

UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'UNIVERSITÉ DU QUÉBEC À CHICOUTIMI  
COMME EXIGENCE PARTIELLE  
DE LA MAÎTRISE EN INGÉNIERIE

par

*Martin Bourbonnais*

**Étude de la perte de portance due à la contamination des fluides antigivres  
par la dilution dynamique de la bruine verglaçante**

Août 1997



### **Mise en garde/Advice**

Afin de rendre accessible au plus grand nombre le résultat des travaux de recherche menés par ses étudiants gradués et dans l'esprit des règles qui régissent le dépôt et la diffusion des mémoires et thèses produits dans cette Institution, **l'Université du Québec à Chicoutimi (UQAC)** est fière de rendre accessible une version complète et gratuite de cette œuvre.

Motivated by a desire to make the results of its graduate students' research accessible to all, and in accordance with the rules governing the acceptance and diffusion of dissertations and theses in this Institution, the **Université du Québec à Chicoutimi (UQAC)** is proud to make a complete version of this work available at no cost to the reader.

L'auteur conserve néanmoins la propriété du droit d'auteur qui protège ce mémoire ou cette thèse. Ni le mémoire ou la thèse ni des extraits substantiels de ceux-ci ne peuvent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

The author retains ownership of the copyright of this dissertation or thesis. Neither the dissertation or thesis, nor substantial extracts from it, may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

## **Résumé**

L'accumulation de givre sur les diverses composantes d'un avion en attente au sol peut causer des pertes de performances aérodynamiques au décollage qui dans nombre de cas se sont avérées néfastes.

L'avènement des fluides antigivre, afin de protéger les surfaces portantes de la précipitation ont permis de réduire de beaucoup les pertes de portance. Toutefois, des tests en soufflerie réfrigérée dans des conditions de dilution homogène ( eau diluée préalablement au fluide protecteur) ont montré que les résidus de fluide protecteurs eux-mêmes induisent une perte de portance au décollage. Ces pertes sont toutefois acceptables pour un taux inférieur à 5% en vertu de la marge de manoeuvre du pilote et de leur effet temporaire.

Cependant dans le cas du vol réel, il s'agit plutôt d'une dilution dynamique, c'est-à-dire que la précipitation vient se diluer dans un fluide concentré. Au basses températures ( $-20^{\circ}\text{C}$ ) il y a formation d'une mince strate glaciale au dessus du fluide protecteur ce qui est susceptible d'engendrer une perte accrue de portance par rapport à la dilution homogène.

Afin de caractériser ces pertes de portance, il a fallu mettre en place une infrastructure expérimentale. Il y a la conception et la réalisation d'une balance aérodynamique basée sur la théorie des déformations élastiques mesurées par jauges de contraintes. Elle possède une ossature rigide tout en étant dotée d'une bonne sensibilité. Il y a la minimisation des effets de parois latérales par l'implantation de murs de séparation qui permettent la bidimensionnalisation du modèle d'aile. Les effets des parois supérieure et inférieure furent compenser par un terme correctif appliqué sur les coefficients de portance. Il y a également l'instauration d'un système de gicleurs simulant la bruine verglaçante de  $200\text{ }\mu\text{m}$  de diamètre pouvant opérer jusqu'à  $-20^{\circ}\text{C}$ . Le tout est géré par un logiciel d'application réalisé par certains membres du LIMA.

La simulation en soufflerie fût réalisée sur un modèle symétrique NACA 0018 bidimensionnel. Les tests furent effectués pour une densité de précipitation relativement forte ( $28,5\text{ g/dm}^2\text{h}$ ) à deux températures ( $-10^{\circ}\text{C}$ ,  $-20^{\circ}\text{C}$ ), deux taux de dilution (15%, 30%) et ce pour trois fluides commerciaux de rhéologie non-newtonienne.

Le décollage est simulé à l'aide d'une rampe d'accélération de  $2,6\text{ m/s}^2$  dans un l'intervalle de vitesse  $2 < U < 50\text{ m/s}$ . La rotation de l'aile débute à  $40\text{ m/s}$  et elle tourne au taux de  $2,9^{\circ}/\text{s}$ . Dans chaque condition, trois tests ont été effectués: un test à sec (Courbe de référence), un test en dilution dynamique et un dernier en dilution homogène.

À  $-20^{\circ}\text{C}$  et à 30% de dilution, les résultats obtenus pour des angles utilisés lors du décollage ( $1$  à  $8^{\circ}$ ) démontrent une perte de portance accrue pour la dilution dynamique en comparaison à la dilution homogène et ce pour chaque fluide. Les pertes de portance à  $C_{L\text{max}}$  dépassent largement la norme de sécurité de 5%. À  $-10^{\circ}\text{C}$ , il n'y a pas de perte de portance significative par rapport au test à sec.

On conclue que les fluides antigivres sont efficaces dans bon nombre de situations. Toutefois, le mode de dilution dynamique qui s'apparente au vol réel démontre que l'utilisation de chacun de ces fluides est innacceptable au point de vue des normes de sécurité dans les conditions extrémales de forte précipitation à basse température.

*À un ange  
Missionnaire d'une contrée lointaine  
Irrigant l'esprit du Nomade  
D'un grand désert  
Rêvant de ton oasis ...*

## **Remerciements**

À mon directeur de recherche, **Mr. Gilles Bouchard** qui a su me conseiller adéquatement tout en s'intéressant de près à mon travail

À mon co-directeur **Mr. Patrick Louchez** qui amena des éléments de solution à plusieurs de mes problèmes

À **Mr. Jean- Louis Laforte** pour ses suggestions imprégnées d'expérience

À **Mme Sylvie Bernardin** qui sait ce qui est le plus rare en ce bas monde: du temps de soufflerie

À **Mr. Claude Bergeron**, grand saint de la patience supportant mes empreintes sur son moniteur

À **Mr. Denis Tremblay**, L'architecte capable de comprendre mes archaïques plans

À **Serge Gauthier**, Merlin de la conception avec qui tout est faisable

À **Mr. Jean-Yves Madec**, homme s'amadouant bien de la contrainte..

À **Mario hamel**, Chevalier de traboulidon électrique

À **Éric Perron**, qui connaît le tabac de l'anémothermie

À **Daniel & Carol Mercier**, Sorcier de l'électronique

À **Martin Truchon**, notre monsieur bricole national

Je vous remercient tous et chacun d'avoir contribuer à votre manière à l'édification de ce projet qui nous devons l'avouer, a nécessité tout un étandard de spécialistes de votre genre. Encore une fois,

Merci<sup>1000</sup> ...

## **Table des matières**

### **1. PRÉSENTATION DU PROBLÈME**

1.1 Problématique	1
1.2 Travaux antérieurs	3
1.2.1: Essais en soufflerie réfrigérée .....	3
1.2.2: Essais en vol .....	4
1.2.3: Études faites au LIMA .....	6
1.2.3.1: Études expérimentales	
1.2.3.2: Études numériques	
1.3 Objectifs des travaux	10
1.4 Méthodologie	11
1.4.1: La soufflerie réfrigérée .....	11
1.4.2: Le modèle d'aile .....	13
1.4.3: Paramètres du décollage .....	14
1.4.4: Conditions d'essai .....	15
1.4.5: Critères d'évaluation de la perte de portance .....	15
1.4.6: Réalisme de la procédure expérimentale .....	16

### **2. LA BALANCE AÉRODYNAMIQUE**

2.1 Introduction	17
2.2 Description du problème aérodynamique	18
2.3 Conception de la balance	22
2.3.1: introduction .....	22
2.3.2: Description générale .....	23
2.3.3: Conditions extrêmes d'expérimentation .....	24
2.3.4: Équilibre statique de la balance .....	25
2.3.5: Analyse de contraintes.....	26
2.3.6: Caractéristiques mécaniques.....	31

<b>2.4: Acquisition des signaux</b>	<b>33</b>
2.4.1: Introduction .....	33
2.4.2: la jauge électrique montée en plein pont .....	33
2.4.3: Le conditionneur de signaux .....	38
2.4.4: Logiciel de gestion des données de test .....	39
 <b>2.5 Les rudiments de la calibration</b>	 <b>41</b>
2.5.1: Loi de calibration de la portance .....	41
2.5.2: Procédure de calibration .....	43
2.5.3: Analyse des données de calibration .....	44
2.5.4: La stabilité du zéro .....	45
2.5.5: Quelques constats sur la calibration .....	46
 <b>2.6 Le traitement des données</b>	 <b>47</b>
2.6.1: Description du problème .....	47
2.6.2: Les lissages de courbe .....	48
2.6.2.1: Lissage parabolique à 5 points (spline)	
2.6.2.2: Lissage par Savitsky - Golay	
2.6.2.3: Lissage par FFT	
2.6.2.4: Lissage polynomial (moindres carrés)	
2.6.2.5: Analyse comparative des lissages	
2.6.3: Moyenne mobile à intervalles variables appliquée sur des points discrets.....	55

### **3. L'ÉCOULEMENT DE L'AIR**

<b>3.1 Effets des parois horizontales</b>	<b>58</b>
3.1.1: Description générale.....	58
3.1.2: Effets de blocage .....	60
3.1.2.1: Solid blockage	
3.1.3.2: Wake blockage	
3.1.3: Effets de portance .....	65
3.1.3.1: Effet de cambrure	
3.1.3.2: Effet d'incidence	
3.1.4: Effet total .....	67
3.1.5: Autres techniques de correction .....	69
3.1.5.1: Les murs adaptatifs	
3.1.5.2: Technologie du contrôle des parois	

3.2 Influence des parois latérales	75
3.2.1: Description générale .....	75
3.2.2: Techniques de correction .....	78
3.2.2.1: Aspiration de la couche limite	
3.2.2.2: Soufflage de la couche limite	
3.2.3: Construction des murs de séparation .....	81
3.2.4: Résultats obtenus avec les murs de séparation .....	84

## **4. LA PRECIPITATION FROIDE**

4.1 La précipitation froide dans l'environnement	85
4.1.1: La condensation .....	85
4.1.2: Genèse des précipitations .....	87
4.1.2.1: Processus de Langmuir	
4.1.2.2: Processus de Bergeron	
4.2 Types de précipitation	89
4.2.1: Les grands types de glace .....	89
4.2.2: Classification de la précipitation et analyse comparative .....	89
4.3 Simulation en soufflerie	92
4.3.1: Méthode .....	92
4.3.2: Équilibre thermique des gouttelettes .....	94
4.3.3: Étalonnage .....	96

## **5. QUANTIFICATION DES PERTES DE PORTANCE**

5.1 Acquisition des paramètres essentiels	100
5.1.1: Vitesse de l'écoulement amont .....	100
5.1.2: Angle d'attaque.....	102
5.2 Description des fluides testés	103



5.3 Procédures de tests	106
5.3.1: Procédure de test à sec (Dry test) .....	108
5.3.2: Procédure de test en dilution homogène .....	109
5.3.3: Procédure de test en dilution dynamique .....	110
5.4 Les pertes de portance	112
5.4.1: Résultats aux températures froides ( $\sim 20^{\circ}\text{C}$ ) .....	112
5.4.1.1: Résultats avec lissages de courbes	
5.4.1.2: Résultats avec la moyenne mobile à intervalle variables	
5.4.2: Résultats à température tempérée ( $\sim 10^{\circ}\text{C}$ ) .....	119
5.4.3: Interprétation physique des résultats .....	120
<b>6. CONCLUSIONS</b>	<b>121</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE</b>	<b>125</b>
<b>ANNEXES</b>	

## Liste des figures

### Chapître 1:

1.1	Pertes de portance dues aux fluides antigivre sur modèle 2D en soufflerie	5
1.2	Pertes de portance dues aux fluides antigivre lors des essais de Kuopio	5
1.3	Schéma de la soufflerie réfrigérée du LIMA	12
1.4	Rampe d'excitation	15
1.5	Comparaison des résultats (UQAC vs Lewis de la NASA)	16

### Chapitre 2

2.1	Schéma d'une aile	18
2.2	Écoulement autour d'une aile	19
2.3	Répartition des pressions	19
2.4	Forces aérodynamiques	20
2.5	Schéma de la balance en L	25
2.6	Zone de jauge	29
2.7	Dispositif de solidification de la structure	32
2.8	Représentation schématique d'une jauge de contrainte	34
2.9	Plan de connexion en plein pont de Wheastone	36
2.10	Schéma des connexions	36
2.11	Algorithme du lissage parabolique à 5 points	49
2.12	Algorithme du lissage par Savitsky - Golay	50
2.13	Algorithme du lissage par FFT	51
2.14	Algorithme du lissage par moindres carrés	52
2.15	Visualisation des différents types de lissage	53
2.16	Résultats de l'algorithme de la moyenne mobile à intervalles variables	57

### **Chapitre 3**

3.1	Méthode des images	59
3.2	Principe de Venturi	61
3.3	Diverses fonctions de la théorie de Pankhurst - Holder	64
3.4	Courbure des lignes de courant	65
3.5	Ajustement des parois aux lignes de courant fluide	70
3.6	Procédure itérative d'ajustement des parois	71
3.7	Conséquences de l'ABCT	72
3.8	Couche de cisaillement	74
3.9	Application de l'ABCT en soufflerie	74
3.10	Couche limite au bord d'attaque	76
3.11	Aspiration de la couche limite	78
3.12	Soufflage de la couche limite	79
3.13	Schéma des murs de séparation	79
3.14	Composition des murs de séparation	82

### **Chapitre 4**

4.1	Processus de changement de phase	85
4.2	Type de glace vs conditions climatiques	91
4.3	Spectre des goutelettes produites	93

**Chapitre 5**

5.1	Correction sur les vitesses	101
5.2	Rhéologie des matériaux	103
5.3	Évolution typique de la température lors d'un test	111
5.4	Résultats obtenus par lissage polynomial sur les pertes de portance à basse température	113
5.5	Pertes de portance à -20°C et 30 % de dilution par moyenne mobile	117

## **Liste des tableaux**

### **Chapitre 1**

1.1	Accidents causés par l'accumulation du givre	1
1.2	Début de formation de bouillie de glace en fonction du taux de dilution, de la température et de la rhéologie	7

### **Chapitre 2**

2.1	Tests de stabilité du zéro	45
2.2	Quelques constats sur la calibration	46
2.3	Détermination des intervalles de calculs des moyennes sur le coefficient de portance	56

### **Chapitre 3**

3.1	Rapport du coefficient de portance en vol réel à celui mesuré en soufflerie	68
-----	---	----

### **Chapitre 4**

4.1	Les grands types de glace	89
4.2	Diversité des précipitations	90

## **Chapitre 5**

5.1	Description des fluides	105
5.2	Pertes de portance à $C_{Lmax}$ à $-20^{\circ}\text{C}$ et 30% de dilution par lissage de courbes	114
5.3	Coefficients de portance réels à $-20^{\circ}\text{C}$ et 30 de dlution par la technique de la moyenne mobile à intervalle variable	116
5.4	Pertes de portance à $C_{Lmax}$ à $-20^{\circ}\text{C}$ et 30% de dilution avec moyenne mobile	118

## **Liste des photographies**

### **Chapitre 2**

2.1	La balance aérodynamique	23
2.2	Le conditionneur de signal	39

### **Chapitre 3**

3.1	Effet de paroi sur aile Boeing ( $\alpha = 0^\circ$ )	77
3.2	Montage avec splits walls	83
3.3	Réduction des effets de parois avec les murs de séparation	84

### **Chapitre 5**

5.1	Mécanisme de rotation de l'aile	102
5.2	Système d'évacuation de l'eau	111

## Liste des symboles

$A$	Aire de la section du profilé	$\text{dm}^2$
$A'$	Tension superficielle de l'eau	$\text{N/m}$
$A_0$	Constante de calibration	----
$A_g$	Surface externe d'une gouttelette	$\text{m}^2$
$a$	Paramètre de filtration par transformée de Fourier rapide	----
$B_0$	Constante de calibration	----
$b$	Étendue du profilé	$\text{dm}$
$C_0$	Constante de calibration	----
$C_D$	Coefficient de traînée en soufflerie	----
$C_g$	Capacité calorifique d'une gouttelette	$\text{J/kgK}$
$C_L$	Coefficient de portance en soufflerie	----
$C_\mu$	Coefficient de quantité de mouvement en soufflerie	----
$c$	Corde du profilé	$\text{dm}$
$D$	Force de traînée (Drag)	$\text{N}$
$D_0$	Constante de calibration	----
$E$	Module de Young	$\text{Pa}$
$e$	Épaisseur de fluide à appliquer	$\text{mm}$
$e_o$	Tension d'alimentation du pont de Wheastone	$\text{V}$
$e_f$	Tension de sortie du pont de Wheastone	$\text{V}$
$e_l$	Pression de vapeur saturante au-dessus de l'eau surfondue	$\text{Pa}$



$e_r$	Pression de vapeur saturante au-dessus d'une gouttelette de rayon $r$	Pa
$e_s$	Pression de vapeur saturante au-dessus de la glace	Pa
$g$	Accélération gravitationnelle	$m/s^2$
$h$	Hauteur de la section d'essai de la soufflerie	cm
$I$	Intensité de précipitation	$g/dm^2h$
$K$	Constante de Bridgman	----
$k$	Facteur d'amplification	----
$k_a$	Conductivité thermique de l'air	W/mK
$L$	Force de portance (Lift)	N
$l$	Distance entre le début du convergent et le bord d'attaque du profil	m
$l_f$	Longueur de fil électrique	m
$M$	Masse molaire de l'eau	kg/mol
$M_g$	Masse d'une gouttelette	kg
$Nu$	Nombre de Nusselt	----
$Pr$	Nombre de Prandtl	----
$R$	Constante des gaz parfaits	Nm/molK
$R_e$	Résistance électrique	$\Omega$
$r$	Rayon d'une gouttelette	m
$Re$	Nombre de Reynolds	----
$S$	Section du fil	$m^2$
$T$	Moment (Torque)	Nm

$T_a$	Température de l'air ambiante de la soufflerie	°C
$T_{aile}$	Température de l'aile	°C
$T_g$	Température d'une gouttelette	°C
$T_{go}$	Température initiale d'une gouttelette	°C
$t$	Épaisseur maximale du profilé d'aile	cm
$t_p$	Temps de précipitation	hre
$U, U_T$	Vitesse de l'écoulement amont dans le tunnel	m/s
$U_F$	Vitesse de l'écoulement libre	m/s
$V_F$	Volume de fluide anti-givre appliqué	dm <sup>3</sup>
$V_w$	Volume d'eau ajouté sous forme de précipitation froide	dm <sup>3</sup>
$X$	Signal électrique	mV
$Y$	Signal électrique	mV
$Z$	Signal électrique	mV
%D	Taux de dilution	%

#### **Nomenclature Grecque**

$\alpha$	Angle d'attaque	°
$\Delta P$	Différence de pression	Pa
$\Delta C_L / C_L$	Perte de portance	----
$\delta$	Épaisseur de la couche limite	m
$\delta^*$	Épaisseur de déplacement de la couche limite	mm
$\varepsilon$	Déformation	----

$\eta$	Viscosité dynamique ou absolue de l'air	kg/sm
$\mu$	Coefficient de Poisson	----
$\nu$	Viscosité cinématique de l'air	m <sup>2</sup> /s
$\rho_a$	Densité de l'air	kg/m <sup>3</sup>
$\rho_e$	Résistivité électrique	$\Omega$ m
$\rho_w$	Densité de l'eau	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma$	Contrainte	Pa
$\tau$	Contrainte	Pa

**Liste des abréviations**

ABCT	Technologie du contrôle des parois
AEA	Association des lignes aériennes européennes
DD	Dilution dynamique
DH	Dilution homogène
DT	Test à sec
EDCL	Épaisseur de déplacement de la couche limite
FFT	Transformée de Fourier rapide
LIMA	Laboratoire international des matériaux antigivres
VKI	Institut Von Karman (Bruxelles)

## 1

# Présentation du problème:

## Aérodynamique du décollage sous conditions de givrage

### 1.1: Problématique

En présence de conditions climatiques nordiques, les compagnies aériennes doivent lutter contre les dangers de l'amoncellement de givre ou de neige sur les ailes d'avions causant des pertes de performance aérodynamique lors du décollage qui sont inacceptables au point de vue des normes de sécurité.

TABLEAU 1.1 : Accidents causés par accumulation de précipitation froide

Date	Localité	Type d'appareil	Précipitations
03-01-77	Anchorage	DC-8-62	Brouillard
04-01-77	Frankfort	737	Légère neige
27-11-78	Newark	DC-9-10	Rafales de pluie et de Neige
12-02-79	Détroit	Learjet	Givre
18-02-80	Clarksburg	Nord 262	Neige légère
05-02-85	Washington D.C	737	Chute de neige substantielle
12-12-85	Philadelphie	DC-9-10	Bruine formant des agglomérés et brouillard
10-03-89	Ontario	Fokker	Neige
17-02-91		DC-9	Givre
22-03-92		Fokker 28	Neige
31-10-94	Indiana	ATR-72	Givre (en vol)

Afin de remédier à ce phénomène de contamination des dispositifs de portance par les accrétions de givre ou de neige, les compagnies aériennes pulvérisent des fluides antigivres à forte teneur en glycol sur leurs appareils dans l'attente précédant le décollage. Durant la phase de l'envol qui s'étend sur une trentaine de secondes, il y a évacuation de 80 à 90 % du fluide initialement appliqué. La quantité résiduelle de fluide entraîne une perte de portance qui, dans certaines conditions (rien de comparable cependant avec une aile contaminée non-protégée par un fluide) peut s'avérer néfaste à ce stade crucial de l'envol.

Certains travaux dont ceux du centre Lewis de la NASA (Runyan, Zierten & Hill, 1989) et de M. Carbonaro (Carbonaro, 1986) de l'institut Von Karman de Bruxelles ont porté sur les fluides antigivres dans un contexte de prédilution. Cette simulation n'est cependant pas garante de la réalité où la bruine verglaçante contaminent le fluide concentré en s'y diluant de façon non-homogène, phénomène appelé dilution dynamique.

En effet, selon le taux de diffusion, il y aura stratification de la concentration en glycol dans le film fluide qui engendrera en surface un point de congélation réel ne correspondant pas aux tests standardisés en soufflerie réfrigérée. Donc les gouttes d'eau peuvent geler au-dessus du fluide protecteur en formant une genre de « slush » que nous traduisons par bouillie de glace, créant des pertes de portance accrues par rapport aux mêmes fluides testés dans un contexte de dilution homogène.

## **1.2: Travaux Antérieurs**

### *1.2.1: Essais en soufflerie réfrigérée*

Initialement, des fluides de type newtonien furent utilisés comme fluides antigivres. Ce sont des fluides qui présentent une relation linéaire entre la contrainte tangentielle visqueuse et le gradient de vitesses. Ces fluides offrent une bonne protection mais de courte durée. Il est nécessaire de remédier à cette situation, car les temps d'attente pour certains décollages peuvent être plus long que les temps de protection. L'industrie a donc développé des fluides non-newtoniens qui protègent plus longtemps mais qui en contre partie peuvent devenir fortement visqueux à basse température.

En 1982, la compagnie Boeing a réalisé des tests en soufflerie non-réfrigérée sur un petit modèle d'aile (Cruse & Zierten, 1988). Ces tests furent effectués sur des fluides non-newtoniens dont la composition fut modifiée afin de simuler le mieux possible les caractéristiques réelles visqueuses de ces fluides aux basses températures. Les résultats ont indiqué une perte de portance et une hausse de traînée significatives. Cette étude doit toutefois être prise sous réserves compte tenu de la petitesse du modèle utilisé et de la modification importante des fluides protecteurs depuis 1982.

L'Association des lignes aériennes Européennes (AEA) réalisa une série de tests s'étalant de 1985 à 1987. L'objectif principal de ces expériences était de tester en soufflerie réfrigérée un modèle d'aile à grandes dimensions en utilisant divers produits commerciaux. Les résultats décelèrent des pertes de performance aérodynamique similaires à celles trouvées par la compagnie Boeing en 1982. Toutefois, le modèle utilisé étant bidimensionnel, des doutes subsistent toujours quant à l'ordre de grandeur des effets tridimensionnels.

D'autres essais furent menés au Centre Lewis de la NASA en avril 1988 conjointement avec Boeing et l'AEA (Runyan, Zierten & Hill, 1989). Un des objectifs poursuivis par les tests était de déterminer les effets du fluide résiduel sur la perte de portance et ce jusqu'à la portance maximale. Un modèle d'aile Boeing 737-200ADV à grande échelle fut utilisé. Les résultats, indiqués à la figure 1.1, montrent que le fluide cause une perte de portance relativement importante.

En 1986, le professeur Mario Carbonaro de l'institut Von Karman effectua des recherches expérimentales afin d'étudier l'écoulement des fluides antigivres et de quantifier les pertes de portance sur modèle d'aile (Carbonaro, 1986). L'infrastructure expérimentale permet un modèle bidimensionnel à grande échelle, avec une corde de 1,5m, semblable au profil d'aile d'un Boeing 737-200ADV à 60% de l'envergure. L'échelle de température s'échelonnait de 0 à -20°C. La simulation du décollage fut réalisée par une rampe d'accélération de 0-65 m/s s'étalant sur une demie minute, la rotation de l'aile s'effectuant sur les quatre dernières secondes.

Ces études ont montré que la perte de portance d'une aile contaminée avec fluides protecteurs peut atteindre 17% par rapport à une aile propre. De plus on remarque que la traînée augmente pour une aile contaminée. Comme dans les tests de l'AEA, l'absence des effets tridimensionnels rend la simulation légèrement différente de la réalité.

### *1.2.2: Essais en vol*

Un travail concerté de l'AEA, de Boeing et des manufacturiers de fluides ont conduit aux essais en vol réel se déroulant du 11 au 20 janvier 1988 à Kuopio en Finlande (Runyan, Zierten & Hill, 1989). L'avion choisi était un Boeing 737-200ADV et les tests furent effectués avec volet arrière à 5° et volet avant fermé puis volet arrière à 15° et volet avant ouvert. Les résultats résumés sur la figure 1.2 confirment la perte significative de portance à des angles d'attaque usuels pour un décollage (0 à 8°).



FIGURE 1.1: Pertes de portances dues aux fluides antigivres pour modèle d'aile 2D en soufflerie

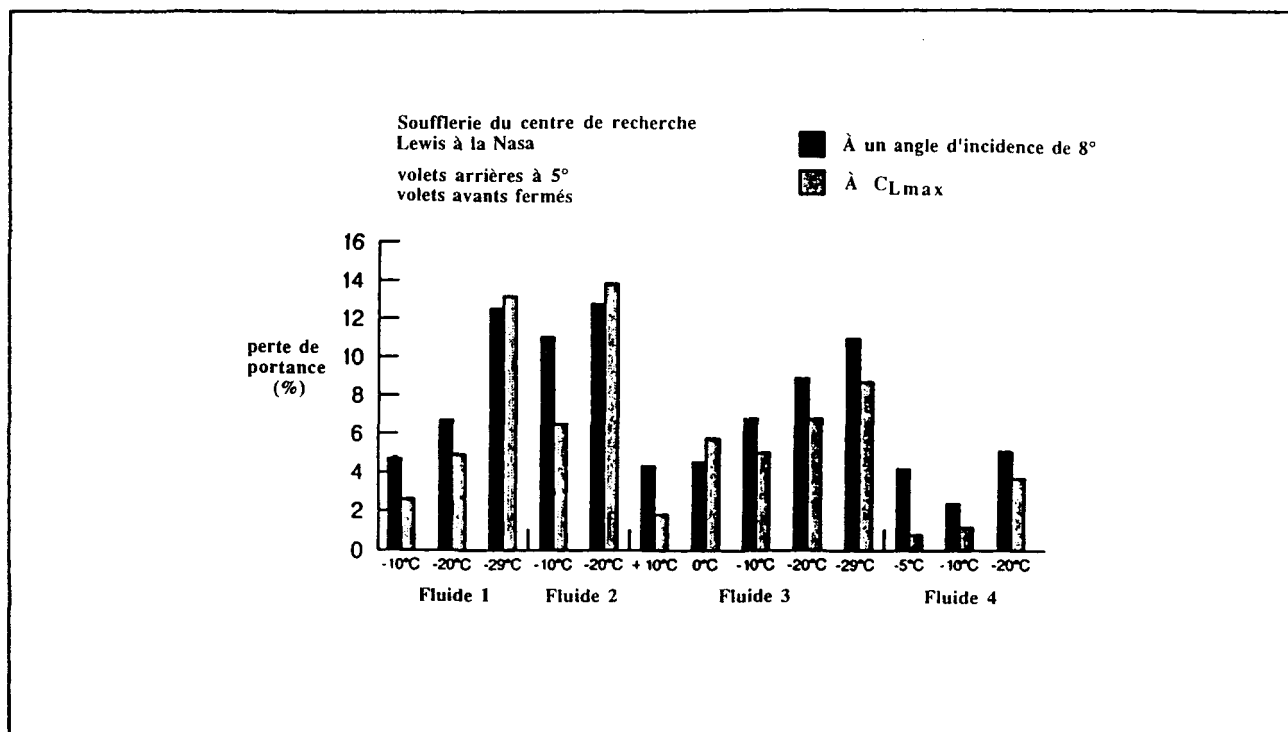
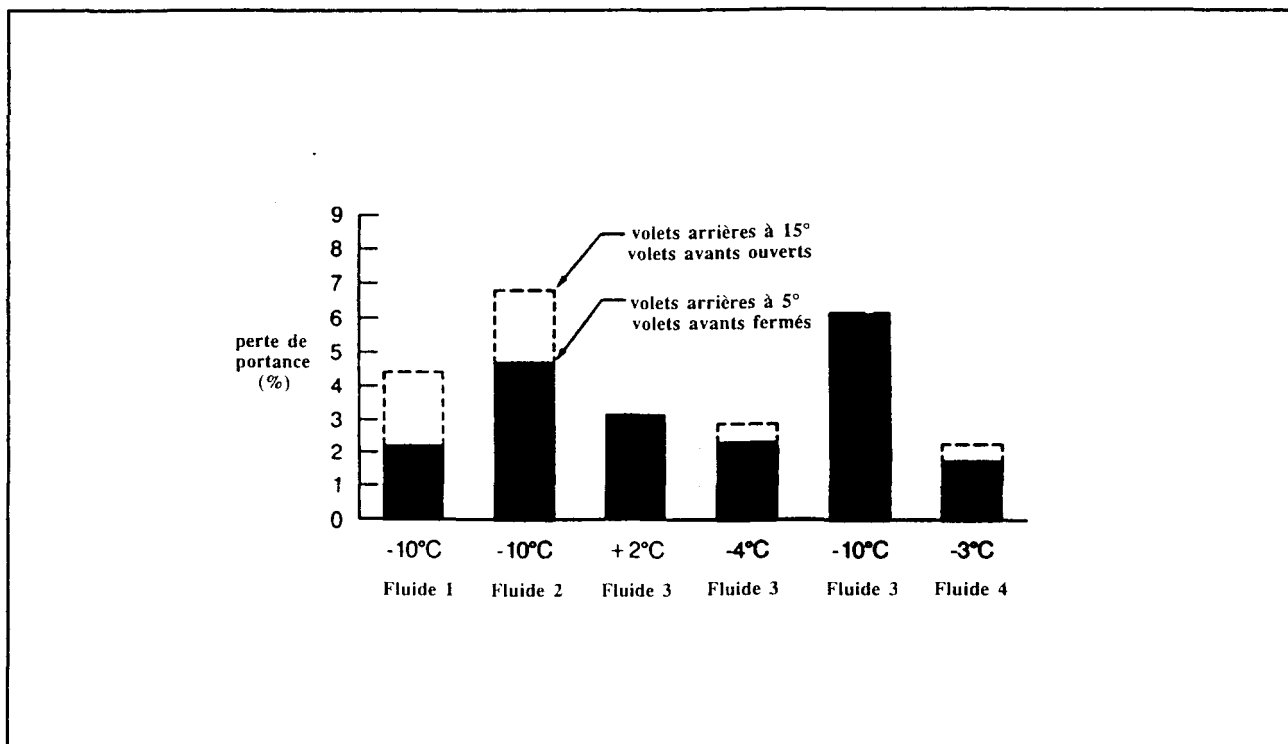


FIGURE 1.2: Pertes de portances dues aux fluides antigivres lors des essais de Kuopio



### *1.2.3: Études faites au Laboratoire International des Matériaux Antigivres (LIMA)*

Tous les tests précédents concernent les pertes de portance sur les fluides antigivres dans un contexte de dilution homogène. Une étude préliminaire (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995) sur les pertes de portance en dilution dynamique réalisée au laboratoire international des matériaux antigivres (LIMA) de l'UQAC a démontré qu'il existe une possibilité d'avoir une perte de portance accrue par rapport au mode homogène. La confirmation de cette hypothèse constitue l'essence même de la présente thèse. Le LIMA recherche activement dans ce domaine.

#### **1.2.3.1: Études expérimentales**

La quantification des pertes de portances due à la présence de précipitation dans les fluides antigivres nous indique les limites d'actions sécuritaires de ces fluides. El Akkad (El akkad, 1993) a développé en soufflerie réfrigérée, une méthode d'essai consistant à soumettre une plaque plane et un modèle d'aile, couverts de fluide, à une accélération d'air comparable à celle d'un avion au décollage. L'épaisseur de déplacement de la couche limite (EDCL) à 30 seconde est mesurée dans le premier cas et la perte de portance à  $C_{Lmax}$  dans l'autre cas. Les résultats de cette étude ont mis en évidence l'existence d'une épaisseur seuil de fluide à appliquer égale à 1mm dans le cas de la plaque plane et 0,5 mm dans le cas du modèle d'aile. En bas de ces valeurs, l'EDCL à 30 secondes et la perte de portance à  $C_{Lmax}$  sont fonction de la température, de la viscosité et de l'épaisseur initiale de fluide tandis qu'en haut du seuil, elles sont fonction de la température et de la viscosité seulement.

La perte de portance et l'EDCL à 30 secondes présentent des corrélations linéaires avec la température, la viscosité ainsi que l'épaisseur dans le cas où cette dernière est inférieure au seuil. La comparaison des valeurs de l'EDCL à 30 secondes et de la perte de portance met en évidence une proportionnalité raisonnable (coefficient de corrélation de 80%) entre ces deux paramètres.

Xiaofei Wang a comparé les résultats des tests aérodynamiques réalisés sur plaque plane avec des produits antigivre prédilués (dilution homogène) et contaminés par précipitation (dilution dynamique). Quatre produits commerciaux ont été testés à deux températures, -10 et -20°C. L'intervalle de valeurs de dilution pour les fluides prédilués s'étend du pourcentage 0 à la valeur de la dilution auquel le fluide dilué gèle à la température de test. Pour chacun des fluides utilisés, on indique pour chaque situation de précipitation, le taux de dilution auquel il y a formation de bouillie de glace en surface du fluide:

Tableau 1.2: Début de formation de bouillie de glace en fonction du taux de dilution, de la température et de la rhéologie

<b>Produits dégivrants de type I</b>			
<b>Type de dilution</b>		<b>Dilution Homogène</b>	<b>Dilution Dynamique</b>
		<b>(%)</b>	<b>(%)</b>
<b>A-653</b>	<b>-10°C</b>	56	30
	<b>-20°C</b>	25	10
<b>B-009</b>	<b>-10°C</b>	70	20
	<b>-20°C</b>	32	10
<b>Produit antigivres de type II</b>			
<b>A838</b>	<b>-10°C</b>	62	10
	<b>-20°C</b>	30	10
<b>A-922</b>	<b>-10°C</b>	72	60
	<b>-20°C</b>	40	10

Pour les produits de type I (rhéologie newtonienne), les valeurs de l'EDCL sont similaires en dilution homogène et dynamique et varient peu avec l'augmentation de la dilution jusqu'au moment où elles subissent une augmentation drastique correspondant à la formation de bouillie de glace à l'interface fluide-écoulement d'air. Ces drastiques variations d'EDCL causées par la formation de bouillie de glace se concrétisent par une perte de portance associée à ce phénomène.

Pour les produits de type II (rhéologie non-newtonienne), Les résultats sont différents pour chaque fluide. Le fluide A838 présente des valeurs plus élevées en dilution dynamique qu'en dilution homogène surtout à  $-10^{\circ}\text{C}$ . Pour sa part, À  $-10^{\circ}\text{C}$ , le fluide A922 présente des valeurs de l'EDCL sont proches de celle du fluide prédilué.

### **1.2.3.2: Études numériques**

Éric Perron mène présentement une étude sur le mouvement d'un fluide antigivre non-newtonien (pseudo-plastique) sous l'action du vent. Durant le décollage, des vagues se produisent à l'interface air-fluide ce qui modifie la couche limite sur l'aile et par conséquent diminue la portance de l'avion. On ne possède que très peu de travaux pour décrire ce phénomène complexe d'instabilité sur un film fluide. Seules des études de stabilité permettent de caractériser la vitesse et la longueur d'onde des vagues susceptibles de croître sous certaines conditions d'écoulement.

L'évaluation de l'état rugueux généré par des vagues à l'interface nécessite la connaissance de l'amplitude des vagues qui n'est pas fournie par ces analyses. Le but du projet est de contribuer à la description du phénomène par l'entremise d'une étude sur plaque plane recouverte de fluide antigivre de façon à déterminer l'influence de la viscosité, de la tension de surface, de l'épaisseur appliquée sur le développement de la couche limite de l'air au-dessus d'une aile au décollage.

L'approche numérique de ce travail permet d'évaluer les états rugueux associés à l'épaisseur de la couche limite et un modèle permettant d'évaluer l'amplitude des vagues en fonction des différents paramètres est en cours de développement. Le modèle sera validé par des mesures expérimentales de rhéologie, de profil des vagues et de couche limite.

Cette modélisation est certes un premier pas dans l'explication mathématique des pertes de portances associées à la présence de fluide antigivre. Bien que les tests soient sur plaque plane, les résultats obtenus nous permettront de mieux comprendre le rôle de chacun des paramètres dans les pertes de portances que l'on observera.

### **1.3: Objectifs des travaux**

#### **Objectif général**

Il s'agit dans cette étude de déterminer expérimentalement, en soufflerie réfrigérée, l'accroissement des pertes de portance par dilution dynamique de fluides antigivres commerciaux de rhéologie non-newtonienne.

#### **Objectifs intermédiaires**

Pour réaliser l'objectif général, il faut réaliser les objectifs intermédiaires suivants:

- Concevoir et réaliser une balance aérodynamique basée sur une ossature rigide où l'on mesure les déformations à l'aide de jauges de contraintes;
- Étalonner la balance et traiter les signaux acquisitionnés en milieu bruyant;
- Implanter un système de gicleurs afin de simuler la précipitation froide en soufflerie;
- Modifier les dispositifs actuels afin d'obtenir les conditions d'écoulement bidimensionnel (2D). Calculer les effets de paroi qui interfèrent sur le profil de vitesse et concevoir un dispositif expérimental afin de minimiser ces effets;
- Modifier l'application actuelle de gestion informatisée des tests en soufflerie afin de l'adapter à la nouvelle réalité;

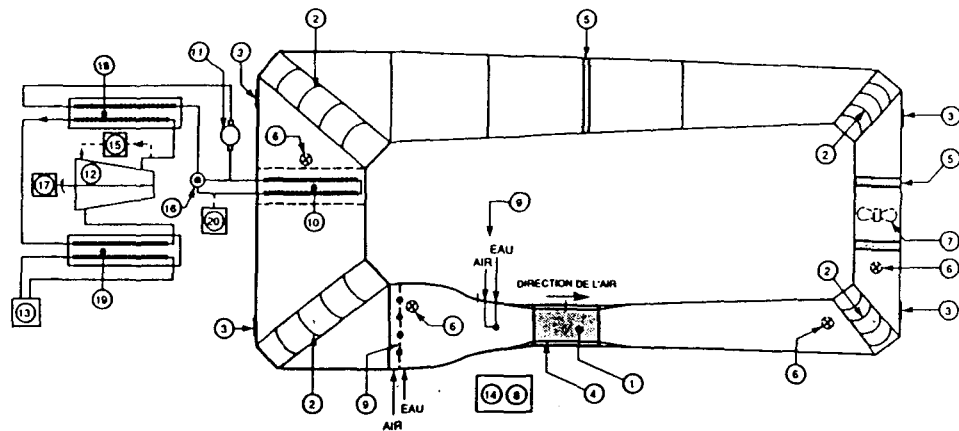
## **1.4: Méthodologie**

### *1.4.1: La soufflerie réfrigérée*

La soufflerie réfrigérée du laboratoire international des matériaux antigivres est schématisée à la page suivante. Il s'agit d'un système à retour simple et écoulement continu. Les tests s'effectuent dans une région nommée section d'essai qui a pour dimensions: 0,6m de hauteur, 0,5m de largeur et 1,32 m de longueur. Le tout est réfrigéré par un système de 75 kW relié à un échangeur de chaleur alimenté en glycol situé dans la section à basses vitesses de la soufflerie.

La recirculation du glycol est contrôlée par un micro-ordinateur. La température est mesurée à différentes positions dans la soufflerie et y est contrôlée à  $\pm 1^{\circ}\text{C}$ .

FIGURE 1.3: Schéma de la soufflerie réfrigérée du LIMA



1	SECTION D'ESSAI	11	POMPE À GLYCOL
2	DÉFLECTEURS DE COIN	12	COMPRESSEUR (75 TONNES)
3	PORTES D'ACCÈS	13	EAU DE REFOUILLISSEMENT
4	PANNEAUX LATÉRAUX	14	TABLEAU DE CONTRÔLE
5	JOINT FLEXIBLE	15	CONTRÔLEUR ON/OFF
6	TROP PLEIN	16	VALVE À TROIS VOIES
7	MOTEUR ET VENTILATEUR	17	ENTRAÎNEMENT MOTEUR
8	CONTRÔLE DU MOTEUR	18	ÉCHANGEUR FREON/GLYCOL
9	GICLEURS	19	ÉCHANGEUR FREON/EAU
10	ÉCHANGEUR AIR/GLYCOL	20	CONTRÔLE DE TEMPÉRATURE

0 1 2 m



#### *1.4.2: Le modèle d'aile*

Le choix du modèle d'aile est déterminant pour le cours de notre expérience. Voici quelques critères sur lesquels on s'est appuyé afin de choisir un modèle symétrique de type NACA 0018 de 15,5 cm de corde et de 39,1 cm d'envergure:

- Un modèle sans cambrure nous permet de fixer facilement l'angle d'attaque nul qui est associé à la portance nulle. Donc le facteur cambrure n'a pas à entrer dans nos analyses de résultats;
- La petite dimension de la corde par rapport à l'aile Boeing par exemple, nous permet de diminuer l'influence des parois supérieures et inférieures pour les grands angles d'attaque;
- Afin d'insérer des murs de séparation, la modification de ce profilé (plaque métallique courbée sur une charpente) nécessite moins de travail de machinage que le modèle Boeing (modèle plein);
- Vu la plus petite surface portante, Il y a de plus petites vibrations au moment du décollage.

### 1.4.3: Paramètres du décollage

Les points essentiels de la simulation d'un décollage se résument à la rampe d'accélération, l'intervalle de vitesses et d'angles, le taux de rotation et la détermination du début de la rotation. Afin d'assurer la similitude entre le test en soufflerie et le vol réel, le choix des paramètres se doit d'être judicieux.

Un envol est caractérisé par quatre phases (visualiser sur la figure 1.4). En premier lieu, l'avion accélère au sol pour atteindre 80% de sa vitesse maximale. En second lieu, l'avion est sur le point de prendre son envol, c'est la variation de l'angle d'attaque. Par la suite, il y a une courte période où l'avion vole à la vitesse maximale tout en augmentant son angle d'attaque. En dernier lieu, l'avion est en vol régulier avec sa vitesse et son angle d'attaque constant. Un tel décollage s'étale habituellement sur une trentaine de secondes et les valeurs typiques que nous utiliserons sont:

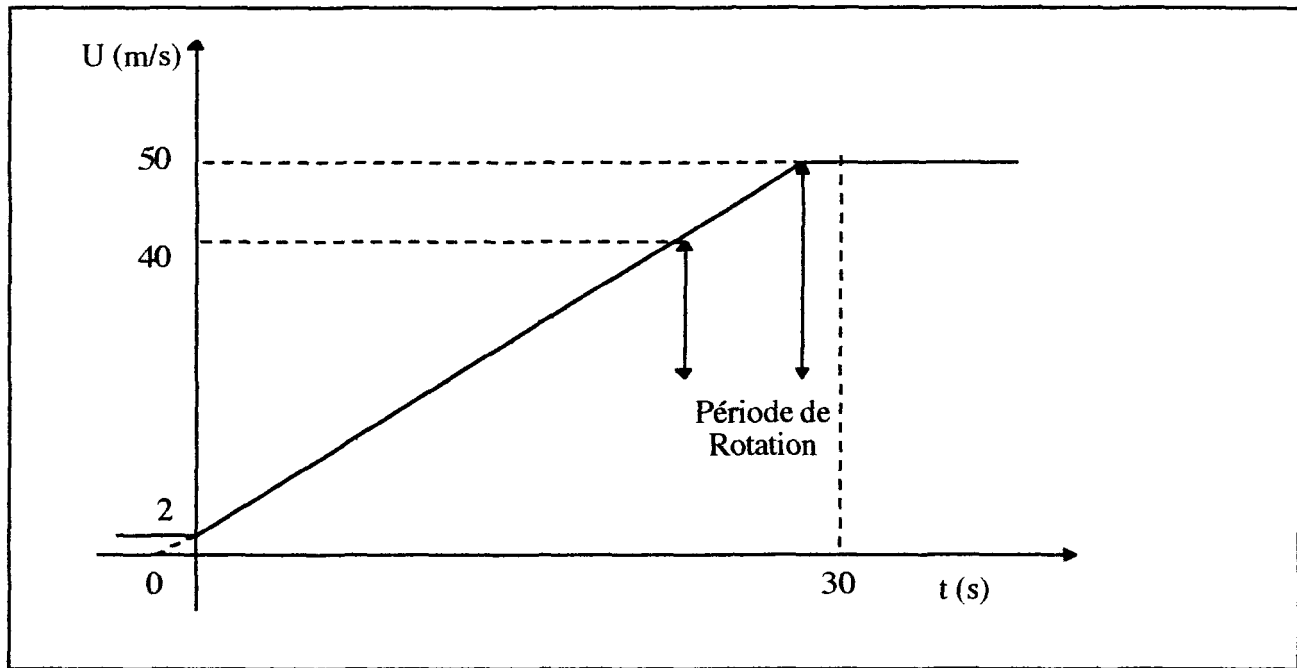
$$2 < U < 50 \text{ (m/s)}$$

$$0^\circ < \alpha < 15^\circ$$

$$\dot{\alpha} = 2.9 \pm 0.1 \frac{^\circ}{s}$$

Il est à noter que la rotation de l'aile débute à l'atteinte de 80% de la vitesse maximale. La rampe d'accélération est de type  $2.6 \text{ m/s}^2$  telle que représentée à la figure 1.4.

FIGURE 1.4: Rampe d'excitation



#### 1.4.4: Conditions d'essai

Les tests auront lieu pour trois fluides commerciaux de rhéologie non-newtonienne à des températures de  $-10^{\circ}\text{C}$  et  $-20^{\circ}\text{C}$ , pour des taux de dilution de 15% et 30% obtenus sous une intensité de précipitation légèrement supérieure à  $24 \text{ g/dm}^2\text{h}$ , valeur associée à cinq accidents majeurs survenus au États-Unis de 1972 à 1992 (Rasmussen, Côté, Knight, Moose & Kuperman, 1995).

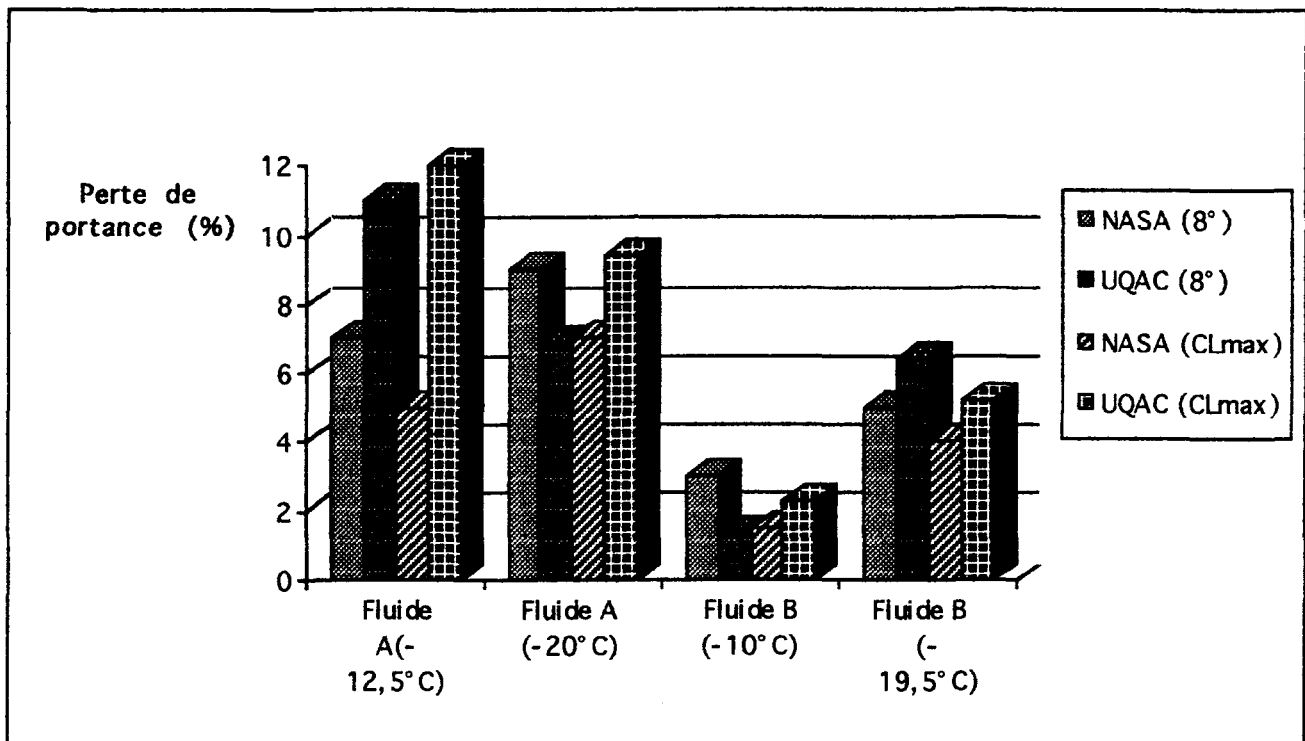
#### 1.4.5: Critères d'évaluation de la perte de portance

Les pertes de portance seront évaluées à deux points de vue . En premier lieu il y a les pertes de portance pour des angles caractéristiques au décollage ( $1 < \alpha < 8^{\circ}$ ). Ces dernières représentent la situation même de la prise de l'envol. En second lieu, il y a la perte de portance à  $C_{L\max}$  qui indique au pilote la marge de manoeuvre disponible.

### 1.4.6: Réalisme de la procédure expérimentale

La similitude entre notre simulation en laboratoire et le vol réel est corroborée par la comparaison de certains de nos résultats obtenus en soufflerie par rapport à ceux obtenus pour le centre Lewis de la NASA ( Laforte, Bouchard & Louchez, 1992). La comparaison s'effectue au niveau de deux fluides antigivres commerciaux non-dilués communs aux deux équipes de recherche. Le fluide A possède un temps de protection de 30 minutes et le fluide B en possède un de 15 à 20 minutes. Le modèle d'aile utilisé afin de simuler un boeing 737 est le NACA 66<sub>2</sub>-415. Le modèle est dans la configuration volets arrières ouverts à 5°.

Figure 1.5: Comparaison des résultats ( UQAC vs Lewis de la NASA)



À l'exception du cas du fluide A à -12,5°C à l'incidence maximale, nous remarquons une bonne corrélation entre les pertes de portance respectives.

## 2

# La Balance Aérodynamique

### 2.1: Introduction

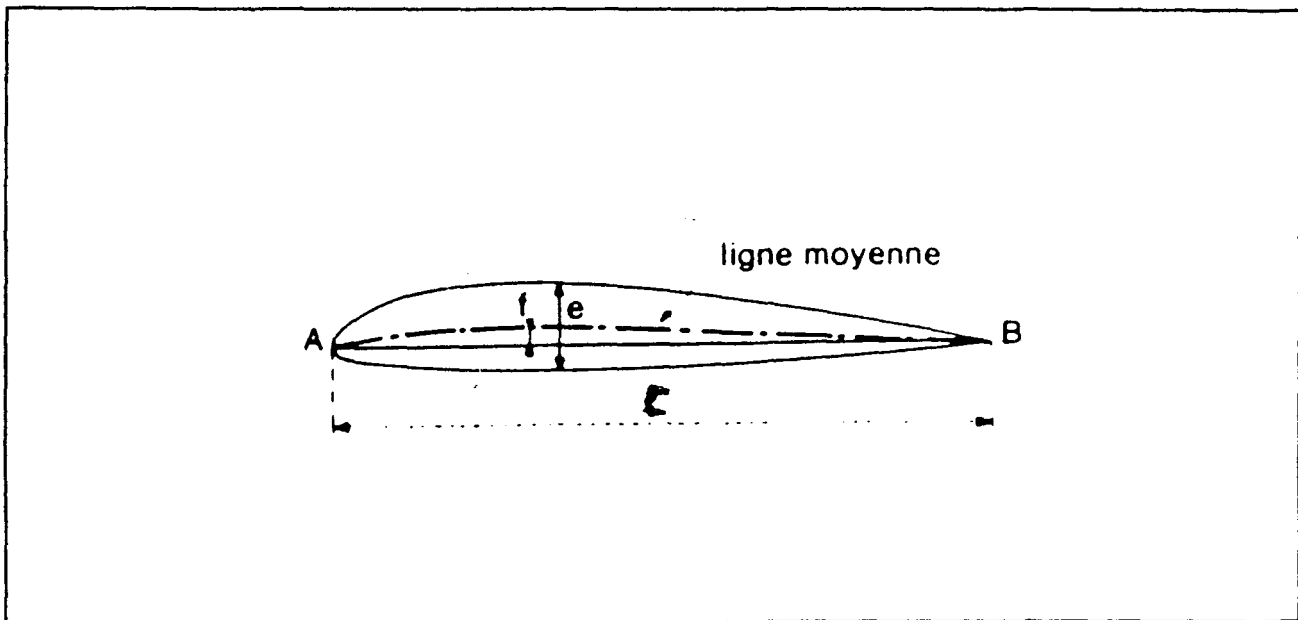
La balance aérodynamique est l'instrument qui permet de mesurer la portance, la traînée et le moment exercé sur un objet placé dans l'écoulement d'air de la soufflerie. La première phase de l'étude consiste dans la conception, la réalisation et l'étalonnage de cette balance aérodynamique. Voici les principales tâches incombant de cette phase.

- Mentionner les éléments de conception de la balance en « L » pour la soufflerie du LIMA;
- Expliquer le rôle de la jauge électrique, du montage en plein pont, du conditionneur 2110 et de l'ordinateur dans l'importante phase d'acquisition des données;
- Élaborer les formules de base qui nous permettront pratiquement de caractériser les forces, dont la portance et la traînée;
- Définir les conditions de réalisation de l'étalonnage;
- Exposer les premiers résultats et présenter la méthode d'analyse des données;
- Évaluer la technique d'étalonnage et d'analyse des données.

## 2.2: Description du problème aérodynamique

De façon à définir les paramètres essentiels du problème, on présente ci-après une description brève des phénomènes en jeu. Une revue historique des notions d'aérodynamisme est également présentée en annexe 1. On considère une aile dont le profil est identique sur toute l'envergure.

FIGURE 2.1 : Schéma d'une aile

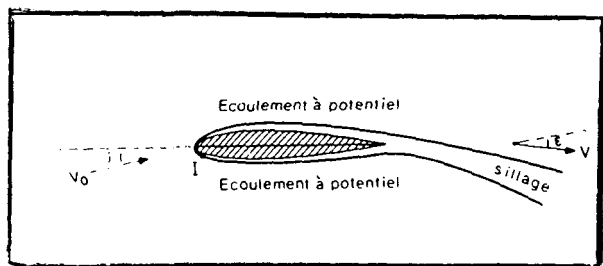


En voici les principales caractéristiques:

- Un bord de fuite B
- Un bord d'attaque A
- Une corde AB de longueur  $c$
- Une épaisseur relative  $t/c$
- La surface supérieure: l'extrados
- La surface inférieure: l'intrados

Aux faibles incidences nous remarquons les caractéristiques suivantes de l'écoulement:

FIGURE 2.2: Écoulement autour d'une aile

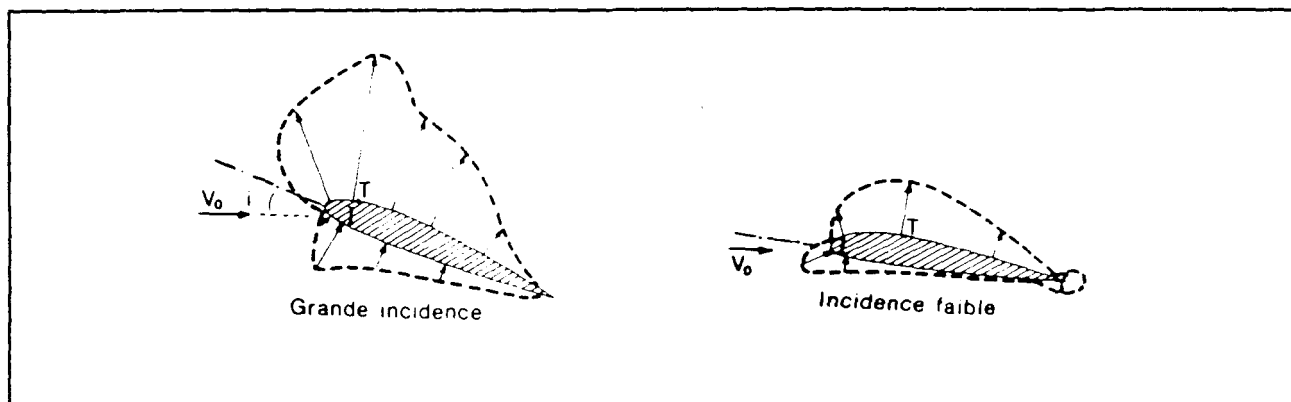


- Une couche limite entoure le profil (effets de viscosité). Elle prend naissance au point d'arrêt qui situé à l'endroit où la vitesse est nulle sur le bord d'attaque;
- Le sillage étroit dû aux rencontres des couches limites de l'intrados et de l'extrados qui s'étend très loin en aval du bord de fuite.

- La zone d'écoulement potentiel qui se situe à l'extérieur de la couche limite et de la zone de sillage dans laquelle la pression statique et la vitesse en chaque point sont en écoulement incompressible conformément au théorème de Bernouilli.

La répartition des pressions sur la paroi dépend de la forme du profil et de l'incidence:

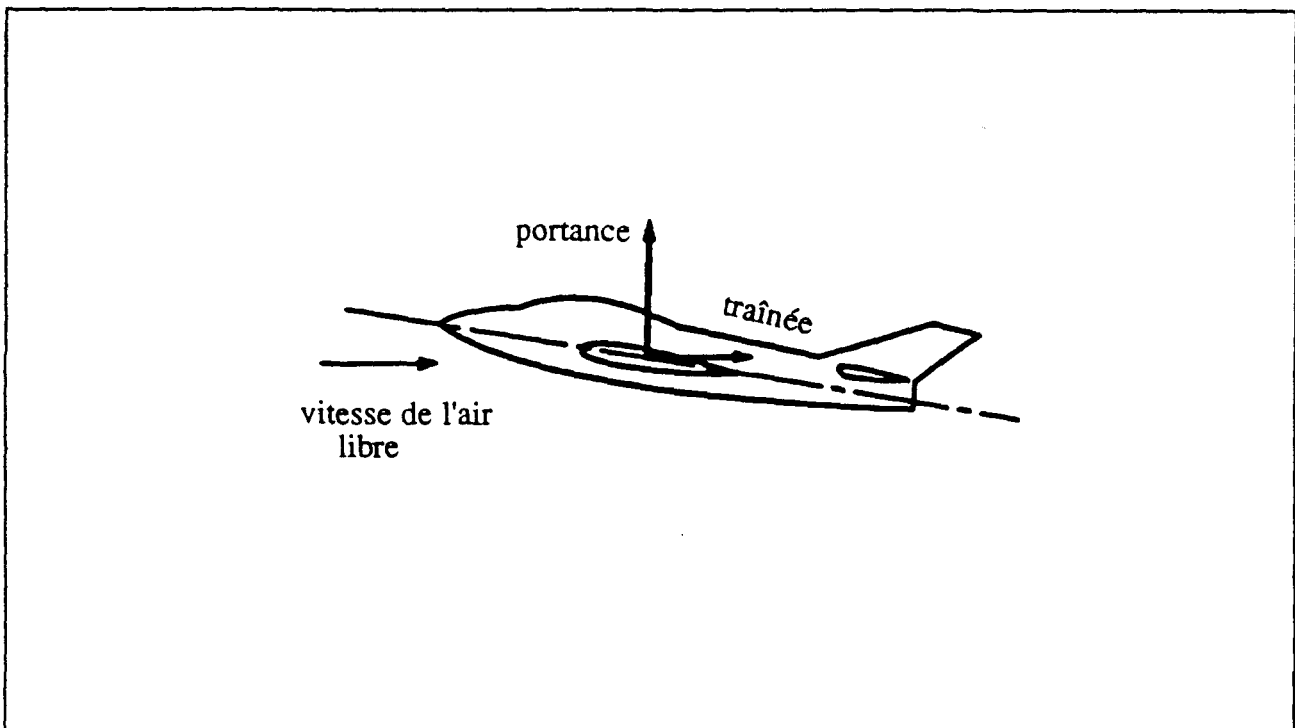
FIGURE 2.3: Répartition des pressions



Pour les incidences voisines de zéro, il y a une zone de surpression à l'avant de l'intrados et une zone de dépression sur l'extrados. Lorsqu'on augmente l'incidence, les dépressions d'extrados augmentent et le point de dépression maximum avance le point d'arrêt.

Par contre, les dépressions d'intrados diminuent puis sont remplacées par des surpressions. Au bord d'attaque, la pression est maximale au point d'arrêt. Le gradient de pression du bas vers le haut génère une force verticale nommée portance ( $L$ ). La force due au frottement visqueux de l'air sur l'aile est appelée traînée visqueuse et celle due à la forme du modèle est la traînée de forme. La somme de ces deux composantes est la traînée ( $D$ ). Ces deux forces appliquées au centre de pression engendrent un moment ( $T$ ). Ces éléments sont indiqués à la figure 2.4. On note que la direction horizontale est celle de l'écoulement ou du trajet de l'avion.

FIGURE 2.4: Forces aérodynamiques





Afin de caractériser ces forces aérodynamiques, on utilise des coefficients adimensionnels que nous nommons respectivement coefficient de portance, coefficient de traînée et coefficient de moment:

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{2L}{\rho_a AV^2} \\ C_D &= \frac{2D}{\rho_a AV^2} \\ C_M &= \frac{2T}{\rho_a AcV^2} \end{aligned} \quad (2.1a, 2.1b \text{ \& } 2.1c)$$

Ces coefficients dépendent des paramètres suivants:

- la forme du profil
- l'angle d'attaque
- la forme en plan de l'aile et de son allongement
- le nombre de Reynolds
- le nombre de Mach

Les tests étant effectués à des vitesses subsoniques le nombre de Mach n'entrera pas en ligne de compte.

## **2.3: Conception de la balance**

### *2.3.1: Introduction*

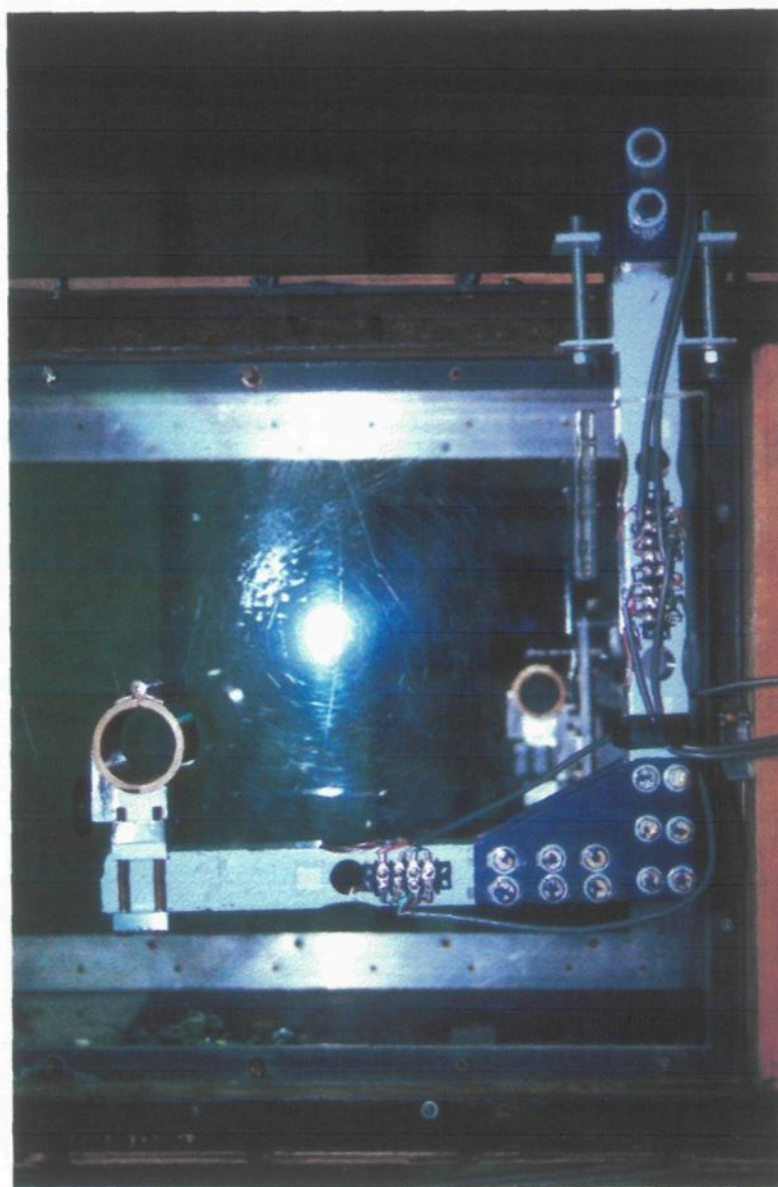
Afin de pouvoir mesurer efficacement les forces de portance et de traînée, la balance requiert les qualités suivantes:

- De solides attaches au sol pour la structure qui soutient la balance afin que les vibrations mécaniques engendrées par le vent en soufflerie sur l'aile soient insuffisantes pour faire vibrer la structure;
- Une balance très rigide qui est considérée fixe au cours de l'expérience tout en ayant un bon niveau de sensibilité;
- Dégager le modèle de tout obstacle visuel empêchant l'enregistrement sur caméscope;
- Concevoir un système de retrait de la balance pour laisser le champ libre pour divers autres tests en soufflerie tels la certification de fluides commerciaux.

### 2.3.2: Description générale

Le montage est représenté à la photographie 2.1. On remarque sommairement que notre modèle peut être représenté par deux armatures en L constituées de tiges carrées en acier de 2,5 cm x 2,5 cm.

Photographie 2.1: La balance aérodynamique



Chaque armature est pourvue de trois points de mesure dont deux sont sur la tige verticale et l'autre est sur la tige horizontale. Chacun de ces points de mesure est composé de deux jauges de contraintes placées de part et d'autre de la tige en acier percée d'un tour circulaire à cet endroit afin d'augmenter la sensibilité de l'instrument. C'est à ces points que nous mesurons les déformations engendrées par les forces de portance et de traînée à l'aide de jauges de contraintes. Une description exacte quant à la combinaison de ces signaux figure à la section 2.4.2..

### 2.3.3: Conditions extrêmes d'expérimentation

Il faut en premier lieu estimer les conditions extrêmes d'expérimentation qui sont fondamentales quant à la solidité du modèle construit, donc qui influent directement sur le choix des matériaux.

À partir des données fournies dans un manuel de référence (Gross, Gerhart, Hochstein, 1992), nous pouvons statuer sur les valeurs limites des différents paramètres entrant dans les formulations de la portance et de la traînée ainsi que du moment. Avec ces valeurs, nous pouvons donc conclure que dans le pire des cas, les paramètres seront de l'ordre de:

$$D = \frac{C_D \rho_a A U^2}{2} = \frac{(1,5)(0,155)m(0,4)m(1,552)kg/m^3(65)^2m^2/s^2}{2} = 305N \sim 31kg \Rightarrow 16kg / bras$$

$$L = \frac{C_L \rho_a A U^2}{2} = \frac{(2)(0,155)m(0,4)m(1,552)kg/m^3(65)^2m^2/s^2}{2} = 407N \sim 42kg \Rightarrow 21kg / bras$$

Où D et L sont les forces sur l'aile en entier que nous divisons par deux pour obtenir les composantes voulues. du fait que l'on a deux armatures situées de part et d'autre de la section d'essai servant à soutenir le modèle. On indiquera les valeurs numériques dans le système métrique de façon protocolaire mais on les indiquera également dans le système anglais pour des raisons pratiques.

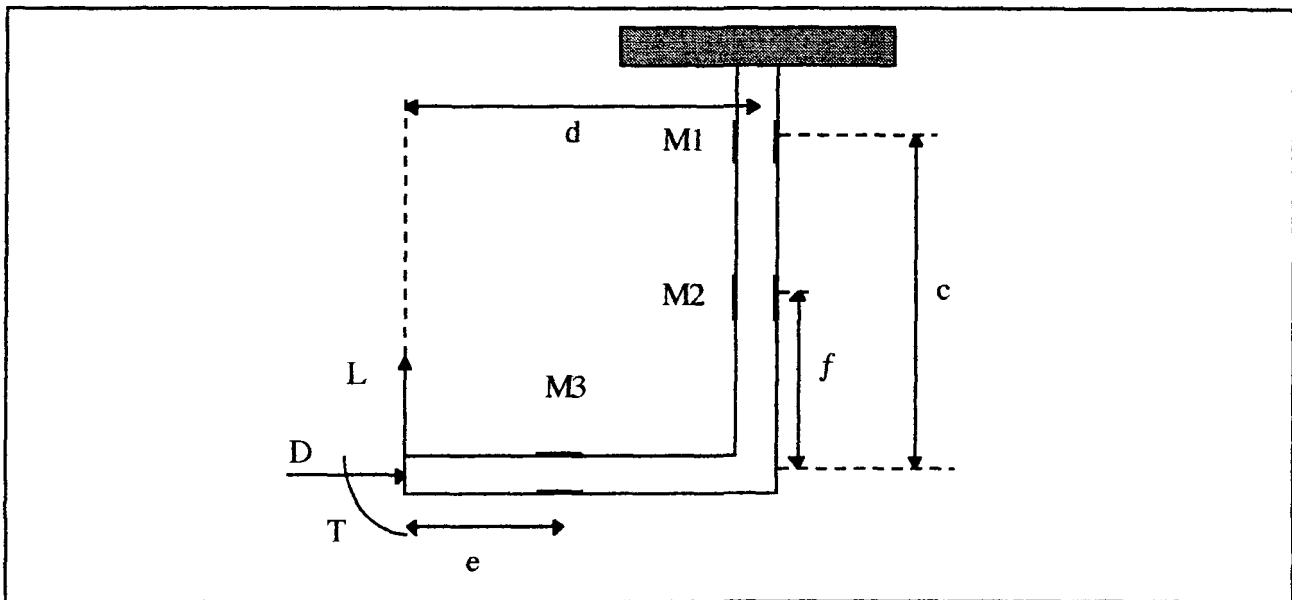
Pour ce qui est du moment, dans le cas extrême, le centre d'application de la portance, i.e. le centre de pression sera décalé de 7 cm du point O ce qui produit un moment de:

$$T = L \cdot d = (21) \text{ kg} (7) \text{ cm} \sim 147 \text{ kg} \cdot \text{cm} \quad (125 \text{ lbs} \cdot \text{Po})$$

### 2.3.4: Équilibre statique de la balance

Il y a trois points de mesure qui permettent de déterminer trois moments de flexion  $M_1$ ,  $M_2$  et  $M_3$ . Ces moments permettent de déterminer la portance ( $L$ ), la traînée ( $D$ ) et le moment ( $T$ ). Ces éléments sont représentés à la figure 2.5.

FIGURE 2.5: Schéma d'un bras de la balance en L



Les équations d'équilibre statique sont:

$$M_1 = T - L \cdot d + D \cdot c \quad (2.2a)$$

$$M_3 = T - L \cdot e \quad (2.2b)$$

$$M_2 = T - L \cdot d + D \cdot f \quad (2.2c)$$

Effectuons (2.2a) - (2.2b):

$$L \cdot (d - e) = D \cdot c + M_3 - M_1 \quad (2.3)$$

Similairement (2.2b)-(2.2c):

$$M_3 - M_2 = L(d - e) - D \cdot f \quad (2.4)$$

qui après une simple isolation arithmétique est renommée (2.5):

$$D = \frac{M_2 - M_3 + L \cdot d - L \cdot e}{f} \quad (2.5)$$

En utilisant (2.3):

$$L \cdot (d - e) = \frac{M_2 - M_3 + L \cdot d - L \cdot e}{f} \cdot c + M_3 - M_1$$

En isolant :

$$L = \frac{[(M_1 - M_3) \cdot f + (M_3 - M_2) \cdot c]}{(e - d)(f - c)} \quad (2.6)$$

Pour obtenir la traînée nous devons reprendre l'équation (2.5) et en substituer les termes de la portance retrouvés en (2.6):

$$D = \frac{\left[ M_2 - M_3 + \frac{[(M_3 - M_1) \cdot f + (M_2 - M_3) \cdot c]}{(d - e)(f - c)} \cdot d - \frac{[(M_3 - M_1) \cdot f + (M_2 - M_3) \cdot c]}{(d - e)(f - c)} \cdot e \right]}{f}$$

Et par simplification:

$$\boxed{D = \frac{M_1 - M_2}{c - f}} \quad (2.7)$$

En utilisant (2.2b) pour le moment:

$$\boxed{T = M_3 + L \cdot e = \frac{[(M_3 - M_1) \cdot f + (M_2 - M_3) \cdot c]}{(d - e)(f - c)} \cdot e + M_3} \quad (2.8)$$

### 2.3.5: Analyse de contrainte

Supposons le cas particulier où nous sommes en présence des conditions expérimentales extrêmes préalablement définies:

$$L \sim 21 \text{ kg/bras}$$

$$D \sim 16 \text{ kg /bras}$$

Nous prendrons les valeurs suivantes afin de respecter la géométrie actuelle de la soufflerie:

$$c = 25,4 \text{ cm (10 Po)}$$

$$f = 13,4 \text{ cm (5,25 Po)}$$

$$d = 33,0 \text{ cm (13 Po)}$$

$$e = 12,7 \text{ cm ( 5 Po)}$$

Nous obtenons alors pour les moments maximum:

$$M_1 = D \cdot c - L \cdot d = -16\text{kg} \cdot 25,4\text{cm} - 21\text{kg} \cdot 33\text{cm} = -1099\text{kg} \cdot \text{cm} \quad (-925\text{Lbs} \cdot \text{Po})$$

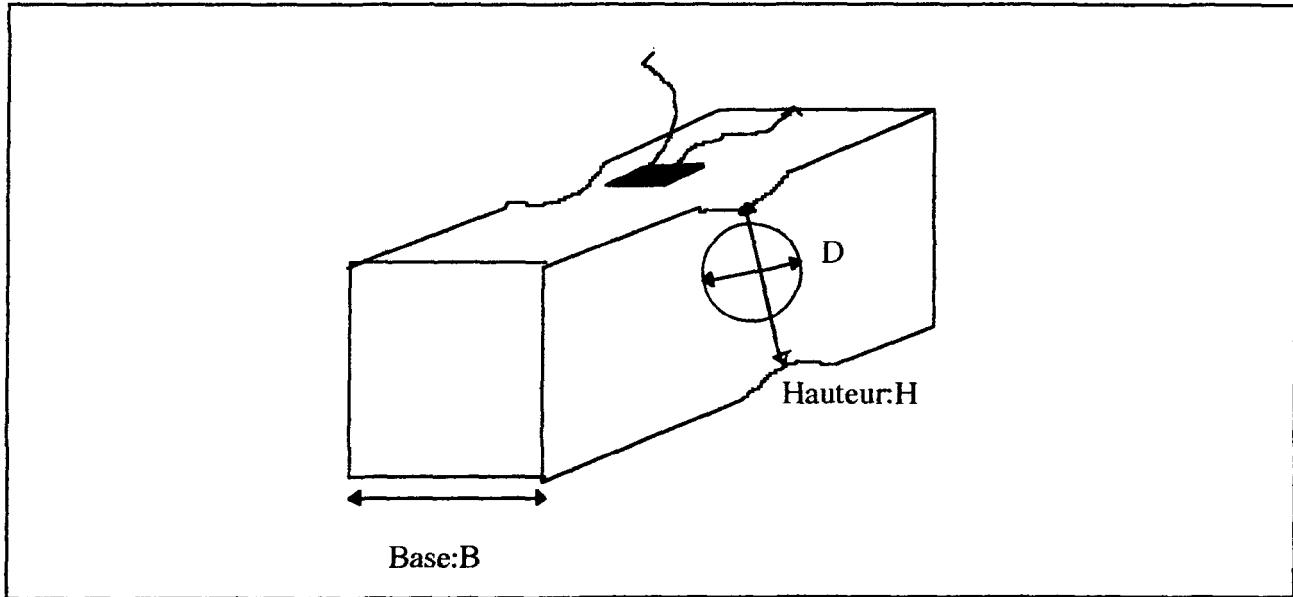
$$M_3 = -L \cdot e = -21\text{kg} \cdot 12,7\text{cm} = -267\text{kg} \cdot \text{cm} \quad (-225\text{Lbs} \cdot \text{Po})$$

$$M_2 = D \cdot f - L \cdot d = 16\text{kg} \cdot 13,4\text{cm} - 21\text{kg} \cdot 33,0\text{cm} = -479\text{kg} \cdot \text{cm} \quad (-407\text{Lbs} \cdot \text{Po})$$



Éclaircissons les alentours de nos jauges de contraintes qui nous servent à mesurer les déformations:

FIGURE 2.6: Zone de jauge



En utilisant les tiges carrées standards en acier, nous en arrivons aux dimensions suivantes suite à un fin machinage en ce qui a trait aux émincés et au trou circulaire:

$$\text{Base} = 3,8 \text{ cm } (1,5P_o)$$

$$\text{Hauteur} \sim 3,1 \text{ cm } (1,215P_o)$$

$$D_o = 2,2 \text{ cm } (0,875P_o)$$

$$E = 30E^6 \text{ Lbs}/P_o^2$$

Donc pour le moment fléchissant ainsi défini:

$$S = \frac{B \cdot (H^2 - D^2)}{6} = 3,02 \text{ cm}^3 \quad (0,177 P_o^3)$$

Pour les déformations unitaires ( $\varepsilon$ ) en oubliant les concentrations de contraintes:

$$\varepsilon_i = \frac{M_i}{E \cdot S} \quad \varepsilon = - \begin{pmatrix} 174,2 \\ 42,4 \\ 78,2 \end{pmatrix} \cdot 10^{-6}$$

Ce qui nous donne pour les contraintes de flexion:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon = - \begin{pmatrix} 5226 \\ 1272 \\ 2346 \end{pmatrix} Lbs \cdot Po^{-2}$$

Ces valeurs sont bien en-deçà des limites élastiques de 60 000 psi. La contrainte peut paraître faible mais les signaux produits pourront être amplifiés par le biais du conditionneur de signal. Les dimensions mentionnées ci-haut pour la balance semblent satisfaisantes en première approximation.

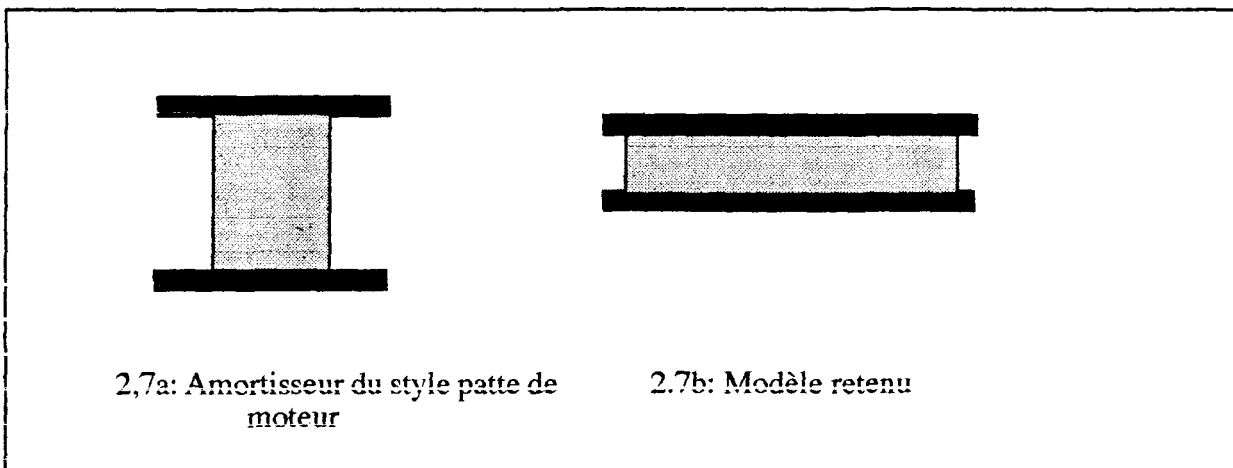
### 2.3.6: Caractéristiques mécaniques

L'élaboration du prototype a été effectuée par une série d'améliorations successives. Le résultat est présenté sur la photographie 2.1. L'ensemble a les caractéristiques suivantes:

- Des dispositifs d'ajustement horizontaux et verticaux permettant d'effectuer les derniers correctifs afin de faciliter l'alignement du modèle dans les orifices latéraux de la section d'essai;
- Des perforations circulaires au centre des bras de soutien au niveau de l'emplacement des jauges afin d'augmenter la sensibilité sans toutefois créer de concentration de contraintes;
- Un mécanisme de rotation composé d'un moteur DC responsable du mouvement de l'engrenage relié au profil d'aile. Le ratio:  $(\text{nb.dents engrenage})/(\text{pas de la vis})$  est de 15. Un lecteur optique fait la lecture de l'angle d'attaque de l'aile. Plus de détails sont fournis à la section 5.1.2.
- Le système est conçu afin de maximiser la visibilité dans le tunnel d'essai. C'est pour ce faire que le point d'attache de l'aile est situé au-dessus de la composante horizontale du bras, ce qui n'obstrue pas la vision latérale du modèle.
- La facilité de retrait du montage est assurée par 4 boulons le retenant à la structure. Afin de libérer complètement l'accès à la section d'essai, il nous suffit de serrer les 2 boulons tenant la tige de soutien latérale et d'amener le bras sur le dessus de la soufflerie et ce, sans déconnecter aucun fil. Tout ce retrait s'effectue en 15 minutes pour une personne seule qui s'est fait un peu la main.

- La structure qui soutient la balance est reliée au sol par des « pattes de moteur ». Ce dispositif assure l'amortissement sur une grande épaisseur de caoutchouc ce qui lui confère une faible rigidité. Pour ce qui est du dispositif retenu, il consiste en une mince galette de caoutchouc (1,25 cm), reposant entre deux plaques d'acier de plus grande superficie (15 x 15 cm). Les deux modèles sont représentés sur la figure ci-contre:

FIGURE 2.7: Dispositifs de soutien de la structure



Cette modification des points d'attache au sol était essentielle afin de s'assurer que les vibrations de la structure, engendrées par l'aile sous l'influence du vent, soient minimales par rapport à celles engendrées par le dispositif précédent. De telles vibrations se superposent au signal des jauges ce qui engendre des fluctuations nécessitant une unité de filtration lors du processus d'acquisition.

## **2.4: Acquisition des signaux**

### *2.4.1: Introduction*

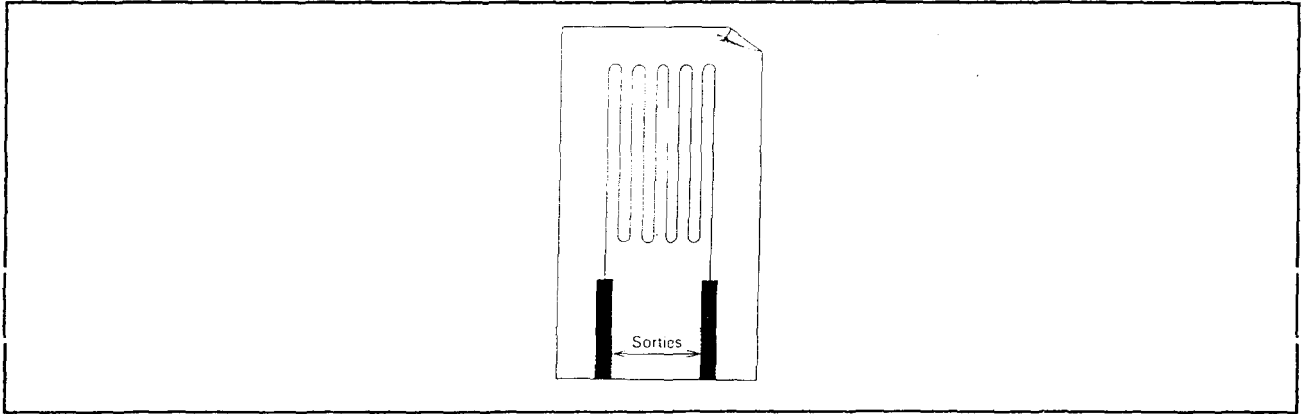
La méthode d'acquisition des signaux doit répondre aux questions suivantes: Seront-ils suffisamment forts pour se distinguer du bruit environnant? Quel facteur d'amplification nous sera bénéfique? Quelles sont les fréquences des bruits à filtrer? Quel traitement devra-t'on leurs apporter?

Le capteur est un ensemble de jauges électriques qui sont connectés en trois ponts distincts reliés à un conditionneur modèle 2110 de Vishay qui a une double fonction d'alimentation et d'amplification. Le signal résultant est transmis par des fils blindés, à un PC 486 par l'entremise de trois canaux d'une carte d'acquisition, d'amplification et de conversion analogique-digitale avant d'être traités par une application produite par le LIMA.

### *2.4.2: La jauge électrique montée en plein pont*

Les brins de fils constituant la jauge étant principalement alignés suivant la direction de déformation mise à part les boucles de raccordement, on peut admettre en première approximation que le fil subit les mêmes déformations que la surface sur laquelle il adhère. La déformation du fil entraîne une variation de sa résistance qui dépend, entre autres, de sa longueur et de sa section.

FIGURE 2.8: Représentation schématique d'une jauge de contrainte



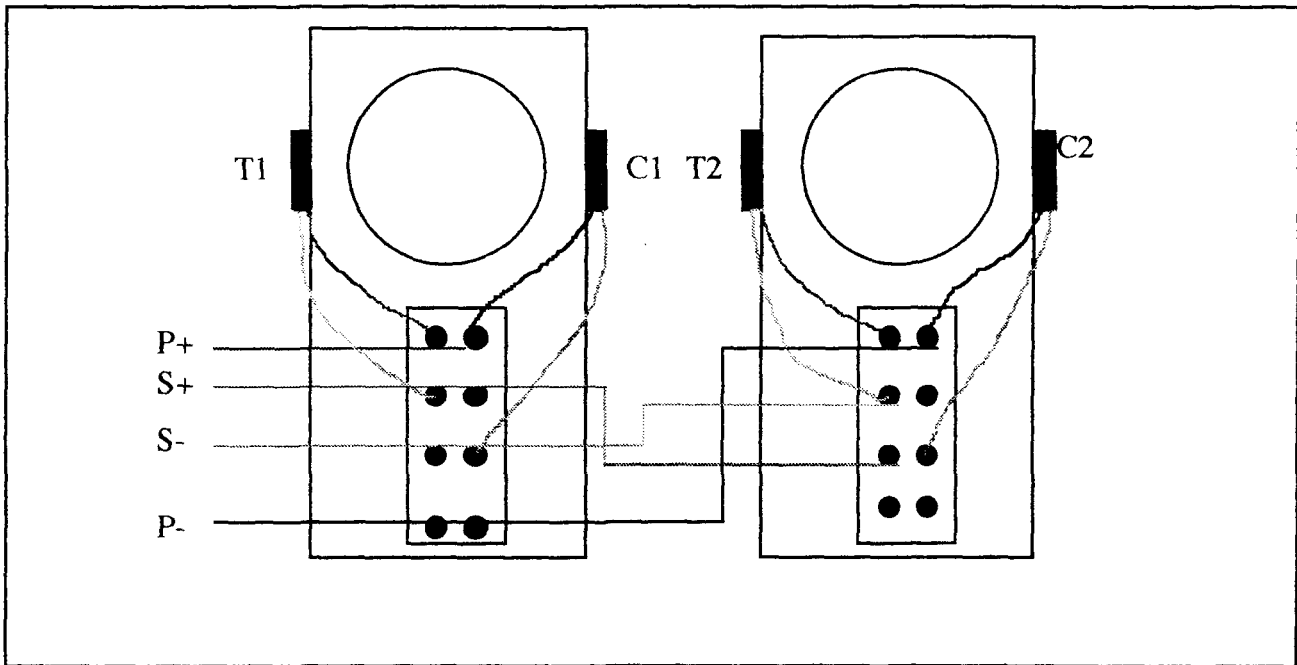
En faisant intervenir la loi de Bridgman concernant la variation de résistivité, on en vient facilement suite à la dérivation logarithmique de  $R_e = \rho_e \frac{l_f}{s}$ , à la relation suivante:

$$\frac{\Delta R_e}{R_e} = [(1 + 2\mu) + K(1 - 2\mu)] \frac{\Delta l}{l} \quad (2.9)$$

Où  $K$  est la constante de Bridgman et  $\mu$  est le coefficient de Poisson, qui sont des valeurs dépendant du matériel constituant la jauge. Il est à noter que le terme entre crochets représente le facteur de jauge.

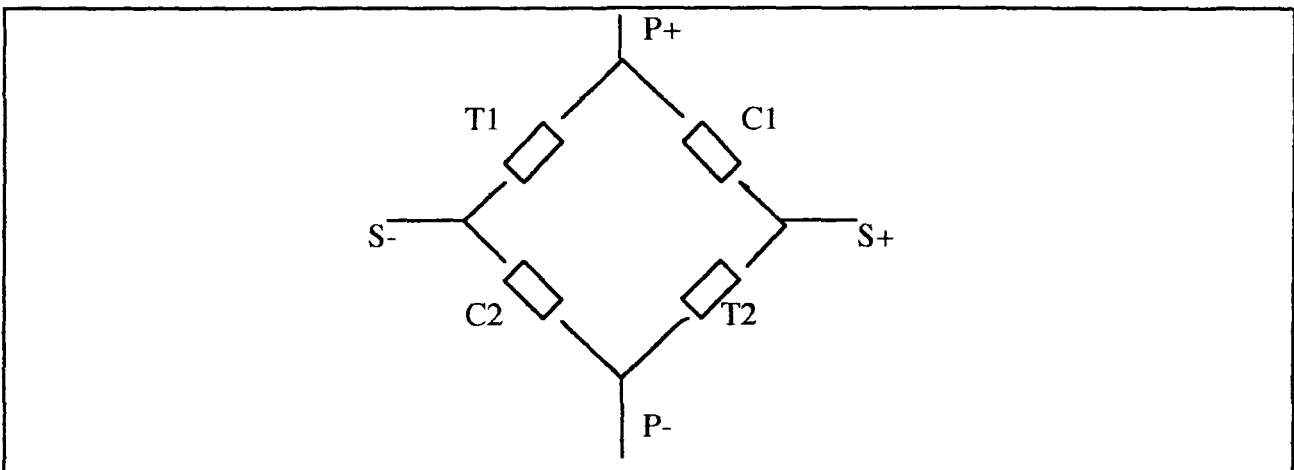
Comme on le voit sur la figure 2.5, chacun des deux bras de notre balance est composé de 3 groupements de 2 jauges situées de part et d'autre du barreau métallique. Ce qui fait 6 jauges par bras donc 12 en tout. Pour ce qui est du moment  $M_1$ , on tient compte des deux jauges du haut sur chaque bras, ce qui fait 4 jauges actives formant un plein pont, ce qui nous permet une grande sensibilité. Il en va de même pour  $M_3$  et  $M_2$ . Il est donc intéressant pour nous d'additionner chacune des 4 contributions pour chaque moment  $M_i$ . Prenons le cas des jauges liées au moment  $M_1$ .

FIGURE 2.9: Plan de connexion en plein pont de Wheastone



Schématiquement, la situation prend l'allure suivante:

FIGURE 2.10: Schéma des connexions





Si le système est alimenté par une tension DC de valeur  $e_s$  entre P+ et P-, la valeur de sortie entre S+ et S- vaut:

$$e_f = e_o \frac{\Delta R_e}{R_e} \quad (2.10)$$

car les 4 jauges sont théoriquement identiques. Voici quelques remarques sur les jauges et le montage en plein pont:

- 1- Deux résistances adjacentes agissent en sens opposés tandis que deux résistances opposées agissent dans le même sens, de ce fait le système est auto-compensé en température;
- 2- Il faut éviter de modifier en cours de mesure, soit par des changements de fils, soit par la présence de contacts défectueux, la partie du pont autre que ses liaisons extérieures;
- 3- Une mesure par jauges électriques suppose un isolement le plus parfait possible des câbles qui les relient.

### 2.4.3: *Le conditionneur de signaux*

Voici les principales fonctions du conditionneur de signaux:

1. Il permet par des compensations appropriées, de présenter chaque fois le capteur comme un pont de Wheatstone équilibré;
2. Il fournit l'alimentation de 5 volts nécessaire au fonctionnement du pont;
3. Il permet de parfaire l'équilibre du pont tel que, lorsque les jauges ne sont pas sollicitées, la tension de sortie est nulle (nous verrons en pratique qu'elle est presque nulle) c'est la mise à zéro;
4. Il donne une possibilité d'amplification du signal.

L'appareil utilisé est un conditionneur de signal modèle 2110 de Vishay. Il est représenté sur la photographie 2.2 de la page suivante. Voici également quelques unes de ses caractéristiques. C'est un instrument statique et dynamique autonome pour une voie de mesure sur quatre canaux similaires. La description des composantes figure à l'annexe 2.

PHOTOGRAPHIE 2.2: Le conditionneur de signal



#### 2.4.4: Logiciel de gestion des données de test

Le but du programme est de faire la gestion des tests sur la perte de portance en dilution dynamique en intégrant toutes les informations pertinentes:

1. Acquisition pour la portance des signaux(X,Y,Z) et l'angle d'attaque( $\alpha$ )
2. Lissage interactif de la courbe  $C_L = C_L(\alpha)$
3. Calcul des paramètres du fluide à appliquer ainsi que le temps de précipitation
4. Simulation d'un décollage (rampe d'excitation)

Certaines variables ne nécessitent aucune modification de la procédure d'acquisition comme par exemple l'angle, la vitesse du vent, la température de l'aile, la température de l'air et l'humidité relative. Par contre, la traînée et la portance doivent être converties en coefficients adimensionnels tels que définis par les équations (2.1a & 2.1b). Il est à noter qu'une description précise des techniques d'acquisition figure à la section 5.1.

Les paramètres fixes sont: la corde de l'aile, la largeur de l'aile, l'angle maximal d'attaque, la rampe d'accélération, les différents canaux d'acquisition, l'échelle des graphiques, la densité de précipitation, le taux de dilution, le temps de stabilisation des températures ainsi que huit constantes de calibration dont quatre pour la portance et les quatre autres pour la traînée.

En troisième lieu, il y a l'étalonnage. Cette option était absente dans l'ancien logiciel. Désormais, nous avons la possibilité d'entrer huit constantes de calibration dont quatre pour la portance et les quatre autres pour la traînée.

Le logiciel effectue également un calcul sur les précipitations. On utilise le taux de dilution, la densité de l'eau et l'intensité de précipitation pour obtenir l'épaisseur de fluide à appliquer et le temps de précipitation.

Le logiciel procure des sorties graphiques et numériques. L'ancien logiciel n'offrait pas cette option. En fixant une plage de données ( $0 < \alpha < \alpha_{\max}$ ), le logiciel utilise les données sélectionnées du fichier ( $L, \alpha$ ) et effectue un lissage polynomial d'ordre 1, 2, 3 ou 4 au choix sur ces données. Il trace ensuite à l'écran la courbe  $C_L \approx C_L(\alpha)$ .

Il est possible de tracer plusieurs courbes sur une même feuille graphique afin de comparer les différentes courbes de portance, par exemple, pour comparer pour une température et un taux de dilution fixe, un test à sec avec un test en dilution homogène et un test en dilution dynamique. En plus d'afficher les courbes, le logiciel affiche différentes informations telles le nom du test, le taux de dilution, la température moyenne du test, le coefficient de portance maximal, l'angle de décrochage ainsi que les pertes de portance par rapport au premier test choisi s'il y a sélection de plusieurs fichiers test.

## **2.5: Les rudiments de l'étalonnage**

### *2.5.1: Loi de portance*

Cette section a pour but de relier les équations du modèle théorique de portance basé sur les déformations au modèle multilinéaire basé sur les signaux. En revenant aux formulations de la section 2.3.4, plus particulièrement aux formules (2.6) et (2.7):

$$L = \frac{[(M_1 - M_3) \cdot f + (M_3 - M_2) \cdot c]}{(e - d)(f - c)}$$

En remplaçant pour le moment:

$$L = \frac{[(\varepsilon_1 - \varepsilon_3)ESf + (\varepsilon_3 - \varepsilon_2)ESc]}{(e - d)(f - c)}$$

En demeurant dans les limites élastiques du métal composant notre balance, on peut remplacer les déformations unitaires par les signaux en millivolts  $X, Y, Z$  car ils sont liés linéairement. En effet, l'ajout de différentes masses lors de l'étalonnage nous permet de visualiser le comportement linéaire du phénomène:

$$\varepsilon_1 \propto X, \varepsilon_2 \propto Z, \varepsilon_3 \propto Y$$

De ce fait on conclue que:

$$L = A_0 X + B_0 Y + C_0 Z + D_0 \quad (2.11)$$

### 2.5.2: Procédure d'étalonnage

Le rôle de l'étalonnage est de déterminer les quatre constantes  $A_0$ ,  $B_0$ ,  $C_0$  et  $D_0$  qui pondèrent les valeurs des signaux X, Y et Z. Un étalonnage pour la portance seulement s'est avéré inefficace car nous devons considérer les effets de couplages qui nous oblige à un étalonnage simultané incluant également la traînée et le moment. Pour ce faire, voici les étapes à suivre pour un étalonnage par masses ajoutées:

1. Effectuer le montage de la balance ainsi que les diverses connections électriques.  
S'assurer que le conditionneur est en marche depuis déjà une bonne heure avant le début des tests;
2. Ajouter les tiges pour générer un moment, qui se vissent à l'extrémité de chacun des membres horizontaux de la balance;  
Préparer les supports de masse; Étalonner chaque canal du pont. Le voltage inscrit à l'écran de l'ordinateur doit être très près de zéro. Une fois fixé, le zéro devra être gardé constant tout au long de notre calibration;
3. À l'aide du logiciel, enregistrer sur une dizaine de secondes chacun des signaux;
4. Ajouter une masse sur chaque bras de la balance et enregistrer les signaux sur une dizaine de secondes;
5. Enlever toutes les masses. Enregistrer une série de mesures afin de comparer cette valeur du zéro à celle que nous avons initialement.

### 2.5.3: Analyse des données d'étalonnage

Chaque fichier contient 3 colonnes de données correspondant aux trois signaux ainsi que n lignes correspondant aux n mesures successives pour une force de portance (masses étant sur les supports). Si nous réalisons des tests pour k masses différentes, nous aurons k fichiers de données.

Si on prend par exemple le  $J^{\text{ième}}$  fichier « TESTj »  $1 \leq j \leq k$  . Il contient n mesures pour chaque signal; nous obtenons à l'aide d'un petit programme, les moyennes  $\overline{X_j}, \overline{Y_j}, \overline{Z_j}$  .

L'ensemble des résultats peut s'exprimer par la matrice:

$$\begin{pmatrix} \overline{X_1} & \overline{Y_1} & \overline{Z_1} & L_1 \\ \overline{X_2} & \overline{Y_2} & \overline{Z_2} & L_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \overline{X_j} & \overline{Y_j} & \overline{Z_j} & L_j \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \overline{X_k} & \overline{Y_k} & \overline{Z_k} & L_k \end{pmatrix}$$

Cet ensemble de données est utile afin d'effectuer une régression linéaire multiple dans le but de déterminer les divers coefficients dans la formulation de la portance. La détermination des constantes permet d'entrer ces paramètres dans le logiciel d'acquisition.

À l'aide des fichiers de calibration TEST , qui couvrent une grande plage de combinaisons possibles pour la portance, la traînée et le moment, on en vient à:

$$L = 386 X + 327 Y - 714 Z - 0,2 \quad (2.12)$$



#### 2.5.4: La stabilité du zéro

Si la valeur du zéro se déplace au cours de l'expérimentation, les données seront inévitablement faussées. Par exemple, lors des premiers essais le zéro avant l'ajout de masses dérivait d'environ 10 millivolts (0,4 à 0,9 kg) au cours de l'expérience. Pour remédier à ce problème nous avons réalisé ce qui suit.

On sait que la charge maximale auquel sera soumis notre système est de 21 kg en situation de test. Donc préalablement à l'expérimentation, on impose une masse de 45 kg au système, on permet de ce fait aux boulons de reprendre les jeux du montage par stabilisation des diverses frictions. Par la suite, on fait des tests de déplacement du zéro.

La procédure pour ces tests consiste à déposer une masse de 21 kg répartie sur les deux membrures de la balance et de les retirer par la suite. On acquiesctionne les signaux sur une dizaine de seconde et on note la moyenne pour chaque signal. On recommence cette procédure à cinq reprise et les résultats figurent au tableau 2.1.

TABLEAU 2.1: Tests de stabilité du zéro

	X(x0,1mV)	Y(x0,1mV)	Z(x0,1mV)
zéro1	5	-9	-2
zéro2	-1	-4	5
zéro3	0	-4	9
zéro4	4	-6	5
zéro5	0	-5	8

On remarque que la plus grande fluctuation observée est au niveau du signal Z et elle est de 1,1mV, ce qui se situe amplement dans la marge d'erreur sur les signaux eux-mêmes.

### 2.5.5: Quelques constats sur l'étalonnage

À ce stade, on peut comparer les coefficients de la régression aux valeurs théoriques découlant de l'analyse de l'équilibre statique de la balance. On rappelle l'équation pour la portance sachant que les déformations sont proportionnelles aux signaux:

$$L = \frac{kESf}{(e-d)(f-c)} X + \frac{kES(c-f)}{(e-d)(f-c)} Y + \frac{kESc}{(e-d)(f-c)} Z = A_o \cdot X + B_o \cdot Y + C_o \cdot Z \quad (2.13)$$

Où  $k$  est une constante incluant le facteur de proportionnalité liant la déformation au signal ainsi que le facteur d'amplification du conditionneur. En comparant l'étalonnage préalablement effectué aux prédictions théoriques reliées à la conception, on obtient le tableau 2.2.

TABEAU 2.2: Quelques constats sur l'étalonnage

	Calculs théoriques	Calc. avec coeff. regression
$A_o / B_o$	1,14	1,18
$A_o / C_o$	0,53	0,54
$B_o / C_o$	0,47	0,46

La similarité des coefficients nous permet de conclure que la calibration est valide car il y a forte corrélation avec le modèle théorique.

## **2.6: Le traitement des données**

### *2.6.1: Description du problème*

Les signaux acquisitionnés par le conditionneur ne sont pas filtrés. De ce fait, il existe un bruit oscillant qui se superpose au signal que l'on désire. Ce bruit oscillant est intrinsèque à l'infrastructure de la soufflerie. Il est en quelque sorte la fréquence de résonance de cette dernière.

De façon à éliminer ce problème, des essais préliminaires ont été réalisés pour permettre la détermination d'une méthode efficace de traitement des données. Les données utilisées sont prises en soufflerie en mode dynamique (rotation de 0 à 18° aux taux approximatif de 2,4°/s) pour une vitesse d'écoulement constante à 40 m/s avec le modèle d'aile préalablement décrit. Chaque signal est acquisitionné à tous les 0,05 s (20Hz).

Les points sur la figure 2.15 représentent les données brutes. On remarque qu'un cycle d'oscillation complet du bruit ambiant s'étale par exemple sur une plage moyenne de 1,45° ce qui correspond en vertu du taux de rotation à une période d'environ 0,6 s. À la vitesse de 40 m/s, une particule d'air situé au centre de la soufflerie parcourt une distance de 24 m durant cette période. Et cette distance correspond approximativement à un tour complet de la soufflerie (~23,8 m). Ce bruit fait donc partie intégrante du signal.

### 2.6.2: *Les lissages de courbe*

Le traitement des signaux est une science en soi. En effet, les techniques de lissage de courbes sont nombreuses et variées. Pour ce qui est de notre part, on s'est attardé à quatre techniques particulières de lissage dont les trois premières sont locales et la dernière est globale:

1. Lissage parabolique à 5 points (Spline)
2. Savitsky-Golay (Moyenne mobile pondérée)
3. FFT (Transformée de Fourier rapide)
4. Lissage polynomial par moindres carrés

Tous les lissages qui suivent sont réalisés à l'aide du logiciel mathcad 4.0 sur IBM PC. Le but du lissage est de trouver une relation de la forme:

$$C_L = C_L(\alpha) \quad (2.14)$$

la moins oscillante possible tout en allant chercher un haut coefficient de corrélation.

### 2.6.2.1: Lissage parabolique à 5 points

Ce type de lissage consiste à faire passer par le point  $i$  la meilleure parabole possible calculée à partir des 5 points  $i-2$ ,  $i-1$ ,  $i$ ,  $i+1$ ,  $i+2$  et ce pour l'ensemble des points  $1 < i < 149$ . La description mathcad de l'algorithme apparaît ci-bas:

FIGURE 2.11: Algorithme du lissage parabolique à 5 points

$$\begin{aligned}
 & i:=0..150 \\
 & A:=\text{READPRN}(\text{done}) \\
 & X:=A^{<0>} \quad Y:=A^{<1>} \quad Z:=A^{<2>} \\
 & \theta_i := 0.12i \\
 & \alpha_i := 0.12i \\
 & L_i := 0.05 \cdot [386X_i + 327Y_i - 713Z_i] \\
 & i:=2..148 \\
 & L(i) := \begin{pmatrix} L_{i-2} \\ L_{i-1} \\ L_i \\ L_{i+1} \\ L_{i+2} \end{pmatrix} \quad P(i) := \begin{pmatrix} 1 & \theta_{i-2} & \theta_{i-2}^2 \\ 1 & \theta_{i-1} & \theta_{i-1}^2 \\ 1 & \theta_i & \theta_i^2 \\ 1 & \theta_{i+1} & \theta_{i+1}^2 \\ 1 & \theta_{i+2} & \theta_{i+2}^2 \end{pmatrix} \\
 & S(i) := P(i)^T \cdot P(i) \quad D(i) := P(i)^T \cdot L(i) \quad C^{<i>} := S(i)^{-1} \cdot D(i) \\
 & L_{\text{mod } ele}^{<i>} := C^{<i>} \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ \alpha_i \\ \alpha_i^2 \end{pmatrix} \quad L_{\text{model}}(i) := \min(L_{\text{modele}}^{<i>})
 \end{aligned}$$

Le résultat du lissage est repéré sous le nom de  $L_{\text{model}}(i)$ . Toutes les représentations graphiques des différentes techniques sont présentées à la figure 2.15 dans le but d'en faciliter la comparaison.

### **2.6.2.2: Lissage par Savitsky-Golay**

Il s'agit d'une moyenne mobile pondérée sur les points  $i-2, i-1, i, i+1, i+2$  pour  $1 < i < 149$ . Le qualificatif « pondéré » vient du fait que chaque terme participant à la moyenne mobile n'apporte pas la même contribution au résultat comme dans une moyenne mobile classique. En effet, la méthode de Savitsky-Golay impute à chaque point un coefficient de pondération maximisant l'importance du terme central ( $i$ ). Cette méthode va comme suit:

FIGURE 2.12: Algorithme du lissage par Savitsky - Golay

```

i:=0..150
A:=READPRN(done)
X:=A<0>          Y:=A<1>          Z:=A<2>
 $\alpha_i := 0.12i$ 

$$L_i := 0.05 \cdot [386X_i + 327Y_i - 713Z_i]$$

i:=2..148

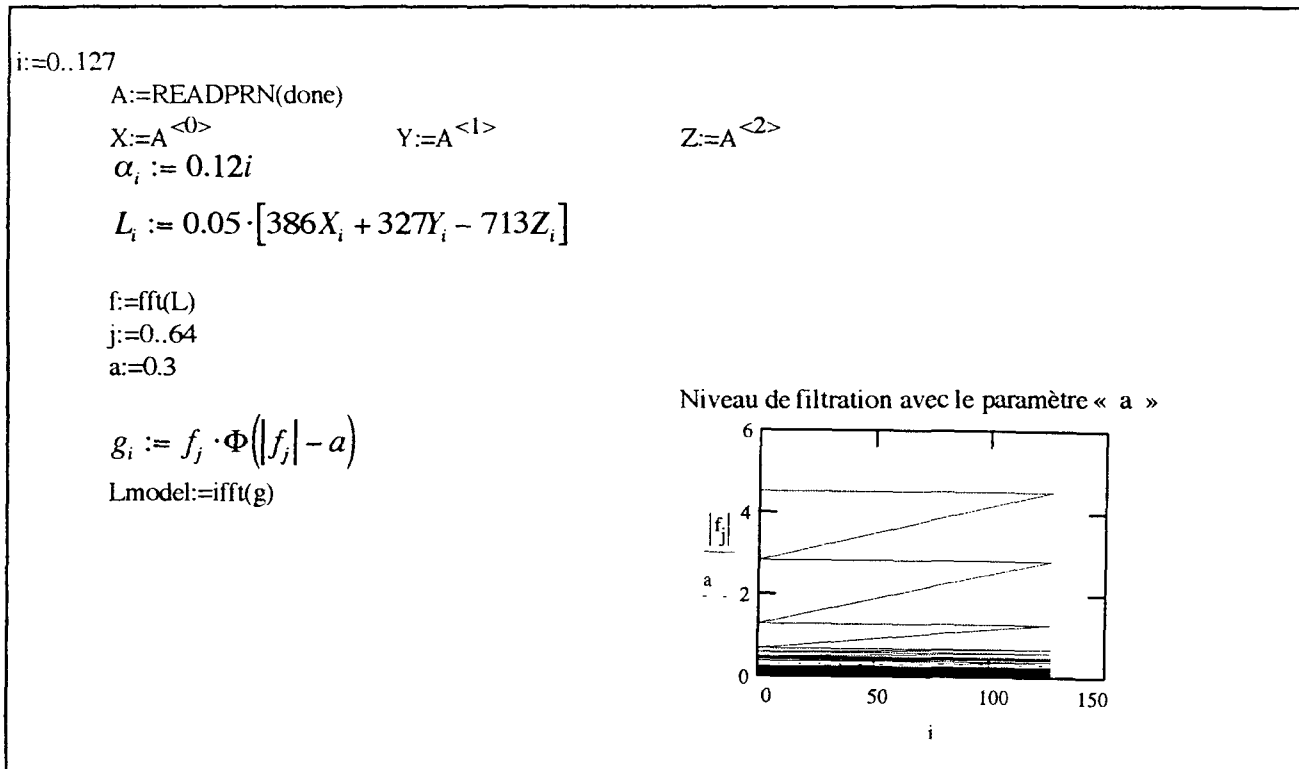
$$L_{mod\ el_i} := -0.0857 \cdot L_{i-2} + 0.3429 \cdot L_{i-1} + 0.4856 \cdot L_i + 0.3429 \cdot L_{i+1} - 0.0857 \cdot L_{i+2}$$


```

### 2.6.2.3: Lissage par FFT

La technique de lissage par FFT (Transformée de Fourier rapide) nécessite un nombre de points qui doit être une puissance de 2. Considérant les données qu'on détient, le chiffre de 128 points s'avère pertinent. Le principe de base consiste à prendre la FFT d'une série de données afin d'obtenir le spectre des fréquences à partir duquel nous pouvons éliminer le bruit et passer par la FFT inverse pour retourner aux données désormais filtrées.

FIGURE 2.13: Algorithme du lissage par FFT



Le paramètre « a » ajuste le niveau de filtration du signal. La fonction  $\Phi(x)$  est un échelon ainsi défini:

$$\Phi(x) : \begin{cases} 1, x > 0 \\ 0, \text{autrement} \end{cases}$$

#### 2.6.2.4: Lissage polynomial

C'est la seule technique des quatre utilisées qui se veut globale. Nous voulons dire qu'elle utilise l'ensemble des données en y faisant passer un seul polynome d'ordre désiré. L'augmentation de l'ordre du polynome utilisé se traduit concrètement par une courbe collant le mieux aux données; mais si l'ordre est trop élevé, la courbe deviendra oscillante ce qui n'est pas désiré de notre part. Voici l'algorithme pour l'ordre 4.

FIGURE 2.14: Algorithme du lissage par moindres carrés

```

i:=0..150
  A:=READPRN(done)
  X:=A<0>          Y:=A<1>          Z:=A<2>
   $\alpha_i := 0.12i$ 
   $temp_i := 0.12i$ 
   $tcarre_i := (temp_i)^2$ 
   $tcube_i := (temp_i)^3$ 
   $tquat_i := (temp_i)^4$ 
   $E_i := 1$ 
   $W := augment(E, temp)$ 
   $W := augment(W, tcarre)$ 
   $W := augment(W, tcube)$ 
   $W := augment(W, tquat)$ 
   $L_i := 0.05 \cdot [386X_i + 327Y_i - 713Z_i]$ 
   $S := W^T \cdot W$ 
   $D := W^T \cdot L$ 
   $C := S^{-1} \cdot D$ 
   $Lmodel := C_0 + C_1 \cdot temp_i + C_2 \cdot temp_i^2 + C_3 \cdot temp_i^3 + C_4 \cdot temp_i^4$ 

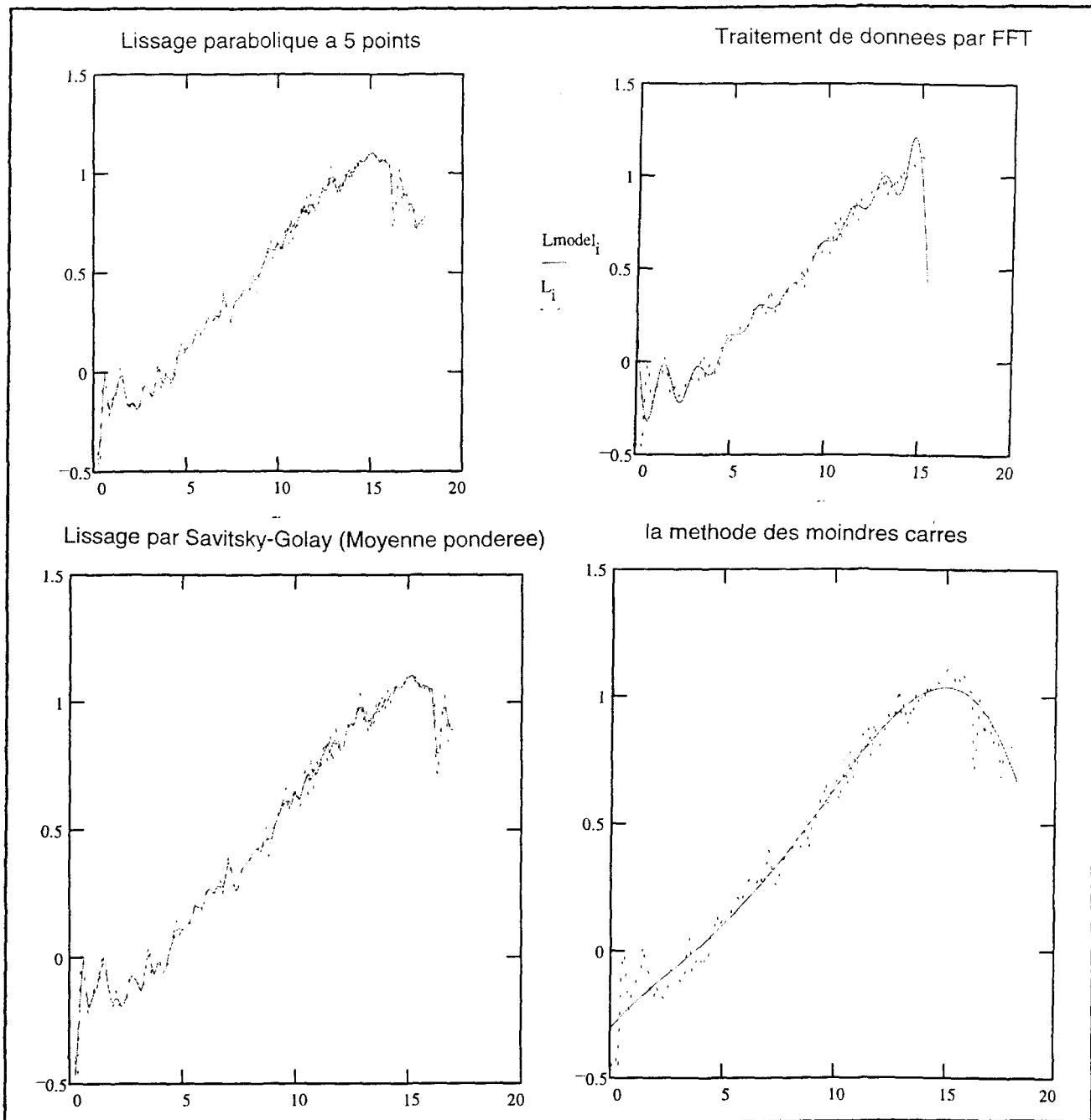
```



### 2.6.2.5: Analyse comparatives des lissages

Voici les courbes de portance obtenues par les différentes techniques de lissage envisagées:

FIGURE 2.15: Visualisation des différents types de lissage



Pour ce qui est du lissage parabolique et de la moyenne mobile de Savitsky-Golay, on remarque que la courbe obtenue possède de trop grandes oscillations et a trop tendance à suivre les points ce qui n'est pas adéquat pour notre étude.

Pour sa part, la technique de FFT est également inadéquate vu la caractère oscillant de la réponse. Cela était toutefois prévisible car les séries de Fourier traitent des fonctions périodiques oscillantes ce qui n'est pas le cas pour une courbe de portance.

De ce fait, on fixe notre choix sur le lissage polynomial. Le logiciel nous permet le choix de l'ordre 1 à 4 par la technique des moindres carrés. En effet, pour les données ci-haut, un lissage quartique nous donne une courbe lisse qui possède un très haut degré de corrélation ( $r^2=1$  à  $10^{-4}$  près) et il n'atténue pas les données à hautes portance. Par contre lors des tests effectués, cette courbe fournit des points d'inflexion indésirés sur les courbes de portance aux bas angles d'incidence. De ce fait nous utiliserons un lissage quadratique avec tout de même de très bonnes corrélations:

$$C_L(\alpha) = C_o + C_1 \cdot \alpha + C_2 \cdot \alpha^2 \quad (2.15)$$

Il est à noter que le lissage étant de type 0, le modèle n'est pas forcé à passer par zéro. Cette lacune a une importance moindre quand on sait que le lissage de courbe ne sert qu'à estimer globalement les pertes de portance dans cette recherche. L'estimation réelle des pertes de portance sera faite par une moyenne mobile ne prenant que les points locaux. Cette technique s'avère beaucoup plus précise.

### 2.6.3: Moyenne mobile à intervalles variables appliquée sur des points discrets

Cette technique s'est avérée la plus satisfaisante quant à la quantification des pertes de portance que l'on retrouve dans les situations de décollement, c'est-à-dire pour des angles d'attaque s'étalant dans la plage  $1 < \alpha < 8^\circ$ , où  $\alpha$  est entier. Cette technique nous permet de contrecarrer le phénomène de résonance intrinsèque à la soufflerie décrit à la section 2.6.1.

La méthode est basée sur une moyenne mobile. L'intervalle de calcul est centré sur la valeur de l'angle d'attaque considéré. En présence d'une rampe d'accélération, la grandeur de cet intervalle est variable en vertu du fait que la période de résonance de la soufflerie varie en fonction de la vitesse de l'écoulement. Nous appelons période de résonance le temps que prend une parcelle d'air à effectuer un tour complet de la soufflerie ( $\Delta T$ ):

$$\Delta T = (\text{Circonférence de la soufflerie} / \text{Vitesse moyenne sur le tour}) = 23,8 / V$$

On sait que l'incrément de l'angle d'attaque durant un intervalle  $\Delta T$  est donné en fonction du taux de rotation de l'aile:

$$\Delta \alpha = \dot{\alpha} \Delta T = 2,9 \cdot \Delta T$$

En tenant compte de la rampe d'accélération de l'écoulement qui est de  $2,6 \text{ m/s}^2$ :

$$\Delta V = a \Delta T = \frac{a \Delta \alpha}{\dot{\alpha}} = \frac{2,6}{2,9} \Delta \alpha \quad \text{où: } \Delta \alpha = \alpha - \alpha_o, \quad \alpha_o = 0$$

Donc sachant que l'aile débute sa rotation lorsque la vitesse de la soufflerie est à 40 m/s, on a donc:

$$V = 40 + \Delta V$$

Les intervalles de calculs sont représentés dans le tableau 2.3 suivant:

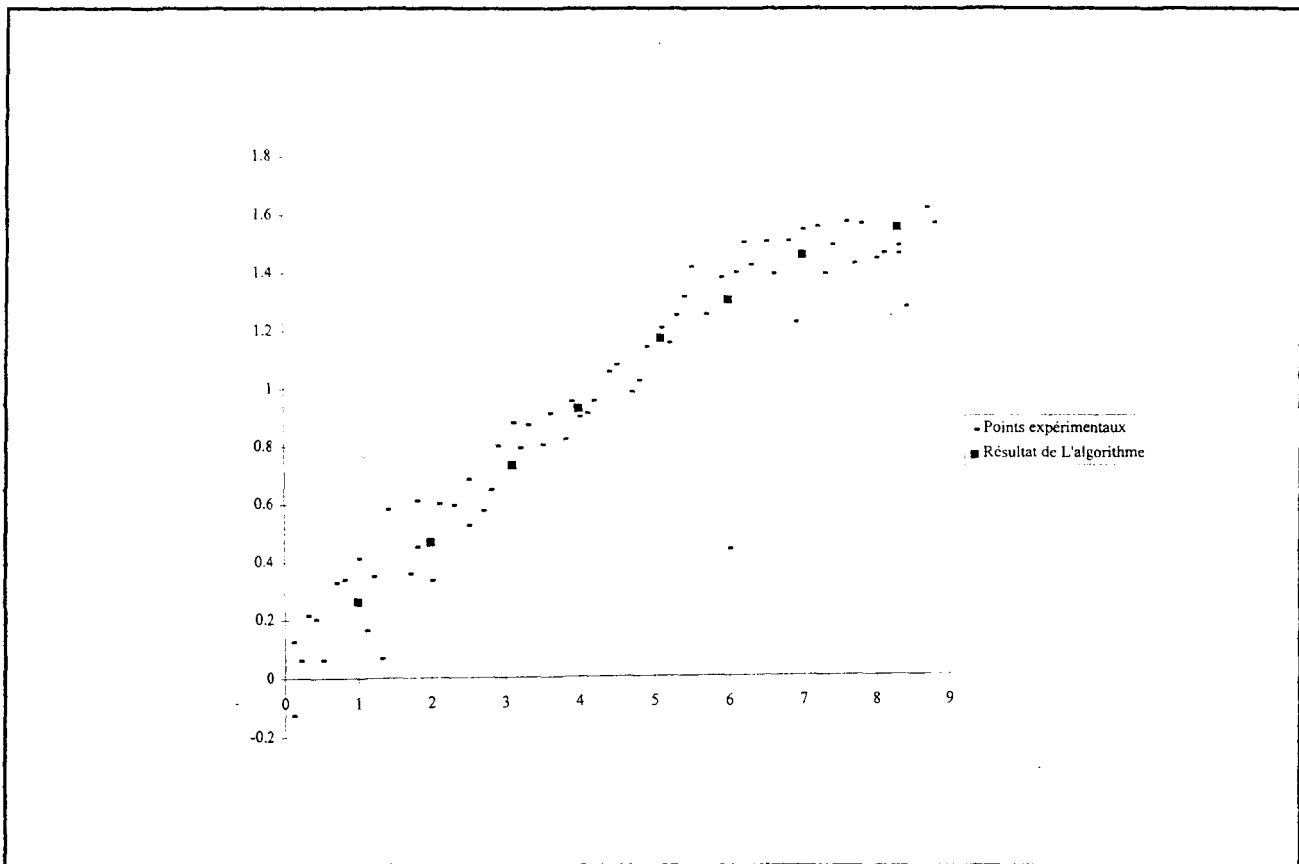
TABLEAU 2.3: Détermination des intervalles de calcul des moyennes sur le coefficient de portance

$\alpha(^{\circ})$	$V \text{ (m/s)}$	$\Delta T \text{ (s)}$	$\Delta \alpha(^{\circ})$	Limite inférieure	Limite supérieure
				de l'intervalle	de l'intervalle
				$\alpha - (\Delta \alpha / 2)$	$\alpha + (\Delta \alpha / 2)$
1	40,90	0,582	1,69	0,15	1,85
2	41,79	0,570	1,65	1,17	2,83
3	42,69	0,558	1,62	2,19	3,81
4	43,59	0,546	1,58	3,21	4,79
5	44,49	0,535	1,55	4,22	5,78
6	45,32	0,524	1,52	5,24	6,76
7	46,28	0,514	1,49	6,25	7,75
8	47,17	0,505	1,47	7,26	8,74

Où on a pris soins de définir les bornes de l'intervalle.

Un exemple prouvant la bonne performance de l'algorithme est réalisé sur un test à sec dans les conditions normales d'un décollage telles que spécifiées dans la section 1.4.3.

Figure 2.16: Résultats de l'algorithme de la moyenne mobile à intervalles variables



On remarque en effet que l'algorithme nous donne des points qui passent en général au coeur des données tout en éliminant l'effet d'oscillation.

## 3

# L'Écoulement de l'Air

### **3.1: Effets des parois horizontales**

#### *3.1.1: Description générale*

La présence des parois horizontales (plancher et plafond) réorientent (effet d'écrasement) les lignes de courant du fluide par rapport à l'écoulement réel dans un fluide infini. La modification de l'écoulement entraîne nécessairement des variations de portance entre les tests en soufflerie et la réalité.

On présente ci-après la méthode de calcul des compensations à apporter à la portance mesurée dans le tunnel afin de retrouver les caractéristiques du vol réel. La méthode utilisée est celle des images aérodynamiques. On suppose l'écoulement autour de deux profilés identiques tels que disposés à la figure 3.1a. Nous remarquons qu'il n'y a pas d'écoulement dans la direction normale au plan de symétrie AA'. De ce fait, ce plan peut être remplacé à la limite par une paroi fixe. Inversement, le rôle d'une paroi fixe en AA' sur le modèle B peut être joué par l'implantation virtuelle d'un modèle similaire à B mais à la position B'. Il est à remarquer que les distances respectives des deux modèles au plan AA' sont identiques.



Dans l'évaluation théorique de l'amplitude de effets de paroi par la méthode des images, le modèle est habituellement représenté par une combinaison appropriée de vortex, sources et puits. L'interférence est calculée à partir des modifications de la vitesse qui sont induites à la position du modèle par la présence de l'infinité d'images modélisant la paroi rigide.

On caractérise l'influence des parois supérieure et inférieure en les quantifiant à l'aide de la théorie de Pankhurst & Holder (Pankhurst & Holder, 1968 ). Il est à noter que pour ce chapitre uniquement, les variables  $\eta, \tau, \gamma, \beta, \lambda, \epsilon$  et  $K_1$  n'ont pas la signification usuelle. Ils représentent des fonctions ou des constantes particulières de la théorie de mesures correctives des interférences de parois.

### *3.1.2: Effets de blocage*

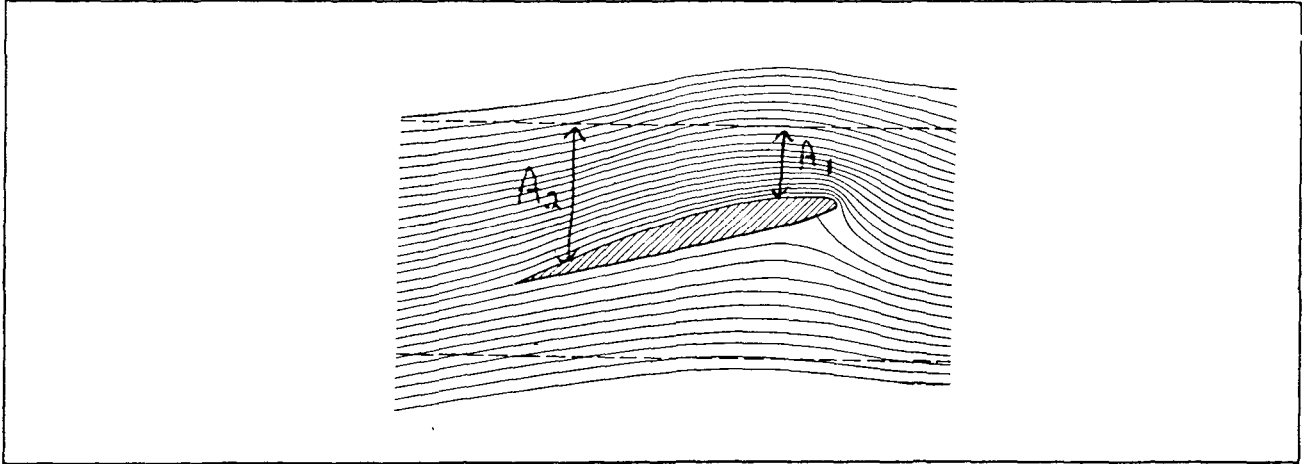
#### **3.1.2.1: Blocage solide**

La présence de parois supérieure et inférieure restreint les lignes de champ de vitesse à suivre les parois. Cela crée une convergence du flux d'air au-dessus et en-dessous de l'aile ce qui accélère l'air. C'est le principe de Venturi (conservation de la masse):

$$V_1 A_1 = V_2 A_2 \quad (3.1)$$



FIGURE 3.2: Principe de Venturi



En notant  $U_T$  comme la vitesse de l'écoulement amont dans le tunnel et  $U_F$  la vitesse correspondante dans un jet libre et infini, on remarque que le rapport des vitesses n'est évidemment pas unitaire et de ce fait nous introduisons un terme correctif noté  $\varepsilon_s$  tel que:

$$U_F = U_T(1 + \varepsilon_s)$$

Cet effet est fonction de l'épaisseur du modèle ainsi que de sa corde mais est indépendant de la cambrure. La théorie classique du blocage solide fut développée par Lock (Lock, 1929). Ce dernier proposa cette forme pour le coefficient de correction  $\varepsilon_s$  :

$$\varepsilon_s = \tau\lambda\left(\frac{t}{h}\right)^2 \quad (3.2)$$

Où  $\tau$  est une constante et  $\lambda$  est une fonction de l'épaisseur relative du modèle. Elle est déterminée expérimentalement pour différents types de tunnel. Dans notre cas, il s'agit d'un tunnel rectangulaire donc nous employons la courbe adéquate qui se veut celle de Joukowski modifiée (fig3.3a).

Batchelor (Batchelor, 1944) ajouta une correction sur le facteur de forme  $\lambda$ :

$$\varepsilon_s = \tau \cdot (\lambda + K_1 \alpha^2) \cdot \left(\frac{t}{h}\right)^2 \quad (3.3)$$

Où  $K_1$  est une fonction empirique de l'épaisseur relative du modèle ( $c/t$ ) et est représentée à la figure 3.3a.

Sachant que dans notre cas:

$$c/t = 15,5 \text{ cm} / 2,75 \text{ cm} = 5,6$$

$$t/h = 2,75 \text{ cm} / 60 \text{ cm} = 0,046$$

On a pour la correction du blocage solide à l'angle maximal ( $15^\circ$ ):

$$U_F = U_T(1 + \varepsilon_s) = U_T[1 + \tau \cdot (\lambda + K_1 \alpha^2) \cdot \left(\frac{t}{h}\right)^2] = U_T[1 + 6.09 \times 10^{-3}]$$

où :

$$\tau = \frac{\pi^2}{12} = 0.822 \quad (3.4a,b,c)$$

$$K_1(5.6)\alpha^2 + \lambda(5.6) = 13.5\alpha^2 + 2.6 = 13.5(0.2617\text{rad})^2 + 2.6 = 3.525$$

De ce fait:

$$U_F - U_T = U_T(\varepsilon_s) \Rightarrow \frac{\Delta U}{U} = \varepsilon_s \approx 0.6\%$$

Et compte tenu du fait que  $C_L \propto U^2$  :

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} = -2 \frac{\Delta U}{U} = -1.2\%$$

### **3.1.2.2: Blocage du sillage**

Tout corps plongé dans un fluide possède un sillage du côté aval de l'écoulement. En rapport avec le principe de continuité, la vitesse de l'écoulement potentiel hors du sillage dans un tunnel est plus grande que celle de l'écoulement amont dans l'ordre d'idée qu'un volume constant de fluide se doit de passer à travers une quelconque section de soufflerie. Il y a donc un effet de blocage de l'écoulement dans la soufflerie créé par le manque de vitesse dans le sillage. Une relation linéaire fut proposée par Glauert (Glauert, 1933) afin de quantifier le terme correctif de la vitesse:

$$\varepsilon_w = \eta \cdot \frac{t}{h} \quad (3.5)$$

où la fonction  $\eta$  est déterminée expérimentalement (Fig 3.3b).

Donc d'une manière plus quantitative:

$$U_F = U_T (1 + \varepsilon_w) = U_T [1 + \eta \frac{c}{h}] = U_T [1 + 0.55 \cdot (\frac{2.75}{60})] = U_T [1 + 0.025]$$

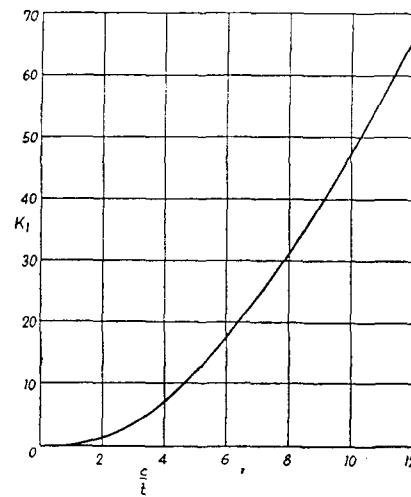
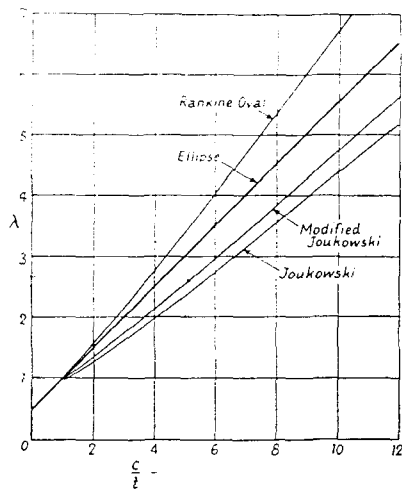
$$\frac{\Delta U}{U} = \varepsilon_w = 0.025 \approx 2.5\%$$

(3.6 a,b,c)

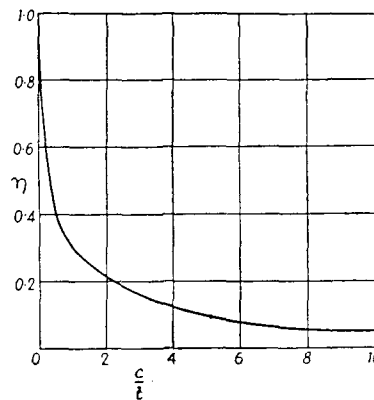
Donc :

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} \approx -2(2.5\%) = -5\%$$

FIGURE 3.3: Diverses fonctions de la théorie corrective des effets de parois



a) Les fonctions de blocage solide

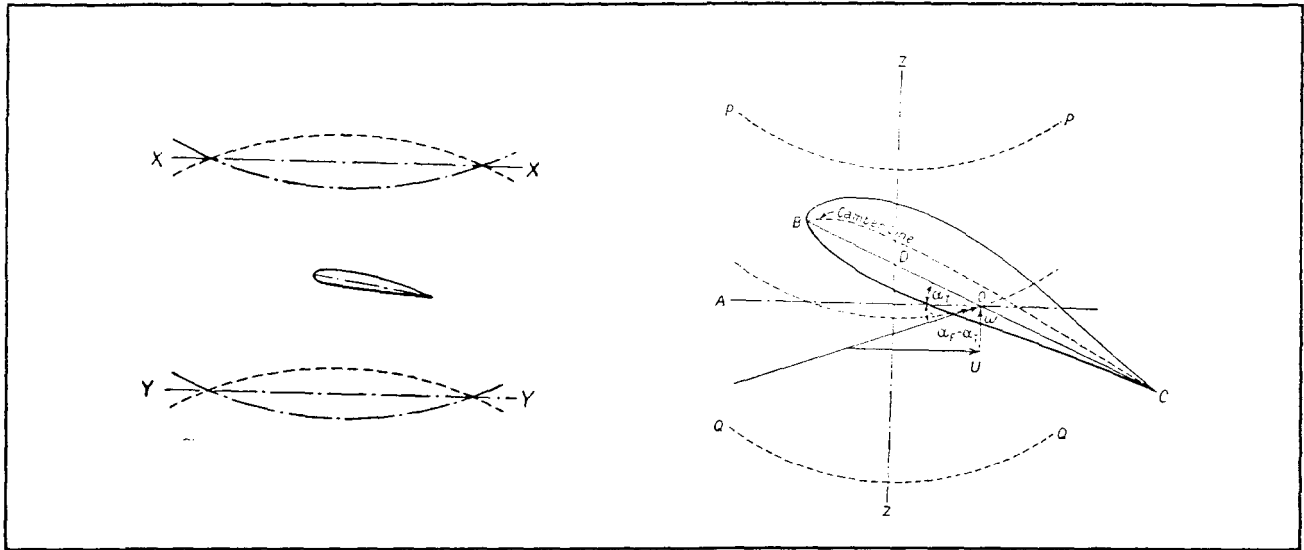


b) La fonction de blocage du sillage

### 3.1.3: Effets de portance

Cet effet est dû à la modification par la présence de parois, de la circulation de la vitesse autour du modèle d'aile. La figure 3.4 caractérise la courbure des lignes de courant induite par la présence des parois supérieure et inférieure.

Figure 3.4: Courbure des lignes de courant



Les lignes pointillées représentent les lignes de courant dans le cas du fluide illimité. Pour leur part les lignes pleines caractérisent les lignes de courant induites par la présence de parois. Ces lignes de courant sont symétriques par rapport à l'axe  $ZZ$  passant par le centre de pression de l'aile portante (voir figure 3.4). On peut donc représenter les lignes de courant dans le tunnel par les lignes  $PP$  et  $QQ$ . On remarque que ces lignes diminuent la cambrure effective de notre modèle d'aile et diminuent l'angle effectif d'incidence.

### **3.1.3.1: Effet de cambrure**

Cet effet est causé par la diminution de la cambrure effective de l'aile. Les formulations qui suivent furent développées par Glauert (Glauert, 1933):

$$\gamma_F - \gamma_T = \frac{\pi}{192} \left( \frac{c}{h} \right)^2 C_{L_T} = \Delta\gamma \quad \text{et} \quad \frac{\Delta C_L}{\Delta\gamma} = -4\pi \quad (3.7a,b)$$

Donc par la règle des différentiations en chaîne:

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} = \frac{\Delta C_L}{\Delta\gamma} \frac{\Delta\gamma}{C_L} = -4\pi \left( \frac{\pi}{192} \left( \frac{c}{h} \right)^2 \right) = \varepsilon_c \approx -1.4\%$$

### **3.1.3.2: Effet d'incidence**

L'incurvation des lignes de champ en amont du modèle diminue l'angle effectif d'incidence. Voici les formulations qui y sont reliés également développées par Glauert (Glauert, 1933):

$$\alpha_F - \alpha_T = \frac{\pi}{96} \left( \frac{c}{h} \right)^2 (C_{L_T} + 4C_{m_r}) = \Delta\alpha$$

$$\text{Posons : } \beta = \frac{C_{m_r}}{C_{L_T}}$$

$$\text{Avec : } \frac{\Delta C_L}{\Delta\alpha} = -2\pi, \frac{\Delta C_m}{\Delta\gamma} = \pi \quad (3.8a,b,c,d)$$

$$\varepsilon_i = \frac{\Delta C_L}{C_L} = \frac{\Delta C_L}{\Delta\alpha} \frac{\Delta\alpha}{C_L} = -2\pi \left( \frac{\pi}{96} \left( \frac{c}{h} \right)^2 (1 + 4\beta) \right) = - \left( \frac{\pi^2}{48} \left( \frac{c}{h} \right)^2 (1 + 4\beta) \right)$$

La position du centre de pression (endroit où la force de portance est appliquée) se situe entre le centre de la corde et le bord d'attaque. Au extrêmes :

Au bord d'attaque:

$$\frac{C_m}{C_L} = \frac{\left[ \frac{2L \cdot 0.0775m}{\rho A V^2} \right]}{\left[ \frac{2L}{\rho A V^2} \right]} = 0.0775$$

Au centre de la corde:

$$\frac{C_m}{C_L} = \frac{\left[ \frac{2L \cdot 0m}{\rho A V^2} \right]}{\left[ \frac{2L}{\rho A V^2} \right]} = 0$$

Alors dans le cas maximal:

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} = -\frac{\pi^2}{48} \frac{15.5}{60} (1 + 0.31) \approx -1.8\%$$

### 3.1.4: Effet total

Dans un test quelconque en soufflerie, ces phénomènes agissent simultanément sur les forces aérodynamiques en jeu. En vertu du principe de superposition, on évalue approximativement pour l'ensemble des effets interférentiels à l'angle d'attaque maximal que:

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} = \sum_i \frac{\Delta C_{L_i}}{C_{L_i}} \approx -10\%$$

est la perte relative de portance due aux parois supérieure et inférieure du tunnel par rapport au cas réel où le l'environnement fluide est infini.

Comme nous le verrons dans la section suivante, la correction des effets des parois horizontales nécessite de grandes infrastructures expérimentales. Afin de pallier à ceci, on appliquera les corrections calculées à la présente section aux différentes mesures prises en soufflerie. On sait que le blocage du sillage, l'effet d'incidence et l'effet de cambrure sont indépendants de l'angle d'attaque, ce qui n'est pas le cas pour le blocage solide. On considère le coefficient de portance obtenu en soufflerie  $C_L$ . On obtient le coefficient de portance en écoulement réel  $C'_L$  à l'aide de l'équation de correction:

$$C'_L = \{1 + [\text{facteur de correction}]\} C_L = \{1 + [0,00345(13,5\alpha^2 + 2,6) + 0,0504 + 0,0137 + 0,0179]\} C_L$$

Où chaque composante du facteur de correction est associée respectivement au blocage solide, au blocage du sillage, à l'effet de cambrure et à l'effet d'incidence qui sont calculées aux sections précédentes:

$$C'_L = \{1,082 + 0,00345(13,5\alpha^2 + 2,6)\} C_L \quad (3.9)$$

Voici les résultats pour les angles d'attaque habituellement rencontrés lors de décollages:

TABEAU 3.1: Rapport du coefficient de portance en vol réel à celui mesuré en soufflerie

Angle d'attaque ( $\alpha^\circ$ )	$C'_L / C_L$
1	1,091
2	1,091
3	1,091
4	1,091
5	1,091
6	1,092
7	1,092
8	1,092



### *3.1.5: Autres techniques de correction*

Une alternative aux calculs faits dans les sections précédentes est de mettre en place des dispositifs expérimentaux permettant d'éliminer les effets de parois horizontales. Comme nous le verrons, la mise en place de telles infrastructures engendrent des investissements énormes en frais de temps et d'argent. En n'utilisant pas ces techniques correctives, on doit nécessairement utiliser les corrections élaborées précédemment. Cette section présente toutefois sommairement ces techniques de correction à titre informatif seulement.

#### **3.1.5.1: Les parois ajustables**

La technique de correction la plus classique de ces effets interférentiels est certes ce que l'on nomme « adaptive walls » que nous traduirons par parois ajustables. En voici sommairement le mode de fonctionnement.

Comme on le sait, dans un tunnel rectangulaire conventionnel, les lignes de champ de fluide voisines des parois sont déviées afin d'être parallèles à ces dernières. Le concept de base des parois ajustables repose sur la modification de la position des parois de telle sorte que la section d'essai devienne un tube de courant identique à celui présent dans un écoulement infini. Cette condition peut être respectée en ajustant les parois aux lignes de courant comme nous pouvons le voir sur la figure 3.5. Le concept de base se fonde sur la variation itérative de la position des parois et est caractérisé par la figure 3.6.

Une interface de mesure et calcul est créée au voisinage de la paroi afin de déterminer deux paramètres qui se veulent la vitesse longitudinale  $u$  et la vitesse normale  $v$  dans le tunnel. La région extérieure au tunnel est considérée comme un écoulement virtuel infini, représentatif d'un vol réel. Cet écoulement virtuel est calculé numériquement à partir de la distribution connue d'un des paramètres ( $v$ ) à l'interface. La comparaison du paramètre calculé ( $u_{\text{calc}}$ ) à l'autre paramètre de l'écoulement réel ( $u$ ) met en branle une action de contrôle sur le positionnement des parois. Quand les parois coïncident parfaitement aux lignes de courant réelles, les deux composantes de vitesse à l'interface correspondent aux vitesses réelles de vol (fig 3.6).

La première apparition de ce dispositif dans l'infrastructure expérimentale s'est fait vers la fin des années 1930. Ce concept est de nos jours encore utilisé et est très bien ancré dans le domaine. Par contre, on peut facilement imaginer les coûts faramineux d'installation d'un tel système.

FIGURE 3.5: Ajustement des parois aux lignes de courant fluide

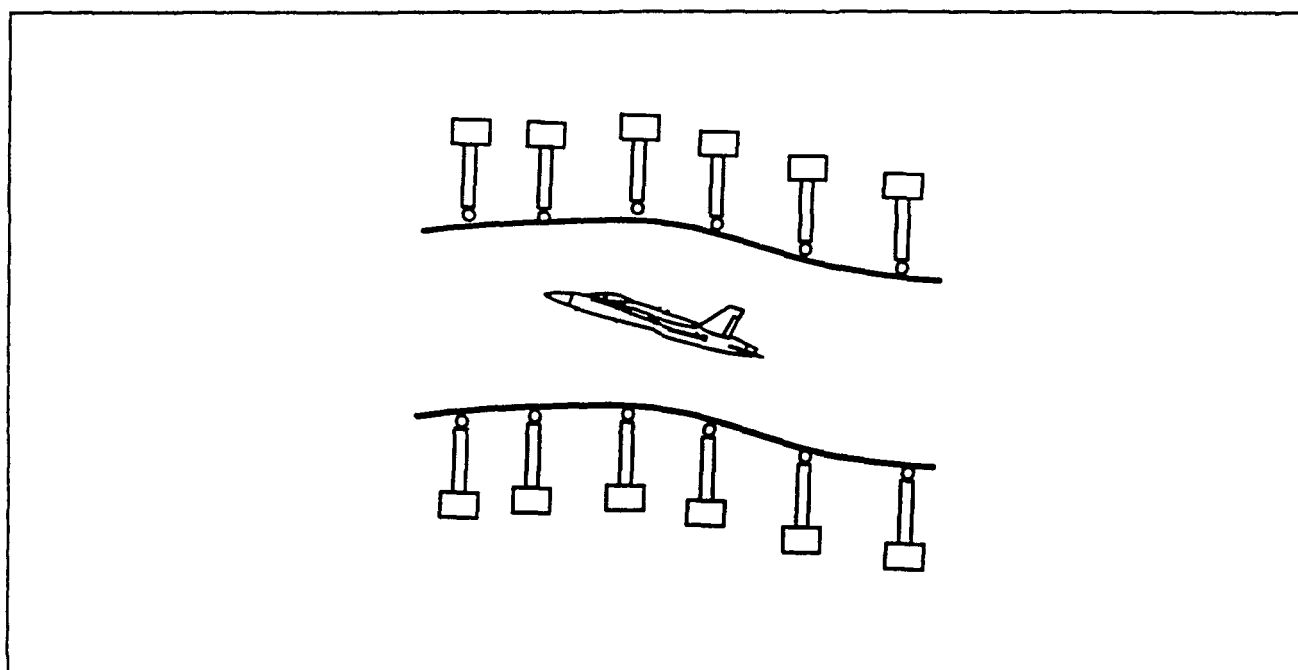
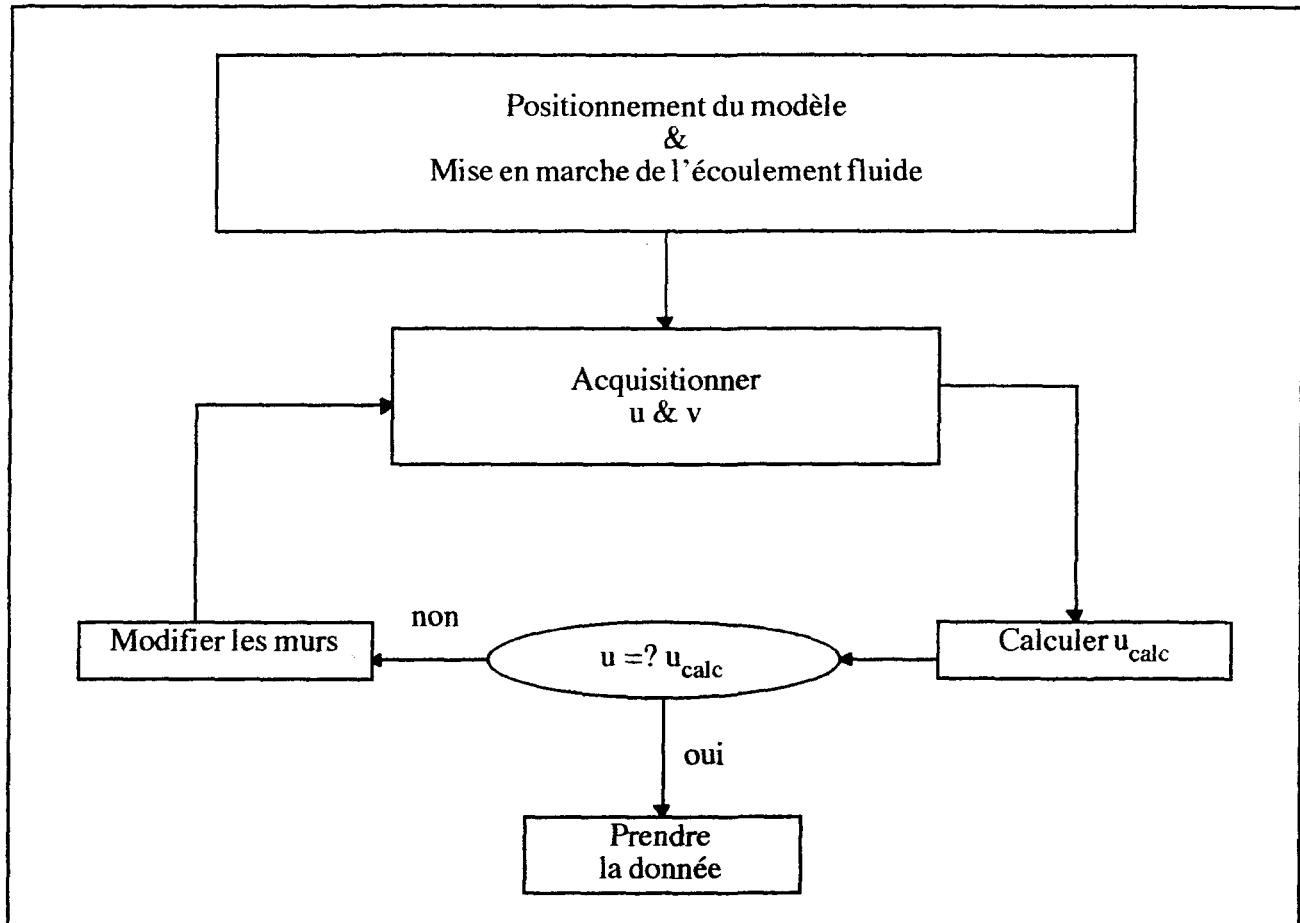


FIGURE 3.6: Procédure itérative d'ajustement des parois

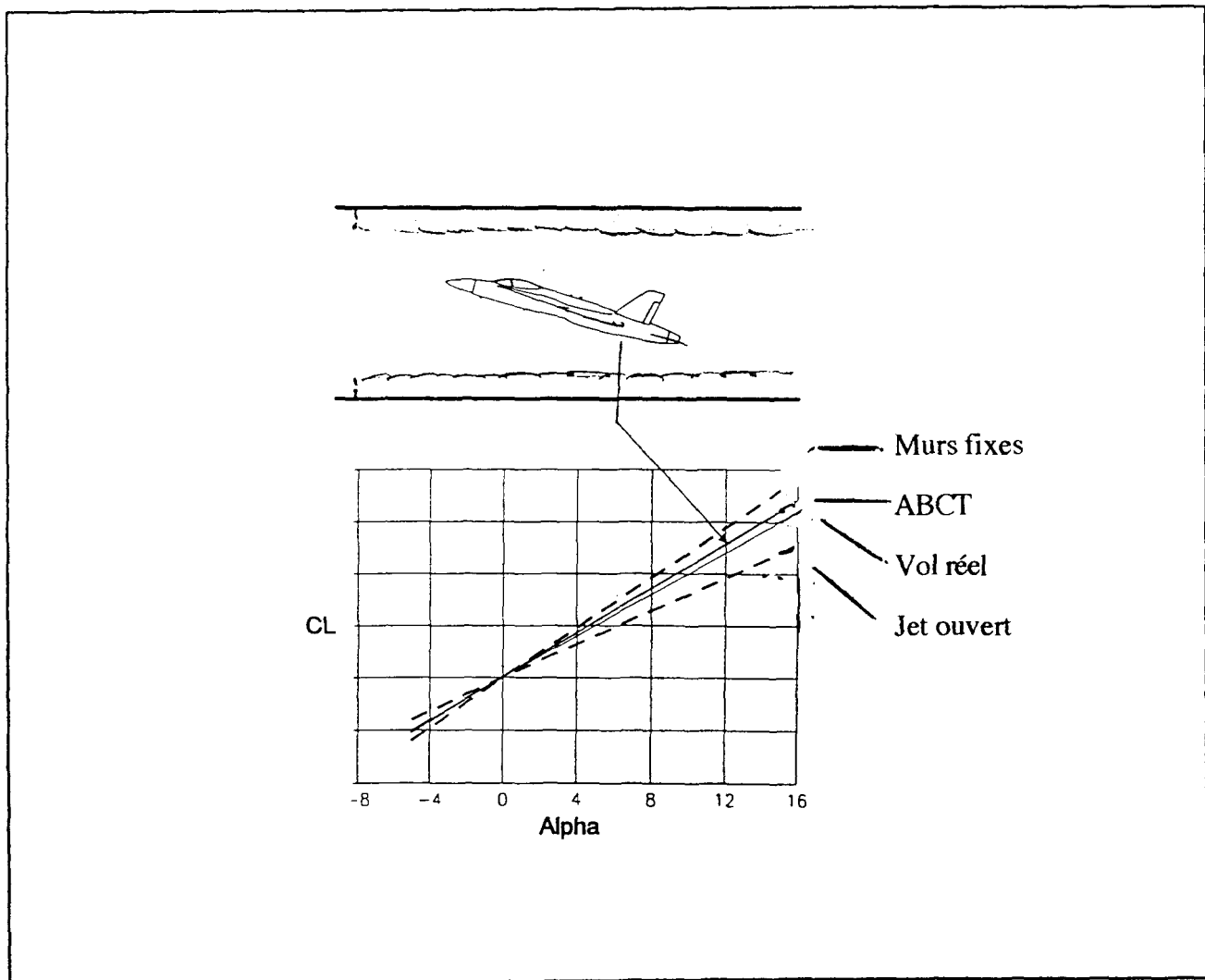


### **3.1.5.2: Technologie du contrôle des parois**

Par opposition aux parois ajustables qui reposent sur un bon nombre d'études et de résultats expérimentaux, il s'éveille une nouvelle technique pour la minimisation des effets de paroi et j'ai nommé « aerodynamic boundary control technology (ABCT) » que nous traduisons par la technologie du contrôle des parois.

Le but de cette technique est toujours de minimiser les effets de compression des lignes de courant à proximité des parois où l'effet de dispersion des lignes de courant à la limite d'un jet ouvert (open jet). Cela permet de ramener la portance à une valeur plus voisine du vol réel, telle que représentée sur la figure 3.7 .

FIGURE 3.7: Conséquences de l'ABCT



Avant d'aborder le principe de fonctionnement de cette technique, on rappelle brièvement la notion de couche de cisaillement. Considérons le schéma 3.8 où deux écoulements distincts infinis se rejoignent soudainement. Nous remarquons un gradient de vitesses lorsque les deux écoulements entrent en contact. Ce phénomène se présente pour le tunnel classique fermé ou pour le jet ouvert. Pour le tunnel fermé, cela se passe à la jonction entre l'écoulement d'air et la paroi fixe. Pour le jet ouvert, cela se passe à la jonction entre l'écoulement d'air et l'air extérieur.

La technique utilisée consiste à ajouter un écran poreux sur le contour du tunnel tel qu'illustré à la figure 3.9. On voit que l'écran poreux diminue progressivement la vitesse du fluide et permet l'installation d'une couche de cisaillement. De ce fait il y a présence de parois fictives dans le tunnel qui se situent au niveau des lignes pointillées horizontales. Cette couche permet un compromis dans la trajectoire des lignes de courant qui se situe entre l'écrasement accru du tunnel et l'émancipation excessive du jet ouvert.

Cette technique s'avère la moins dispendieuse à implanter mais sa toute récente naissance fait d'elle une technique basée sur bien peu de littérature. De plus un écran particulier est valide pour un seul angle d'attaque. L'instauration d'un écran ajustable s'avère nécessaire pour des tests en mode dynamique tels la simulation de décollages. De ce fait elle ne peut être envisagée dans notre cas.

FIGURE 3.8: Couche de cisaillement

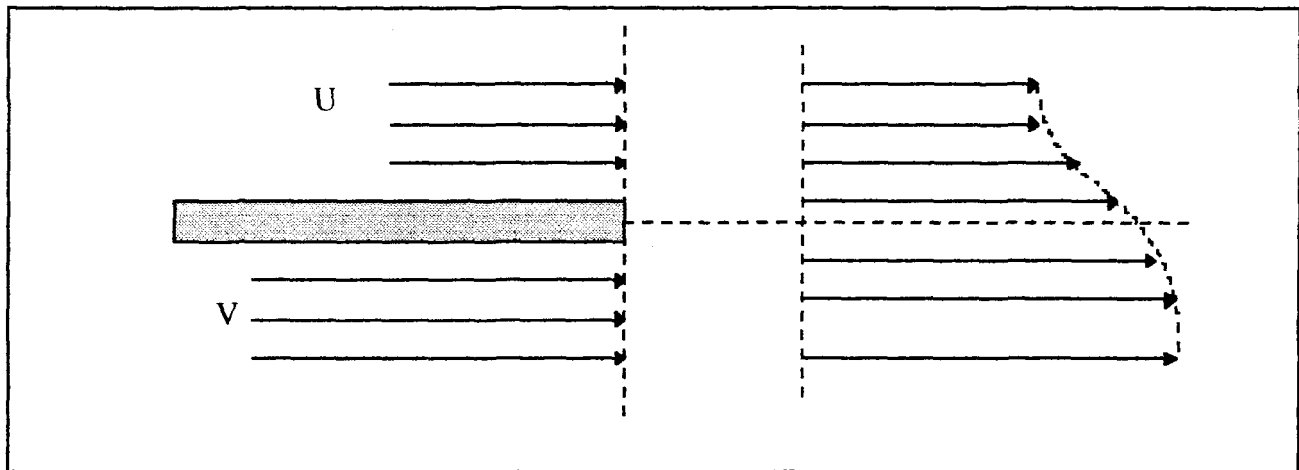
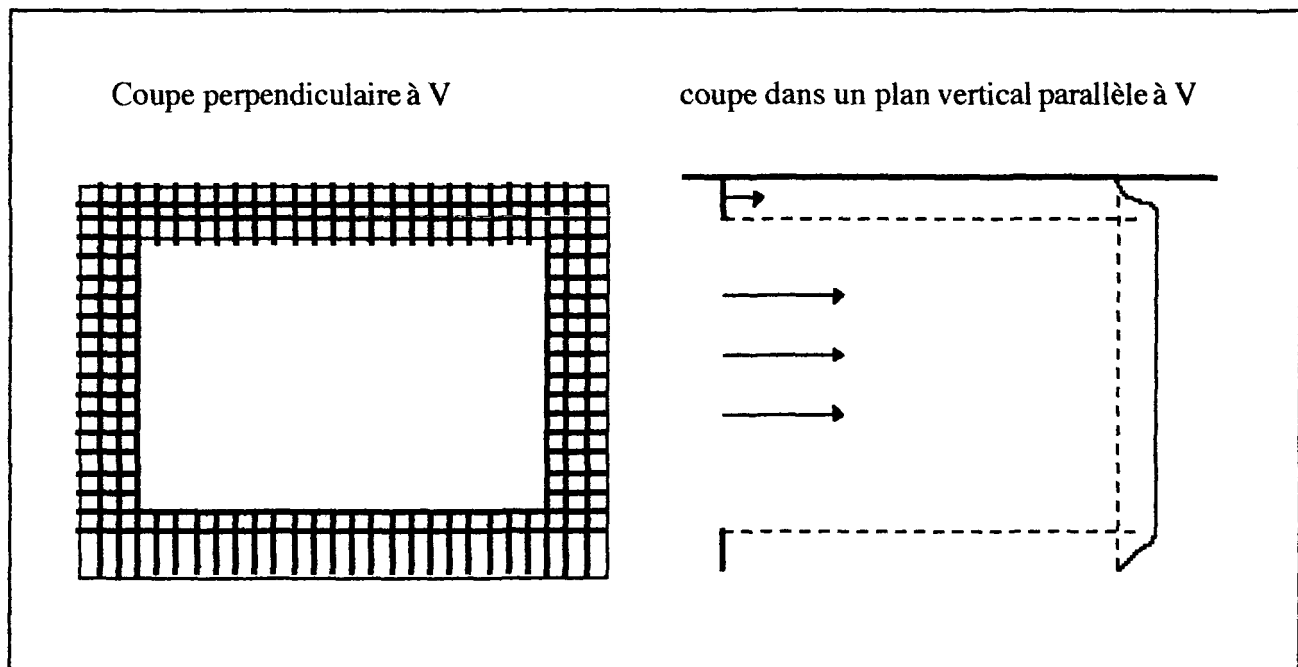


FIGURE 3.9: Application de l'ABCT en soufflerie



### **3.2: Interférence des parois latérales**

#### *3.2.1: Description générale*

La présence de la couche limite sur les parois latérales de la soufflerie engendre au sein de l'aile testée, une zone relativement petite pour laquelle l'écoulement d'air n'est pas représentatif d'un écoulement potentiel retrouvé en vol réel. Une telle interférence affecte réellement la bidimensionnalité du modèle.

On peut mettre en évidence la largeur de la zone concernée en effectuant le calcul du développement de la couche limite sur les parois latérales de la soufflerie. On peut considérer que l'épaisseur est nulle à la sortie du convergent en amont de la section d'essai et que le modèle se situe approximativement à  $l = 1,32 \text{ m}$  en aval. La vitesse de l'écoulement est  $U$  et la viscosité cinématique de l'air est  $\nu$ . En considérant les parois latérales comme des plaques planes nous obtenons un nombre de Reynolds qui dépasse le seuil de la transition laminaire-turbulent:

$$\text{Re} = \frac{lU}{\nu} > 500\,000 \quad (3.10)$$

On peut donc utiliser les calculs du régime turbulent. On évalue ce paramètre pour des températures de  $0^\circ\text{C}$  et  $-20^\circ\text{C}$  en fonction de la vitesse du vent. L'influence de la température se fait ressentir au niveau de la viscosité cinématique:

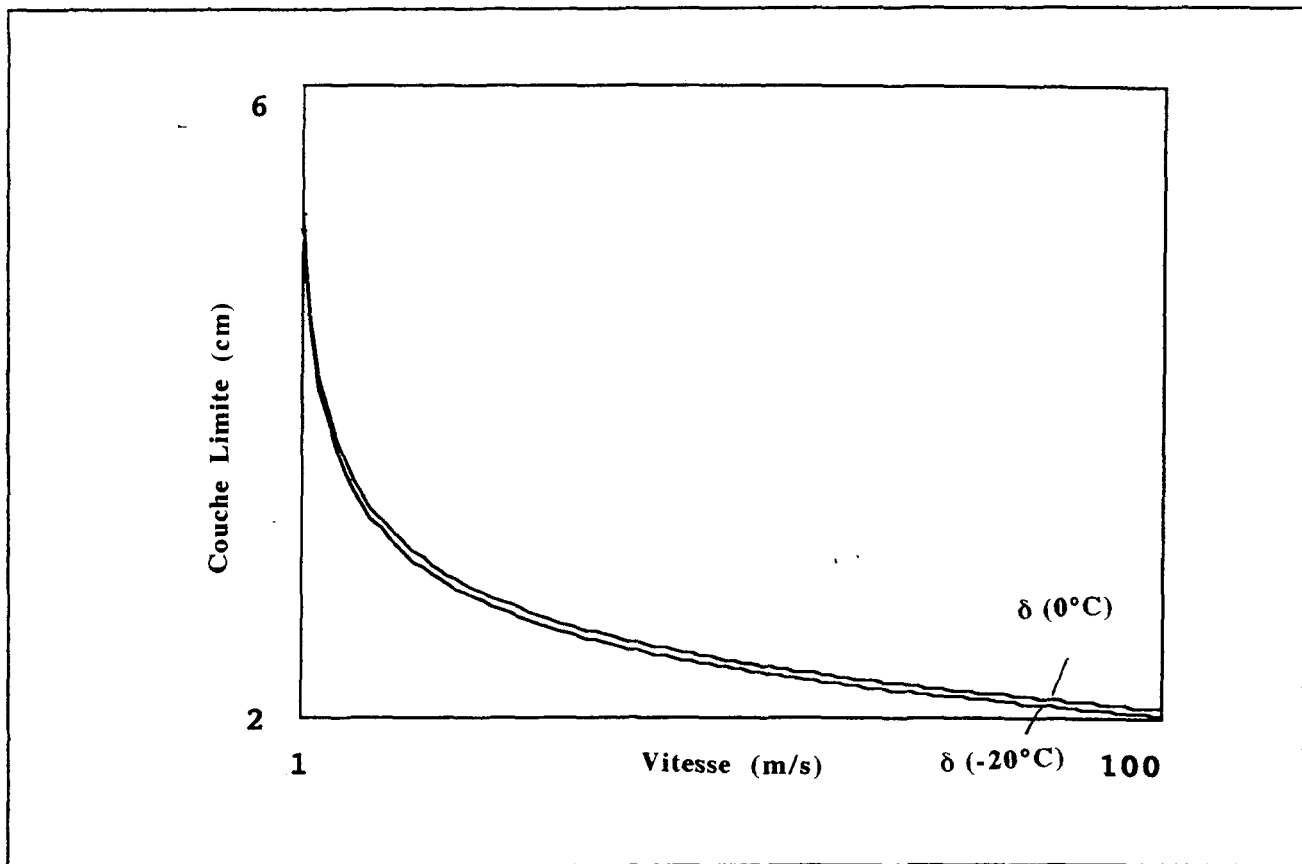
$$\nu_{0^\circ\text{C}} = 1,32 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s} \quad \nu_{-20^\circ\text{C}} = 1,19 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

L'épaisseur de couche limite turbulente est ainsi définie en fonction du nombre de Reynolds:

$$\delta = \frac{0,3747 \cdot l}{Re^{0,2}} \quad (3.11)$$

Les résultats sont à la figure 4.11 pour une gamme de vitesse allant de 0 à 100 m/s.

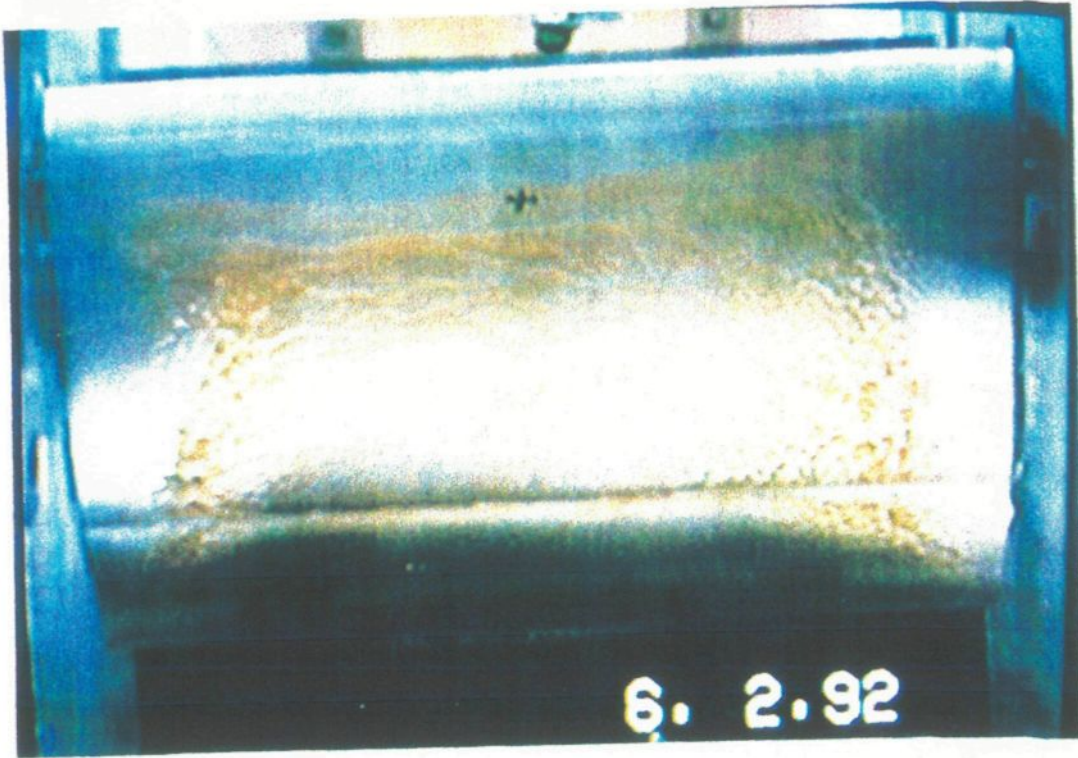
FIGURE 3.10: Couche limite au bord d'attaque



Selon cette figure, on remarque une couche limite maximale théorique d'environ 5 cm . Cette valeur est corroborée par la photographie 3.1.



PHOTOGRAPHIE 3.1: Effet de paroi sur aile Boeing ( $\alpha = 0^\circ$ ,  $U=50$  m/s)



Photographies 5.3 Retour du fluide ABC-3 vers le milieu

a) à une inclinaison de  $14^\circ$  ( $t=35$ sec)

b) retour à l'horizontale ( $t=45$ sec)

La largeur de la section d'essai étant de 50 cm, une simple proportion à partir de la photographie nous permet de déterminer que la couche limite est approximativement de 4 à 5 cm.

### 3.2.2: Techniques de correction

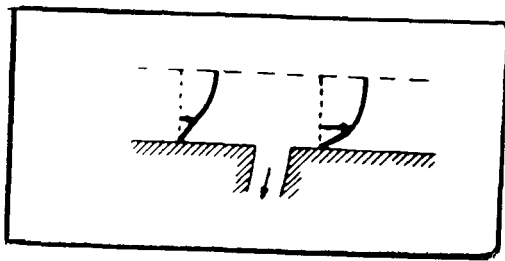
On envisage trois techniques: L'aspiration, le soufflage et les murs de séparation, traduction de « splits walls ».

#### **3.2.2.1: L'aspiration de la couche limite**

L'aspiration de la couche limite peut se faire à partir de fentes pratiquées dans la paroi en un ou plusieurs endroits du profil, notamment au bord d'attaque aux endroits susceptibles au décollement. L'aspiration a deux effets:

- Créer une dépression relative qui maintient la couche limite à la paroi
- Retire de la circulation les particules à très faible vitesse près de la paroi

FIGURE 3.11: Aspiration de la couche limite



Elle permet ainsi de conserver une couche laminaire qui croît en  $x^{1/2}$  ce qui est moins vite que celle en mode turbulent qui croît en  $x^{4/5}$ . Le profil de vitesses dans la couche limite est modifié (voir figure ci-contre).

L'aspiration peut être cernée par les deux paramètres suivants:

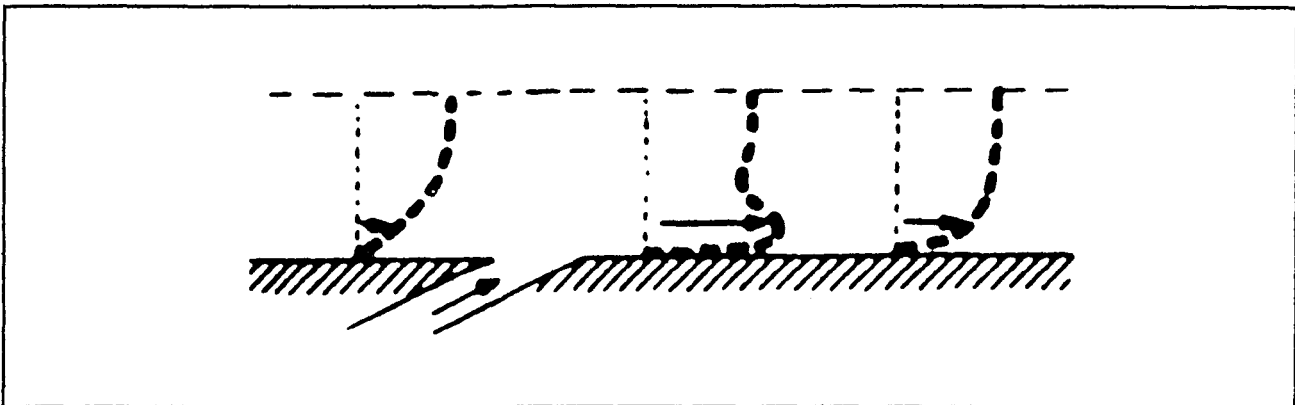
- Le coefficient de débit:  $C_q = \frac{Q}{\rho AV}$
- Le coefficient de pression:  $C_p = \frac{2\Delta p}{\rho V^2}$

Où  $Q$  est le débit -masse d'air aspiré et  $\Delta p$  est la différence de pression nécessaire à l'aspiration.

### **3.2.2.2: Le soufflage de la couche limite**

On vient de visualiser l'intérêt de l'aspiration par effet de fente. On peut facilement concevoir obtenir de meilleurs résultats en implantant un soufflage artificiel. Le procédé consiste à envoyer au travers de fentes convenablement placées sur la paroi, un jet d'air de vitesse  $V_s$ . Le bord d'attaque et la cassure causée par un éventuel volet avant sont les positions généralement retenues pour ces fentes. Il y a évidemment modification du profil de vitesses dans la couche limite en aval de la fente.

FIGURE 3.12: Soufflage de la couche limite



Les paramètres qui interviennent dans le soufflage sont en plus du coefficient du débit et du coefficient de pression:

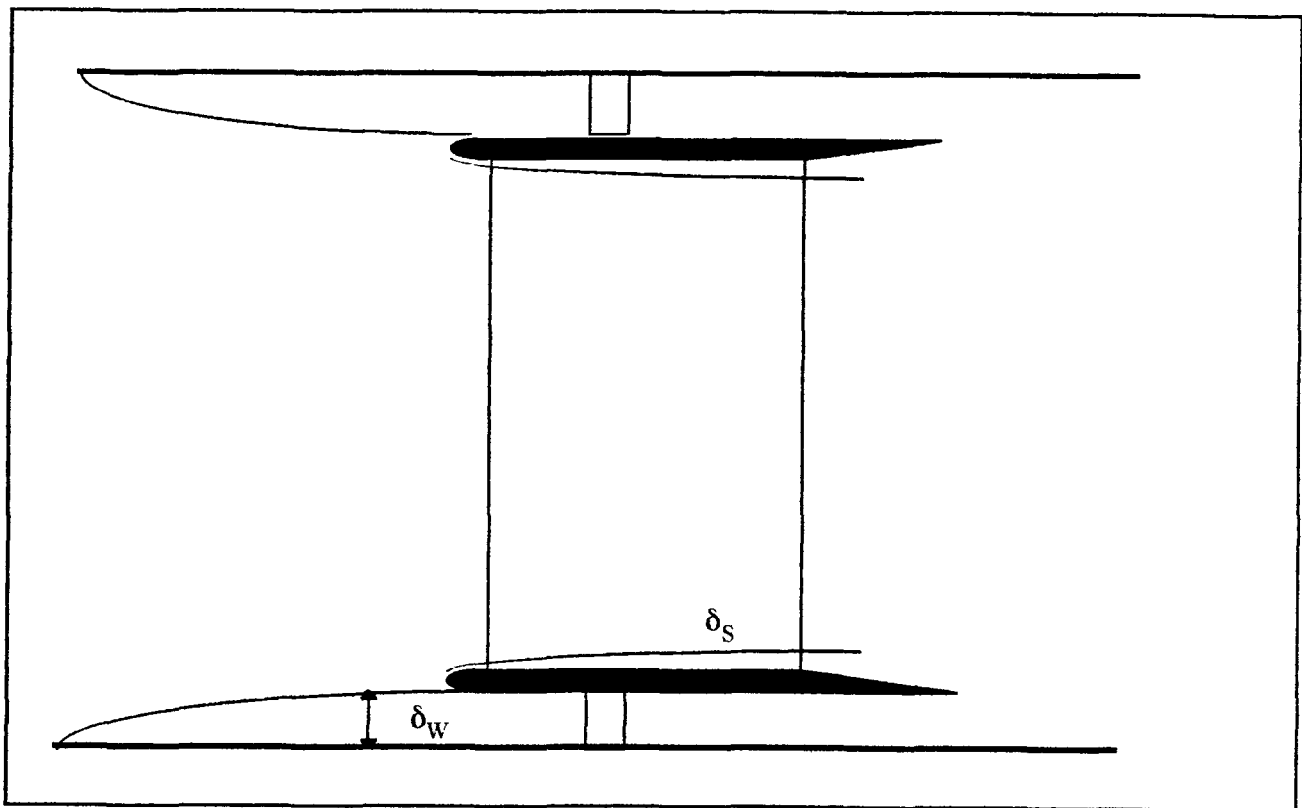
- Le coefficient de quantité de mouvement:  $C_\mu = \frac{2QV_s}{\rho AV^2}$
- Le rapport des vitesses:  $\frac{V_s}{V}$
- La largeur relative de la fente rapportée à la corde du profil.

Le soufflage au bord d'attaque produit une augmentation de l'incidence de  $C_{Lmax}$  d'autant plus grande que  $C_\mu$  est important. Le soufflage donne de meilleurs résultats que l'aspiration et est plus facile à réaliser. Cependant ces deux techniques sont complexes expérimentalement surtout en présence de fluide.

### 3.2.3: Construction des murs de séparation

La technique de minimisation des effets de parois qui a été retenue est la méthode des murs de séparation « splits walls ». Cette technique repose sur l'insertion de murs latéraux dans la soufflerie dont la position permet le blocage de la couche limite des parois latérales afin de ne pas affecter le modèle d'aile, voir figure 3.13

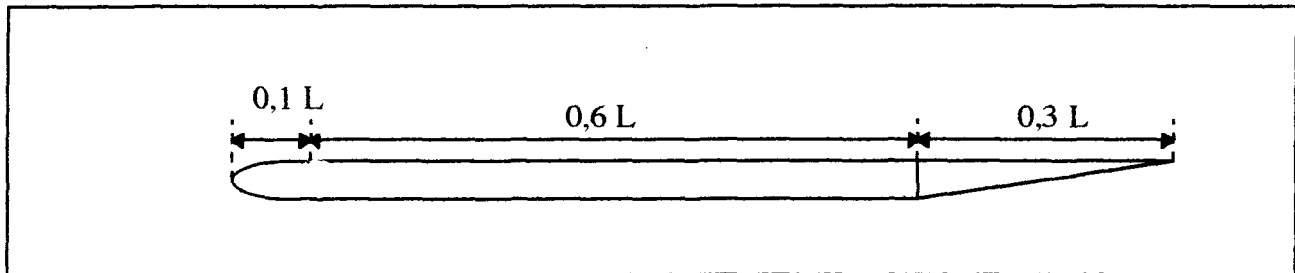
FIGURE 3.13: Schéma des murs de séparation



On remarque en effet que la couche limite de la paroi ( $\delta_w$ ) est beaucoup plus grande que celle des murs de séparation ( $\delta_s$ ) et de ce fait nous minimisons les effets latéraux sur le profilé.

On peut faire la conception des murs de séparation en trois parties distinctes telles que représentées sur la figure 3.14.

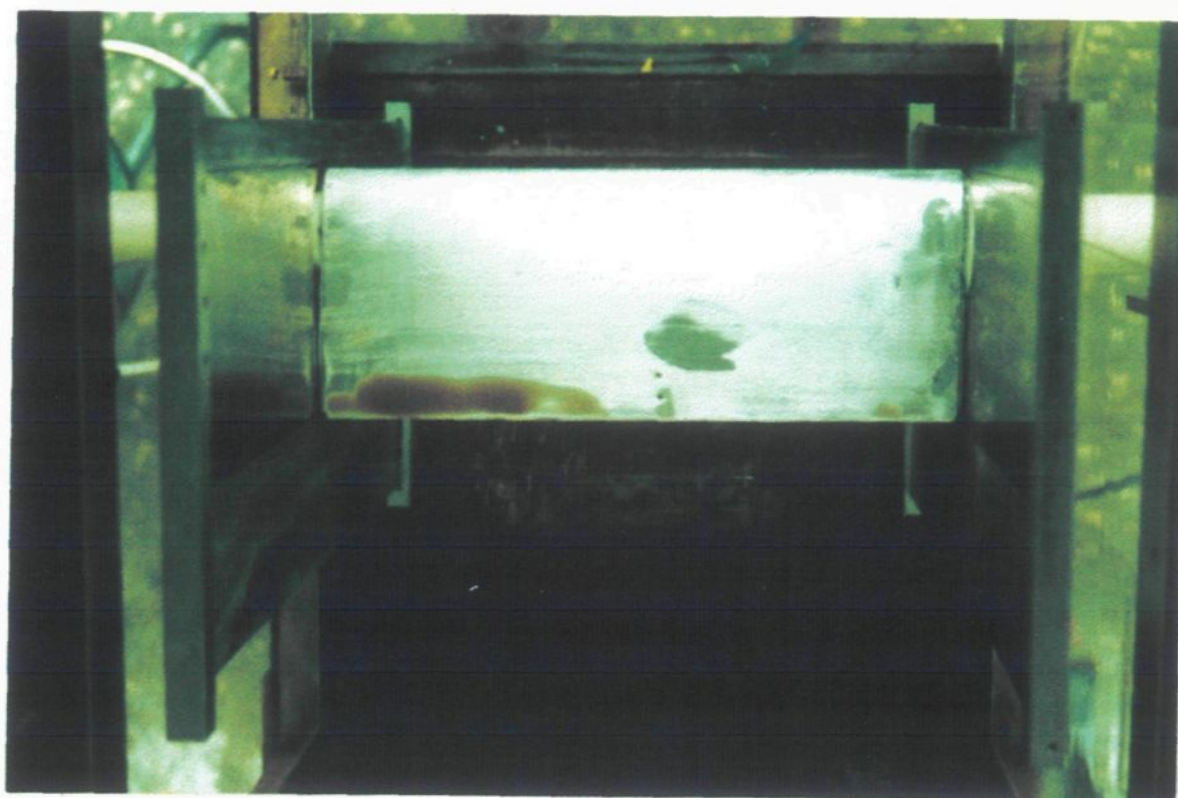
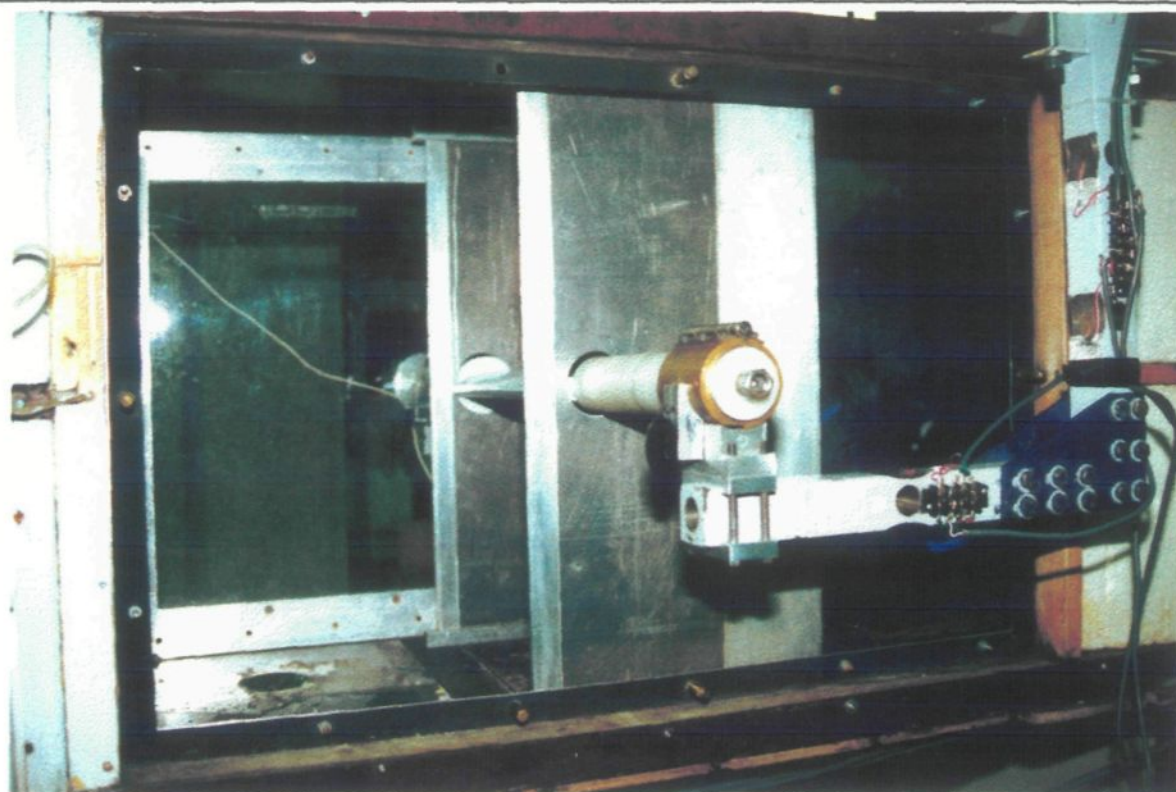
Figure 3.14: Composition des murs de séparation



- Le bord d'attaque qui est un profilé symétrique et qui représente 10% de la longueur totale du split wall
- La paroi principale qui est une plaque plane de la longueur de la corde du modèle et qui représente 60% de la longueur totale
- La paroi de sillage qui est un triangle rectangle dont la longueur est 30% de la longueur totale.

Ces différentes pièces sont construites à partir de plaques d'aluminium de 0,64 cm (0,25 Po) d'épaisseur afin d'assurer au dispositif une bonne rigidité. Cette technique de minimisation des effets de parois représente la plus simple infrastructure expérimentale efficace envisagée dans cette section. On utilise cette technique car elle ne requiert que des plaques d'aluminium, un machinage relativement simple et une troncature du profilé précédemment utilisé. Le dispositif est représenté sur les photographies 3.2.

Photographie 3.2: Montage avec les murs de séparation

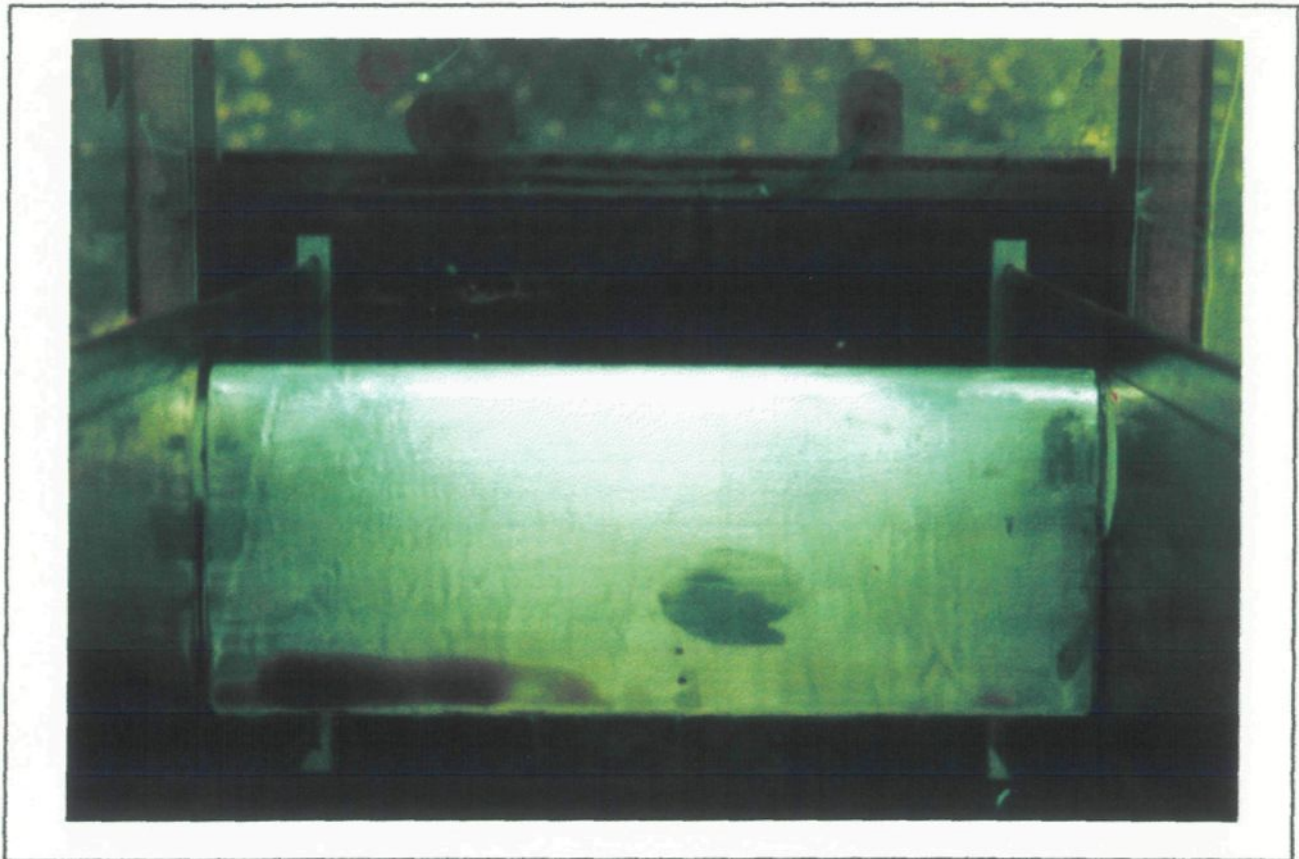




### 3.2.4: Résultats obtenus avec les murs de séparation

Un ordre d'idée de l'influence des murs de séparation sur le développement de la couche limite sur modèle d'aile nous est donné en utilisant une technique visuelle comparative à l'aide de la photo ci-dessous et celle de la section 3.2.1 pour lequel il n'y avait pas de splits walls.

PHOTOGRAPHIE 3.2: Réduction des effets de paroi avec splits walls (  $\alpha=0^\circ$  &  $U \sim 40$  m/s)



Nous remarquons une très forte amélioration et une quasi disparition de la couche limite latérale autrefois indésirable. De ce fait nous avons fait un pas important dans la bidimensionnalisation du système.



## 4

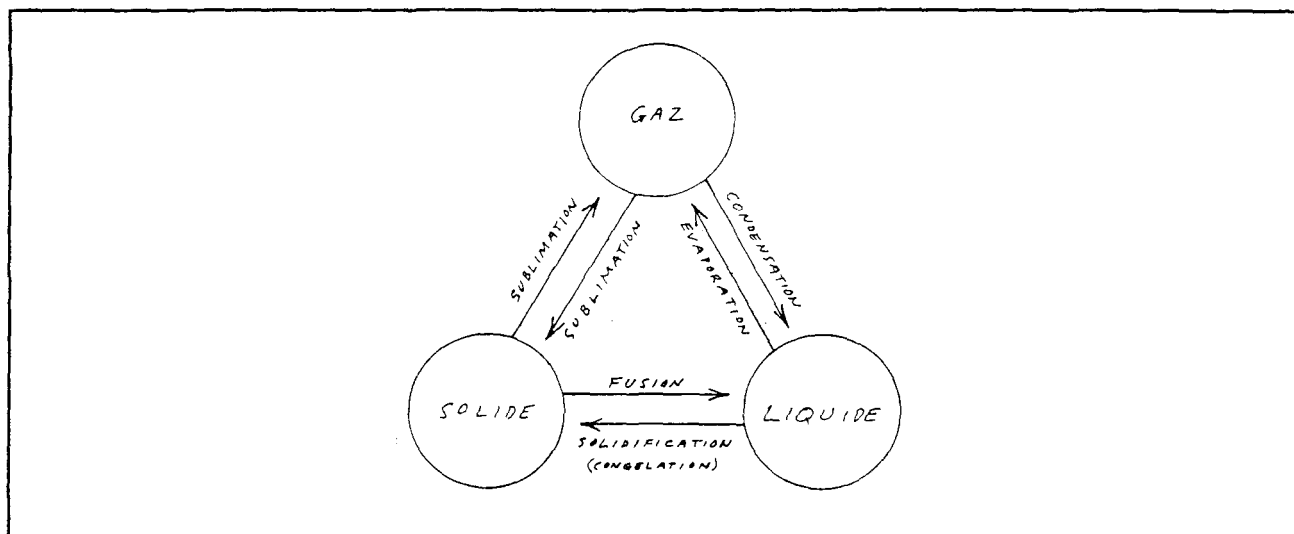
## La Précipitation froide

### 4-1: La précipitation froide dans l'environnement

#### 4.1.1: La condensation

La matière peut se présenter selon différents états qui sont essentiellement solide, liquide et gazeux. Dans l'atmosphère, l'eau se transforme d'un état à un autre en fonction des paramètres environnementaux auxquels elle est soumise, voir figure 4.1.

FIGURE 4.1: Processus de changement de phase



Contrairement aux passages solide-gaz et solide-liquide-gaz qui se réalisent spontanément et d'autant mieux que la température ambiante est élevée, les passages gaz-solide, gaz-liquide et liquide-solide n'apparaissent pas par simple abaissement de la température en deçà du point de rosée ou du point de congélation. Il faut généralement la présence d'un substrat auquel viendra s'agglutiner les particules d'eau. Ces agrégats sont nommés noyaux de condensation et noyau glacogène tout dépendamment s'ils sont l'hôte d'eau sous forme liquide ou solide.

Ces noyaux de condensation peuvent être classifiés comme des cristaux microscopiques de substances hygroscopiques ou à tous le moins solubles dans l'eau tels le sel marin présent dans l'atmosphère par évaporation océanique ou bien l'anhydride sulfurique qui est un déchet d'usine. L'atmosphère regorge de ce type de particules ( $10\,000$  noyaux condensation /  $\text{cm}^3$ ). Donc dès que l'on traverse le point de rosée, il se forme un brouillard de petites gouttelettes dont le rayon varie de  $4$  à  $20\,\mu\text{m}$ .

Pour leur part, les noyaux glacogènes sont en fait des cristaux peu solubles dont les dimensions et la structure hexagonale de la maille cristalline peuvent être très semblables à celle de la glace. En ce qui a trait à la création dans l'air de particules de glace sous le  $0^\circ\text{C}$ , elle se veut plus difficile que la condensation vue la faible concentration en noyaux glacogènes de l'atmosphère ( $10$  noyaux glacogènes /  $\text{cm}^3$ ). Ainsi, les nuages froids sont essentiellement constitués de gouttelettes surfondues qui aux très basses températures deviennent une suspension de cristaux de glace microscopiques.

En l'absence de noyaux, on assiste à la formation d'un brouillard lorsque la pression partielle de vapeur d'eau dans l'air excède sa valeur saturante. Cette dernière est définie par la relation de Kelvin pour une gouttelette sphérique de rayon  $r$ :

$$\ln\left(\frac{e_r}{e_s}\right) = \frac{2A' M}{\rho_w R T_a r} \quad (4.1)$$

Au point de congélation pour des gouttelettes de dix Angström de rayon, nous devrions atteindre le taux sursaturé  $e_r/e_s \sim 3$ . Ce rapport est la pression de vapeur saturante au-dessus d'une gouttelette de rayon  $r$  divisée par la pression de vapeur saturante au-dessus de la glace. Une telle sursaturation n'est jamais observée en réalité. La vapeur d'eau se condense bien avant à partir des noyaux de condensation qui sont sensiblement toujours présents dans l'atmosphère.

#### *4.1.2: Genèse des précipitations*

##### **4.1.2.1: Processus de Langmuir**

Dans un amas de gouttelettes atmosphériques, les plus petites gouttelettes montent plus vite que les grosses dans le courant de convection ascendant ce qui entraîne des collisions entre les différentes gouttelettes. En présence de l'électricité atmosphérique, les gouttelettes ont tendance à se fusionner par coalescence afin de former des gouttes de plus en plus grosses qui tendent à tomber plus rapidement tout en annexant d'autres adeptes à leur dimension et ce jusqu'à leur sortie du nuage.

Ce processus proposé par I. Langmuir vers 1930 suppose des vitesses ascensionnelles supérieures à 1 m/s et permet d'expliquer les précipitations provenant des cumulus chauds mais non celles provenant des nimbostratus par exemple où les vitesses ascensionnelles sont de l'ordre de quelques centimètres par seconde. Ce processus régie plutôt les précipitations de la zone équatoriale.

#### **4.1.2.2: Processus de Bergeron**

La coexistence de gouttelettes surfondues et de cristallites dans la partie froide d'un nuage permet à ces derniers de croître par distillation des gouttelettes car la pression de vapeur saturante au-dessus d'une surface aqueuse est sursaturante pour une surface gelée. Au cours de leur descente, ces cristallites accroissent leur volume en s'adjoignant un amalgame de gouttelettes surfondues et de cristallites plus lents. Ce phénomène représente la chute de flocons si la température est inférieure à 0°C dans la région en deçà du nuage. Autrement le flocon se transmute progressivement en goutte de pluie (1,0 à 3,0 mm) ou de la bruine (0,2 à 0,5 mm) dès le passage fatidique de l'isotherme 0°C. Ce processus forge la principale cause des précipitations dans notre climat.

## **4.2: Types de précipitation**

### *4.2.1: Les grands types de glace*

Les différents types de glace peuvent se regrouper en trois grandes catégories qui sont le verglas, le givre lourd et le givre léger. Cette classification repose essentiellement sur deux paramètres de comparaison qui se veulent être la transparence de la glace et sa densité. Le tableau 4.1 clarifie la situation.

TABLEAU 4.1: Les grands types de glace

Type de glace	Propriété	Densité relative à celle théorique(0,917)	Commentaires
Verglas (glaze)	Transparent et dur	0,8 à 0,9	Se forme en régime humide de croissance
Givre lourd (hard rime)	Moyennement transparent et dur	0,6 à 0,9	Opacité dépend de la quantité d'air dans la glace
Givre léger (soft rime)	Opaque et friable	< 0,6	Apparence granulaire ou en aiguille

### *4.2.2: Classification de la précipitation et analyse comparative*

Le type de glace présent dans des conditions particulières dépend sans nul doute du contexte de formation qui évolue selon les paramètres suivants:

- La température de l'air ambiant
- La vitesse du vent
- La dimension des gouttelettes
- La teneur en eau dans la phase liquide du milieu atmosphérique

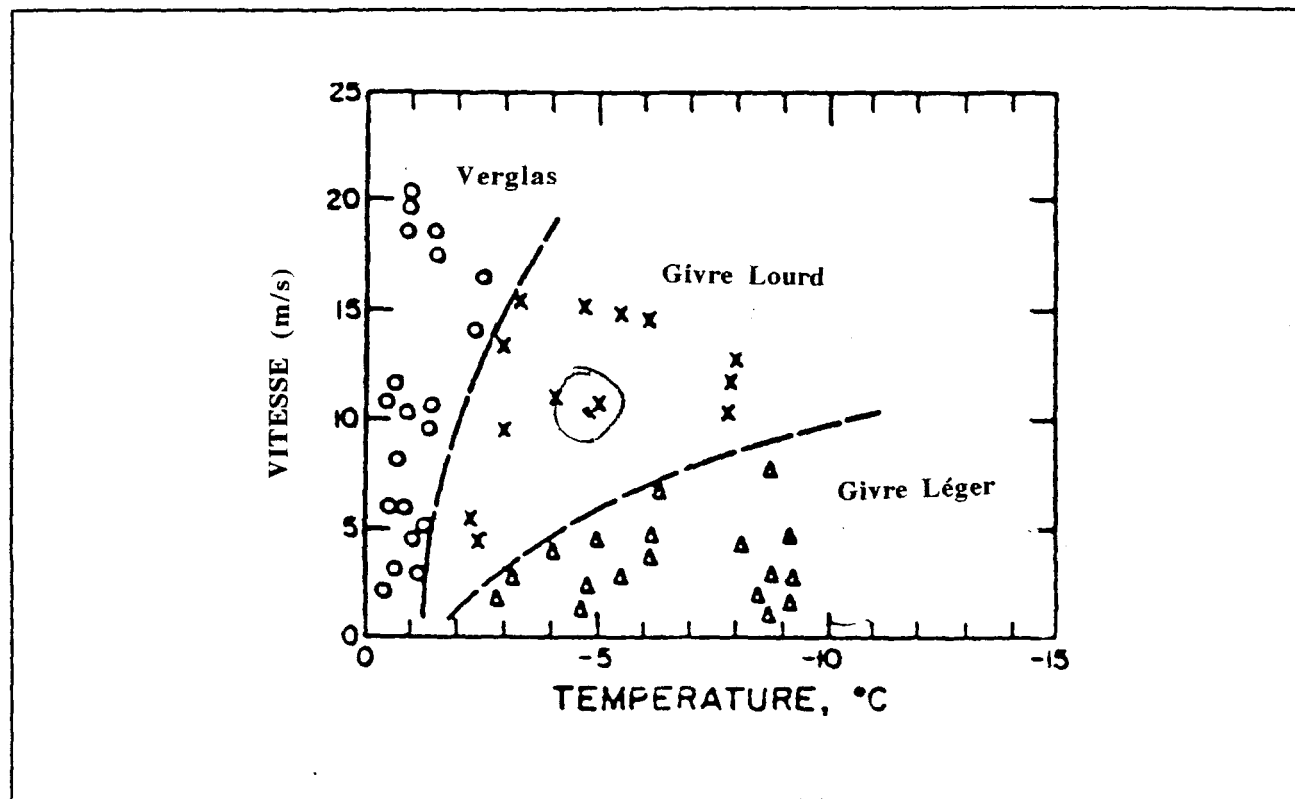
On classe les différents types de précipitations froides régnant dans notre climat:

TABLEAU 4.2: Diversité des précipitations

Type de tempête	Diamètre (mm)	Densité (g/m <sup>3</sup> )	Catégorie retrouvée s'il y a formation de glace
Pluie verglaçante (freezing rain)	0,5 - 6,0	0,2 - 0,5	Verglas
Bruine verglaçante (freezing drizzle)	0,2 - 5,0	0,2 - 0,5	Verglas ou givre lourd
neige mouillée (wet snow)	0,5 - 1,0	—	Givre léger à lourd et parfois verglas
Brouillard givrant (in-cloud icing)	5 - 20 $\mu$ m	0,2 - 0,8	Givre léger ou lourd
Embrun marin (Sea spray)	0,15 - 2,5	—	Verglas, givre lourd
grêle (hail)	4 - 200	—	Verglas, givre lourd

Le type de glace formé dépend des conditions météorologiques comme en fait foi la représentation suivante (Kuroiwa, 1965):

FIGURE 4.2: Type de glace vs conditions climatiques



Pour ce qui est de notre domaine d'étude, nous concentrerons nos efforts à produire de la précipitation verglaçante (givre lourd) en soufflerie car c'est le type de précipitations qui s'apparente le mieux aux conditions d'attente des avions au sol avant le décollage. De plus les dispositifs expérimentaux actuels nous font jeter notre dévolu sur la bruine verglaçante qui s'avère beaucoup plus facile à simuler à l'aide des dispositifs à gicleurs que nous possédons comparativement à ceux utilisés pour la pluie verglaçante qui produisent des gouttes beaucoup plus grosses.

### **4.3: Simulation en soufflerie**

#### *4.3.1: Méthode*

Les paragraphes précédents définissent la précipitation froide telle qu'on l'a retrouve dans la nature. Afin d'atteindre nos fins, nous devons simuler adéquatement en soufflerie une précipitation glaciale.

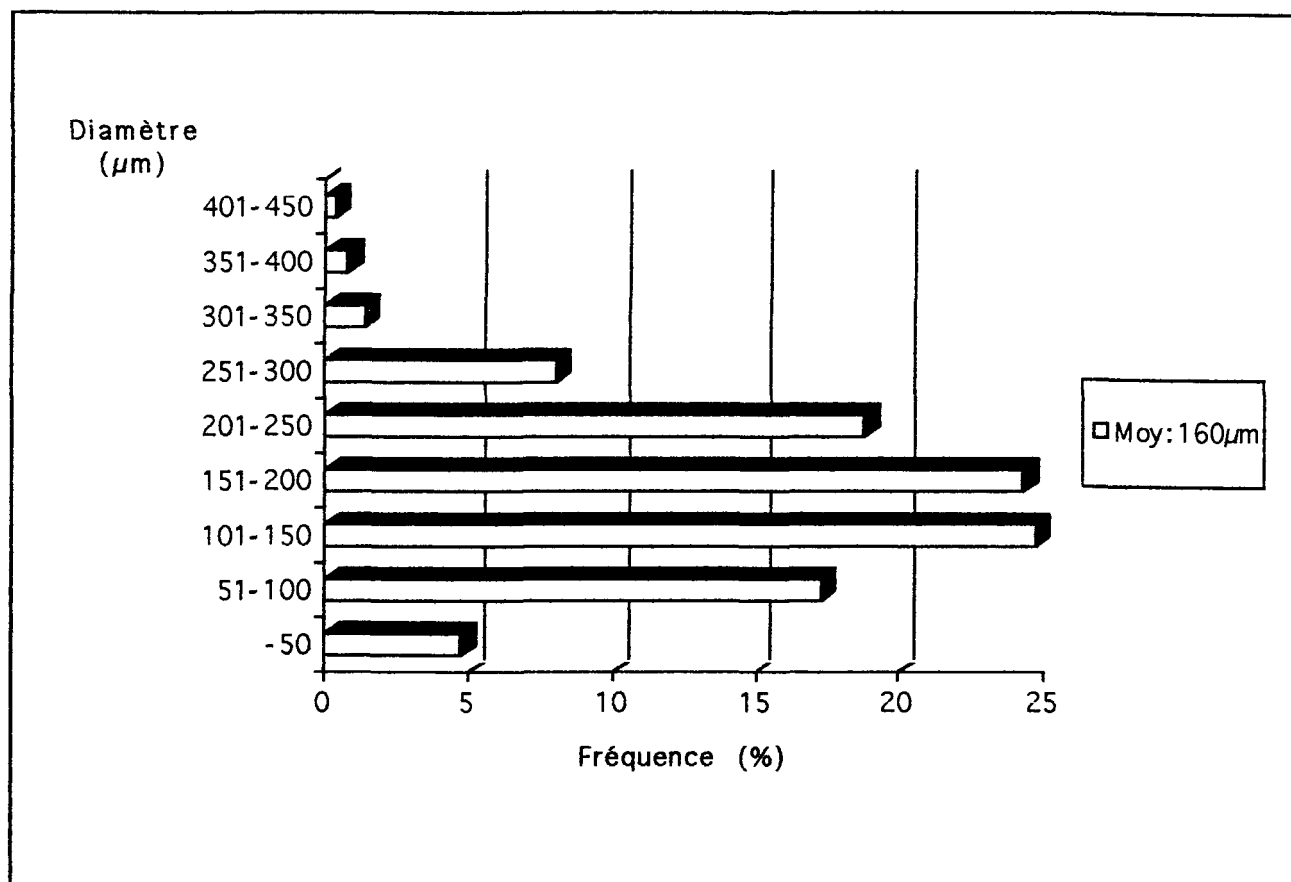
La simulation en laboratoire de la précipitation se fait à l'aide d'un gicleur de type hydraulique situé à l'intérieur de la soufflerie à l'entrée du convergent supérieur. Il est actionné par de l'air sous pression  $4,1 \times 10^5$  Pa (60 psi) et est contrôlé par un chronomètre (timer) de type pneumatique. Le réservoir d'eau pressurisé  $2,8 \times 10^5$  Pa (40 psi) est fabriqué par Weel Mate modèle WM-9 d'une capacité maximale de 40 litres et de  $6,9 \times 10^5$  Pa (100 psi).

La pression servant à contrôler le diamètre des gouttelettes, il nous est impossible de contrôler l'intensité de précipitation à partir de cette dernière. L'intensité de précipitation est contrôlée par un chronomètre à alternance. On peut fixer le temps de giclage ( $T_{on}$ ) et le temps d'attente ( $T_{off}$ ) sur une période de 6 secondes. Cette simulation périodique de la précipitation est représentative de la réalité, car les temps d'attente entre deux pulvérisations étant relativement petit ( $T_{off}$ ), la précipitation qui se dépose n'a pas le temps de geler entre deux alternances.

Un paramètre important caractérisant la précipitation est le diamètre des gouttelettes. Afin de déterminer ce paramètre, on effectue un test complémentaire. On doit tout d'abord maintenir la température de la chambre climatique dans les alentours de  $-3^{\circ}\text{C}$ . Par la suite, on capte à l'aide d'un petit récipient rempli d'huile SAE30, les gouttelettes produites par le gicleur. Cette substance permet de conserver la forme sphérique des gouttelettes. Ces échantillons sont photographiés au microscope. Le spectre du diamètre des gouttelettes fut réalisé à partir d'un échantillon de 300 gouttelettes et figure à la page suivante.



FIGURE 4.3: Spectre de gouttelettes produites



#### 4.3.2: Équilibre thermique des gouttelettes

Afin de simuler la précipitation réelle, il est important de s'assurer que la température de nos gouttelettes soit proche de celle du milieu ambiant dans le cas extrême (-20°C). On sait que la variation de chaleur de la gouttelette ( terme de gauche) est égale à la perte par convection (terme de droite):

$$M_g C_g \frac{\partial T_g}{\partial t} = -A_g \frac{Nu \cdot k_a}{2r} (T_g - T_a) \quad (4.2)$$

Où  $r$ ,  $M_g$ ,  $C_g$ ,  $T_g$ ,  $A_g$  sont respectivement le rayon, la masse, la capacité calorifique, la température et la surface externe de la gouttelette. Le coefficient  $k_a$  est la conductivité thermique de l'air ambiant. Il y a également un coefficient nommé nombre de Nusselt ( $Nu$ ) qui dépend du nombre de Prandtl ( $Pr$ ) et de Reynolds ( $Re$ ):

$$Nu = 2 \cdot [1 + 0,3 \cdot Pr^{\frac{1}{3}} \cdot Re^{\frac{1}{2}}] \quad (4.3)$$

En développant ce dernier:

$$Nu = 2 \left[ 1 + 0,3 \cdot (0,711)^{\frac{1}{3}} \cdot \left( \frac{160 \times 10^{-6} \cdot 2}{1,19 \times 10^{-5}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] = 4,78$$

Où le nombre de Reynolds est le résultat du produit du diamètre moyen des gouttelettes par leur vitesse, le tout divisé par la viscosité cinématique de l'air. En résolvant l'équation différentielle (4.2), on obtient:

$$t = \frac{\rho_w C_g}{3k_a} \left( \frac{2r^2}{Nu} \right) \cdot \ln \left( \frac{T_{go} - T_a}{T_g - T_a} \right)$$

En entrant les valeurs numériques:

$$t = \left( \frac{10^3 \cdot 4180}{3 \cdot 0,024} \right) \cdot \left( \frac{2 \cdot (80 \times 10^{-6})^2}{4.78} \right) \ln \left( \frac{20 - (-20)}{T_g - (-20)} \right)$$

Sachant que la distance séparant le gicleur du modèle d'aile est approximativement de 2 m et que la vitesse des gouttelettes est de 2 m/s, le temps de refroidissement est donc de  $t = 1$  s. En remplaçant et en isolant la température de la gouttelette au moment du contact avec le film fluide:

$$e^{\frac{1}{0.31}} = \frac{40}{T_g + 20} \Rightarrow 25,17 \cdot (T_g + 20) = 40 \Rightarrow T_g \approx -18,5^\circ C$$

Ce qui justifie l'atteinte presque idéal de l'équilibre thermique de nos gouttelettes.

### 4.3.3: Étalonnage

Pour notre part nous avons  $T_{on} = 0,7$  s et  $T_{off} = 5,3$  s. Une calibration à l'aide d'une plaque d'aluminium épousant la forme de l'aile fut répétée à une dizaine de reprise. La masse moyenne de glace sur une minute (10 cycles on-off) est :

$$M_w = (2,86 \pm 0,09) \text{ g}$$

Nous savons que l'intensité de précipitation est:

$$I = \frac{M_w}{c \cdot b \cdot 60 \cdot \frac{1h}{3600s}} = \frac{3600 \cdot M_w}{3,9 \cdot 1,55 \cdot 60} = Cte \cdot M_w = 28,4 \pm 0,8 \text{ g/dm}^2 \cdot h$$

Pour ce qui est de l'épaisseur fluide à appliquer, elle est régie par l'équation suivante (Wang, Bernardin, Laforte, 1995) . Elle est fonction du taux de dilution désiré. Ceci nous permet de présenter au début de chaque simulation de décollage la même épaisseur de mélange eau-fluide peu importe le taux de dilution:

$$e = 1,5 \cdot \frac{100 - \%D}{100} (mm) \quad (4.4)$$

Et pour le taux de dilution apparaissant dans la formule (4.4):

$$\%D = \frac{V_w}{V_w + V_f} \cdot 100 \quad (4.5)$$

En isolant dans (4.5) sachant que le fluide est étendu sur l'extrados de l'aile qui a une aire A:

$$V_w \cdot (100 - \%D) = \%DV_f = \%DA \frac{e}{100} \Rightarrow V_w = \frac{\%DAe}{100(100 - \%D)} (dm^3)$$

Par définition:

$$V_w = \frac{M_w}{\rho_w} \Rightarrow M_w = \frac{\rho_w \%DAe}{100(100 - \%D)} \quad (4.6)$$

Donc cette masse d'eau est directement fonction du temps de précipitation  $t_p$ :

$$IA t_p = \frac{\rho_w \%DAe}{100(100 - \%D)} \Rightarrow t_p = \frac{\rho_w e \%D}{100I(100 - \%D)} = \frac{0,015\rho_w}{100I} \%D (hres) \quad (4.7)$$

Donc en dilution dynamique pour les deux taux de dilution utilisés:

$$\%D = 15 \quad \Rightarrow \quad t_p \sim 4 \text{ min } 45 \text{ sec}$$

$$\%D = 30 \quad \Rightarrow \quad t_p \sim 9 \text{ min } 31 \text{ sec}$$

Pour ce qui est de la dilution homogène, on mélange dans un cylindre gradué de l'eau distillée avec du fluide concentré afin de faire 500 ml de solution homogène en respect des proportions fournies par l'équation du taux de dilution:

$$\begin{array}{llll} \%D=15\% & \Rightarrow V_W = 75 \text{ ml} & \%D = 30 & \Rightarrow V_W = 150 \text{ ml} \\ & \Rightarrow V_f = 425 \text{ ml} & & \Rightarrow V_f = 350 \text{ ml} \end{array}$$

Le respect de ces paramètres et la minutie dans ce domaine sont essentiels à la réussite des tests de pertes de portance.

# 5

## Quantification des Pertes de Portance

Les pertes de portances seront présentées selon deux critères différents. Lors du décollage d'un avion, l'angle d'attaque varie habituellement de 1 à 8°. On utilise une moyenne mobile à intervalles variables afin de quantifier les pertes de portance dans ce domaine. Le second critère standard que l'on utilise, indique la marge de manoeuvre qu'a le pilote, c'est la perte de portance à  $C_{lmax}$ . On l'évaluera à l'aide du lissage de courbe ainsi qu'avec la moyenne mobile à intervalles variables.

## **5.1: Acquisition des paramètres essentiels**

### *5.1.1: Vitesse de l'écoulement amont*

La vitesse est l'un des paramètres constituant le coefficient de portance, de là vient toute son importance. Sa détermination découle du principe de Bernouilli et de la conservation de la pression totale dans toute section transversale à l'écoulement (lignes de courant fluide). De ce fait, on calcule la différence de pression statique entre l'entrée de la section d'essai et une section à plus basse vitesse en amont de l'entrée de la section d'essai. La pression à l'entrée de la section d'essai est donnée par la moyenne de trois pressions recueillies à l'aide de trois tubes de Pitot situés respectivement sur la paroi supérieure et sur les deux parois latérales de la soufflerie.

Par le principe de Bernouilli, la différence des pressions statiques (Section d'essai - Section basse vitesse) donne la pression dynamique dans la section d'essai qui on le sait est directement proportionnelle au carré de la vitesse. C'est la technique expérimentale de détermination de la vitesse de l'écoulement d'air qui nécessite une calibration préalable avec tube de Pitot.

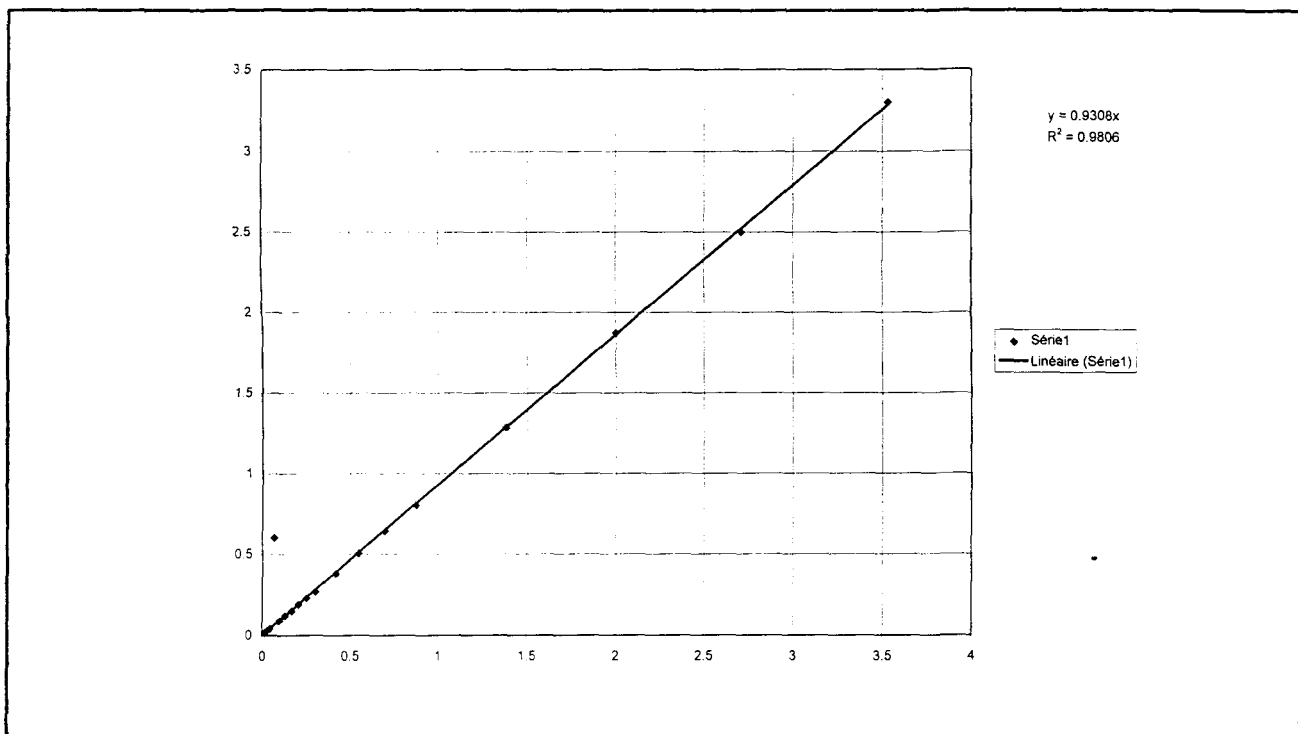
La différence de pression en pouce d'eau ( $\Delta P$ ) est reliée à la vitesse d'un écoulement par la relation suivante:

$$U = 20,43 \cdot \frac{\sqrt{5,752 \cdot (\Delta P)}}{\rho_a}$$



Lors de la calibration on effectue une série de deux mesures de différence de pression en pouce d'eau ( $\Delta P$ ) où l'on note  $\Delta P$  acquisé par l'ordinateur ( $\Delta P$  machine) et celui par un tube de Pitot placé à l'entrée de la section d'essai ( $\Delta P$  réel). Nous effectuons une corrélation des deux différentes mesure (voir page suivante) et concluons sur un facteur de correction qui est de 0,9308 tel qu'indiqué sur la figure 5.1.

FIGURE 5.1: Correction sur les vitesses



Nous obtenons comme équation:

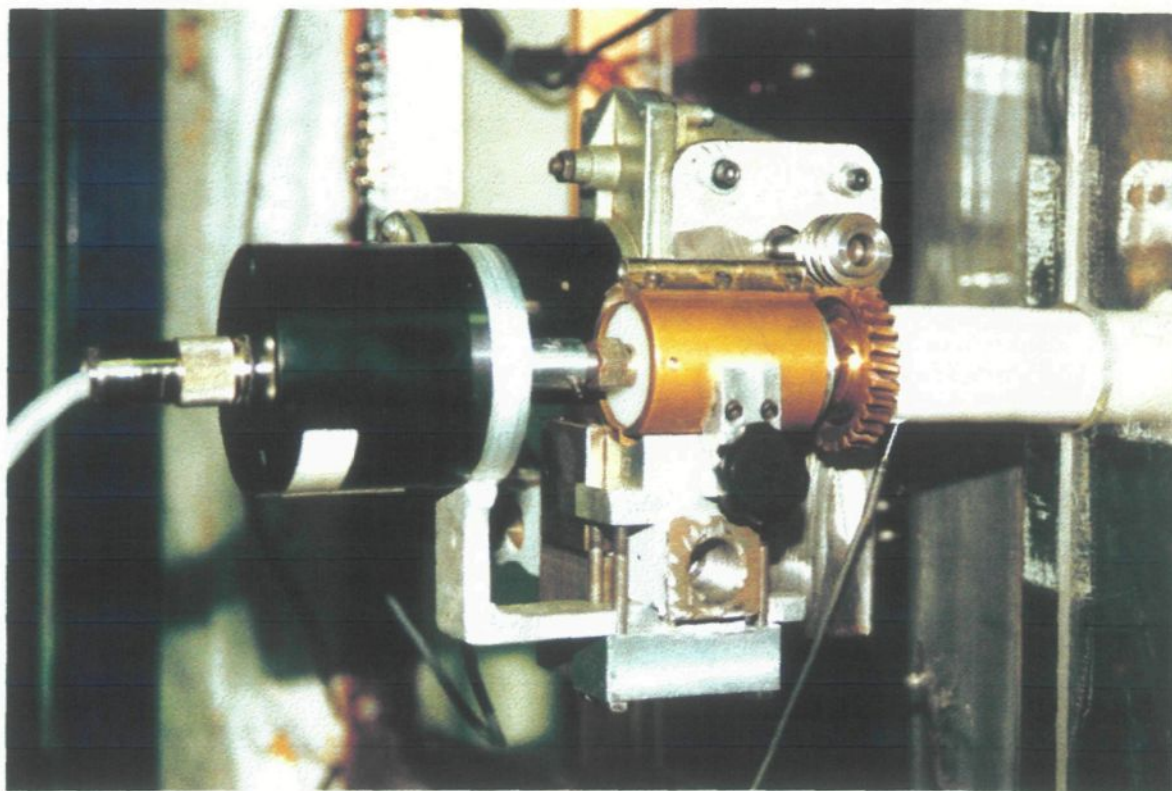
$$U = 20,43 \cdot \frac{\sqrt{5,752 \cdot 0,9308 \cdot (\Delta P)}}{\rho_a} \quad (5.1)$$

### 5.1.2: Angle d'attaque

La rotation de l'aile est assurée par un petit moteur DC mis en action à l'aide d'une source d'alimentation. Le mécanisme figure sur la photographie 5.1. La vitesse de rotation est contrôlée par l'ajustement de la tension aux bornes du moteur. L'acquisition de la vitesse de rotation se fait au moyen du logiciel qui calcule une variation d'angle sur une certaine période. Cette vitesse de rotation est affichée à l'écran et est ajustée de notre part.

La mesure de l'angle d'attaque est faite par un encodeur optique. Cet appareil a une sortie sur onze canaux qui sont combinés par une carte d'acquisition qui nous rend directement un angle en degrés. Cet encodeur est à l'extrême gauche de la photographie 5.1.

PHOTOGRAPHIE 5.1: Mécanisme de rotation de l'aile

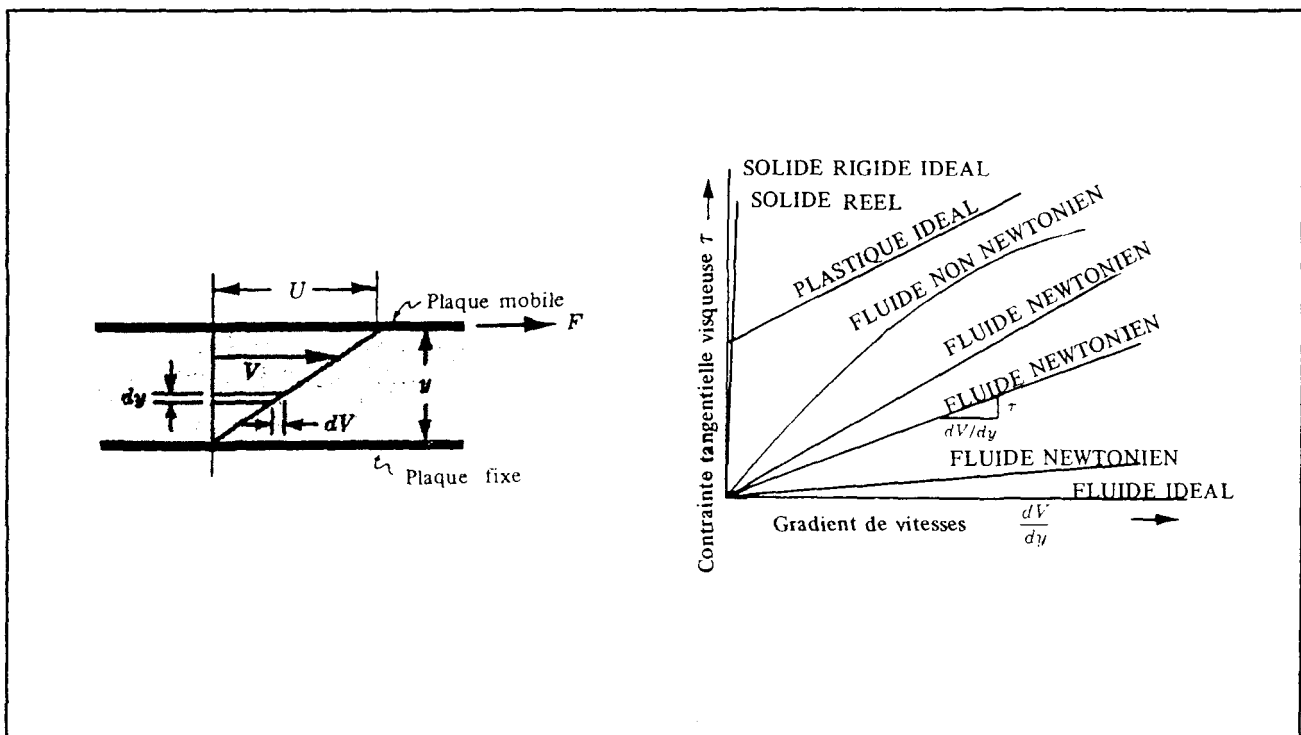


## 5.2: Description des fluides testés

Le paramètre essentiel dans la caractérisation d'un fluide est certes sa viscosité. Cette dernière indique la résistance qu'offre le fluide à se déplacer sous l'action d'une contrainte extérieure. On peut lier la contrainte tangentielle sur un matériel au gradient de vitesse orthogonal ainsi produit:

$$\tau = \eta \frac{dV}{dy} \quad (5.2)$$

FIGURE 5.2: Rhéologie des matériaux



Pour un fluide newtonien (Fluide à forte teneur en glycol (80% minimum)), cette équation est traduite par une droite où la pente représente la viscosité et cette dernière est constante (Fluide de Type I).

Pour un fluide non-newtonnien (teneur en glycol de 50% et moins), on voit bien que cette viscosité varie en fonction de la contrainte tangentielle de cisaillement (Fluide de type II et IV)

On utilise des fluides non-newtonniens pour la raison suivante. Pour de faibles cisaillements (L'avion attend au sol avant le décollage), on a une grande viscosité ce qui permet une plus grande épaisseur de fluide sur toute la surface portante ce qui donne une meilleure protection contre le givre. Lors de l'accélération au sol jusqu'au moment du décollage, il y a augmentation de la contrainte tangentielle visqueuse à la surface du fluide protecteur donc ce dernier voit diminuer sa viscosité et de ce fait il peut s'évacuer plus facilement de l'aile avec toute la précipitation qui s'y est diluée ce qui entraîne une surface relativement propre à ce stade crucial du décollage.

Comme il fut recommandé dans l'étude préliminaire (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995), les fluides que l'on utilise sont des fluides commerciaux certifiés d'où le grand intérêt des résultats obtenus. Voici une description des fluides en cause. Il est à noter que ces fluides ne furent pas cisailés préalablement. Ce processus est une technique utilisée afin de tenir compte du cisaillement que subit le fluide lorsqu'il est appliqué sur les ailes réelles.

TABLEAU 5.1: Description des fluides

Identification	Nom commercial	Type	Producteur
1	ABC - 3	II	Kilfrost (Arco)
2	Forty Below	II	Octagon
3	Ultra +	IV	Union Carbide

Une quantité de chaque fluide est préalablement embouteillée et mise en phase de refroidissement au congélateur quelques temps avant les tests. Nous remarquons à première vue que le fluide 3 semble extrêmement visqueux aux basses températures.

### **5.3: Procédures de tests**

Il nous apparaît important de nous attarder à ce stade-ci à la description des procédures utilisées lors des essais en soufflerie. Nous devons effectuer trois types de tests d'où la nécessité de trois types de procédures:

- Test à sec (Dry test (DT))
- Test en dilution homogène (DH)
- Test en dilution dynamique (DD)

#### **Sous-procédure de mise à zéro de l'angle**

C'est une étape importante préalable aux tests de pertes de portance car la position du zéro situe le point de départ de nos courbes de portance.

On doit d'abord ajuster à l'oeil et manuellement l'aile à  $0^\circ$  sur les marques faites sur un mur de séparation à l'aide du contrôleur de l'angle. Une fois cela fait, nous devons noter le zéro de portance apparaissant à l'écran. Par la suite, on doit monter manuellement la vitesse de la soufflerie dans les alentours de 40 m/s. À ce stade-ci, on doit ajuster manuellement l'aile par l'intermédiaire du contrôleur de façon à obtenir le zéro de portance préalablement noté pour une vitesse nulle (les faibles changements de distribution de la masse de l'aile n'influencent pas suffisamment le zéro). Ceci correspond à l'angle d'attaque nul car le profil est symétrique. En dernier lieu, on arrête le déplacement d'air.

### Sous-procédure de dilution homogène

Cette procédure a pour but d'effectuer une dilution homogène de la précipitation, donc de l'eau dans un fluide protecteur.

Selon le taux désiré de dilution, on verse dans un cylindre gradué de 500 ml la quantité d'eau déterminée à la section 4.3 avant de compléter le volume de 500 ml avec de l'eau distillée. On transfère la mixture dans un bécher afin d'en faciliter la manipulation. Tout en s'assurant que la vitesse de l'écoulement est d'approximativement 2 m/s (vitesse permettant de maintenir la température adéquate dans la section d'essai sans pour autant favoriser l'évacuation du fluide), on appose le mélange sur l'aile et on régularise l'épaisseur 1,5 mm à l'aide de l'épandeur. Cette épaisseur qui est au-delà de l'épaisseur seuil (El Akkad, 1993) implique que la perte de portance sera indépendante de l'épaisseur de fluide appliqué. Finalement, on ferme les cloisons et l'on attend 5 minutes afin de permettre une stabilisation de la température du film à la température de test (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995).

### Sous-procédure de dilution dynamique

Cette procédure a pour but d'effectuer une dilution dynamique de la précipitation, donc à l'aide d'un gicleur dans un fluide concentré.

En premier lieu, on ajuste le chronomètre aux temps désirés. Ensuite, on entre par la section d'essai afin d'aller chauffer à l'aide du séchoir la tête du gicleur afin de dégeler le tout. On positionne le système d'évacuation de l'eau (photo 5.2). À partir de ce moment, il ne faut pas arrêter l'alimentation en eau car le système règlera d'où l'utilité du système d'évacuation. À ce stade-ci, on étend le fluide concentré et on régularise son épaisseur à l'aide de l'épandeur 1,05 mm pour 30% de dilution et 1,23 mm pour 15 % de dilution, s'assurer que la soufflerie est à 2 m/s et refermer la cloison. Pour ce qui est de la génération de la précipitation, positionner manuellement l'aile à -5° afin de faciliter l'uniformité de précipitation, retirer le système d'évacuation de la bruine, et laisser pulvériser le temps nécessaire.

### 5.3.1: Procédure de test à sec (Dry test)

Ce premier type de test se déroule sans fluide ni précipitation d'où la connotation de « à sec ou « Dry » ». Ce type de test sert de référence comparative par rapport au divers tests de dilution. Voici le déroulement:

1. Effectuer la sous-procédure de mise à zéro de l'angle
2. Attendre la stabilisation de la température (15 minutes à 10 m/s avec un point cible d'environ 2°C sous la cible désirée pour le régulateur de température)
3. Faire la mise à zéro (Si nécessaire faire un ajustement fin avec le conditionneur de signaux)
4. Mettre l'aile en mode de rotation automatique à l'aide du commutateur
5. Simuler un décollage à l'aide du logiciel
6. Visualiser la courbe de portance ainsi que les résultats numériques.

La durée maximale de ce genre de test est de 20 minutes.



### *5.3.2: Procédure de test en dilution homogène*

1. Effectuer la sous-procédure de mise à zéro de l'angle
2. Attendre la stabilisation de la température (15 minutes à 10 m/s avec un point cible d'environ 2°C sous la cible désirée pour le régulateur de température)
3. Effectuer la sous-procédure de dilution homogène
4. Faire la mise à zéro (Si nécessaire faire un ajustement fin avec le conditionneur de signaux)
5. Mettre l'aile en mode de rotation automatique
6. Simuler un décollage à l'aide du logiciel
7. Visualiser les résultats
8. Nettoyer la surface l'aide de papiers absorbants et d'éthanol si nécessaire

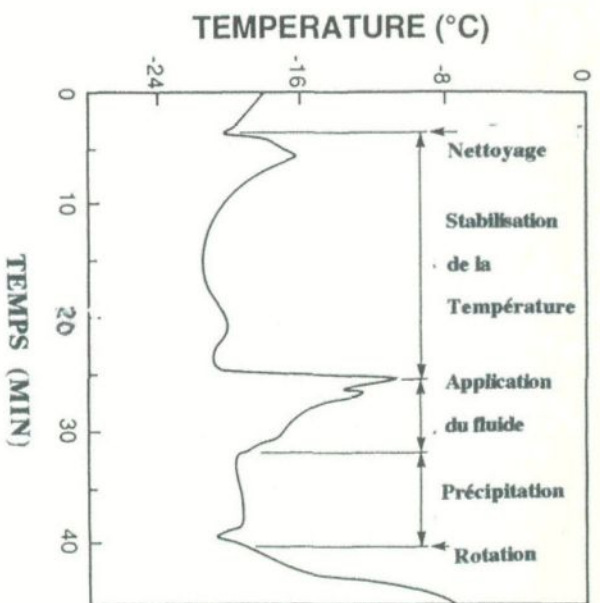
La durée typique de ce genre de test est de 30 minutes.

### 5.3.3: Procédure de test en dilution dynamique

1. Effectuer la sous-procédure de mise à zéro de l'angle
2. Attendre la stabilisation de la température (15 minutes à 10 m/s avec un point cible d'environ 2°C sous la cible désirée pour le régulateur de température)
3. Effectuer la sous-procédure de dilution dynamique
4. Faire la mise à zéro (Si nécessaire faire un ajustement fin avec le conditionneur de signaux)
5. Mettre l'aile en mode de rotation automatique
6. Simuler un décollage à l'aide du logiciel
7. On dispose d'environ 5 secondes afin de retirer la tige d'évacuation de la précipitation car on veut perturber le moins possible le profil de vitesse. Il est à noter qu'aux hautes vitesses, l'eau ne vient pas se déposer sur l'aile ou si peu car elle passe au-dessus de cette dernière
8. À la fin de la simulation remettre la tige d'évacuation
9. Visualiser les résultats
10. Nettoyer la surface à l'aide de papiers absorbants et d'éthanol si nécessaire

La durée typique de ce genre de test est de 45 minutes. On peut regarder l'évolution typique de la température (figure 5.3) au cours d'un tel test afin de valider les divers temps de stabilisation insérés dans les procédures (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995).

FIGURE 5.3: Évolution typique de la température lors d'un test



PHOTOGRAPHIE 5.2: Mécanisme d'évacuation de l'eau



## **5.4: Les Pertes de Portance**

### *5.4.1: Résultats au températures froides (~ -20°C)*

#### **5.4.1.1: Résultats avec lissages de courbes**

Il y a certains désavantages intrinsèques au lissage de courbe. Le premier réside dans la globalité de la méthode, c'est-à-dire que les points aux bas angles influencent ceux à proximité de l'angle de décrochage. De plus, cette technique ne permet pas de contrecarrer l'action parasite de la fréquence de résonance de la soufflerie. On effectue tout de même le lissage afin de se donner une idée des pertes de portance. On confirmera les résultats par la technique de la moyenne mobile à intervalle variables lors de la prochaine sous section.

Selon l'étude préliminaire (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995), c'est à cette température que l'on suspecte de quantifier des pertes de portance accrues dues au mode de dilution dynamique. En effectuant un lissage polynomial d'ordre 2 tel que spécifié à la section 2.5, on obtient les courbes de portance qui sont à la figure 5.4.

Chacun des quatre graphiques représenté contient trois courbes qui sont respectivement un test à sec (DT), un test en dilution homogène (DH) et un test en dilution dynamique (DD) et ce pour un même fluide. Dans le cas du lissage, on s'intéresse à la perte de portance à  $C_{Lmax}$ :

$$\frac{\Delta C_L}{C_L} = \frac{C_L \max(sec) - C_L \max(fluide)}{C_L \max(sec)} \quad (5.3)$$

Le seuil de sécurité à ne pas outrepasser en ce qui a trait aux pertes de portance est de 5% (Bouchard, Laforte & Louchez, 1995)

Les courbes de portance sont répétitives. Pour le test à sec, il y a variation du coefficient de portance maximal en deçà de 1% au cours de trois tests comparatifs.

FIGURE 5.4: Résultats obtenus par lissage polynomial sur les pertes de portance à basse température

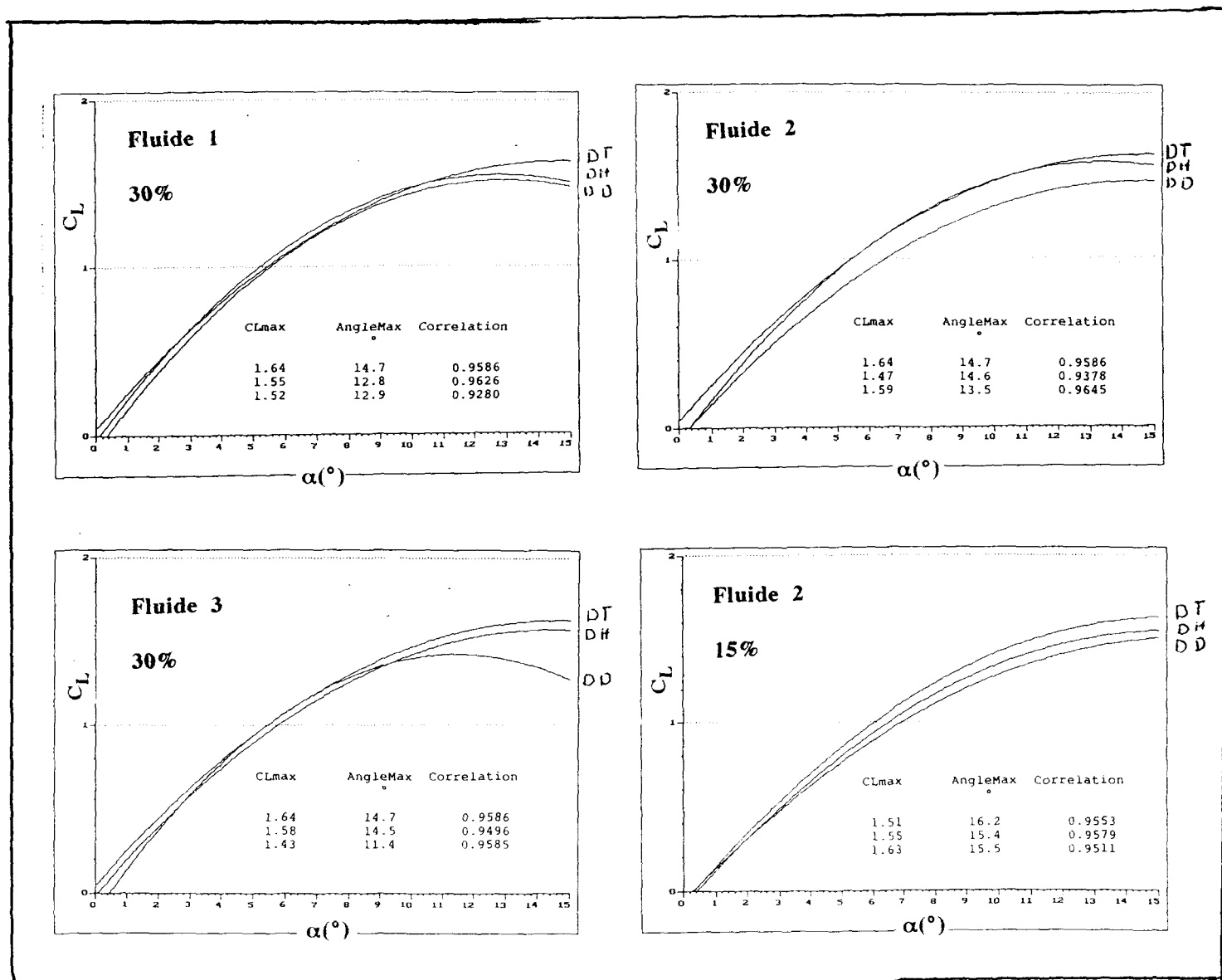


TABLEAU 5.2: Pertes de portance à  $C_{lmax}$  à -20°C et 30% de dilution par lissage de courbes

Identification du fluide	Perte de portance à $C_{lmax}$ en dilution dynamique (%)
<i>1</i>	7,3
<i>2</i>	10,4
<i>3</i>	12,8

On remarque les éléments suivants :

- En dilution dynamique et ce pour les trois fluides commerciaux, les pertes de portances en dilution dynamique sont inacceptables au point de vue des normes de sécurité (> 5%).
- Pour le cas du seul fluide testé à deux taux de dilution, la perte de portance est fonction du taux de dilution dans le sens qu'elle s'accroît avec ce dernier
- Dans le cas du fluide 3, nous remarquons une diminution de l'angle de décrochage de l'ordre de 2° pour le test en dilution dynamique par rapport à celui à sec.
- Le coefficient de portance maximal de référence en vol réel est celui du test à sec et est de 1.79.

#### **5.4.1.2: Résultats avec la moyenne mobile à intervalle variables**

Cette technique décrite à la section 2.6.3 permet de remédier aux faiblesses du lissage de courbe. De ce fait, c'est cette section et non la précédente qui sert de référence sur les pertes de portance. Les résultats obtenus pour des angles d'attaque caractéristiques à un décollement sont représentés au tableau 5.3 et également sous forme graphique à la figure 5.5. Il est à noter que les coefficients de portance sont ceux associés au vol réel car ils ont été corrigés afin de tenir compte des effets de paroi. Voici les conclusions tirées.

En dilution homogène, le fluide 2 semble mieux s'évacuer; car vers 7 ou 8°, on retrouve des coefficients de portance de l'ordre du test à sec. De plus, on remarque que tous les coefficients de portance sont inférieurs à leur homologue du test à sec, mis à part celui du fluide 2 à 8° qui est du même ordre que le test à sec.

En dilution dynamique, tous les coefficients de portance sont inférieurs à leur homologue du test en dilution homogène. Le fluide 1 fleurte avec la limite de sécurité de perte de portance (5%) mis à part les angles de 3-4-5° où il dépasse cette limite. Le fluide 2 outrepassa à tout angle la limite de sécurité. Le fluide 3 fleurte également avec la limite de sécurité mis à part les angle de 3-5° où il dépasse cette limite.

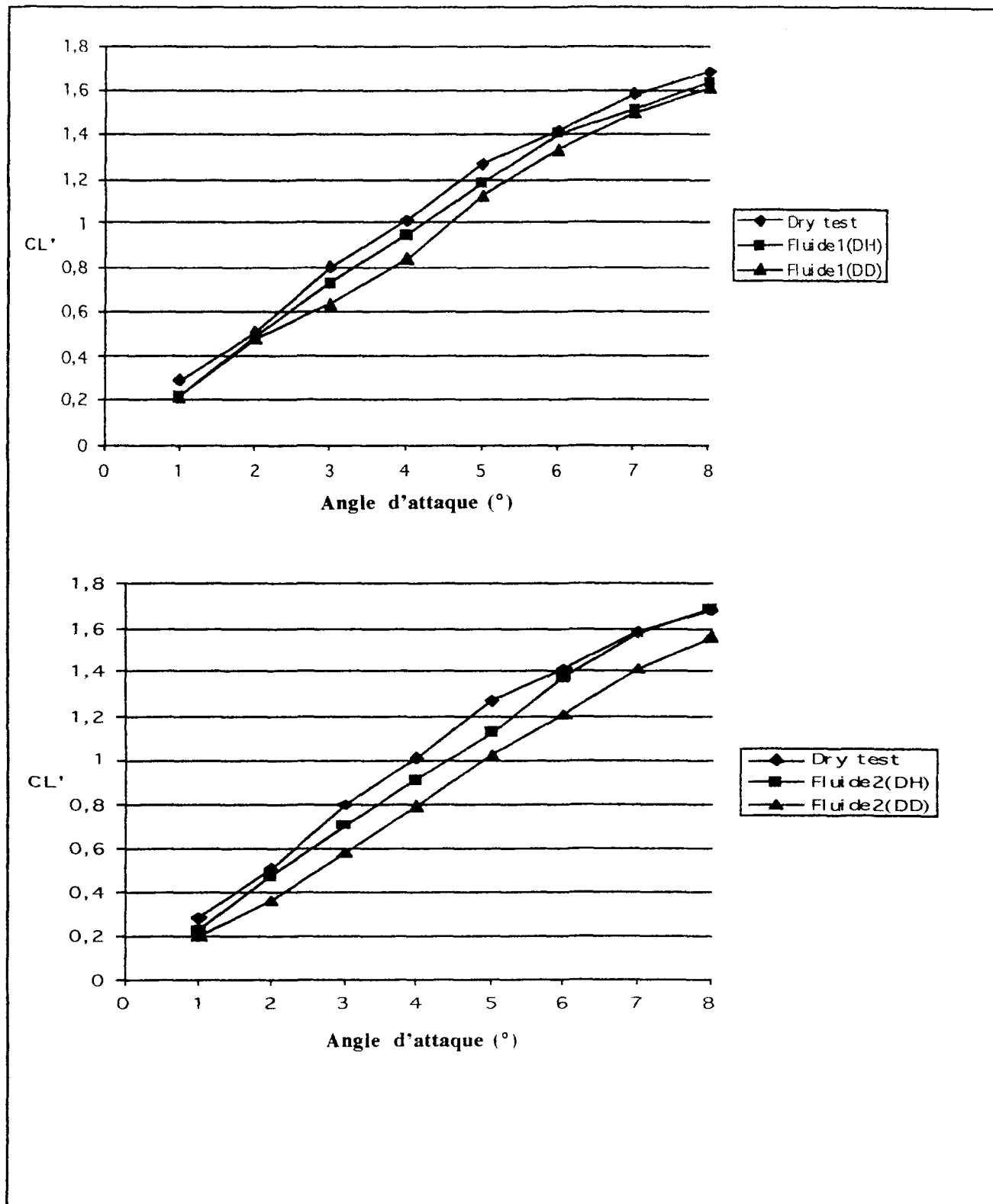
TABLEAU 5.3: Coefficients de portance réels à -20C et 30% de dilution par la technique de la moyenne mobile à intervalle variable

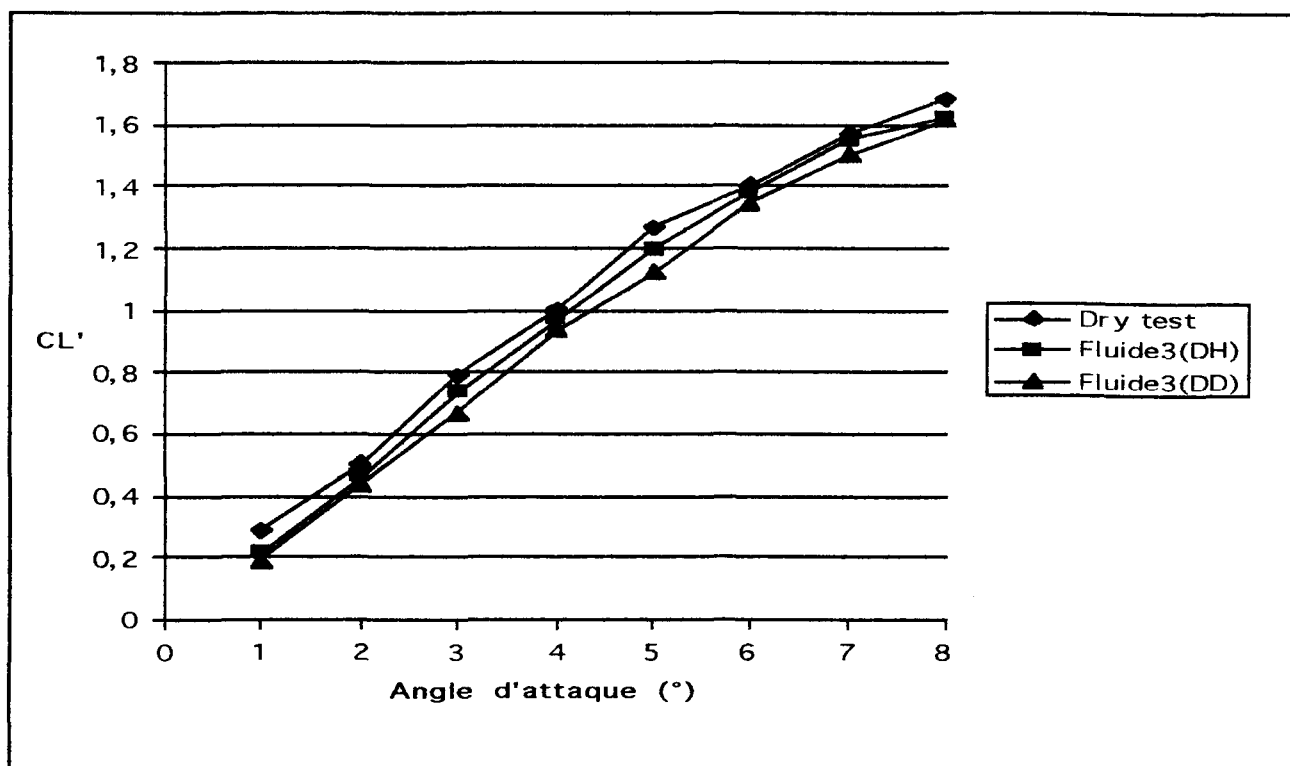
		1°		2°		3°		4°		5°		6°		7°		8°	
		C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp	C' <sub>L</sub>	pp
Test à sec		0,286	-	0,508	-	0,795	-	1,007	-	1,269	-	1,413	-	1,579	-	1,682	-
Fluide 1	DH	0,221	3,8	0,489	1,1	0,726	4,2	0,950	3,4	1,184	5,1	1,400	0,8	1,509	4,2	1,637	2,7
	DD	0,220	3,9	0,479	1,8	0,631	9,7	0,840	9,9	1,124	8,6	1,327	5,1	1,491	5,6	1,610	4,3
Fluide 2	DH	0,226	3,6	0,469	2,3	0,704	5,5	0,910	5,8	1,123	8,7	1,371	2,5	1,573	0,4	1,692	-0,6
	DD	0,203	4,9	0,361	8,8	0,584	12,6	0,789	13,0	1,024	14,6	1,205	12,4	1,417	10,2	1,558	7,3
Fluide 3	DH	0,216	4,1	0,460	2,9	0,739	3,4	0,975	1,9	1,200	4,3	1,389	1,4	1,552	1,7	1,630	3,1
	DD	0,192	5,6	0,438	4,2	0,670	7,5	0,940	4,0	1,129	8,3	1,355	3,4	1,505	4,7	1,619	3,7

\*pp: Perte de portance par rapport au test à sec



FIGURE 5.5: Pertes de portance à -20°C et 30% de dilution par moyenne mobile





Pour ce qui est des pertes de portance à  $C_{lmax}$ :

TABLEAU 5.4: Pertes de portance à  $C_{lmax}$  à  $-20^{\circ}C$  et 30% de dilution avec moyenne mobile

Identification du fluide	Perte de portance à $C_{lmax}$ en dilution dynamique (%)
1	12,9
2	9,8
3	15,0

On remarque:

- Le lissage de courbe atténue les valeurs de portance à l'angle d'attaque maximal. En effet, ce dernier est de 2,19 par moyenne mobile comparativement à 1,79 par lissage. Sachant que la perte de portance est un écart de portance, les résultats sont respectivement valables à leur référence.
- Les pertes portances vérifiées pour les trois fluides en dilution dynamique sont au-dessus de 5%, soient largement inacceptables au point de vue des normes de sécurité.
- L'angle de décrochage en dilution dynamique pour le fluide 3 semble diminuer de  $\alpha$  approximativement. Cette observation est faite également par lissage de courbe.

#### 5.4.2: Résultats à température tempérée ( $\sim -10^{\circ}\text{C}$ )

À cette température, on s'attend à de très faibles voir quasi-nulles pertes de portance. On a effectué des tests à l'aide du fluide 2 et ce pour un taux de dilution de 30% qui s'avère la condition extrême pour cette température. Nous avons remarquer entre le test à sec et le test en dilution dynamique une perte de portance de  $(1,80-1,77)/1,80 * 100 = 1,7\%$  ce qui est beaucoup moindre que 10,4% pour le test à  $-20^{\circ}\text{C}$ . On déduit, tel qu'il est suggéré dans l'étude préliminaire (Bouchard, Laforte & Luchez, 1995), que les pertes de portance à  $-10^{\circ}\text{C}$  sont amplement dans les normes de sécurité et on ne parvient pas à cette température à distinguer nos deux taux de dilution ainsi que le mode de dilution.

### *5.4.3: Interprétation physique des pertes de portance*

Nous remarquons qu'il n'y a pas de pertes de portance significatives pour le fluide étudié à la température de  $-10^{\circ}\text{C}$ . À ce stade, la viscosité du fluide n'est pas suffisamment basse et il s'échappe relativement bien de l'aile lors du décollage. De plus en dilution dynamique, nous ne remarquons aucune structure particulière à la surface du fluide lors de la précipitation. En effet, les gouttelettes se diffusent dans le fluide avant qu'elles n'atteignent le point de congélation; il se produit au sein de la dilution de la précipitation dans le fluide une réaction exothermique élevant la température effective du mélange.

Pour ce qui est des tests à  $-20^{\circ}\text{C}$ , nous remarquons à la surface fluide, la congélation de la précipitation en une mince strate ce qui a pour effet de créer une genre de bouillie de glace superficielle. L'énergie dégagée par la chaleur latente de solidification est largement supérieure à la forme de chaleur décrite au paragraphe précédent. Pourtant il y a tout de même congélation car cette énergie est facilement contrebalancée par la convection de l'air ambiant.

Cette bouillie crée un état de rugosité additionnel par rapport à celui associé à un fluide sans bouillie. Ce phénomène rend plus difficile l'évacuation du fluide. Autrement dit, la bouillie crée une perturbation accrue de la couche limite turbulente au dessus du film fluide qui a pour conséquence d'augmenter la pression sur l'extrados de l'aile. La pression d'intrados restant intacte, Il y a donc une plus petite différence de pression entre l'intrados et l'extrados d'où la perte accrue de portance de la dilution dynamique par rapport à la dilution homogène.

Nous remarquons également une légère accumulation de glace au devant de l'aile du fait que la précipitation provient d'amont et qu'il y a forte courbure au bord d'attaque. Par contre, cette couche s'élimine rapidement lors de l'accélération de l'air.

## 6

# Conclusions

La première étape qui s'avère cruciale dans le développement est la mise en place d'une balance aérodynamique. Les divers résultats obtenus quant à la stabilité du zéro et les mesures de portance en milieu bruyant permet d'affirmer sans nul doute de l'efficacité de l'instrument de mesure. Elle revêt également d'autres utilités. En variant l'intervalle de calibration, nous pouvons utiliser la balance à d'autres fins telles; le calcul de la traînée sur un cylindre fixe (calibration pour la traînée uniquement), masse de glace s'accumulant sur une structure, etc... Il y a également la possibilité d'ajouter une unité de filtration afin de rayer le plus possible les fréquences parasites indésirées afin de se retrouver avec un signal relativement dépourvu de fluctuations.

Le système de gicleur actuel répond bien à la demande quoique, en vertu de sa position, il ne peut générer une précipitation complètement uniforme dans la direction de l'écoulement. Une solution intuitive serait de placer le gicleur au-dessus de la paroi supérieure de la section d'essai et l'eau passerait par une petite incision dans la paroi. Cette mesure permettrait une plus grande uniformité. Toutefois avec cette méthode, le temps de séjour des particules ne serait pas suffisamment long pour assurer l'équilibre thermique.

D'un autre côté, il y a la bidimensionnalisation du modèle. En effet, l'implantation de murs de séparation a permis de réduire les interférences causées par les parois latérales. Si le principe est appliqué à d'autres modèles d'aile, il peut s'avérer adéquat d'utiliser un matériau transparent tel le Plexiglas pour les construire afin de faciliter la vision latérale du modèle. Pour leur part, les interférences dues aux parois horizontales furent incluses dans nos calculs par le traitement de nos coefficients de portance par les modalités de corrections édifiées au chapitre 3.

Après plusieurs essais et tests de validation, le logiciel d'acquisition permet une bonne latitude quant à l'acquisition des données, le traitement à posteriori des données, la variation des paramètres de test, et le contrôle semi-automatisé des tests.

Avant de conclure sur les pertes de portance, en vertu des phénomènes suivants qui comme dans bien d'autres essais sont présents, on est forcé de nuancer les résultats obtenus:

1. La petitesse du modèle
2. L'absence des effets tridimensionnels tel le balayage latéral (swept wing)
3. La simulation de bruine et non de pluie verglaçante
4. L'épaisseur de fluide par rapport à la dimension de l'aile ne peut être proportionné. L'épaisseur de fluide restera la même dans chaque situation, que ce soit le modèle réduit ou l'aile grandeur nature.

Pour ce qui est des pertes de portance, on conclue que:

1. Le modèle par lissage de courbe obtient un haut niveau de corrélation (95%). Toutefois, la globalité de cette méthode ne sait représenter parfaitement la portance près de l'angle de décrochage et implique une atténuation des valeurs de portance.
2. La moyenne mobile à intervalle variables s'avère la technique d'interprétation des données la plus adéquate en vertu du fait que cette méthode locale élimine l'effet de la résonance de la soufflerie. Cette technique est la référence d'analyse de l'étude.
3. Les résultats obtenus pour des angles retrouvées lors de décollage (1 à 8°) démontrent une perte accrue de portance pour la dilution dynamique en comparaison à la dilution homogène pour chaque fluide à un taux de dilution de 30% à -20°C. À -10°C, Il n'y a pas de pertes de portance significative par rapport au test à sec.
4. Pour les trois fluides commerciaux utilisés, les pertes de portance à  $C_{Lmax}$  dépassent largement la norme de sécurité de 5 %.

Ces résultats démontrent l'efficacité des produits antigivres dans bon nombre de conditions. Toutefois, des restrictions d'utilisation doivent être émises dans certains cas extrêmes où les propriétés des fluides protecteurs ne suffisent plus à combattre les dommages engendrés par les conditions climatiques. Ces situations de forte contamination à basse température se présentent plutôt rarement dans notre climat, mais je suis certain que par un de ces soirs, les passagers apprécieront qu'on annule leur envol au lieu d'être la manchette du journal de 11 h ...



## Bibliographie

Avril,

Encyclopédie d'analyse des contraintes

Micromesures, 1982.

Batchelor,

Interference on wings, bodies and airscrews in a closed tunnel

A.C.A.5, 1944

Bouchard, Laforte, Louchez,

Wind tunnel study of lift reduction on a Wing section covered with anti-icing fluid in supercooled precipitation

Journal canadien d'aérospatial, vol 41, décembre 1995

Carbonaro,

Experimental study of the aerodynamic characteristics of a two dimensional wing model covered with de / anti-icing fluid during a simulated take off at subfreezing temperature

Bruxelles, rapport août 1986

Crites, Steinle,

Wall interference methods for subsonic wind tunnel

33rd Aerospace sciences meeting and exhibit, 9-12 janvier 1995

Cruse, Zierten,

Boeing / Association of European airlines (AEA). Evaluation of the aerodynamic effects of aircraft ground de / anti-icing fluids

Texas, Août 14-18, 1988

Dupuis, Légaré,

Dictionnaire de synonymes et antonymes

Les éditions Fides, 1975

El Akkad Adil,

Étude comparative des perturbations de la couche limite et de la portance, sur plaque plane et sur modèle d'aile, en présence de fluides dégivrants

Mémoire présenté à l' UQAC dans le cadre de la maîtrise en ingénierie,

Septembre 1993

Flechniakoska,

Aérodynamique et mécanique du vol

Éditions Eyrolles, 1970.

Gerhart, Gross, Hochstein,

Fundamentals of fluid mechanics

Addison Wesley, 1992

Giles,

Mécanique des fluides et hydraulique

Série Schaum, 1991

Glauert,

Wind tunnel interference on wings, bodies and airscrews

R&M 1544 + 1566, 1933

Kuroiwa,

Icing and Snow Accretion on Electric Wires

CRREL, New Hampshire, Report 123, Janvier 1965

Laforte,

Technologie de l'environnement nordique

Notes de cours, automne 1996

Laforte, Bouchard, Louchez

Aircraft Take-off Laboratory Simulation for De/anti-Icing Study

Journal canadien d'aérospatial, vol 38, decembre 1992

Landau, Lifschitz,

Mécanique des fluides

MIR, 1971

Linslay, Kohler, Paulhus,

Hydrology for Engineers

Mc Graw Hill, 1982

Lock,

The Interference of a Wind Tunnel on a Symmetrical Body

R&M 1566, 1929

Pankhurst, Holder

Wind Tunnel Technique

Sir Isaac Pitman & Sons Ltd, 702 p, 1968

Rasmussen, Côté, Knight, Moose, Kuperman,

Preprints of 6th Conference on Aviation Weather Systems

Dallas, janvier 1995

Rey, Rey-Debove

Le nouveau petit Robert (Dictionnaire Français)

1993

Runyan, Zierten, Hill,

Flight and wind tunnel investigations of aerodynamic effects of aircraft  
de / anti-icing fluids

Agard, papier # 24, France, mai 8-11, 1989

Runyan, Zierten, Hill,

Aerodynamic effects of de-icing fluids

Document Boeing, Seattle, Oct-Dec 1989

SAE international,

Aircraft ground de-icing conference proceedings

Society of automotive engineers, 1989

Wang, Bernardin, Laforte,

Aircraft flow-off Performance of De/anti-icing fluid during take-off  
under cold precipitation

International icing symposium 95, Montreal, 18-21 septembre 1995

## **Annexe 1: Historique**

Une certaine forme de respect envers le domaine auquel on s'intéresse est certes de se rappeler par quelques lignes, ceux qui furent les pionniers dans le domaine.

### *À travers les temps*

Avant l'aube du dix-huitième siècle, le savoir collectif en ce qui attrait aux propriétés du vent semblait fort dénudé. En effet, les gens de l'époque n'en savait guère plus que le rafraîchissement qu'il procure au contact de la peau lors d'une chaude journée de canicule où par l'effet d'entraînement qu'il impute à la flamme lors d'une frisquette soirée automnale. Certes inspirés par le vol des oiseaux, Icaru et Baldud tentèrent instinctivement d'imiter les volatiles mais leur tentatives n'eurent rien de vraiment convaincant ni de scientifique.

Chez les Grecs anciens, l'air apparut au même titre que la terre, l'eau et le feu comme l'un des quatres composants essentiels de tout ce qui est. L'avènement par la science de nouveaux éléments constitutifs de la matière n'avait rien pour impressionner les disciples d'Athènes qui voyaient dans l'air, le souffle primordial, celui qui cavale sans halte, des poumons à la vie. Malgré toute leur compassion envers cet élément, ces derniers contribuèrent bien peu à l'évolution du savoir sur le fameux fluide où tout baigne.

Pour sa part, le célèbre Aristote croyait que lorsqu'un corps se déplaçait, l'air amont dans sa grande galanterie, laissait place au vide afin de permettre au corps de voyager sans jamais se lasser. D'un autre oeil, De Vinci dessina un premier prototype d'hélicoptère sans connaître les forces aérodynamiques, seulement par sa grande ingéniosité. De plus, quelques une de ses fresques illustrent sa conscience envers un phénomène bien mal connu encore aujourd'hui : la turbulence.

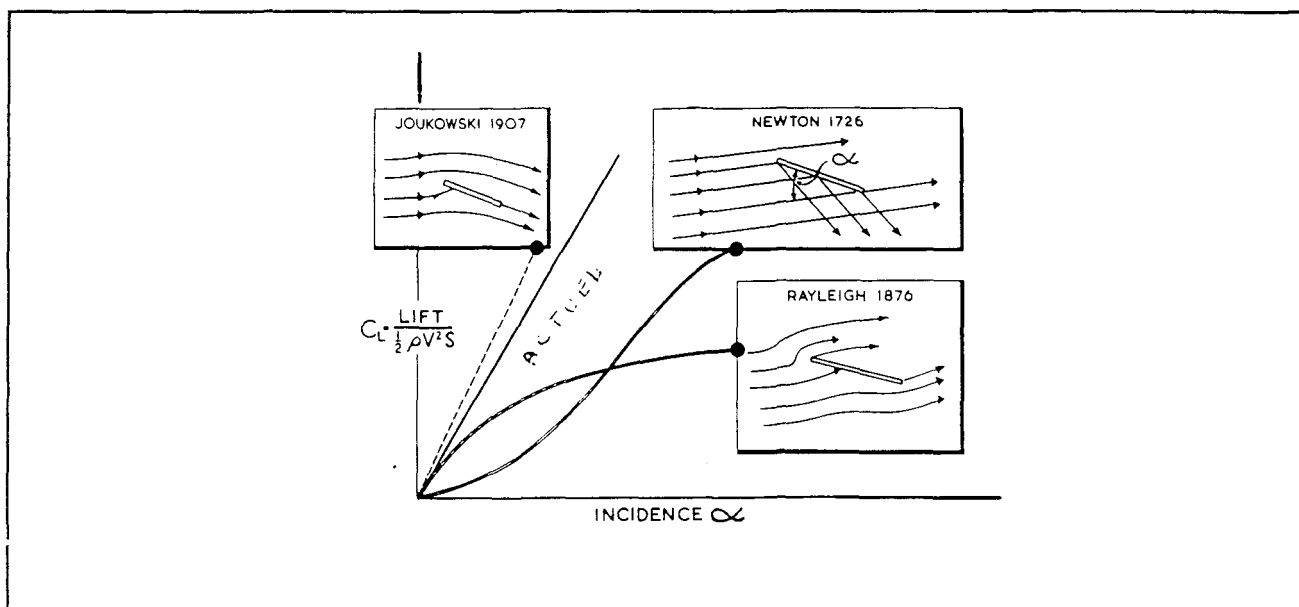
La première théorie sérieuse sur la résistance de l'air fût proposée par Newton en 1726. Il conclut que l'air et l'eau avaient des comportements similaires en écoulement autour des corps et que la résistance qu'ils opposent au mouvement dépendait de la densité, de la vitesse et de la géométrie du corps. Ces premières notions animèrent l'intérêt car on voyait des applications immédiates pour les moulins à vent, la balistique et les ballons volants en plein essors à cette époque. Ces quelques avènements ne florissaient toutefois pas d'une rigoureuse démarche scientifique mais plutôt d'une patience liée au progrès par essais et erreurs.

À l'orée du dix-huitième siècle, nous assistons à la naissance des techniques expérimentales de mesure en aérodynamisme. Le pionnier dans le domaine est un anglais du nom de Benjamin Robins qui instaura deux nouveaux dispositifs de mesure. Le premier est une forme de bras rotatif au bout duquel on fixe l'objet d'étude. La résistance que ce dernier oppose au mouvement circulaire se traduit par une variation de vitesse angulaire du système ce qui permet de classer divers objets selon leur niveau de résistance au déplacement. Ce système permit de découvrir la variation de la traînée pour une plaque plane en fonction de l'angle d'attaque. En second lieu un classique pendule balistique permet de déterminer la friction de différents blocs de matériau dans l'air et nous introduit au fait que la résistance augmente d'autant plus que l'on se rapproche d'un écoulement sonique.

Au seuil du dix-neuvième siècle, l'aérodynamisme prend de l'importance quant à son utilisation quoique primale dans le domaine de la construction d'édifices et de ponts ainsi que dans le déplacement supersonique des diverses ogives d'artillerie. Chaque branche de l'aérodynamisme porte une évolution jonchée de succès et d'échecs, une rocambolesque progression tout au long des deux derniers siècles. Attardons nous plus attentivement sur un embranchement particulier du vaste domaine qui se veut la portance engendrée sur une plaque inclinée baignant dans un fluide en mouvement.

Les postulats de Newton reposait sur la considération que l'air était représenté par de petites boules rebondissant élastiquement sur la plaque lui transmettant par le fait même une quantité de mouvement générant la portance. Sa théorie sous-évaluait le phénomène comme nous pouvons le remarquer sur la figure ci-dessous:

Diverses théories de la portance





Pour sa part, Rayleigh apporta sa contribution en comparant le phénomène à celui d'une plaque qui amerrit sur une surface de liquide sous un certain angle. La plus grande découverte dans le domaine fut par contre due à Joukowski qui attribua le phénomène de portance en considérant l'écoulement potentiel et la circulation de la vitesse autour du profil.

Au début des années soixante, la théorie de Prandtl sur la couche limite a bouleversé l'approche du problème de l'aérodynamisme. Il affirma que l'écoulement autour du corps était potentiel partout sauf dans une petite région située près du corps où le fluide vit dans la réalité par sa viscosité. Cette région fût baptisée la couche limite.

Que ce soit par un aigu sens pratique, par un degré d'ambition hors du commun ou par un haut savoir théorique, nombreux sont ceux qui ont contribué à l'avancement de l'aérodynamisme, mais bien peu de gens ont su réunifier les trois affinités si ce ne sont que les frères Wright et leur envol légendaire au-dessus de l'Atlantique. De nos jours, de nouveaux développements théoriques initiés par Prandtl se basent sur le concept de couche limite. Par contre l'écrasement de plusieurs appareils dus au givre accumulé sur les éléments aérodynamiques nécessite une nouvelle expertise.

Dans le but d'enrayer ces catastrophes, un effort de concertation dans la communauté de la recherche vise l'amélioration des connaissances théoriques et des infrastructures expérimentales nous permettant maintenant d'envisager l'étude de ces produits antigivres.

## **Annexe 2: Brève description des composantes du conditionneur de signaux**

En vous référant à la photographie 2.2:

- En bas au centre, deux contacteurs à bascule servent à l'étalonnage. Lorsqu'on abaisse un d'eux, on branche une résistance shunt sur l'un des bras du pont, provoquant un échelon de référence destiné à être lu ou enregistré sur les éléments périphériques;
- Au-dessus des connecteurs à bascule, deux trimmers ajustables par tournevis. Ils gèrent le facteur d'amplification. Il st bien important de fixer ce dernier tout au long des expérimentations à moins de changer la calibration totale.
- En haut au centre, deux lampes marquées output +-. Elles servent à contrôler automatiquement d'une part le zéro de l'ampli et d'autre part l'équilibrage du pont..
- À l'extrême droite, l'excitation fournit la tension au pont de jauges qui est sélectionnée par le contacteur rotatif. Pour notre part il est très important de ne pas dépasser 5V, sinon l'on risque d'endommager les jauges;