

# **Mémoire**

présenté

à

**L'Université du Québec à Chicoutimi**

Comme

exigence partielle pour l'obtention du grade de

**Maître ès sciences appliquées  
(M. Sc. A.)**

par

**Adil El Akkad**

---

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

---

Septembre 1993



### **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.

*À celui dont le soutien est sans limite.  
À celui dont l'encouragement est si explicite.  
Au personnage digne de tout mon amour et respect.  
À mon père.*

*À celle dont la voix me sécurisera toujours.  
À celle dont le sourire me procure tout bonheur.  
À l'être le plus tendre du monde.  
À ma mère.*

*Aux deux joyaux de ma famille  
À mes soeurs Ahd et Nejma.*

*À l'amour réincarné  
Au sourire le plus illuminé  
À ma Mounia chérie.*

## Résumé

On utilise des fluides dégivrants et antigivre sur les avions au sol, en attente du décollage, afin d'enlever la glace ou d'en prévenir la formation sur les ailes et le fuselage de l'avion. La contamination occasionnée par le fluide résiduel, encore en place au moment du décollage, diminue la portance et augmente la traînée de l'avion. Ce niveau de perturbation créé est évalué en laboratoire.

Les méthodes d'essais, développées en soufflerie réfrigérée, consistent à soumettre une plaque plane et un modèle d'aile, couverts de fluide, à une accélération d'air comparable à l'accélération de l'avion au décollage. L'épaisseur de déplacement de la couche limite (EDCL) à 30 secondes est mesurée dans le premier cas et la perte de portance à un angle donné, dans le second.

Or, une relation empirique entre les valeurs de l'EDCL à 30 sec et celles de la perte de portance a été établie avec différents produits commerciaux. Cette relation, toutefois, ne tient pas compte de l'effet propre des différents facteurs, tels l'épaisseur initiale du fluide, la température et la viscosité, et qui sont susceptibles d'entrer en jeu.

L'objectif de ce travail est de reprendre l'étude de cette relation, d'une façon systématique et pour des fluides dégivrants non commerciaux, afin de pouvoir mieux départager l'importance relative de chacun des facteurs mentionnés ci-dessus.

Les études expérimentales ont été effectuées avec des dégivrants newtoniens non commerciaux, cela pour différentes épaisseurs initiales comprises entre 50  $\mu\text{m}$  et 4 mm, et à des températures allant de 0°C à -20°C. Le montage utilisé est constitué d'une plaque plane de 1,5 m de long et d'un modèle à l'échelle réduite d'une section d'aile d'un Boeing 737-200ADV. Le décollage simulé correspond à un écoulement d'air accéléré à un taux de 2,6  $\text{m/s}^2$ .

Les résultats de ce travail ont mis en évidence l'existence d'une épaisseur seuil, égale à 1mm dans le cas de la plaque plane et à 0,5 mm dans le cas du modèle d'aile. En bas de ces valeurs, l'EDCL à 30 sec et la perte de portance à  $C_{L\text{max}}$  sont fonction de la température, de la viscosité et de l'épaisseur initiale du fluide, tandis qu'en haut de ces valeurs, elles sont fonction de la température et de la viscosité seulement.

La perte de portance à  $C_{L\text{max}}$  et l'EDCL à 30 sec présentent des corrélations linéaires avec la température, la viscosité ainsi qu'avec l'épaisseur dans le cas où celle-ci est inférieure aux valeurs seuil. À partir de ces corrélations, il est possible d'estimer avec une erreur de 25% au maximum, les valeurs de l'EDCL à 30 sec et la perte de portance à  $C_{L\text{max}}$ , pour les fluides newtoniens, et cela peut s'avérer très utile pour les manufacturiers qui ont à concevoir de nouveaux produits.

La comparaison des valeurs de l'EDCL et de la perte de portance met en évidence une proportionnalité raisonnable (coefficient de corrélation de 80% environ) entre ces deux paramètres. L'étude de chaque facteur montre que l'effet de la température est comparable dans le cas du modèle d'aile et de la plaque plane, tandis que l'effet de la viscosité est très amplifié dans ce dernier cas.

## **Remerciements**

J'exprime mes sincères sentiments de reconnaissances à mon directeur de recherche, le docteur Jean Louis Laforte, professeur titulaire au département des Sciences Appliquées, et directeur du Groupe de Recherche en Ingénierie de l'Environnement Atmosphérique, à l'Université du Québec à Chicoutimi. Ses conseils judicieux et les discussions stimulantes avec lui se sont avérés être une source de motivation essentielle à la réalisation de ce travail.

J'envoie mes chaleureux remerciements aux professeurs Patrick René Louchez et Gilles Bouchard pour avoir rendu mon travail beaucoup plus facile.

Je dédie ce mémoire à mon père et à ma mère pour leur soutien continuel et leur présence morale à mes côtés durant mes années d'études.

À mes deux soeurs, Ahd et Nejma.

À ma femme, Mounia.

## Table des matières

	Résumé.....	ii
	Remerciements.....	iii
	Liste des figures.....	vii
	Liste des tableaux et des photographies.....	ix
	Nomenclature.....	xi
<b>1</b>	<b>Introduction.....</b>	<b>1</b>
1.1	Problématique.....	1
1.2	Objectifs.....	4
1.3	Plan de travail.....	5
<b>2</b>	<b>Historique.....</b>	<b>6</b>
2.1	Introduction.....	6
2.2	Essais en vol.....	8
2.2.1	Description du test.....	8
2.2.2	Résultats.....	10
2.3	Test en soufflerie.....	10
2.3.1	Description.....	12
2.3.2	Résultats.....	13
2.4	Les travaux de M.Carbonaro.....	16
2.4.1	Phase 1 : plaque plane.....	17
2.4.2	Phase 2 : modèle d'aile (1986).....	19
2.4.3	Phase 3 : modèle d'aile (1987).....	22
2.5	Conclusion.....	23
<b>3</b>	<b>Étude rhéologique.....</b>	<b>24</b>
3.1	Définitions.....	24

3.2	Description du viscosimètre.....	27
3.3	Résultats expérimentaux de la viscosité.....	30
3.4	Valeur des viscosités au décollement.....	38
3.4.1	Méthode de calcul d'estimation de la viscosité.....	38
<b>4</b>	<b>Étude aérodynamique sur plaque plane.....</b>	<b>44</b>
4.1	Introduction.....	44
4.2	Exposé théorique et définitions.....	45
4.3	Montage expérimental.....	51
4.3.1	Description de la soufflerie réfrigérée.....	51
4.3.2	Procédure expérimentale.....	56
4.4	Procédure d'essai.....	59
4.4.1	But.....	59
4.4.2	Procédure expérimentale.....	60
4.4.3	Test d'élimination.....	62
4.5	Analyse des résultats.....	62
4.5.1	Mise en évidence d'une épaisseur seuil.....	62
4.5.2	Loi de variation de l'EDCL sur plaque plane.....	66
<b>5</b>	<b>Étude aérodynamique sur modèle d'aile.....</b>	<b>71</b>
5.1	Objectifs.....	71
5.2	Analyse théorique du problème.....	72
5.2.1	Caractéristiques aérodynamiques de l'aile.....	72
5.2.2	Description du rôle du fluide.....	76
5.3	Description de la méthode expérimentale.....	81
5.3.1	Modélisation de l'aile d'avion.....	81
5.3.2	Balance de portance et de traînée.....	83
5.3.3	Mécanisme de rotation de l'aile.....	90
5.3.4	Résultats préliminaires.....	90
5.3.5	Procédure expérimentale.....	96
5.3.6	Problèmes relatifs à l'application du fluide.....	98
5.4	Résultats expérimentaux.....	103
5.4.1	Mise en évidence d'une épaisseur seuil.....	103

5.4.2	Effet du volet avant.....	106
5.4.3	Effet de viscosité.....	111
5.4.4	Loi de variation de la perte de portance.....	117
<b>6</b>	<b>Discussion</b>	
	<b>Interprétation comparative plaque plane/ modèle d'aile.....</b>	<b>121</b>
6.1	Introduction.....	121
6.2	Justification de l'épaisseur critique sur plaque plane.....	122
6.3	Justification de l'épaisseur critique sur modèle d'aile.....	130
6.4	Corrélation entre (EDCL) et perte de portance.....	133
6.5	Effets comparés de la viscosité et de la température: plaque plane et modèle d'aile.....	140
6.6	Prédictions de l'acceptabilité aérodynamique des produits newtoniens.....	142
<b>7</b>	<b>Conclusion.....</b>	<b>145</b>
	Appendice A Méthodes des moindres carrés.....	149
	Appendice B Étude de précision.....	151
	<b>Bibliographie.....</b>	<b>1 5 3</b>



## Liste des figures

Figure 2.1	Résultats des essais en vol montrant l'effet des fluides dé/anti-givre sur la portance.....	11
Figure 2.2	Perte de portance due aux fluides pour le modèle 2D.....	14
Figure 2.3	Perte de portance due aux fluides pour le modèle 3D.....	15
Figure 2.4	Distribution du cisaillement sur l'aile et sur plaque plane.....	18
Figure 3.1a	Croquis général du viscosimètre.....	29
Figure 3.1b	Différentes géométries des tiges du viscosimètre.....	29
Figure 3.2	Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le mélange glycérol/eau (66/34), à différentes températures.....	33
Figure 3.3	Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le produit propanediol à différentes températures.....	35
Figure 3.4	Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le mélange éthylène-glycol/eau (50/50), à différentes températures.....	37
Figure 3.5	Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le produit ABC-3 à différentes températures.....	40
Figure 4.1	Profils de vitesses dans l'air et dans le liquide.....	48
Figure 4.2	Épaisseur de déplacement de la couche limite.....	49
Figure 4.3	Corrélation EDCL-perte de portance, faite par Mario Carbonaro (VKI).....	50
Figure 4.4	Schéma général de la soufflerie réfrigérée.....	52
Figure 4.5	Section d'essai de la soufflerie réfrigérée.....	53
Figure 4.6	Description du conduit rectangulaire.....	55

Figure 4.7	Courbes EDCL en fonction des épaisseurs initiales des fluides.....	65
Figure 5.1	Forces aérodynamiques agissant sur l'aile.....	75
Figure 5.2	Distribution des pressions autour d'un profil d'aile.....	79
Figure 5.3	Profil d'aile.....	82
Figure 5.4	Différentes configurations d'aile d'un Boeing 737-200ADV.....	84
Figure 5.5	Forces de pression s'exerçant autour de l'aile.....	86
Figure 5.6	Système de balances de portance et de traînée.....	87
Figure 5.7	Courbe de calibration pour la rotation de l'aile.....	91
Figure 5.8	Courbe de portance pour un profil d'aile de croisière.....	93
Figure 5.9	Courbe de portance en fonction de l'angle d'attaque.....	94
Figure 5.10	Courbe perte de portance en fonction de l'épaisseur initiale des fluides.....	105
Figure 5.11	Courbe perte de portance en fonction de l'épaisseur initiale du produit ABC-3, à -20°C, pour une aile sans volet avant.....	110
Figure 5.12	Courbes perte de portance en fonction de la viscosité pour l'ABC-3, le propanédiol et le mélange glycérol/eau.....	114
Figure 6.1	Les trois sous couches de la couche limite.....	123
Figure 6.2	Gradient de pression sur une aile.....	131
Figure 6.3	Corrélations EDCL-perte de portance pour une épaisseur initiale supérieure à l'épaisseur seuil.....	135
Figure 6.4	Phénomène de décollement de la couche limite.....	137
Figure 6.5	Corrélations EDCL-perte de portance pour une épaisseur initiale inférieure à l'épaisseur seuil.....	139

## **Liste des tableaux**

Tableau 3.1	Les principaux types des fluides non newtoniens.....	26
Tableau 3.2	Valeurs de viscosité pour le mélange glycérol/eau.....	32
Tableau 3.3	Valeurs de viscosité pour le produit propanédiol.....	34
Tableau 3.4	Valeurs de viscosité pour le mélange éthylène/eau.....	36
Tableau 3.5	Valeurs de viscosité pour le produit ABC-3.....	39
Tableau 3.6	Valeurs calculées du cisaillement créé sur le fluide ABC-3 par le mandrin, à la température -25°C.....	41
Tableau 3.7	Valeurs de viscosité de l'ABC-3 correspondant au cisaillement équivalent à la vitesse en soufflerie de 60 m/s.....	43
Tableau 4.1	Valeurs des températures de référence pour le glycol.....	54
Tableau 4.2	Valeurs de l'EDCL en fonction de l'épaisseur initiale.....	63
Tableau 5.1	Données de calibration pour les balances de portance et de traînée...	89
Tableau 5.2	Valeurs de $C_{Lmax}$ pour le modèle d'aile propre.....	95
Tableau 5.3	Valeurs du coefficients de portance avec le modèle d'aile propre.....	97
Tableau 5.4	Épaisseur du film de fluide propanédiol en fonction du temps.....	100
Tableau 5.5	Épaisseur du film de fluide éthylène-glycol en fonction du temps...	101
Tableau 5.6	Épaisseur du film du fluide glycérol/eau en fonction du temps.....	102
Tableau 5.7	Effet de l'épaisseur initiale du fluide sur la perte de portance.....	104
Tableau 5.8	Effet du volet avant sur la perte de portance.....	109
Tableau 5.9	Effet de la viscosité des fluides sur la perte de portance.....	113
Tableau 5.10	Épaisseurs finales du mélange glycérol/eau sur le modèle d'aile.....	116
Tableau 6.1	Épaisseurs finales de la couche du fluide après l'essai.....	126
Tableau 6.2	Épaisseurs du film fluide à 25 secondes.....	130

Tableau 6.3	Valeurs de l'EDCL mesurées et estimées.....	143
-------------	---	-----

### **Listes des photographies**

Photographies 5.1	Formation des vagues primaires de l'antigivre ABC-3	
	a) avant le décollage ( $V=0$ m/s)	
	b) vagues primaires à 10 secondes ( $V= 15$ m/s).....	77
Photographies 5.2	Formation des vagues secondaires pour l'antigivre ABC-3	
	a) début de la rotation ( $1^\circ$ )	
	b) en cours de la rotation ( $6^\circ$ ).....	107
Photographies 5.3	Retour du fluide ABC-3 vers le milieu	
	a) à une inclinaison de $14^\circ$ ( $t=35$ s)	
	b) retour à l'horizontale ( $t=45$ s).....	108

## Nomenclature

$\alpha$	incidence ou angle d'attaque	(°)
$C_D$	coefficient de trainée	
$C_L$	coefficient de portance	
$\Delta C_{L/C_L}$	perte de portance	(%)
$dV/dy$	taux de déformation	(s <sup>-1</sup> )
$\delta^*$	épaisseur de déplacement de la couche limite	(mm)
$E_{ca}$	épaisseur critique du modèle d'aile	(mm)
$E_{cp}$	épaisseur critique sur plaque plane	(mm)
$E_f$	épaisseur finale	(mm)
$E_i$	épaisseur initiale	(mm)
$g$	accélération gravitationnelle	(m/s <sup>2</sup> )
$P$	force de portance	(N)
$\Delta P$	différence en pression	(Pa)
$\rho_a$	densité de l'air	(Kg/m <sup>3</sup> )
$\rho_f$	densité du fluide	(Kg/m <sup>3</sup> )
$Re$	nombre de Reynolds	
$S_v$	coefficient de variation	
$\sigma$	écart-type	
$\tau$	cisaillement	(Pa)
$T$	force de trainée	(N)
$T_a$	température de l'air	(°C)

$T_f$	température du fluide	(°C)
$u'$	vitesse de turbulence	(m/s)
$U_e$	vitesse extérieure	(m/s)
$U_f$	vitesse de l'air libre	(m/s)
$U_i$	vitesse d'écoulement du fluide	(m/s)
$U_t$	vitesse de l'air du tunnel	(m/s)
$\mu$	viscosité dynamique	(Pa.s)
$\nu$	viscosité cinématique	(m <sup>2</sup> /s)
$V_{moy}$	vitesse moyenne	(m/s)

### **Liste des abréviations**

AEA	association des lignes aériennes Européennes.
BFA	laboratoire Bundesversuchs-und Forschungsungtalt Arsenal.
CL	couche limite.
EDCL	épaisseur du déplacement de la couche limite.
NLRC	centre de recherche Lewis à la NASA
pp	perte de portance.
RPM	rotation par minute
VKI	l'Institut Von Karman (Von Karman Institute for fluids mechanics)

## 1

## Introduction

### 1.1 Problématique

La présence du givre, de la glace et de la neige sur l'aile d'un avion ne peut être tolérée au décollage, à cause des effets aérodynamiques perturbateurs adverses qui peuvent en résulter, en l'occurrence la réduction des capacités de manoeuvre et de montée.

L'utilisation des fluides dégivrants newtoniens assure l'enlèvement de tout contaminant, mais leur temps de protection est relativement court, ne dépassant généralement pas les 5 à 10 minutes. Ce temps est fonction surtout de la rhéologie du fluide en question, et de l'intensité des précipitations perturbatrices.

Avec l'augmentation du trafic dans les aéroports, le temps d'exposition des avions aux conditions atmosphériques adverses a augmenté aussi. Les fluides antigivre non-newtoniens furent conçus par les manufacturiers, avec la coopération des lignes aériennes, pour surmonter ce problème, en fournissant un temps de protection plus long, contre tout dépôt de glace.

L'utilisation de ces fluides antigivre est intensive en Europe depuis plusieurs années, et elle commence à le devenir aux Etats-Unis et au Canada. Cependant, ces

fluides peuvent être hautement visqueux à basses températures, et la plupart restent collés sur la surface de l'aile lors du décollage, causant ainsi une réduction significative des performances aérodynamiques de l'avion.

Par conséquent, plusieurs questions se posent à propos de l'utilisation de ces fluides:

- Comment éliminer le plus possible ces fluides au moment du décollage?
- Comment évaluer l'amplitude des effets aérodynamiques perturbateurs adverses causés par ce qui reste des fluides?
- Comment prédire l'effet des conditions atmosphériques sur le comportement et la rhéologie de ces fluides?

Plusieurs études normalisées des performances et des effets des fluides ont été entreprises, afin de trouver quelques réponses aux questions précédentes.

Les tests en vol, réalisés en hiver 1988, à Kuopio en Finlande, par la compagnie Boeing et l'association des lignes aériennes européennes (AEA), ont indiqué l'existence de réduction des performances de l'avion au décollage (Runyan et Zierten, 1989). Au centre de recherche Lewis à la NASA (NLRC), et à l'institut Von Karman (VKI) à Bruxelles, ainsi qu'au laboratoire BFA à Vienne, les tests en soufflerie réfrigérée, sur des modèles d'aile à 2D et 3D, ont confirmé l'existence d'une perte de la force de portance et un gain en force de traînée, ces deux paramètres dépendant de la configuration et de la géométrie de l'aile (Cruse et Zierten, 1988).



A l'université du Québec à Chicoutimi, le Groupe de Recherche en Ingénierie de l'Environnement Atmosphérique (GRIEA) s'est spécialisé dans l'étude de la performance de ces produits. Le laboratoire mis en place par le GRIEA, doté d'appareillages spécialisés, est opéré indépendamment des manufacturiers.

Actuellement, il existe plusieurs méthodes pour l'évaluation de la performance aérodynamique de ces produits, à savoir les tests sur plaque plane, qui permettent de déterminer "l'épaisseur de déplacement de la couche limite (EDCL)", notée  $\delta^*$ , et ceux sur modèle d'aile, qui donnent une évaluation de la perte de portance et du gain en traînée. Essentiellement, trois points d'interrogation se posent:

- Existe-t-il ou non une corrélation entre l'EDCL et la perte de portance (pp)? Autrement dit, les tests d'élimination des fluides sur plaque plane (plus facile à réaliser) pourront-ils nous permettre de prédire les résultats qu'on pourrait avoir, si on réalisait les tests sur le modèle d'aile, avec les mêmes fluides?
- Le rôle de l'épaisseur initiale du film de fluide appliqué (que ce soit sur plaque ou sur modèle d'aile) est-il vraiment significatif dans les méthodes d'essai?
- A quel degré la rhéologie du fluide, en l'occurrence sa viscosité, influence-t-elle son comportement sur la perte de portance et le gain en traînée?

Le professeur Mario Carbonaro, de l'institut Von Karman (VKI), a déjà entrepris des tests sur plaque plane (M. Carbonaro, 1985) et sur modèle d'aile (M. Carbonaro, 1986 et 1987), et obtenu une corrélation perte de portance en fonction de l'EDCL. Ces tests ont été réalisés avec des épaisseurs initiales de fluide de 1, 2 et 3 mm.

## 1.2 Objectifs

On se propose donc, et afin que notre travail soit complémentaire, de reprendre le même genre de tests, en premier lieu sur plaque plane et en deuxième lieu, sur notre modèle d'aile, mais avec des fluides synthétiques différents de conception des produits commerciaux, et avec des gammes plus étendues d'épaisseurs initiales ( allant de 50  $\mu\text{m}$  à 4 mm) et de températures. On essayera ensuite, d'en déduire une comparaison générale entre plaque plane et modèle d'aile.

Les fluides utilisés dans ce travail sont des produits synthétiques, à base de glycol, soient:

- Ethylène glycol +eau (50/50).
- Glycérol + eau (66/34).
- Propanédiol.

Ces produits, malgré qu'ils sont différents de conception des produits dégivrants commerciaux dont la formulation est confidentielle, fournissent une bonne représentation du comportement des fluides classés type I, c'est à dire ayant un faible pouvoir anti-givre. Afin de donner une indication sur le comportement des fluides de type II (à fort pouvoir antigivre), un fluide représentatif (Kilfrost ABC 3) a été soumis à la même évaluation. Il faut cependant souligner que les résultats ainsi obtenus ne servent que d'introduction, le cas des fluides de type II n'étant pas étudié ici de façon systématique.

## **1.3 Plan de travail**

Chapitre 2	Historique
Chapitre 3	Étude rhéologique
Chapitre 4	Étude aérodynamique sur plaque plane
Chapitre 5	Étude aérodynamique sur modèle d'aile
Chapitre 6	Discussion-interprétation comparative: plaque plane-modèle d'aile
Chapitre 7	Conclusions

## 2

# Historique

## 2.1 Introduction

Les effets aérodynamiques, occasionnés par les fluides dégivrants et antigivre encore en place sur un avion au moment du décollage, ont reçu une attention croissante durant les dernières années. Ceci a permis d'obtenir une meilleure utilisation de ces fluides, ainsi que de maintenir des marges sécuritaires pour l'avion durant des conditions atmosphériques perturbatrices.

La présence du givre, de la glace ou de la neige sur l'aile est intolérable à cause des effets aérodynamiques adverses qu'elle produit. Le recours aux fluides newtoniens dégivrants offre une bonne protection, mais seulement pour un temps relativement court. Malheureusement, dans la plupart des cas, le temps d'exposition de l'avion avant le décollage peut être beaucoup plus long, en raison des temps d'attente croissants. Les fluides non-newtoniens développés pour résoudre ce problème permettent d'offrir une protection beaucoup plus longue. Malgré cette protection accrue, ces fluides antigivre peuvent devenir hautement visqueux, particulièrement à basses températures. Par conséquent, plusieurs questions se sont posées à propos de leur élimination au décollage et l'amplitude des effets aérodynamiques adverses résultants possibles.

En 1982, la compagnie Boeing a conduit des tests en soufflerie (Cruse et Zierten, 1988), sur un petit modèle d'aile, afin d'étudier les effets aérodynamiques possibles des fluides antigivre. Le test a été réalisé dans une soufflerie non réfrigérée, avec des fluides non-newtoniens, modifiés de façon à présenter les viscosités caractéristiques des produits réels aux basses températures, dans les températures chaudes du tunnel.

Les résultats de ces tests ont indiqué que les fluides peuvent causer une perte de portance et un gain en traînée significatifs. Toutefois, les modifications faites sur les fluides testés et la petite taille du modèle utilisé ont limité la portée de ces résultats obtenus.

En 1984, l'Association des lignes aériennes européennes (AEA) a décidé de poursuivre l'étude déjà entreprise par Boeing. Son objectif était de tester un modèle de grande dimension dans une soufflerie réfrigérée, en utilisant les produits commerciaux. Les tests, réalisés en trois phases de 1985 à 1987, ont confirmé les résultats d'effets aérodynamiques adverses mesurables, déjà trouvés en 1982 par la compagnie Boeing. Malgré l'importance de cette démarche dans la compréhension des effets adverses occasionnés par ces fluides, ces tests n'ont pas répondu à toutes les questions soulevées par les tests de Boeing. Bien que le modèle utilisé soit beaucoup plus gros que celui utilisé en 1982, il s'agit seulement d'un modèle à deux dimensions, encore plus petit que le réel. Ceci laisse subsister des doutes quant au facteur de l'échelle et à l'effet tri-dimensionnel. En plus, aucune donnée n'a été obtenue à propos de l'effet des fluides sur le coefficient de portance maximum.

Afin de répondre aux questions soulevées par le problème d'échelle, un programme d'essais en vol a été réalisé avec un avion 737-200ADV. Pour assurer des conditions atmosphériques froides, les vols ont été effectués à Kuopio, en Finlande,

au mois de Janvier 1988. Ce programme en vol a été complété par des tests en soufflerie réfrigérée dans un intervalle plus large de températures, de configurations, de mesure de données que le test en vol. Il a aussi permis de déterminer l'effet des fluides sur le coefficient de portance maximum.

## **2.2 Essais en vol**

Ce programme fut un effort conjoint de Boeing et de l'AEA, avec la collaboration des manufacturiers de fluides. L'AEA a fourni l'avion ainsi que le support technique. La compagnie Boeing a installé l'instrumentation sur l'avion, planifié et effectué les essais en vol, ceci complété par une analyse des résultats. Quant aux manufacturiers, ils ont fourni les fluides. Les tests en vol ont été réalisés du 11 au 20 janvier 1988 à Kuopio, en Finlande (Runyan, Zierten et Hill, 1989).

### **2.2.1 Description du test**

L'objectif de ces tests en vol était de déterminer les effets des fluides dégivrants et antigivre sur un gros avion de transport, en particulier, sur la portance, la traînée et sur les capacités de manoeuvre. Deux types de fluides furent utilisés:

- Les fluides type I (newtoniens), caractérisés par un contenu élevé en glycol (minimum 80%) et une viscosité relativement basse, excepté aux très basses températures (la viscosité est fonction seulement de la température).
- Les fluides type II (non-newtoniens), ayant un contenu en glycol de 50% et moins. Ils sont très visqueux à des bas niveaux de cisaillement, et leur viscosité diminue dramatiquement quand le cisaillement augmente.

Les quatre fluides spécifiques testés ont été fournis par les compagnies Hoechst AG, Kilfrost Ltd, et Union Carbide Corp. Le fluide 1 est un monoéthylène-glycol, AEA type I, dégivrant. Le fluide 2 est un pré-1987, type II non-newtonien. Les fluides 3 et 4, sont considérés comme fluides de base, car au cours de la période du test, ils étaient les plus représentatifs des fluides antigivre. Tous ces fluides ont été mélangés avec une substance fluorescente, la Rhodamine 6G, à une concentration de 0,005% . Cela afin d'avoir une meilleure visibilité du fluide et de permettre la photographie par ultraviolet, pour mesurer l'épaisseur et la rugosité des fluides.

L'application du fluide a été faite en deux étapes, suivant les spécifications de l'AEA. La première étape était de dégivrer les surfaces de l'aile par un mélange chaud 50/50 du fluide 1 et d'eau. La seconde étape était d'appliquer le fluide à tester froid et non dilué. Les deux étapes ont été réalisées par un véhicule dégivreur Finnair EF1 200. La seule exception pour la procédure de ces deux étapes était pour tester le fluide 1, le fluide dégivreur. Dans ce cas, excepté pour le premier vol de la série de test, dans le cas où il est impératif de dégivrer les ailes, seulement une simple application du fluide 1, 100% et froid, était faite.

À bord de l'avion, un système d'acquisition de données permettait l'enregistrement de tous les paramètres importants en fonction du temps, incluant le poids brut, le centre de gravité et les paramètres des machines, vitesses et attitudes. De plus, des enregistrements vidéo et des photographies du fluide sur l'aile ont été faits. Aussi, les propriétés rhéologiques des fluides ont été mesurées. Un dispositif à laser a été spécialement développé pour permettre la détermination, en fonction du temps, de l'épaisseur du film de fluide, dans des endroits spécifiques de l'aile.

L'avion choisi pour ce test est un Boeing 737-200ADV. Il a été fourni par la compagnie aérienne Allemande Lufthansa, sous la tutelle de l'AEA. Les tests ont été faits pour les configurations volet arrière à 5° et volet avant fermé, puis volet arrière à 15° et volet avant ouvert. La force de poussée et le chargement de l'avion ont été variés afin de garder le temps de décollage et la vitesse approximativement constants pour tous les essais, à l'exception des décollages où les effets de ces deux derniers paramètres étaient étudiés.

### **2.2.2 Résultats**

Les résultats essentiels qu'on a pu tirer de ces tests en vol sont comme suit:

- 1- Les fluides peuvent causer une perte de portance et un gain en traînée significatifs ( voir figure 2.1)
- 2- Dans la plupart des cas, la perte de portance est plus élevée pour la configuration volet arrière à 15° et volet avant ouvert, que pour la configuration volet arrière à 5°, volet avant fermé.
- 3- L'effet des fluides sur les capacités de manoeuvres n'a pu être noté par les pilotes.
- 4- Une seconde vague du fluide s'écoule vers l'arrière au bord d'attaque, immédiatement après la rotation.

## **2.3 Essais en soufflerie**

Les essais en tunnel ont été réalisés à la soufflerie du centre de recherche Lewis à la NASA, du 4 au 30 avril 1988 (Runyan, Zierten et Hill, 1989). C'était un effort



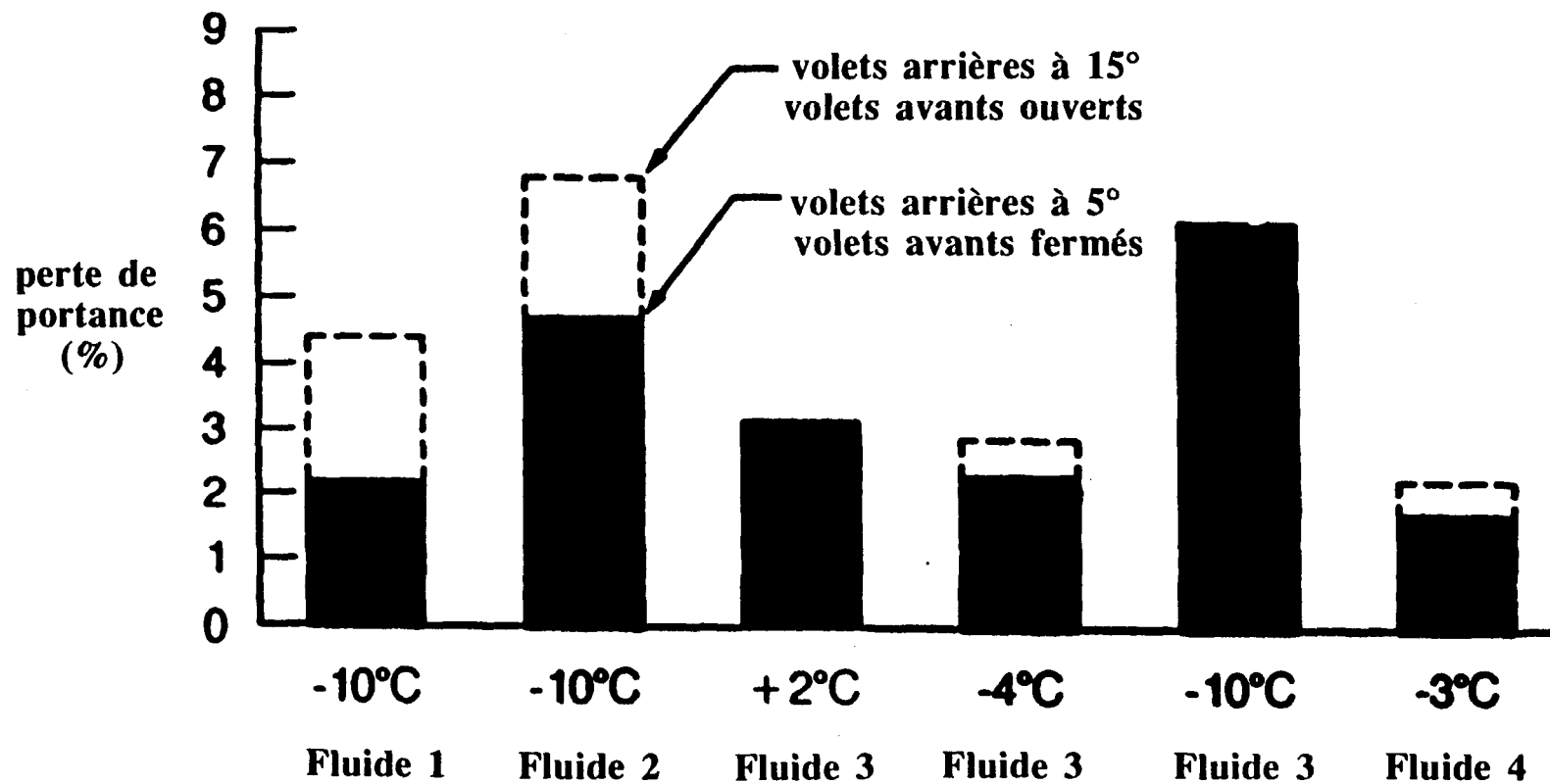


Figure 2.1 Résultats des essais en vol montrant l'effet des fluides dé-antigivre sur la portance

conjoint de Boeing, la NASA et l'AEA, avec l'assistance des manufacturiers de fluides. Boeing a planifié et conduit les essais, a conçu et construit les modèles, a analysé les données et publié les résultats. Le centre de recherche a fourni et opéré le tunnel, et a aidé à la modification et à l'installation du modèle d'aile.

### **2.3.1 Description**

Les objectifs de ces essais en tunnel étaient de :

1- déterminer les effets des fluides sur le coefficient de portance maximum, et c'était le plus important des objectifs. La portance maximum avec fluides n'a pas pu être étudiée en vol car cela aurait exigé que l'avion "décroche" près du sol.

2- mesurer les données de la couche limite et de la rugosité du film de fluide, afin d'avoir une meilleure compréhension du mécanisme de la perte de portance.

3- fournir aux manufacturiers l'opportunité de développer la technologie des fluides. Ceci en étudiant leur comportement sur plaque plane et sur modèle 2D, sujets à un écoulement d'air.

4- contribuer à l'obtention de données de base pour l'établissement d'un critère de qualification aérodynamique normalisée pour les fluides dégivrants et antigivre.

Les données obtenues durant les essais incluent:

1- les données de force des balances internes.

- 2- les épaisseurs du film de fluide.
- 3- les enregistrements vidéo des caractéristiques d'élimination des fluides.
- 4- les profils de la pression totale de la couche limite (2D seulement).
- 5- les pressions statiques sur la surface de l'aile (2D seulement).

Les procédures consistaient à:

- 1- faire des tests avec l'aile propre.
- 2- aver l'aile avec un mélange 50/50 de fluide1 et d'eau.
- 3- appliquer le fluide à tester.
- 4- utiliser un "égalisateur" pour obtenir l'épaisseur désirée (2mm)
- 5- faire marcher la soufflerie à une vitesse réduite (6m/s) pendant 5 minutes avant le décollage simulé.
- 6- augmenter linéairement la vitesse jusqu'à 65 m/s en 30 secondes.
- 7- faire tourner l'aile , à  $t = 27$  sec, de 0 degré à l'attitude voulue, à un taux de 3 deg/sec.
- 8- continuer à faire marcher la soufflerie pendant 30 secondes.

### **2.3.2 Résultats**

Les plus importants résultats qu'on peut tirer de ces tests en soufflerie sont:

- 1- le fluide cause une perte de portance significative pouvant atteindre jusqu'à 15 % ( voir figure 2.2).
- 2- pour le modèle 3D, la perte de portance à  $C_{Lmax}$  est plus importante que pour un angle d'attaque inférieur (voir figure 2.3).

Soufflerie du centre de recherche  
Lewis à la Nasa

volets arrières à 5°  
volets avant fermés

■ À un angle d'incidence de 8°  
▨ À  $C_{Lmax}$

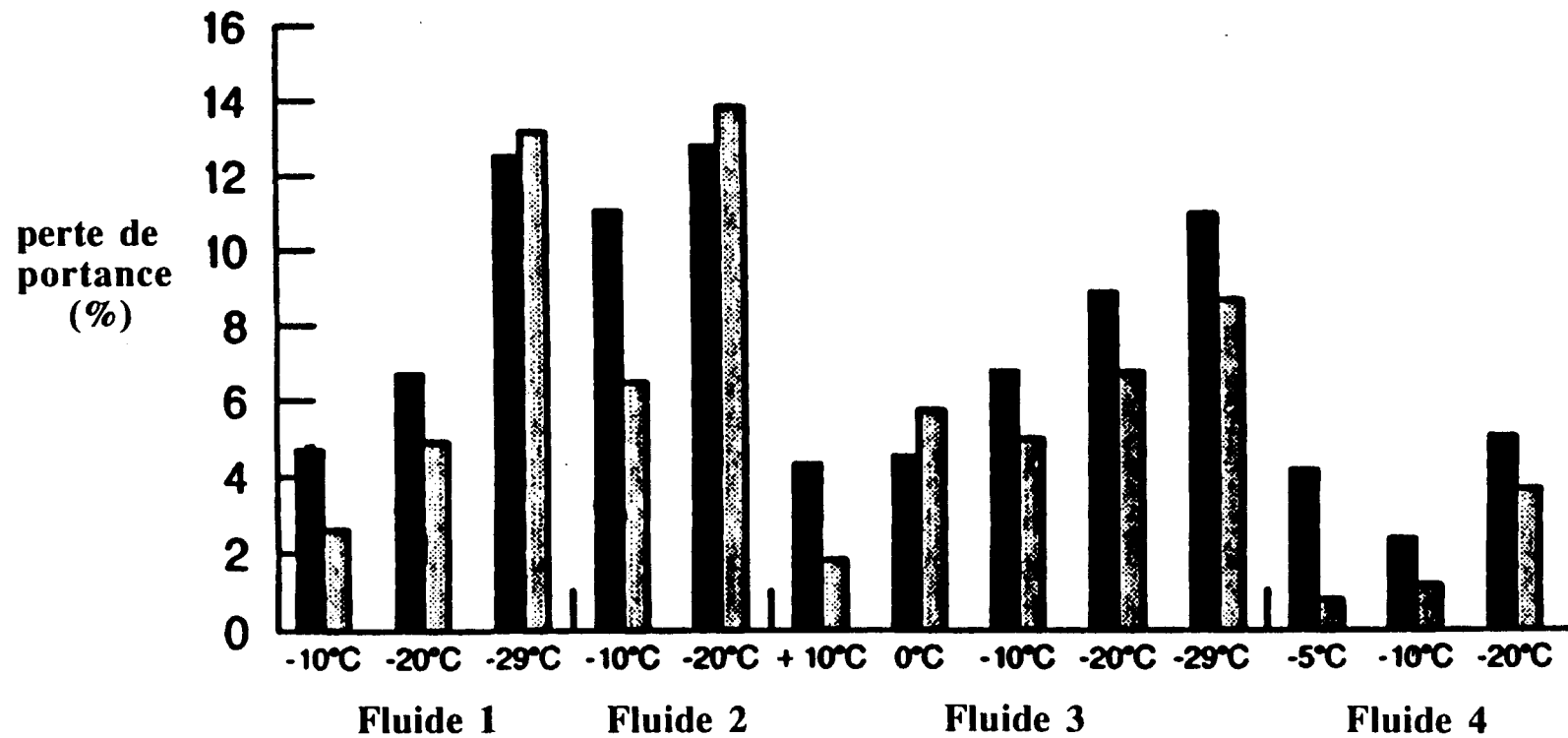


Figure 2.2 Perte de portance due aux fluides pour le modèle 2D

Soufflerie du centre de recherche  
Lewis à la Nasa

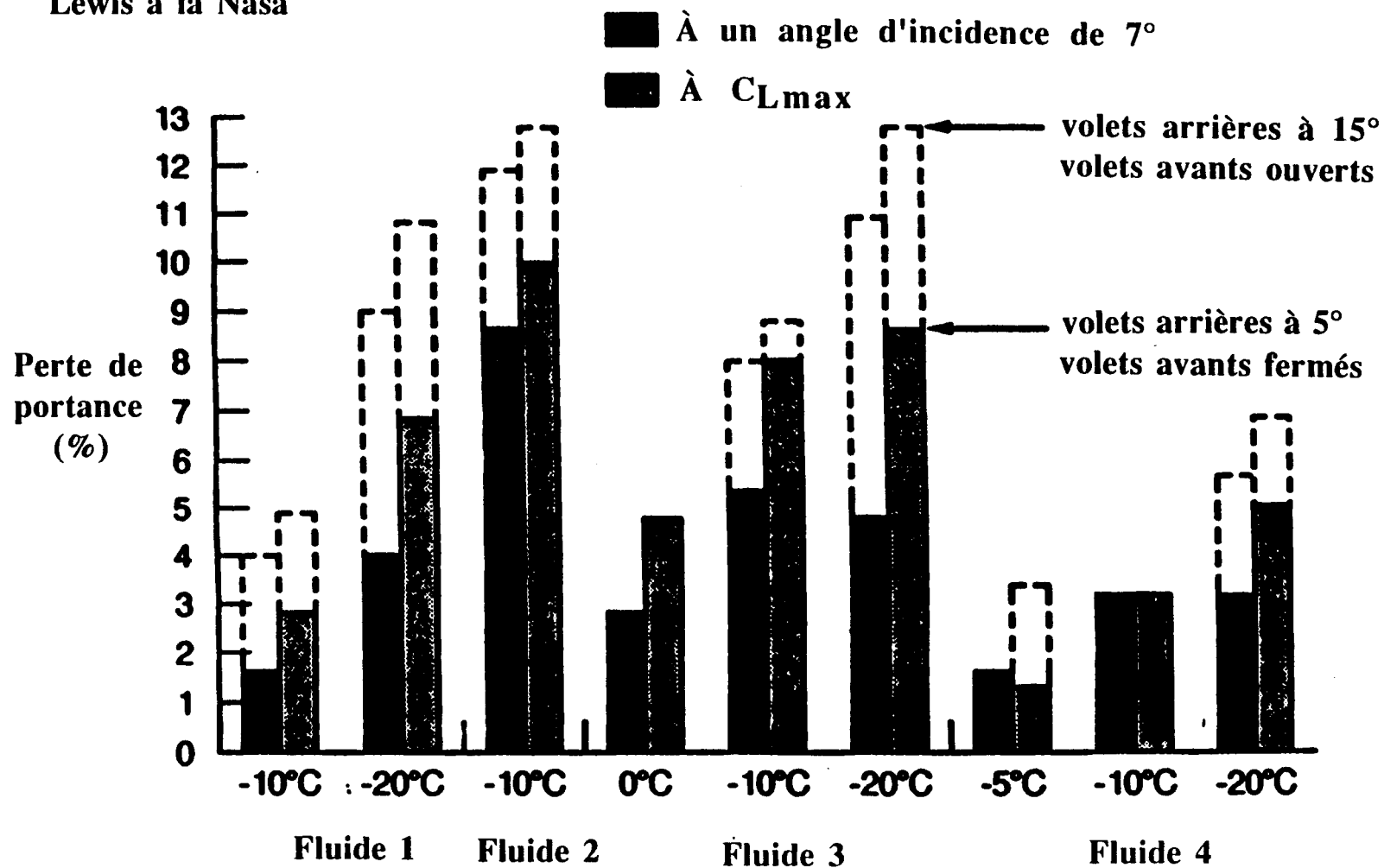


Figure 2.3 Perte de portance due aux fluides pour le modèle 3D

3- la perte de portance pour le modèle 3D démontre une bonne concordance avec les résultats du test en vol.

4- la perte de portance est plus élevée pour un volet avant ouvert que pour un volet avant fermé.

5- la perte de portance due au fluide à  $C_{Lmax}$  est énormément réduite avec la configuration sans le volet avant.

6- la rugosité de la surface du fluide ressort comme le facteur clé déterminant l'amplitude des effets aérodynamiques des fluides.

7- la seconde vague du fluide s'écoule vers l'arrière du bord d'attaque, immédiatement après la rotation..Elle est causée par l'action de cisaillement croissant s'exerçant après la rotation de l'aile, dans la région du bord d'attaque.

## 2.4 Les travaux de Carbonaro

Les recherches décrites dans ce paragraphe ont été échelonnées sur trois années (1985 à 1987). Elles ont été réalisées par le professeur Mario Carbonaro, pour la plupart à l'Institut Von Karman à Bruxelles, à la demande de l'association européenne des lignes aériennes. Ces recherches ont été suivies par un groupe formé de représentants de KLM (Hollande), Lufthansa (Allemagne) et Sabena (Belgique). Le but général de ces recherches était d'étudier, par simulation expérimentale du décollage, le comportement de l'écoulement de films de plusieurs produits dégivrants et antigivre sur une plaque plane (phase 1), et à partir de la mesure de l'épaisseur de la couche limite, de quantifier son effet sur l'aérodynamique d'une aile (phase 2 et 3).

### **2.4.1 Phase 1 : plaque plane**

Comme mentionné ci dessus, l'objet de la phase 1 était d'étudier le mouvement du film de fluides dégivrant et antigivre déposé sur une plaque plane horizontale, sujette à une accélération de l'air qui exerce sur elle un cisaillement direct (Carbonaro, 1985). Autrement dit, le but essentiel était la mesure, à différentes températures, et pour différentes épaisseurs initiales du fluide, du profil d'épaisseurs de la couche limite de l'air.

La différence entre la distribution du cisaillement sur plaque plane et sur l'aile réelle fait en sorte que, l'application des résultats du premier cas ne peut être faite directement sur le second. Une comparaison des cisaillements sur une plaque plane et sur une aile est donnée d'ailleurs sur la figure 2.4 .

Afin d'éviter les difficultés d'extrapolation à la situation pleine échelle, il a été décidé ce qui suit :

- la longueur de la plaque est comparable à la corde de l'aile d'un avion de passager. Une longueur de 2 m a été adoptée.

- la vitesse de l'air varie en fonction du temps comme au décollage, de 0 à 60 m/s en 30 secondes.

Pour l'étude du mouvement du film de fluide dé-antigivre durant le test, il a été décidé de mesurer son épaisseur locale en utilisant une technique d'absorption lumineuse, et en incluant des enregistrements vidéo et le traitement digital sur ordinateur.

Pour l'étude de l'effet de l'épaisseur initiale du film et la température, il fut décidé de réaliser les tests pour des épaisseurs initiales de 1, 2 et 3 mm, et pour

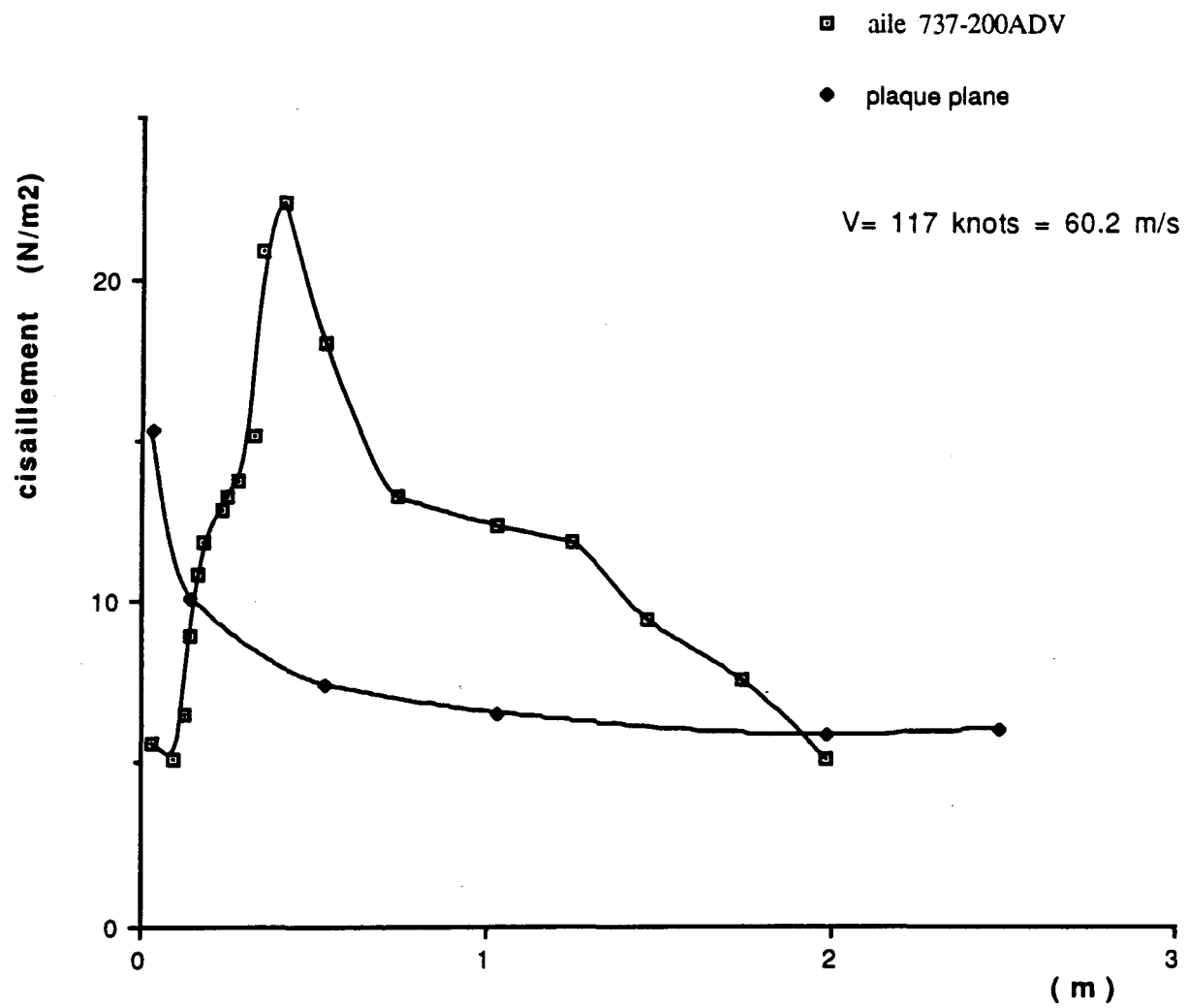


Figure 2.4 Distribution du cisaillement sur l'aile et sur plaque plane



une gamme de températures de  $-20^{\circ}\text{C}$ ,  $-10^{\circ}\text{C}$  et  $0^{\circ}\text{C}$ , en plus de la température ambiante. Six fluides en tout, dont deux newtoniens et quatre non newtoniens ont été testés.

## Résultats

-Des profils d'épaisseurs de fluide sont déterminés à partir de plus de 100 enregistrements. L'analyse de ces profils montre que l'épaisseur décroît rapidement de sa valeur initiale à sa valeur à la fin du test (entre 1/10 et 1/2 mm).

-Des vagues sont aussi formées sur la surface du fluide. Elles sont larges au début et tendent à s'aplatir après 15 secondes. En général, leur formation devient plus marquante au fur et à mesure que la température descend (et semble indépendante de l'épaisseur initiale).

-**Effet de la température:** parmi les fluides testés, ils y en a qui présentent une dépendance avec la température, et ils y en a pour lesquels celle-ci est négligeable.

-**Effet de l'épaisseur initiale:** son influence est généralement petite, ou pas très bien définie. Les fluides newtoniens sont balayés plus facilement, et ce fait semble indépendant de la température. Mais leur épaisseur finale reste influencée par l'épaisseur initiale. Les fluides non-newtoniens à viscosité élevée s'éliminent moins facilement que les autres.

### 2.4.2 Phase 2 : modèle d'aile

La phase 2 fut réalisée afin d'obtenir des données aérodynamiques sur une situation plus réaliste (Carbonaro, 1986). L'objet de la recherche de la phase 2 était de

déterminer l'effet de la couche de fluide dégivrant et antigivre sur la surface supérieure du modèle d'aile à 2D, sur la performance aérodynamique de ce modèle durant une simulation du décollage.

Le but essentiel était d'évaluer l'effet du fluide sur la portance et sur le moment après la rotation.

Afin d'éviter les difficultés d'extrapolation des tests à la situation pleine échelle, il fut décidé que:

- le modèle d'aile 2D devrait avoir une corde comparable à celle d'un avion à passager. Une corde de 1,5 m fut adoptée, les dimensions des soufflerie de VKI et de BFA étant ainsi respectées.

- le profil d'aile devrait être continu, afin de reproduire la distribution de pressions et de cisaillements de celui d'un Boeing 737-200ADV.

- la vitesse du tunnel d'air devrait varier avec le temps, selon la durée du décollage. Elle devrait croître de 0 à 60 m/s en 30 secondes, pour ensuite rester constante durant la rotation de l'aile. La rotation totale devrait durer environ 4 secondes.

- les tests devraient être réalisés à plusieurs températures comprises entre 0°C et -20°C.

Le modèle conçu et construit à partir de ces recommandations est constitué de 3 parties: deux portions latérales et une portion centrale.

Des tests préliminaires, à la température ambiante, ont d'abord été effectués dans le tunnel de l'Institut Von Karman (VKI) à Bruxelles. Ils ont été suivis par des essais à températures plus froides, effectués dans la soufflerie du Bundesversuchsun-

Forschungsungtalt Arsenal (BFA) à Vienne. Ces tests, utilisant cinq fluides différents, dont un newtonien et quatre non- newtoniens, ont montré que:

- la perte de portance d'une aile recouverte de fluide peut atteindre jusqu'à 17% par rapport à une aile propre.

- la perte de portance peut être corrélée avec la viscosité des fluides, elle-même fonction des températures spécifiques du test.

- la traînée tend à augmenter pour une aile contaminée.

- l'observation visuelle du mouvement de la couche du fluide durant les tests indique l'existence d'une séparation de l'écoulement près du bord de fuite, lors de la rotation de l'aile, en accord avec les valeurs de  $C_L$  aux grandes incidences.

- les tests réalisés dans la phase 1 l'ont été avec une épaisseur initiale du fluide de 4 mm. Quelques tests ont été repris avec une épaisseur initiale de 2 mm. Aucun effet significatif n'a été détecté sur la mesure de la perte de portance. Il faut juste souligner qu'il était très difficile d'appliquer uniformément la couche de fluide sur l'aile.

Il est très difficile d'étendre les résultats de la phase 2 à une aile réelle. Plusieurs différences existent en effet entre les tests de laboratoire et la réalité, comme l'absence des effets à trois dimensions, l'absence d'espaces entre les parties du modèle d'aile utilisé, et la vitesse de la soufflerie( 107 noeuds) qui est légèrement inférieure à celle de 130 à 145 noeuds qu'on retrouve en réalité . Enfin, la simulation en soufflerie néglige les forces d'inertie qui engendrent le déplacement de la couche du fluide, lors de la rotation de l'aile. Ces forces pouvant donc avoir un effet bénéfique sur l'élimination du fluide.

### 2.4.3 Phase 3 : modèle d'aile

L'objet de cette troisième phase (Carbonaro, 1987) était de poursuivre l'étude de la phase 2, en réalisant des tests à des températures froides, utilisant le même modèle d'aile et les mêmes procédures et instrumentation, mais avec les différences suivantes:

- des vitesses de la soufflerie plus élevées (130 à 145 noeuds), représentatives de celles de montée d'un Boeing 737.
- rotation de l'aile à des angles d'incidence plus bas ( $4^{\circ}$  à  $7^{\circ}$ ) correspondant à des coefficients de portance entre  $0,60 C_{Lmax}$  et  $0,75 C_{Lmax}$ , soit aux conditions de décollage avec 2 ou 1 moteur opérationnel.
- contrôle de la durée de la rotation de l'aile exactement à 4 - 5 secondes.

Les simulations ont été conduites en utilisant trois nouveaux fluides non- newtoniens antigivre.

Les conclusions principales de cette troisième phase sont comme suit:

- la perte de portance et la réduction du moment des forces pour une aile couverte de fluide, ainsi que le pourcentage de variation de ces quantités, relativement à une aile propre, peuvent être significatives.
- la variation du point d'application de la force de portance, par rapport au bord d'attaque est très petite, environ 1,6%. Elle est la même pour la plupart des fluides testés.
- l'épaisseur des films résidus du fluide non-newtoniens n'est pas uniforme sur l'aile, généralement de l'ordre de  $200 \mu m$ , près du bord de fuite, et de l'ordre de

100  $\mu\text{m}$ , au bord d'attaque. Dans le cas du fluide newtonien, cette épaisseur est moins grande, généralement inférieure à 50  $\mu\text{m}$ .

## 2.5 Conclusion

D'après l'historique, plusieurs recherches ont été réalisées sur les fluides dégivrants et antigivre et leurs effets sur la portance et la traînée. On se propose donc, dans ce présent travail, de reprendre le même genre de tests que ceux faits par le professeur M. Carbonaro, sur plaque plane et sur modèle d'aile, mais avec des fluides synthétiques, et sur des gammes d'épaisseurs initiales et de température plus étendues. L'étude rhéologique qui va suivre, ainsi que les tests réalisés sur le modèle d'aile, permettront de discerner l'effet propre de la viscosité sur la perte de portance.

## 3

# Etude rhéologique

Une mesure des propriétés rhéologiques s'avère nécessaire dans notre cas, étant donné que l'une des parties de notre travail consiste en l'étude de l'influence de la viscosité sur la perte de portance.

Les fluides expérimentés dans cette étude sont:

- un mélange d'éthylène-glycol et d'eau dans le rapport 50/50 en volume.
- le propanédiol à 100 %.
- un mélange de glycérol et d'eau dans le rapport 66/34.
- le produit A B C-3 de KILFROST.

Il s'agit ici de quatre produits synthétiques à base de glycol et un seul produit commercial. L'étude rhéologique de ces produits consiste en la mesure de leurs caractéristiques de viscosité, à l'aide du viscosimètre Brookfield.

### 3.1 Définitions

Un fluide est défini comme une substance qui se déforme continuellement sous l'action d'une tension de cisaillement. La viscosité d'un fluide représente la mesure de

sa friction interne. Autrement dit, la viscosité est la mesure de la résistance du fluide au cisaillement, et nous allons l'examiner sous cet aspect (Comolet. R, 1982).

L'unité fondamentale de la viscosité dynamique est le "poise" ou "centipoise". On peut exprimer également la mesure de la viscosité soit en "pascal.seconde" (Pa.s) ou en "millipascal.seconde" (mPa.s). Un "Pa.s" est égal à 10 poise et un "mPa.s", à un centipoise.

Pour un fluide newtonien, comme la plupart des dégivrants commerciaux et les produits synthétiques élaborés, la relation entre la viscosité dynamique ( $\mu$ ), la tension de cisaillement,  $\tau$ , et le gradient de vitesse  $dV/dy$  est,

$$\tau = \mu \, dV/dy \quad (3.1)$$

Lorsqu'un fluide ne peut être décrit par l'équation précédente, il est appelé fluide non-newtonien. D'après leur comportement au cisaillement, les fluides sont classés en trois catégories: les fluides invariants (en temps), les fluides variants (en temps) et les fluides viscoélastiques. Les fluides invariants peuvent être dilatants, plastiques ou pseudo-plastiques. Les fluides pseudo-plastiques montrent une diminution de viscosité avec une augmentation du cisaillement. Ce type de comportement d'écoulement est parfois appelé "cisaillement avec amincissement".

L'équation qui régit ce type de comportement est:

$$\tau = K \cdot (dV/dy)^n \quad (3.2)$$

où  $n$  est inférieur à 1.

Un résumé des principaux types de fluides non-newtoniens est donné sur le tableau 3.1 .

Tableau 3.1 Classification des fluides non-newtoniens

Catégorie	Classe	Caractéristiques	Exemples
indépendent du temps	pseudo plastique	diminution de viscosité si le cisaillement augmente	graisse mayonnaise
	dilatant	augmentation de viscosité si le cisaillement augmente	sable de la plage mouillé
	plastique	nécessite un niveau seuil de cisaillement pour que l'écoulement se produit	Ketchup dentifrice
dépendent du temps	thixotropique	diminution de viscosité avec le temps pour un taux de déformation constant	matière grasse peinture
	rhéopectique	la viscosité augmente avec le temps pour un taux de déformation constant	suspension de gypse
viscoélastique	viscoélastique	retourne élastiquement après les déformations causées par l'écoulement. propriétés visqueuses et élastiques	pâte de farine



La viscosité,  $\mu$ , de la plupart des fluides décroît si  $T$  augmente (c'est le contraire des gaz). La loi de variation est donnée par la formule de Walther (Comolet, 1982):

$$\mu = \exp \left[ (T_0/T)^m \cdot \log (\mu_0) \right] \quad (3.3)$$

où  $m$  est l'indice de viscosité absolue et  $\mu_0$  la viscosité à la température  $T_0$ .

Cette formule est utile pour les liquides visqueux présentant une grande variation de  $\mu$  en fonction de  $T$ . Pour les liquides peu visqueux, on a proposé des formules plus simples. par exemple, pour le mercure, on a proposé la relation dite de Koch:  $\mu \cdot T = 0,0468$ .

La viscosité,  $\mu$ , augmente avec la pression suivant une loi exponentielle:

$$\mu_p / \mu_{p_0} = a^{(p/p_0 - 1)} \quad (3.4)$$

où  $\mu_p$  est le coefficient de viscosité à la pression  $p$  et  $\mu_{p_0}$  est le coefficient de viscosité à la pression  $p_0$ .

## 3.2 Description du viscosimètre

La raison fréquente justifiant des mesures de propriétés rhéologiques peut être trouvée dans le contrôle de qualité des produits liquides qui se doivent d'être uniformes et cohérents d'un lot à un autre. Pour cela, la mesure de la viscosité s'avère être une mesure indirecte du niveau d'homogénéité et de la qualité du produit.

Pour nos mesures expérimentales de viscosité, on a utilisé un viscosimètre Brookfield LVT-DV-II de type digital. Cet appareil consiste en une tige métallique

tournant à différentes vitesses de rotation, qu'on immerge dans le fluide contenu dans un récipient en verre. Ce viscosimètre possède un ensemble de tiges de différentes géométries, de façon à obtenir la meilleure précision dans l'intervalle de viscosités du produit.

Le viscosimètre Brookfield est un système rotationnel. Il mesure le moment de torsion requis pour faire tourner la tige immergée dans le fluide. Cette tige est actionnée par un moteur synchrone à travers un ressort calibré. La déflexion de ce ressort est indiquée par le cadran. En utilisant plusieurs vitesses de transmission et des tiges interchangeables, une variété d'intervalles de viscosité peut être mesurée.

Pour une viscosité donnée, la résistance visqueuse à l'écoulement (indiquée par le degré de rotation du ressort) est proportionnelle à la vitesse de rotation de la tige, elle-même fonction de sa géométrie.

La résistance augmentera si la taille de la tige et/ou la vitesse de rotation varie. Il suit donc que, pour une géométrie donnée et une vitesse de rotation de la tige, une augmentation de la viscosité est indiquée par une augmentation de la déflexion du ressort.

En général, pour n'importe quel modèle de viscosimètre, l'échelle minimum est obtenue en utilisant la tige de plus grand diamètre à la plus grande vitesse de rotation, et l'échelle maximum en utilisant la plus petite tige à la plus basse vitesse de rotation. Un croquis général du viscosimètre est montré sur la figure 3.1a. Les différentes géométries des tiges disponibles dans notre laboratoire sont également montrées sur la figure 3.1b.

Dans le but d'assurer une bonne précision ainsi qu'une reproductibilité satisfaisante dans la mesure de la viscosité, la température doit être parfaitement contrôlée. Dans ce but, on utilise un petit adaptateur ainsi qu'un réservoir à circulation

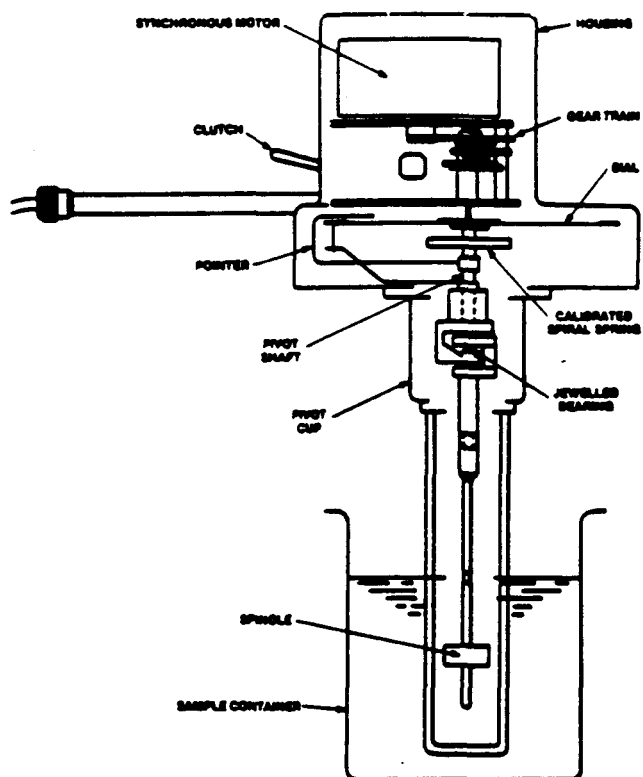


Figure 3.1a Description du viscosimètre

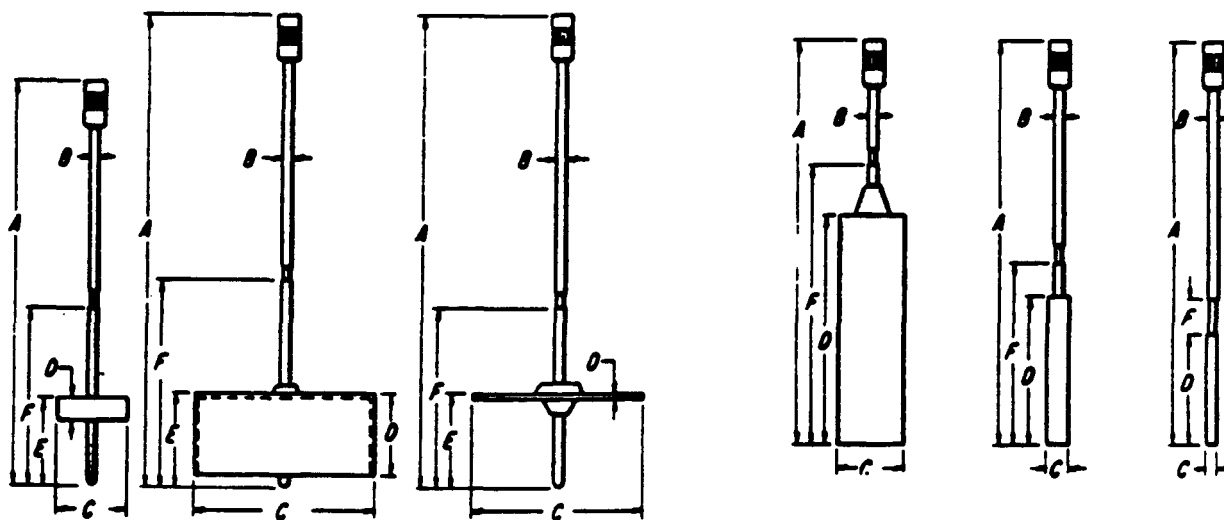


Figure 3.1b Géométrie des tiges du viscosimètre

permettant d'assurer une température quasiment stable, pour toute la durée de la mesure, aux différentes vitesses de rotation. Le petit adaptateur consiste en un cylindre coaxial pouvant utiliser, suivant le modèle sélectionné, des contenants de différents volumes. Il est connecté à un bain à circulation de glycol, à température contrôlée dans un intervalle de températures allant de  $-30^{\circ}\text{C}$  à un maximum de  $100^{\circ}\text{C}$ .

### 3.3 Résultats expérimentaux de viscosité

Comme mentionné précédemment, la viscosité des quatre fluides utilisés a été mesurée. À partir des lectures prises sur le viscosimètre, pour différentes vitesses de rotation du mandrin, nous pouvons évaluer la viscosité dynamique. À rappeler que la viscosité cinématique peut être calculée à partir de la viscosité dynamique en la divisant par la densité. Le viscosimètre mesure la perte du moment maximum fourni par son moteur et indique cette mesure à l'affichage en pourcentage (%). Un simple bilan de force montre que la perte de moment du moteur est égale à la friction dissipée dans le fluide.

Pour mieux analyser les résultats obtenus, on présente les valeurs de viscosité mesurées sous forme de tableaux (tableaux 3.2 à 3.5), avec aussi les conditions expérimentales de température et de vitesses de rotation en RPM (rotation par minute). Les précisions des mesures, pour chaque vitesse de rotation, sont aussi indiquées sur ces tableaux. Les mêmes résultats sont montrés sur les figures 3.2, 3.3, 3.4 et 3.5, afin de permettre de discerner le caractère newtonien ou non newtonien de chacun des fluides étudiés.

Pour le mélange synthétique **glycérol+eau (66/34)**, les valeurs de viscosités obtenues sont montrées sur le tableau 3.2. On remarque, à partir d'une vitesse de

rotation supérieure à 1,5 RPM, une certaine stabilité dans les valeurs de viscosité. Par exemple, pour une température de  $-25^{\circ}\text{C}$ , et pour un RPM supérieur à 1,5, les valeurs de la viscosité restent relativement stable, étant comprises entre 680 et 700 centipoises. Cette stabilité est caractéristique d'un fluide newtonien. La figure 3.2 représente les données du tableau 3.2 en fonction de la vitesse de rotation. Cette figure illustre le comportement newtonien du fluide, avec à chaque température, une droite horizontale caractéristique.

Les tableaux 3.3 et 3.4, ainsi que les figures 3.3 et 3.4, confirment, pour leur part, le comportement newtonien des deux fluides synthétiques utilisés à base du propanédiol et de l'éthylène glycol +eau (50/50). Parmi les fluides qu'on vient de voir, le propanediol est le produit présentant les plus grandes valeurs de viscosité, tandis que l'éthylène glycol+eau est celui dont la viscosité est la plus faible..

On peut remarquer aussi que pour ces trois fluides, la viscosité diminue considérablement au fur et à mesure qu'augmente la température.

Les mesures de viscosité permettent d'affirmer que, pour une température donnée, la viscosité des trois produits synthétiques restera constante quelque soit le cisaillement appliqué. Ce caractère newtonien de nos produits s'avère très important. Il permet en effet de faire varier la viscosité à partir d'une seule variable, la température, limitant ainsi à un seul facteur, l'étude de l'effet des fluides sur la perte de portance.

Le quatrième fluide étudié est un fluide antigivre commercial ABC3. En analysant de plus près les valeurs de viscosité mesurées (tableau 3.5), on remarque que, pour chaque température donnée, la viscosité diminue au fur et à mesure qu'augmente la vitesse de rotation du mandrin, autrement dit le cisaillement. Par exemple, à une température de  $-25^{\circ}\text{C}$ , la viscosité passe de 1400 cp pour 0,3 RPM à 743 cp pour 30 RPM. Les courbes graphiques de la viscosité en fonction du RPM

Tableau 3.2 Valeurs de viscosité pour le mélange glycérol / eau (66/34)

DESCRIPTION DE L'ECHANTILLON					VISCOSIMETRE BROOKFIELD LVT-DV-II			
glycérol +eau (66/34)					NUMERO MANDRIN #2			
VALEURS VISCOSITE (mPa.s)								
T (°C)	RPM							
	0,3	0,6	1,5	3	6	12	30	60
-25	1000	800	700	680	685	690	694	---
-20	700	450	420	380	405	410	407	399
-15	200	200	240	240	255	252	250	245
-10	<100	100	140	150	160	155	160	157
-5	<100	50	100	100	100	102	105	105
0	<100	<50	60	60	70	72	73	73
5	<100	<50	40	50	45	50	54	54
10	<100	<50	40	40	35	40	40	40
15	<100	<50	40	30	20	27	31	31
20	<100	<50	<20	20	15	22	26	26

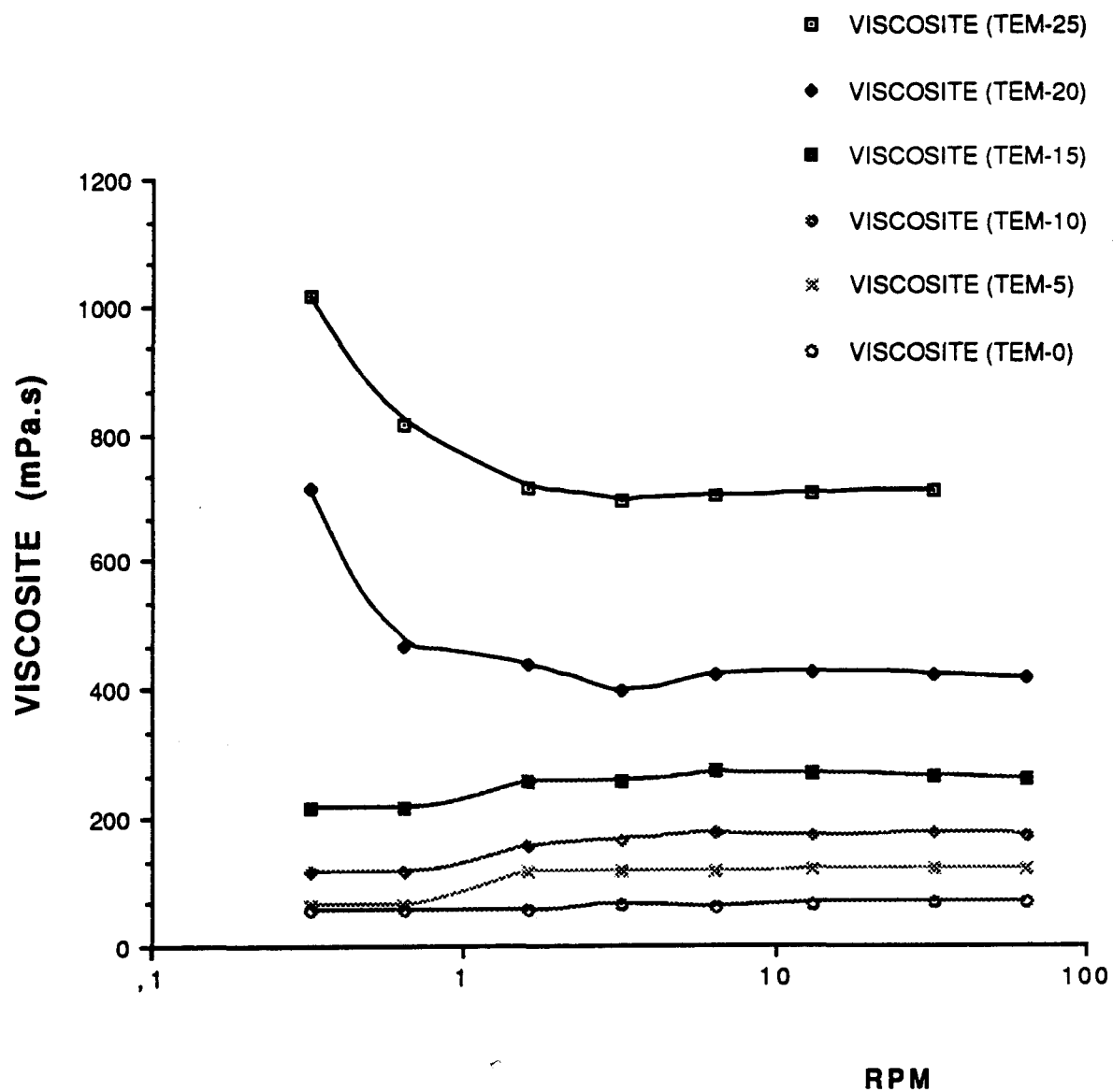


Figure 3.2 Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le mélange Glycérol/eau à différentes températures.

Tableau 3.3 Valeurs de viscosité pour le produit propanediol

DESCRIPTION DE L'ECHANTILLON propanediol					VISCOSIMETRE BROOKFIELD LVT-DV-II NUMERO MANDRIN #2			
VALEURS VISCOSITE (mPa.s)								
T (°C)	RPM							
	0,3	0,6	1,5	3	6	12	30	60
-25	2900	2850	2800	2820	2805	---	---	---
-20	2100	2150	1840	1810	1780	1755	---	---
-15	1000	950	1000	990	1000	1007	---	---
-10	500	550	600	600	605	612	615	---
-5	400	350	360	370	380	382	380	372
0	200	200	220	240	250	252	249	246
5	<100	100	140	150	160	165	169	167
10	<100	<100	80	110	105	112	114	113
15	<100	<100	60	70	70	77	78	78
20	<100	<100	40	50	50	55	56	57



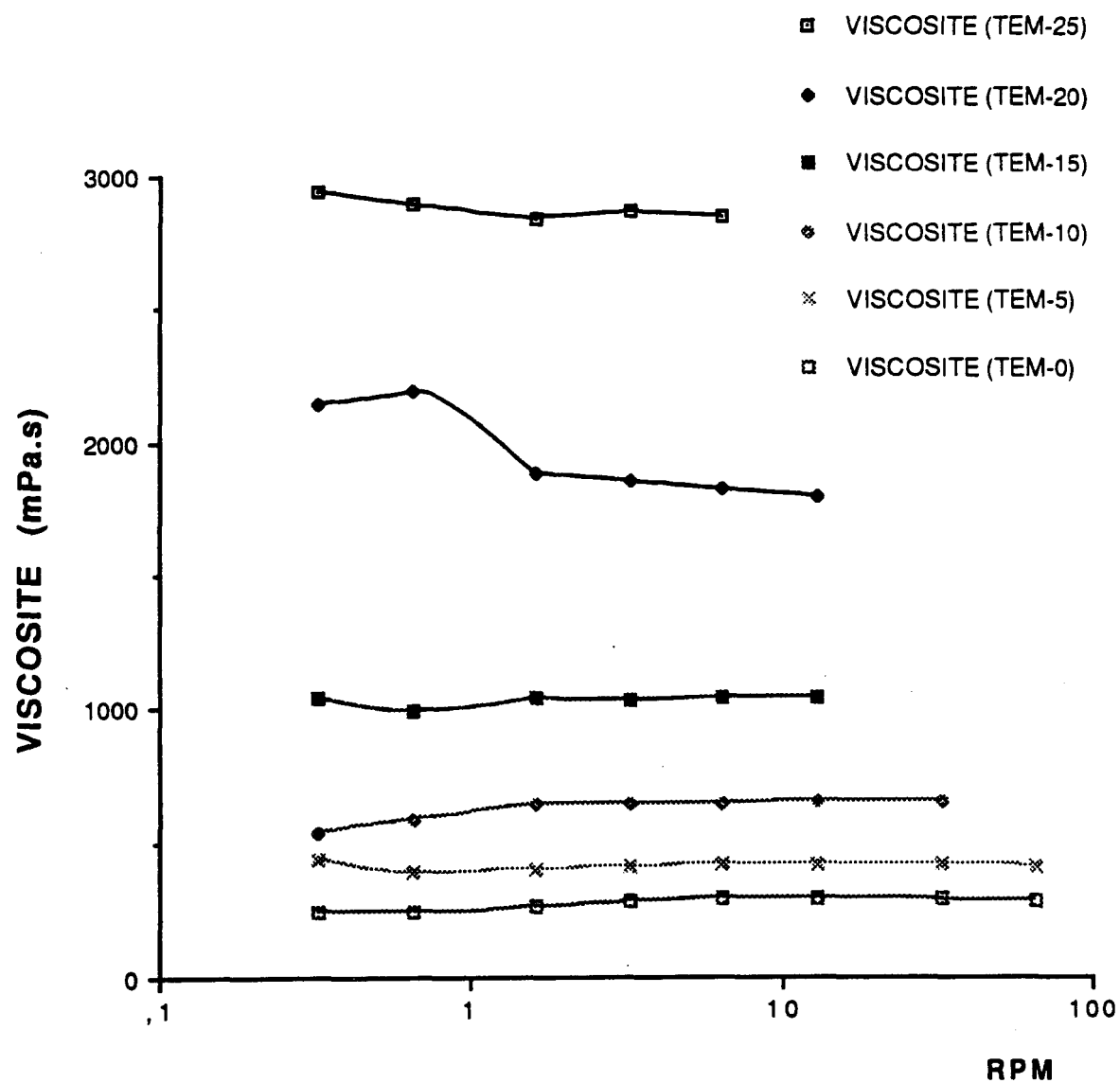


Figure 3.3 Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le produit propanédiol à différentes températures.

**Tableau 3.4 Valeurs de viscosité pour le mélange éthylène- glycol / eau (50/50)**

DESCRIPTION DE L'ECHANTILLON					VISCOSIMETRE BROOKFIELD LVT-DV-II			
éthylène-glycol+eau (50/50)					NUMERO MANDRIN #2			
VALEURS VISCOSITE (mPa.s)								
T (°C)	RPM							
	0,3	0,6	1,5	3	6	12	30	60
-25	100	70	40	34	35	35	35,5	35,9
-20	60	50	28	26	24	25	25	25,5
-15	50	30	16	16	18	18	18,5	19,2
-10	60	25	12	12	13	13	14,2	15
-5	60	20	12	10	10	10	11	11,8
0	<20	20	8	8	7	8	8,6	10
5	<20	20	8	6	6	6,5	7,2	8,6
10	<20	20	8	6	5	5,5	5,8	7,6
15	<20	20	8	4	4	4,5	4,8	6,6
20	<20	<10	<4	<2	3	3,5	3,8	5,8

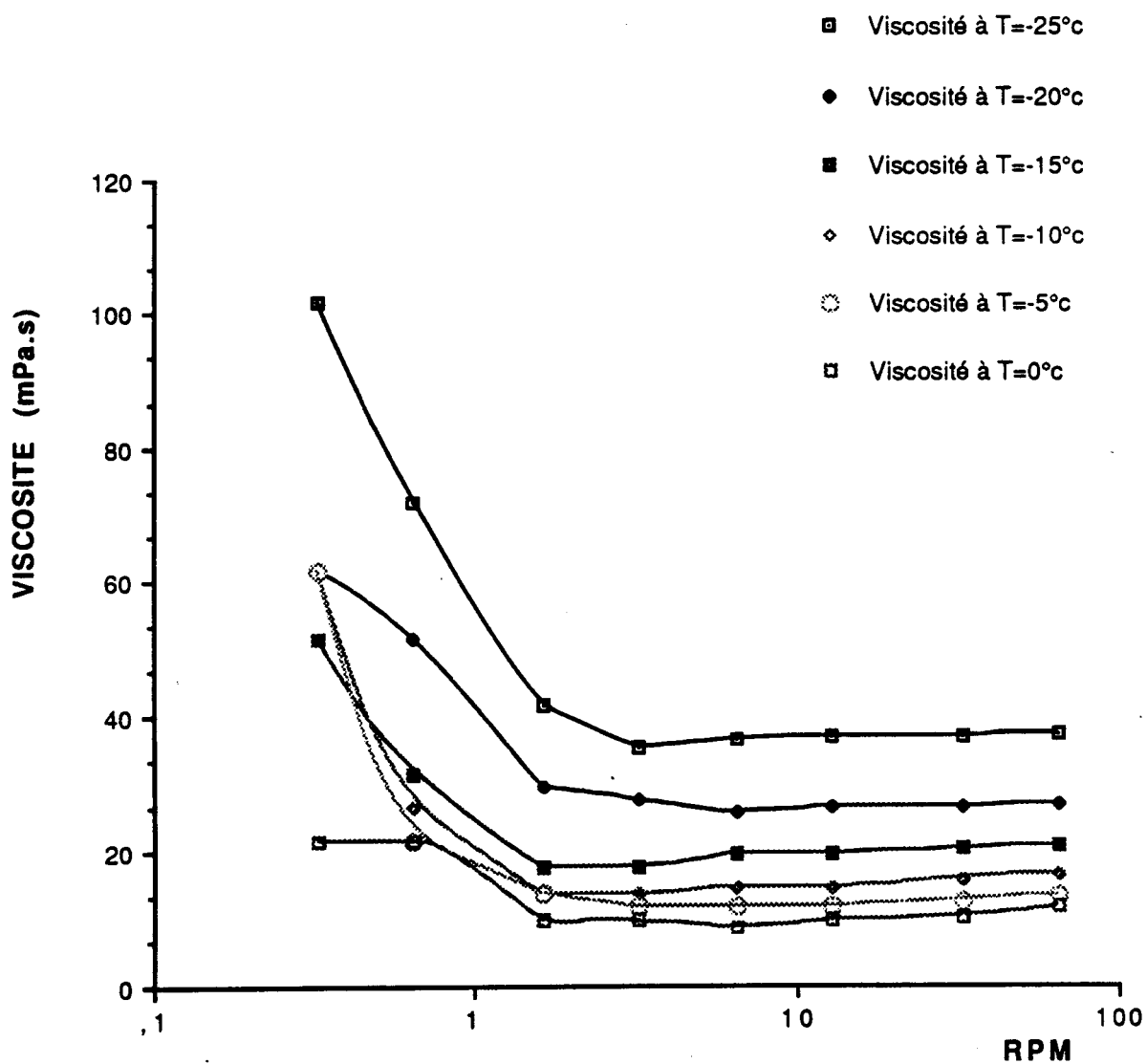


Figure 3.4 Courbe de viscosité en fonction du RPM pour le mélange éthylène-glycol/eau à différentes températures.

fonction du RPM, présentée sur la figure 3.5, sont représentatives de celles des fluides pseudo-plastiques.

Une autre caractéristique qu'on peut tirer du tableau 3.5, est que le fluide ABC -3, contrairement aux trois autres liquides, présente une augmentation de viscosité au fur et à mesure qu'il est chauffé de  $-30^{\circ}\text{C}$  à  $0^{\circ}\text{C}$ , suivi d'une diminution entre  $0^{\circ}\text{C}$  et  $+20^{\circ}\text{C}$ .

### 3.4 Valeur des viscosités au décollage

La viscosité des fluides est mesurée pour des vitesses de rotation précises du mandrin du viscosimètre, autrement dit, pour des cisaillements et des taux de déformations spécifiques. Ce qui est important pour nous, c'est de déterminer les valeurs de viscosité des fluides pour les décollages simulés en soufflerie, soit en condition de cisaillements correspondant aux vitesses d'écoulement autour de 60 m/sec. Pour les fluides newtoniens, la viscosité est indépendante du cisaillement, n'étant fonction que de la température, il reste donc à calculer la valeur de celle de l'ABC-3 à la vitesse du décollage de 60m/s.

#### 3.4.1 Méthode d'estimation de la viscosité

Nous pouvons nous référer à l'article AR-82 de Brookfield [2] (Brookfield, 1989), où l'évaluation empirique de certaines constantes permet de déterminer le cisaillement directement à partir de la lecture du viscosimètre. Il est suggéré de calculer le cisaillement à partir de l'équation suivante:

**Tableau 3.5 Valeurs de viscosité pour le produit ABC-3**

DESCRIPTION DE L'ECHANTILLON kilfrost ABC-3					VISCOSIMETRE BROOKFIELD LVT-DV-II NUMERO MANDRIN #2			
VALEURS VISCOSITE (mPa.s)								
T (°C)	RPM							
	0,3	0,6	1,5	3	6	12	30	60
-25	1400	1200	1080	980	910	840	743	---
-20	1500	1350	1160	1040	930	832	708	---
-15	2700	2200	1700	1430	1200	1010	801	---
-10	4500	3400	2460	1950	1555	1250	937	---
-5	6100	4450	3080	2360	1830	1362	956	---
0	7000	5000	3320	2460	1865	1422	999	---

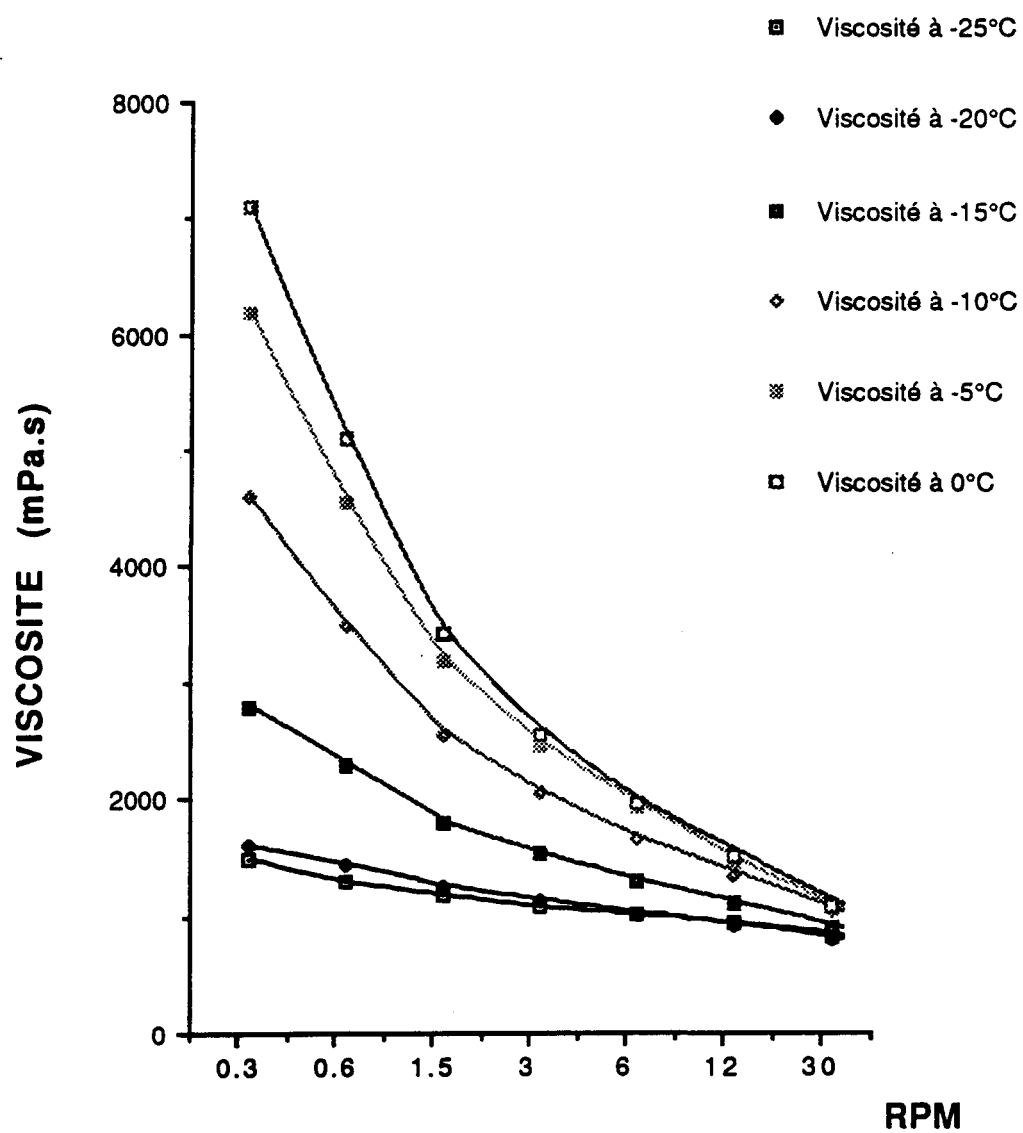


Figure 3.5 Courbes de viscosité en fonction du RPM pour le produit ABC-3 à différentes températures.

$$\tau = K \cdot V_i \quad (3.5)$$

où  $K$  est une constante dont la valeur dépend de chaque mandrin et  $V_i$  est la lecture en % du viscosimètre.

L'indice  $i$  correspond aux différentes vitesses de rotation du mandrin à laquelle la viscosité a été mesurée.

Pour l'ABC-3, les mesures de viscosité ont été faites par le mandrin #2, dont la constante  $K$  vaut 0,119.

A la température  $-25^{\circ}\text{C}$ , les valeurs du cisaillement créé par le mandrin #2 sur le fluide ABC-3, à différentes vitesses de rotation, sont données sur le tableau 3.6 .

Tableau 3.6 Valeurs calculées du cisaillement crée sur le fluide ABC-3  
par le mandrin, à la température  $-25^{\circ}\text{C}$

vitesse de rotation en RPM	lecture du viscosimètre en %	facteur de correction	viscosité en mPa.s	cisaillement en Pa
0,3	1,4	1000	1400	0,166
0,6	2,4	500	1200	0,285
1,5	5	200	1080	0,642
3	9,8	100	980	1,166
6	18,2	50	910	2,166
12	33,6	25	840	3,998
30	74,3	10	743	8,842

On peut calculer, avec la loi de Prandth, le cisaillement créé par l'air à l'interface air-fluide (s'il est en soufflerie, applicable au modèle d'aile), pour les conditions suivantes:

$U = 60 \text{ m/s}$  vitesse dans la soufflerie.

$\rho = 1,413 \text{ Kg/m}^3$  densité de l'air à  $-25^\circ$ .

$\mu = 1,58 \cdot 10^{-5} \text{ Pa.s}$  coefficient de viscosité dynamique de l'air à  $-25^\circ\text{C}$ .

$$\nu = \mu / \rho$$

$\nu = 1,118 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$  coefficient de viscosité cinématique de l'air à  $-25^\circ\text{C}$

$c = 0,307 \text{ m}$  corde du modèle d'aile.

En utilisant la loi de PRANDHT, on obtient :

$$\tau = 0,0135 \cdot [(\rho) \cdot (\nu)^{1/7} \cdot (U)^{13/7}] / (c)^{1/7} \quad (3.6)$$

On trouve :

$$\tau = 8,891 \text{ Pa}$$

Par interpolation dans le tableau 3.6, on obtient :

$$\mu = 737 \text{ mPa.s}$$



De la même manière, on peut calculer la viscosité de l'ABC-3 à différentes températures. Les valeurs obtenues avec la relation 3.7 sont données sur le tableau 3.7.

Tableau 3.7 Valeurs de viscosité de l'ABC-3 correspondant au cisaillement  
équivalent à la vitesse en soufflerie de 60 m/s

Température (en °C)	Viscosité (en mPa.s)
-20	708,5
-15	814
-10	1033
-5	1152,5
0	1219

## 4

# Etude aérodynamique sur plaque plane

## 4.1 Introduction

Se basant sur le travail expérimental effectué à VKI et qu'on a vu d'ailleurs dans l'historique, la compagnie Boeing a mis au point une procédure normalisée d'essai permettant de contribuer à la rédaction des normes américaines sur le sujet. L'Université du Québec à Chicoutimi, et précisément le laboratoire du Groupe de Recherche en Ingénierie de l'Environnement Atmosphérique "GRIEA" fut choisi, afin d'y établir un centre d'expertise complet dans le domaine.

La procédure expérimentale, mise en place en soufflerie réfrigérée, consiste à soumettre un film de fluide antigivre de 2 mm d'épaisseur, étalé sur une plaque plane, à une accélération de la vitesse de 0 à 65m/s, simulant le décollage d'un gros transporteur, et ceci pendant 60 secondes. L'épaisseur du déplacement de ce qu'on appelle la couche limite (EDCL) est mesuré à 30 secondes, par différence de la pression statique à l'entrée et la sortie. La présente étude utilise la même technique expérimentale utilisant une plaque plane, à la différence que les fluides sont évalués pour différentes épaisseurs initiales, la gamme d'épaisseurs s'étendant de 50  $\mu\text{m}$  à 4 mm. Ce travail nous permettra d'étudier l'effet de ce dernier paramètre sur la

variation de la valeur de l'EDCL, tout en étant complémentaire à celui du professeur Carbonaro.

## 4.2 Exposé théorique et définitions

Dans la théorie des fluides parfaits incompressibles, la répartition des vitesses ou des pressions, ainsi que la forme des lignes de courant, sont déterminés par la géométrie des parois limitant l'écoulement, ne dépendant pas de la nature du fluide envisagé.

Dans le cas des fluides réels, donc visqueux, les solutions proposées par la théorie des fluides incompressibles sont conformes aux données expérimentales seulement si on considère les zones éloignées des parois. Dans les voisinages immédiats de celles-ci, elles ne conviennent plus du tout. Ce fait est singulier, car les conditions aux limites sont différentes dans les deux cas: avec un fluide parfait, on admet le glissement des particules sur les parois solides, tandis qu'avec un fluide visqueux, on admet qu'il y a adhérence. Donc, il existe, tout près des parois solides, une région transitoire où l'écoulement se fait différemment, qu'on appelle **la couche limite (CL)**.

L'épaisseur de la couche limite ( $\delta$ ) correspond à la hauteur perpendiculaire à l'écoulement (et aussi perpendiculaire à la paroi) où la vitesse atteint 99% de la vitesse extérieure ( $U_e$ ).

Pour une couche limite sur une plaque sèche, la vitesse à la paroi est obligatoirement nulle; cependant plus on s'éloigne de la paroi, plus la vitesse augmente et ce de façon asymptotique, jusqu'à l'obtention de la vitesse de

l'écoulement extérieur. Si dans la couche limite, les effets de viscosité sont très importants, au-delà de celle-ci, ils deviennent pratiquement négligeables.

Il y a deux types de couches limites, dépendamment du régime d'écoulement : la couche limite laminaire, caractérisée par un profil de vitesses paraboliques, et la couche limite turbulente. Dans cette dernière, la vitesse est dans l'ensemble plus voisine de la valeur extérieure que dans la couche laminaire. Près de la paroi, les gradients de vitesse deviennent plus importants, et par conséquent, les forces de viscosité augmentent ainsi que le frottement sur la paroi.

L'épaisseur de la couche limite n'est pas la même tout le long d'une paroi. Le fluide étant progressivement freiné, l'épaisseur de la couche limite croît d'amont en aval et sa valeur sera plus grande en régime turbulent qu'en régime laminaire. Les répartitions des vitesses et des pressions se trouveront modifiées à travers la couche limite.

Afin d'illustrer ces dernières notions, on va considérer l'écoulement de l'air sur une plaque plane. En dehors de la couche limite, l'écoulement est à potentiel et l'équation de Bernouilli peut s'appliquer ( $P + 1/2 \rho v^2 = \text{cte}$ ). Les profils des vitesses et de la pression restent constants. La pression statique reste constante à travers l'épaisseur de la couche limite. Elle a pour valeur celle de la pression dans l'écoulement à potentiel près de la couche limite en cet endroit.

Si le nombre de Reynolds, défini par  $Re = U_e \cdot L \cdot \rho_{\text{air}} / \mu_{\text{air}}$ , reste inférieur à une certaine valeur (généralement de l'ordre de  $5 \cdot 10^5$ ), la couche limite reste laminaire. Les calculs de Blasius ont donné:

$$\delta = 4,92 \cdot Re_x^{-1/2} \cdot x \quad (4.1)$$

$$C_f = 1,328 \cdot Re_x^{-1/2} \quad (4.2)$$

où  $\delta$  est l'épaisseur de la couche limite et  $C_f$  le coefficient de frottement.

Si on augmente le nombre de Reynolds, on constate qu'à partir d'une certaine valeur ( $5 \cdot 10^5$ ) de celui-ci, la couche limite devient turbulente. Les résultats classiques de Schlichting sont :

$$\delta = 0,154 \cdot Re_x^{-1/7} \cdot x \quad (4.3)$$

$$C_f = 0,044 \cdot Re_x^{-1/6} \quad (4.4)$$

Nous remarquons que pour un même nombre de Reynolds:

- L'épaisseur de la couche limite est plus importante en régime turbulent qu'en laminaire.
- Le frottement est plus important dans la couche limite turbulente, et est d'un ordre inversement proportionnel au nombre de Reynolds.

Dans notre cas, l'intérêt est de représenter le développement de la couche limite de l'écoulement d'air sur une plaque plane recouverte d'un film de fluide d'épaisseur  $d$ . A priori, selon les termes même de la définition précédente, nous pouvons nous attendre au développement de deux couches limites, l'une dans l'air et la seconde dans le fluide.

La première couche limite se développe dans l'air au dessus du film de liquide, soit la couche limite de l'air. Elle génère une force de friction à l'interface liquide-air qui entraîne le liquide à une certaine vitesse d'écoulement ( $U_i$ ). La figure 4.2 présente

une esquisse des profils de vitesses dans l'air et dans le liquide, l'écoulement dans le film fluide étant représenté de façon linéaire.

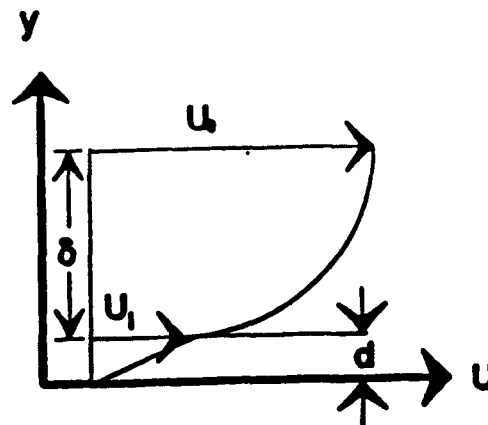


Figure 4.1 Profils de vitesses dans l'air  
et dans le liquide

L'épaisseur du déplacement de la couche limite (EDCL) (dite aussi épaisseur de refoulement), notée  $\delta^*$ , est l'épaisseur qu'il faut ajouter au-dessus de la surface de la paroi solide pour avoir le même débit fluide, à vitesse uniforme  $U_e$ , à travers une section droite donnée. On pourrait définir aussi l'épaisseur de la quantité de mouvement, notée  $\theta$ , et l'épaisseur de l'énergie de la couche limite, notée  $\delta_e^*$  et qui représentent successivement les épaisseurs qu'il faut ajouter à la surface solide pour avoir le même débit de quantité de mouvement linéaire et le même débit d'énergie cinétique à travers une section droite donnée, dans le cas d'une vitesse uniforme. Il serait important de mentionner que l'EDCL, qu'on rencontre toujours dans la théorie,

est l'un des paramètres, servant à caractériser la couche limite, qui est le plus facile à mesurer au laboratoire.

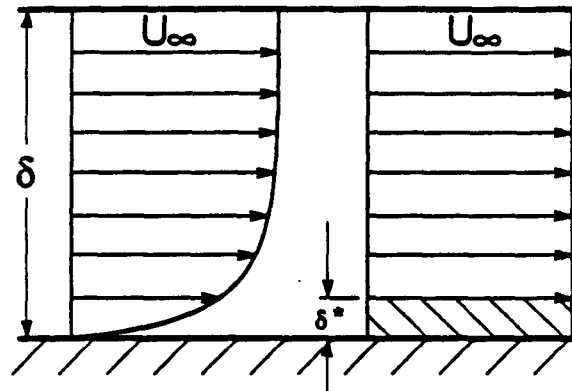


Figure 4.2 Epaisseur de déplacement de la couche limite

Les travaux réalisés par le professeur Carbonaro à VKI (Carbonaro 1986 et 1987) ont montré que la perte de portance et l'EDCL sont deux variables dépendantes l'une de l'autre (voir corrélation présentée à la figure 4.3). C'est pourquoi, l'évaluation de l'EDCL sur une plaque plane couverte de fluide a été jugée suffisante pour prédire la valeur de la perte de portance que pourra causer le même fluide, appliqué sur l'aile d'un avion.

Dans la détermination de la valeur de l'EDCL, il est très important que la variation de la vitesse avec le temps corresponde à la rampe de vitesse au décollage pour le type d'avion qu'on étudie.

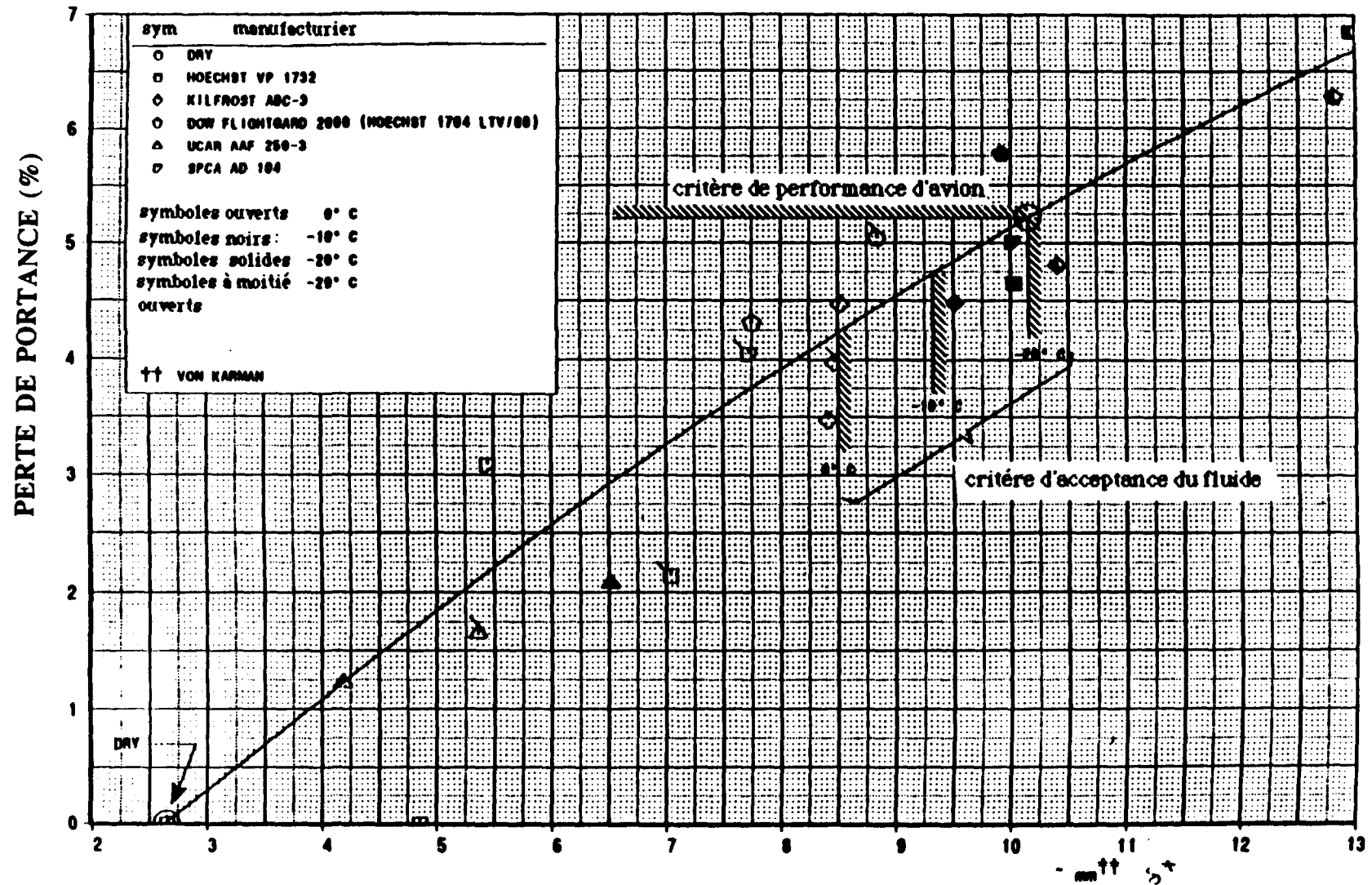


Figure 4.3 Corrélation perte de portance - EDCL faite par M. Carbonaro (VKI)



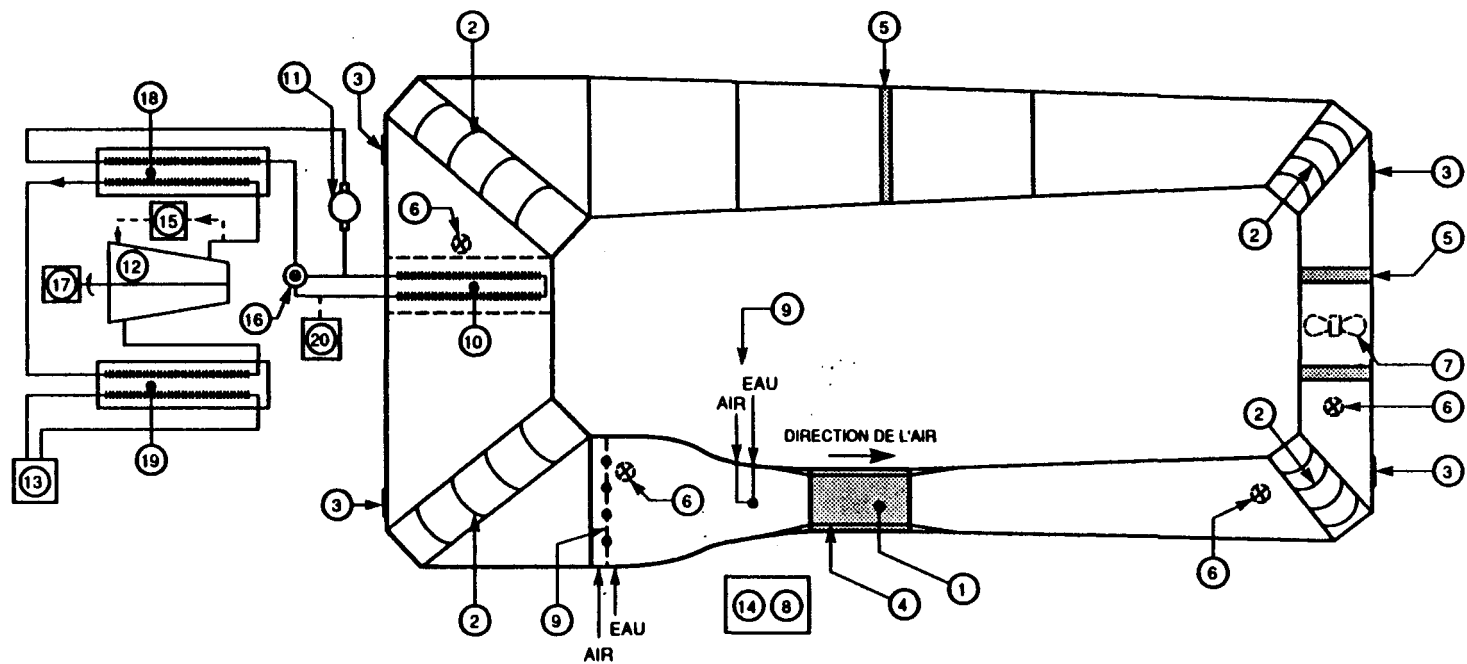
## **4.3 Montage expérimental**

### **4.3.1 Description de la soufflerie réfrigérée**

La soufflerie réfrigérée utilisée pour les essais aérodynamiques est montrée sur la figure 4.4. Il s'agit d'un circuit, à retour simple et à écoulement continu, fermé sur une section appelée "section d'essai" dont les dimensions sont, 0,6 m (24 in) de hauteur, 0,5 m (20 in) de largeur et 1,32 m (52 in) de longueur. Cette section d'essai est montrée sur la figure 4.5. La soufflerie est réfrigérée par un système de refroidissement de puissance de 75 kW, relié à un échangeur de chaleur localisé dans la section à basses vitesses du tunnel ( Laforte.J.L, G.Bouchard et P.R Louchez, 1991).

Cet échangeur de chaleur est alimenté par une recirculation d'un mélange de glycol à un débit variant entre 0 et 20 L/min, ajustable par le biais d'une valve HONEYWELL M945B, contrôlée par un micro-ordinateur OMEGA 6000.

La température de l'air est mesurée à différentes positions dans le tunnel par une thermistance (COLE PARMER 8502-16). Dans le but de limiter à  $\pm 0,5^{\circ}\text{C}$ , les fluctuations de la température de l'air durant la simulation du décollage, un contrôleur ouvert-fermé auxiliaire est utilisé pour maintenir le circuit de glycol dans un intervalle prédéterminé de température. Ce système maintient la recirculation du glycol à une température n'excédant pas de  $3^{\circ}\text{C}$  la température sélectionnée pour le test. Le tableau 4.1 montre les valeurs des points de référence pris dans les tests.



0 1 2 m

1	SECTION D'ESSAI	11	POMPE À GLYCOL
2	DÉFLECTEURS DE COIN	12	COMPRESSEUR (75 TONNES)
3	PORTES D'ACCÈS	13	EAU DE REFROIDISSEMENT
4	PANNEAUX LATÉRAUX	14	TABEAU 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

Figure 4.4 Schéma de la soufflerie réfrigérée

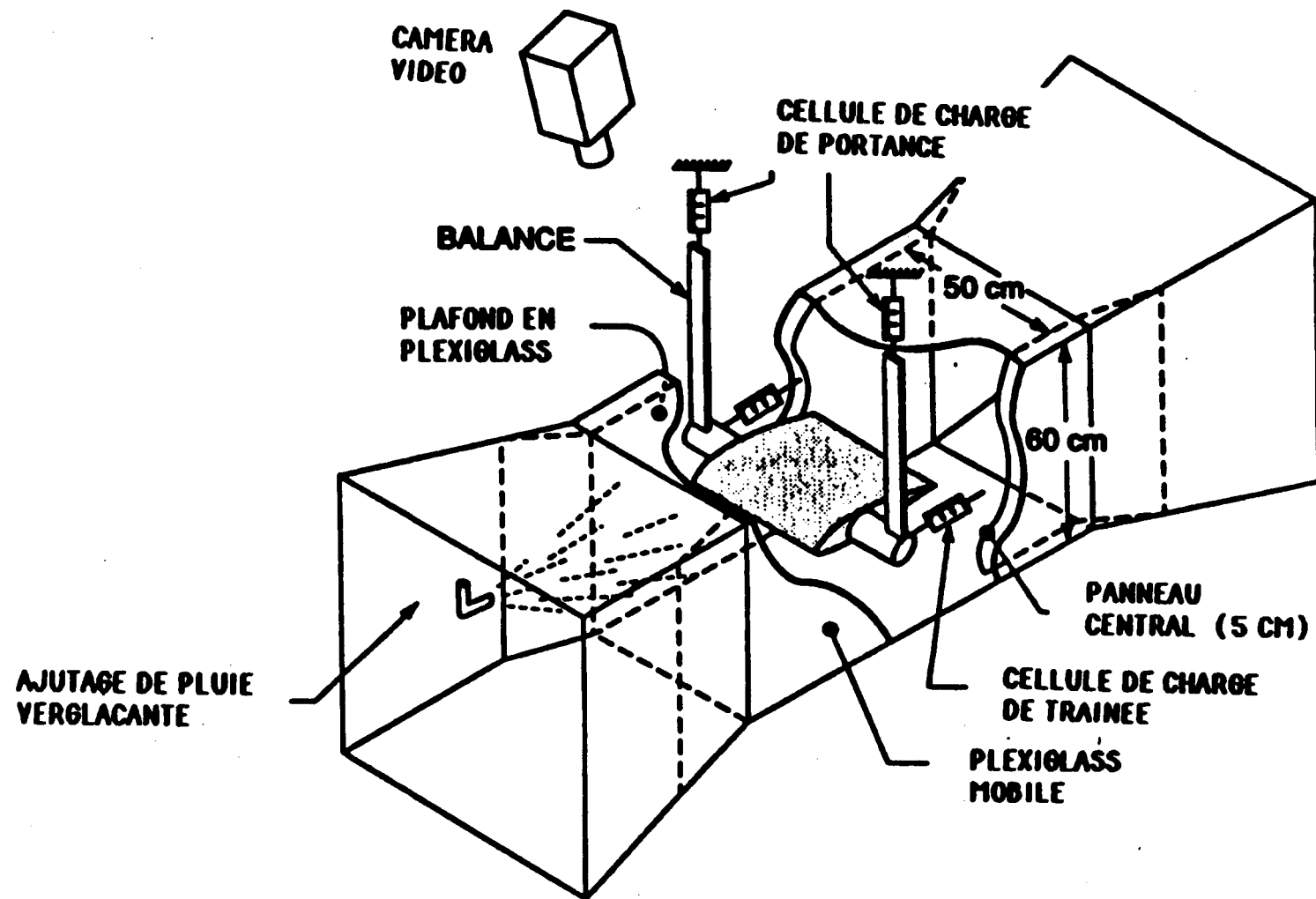


Figure 4.5 Section d'essai de la soufflerie réfrigérée

Tableau 4.1 Valeurs des températures de référence  
pour le glycol

aile	glycol
0°C	-10°C
-10°C	-20°C
-20°C	- 25°C

Avec le contrôleur, la température de l'air à l'intérieur de la section d'essai peut être maintenue entre +25°C et -30°C avec une précision de  $\pm 0,5^\circ\text{C}$ . Le conduit, utilisé pour les tests sur plaque plane, est une boîte rectangulaire ayant  $10 \times 30 \text{ cm}^2$  de section et 1,5 m de long, qui est insérée dans la veine d'essai de la soufflerie. Une description détaillée du dispositif est présentée sur la figure 4.6 . Puisque la plaque plane est en fait la paroi inférieure de la conduite rectangulaire, plusieurs précautions doivent être prises concernant la hauteur et la largeur de ce conduit.

La hauteur et ses variations par rapport à la distance longitudinale peuvent affecter l'épaisseur de la couche limite, à travers l'effet convergent créé par les couches limites développées sur les quatres murs du conduit. La géométrie sélectionnée, montrée sur la figure 4.6, correspond à celle proposée par le professeur Carbonaro.

Dans le cas où il n'y a pas de fluide, le conduit est légèrement divergent, la vitesse de l'air étant diminuée à peu près de 2% à la section de sortie, par rapport à la vitesse à l'entrée. Dans le cas où on a un fluide, le conduit se comporte comme un

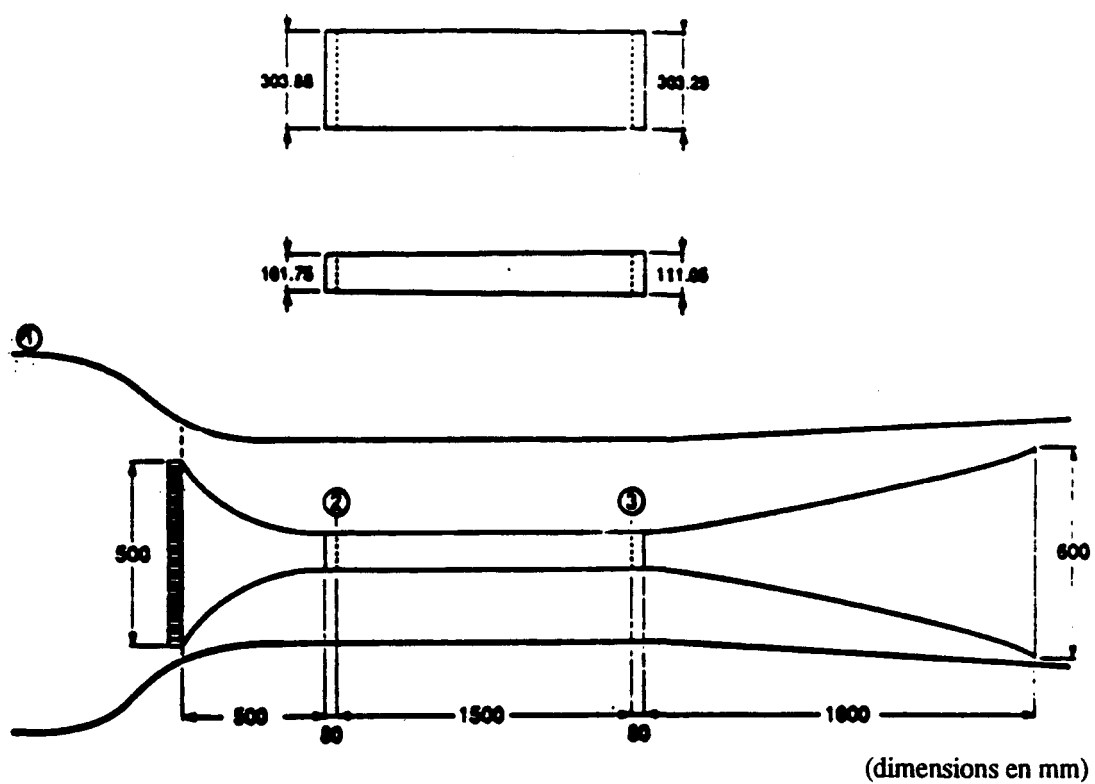


Figure 4.6 Description du conduit rectangulaire

convergent, la vitesse de l'air augmente jusqu'à plus de 10% à la sortie. En terme de vitesse, le montage est pratiquement indépendant de l'épaisseur de la couche limite.

### 4.3.2 Procédure expérimentale

#### 4.3.2. 1 Mesure de vitesses

La vitesse est mesurée à partir des pressions différentielles. Notons  $P_1$  la pression statique prise dans la section à basse vitesse dans la soufflerie (section  $A_1$ ), et  $P_2$  la pression statique à la section 2 du conduit (section  $A_2$ ). La vitesse  $V_2$  à la section 2 est obtenue par:

$$V_2 = \left( \frac{2}{\rho_a} \right)^{1/2} \cdot ((P_1 - P_2) / (1 - (A_1/A_2)^2))^{1/2} \quad (4.5)$$

Le terme  $\rho_a$  représente la densité de l'air dérivée de l'équation:

$$\rho_a = 1,291 - 0,0053 T_a \quad (4.6)$$

où  $T_a$  est la température de l'air en °C.

#### 4.3.2. 2 Mesure de l'EDCL

On définit  $\delta_d^*$  la valeur de l'EDCL pour les parois du conduit non couvertes par le fluide durant l'expérience. On définit  $\delta_f^*$  la valeur de l'EDCL sur la surface inférieure couverte par le fluide. Nous allons introduire par convenance,  $\delta_{moy}^*$ , laquelle représente la valeur moyenne périmétrique de  $\delta_d^*$  et  $\delta_f^*$ .

L'EDCL mesurée correspond à celle de la section 3. Les pressions statiques sont notées ,  $P_2$  et  $P_3$ , les vitesses,  $V_2$  et  $V_3$ , les sections,  $A_2$  et  $A_3$ . Les largeurs, hauteurs et périmètres sont pour leur part notés  $b_2, h_2, c_2$  et  $b_3, h_3, c_3$ . On obtient, après calcul, les valeurs de  $\delta_{moy}^*$  et de  $\delta_f^*$ .

$$\delta_{moy}^* = 1/c_3 [ A_3 - A_3 ((P_1 - P_2)/((P_1 - P_2) + (P_2 - P_3)))^{1/2} ] \quad (4.7)$$

$$\delta_f^* = c_3/b_3 ( \delta_{moy}^* - (c_3 - b_3)/c_3 \cdot \delta_d^* ) \quad (4.8)$$

Quand il n'y a pas de fluides, on a .

#### 4.3.2. 3 Mesures de température et d'humidité

Les températures de l'air  $T_a$ , et du fluide  $T_f$ , sont enregistrées avant et pendant l'expérience. Les capteurs sont des thermocouples de type T localisés dans la paroi supérieure du conduit, à la section 2, pour  $T_a$ , et dans la paroi inférieure, à la section 3, pour  $T_f$ . L'intervalle de mesure des thermocouples est de  $-180^\circ\text{C}$  à  $400^\circ\text{C}$ , avec une précision autour de plus ou moins  $0,5^\circ\text{C}$ , entre  $-60^\circ\text{C}$  et  $100^\circ\text{C}$ . La calibration est effectuée manuellement à des intervalles réguliers.

L'humidité relative de l'air est enregistrée par un capteur résistif polymérique localisé immédiatement après l'échangeur thermique de la soufflerie.

#### 4.3.2. 4 Contrôle et traitement des données

Un ordinateur IBM-PC est utilisé pour le contrôle et le traitement des données. Il comporte cinq canaux d'entrée: 2 pour les pressions différentielles, 2 pour les thermocouples et 1 pour le détecteur d'humidité. Le taux d'acquisition est de 4 données par seconde par canal. Une technique de lissage est utilisée sur les données simples de pression par intégration sur 9 points. Ceci est équivalent à une moyenne mobile pendant une seconde.

Il y a aussi deux contrôles de sortie. Pour le contrôle de vitesse, celle-ci est déduite à partir de l'équation (4.5).

La vitesse  $V_2$  (en m/s), en fonction de la fréquence  $f$  du ventilateur (en Hz), est donnée par la formule suivante:

$$V_2 = 1,3 f + 2,4 \quad (4.9)$$

La déviation standard autour de la vitesse maximale désirée est de l'ordre de 1m/s, soit 1,5% à 65 m/s. Elle a été déterminée expérimentalement en accélérant, pour un nombre de fois choisi, l'air dans la soufflerie, de la vitesse minimale jusqu'à la vitesse maximale désirée.

Pour le contrôle de température, le signal de sortie est envoyé à la valve du régulateur du second circuit de réfrigération. Le contrôle est beaucoup plus facile que celui de la vitesse, car la commande du signal est constante. Malgré cela, la stabilité de la température de la soufflerie est perturbée lorsqu'on enlève les panneaux donnant accès à la section d'essai, pour les besoins d'application des fluides, et par la différence entre la température de l'air et celle des fluides qui sont appliqués.



De façon à diminuer les délais de stabilisation, un signal de commande inférieur par environ 2°C à 3°C à celui requis, est utilisé avec le système de contrôle. Par un choix judicieux des paramètres de contrôle, la température de l'air peut être maintenue à sa valeur nominale avec une déviation standard d'environ 2°C.

## **4.4 Procédure d'essai**

### **4.4.1 But**

Dans les procédures de dégivrage des avions commerciaux, l'application des fluides est faite habituellement sans contrôle précis de l'épaisseur initiale mise. Par contre, dans les procédures d'essais en soufflerie, comme celle utilisant la plaque plane, l'épaisseur initiale du film de fluide est fixée approximativement à 2mm. Ceci dit, plusieurs questions pourraient alors être posées concernant le choix de cette épaisseur:

- Pourquoi ne pas choisir d'autres épaisseurs initiales du film de fluide?
- L'épaisseur initiale peut-elle servir à prédire le niveau de perte de portance, à travers la valeur de l'EDCL?
- Plus encore, l'épaisseur initiale du fluide a t-elle une influence directe sur l'amplitude de la perte de portance?

Afin d'apporter des éléments de réponses à toutes ces questions, une série d'essais a été réalisée en tunnel avec différentes épaisseurs. Les fluides utilisés sont : le propanédiol à des températures de -10°C et -20°C, le mélange glycérol+eau (66%/34%) à des températures de 0°C et -20°C, et enfin l'éthylène-glycol à 0°C. Le seul fluide non-newtonien étudié, à -20°C et -10°C, est le produit ABC-3 .

Avec ces produits ont été étudiées les épaisseurs initiales suivantes: 50  $\mu\text{m}$ , 100 $\mu\text{m}$ , 150 $\mu\text{m}$ , 250 $\mu\text{m}$ , 500 $\mu\text{m}$ , 1mm, 2mm et 4mm.

#### **4.4.2 Procédure expérimentale**

La procédure de refroidissement utilisée dépend de la température d'essai. Pour un essai à  $-30^{\circ}\text{C}$ , le fluide est refroidi pendant environ 15 minutes dans un bain à  $-35^{\circ}\text{C}$  (éthanol + $\text{CO}_2$  glace). A  $-10^{\circ}\text{C}$ , le fluide est mis dans la chambre froide à  $-10^{\circ}\text{C}$ , pour 20 minutes. A  $0^{\circ}\text{C}$ , le fluide est mis pendant environ 30 minutes dans la chambre froide à  $-5^{\circ}\text{C}$ . Pour compenser les pertes de température éventuelles durant l'application, le fluide est généralement appliqué à une température de  $2^{\circ}\text{C}$  à  $3^{\circ}\text{C}$  au dessous de celle retenue pour l'expérience.

La soufflerie est mise en marche avant l'application du fluide, à une vitesse autour de 10m/s, dans le but d'atteindre rapidement la température expérimentale désirée. Cela peut prendre parfois jusqu'à 2 heures dans certains essais à basses températures.. Quand la température de l'air est  $2^{\circ}\text{C}$  à  $3^{\circ}\text{C}$  au dessous de celle requise, le ventilateur est arrêté. Le panneau latéral de la section d'essai est enlevé, le conduit rectangulaire est ouvert et le fluide est appliqué. La méthode d'application du produit dépend de l'épaisseur du fluide. Pour des épaisseurs supérieures ou égales à 1mm, on verse la quantité du fluide requise pour donner l'épaisseur désirée, en l'étendant sur toute la plaque (1 litre de fluide donne une épaisseur de 2mm). On lui laisse le temps de s'étendre uniformément. Pour les épaisseurs inférieures à 1mm, l'application du fluide est faite grâce à un pinceau de peinture, à partir du volume requis du produit.

Le recouvrement du fluide commence à la section d'entrée du conduit. Selon chaque fluide utilisé, on observe une certaine accumulation au niveau des bords tranchants avant et arrière du conduit, cette accumulation pouvant atteindre jusqu'à 5 mm d'épaisseur. Cet excès de fluide est nettoyé et dégagé convenablement vers la section de sortie. Le temps d'application est d'environ 2 minutes.

Quand le conduit et la section d'essai sont refermés, la ventilation de la soufflerie est remise en marche à une vitesse "appropriée" pour un laps de temps d'environ 5 minutes.

Cette vitesse "appropriée" dépend de la température d'air requise, étant donnée que cette opération est effectuée afin d'obtenir des températures d'air et de fluide très proches des valeurs expérimentales voulues. Se basant sur l'expérience, les vitesses "appropriées" maximales sont : 6m/s à 0°C et -10°C, 8m/s à -20 °C et 11m/s à -30°C.

L'humidité de l'air est aussi mesurée. Il y a deux problèmes qui nécessitent un contrôle d'humidité. Premièrement, si l'air est trop humide, le point de rosée peut être atteint et du givre peut se former sur les parois internes du conduit, ce qui peut contribuer à modifier l'épaisseur de la couche limite mesurée. Deuxièmement, si l'air est trop sec, le fluide peut perdre de son contenu en eau par évaporation . Pour des fluides antigivre à base de propylène-glycol, une perte d'eau signifie une baisse de viscosité, et dès lors, les tests n'évalueront plus les fluides à leur viscosité réelle, dans les conditions où la perte de portance risque d'être maximale. Les spécifications ne recommandent aucune limite supérieure pour le niveau d'humidité. En général, l'humidité relative maintenue dans le tunnel est dans l'intervalle 40% - 60%, soit l'intervalle généralement observé aux sites aéroportuaires.

### 4.4.3 Test d'élimination

A la fin des 5 minutes, la procédure d'élimination, entièrement contrôlée par l'ordinateur, est mise en marche. Premièrement, il y a une accélération de vitesse d'environ  $2,6 \text{ m/s}^2$ , et ceci dans le but d'amener la vitesse d'attente imposée au début, à la vitesse maximale ( $65 \text{ m/s} \pm 5 \text{ m/s}$ ), en un temps compris entre 23 à 27 secondes, pour une accélération qui correspond à celle d'un avion en situation de décollage.

Sous l'action du vent, le fluide s'élimine rapidement, ce qui réduit son épaisseur, la surface étant parcourue par des vagues. La valeur de l'EDCL commence à croître jusqu'à atteindre sa valeur maximale après 10 à 15 secondes. L'épaisseur du fluide diminue à la section 3, la valeur de l'EDCL diminue montrant l'effet d'élimination pendant la phase d'accélération. La valeur maximale de vitesse atteinte, la vitesse est gardée constante pendant une durée de 30 secondes ( le contrôle a constamment à s'ajuster pour diminuer la valeur de l'EDCL.). Après 60 secondes, le ventilateur est automatiquement stoppé et les sorties finales des résultats sont données par l'ordinateur. Il est à mentionner que la valeur affichée est la valeur moyenne de l'EDCL mesurée entre la 27ème et la 33ème seconde après le début du test.

## 4.5 Analyse des résultats

### 4.5.1 Mise en évidence d'une épaisseur seuil

L'ensemble des résultats est présenté sur le tableau 4.2.

On remarque que la valeur de l'épaisseur du déplacement de la couche limite (EDCL), pour une épaisseur initiale donnée, diffère selon le type de fluide évalué, et

Tableau 4.2 Valeurs de l'EDCL mesurées en fonction de l'épaisseur initiale

EPAISSEUR (mm)	VALEURS EDCL (mm)					
	ABC-3 T=-20°C	propanediol T=-10°C	propanediol T=-20°C	glycérol+eau T=0°C	glycérol+eau T=-20°C	éthylène-glycol T=0°C
0,05	3,46	2,85	4,26	2,99	3,72	3,03
0,1	4,44	3,87	4,5	3,5	4,44	3,08
0,15	5,14	4,48	5,42	3,71	5,08	3,72
0,25	5,87	5,56	5,92	4,54	5,78	4,11
0,5	7,79	7,41	7,92	5,12	7,25	4,26
1	8,98	9,3	10,66	5,37	8,95	4,35
2	9,38	9,8	13,37	5,53	9,28	4,78
4	9,47	10,24	13,37	5,45	9,43	4,7

selon la température du test. Par exemple, à  $-20^{\circ}\text{C}$ , pour une épaisseur de 0,05 mm, la valeur de l'EDCL est de 4,26 mm pour le propanédiol, à comparer à 3,72 mm pour le mélange glycérol+eau. De même, pour la même épaisseur à  $-10^{\circ}\text{C}$ , le propanédiol a une EDCL de 2,85 mm, et de 4,26 mm à  $-20^{\circ}\text{C}$ . En général, l'EDCL dépend de l'épaisseur initiale appliquée. Cependant, cet effet devient moins sensible pour des épaisseurs initiales assez grandes, où l'EDCL atteint une valeur asymptotique. On va examiner ce phénomène de plus près en étudiant la variation de l'EDCL en fonction de l'épaisseur initiale pour chaque fluide (voir figure 4.7).

On définira ici l'épaisseur initiale seuil  $E_{cp}$  comme la valeur pour laquelle est atteinte 90% de la valeur asymptotique. D'après la figure 4.7, on peut remarquer la forme presque horizontale des courbes à partir de l'épaisseur initiale  $E_i = 2$  mm. Donc, on peut considérer que la valeur de l'EDCL pour  $E_i=4\text{mm}$  est égale à la valeur asymptotique, ce qui permet d'évaluer  $E_{cp}$  pour chaque fluide. Ces valeurs sont indiquées sur le tableau 4.2.

De façon générale, on observe que la valeur de l'épaisseur seuil est de l'ordre de 1mm dans tous les cas. La figure 4.7 montre clairement que pour des épaisseurs du fluide ABC-3 de KILFROST, supérieures ou égales à 1mm, l'EDCL est constant à 4% près. Même cas pour le propanédiol ( $-20^{\circ}\text{C}$ ) à 20% près, le propanédiol ( $-10^{\circ}\text{C}$ ) à 5% près, la glycérol ( $0^{\circ}\text{C}$  et  $-20^{\circ}\text{C}$ ) à 3% près, et finalement l'éthylène-glycol ( $0^{\circ}\text{C}$ ) à 7% près. Cette valeur à peu près constante de  $E_{cp}$  fait ressortir les conclusions suivantes: Tout d'abord, la température n'affecte pas la valeur de  $E_{cp}$ .

On peut remarquer, d'après la figure 4.7, que l'épaisseur seuil a toujours la même valeur indépendamment des différentes températures prises. Ce qui nous permet de dire que la valeur de cette épaisseur est indépendante de la température du fluide.

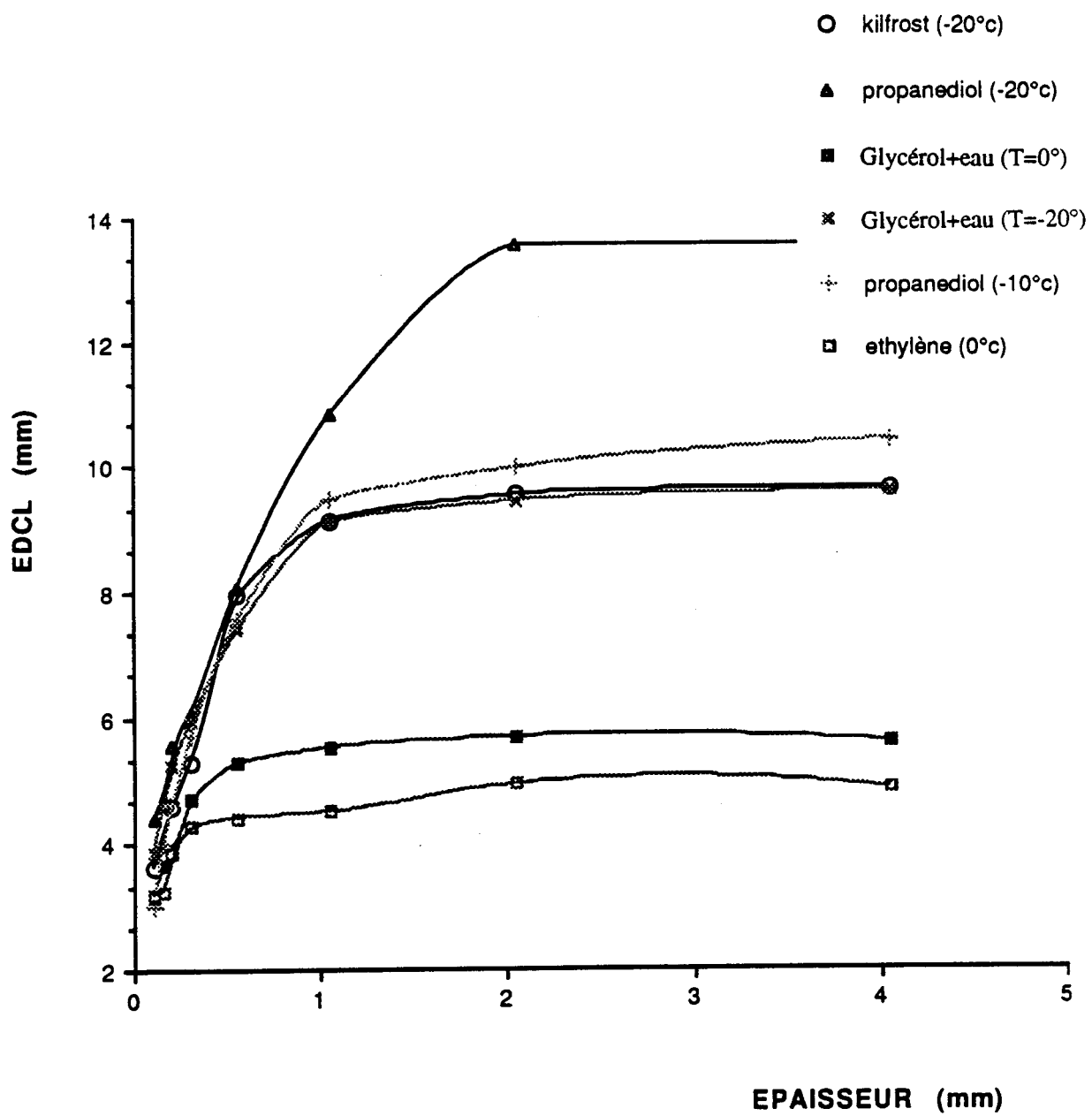


Figure 4.7 EDCL en fonction des épaisseurs initiales des fluides

Ensuite, le taux d'humidité relative ne semble pas affecter non plus la valeur de  $E_{cp}$ . En effet, les tests sur plaque plane ont été réalisés à des humidités relatives différentes d'un fluide à l'autre. Par exemple, la série de tests avec l'éthylène- glycol a été faite à un taux d'humidité maximal ( $Rh=100\%$ ), celle du propanédiol ( $-20^{\circ}C$ ) à un taux  $Rh$  variant entre 70% et 80 %, celle du propanédiol ( $-10^{\circ}C$ ) à un taux  $Rh$  variant de 60% à 70%, celle du glycérol à un taux de  $Rh=75\%$ . Cependant, cette variation du taux d'humidité relative, pour chaque série de tests, n'entraîne pas de variation significative de l'épaisseur seuil mesurée autour de la valeur de 1mm.

Enfin, il à noter que le fluide non-newtonien lui-même ne semble pas être caractérisé par une valeur  $E_{cp}$  différente de celle des fluides newtoniens. Cette observation peut être déduite en comparant les résultats du fluide non-newtonien ABC-3 avec ceux des trois autres fluides newtoniens. La valeur de l'épaisseur seuil est toujours la même pour tous les fluides testés. Cela peut sans doute s'expliquer par le fait que l'élimination initiale du "surplus" de fluide se fait à vitesse relativement élevée, et le fluide se comporte alors comme un fluide de faible viscosité.

#### 4.5.2 Loi de variation de l'EDCL sur plaque plane

On vient de voir qu'il existe une épaisseur seuil  $E_{cp}$  de fluide, pour laquelle la valeur de l'EDCL à 30 secondes reste constante, et ce, pour toute épaisseur initiale  $E_i$  supérieure ou égale à  $E_{cp}$ . Donc, si on cherche un modèle analytique représentant la valeur de l'EDCL trouvée expérimentalement, en fonction des paramètres qui pourraient l'influencer, il faut distinguer le cas  $E_i > E_{cp}$  où  $E_i$  n'apparaît pas dans l'équation, et le cas  $E_i < E_{cp}$  où  $E_i$  doit apparaître dans l'équation. Cette équation va donc permettre de prédire la valeur de l'EDCL à 30 sec qu'on pourrait obtenir pour



chaque fluide, dépendamment des conditions expérimentales. On va limiter notre étude à celle des fluides newtoniens.

#### 4.5.2.1 Cas $E_i > E_{cp}$

D'après le figure 4.7, on peut constater que l'EDCL change de valeur avec la température du fluide lors de l'expérience. En plus, cette valeur varie d'un fluide newtonien à un autre. Donc, il faut chercher une loi sous la forme:

$$\delta^* = \text{fonction (température, viscosité)}$$

Pour les fluides newtoniens, la viscosité dépend seulement de la température, ce qui permet d'écrire :

$$\delta^* = \text{fonction (température, viscosité de référence)}$$

où la viscosité de référence est caractéristique de chaque fluide. Dans notre cas, on va prendre celle à la température  $0^\circ\text{C}$  ( $\mu_0$ ).

On va chercher un modèle analytique linéaire de la forme:

$$\delta^* = a + b \cdot (T) + c \cdot (\mu_0) \quad (4.9)$$

Par la méthode des moindres carrés (voir appendice A), et suivant les résultats obtenus expérimentalement pour nos fluides newtoniens, on a déterminé les valeurs des coefficients de l'équation précédente, ce qui donne:

$$a = 59,273$$

$$b = - 0,203$$

$$c = 0,0152$$

Et la relation s'écrit donc:

$$\delta^* = 59,273 - 0,203 (T) + 0,0152 (\mu_0) \quad (4.10)$$

où la température est en degré Kelvin et la viscosité  $\mu_0$  est en mPa.s.

La précision de l'équation proposée (4.10) est évaluée à partir du coefficient d'écart ( $r^2$ ) calculé entre nos valeurs expérimentales et le modèle analytique (voir appendice B). On trouve:

$$r^2 = 91,8 \%$$

Afin de rendre les coefficients adimensionnels, la relation précédente peut être écrite sous la forme:

$$\delta^* / E_{cp} = 59,273 - 55,45 (T/T_0) + 0,027 (\mu_0 / \mu_{0(eau)}) \quad (4.11)$$

où  $T_0 = 273,15 \text{ } ^\circ\text{K}$  et  $\mu_{0(eau)}$  la viscosité de l'eau à  $0^\circ\text{C}$  ( $=1,78 \text{ mPa.s}$ ).

#### 4.5.2.2 Cas $E_i < E_{cp}$

La relation précédente (équation 4.11) est applicable aux fluides newtoniens dont l'épaisseur initiale est supérieure ou égale à  $E_{cp}$ . On peut chercher, de la même manière, une autre équation donnant la valeur de l'EDCL, pour toute épaisseur de fluides newtoniens inférieure ou égale à  $E_{cp}$ . Cette équation devra tenir compte bien sûr, de la température, de la viscosité de référence, et surtout de l'épaisseur initiale du fluide.

En utilisant la méthode des moindres carrés, on peut essayer deux modèles: un modèle linéaire et un modèle exponentiel.

Avec le modèle linéaire, l'équation prend la forme suivante:

$$S^* = 28,87 - 0,0898 (T) + 0,0033 \mu_0 + 4,435 E_i \quad (4.12)$$

où la température est en degré Kelvin, la viscosité  $\mu_0$  est en mPa.s, et l'épaisseur  $E_i$  est en millimètre.

Le coefficient d'écart du lissage, avec l'équation (4.12), est:

$$r^2 = 81.7 \%$$

Exprimée à partir de coefficients adimensionnalisés, la relation s'écrit:

$$S^*_{/E_{cp}} = 28,87 - 24,54 (T/T_0) + 0,00587 (\mu_0/\mu_{0(eau)}) + 4,435 (E_i/E_{cp}) \quad (4.13)$$

Un modèle exponentiel donne de moins bons résultats. L'équation s'écrit:

$$\delta^*/E_{cp} = 24,759 - 0,0898 (T) + 0,0033(\mu_o) + 2,4169 \exp(E_i) \quad (4.14)$$

Le coefficient d'écart du lissage est:

$$r^2 = 77,5 \%$$

En termes de coefficients adimensionnels, la relation s'écrit:

$$\delta^*/E_{cp} = 24,76 - 24,5 (T/T_o) + 0,00587 (\mu_o/\mu_o(\text{eau})) + 2,4169 [\exp(E_i)]/E_{cp} \quad (4.15)$$

Il est possible , en utilisant les relations empiriques développées, de prédire les valeurs de l'EDCL à lesquelles on peut s'attendre sur une plaque plane à 30 secondes, au cours d'un décollage simulé; à partir de l'épaisseur du film fluide, de sa viscosité à 0°C et de la température. Cela représenterait un intérêt pour les manufacturiers de fluides qui pourront ainsi , avoir une idée sur la qualité aérodynamique de leurs produits dégivrants.

## 5

# Etude aérodynamique sur modèle d'aile

### 5.1 Objectifs

Nous avons étudié, dans le chapitre précédent, le rôle que pouvait jouer l'épaisseur initiale du film de fluide, sur le comportement de la couche limite de l'air sur une plaque plane. Premièrement, on a démontré l'existence d'une épaisseur critique,  $E_{cp}$ , qui définit la limite de l'influence de l'épaisseur initiale sur l'EDCL. Deuxièmement, on a identifié une corrélation entre l'EDCL et les principaux paramètres (température et viscosité) susceptibles d'influencer sa valeur. Cette corrélation nous a permis d'obtenir une forme analytique qui considère l'épaisseur initiale, jumelée avec la température et la rhéologie.

L'objectif général de l'étude qu'on verra dans ce chapitre est de reprendre, d'une certaine manière, le travail précédent, mais cette fois-ci sur le modèle d'aile à 2D. Autrement dit, il s'agira, dans un premier temps, de voir de plus près le degré d'influence de l'épaisseur initiale sur la perte de portance (pp), et de vérifier, la possibilité d'existence d'une épaisseur critique sur le modèle d'aile. Dans un deuxième temps, on étudiera l'effet des autres paramètres (viscosité et température).

Le problème posé par la présence des fluides dégivrants et antigivre au décollage présente deux volets. Premièrement, l'aspect quantitatif: combien de fluide résiduel adhère à l'aile? Comment éliminer le fluide rapidement durant l'accélération au décollage?. Deuxièmement, l'aspect qualitatif: comment la couche du fluide interfère-t-elle avec la couche limite de l'air sur la surface de l'aile?. Ces deux volets, quantité et qualité, sont couplés durant le décollage, où ils sont responsables de la perte de portance. Il est possible, malgré cela, de les isoler en étudiant l'un ou l'autre de façon séparée.

Les tests expérimentaux qu'on a réalisés, et qu'on analysera dans ce chapitre, traitent au début de l'aspect quantité. L'information qu'on pourra tirer viendra de l'évaluation de la perte de portance, après chaque simulation, suivant l'épaisseur (ou quantité) initiale du fluide appliquée. La deuxième série de tests traitera de l'autre aspect qualité des fluides, vu sous "l'angle" viscosité. L'information sera tirée de l'évaluation de la perte de portance, en faisant varier la température de tests en tests, de même que la viscosité des fluides newtoniens, et ceux ci toujours appliqués à la même épaisseur initiale.

## **5.2 Analyse théorique du problème**

### **5.2.1 Caractéristiques aérodynamiques d'une aile**

Etant donné la nature du problème présenté dans ce chapitre qui porte sur un modèle d'aile placé dans un champ d'air, il est logique de commencer par l'étude du régime d'écoulement qui puisse exister autour du profil. Pour cela, on doit passer par la notion de couche limite déjà vue au chapitre 4.

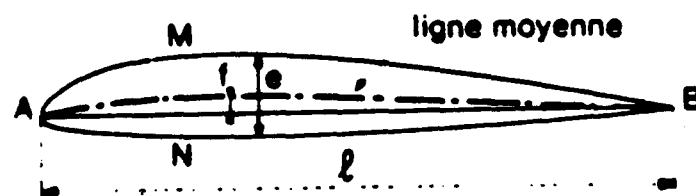
On considère l'écoulement de l'air autour d'une **plaque plane courbée**. Si l'épaisseur de la couche limite est négligeable devant le rayon de courbure de la plaque, ce qui est généralement le cas, la pression au travers de la couche limite en un point de la plaque reste également constante, mais du fait de la courbure de la plaque, la pression statique n'est pas constante. En effet, sur toute sa profondeur, il existe un gradient de pression  $dp/dx$ , et conformément au théorème de Bernouilli, la vitesse d'écoulement à potentiel varie.

Le plus souvent, la couche limite est laminaire sur la partie avant, puis turbulente ensuite. La transition entre ces deux régimes est facilitée par:

- la turbulence de l'écoulement d'air.
- la rugosité de la paroi du corps.
- un gradient de pression statique positif dans le sens de l'écoulement.

L'effet concret de chacun de ces facteurs est d'avancer la transition, autrement dit de favoriser le développement plus tôt de la couche limite turbulente.

Considérons maintenant l'écoulement autour du profil d'aile. On a les définitions suivantes:



A: bord d'attaque.

B: bord de fuite.

AB: corde de l'aile de longueur  $l$ .

e: épaisseur maximale.

f: ligne moyenne ou squelette.

Le profil d'aile est caractérisé principalement par:

- son épaisseur relative  $e/l$ .
- sa cambrure ou courbure relative  $f/l$ .
- la position de l'épaisseur maximale par rapport au bord d'attaque.
- le rayon du bord d'attaque.
- la position de la flèche maximale par rapport au bord d'attaque.
- la surface supérieure : l'extrados.
- la surface inférieure : l'intrados.

Les profils utilisés en général ont une épaisseur relative de 10 % à 15 % pour les avions subsoniques, et voisines de 3 % pour ceux supersoniques. La position de l'épaisseur maximale est de 30 % du bord d'attaque sur des profils classiques, et de 40 à 60 % sur des profils laminaires. La cambrure est inférieure à 6 %, et la position de la flèche maximale est comprise entre 15 et 50 %.

La résultante  $R$  des forces aérodynamiques qui agissent sur une aile peut être décomposée en 2 composantes (voir figure 5.1):

- l'une perpendiculaire à la vitesse  $V_0$  de l'air libre, et due surtout aux forces de pression: la portance  $P$ .
- l'autre parallèle à la vitesse  $V_0$ : La traînée  $D$ .



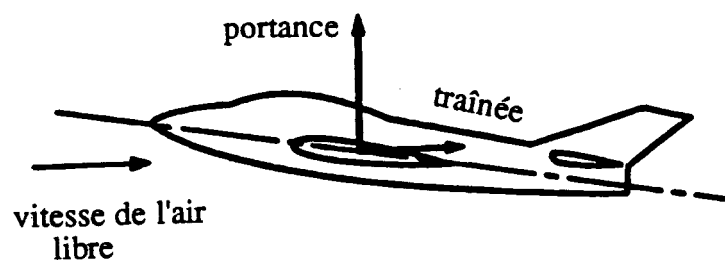


Figure 5.1 Forces aérodynamiques agissant sur l'aile

L'intensité de ces deux forces est donnée par les formules suivantes:

$$P = \frac{1}{2} \rho_a C_L S V_o^2$$

$$T = \frac{1}{2} \rho_a C_D S V_o^2$$

où  $S$  désigne la surface en plan de l'aile,  $C_L$  le coefficient unitaire de portance et  $C_D$  le coefficient unitaire de trainée.

La valeur des coefficients sans dimensions  $C_L$  et  $C_D$  dépend:

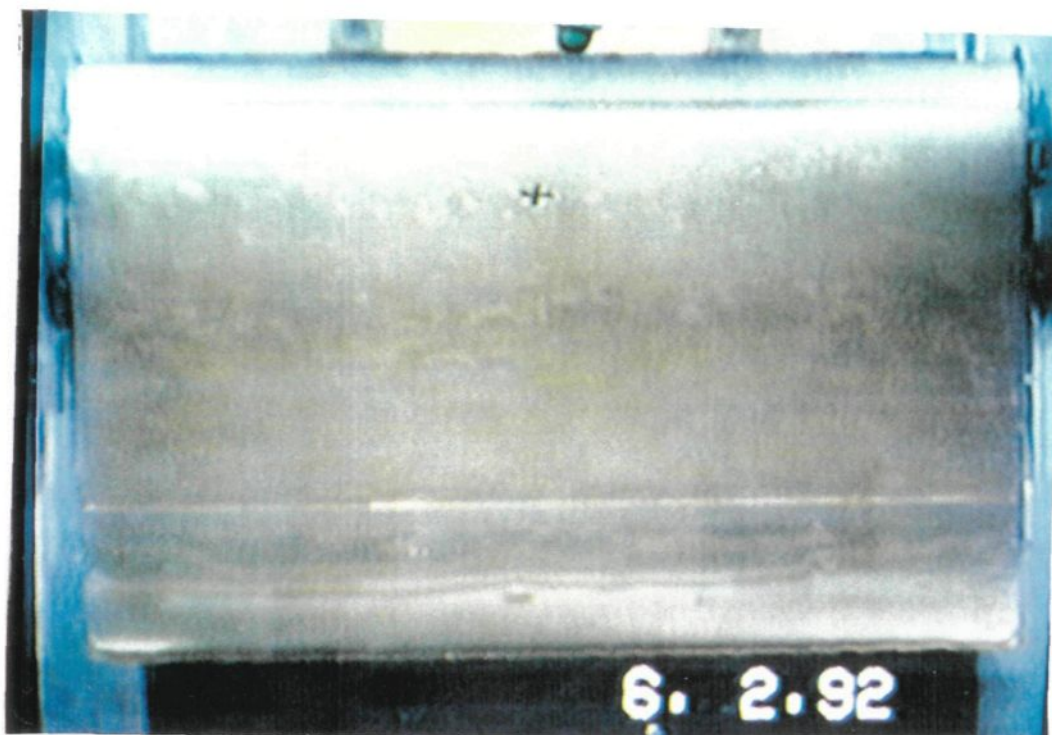
- de la forme du profil.
- de l'angle d'incidence.
- de la forme en plan de l'aile et de son allongement.
- du nombre de Reynolds.
- du nombre de Mach.

### 5.2.2 Description du rôle du fluide

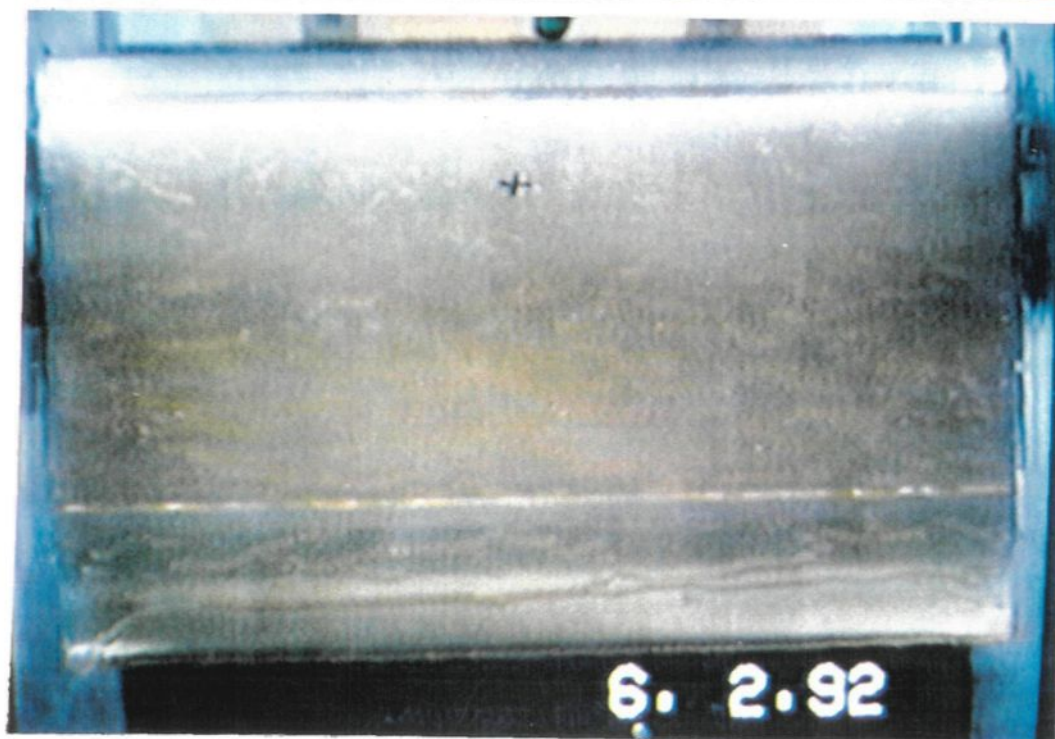
L'application du fluide sur la surface de l'aile introduit une certaine rugosité sur la surface de l'extrados, rugosité dont la hauteur est définie par l'amplitude moyenne des vagues formées (voir photographies 5.1a et 5.1b), lors de l'accélération de l'air et la rotation de l'aile. Donc l'étude de l'effet du fluide reviendrait, du moins en partie, à étudier l'effet proprement dit de la rugosité.

Dans les expériences en soufflerie, des rugosités "artificielles" locales sont couramment utilisées pour déclencher la transition entre le régime laminaire et turbulent au niveau de la couche limite de l'air. En soufflerie, le nombre de Reynolds étant plus

a)



b)



Photographies 5.1 Formation des vagues primaires de l'antivibre ABC-3

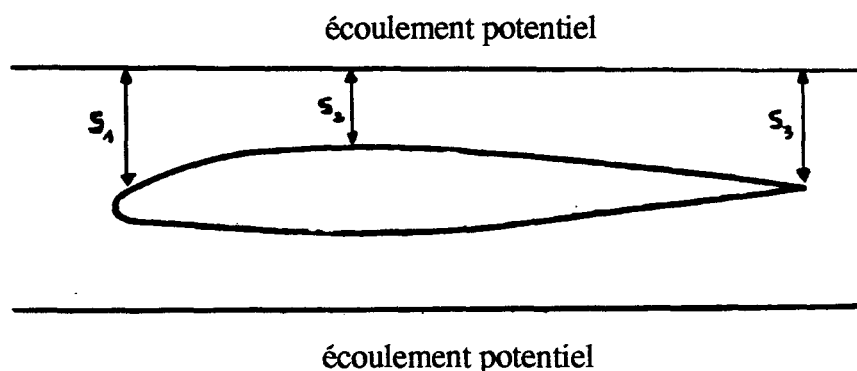
a) avant le décollage simulé ( $V=0\text{m/s}$ )

b) vagues primaires à 10 secondes ( $V=15\text{m/s}$ )

faible qu'en vol, le but est de déplacer la transition vers le bord d'attaque, de façon à simuler la réalité le mieux possible. De façon globale, l'effet de la rugosité de la surface est d'avancer la transition, c'est à dire de l'obtenir à des nombres de Reynolds plus faibles.

Qualitativement, on peut dire que la présence d'un fluide ou contaminant crée une rugosité qui implique un mouvement d'agitation dans l'air près de la paroi, et favorise l'installation, plus tôt, de la turbulence au niveau de la couche limite (par comparaison au cas d'une aile propre), et par conséquent sur une étendue plus grande de la surface extradors de l'aile. Au niveau de la traînée, la turbulence, avec son effet de mélange, entraîne une augmentation très notable du frottement au niveau de la paroi, il s'ensuit donc un gain en traînée aussi significatif.

Pour pouvoir évaluer l'effet sur la portance, voyons d'abord l'effet de la forme et la courbure de l'aile sur la distribution de pression. Considérons le profil d'aile dans un écoulement d'air, avec une incidence de 0 degré. En dehors de la couche limite, l'écoulement est potentiel.



Pour mieux voir la distribution de pression, on va considérer la surface extradors de l'aile et une couche de l'écoulement potentiel comme un tube de venturi. Si on note

$V_1$ ,  $P_1$ ,  $V_2$ ,  $P_2$ ,  $V_3$  et  $P_3$  les vitesses et pressions statiques à l'entrée respectivement des sections  $S_1$ ,  $S_2$  et  $S_3$ , on aura suivant l'équation de continuité ( $S_1 A_1 = S_2 A_2 = S_3 A_3$ ) que  $V_2 > V_1 > V_3$  puisque  $S_3 > S_1 > S_2$ . Il s'ensuit que  $P_3 > P_1 > P_2$ . De ce raisonnement, on peut dire que l'effet de la courbure est de créer un gradient de pression, ce qui n'est pas le cas pour une plaque plane où on aurait  $P_1 = P_2 = P_3$  du fait que  $S_1$  serait égale à  $S_2$  et  $S_3$ .

De la même manière, si on considère maintenant le tube de venturi limité par la surface intrados de l'aile et une autre couche de l'écoulement potentiel, on aura un gradient de pression statique sur l'intrados. Compte tenu de la forme asymétrique de l'aile, les distributions des pressions sur l'extrados et l'intrados ne sont pas égales, d'où la force de portance (à une incidence nulle, une aile symétrique n'a pas de portance).

Habituellement, on représente la répartition des pressions sur le profil en portant en différents points des vecteurs, perpendiculaires au contour, et proportionnels à la valeur de la pression en ces points. Une pression faible correspond à une dépression plus grande.

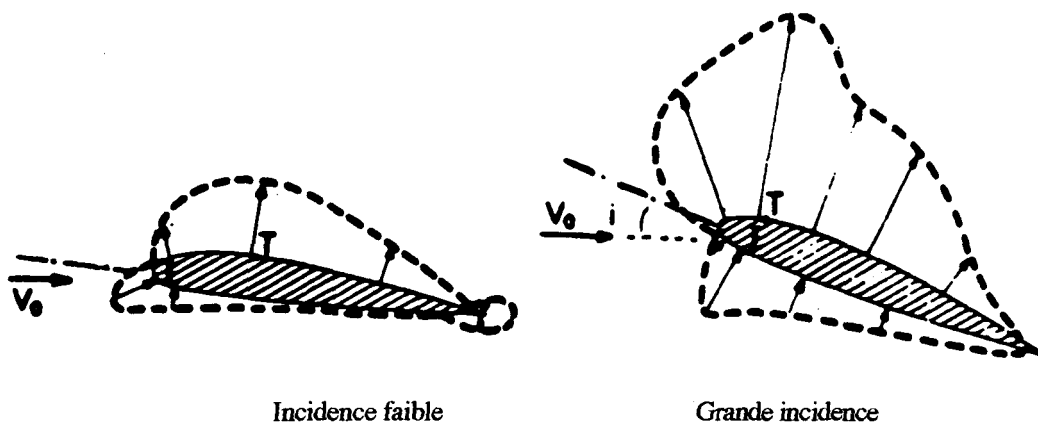
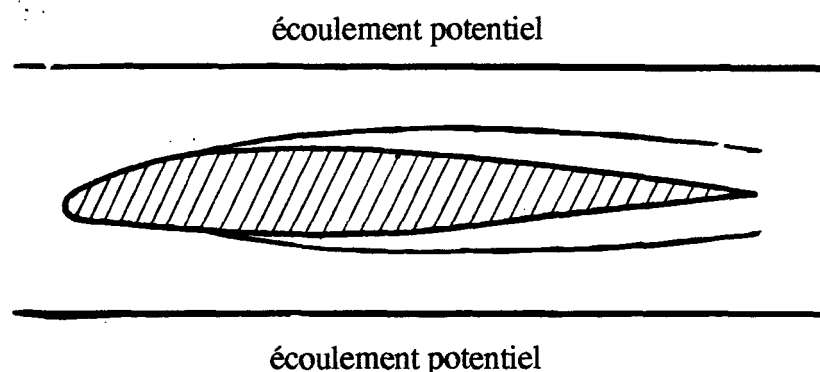


Figure 5.2 Distribution des pressions autour d'un profil d'aile

On voit donc que la rugosité, créée par la présence du fluide sur la surface de l'aile, favorise la couche limite turbulente qui s'installe plus tôt sur une plus grande étendue de la surface de l'aile. Les caractéristiques de cette couche est d'augmenter le frottement, donc la traînée, et aussi d'avoir un épaississement beaucoup plus grand d'amont en aval. Et c'est ce critère qui influence la portance.

En effet, étant donné que l'écoulement potentiel voit tout ce qui est en dehors des couches limites, la courbure du profil d'aile sera modifiée, et à cause de l'épaississement, deviendra moins grande. En reprenant l'illustration du tube de venturi, on obtiendra ce qui suit:



Le gradient de pression sur l'extrados diminue donc à cause de la diminution des différences entre les sections du tube de venturi. Il s'ensuit donc une modification de la répartition des pressions, et une portance moins grande.

Au fur et à mesure qu'il y a plus de fluide, on engendre une rugosité plus importante (compte tenu que la hauteur des vagues à la surface du fluide serait plus grande). Par conséquent, le point de transition avancera encore plus vers le bord d'attaque. La couche turbulente apparaîtra encore plus tôt et son épaississement sera plus grand d'amont en aval. La courbure du profil d'aile serait de moins en moins

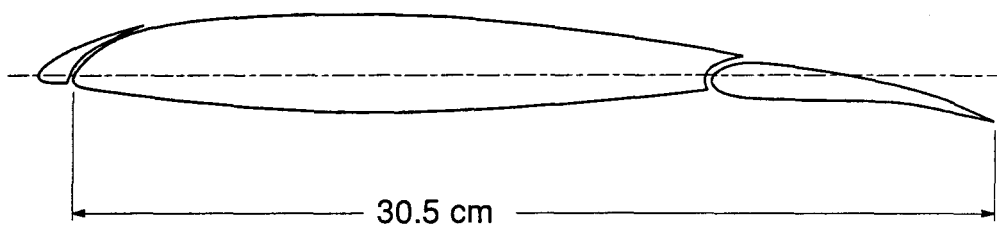
grande, "vue par l'écoulement potentiel", et son effet aussi. Il en découlera une portance de moins en moins grande..

En général, on peut dire que la rugosité introduite par l'application du fluide sur la surface de l'aile est néfaste quoiqu'elle est bénéfique dans certaines conditions. En effet , d'une part cette rugosité accélère la transition du régime laminaire au régime turbulent, qui est néfaste puisqu'il a tendance à augmenter le frottement et la traînée du frottement. Mais sur le profil d'aile, le bilan ne se limite toutefois pas à cette simple considération, car, sur l'extrados, cet effet peut être compensé par un retard du décollement (voir chapitre suivant). En effet, les échanges d'énergie cinétique, comme ceux de quantité de mouvement, étant améliorés, la couche limite turbulente possède plus d'énergie qu'une couche limite laminaire et résiste mieux aux fortes décompressions qui ont tendance à la faire décoller. Or, en principe, les phénomènes de décollement sont évités, car ils entraînent une dégradation des performances du profil.

## **5.3 Description de la méthode expérimentale**

### **5.3.1 Modélisation de l'aile d'avion**

Le modèle réduit d'aile d'avion, à deux dimensions, utilisé pour nos essais, consiste en un profil plein en aluminium d'une aile de Boeing 737-200ADV, de 30,5 cm de corde. La largeur a été réduite à 50 cm afin de permettre l'ajustement du modèle dans la section d'essai du tunnel. Le profil de ce modèle d'aile modifié est montré sur la figure 5.3. La rugosité moyenne de la surface de l'aluminium du modèle, mesurée par un rugosimètre Diavite MT-10, est en moyenne de 0.5  $\mu\text{m}$ .



### 5.3 profil d'aile utilisé



L'utilisation du modèle d'aile 2D pour simuler une aile réelle est une simplification très grossière. En effet, une aile réelle, telle celle du Boeing 737-200 ADV, est beaucoup plus complexe que celle du modèle 2D. Une aile réelle est caractérisée par plusieurs paramètres, par exemple une largeur de corde variable, une largeur variable en profil et en torsion.

Le modèle 2D, comme celui disponible pour les tests, a seulement une corde constante et un profil d'aile. Cette simplification est tout de même utilisée considérant les besoins requis pour la simulation et les dimensions limitées du tunnel. Suivant les recommandations faites par Boeing, il est acceptable de représenter le multi-élément réel composant l'aile par un élément simple tant qu'il reproduit la distribution de pressions existante sur le dessus et le dessous de l'aile réelle. Cette hypothèse, qui limite les exigences requises pour mesurer les forces aérodynamiques sur l'aile, a l'avantage de simplifier considérablement le modèle d'aile à tester.

Un autre facteur, qui doit être pris en considération, est le fait que le modèle d'aile doit simuler l'aile d'un avion au décollage. Dans cette condition, l'aile diffère de celle en croisière, en ce sens qu'elle est composée de plusieurs éléments qui augmentent sa performance au décollage.

Chacun des types d'éléments est illustré sur la figure 5.4, qui décrit aussi les éléments actuels utilisés dans le Boeing 737-200 ADV.

### **5.3.2 Balance de portance et de traînée**

Deux balances, formées de deux jauges de tension résistives à température compensée, montées en porte-à-faux sur des petits leviers, sont utilisées pour mesurer

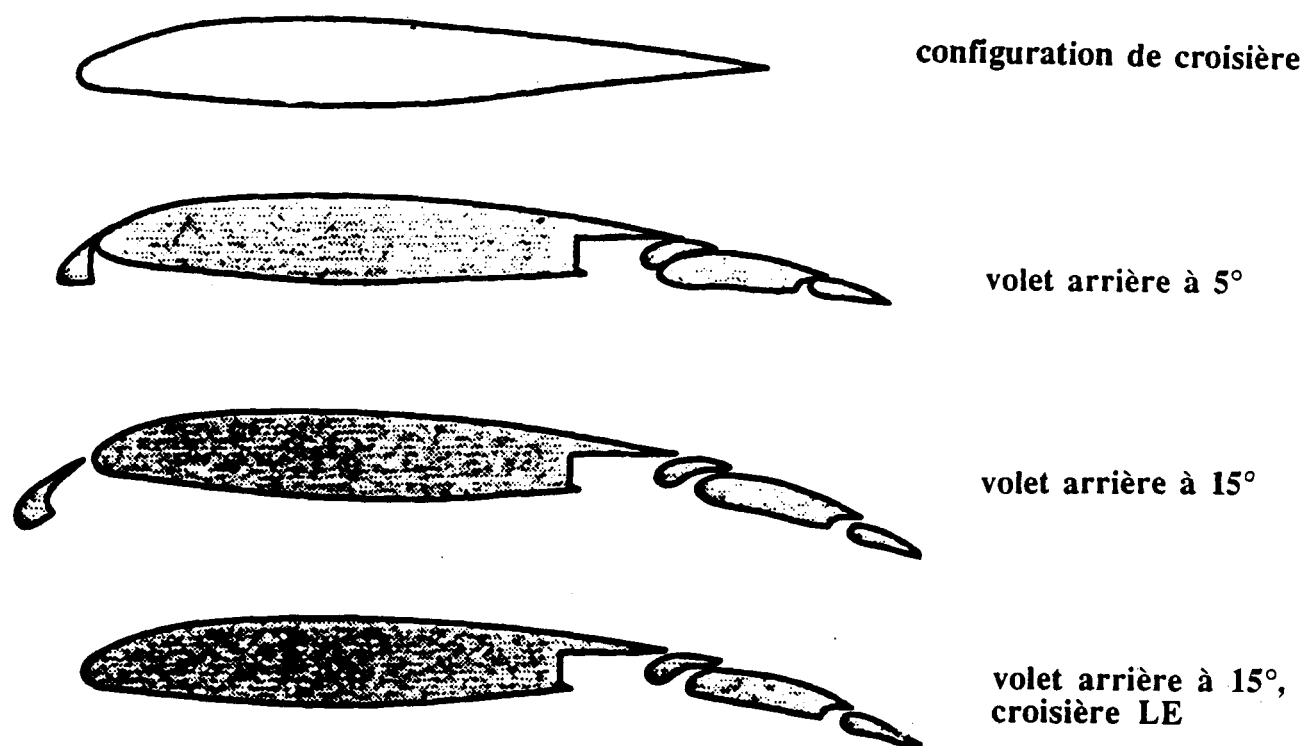


Figure 5.4 Différentes configurations d'aile d'un Boeing 737-200ADV

référence aux axes principaux de l'avion. On se concentre dans cette étude sur la mesure de la portance seulement, en raison de l'incertitude quant à la qualité de mesure de la traînée.

La portance,  $P$ , est la composante de la force, s'exerçant perpendiculairement à la direction du vol. Elle correspond, dans la soufflerie, à la direction de la vitesse d'écoulement libre. La portance est produite principalement par les forces de pression s'exerçant sur la surface de l'objet comme montrée à la figure 5.5.

Le coefficient aérodynamique de portance peut être évalué à partir des mesures de force, utilisant la relation suivante:

$$C_L = 2 P / \rho_a A U_F^2$$

où  $A$  est la surface d'aile,  $\rho_a$  la densité de l'air à la température considérée et  $U_F$  la vitesse de l'air libre.

La vitesse de l'écoulement libre est la vitesse qui pourrait exister loin en amont de l'aile si cette dernière était dans l'air libre (non dans le tunnel), et sujette au même champ d'écoulement dans le tunnel.

Les effets de blocage, de sillage et de portance qui sont créés sont détaillés dans la littérature (Pankhurst et Holdes, 1968). Ces effets sont essentiellement les mêmes pour une inclinaison donnée de l'aile (avec ou sans glace ou fluide sur l'aile). Etant donné que seules les différences en portance, pour une configuration identique de l'aile, sont traitées dans cette étude, aucune correction n'est utilisée ici.

Le système de balance est décrit schématiquement à la figure 5.6. La balance de portance consiste en deux cellules de charges indépendantes (Minibeam MB-50A61573) localisées au dessus de deux bras servant à tenir le modèle. La balance de

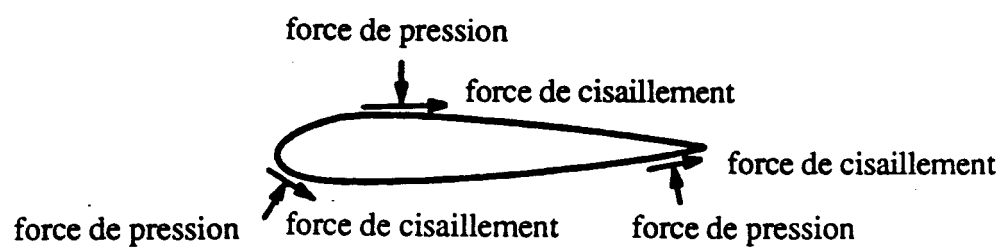


Figure 5.5 Forces de pression et de cisaillement s'exerçant autour de la surface d'aile

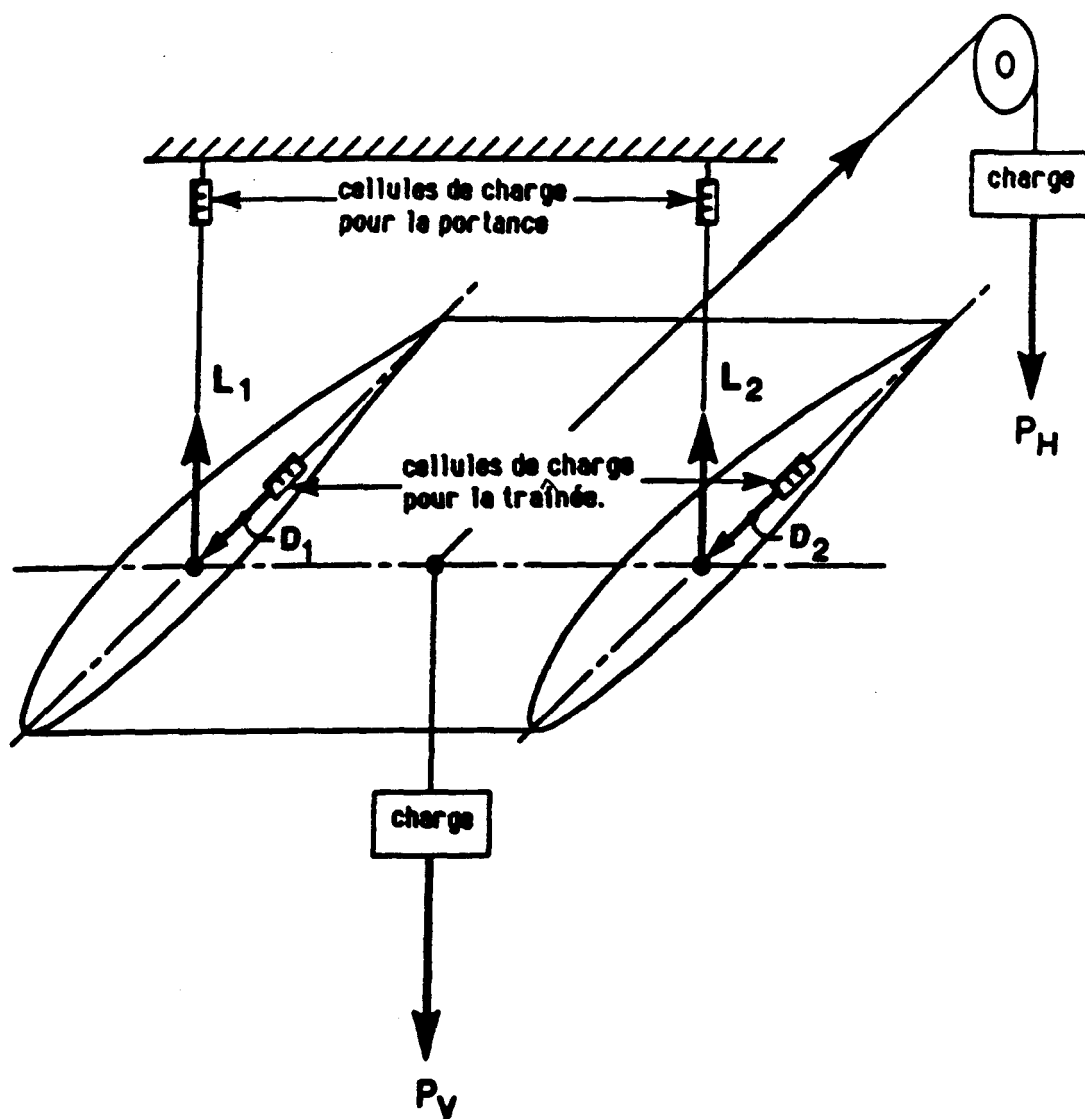


Figure 5.6 Système de balances de portance et de traînée

traînée consiste aussi en deux cellules de charges localisées au même niveau que la barre cylindrique.

Les balances ont été calibrées indépendamment par l'application de différentes charges connues avec une précision de 0,05% pour la portance et la traînée.

Le système de calibration utilisant l'application des charges dans les deux axes horizontaux et verticaux est montré sur la figure 5.6, avec l'arrangement de ses cables et poulies. Les données obtenues de ces tests de calibration avec les charges données, sont présentées dans le tableau 5.1, sans traînée et avec traînée imposée égale à 4,524 Kg.

A partir des données du tableau 5.1, les variations dans les mesures de la force de portance peuvent être évaluées à moins de 0,25%, ceci correspondant à une variation de 130 g à pleine échelle. Il est à noter que cette valeur de 130 g est dans le même ordre de grandeur que le poids maximum du film de fluide éliminé lors du décollage simulé, démarré 5 minutes après l'application. La précision pour la balance de traînée est évaluée à partir des données de calibration du tableau 5.1, autour de 1,5%, correspondant à une valeur de 64 g pour une traînée nominale de 4,5 kg.

Les jauges de tensions utilisées pour les balances sont indépendantes de la température. En plus, elles sont montées sur des éléments en dehors de la veine d'essai ce qui fait qu'elles opèrent toujours à la température ambiante (autour de 20°C), et par conséquent ne sont pas affectées par les températures sous 0°C utilisées dans les tests.

Avec tous les arrangements des cellules de charges en place, la sortie des balances est principalement linéaire, la sensibilité étant respectivement 0,277mv/kg pour la portance et 0,562mv/kg pour la traînée.

Tableau 5.1 Données de calibration pour les balances de portance et de traînée

charge appliquée	$P_H = 0 \text{ Kg}$		$P_H = 4,524 \text{ Kg}$			
$P_V$	$F_L$	$\xi_L$	$F_L$	$\xi_L$	$F_D$	$\xi_D$
19,287	19,288	0,006	19,217	0,06	4,524	0
21,563	21,564	0,001	21,544	0,08	4,511	0,14
23,838	23,832	0,02	23,81	0,11	4,503	0,02
26,115	26,098	0,06	26,07	0,17	4,496	0,62
28,386	28,376	0,03	28,347	0,13	4,49	0,75
30,663	30,639	0,07	30,597	0,21	4,475	1,08
32,932	32,908	0,07	32,852	0,24	4,479	1
35,209	35,202	0,01	35,143	0,18	4,462	1,3
37,482	37,446	0,09	37,408	0,19	4,466	1,3
39,759	39,734	0,06	39,661	0,24	4,46	1,4

 $P_V$  charge verticale (Kg) $P_H$  charge horizontale (Kg) $P_L$  portance mesurée (Kg) $F_D$  traînée mesurée (Kg) $\xi_L$   $(P_V - F_L) / P_V$  $\xi_D$   $(P_H - F_D) / P_H$

### 5.3.3 Mécanisme de rotation de l'aile

La rotation de l'aile est contrôlée par le moyen d'un moteur DC connecté à l'axe principal du modèle. La figure 5.7 donne le taux de rotation de l'aile en fonction du voltage appliqué au moteur DC.

Du fait que la rotation de l'aile réelle dure trois ou quatre secondes, un voltage de 15 volts est appliqué de façon à obtenir un taux de rotation de 3°/sec. Dans le développement des tests pour voir l'effet du taux de rotation, ce dernier est varié de 1°/sec à 4°/sec, en ajustant le voltage suivant les données de la figure 5.7.

L'inclinaison de l'aile est mesurée en utilisant un potentiomètre d'angle (Ohmite) avec une précision évaluée à 1°.

Les valeurs d'angle en fonction du temps,  $\alpha(t)$ , sont requises pour traduire les données  $C_L(t)$  et  $C_D(t)$  dans les données  $C_L(\alpha)$  et  $C_D(\alpha)$ . Pour cette opération, les valeurs moyennes de  $\alpha$  sont requises avec une erreur absolue de 2°. La donnée  $\alpha(t)$ , pour ce premier aspect utilisé, est linéarisée suivant la formule:

$$\alpha = \dot{\alpha}(t-t_0)$$

où  $\dot{\alpha}$ , le taux et  $t_0$ , le temps du début de la rotation, sont pris de la courbe  $\alpha(t)$ .

### 5.3.4 Résultats préliminaires

Une série de tests préliminaires a été effectuée sur le modèle d'aile à plusieurs configurations. Cela nous a permis de déterminer celle la plus appropriée, soit celle



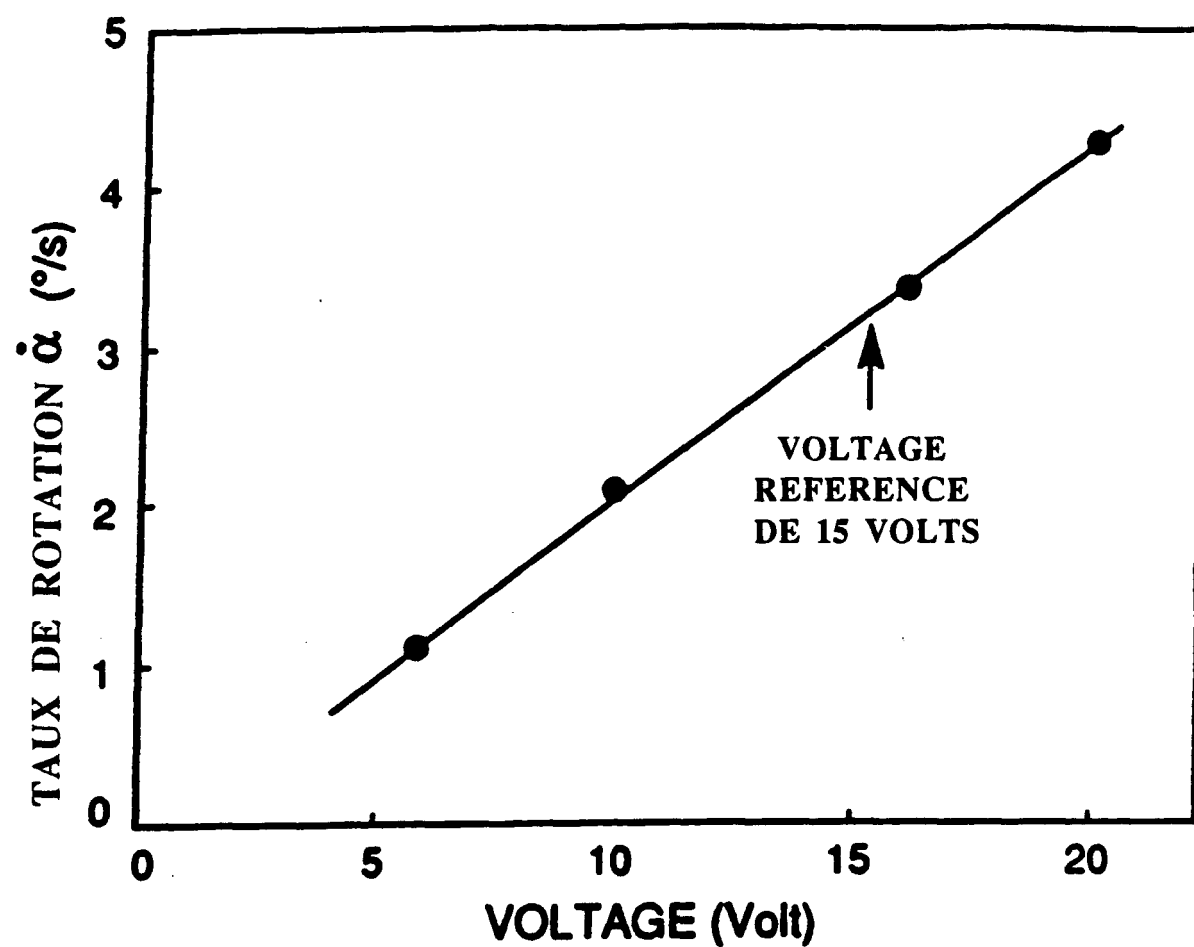


Figure 5.7 Courbe de calibration pour la rotation de l'aile

donnant une grande stabilité, ainsi qu'une grande portance. Notre choix s'est arrêté sur la configuration volet arrière à 5°, volet avant fermé.

Les courbes de portance pour notre modèle d'aile sont présentées sous la forme  $C_L(t)$  sur la figure 5.8, et sous la forme  $C_L(\alpha)$  sur la figure 5.9. Sur ces figures, il est nécessaire de souligner que le coefficient de portance est montré pendant 60 secondes, durée de la simulation, et durant laquelle l'angle d'attaque augmente de 0 à 16 degrés. On peut vérifier ainsi, qu'on obtient l'ordre de grandeur requis pour les valeurs de  $C_L$ .

Le test avec l'aile propre est effectué avant chaque simulation avec fluide, et ceci pour pouvoir comparer les résultats des deux. La liste des coefficients de portance correspondant à  $C_{L_{max}}$  est présentée sur le tableau 5.2, pour les différents cas de nos fluides testés et les températures sélectionnées.

On définit le coefficient de variation:

$$Sc = \sigma / C_{L_{moy}}$$

où  $C_{L_{moy}}$  représente la valeur moyenne et  $\sigma$  l'écart type des valeurs  $C_L$  mesurées. Il y a 3 sources d'erreur sur la mesure de  $C_L$ . La première est due à la déviation de l'écoulement dans la section d'essai, causée par la présence du modèle d'aile. La portance s'en trouve modifiée, mais la perte de portance, évaluée à partir de la différence entre le coefficient  $C_L$  de l'aile propre et celui de l'aile contaminée, n'est néanmoins pas influencée. La seconde source d'erreur vient de la mesure verticale qui peut être perturbée par l'incertitude de la balance et le poids supplémentaire du fluide. L'influence de chacun de ces termes est de l'ordre de 70g. La portance typique correspond à 30kg, par conséquent, l'erreur absolue associée à  $C_L$  est de 0,25% sans fluide, et 0,5% avec fluide.

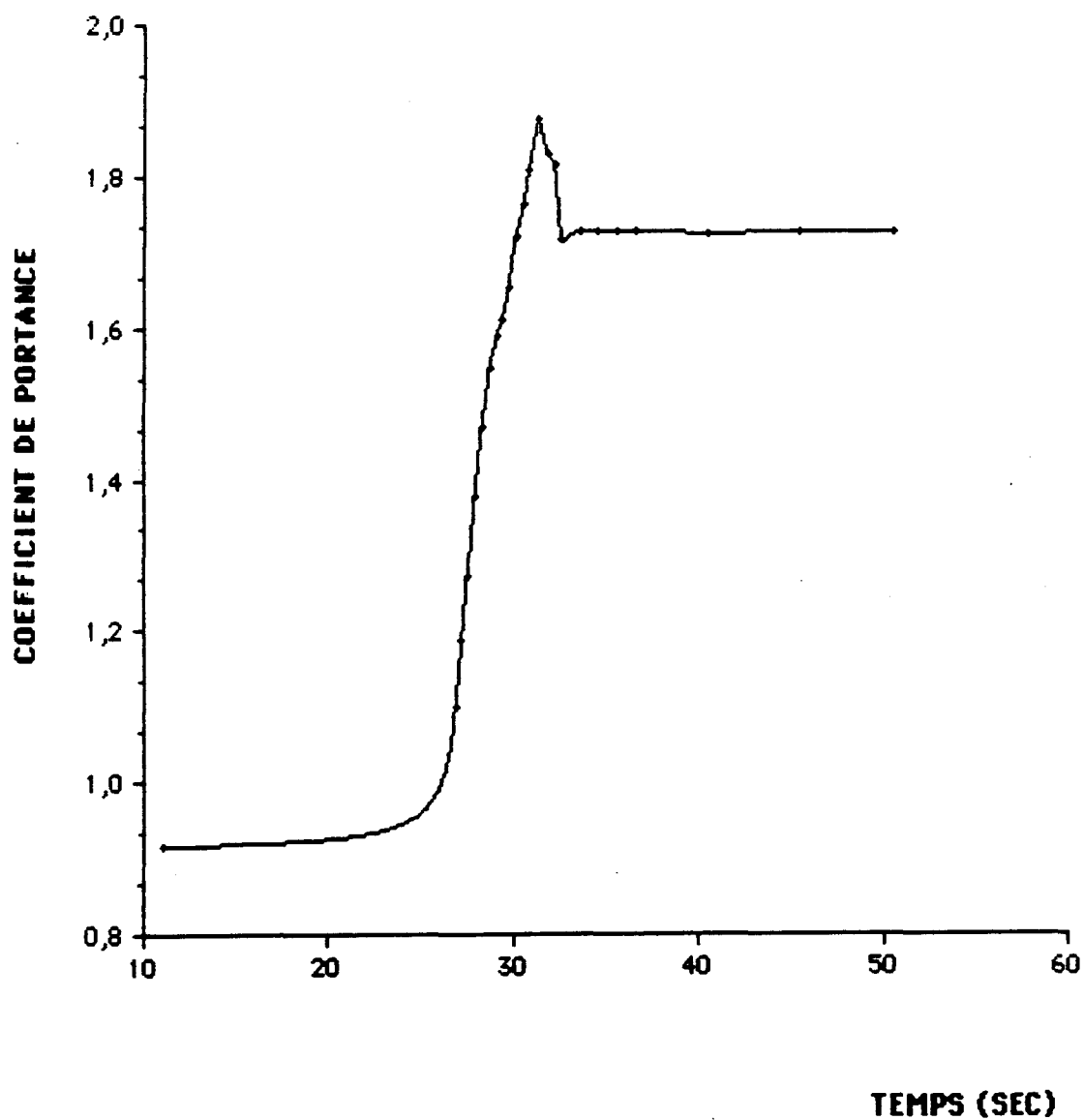


Figure 5.8 Courbe de portance en fonction du temps pour le modèle d'aile, avec volet avant fermé et volet arrière à 5°

La troisième source d'erreur correspond à la différence des températures entre celle de l'air et celle de l'aile ou du fluide. Par expérimentation, l'erreur absolue dans ce cas peut être évaluée à 2% à un angle de 0°, 0,8% à 12° et 0,3% à  $C_{Lmax}$ .

A la lumière de cela, on suppose toujours que l'erreur absolue générale due à la température est de 2%, et qu'elle est inexistante au niveau de  $C_{Lmax}$ .

Afin de vérifier cela, on a fait une série de 10 simulations avec l'aile propre, à la température ambiante. Les résultats, présentés sur le tableau 5.3, pour différents angle de rotation, ont reconfirmé que la plus petite variation dans les valeurs de  $C_L$  est observée à  $C_{Lmax}$ . ( $C_{Lmax}$  correspond à la valeur de  $C_L$  pour un angle de 13,5°)

Dans l'analyse des résultats, on va se pencher sur les valeurs de  $C_{Lmax}$ , puisqu'on vient de voir qu'à ce niveau, l'erreur absolue est plus faible. Pour diminuer encore cette erreur, une même simulation est refaite trois fois de suite, et la valeur du  $C_{Lmax}$  prise est la moyenne des trois.

Comme on l'a déjà mentionné, une simulation de décollage est effectuée avec et sans fluide, pour chaque test. C'est ce qu'on appelle dans une terminologie commune "test fluide" et "test propre", ou bien, "test mouillé" et "test sec". La valeur de la perte de portance (pp) pour un fluide donné est définie comme suit:

$$pp = (C_L(\text{propre}) - C_L(\text{fluide})) / C_L(\text{propre}).$$

### 5.3.5 Procédure expérimentale

Les fluides utilisés dans les tests étudiant l'effet des épaisseurs sont: le propanédiol, le mélange glycérol+eau (66%/34%), le mélange éthylène-glycol+eau (50%/50%) et l'ABC-3, un produit commercial.

Tableau 5.3 Valeurs du coefficient de portance avec le modèle d'aile propre

angle	VALEURS DU COEFFICIENT DE LIFT CL										moyenne	écart-ty	% var
	test 1	test2	test3	test 4	test 5	test 6	test 7	test 8	test 9	test10			
0,5	0,902	0,886	0,889	0,905	0,905	0,904	0,895	0,895	0,9	0,888	0,8969	0,0069	0,76
1,5	1,084	1,072	1,056	1,089	1,083	1,084	1,072	1,066	1,07	1,047	1,0723	0,0128	1,19
2,5	1,174	1,188	1,146	1,177	1,18	1,171	1,165	1,158	1,159	1,164	1,1682	0,0116	0,99
3,5	1,257	1,27	1,235	1,268	1,261	1,261	1,25	1,244	1,251	1,255	1,2552	0,0101	0,8
4,5	1,364	1,355	1,322	1,368	1,365	1,346	1,353	1,332	1,352	1,334	1,3491	0,0146	1,08
5,5	1,454	1,447	1,432	1,461	1,454	1,441	1,463	1,425	1,456	1,441	1,4474	0,0118	0,81
6,5	1,533	1,521	1,518	1,509	1,52	1,536	1,506	1,517	1,513	1,514	1,5187	0,009	0,6
7,5	1,573	1,549	1,551	1,55	1,573	1,595	1,551	1,567	1,578	1,587	1,5674	0,0158	1
8,5	1,596	1,609	1,619	1,609	1,622	1,632	1,623	1,615	1,633	1,631	1,6189	0,0113	0,7
9,5	1,637	1,656	1,691	1,679	1,67	1,684	1,674	1,676	1,691	1,683	1,6741	0,0158	0,94
10,5	1,704	1,709	1,732	1,711	1,726	1,736	1,711	1,751	1,743	1,731	1,7254	0,0151	0,87
11,5	1,746	1,756	1,785	1,76	1,779	1,792	1,768	1,775	1,776	1,777	1,7714	0,0132	0,74
12,5	1,792	1,801	1,817	1,815	1,827	1,829	1,827	1,809	1,822	1,817	1,8156	0,0114	0,62
13,5	1,859	1,839	1,849	1,861	1,852	1,83	1,841	1,84	1,85	1,834	1,8456	0,0098	0,53
14,5	1,815	1,8	1,836	1,838	1,796	1,816	1,8	1,862	1,803	1,8	1,831	0,0291	1,59
15,5	1,799	1,801	1,756	1,798	1,784	1,713	1,885	1,847	1,75	1,759	1,7892	0,0471	2,63

Les différentes épaisseurs initiales prises sont: 50  $\mu\text{m}$ , 200 $\mu\text{m}$ , 500  $\mu\text{m}$ , 1 mm et 1,5 mm.

La procédure générale de la simulation de décollage est la suivante:

1- mise en marche de la soufflerie à une vitesse "appropriée" pouvant atteindre 15 m/s, pendant une certaine durée, afin de permettre la stabilisation des températures.

2-arrêt du ventilateur. Application du fluide sur la surface supérieure du modèle d'aile, suivant l'épaisseur désirée (si celle là est inférieure ou égale à 500 $\mu\text{m}$ ).

3-remise en marche de la ventilation. Pour des épaisseurs initiales supérieures à 500 $\mu\text{m}$ , attendre le temps nécessaire pour avoir l'épaisseur désirée. Accélération de l'air de la soufflerie, alors rotation du modèle d'aile.(mesure de la température de l'aile, de l'air, de la vitesse de l'air, de l'angle d'attaque, des forces de portance et de trainée, du taux d'humidité, enregistrement vidéo). L'essai dure environ 70 secondes.

4-mesure de l'épaisseur du fluide restante sur la surface du modèle d'aile.

5-nettoyage du modèle d'aile.

### **5.3.6 Problèmes relatifs à l'application du fluide**

Etant donné que la plupart des fluides qu'on a utilisé sont des fluides newtoniens non commerciaux, le premier problème qu'on a eu à confronter était la mauvaise adhérence de ces fluides sur la surface du modèle d'aile. Pour pallier à cette difficulté, il fallait diminuer la tension de surface de chacun de ces fluides, ce qui était possible par l'addition d'agent "mouillant". Le choix de ce dernier représentait un problème, car il fallait que l'ajout de cet agent résolve le problème d'adhérence, sans pour autant

changer la rhéologie des fluides. Après multiples essais, notre choix s'est arrêté sur un détergent liquide, comme celui utilisé pour laver la vaisselle. En effet, une concentration variante entre de 1% et 5%, dépendamment de chaque fluide, était suffisante pour assurer une bonne adhérence du produit, sans changer son caractère newtonien (une mesure de la viscosité après l'introduction du détergent a confirmé cela).

Le second problème auquel on a du faire face a été l'obtention d'une épaisseur initiale du fluide à appliquer supérieure à 500  $\mu\text{m}$ . En effet, la courbure de notre modèle d'aile, ainsi que la faible viscosité de certains de nos fluides, faisaient en sorte que leur écoulement, sous l'effet de la gravité, se produisait rapidement, diminuant ainsi l'épaisseur initiale désirée.

Pour résoudre ce problème, on a essayé d'établir une relation entre le temps et le pourcentage de fluide restant, la plus grande épaisseur pouvant être appliquée étant de  $1,5 \pm 0,1 \text{ mm}$ .

Dans la chambre froide, cette calibration a été réalisée pour chacun des fluides, à des températures spécifiques. L'épaisseur mesurée en fonction du temps est donnée sur le tableau 5.4 pour le propanédiol, et sur les tableaux 5.5 et 5.6, pour l'éthylène-glycol et le mélange glycerol+eau. A la lumière de ces résultats, le contrôle de l'épaisseur initiale a été effectué en faisant varier le temps d'attente, de la fin de l'application au début du décolage simulé.

Tableau 5.4 Épaisseurs du film du fluide propanediol en fonction du temps

Température de la chambre froide et du propanediol : $T = -20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$		
Volume versé : $V = 500\text{ ml.}$		
intervalle de mesure	épaisseur (en $\mu\text{m}$ )	pourcentage
immédiatement après l'application	1600	80%
entre 0 et 30 sec	1200	60%
entre 1mn et 1mn 30sec	1100	55%
entre 2 mn et 2mn 30sec	1000	50%
entre 3 mn et 3mn 30sec	950	47,50%
entre 4mn et 4mn 30sec	850	42,50%
entre 5 mn et 5mn 30sec	700	35,00%
entre 6 mn et 6mn 30sec	650	32,50%
entre 7 mn et 7mn 30 sec	650	32,50%
entre 8 mn et 8mn 30sec	650	32,50%



Tableau 5.5 Épaisseurs du film du fluide éthylène-glycol/eau en fonction du temps

Température de la chambre froide et de l'éthylène-glycol : $T=0\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ Volume versé : $V= 500\text{ ml.}$		
intervalle de mesure	épaisseur (en $\mu\text{m}$ )	pourcentage
immédiatement après l'application	650	33%
entre 0 et 30 sec	305	15%
entre 1mn et 1mn 30sec	279	13%
entre 2 mn et 2mn 30sec	229	11%
entre 3 mn et 3mn 30sec	229	11,40%
entre 4mn et 4mn 30sec	203	10,00%
entre 5 mn et 5mn 30sec	203	10,00%
entre 6 mn et 6mn 30sec	203	10%
entre 7 mn et 7mn 30 sec	203	10,00%
entre 8 mn et 8mn 30sec	203	10,00%

Tableau 5.6 Épaisseurs du film du fluide glycérol/eau en fonction du temps

Température de la chambre froide et de la glycérol : $T = -20^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ Volume versé : $V = 500 \text{ ml}$ .		
Intervalle de mesure	épaisseur (en $\mu\text{m}$ )	pourcentage
immédiatement après l'application	1500	75%
entre 0 et 30 sec	1100	55%
entre 1 mn et 1 mn 30sec	1000	50%
entre 2 mn et 2 mn 30sec	1000	50%
entre 3 mn et 3 mn 30sec	950	47,50%
entre 4 mn et 4 mn 30sec	850	42,50%
entre 5 mn et 5 mn 30sec	750	37,50%
entre 6 mn et 6 mn 30sec	700	35%
entre 7 mn et 7 mn 30 sec	650	32,50%
entre 8 mn et 8 mn 30sec	650	32,50%

## 5.4 Résultats expérimentaux

### 5.4.1 Mise en évidence d'une épaisseur seuil

Les pertes de portance mesurées lors des décollages simulés, avec le modèle d'aile recouvert de différentes épaisseurs des quatre fluides testés, sont données sur le tableau 5.7.

En traduisant ces résultats graphiquement sur la figure 5.10, représentant les valeurs de perte de portance en fonction de l'épaisseur initiale, on peut remarquer l'allure croissante de ces courbes pour des épaisseurs inférieures à 500  $\mu\text{m}$ , et une certaine constance pour les épaisseurs plus grandes. Autrement dit, la perte de portance augmente au fur et à mesure que le fluide devient plus épais, mais tend à se stabiliser si la quantité mise donne une épaisseur de 500  $\mu\text{m}$  et plus. Comme sur plaque plane, il semble exister une épaisseur seuil  $E_{ca}$  sur le profil d'aile.

Cette épaisseur seuil ne semble dépendre ni de la température, puisqu'elle est la même pour le propanédiol et les mélanges glycérol/eau à  $-20^{\circ}\text{C}$  et éthylène/eau à  $-10^{\circ}\text{C}$ , ni du caractère newtonien ou non newtonien des fluides (elle est la même pour l'antigivre l'ABC-3 aussi). La valeur moyenne de  $E_{ca}$  est 500  $\mu\text{m}$ .

Etant donné que l'évaluation de la qualité aérodynamique d'un fluide passe par la mesure de son effet sur la perte de portance, il convient donc, de s'assurer que celle-ci soit réalisée pour une épaisseur initiale appliquée supérieure, ou au moins égale à l'épaisseur seuil. La valeur de la perte de portance obtenue dans ce cas sera maximale et ne changera pas pour des quantités plus grandes du fluide.

Tableau 5.7 Effet de l'épaisseur initiale du fluide sur la perte de portance

Fluide testé	Epaisseur (mm)	Température (°c)	Perte de portance (%)
Propanediol	0,05	-19.6 °c	4,5
Propanediol	0,2	-20.5 °c	5,5
Propanediol	0,5	-20.2 °c	6,2
Propanediol	1	-20.2 °c	6,8
Propanediol	1,5	-20.5 °c	6,5
Glycérol+eau(66/34)	0,05	-19.7 °c	5,13
Glycérol+eau(66/34)	0,2	-20.4 °c	5,6
Glycérol+eau(66/34)	0,5	-20.0 °c	5,8
Glycérol+eau(66/34)	1	-19.8 °c	6,4
Glycérol+eau(66/34)	1,5	-20.3 °c	7,1
A B C -3	0,05	-20.0 °c	2,7
A B C -3	0,2	-20.6 °c	3,4
A B C -3	0,5	-20.0 °c	5,2
A B C -3	1	-20.0 °c	5,2
A B C -3	1,5	-19.6 °c	5,3
Ethylène+eau(50/50)	0,05	-11.3 °c	0,3
Ethylène+eau(50/50)	0,2	-10.9 °c	2,4
Ethylène+eau(50/50)	0,5	-10.7 °c	3,7
Ethylène+eau(50/50)	1	-10.6 °c	4,2
Ethylène+eau(50/50)	1,5	-10.2 °c	4,4

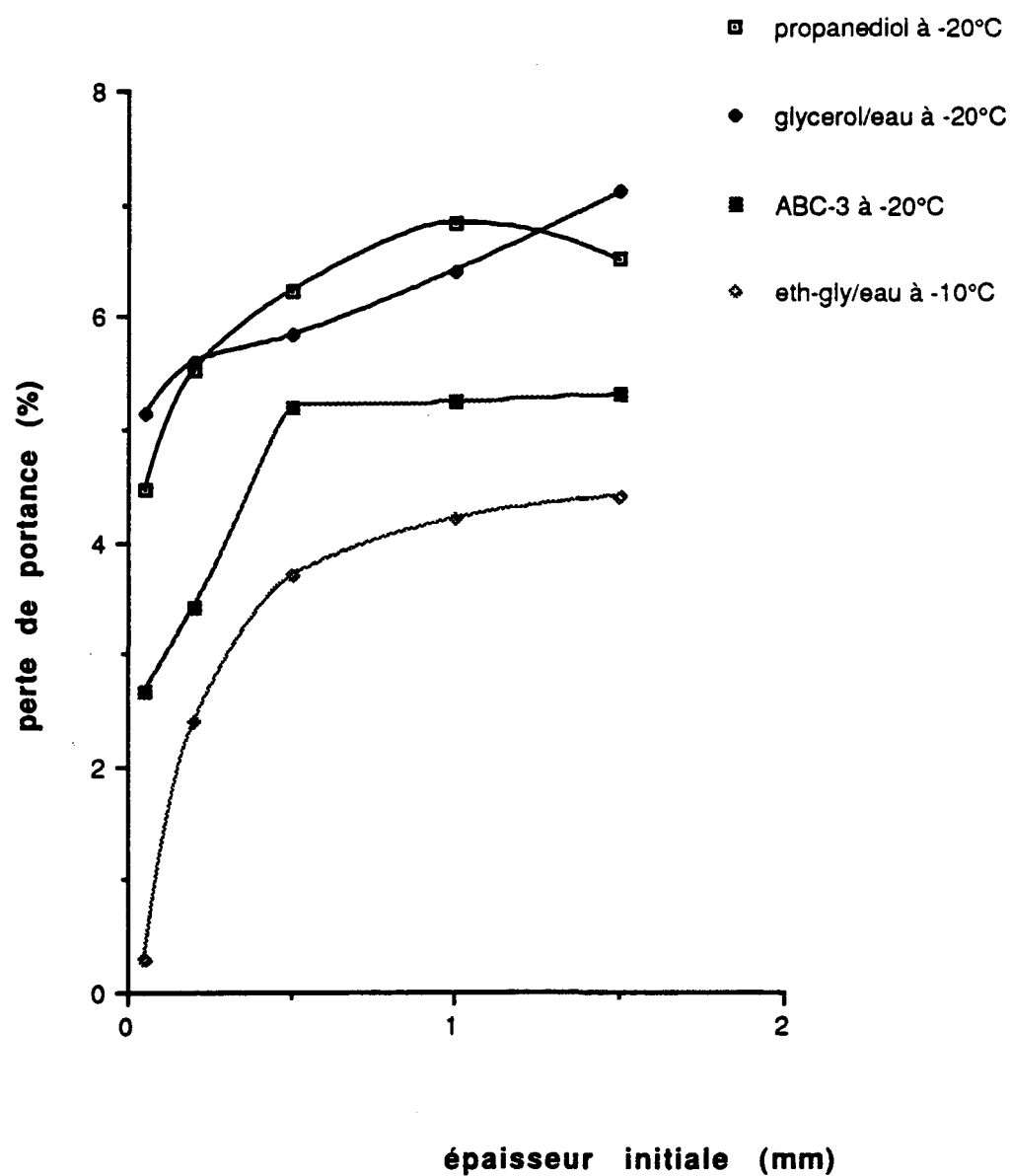


Figure 5.10 Perte de portance en fonction de l'épaisseur initiale des fluides

### 5.4.2 Effet du volet avant

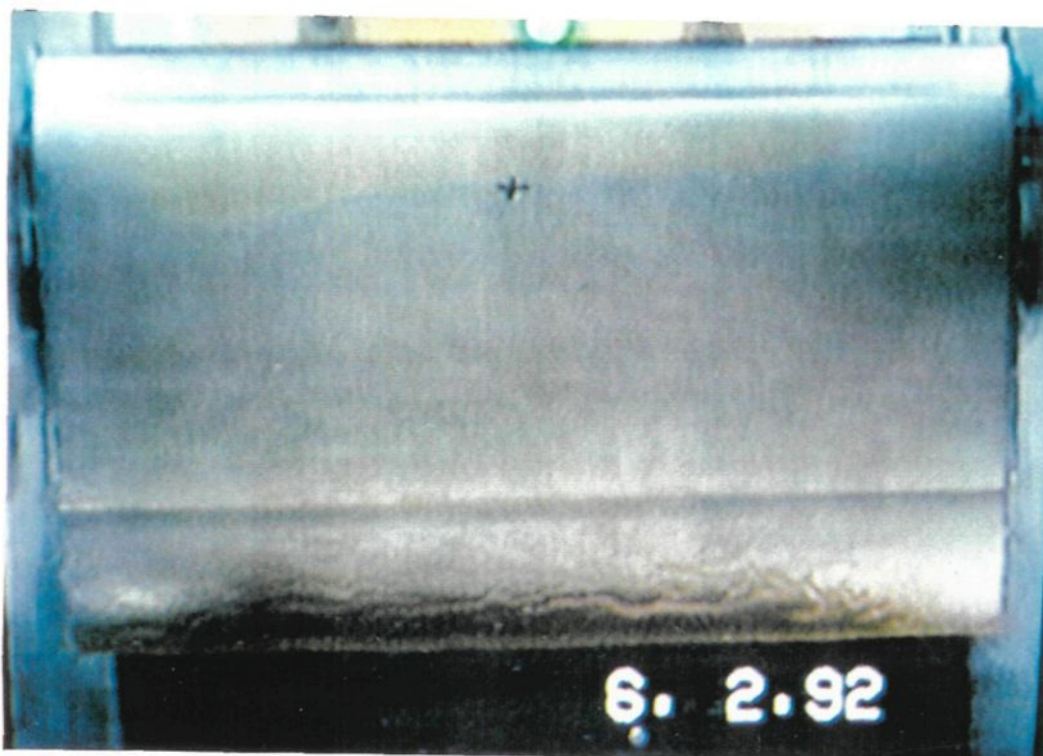
La configuration de l'aile au décollage est différente de celle en régime de croisière. Au décollage, on cherche le plus souvent à augmenter les performances de l'aile, et c'est pourquoi on lui ajoute des éléments à l'avant et à l'arrière. Comme les volets appliqués au bord d'attaque "slat" et l'élément articulé à l'arrière de l'aile "flap", de façon à augmenter la courbure du profil de l'aile au décollage. En effet, le braquage du volet augmente les dépressions sur l'extrados et les surpressions sur l'intrados de l'aile, augmentant ainsi la portance.

Afin de reproduire le mieux possible les caractéristiques de l'écoulement d'air autour d'une aile réelle, notre modèle d'aile a été doté d'un volet à l'arrière et d'un volet à l'avant. La configuration utilisée dans tous les tests déjà faits est celle avec volet arrière à 5 degrés et volet avant accolé le plus possible sur le modèle (fermé).

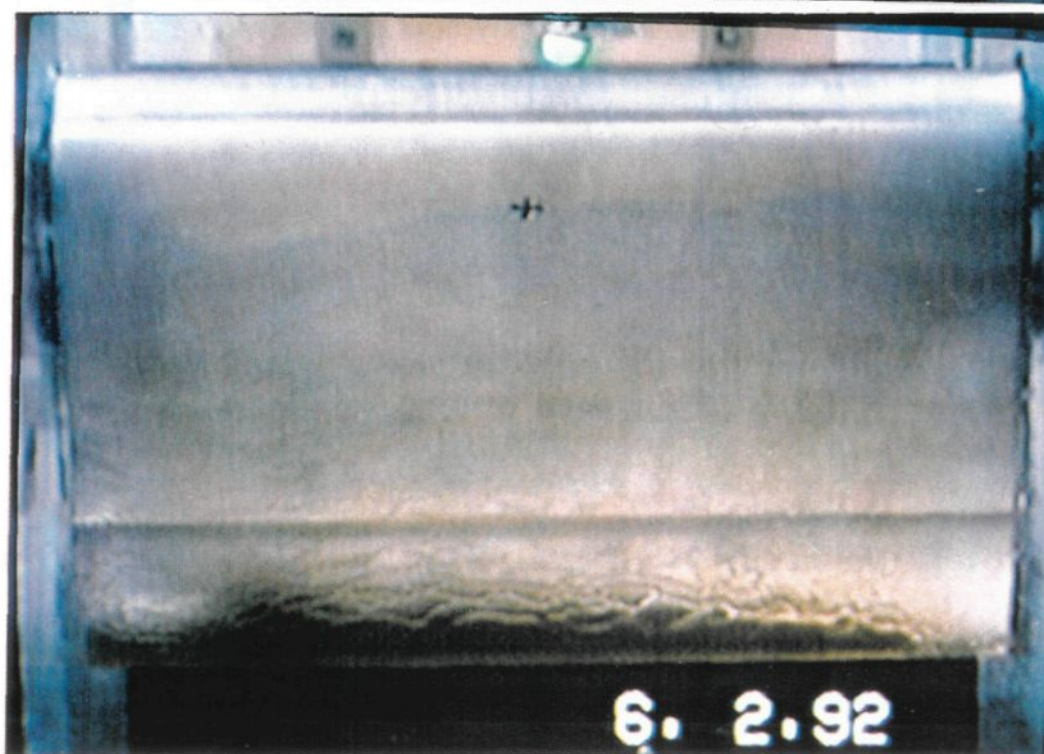
Durant nos simulations de décollage, on remarque le développement de vagues secondaires du fluide, l'une qui se développe, juste après la rotation de l'aile, près du volet avant et allant dans le sens de l'écoulement, et l'autre, vers la fin de la rotation, sur le volet arrière se déplaçant dans la direction opposée à l'écoulement de l'air (photographies 5.2a et 5.2b). Ces deux vagues se rejoignent vers le milieu de la surface de l'aile (voir photographies 5.3a et 5.3b). On s'est demandé donc, l'influence que pourrait avoir ce facteur sur la perte de portance.

Afin de bien distinguer l'effet attribuable au volet avant, on a refait une série de tests, à différentes épaisseurs, avec le fluide A B C-3 et avec une configuration d'aile sans volet avant, et toujours avec le volet arrière laissé à 5 degrés. Les résultats obtenus sont montrés sur le tableau 5.8, et graphiquement, sur la figure 5.11.

a)



b)



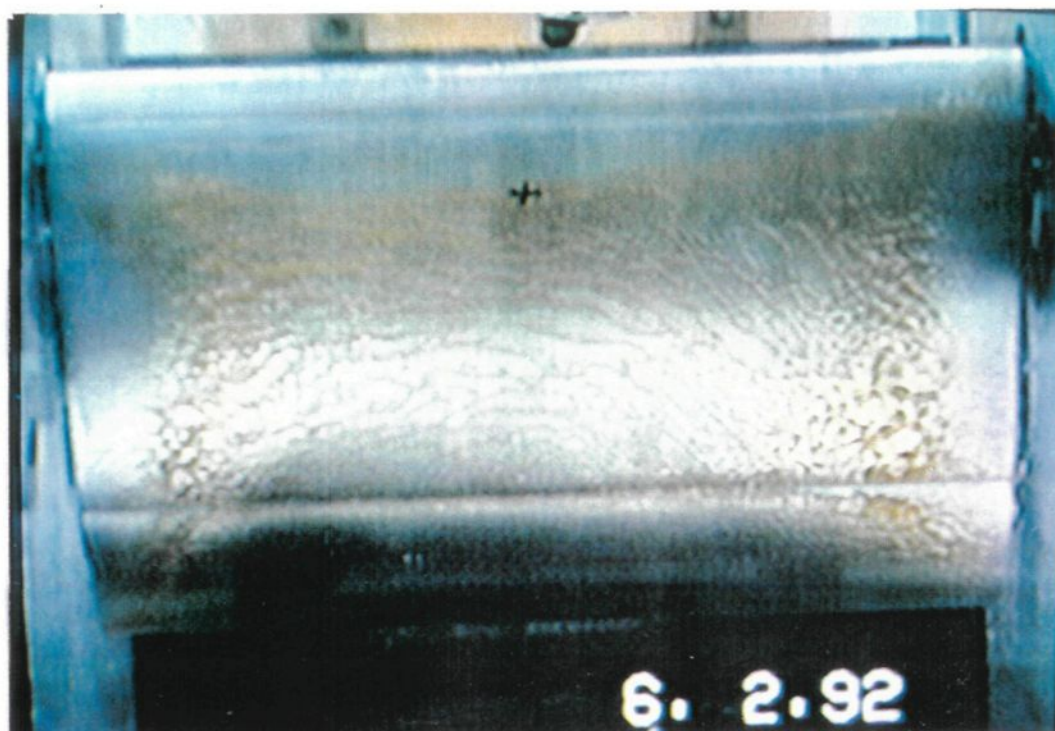
Photographies 5.2 Formation des vagues secondaires

a) début de la rotation ( $1^\circ$ )

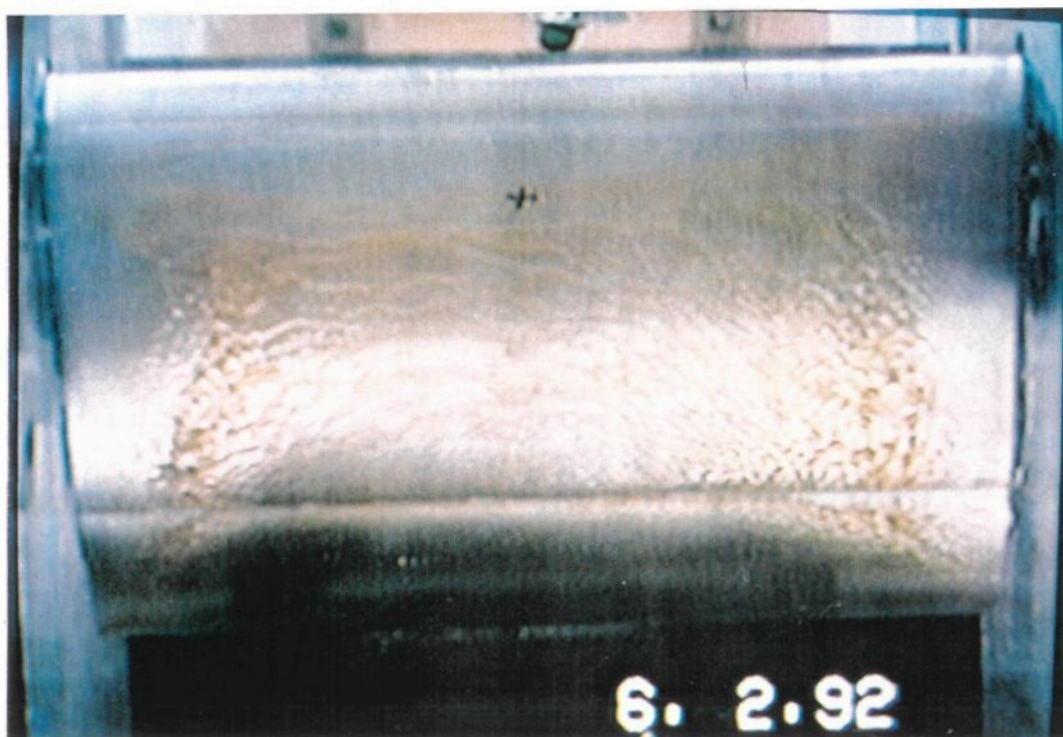
b) en cours de rotation ( $6^\circ$ )



a)



b)



Photographies 5.3 Retour du fluide ABC-3 vers le milieu

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

b) retour à l'horizontale ( $t=45\text{sec}$ )



Tableau 5.8 Effet du volet avant sur la perte de portance

Fluide	Epaisseur (mm)	Température (°C)	PP (Avec slat)	PP (Sans slat)
A B C -3	0,05	-20,6	2,70%	2,50%
	0,2	-20,2	3,40%	2,20%
	0,5	-21	5,20%	1,80%
	1	-20,9	5,20%	1,40%
	1,5	-21	5,30%	1,00%

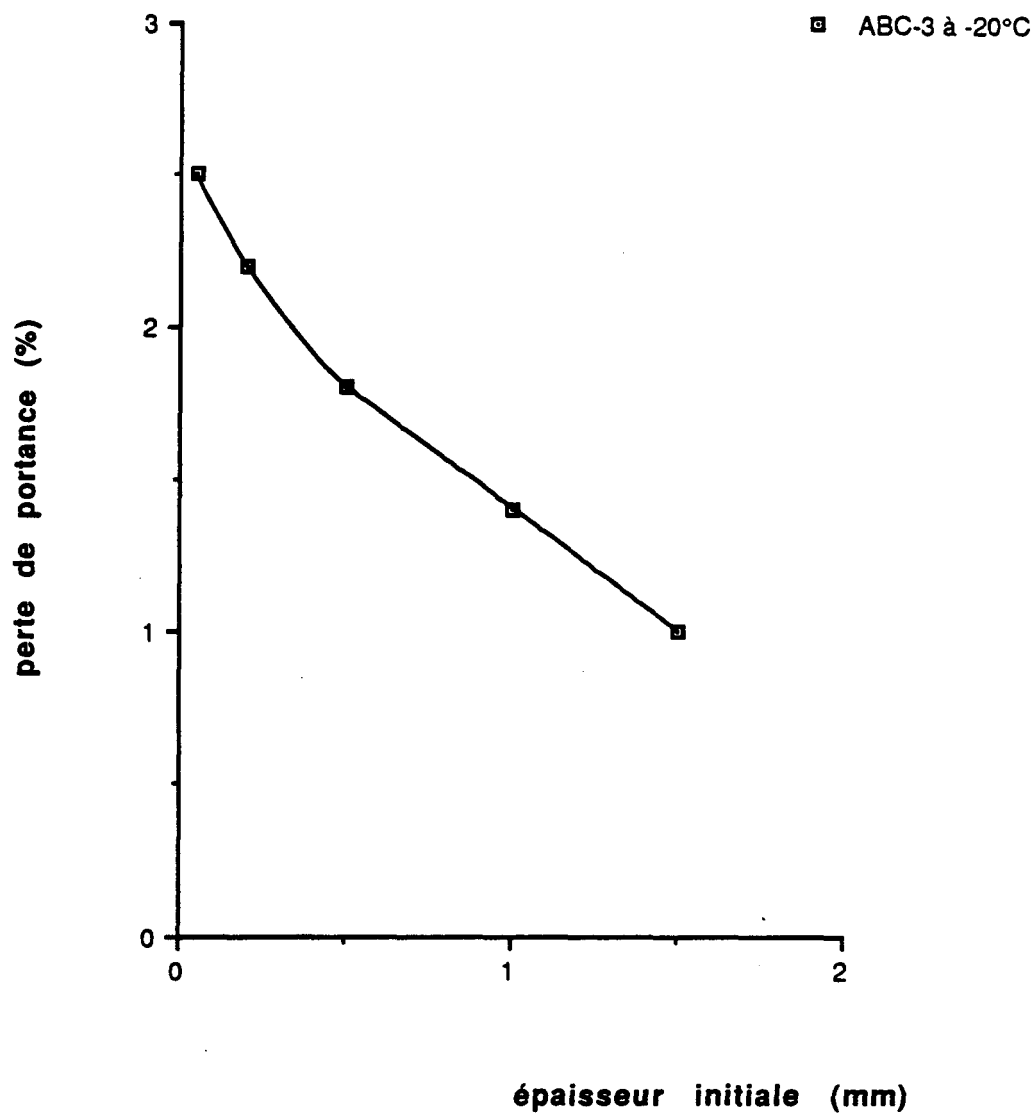


Figure 5.11 Perte de portance en fonction de l'épaisseur initiale du produit ABC-3 à -20°C, avec le modèle d'aile sans volet avant.

On peut remarquer que, sans volet avant, la perte de portance reste très faible, comparée à celle mesurée avec slat, ce qui ne permet pas de voir l'effet attribuable à l'épaisseur initiale. D'après les valeurs du tableau 5.8, la perte de portance est faible et ne dépasse pas 2,5 %.

On peut dire donc, qu'une partie de la perte de portance observée avec le modèle doté du volet avant, est due vraisemblablement à l'accumulation d'une portion de fluide sous le volet avant qui constitue en quelque sorte un réservoir.

Avant la rotation, pendant les premières secondes de la simulation, la plus grosse quantité du fluide est balayée, sauf celle gardée en réserve sous le volet avant. (voir photographies 5.1) A la rotation de l'aile, le fluide sous le volet avant est entraîné du bord d'attaque vers la surface de l'aile, d'où la vague secondaire observée (voir photographies 5.2). Cette vague produit une rugosité supplémentaire, de hauteur égale à celle de la vague, et son effet sur la portance et la traînée serait très significatif, compte tenu que la lecture des données se fait dans ce même laps de temps.

En enlevant le volet avant, on a éliminé ce réservoir de fluide et par conséquent, la seconde vague. La seule rugosité existante est celle introduite par le fluide initial, qui est au trois quarts balayé durant les premières secondes, avant la rotation de l'aile.

### **5.4.3 Effet de la viscosité**

Dans la troisième série de tests réalisés, on a considéré seulement l'effet de la viscosité du fluide sur la perte de portance. Le choix des fluides newtoniens se justifie bien dans ce cas, du fait que le contrôle de la viscosité revient à un simple contrôle de

la température ( leur viscosité dépend seulement de la température et non du cisaillement).

Six températures ont été sélectionnées dans cette série de tests, soient: 0°C, -5°C, -10°C, -15°C, -20°C et -25°C.

En se basant sur l'étude rhéologique faite au chapitre 3, on peut y associer les valeurs respectives de viscosité pour chaque fluide.

Les fluides expérimentés dans cette série sont le propanédiol et le mélange glycérol+eau (64/34), puis, pour comparaison, l'ABC-3, un antigivre non newtonien. Dans ce dernier cas, et étant donné que la viscosité dépendrait du cisaillement aussi, il nous a paru logique d'en tenir compte. Ainsi, on a pris comme valeur de viscosité, celle à la température sélectionnée, à un taux de cisaillement correspondant à la vitesse maximale de la soufflerie, soit vers les 60m/s. (Les calculs ont été d'ailleurs faits au chapitre 3).

D'autre part, afin que seul l'effet de la viscosité soit considéré, indépendamment de l'aspect quantité, l'épaisseur initiale a été choisie égale à 500  $\mu\text{m}$ , soit l'épaisseur critique.

Les résultats de cette série sont détaillés au tableau 5.9, et sont illustrés graphiquement sur la figure 5.12.

D'après les courbes, on peut remarquer, comme prévu, que la perte de portance augmente avec la viscosité du fluide. Pour expliquer cette dépendance, il faut regarder l'aspect "élimination" du fluide.

Un fluide très visqueux résistera mieux à l'accélération de l'air (ceci entre dans la définition même de la viscosité), et sera plus difficile à balayer. Autrement dit, la quantité éliminée en fonction du temps, pour un produit plus visqueux, sera moins grande que celle pour un fluide de plus faible viscosité. Si on considère, comme

Tableau 5.9 Effet de la viscosité sur la perte de portance

Fluide	Température (°C)	CL max	Viscosité (mPa.s)	PP max
Propanediol	-0,2	1,611	250	3,30%
	-4,9	1,603	380	3,60%
	-9,9	1,684	610	3,30%
	-15,2	1,686	1000	5,70%
	-20	1,666	1750	6,80%
Glycérol+eau (66/34)	-0,3	1,695	73	1,70%
	-5,1	1,684	105	2,10%
	-10	1,676	160	3,20%
	-15,1	1,686	250	6,00%
	-20	1,723	400	10,80%
	-25,7	1,695	690	13,10%
A B C - 3	0	1,595	1219	6,30%
	- 5	1,613	1152,5	7,30%
	-10,3	1,605	1033	6,40%
	-15,2	1,648	814	6,30%
	-20,1	1,678	708,5	5,50%
	-25	1,764	737	2,80%

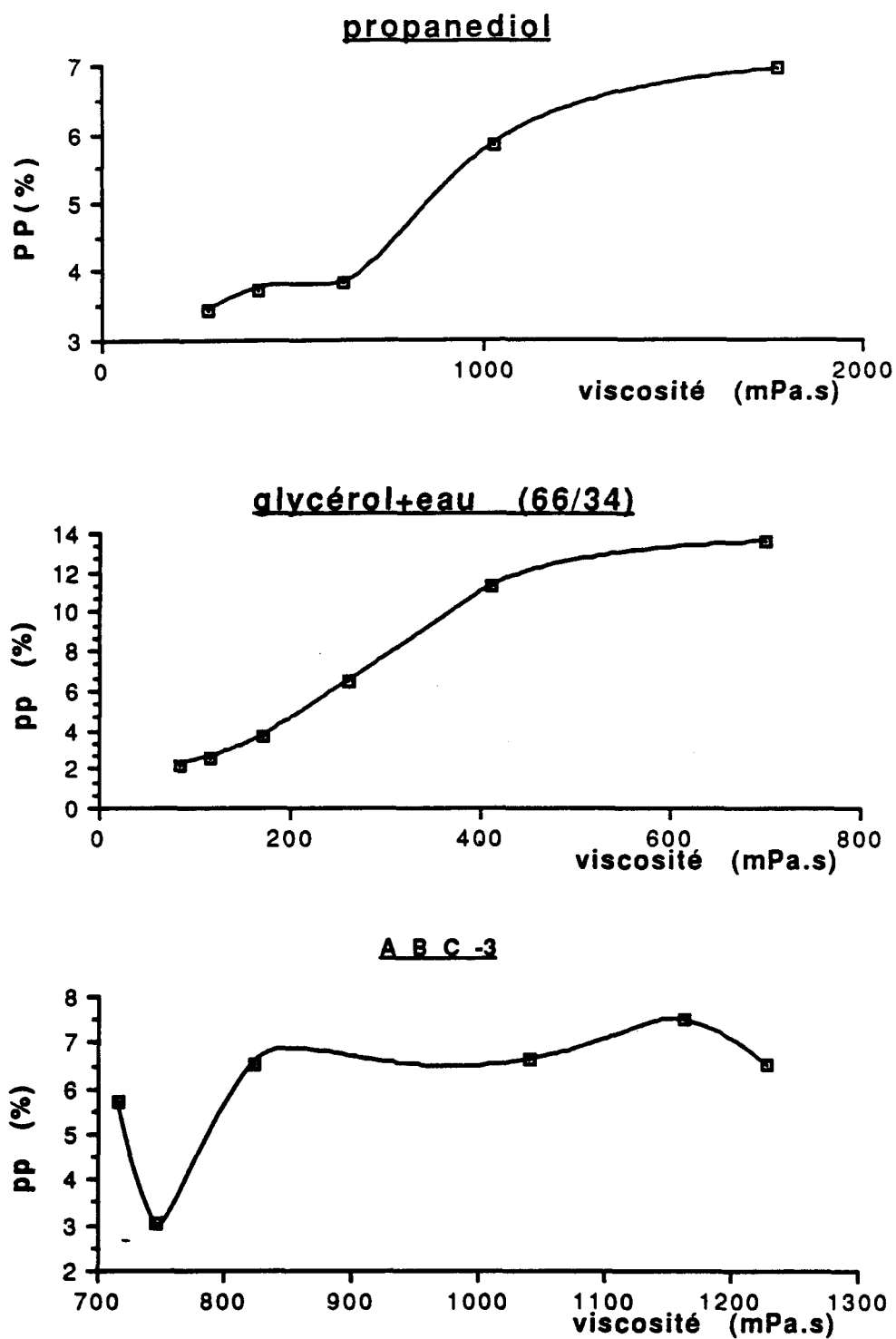


Figure 5.12 Perte de portance en fonction de la viscosité pour le propanediol, le mélange glycérol/eau et l'ABC-3

hauteur de rugosité, l'épaisseur restante après 20 secondes (temps nécessaire à la vitesse d'atteindre sa valeur maximale), on voit très bien qu'un fluide plus visqueux va créer une rugosité plus importante qu'un autre qui l'est moins, et une rugosité de plus en plus importante signifierait, étant donnée l'explication précédente, une perte portance de plus en plus grande .

Expérimentalement, on a mesuré l'épaisseur finale sur le profil d'aile, pour le cas de la glycérine+eau(66/34). Les valeurs trouvées sont présentées sur le tableau 5.10 .

Des résultats avec les fluides newtoniens, on peut donc constater que plus la température décroît, donc la viscosité augmente, plus l'épaisseur restante est grande, ce qui donne une idée sur la hauteur de rugosité engendrée dans chaque cas.

On peut remarquer que l'épaisseur finale n'est pas uniforme sur la surface de l'aile. Ceci est normal, car à la rotation du profil, le gradient de pression positif qui existe au niveau du volet arrière, tend à diminuer le cisaillement dans ce cas, ce qui explique l'amas de plus de fluide dans cette région.

De ce dernier résultat, on peut voir le pourquoi de l'utilisation massive des fluides non-newtoniens pseudoplastiques comme antigivre. Leur viscosité est très élevée, mais à des taux de cisaillement très forts, leur viscosité diminue dramatiquement, ce qui facilite leur élimination.

Qualitativement, on peut dire que si le fluide est très visqueux, l'écoulement extérieur devra fournir plus d'énergie pour le cisiller, et ce surplus d'énergie sera pris au dépens de la portance.

Tableau 5.10 Épaisseurs finales du mélange glycérol/eau sur le modèle d'aile

Température (%)	épaisseur finale (μm)		
	gauche	milieu	droite
0	>25	25	40
- 5	25	25	40
- 10	35	50	60
- 15	50	50	76
- 20	76	76	106
- 25	76	106	128



#### 5.4.4 Loi de variation de la perte de portance

Comme il a été déjà fait dans le chapitre 4, on a déterminé, pour le cas des fluides newtoniens, un modèle analytique représentant la perte de portance en fonction de la température et d'une viscosité de référence, dans le cas où l'épaisseur initiale  $E_i$  est supérieure à l'épaisseur seuil  $E_{ca}$ , et en fonction, en plus, de  $E_i$ , dans le cas où celle-ci est inférieure à  $E_{ca}$ . Ce modèle va donc permettre de prédire la valeur de la perte de portance qu'on pourrait obtenir pour chaque fluide, à partir de sa viscosité et de la température.

##### 5.4.4.1 Cas où l'épaisseur du fluide est supérieure ou égale à 500 $\mu\text{m}$

On cherche un modèle analytique linéaire sous la forme:

$$pp = a - b (T) + c (\mu_0) \quad (5.1)$$

Par la méthode des moindres carrées (voir appendice A), et à partir des résultats obtenus expérimentalement avec le modèle d'aile, on détermine les valeurs des coefficients (5.1)

$$a = 64,988$$

$$b = - 0,232$$

$$c = 0,00193$$

Et la relation s'écrit donc:

$$pp = 64,988 - 0,232 (T) + 0,00193 (\mu_0) \quad (5.2)$$

où la température  $T$  est en degré Kelvin et la viscosité de référence à  $0^\circ\text{C}$ ,  $\mu_0$ , est en mPa.s.

Le coefficient d'écart entre les valeurs expérimentales et le modèle analytique est égal à :

$$r^2 = 86,2 \%$$

Afin de rendre les coefficients adimensionnels, l'équation (5.2) peut être écrite sous la forme:

$$pp = 64,988 - 63,37 (T/T_0) + 0,00345 (\mu_0/\mu_0(\text{eau})) \quad (5.3)$$

où  $T_0=273,15^\circ\text{K}$  et  $\mu_0(\text{eau})$  la viscosité de l'eau à  $0^\circ\text{C}$

#### 5.4.4.2 Cas où l'épaisseur du produit est moindre que $500 \mu\text{m}$

Par la méthodes des moindres carrés, on suggère deux modèles: un modèle linéaire et un modèle exponentiel.

Avec le modèle linéaire, l'équation prend la forme suivante:

$$pp = 98,3676 - 0,37 (T) - 5,67\text{E-}5 (\mu_0) + 4,055 (E_i) \quad (5.4)$$

où la température est en degré Kelvin, la viscosité  $\mu_0$  est en mPa.s et l'épaisseur  $E_i$  est en millimètre.

Le coefficient d'écart du lissage, avec l'équation (5.4), est:

$$r^2 = 90,1 \%$$

Exprimée à partir de coefficients adimensionnalisés, la relation s'écrit:

$$pp = 98,3676 - 101,06(T/T_0) - 1,01 \cdot 10^{-4}(\mu_0/\mu_0(\text{eau})) + 2,027 (E_i/E_{ca}) \quad (5.5)$$

Avec le modèle exponentiel, l'équation s'écrit:

$$pp = 95,478 - 0,3706 (T) - 5,63 \cdot 10^{-5} (\mu_0) + 2,96283 \exp (E_i) \quad (5.6)$$

Le coefficient d'écart du lissage est égal à :

$$r^2 = 89,7 \%$$

En terme de coefficients adimensionnels, la relation s'écrit:

$$\begin{aligned} pp = & 95,478 - 101,24 (T/T_0) - 1 \cdot 10^{-4} (\mu_0/\mu_0(\text{eau})) \\ & + 1,48 (\exp(E_i))/E_{ca} \end{aligned} \quad (5.7)$$

T est en degré Kelvin,  $\mu_0$  en mPa.s et  $E_i$  en millimètre.

## 6

# Discussion

## Interprétation comparative : plaque plane - modèle d'aile

### 6.1 Introduction

Les chapitres 4 et 5 ont présenté les résultats des perturbations aérodynamiques occasionnées par quelques fluides spécifiques recouvrant, soit une plaque plane (EDCL), soit un modèle d'aile (perte de portance). L'objectif de ces essais était de faire ressortir l'influence de deux paramètres spécifiques, à savoir l'épaisseur initiale du fluide et sa viscosité.

Les résultats obtenus, pour la plaque plane, ne sont toutefois pas applicables directement aux situations réelles, du fait que la distribution du cisaillement sur une plaque plane est différente, généralement inférieure par la moitié, de celle sur un modèle d'aile ou une aile réelle. D'un autre côté, la vitesse de l'air, la température, l'épaisseur initiale du fluide sont représentatives de la situation réelle.

Dans ce chapitre, on se propose de faire la synthèse de nos résultats. A partir de l'analyse comparative des résultats obtenus avec la plaque plane et le modèle d'aile, il sera possible de déterminer l'importance relative des différents paramètres en jeu. On sera également capable d'estimer de façon grossière, le développement de la couche

limite à 30 sec dans le cas de la plaque plane, et la perte de portance à  $C_{Lmax}$  dans le cas du modèle d'aile.

## 6.2 Justification de l'épaisseur seuil sur plaque plane

L'objectif général des tests réalisés sur plaque plane était de déterminer, à partir de décollages simulés, l'effet de l'écoulement du fluide dégivrant et antigivre sur le développement de la couche limite de l'air sur des films de fluides, présentant au départ différentes épaisseurs initiales. Les résultats obtenus ont fait ressortir l'existence d'une épaisseur "seuil"  $E_{cp}$  telle que:

- Si l'épaisseur initiale du film de fluide est inférieure à une valeur seuil  $E_{cp} = 1000 \mu m$ , la croissance de la couche limite dépend de l'épaisseur du film de fluide.
- Si l'épaisseur initiale est supérieure ou égale à  $E_{cp} = 1000 \mu m$ , l'épaisseur du déplacement de la couche limite devient indépendante de l'épaisseur du fluide.

Il est possible de justifier l'existence d'une telle épaisseur seuil. En effet, l'observation visuelle des images prises au cours des essais met en évidence l'existence de deux phénomènes:

- 1- l'élimination du fluide, ce qui occasionne une diminution continue de son épaisseur en fonction du temps.

2- le développement en surface du film fluide de vagues relativement hautes au début, mais décroissantes par la suite. A la fin du test, la hauteur des vagues est réduite à l'épaisseur résiduelle du produit non éliminée

Pour justifier l'existence de  $E_{cp} = 1000 \mu m$ , on peut raisonner de la manière suivante: le film de fluide recouvrant la plaque plane occasionne une certaine rugosité superficielle, caractérisée par la hauteur des vagues formées. Cette rugosité aura pour effet de déclencher la transition laminaire - turbulent à un nombre de Reynolds plus faible que pour une paroi propre.

Le niveau d'influence de la rugosité superficielle dépend de la hauteur moyenne du fluide, suivant que cette hauteur pénètre plus ou moins profondément dans la couche limite. Normalement, en l'absence de fluide, pour une couche limite de l'air sur une plaque plane lisse, on distingue trois types de couches, à savoir:

- 1- la couche de paroi ou sous couche laminaire.
- 2- la couche logarithmique.
- 3- la couche externe.

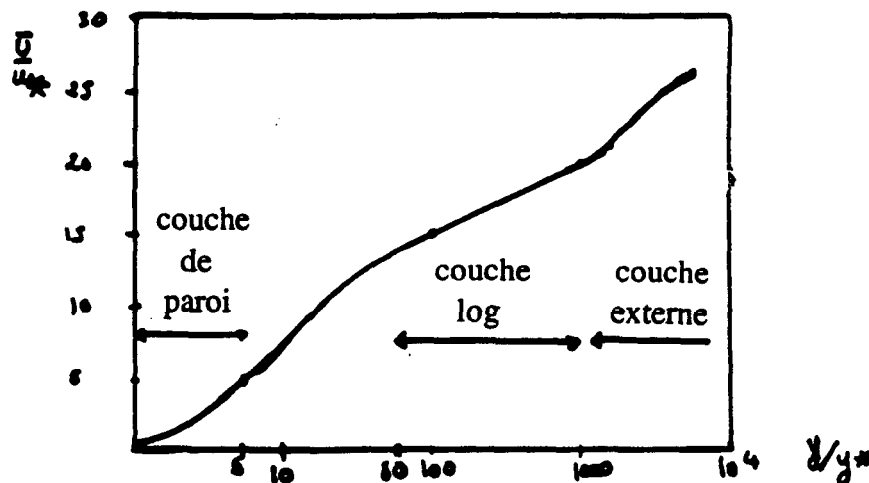


Figure 6.1 Les trois sous couches de la couche limite

La couche de paroi, également appelée "sous-couche-morte", est la partie de la couche où le cisaillement est constant et la turbulence est très faible. Si on note  $\tau$  la tension de frottement à la paroi,  $u^*$ , la vitesse de frottement à la paroi et égale à  $\sqrt{\tau/\rho}$ , l'épaisseur de la sous-couche-morte serait de l'ordre de  $5y^*$ , avec  $y^* = y/u^*$  et  $\nu$  la viscosité cinématique de l'air

D'après les analyses faites sur les parois rugueuses (J.Cousteix, 1989), on sait que la couche limite commence à être influencée par les rugosités à partir de la hauteur  $5y^*$ . Autrement dit, la rugosité n'aura aucun effet si sa hauteur est plus petite que celle de la sous-couche de paroi. D'autre part, toujours d'après J.Cousteix (J.Cousteix, 1989), la transition se fera au "début de la rugosité", (dans notre cas, à l'entrée de la boîte où la couche laminaire est très faible), pour un rapport  $R_k = U_e k / \nu$  supérieure à 900 ( $k$  représentant la hauteur moyenne de rugosité). Autrement dit, si la valeur de  $k$  est telle que  $R_k$  excède la valeur 900, la position de la transition ne changera plus. Il en sera ainsi pour l'étendue de la couche limite turbulente et son développement le long de la plaque.

Il est possible de vérifier avec nos résultats, que la couche limite commence à "voir" la rugosité introduite par l'application du fluide, à partir de l'épaisseur initiale 50  $\mu\text{m}$ , et que la rugosité n'aura plus aucun effet pour des épaisseurs de 1 mm et plus.

#### Calcul de l'épaisseur de la sous couche de paroi $\delta$

D'après M.Carbonaro (Carbonaro, 1985), le cisaillement global sur la plaque plane est donné par :

$$\tau = 1/L \cdot \rho \cdot U_e^2 \cdot 7/9 \cdot S_d^* \quad (6.1)$$



ou 
$$\tau / \rho = 1/L \cdot U_e^2 \cdot 7/9 \cdot \delta_d^* \quad (6.2)$$

Dans notre cas, les termes de l'équation (6.2) prennent les valeurs réelles suivantes:

$L = 1,5 \text{ m}$  longueur de la plaque.

$U_e = 60 \text{ m/s}$  vitesse maximale atteinte dans l'essai

$\delta_d^* = 2,65 \text{ mm}$  épaisseur de déplacement de couche limite sur plaque propre déterminée expérimentalement

$\mu(\text{air}) = 15,99 \cdot 10^{-6} \text{ Pa.s}$  viscosité de l'air à  $T = -20^\circ\text{C}$

$\rho(\text{air}) = 1,413 \text{ kg/m}^3$  densité de l'air à  $T = -20^\circ\text{C}$

L'équation 6.2 s'écrit numériquement:

$$\begin{aligned} \tau / \rho &= 1/1,5 \cdot (60)^2 \cdot 7/9 \cdot 2,65 \cdot 10^{-3} \\ &= 4,94 \text{ m}^2/\text{s}^2 \end{aligned}$$

donc:  $u^* = (4,94)^{1/2} = 2,22 \text{ m/s}$

$$\begin{aligned} \nu &= \mu(\text{air})/\rho \\ &= 11,3 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s} \end{aligned}$$

et

$$h = 5 y^*$$

$$h = 5 \nu / u^*$$

$$h = 5 \cdot 11,3 \cdot 10^{-6} / 2,22$$

$$\underline{h = 25,5 \text{ } \mu\text{m}}$$

Le problème qu'on rencontre à ce stade est l'évaluation de la hauteur moyenne de la rugosité dans notre cas. Pour chaque essai, on a effectué les mesures des épaisseurs initiales et finales. Ceci nous amène à considérer deux valeurs possibles pour la hauteur de rugosité: soit une valeur de l'ordre de l'épaisseur initiale (ce serait un mauvais choix, car plus de la moitié du fluide est balayée durant les 15 premières secondes du test), soit la valeur correspondant à l'épaisseur finale, choix qui apparait comme étant plus valable..

Les mesures d'épaisseurs finales effectuées, pour des épaisseurs initiales supérieures ou égales à 1 mm, sont les suivantes:

Tableau 6.1 Epaisseurs finales de la couche du fluide après l'essai

<u>épaisseur initiale</u>	<u>fluide</u>	<u>température</u>	<u>épaisseur finale</u>
0,5 mm	propanédiol	-10°C	72 $\mu\text{m}$
	propanédiol	-20°C	100 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	0°C	50 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	-20°C	100 $\mu\text{m}$
	éthylène	0°C	50 $\mu\text{m}$
1 mm	propanédiol	-10°C	128 $\mu\text{m}$
	propanédiol	-20°C	172 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	0°C	100 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	-20°C	172 $\mu\text{m}$
	éthylène	0°C	100 $\mu\text{m}$

<u>épaisseur initiale</u>	<u>fluide</u>	<u>température</u>	<u>épaisseur finale</u>
4 mm	propanédiol	-10°C	128 $\mu\text{m}$
	propanédiol	-20°C	172 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	0°C	100 $\mu\text{m}$
	glycérol+eau	-20°C	172 $\mu\text{m}$
	éthylène	0°C	100 $\mu\text{m}$

Pour le fluide non newtonien ABC-3, on a mesuré à  $T = -20^\circ\text{C}$ :

Pour  $E_i = 1\text{ mm}$  ----->  $E_f = 205\ \mu\text{m}$

$E_i = 2\text{ mm}$  ----->  $E_f = 355\ \mu\text{m}$

$E_i = 4\text{ mm}$  ----->  $E_f = 455\ \mu\text{m}$

Pour une épaisseur initiale de  $50\ \mu\text{m}$ , on a relevé, quasiment pour tous nos fluides, et à n'importe quelle température, une épaisseur finale de l'ordre de  $25\ \mu\text{m}$ . Donc  $k$ , la hauteur moyenne de la rugosité, est égale à  $25\ \mu\text{m}$ , et est de l'ordre de l'épaisseur de la sous-couche de paroi. La couche limite commence à peine à "voir" la rugosité. La faible valeur de L'EDCL trouvée dans ce cas s'en trouve justifiée.

À partir de l'épaisseur initiale de  $1\text{ mm}$ , on peut remarquer que l'épaisseur finale ne varie quasiment plus, mais change avec la température (voir tableau 6.1). À  $T = -20^\circ\text{C}$ , elle est de l'ordre de  $172\ \mu\text{m}$ .

Calculons le rapport :  $R_k = U_e k /$

$T = -20^\circ\text{C}$

$$U_e = 60 \text{ m/s}$$

$$\nu = 11,31 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$k = 172 \cdot 10^{-6} \text{ m}$$

$$\begin{aligned} R_k &= 60 \cdot 172 \cdot 10^{-6} / 11,31 \cdot 10^{-6} \\ &= 912 > 900 \end{aligned}$$

$R_k$  est supérieur à 900. Donc, à  $T = -20^\circ\text{C}$ , à partir de l'épaisseur initiale 1 mm, la rugosité engendrée n'aura plus aucun effet sur la transition. Le développement de la couche limite ne se modifiera plus, d'où la constance de la valeur de  $R_k$  trouvée (voir tableau 4.2).

Etant donné que l'épaisseur seuil ne dépend d'aucun paramètre extrinsèque, le raisonnement précédent devrait rester valable pour n'importe quelle température. Pour  $T = 0^\circ\text{C}$ , l'épaisseur finale de nos fluides newtoniens est de l'ordre de  $100 \mu\text{m}$ , donc  $k = 100 \mu\text{m}$ . Recalculons  $R_k$ .

$$\nu = 13,08 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s} \quad \text{à } T = 0^\circ\text{C}$$

$$\begin{aligned} R_k &= 60 \cdot 100 \cdot 10^{-6} / 13,08 \cdot 10^{-6} \\ &= 458,7 < 900 \end{aligned}$$

On trouve donc  $R_k < 900$ , et le raisonnement n'est plus bon dans ce cas.

atteindre sa valeur maximale de 60 m/s. Pour nos tests, l'instrumentation disponible ne nous permet pas d'avoir l'épaisseur à chaque instant.

Dans les tests réalisés par M. Carbonaro (Carbonaro, 1985), l'épaisseur du film de fluide a pu être relevée en fonction du temps, à l'aide d'un faisceau lumineux, dont l'intensité est plus ou moins absorbée dépendamment de l'épaisseur. Les résultats ont montré que pour la majorité des fluides testés, l'épaisseur décroît rapidement durant les 25 premières secondes, puis sa variation devient très petite après, dépendamment du degré de viscosité de chaque fluide.

Ceci nous permet d'exprimer l'épaisseur à l'instant  $t$  à l'aide de la relation suivante:

$$E(t) = E_f + E_{el}(60-t) \quad (6.3)$$

où  $E_f$  est l'épaisseur finale et  $E_{el}(t)$  l'épaisseur correspondante à la quantité de fluide balayée durant le temps  $t$ .

Cette équation est une interpolation linéaire de l'épaisseur du fluide en fonction du temps. Puisque le fluide se déplace par vagues, une interpolation linéaire ne peut couvrir tout le domaine temporel du phénomène. L'application de cette équation se limitera donc à des temps supérieures à  $t = 25$  sec, du fait que l'épaisseur tend dès lors, vers sa valeur finale.

Dans notre cas, le choix le plus judicieux serait de prendre donc la hauteur moyenne de la rugosité égale à  $E(25)$ . soit:

$$k = E(25) = E_f + E_{el}(35) \quad (6.4)$$

D'après les mesures réalisées par M. Carbonaro pour des fluides newtoniens (Carbonaro, 1985), on peut estimer  $E_{el}(35)$  en moyenne à 100  $\mu\text{m}$ . On aura donc:

Tableau 6.2 Epaisseurs du film fluide à 25 secondes

<u>Fluide</u>	<u>température</u>	<u>épaisseur à 25s</u>
propanediol	-10°C	228 $\mu\text{m}$
propanediol	-20°C	272 $\mu\text{m}$
glycérol+eau	-20°C	272 $\mu\text{m}$
glycérol+eau	0°C	200 $\mu\text{m}$
éthylène	0°C	200 $\mu\text{m}$

Dans ce cas, le raisonnement serait toujours valable puisque  $R_k$  serait supérieur à 900 pour n'importe quelle température.

Pour le cas du fluide non newtonien ABC-3, le raisonnement est déjà valable avec juste  $k=E_f$ , à fortiori pour  $k=E_f+100 \mu\text{m}$ .

### 6.3 Justification de l'épaisseur seuil mesurée avec le modèle d'aile

Dans les tests avec le modèle d'aile, l'objectif principal était de déterminer l'effet de la présence d'une couche de fluide dégivrant et antigivre sur les performances aérodynamiques, lors du décollage simulé.

Dans nos tests, on a tenté d'évaluer l'effet d'un film de fluide sur la portance, dans un premier temps, pour différentes épaisseurs initiales, et dans un deuxième temps, pour différentes températures. Dans la première série d'essais, on a décelé, comme sur plaque plane, l'existence d'une épaisseur seuil de valeur égale à 500  $\mu\text{m}$ .

Pour un film d'épaisseur initiale au dessus de cette valeur, la valeur de la perte de portance ne change plus.

Le raisonnement suivi pour justifier l'existence de l'épaisseur seuil  $E_{cp}$  sur plaque plane, ne peut être utilisé dans le cas du modèle d'aile, étant donné la différence des géométries et son influence sur les conditions expérimentales. Cette différence fait que les résultats sur plaque plane ne seront jamais applicables directement sur une aile réelle. On peut citer comme conséquence de cette différence, le gradient de pression qui existe sur la surface de l'aile, et dû à sa courbure, alors que sur la plaque plane, la pression statique est constante. Par conséquent aussi, la distribution du cisaillement sera différente.

La courbure de l'aile implique donc l'existence d'un gradient de pression. Ce gradient est négatif du bord d'attaque jusqu'au point d'épaisseur maximale, et positif de ce point jusqu'au bord de fuite. Ce gradient positif est très important compte tenu de son influence sur la transition et sur le décollement de la couche limite (voir paragraphe suivant).

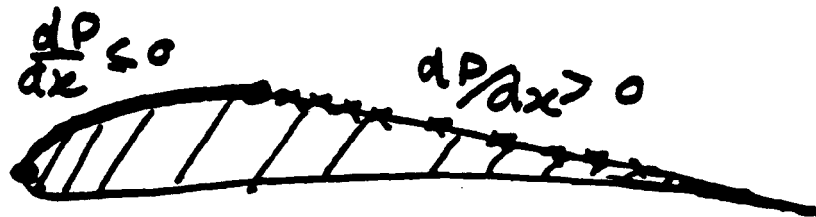


Figure 6.2 Gradient de pression sur une aile

Une autre différence, très importante dans notre cas, se situe au niveau de la configuration du modèle d'aile qui présente un volet avant.

Comme avec la plaque plane, l'application du film de fluide sur la surface extrados du profil d'aile y introduit une rugosité, rugosité qui influence, selon sa hauteur moyenne, la transition laminaire-turbulent et le développement de la couche limite.

Les tests faits avec le modèle d'aile, sans volet avant, ont mis en évidence l'effet de cet élément sur la perte de portance. En effet, en son absence, la perte de portance devient si faible que l'effet de l'épaisseur initiale s'en trouve mal défini, tandis qu'avec la présence du volet, la perte de portance augmente considérablement. Ceci est tout à fait normal puisque le volet avant constitue, en quelque sorte un réservoir qui emmagasine une certaine partie du fluide appliqué. Cette fraction va réapparaître en surface de l'aile lors de la rotation. La rugosité, alors introduite par cette seconde vague du fluide, se fait sentir par une perte de portance accrue.

Le niveau de perte de portance ne dépendra donc pas beaucoup de la quantité du fluide appliquée au début, mais en gros, de la fraction emmagasinée sous le volet avant, soit de la quantité de fluide qui peut y être contenue.

L'observation visuelle nous a permis de constater qu'à partir de l'épaisseur initiale 500  $\mu\text{m}$ , la quantité de fluide emmagasinée sous le volet avant reste sensiblement la même, ce qui est tout à fait logique en raison de son volume réduit. On peut donc dire qu'à partir de cette valeur d'épaisseur initiale, la rugosité engendrée sera la même, étant donné que sa hauteur moyenne devient constante, et son effet sur la transition laminaire-turbulent stagnera. Les caractéristiques de la couche limite ne changeront donc plus, et par conséquent le profil de pression autour du profil aussi. La valeur de la perte de portance n'augmentera plus.



Il est très difficile d'estimer la hauteur moyenne de la rugosité du profil d'aile, mais on peut considérer que cette hauteur serait plus proche de la valeur de l'épaisseur des résidus de film, qu'elle ne l'était dans le cas de la plaque plane.

En effet, sur l'aile, le gradient de pression positif existant dans la partie arrière, et qui croît au fur et à mesure que l'incidence augmente, diminue la tension cisaillement à l'interface air-fluide, et occasionnant un balayage moins efficace de ce qui reste du fluide. Ceci explique aussi la non-uniformité, d'amont en aval, de l'épaisseur finale, avec des accumulations de fluide observées aux voisinages du bord de fuite.

## 6.4 Corrélation entre l'EDCL à 30 sec et la perte de portance à $C_{Lmax}$

Les travaux réalisés par Carbonaro (Carbonaro, 1985, 86, 87) à l'Institut Von Karman à Bruxelles, sur plaque plane et sur profil d'aile à 2D, ont établi une corrélation entre l'épaisseur de déplacement de la couche limite à 30 secondes et la perte de portance. La corrélation est celle montrée à la figure 4.3, au chapitre 4.

Nous allons représenter les résultats obtenus dans notre travail, dans le même mode de présentation que celui de M. Carbonaro, afin de pouvoir mieux les comparer avec ceux de ce dernier.

Dans notre cas, les tests expérimentaux ont été réalisés avec des fluides à différentes épaisseurs initiales, que ce soit dans le cas de la plaque plane ou de celui du modèle d'aile. Donc, afin d'être en concordance avec les conditions des tests de M. Carbonaro, on va prendre les résultats de ( $\delta^*$ ) et de (pp) pour une épaisseur de film fluide au moins égale à 1 mm. Ce choix est d'autant justifié par l'existence d'une valeur seuil d'épaisseur sur plaque plane et modèle d'aile, et la valeur de 1 mm en est

supérieure ou égale dans les deux cas. Les points expérimentaux de  $(\mathcal{S}^*, pp)$ , pour les mêmes conditions expérimentales, apparaissent à la figure 6.3.

On va donc, essayer de déterminer, par un lissage approprié, une relation analytique reliant les points obtenus  $(\mathcal{S}^*, pp)$ . Comme précédemment, on a opté pour deux modèles: un modèle linéaire et un modèle polynômial.

Le modèle linéaire permet d'obtenir l'équation suivante:

$$pp = -2,3187 + 0,9234 \mathcal{S}^* \quad (6.5)$$

Le coefficient d'écart  $r^2$  de ce lissage est égal à 84,2 %.

Avec un modèle polynômiale, la relation trouvée est la suivante:

$$pp = -4,0446 + 1,5326 \mathcal{S}^* - 0,0466 \mathcal{S}^{*2} \quad (6.6)$$

et le coefficient d'écart :  $r^2 = 85,8 \%$

Les deux courbes correspondantes aux équations (6.5) et (6.6) sont tracées sur la figure 6.3.

Afin de pouvoir faire une comparaison "analytique", on a appliqué la même procédure de lissage aux résultats, jugés équivalents et publiés de M. Carbonaro, ce qui donne:

$$pp = -1,4778 + 0,65 \mathcal{S}^* \quad (6.7)$$

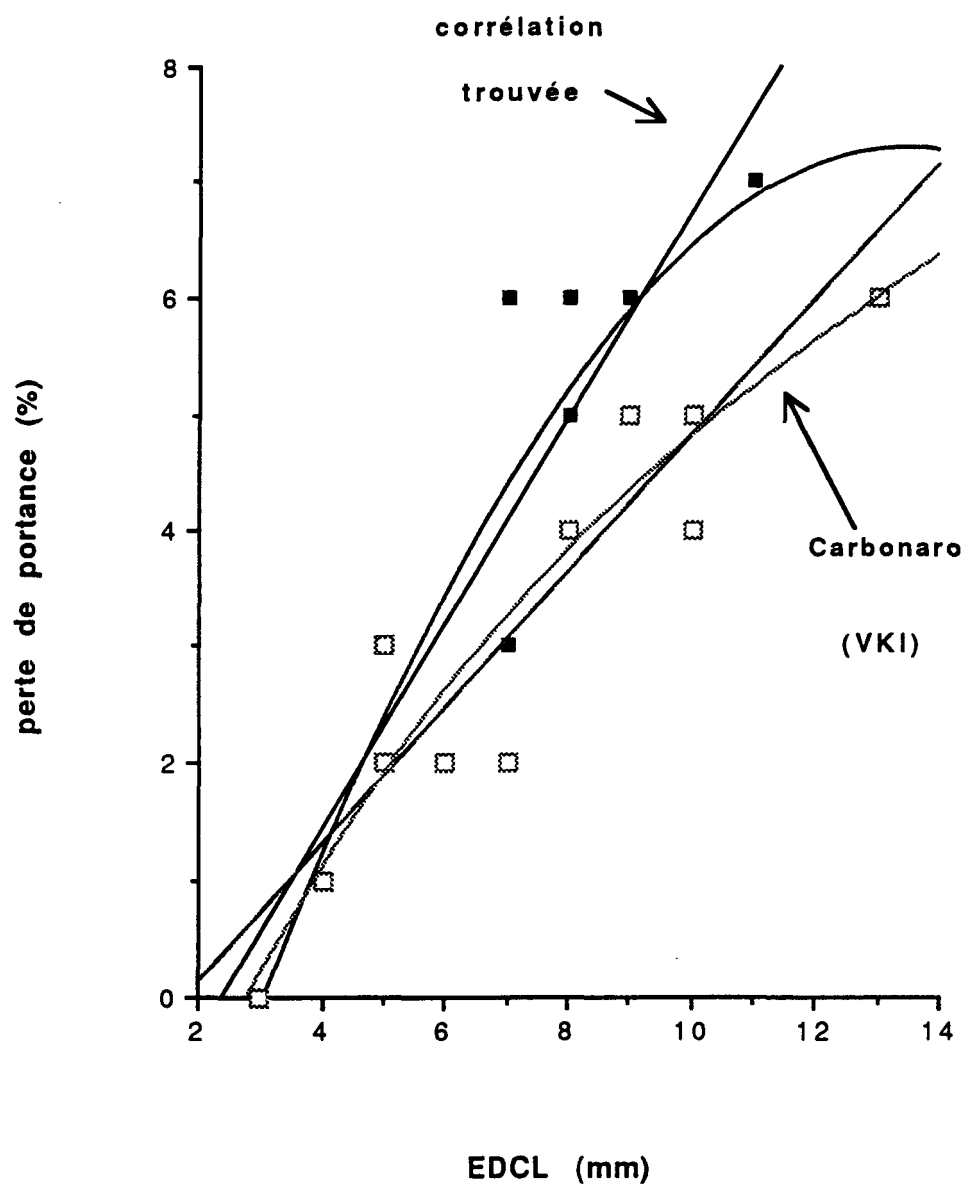


Figure 6.3 Corrélations EDCL-perte de portance pour une épaisseur initiale supérieure à l'épaisseur critique

et  $r^2 = 83.7 \%$

On peut déjà voir analytiquement, que la courbe correspondant à nos résultats (tracée sur la figure 6.3) présente une pente légèrement supérieure à celle dérivée des résultats de VKI. Il convient d'examiner les raisons des différences entre notre corrélation et celle de M. Carbonaro, différences qui peuvent provenir des facteurs suivants:

### 1- Dimensions

Le professeur Carbonaro a utilisé dans ses tests une plaque plane de 2,5 m de longueur et un modèle d'aile avec une corde de 2,5 m. Ces conditions s'approchent beaucoup de la situation réelle. Dans notre cas, les dimensions sont plus petites: la plaque plane a une longueur de 1,5 m et le modèle d'aile a une corde de 30,7 cm.

Néanmoins, l'évaluation de la portance reste valide sur le modèle d'aile tant qu'on a un nombre de Reynolds comparable à celui de la situation réelle, et si l'effet des dimensions est très important dans les calculs de la couche limite sur plaque plane, il est toujours possible de corriger la valeur de l'EDCL en fonction de la longueur.

### 2- Produits

Une autre différence pourrait provenir de la nature des fluides utilisés. On peut dire que notre corrélation serait beaucoup plus applicable à la situation de fluides newtoniens que celle de M. Carbonaro. En effet, quatre fluides newtoniens et

seulement 1 non-newtoniens ont été utilisés dans nos tests. Dans les essais de M. Carbonaro, la majorité des fluides étaient non-newtoniens.

### 3- Décollement de la couche limite

Dans notre cas, on a évalué chaque fois le coefficient de portance maximal. Mais, on a omis de prendre en considération le phénomène de décollement ou séparation de la couche limite, phénomène qui n'existe pas d'ailleurs sur la plaque plane. Pour les test de M. Carbonaro, l'évaluation de la perte de portance a été faite pour un angle d'incidence de 7 à 12 degrés, et à ces valeurs, le décollement n'est pas encore amorcé ou s'il commence, c'est loin en aval.

Le phénomène de la séparation ou du décollement de la couche limite survient à cause du gradient de pression positif qui existe dans la partie arrière de l'aile. Ce gradient croît au fur et à mesure que l'angle d'incidence augmente. À une certaine valeur d'incidence, la couche limite ne peut plus résister à ce gradient adverse et commence à décoller de la surface de l'aile.

En augmentant l'incidence, on augmente le gradient de pression positif. Le point de séparation tend à s'approcher de plus en plus de l'amont, annulant ainsi tout l'effet de la courbure du profil "vu" par l'écoulement potentiel, chose très néfaste pour la portance. On peut visualiser cet effet au niveau de la couche limite à l'aide de la figure suivante:

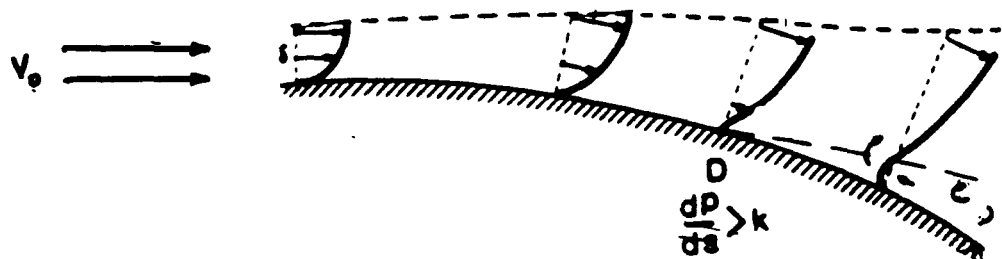


Figure 6.4 Phénomène de décollement de la couche limite

Dans notre cas, en évaluant le coefficient de portance maximale, donc à un angle de 12 à 15 degrés, on a négligé le phénomène de décollement qui a commencé à se produire. Malgré qu'à ces valeurs d'incidence, son effet est encore faible, notre corrélation s'en trouvera tout de même affectée. On pouvait évaluer la portance pour une incidence de 7°, le décollement n'aurait pas existé dans ce cas, mais on aurait sacrifié beaucoup de la précision, compte tenu de l'instabilité de notre montage aux faibles valeurs d'incidence.

L'équation pouvant représenter nos valeurs expérimentales dans le cas où l'épaisseur du fluide est inférieure à l'épaisseur critique 500  $\mu\text{m}$  est, en utilisant un lissage linéaire:

$$pp = 0,0625 + 0,805 \mathfrak{S}^* \quad (6.8)$$

et  $r^2 = 58,8 \%$

et avec lissage polynômiale:

$$pp = -6,2142 + 3,4234 \mathfrak{S}^* - 0,2447 \mathfrak{S}^{*2} \quad (6.9)$$

$$r^2 = 69,8 \%$$

Les deux courbes sont tracées sur les figures 6.5.

On pourrait déduire donc, que l'épaisseur initiale quand elle inférieure à la valeur seuil, rend la corrélation moins bonne (par comparaison des coefficients d'écart calculés).

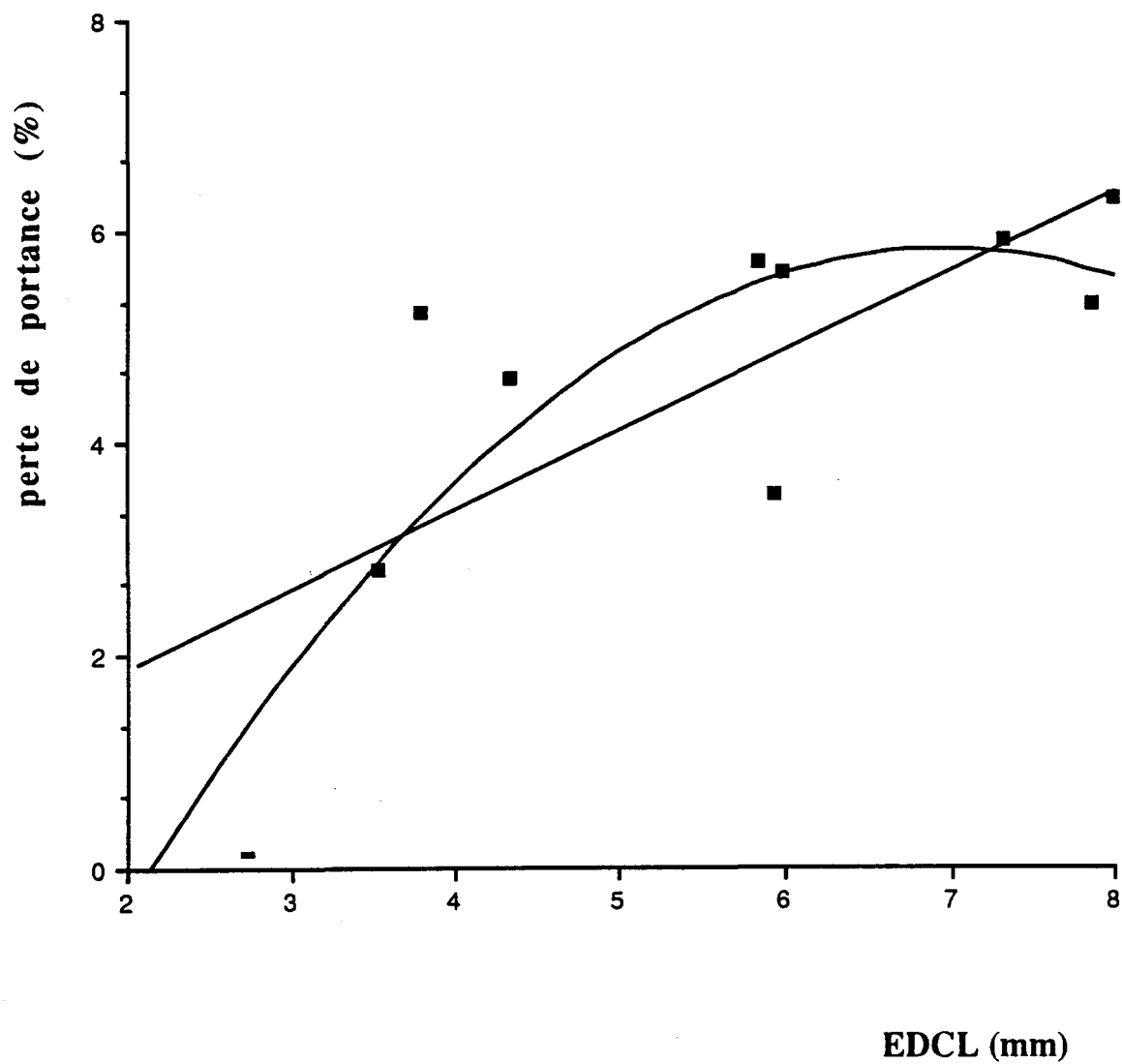


Figure 6.5 Corrélations EDCL-perte de portance pour une épaisseur initiale inférieure à l'épaisseur critique

## 6.5 Effets comparés de la viscosité et de la température : plaque plane et modèle d'aile

On se limitera dans cette partie à la discussion dans le cas où l'épaisseur du fluide est supérieure à la valeur seuil, soit 500  $\mu\text{m}$  dans le cas du modèle d'aile et 1000  $\mu\text{m}$  dans celui de la plaque plane.

Aux chapitres 4 et 5 précédents, on a pu exprimer les valeurs de l'EDCL à 30 sec sur la plaque plane, et celles de pp (perte de portance) à  $C_{L\text{max}}$  avec le modèle d'aile, en terme de deux paramètres adimensionnels; le rapport  $A = T/T_0$  relatif à la température et le rapport  $B = \mu_0/\mu_0(\text{eau})$  relatif à la viscosité, ce qui donne :

$$\mathfrak{S}^* = a + b \cdot (T/T_0) + c \cdot (\mu_0/\mu_0(\text{eau})) \quad (6.10)$$

avec  $a = 59,273$        $b = -55,45$        $c = 0,027$

et  $pp = a' + b' \cdot (T/T_0) + c' \cdot (\mu_0/\mu_0(\text{eau})) \quad (6.11)$

avec :  $a' = 64,988$        $b' = -63,37$        $c' = 0,00345$

A la section 6.4, on a trouvé d'autre part que la perte de portance (pp) à  $C_{L\text{max}}$  était reliée à l'EDCL à 30 sec selon l'équation :

$$pp = a'' + b'' \cdot \mathfrak{S}^* \quad (6.12)$$

avec :  $a'' = -2,386$        $b'' = 0,931$



De façon à voir l'effet des rapports relatifs à la température et à la viscosité, on exprime la relation (6.12) en termes de l'équation (6.10). On obtiendra:

$$pp = a'' + b'' \left( a + b \cdot (T/T_0) + c \cdot (\mu_0/\mu_0(\text{eau})) \right)$$

$$pp = a'' + b''a + b''b \cdot (T/T_0) + b''c \cdot (\mu_0/\mu_0(\text{eau}))$$

En identifiant cette dernière relation à l'équation (6.11), les différentes constantes devraient vérifier les trois conditions:

$$a' = a'' + b''a \quad (\text{coefficients d'ajustement})$$

$$b' = b''b \quad (\text{coefficients sensibles à la température})$$

$$c' = b''c \quad (\text{coefficients sensibles à la viscosité})$$

$$\text{Soit encore : } (a'/a'' + b''a) = 1$$

$$(b'/b''b) = 1$$

$$(c'/b''c) = 1$$

Si on donne aux coefficients leurs valeurs respectives, on obtient:

$$\begin{aligned} (a'/a'' + b''a) &= (64,988/-2,386 + 0,931 \cdot 59,273) \\ &= 1,23 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (b'/b''b) &= (-63,37/0,931 \cdot -55,45) \\ &= 1,22 \end{aligned} \quad (A1)$$

$$\begin{aligned}(c'/b''c) &= (0,00345/0,931.0,027) \\ &= 0,137 \qquad (A_2)\end{aligned}$$

L'écart par rapport à 1 détermine ici le niveau d'importance de chaque paramètre dans les deux corrélations (6.10) et (6.11) dans le cas de la plaque plane et du modèle d'aile.

On peut voir que l'effet de la température est comparable dans les deux cas, le rapport ( $A_1$ ) étant proche de 1.

Par contre, l'effet de la viscosité est très amplifié sur la plaque plane, comparativement au modèle d'aile, d'environ 7 fois ( $1/0.137$ , d'après le rapport ( $A_2$ )). Autrement dit, la plaque plane amplifie les modifications dans les propriétés rhéologiques du fluide. Ce n'est pas le cas pour le modèle d'aile. La courbure diminue l'effet de l'amplitude des vagues, dont le réseau est moins dense, et l'effet de gradient rediminue la stabilité hydrodynamique du fluide.

## **6.6 Prédictions de l'acceptabilité aérodynamique EDCL(30sec) des produits newtoniens.**

Au chapitre 4, nous avons déterminé une relation analytique (4.10) qui liait la valeur de l'EDCL à 30 sec aux deux principaux paramètres qui l'influencent (la température et la viscosité) et ce, pour des fluides présentant des critères rhéologiques newtoniens. Afin de valider ce modèle, nous avons choisi un fluide newtonien commercial avec différentes dilutions, dont les valeurs de l'EDCL ont été mesurées expérimentalement, et nous avons calculé les valeurs estimées d'après la

relation (4.10), pour une épaisseur initiale supérieure à 1 mm. Les résultats sont donnés sur le tableau 6.3

Tableau 6.3 Valeurs de l'EDCL mesurées et estimées

Fluide	Viscosité (à 0°C)	Identification	Température (°C)	EDCL mesurée	EDCL estimée	Ecart (%)
ADF PLUS (PUR)	138 mPa.s	A-256	-0,4	5,77	6,01	-4
			-1,7	6,02	5,59	7
			-10,1	8,17	7,98	2,3
			-19,7	11,25	9,93	11,6
			-20	11,35	9,99	11,9
			-23,9	12,81	10,79	15,7
DILUTION ADF PLUS (80:20)	48 mPa.s	A-268	-0,7	4,16	4,69	-12,7
			-1,2	4,33	4,79	-10,6
			0	4,28	4,55	-6,3
			-10,8	5,77	6,74	-16,8
			-11,9	6,01	6,96	-15,8
			-20,7	8,13	8,75	-7,6
DILUTION ADF PLUS (75:25)	40 mPa.s	A-269	-24	9,4	9,42	-0,2
			-0,1	4,15	4,45	-7,2
			0,3	4,09	4,37	-6,8
			-0,3	4,29	4,49	-4,6
			-10,5	5,46	6,56	-20,1
			-10,9	5,53	6,64	-20
			-9,8	5,2	6,42	-23,5
			-21,9	7,82	8,87	-13,1
DILUTION ADF PLUS (70:30)	34 mPa.s	A-270	-18,7	7,14	8,22	-15,1
			-24,6	8,87	9,42	-6,2
			-1	3,99	4,54	-13,8
			-1,3	4,08	4,6	-12,7
			-0,6	4,01	4,46	-11,2
			-9,6	5,01	6,2	-23,7
			-8,4	4,92	6	-26
			-10,2	5,25	6,4	-21,9
			-19,1	6,9	8,2	-18,8
			-21,5	6,93	8,3	-19,7
			-23,5	7,84	9,11	-16,2
			-25,9	8,57	9,59	-11,5

Les valeurs prédites sont en général très comparables aux valeurs mesurées, et les écarts les plus élevées atteignent 26% près. On peut voir ici qu'il est possible d'utiliser la relation pour prédire, de façon approchée, l'acceptabilité aérodynamique des produits newtoniens.

# 7

## Conclusions

Les essais de fluides newtoniens, à différentes épaisseurs initiales et soumis à un décollement simulé sur plaque plane et sur modèle d'aile, ont fait ressortir les facteurs suivants:

- l'épaisseur du film fluide.
- la température.
- la viscosité.

### Dans le cas de la plaque plane

1- Il existe une épaisseur seuil égale à 1 mm et telle que:

- l'épaisseur de déplacement de la couche limite à 30 sec est fonction de l'épaisseur initiale du film fluide si celle-ci est inférieure à 1 mm.

- l'EDCL à 30 sec devient toutefois indépendante de l'épaisseur initiale du fluide si cette dernière est supérieure à 1 mm.

2- L'existence d'une épaisseur seuil serait explicable par la rugosité engendrée par le développement de vagues de hauteur moyenne  $k$ . La présence de cette rugosité

accélère le processus de transition laminaire-turbulent. À partir d'une certaine valeur de  $k$  et telle que le rapport adimensionnel, vitesse multipliée par la hauteur  $k$  et divisée par la viscosité cinématique de l'air excède 900, la transition laminaire-turbulent stagne. Le développement de la hauteur de la couche limite aussi. Ce qui a pour effet de produire une EDCL constant.

3- L'épaisseur seuil est indépendante de la température et de la viscosité du fluide, du taux d'humidité et de la température de l'air.

4- À partir des résultats expérimentaux avec les fluides newtoniens, pour des épaisseurs supérieures à 1 mm, on a pu développer une relation reliant l'EDCL à 30 sec avec la température et la viscosité du fluide. Dans le cas où les fluides ont une épaisseur inférieures à 1 mm, l'épaisseur initiale entre aussi en ligne de compte dans la relation.

#### **Dans le cas du modèle d'aile**

5- Avec le modèle d'aile, l'épaisseur seuil du fluide est réduite à 0,5 mm et est telle que :

- la perte de portance est fonction de l'épaisseur initiale du fluide si celle-ci est inférieure à 0,5 mm.

- la perte de portance devient toutefois indépendante de l'épaisseur initiale du film fluide si cette dernière est supérieure à 0,5 mm.

Dans ce cas, on peut dire que l'existence de cette épaisseur critique est tributaire surtout de la hauteur de la vague secondaire formée à la rotation de l'aile, là où le fluide emmagasiné sous le volet avant est remis en circulation. La valeur de l'épaisseur

critique est indépendante de la température et de la viscosité des fluides et du taux d'humidité.

6- L'effet de l'épaisseur est très sensible à la configuration du profil d'aile. Sans volet avant, cet effet n'est pas bien défini.

7- À partir des résultats expérimentaux avec les fluides newtoniens ayant des épaisseurs supérieures à 0,5 mm, on a pu développer une relation reliant la perte de portance à  $C_{Lmax}$  avec la température du fluide et sa viscosité à 0°C . Pour des épaisseurs inférieures à 0,5 mm, l'épaisseur initiale entre en ligne de compte dans la relation

#### **Plaque plane .vs. modèle d'aile**

8- La comparaison des résultats de la plaque plane avec ceux du modèle d'aile est relativement grossière en raison des contraintes de cisaillements exercées par l'air sur le film de fluide, et qui sont deux fois plus importantes sur le modèle d'aile que sur la plaque plane (Carbonaro, 1985,86). Cette différence provient de l'existence du gradient de pression et des vagues secondaires de fluide (dus à la présence du volet avant et du volet arrière) dans le cas du modèle d'aile. De plus, pour des grandes incidences, le gradient positif augmente et un décollement de la couche limite peut survenir. Dans notre étude, le décollement n'est pas encore très développé aux valeurs d'incidence maximales choisies (13,5°).

9- Les corrélations établies dans ce travail entre la perte de portance à  $C_{Lmax}$  et l'EDCL à 30 sec, peuvent être utilisées pour une évaluation de la perte de portance à des incidences inférieures à  $13^\circ$  (à cet angle, on a un maximum de portance et juste un début de décollement de la couche limite).

10- L'effet de la température dans le cas du modèle d'aile est comparable à celui de la plaque plane. Par contre, l'effet de la viscosité est très amplifié dans ce dernier cas.

11- À partir des corrélations développées, il est possible d'estimer, pour les fluides newtoniens avec une erreur de 25% au maximum, la valeur de l'EDCL à 30 sec, à partir de la température et de la viscosité. Il apparaît également possible d'estimer la perte de portance à  $C_{Lmax}$ . Ces corrélations peuvent devenir très utiles pour les manufacturiers qui ont à concevoir de nouveaux produits.



## Appendice A

### Méthode des moindres carrés

De façon qualitative, lorsqu'on dispose, à la suite d'une expérience, d'un ensemble de points reliant une variable  $x$  à une autre variable  $y$ , la méthode consiste à définir un modèle analytique  $y=f(x)$  pour ces points  $\{x_k, y_k\}$

Cependant, le modèle n'est pas totalement défini. Il dépend de  $n$  constantes  $C_i$  qu'il faudra "ajuster" afin que la fonction  $f(x)$  suive "au mieux" les points  $\{x_k, y_k\}$

Parmi les fonctions  $f(x)$ , on va considérer la classe particulière des fonctions qui sont sous une forme linéaire en les  $C_i$ .

$$\text{Soit : } f(x) = C_1 \cdot F_1(x) + \dots + C_n \cdot F_n(x)$$

L'algorithme des moindres carrés peut se résumer en ce qui suit:

1) *Calcul de la matrice  $F$ , telle que:*

$$F(i,k) = F_i(x_k)$$

2) *Calcul du vecteur  $D$ , défini comme suit:*

$$D = F \cdot Y$$

avec  $Y$  le vecteur des ordonnées du tableau  $(Y_k)$ .

3) *Calcul de la matrice  $A$ , telle que:*

$$A = F \cdot F^T$$

4) *Calcul des constantes  $C_i$ , telles que*

$$AC=D$$

avec C vecteur des constantes  $C_i$ .

Exemples:

Dans notre cas, on veut définir un modèle analytique, pour l'EDCL en fonction de la température et la viscosité de référence  $U_0$ , sous la forme:

$$= a \cdot 1 + b \cdot T + c \cdot U_0$$

$$\text{Donc, } F1(x) = 1$$

$$F2(x) = T$$

$$F3(x) = U_0$$

$$\text{Soit : } F = \begin{pmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 & 1 \\ T_1 & T_2 & \dots & T_n \\ U_0 & \dots & \dots & U_0 \end{pmatrix}$$

$$Y = \begin{bmatrix} \delta_1^* \\ \delta_2^* \\ \vdots \\ \delta_n^* \end{bmatrix}$$

Et on suit la procédure déjà mentionnée ci dessus.

## Appendice B

### Étude de précision

Pour étudier la validité du modèle qu'on détermine, on peut se baser sur l'analyse des résidus.

La valeur du résidu R pour un modèle quelconque est:

$$R^2 = \sum (y_i - y_i^*)^2$$

où  $y_i$  sont les n valeurs expérimentales et  $y_i^*$  les n valeurs calculées par le modèle.

On définit dès lors  $R_0^2$ , le résidu du modèle constant par :

$$R_0^2 = \sum y_i^2 - n \bar{y}_i^2$$

Avec  $\bar{y}_i$  le valeurs expérimentales et  $y_i$  leur moyenne.

On définit ensuite le résidu dû au modèle propre par :

$$R_{lo}^2 = R_0^2 - R^2$$

La précision du modèle est alors évaluée à l'aide du coefficient d'écart défini par :

$$r^2 = R_{lo}^2 / R_o^2$$

Plus ce coefficient est proche de 100 %, plus le modèle a réduit les écarts par rapport aux données.

Pour des valeurs de  $r^2$  supérieure à 80 %, le modèle est bon. Pour des valeurs de  $r^2$  entre 65% et 80%, le modèle est significatif.

## Bibliographie

Abbott. H. Ira et A.E. Von Doenhoff. "Theory of Wing Sections". Publications Douer Inc, New York, 1959.

AIA TC Project 218-4 Meeting." Aerodynamic acceptance test for aircraft de/anti-icing de / anti-icing fluids : Boeing proposal ". Renton, washington, Decembre 6, 1988.

Brookfield Engineering Laboratories, Inc. " More solutions to sticky problems. A guide to getting more from your brookfield viscometer ". USA, septembre, 1989

Carbonaro. M. " Experimental study of the flow of film of aircraft deicing fluid during a simulated take off at subfreezing temperature". Bruxelles, rapport Mai, 1985.

Carbonaro.M. " 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 aout, 1986.

Carbonaro. M. " Further study of the aerodynamic performance of a 2D wing model covered with simulated frost or with de / anti- icing fluid, during a wind tunnel simulated take off at sub-freezing temperature".

Bruxelles, rapport juillet, 1987

Cruse. D. L et T. A. Zierten. " Boeing / Association of European airlines (AEA). Evaluation of the aerodynamic effects of aircraft ground aircraft ground de / anti-icing fluids". Texas, USA, aout 14-18, 1988.

Cousteix. J. " Turbulence et couche limite ". Editions Cépadues, Toulouse, Septembre 1989.

Comolet. R. " Mécanique expérimentale des fluides ". Tome 2, 3ème édition, Masson, Paris 1982.

Clancy.L.J. " Aérodynamics ". Edition Pitman, Toronto, 1975.

Flechniakoska Henry. " Aérodynamique et mécanique du vol ". Edition Eyrolles, Paris 1970.

Favre. A, R.Dumas. "La turbulence en mécanique des fluides. Bases théoriques et expérimentales - méthodes statistiques ". Edition Bordas, Paris, 1976.

Hill. E. G et Th.A.Zierten. " Flight and wind tunnel tests of the aerodynamic aerodynamic effects of aircraft ground de-icing / anti-icing fluids". Reno, Névada, janvier 7-10,1991.

Kuethe. A. M, J.D.Schetzler. " Foundations of Aerodynamics" . 2ème édition, John Wiley et fils Inc, 1967.

Kutateladze & Leont'ev. " Turbulent Boundary layers" . Editions Edward Arnold, Belfast, Irlande du nord, 1964.

Laforte. J. L, G. Bouchard et P. R Louchez. " Wind tunnel investigation of the behaviour of de / anti - icing fluids during a simulated aircraft take off" Rapport final, UQAC, 1991.

Laforte. J. L, G. Bouchard et P. R Louchez. " Aerodynamic acceptance testing of commercial ground aircraft anti-icing ". Rapport d'évaluation aérodynamique, UQAC, avril , 1991.

Laforte. J. L, G.Bouchard et P.R Louchez. " Aerodynamic acceptance testing of aircraft ground de / anti- icing fluids flat plate tests". UQAC, septembre 1991.

Runyan. L. J, Th.A.Ziarten et E.G.Hill. " Flight and wind tunnel investigations of aerodynamic effects of aircraft ground d e - icing / anti-icing fluids". Agard, papier # 24, France, mai 8-11, 1989.

Runyan. L. J, Th.A.Ziarten et E.G.Hill. "Aerodynamic effects of de-icing fluids ". document Boeing, Seattle, Washington, Oct-dec 1989

Reinmann. J. J, R.J.Shaw et R. J. Ranaudo. " Nasa's Program on icing research and technology ". Journal volume - u 8919 S 2716, rapport date 1989.

Reinmann. J. J, R.J. Shaw et W. A. Jr. Olsen. " Aircraft icing research at Nasa".  
Journal volume U8325, rapport date, Juin 1983,  
Journal volume U8301, rapport date, Juin 1982.

Reinmann. J. J, R.J.Shaw et W.Olsen. " Nasa Lewis research center's program on icing research ". Journal volume U8310S2105, rapport date , 1982.

Reinmann.J.J, R.J.Shaw et W.Olsen." Aircraft anti-icing\de-icing equipment tests".  
Journal volume U8303, rapport date, Juillet 1982.

Roberson. J. A et T.C.Clayton. " Engineering fluid mechanics ". Edition Houghton Mifflin company, USA, 1975.

Renton Division Aerodynamics Engineering. " Aerodynamic acceptance test for aircraft ground de-icing / anti-icing fluids ". Document # D6 - 55573,  
Boeing, Mars 1992.

Tuncer Cebeci et A.M.O.Smith." Analysis of turbulent boundary layers ". Academic Press, New York, San Fransisco, London,1974

William.S. Janna. " Introduction to fluid mechanics" . Seconde édition, édition PWS, USA, 1983.