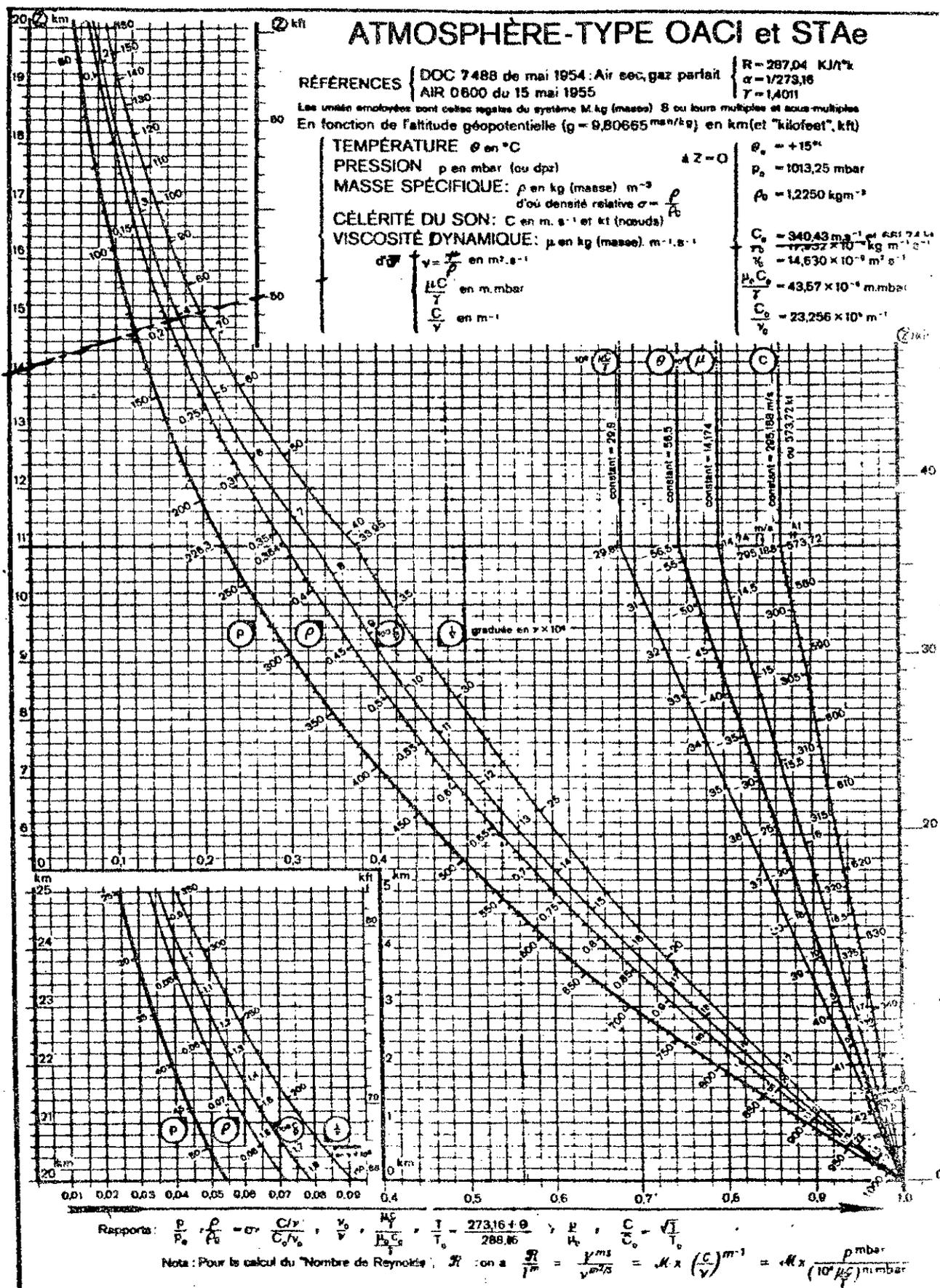
(1):pressurisation:opération qui consiste à assurer une pression atmosphérique normale

(2):on en cite:le concorde:vole à 20 000 mètres avec $M=2$
Tupolève :vole à 15 000 mètres avec 2200 km/h.
Boeing :vole à 11 000 mètres avec $M=0,8$

(3):Voir figure I.1

(4):dans ces conditions la respiration est anormale et le sang peut entrer en ébullition.

Figure I-1 - Les propriétés de l'air à l'altitude z -



ion) et correspond à des altitudes voisines de 2 500m, elle est peu inférieure à celle du sol, mais supportable pour des raisons de construction de la cabine, ayant la forme cylindrique conçue dans ce but.

Pour les avions de chasse et qui atteignent des grandes altitudes la situation est encore plus grave, c'est pourquoi les pilotes sont munis d'une tenue spéciale pour la résistance à la pression, en outre l'avion possède une verrière (dôme en verre) ayant une épaisseur dépassant 6cm, en outre de la pressurisation, l'air de la cabine est conditionnée, sa température est maintenue entre 22°C et 25°C .

Il faut noter qu'heureusement à ses altitudes (ordre de 20, 000m) la composition de l'air reste inchangée (4/5 d'Azote + 1/5 d'Oxygène), si c'était l'inverse on aurait équipé les avions avec de l'oxygène porté sur des bouteilles, nécessaire pour la respiration, ceci a lieu pour les navettes spatiales ou l'altitude est grande (à l'extérieur de l'atmosphère) et le vide très poussé, en plus de la pressurisation de la cabine l'astronaute porte une combinaison qu'on appelle scaphandre qui est en quelque sorte une cabine réduite dotée d'un système de pressurisation et de purification de l'oxygène.

1-2: La ventilation de la cabine

Les zones habitables de l'avion nécessitent de l'air conditionnée et qui doit se renouveler pendant le vol (1) car l'air vicié est riche en CO₂ responsable de la transpiration des passagers.

L'envoi de l'air de l'extérieur à l'intérieur de la cabine

. . . / . . .

s'effectue à travers une prise d'air, le débit rentrant d'air doit être limité et correspond à une quantité d'oxygène suffisante pour la respiration.

On compte $0,5 \text{ m}^3$ d'air par minute et par passager et ceci en cas d'absence d'autre gaz tel que la fumée des cigarettes. Cette valeur ne change pas avec l'altitude du vol de l'avion du fait du pourcentage de l' O_2 dans l'air qui est constante (21%).

Le prélèvement de l'air de l'extérieur se réalise d'une façon mécanique à l'aide d'un compresseur actionné par le (turboreacteur), compte à son évacuation, elle s'effectue d'une façon naturelle à travers des prises grâce à la dépression qui existe entre l'extérieur et l'intérieur de la cabine.

1-3: La régulation de la pression

L'agent régulateur est une valve ou vanne, ayant la même fonction qu'une tuyère convergente sauf qu'elle est à géométrie variable et peut s'ouvrir et se fermer. Elle est utilisée pour évacuer l'air (déjà utilisée par les passagers et qui doit être renouveler pendant le vol), L'ouverture et la fermeture totale ou partielle agit sur les conditions de l'air de la cabine et par suite donc sur la pression; ainsi une diminution de pression dans la cabine est signalée ou transmise au poste pilotage, soit par voie électronique (la dépression se transmet à une paroi et celle-ci la transforme en signal électrique, qui lui même se transforme en une action mécanique agissant sur la vanne) soit

. . . / . . .

manuellement soit par le pilote.

Nota : Vu qu'il est impossible de maintenir une pression constante ayant une valeur définie, il est nécessaire d'étendre la pression dans une plage.

1-4: Exemple d'un système de conditionnement de l'air dans un avion.

La figure de la page suivante donne un exemple d'un système de conditionnement de l'air utilisée dans les avions et le lieu de la vanne de regulation de la pression (figure I - 2)

La prise d'air (1) munie d'un filtre (2) conduit l'air dans un compresseur (3) actionnée par le moteur de l'avion. L'air est rechauffée sous l'effet de la compression, passe par un regulateur de débit (4) qui renvoie le surplus dans l'atmosphère, ensuite l'air passe par un premier silencieux (5) vers un échangeur de chaleur (6) pour une première correction de la température, après un deuxième silencieux (7). Une valve de retenue (8) se ferme automatiquement en cas d'une panne du compresseur, permet de conserver dans la cabine un regulateur de débit (9) permet de contrôler la masse d'air envoyée dans la cabine. Celui ci est commandé par les instruments (10) et (11). Le ventilateur (12) permet de compenser les fuites d'air dues aux pertes de charges dans les tuyauteries.

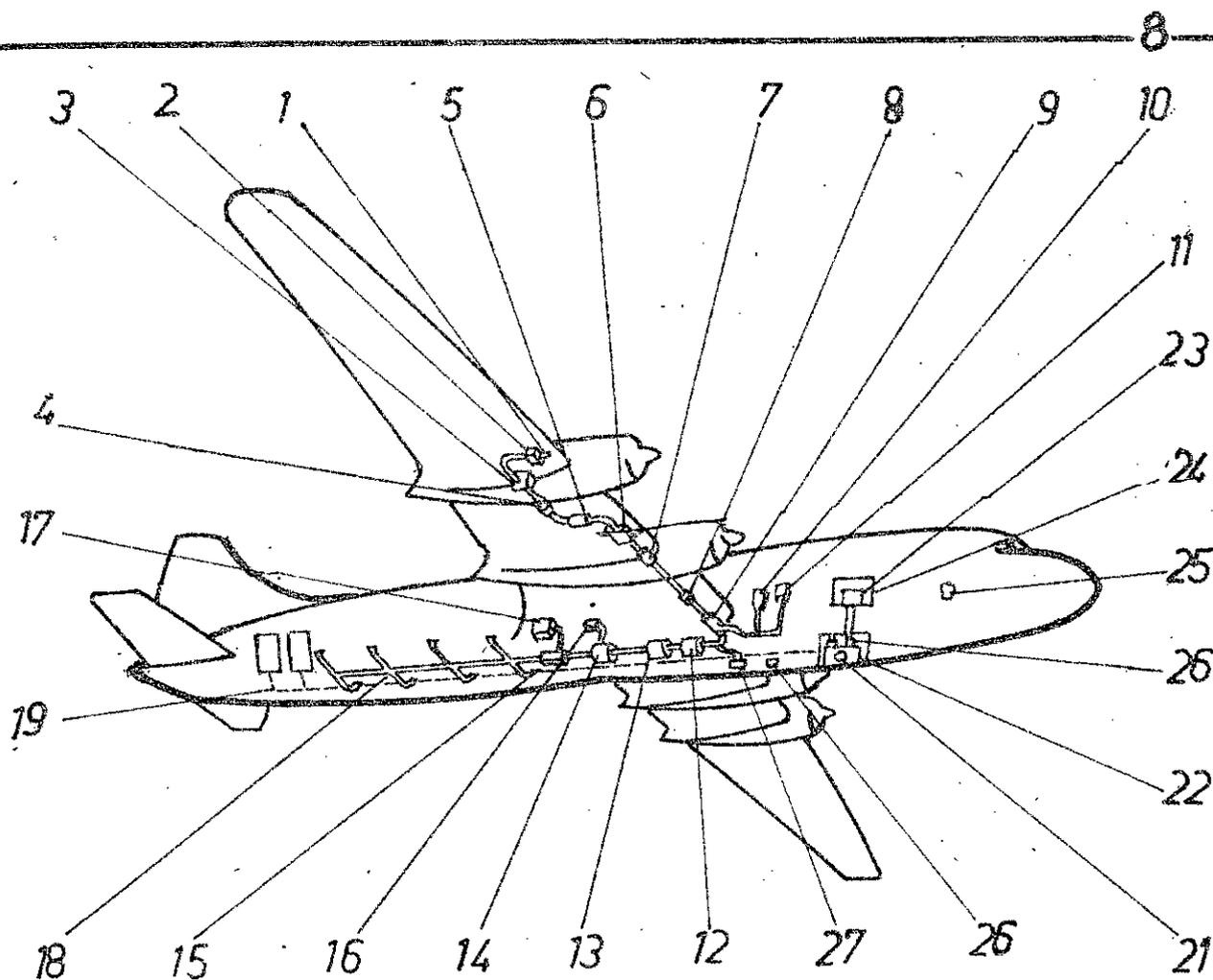
. . . / . . .

L'air repasse par un réfrigérateur (13), un réchauffeur (14) et un humidificateur (15) contrôlé par les instruments (16) et (17) pour aborder la rampe de distribution (18), cet air pénètre dans la cabine au ras du plancher par une série d'ouvertures à grilles.

L'air vicié par d'autres grilles au même niveau (19) est conduit vers la soupape d'évacuation à l'air libre (20) contrôlé par un régulateur de pression automatique (21) ou manuel (22), avec contrôle au poste pilotage (23) et (24).

Nomenclature des organes de conditionnement
de l'air

1: Prise d'air	(14) Réchauffeur
2: Filtre	(15) Humidificateur
3: Compresseur	(16, 17) Organe de contrôle de l'humidificateur
4, 9: Régulateur de débit	
5, 7: Silencieux	(18) Rampe de distribution
6: échangeur de chaleur	(19) Grille
8: Valve de rétention	(20) Soupape d'évacuation
10, 11: Organe de contrôle de débit	(21) Régulateur automatique de pression
12: Ventilateur	(22) Régulateur manuel de pression
13: Réfrigérateur	(23, 24) Contrôle au poste de pilotage
	(25) Vanne
26, 27: Connexion pour l'alimentation du circuit au sol	



- figure I-2 -

Schema d'un systeme de Conditionnement
de l'air d'un avion Civil

(A 300 - 310) (1)

1.5.1) Conditionnement d'air

L'air de conditionnement est fourni soit par les réacteurs, soit par le groupe auxiliaire, ou, au sol par un groupe de conditionnement. Cet air est conditionné par deux systèmes indépendants du type 'bootstrap' comportant chacun un limiteur de débit, un échangeur air/air, un groupe de réfrigération, un séparateur d'eau et un régulateur de température.

De plus quand l'air est prélevé sur les réacteurs il traverse un régulateur de pression et un préréfroidisseur. L'air conditionné se partage entre quatre zones, l'une d'entre elles étant le poste de pilotage. La température de chaque zone peut être contrôlée séparément entre 18° et 29°C. La température dans la soute à animaux vivants peut être maintenue automatiquement à 15°C.

1.5.2) Pressurisation

Le contrôle de la pression cabine, de son taux de variation, et de la pression différentielle est assuré par deux systèmes automatiques indépendants. Une commande manuelle permet la fermeture des soupapes de régulation. En fonctionnement normal un seul système est en service, le second étant utilisé seulement en cas de panne du premier. La pression différentielle normale est de 570mb, ce qui permet d'obtenir à 10 700m une altitude cabine de 1 550m.

Le taux de variation de l'altitude cabine peut être choisi entre 1 et 10m/s

1.5.3) Sécurité

Des soupapes limitent la pression différentielle à 638mb

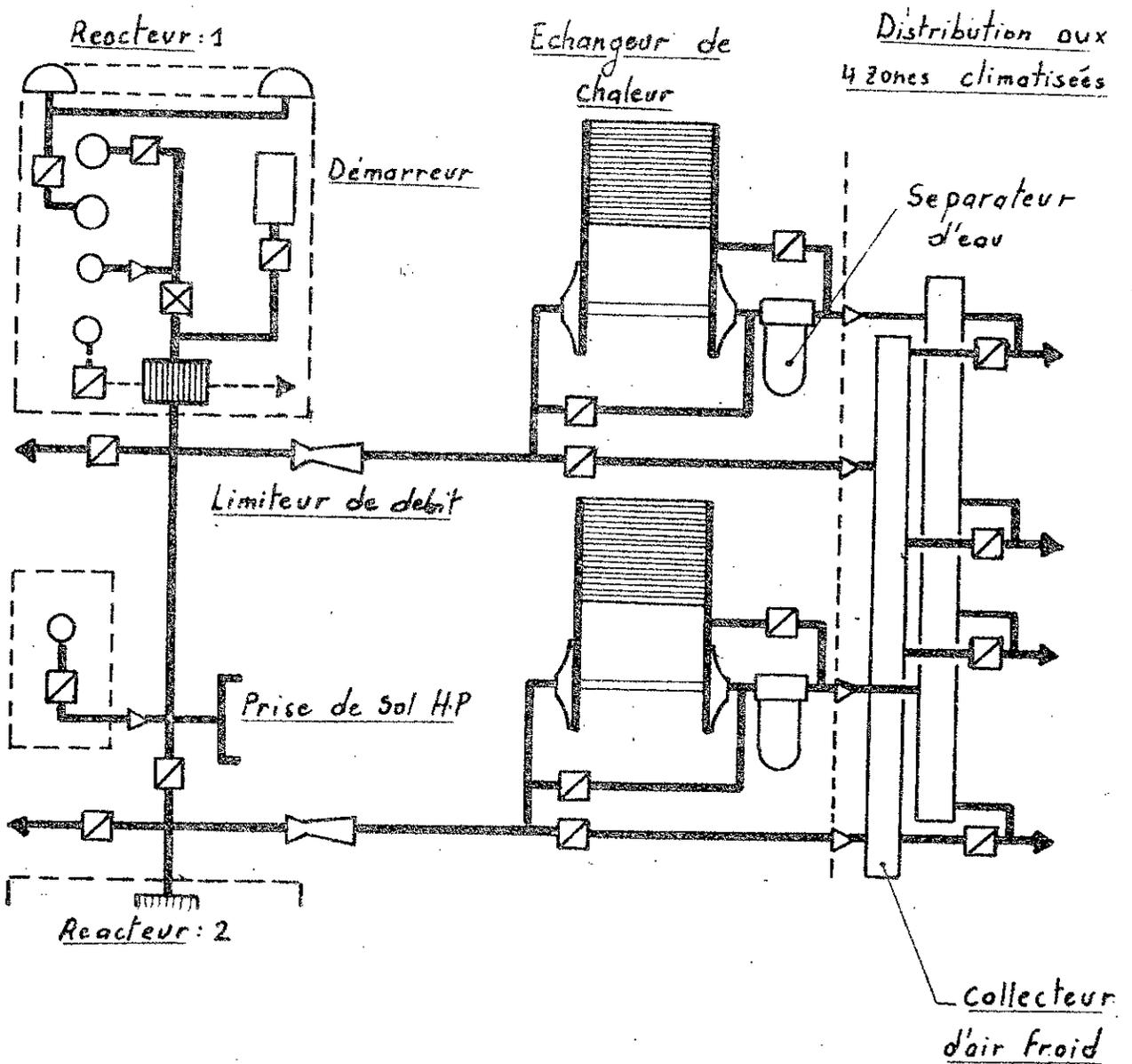


Figure I-4 : Système de conditionnement de l'air
dans l'Airbus

CHAPITRE II

VANNE D'EVACUATION DE L'AIR

2.1. Objet de la vanne

-La fonction principale de la vanne est la regulation du débit d'air sortant de la cabine dans le but de regler la pression.

Cette vanne a la forme d'une tuyère convergente.

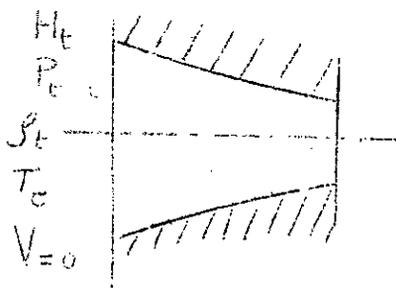
On se propose ,au lieu de gaspiller cet air,de lui donner une direction convenable pour gagner une poussée supplémentaire .

-Pour ce faire, on doit donner une nouvelle geometrie à la vanne, chercher la position la plus agréable et chercher s'il y'aura des decavantages pour cette nouvelle conception.

-La seule forme repondant à ces deux fonctions (regulation du débit d'air et production d'une poussée) n'est autre que la tuyère, c'est pour cela, il est necessaire de faire l'étude d'une tuyère.

2.2 Fonction d'une tuyère convergente.

2.2.1)Hypotheses



- *Ecoulement monodimensionnel à partir de l'état d'arrêt de l'air en Amont.
- *Ecoulement isentrppique et se fait par tranche.
- *Vitessé de l'ecoulement parallèle point de la canalisation.

2.2. 2) Relation d'Hugoniot

L'équation de continuité écrite sous forme différentielle est

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{ds}{s} = 0$$

-L'équation de mouvement: $V dV + \frac{dP}{\rho} = 0$

Si a est la célérité du son égale à : $a^2 = \frac{\partial P}{\partial \rho}$

il vient des deux expressions suivantes:

$$\frac{ds}{s} + \frac{dV}{V} \left(1 - \frac{V^2}{a^2}\right) = 0$$

Nous en déduisons immédiatement une loi de l'écoulement monodimensionnel.

-Ecoulement subsonique: $V < a$: la vitesse croit lorsque la section décroît.

-Ecoulement supersonique: $V > a$: la vitesse croit lorsque la section croît.

-Ecoulement sonique : $V = a$ et la section correspondante est minimum, c'est le col.

2.2.3) Relation thermodynamique

*Ecoulement isentropique d'un gaz parfait

$$a) \quad \frac{P}{P_t} = \left(\frac{\rho}{\rho_t}\right)^\gamma = \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$b) \quad H + \frac{V^2}{2} = cte \quad et \quad H = \int \frac{dP}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma-1} RT$$

à l'amont de la tuyère:

$$V=0 \quad et \quad H_t = \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_t = H + \frac{V^2}{2}$$

2.2. 4) Relation au col de la tuyère

La vitesse de la particule au col est égale à celle du son

$$V_c = a_c = \sqrt{\gamma R T_c}$$

On peut écrire : $\frac{\gamma}{\gamma-1} R T_c = \frac{a_c^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_c = \frac{\gamma(\gamma+1) R T_c}{2(\gamma-1)}$

d'où
$$\frac{T_c}{T_t} = \left(\frac{P_c}{P_t}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{P_c}{P_t}\right)^{\gamma-1} = \left(\frac{a_c}{a_t}\right)^2 = \frac{2}{\gamma+1}$$

2.2. 5) Relation dans une section quelconque de la tuyère

Introduisons une fonction très importante dans l'étude des écoulements dans une tuyère.

Cette fonction $f\left(\frac{P}{P_t}\right) = \frac{Q\sqrt{T_t}}{A P_t}$ peut se

calculer à partir des équations

$$Q = \rho v S ; \quad v^2 = 2 c_p (T_c - T) \quad \text{et} \quad \left(\frac{P}{P_t}\right) = \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

d'où on tire

$$\frac{Q\sqrt{T_t}}{A P_t} = \frac{\sqrt{2 c_p}}{R} \left(\frac{P}{P_t}\right)^{1/\gamma} \sqrt{1 - \left(\frac{P}{P_t}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = f\left(\frac{P}{P_t}\right)$$

On voit que pour un écoulement $0 \leq \frac{P}{P_t} \leq 1$

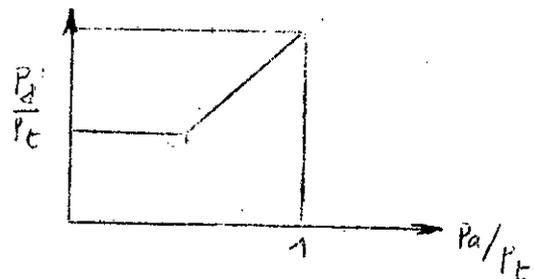
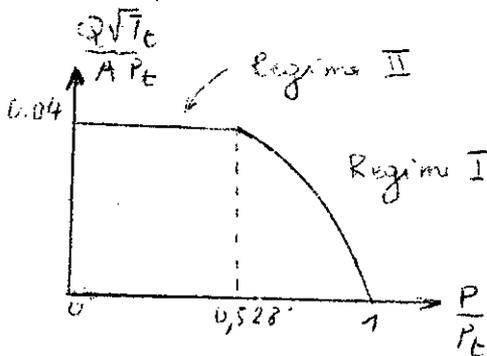
$$f = 0 \quad \text{pour} \quad \frac{P}{P_t} = 0 \quad \text{et} \quad \frac{P}{P_t} = 1$$

f est maximum pour $\frac{P}{P_t} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ au col de la tuyère ($A = A_c$) pour $\gamma = 1,4$ on a :

$$f\left(\frac{P_c}{P_t}\right) = \frac{Q\sqrt{T_t}}{A_c P_t} = 0,04 \quad (\text{Syst. SI})$$

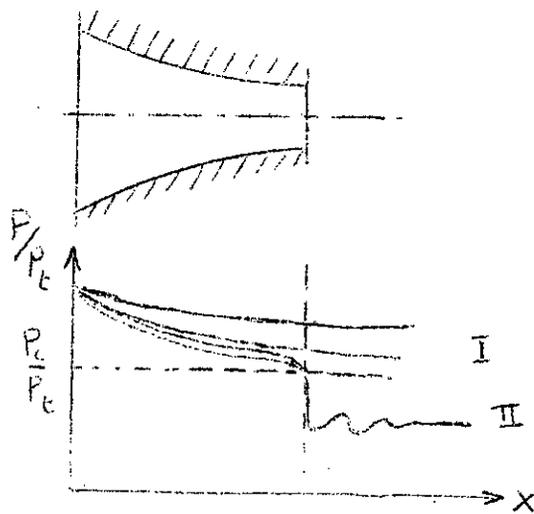
Faisons le tracé de

$$\frac{Q\sqrt{T_t}}{A P_t} = f\left(\frac{P}{P_t}\right) \quad \text{pour} \quad \gamma = 1,4$$



Examinons comment évolue l'écoulement dans une tuyère convergente.

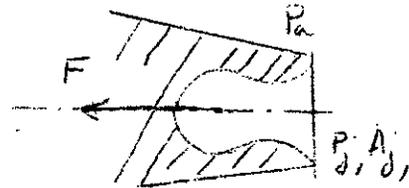
Pour une aspiration donnée le débit Q , est bien fixée et la fonction (f) donne une relation entre A et $\frac{P}{P_t}$ donc entre (x) (abscisse de la section(A) le long de l'axe de la tuyère) et $\frac{P}{P_t}$



2.2.6) La poussée

Ce qui nous intéresse est le type de tuyères utilisées par les machines à jet ou le jet est au contraire produit par la machine elle-même et réalise une propulsion en sens inverse du jet, ce qui est le cas des fusées.

L'écoulement est supposé permanent dans une tuyère unidimensionnelle. Si (Q) est le débit masse des gaz le débit de quantité de mouvement est (Wj) qui sort du gaz.



Nous appellerons poussée (F) la résultante de toutes les forces qui s'exercent sur le solide en négligeant la traînée sur la surface extérieure.

-Le théorème des quantités de mouvements: (la dérivée de la quantité de mouvement d'un système matériel est égale à la

... / ...

somme des forces s'exerçant sur ce système, il nous guide à :

$$F = Q V_j + (P_j - P_a) A_j$$

$$P_p = Q V_j + P_j A_j$$

P_p = Caractéristique du propulseur indépendante des conditions extérieures appelées "poussée" intrinsèque", c'est la force de poussée qu'aurait le propulseur dans le vide.

$A_j P_a$: L'autre poussée extérieur reliée à la traînée T

2.3 Positionnement de la vanne (voir figure 2.1)

-Le jet produit par la vanne constitue une poussée supplémentaire à l'avion, par ailleurs en sortant à grande vitesse, l'air du jet vient se coller à la partie du fuselage qui la succède.

Dans ces conditions il faut choisir une position de la vanne de façon qu'aucune partie de l'aile, ne soit soumise à un écoulement supplémentaire, ce qui entraîne un écoulement supersonique au niveau de l'aile (cas des avions à vol transonique).

Un tel écoulement donne naissance à des ondes de chocs, causant ainsi une perte de portance et ceci entraîne le faux usage de la vanne. (position A)

... / ...

-Il serait préférable, de choisir une position éloignée des perturbations continues, pour qu'on puisse assurer une relation entre la pression ambiante à l'altitude Z de vol qui par la suite, facilitera la maîtrise automatique de la pression à l'intérieur de la cabine, par l'action sur la section du jet (Position B).

-De ce qui précède, on peut affirmer que la partie qui suit l'avant du fuselage et qui précède directement les ailes du côté haut ou bas, suivant la ligne de symétrie, convient pour notre choix. (les positions C et D)

-Le côté haut est à éviter (position C) car il exige une modification de la structure de l'avion et le gain de cette conception n'est plus absolue. Seule le côté inférieur reste jusqu'à présent le plus convenable (exclu des problèmes qu'on vient de citer), néanmoins il y'a un autre problème, c'est celui des perturbations puissantes qui se produisent pendant les premières secondes du décollage de l'avion qui subit une rotation.

Ces perturbations s'expliquent par une stagnation de l'air autour de la vanne qui empêche l'air vicié d'être évacué par suite de la pression d'arrêt supérieur à celle de la cabine.

Ceci mène à un écoulement inverse (de l'extérieur à l'intérieur) qui s'arrête lorsque la pression de la cabine a augmentée.

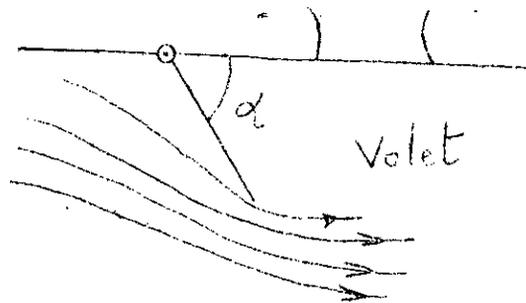
Ce phénomène est à éviter du fait de la pression de la cabine insupportable par les passagers.

. . . / . . .

- Deux solutions sont possibles pour échapper à cette anomalie:

La première consiste à fermer les valves d'entrée et de sortie pendant un temps court, puis de les ouvrir graduellement d'urant l'ascension de l'avion. Ceci compliquera le système de régulation des deux valves surtout pour celle de sortie qui doit être totalement ouverte après la fermeture des portes de l'avion au sol. De plus, ces deux valves doivent se fermer progressivement suivant un programme lorsque l'altitude de vol augmente.

La deuxième solution et qui convient le mieux consiste à monter un volet articulé qui avec ses dimensions raisonnables, s'ouvre avec un angle bien défini au cours du décollage et à la rotation de l'avion et se ferme à l'altitude ou cesse ces perturbations. (voir figure ci-dessous)



Airbus 300
Envergure : 44,84 m
Longueur totale : 53,62 m
Hauteur : 16,53 m
Diamètre ext : 5,64 m

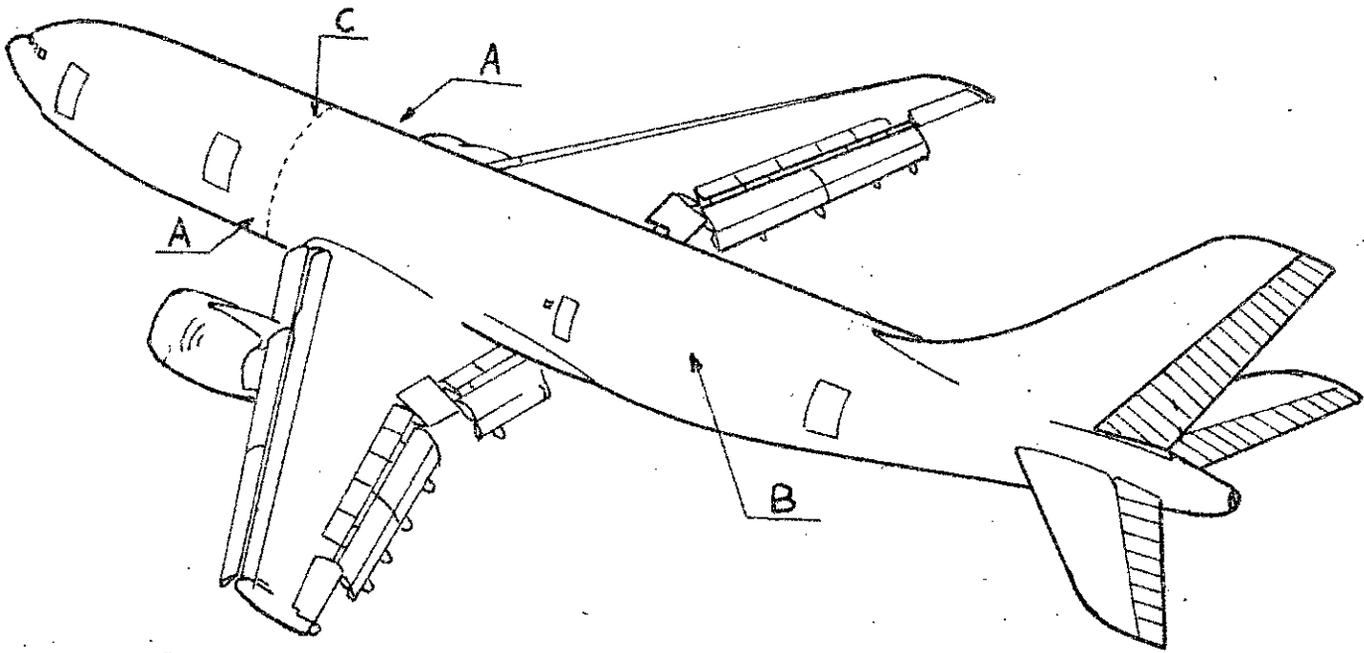
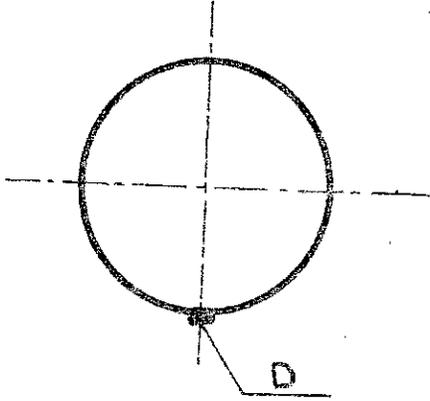


Figure 2-1 Position privilégiée de la vanne sur l'avion.

2.4 Fonctionnement de la vanne

2.4.1) Notion de base

*L'air utilisée pour la ventilation de la cabine, entre avec un débit volumique (Q_v) calculé suivant le nombre de passagers, indépendant de la variation de l'altitude.

*La pression P_t de la cabine, varié entre deux valeurs extrêmes $P_{t \min}$ et $P_{t \max}$, respectivement obtenues à l'altitude de vol et au sol lors de la fermeture des portes de l'avion.

*Cette pression P_t doit être maintenue dans cet interval afin d'assurer l'aise et le confort pour les passagers et d'éviter la cabine d'éclater (on parle de la pressurisation de la cabine)

* $\Delta P_{\max} = P_{t \min} - P_a$, doit être choisi de façon qu'elle soit inférieure à ΔP_{adm} qu'exige la construction de l'avion.

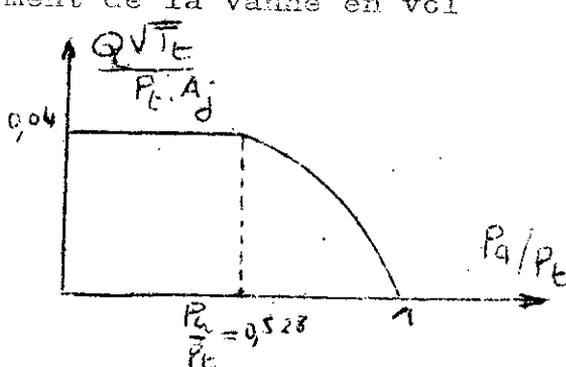
*La température T_t de la cabine doit prendre une valeur constante, indépendante de la variation d'altitude.

*** De ces notions, il en découle que le débit volumique Q_v et la température T_t sont les constantes de la cabine par contre P_t et A_j sont les paramètres qui varient avec l'altitude.

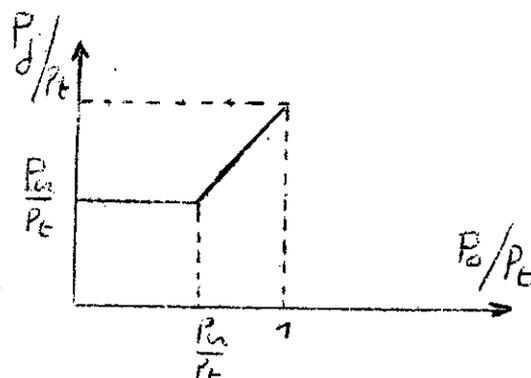
. . . / . . .

2.4.2 Principe de fonctionnement

Si nous avons choisi le principe de base de la vanne comme une tuyère convergente, les diagrammes (1) et (2) du paragraphe (2.2:5) permettent de déterminer le fonctionnement de la vanne en vcl



(fig: 1)



(Fig: 2)

1er cas: $P_a \leq P_c$

*Le diagramme de la figure -1- nous donne dans le cas de la vitesse sonique au jet ($P_j = P_a$):

$$\frac{P}{T} = \frac{Q_m \sqrt{T_c}}{A_c P_{c_{min}}} = 0,04$$

*le diagramme de la figure (2). nous indique pour avoir $P_j = P_u$ il faut que l'inégalité $P_a \leq P_{cr}$ soit vérifiée.

*Les relations $P_a = P_{cr}$ et $A_j = A_c$ sont obtenues à une altitude E_c , le débit est maximum ainsi que la vitesse et par suite la poussée.

*Ces trois paramètres (section, vitesse et poussée) se conservent également pour des altitudes supérieures.

... / ...

2°) cas : $P_a \geq P_c$

pour l'altitude Z inférieure à Z_c ; $f = \frac{Q\sqrt{T_t}}{P_t A_j}$
dévient inférieure à 0,04

On constate que si f continue à diminuer au dessous de 0,04 on aura soit augmentation de P_t soit augmentation de A_j

a) $A_j = A_c = \text{constante}$ et $P_t = \text{variable}$

Si $A_j = \text{constante}$ et si l'on veut fixer $f = 0,04$ au sol:

$$\frac{P_t}{P_a} = 0,528 \qquad P_t = \frac{P_a}{0,528} = 1,89 \cdot P_a$$

avec $P_a = 1. \text{ bar}$ on a : $P_t = 1,89 \text{ bar}$ c'est une valeur inadmissible par conséquent il faut l'entrée en faisant varier A_j

b) $A_j = \text{Variable}$ et $P_t = \text{constante}$

On constate qu'aux altitudes faibles ($f \rightarrow 0$) A_j dévient infini. Ceci exige une grande ouverture pour permettre la sortie de Q_m . Cette solution ne peut être acceptée car elle tronçonne le fuselage.

***La solution la plus convenable pour le bon fonctionnement de la vanne; consiste à permettre à A_j d'augmenter toute seule ou bien avec P_t suivant un programme bien défini.

. . . / . . .

A_j augmente jusqu'à une grande valeur choisie de telle façon que le fuselage soit en sécurité et que les forces dynamiques autour de la vanne aient des valeurs convénables.

P_t atteint une valeur qui permet le passage de Q_m à travers A_{max} .

avec

Mais cette A_{max} on risque d'avoir une valeur de P_t supérieure à celle permise avant que l'avion n'atteigne le sol; dans ce cas là on serait obligé à faire recours à une valve supplémentaire dite valve à papillon (figure 2-2) .

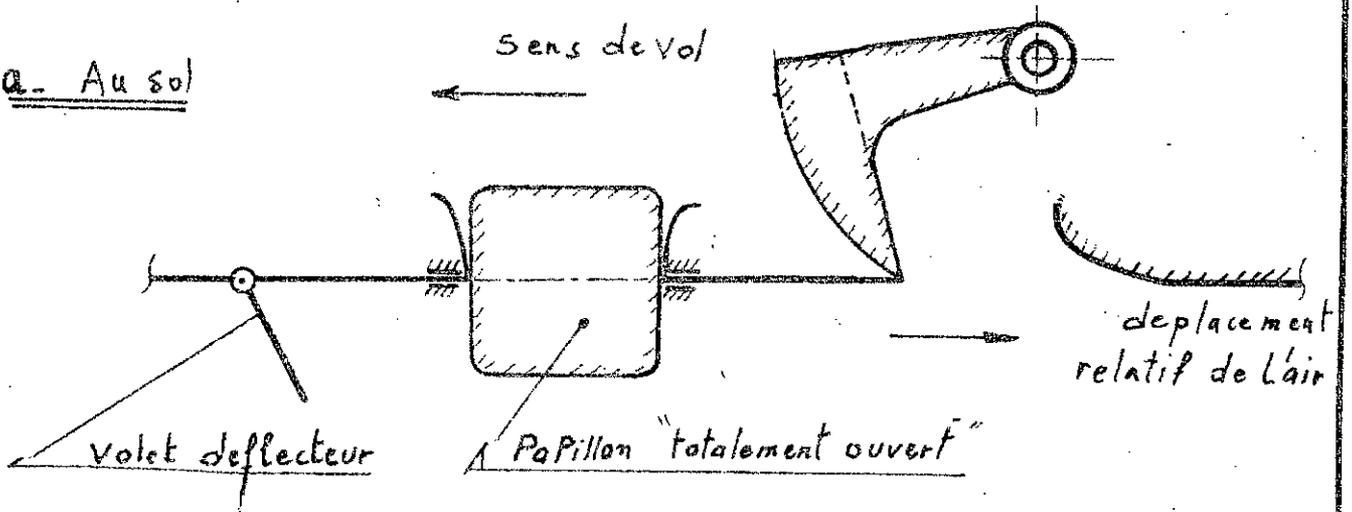
Celle -ci peut être ouverte à partir d'une certaine altitude convénable, qui assure le passage de Q_m avec un $\Delta P = P_t - P_a$ convénable; à chaque fois que ΔP diminue avec l'altitude, l'ouverture totale augmente .

Dans ces conditions la pression moyenne de la cabine sera convénable jusqu'à l'atterrissage.

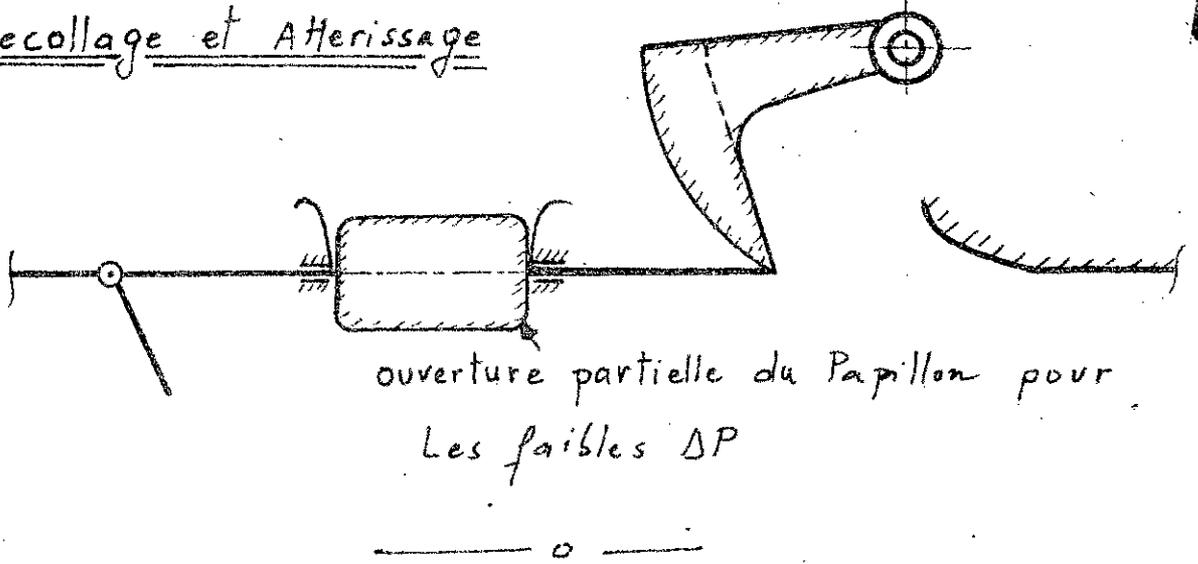
NOTA : Il ne faut pas oublier le montage d'un volet, utile durant l'atterrissage et le décollage.

Système complet de regulation de Pression

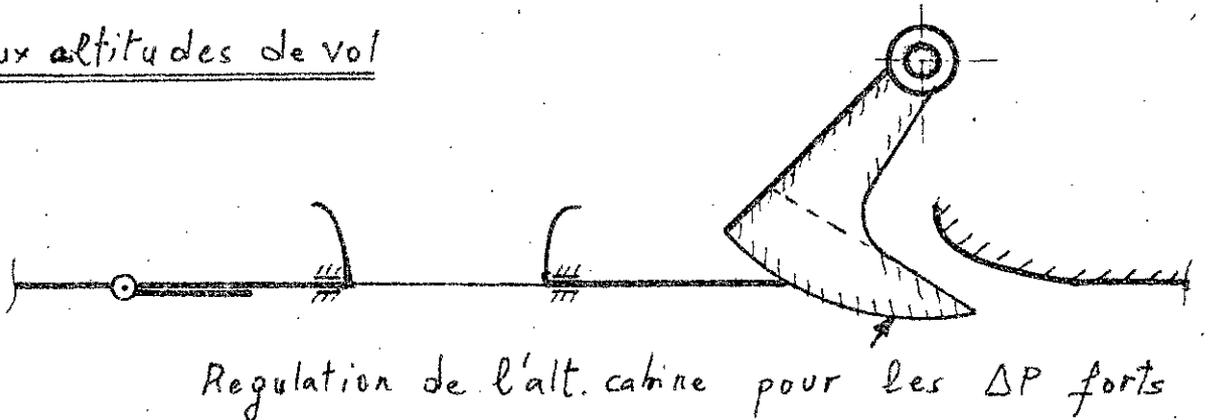
a. Au sol



b. decollage et Atterissage



c. Aux altitudes de vol



- Figure 2-2 -

2.5 Système de régulation

L'ensemble du système de régulation est constitué:

*d'une vanne à papillon utilisée dans les petites altitudes
(fig : 2-2)

*d'un volet d'effecteur installé en Amont de la vanne pour
prévenir à l'augmentation de pression pendant le décollage
l'atterrissage et la rotation de l'avion .(fig: 2-2)

*La vanne ^{à pelle} utilisée au grande altitude. (fig : 2.2)

*Les deux moteurs utilisés comme organe de puissance et
ayant le sens de rotation inversé pour permettre l'ouver-
ture et la fermeture partielle de la vanne à pelle.

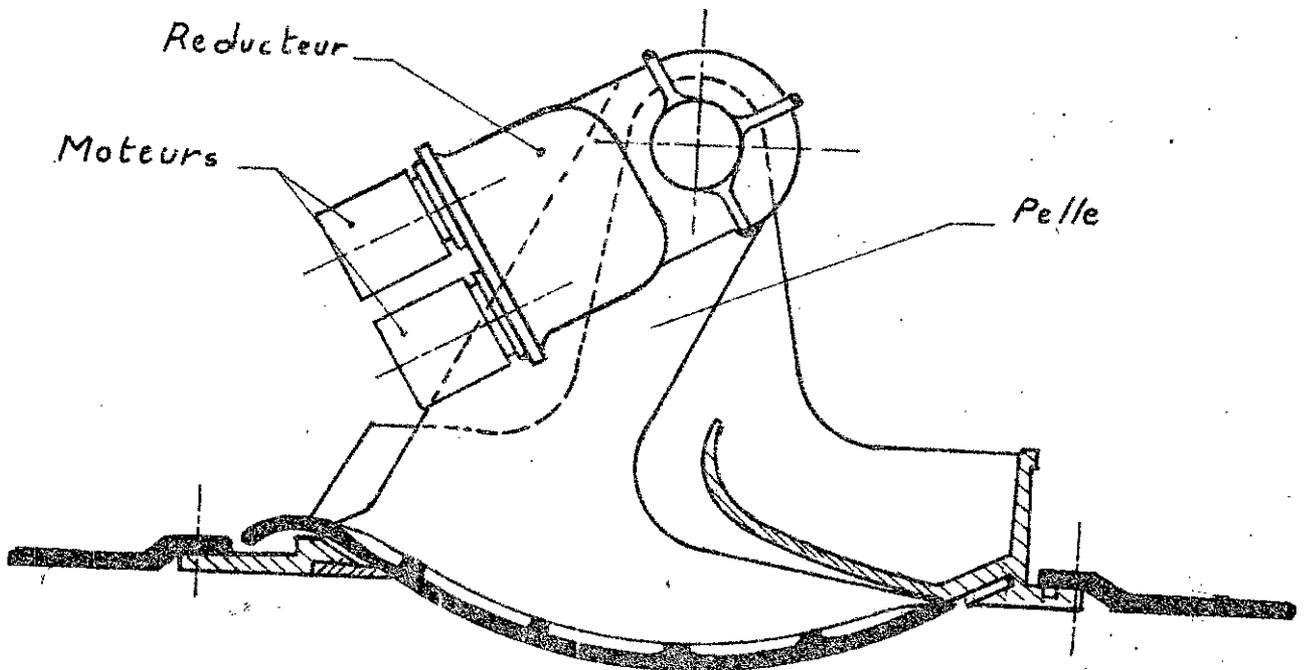
(fig : 2-1)

*d'un réducteur qui permet la réduction de la vitesse de
rotation des moteurs.

(fig : 2-3)

VANNE A PELLE

ORGANE DE PUISSANCE
MONTE SUR L'ARTICULATION DE LA PELLE



- L'organe de puissance (Moteur + reducteur) peut être placé à droite de l'axe vertical (rotation $\approx 90^\circ$) dégageant l'écoulement.

- Par contre dans la position représentée, la dissipation thermique est mieux assurée. Les moteurs et le reducteur peuvent être accessibles depuis l'extérieur de l'avion.

Figure 2-3

CHAPITRE III

Point de fonctionnement de la vanne à pelle

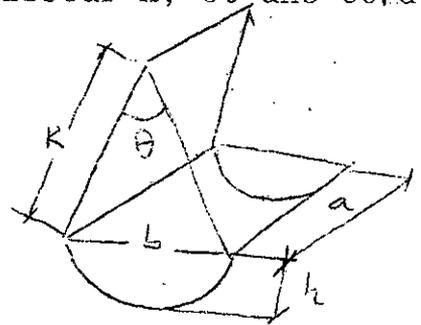
3.1 Vanne à pelle

Au chapitre précédent, nous avons vu que le système de régulation de pression de la cabine, est constitué d'un papillon qui n'est utilisé que pour les faibles altitude; d'un volet déflecteur de l'air ne fonctionnant que pendant le décollage et la rotation de l'avion; et de la vanne à pelle qui est utilisée d'une manière stable pendant le vol.

Cette vanne, comme il a été vu, a un double rôle, l'un est la régulation de la pression à l'intérieur de la cabine, l'autre est la production d'une poussée supplémentaire à l'avion.

Cette vanne est constituée d'un bras de longueur R ; d'un profil en Arc caractérisé par une épaisseur h , et une corde b

de longueur a . La vanne a la forme d'une pelle d'où le nom de "vanne à pelle"



- * Une telle forme assure un bon guidage du jet et des fuites négligeables de l'air de ventilation de la cabine avec l'extérieur.
- * Le principe de fonctionnement de la vanne à pelle est le même que celui d'une tuyère convergente à col variable.
- * La variation de la section du jet est faite à l'aide d'un organe de puissance.
- * Le choix de b et h (soit de la courbure) est de tel façon qu'on ait une trainée minimum et un bon guidage du jet.

* Le choix a/b est lié au perte de charge qui doivent être minimales.

* Le rayon R du profil en Arc est fonction de la construction (L'axe de rotation doit être compris entre les diamètres intérieurs et extérieurs de la cabine).

3.2 Exemple d'application

Le système de régulation de pression trouve son applications sur les avions civils à long courrier tel que le DC:10; DC:8; A 310 ...etc. Ces avions sont caractérisés par des débits de ventilation élevés à cause du nombre de passagers qui est élevés, par contre dans les avions militaires il ne l'est pas du fait du débit qui est très faible.

Afin de mesurer la poussée supplémentaire due à la vanne il est nécessaire de faire une application à un avion civil de caractéristiques bien définies tel que le débit de ventilation, la pression de la cabine, l'altitude de vol.

3.2.1 Caractéristiques de la cabine

L'avion sur lequel on se base pour évaluer la poussée est l'airbus A310 dont les caractéristiques sont comme suit:

- *Altitude de vol..... $Z_v = 10058,52\text{m}$ ou (33000 ft)
- *Altitude de la cabine..... $Z_c = 1417,34\text{m}$ ou (4650ft)
- *Débit d'air de ventilation $Q_c = 3,734\text{kg/s}$ ou (494lb/min)
- *Débit de fuite $Q_f = 0,272\text{kg/s}$ ou (36lb/min)
- *Température de la cabine... $T_c = 21^\circ\text{C}$ ou (70°F)

3.2.2 Caractéristiques géométriques de la vanne à pelle

Comme il a été vu au paragraphe 3.1 les caractéristiques géométriques de la vanne sont la longueur R du bras, la corde et l'épaisseur du profil en Arc et la largeur propre à la vanne. Ces paramètres doivent être choisis de façon à assurer un bon guidage du jet, une perte de charges minimale et une traînée minimale. Un tel choix ne peut se faire que sur le champ de l'expérimentation avec une longue durée.

Une étude a été effectuée à ce propos en Amérique qui par la suite fut utilisée à l'avion Douglas DC:8

On se base durant notre étude sur les caractéristiques géométriques de la vanne de la figure 3.1. Ces caractéristiques sont déterminées expérimentalement.

* L'angle d'écoulement α du jet est de : 15°

* Le coefficient de perte de charge $C_D = 0,9$

3.2.3 Position de la vanne sur l'Airbus A310

Comme il a été vu au chapitre II la position privilégiée de la vanne est celle du côté bas du fuselage de l'avion (voir figure 3-2)

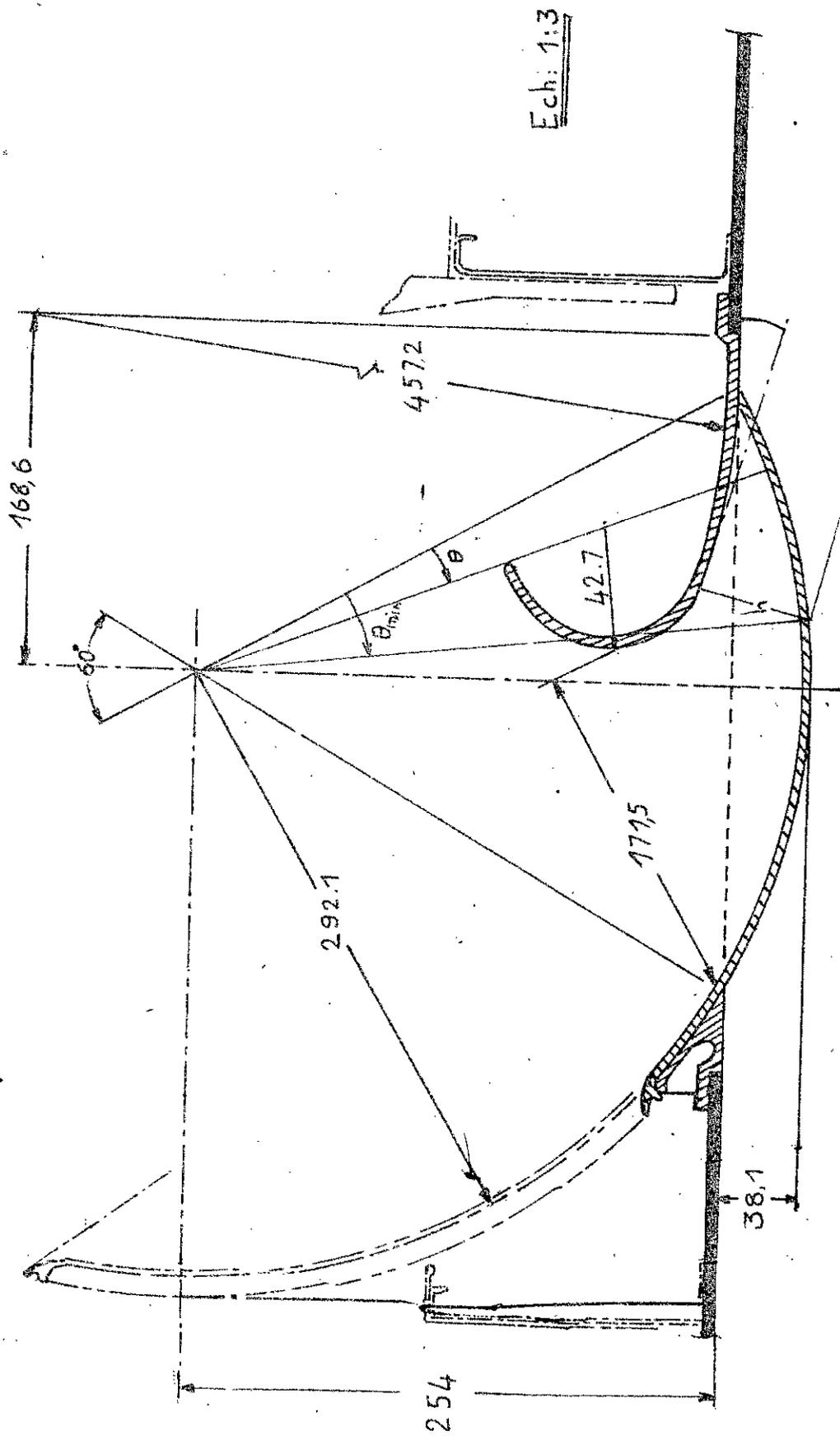
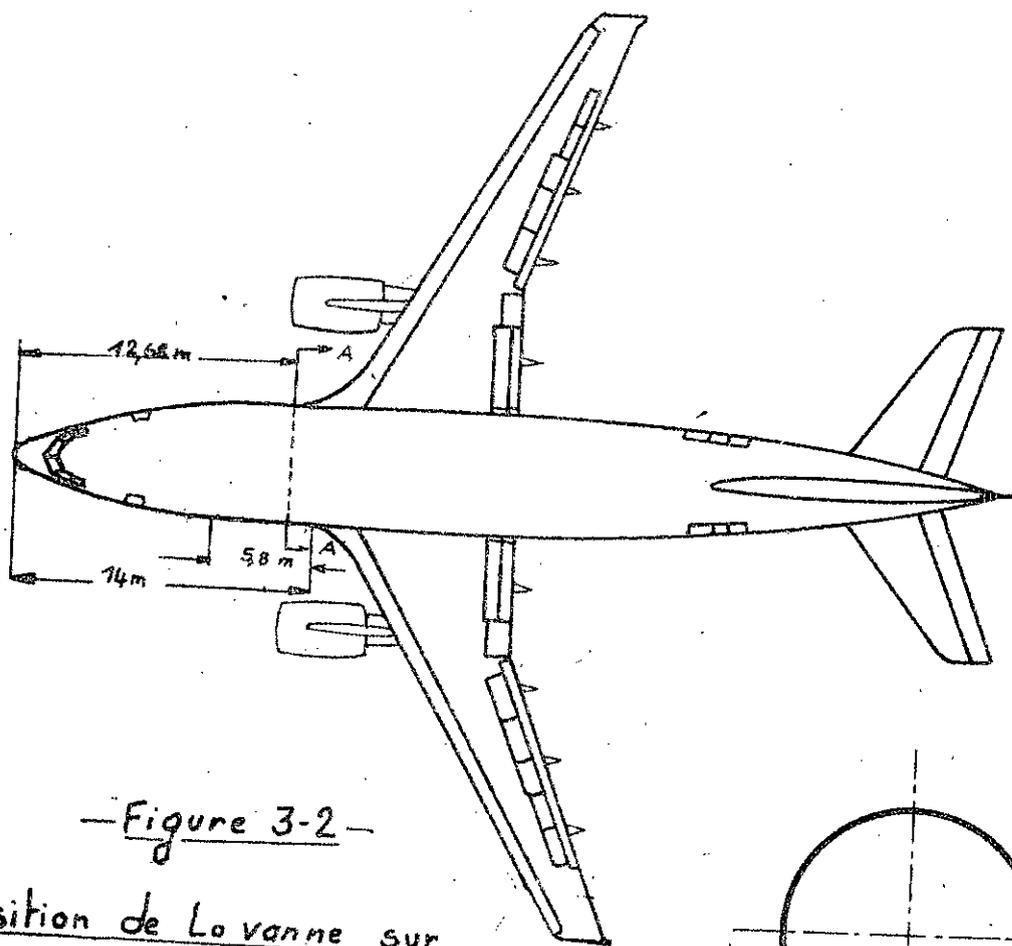
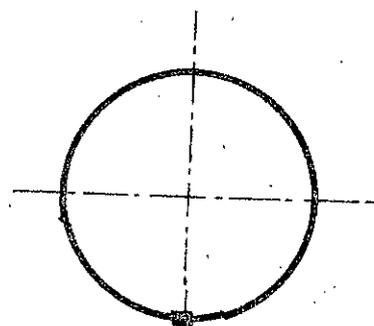


Figure 3-1: La configuration de la vanne à pelle



— Figure 3-2 —

Position de la vanne sur
le fuselage de l'avion A310



Sec. A-A

3.3 Fonctionnement de la vanne à pelle

Le programme, concernant la variation de la pression dans la cabine aux diverses altitudes (du sol jusqu'à l'altitude de vol) ne fait pas notre objet mais on va quand même utiliser des données complétant nos informations tout en mettant en évidence le fonctionnement des organes de la régulation de la pression avec l'altitude.

* Au sol, juste après fermeture totale des portes de l'avion le papillon et la vanne à pelle sont totalement ouverts. La section du jet est maximale.

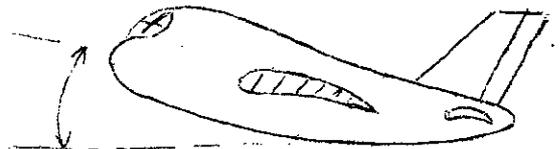
$$A_{max} = A_{pelle} + A_{papillon} ; A_{max} = 2802 \text{ cm}^2$$

Le débit de ventilation est réfoulé sous l'effet de la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de la cabine $\Delta P = 1,3 \text{ mbar}$

la section maximale de la vanne appelée $A_{pelle} = 607 \text{ cm}^2$ et par suite la section maximale du papillon est

$$A_{papillon} = 2195 \text{ cm}^2$$

* pendant le décollage et la rotation de l'avion le volet s'ouvre d'un angle convenable (75° pour DC 10) et se ferme dès que les perturbateurs cessent et l'altitude correspondante est de 15m pour le DC 10 quant au papillon il se ferme progressivement jusqu'à sa fermeture totale correspondante à l'altitude de 300m.



*A partir de cette altitude (l'ordre de 300m) la vanne à pelle commence à se fermer progressivement. La pression du jet à la sortie est celle de l'ambiante ($P_j = P_a$) avec la diminution de avec l'augmentation de l'altitude; la pression tend vers la pression critique ou l'écoulement du jet est

sonique et cela se produit à une altitude

la vitesse au col est : $V_c = a_c = \sqrt{\gamma R T_c}$ (Mach=1)

R = constante des gaz parfaits

γ = coefficient de l'adiabatique

T_c = température de la cabine

Les paramètres de l'état critique sont:

$$\frac{P_c}{P_t} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}, \quad \frac{T_c}{T_t} = \frac{2}{\gamma+1}, \quad \frac{\rho_c}{\rho_t} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

3.4 Evaluation des paramètres du jet

Les paramètres de l'air P, T, ρ, μ et ν à l'altitude Z_v sont déterminés par les expressions de l'atmosphère type (standard)

* $T = 288 - 6,5 Z$ avec $Z \leq 12 \text{ km}$

* $\frac{P}{P_0} = \left(1 - \frac{6,5 Z}{288}\right)^{5,255}$

* $\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/4}$ Expression de RALEIGH.

* $\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{6,5 Z}{288}\right)^{4,255}$

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

*Condition au sol (niveau de la mer)

$T_0 = 15^\circ\text{C}; \quad P_0 = 101325 \text{ N/m}^2;$

$\rho_0 = 1,2256 \text{ kg/m}^3$

$\mu_0 = 1,763 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m.s};$

$\nu_0 = 1,455 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

* Condition à l'altitude de vol

En tenant compte des données de base de l'avion A310, données précédemment; on évalue les paramètres de l'air à l'altitude de vol.

$Z_v = 10050,52 \text{ m}; \quad T = -50,4^\circ\text{C}; \quad P_a = 26207,59 \text{ N/m}^2;$

$\mu = 1,469 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m.s}; \quad \nu = 3,58 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}; \quad \rho = 0,41 \text{ kg/m}^3$

*Condition au col à Z_c

A Z_c l'écoulement est sonique on a: $P_a = P_j = P_c$ et en utilisant les relations du col déduites précédemment on tire:

$$\rho_c = 0,6413 \text{ kg/m}^3; \quad T_c = 24^\circ\text{C}; \quad P_c = 45\,120 \text{ N/m}^2$$

Elles sont obtenues à Z_c tel que:

$$\frac{P_c}{P_0} = \left(1 - \frac{6,5Z}{288}\right)^{5,255} \text{ soit } Z_c = \frac{288}{6,5} \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_0}\right)^{\frac{1}{5,255}}\right)$$

où $Z_c = 6321\text{m}$

A cette altitude Z_c la vitesse est celle du son:

$$a_c = \sqrt{\gamma R T_c} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 245} = 313,75 \text{ m/s}$$

* la poussée est maximale et demeure constante depuis Z_c

**Section du jet

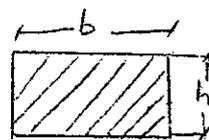
Le débit est donné par: $Q = \rho_c a_c A_c$ et par suite la section A_c du jet est:

$$A_c = \frac{Q}{\rho_c a_c} = \frac{3,462}{0,6415 \cdot 313,75} = 0,0172 \text{ m}^2$$

ou $A_c = 172 \text{ cm}^2$

La forme du jet est rectangulaire $A_c = b \cdot h$

b : largeur de la vanne; h : épaisseur du jet



$$\text{on a: } h = \frac{A_c}{b} = \frac{172}{35,6} = 4,83 \text{ cm}$$

$$\text{ou } h = 48,3 \text{ mm}$$

La section A_c est obtenue théoriquement, les pertes de charges sont présentées en utilisant un coefficient de perte de charge

$C_D = 0,9$ confirmé par l'expérience, on obtient:

$$h_{\text{reel}} = \frac{h_{\text{th}}}{C_D} = \frac{48,37}{0,9} = 53,68 \text{ mm}$$

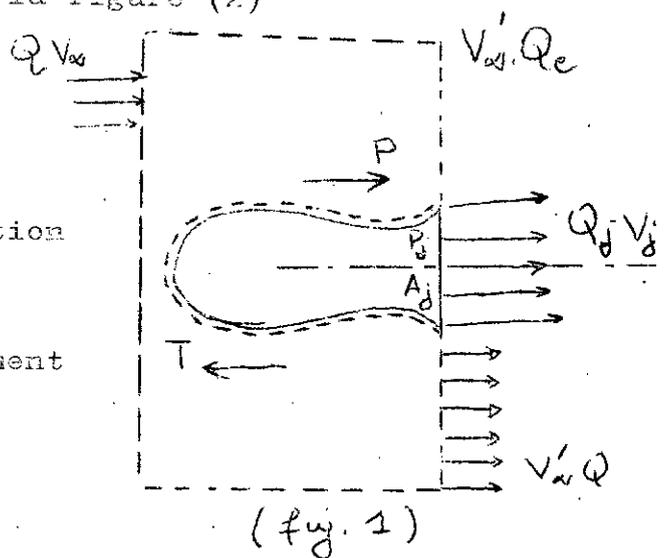
avec $h_{\text{reel}} = 53,68 \text{ mm}$ et par la construction on obtient l'ouverture θ de la vanne égale à 18° . ($\theta = 18^\circ$)

3,5 Evaluation de la poussée

Le jet fluide, issue de la cabine et dirigé par la vanne à pelle, donne lieu à un effet de réaction qui engendre une composante propulsive ou poussée. La détermination de cette poussée est analogue à celle d'une fusée à cause de la cabine qui constitue un réservoir d'air semblable à l'étage de la fusée.

Pour déterminer la poussée, on considère un volume de contrôle délimité comme l'indique la figure (2)

- A_j = section du jet
- V_j = vitesse du jet
- P_j = pression à la section du jet
- T = trainée de frottement
- P = poussée.



(fig. 1)

en utilisant le théorème d'impulsion (énoncé au chapitre III) qu'on applique au volume de contrôle on a:

$$-T + P + (P_a - P_j) A_j = Q_j V_j + Q V_{\infty}' - Q V_{\infty} \quad (1)$$

si la pression et la vitesse de l'écoulement extérieur sont supposées constantes sur toute la surface de contrôle sauf sur la surface d'évacuation du jet A_j ou la pression P_j est différente de P_a et en négligeant la trainée de frottement (très faible, on l'a évalué au chapitre V.)

... / ...

l'équation (1) devient :

$$P + (P_a - P_j) A_j = Q V_j$$

ou

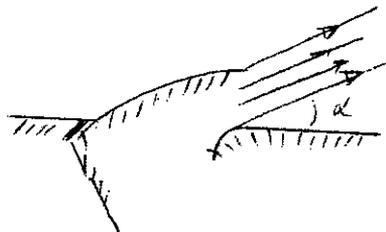
$$P = Q V_j + (P_j - P_a) A_j$$

en réalité le jet sortant de la cabine (voir figure II) fait un angle α avec la vitesse à l'infini, la composante propulsive est :

$$F_p = P \cos \alpha$$

soit

$$F_p = [Q V_j + (P_j - P_a) A_j] \cos \alpha$$



(figure 2)

Application numérique

$$Q = 3,462 \text{ kg/s} ; \quad A_j = 0,0172 ; \quad V_j = a_c = 313,753 \text{ m/s};$$

$$P_j = 0,453 \cdot 10^5 \text{ Pa} ; \quad \alpha = 15^\circ ; \quad P_a = 26207 \text{ Pa}$$

$$F_p = [3,462 \cdot 313,753 + (45300 - 26207) \cdot 0,0172] \cos 15^\circ$$

soit :

$$F_p = 1375,526 \text{ N}$$

Conclusion

Une telle poussée ajoutée à celle des turboréacteurs permet d'augmenter le rendement global de propulsion.

CHAPITRE IV

ETUDE DE L'ÉCOULEMENT PARFAIT
AUTOUR DE LA VANNE

4.1 Etude de l'écoulement extérieur

4.1.1) Hypotheses

Les caractères de l'écoulement de l'air extérieur à la vanne sont les suivants:

- a- Le fluide (l'air) est incompressible et non visqueux.
- b- L'écoulement est bi-dimensionnel et irrotationnel.
- c- Le régime d'écoulement est permanent.

Des deux hypothèses il en découle que si $\vec{V}(u,v)$ est la vitesse de la particule, ils existent deux fonctions φ et ψ dites fonctions de potentielle et de courant tel que:

$$* \vec{V} = \text{grad } \varphi \Leftrightarrow u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \text{ et } v = \frac{\partial \varphi}{\partial y} \quad (1)$$

$$* \text{rot } \vec{V} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} = 0$$

La fonction de courant est tel que:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad \text{et} \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (2)$$

En tenant compte de l'équation de continuité et les trois hypothèses on a:

... / ...

$$\operatorname{div} \vec{V} = 0 \quad \Leftrightarrow \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

(1) et (2) injectées dans (3) sont équivalentes à :

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad \text{et} \quad \frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = 0 \quad (4)$$

(4) expriment que les fonctions φ et ψ sont harmoniques.

4.1.2) Problèmes

Afin de mesurer l'effet de l'écoulement extérieur sur le jet, on est censé à :

- * Déterminer les vitesses de particules fluides dans la zone de perturbation et en particulier sur le profil.

- * Déterminer la distribution de pression sur le profil en Arc.

- * Tracer les lignes de courant de l'écoulement extérieur qui par la suite seront superposées à celles du jet.

4.1.3) Méthode

Dans le but d'étudier l'écoulement autour de la vanne, ayant la forme en Arc, on fait appel à la représentation Conformée.

Cela permet, sachant qu'on connaît l'écoulement autour d'une circonférence, de déterminer par une transformation, l'écoulement autour du profil en question.

... / ...

4.1.4) Résolution par la méthode de JOUKOWSKY

La transformation de JOUKOWSKY est exprimée par:

$$M(z) \xrightarrow{T} P(\zeta)$$

$$\zeta = z + \frac{b^2}{z} \quad (5)$$

(z): plan d'auxiliaire; (zeta): plan de base.

avec $z = x + iy$ et $\zeta = \xi + i\eta$ des variables complexes.

Cette transformation permet de déterminer la forme des lignes de courant et des équipotentiels, autour du profil en Arc, à partir de celles de la circonférence.

La transformation $\zeta = z + \frac{b^2}{z}$ est analytique (Holomorphe) en tout point autre que le pôle.

Elle est équivalente, en identifiant les parties Réelles et les parties imaginaires entre elles, à:

$$\xi = x \left(1 + \frac{b^2}{x^2 + y^2} \right) \quad ; \quad b = \text{constante de JOUKOWSKY.}$$

$$(6) \quad \eta = y \left(1 - \frac{b^2}{x^2 + y^2} \right)$$

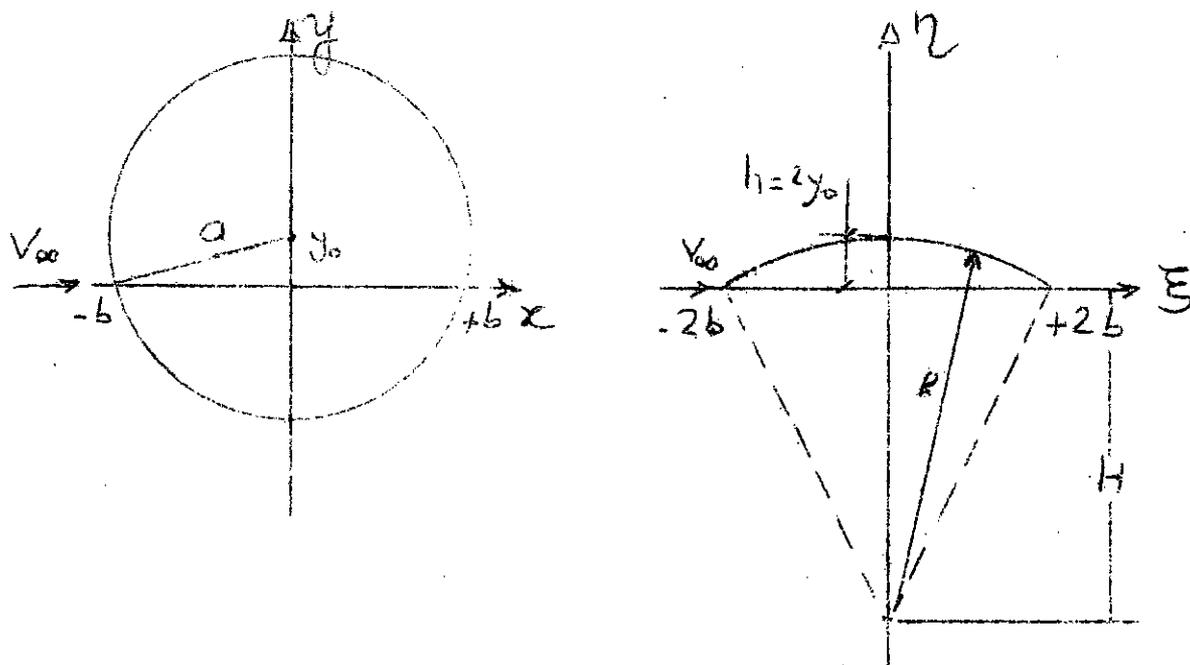
ou en exprimant x et y en fonction de ξ et η , et après une longue transformation à:

$$(7) \quad \left\{ \begin{array}{l} x = \frac{\xi y}{2y - \eta} \quad \text{avec } y \text{ tel que:} \\ 4y^4 - 8\eta y^3 + (\xi^2 + \eta^2 - 4b^2)y^2 + (4\eta b^2 - \eta^2 \xi)y - b^2 \eta^2 = 0 \end{array} \right.$$

... / ...

4.1.5 Evaluation des paramètres de la transformation

A tout point de la circonférence du plan xoy on peut lui faire correspondre un point dans le plan $\xi\eta$ par la transformation et vice versa



(fig: 4)

En se basant sur les caractéristiques de la vanne de la figure : 3 - 1 , On a :

- *h = épaisseur de l'air : $h = 2y_0$ $y_0 = \frac{h}{2}$
- *h = 33,1 mm $y_0 = 19$ mm
- *R = rayon de l'arc : $R = \frac{h}{4}$ $b = R/4$
- $R = 292$ mm $b = 73$ mm

* a = Rayon du cercle du plan auxilliaire

$$a = \sqrt{y_0^2 + b^2} \quad \text{ou} \quad a = 75,43 \text{ mm}$$

TABLEAU RÉCAPITULATIF

- * Rayon de l'arc ----- R = 292 mm
- * épaisseur de l'arc ----- h = 38,1mm
- * largeur de la vanne----- l = 356 mm
- * ordonnée du centre du cercle ----- = 19mm
- * rayon du cercle ----- a = 75,43mm

4.1.6) Les caractéristiques de l'écoulement autour de la circonférence.

Vu que les fonctions φ et ψ sont harmoniques puisqu'elles vérifient l'équation de LAPLACE et que le laplacien

$\Delta^2 f = 0$ est linéaire, on peut associer à l'écoulement une fonction $W = \varphi + i\psi$ dite fonction potentielle complexe.

W est également linéaire en effet :

$$\Delta^2 W = \Delta^2 (\varphi + i\psi) = \Delta^2 \varphi + i \Delta^2 \psi = 0$$

Δ^2 : est l'opérateur Nabla tel que:

$$\Delta^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2}$$

comme φ et ψ sont dérivables la fonction W est Holomorphe.(analytique)

... / ...

on définit la dérivée complexe par $\frac{dW}{dz}$ tel que:

$$\frac{dW}{dz} = \frac{\partial W}{\partial z} = \frac{1}{i} \frac{\partial W}{\partial y} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} + i \frac{\partial \psi}{\partial x} = u - iv$$

W = fonction potentielle complexe

4.1.6.1 Expression de la fonction potentielle complexe

L'écoulement autour de la circonférence de rayon a et de centre d'affixes z_0 , peut être considéré comme la superposition d'un écoulement uniforme de translation

$W_1 = V_\infty z$ et d'un dédoublet (source + point)

$$W_2 = V_\infty \frac{a^2}{z - z_0}$$

Le potentiel complexe résultant est:

$$W = W_1 + W_2 = V_\infty \left(z + \frac{a^2}{z - z_0} \right) \quad (8)$$

.../...

4.1.6.2) Expression de la vitesse complexe

Elle est exprimée par $\frac{dw}{dz}$ tel que:

$$\frac{dw}{dz} = V_{\infty} \left(1 - \frac{a^2}{(z-z_0)^2} \right) \quad \text{avec } z = x + iy$$

ou sous la forme:

$$\frac{dw}{dz} = \frac{[x^2 + (y - y_0)^2]^2 - a^2 (x^2 - (y - y_0)^2) + i2a^2 x(y - y_0)}{[x^2 + (y - y_0)^2]^2}$$

$\frac{dw}{dz}$: mesure la vitesse complexe dans le plan auxiliaire

4.1.7 Les caractéristiques de l'écoulement autour de la vanne

4.1.7. 1) Expression des projections de la vitesse

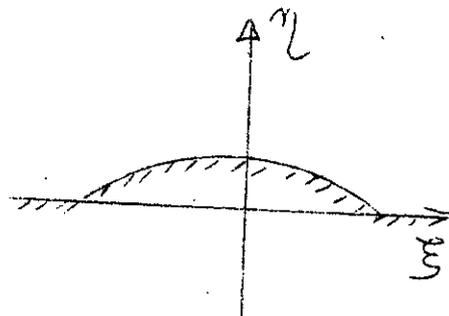
Etant donné que la transformation $\zeta = z + \frac{b^2}{z}$

est conforme; les transformées des équipotentiels et des lignes de courant du plan d'auxiliaire forment un Nouveau Réseau sur le profil en Arc et chaque transformé conserve la cote de la ligne primitive.

... / ...

le potentiel complexe est : (dans ce cas)

$$* W(\xi, \eta) = \varphi(\xi, \eta) + i\psi(\xi, \eta)$$



La vitesse complexe est :

$$\frac{dW}{d\zeta} = \frac{dW}{dz} \cdot \frac{dz}{d\zeta} = \frac{dW/dz}{d\zeta/dz} = U' - iV'$$

sachant que $\zeta = z + \frac{b^2}{z} \Rightarrow \frac{d\zeta}{dz} = 1 - \frac{b^2}{z^2}$ qui

s'écrit également sous la forme :

$$\frac{d\zeta}{dz} = \frac{(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) + i2b^2xy}{(x^2 + y^2)^2} \quad (10)$$

* $\frac{dW}{d\zeta}$ prend la nouvelle forme :

$$\frac{dW}{d\zeta} = \left[\frac{z^2 + y^2}{x^2 + (y - y_0)^2} \right]^2 \cdot \frac{[x^2 + (y - y_0)^2]^2 - a^2[x^2 - (y - y_0)^2] + i2a^2z(y - y_0)\sqrt{\infty}}{(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) + i2b^2xy} \quad (11)$$

étant donné que $\frac{dW}{d\zeta}$ est de la forme $U' - iV'$ on a après une série de transformations :

$$(12) U(\xi, \eta) = \frac{\left[\frac{x^2 + y^2}{x^2 + (y-y_0)^2} \right]^2 \left([x^2 + (y-y_0)^2]^2 - a^2(x^2 - (y-y_0)^2) \right) \left[(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) \right] + 4a^2 b^2 x y (y-y_0)}{\left[(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) \right]^2 + 4b^4 x^2 y^2} \cdot V_\infty$$

$$(13) V(\xi, \eta) = - \frac{\left[\frac{x^2 + y^2}{x^2 + (y-y_0)^2} \right]^2 \frac{2a^2(y-y_0) \left[(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) \right] + 2b^2 y \left[(x^2 + (y-y_0)^2)^2 - a^2(x^2 - (y-y_0)^2) \right]}{\left[(x^2 + y^2)^2 - b^2(x^2 - y^2) \right]^2 + 4b^4 x^2 y^2} \cdot V_\infty$$

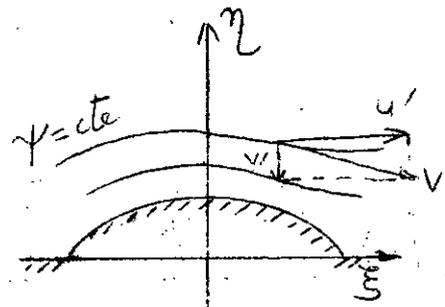
U' et V' sont les projections de la vitesse V de la particule dans le plan de base $\xi \Omega \eta$

4.17.3) Expression de la vitesse

Elle est donnée par :

$$(14) \quad V^2 = U'^2 + V'^2$$

avec U' et V' déterminées précédemment



4.17.4) Expression de la pression en chaque point de l'écoulement.

Elle est déterminée par l'emploi de l'expression de BERNIOULLI

$$(15) \quad \frac{P}{\rho_\infty} + \frac{V^2}{2} = \frac{P_\infty}{\rho_\infty} + \frac{V_\infty^2}{2} \quad \text{ou} \quad P = P_\infty + \frac{V_\infty^2 - V^2}{2} \cdot \rho_\infty$$

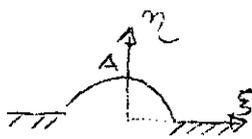
V_∞ , ρ_∞ et P_∞ sont les paramètres de l'air non perturbé

4.1.7.5) Détermination du Mach Max.

L'écoulement est parfait, la paroi est une ligne de courant de côte $\psi' = 0$, la vitesse est maximum au point A caractérisé par:

$$\text{et } \xi = 0 \quad \Leftrightarrow \quad \text{et } y = y_0 + a$$

Après injections des coordonnées du point A dans l'expression (12) on aboutit à:

$$V'_{max} = U'_{max} = \frac{2}{1 + \frac{b^2}{(y_0+a)^2}} \cdot V_{\infty}$$


avec $a = 75,43 \text{ mm}$

$b = 70 \text{ mm}$

$y_0 = 19 \text{ mm}$

$$V'_{max} = 1,252 V_{\infty} = k \cdot V_{\infty}$$

$k = \text{facteur numérique.}$

*la pression en ce point est: $P = P_{\infty} + \frac{\rho_{\infty}}{2} (V_{\infty}^2 - V_{max}^2)$

*la vitesse du son est: $a^2 = \frac{\partial P}{\partial \rho} \Big|_{y=y_0} = \frac{\partial}{\partial \rho} \left(P_{\infty} + \frac{\rho_{\infty}}{2} (1-k^2) V_{\infty}^2 \right)$

*le Mach en ce point est:

$$M_{max}^2 = \frac{V_{max}}{a} = \frac{k^2 V_{\infty}^2}{\frac{\partial}{\partial \rho} \left(P_{\infty} + \frac{\rho_{\infty}}{2} V_{\infty}^2 (1-k^2) \right)}$$

ou $M_{max} = \frac{k}{\left[\frac{1}{M_{\infty}^2} + \frac{\partial}{\partial \rho} (1-k^2) \right]^{1/2}}$ avec $\begin{cases} \gamma = 1,4 \\ k = 1,252 \\ M_{\infty} = 0,35 \end{cases}$

on a: $M_{max} = 0,42$ avec cette valeur il se forme une zone d'air comprimée qu'on néglige.

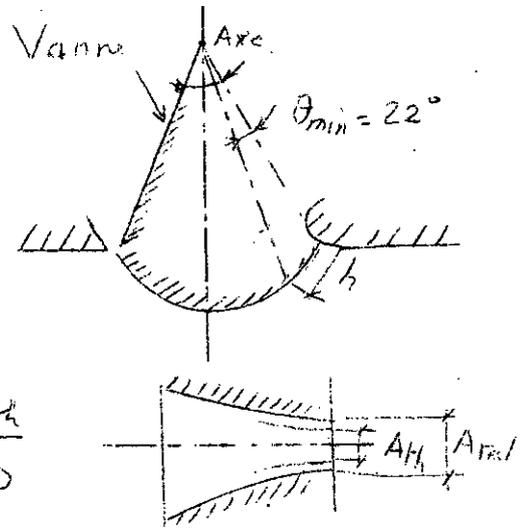
... / ...

4.4.3. Evaluation de la fonction de courant dans la zone du jet.

4.4.3.1) Détermination de la zone du jet

A l'altitude de vol ($Z \approx 10.000m$) la section du jet est celle obtenue à l'altitude critique ($Z_{cr} = 6200m$) ou l'écoulement est sonique.

En tenant compte des pertes de charge (couche limite) et en assimilant un coefficient de contraction $C_D = 0,9$ on a :



$$C_D = \frac{A_{th}}{A_{reel}} \iff A_{re} = \frac{A_{th}}{C_D}$$

avec $A_{th} = 172 \text{ cm}^2$ on a $A_{reel} = 191,111 \text{ cm}^2$

*l'épaisseur h du jet est:

$$\text{avec } A_{reel} = b \cdot h_{reel} \Rightarrow h_{reel} = \frac{A_{reel}}{b}$$

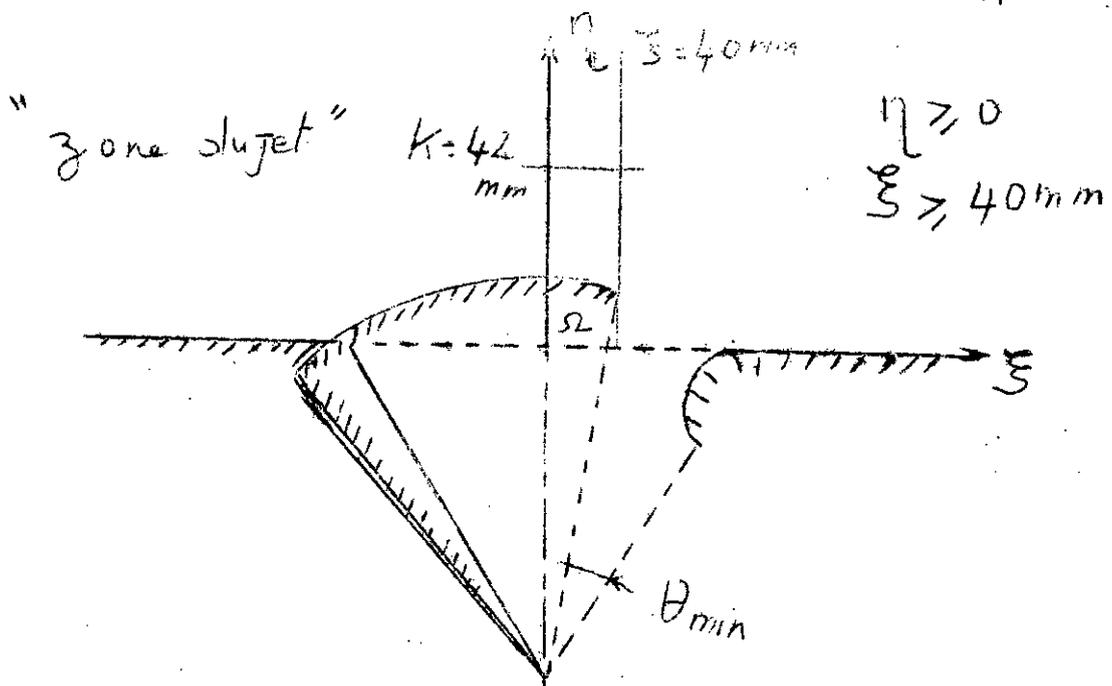
*si b est la largeur de la vanne :

$$b = 35,6 \text{ cm} \text{ on a } h = 5,368 \text{ cm} \text{ ou } h = 53,68 \text{ mm}$$

*l'angle θ_{min} ouverture de la vanne, voir figure 3.1)

$$\theta_{min} = 22^\circ \text{ (par la construction)}$$

... / ...



4.4.8.2 Evaluation des côtes des lignes de courant

Appellons ψ_e la fonction courant de l'écoulement extérieur si (U', V') sont les projections de la vitesse de la particule, on a:

$$U' = \frac{\partial \psi_e}{\partial \eta} \quad \text{et} \quad V' = - \frac{\partial \psi_e}{\partial \xi}$$

du fait de l'écoulement permanent, la ligne de courant sera la trajectoire décrite par la particule, caractérisée par une côte constante ψ_e . tel que:

$$\psi_e = \int U' d\eta \quad \text{avec } \xi \text{ un paramètre.}$$

avec U' l'expression (12), où x et y sont déterminées par le système suivant:

$$\begin{cases} x = \xi y / 2y \cdot \eta \\ 4y^4 - 8\eta y^3 + (\xi\eta + \xi^2 - 4b^2)y^2 + (4\eta b^2 - \eta\xi - \eta^3)y - b^2\eta^2 = 0 \end{cases}$$

NOTA : Les tableaux (1, 2, 3 et 4) donnent x et y ;

u', v' et u_e sachant qu'on connaît ξ et η .

... / ...

Tableau 1 Evaluation de x, y, u, v et u_e correspondant au pt (ξ, η)

j	0						1							
	40						60							
	x	y	u	v	u_e		x	y	u	v	u_e			
0														
0'	24,826	97,016	126,135	-17,079	127,286		37,382	86,083	119,033	-23,531	121,337			
2	25,464	53,204	124,420	-15,622	125,397		38,569	90,017	117,686	-21,067	119,557			
3	27,818	109,747	120,691	-13,044	121,394		42,161	104,007	114,283	-14,566	115,208			
4	29,828	121,398	115,220	-7,608	115,471		45,168	119,114	112,012	-10,134	112,469			
5	31,500	136,955	112,603	-5,346	112,730		47,629	135,088	110,420	-7,135	110,650			
6	32,869	153,245	110,746	-3,799	110,811		49,624	152,726	109,254	-5,098	109,373			
7	33,983	170,123	109,403	-2,736	109,437		51,234	168,894	108,374	-3,700	108,437			

Tabl: 2 idem que 1

i	2						3					
	x	y	u	v'	u _e		x	y	u	v'	u _e	
0												
2'	48,851	77,272	109,854	-29,949	113,863		59,960	66,219	96,369	-33,163	101,915	
2	52,231	85,440	109,113	-23,696	111,656		66,870	79,275	99,730	-22,504	102,237	
3	57,405	109,153	108,516	-16,183	109,716		72,988	95,249	102,588	-15,274	103,719	
4	61,058	115,977	108,160	-11,255	108,744		77,739	112,100	104,312	-10,777	104,867	
5	64,225	132,558	107,826	-7,987	108,121		81,452	129,487	105,246	-7,818	105,536	
6	66,757	149,693	107,483	-5,776	107,642		84,386	147,243	105,706	-5,790	105,944	
7	68,791	167,252	107,147	-4,250	107,231		86,733	165,280	105,896	-4,360	105,986	

Table no. 3 idem gr. 4.

i	4							5							
	z	y	u'	v'	u ₀	x	y	u'	v'	u ₀	x	y	u'	v'	u ₀
3	120							140							
4	67,737	48,151	73,412	-34,876	81,275		0								
1	73,388	54,813	80,385	-27,362	84,914	91,990	41,825	72,411	-3,828	72,512	91,990	41,825	72,411	-3,828	72,512
2	83,229	71,658	91,616	-16,540	93,098	102,330	63,296	88,720	-6,826	88,982	102,330	63,296	88,720	-6,826	88,982
5	90,239	89,526	97,853	-11,816	99,241	109,219	83,545	97,157	-6,874	96,003	109,219	83,545	97,157	-6,874	96,003
7	95,443	107,714	101,235	-8,848	101,621	114,313	103,187	99,550	-6,104	99,737	114,313	103,187	99,550	-6,104	99,737
100	99,444	126,058	103,121	-6,762	103,342	118,265	122,515	107,767	-5,172	101,898	118,265	122,515	107,767	-5,172	101,898
120	102,590	144,518	104,187	-5,229	104,301	121,416	141,685	103,110	-4,292	103,799	121,416	141,685	103,110	-4,292	103,799
140	105,120	163,085	104,786	-4,080	104,865	123,972	169,786	103,935	-3,528	103,995	123,972	169,786	103,935	-3,528	103,995

Tableau 4 *idem* que 1

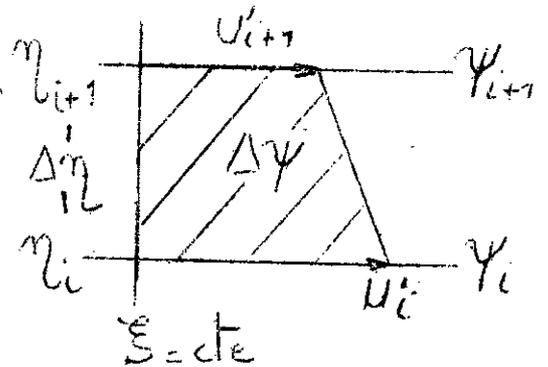
		6						7					
		160						180					
j	i	x	y	u'	v'	u_e	x	y	u'	v'	u_e		
0	0	112,726	0				142,640	0					
1	20	117,700	31,220	88,979	-19,339	89,578	144,276	26,582	98,409	7,467	98,687		
2	40	124,380	56,046	92,486	-0,606	92,488	147,799	57,142	97,279	2,767	97,310		
3	60	129,860	78,125	96,477	2,565	96,511	157,587	73,840	98,055	-0,75	98,455		
4	80	134,281	98,952	99,377	3,464	99,377	155,059	95,333	99,995	1,562	100,007		
5	100	137,869	119,122	101,238	3,509	107,299	158,099	116,079	101,327	2,127	101,384		
6	120	140,082	138,919	102,535	3,270	102,587	160,720	136,357	102,354	-2,253	102,384		
7	140	143,274	158,502	103,388	2,846	101,428	143,275	158,502	103,388	-2,846	103,428		

on procède au calcul de l'intégrale de ψ_e par la méthode du trapèze:

$$\psi_e = \int u' d\eta$$

ξ : paramètre

l'aire du trapèze



$$\Delta\psi = \frac{u'_i + u'_{i+1}}{2} \cdot \Delta\eta \text{ et } \xi : \text{ paramètre}$$

ou
$$\psi_{i+1} = \psi_i + \frac{u'_i + u'_{i+1}}{2} \cdot \Delta\eta$$

- Méthode de calcul

En faisant varier ξ et η avec un pas $\Delta\xi = \Delta\eta = 20\text{mm}$ on peut calculer x et y à l'aide du système d'équation.

* x et y injectés dans l'expression (1a) donnent la valeur de u'

*sachant que la paroi est une ligne de courant de cote $\psi = 0$, on peut évaluer les ψ_i en chaque Noeud(i j).

*les tableaux (5,6,7) résument ce calcul.

Tabl. : 5 Evaluation de la fonction de courant $\psi(x, y)$ en chaque noeud (ij) avec un pas $\Delta x = \Delta y = 20 \text{ mm}$.

ξ (mm)	40				60				80					
	U m/s	$\Delta \eta$ (mm)	$\Delta \psi$ m ² /s	ψ m ² /s	η (mm)	U m/s	$\Delta \eta$ (mm)	$\Delta \psi$ m ² /s	ψ m ² /s	η (mm)	U m/s	$\Delta \eta$ (mm)	$\Delta \psi$ m ² /s	ψ m ² /s
35	120,183	4	—	0	32	119,238	8	—	0	26	109,854	14	—	0
40	118,420	20	0,507	0,507	40	116,88	20	0,946	0,946	40	105,115	20	1,532	1,532
60	120,697	20	1,457	2,952	60	114,289	20	2,373	3,265	60	95,560	20	2,146	3,408
80	115,220	20	2,359	5,371	80	109,072	20	3,223	5,528	80	80,116	20	2,167	5,875
100	112,603	20	2,278	7,589	100	106,420	20	3,224	7,352	100	71,825	20	2,159	8,034
120	110,716	20	2,233	9,822	120	102,374	20	2,197	9,976	120	60,188	20	2,157	10,187
140	109,403	20	1,9207	11,023	140	108,374	20	2,176	12,125	140	50,147	20	2,146	12,333

Tabl. 6 Idem que le Tableau 5 " Suite "

$\xi_{(mm)}$		100				120				140				
$\eta_{(mm)}$	$U_{(cm/s)}$	$\Delta \eta_{(mm)}$	$\Delta \psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$\psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$\eta_{(mm)}$	$U_{(cm/s)}$	$\Delta \eta_{(mm)}$	$\Delta \psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$\psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$\eta_{(mm)}$	$U_{(cm/s)}$	$\Delta \eta_{(mm)}$	$\Delta \psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$\psi \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$
22	96,369	18	—	0	8	73,472	—	—	0	2	40,000	—	—	0
40	99,93	20	1,862	1,960	20	80,385	8	0,615	0,615	20	72,411	18	1,077	1,011
60	102,588	20	1,862	3,989	40	97,616	20	1,720	2,336	40	88,720	20	1,671	2,622
80	104,742	20	2,069	6,058	60	97,853	20	1,894	4,229	60	95,757	20	1,845	4,414
100	105,746	20	2,069	8,153	80	101,235	20	1,991	6,220	80	99,550	20	1,953	6,421
120	105,706	20	2,109	10,262	100	105,121	20	2,043	8,263	100	101,757	20	2,013	8,434
140	105,886	20	2,116	12,378	120	104,107	20	2,072	10,336	120	103,110	20	2,018	10,418
		20	2,116	14,494	140	104,786	20	2,089	12,410	140	103,585	20	2,020	12,551

4.1.3.3 l'orme des lignes de courant de l'écoulement
Extérieur .

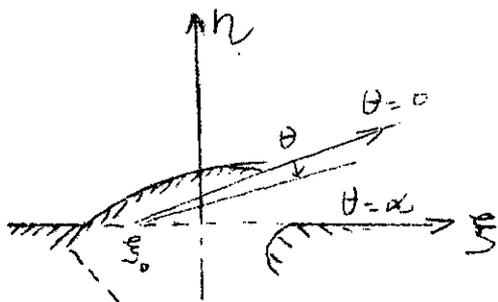
Connaissant en chaque Noeud (ξ, η) la valeur de $\Psi_{i,j}$
(voir graphe 1), on peut, en supposant la variation $\Psi_{i,j}$ li-
néaire entre deux Noeuds, tracer ^{une} ligne de courant de même
côte (voir graphe 1)
pour $\Psi_e = 1$ et $\Psi_e = 4$ et graphe (3) pour tout l'é-
coulement de la zone du jet.

4.2 Etude de l'écoulement du jet.

4.2.1 Expression des fonctions potentielles et de courant

A l'altitude de vol, la vanne s'est ouverte d'un angle
 $\theta = 22^\circ$ (voir figure) le jet a une direction contraire
au déplacement de l'avion.

L'étude de l'écoulement du jet se fait en assimilant le
jet à une source plane

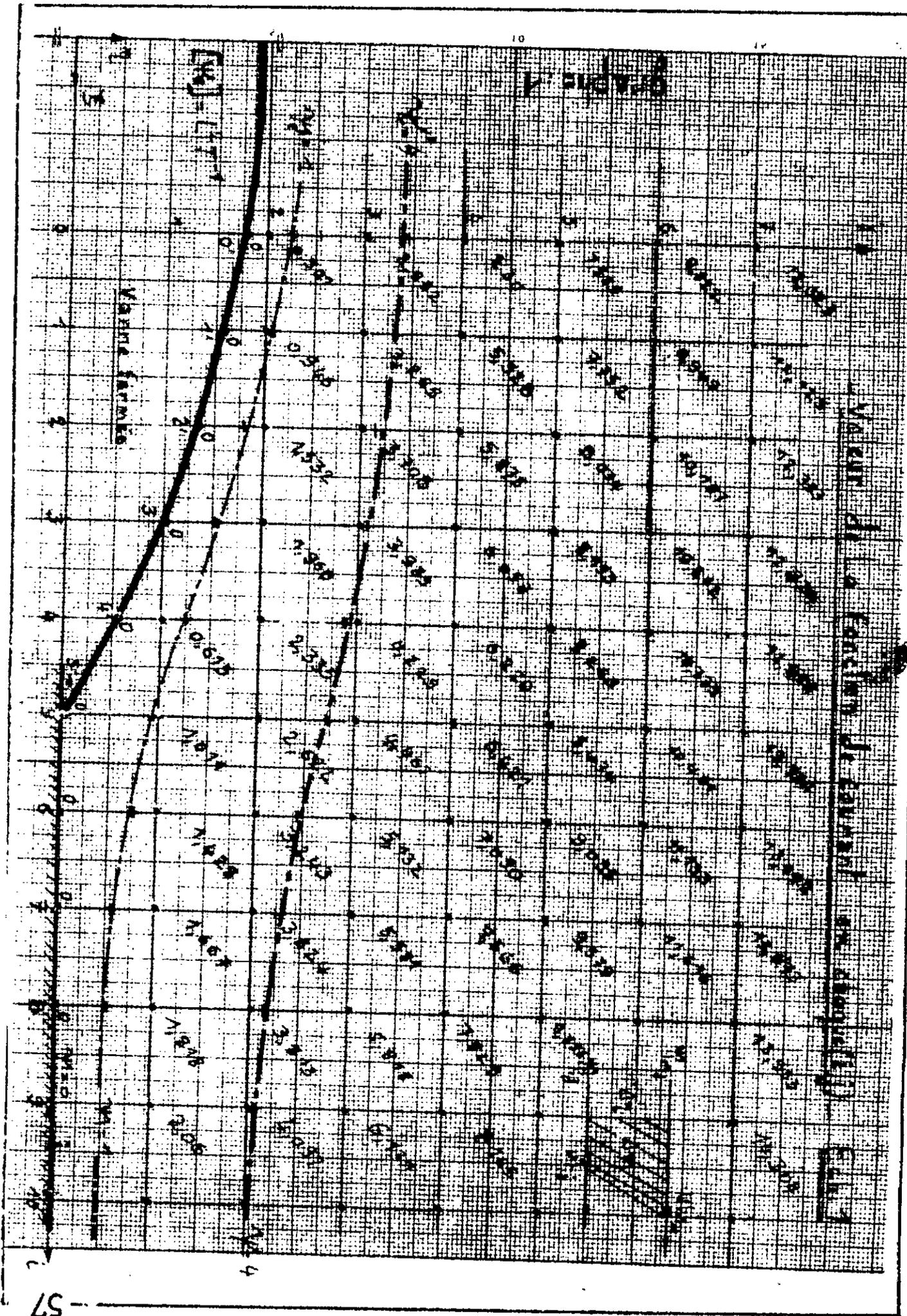


$(\xi_0, 0)$ coordonnées de la source
la fonction potentielle complexe
est: $W_j' = a \ln r e^{i\theta} = a \ln r + i a \theta = \phi_j' + i \psi_j'$

d'où $\left\{ \begin{array}{l} \phi_j' = a \ln r \\ \psi_j' = a \theta \end{array} \right. \Rightarrow \begin{array}{l} U_r = \frac{a}{r} ; U_\theta = 0 \\ r \rightarrow \infty \quad U_r \rightarrow 0 \end{array}$

... / ...

TABLE 1



la constante $a = \frac{\Psi_{\theta_2} - \Psi_{\theta_1}}{\theta_2 - \theta_1} = \frac{\Delta \Psi_{\theta}}{\alpha}$

$\alpha = \frac{\pi}{6}$: obtenue par la construction (voir figure)

$\Delta \Psi_{\theta}$ mesure le débit volumique par unité de profondeur

soit

$$\Delta \Psi_{\theta} = \frac{Q}{\rho \cdot b}$$

b = largeur de la vanne

ρ = masse volumique de l'air

d'où $a = \frac{Q}{\rho b \alpha}$ et par suite

$$\begin{cases} \Psi_{\theta} = \frac{Q}{\rho b} \cdot \frac{\theta}{\alpha} \\ U_r = \frac{Q}{\rho b \alpha} \cdot r \end{cases}$$

4.2-2*forme des lignes de courant

imposons à Ψ_{θ} de prendre des valeurs discrètes qui caractérisent les côtes; les lignes de courant émis radialement par la source de courant, on obtient la trace du graphe(2)

————— 0 —————

4.3 Superposition des deux écoulements

*comme les deux écoulements sont simultanées, l'écoulement résultant caractérisé par la ligne de courant Ψ est obtenue en faisant

$$\Psi = \Psi_j + \Psi_e$$

*le point d'intersection d'une ligne de courant $\Psi_e = cte$ avec une ligne $\Psi_j = a \cdot r^2$ correspond à une certaine valeur de $\Psi = \Psi_e + \Psi_j$ (voir graphe 3)

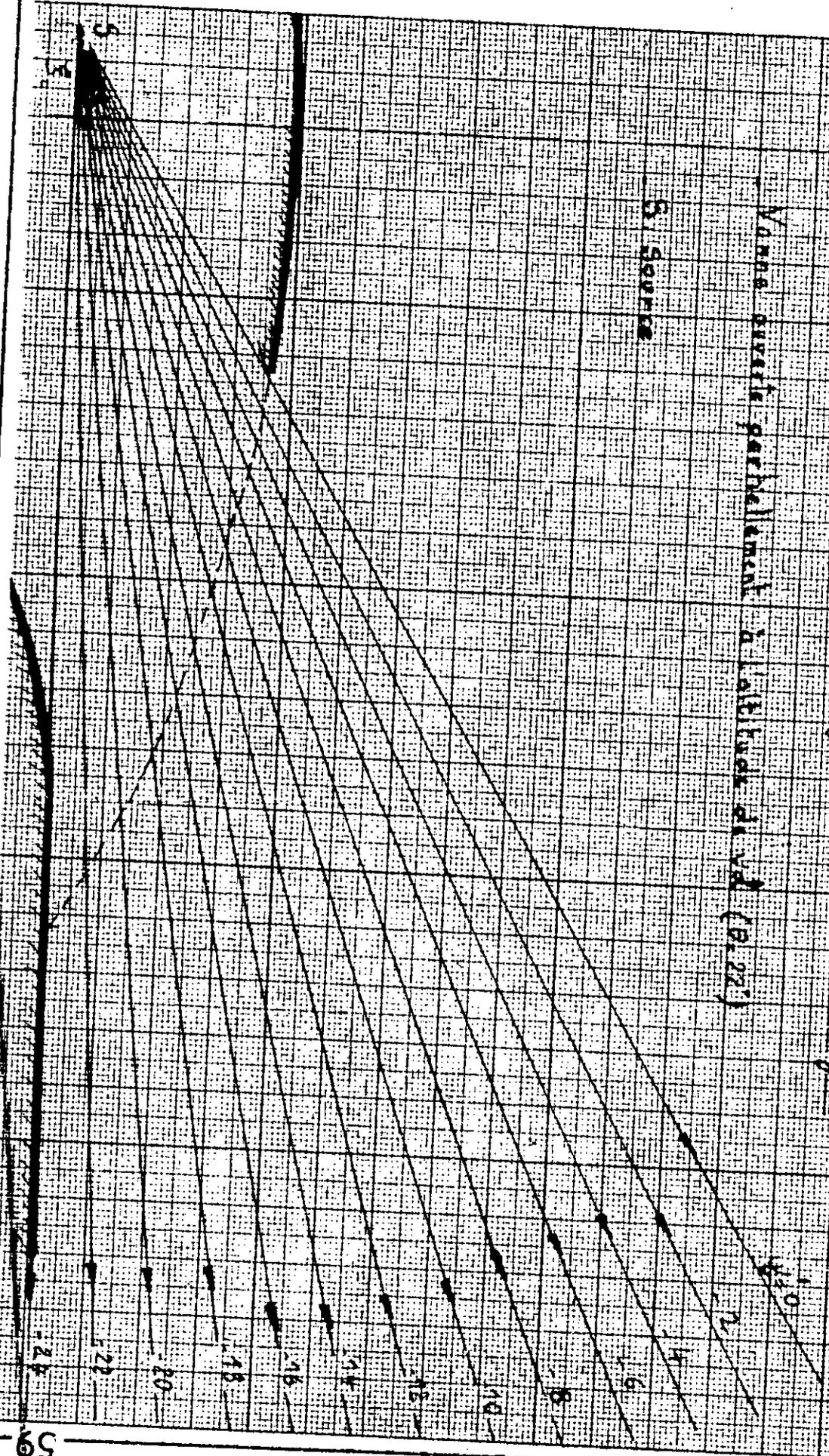
*en joignant les points d'intersections correspondants à une même valeur de Ψ on obtient un réseau de lignes de courant correspondant à l'écoulement résultant (graphe 3).

Graphique 2

Formes des lignes de courant de gîte

Vitesse ouverte parcelllement à l'altitude de 22 (20,22)

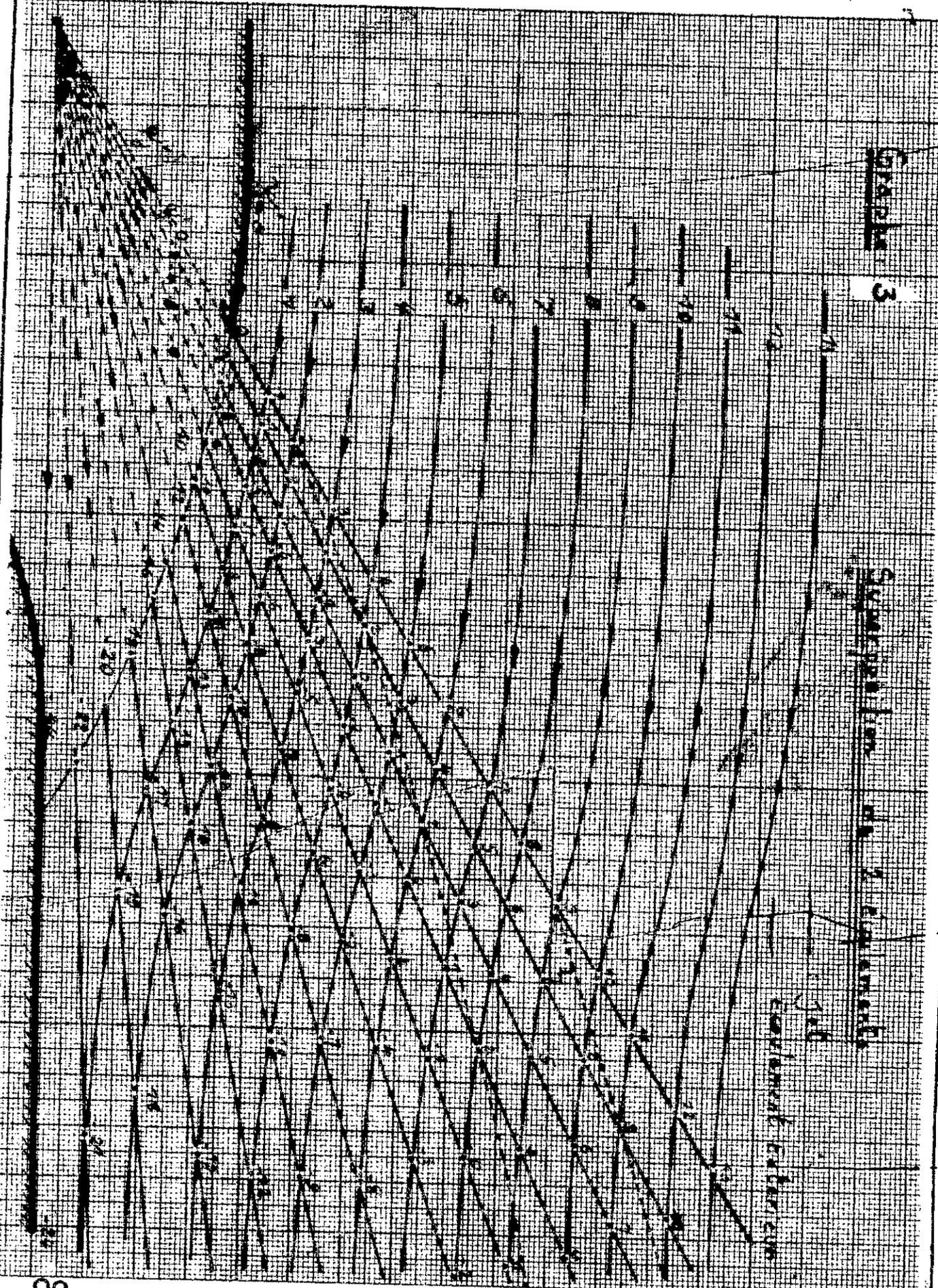
S. Source

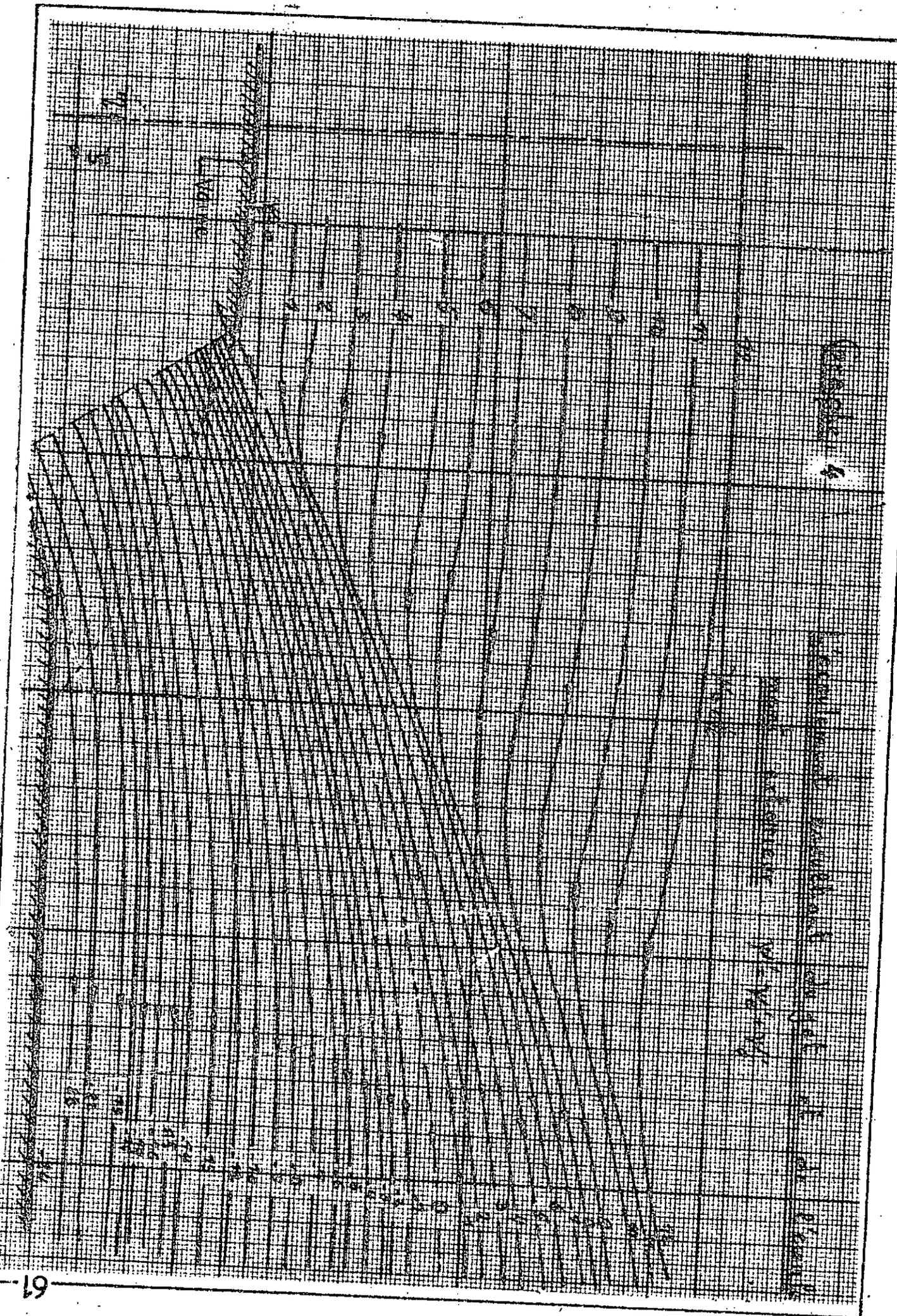


Graph 3

Superposition of 2 elements

1st element
2nd element





CHAPITRE : 5

ETUDE DE L'ÉCOULEMENT REBEL AUTOUR
DE LA VANNE

5.1 GÉNÉRALITÉS

5.1.1) Couche limite

L'écoulement autour de la vanne n'est pas parfait, à cause de l'air qui est visqueux. L'influence de la viscosité augmente à l'approche de la paroi (vanne).

Lors de tel mouvement, tout le courant fluide peut être approximativement divisé en deux zones:

- 1) zone de très faible épaisseur dite "couche limite" où l'influence des forces de viscosité est aussi importante que l'influence de toutes les autres forces.
- 2) zone d'influence négligeable de la viscosité appelée "fluide libre"

** Pour la zone de la couche limite, qui, grâce à sa faible épaisseur relative, les équations de mouvement peuvent être simplifiées, à la suite de quoi, leur résolution devient plus facile que celle des équations de NAVIERS - STOKES ou le coefficient de viscosité augmente le degré d'intégration.

. . . / . . .

** Dans l'écoulement libre on peut considérer le fluide comme parfait (coefficient de viscosité Négligeable) et l'étude du Mouvement est analogue à celle d. l'écoulement potentiel (étude déjà faite au chapitre IV)

* La couche limite prend naissance au bord d'attaque soit dans notre cas au Nez de l'avion. Le fluide à l'intérieur de cette couche se trouve freiné et l'effet du frottement est très important et l'objet de ce chapitre est le calcul de la résistance que provoque la vanne à l'écoulement Extérieur afin de mesurer les désavantages de la nouvelle conception.

5.1.2) Notions sur les épaisseurs de la couche limite

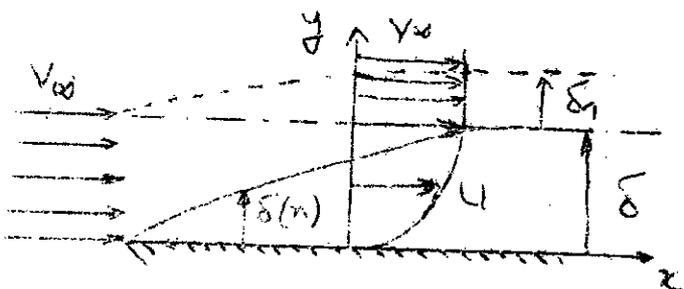
La notion de couche limite impose l'introduction de l'évaluation quantitative de son épaisseur.

A cette effet on utilise trois grandeurs.

5.1.2.1) Epaisseur de la couche limite δ

La notion d'épaisseur est conventionnelle, l'épaisseur δ est la distance de la surface de corps pour laquelle la vitesse d'écoulement atteint 99% de la vitesse d'écoulement potentielle soit

$$\frac{U}{U_0} = 0,99$$



5.1.2.2) Epaisseur de déplacement δ_1

On l'appelle également épaisseur de refoulement , elle est liée à la déviation de la ligne de courant au fluide libre sous l'action de la couche limite:

elle est définie par:

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{U_x}{U_e}\right) dy$$

5.1.2.3) Epaisseur de quantité de mouvement δ_2

Elle est définie par:

$$\delta_2 = \int_0^{\delta} \frac{U_x}{U_e} \left(1 - \frac{U_x}{U_e}\right) dy$$

elle caractérise la perte de la quantité de mouvement nécessaire pour surmonter les forces de frottements à l'intérieur de la couche limite.

5.1.2.4) Facteur de forme H

Il est défini par $H = \frac{\delta_1}{\delta_2}$ et caractérise la

forme du profil des vitesses.

5.1.3) Notions de base pour le calcul de la Résistance.

5.1.3.1) Contrainte tangentielle:

elle est définie par: $\tau = \mu \frac{\partial v}{\partial n}$

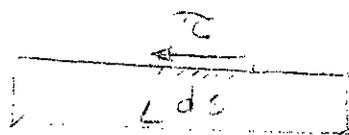
μ = coefficient de viscosité dynamique

. . . / . . .

elle mesure le frottement par unité de surface entre deux couches de fluides.

Newton la définit comme suit.

$$F = \int_0^L \tau \, ds$$

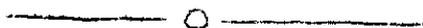


5.1.3.3) Coefficient de frottement local

Il est défini par : $C_f = \frac{\tau}{\rho \frac{V^2}{2}}$

compte au coefficient de frottement moyen C_F il est défini par

$$C_F = \frac{1}{L} \int_0^L C_f \, dx.$$



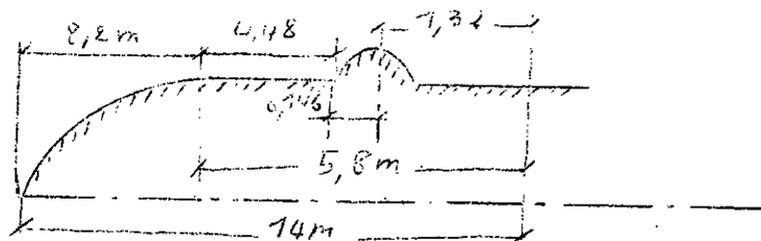
5.2 Etude de l'écoulement en amont de la vanne

5.2.1) Régime d'écoulement:

* En utilisant les données du chapitre III concernant la position de la vanne et en assimilant le profil du fuselage (à l'amont de la vanne)

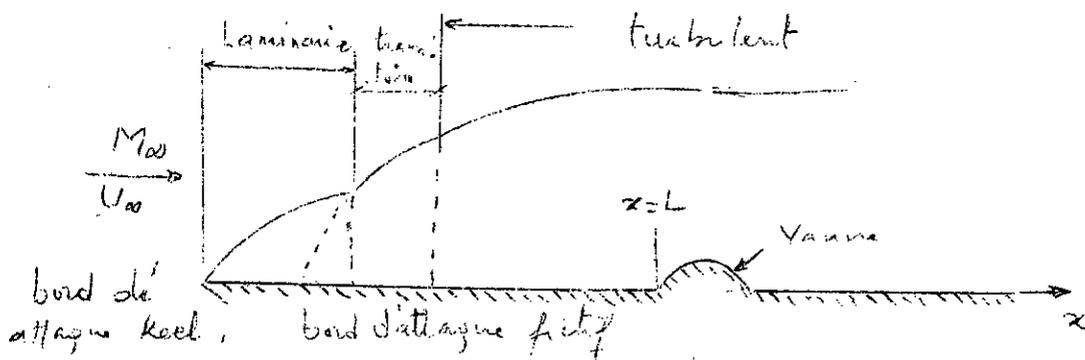
a une plaque plane depuis →

→ le nez de l'avion.



* La longueur de la plaque est:

$$L = 9,45 + 4,48 - 0,145 = 13,784\text{m}$$



* Le Reynolds à $x = L$ est

$$Re = \frac{V_0 \cdot L}{\nu} = \frac{104,67 \cdot 13,784}{3,58 \cdot 10^{-5}} = 4,03 \cdot 10^7 > Re_{cr} = 35 \cdot 10^5$$

et par suite le régime d'écoulement est turbulent

.../...

5.2.2 Caractéristiques du film visqueux

5.2.2.1) Couche limite laminaire

Elle est conditionnée par le Reynolds critique:

$$R_{xt_1} = 3,5 \cdot 10^5$$

$$\text{ou } x_{t_1} = \frac{\sqrt{Re_{cr}}}{V_{\infty}} = \frac{3,5810^{-5} \cdot 3,5 \cdot 10^5}{104,67} = 9,1197 \text{ m} \Rightarrow x_{t_1} = 11,97 \text{ cm}$$

l'épaisseur de la couche limite est

$$\delta_l = \frac{4,92 \div 5,5}{\sqrt{Re_{cr}}}$$

d'ou $\delta_l = (1 \div 1,1) \text{ mm}$

5.2.2.2) Couche limite turbulente

La valeur de $x_{T_1} = 11,97 \text{ cm}$ comparé à celle de $L = 1375,4 \text{ cm}$ permet de supposer que l'écoulement est turbulent depuis le bord d'attaque réel

5.2.3 Evaluation de la force de Résistance

La loi de distribution de la vitesse dans une couche limite turbulente est une loi de puissance de la forme:

$$\frac{U}{U_e} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^m \quad \text{avec} \quad 1/6 < m < 1/7$$

C'est une loi sémi-empirique car m est déterminé par l'expérience (idem que le coefficient C_f de frottement)

.....

avec $m = 1/6$ (valable pour des Reynolds supérieurs)

$$\text{On a : } C_f = \frac{0,0358}{R_x^{1/6}}$$

Les épaisseurs de la couche limite sont tel que:

$$\frac{\delta_1}{\delta} = 1/7 \quad ; \quad \frac{\delta_2}{\delta} = 3/28 \quad ; \quad H = \frac{\delta_1}{\delta_2} = 1,4$$

L'équation de Von-Karman pour une plaque plane est:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{d\delta_2}{dx} \quad \text{avec } (u_e = \text{cte})$$

de cette équation il en découle $R_{\delta_2} = \frac{6}{5} \cdot 0,0187 R_x^{6/5}$

juste à l'amont de la vanne on a:

$$x = 13,704 \text{ m} ; \quad V_w = 104,67 \text{ m/s} ; \quad \gamma = 3,53 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$R_{\delta_2} = 48840 ; \quad \delta_2 = 1,67 \text{ cm} ; \quad \delta = 15,59 \text{ cm} ;$$

$$\delta_1 = 2,23 \text{ cm}$$

* le coefficient de frottement moyen pour la zone tel que

$$L \leq x \leq L + a$$



$$C_F = \frac{1}{a} \int_L^{L+a} c_f dx \quad \Rightarrow \quad C_F = 2,210^3$$

La force de frottement est:

$$F = \frac{1}{2} C_F V_w^2 \rho \cdot b \cdot a$$

$$\text{avec } a = 0,292 \text{ m} ; \quad \rho = 0,41 \text{ Kg/m}^3 ; \quad b = 0,356 \text{ m}$$

$$\text{on obtient } F = 0,472 \text{ N.}$$

5.3 Etude de l'écoulement autour de la vanne

5.3.1) Hypotheses

- * fluide (Air) incompressible et visqueux.
- * écoulement laminaire et bidimensionnel.
- * fluide Newtonien ($\mu = \text{cte}$)
- * $\frac{\partial P}{\partial y} = 0$
- * cisaillement vertical Négligé.

5.3.2 Equations de Prandtl

* Equation de continuité: $\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$

* Equation de mouvement:

$$-u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$-\frac{\partial P}{\partial y} = 0$$

Les conditions aux limites.

- $y = 0$ $u = 0$ et $v = 0$

- $y = \delta$ $u = u_e$

- frontière de la couche limite:

$$\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} + u_e \frac{du_e}{dx} = 0$$

5.3.3 Equation de Von-Karman

L'équation de Prandtl intégrée donne:

$$(1) \quad \frac{\tau_p}{\rho u_e^2} = \frac{d\delta_2}{dx} + \delta_2 \frac{4+2}{u_e} \cdot \frac{du_e}{dx}$$

: Integrale de Von-karman

En tenant compte de l'expression de la contrainte de cisaillement à la paroi.

$$\tau_p = \frac{1}{2} c_f \rho_e U_e^2$$

L'équation de von Karman devient:

$$(2) \quad \frac{c_f}{2} = \frac{d\delta_2}{dx} + \delta_2 \frac{H+2}{U_e} \frac{dU_e}{dx}$$

$U_e =$ est la vitesse à l'extérieur de la couche limite

5.3.4 Application de l'intégrale de Von Karman

L'avantage de l'intégrale de Von-Karman est qu'elle permet de calculer la résistance au frottement

avec :

$$\frac{c_f}{2} = \frac{0,0086}{R\delta_2^{1/5}} ; \quad R\delta_2 = \frac{U_e \delta}{\nu} \quad \text{et} \quad H = 1,4$$

déterminés par l'expérience et qui sont applicables pour les écoulements ralentis et même accélérés avec un gradient de pression modéré.

L'équation différentielle de Von-Karman devient:

$$(3) \quad \frac{0,0086}{R\delta_2^{1/5}} = \frac{d\delta_2}{dx} + \delta_2 \frac{H+2}{U_e} \frac{dU_e}{dx}$$

elle est de la forme

$$(4) \quad \frac{dy}{dx} + P(x)y = Q(x)$$

avec $Y = \delta_2^{6/5}$; $P(x) = \frac{5}{5} \cdot \frac{H+2}{u_e} \cdot \frac{du_e}{dx}$ et

$$Q(u) = \frac{6}{5} \cdot \frac{0,0056}{(u_e)^{1/5}}$$

(4) est une équation différentielle du 1er ordre.

La résolution de cette équation différentielle Non-linéaire se fait en utilisant la méthode de la variation de la constante, qui après un long calcul donne l'expression finale suivante :

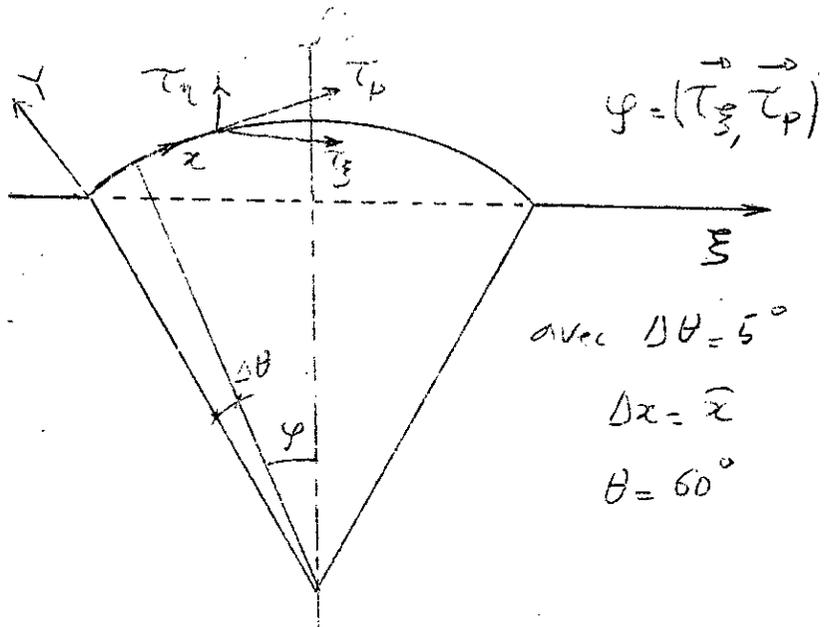
$$(6) \quad \delta_2^{6/5} u_e^{4,08} = \underbrace{\delta_2^{6/5} u_e^{4,08}}_{x_1} + \int_{x_1}^{x_2} \frac{u_e^{4,08}}{(u_e/5)^{1/5}} dx$$

L'intégrale est effectuée entre un point x_1 initiale ou δ_2 est connu et le point courant x ou l'on demande.

5.3.5 Evaluation de la force de frottement

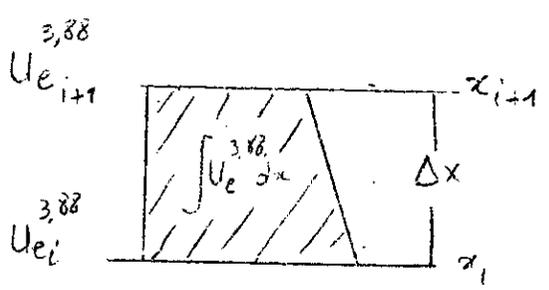
L'équation (6) est équivalente à :

$$(7) \quad \delta_2^{6/5} u_e^{4,08} = \delta_2(x_1)^{6/5} u_e(x_1)^{4,08} + 0,07032 \int_{x_1}^x u_e^{3,88} dx$$



Vu que $\int_{x_1}^x U e^{3,88} dx$ n'est pas connue car l'expression de $U e$ est connue, on procède le calcul par approximation de cette intégrale

$$\int_{x_1}^x U e^{3,88} dx \approx \frac{U e_i^{3,88} + U e_{i+1}^{3,88}}{2} \cdot \Delta x$$



L'expression (7) devient:

$$\delta_{2_i}^{6/5} U e_{i+1}^{4,08} = \delta_{2_i}^{6/5} U e_i^{4,08} + 0,01052 \cdot \frac{1/5 (U e_{i+1}^{3,88} + U e_i^{3,88}) \Delta x}{2}$$

et ainsi en chaque point i de l'arc, on peut évaluer

$$\delta_{2_i} ; R \delta_{2_i} ; C_{f_i} \text{ et } \tau_{p_i}$$

Tableau: 8 Evaluation du foitement longue la crasse et fermes.

α (°)	-	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60
$10^3 \Delta X$ (m)	-44	14	25,54	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"
U_e m/s	10401	1414E	14072	91090	114938	124240	128949	131033	128949	124240	114938	91090	1414E	14072
$2 \sqrt{\frac{5}{2} \rho_2}$	1227238	122157	122426	122603	122766	122937	123104	123274	123447	123623	123805	123985	124164	124344
$10^3 \rho_2$ (m)	1167	542	542	1276	122	094	082	079	084	096	124	121	553	553
R_{E2}	4226	112052	112052	55529	39169	32578	29538	2805	3072	32269	39271	5935	11573	11573
$10^3 c_f$	1985	1681	1681	1914	2035	2153	2295	2206	2183	2147	2068	1905	1681	0
$2 \frac{m}{m^2}$	4458	1883	1883	3698	579	6813	7422	764	7454	693	5600	3681	1883	0
δ	-	-30	-33	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30
$2 \rho_{ord}$	-	0	1410	347E	64219	90E19	554E	3464	7454E	69619	60019	3459	1410	0

Le tableau (d) résumant les valeurs de ces paramètres en tout point i du profil en Arc (vanne) et permet d'évaluer $\tau_p \omega \psi$ Nécessaire pour le calcul de la force de frottement.

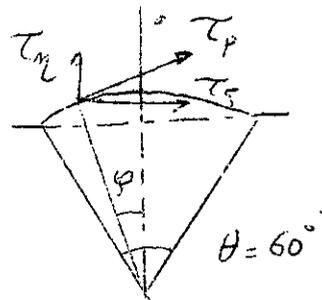
La force de frottement F est:

$$F = \int \tau_{\xi} dS = \int \tau_p \omega \psi d(bx) = b \int \tau_p \omega \psi dx$$

b = largeur de la vanne

en utilisant la méthode de Wilson

on peut trouver la force de frottement



$$F = \frac{\Delta x}{3} \cdot b \left[\tau_{\xi_0} + \tau_{\xi_{2m}} + 4(\tau_{\xi_1} + \dots + \tau_{\xi_{2m+1}}) + 2(\tau_{\xi_2} + \dots + \tau_{\xi_{2m+2}}) \right]$$

compte tenue des valeurs de $\tau_{\xi} = \tau_p \omega \psi$ en chaque point du profil

on a : $F = 0,553 \text{ N}$ (vanne fermée)

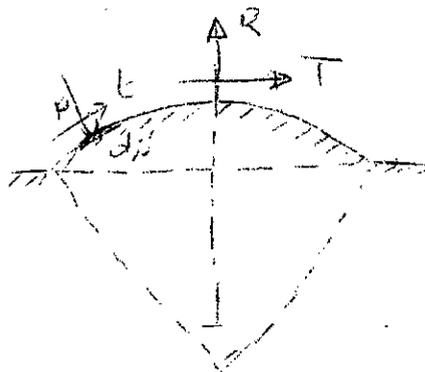
Conclusion: En comparant le frottement à l'absence de la vanne ($F = 0,472 \text{ N}$), et en présence de la vanne $F = 0,553 \text{ N}$, on conclut que le frottement a varié peu.

5.3.6) Détermination de la résistance de pression.

L'écoulement de l'air autour de la vanne en Arc est le siège de deux forces.

- Une force tangentielle dite trainée de forme

$$T = \int t ds'$$



- Une force normale de pression

$$R = \int P ds'$$

Ces efforts conditionnent les fatigues locales, il est nécessaire de les connaître du point de vue résistance des matériaux.

La pression P en chaque point du profil est égale à celle qui règne à la frontière de la couche limite $\left(\frac{\partial P}{\partial y} = 0\right)$ et c'est celle de l'écoulement potentiel.

L'expression de BERNOULLI écrite sous forme différentielle.

$$\frac{dP}{\rho} + U_e dU_e = 0$$

le calcul de P en chaque point i du profil s'effectue par approximation et vaut soit en

$$\frac{\Delta P}{\rho} + U_{ei} \Delta U_{ei} = 0$$

chaque point i : $P_{i+1} = P_i - \rho U_{ei} \Delta U_{ei}$

Le tableau (9) donne la pression en chaque point i du profil

*la trainée de forme est nulle du fait de la symétrie du profil et de l'absence de décollement de la veine d'air.

.../...

- Evaluation de la traînée de forme et de la force de sustentation.

α (degrees)	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60
S (mm)	-146	-124	-104	-78	-52	-26	0	26	52	78	104	124	146
η (mm)	0	12	27	28	34	38	31	38	34	28	20	12	0
X (mm)	-73,00	-79,20	-69,79	-47,65	-33,30	-10,32	0	16,32	32,16	47,55	61,79	79,28	73,00
Y (mm)	0	45,09	62,77	77,85	87,55	93,38	94,43	92,38	87,55	77,85	63,77	46,09	0
U' (m/s)	-	-	90,83	111,07	123,30	128,488	130,032	128,478	122,350	119,017	90,285	-	-
V' (m/s)	-	-	-35,714	-29,767	-21,361	-11,012	0	11,072	21,363	29,763	35,714	-	-
U_e (m/s)	74,012	74,012	97,050	114,937	124,24	128,949	131,032	128,949	124,24	114,938	97,050	74,012	74,012
P (N/m ²)	2733959	6503352	2652171	2534535	2527922	2504472	2493375	2504472	2527922	2544535	2652171	2733959	2733959
$P_{m1} = P_{m2}$	2369090	2476993	2492172	2488972	2491952	2496972	2495735	2491952	2490502	2486809	2492749	2476993	2369090
$P_E = P_{m1}$	1366530	1155047	937927	721627	511667	278780	0	278780	511667	721627	937927	1155047	1366530

Table 10

*La force de sustentation est donnée par

on fait le calcul par l'approximation de JILSON

$$R = \int p_n ds = \frac{b \cdot \Delta x}{3} \left[P_{\eta_0} + P_{\eta_{2n}} + 4(P_{\eta_1} + \dots + P_{\eta_{2n-1}}) + 2(P_{\eta_2} + \dots + P_{\eta_{2n-2}}) \right]$$

en utilisant les résultats du tableau (5) de on trouve:

$$R = \frac{0,356 \cdot 25,54}{3} \cdot 10^{-3} \left[23669,2 + 2 \cdot 4(24769,93 + 24568 + 24949,52) + 2((24521,69 + 24905,04) \cdot 2 + 24933,75) \right]$$

on trouve :

$$R = 2675,303 \text{ N}$$

*la pression moyenne est $P_{\text{moy}} = \frac{R}{b \cdot c} = \frac{2675,3}{0,356 \cdot 0,292} = 22736 \text{ N/m}^2$

en tenant compte de l'effet de la pression atmosphérique, la force de sustentation est:

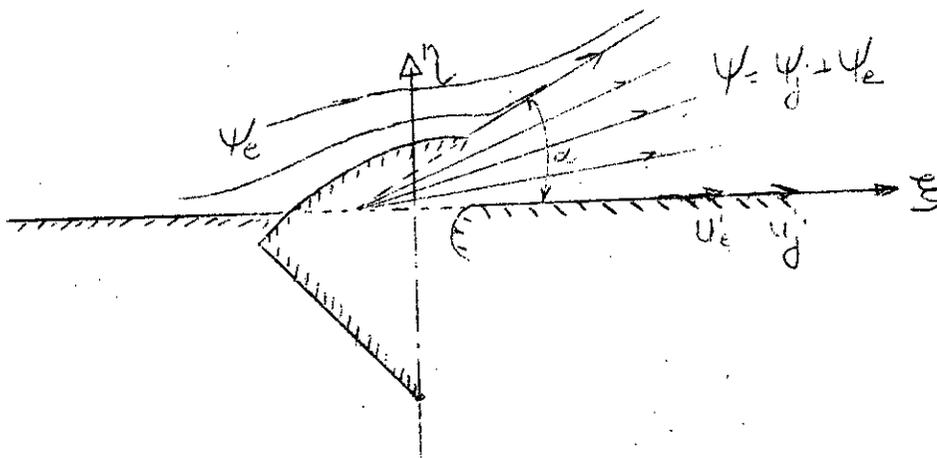
$$F = P \cdot b \cdot c = (P_a - P_{\text{moy}}) \cdot b \cdot c = (25207,52 - 22736) \cdot 0,356 \cdot 0,292$$

soit $F = 49,03 \text{ N}$

5.4 Ecoulement réel en Aval de la vanne

5.4.1) Evaluation de la vitesse de la particule

L'étude de l'écoulement parfait nous a permis de déterminer la vitesse de l'écoulement résultant en particulier sur le fuselage ou la condition de glissement est vérifiée



La vitesse de la particule sur le fuselage juste en Aval de la vanne est tel que:

$$U_r = U'_j + U'_e$$

* U_j est la vitesse du jet déterminée au paragraphe 4.2.1 du chapitre (4). Elle est donnée par:

$$U_j = \frac{Q}{\rho b \cdot \alpha} \cdot r$$

Q = débit du jet sortant
 b = largeur de la vanne
 ρ = masse volumique du mélange
 α = l'angle de sortie du jet

r est comptée à partir du pôle $P(\xi, 0)$

U_e est la vitesse de l'écoulement extérieur pour la veine glissante sur le fuselage juste en aval de la vanne ($U'_e = V_\infty$)

La première colonne des tableaux 10, 11 et 12 fait figurer les valeurs de U résultat. Le calcul a été fait jusqu'à une longueur de 7 m

5.4.2) Evaluation de la force de frottement

L'écoulement résultant n'étant pas parfait du fait de la viscosité de l'air une couche limite se développe le long du fuselage et prend naissance au col de la vanne à pelle. Son épaisseur au col est supposée nulle.

L'équation du mouvement dans la couche limite est celle déterminée par VON KARMAN et qui se présente comme suit:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{d\delta_2}{dx} + \delta_2 \frac{H+2}{U_e} \cdot \frac{dU_e}{dx}$$

Vu que l'écoulement résultant (jet + écoulement extérieur) est accéléré, la variation de pression ne donne pas lieu à une variation importante de la forme du profil de vitesse. On admet que le coefficient de frottement C_f est lié au nombre de Reynolds de l'épaisseur de quantité de mouvement

R_{δ_2} par la relation de la plaque plume on choisira la relation en puissance de 1/5

$$\frac{C_f}{2} = \frac{0,0086}{R_{\delta_2}}$$

On admet que le paramètre forme H ne varie pas et l'on choisi une valeur moyenne qui est le plus souvent $H=1,4$

Une telle considération a été déjà faite pour l'écoulement réel autour de la vanne.

La solution générale de l'équation de VON KARMAN sera identiquement la même que celle de l'écoulement réel autour de la vanne.

$$\int_{x_1}^{x_2} U_e^{6/5} U_e^{4,08} = \int_{x_1}^{x_2} U_e^{4,08} + \int_{x_1}^{x_2} \frac{U_e^{4,08}}{(U_e/D)^{1/5}} dx$$

ou en faisant la même approximation que celle de l'écoulement autour de la vanne.

En chaque point i on a:

$$\int_{x_i}^{x_{i+1}} U_e^{6/5} U_e^{4,08} = \int_{x_i}^{x_{i+1}} U_e^{4,08} + 0,07032 \int_{x_i}^{x_{i+1}} \frac{U_e^{4,08}}{2} \Delta X$$

Ainsi en chaque point i en aval du fuselage on peut évaluer

$$\delta_{2i}, c_{fi}, R_{2i}, \tau_{Pi} \quad \text{et par suite la :}$$

force de frottement F .

Les tableaux 10, 11 et 12 font figurer ces calculs.

Afin d'avoir un résultat exact on a changé le $\Delta X = \Delta \xi$

le long du fuselage, ce qui nous a donné les forces de frottement F_i en chaque intervalle de ξ correspondant à $\Delta \xi$

Ainsi pour:

$$\Delta \xi = 0,02 \text{ m et } 0,145 < \xi < 0,4 \text{ m on a } F_1 = 4,950 \text{ N}$$

$$\Delta \xi = 0,04 \text{ m " } 0,4 < \xi < 1,4 \text{ m " } F_2 = 3,003 \text{ N}$$

$$\Delta \xi = 0,1 \text{ m " } 1 < \xi < 1,4 \text{ m " } F_3 = 0,974 \text{ N}$$

$$\Delta \xi = 0,4 \text{ m " } 1,4 < \xi < 3 \text{ m " } F_4 = 0,748 \text{ N}$$

$$\Delta \xi = 0,8 \text{ m " } 3 < \xi < 6,2 \text{ m " } F_5 = 1,623 \text{ N}$$

Tabl: 10 : Evaluation de la force de frottement ; $0,145 \leq \xi \leq 0,400m$; $\Delta z = 0,02 m$

z (mm)	145	160	180	200	220	240	260	280	300	320	340	360	380	400
$U_t + U' = U_e$	284,36	337,396	357,90	374,330	396,676	421,624	448,799	477,997	508,023	539,498	571,916	605,143	639,063	673,565
U_e	0	916,85	955,679	1019,944	1092,003	1171,544	1257,171	1349,397	1447,63	1551,619	1661,947	1779,075	1903,466	1006,64
$10^3 \cdot \delta_2$ (m)	0	0,04	0,08	0,15	0,23	0,37	0,40	0,50	0,61	0,72	0,83	0,96	1,10	1,20
$R \delta_2$	0	34,065	832,909	1313,300	1905,600	1809,300	3078,420	3671,300	4226,170	4816,600	5377,000	6037,500	6729,00	7157,00
$C_f \cdot 10^3$	—	8,1493	4,4871	4,089	3,798	3,837	3,454	3,331	3,239	3,155	3,086	3,015	2,957	2,975
$\tau_f \frac{N}{m^2}$	0	109,209	109,571	82,853	68,334	62,385	51,219	45,357	40,846	37,096	34,026	31,331	29,004	27,255

Evaluation de la force de frottement : pour $0,145 < \xi < 0,400$ (m)

en utilisant la formule de Wilfm pour l'évaluation de la force de frottement on a:

$$F = \frac{0,356 \cdot 0,02}{3} \left[(0 + 27,255) + 4(197,209 + 82,853 + 62,385 + 45,351 + 37,096 + 37,387) + 2(103,577 + 68,334 + 57,219 + 40,846 + 34,026 + 29,004) \right] = 4,95 \Rightarrow \boxed{F = 4,950N}$$

Tabl: 12 : idem que 10.
 $\Delta S = 0,100 \text{ m}$

$S \text{ (m)}$	$\Delta S = 0,400 \text{ m}$										$\Delta S = 0,800 \text{ m}$				
	1,100	1,200	1,300	1,400	1,800	2,200	2,600	3,000	3,800	4,600	5,400	6,200	7,000	7,800	8,600
$U_e \frac{\text{m}}{3}$	145,852	142,479	139,516	137,028	129,836	125,264	122,093	119,769	116,690	114,512	110,962				
$U_e \frac{\text{m}}{9}$	149,669	119,966	152,029	154,720	164,726	172,005	178,989	185,894	197,007	207,882	217,933	227,438			
$10^3 \cdot S_2 \text{ (m)}$	9,00	9,64	7,24	7,82	9,86	11,60	13,70	14,40	16,50	18,40	19,90	22,70			
$S_2 S_2$	244,44	264,75	282,37	298,93	357,73	405,87	446,76	481,75	537,35	585,88	628,46	684,93			
$10^3 \times E_f$	22,284	22,245	22,212	21,60	21,12	20,000	20,021	19,990	19,47	19,19	18,87	18,55			
$\tau_p \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$	9,960	9,319	8,88	8,43	11,44	12,69	13,76	14,88	16,15	17,15	17,64	18,14			

Evaluation des forces de frottement par :

- * $1,7 < S < 1,4 \text{ m}$; $\Delta S = 0,1 \text{ m} \Rightarrow F = 0,974 \text{ N}$
- * $1,4 < S < 3 \text{ m}$; $\Delta S = 0,4 \text{ m} \Rightarrow F = 0,148 \text{ N}$
- * $3 < S < 6,2 \text{ m}$; $\Delta S = 0,8 \text{ m} \Rightarrow F = 1,623 \text{ N}$

La force de frottement totale pour le tronçon $0 < \xi < 6,2 \text{ m}$

est:

$$F_T = \sum_{i=1}^5 F_i = 4,950 + 3,003 + 0,974 + 0,148 + 1,623 = \underline{\underline{\quad}}$$

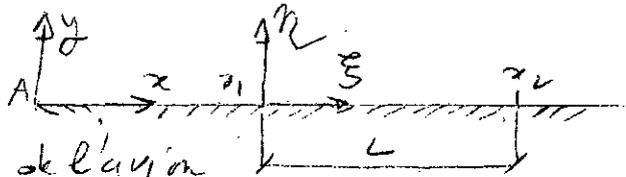
$$F_T = 10,64 \text{ N}$$

5.4.3 Evaluation du frottement en cas d'absence de la vanne

Dans ce cas l'écoulement de l'air autour du fuselage est uniforme de vitesse $V_\infty = 104,67 \text{ m/s}$ le tronçon correspondant du tronçon $0 < \xi < 6,2 \text{ m}$ est $x_1 < x < x_2$

avec $12,832 < x < 19,032 \text{ m}$

A: Bord d'attaque réel
et coincide avec le nez de l'avion
 a = largeur de la vanne



La force de frottement est donnée par:

$$F = \frac{1}{2} C_F V_\infty^2 \rho a L$$

avec C_F = coefficient de frottement moyen tel que

$$C_F = \frac{1}{x_2 - x_1} \int_{x_1}^{x_2} c_f dx$$

avec $C_f = \frac{0,0374}{R_n^{1/5}}$; $x_1 = 12,832 \text{ m}$; $x_2 = 19,032 \text{ m}$

$$* V_\infty = 104,67 \text{ m/s} ; \nu = 3,5810^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

On trouve C_F après intégration: $C_F = 1,974 \cdot 10^{-3}$

avec: $\rho_{\infty} = 0,41 \text{ kg/m}^3$; $L = 6,2\text{m}$ et $A = 0,356\text{m}$

On tire la force de frottement

$$F = 1,96 \cdot 10^{-3} \cdot 104,67^2 \cdot 0,41 \cdot 6,2 \cdot 0,356$$

soit $F = 9,786 \text{ N}$

Conclusion:

En comparant les valeurs de la force de frottement correspondant en cas de présence de la vanne ($F = 10,648 \text{ N}$) et en cas d'absence de la vanne ($F = 9,786 \text{ N}$) on constate que la force de frottement a varié peu et ceci assure la validité du système conçu qui est "Vanne de profil en Arc"



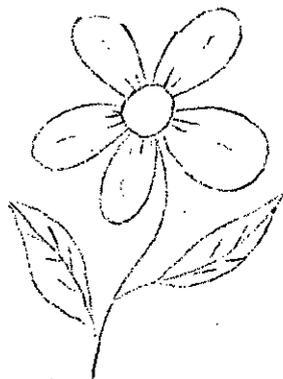
CONCLUSION

Les résultats obtenus de la poussée et de la traînée sont très satisfaisants et correspondent bien à ceux de la réalité avec une certaine approximation.

Pour avoir des résultats très exacts, il faut prendre en considération l'influence de la compressibilité car la majorité des avions civils volent à des vitesses transsoniques. Dans ce cas la on aura un autre problème qui est celui d'un écoulement transsonique autour de la vanne en Arc et surtout en présence du jet.

La résolution de ce problème consiste, en prenant en considération de la compressibilité du fluide, à calculer la fonction de courant ψ par la méthode d'itération en prenant comme valeurs initiales de ψ correspondantes à l'écoulement incompressible et ceci pour qu'on ait une convergence totale du processus.

Un tel calcul ne peut être fait qu'avec un ordinateur. Ce calcul a de l'importance dans le cas des avions qui exigent une exactitude parfaite.



OUVRAGES GENERAUX

- * * Aérodynamique expérimentale (tome 2)
R. REBUFFET; DUJON, 3ème Edition 1969.
- * * Aerodynamics for engineering students.
EDWARD LEHOLD; 3ème Edition
- * * Mécaniques Expérimentales des fluides (Tome 1)
R. COKOLLET ; MASSON ; Edition 1961
- * * Mécanique des fluides (Tomes 2 et 3)
MARTINOT - LAGARDE; DUJON; Edition 1970
- * * Mécanique des fluides
FEDRABVSKI; FANDEEV; Edition, Mir, Moscou
- * * Couches limites, frottement et transfert de chaleur
R. Michel, Paris 1967
- * * Encyclopédie Industrielle
QUILLET, Paris 1974

AUTRES OUVRAGES

- * Cours de Machines thermiques
Monsieur " A. GLEMOUSSE "
- * Cours de gazodynamique
Monsieur " I. GAD "
- * Cours de gazodynamique
Monsieur TOLICESCO

