



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

PAR
ÉRIC VILLENEUVE
B.Sc.A. Ing.

MESURES EXPÉRIMENTALES DE L'IMPACT DES REVÊTEMENTS
HYDROPHOBES ET SUPERHYDROPHOBES SUR LA TRAÎNÉE ET LA
PORTANCE D'UN PROFIL AÉRODYNAMIQUE PROPRE ET GLACÉ

SEPTEMBRE 2011

RÉSUMÉ

Ce projet, réalisé à la demande du Laboratoire International des Matériaux Antigivre, a pour but de mesurer et définir expérimentalement l'impact de revêtements hydrophobes sur les coefficients de traînée et de portance d'un profil NACA 0012. Pour ce faire, la balance aérodynamique du LIMA devait tout d'abord être améliorée afin d'offrir une sensibilité suffisante pour réaliser le projet. Plusieurs améliorations ont été faites, comme le changement des cellules de charge, la diminution du nombre de cellules de charge, le changement du cadre de la balance, etc. Une fois ces améliorations terminées, la reproductibilité, l'exactitude et la sensibilité ont été validées afin de s'assurer de la fiabilité des résultats offerts par la balance. Pour les angles d'attaque étudiés avec les revêtements, soient -6° et 0° , la balance a une reproductibilité de $\pm 2,06\%$ à 360 000 de nombre de Reynolds. Pour valider la sensibilité, des essais à -6° et 0° d'angle d'attaque et des nombres de Reynolds de 360 000 et 500 000 ont été faits avec des papiers sablés. Les résultats de ces essais ont permis de tracer des courbes de tendances du coefficient de traînée du NACA 0012 en fonction de la rugosité de surface et d'établir la valeur de la sensibilité de la balance à $\pm 8 \mu\text{m}$.

Cinq revêtements populaires ont été choisis pour l'expérimentation, soient le Wearlon, le Staclean, le Hirec, le Phasebreak ainsi que le Nusil. Les revêtements sont soumis aux mêmes conditions expérimentales que les papiers sablés, et une rugosité équivalente est trouvée par extrapolation des résultats. Cependant, les rugosités équivalentes de surfaces diffèrent entre -6° et 0° . Les essais avec le Staclean et le Hirec donnent des coefficients de traînée équivalents à ceux avec l'aluminium, alors que le Wearlon, le Nusil et le Phasebreak donnent une augmentation du coefficient de traînée de 13%, 17% et 25% respectivement par rapport à l'aluminium. Pour les coefficients de portance, la balance ne détecte pas l'effet des revêtements, ni des papiers sablés, sur la force de portance ce qui signifie qu'il entre dans l'insensibilité de la balance.

La dernière étape expérimentale consistait à mesurer l'impact des revêtements sur la formation de la glace ainsi que sur l'évolution des coefficients de traînée et de portance du NACA 0012 en fonction de l'accumulation de glace sur celui-ci. Le Wearlon a été choisi comme revêtement en raison de sa grande popularité. Des essais à -5°C et -20°C ont été faits et les résultats ont montrés que le Wearlon n'apporte pas d'effet bénéfique au NACA 0012 en conditions d'accumulations de glace. L'augmentation du coefficient de traînée du profil muni du Wearlon débutait plus rapidement que sur l'aluminium et de l'eau gelaît légèrement plus loin vers l'arrière du profil pendant les essais, ce qui n'est pas souhaitable. Le coefficient de traînée est supérieur, d'environ 13% pour le Wearlon par rapport à l'aluminium pendant toute l'accumulation de glace, ce qui correspond au même écart lorsque la glace n'est pas en cause. Pour le coefficient de portance, les résultats ne peuvent être utilisés pour une raison qui doit être investiguée.

REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier personnellement mon directeur et mon co-directeur, M. Jean Perron et M. Guy Fortin respectivement, ainsi que tous les techniciens et personnel du LIMA pour leur support et leur participation à ce projet. La réalisation de ce projet fut un plaisir et un énorme apprentissage.

TABLE DES MATIÈRES

RÉSUMÉ	iii
REMERCIEMENTS.....	iv
TABLE DES MATIÈRES	v
LISTE DES TABLEAUX	viii
LISTE DES FIGURES	x
INTRODUCTION	1
1 CHAPITRE 1 LITTÉRATURE ET PROBLÉMATIQUE	4
1.1 ÉTAT DES CONNAISSANCES.....	4
1.1.1 GLACE	4
1.1.2 REVÊTEMENTS.....	9
1.1.3 L'ATOMISATION.....	14
1.1.4 BALANCES AÉRODYNAMIQUES.....	15
1.2 PROBLÉMATIQUE.....	25
1.3 OBJECTIFS	26
1.3.1 OBJECTIF PRINCIPAL.....	26
1.3.2 OBJECTIF SECONDAIRE.....	27
1.4 MÉTHODOLOGIE	28
1.5 PLAN DE TRAVAIL	28
2 CHAPITRE 2 THÉORIE.....	30
2.1 PORTANCE ET TRAÎNÉE	30
2.2 PRESSION ET CISAILLEMENT.....	35
2.2.1 ÉCOULEMENT	35
2.2.2 ANGLE DE DÉCROCHAGE	37
2.2.3 FORCE DE PRESSION	37
2.2.4 FORCE DE CISAILLEMENT	38
2.3 CALCUL THÉORIQUE DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE D'UN CYLINDRE	38
2.3.1 ÉCOULEMENT	38
2.3.2 ANGLE DE DÉCROCHAGE	39
2.3.3 FORCE DE PRESSION	40
2.3.4 FORCE DE CISAILLEMENT	41
2.3.5 COEFFICIENT DE TRAÎNÉE THÉORIQUE D'UN CYLINDRE	44
2.4 CORRECTIONS DES RÉSULTATS EN SOUFFLERIE	45

2.4.1	FLOTTABILITÉ	45
2.4.2	BLOCAGE DU AU PROFIL	45
2.4.3	BLOCAGE DU AU SILLAGE	46
2.4.4	LES LIGNES DE COURANTS	46
2.4.5	CORRECTIONS DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE, DE PORTANCE ET DE L'ANGLE D'ATTAQUE.....	47
2.5	GLACE.....	47
3	CHAPITRE 3 CARACTÉRISATION DE LA BALANCE	50
3.1	SOUFFLERIE.....	50
3.2	BALANCE.....	53
3.2.1	DESCRIPTION	53
3.2.2	FORCES DE PORTANCE ET DE TRAÎNÉE.....	57
3.2.3	CALCUL THÉORIQUE DE L'INFLUENCE DE LA TRAÎNÉE SUR LES MESURES DE PORTANCE.....	58
3.3	AMÉLIORATIONS DE LA BALANCE.....	60
3.3.1	ATTACHES DES PROFILS	60
3.3.2	CHANGEMENT DE SYSTÈME DE CAPTEUR	66
3.3.3	CHANGEMENT DE CELLULE DE CHARGE.....	67
3.3.4	CHANGEMENT DE TORQUE-MÈTRE	67
3.3.5	CHANGEMENT D'ACTUATEUR.....	67
3.3.6	CHANGEMENT DE ROULEMENT	68
3.3.7	TENSION DANS LES CELLULES DE CHARGE.....	68
3.3.8	RÉDUCTION DU NOMBRE DE CELLULES DE CHARGE	69
3.3.9	PATTES ANTI-VIBRATIONS.....	70
3.4	ÉTALONNAGE DE LA BALANCE.....	71
3.4.1	CELLULES DE CHARGE.....	71
3.4.2	INTERACTION ENTRE LA TRAÎNÉE ET LA PORTANCE.....	72
3.4.3	TORQUE-MÈTRE	75
3.5	REPRODUCTIBILITÉ DES ESSAIS AVEC LA BALANCE.....	77
3.6	EXACTITUDE DE LA BALANCE.....	78
3.6.1	CYLINDRE	78
3.6.1.1	MESURE AVEC LA PRESSION.....	79
3.6.1.2	MESURE AVEC LA BALANCE.....	81
3.6.2	PROFIL NACA 0012	83
4	CHAPITRE 4 EXPÉRIMENTATIONS.....	91

4.1	ESSAI DE RUGOSITÉ	91
4.2	REVÊTEMENTS.....	102
4.3	GLACE	105
5	CHAPITRE 5 RÉSULTATS	109
5.1	ESSAI DE RUGOSITÉ	109
5.2	REVÊTEMENTS.....	110
5.3	GLACE	115
5.3.1	REPRODUCTIBILITÉ.....	115
5.3.2	ANGLE D'ATTAQUE 0° ET TEMPERATURE -5°C.....	117
5.3.3	ANGLE D'ATTAQUE 0° ET TEMPERATURE -20°C.....	125
5.3.4	ANGLE D'ATTAQUE -6° ET TEMPERATURE -5°C	132
5.3.5	ANGLE D'ATTAQUE -6° ET TEMPERATURE -20°C	141
5.3.6	ANGLES D'ATTAQUES 0° ET -6° ET TEMPERATURE 20°C.....	151
6	CHAPITRE 6 ANALYSE ET DISCUSSION.....	154
6.1	LES REVÊTEMENTS	154
6.2	GLACE	160
	CONCLUSIONS	170
	RECOMMANDATIONS	174
	LISTE DE RÉFÉRENCES	177
	ANNEXE 1	180

LISTE DES TABLEAUX

TABLEAU 1: PERTES ENERGETIQUES ANNUELLES D'UN PARC EOLIEN EN FONCTION DE LA FREQUENCE DES EVENEMENTS GIVRANTS	5
TABLEAU 2: SYSTEMES DE DEGIVRAGE ET ANTIGIVRE PRESENTEMENT ETUDIES [5]	8
TABLEAU 3: FORCE DE TRAÎNÉE PAR RAPPORT À LA FORME D'UN OBJET [19]	33
TABLEAU 4: CONDITIONS DE L'ECOULEMENT POUR LE CYLINDRE DE PRESSION	79
TABLEAU 5: CONDITIONS ENREGISTREES LORS DE L'ECOULEMENT POUR LE CYLINDRE DE PRESSION AVEC LA BALANCE	81
TABLEAU 6: RESULTATS DE LA BALANCE POUR UN ESSAI DE 5 MINUTES AVEC LE CYLINDRE DE DEUX POUCEES LISSE.....	81
TABLEAU 7: GRADES DE PAPIER SABLE UTILISES ET LEURS RUGOSITES.....	92
TABLEAU 8: CONDITIONS D'ECOULEMENTS POUR LES ESSAIS AVEC LES REVETEMENTS ...	103
TABLEAU 9: DETAILS DES ECOULEMENTS POUR LES ESSAIS AVEC LES REVETEMENTS	103
TABLEAU 10: LISTE DES REVETEMENTS UTILISES	104
TABLEAU 11: CONDITIONS GIVRANTES.....	106
TABLEAU 12: EXEMPLE D'EPAISSEURS MESUREES LE LONG DE L'INSTRUMENT D'ETALONNAGE.....	108
TABLEAU 13: RÉSULTATS MOYENS DES COEFFICIENTS DE TRAÎNÉE AVEC LES REVÊTEMENTS HYDROPHOBES.....	111
TABLEAU 14: RÉSULTATS MOYENS DES COEFFICIENTS DE PORTANCE AVEC LES REVÊTEMENTS HYDROPHOBES.....	111
TABLEAU 15: RUGOSITES EQUIVALENTES DES REVETEMENTS.....	112
TABLEAU 16: COEFFICIENTS DE TRAINEE DU PROFIL LISSE AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C.....	117
TABLEAU 17: COEFFICIENTS DE TRAINEE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C.....	124
TABLEAU 18: COEFFICIENTS DE TRAINEE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C.....	131
TABLEAU 19: COEFFICIENTS DE TRAINEE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	141
TABLEAU 20: COEFFICIENTS DE PORTANCE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	141
TABLEAU 21: COEFFICIENTS DE TRAINEE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C	151
TABLEAU 22: COEFFICIENTS DE PORTANCE DU PROFIL AVEC UNE COUCHE DE GLACE ACCRETEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C	151
TABLEAU 23: ORDRE CROISSANT DES REVETEMENTS EN FONCTION DE L'IMPACT SUR LE COEFFICIENT DE TRAINEE DU NACA 0012 ET LEUR RUGOSITE EQUIVALENTE.....	159
TABLEAU 24: TRAINEE MESUREE EN FONCTION DE LA PORTANCE APPLIQUEE.....	180
TABLEAU 25: CHARGE MESUREE EN FONCTION DE LA CHARGE APPLIQUEE	181
TABLEAU 26: VOLTAGE DU TORQUE-METRE EN FONCTION DE LA CHARGE APPLIQUEE	182
TABLEAU 27: COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAINEE POUR UN NACA 0012 POUR UN REYNOLDS DE 160 000	183
TABLEAU 28: COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAINEE POUR UN NACA 0012 POUR UN REYNOLDS DE 360 000	184
TABLEAU 29: COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAINEE POUR UN NACA 0012 POUR UN REYNOLDS DE 500 000	184
TABLEAU 30: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LE HIREC	185

TABLEAU 31: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LE NUSIL	186
TABLEAU 32: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LE STACLEAN	187
TABLEAU 33: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LE PHASEBREAK	188
TABLEAU 34: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LE WEARLON	189
TABLEAU 35: RESULTATS DES ESSAIS EXPERIMENTAUX AVEC LA PELLICULE 3M	190

LISTE DES FIGURES

FIGURE 1: ÉOLIENNE SOUMISE A DES CONDITIONS GIVRANTES.....	5
FIGURE 2: PUISSANCE FOURNIE A UN SRB EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE LA GLACE [3]	6
FIGURE 3: GOUTE D'EAU SUR UNE FEUILLE AYANT DES PROPRIETES HYDROPHOBES [6].....	10
FIGURE 4: GOUTE D'EAU SUR DIFFERENTES SURFACES [6].....	11
FIGURE 5: GRAPHIQUE DE LA RUGOSITE DE SURFACE [9].....	13
FIGURE 6: ATOMISEUR A PEINTURE A ALIMENTATION PAR GRAVITE	15
FIGURE 7: SCHEMA DE LA BALANCE AERODYNAMIQUE DES FRERES WRIGHT [12].....	16
FIGURE 8: MONTAGE DE LA BALANCE AERODYNAMIQUE DE LA BALANCE DES FRERES WRIGHT [12]	16
FIGURE 9: BALANCE AERODYNAMIQUE DU LIMA	17
FIGURE 10: CELLULE DE CHARGE DE LA BALANCE AERODYNAMIQUE DU LIMA	18
FIGURE 11: BALANCE DU WARDOME AERODROME AVEC MODELE INSTALLE [13]	19
FIGURE 12: CAPTEUR A JAUGES DE DEFORMATIONS [13].....	19
FIGURE 13: EXEMPLE DE RESULTATS D'ETALONNAGE [14].....	21
FIGURE 14: CONCEPTION SUR ORDINATEUR D'UNE BALANCE AERODYNAMIQUE [14].....	23
FIGURE 15: EXEMPLE DE RESULTATS EXPERIMENTAUX D'UNE BALANCE AERODYNAMIQUE [14].....	24
FIGURE 16: SCHÉMA D'UNE DIFFÉRENCE DE PRESSION SUR UN PROFIL AÉRODYNAMIQUE ..	31
FIGURE 17: SCHÉMA D'UN ÉCOULEMENT LAMINAIRE.....	36
FIGURE 18: SCHÉMA D'UN ÉCOULEMENT TURBULENT	36
FIGURE 19: ÉCOULEMENT TURBULENT AVEC DÉCROCHAGE DE L'ÉCOULEMENT [20].....	37
FIGURE 20: GRAPHIQUE DE LA PRESSION EN FONCTION DE L'ANGLE D'INCIDENCE DU CYLINDRE.....	39
FIGURE 21: SCHEMA DE LA DISTRIBUTION DE LA PRESSION ET DU CISAILLEMENT AUTOUR D'UN CYLINDRE	40
FIGURE 22: FACTEUR DE FORME EN FONCTION DE A [23].....	43
FIGURE 23: SCHEMA DU COEFFICIENT DE COLLECTION [24]	49
FIGURE 24: SCHEMA DE LA SOUFFLERIE GIVRANTE DU LIMA	50
FIGURE 25: SOUFFLERIE GIVRANTE DU LIMA	51
FIGURE 26: CONFIGURATION POSSIBLE DE VITESSE ET DE TEMPERATURE DANS LA SECTION D'ESSAI DE LA SOUFFLERIE GIVRANTE DU LIMA	52
FIGURE 27: PHOTO DE LA BALANCE AÉRODYNAMIQUE.....	54
FIGURE 28: PHOTOS DE L'ATTACHE DE PROFIL DE LA BALANCE.....	54
FIGURE 29: REPRÉSENTATION TRIDIMENSIONNELLE DE LA BALANCE AÉRODYNAMIQUE ...	55
FIGURE 30: REPRÉSENTATION DES COMPOSANTES DE LA BALANCE AÉRODYNAMIQUE	56
FIGURE 31: DIMENSION DU BRAS VERTICAL POUR CALCUL DE L'EFFET DE BRAS DE LEVIER	56
FIGURE 32: SCHÉMA DES FORCES LORSQUE LA BALANCE EST EN FONCTION	57
FIGURE 33: SCHEMA DES FORCES SUR LA BALANCE	59
FIGURE 34: TROU POUR RATTACHER LE PROFIL AUX BRAS DE LA BALANCE.....	61
FIGURE 35: ÉCOULEMENT PERTURBE AUTOUR D'UN CYLINDRE [20]	62
FIGURE 36: VITESSES MESUREES ET THEORIQUES A 19MM (3/4 PO) ET 152 MM (6 PO) POUR 20 M/S.....	63
FIGURE 37: VITESSES MESUREES ET THEORIQUES A 19 MM (3/4 PO) ET 152 MM (6 PO) POUR 35 M/S.....	63
FIGURE 38: NOUVELLE ATTACHE D'UN PROFIL D'AILE	64

FIGURE 39: VITESSES MESUREES ET THEORIQUES A 19 MM (3/4 PO) ET 152 MM (6 PO) POUR 20 M/S AVEC PETITES ATTACHES	65
FIGURE 40: VITESSES MESUREES ET THEORIQUES A 19 MM (3/4 PO) ET 152 MM (6 PO) POUR 35 M/S AVEC PETITES ATTACHES	65
FIGURE 41: PHOTOS DES CELLULES DE CHARGE ET DES TIGES QUI LES RATTACHENT	69
FIGURE 42: PHOTO DU MONTAGE A UNE CELLULE DE CHARGE POUR LA TRAINEE	70
FIGURE 43: VOLTAGE EN FONCTION DE LA MASSE APPLIQUEE	71
FIGURE 44: PORTANCE LUE PAR LA BALANCE EN FONCTION DE LA TRAINEE APPLIQUEE SUR LE CYLINDRE	73
FIGURE 45: TRAINEE LUE EN FONCTION DE LA TRAINEE APPLIQUEE	74
FIGURE 46: TRAINEE LUE EN FONCTION DE LA PORTANCE APPLIQUEE	74
FIGURE 47: MONTAGE POUR ETALONNAGE DU TORQUE-METRE	76
FIGURE 48: VOLTAGE EN FONCTION DU TORQUE APPLIQUEE	77
FIGURE 49: REPRODUCTIBILITE DE LA BALANCE A 0°, -6° ET 6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET UN REYNOLDS DE 360 000	78
FIGURE 50: PHOTO DU CYLINDRE A CAPTEUR DE PRESSION	79
FIGURE 51: DISTRIBUTION DE PRESSION EN FONCTION DE L'ANGLE	80
FIGURE 52: VITESSE EN FONCTION DU TEMPS POUR UN ESSAI DE 5 MINUTES AVEC UN CYLINDRE DE 50,8 MM (2 PO)	82
FIGURE 53: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 160 000	84
FIGURE 54: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 160 000	85
FIGURE 55: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 360 000	86
FIGURE 56 : COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 360 000	87
FIGURE 57: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 500 000	88
FIGURE 58: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR UN NACA 0012 A UN REYNOLDS DE 500 000	89
FIGURE 59: PROFIL NACA 0012 AVEC REVETEMENT DE PAPIER SABLE 2000	92
FIGURE 60: COEFFICIENTS DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR DIFFERENTES RUGOSITES A RE 160 000	93
FIGURE 61: COEFFICIENTS DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR DIFFERENTES RUGOSITES A RE 360 000	93
FIGURE 62: COEFFICIENTS DE PORTANCE EN FONCTION DE L'ANGLE D'ATTAQUE POUR DIFFERENTES RUGOSITES A RE 500 000	94
FIGURE 63: COEFFICIENTS DE TRAINEE A 0° EN FONCTION DE LA RUGOSITE	95
FIGURE 64: COEFFICIENTS DE TRAINEE A 6° EN FONCTION DE LA RUGOSITE	96
FIGURE 65: COEFFICIENTS DE TRAINEE A -6° EN FONCTION DE LA RUGOSITE	96
FIGURE 66: COEFFICIENTS DE TRAINEE A 12° EN FONCTION DE LA RUGOSITE	97
FIGURE 67: COEFFICIENTS DE TRAINEE A -12° EN FONCTION DE LA RUGOSITE	97
FIGURE 68: COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE A -6°, 0° ET 6° POUR RE 360 000	99
FIGURE 69: COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE A -6°, 0° ET 6° POUR RE 500 000	99
FIGURE 70: ZOOM DU GRAPHIQUE DU COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE A -6°, 0° ET 6° POUR RE 360 000	101
FIGURE 71: ZOOM DU GRAPHIQUE DU COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE A -6°, 0° ET 6° POUR RE 500 000	101
FIGURE 72: REVETEMENT ATOMISE SUR LE PROFIL AERODYNAMIQUE	104

FIGURE 73: INSTRUMENT D'ETALONNAGE DES GICLEURS.....	107
FIGURE 74: PHOTO DE L'ETALONNAGE DU LWC.....	108
FIGURE 75: COURBES DE TENDANCE DES COEFFICIENTS DE TRAINEE MOYENS EN FONCTION DE LA RUGOSITE POUR UN ANGLE D'ATTAQUE ET UN NOMBRE DE REYNOLDS.....	110
FIGURE 76: GRAPHIQUE DES COEFFICIENTS DE TRAINEE AVEC LES REVETEMENTS A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET 360 000	113
FIGURE 77: GRAPHIQUE DES COEFFICIENTS DE TRAINEE AVEC LES REVETEMENTS A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET 500 000.....	113
FIGURE 78: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DE LA RUGOSITE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET 360 000.....	114
FIGURE 79: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL LISSE APRES 30 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	116
FIGURE 80: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE SUR LE PROFIL LISSE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	117
FIGURE 81: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 10 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	118
FIGURE 82: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	119
FIGURE 83: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	119
FIGURE 84: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 20 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	120
FIGURE 85: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 30 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	121
FIGURE 86: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	121
FIGURE 87: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	122
FIGURE 88: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES	123
FIGURE 89: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 20 MINUTES	123
FIGURE 90: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES	124
FIGURE 91: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 10 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C.....	125
FIGURE 92: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	126
FIGURE 93: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	126
FIGURE 94: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 20 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C.....	127
FIGURE 95: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 30 MINUTES D'ACCUMULATION A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C.....	128
FIGURE 96: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	128
FIGURE 97: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	129
FIGURE 98: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES	130
FIGURE 99: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 20 MINUTES	130

FIGURE 100: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES	131
FIGURE 101: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 10 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	132
FIGURE 102: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	133
FIGURE 103: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	133
FIGURE 104: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 20 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	134
FIGURE 105: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 30 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C	135
FIGURE 106: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	135
FIGURE 107: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	136
FIGURE 108: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES.....	137
FIGURE 109: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 20 MINUTES.....	137
FIGURE 110: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES.....	138
FIGURE 111: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 10 MINUTES.....	139
FIGURE 112: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 20 MINUTES.....	139
FIGURE 113: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -5°C APRES 30 MINUTES.....	140
FIGURE 114: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 10 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C	142
FIGURE 115: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	142
FIGURE 116: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	143
FIGURE 117: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 20 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C	143
FIGURE 118: FORME DE LA GLACE ACCUMULEE SUR LE PROFIL APRES 30 MINUTES D'ACCUMULATION A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C	144
FIGURE 119: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM.....	145
FIGURE 120: PHOTO DE LA GLACE ACCUMULEE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON	145
FIGURE 121: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES.....	146
FIGURE 122: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 20 MINUTES.....	147
FIGURE 123: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES.....	148
FIGURE 124: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 10 MINUTES.....	149
FIGURE 125: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 20 MINUTES.....	149

FIGURE 126: COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET -20°C APRES 30 MINUTES.....	150
FIGURE 127: COEFFICIENT DE TRAINEE DES PROFILS SOUMIS A UNE PLUIE A 0° D'ANGLE D'ATTAQUE ET 20°C	152
FIGURE 128: COEFFICIENT DE TRAINEE DES PROFILS SOUMIS A UNE PLUIE A -6° D'ANGLE D'ATTAQUE ET 20°C	153
FIGURE 129: COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE EQUIVALENTE DES REVETEMENTS A UN REYNOLDS DE 360 000.....	156
FIGURE 130: COEFFICIENT DE TRAINEE MOYEN EN FONCTION DE LA RUGOSITE EQUIVALENTE DES REVETEMENTS A UN REYNOLDS DE 500 000.....	157
FIGURE 131: RUGOSITE RMS EQUIVALENTE EN FONCTION DE L'ANGLE DE CONTACT.....	160
FIGURE 132: FORMES DE GLACE ACCUMULEES SUR LE PROFIL D'ALUMINIUM (EN CM)	162
FIGURE 133: FORMES DE GLACE ACCUMULEES SUR LE PROFIL AVEC LE WEARLON (EN CM)	163
FIGURE 134: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE POUR L'ALUMINIUM.....	166
FIGURE 135: COEFFICIENT DE TRAINEE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE POUR LE WEARLON	166
FIGURE 136: EXEMPLE REPRESENTATIF DE RESULTATS DU COEFFICIENT DE PORTANCE EN FONCTION DU TEMPS D'ACCUMULATION DE GLACE. RESULTATS A -6° ET -5°C PENDANT 30 MINUTES.....	168
FIGURE 137: EXEMPLE REPRESENTATIF DE RESULTATS DU COEFFICIENT DE TRAINEE DES PROFILS SOUMIS A UNE PLUIE. RESULTATS A -6° ET 20°C	169

INTRODUCTION

L'arrivée des différents revêtements hydrophobes et superhydrophobes, il y a de cela quelques années, a ouvert plusieurs pistes de recherches. Au niveau des avions, des hélicoptères et des éoliennes, ces nouveaux revêtements innovateurs sont perçus comme une réponse potentielle aux problèmes liés au froid et à la glace. Ces appareils sont munis de profils aérodynamiques standards qui sont conçus afin d'optimiser les forces de traînée et de portance. Les couches de glace qui se créent sur ces profils lors de conditions climatiques givrantes altèrent leur forme et par conséquent leurs performances. En prévenant la formation de glace sur les profils, ces revêtements pourraient s'avérer la solution idéale pour contrer les climats nordiques car aucune énergie n'est impliquée dans le processus de protection. Cependant, l'application de ce type de revêtement sur un profil, aurait-il un impact, positif ou négatif, sur les performances du profil? Le but de ce projet est de répondre à cette question en quantifiant l'effet de différents revêtements populaires sur les forces de traînée et de portance générées autour d'un profil aérodynamique standard. La compagnie de vols commerciaux easyJet prétend déjà pouvoir appliquer sur ses avions un revêtement hautement technologique ultra fin, 100 fois plus fin qu'un cheveu humain [1]. Avec ce revêtement, certains experts prédisent que la compagnie pourrait économiser jusqu'à 2% sur les frais de carburants.

Pour atteindre cet objectif, la balance aérodynamique du Laboratoire international des matériaux antigivre (LIMA) est à disposition. Cette balance comporte toutefois certains

problèmes et doit également répondre à certains critères de sensibilité afin d'être assez performante pour pouvoir déceler l'effet d'un revêtement sur le coefficient de traînée, qui peut être aussi bas que 0,01. Donc l'objectif secondaire est d'améliorer la balance aérodynamique au point de vue sensibilité et exactitude.

Premièrement, plusieurs améliorations seront réalisées afin d'optimiser la balance. Ensuite, des essais seront faits avec la balance sur un profil d'aile NACA 0012, pour des angles d'attaque entre -22° et 22° et des nombres de Reynolds de 160 000, 360 000 et 500 000. Les résultats obtenus seront ensuite comparés avec divers résultats de la littérature, notamment ceux du NACA, afin de quantifier l'exactitude de la balance. Pour vérifier la reproductibilité des résultats de la balance, certains essais seront refaits à trois reprises. De plus, pour les angles les plus importants, soient -6° , 0° et 6° , les essais seront refaits 15 fois chaque à $Re\ 360\ 000$ pour s'assurer de la reproductibilité. Deuxièmement, des essais sont faits avec différents grades de papiers sablés posés sur le profil, à différents nombres de Reynolds, afin de quantifier la sensibilité de la balance. Une fois cette sensibilité déterminée, des courbes de tendance sont tracées pour le coefficient de traînée en fonction de la rugosité de surface. Avec ces courbes de tendance, la prochaine étape a pu être entamée. Différents revêtements populaires ont été appliqués sur le profil et encore une fois, plusieurs essais pour différents angles et nombres de Reynolds sont faits. Ces essais ont été faits à plusieurs reprises afin de s'assurer d'une bonne reproductibilité des résultats. Les résultats obtenus ont permis de déterminer la différence des forces générées sur le profil muni des différents revêtements par rapport au profil lisse et par rapport aux autres revêtements. Lorsque les résultats ne permettaient pas de distinguer avec certitude une

différence entre le profil lisse et le profil avec revêtement, l'impact du revêtement est mineur et en deçà de la sensibilité de la balance. Pour terminer, des essais avec des profils givrés protégés et non protégés viennent conclure le projet. Les essais de givrage sont réalisés à différents nombres de Reynolds, différents angles d'attaque et différentes conditions climatiques. Les forces aérodynamiques sont mesurées avec la balance et comparées entre le profil avec revêtement et lisse. Il est ensuite possible d'observer et quantifier si la présence d'un revêtement hydrophobe a une influence, positive ou négative, sur l'épaisseur et la forme de glace accrétée et sur les coefficients de traînée et de portance.

CHAPITRE 1

LITTÉRATURE ET PROBLÉMATIQUE

1.1 ÉTAT DES CONNAISSANCES

1.1.1 GLACE

La conception d'un profil aérodynamique se fait de façon très réfléchie car il doit répondre à des besoins très particuliers dans l'industrie. La forme aérodynamique du profil est conçue afin d'optimiser ses performances en maximisant la portance et en minimisant la traînée. Lorsque le profil est soumis à des conditions givrantes, ses performances aérodynamiques diminuent drastiquement à mesure que de la glace s'accumule sur sa surface. La diminution de la portance et l'augmentation de la traînée peut conduire à des conséquences graves notamment en éolien et dans le domaine aéronautique comme pour les avions et les hélicoptères. En éolien, les milieux nordiques offrent des possibilités immenses pour la création d'énergie. En effet, à des températures de -30°C , l'air est 26,7% plus dense qu'à 35°C . Comme la puissance générée par une éolienne est proportionnelle à la densité de l'air, alors la même éolienne peut générer 26,7% plus de puissance à -30°C qu'à 35°C , si toutefois, sa forme aérodynamique est conservée. Cependant, si une couche de glace s'accumule lors de conditions givrantes, la performance des éoliennes est réduite et, si l'évènement givrant est sévère, l'éolienne va s'arrêter. Le Tableau 1 présente les pertes annuelles en fonction des fréquences de tels événements givrants comme décrit par Hochart 2007 [2] pour des conditions climatiques nordiques.

Tableau 1: Pertes énergétiques annuelles d'un parc éolien en fonction de la fréquence des événements givrants

Fréquence des événements givrants (jours/année)	Pertes énergétiques annuelles (%)
<1	Insignifiantes
1-10	Faibles
10-30	5-15
30-60	15-25
>60	>25

Les systèmes de dégivrage utilisés actuellement pour les éoliennes sont très peu performants. Ils proviennent tous de l'aviation et de l'automobile et ne sont pas adéquats. Ces systèmes sont souvent trop énergivores et ne préviennent pas totalement l'accumulation de glace. La venue des revêtements hydrophobes pourrait s'avérer extrêmement bénéfique pour les parcs éoliens en milieu nordiques, notamment ceux du Québec.

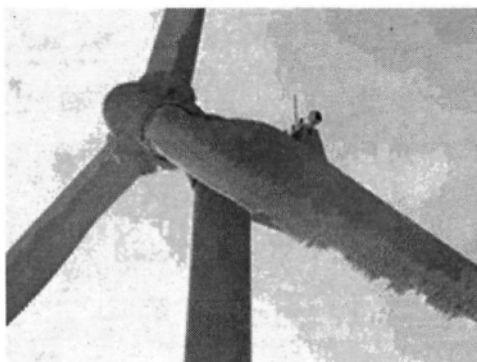


Figure 1: Éolienne soumise à des conditions givrantes

Dans le domaine des hélicoptères, les phénomènes de givre sont également très problématiques. Les hélicoptères sont des appareils qui volent à basse altitude, où la couverture nuageuse peut être importante. Les grandes vitesses auxquelles tournent les hélices favorisent l'accumulation de glace. À ces vitesses, l'effet de la glace sur les

performances aérodynamiques est encore plus important. Ces conditions provoquent une augmentation du torque sur le rotor ainsi qu'une diminution de la vitesse de rotation de celui-ci. Dans Fortin et al. 2008 [3], des essais en soufflerie ont été faits avec un modèle réduit d'un rotor d'hélicoptère, soumis à des conditions givrantes contrôlées. Les résultats ont montré une augmentation très rapide de la puissance requise pour faire tourner les hélices en fonction du temps d'accumulation de glace, comme le montre la Figure 2.

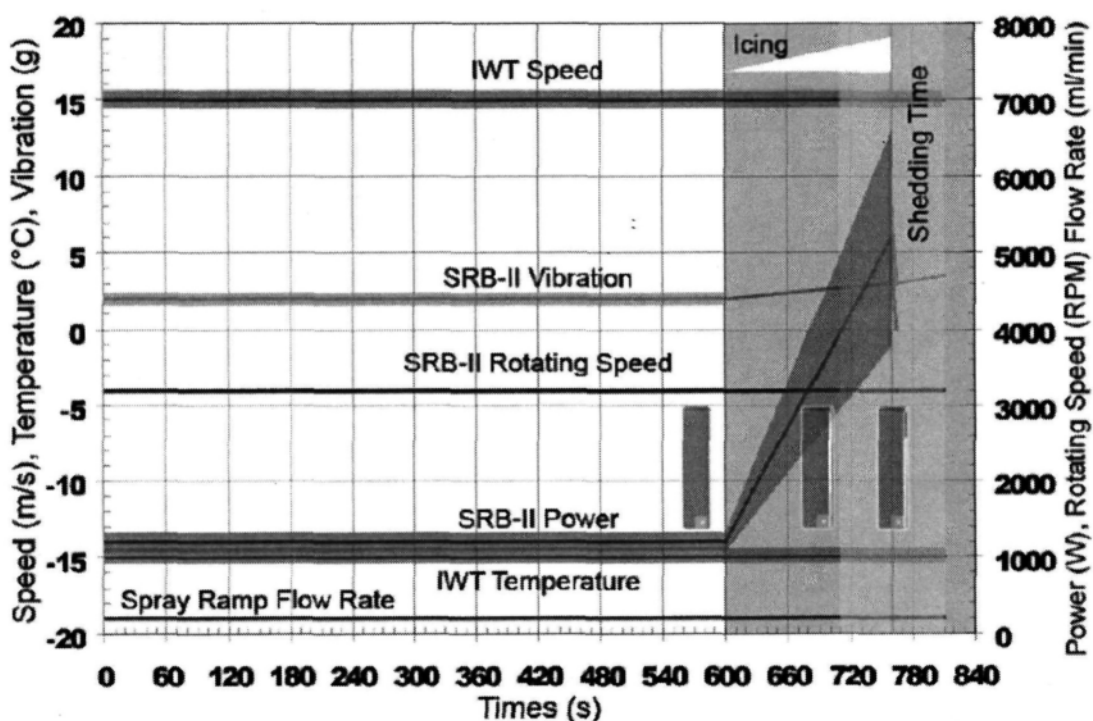


Figure 2: Puissance fournie à un SRB en fonction du temps d'accumulation de la glace [3]

En aviation, l'accumulation de glace est une problématique importante qui affecte les performances aérodynamiques des appareils. Dans Bragg 1988 [4], les résultats d'expériences en soufflerie avec un profil d'aile NACA 0012, un profil très utilisé dans le domaine de l'aviation, montrent que de la glace accumulée sur le profil augmente son

coefficient de traînée de 275% à 0° d'angle d'attaque. Pour le coefficient de portance, une diminution importante est notée, de 15% à 20% à 4° d'angle d'attaque. Ces diminutions de performances du profil sont extrêmement néfastes pour un aéronef et les conséquences peuvent aller d'une grande augmentation du coût en carburant, jusqu'à l'écrasement de celui-ci.

Il existe déjà plusieurs principes utilisés pour tenter de prévenir ou encore enlever la glace sur un profil aérodynamique. Les techniques qui consistent à empêcher la formation de glace sur un profil sont appelées techniques anti-givres alors que celles qui consiste à enlever la glace à mesure qu'elle s'accumule sont appelées techniques de dégivrage. Dans Coffman 1987 [5], les différentes techniques qui ont été étudiées pour un hélicoptère sont détaillées. Les renseignements sont présentés au Tableau 2. De ces systèmes, plusieurs ne sont pas employés parce qu'ils ne sont pas adéquats ou pas encore à point. Les autres qui sont utilisés, présentent tous de gros désavantages, comme leur poids élevé, jusqu'à 73,5 kg pour le système électrothermique, une augmentation de la puissance fournie par l'appareil, jusqu'à 26 kW supplémentaire l'électrothermique, etc., ce qui prouve que les revêtements hydrophobes pourraient avoir une place de choix dans l'industrie s'ils s'avèrent efficace.

Tableau 2: Systèmes de dégivrage et antigivre présentement étudiés [5]

Système de protection	Poids (kg)	Puissance requise (kW)	Effets sur la performance	Risque de reflux d'eau (Runback)	Risque de projectiles de glace détachés	Technologie présentement appliqué
Électrothermique	73,5	26	Augmentation de 10% du torque au rotor principal	Oui	Oui	Oui
Pneumatique	24,5	Négligeable	Augmentation de 10% du torque au rotor principal	Non	Oui	Oui
Impulsion électromagnétique	54,4	1	Augmentation de 10% du torque au rotor principal	Non	Oui	Sur aile fixe seulement
Électro-vibratoire	54,4	1,3	Augmentation de 10% du torque au rotor principal	Non	Oui	Non
Micro-ondes à hautes fréquences	--	15	--	Oui	Non	Non
Fluide antigivrant	88	Négligeable	Aucune pénalité	Non	Non	Oui

1.1.2 REVÊTEMENTS

L'aspect le plus important lorsqu'il est question de revêtements hydrophobes ou superhydrophobes est l'angle de contact. L'article de Nonovosky et Bhushan 2009 [6] indique que les atomes à la surface d'un solide ou d'un liquide ont moins de liaisons avec les atomes qui les entourent que ceux dans la masse. L'énergie est dépensée pour briser les liaisons lorsqu'une surface est créée. Le résultat net est que les atomes à la surface ont une plus grande énergie. Cette énergie de surface ou encore la tension de surface, γ , est mesurée en N/m et est équivalente à l'énergie nécessaire à la création d'une surface dans la zone mesurée. Si une goutte de liquide est placée sur une surface solide, la surface du liquide et du solide en viennent à un équilibre avec un angle caractéristique appelé angle de contact qui est donné par l'équation de Young :

$$\cos \theta_0 = \frac{\gamma_{sa} - \gamma_{sl}}{\gamma_{la}} \quad (1)$$

où γ_{sa} et γ_{sl} sont les énergies de surface du solide par rapport à l'air et au liquide et γ_{la} est l'énergie de surface du liquide par rapport à l'air. L'eau est polarisée électriquement et est capable de créer des liaisons hydrogènes internes, ce qui lui donne des propriétés physiques uniques. Les surfaces hydrophobes ne doivent donc pas être polarisables électriquement afin que l'eau crée des liaisons avec elle-même. Plus la force interne de la goutte d'eau est élevée, plus petites sont les liaisons entre l'eau et la surface, plus la goutte garde sa forme sphérique, résultant en un angle de contact élevé. En gardant une forme sphérique, la goutte minimise la surface de contact, donc la force de friction qui la retient en place. Cette force étant beaucoup plus petite, la goutte peut donc rouler facilement sur le

revêtement hydrophobe. Cet effet est désiré sur une aile d'avion ou encore une pale d'éolienne afin que l'eau n'ait pas le temps de geler sur la surface.

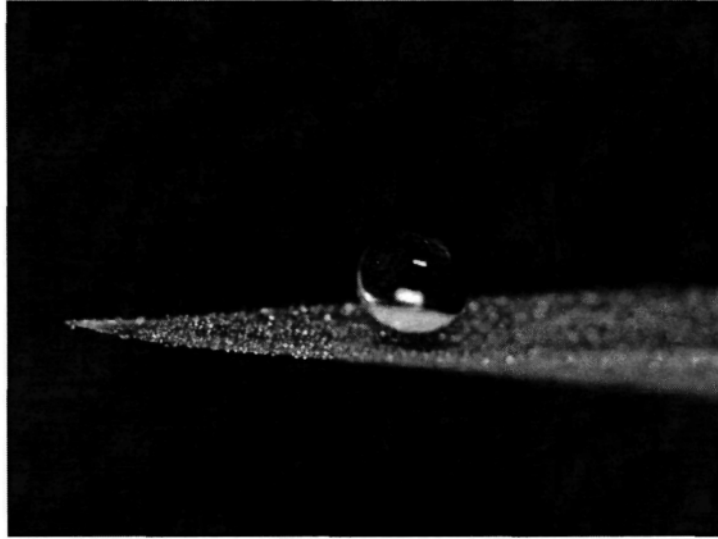


Figure 3: Goute d'eau sur une feuille ayant des propriétés hydrophobes [6]

Les surfaces superhydrophobes ont des angles de contacts supérieurs à 150° . Wenzel [6] a déterminé que pour un liquide en contact avec une surface rugueuse, θ devient θ_{w*} avec :

$$\cos \theta_{w*} = r \cos \theta \quad (2)$$

où r est le ratio entre l'aire réelle et l'aire sans microstructure. L'équation de Wenzel montre que les surfaces à microstructures augmentent l'effet hydrophobique. Pour une surface hydrophobe standard, avec un angle de contact plus grand que 90° , son nouvel angle de contact devient plus grand. Cassie et Baxter [6] ont rajouté que si le liquide est suspendu au-dessus des microstructures, θ peut être remplacé par θ_{CB*} avec :

$$\cos \theta_{CB*} = \phi(\cos \theta + 1) - 1 \quad (3)$$

avec ϕ la fraction de la surface du solide qui touche au liquide. Cette équation est une version développée pour l'eau de l'équation :

$$\cos \theta^* = f_1 \cos \theta_1 + f_2 \cos \theta_2 \quad (4)$$

C'est cette disposition qui permet le plus grand angle de contact et permet la création de revêtement superhydrophobe.

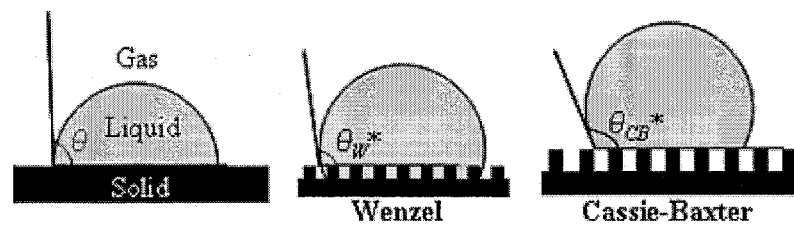


Figure 4: Goutte d'eau sur différentes surfaces [6]

Le but de ce mémoire est d'étudier l'impact des revêtements hydrophobes et superhydrophobes sur les coefficients de traînée et de portance d'un profil aérodynamique propre et glacé. Il n'existe aucun travail de recherche sur ce sujet à l'heure actuelle. Cependant, comme ces revêtements limitent la friction avec l'eau, beaucoup de travaux ont porté sur la réduction de la traînée pour un profil aérodynamique sous l'eau. L'article de Jun et Qunji 1997 [7] est un bon exemple de ce type de travaux. À la Northwestern Polytechnical University en Chine, des essais dans un tunnel de cavitation ont été faits à différentes vitesses d'eau entre 9 et 16 m/s. Les essais sont faits sur deux plaques, une en aluminium et l'autre avec un revêtement hydrophobe appliqué sur ces deux côtés. Des essais antérieurs sur la plaque munie du revêtement ont permis de définir l'angle de contact à 147° soit hautement hydrophobe, tout près d'être superhydrophobe. Dans le tunnel de

cavitation, de l'eau à circulée parallèlement aux plaques pendant environ une heure. Les résultats obtenus ont montrés que la plaque couverte d'un revêtement hydrophobe réduisait le coefficient de traînée jusqu'à 30% pour une vitesse de 9 m/s, mais que l'effet devenait moindre avec l'augmentation de la vitesse, soit environ 7% à 12 m/s. Un autre article, celui de McHale et al. 2009 [8], démontre qu'un revêtement superhydrophobe peut améliorer la traînée d'un profil aérodynamique sous l'eau de 5% à 15%, dépendamment de la vitesse. Cependant, comme aucune expérimentation n'a été réalisée dans l'air, rien n'indique que cette réduction n'y soit applicable. Si l'industrie l'éolienne et aéronautique souhaite utiliser ces revêtements, il faut d'abord connaître leur impact sur la traînée et la portance lorsqu'appliqués sur un profil aérodynamique.

La pose de revêtements sur un profil aérodynamique pourrait influencer les coefficients de portance et de traînée dans des situations sans glace en raison de leur finition de surface. La finition d'une surface est irrégulière, et ces irrégularités sont responsables de la rugosité. La hauteur de ces irrégularités, donnée très utile pour définir différentes propriétés des surfaces comme le plat de surface ou la zone d'appui, peut servir de mesure pour quantifier la rugosité. Cependant, il est possible d'obtenir des valeurs très différentes de rugosité, dépendamment des endroits où est mesurée la hauteur ainsi que sur quelle longueur. Une mesure standard doit exister afin de pouvoir comparer et quantifier différentes rugosités de surface. Le consensus international a choisi de comparer les hauteurs des irrégularités de même proximité sur une courte distance de façon à éliminer les erreurs dues aux formes de vagues de la surface. Comme les sommets et les creux ont différentes hauteurs, une moyenne doit être utilisée comme mesure de référence. Il est

possible de tracer une ligne dans la zone de mesure choisie de manière que l'aire des sommets au-dessus de cette ligne soit équivalente à celle des creux en dessous de la ligne, appelé rugosité moyenne. La rugosité moyenne peut être calculée grâce à l'équation suivante :

$$R_a = \frac{h_1 + h_2 + \dots + h_n}{n} \quad (5)$$

et elle est mesurée en microns.

La valeur standard la plus utilisée pour quantifier les rugosités est la valeur RMS (Root-Mean-Square) qui correspond à l'écart type de la mesure. C'est cette mesure qui est utilisée comme valeur standard de rugosité dans ce mémoire et elle se calcule comme suit :

$$RMS = \sqrt{\frac{h_1^2 + h_2^2 + \dots + h_n^2}{n}} \quad (6)$$

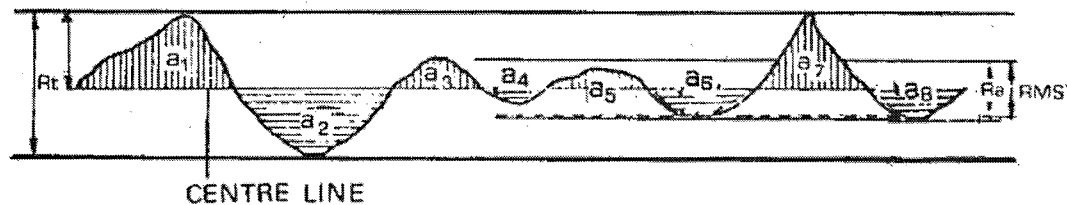


Figure 5: Graphique de la rugosité de surface [9]

La façon la plus courante pour obtenir cette mesure consiste à utiliser un stylet à pointe en diamant. Ce stylet se déplace mécaniquement sur la surface et les déflexions du stylet sont converties en signaux électriques qui sont amplifiés et enregistrés dans un ordinateur. Des essais ont été faits par Menezes et al. 2008 [10] sur l'impact de la rugosité de surface sur le coefficient de friction. Le coefficient de friction est intimement lié au coefficient de traînée et légèrement lié au coefficient de portance. Pour ces essais, quatre types de surfaces ont été produits sur des plaques d'aciers. Les surfaces ont été produites à

l'aide de papiers sablés de différents grades. Le premier type a été produit en frottant les papiers sablés sur les plaques d'acier de façon unidirectionnelle, le second en les frottant en trajectoire en huit, le troisième de la même façon que le premier type mais perpendiculaire à sa trajectoire et le dernier type à l'aide de produits abrasifs. La rugosité moyenne est similaire pour les trois premiers types, bien que leur texture soit différente. En inclinant les plaques et en glissant tranquillement des pointes sur la surface à une vitesse de 2 mm/s et une force variant de 1 à 120 N, il était possible de déterminer les coefficients de frictions en se basant sur Menezes *et al* 2006c [11]. De cette façon, ils ont réussi à conclure que bien que la rugosité moyenne ait une influence sur le coefficient de friction, il n'existe pas de relation directe entre l'agencement des rugosités, la rugosité moyenne et le coefficient de friction.

1.1.3 L'ATOMISATION

L'atomisation est une technique utilisée dans l'application à grande échelle de différents revêtements ou peintures. Cette technique est un procédé qui génère des gouttes en forme de sphère du revêtement ou de la peinture à l'aide d'un atomiseur afin de l'appliquer sur une surface. Au LIMA, ce procédé est exécuté à l'aide d'un atomiseur alimenté par gravité et qui peut recevoir des pressions d'air entre 40 et 80 psi. C'est de cette façon que les revêtements utilisés dans ce mémoire sont appliqués sur le profil.

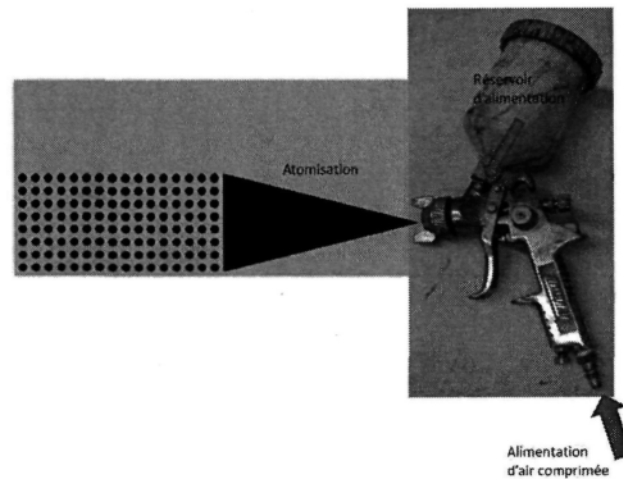


Figure 6: Atomiseur à peinture à alimentation par gravité

1.1.4 BALANCES AÉRODYNAMIQUES

Les balances aérodynamiques existent depuis le tout début de l'aviation. Dès 1901, en raison des performances de leur avion qui était beaucoup moins élevées que celles attendues, les frères Wright ont conçu ce qui s'avérait être les toutes premières balances aérodynamiques de l'histoire pour mesurer les forces de portance et de traînée [12]. Leur balance qui était faite de rayons de roues de bicyclettes et de lames de scies à fer a démontré que la portance de leur profil aérodynamique était 3 fois plus faible que celle calculée à l'aide de l'équation de la portance.

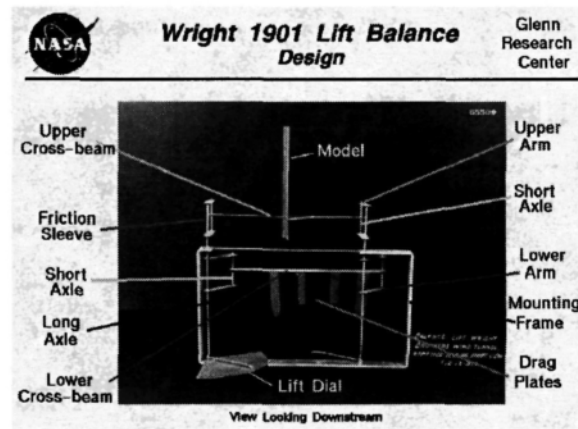


Figure 7: Schéma de la balance aérodynamique des frères Wright [12]

Le modèle pouvait être placé selon divers angles d'attaque et la force de portance était transmise par rotation à la barre transversale inférieure qui contenait les charges. Également, une plaque dans le bas de la balance permettait de tenir le compte des tours effectués.

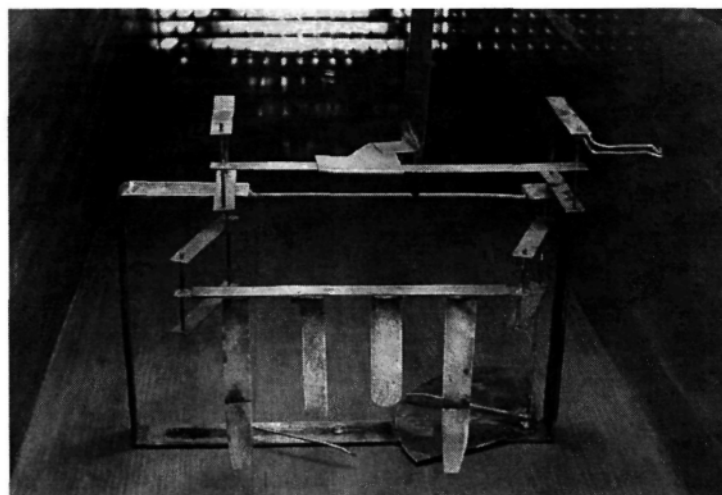


Figure 8: Montage de la balance aérodynamique de la balance des frères Wright [12]

Ce système archaïque fut modifié au fil du temps. La balance de la portance et celle de la traînée furent remplacées par une seule et unique balance qui était capable de mesurer

les deux forces simultanément et les mesures étaient enregistrées à l'aide d'un système de contrepoids. Initialement, la balance aérodynamique du LIMA était conçue de cette façon.

Ensuite, l'arrivée de l'électronique a permis d'automatiser la mesure des poids grâce à un système d'acquisition avec cellule de charge. La balance actuelle du LIMA fonctionne toujours sur ce principe. Les forces sont transmises aux capteurs par bras de levier et engendrent une déflexion sur une petite lamelle à l'intérieur de la cellule de charge. Cette déflexion est mesurée et transmise par une valeur définie de voltage à un ordinateur. En plus de l'ajout de capteurs pour les forces, un torque-mètre est installé dans l'attache du profil d'aile afin de mesurer le moment de tangage de l'aile.

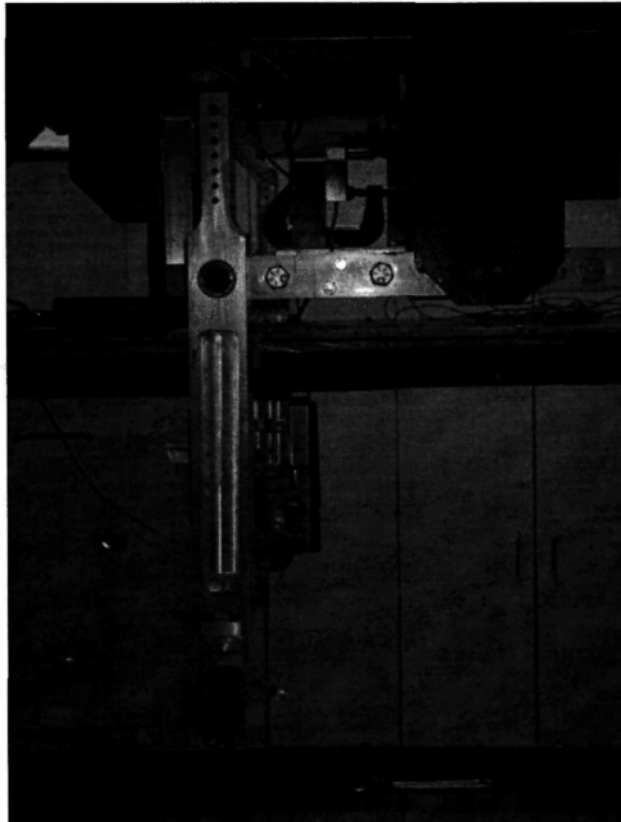


Figure 9: Balance aérodynamique du LIMA

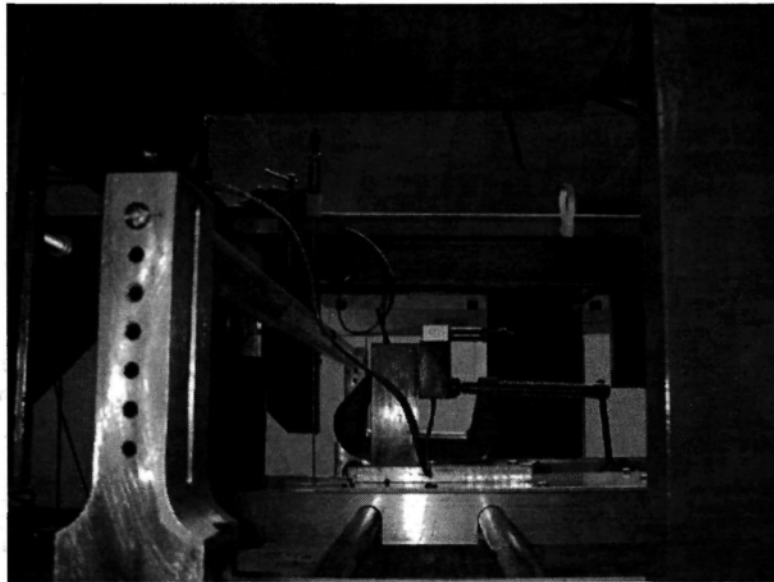


Figure 10: Cellule de charge de la balance aérodynamique du LIMA

Le principal problème de ce type de balance est qu'il se base sur la déflexion à l'intérieur des cellules de charges. Pour de grandes forces, la déflexion est telle qu'un déplacement substantiel vient modifier l'équilibre statique, alors que pour un système avec des poids, la balance revient à l'équilibre. Donc, pour un angle d'attaque donné, s'il y a déplacement, l'angle d'attaque n'est plus tout-à-fait exact. Aussi, le torque-mètre est également soumis à une rotation qui résulte en un déplacement angulaire lorsque des moments élevés sont appliqués.

Finalement, les derniers développements dans le domaine des balances aérodynamiques ont amenés un nouveau type de capteur. Il s'agit de capteur à base de jauges de déformations. L'article de H.R. Millward [13] traite d'un système d'acquisition à jauges de déformations miniatures utilisé dans la soufflerie du "Wardome Aerodrome", conçu par la "*British Aircraft Corporation (Operating) Limited, Preston Division*". Ce système est monté sur un support ou une aiguille derrière le modèle étudié qui peut pivoter

suivant un axe vertical, ce qui permet de varier l'angle de roulement ainsi que l'angle de déviation pendant un essai.

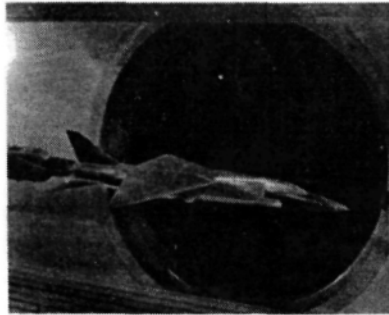


Figure 11: Balance du Wardome Aerodrome avec modèle installé [13]

Pour bien définir chacune des forces aérodynamiques comme la traînée, la portance, le moment de tangage et autres, l'appareil doit mesurer les forces dans les trois axes, soient x , y et z ainsi que les moments de force autour de ces axes. Afin de s'assurer une interchangeabilité, la balance est fournie séparément de son support en soufflerie. Une fois installée, le modèle est vissé dans la face avant de la balance. Le fonctionnement de la balance nécessite l'utilisation de quatre jauges de déformation, connectées en un pont Wheatstone complet, pour la mesure de chacune des six forces en jeu, pour un total de 24 jauges. Les ponts sont positionnés de façon à ce que les signaux des forces autres que celle enregistrée s'annulent.

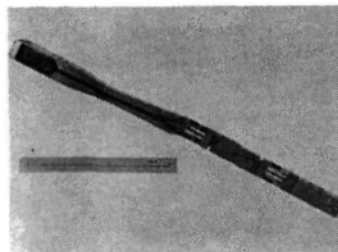


Figure 12: Capteur à jauges de déformations [13]

L'annulation totale de toutes les forces étant impossibles à réaliser, la balance se retrouve avec des interférences ou interactions pouvant aller jusqu'à 20%. Pour cette raison, l'étalonnage de la balance peut s'avérer complexe. La plage de fonctionnement de la balance se situe entre 300 et 1 000 $\mu\epsilon$ (microdéformations). La précision souhaitée est d'environ 0,1%, cependant, en pratique la précision globale de la balance est de 1% à son mieux. La balance a une vie utile de plusieurs années, même à des températures d'utilisation allant jusqu'à 120°C. Certaines ont déjà opérées pendant plus de dix ans. Le problème de ce type de balance est qu'il opère pour une plage limitée de forces. Au LIMA, des profils très petits engendrant des forces faibles ainsi que des profils beaucoup plus gros avec de très grosses portances sont simulés en soufflerie. Donc, avec ce système, il faudrait beaucoup de balance de différentes capacités pour satisfaire tous ces profils et il faudrait constamment interchanger les balances. En plus d'un budget limité, c'est pour ces raisons que la balance du LIMA utilise toujours un système de cellules de charge.

L'étalonnage du système est la première étape de la partie expérimentale et il est primordial qu'elle soit bien faite car elle influence la suite des événements. L'article de Suhariyono et al. 2005 [14] explique en détails la procédure d'étalonnage d'une balance à jauges de déformations. Bien que le système de captation des forces ne soit pas le même entre la balance de Suhariyono et le LIMA, les techniques d'étalonnage sont essentiellement identiques dans les deux cas. Une fois le système d'acquisition installé, des charges connues sont appliquées pour vérifier la linéarité des capteurs et déterminer les constantes pour la relation entre le voltage entrant et la force appliquée :

$$F = A * V + B \quad (7)$$

De plus, cette méthode permet de mesurer l'interaction entre les capteurs. Dans le cas de capteurs à jauges de déformations, le placement des ponts Wheatstone doit se faire minutieusement à des endroits calculés afin de limiter au minimum l'impact d'une force ou d'un moment sur les autres capteurs que celui qui doit le mesurer. Pour la balance de Suhariyono et al. 2005 [14], les résultats obtenus montrent une linéarité en fonction de la charge et une interaction très faible entre les capteurs. La dépendance est assez petite pour qu'ils l'ignorent.

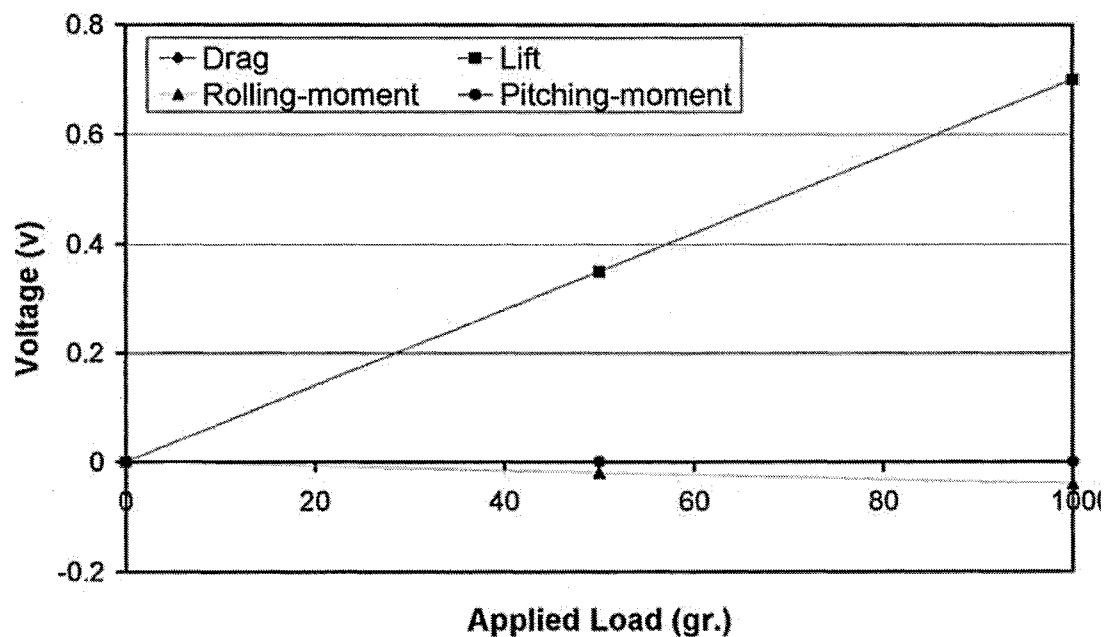


Figure 13: Exemple de résultats d'étalonnage [14]

Pour des raisons différentes, il existe également une interaction entre les capteurs de la balance du LIMA à cellules de charge. Les interactions devront donc être vérifiées et une relation doit être développée afin de bien compenser les interactions pour obtenir des résultats exacts.

Cet article de Suhariyono et al. 2005 [14] traite aussi de la conception de la balance aérodynamique de haute précision. Cette balance sert à mesurer les caractéristiques aérodynamiques des MAV. Les MAV sont de petits appareils volants, de moins de 100 grammes, avec une envergure d'ailes de moins de 150 mm. Ces appareils ont été conçus originellement à des fins d'espionnage militaire. La balance doit être conceptualisée de manière à être très précise et exacte car les forces et moments aérodynamiques engendrés par un MAV sont très faibles. Le positionnement des capteurs est primordial à la performance de la balance. Au départ, la balance fut dessinée avec un logiciel CAD afin d'être validée par éléments finis. Avant de valider la conception de la balance, les éléments finis sont eux-mêmes validés à l'aide d'un système d'étalonnage pour s'assurer que les simulations sont exactes. Les résultats obtenus concordent avec une erreur sous les 4%, sauf pour le moment de roulement qui est moins important, ce qui permet l'utilisation des éléments finis pour la conception. La balance conçue est à jauges de déformations et est composée de quatre capteurs, soient pour la portance, la traînée, le moment de tangage et le moment de roulement. La balance peut être utilisée pour des angles d'attaque de -10° à 40° , variant par incréments de 2° . Tous les capteurs sont montés en pont Wheatstone.

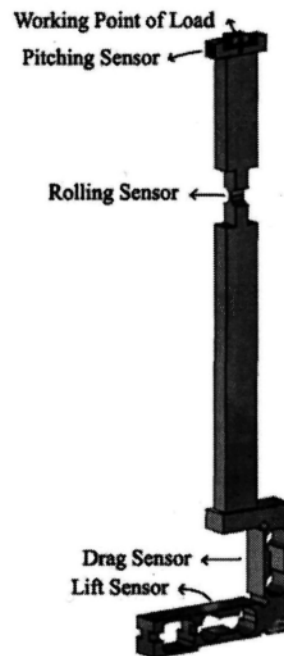


Figure 14: Conception sur ordinateur d'une balance aérodynamique [14]

Cette technique aurait pu être utilisée pour concevoir une nouvelle balance plus performante au LIMA, cependant le temps et le budget permettaient seulement de légères améliorations.

Une fois les modifications réalisées, plusieurs aspects de la balance comme l'exactitude, la précision et autres paramètres, doivent être quantifiés. Cette procédure est un exemple pertinent de ce qui peut être fait avec la balance du LIMA. Des essais sont faits avec un SA7038, et les résultats sont comparés à ceux du Selig pour vérifier l'exactitude de la balance. Des résultats numériques à l'aide d'un logiciel sont aussi présentés afin de confirmer les résultats expérimentaux. Les résultats obtenus pour le coefficient de portance sont en accord avec ceux du Selig [14] et les résultats numériques. Pour les essais entre 12° et 14° , le coefficient est toutefois inférieur. Pour le coefficient de traînée et le moment de tangage, les résultats obtenus sont légèrement plus petits que les résultats de référence et

numériques. Chaque courbe de résultats a une pente similaire dans les angles d'attaque inférieurs à 12° . En conclusion, les éléments finis ont d'abord été comparés à des résultats d'étalonnage, pour valider la méthode de conception. Ensuite, la comparaison des résultats obtenus avec la littérature, celle du Selig, et la simulation numérique confirme que la balance est exacte.

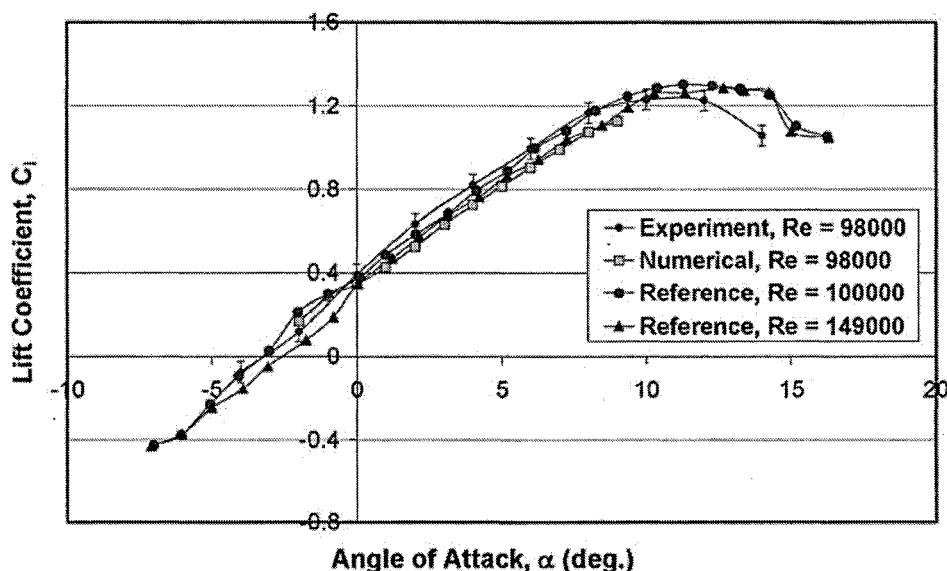


Figure 15: Exemple de résultats expérimentaux d'une balance aérodynamique [14]

Le même exercice a été fait pour la balance du LIMA. Un profil bien connu, le NACA 0012, a été utilisé pour les essais en soufflerie. De cette façon, les résultats obtenus ont pu être comparés à des résultats de références et utilisés pour valider l'exactitude de la balance. Pour ce faire, les résultats expérimentaux de la NASA sont utilisés via le rapport de Jacobs et Sherman [15], ainsi que d'anciens résultats de l'UQAC, obtenus il y a de cela quelques années avec cette même balance, de Hochart 2007 [2]. De plus, les résultats théoriques de Paraschoivu 1998 [16], chercheur à l'École Polytechnique de Montréal, calculés à l'aide de simulations numériques, sont également utilisés.

1.2 PROBLÉMATIQUE

Les revêtements hydrophobes présentent une solution potentiellement intéressante aux problèmes liés à l'accrétion de glace sur des profils aérodynamiques. Cependant, l'aspect de leur surface diffère de celui des matériaux utilisés pour la confection des profils sur lesquels ils sont apposés. Une des craintes de l'industrie est qu'ils affectent le comportement des profils actuellement utilisés en éolien, en aviation, ou en hélicoptères. Cette différence, qui se traduirait par une modification de la rugosité de surface, pourrait affecter les coefficients de traînée et de portance du profil. Cette différence, au niveau des coefficients de traînée et de portance, pourrait s'avérer bénéfique, négligeable ou encore nuisible face aux performances aérodynamiques du profil. Il existe des données sur l'impact d'un revêtement hydrophobe sur le coefficient de traînée d'un profil aérodynamique lorsqu'utilisé sous l'eau. McHale et al. 2009 [8] ont démontré qu'un revêtement hydrophobe peut améliorer de 5% à 15% la traînée d'un profil aérodynamique lorsque utilisé dans l'eau, dépendamment de la vitesse. Il n'existe toutefois aucune donnée dans la littérature sur l'impact d'un revêtement hydrophobe sur les performances aérodynamiques d'un profil utilisé dans l'air. Également, les valeurs des coefficients de traînée pour les profils aérodynamiques sont très faibles. Une légère variation de cette valeur peut s'avérer difficile à mesurer. La balance aérodynamique doit être très sensible pour déceler cette variation. Cette difficulté, ajoutée à l'absence de valeurs de références, rend ce projet très complexe. Comme ces revêtements sont nouveaux et pas encore complètement étudiés, il est difficile d'estimer les résultats qui seront obtenus. Cependant, comme ces revêtements sont créés pour l'eau, il est permis de croire que leurs impacts ne

seront pas aussi bénéfiques dans l'air. Ces revêtements sont toutefois composés de nanostructures séparées par des zones d'air, ce qui réduit la surface de contact, et du même coup, pourrait réduire la friction. Il est donc permis de croire que la traînée pourrait être sensiblement réduite et la portance demeurer la même.

Les revêtements hydrophobes et superhydrophobes peuvent apporter une solution efficace aux problèmes d'accrétion de glace lorsque combinés à un système thermoélectrique de protection contre la glace. Dans les études de Adomou 2010 [17], les matériaux superhydrophobes ont réduit jusqu'à 33% la consommation d'énergie d'un système thermoélectrique de protection contre la glace. Cependant, aucun résultat n'est actuellement disponible traitant de l'amélioration de la quantité ou de la forme de glace qui s'accumule sur un profil aérodynamique non protégé par un système de protection contre la glace mais muni d'un revêtement hydrophobe. Encore une fois, les résultats qui sont présentés sur ce sujet dans ce mémoire sont uniques dans la littérature.

1.3 OBJECTIFS

1.3.1 OBJECTIF PRINCIPAL

L'objectif principal de ce mémoire est de quantifier l'impact de différents revêtements hydrophobes et superhydrophobes sur les performances aérodynamiques d'un profil aérodynamique, avec et sans accumulation de glace. En premier lieu, le mémoire doit étudier si les revêtements hydrophobes affectent les coefficients de traînée et de portance d'un profil aérodynamique propre, dans l'air, et, si possible, de quantifier leur impact. En second lieu, il doit faire la même étude pour un profil givré. De plus, il doit étudier la

différence entre la forme et la quantité de glace qui s'accumule sur le profil propre et sur le profil muni du revêtement.

1.3.2 OBJECTIF SECONDAIRE

Les revêtements hydrophobes et super-hydrophobes sont souvent constitués de nano et microrugosités. La différence de rugosité de surface entre un revêtement et une surface lisse peut donc s'avérer être très petite. L'effet sur la traînée risque d'être proportionnel à cette différence et l'impact d'un revêtement sur la force de traînée devrait être égal ou inférieur à celui mesuré pour l'eau en raison du caractère hydrophobe de la surface et non aérophobe. Afin de détecter cet impact, la balance aérodynamique utilisée doit avoir une très grande sensibilité.

En se basant sur les travaux de Villeneuve 2009 [18], la sensibilité de la balance est estimée sous les 5% pour un cylindre et sous les 12% pour un profil. Cette sensibilité est insuffisante et la balance aérodynamique doit être modifiée afin d'en améliorer sa sensibilité. Cependant, ces modifications doivent être faites dans le cadre de contraintes de temps et surtout de budget. Le budget et le temps étant très limités, il est impossible de modifier le système de cellules de charge pour un système à jauges de déformation couramment utilisé actuellement. Plusieurs améliorations sont envisagées comme l'achat de nouvelles cellules de charge plus performantes, le remplacement des roulements dans les bras, de l'actuateur, du torque-mètre, du nombre de cellules de charge et de l'attache des profils, l'ajout de pattes anti-vibrations. Au final, la sensibilité de la balance devrait être augmentée et en mesure de détecter l'impact des revêtements hydrophobes sur le coefficient de traînée d'un profil aérodynamique.

1.4 MÉTHODOLOGIE

À l'aide d'une balance aérodynamique, développé au LIMA, les forces aérodynamiques exercées sur un profil soumis à différentes vitesses de vent et différentes températures d'air peuvent être mesurées grâce à un système de capteur. Avec cette balance, les forces de traînée et de portance générées par un profil NACA 0012 avec une corde de 159 mm (6,25 po) sont mesurées pour différentes conditions et comparées entre le profil propre et des profils enduits de différents revêtements commerciaux. Cette comparaison a permis de quantifier l'impact de différents revêtements sur les coefficients de traînée et de portance dans l'air.

En second lieu, la balance a aussi permis de mesurer les forces aérodynamiques sur les profils glacés. En effet, le profil propre et celui enduit d'un revêtement sont glacés sous différentes conditions climatiques et les forces de portance et de traînée sont mesurées. La comparaison des résultats permet de confirmer ou d'infirmer si la présence d'un revêtement sur un profil permet réellement de diminuer l'accumulation de glace et d'améliorer les performances aérodynamiques en traînée d'un profil lorsque soumis à des conditions givrantes.

1.5 PLAN DE TRAVAIL

Le chapitre 2 présente la théorie nécessaire à la résolution de ce projet. La plus grande partie de la théorie utilisée dans ce mémoire est tirée de la dynamique des fluides ainsi que de la théorie sur l'accrétion de glace.

Le chapitre 3 traite de la caractérisation de la balance. Il débute par une description détaillée de la soufflerie et de la balance ainsi que des améliorations effectuées sur la

balance aérodynamique afin de satisfaire l'objectif secondaire du projet. Ensuite, la validation des caractéristiques de la balance, soit la reproductibilité et l'exactitude, est présentée.

C'est au chapitre 4 que l'expérimentation est présentée. L'expérimentation se fait en trois phases, soit les essais avec les papiers sablés pour déterminer l'impact de la rugosité de surface sur les coefficients aérodynamiques, puis les essais avec les différents revêtements hydrophobes et finalement les essais en conditions givrantes.

Au chapitre 5, les résultats obtenus suite aux expérimentations du chapitre 4 sont détaillés. Les résultats sont présentés dans des tableaux et des graphiques et les points importants à observer sont soulignés.

Le chapitre 6 présente l'analyse détaillée des résultats du chapitre 5. Cette analyse permet de tirer diverses conclusions et recommandations qui sont présentées à la fin de ce mémoire.

CHAPITRE 2

THÉORIE

2.1 PORTANCE ET TRAÎNÉE

La force de portance est une force causée par un écoulement autour d'un objet et qui agit perpendiculairement à la direction de l'écoulement. Dans le cas d'un objet à portance positive, la pression étant plus grande sous l'objet qu'au-dessus, le gradient de pression résultant pousse l'objet vers le haut. La force de cisaillement créée par le frottement de l'air sur le profil est inévitable et réduit la force de portance. En aviation, la force de portance pousse le profil vers le haut afin de faire voler un appareil, alors qu'en éolien, la force de portance active les pales d'éoliennes en rotation autour du pivot central afin de générer de l'électricité. Dans les deux cas, la force de portance agit perpendiculairement à l'écoulement autour du profil.

La force de traînée est une force causée par un écoulement autour d'un objet et qui agit parallèlement à la direction de l'écoulement. Cette force va en opposition au mouvement d'un aéronef et est indésirable en aviation. Elle est la cause de dépenses énergétiques considérables en carburant.

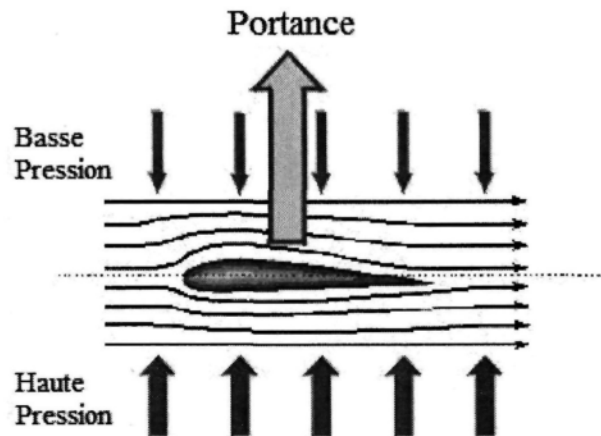


Figure 16: Schéma d'une différence de pression sur un profil aérodynamique



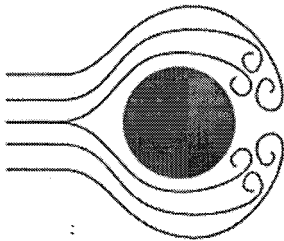
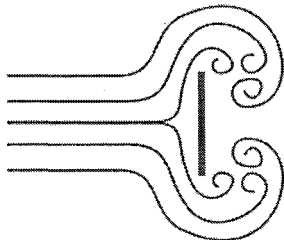
Les profils aérodynamiques sont conceptualisés dans le but de maximiser la portance tout en minimisant la traînée. La force de portance est due principalement à une différence de pression occasionnée par la forme du profil et très peu à la force de frottement qui est due au cisaillement occasionné par l'écoulement sur la paroi du profil. La force de frottement réduit la portance, mais son effet est minime, car elle constitue environ 5% de la force de portance. Pour la force de traînée, l'importance de la force de friction par rapport à celle de la force du gradient de pression dépend de l'angle d'attaque du profil. La force de friction joue un rôle majeure dans la traînée, soit plus de 90%, pour un profil à 0° d'angle d'attaque, et son importance diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque, jusqu'à devenir négligeable.

L'augmentation de rugosité de surface pour un profil affecte son niveau de frottement dans l'air et favorise la turbulence de l'écoulement autour de celui-ci. La turbulence augmente la force de friction sur le profil. Cette augmentation est importante sur la traînée lorsque la force de friction est importante, c'est-à-dire pour de faibles angles

d'attaque. Il est toutefois moins significatif pour de grands angles d'attaque où l'importance de la force de pression rend la friction négligeable au point de vue de la traînée. D'autre part, la turbulence permet à l'écoulement de rester attaché plus loin sur le profil, ce qui diminue l'effet de la pression sur la traînée. Donc, à des angles d'attaque plus élevés, la turbulence diminue la traînée en diminuant le gradient de pression entre l'avant et l'arrière du profil, alors qu'à des angles près de 0° la turbulence augmente la traînée en augmentant la force de friction sur le profil.

Dans d'autres cas, pour des objets où la forme n'est pas optimisée pour minimiser la traînée, c'est la différence de pression qui joue un rôle prédominant et la force de cisaillement qui est mineure. Dans le cas d'un cylindre par exemple, sa forme symétrique fait qu'il ne développe aucune force de portance. Par contre, la forte différence de pression entre l'avant et l'arrière du cylindre constitue 90% et plus de la force de traînée qui agit sur celui-ci, alors que le cisaillement à la paroi ne participe que pour environ 10% et moins. Le Tableau 3 présente différentes formes simples ainsi que la répartition de la pression et du cisaillement sur la force de traînée.

Tableau 3: Force de traînée par rapport à la forme d'un objet [19]

Forme de l'objet	Traînée due à la pression	Traînée due au cisaillement
	0%	100%
	~10%	~90%
	~90%	~10%
	100%	0%

Pour les profils aérodynamiques, la rugosité de surface est primordiale car elle peut accroître considérablement la traînée et réduire légèrement la portance à de faibles angles d'attaque tel que présenté au Tableau 3. Cependant, la rugosité retarde le décrochage en favorisant la turbulence, ce qui diminue la traînée de forme qui est prédominante à de grands angles d'attaque.

Recouvrir un profil aérodynamique d'un revêtement hydrophobe ou superhydrophobe modifie la rugosité de surface du profil ce qui peut affecter le frottement

ainsi que le flux de cisaillement autour du profil et, par le fait même, affecter également la force de traînée. Cet effet peut être positif ou négatif, il est donc important d'être en mesure de quantifier son effet.

Le NACA 0012 a été choisi principalement pour deux raisons. La première est la disponibilité d'un modèle de 158,75 mm (6,25") au laboratoire qui s'installe facilement sur la balance aérodynamique. La seconde est sa grande utilisation dans l'industrie, ce qui en fait une référence importante pour les différentes entreprises.

La force de traînée et la force de portance agissant sur un objet dépendent des conditions d'écoulement ainsi que de la forme et de la rugosité de surface de l'objet. Il existe des théories pour calculer la force de portance et le moment de tangage, mais pour la traînée, seul des modèles numériques utilisant les équations de Navier-Stokes avec des modèles de turbulence sont actuellement disponibles. Le moyen le plus simple de définir ces forces est de soumettre expérimentalement l'objet étudié à un écoulement aux caractéristiques connues et de les mesurer. Par la suite, ces objets sont caractérisés par des coefficients de portance et de traînée obtenus à partir de mesures expérimentales. Ces coefficients sont définis comme suit, pour la traînée :

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 A} \quad (8)$$

pour la portance :

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 A} \quad (9)$$

avec C_D et C_L , les coefficients de traînée et de portance respectivement, D et L , les forces de traînée et de portance mesurées lors d'expérimentations, U , la vitesse de l'écoulement, A , la surface d'exposition de l'objet et ρ la densité du fluide.

Par la suite, à partir de quelques mesures en soufflerie, il est possible de calculer les forces de portance et de traînée développées par un objet soumis à un écoulement.

Pour un cylindre, l'aire se calcule comme suit :

$$A = d * l \quad (10)$$

où d est le diamètre du cylindre et l la longueur du cylindre. Pour un profil d'aile, il se calcule à l'aide de la corde du profil et de la longueur de l'aile :

$$A = c * l \quad (11)$$

La densité de l'écoulement peut être estimée à l'aide de la température à l'intérieur de l'écoulement par la relation des gaz parfaits :

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (12)$$

où p est la pression, R la constante spécifique de l'air et T la température.

2.2 PRESSION ET CISAILLEMENT

2.2.1 ÉCOULEMENT

Les équations utilisées dans les calculs théoriques de force de pression et de force de cisaillement dépendront de la nature de l'écoulement. Dépendamment de divers facteurs, un écoulement est laminaire, transitoire, turbulent ou une combinaison des trois. Pour un écoulement laminaire (Figure 17), généralement les phénomènes diffusifs sont beaucoup plus importants que les phénomènes convectifs, ce qui fait que les lignes d'écoulements sont parallèles et l'écoulement tendra à reprendre sa forme très rapidement s'il est perturbé.

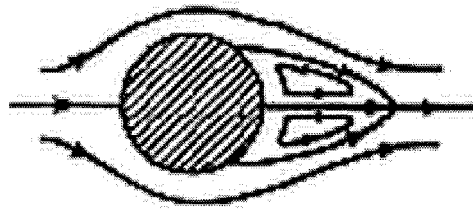


Figure 17: Schéma d'un écoulement laminaire [20]

L'écoulement turbulent (Figure 18), quant à lui, est dominé par les forces inertielles qui donnent un écoulement tourbillonnaire décrit plutôt par des lois statistiques.



Figure 18: Schéma d'un écoulement turbulent [20]

L'écoulement transitoire se situe dans la zone de changement entre un écoulement pleinement laminaire et pleinement turbulent. Il existe plusieurs paramètres qui dictent le type d'écoulement. Généralement, le nombre de Reynolds donne une indication fiable sur la nature de l'écoulement et sur les zones de transition. Un nombre de Reynolds inférieur à 2000 représente un écoulement laminaire. En revanche, un nombre supérieur à 5 000 définit un écoulement pleinement turbulent. Ces valeurs sont une indication générale et peuvent varier énormément en fonction d'autres facteurs. Par exemple, sous certaines conditions, un écoulement peut être laminaire pour des nombres de Reynolds aussi élevés que 10^6 . Le nombre de Reynolds répond à l'équation suivante :

$$Re = \frac{UD}{\nu} \quad (13)$$

où U représente la vitesse de l'écoulement, D le diamètre pour un cylindre ou la corde pour un profil aérodynamique et ν la viscosité cinématique du fluide qui s'écoule autour de l'objet.

2.2.2 ANGLE DE DÉCROCHAGE

Contrairement à un écoulement laminaire, l'écoulement turbulent reprend moins rapidement sa forme initiale passé un obstacle. De plus, les forces inertielles étant beaucoup plus grandes que les forces de friction, à un endroit sur l'objet l'écoulement fini par se détacher pour ne retrouver sa forme initiale que beaucoup plus loin par la suite (Figure 19).

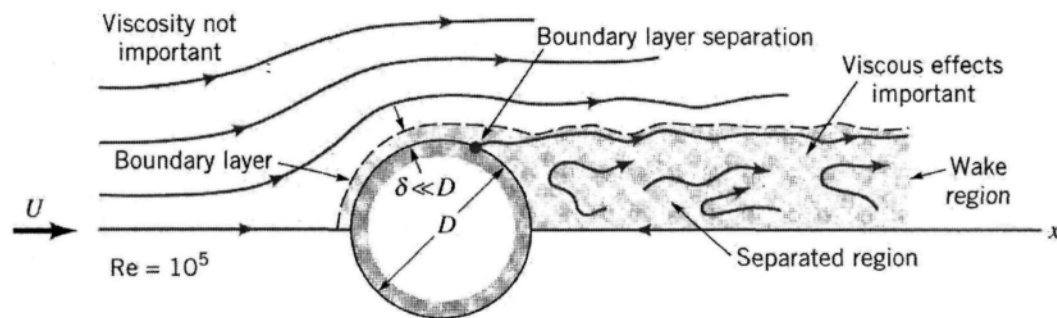


Figure 19: Écoulement turbulent avec décrochage de l'écoulement [20]

L'impact du cisaillement et de la pression sont différents aux endroits où l'écoulement est attaché sur le cylindre et où il est décroché. C'est pour cela qu'il est important de connaître l'angle où l'écoulement se détache du cylindre, communément appelé l'angle de décrochage.

2.2.3 FORCE DE PRESSION

La pression qui agit perpendiculairement sur la surface d'un objet se traduit en force locale. La force totale due à la pression correspond à l'intégrale de la pression sur la surface complète de l'objet. L'écoulement est perturbé par la présence de l'objet, ce qui crée une

distorsion et provoque une grande variation de pression autour de celui-ci. Le gradient de pression qui en résulte est traduit par une force de pression qui agit sur l'objet. Dans un écoulement laminaire, l'angle de décrochage est faible et la force de pression très grande. Plus un écoulement tend vers la turbulence, plus le décrochage est retardé sur l'objet, et plus la force de traînée de forme est faible.

2.2.4 FORCE DE CISAILLEMENT

Le cisaillement est le résultat d'une force locale qui agit parallèlement à la surface d'un objet. La force de cisaillement correspond à l'intégrale du cisaillement autour de la surface totale de l'objet. Dans un écoulement, elle est influencée par la rugosité de surface de l'objet et la viscosité du fluide qui s'écoule autour de l'objet. L'énergie produite par cette force est échangée entre le fluide et l'objet à l'intérieur d'une mince couche appelée couche limite. C'est cette force qui est principalement modifiée par l'application de revêtements sur la surface d'un profil.

2.3 CALCUL THÉORIQUE DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE D'UN CYLINDRE

Dans le but de définir l'exactitude de la balance, les résultats expérimentaux obtenus avec la balance aérodynamique du LIMA sont comparés aux résultats théoriques. Pour ce faire, un cylindre est utilisé et les résultats mesurés en soufflerie sont comparés à ceux obtenus par le calcul théorique présenté dans cette section.

2.3.1 ÉCOULEMENT

Pour le calcul numérique, un écoulement d'air à une température de 20°C et à une vitesse de 50 m/s est imposé dans une section d'essai de 50 cm par 60 cm. À cette température, la viscosité cinématique de l'air est de $1,56 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$. Un cylindre avec un

diamètre de 25,4 mm (1'') défini comme lisse est utilisé. Le nombre de Reynolds associé à cet écoulement est légèrement supérieur à 80 000, ce qui correspond à un écoulement pleinement turbulent. Ce cylindre a été utilisé car des résultats d'une distribution de pression autour d'un cylindre avec ces caractéristiques, obtenus lors d'expériences en soufflerie, sont disponibles. Ces résultats permettent de déterminer l'angle de décrochage, valeur essentielle au calcul.

2.3.2 ANGLE DE DÉCROCHAGE

Une expérience consistant à mesurer la pression autour d'un cylindre de 25,4 mm (1'') de diamètre dans un écoulement semblable à celui décrit à la section précédente est réalisée. Les mesures de pression sont présentées à la Figure 20. L'angle de 0° correspond au point du milieu vertical du cylindre face à l'écoulement. Lorsque la pression est constante, l'air n'épouse plus la forme de l'objet. Le début de la zone de pression constante correspond au décrochage de l'écoulement. L'angle correspondant, qui est l'angle de décrochage, est de 70° .

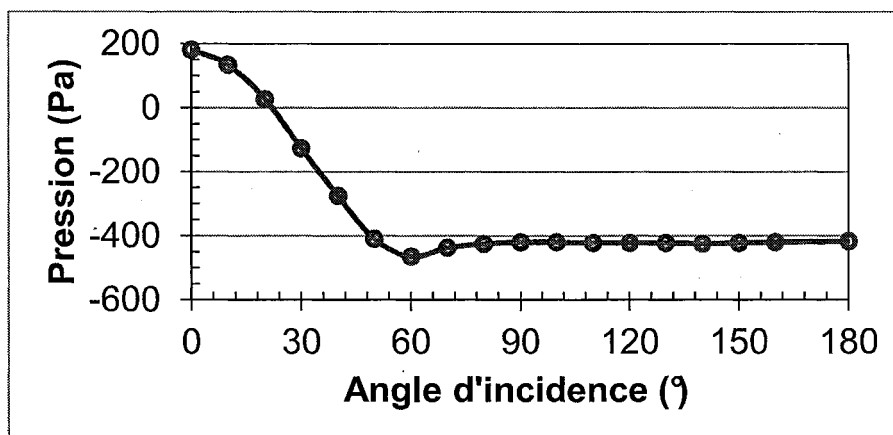


Figure 20: Graphique de la pression en fonction de l'angle d'incidence du cylindre

2.3.3 FORCE DE PRESSION

Le coefficient de traînée, qui se calcule à l'aide de l'équation 8, nécessite la connaissance de la force de traînée exercée sur le cylindre. Cette force est composée de deux forces distinctes, soient la force de pression et la force de cisaillement (Figure 21).

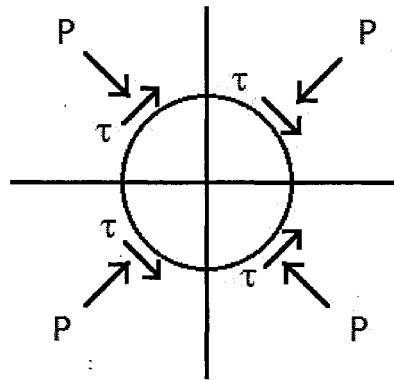


Figure 21: Schéma de la distribution de la pression et du cisaillement autour d'un cylindre

$$D = \int dF_x = \int P \cos \theta dA + \int \tau_w \sin \theta dA \quad (14)$$

La section précédente conclue que passé 70° , la pression est constante. Cependant, de 0 à 70° , la pression varie en fonction de l'angle (Figure 20). L'équation de la distribution de pression autour du cylindre peut être trouvée à l'aide d'un développement tiré de Munson et al. 2006 [20]. Le point de départ de ce développement est l'équation des lignes d'écoulements ainsi que l'équation de la vitesse potentielle.

$$\psi = Ur \left(1 - \frac{a^2}{r^2}\right) \sin \theta \quad (15)$$

$$\varphi = Ur \left(1 + \frac{a^2}{r^2}\right) \cos \theta \quad (16)$$

Ces équations sont valables seulement pour un écoulement irrotationnel. Cependant, elles sont utilisées là où l'écoulement est toujours attaché sur le cylindre et présente des

caractéristiques qui peuvent rejoindre ces équations. En fusionnant ces équations à celle de Bernoulli, qui est applicable au long d'une ligne de courant, l'équation 17 est obtenue :

$$p_s = p_0 + \frac{1}{2}\rho U^2(1 - 4 \sin^2 \theta) \quad (17)$$

avec la vitesse à la surface du cylindre

$$v_{\theta s} = -2U \sin \theta \quad (18)$$

En insérant cette équation dans l'intégrale de la force de pression, l'équation finale permettant le calcul de la force de traînée générée par la pression de l'écoulement est obtenue.

$$F_{px} = 2 \left(\int_0^{0,38\pi} p_s \cos \theta r d\theta + \int_{0,38\pi}^{\frac{\pi}{2}} p_{det} \cos \theta r d\theta - \int_{\frac{\pi}{2}}^{\pi} p_{det} \cos \theta r d\theta \right) \quad (19)$$

Avec p_{det} la pression où l'écoulement est détaché. L'intégrale couvre la moitié du cylindre, soit de 0 à 180°. Comme le cylindre est symétrique, la force est multipliée par un facteur deux pour obtenir la force de traînée totale. Le résultat donne une force de 22,83 N et un coefficient de traînée, dû à la pression, de 1,19.

2.3.4 FORCE DE CISAILLEMENT

La seconde partie de l'équation de la force de traînée est le cisaillement. Pour pouvoir calculer la valeur de cette force, l'équation régissant le flux de cisaillement autour du cylindre doit être déterminée. Pour ce faire, Bird et al. 2002 [21] ont utilisé une démonstration qui commence par les équations de Navier-Stokes ainsi que celle de la continuité. Pour Navier-Stokes, selon l'axe x,

$$\left(v_x \frac{dv_x}{dx} + v_y \frac{dv_x}{dy}\right) = -\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} + \nu \left(\frac{d^2 v_x}{dx^2} + \frac{d^2 v_x}{dy^2}\right) \quad (20)$$

selon l'axe y,

$$\left(v_x \frac{dv_y}{dx} + v_y \frac{dv_y}{dy}\right) = -\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dy} + \nu \left(\frac{d^2 v_y}{dx^2} + \frac{d^2 v_y}{dy^2}\right) \quad (21)$$

et pour la continuité,

$$\frac{dv_x}{dx} + \frac{dv_y}{dy} = 0 \quad (22)$$

Ces équations permettent de trouver l'équation du flux de cisaillement suivante

$$\tau_w = \rho \frac{d}{dx} (U_{fs}^2 \theta_t) + \rho \delta^* U_{fs} \frac{dU_{fs}}{dx} \quad (23)$$

Dans cette équation, U_{fs} correspond à v_{θ_s} trouvé dans la section précédente. Pour déterminer l'épaisseur de déplacement de la couche limite, δ^* , la relation de Schlichting 2000 [22] est utilisée, soit :

$$H = \frac{\delta^*}{\theta_t} \quad (24)$$

où H est le facteur de forme et θ_t la quantité de mouvement turbulent. Pour trouver la valeur du facteur de forme, il faut se référer à la Figure 22 du doctorat de Fortin 2003 [23]. Il est possible de constater que pour un écoulement turbulent, un lambda élevé, le facteur de forme tend vers une valeur approximative de 2.

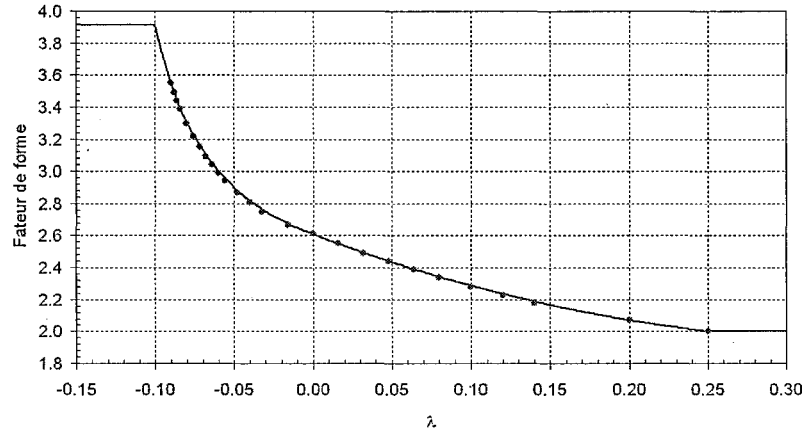


Figure 22: Facteur de forme en fonction de λ [23]

Pour la quantité de mouvement turbulent, Fortin 2003 [23] a utilisé une équation semi-empirique qui approxime cette épaisseur pour un profil d'aile.

$$\theta_t \left(\frac{U_e \theta_t}{\nu} \right)^{\frac{1}{4}} = \frac{1}{U_e^4} (C_{tr} + 0,01568 \int_0^s U_e^4 ds) \quad (25)$$

Comme cette équation dépend beaucoup plus du profil de vitesse que de la courbure de l'aile, il est possible d'utiliser cette équation pour le cylindre. Elle permet de déterminer l'ordre de grandeur de l'épaisseur de la couche. Pour simplifier le problème, l'écoulement est supposé turbulent dès le départ, c'est-à-dire que la constante de transition est égale à zéro. En intégrant l'équation de la contrainte de cisaillement, l'expression de la force due au cisaillement ou à la viscosité de l'air est exprimée comme suit :

$$F_{tx} = 2 \int_0^{0,38\pi} \tau_w \sin \theta r d\theta \quad (26)$$

L'intégration est faite jusqu'à 70° , car une fois l'écoulement détaché du cylindre, le cisaillement à la paroi est pratiquement nul. Pour diminuer la complexité du calcul, le très faible cisaillement engendré par les reflux de l'écoulement sur le cylindre après le

détachement est négligé. Comme l'équation résultante pour le cisaillement est très complexe, une intégration numérique est employée pour déterminer la force résultante du cisaillement. L'intégration numérique a été faite à l'aide de la technique des trapèzes. Ensuite, le résultat a été multiplié par un facteur deux en raison de la symétrie du cylindre. La force de traînée induite par le cisaillement est de 0,108 N ce qui correspond à un coefficient de traînée de 0,0057.

Cette faible valeur confirme que, dans le cas d'un cylindre, la force de traînée induite par le cisaillement est négligeable comparativement à la force de traînée induite par la pression. Ceci n'est toutefois pas le cas pour la force de traînée sur un profil aérodynamique. En effet, comme la forme du profil est conçue pour maximiser la force de portance, mais également de minimiser la force de traînée due à la pression, il en découle que la force de traînée est causée majoritairement par le cisaillement.

2.3.5 COEFFICIENT DE TRAÎNÉE THÉORIQUE D'UN CYLINDRE

En additionnant les résultats des deux sections précédentes, soient une force de pression 22,83 N et un coefficient de traînée correspondant de 1,19 avec une force de cisaillement de 0,108 N et un coefficient de traînée correspondant de 0,0057, la force totale exercée sur le cylindre par l'écoulement est de 22,938 N et le coefficient de traînée du cylindre dans ces conditions est de 1,1957. Ce résultat théorique concorde assez bien avec le résultat trouvé dans la littérature [20], soit 1,25, et servira de comparatif lors de la validation de l'exactitude de la balance à la section 3.6.

2.4 CORRECTIONS DES RÉSULTATS EN SOUFFLERIE

Les limites physiques dans une soufflerie en boucle fermée occasionnent une restriction dans l'écoulement ce qui crée des inexactitudes dans les résultats. La principale cause de ces inexactitudes est la réduction de section exercée dans la section d'essai par le modèle ce qui accroît la vitesse de l'air. En effet, le modèle réduit l'espace de la section d'essai, comme le débit est conservé, la vitesse augmente en raison de la diminution de la section. Lorsque le profil utilisé est volumineux comparé à la section d'essai, l'erreur peut s'avérer grande. C'est pour cela que des corrections doivent être apportées aux résultats.

2.4.1 FLOTTABILITÉ

La flottabilité est une force qui s'ajoute à la force de portance. Lorsque la pression statique diminue le long des parois de la soufflerie, la couche limite augmente et une force de flottabilité est ainsi créée. Cette force est très faible et la section d'essai de la soufflerie a été conçue pour compenser ce phénomène.

2.4.2 BLOCAGE DU AU PROFIL

Le blocage dû au profil, aussi appelé blocage solide, est causé par la présence du profil qui diminue la section effective de la soufflerie. L'équation de Bernoulli stipule que l'écoulement doit accélérer lorsqu'il passe le profil, ce qui a pour effet d'augmenter les forces aérodynamiques. Cette augmentation est fonction des dimensions du profil et de la section d'essai et le facteur de correction est exprimé par :

$$\varepsilon_{sb} = \frac{K_1 M_v}{\frac{3}{A_a^2}} \quad (27)$$

où K_I , qui a pour valeur 0,74, est la constante de correction du blocage solide dans une soufflerie, M_v , le volume du profil et A_a , la section d'essai.

2.4.3 BLOCAGE DU AU SILLAGE

Ce blocage est causé par une vitesse inférieure dans le sillage du profil que dans l'écoulement. Dans une section fermée, la vitesse au profil doit augmenter pour satisfaire l'équation de continuité. L'erreur créée est proportionnelle à la taille du sillage et à la traînée occasionnée par le profil. Le facteur de correction est exprimé par :

$$\varepsilon_{wb} = \left(\frac{c}{2h_{ts}} \right) C_{du} \quad (28)$$

avec c , la corde du profil, h_{ts} , la hauteur de la section d'essai et C_{du} , le coefficient de traînée non-corrigée.

2.4.4 LES LIGNES DE COURANTS

Dans une section d'essai, la courbure normale des lignes de courants qui passent au dessus d'un profil est altérée par l'espace restreint causé par les parois de la soufflerie. Les lignes de courants sont comprimées ce qui augmentent la portance. Le facteur de correction est exprimé par :

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h_{ts}} \right)^2 \quad (29)$$

avec c la corde du profil et h_{ts} la hauteur de la section d'essai.

2.4.5 CORRECTIONS DU COEFFICIENT DE TRAÎNÉE, DE PORTANCE ET DE L'ANGLE D'ATTAQUE

Les corrections des sections précédentes sont combinées et appliquées aux résultats importants obtenus en soufflerie, soient les coefficients de traînée, de portance ainsi que l'angle d'attaque. Pour le coefficient de portance, la correction est :

$$C_l = C_{l_u} \frac{1 - \sigma}{(1 + \varepsilon_b)^2} \quad (30)$$

où C_{l_u} , correspond au coefficient de traînée non-corrigé et ε_b , le coefficient de correction du blocage total qui équivaut à :

$$\varepsilon_b = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad (31)$$

Pour le coefficient de traînée, l'équation de correction est :

$$C_d = C_{d_u} \frac{1 - \varepsilon_{sb}}{(1 + \varepsilon_b)^2} \quad (32)$$

Pour le l'angle d'attaque, la correction est :

$$\alpha = \alpha_u - \frac{57,3\sigma}{2\pi} (C_l + 4C_{m,c/4}) \quad (33)$$

avec $C_{m,c/4}$ correspond au moment de tangage au quart de la corde du profil.

2.5 GLACE

Il existe différents types de glaces. Le type de glace qui s'accumule sur un objet dépend des conditions présentes lors de l'accrétion. Le givre est un type de glace qui se forme en régime sec, c'est-à-dire lorsque les conditions permettent à l'eau de gelée instantanément lors de l'impact avec l'objet. Lorsqu'une nouvelle gouttelette d'eau atteint l'objet, la précédente est déjà gelée. Ce type de solidification peut causer l'emprisonnement d'air dans la glace. Cette forme de glace est blanche opaque et a une faible densité en raison

de l'air emprisonnée. La densité du givre est généralement entre 600 et 850 kg/m³. Le verglas est un autre type de glace, qui en opposition au givre, se forme en régime humide. Un régime est dit humide lorsque les conditions ne permettent pas à une gouttelette d'eau de se solidifier en totalité à l'impact. Lorsqu'une seconde gouttelette percute l'objet, de l'eau liquide existe sous forme de film à la surface de la glace. Ce phénomène forme une glace transparente, et le film d'eau ruissèle à sa surface. La densité d'une telle glace est d'environ 917 kg/m³. Elle se forme aux alentours du point de congélation, lorsque les conditions ne permettent pas aux gouttelettes d'eau de se solidifier à l'impact avec la surface. Ces deux types de glace sont simulés pour l'expérimentation.

Un paramètre important lors de l'accrétion de glace est le coefficient de collection de l'objet étudié. Ce coefficient exprime la capacité de l'objet à capter l'eau contenue dans un écoulement. C'est le rapport de la section de l'écoulement en aval de l'objet sur la surface de l'objet exposée à l'écoulement (Figure 23). L'équation du coefficient de collection est :

$$\beta = \frac{dy}{ds} \quad (34)$$

Le coefficient de collection local résulte de la déflexion des gouttelettes d'eau dans l'écoulement. En effet, la forme de l'objet fait que l'écoulement de l'air accélère près de l'objet ce qui fait dévier les gouttelettes d'eau dépendamment de leur inertie.

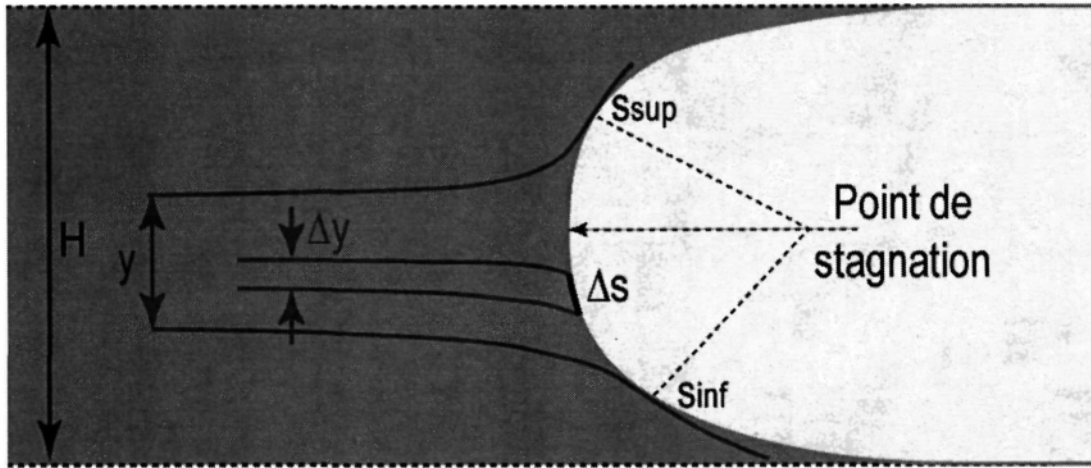


Figure 23: Schéma du coefficient de collection [24]

L'intégrale du coefficient de collection locale permet de déterminer le coefficient de collection globale.

$$E = \frac{y}{H} \quad (35)$$

Le coefficient de collection globale permet de calculer la masse d'eau liquide capturée par l'objet. La masse d'eau capturée se calcule comme suit :

$$m_{cap} = \beta * LWC * U * A * t \quad (36)$$

m_{cap} représente la masse d'eau capturée, β le coefficient de collection locale, LWC , la teneur en eau liquide, U , la vitesse de l'écoulement, A , la section du volume de contrôle et t , le temps d'accrétion.

Dépendamment du régime d'accrétion, toute l'eau capturée se transforme en glace pour former du givre ou seulement une fraction de l'eau gèle pour former du verglas. L'eau qui ne gèle pas à l'impact ruisselle pour geler plus loin sur le profil ou en être éjectée.

CHAPITRE 3

CARACTÉRISATION DE LA BALANCE

3.1 SOUFFLERIE

La soufflerie réfrigérante du LIMA est un tunnel en boucle fermée (Figure 24) réfrigéré à basse vitesse, pouvant opérer à des températures sous zéro au niveau de la mer.

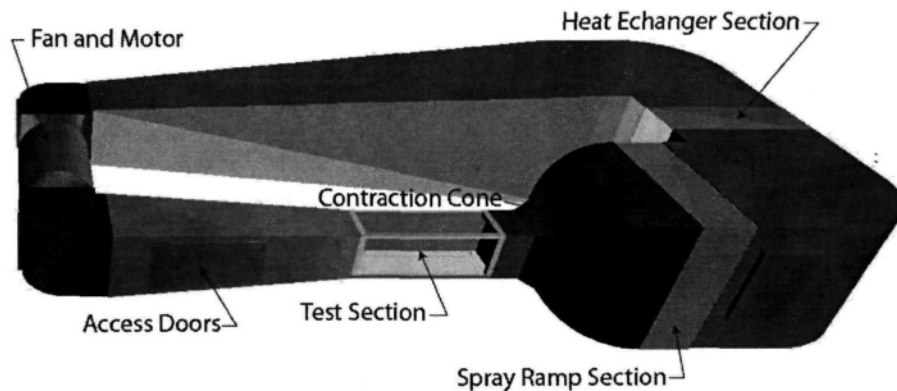


Figure 24: Schéma de la soufflerie givrante du LIMA

La capacité du système de réfrigération est en mesure de varier la température totale de l'air de 22°C à -30°C, en passant l'air par un échangeur de chaleur d'une dimension de 1,6 m par 1,6 m. L'échangeur est alimenté par un compresseur de 35 HP et d'une pompe à glycol utilisant 205 L d'éthylène glycol. Un fan de type BUFFOLO Type S de 0,927 m en diamètre est relié à un moteur de 50 HP, tournant à 3 600 RPM, permet pour une section d'essai vide, un débit d'air allant jusqu'à 32 kg/s pour une température de 22°C.

La soufflerie est munie de deux sections d'essais. La plus petite section d'essais, celle utilisée pour ce mémoire, mesure 0,5 m de large par 0,6 m de hauteur (Figure 25), et la vitesse de l'air dans la section peut atteindre 86 m/s pour les essais à température

ambiante. La deuxième section d'essais est plus grande, mesurant 0,91 m de large par 0,76 m de hauteur, et la vitesse de l'air dans la section peut atteindre 37 m/s pour les essais à température ambiante.



Figure 25: Soufflerie givrante du LIMA

Les sections d'essais de la soufflerie ont été certifiées pour opérer sous les conditions d'utilisation recommandées par la SAE Aerospace pour les tunnels givrants ainsi que selon le rapport aérospatiale d'information sur l'étalonnage de la taille des gouttelettes d'eau. L'espace de travail dans la petite section d'essais est de 0,4 m de large par 0,4 m de haut, l'uniformité spatiale de la vitesse de l'air et de la température est inférieure à $\pm 1,7\%$ et $\pm 0,6^{\circ}\text{C}$ respectivement, et une stabilité temporelle inférieure à $\pm 1,2\%$ et $\pm 0,5^{\circ}\text{C}$. L'étalonnage de la température et de la vitesse de l'installation est représenté par la zone bleue rayée blanche à la Figure 26. La zone blanche correspond à des conditions pour lesquelles la soufflerie givrante du LIMA n'a pas été certifiée, mais qui est en mesure de

fournir de bons résultats avec une uniformité spatiale inférieure à $\pm 1,0^{\circ}\text{C}$ et une stabilité temporelle inférieure à $\pm 0,9^{\circ}\text{C}$. Finalement, la zone rouge représente des conditions où la soufflerie ne peut pas maintenir la température.

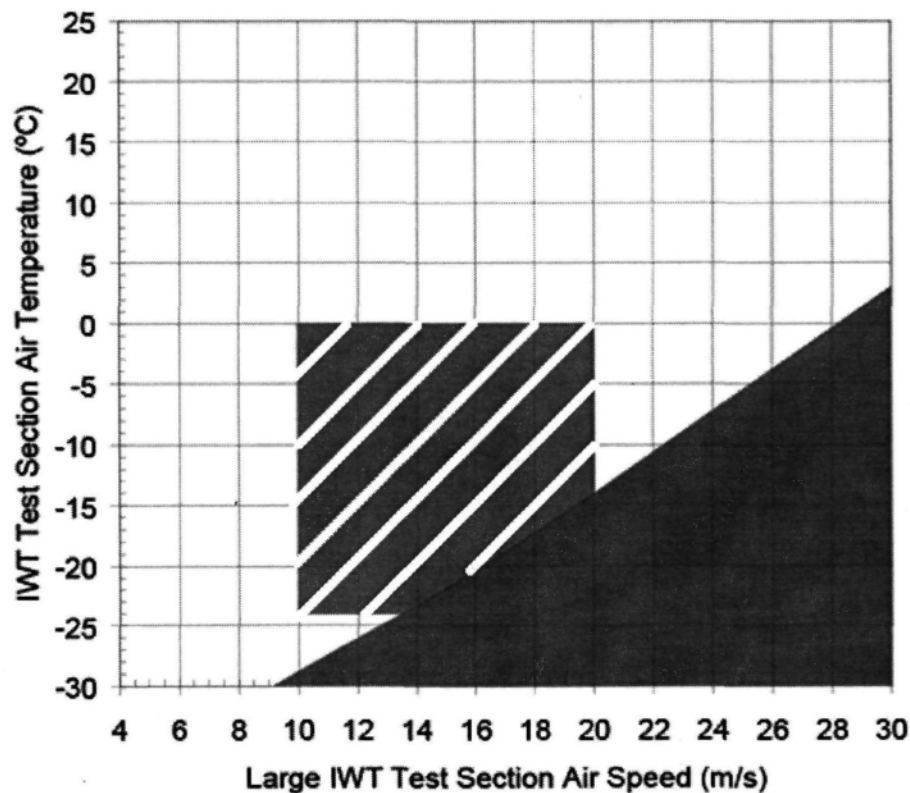


Figure 26: Configuration possible de vitesse et de température dans la section d'essai de la soufflerie givrante du LIMA

La vitesse de l'air dans la section d'essai de la soufflerie est contrôlée par un ordinateur via un programme de control et d'une carte d'acquisition de données. L'ordinateur envoie un signal au moteur à une fréquence correspondant à la valeur de la vitesse de l'air désirée dans la section d'essai. Au même moment, le différentiel de pression entre l'entrée du convergent et la section d'essai est mesurée. Cette information est

transmise au programme de control via la carte d'acquisition. La vitesse de l'air est calculée à l'aide de l'équation de Bernoulli (Équation 37).

$$U_{SectionEssais} = \sqrt{2 \left(1 - \frac{A_{SectionEssais}^2}{A_{SectionConvergent}^2} \right)^{-1} \frac{P_{SectionConvergent} - P_{SectionEssais}}{\rho_{air}}} \quad (37)$$

L'erreur entre la vitesse d'air mesurée et la vitesse désirée est calculée et le programme de contrôle corrige la fréquence en fonction de l'erreur et renvoie l'information au moteur via la carte d'acquisition de données. La température de l'air est contrôlée via un contrôleur de type OMEGA CN-3800. Le contrôleur envoie un signal d'ouverture ou de fermeture à l'électrovanne pour contrôler le débit du liquide réfrigérant dans l'échangeur de chaleur. Au même moment, la température de l'air est mesurée dans la section d'essais, et l'information est retransmise au contrôleur. L'erreur entre la température désirée et la température mesurée de l'air est calculée et le contrôleur corrige son signal de sortie en fonction de l'erreur.

La pression statique de la soufflerie ainsi que la pression barométrique de la pièce sont mesurées. L'humidité relative est toujours mesurée.

3.2 BALANCE

3.2.1 DESCRIPTION

La balance de la soufflerie, présentée à la Figure 27, utilise des cellules de charge afin de lire les différentes forces appliquées sur des profils à l'intérieur de la soufflerie.

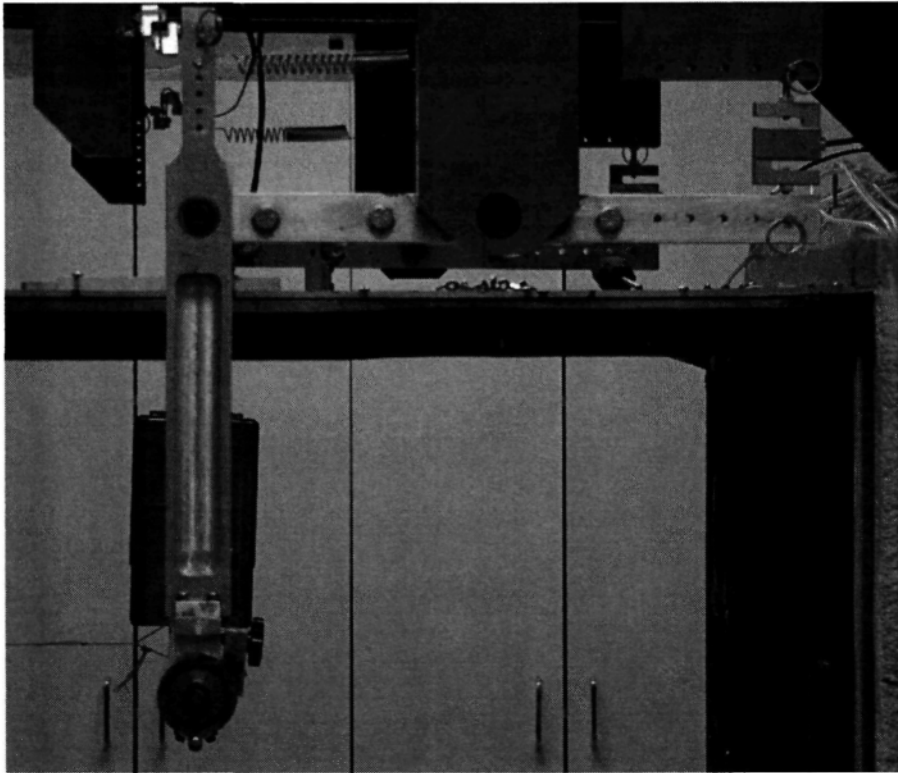


Figure 27: Photo de la balance aérodynamique

Premièrement, le profil est attaché par deux attaches (Figure 28) à deux bras, de chaque côté et à l'extérieur de la soufflerie, considérés comme infiniment rigide.

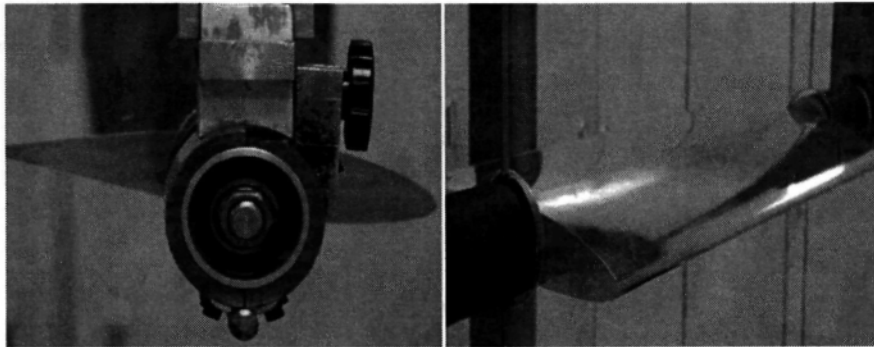


Figure 28: Photos de l'attache de profil de la balance

Ces deux bras (Figure 29) sont fixés sur un pivot libre et transmettent la force de traînée aux cellules de charges à l'aide du principe de bras de levier (Figure 30). Deux

autres bras infiniment rigides partent du pivot libre et sont rattachés à l'autre extrémité à des cellules de charge.

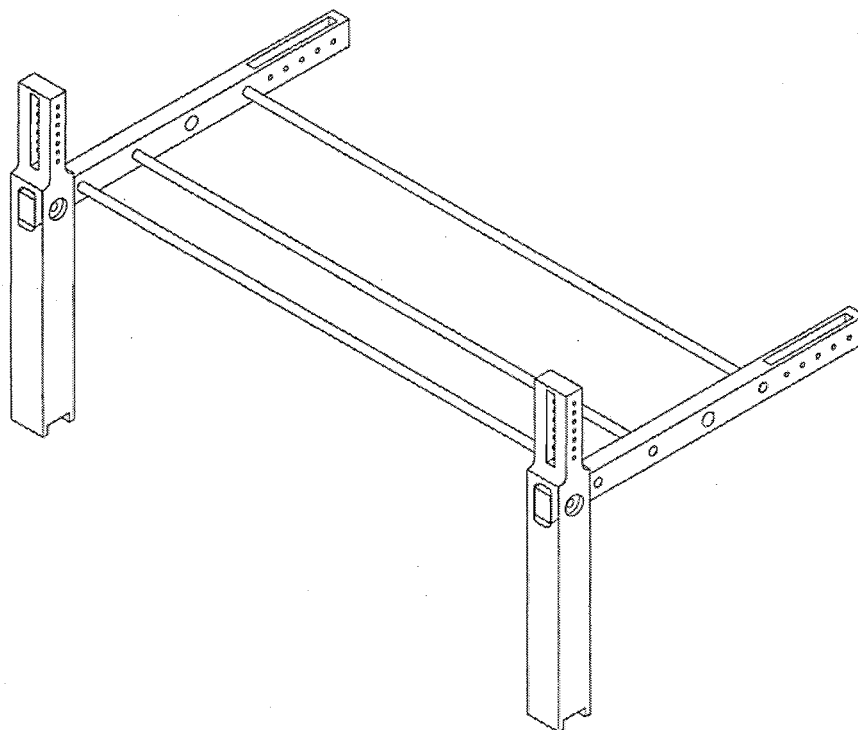


Figure 29: Représentation tridimensionnelle de la balance aérodynamique

À l'aide d'un deuxième pivot, qui est fixe, ils transmettent la force de portance aux cellules de charges également par principe de bras de levier. La Figure 31 présente la longueur des bras de levier.

Les deux attaches qui retiennent les profils, installées sur les bras qui transfèrent la force de traînée, sont munies d'un système pouvant mesurer le moment de tangage. Ce moment influence la force de traînée lue par les cellules de charges. Des calculs doivent être effectués avec les données recueillies afin de tenir compte de l'impact de ce moment. Les forces réelles par rapport aux données recueillies sont obtenues par calculs.

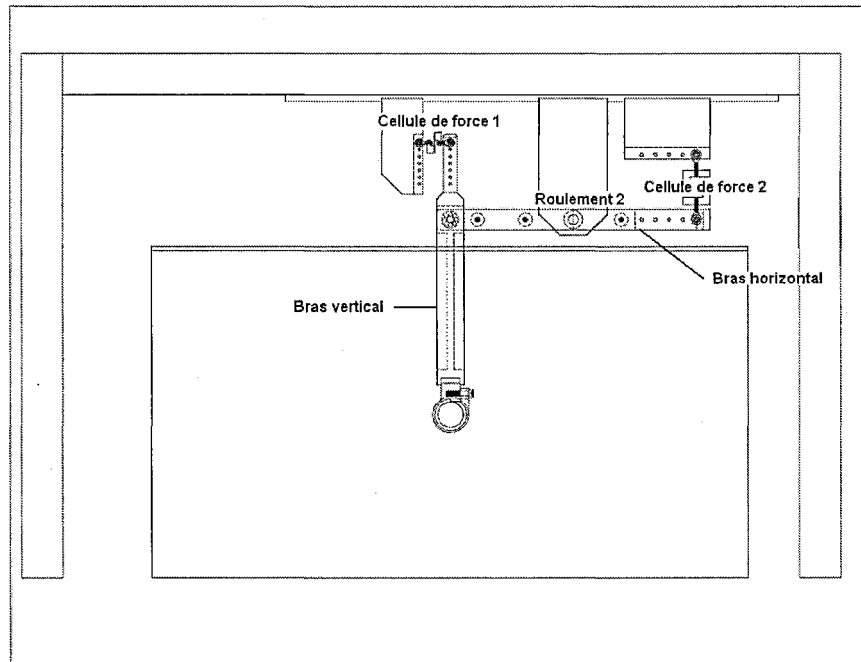


Figure 30: Représentation des composantes de la balance aérodynamique

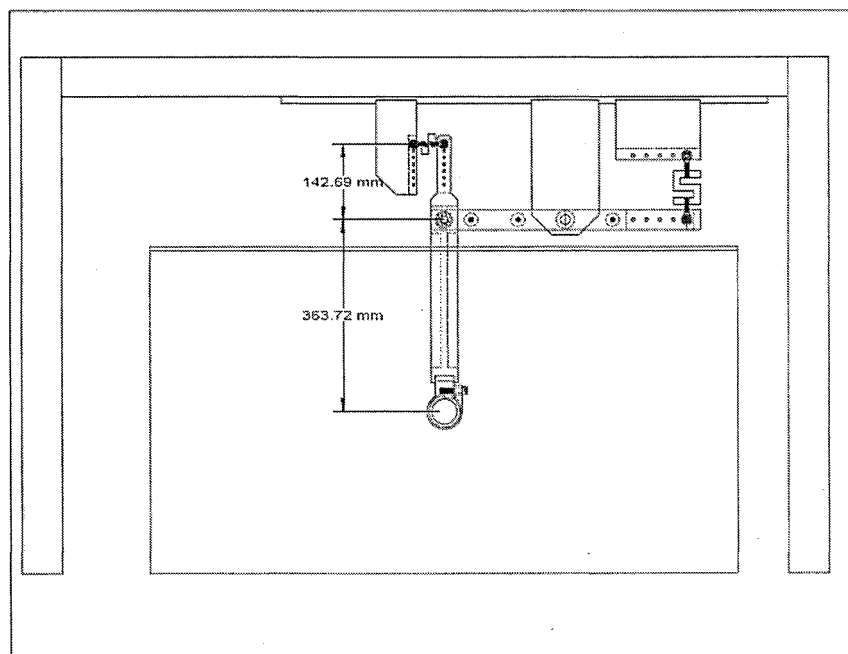


Figure 31: Dimension du bras vertical pour calcul de l'effet de bras de levier

3.2.2 FORCES DE PORTANCE ET DE TRAÎNÉE

Les résultats obtenus avec la balance aérodynamique doivent être traités afin d'obtenir les forces désirées. En se basant sur la Figure 32, l'équation d'état est obtenue pour le bras vertical :

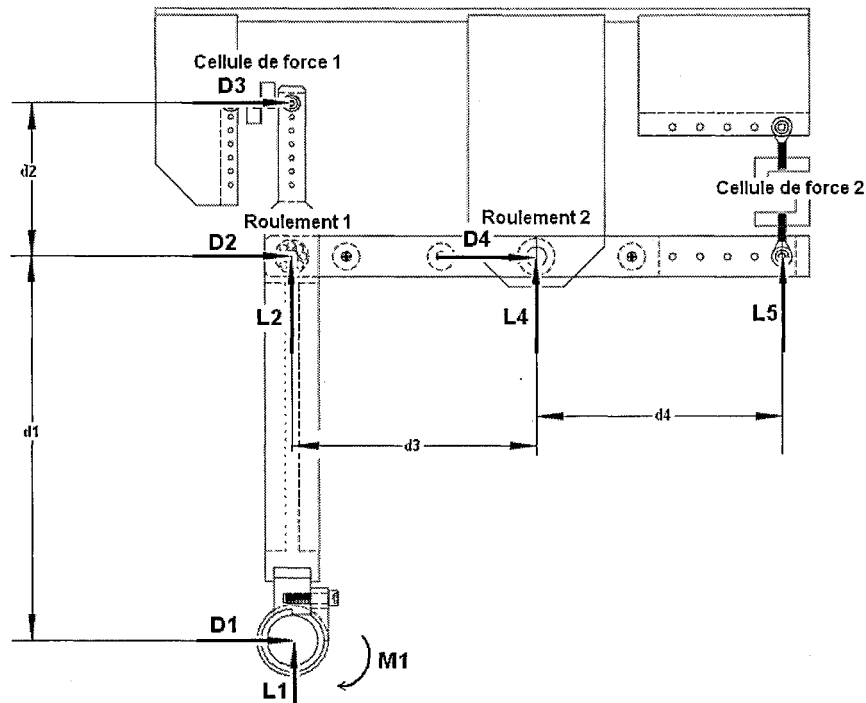


Figure 32: Schéma des forces lorsque la balance est en fonction

$$D1 + D2 + D3 = 0 \quad (38)$$

Le système est en équilibre :

$$-D2 + D4 = 0 \quad (39)$$

Bilan des moments au point 1 (main de la balance) :

$$M1 + d1 \cdot D2 + (d1 + d2) \cdot D3 = 0 \quad (40)$$

Ce qui donne en combinant (38) (39) et (40) :

$$D1 = \frac{d2 \cdot D3}{d1} + \frac{M1}{d1} \quad (41)$$

Et horizontalement :

$$-L2 + L4 + L5 = 0 \quad (42)$$

Le système est en équilibre

$$L1 + L2 = 0 \quad (43)$$

Bilan des moments au point 2 (roulement 1):

$$-L4 \cdot d3 - (d3 + d4) \cdot L5 = 0 \quad (44)$$

La combinaison de (42) et (43) donne :

$$L1 + L4 + L5 = 0 \quad (45)$$

La combinaison de (44) et (45) donne :

$$L1 = \frac{d4}{d3} \cdot L5 \quad (46)$$

L'équation 41 permet de connaître la force de traînée réelle appliquée sur le profil en fonction des données enregistrées par les cellules de charge pour la traînée et par le torque-mètre. L'équation 46 permet de calculer la force de portance réelle appliquée sur le profil en fonction des données enregistrées par les cellules de charge pour la portance.

3.2.3 CALCUL THÉORIQUE DE L'INFLUENCE DE LA TRAÎNÉE SUR LES MESURES DE PORTANCE

En étudiant la configuration de la balance, il ressort que lorsqu'une force de traînée est appliquée, cette force crée également un moment autour du pivot de portance en raison de la cellule de charge qui est attachée sur le bras de portance. Comme la rotation est nulle, cela signifie que la cellule de portance bloque la rotation et ainsi absorbe une charge supplémentaire pour balancer la force de rotation induite par la traînée. La Figure 33

illustre ce phénomène. En faisant la somme des moments autour du pivot, l'influence de la force de traînée sur la cellule de charge de la portance peut être quantifiée.

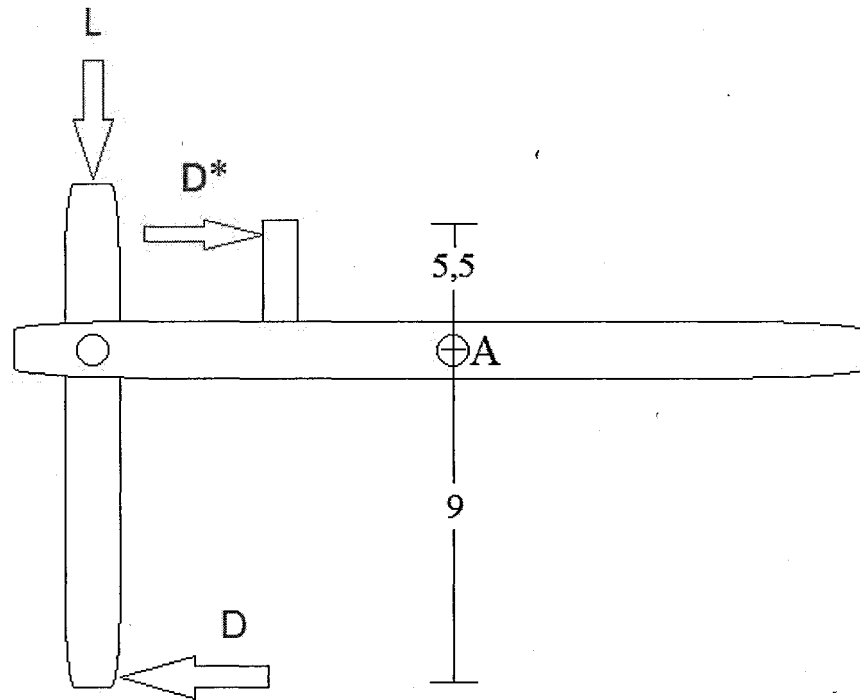


Figure 33: Schéma des forces sur la balance

En faisant la somme des moments au pivot A on obtient l'équation

$$\sum M = D^* \cdot 5,5 - L \cdot 9 = 0 \quad (47)$$

ou encore

$$L = \frac{5,5 \cdot D^*}{9} \quad (48)$$

où L est la force de portance enregistrée par la cellule de charge et D* la force de traînée appliquée au niveau du bras qui rattache la cellule de charge pour la traînée au bras de portance. En réalité cette force est supérieure au niveau de la cellule en raison de l'effet

de bras de levier. En effet, lorsqu'une force est appliquée sur le profil, une rotation transmet cette force à la cellule de 2,55 fois supérieure. Donc la force D^* , qui agit, est en réalité la force mesurée au niveau de la cellule soit 2,55 fois celle appliquée sur le profil.

$$D^* = 2,55 * D \quad (49)$$

Finalement la force de portance induite par la force de traînée est

$$L = \frac{5,5 * 2,55 * D}{9} = 1,558 * D \quad (50)$$

3.3 AMÉLIORATIONS DE LA BALANCE

3.3.1 ATTACHES DES PROFILS

Les bras de la balance sur lesquels le profil est attaché sont à l'extérieur de la section d'essai. Des trous cylindriques sont percés dans le Plexiglas de la section d'essai pour que les extensions du profil puissent être attachées aux fixations de la balance. Comme les extensions, présentées à la Figure 34, ont un diamètre de 50,8 mm (2 po), les extensions et les trous dans le Plexiglas sont disproportionnés comparativement à la hauteur du profil qui est de 25,4 mm (1 po) et à la corde du profil de 158,75 mm (6,25 po). De plus, l'espace entre l'extension et le pourtour du trou qui permet au profil de se déplacer sous l'effet de la force de vent crée une ouverture importante dans la section d'essai qui laisse sortir un débit important d'air et engendre donc une erreur sur la vitesse mesurée, ce qui occasionne une erreur dans les mesures de portance et de traînée qui pourrait être importante.

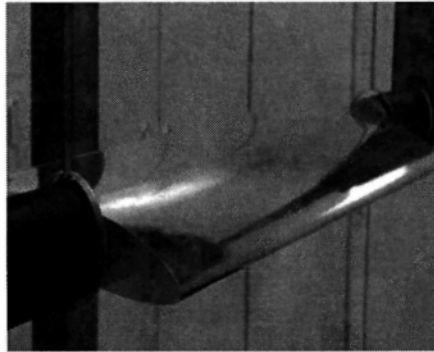


Figure 34: Trou pour rattacher le profil aux bras de la balance

Afin de quantifier l'impact de la dimension des trous sur la distribution de la vitesse en amont du profil, la distribution de vitesse au niveau du profil dans la soufflerie a été mesurée avec un fil chaud. Le fil chaud permet de mesurer la vitesse de l'air à un endroit précis. Pour ce faire, des trous de 12,7 mm (0,5 po) de diamètre, pour laisser pénétrer la sonde, ont été percés à 19 mm (3/4 po) et à 152,4 mm (6 po) en amont du profil dans le Plexiglas afin de mesurer la vitesse. Pour ces deux endroits, les vitesses ont été mesurées à trois positions par rapport à la largeur de la section, soient près du Plexiglas, au quart et au milieu de la section d'essai, lorsqu'un cylindre de 50,8 mm (2 po) de diamètre est inséré dans la section d'essai. La théorie de la mécanique des fluides permet de calculer la vitesse théorique de l'écoulement lorsqu'il commence à être perturbé par un cylindre à une certaine distance en amont de celui-ci (Figure 35).

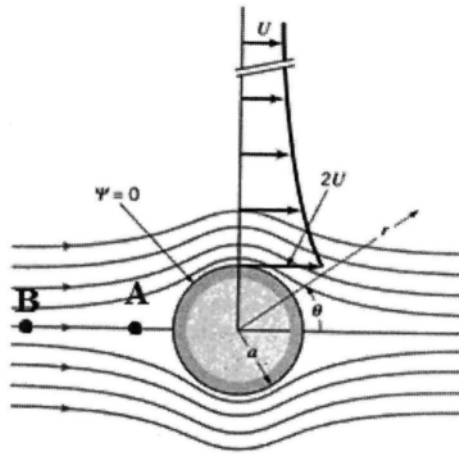


Figure 35: Écoulement perturbé autour d'un cylindre [20]

Pour une valeur d'angle nulle, l'équation 51 permet de calculer la vitesse théorique pour un écoulement idéal à 0° , soit au centre de la hauteur du cylindre (Figure 35), pour une distance a en avant du cylindre. Les différences entre l'écoulement idéalisé et réel peuvent être importantes.

$$v_r = U \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) \cos \theta \quad (51)$$

L'expérience a été réalisée pour des vitesses de 20 et de 35 m/s et à 20°C . Les résultats des mesures expérimentales et des calculs théoriques sont montrés aux Figure 36 (19 mm) et Figure 37 (152 mm).

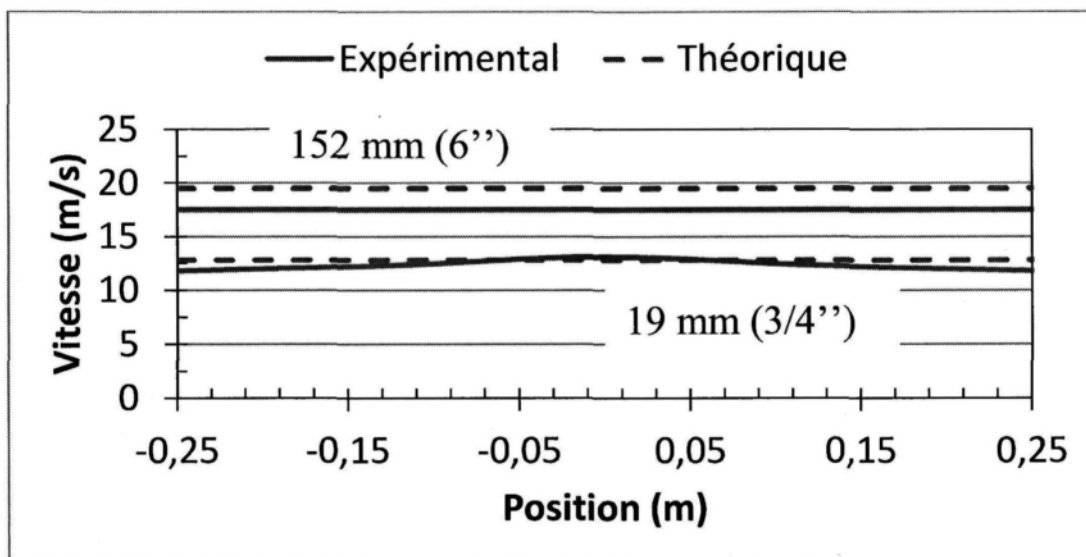


Figure 36: Vitesses mesurées et théoriques à 19mm (3/4 po) et 152 mm (6 po) pour 20 m/s

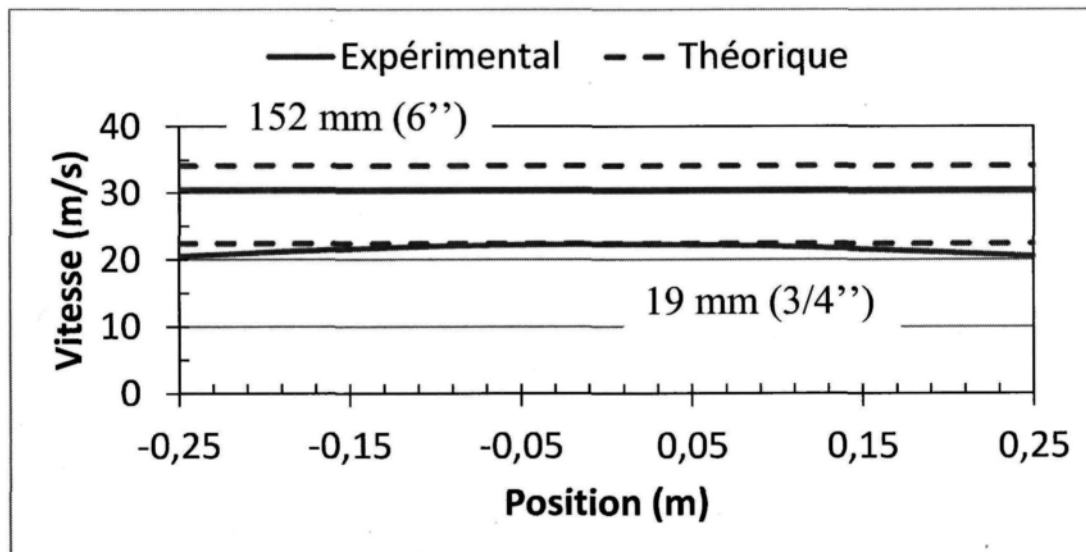


Figure 37: Vitesses mesurées et théoriques à 19 mm (3/4 po) et 152 mm (6 po) pour 35 m/s

Les vitesses mesurées diffèrent des prédictions théoriques à une distance de 152 mm (6 po) mais sont pratiquement égales à 19 mm (3/4 po). Comme l'équation utilisée décrit un régime idéal non-visqueux et que l'écoulement est en régime turbulent, il est normal qu'à mesure que la prise de donnée s'éloigne du cylindre, que les résultats s'écartent des

prédictions théoriques. Il est également noté, qu'à une distance de 19 mm ($\frac{3}{4}$ po) le profil de vitesse n'est pas égal sur toute sa largeur. Effectivement, la vitesse diminue à mesure que le fil chaud se rapproche de la paroi de la section, effet qui n'est pas constaté à 152 mm (6 po) en avant du profil. Cette perte de vitesse sur les côtés est vraisemblablement causée par l'espace entre le pourtour des trous dans les fenêtres de Plexiglas et les extensions qui relient le cylindre aux fixations de la balance situées à l'extérieur de la section d'essai.

Le diamètre des extensions qui relient le cylindre aux fixations de la balance situées à l'extérieur de la section d'essai ont été réduits à un diamètre de moins de 25,4 mm (1 po) (Figure 38), ce qui a permis de réduire le diamètre des trous dans le Plexiglas ainsi que l'espace libre entre les extensions.



Figure 38: Nouvelle attache d'un profil d'aile

Les essais avec le fil chaud ont été répétés pour les mêmes conditions et les résultats sont montrés aux Figure 39 (19 mm) et Figure 40 (152 mm).

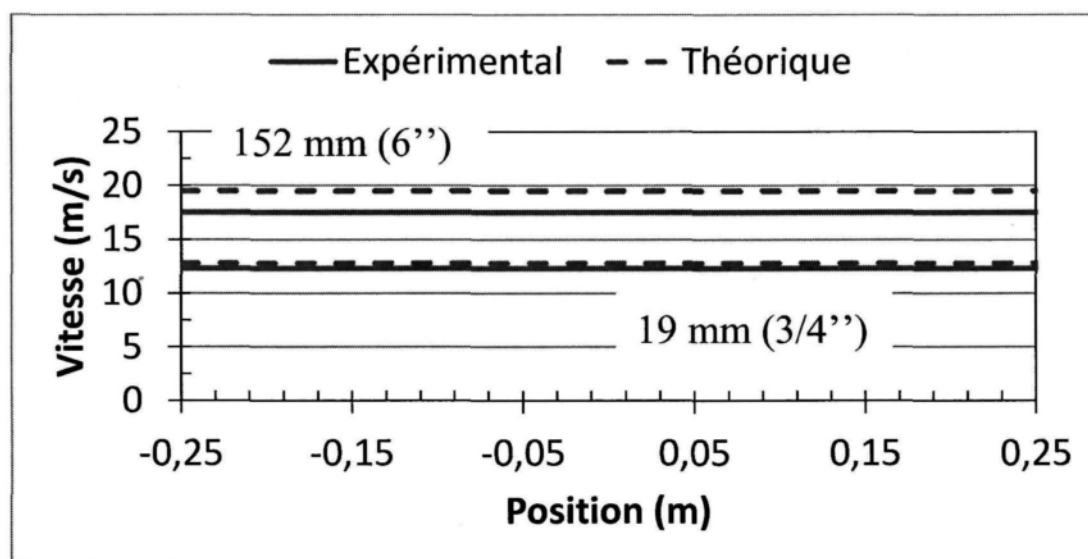


Figure 39: Vitesses mesurées et théoriques à 19 mm (3/4 po) et 152 mm (6 po) pour 20 m/s avec petites attaches

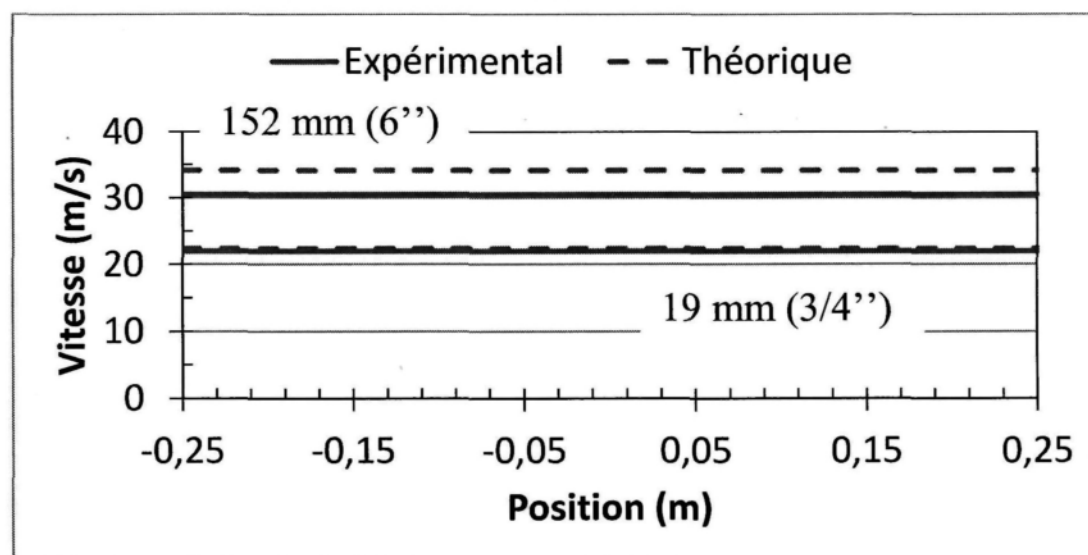


Figure 40: Vitesses mesurées et théoriques à 19 mm (3/4 po) et 152 mm (6 po) pour 35 m/s avec petites attaches

Les profils de vitesse à 19 mm (3/4 po) sont maintenant des lignes droites, ce qui signifie que la vitesse est la même sur toute la largeur de la section. Il semble donc que la diminution du diamètre des extensions du cylindre et des trous dans la paroi de la section

d'essai de la soufflerie ait donné l'effet escompté. Pour ce qui est de la comparaison avec les résultats théoriques, il ne semble pas y avoir d'amélioration. La différence pourrait encore être due au fait que l'équation utilisée pour le calcul théorique est valide dans le domaine laminaire et elle devrait être réécrite pour les phénomènes turbulents.

3.3.2 CHANGEMENT DE SYSTÈME DE CAPTEUR

La revue de littérature indique qu'un nouveau type de capteur est présentement utilisé dans le domaine des balances aérodynamiques. Il s'agit de capteurs à base de jauges de déformations. Ces capteurs s'avèrent très sensibles et précis et utilisent un montage beaucoup plus simple et efficace que la balance actuelle du LIMA. En effet, les jauges sont placées sur une tige conçue spécialement à cette fin et le profil est fixé sur la tige. Dans Villeneuve 2009 [18], une étude sur la performance d'un tel système appliqué à la soufflerie du LIMA a été faite. Bien que l'étude soit courte et ne couvre qu'une petite partie de l'expérimentation possible, les résultats montrent que ce système réussit à être suffisamment sensible là où les cellules de charges ont échouées. Ce système pourrait donc apporter une nouvelle sensibilité aux résultats obtenus au LIMA. Cependant, le passage vers un tel système nécessiterait la conception d'une nouvelle balance ainsi que des modifications sur la soufflerie afin d'y incorporer ce nouveau principe. Également, un nouveau système d'acquisition devrait être acheté afin d'être compatible avec les jauges de déformations. Compte tenu du budget et du temps très limités, l'application de ce nouveau système est impossible. Toutefois, il pourrait être très bénéfique de faire le saut vers cette nouvelle technique de mesure dans un projet futur.

3.3.3 CHANGEMENT DE CELLULE DE CHARGE

Afin d'améliorer la sensibilité de la balance, des nouvelles cellules de charge ont été installées sur la balance. Les anciennes cellules, des Omega LCCA-100, ont été remplacées par des Interface MB-25 qui ont une meilleure sensibilité, ce qui accroît la sensibilité des mesures d'un facteur 4.

3.3.4 CHANGEMENT DE TORQUE-MÈTRE

À la section 3.2.2 **Erreur ! Source du renvoi introuvable.**, les équations de la balance démontrent que le moment de tangage doit être pris en compte dans le calcul de la traînée. La sensibilité du torque-mètre joue un rôle dans la sensibilité globale de la balance. Cependant, la sensibilité du torque-mètre est beaucoup moins influente que celle des cellules de charge. Pour cette raison, en plus du coût élevé qu'entraînerait le changement du torque-mètre, cette option doit être rejetée, mais devrait être considérée dans un projet futur.

3.3.5 CHANGEMENT D'ACTUATEUR

Le coefficient de traînée et celui de portance varient en fonction de l'angle d'attaque. Il est donc important de répéter un angle constant entre chaque essai afin d'avoir une bonne comparaison entre les résultats. Il est souhaité de mesurer la différence de coefficient due à au changement de rugosité de surface seulement, et non celle causée par un changement d'angle d'attaque. Plus l'angle d'attaque est différent entre deux essais, plus la différence causée par une variation de l'angle d'attaque est grande. Cette différence non désirée est une cause d'erreur dans les résultats, puisqu'elle n'est pas due à la différence de rugosité. L'actuateur présentement utilisé sur la balance n'est pas conçu pour la précision,

mais bien pour de grosses charges, et il est difficile d'obtenir un angle précis en deçà de 1° . Cette précision est insuffisante car pour les valeurs de coefficients de traînée, qui sont très petites, de l'ordre du centième, cette erreur est significative sur la mesure. En raison du temps et du budget, il est impossible de faire un changement d'actuateur, cependant, il est primordial d'en faire un dès que possible.

3.3.6 CHANGEMENT DE ROULEMENT

Les bras transmettent les forces aux cellules de charge par rotation. Cette rotation se fait à l'aide de roulements aux points de pivots. La qualité de ces roulements peut jouer sur la sensibilité de la balance en limitant les petits mouvements par une trop grande friction. Pour cette raison, des nouveaux roulements offrant une résistance moindre à la rotation ont été installés afin de faciliter la rotation de la balance lorsque sollicité par de petites forces.

3.3.7 TENSION DANS LES CELLULES DE CHARGE

Il existe un jeu entre les tiges qui transmettent les forces des bras aux cellules de charge et l'œillet de la cellule qui reçoit cette tige (Figure 41). Si aucune tension n'est exercée sur la cellule, lorsque la force est appliquée, la tige passe par une zone de vide pour combler le jeu qui existe avant de venir redistribuer la force sur l'œillet et sur la cellule du même coup. Bien qu'il soit petit, ce passage à vide affecte la force lue par la cellule, ce qui fausse les mesures obtenues.

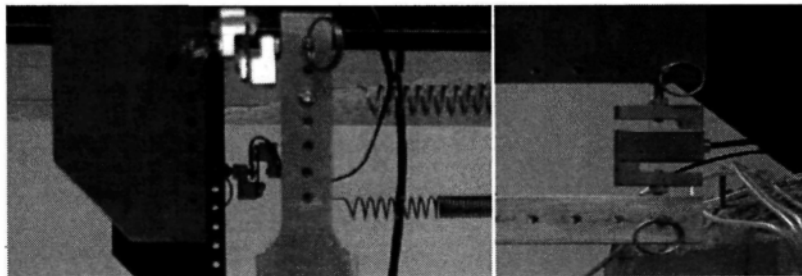


Figure 41: Photos des cellules de charge et des tiges qui les rattachent

Pour empêcher ce scénario, un système de contre poids est installé. C'est-à-dire que les cellules sont sollicitées par une masse de 1 845 gr lorsque la balance est au repos. Ensuite, lorsqu'une force est appliquée, celle-ci diminue la tension exercée par la masse, ce qui empêche un passage à vide, et ainsi annule cette source d'erreur. La force mesurée correspond à la réduction de la force appliquée par la masse.

3.3.8 RÉDUCTION DU NOMBRE DE CELLULES DE CHARGE

Initialement, la balance aérodynamique possédait quatre cellules de charge, soit deux pour la traînée et deux pour la portance. Chaque force était donc répartie sur deux cellules, qui mesuraient la moitié de la force exercée. En réduisant ce nombre à une seule cellule (Figure 42), chaque cellule mesure la force totale exercée sur le profil, ce qui double la sensibilité par rapport à l'ancien système. En effet, si une variation de 1 g, par exemple, ne peut être détectée par les cellules, cette variation devient donc 2 g sur une seule cellule et peut ainsi être détectée.

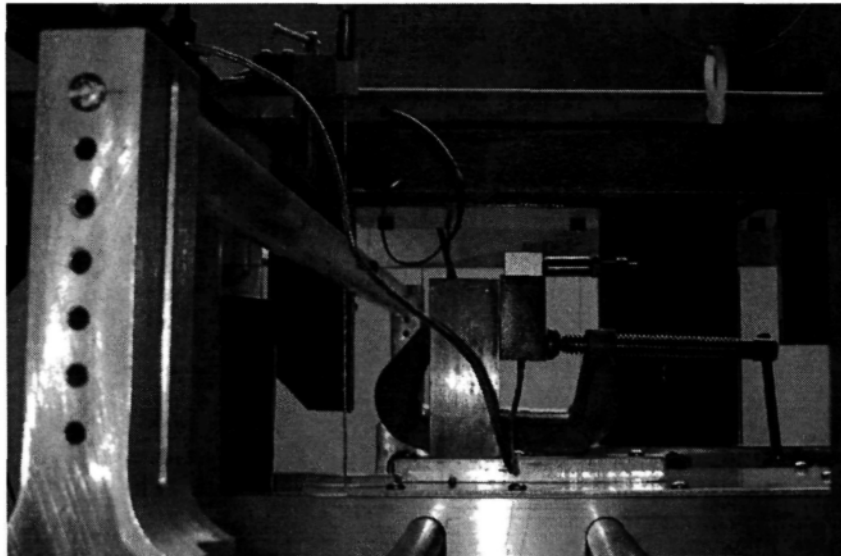


Figure 42: Photo du montage à une cellule de charge pour la traînée

Ce montage est donc réalisé avec les nouvelles cellules de charge plus performantes mentionnées à la section 3.3.3. La cellule de traînée est maintenant placée au centre sur le dessus de la soufflerie. Pour la cellule de portance, la cellule est maintenant placée en ligne verticale avec le profil. Il n'y a plus d'effet de bras de levier, car il était de 1 pour 1, c'est-à-dire qu'il n'augmentait pas la valeur de la mesure, comme c'est le cas pour la traînée, en raison des forces beaucoup plus élevées pour la portance.

3.3.9 PATTES ANTI-VIBRATIONS

Le ventilateur de la soufflerie crée énormément de vibrations, surtout à hautes vitesses. Ces vibrations peuvent se transmettre et faire osciller les bras de la balance. Ces oscillations engendrent donc une erreur dans les mesures enregistrées. Afin de minimiser ces vibrations, des pattes anti-vibrations devraient être ajoutées sous le support qui retient la balance. Cette amélioration, ainsi que la plupart de celles qui n'ont pas été faites dans les sections précédentes, seront vraisemblablement réalisées lors de la reconstruction de la

balance dans un nouveau bâtiment. En raison du temps et du budget limité pour ce projet, elles ne peuvent pas être faites avant.

3.4 ÉTALONNAGE DE LA BALANCE

3.4.1 CELLULES DE CHARGE

Après les modifications effectuées sur la balance, un étalonnage des cellules de charge doit être fait avant d'entamer des essais avec la soufflerie. Les cellules de charge sont étalonnées à l'aide d'un cylindre sur lequel des masses sont attachées. Les cellules ont un comportement linéaire sur leur plage d'utilisation, soit

$$m(v) = Kv + e \quad (52)$$

Une procédure courante est suivie pour leur étalonnage. En mesurant le voltage pour différentes masses appliquées sur le cylindre, la pente et l'ordonnée à l'origine (kg) de l'équation sont déterminées à l'aide d'une régression linéaire, comme celle pour la cellule de charge mesurant la force de traînée présentée à la Figure 43.

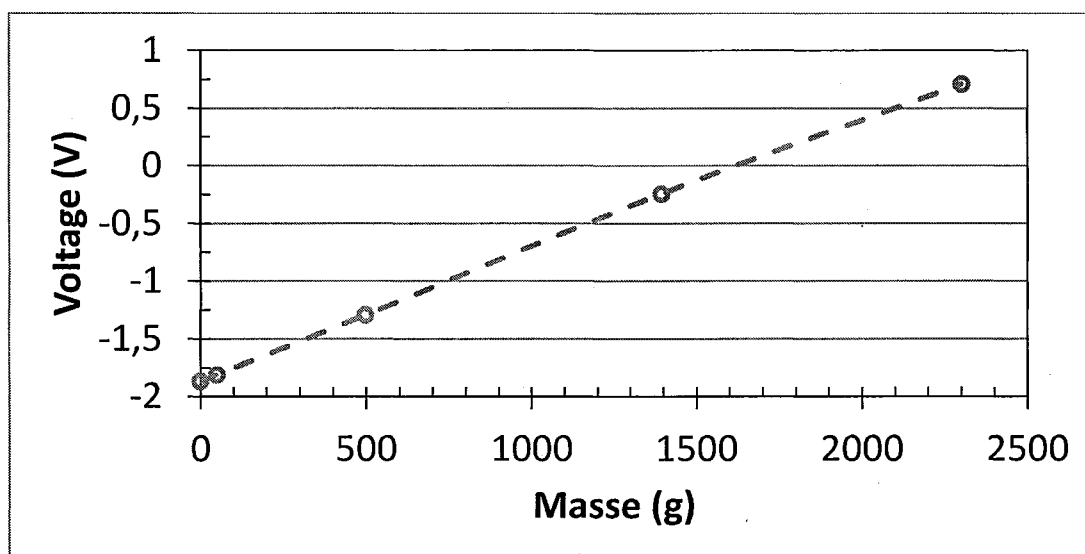


Figure 43: Voltage en fonction de la masse appliquée

Ce qui donne pour la cellule mesurant la force verticale

$$L = 8600v + 17220 \quad (53)$$

et pour celle mesurant la force horizontale

$$D = 865v + 480 \quad (54)$$

3.4.2 INTERACTION ENTRE LA TRAÎNÉE ET LA PORTANCE

Considérant la configuration de la balance, une interaction existe entre les forces de traînée et de portance. Il est primordial de connaître les effets de l'augmentation de la traînée sur la mesure de la portance et vice-versa afin de compenser leur effet et d'obtenir des mesures de coefficients de traînée et de portance les plus exactes possibles. Une fois les deux cellules étalonnées, des masses sont ajoutées progressivement dans la direction de la traînée (axe horizontal), de 0 à 1 845 g, tout en conservant la masse constante dans la direction de la portance. Les forces de traînée et de portance lues par les cellules de charges sont enregistrées. La procédure est répétée en augmentant la masse appliquée dans la direction de la portance jusqu'à 10 500 g. Comme les masses appliquées dans la direction de la portance tirent vers le sol, la force de portance mesurée a une valeur négative. Ces mesures sont tracées sur deux graphiques présentés aux Figure 44 et Figure 45. La Figure 44 présente la force de portance lue par la balance (cellule de charge) en fonction de la force de traînée appliquée sur le cylindre pour chaque masse de portance appliquée. Un comportement linéaire est observé pour chaque série de masse. L'influence de la traînée sur la portance semble proportionnelle indépendamment de la masse de portance appliquée. En effet, les pentes d'influences varient très peu, de 1,57 à 1,53, pour

une variation de portance appliquée de 0 à près de 10 500 g avec des ordonnées à l'origine très près de la valeur de la masse appliquée dans la direction de la portance.

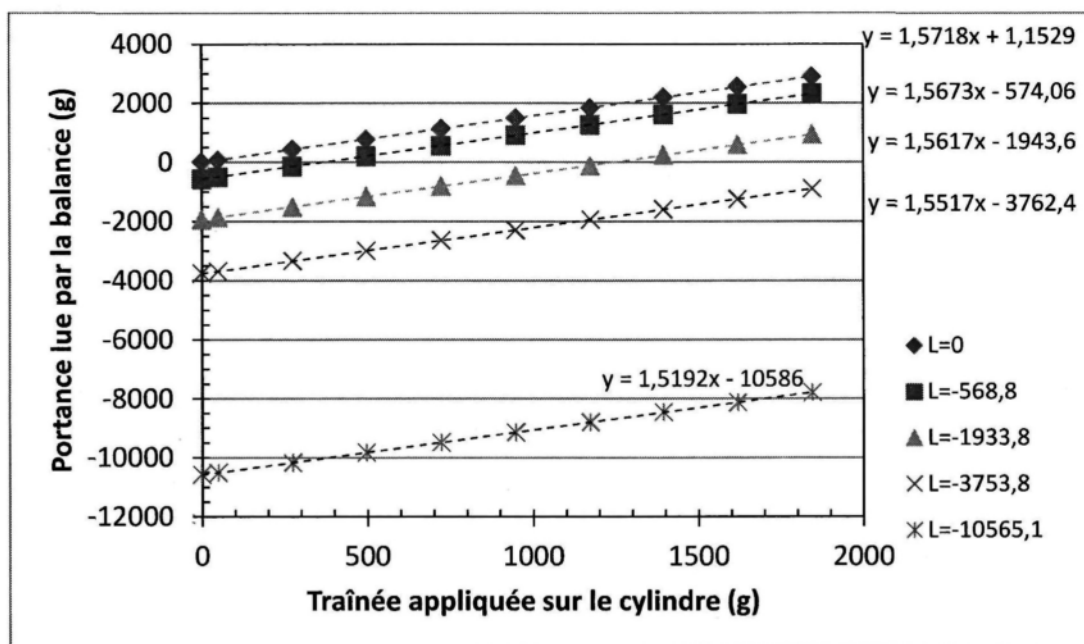


Figure 44: Portance lue par la balance en fonction de la traînée appliquée sur le cylindre

La Figure 45 présente la valeur de la masse de traînée lue par la balance (cellule de charge) en fonction de la masse de traînée appliquée sur le cylindre pour chaque portance appliquée. Au niveau de la traînée, l'influence semble négligeable, un comportement linéaire est observé avec une pente près de 1 dans tous les cas étudiés.

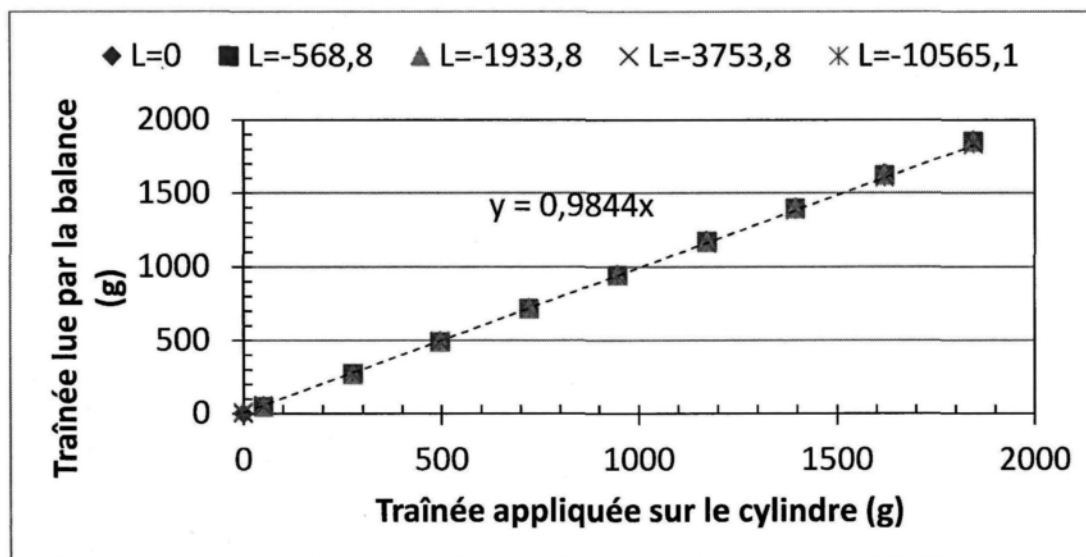


Figure 45: Trainée lue en fonction de la trainée appliquée

D'autres essais ont été faits de façon à varier la force de portance appliquée pour une force de trainée fixe afin de mieux quantifier l'impact de la force de portance appliquée sur la force de trainée lue. Les résultats sont présentés à la Figure 46.

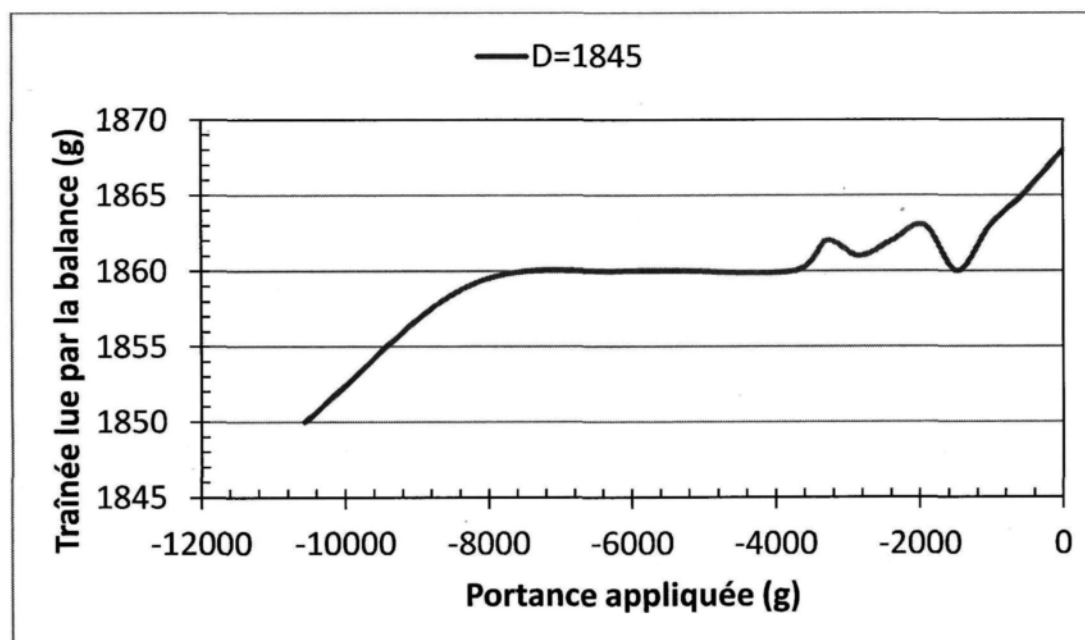


Figure 46: Trainée lue en fonction de la portance appliquée

L'effet sur la traînée lue est pratiquement nul pour les valeurs de portance comprises entre -1 000 à -8 000 g. Pour les masses de portance inférieures à -8 000 g, l'effet augmente exponentiellement, cependant, l'influence de la portance sur la traînée est d'environ 20 g sur 1850 g pour une variation totale de portance de 10 500 g. Pour les masses de portance inférieures à 1 000 g, l'effet augmente linéairement, cependant, l'influence de la portance sur la traînée est d'environ 10 g sur 1860 g pour une variation totale de portance de 1 000 g.

Le résultat expérimental obtenu pour la portance concorde avec le résultat théorique obtenu à la section 3.2.3, soit de 1,55. Pour conclure, il est possible de corriger facilement, avec une précision satisfaisante, l'effet de la force de traînée sur la portance pour la balance aérodynamique. L'équation de correction proposée est

$$L_{\text{corrigée}} = L_{\text{mesurée}} - mD_{\text{mesurée}} \quad (55)$$

où la pente m est de 1,55 avec une erreur maximale de $\pm 2,5\%$. Pour ce qui est de la correction de la traînée, elle n'est pas nécessaire car l'effet de la force de portance sur la force de traînée est d'environ 1%, dans les pires cas.

3.4.3 TORQUE-MÈTRE

L'étalonnage du torque-mètre est la dernière étape d'étalonnage sur la balance. Il peut être étalonné à l'aide d'un montage simple, consistant à appliquer une charge connue à une distance de 30,5 cm (12") du torque-mètre. Ce montage est montré à la Figure 47. La charge appliquée est multipliée par la distance de bras de levier, soit 30,5 cm (12"), donnant ainsi la valeur du torque qui sollicite le torque-mètre. Cette charge est augmentée graduellement et le voltage fournis par le torque-mètre est enregistré. Tout comme les

cellules de charge, le torque-mètre possède un comportement linéaire entre la charge appliquée et le voltage mesuré.

$$T = kV + C \quad (56)$$

où T indique le torque qui est égal au voltage du torque-mètre multiplié par la pente k et additionné à l'ordonnée à l'origine C .

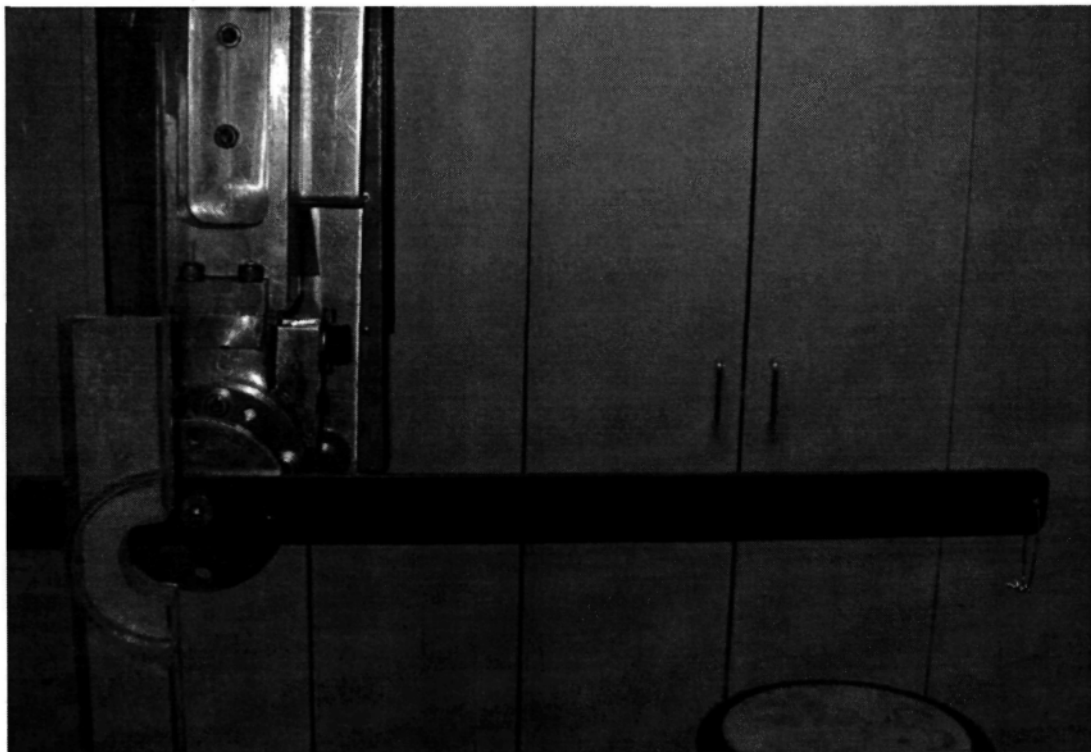


Figure 47: Montage pour étalonnage du torque-mètre

La courbe d'étalonnage est présentée à la Figure 48. Avec ces résultats, on obtient une pente égale à 88,5 lbs*in/V et une ordonnée à l'origine nulle, ce qui donne l'équation

$$T(\text{lbs} * \text{in}) = 88,5V + 0 \quad (57)$$

Cette équation permet d'obtenir une valeur exacte du torque exercé sur un profil d'aile lors d'un essai en soufflerie.

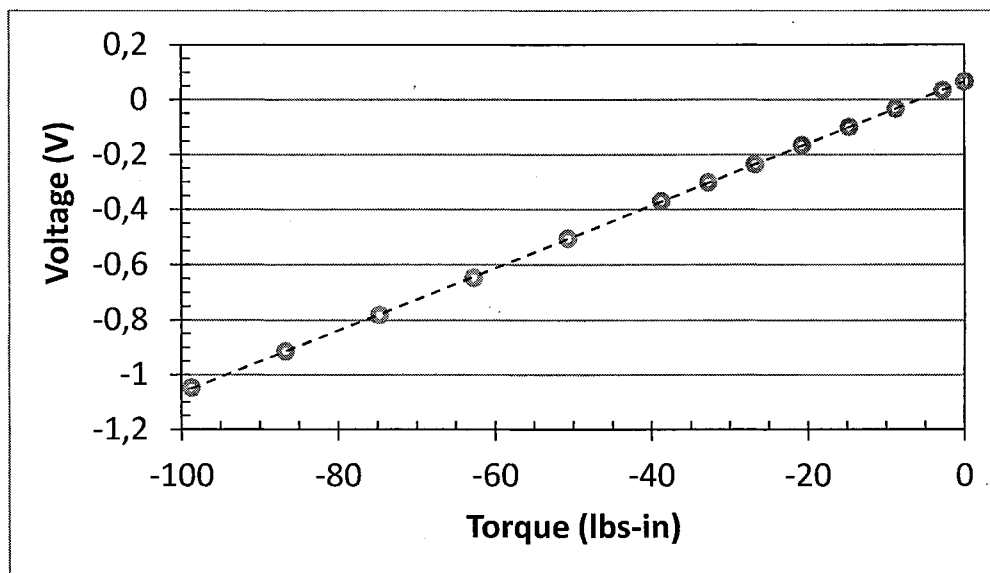


Figure 48: Voltage en fonction du torque appliquée

3.5 REPRODUCTIBILITÉ DES ESSAIS AVEC LA BALANCE

Les angles d'attaque principalement utilisés pour ce mémoire sont -6° , 0° et 6° . Il est souhaitable de savoir la reproductibilité exacte de la balance pour ces angles, car c'est à ces angles que les principaux essais sont faits. Pour ce faire, des essais d'une durée de 5 minutes sont faits à 15 reprises pour chacun des angles à un nombre de Reynolds de 360 000, pour un total de 45 essais. À 0° , la reproductibilité est de $\pm 0,86\%$, à -6° de $\pm 2,06\%$ et à 6° de $\pm 5,43\%$. La Figure 49 montre une reproductibilité nettement inférieure pour 6° d'angle d'attaque. Également, le NACA 0012 étant symétrique, les valeurs du coefficient de traînée devraient être les mêmes à -6° et 6° . Le graphique montre cependant des résultats beaucoup plus élevés à 6° , ce qui pourrait être causé par l'étalonnage de l'interaction entre la traînée et la portance qui n'a été fait que pour une portance négative. La reproductibilité de la balance pour ces angles d'attaque peut tout de même être définie à $\pm 5,43\%$ et à $\pm 2,06\%$ si les essais à 6° sont exclus.

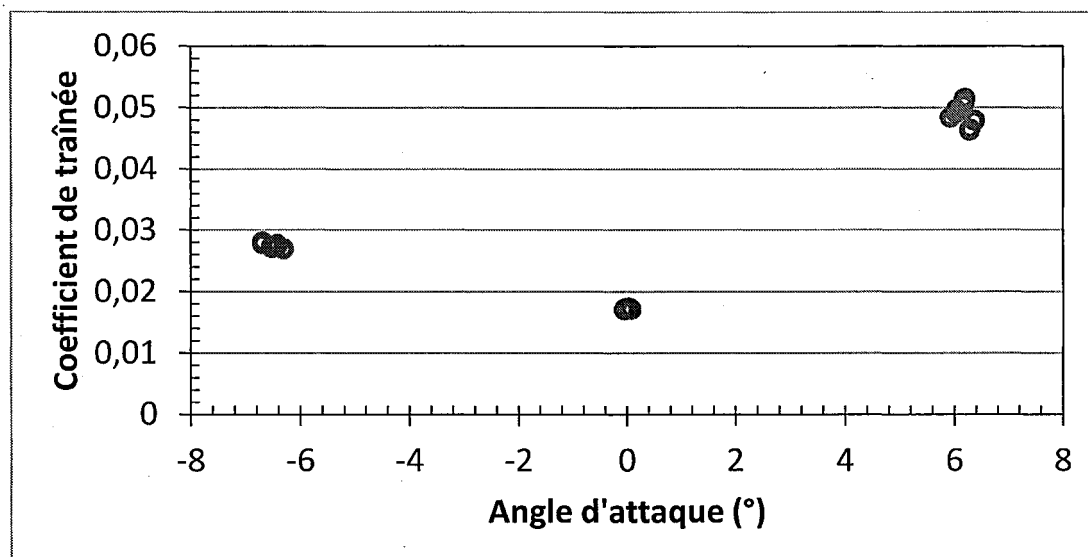


Figure 49: Reproductibilité de la balance à 0°, -6° et 6° d'angle d'attaque et un Reynolds de 360 000

3.6 EXACTITUDE DE LA BALANCE

3.6.1 CYLINDRE

Pour valider l'exactitude de la balance, la première étape consiste à utiliser un cylindre car les résultats de traînée d'un cylindre sont bien connus. Comme le cylindre est symétrique, sa portance est nulle. Cela permet d'écarter les erreurs dues à la portance et à l'interconnexion entre la portance et la traînée, et de valider seulement la traînée. Également, le cylindre est muni d'un capteur de pression. En mesurant la pression autour du cylindre avec le capteur du cylindre et en intégrant la distribution de pression obtenue, il est possible d'obtenir la force de traînée sur le cylindre induite par la pression. La force de cisaillement sur le cylindre comptant pour moins de 10% de la traînée totale (Tableau 3), il est possible de la négliger et d'obtenir une estimation acceptable. La force de pression est donc utilisée directement comme la force de traînée. En comparant les résultats obtenus avec le capteur de pression et la balance, il est possible d'obtenir l'exactitude de la balance

pour un cylindre tout en éliminant les erreurs causées directement par la soufflerie, puisqu'elles sont les mêmes pour les deux expérimentations.

3.6.1.1 MESURE AVEC LA PRESSION

Un cylindre en Plexiglas de 50,8 mm (2 po) de diamètre et de 50 cm de long (Figure 50), est muni d'un capteur de pression au milieu de sa longueur, soit à 25 cm. Le capteur de pression permet de mesurer la distribution réelle de pression autour du cylindre, au centre de la section de la soufflerie.



Figure 50: Photo du cylindre à capteur de pression

Le cylindre est soumis à l'écoulement décrit au Tableau 4 et les résultats obtenus à l'aide du capteur de pression sont tracés à la Figure 51.

Tableau 4: Conditions de l'écoulement pour le cylindre de pression

Vitesse (m/s)	Température (°C)	Viscosité (m ² /s)	Reynolds
20	20	$1,56 \cdot 10^{-5}$	65 000

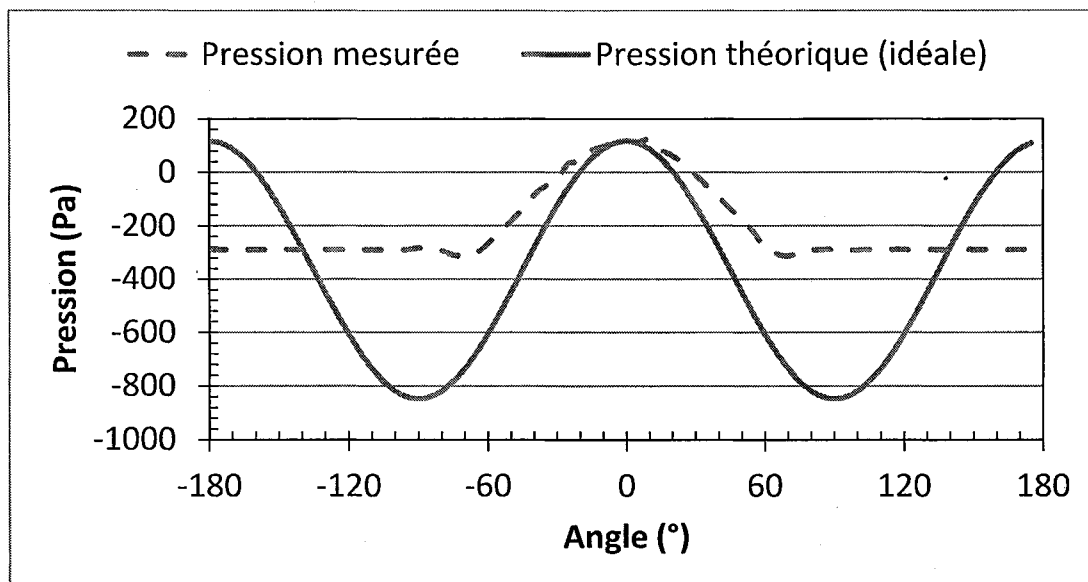


Figure 51: Distribution de pression en fonction de l'angle

De -70° jusqu'à 70° , la pression est constante. L'écoulement autour du cylindre est en régime laminaire car le décrochage se produit environ à -70° et 70° . En intégrant la composante de pression horizontale sur la surface du cylindre, la force de traînée due à la pression peut être calculée. Pour ce faire, une intégration numérique est utilisée, soit la méthode des trapèzes.

$$D = \int P \cos \theta dA \quad (58)$$

Des trapèzes d'une dimension de 2,2 mm (0,087''), ce qui correspond à un intervalle de 5° sont utilisés. Cette dimension représente la précision maximale qu'il est possible d'obtenir avec le système de positionnement angulaire disponible pour le cylindre. La force de traînée obtenue est de 6,1 N ce qui correspond à un coefficient de traînée de 0,997.

3.6.1.2 MESURE AVEC LA BALANCE

Le cylindre lisse de 50,8 mm (2 po) (Figure 50) est installé avec précaution dans les attaches des bras de la balance. L'écoulement est réglé aux mêmes conditions que celui de la section précédente et la moyenne des conditions enregistrée est détaillée au Tableau 5. L'essai est d'une durée de 5 minutes. Les résultats obtenus sont présentés dans le Tableau 6. Le coefficient moyen obtenu est de 0,965 avec un minimum de 0,946 et un maximum de 0,984.

Tableau 5: Conditions enregistrées lors de l'écoulement pour le cylindre de pression avec la balance

Vitesse (m/s)	Température (°C)	Densité (kg/m ³)	Reynolds
19,79	19,33	1,21	61 200

Tableau 6: Résultats de la balance pour un essai de 5 minutes avec le cylindre de deux pouces lisse

	Force (g)	Force (N)	Coefficient
Moyenne	591,02	5,80	0,96527
Écart-type	4,14	0,04	0,00682
Minimum	579,70	5,69	0,94610
Maximum	602,50	5,91	0,98356
Asymétrie	0,03	0,03	-0,173

Pour expliquer l'écart entre la valeur minimum et la valeur maximum, il est important de connaître la variation de la vitesse en fonction du temps montrée à la Figure 52.

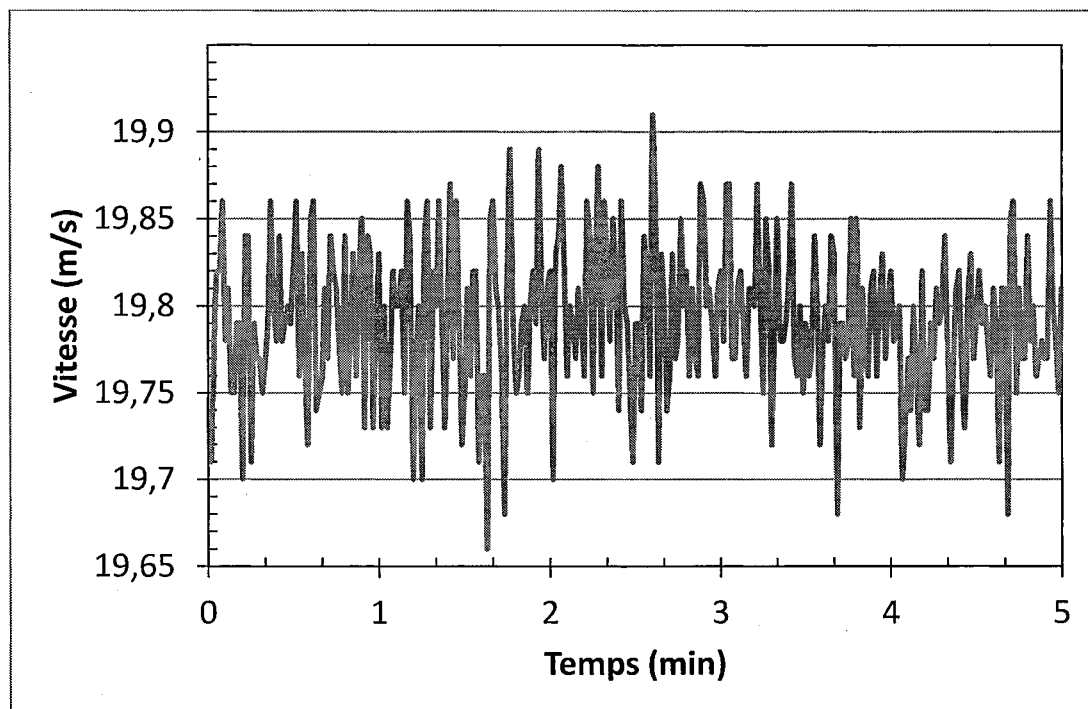


Figure 52: Vitesse en fonction du temps pour un essai de 5 minutes avec un cylindre de 50,8 mm (2 po)

Cette variation de vitesse explique en partie les écarts obtenus sur les mesures de la balance. Le coefficient obtenu est de 0,965, soit presque le même que celui obtenu avec la pression expérimentalement. L'écart de 0,032 peut être expliqué par la grande distance utilisée pour intégrer la distribution de pression autour du cylindre avec la technique des trapèzes. Une distance inférieure à 5° pour les mesures de pression aurait permis d'obtenir une valeur plus précise. Ces deux résultats diffèrent cependant d'environ 20% avec celui de la littérature et celui du calcul théorique effectué à la section 2.3. Comme les résultats sont les mêmes pour la balance et pour la pression, il peut être conclu que la balance mesure la force réelle appliquée sur le cylindre et que son exactitude est sous les 3% pour le cylindre. La différence entre ces résultats et ceux théoriques et de la littérature peut être causée par des erreurs dans la mesure réelle des conditions d'écoulement. La vitesse est mesurée en

amont du profil et peut se voir diminuée lorsque l'air atteint le profil. Le profil de vitesse de l'écoulement perturbé par le profil ne se développe pas totalement autour du profil en raison de la taille de la section. La source des erreurs entre le calcul théorique et expérimental est liée à la soufflerie et non à la balance elle-même, ce qui permet d'affirmer que la balance mesure la force de traînée avec une erreur relative sous les 3% dans le cas d'un cylindre de 50,8 mm (2 po) et pour un nombre de Reynolds de 60 000.

3.6.2 PROFIL NACA 0012

Le profil utilisé dans les essais est un NACA 0012 avec une corde de 159 mm (6,25 po). En premier lieu, des essais sont faits afin de valider l'exactitude des résultats obtenus par la balance avec ce profil. Des essais sont effectués pour des nombres de Reynolds de 160 000, 360 000 et 500 000 aux angles pairs entre -22° et 22° , pour un total de 69 essais. Les résultats obtenus pour un nombre de Reynolds de 160 000 sont comparés aux résultats du NACA [15], de Paraschivoiu [16] et de Hochart [2] à la Figure 53 pour la force de portance ainsi qu'à la Figure 54 pour la force de traînée.

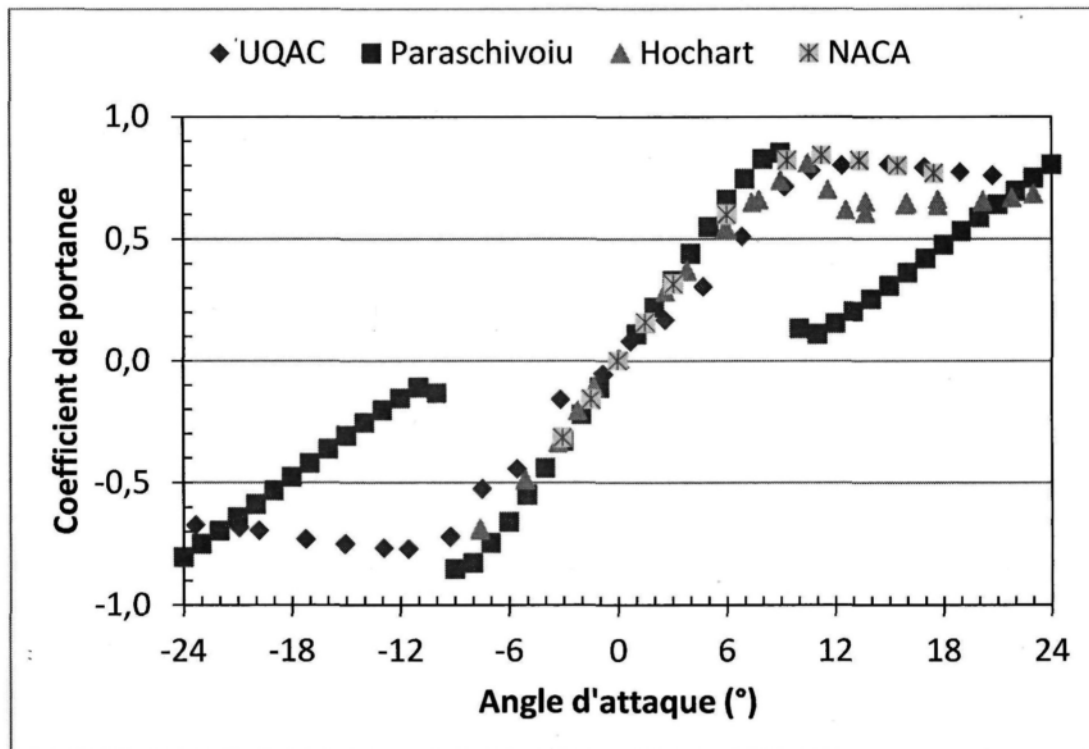


Figure 53: Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 160 000

Lorsque les résultats du coefficient de portance sont comparés, une similitude entre les 4 séries de données est remarquée. Les données de Paraschivoiu [16] résultent de simulations numériques, c'est pour cette raison que le décrochage est plus important et net et est observé à -10° et 10° . Pour Hochart [2], le décrochage est aux alentours de -11° et 11° . La différence d'angle de décrochage entre Hochart [2] et les présents résultats peut être expliquée par la différence de corde entre les profils, soit 102 mm (4 po) pour Hochart [2] et 159 mm (6,25 po) pour le profil actuel, la différence de rugosité des profils qui n'a pas été mesurée et les modifications apportées à la balance du LIMA à l'UQAC.

La pente entre -12° et 12° semble légèrement plus faible pour les résultats de la balance aérodynamique du LIMA à l'UQAC que pour les autres résultats, soit 0,085 au lieu

0,1. Également, un léger décrochage est observé aux alentours de 12° . Ce décrochage devrait être plus grand. Cependant, il semble suivre celui mesuré par le NACA [15]. L'écart entre les résultats théoriques et expérimentaux peut dépendre de la corde du profil ainsi que de la rugosité du profil qui ne sont pas les mêmes, ce qui en fait une caractéristique indépendante de l'exactitude de la balance. En effet, ces caractéristiques influencent l'angle de décrochage, notamment la rugosité qui diminue l'angle de décrochage d'un profil lorsqu'elle augmente.

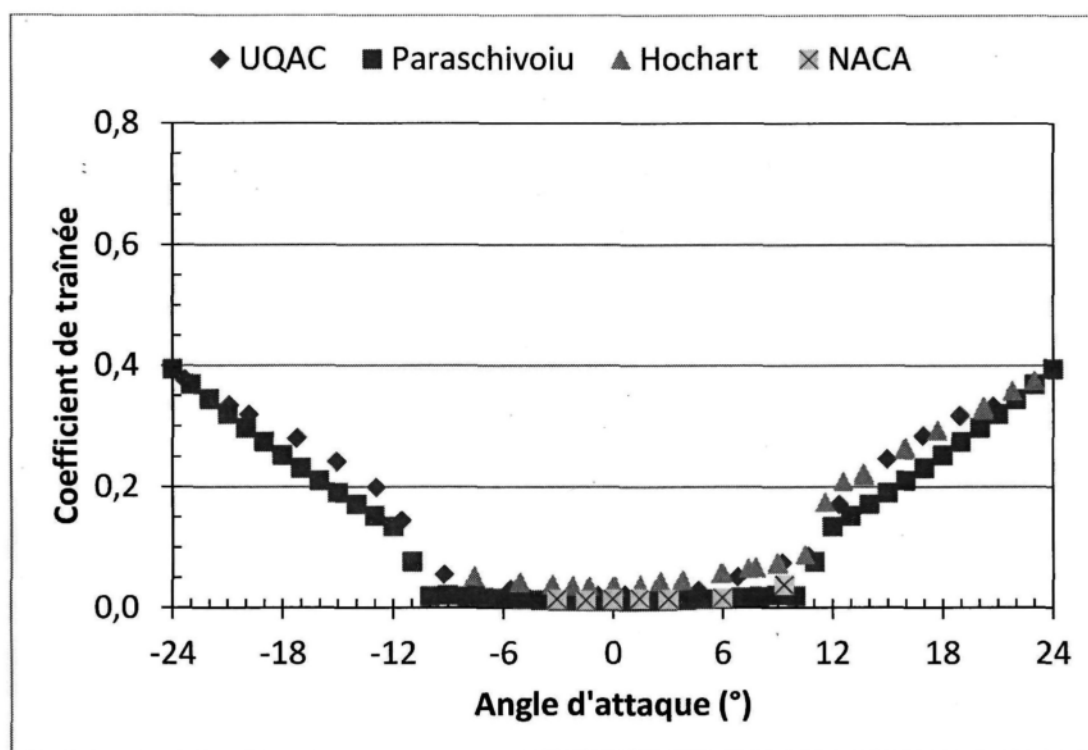


Figure 54: Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 160 000

Les courbes de traînée présentées à la Figure 54 permettent de constater que les résultats obtenus par la balance sont similaires à ceux obtenus par le NACA [15]. Bien que légèrement supérieurs aux autres résultats, ceux obtenus au LIMA à l'UQAC suivent la

même tendance et restent dans le même ordre de grandeur que les autres. La différence peut s'expliquer par les sources liées à la soufflerie et non à la balance, ainsi qu'à la rugosité du profil.

Les essais sont refaits à 360 000 et les résultats sont comparés à ceux du NACA [15] ainsi qu'à ceux de Paraschivoiu [16] aux Figure 55, pour le coefficient de portance, et Figure 56 pour le coefficient de traînée.

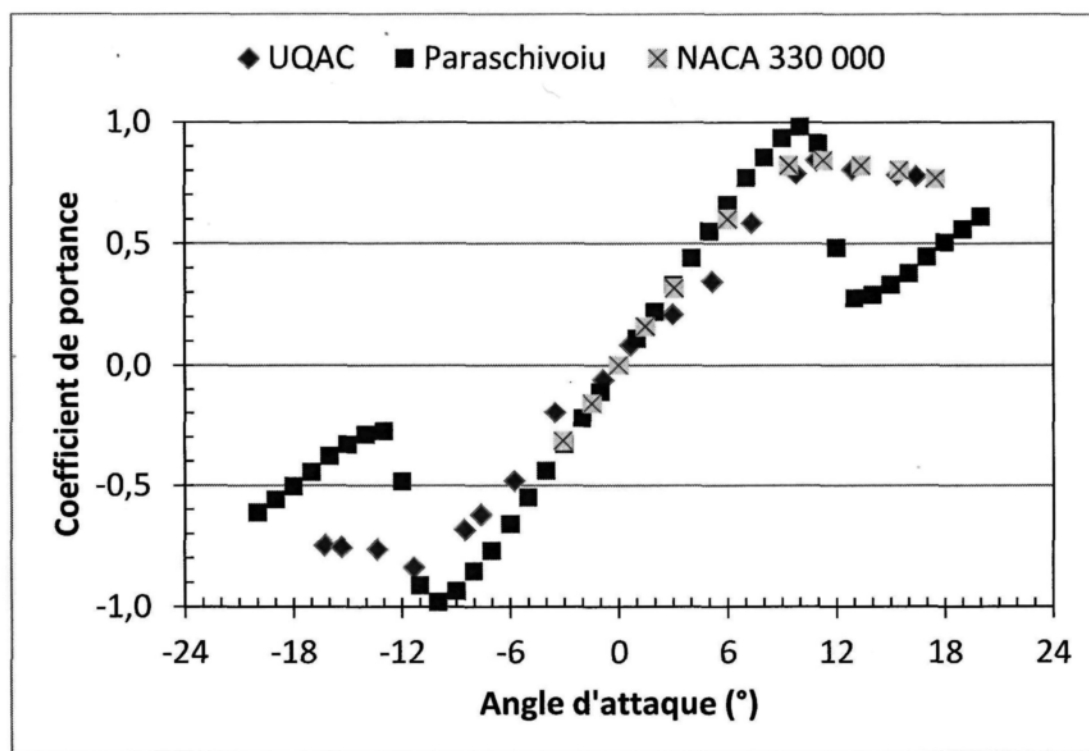


Figure 55: Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 360 000

Ce graphique démontre que, comme pour un nombre de Reynolds de 160 000, les résultats obtenus avec la balance pour le coefficient de portance suivent les résultats de la littérature. Bien qu'encore une fois, la pente soit légèrement moins prononcée que pour les deux autres séries de données, les résultats suivent la même tendance et sont dans le même

ordre de grandeur. Le décrochage se produit aux alentours de 11° , et suit parfaitement celui du NACA [15].

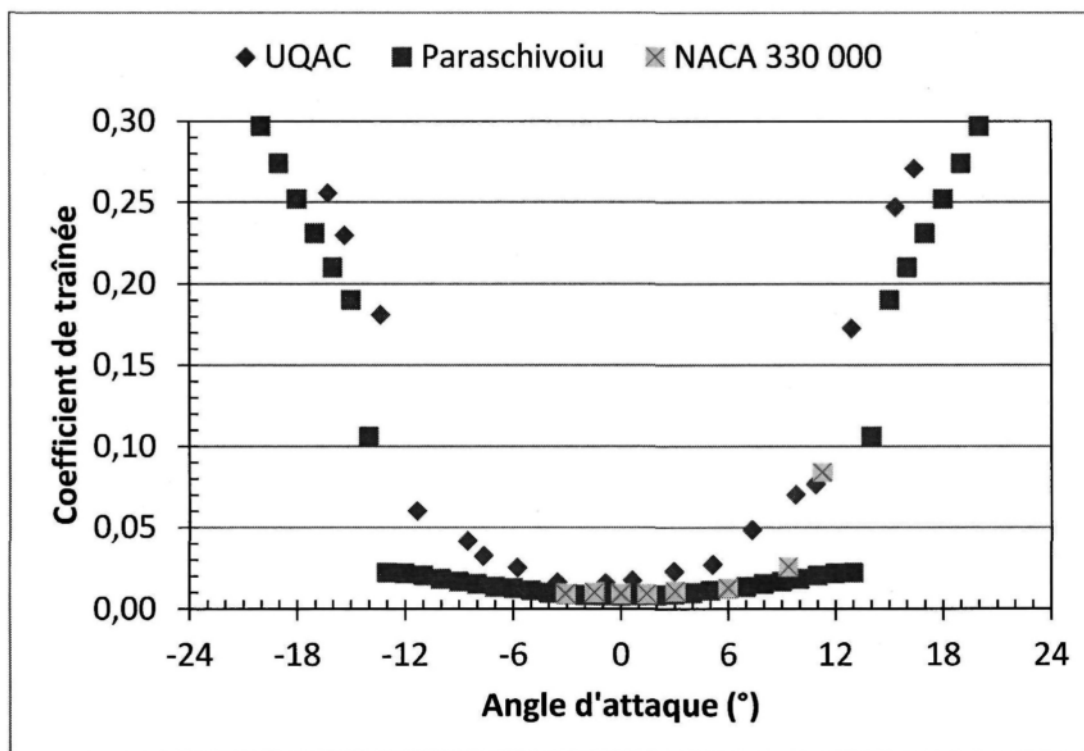


Figure 56 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 360 000

Les résultats du coefficient de traînée pour un nombre de Reynolds de 360 000 ont les mêmes caractéristiques que ceux à 160 000. Bien que légèrement supérieurs aux autres, ils suivent les mêmes variations à mesure que l'angle augmente. Les ordres de grandeurs sont également les mêmes.

Les essais sont refaits une dernière fois pour un nombre de Reynolds de 500 000. Les données de la NACA [15] ainsi que de Paraschivoiu [16] n'étant pas disponible à un Reynolds de 500 000, les données les plus près de cette valeur sont utilisées pour la comparaison. Pour le NACA [15], il s'agit d'un nombre de Reynolds de 660 000, alors que

pour Paraschivoiu [16], le nombre de Reynolds est de 700 000. La Figure 57 montre que les résultats de la balance sont très près des autres résultats. De plus, la pente du coefficient de portance est encore plus près de 0,1, avec une valeur légèrement supérieure à 0,09. La courbe passe également très près de (0,0), ce qui est souhaitable car pour un profil NACA 0012, qui est symétrique, la portance est nulle à 0° .

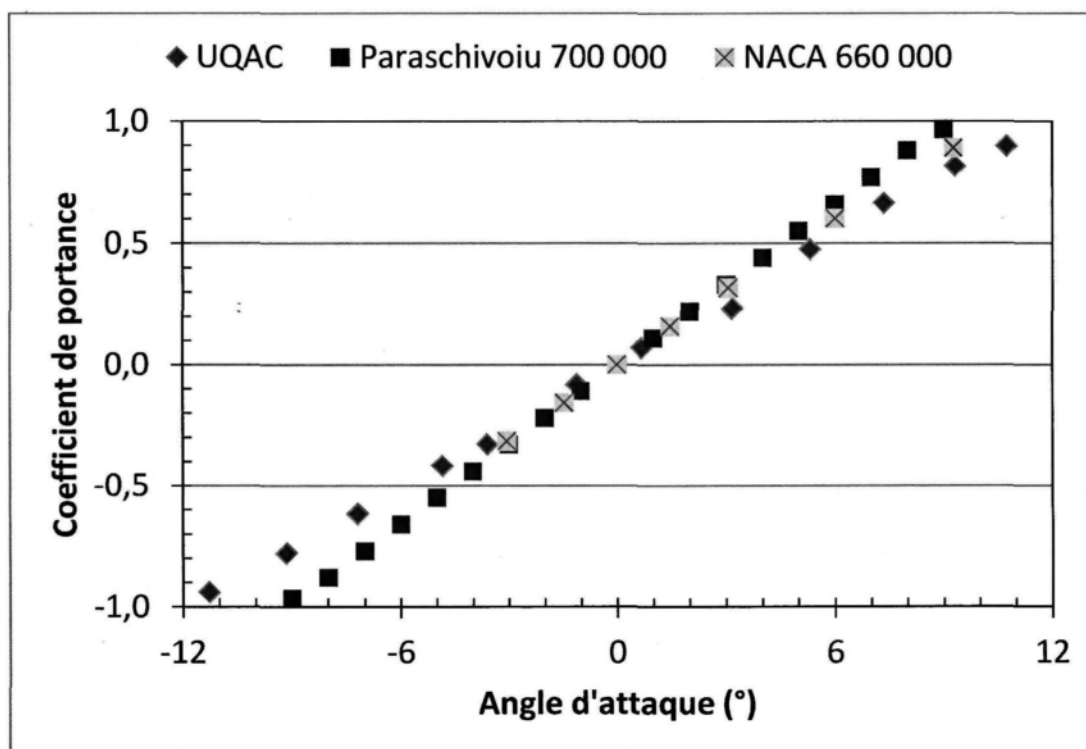


Figure 57: Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 500 000

Pour ce qui est du coefficient de traînée, la Figure 58 montre que la courbe de la balance aérodynamique du LIMA à l'UQAC est un peu plus éloignée des autres que pour les courbes précédentes, en raison de l'importante différence dans les nombres de Reynolds. Comme la force de traînée augmente avec l'angle d'attaque et que les forces sont plus importantes à un nombre de Reynolds de 500 000, la balance est limitée entre -12° et

12° pour ce nombre de Reynolds. La courbe garde cependant la même tendance et suit les mêmes changements de pente que les courbes précédentes et celles du NACA [15] et de Paraschivoiu [16].

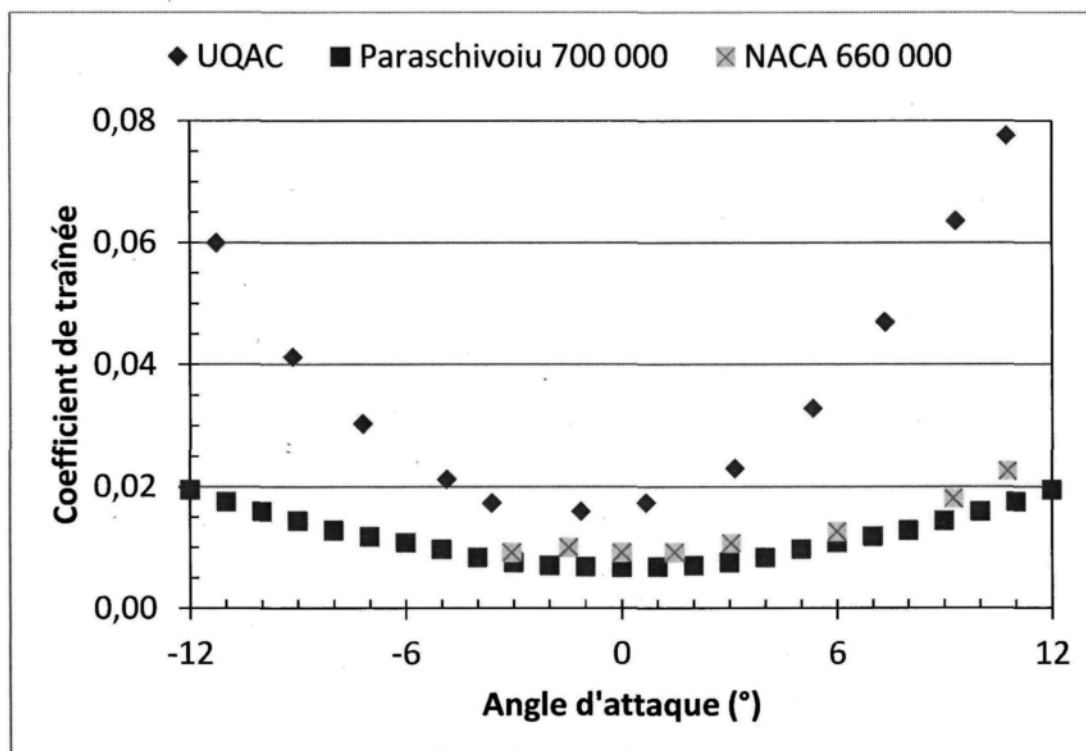


Figure 58: Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour un NACA 0012 à un Reynolds de 500 000

Les essais visant à déterminer l'exactitude s'avèrent concluants. Dans les courbes de coefficients de portance, entre -12° et 12°, là où les courbes devraient présenter une pente linéaire de 0,1, la balance mesure une pente entre 0,08 et 0,095 dépendamment du nombre de Reynolds, ce qui est réaliste et satisfaisant. Cependant, la balance ne mesure pas ou très peu de décrochage à la suite de cette droite linéaire. Théoriquement, un important décrochage devrait se produire aux alentours de -12° et 12°, ce décrochage n'est pas observé. Les courbes du NACA [15] ne contiennent toutefois pas ce décrochage non plus,

ou que très légèrement. De plus, ce décrochage dépend fortement de la rugosité du profil et de sa corde.

Pour les courbes des coefficients de traînée, elles respectent toutes les mêmes tendances et variations que celles du NACA [15] ainsi que celles de Paraschivoiu [16]. Cependant, elles semblent légèrement plus hautes, notamment entre -12° et 12° , où elles peuvent même être jusqu'à deux fois plus élevées que celles du NACA [15]. Les différences dans la corde et surtout dans la rugosité de surface du profil ainsi que la soufflerie du LIMA à l'UQAC peuvent expliquer ces différences. Ces essais prouvent que la balance aérodynamique donne des résultats similaires à ceux de la littérature, avec des tendances similaires et du même ordre de grandeurs pour le profil NACA 0012. Les légères différences entre les résultats sont probablement causées par la différence de rugosité des surfaces des profils et par les imperfections de la soufflerie du LIMA à l'UQAC. Également, le profil utilisé dans ce mémoire a une très petite corde, qui est inférieur de celle des profils utilisés par le NACA [15] et supérieur à celui de Hochart [2].

CHAPITRE 4

EXPÉRIMENTATIONS

4.1 ESSAI DE RUGOSITÉ

Avant de pouvoir définir l'impact de différents revêtements hydrophobes et super-hydrophobes sur les performances aérodynamiques d'un profil, il est nécessaire d'analyser la sensibilité de la balance par rapport à la rugosité de différentes surfaces. Pour ce faire, différents grades de papier sablé, de rugosité connue, sont appliqués sur le profil NACA 0012 (Figure 59) employé précédemment. La rugosité moyenne varie de 1 μm à 538 μm . Grâce à ces papiers sablés, il est possible de tracer des courbes du coefficient de traînée du NACA 0012 en fonction de la rugosité de surface. Les différents grades de papier sablé utilisés ainsi que leur rugosité sont listés au Tableau 7.

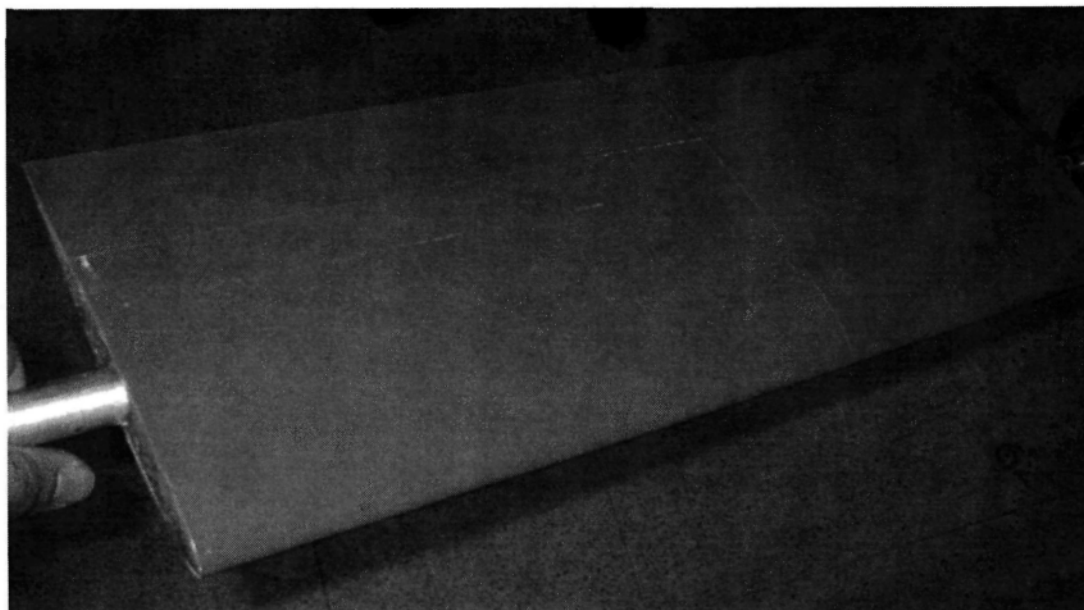


Figure 59: Profil NACA 0012 avec revêtement de papier sablé 2000

Tableau 7: Grades de papier sablé utilisés et leurs rugosités

CAMI USA	GRANULOMÉTRIE MOYENNE EN MICRONS
2000	1
600	16
P180	82
P100	162
P60	269
P36	538

Pour chaque grade, des essais sont effectués à trois reprises pour les angles de -12° , -6° , 0° , 6° et 12° et pour des nombres de Reynolds de 160 000, 360 000 et 500 000, pour un total de 315 essais. Pour les coefficients de portance, les résultats sont présentés aux Figure 60 pour le nombre de Reynolds de 160 000, Figure 61 pour le nombre de Reynolds de 360 000 et Figure 62 pour le nombre de Reynolds de 500 000.

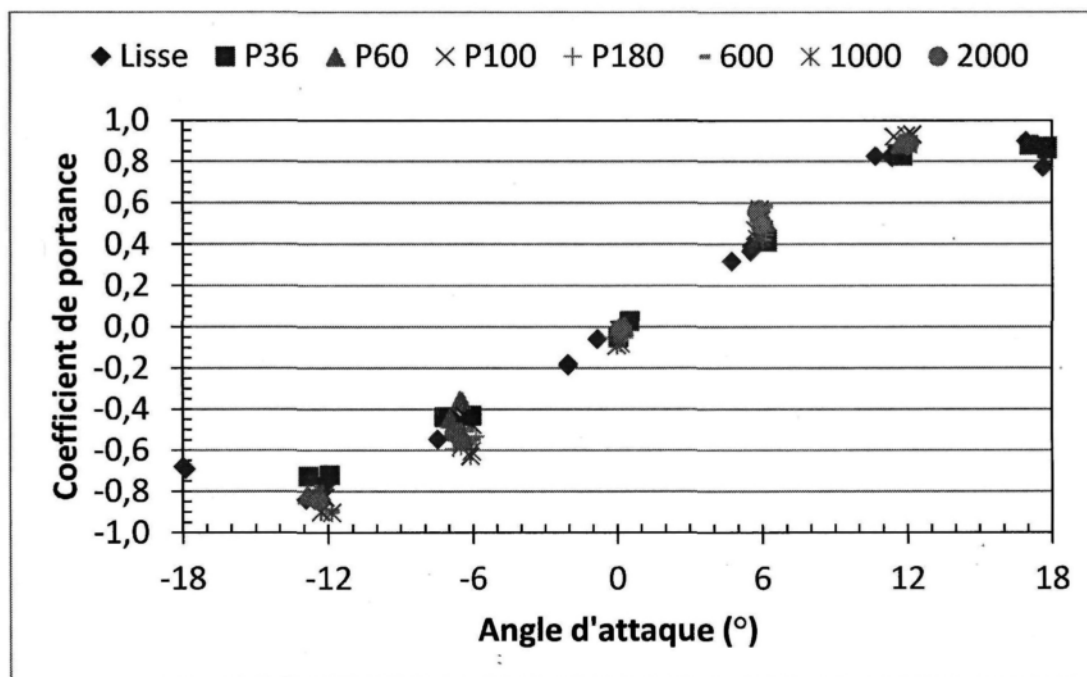


Figure 60: Coefficients de portance en fonction de l'angle d'attaque pour différentes rugosités
à $Re\ 160\ 000$

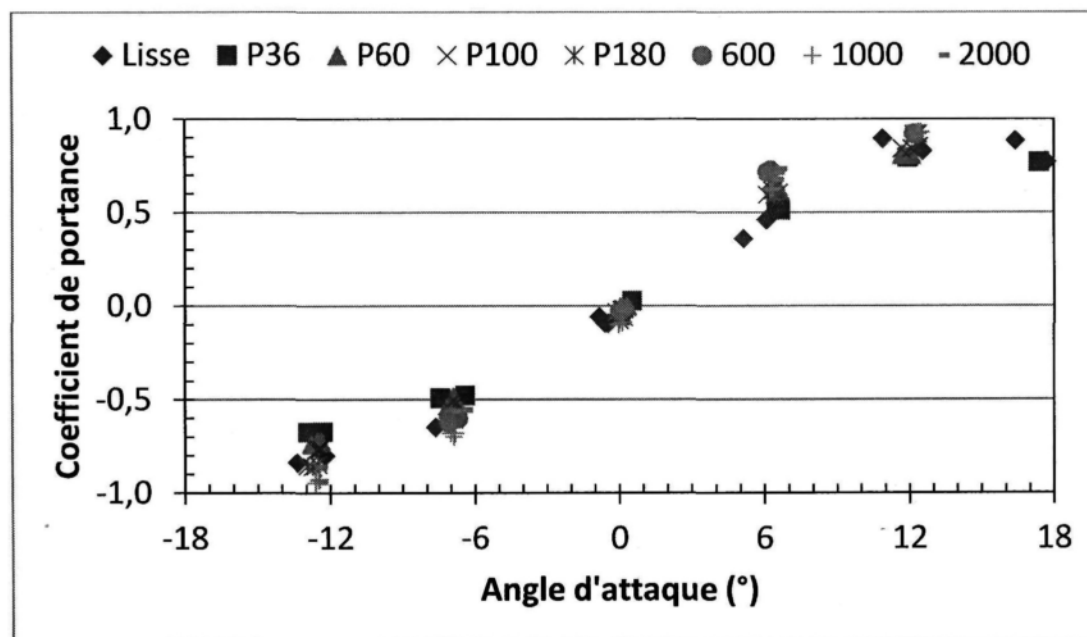


Figure 61: Coefficients de portance en fonction de l'angle d'attaque pour différentes rugosités
à $Re\ 360\ 000$

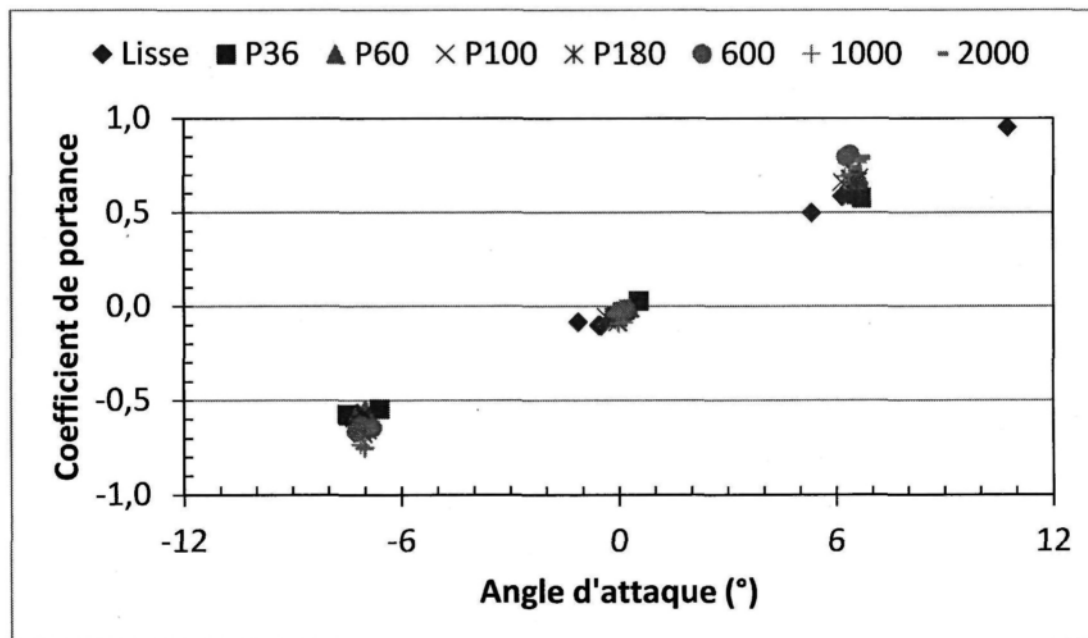


Figure 62: Coefficients de portance en fonction de l'angle d'attaque pour différentes rugosités à Re 500 000

Dans les trois cas, en valeur absolue, le coefficient de portance augmente avec l'accroissement de l'angle d'attaque et atteint un maximum à environ 12° et demeure constant jusqu'à 18° .

La théorie au chapitre 2 explique que la force de portance est engendrée principalement par la différence de pression de part et d'autre du profil, alors que seulement une infime partie de cette force est causée par le cisaillement. Les revêtements de papier sablé n'augmentent que légèrement la rugosité de la surface, et par le fait même le taux de cisaillement. Suivant cette logique, cette légère augmentation a peu d'influence sur le coefficient de portance mesurée avec la balance.

Les résultats confirment cette présomption. En effet, la rugosité a peu d'impact sur la valeur du coefficient de portance et aucune relation entre l'augmentation de rugosité et

les coefficients de portance ne peut être observée. Les courbes pour chaque rugosité s'entremêlent et ne reflètent que l'imprécision de la balance plutôt qu'une tendance en fonction de la rugosité. Donc, les coefficients de portance ne sont pas suffisamment influencés par la rugosité de surface pour pouvoir observer une relation avec la balance.

Pour les coefficients de traînée, les résultats obtenus sont tracés sur les graphiques de la Figure 63 pour l'angle de 0° , Figure 64 pour l'angle de 6° , Figure 65 pour l'angle de -6° , Figure 66 pour l'angle de 12° et Figure 67 pour l'angle de -12° .

En majeure partie, le coefficient de traînée augmente avec la rugosité de surface et l'angle d'attaque mais très peu avec le nombre de Reynolds.

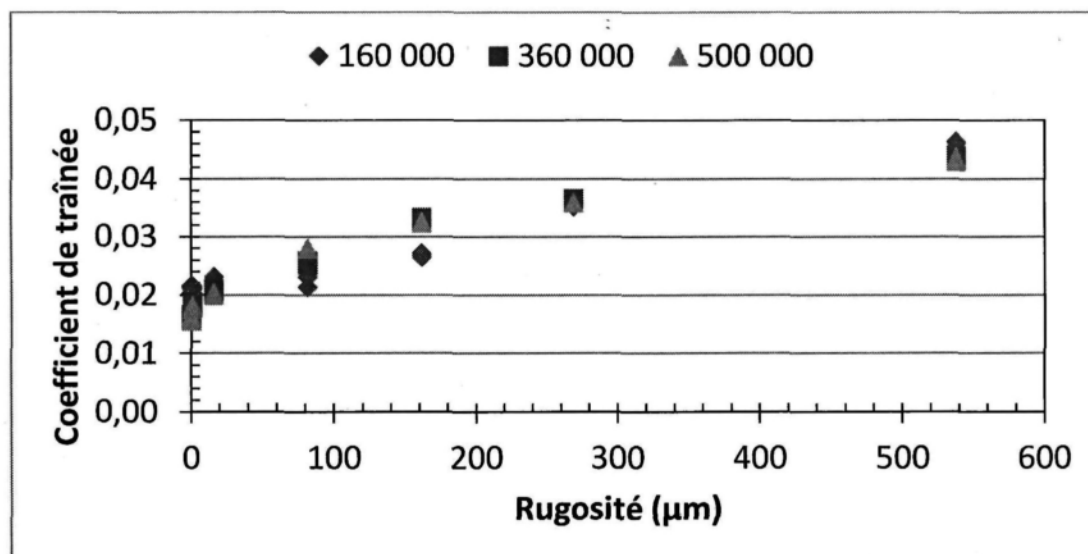


Figure 63: Coefficients de traînée à 0° en fonction de la rugosité

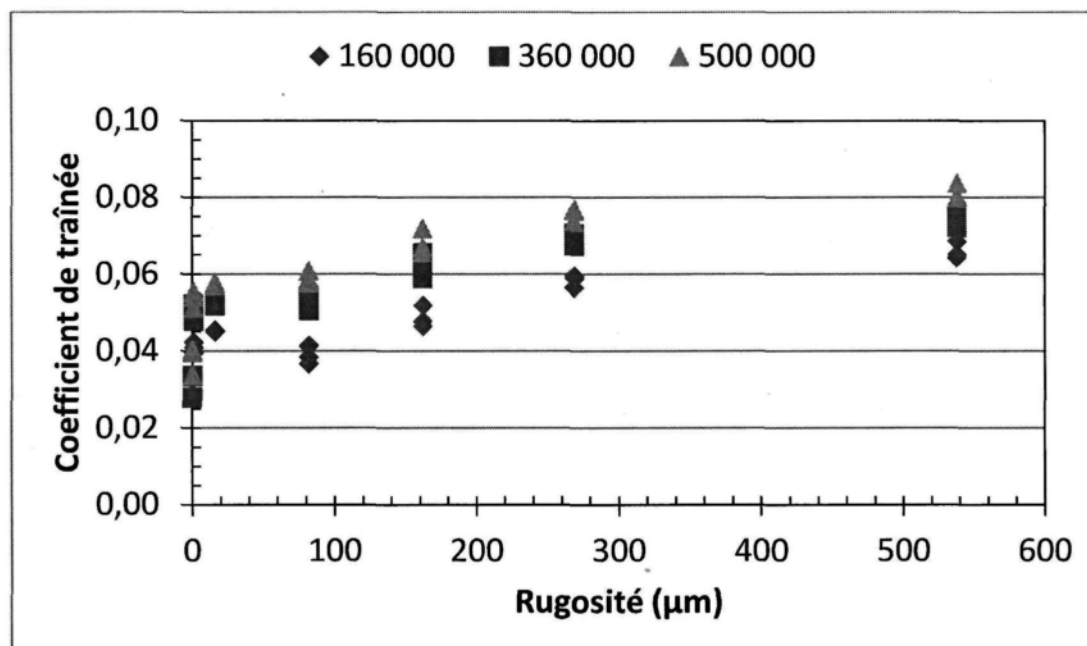


Figure 64: Coefficients de traînée à 6° en fonction de la rugosité

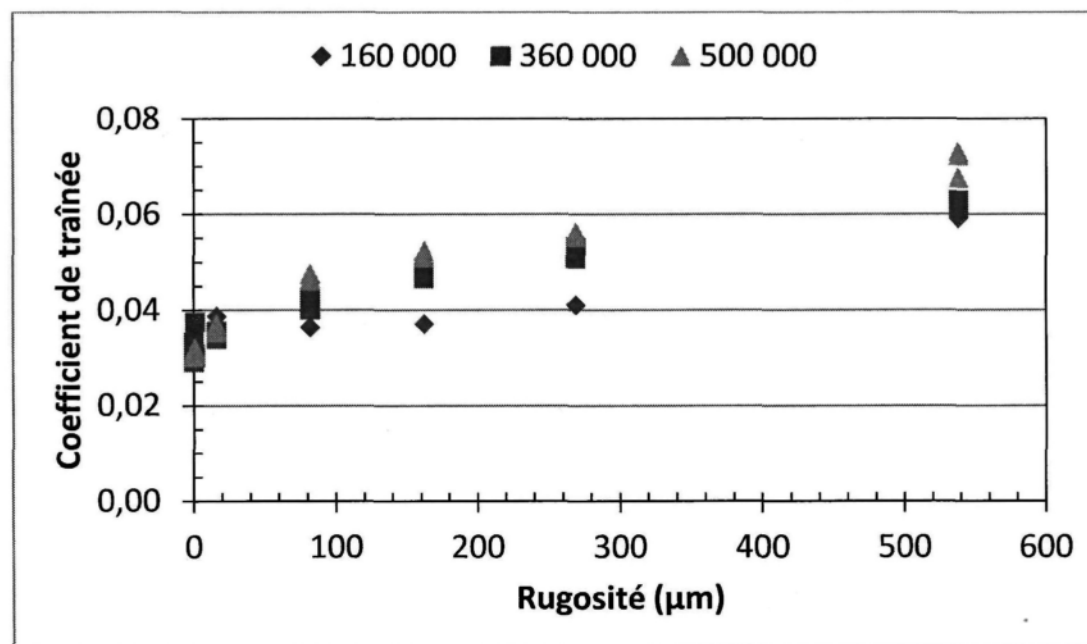


Figure 65: Coefficients de traînée à -6° en fonction de la rugosité

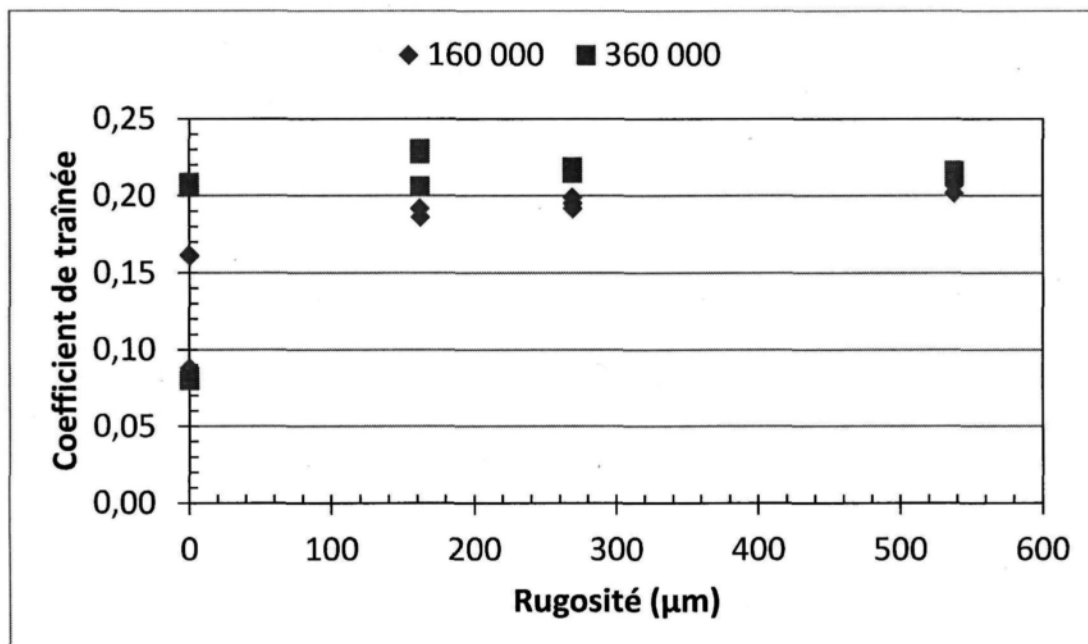


Figure 66: Coefficients de traînée à 12° en fonction de la rugosité

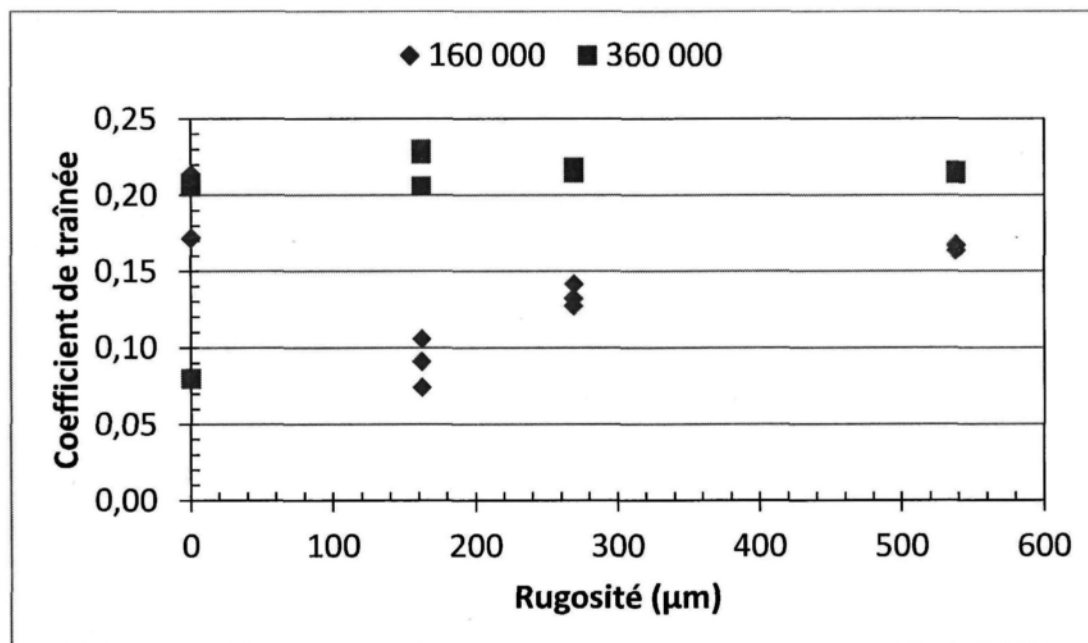


Figure 67: Coefficients de traînée à -12° en fonction de la rugosité

Compte tenu des forces trop élevées pour les capacités de la balance, il n'est pas possible d'obtenir de bons résultats avec les essais à 12° et -12° pour un nombre de Reynolds de 500 000. De plus, les variations du coefficient de traînée obtenus à 160 000 sont faibles comparativement à ceux de 500 000. À -12° et 12° , une très grande partie du profil commence à être exposée à l'écoulement et la pression joue un rôle majeur dans la force de traînée. De plus, c'est à ces angles que le décrochage commence. Ces deux raisons expliquent l'absence de relation claire entre la rugosité de surface et le coefficient de traînée. Ces deux valeurs d'angle ne seront donc plus considérées.

Pour les trois autres angles, soient -6° , 0° et 6° , il est possible de tirer diverses conclusions. Premièrement, les essais à 160 000 ne montrent pas une augmentation du coefficient en fonction de l'augmentation de rugosité. Ceci pourrait être dû aux trop faibles variations de forces, causées par un petit nombre de Reynolds, qui ne peuvent être détectées convenablement par la balance en raison de sa sensibilité. Donc seuls les essais à des nombres de Reynolds de 360 000 et 500 000 sont retenus.

Pour faciliter l'étude des résultats, un graphique des coefficients de traînée en fonction de la rugosité est tracé pour tous les angles pour chaque nombre de Reynolds toujours considérés. De plus, pour chaque rugosité, la moyenne des trois essais effectués est tracée, en plus de barres d'erreurs représentant l'écart-type comme présenté aux Figure 68 et Figure 69.

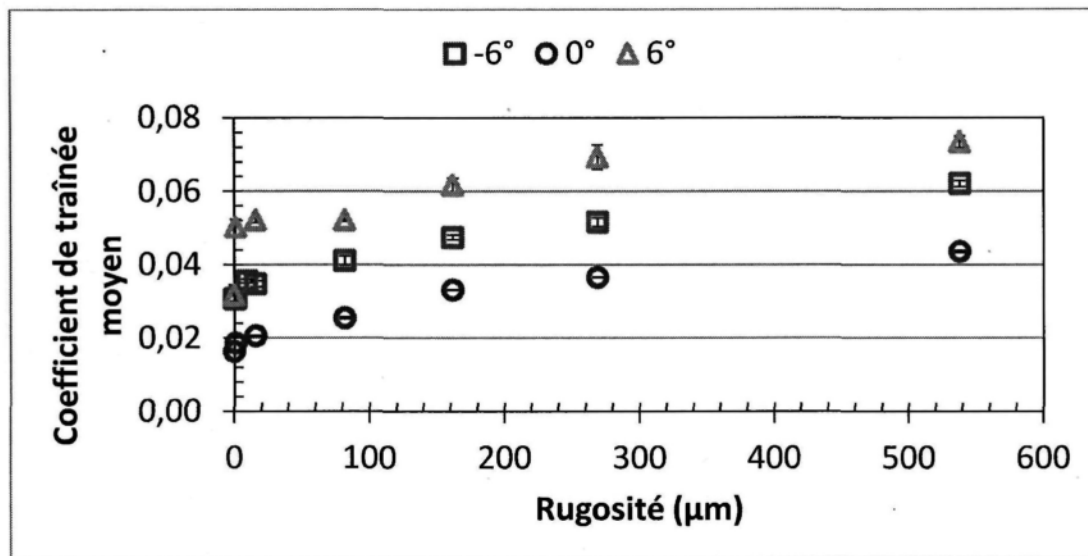


Figure 68: Coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité à -6°, 0° et 6° pour Re 360 000

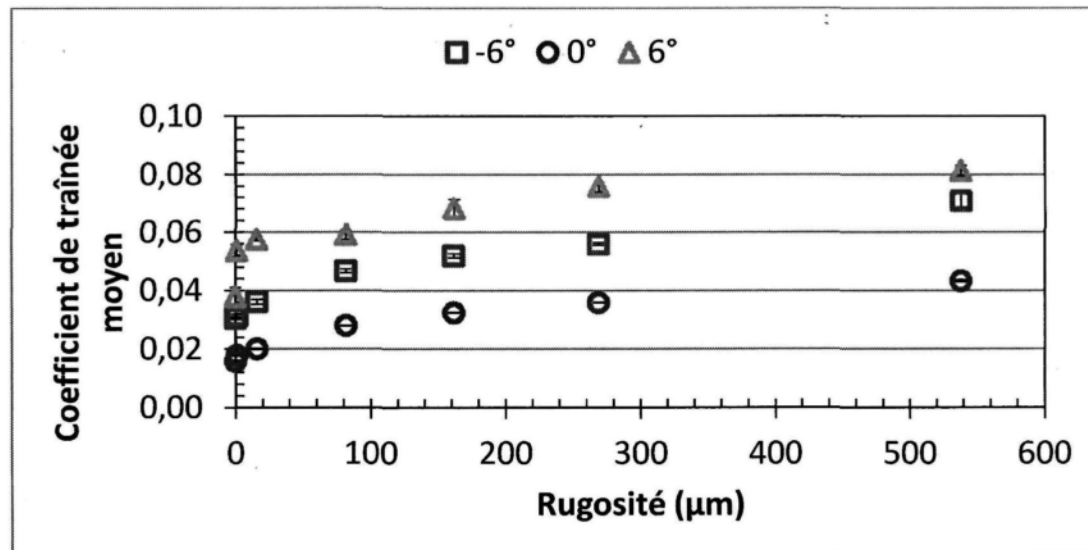


Figure 69: Coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité à -6°, 0° et 6° pour Re 500 000

Les résultats pour -6° montrent que le coefficient de traînée augmente en fonction de la rugosité. En effet, une valeur de rugosité plus élevée entraîne un coefficient de traînée plus élevé. Même pour une augmentation très faible de la rugosité, comme de lisse à 1 μm et de 1 à 16 μm, une légère augmentation est décelée. Également, les barres d'erreurs ne

sont pas visibles ce qui signifie que les résultats obtenus pour les trois essais à chaque rugosité ont peu de variation. La variation maximale pour une même rugosité est de $\pm 0,0004$.

Tout comme à -6° , tous les résultats à 0° suivent la même tendance. Le coefficient augmente en fonction de la rugosité comme la théorie le prédit. Encore une fois, comme l'indique les courtes barres d'erreurs, les résultats sont tous extrêmement près pour une même rugosité, avec un écart maximal de $\pm 0,003$.

Les résultats à 6° sont moins concluants que ceux à -6° et 0° car les coefficients à 1 et 16 μm sont plus élevés qu'ils le devraient pour suivre la tendance. Cependant, passé 16 μm , les résultats suivent la même tendance que ceux à 0° . Pour ce qui est de l'écart des résultats pour chaque rugosité, encore une fois, les essais sont très près les uns des autres. En effet, les barres d'erreurs montrent que la variation totale des coefficients pour une même rugosité est de $\pm 0,003$.

Ces graphiques permettent d'affirmer que la balance détecte une variation de rugosité de $\pm 8 \mu\text{m}$ ou moins, pour des Reynolds supérieurs à 360 000 pour les angles de 0° et -6° . Cependant, à 6° la balance éprouve certains problèmes entre lisse et 82 μm . Les essais étant concluants pour 0° et -6° , des essais avec un papier sablé 1000, ayant une rugosité de 9,2 μm , sont ajoutés afin de tenter de détecter une différence de rugosité de 8,2 μm , soit entre un papier sablé 2000 ou encore mieux, de 6,8 μm avec le 600. Les résultats sont tracés pour les 4 premières rugosités seulement afin de mieux observer la tendance. Les graphiques des Figure 70 pour un nombre de Reynolds de 360 000 et Figure 71 pour un nombre de Reynolds de 500 000 présentent ces résultats.

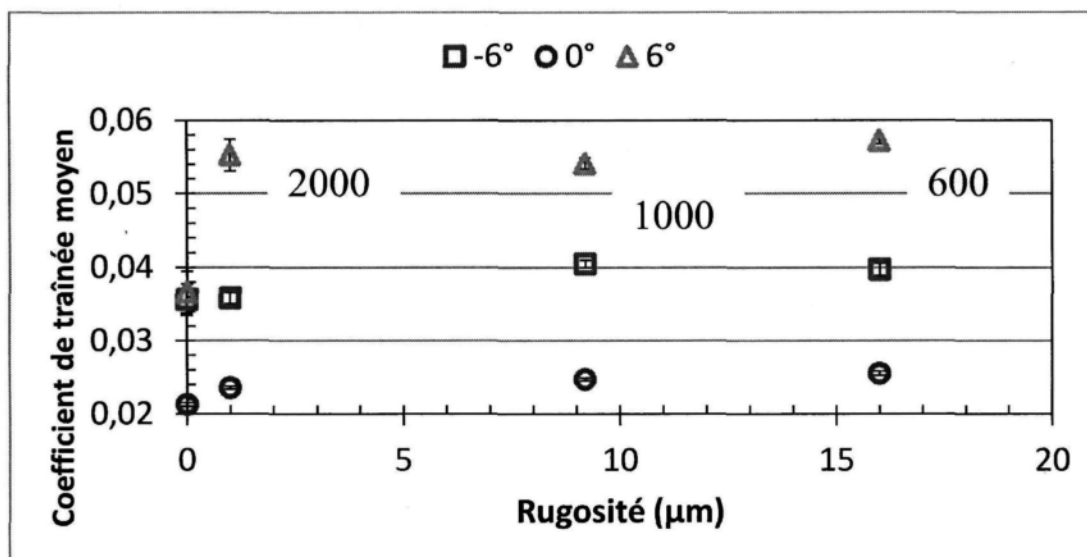


Figure 70: Zoom du graphique du coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité à -6° , 0° et 6° pour $Re\ 360\ 000$

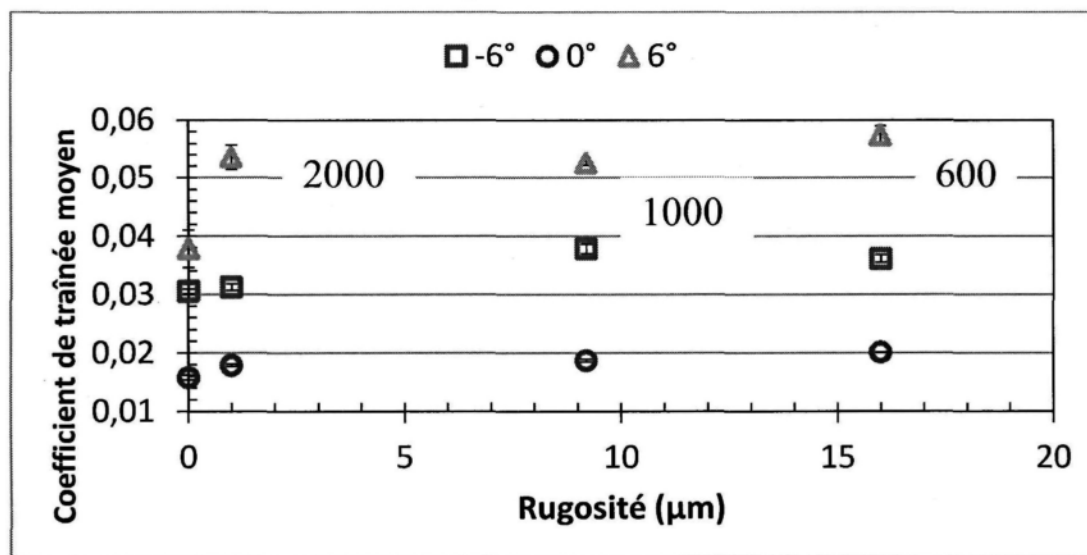


Figure 71: Zoom du graphique du coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité à -6° , 0° et 6° pour $Re\ 500\ 000$

À 0° , les essais sont concluants et une progression est constatée à mesure que la rugosité augmente. Cependant, à 6° les résultats obtenus avec le papier 1000 sont très légèrement inférieurs à ceux du papier 2000 alors que le contraire devrait survenir en raison

de l'augmentation de rugosité. Pour -6° , c'est le contraire qui se produit. Les résultats du papier 1000 sont supérieurs à ceux du papier 600, alors que le papier 1000 est moins rugueux. Ces erreurs entrent dans l'imprécision de la balance, ce qui définit sa sensibilité à $\pm 8 \mu\text{m}$. Le plus gros de l'erreur est dû à l'imprécision de l'actuateur qui permet le réglage de l'angle. En effet, il est difficile d'atteindre précisément un angle désiré, et puisque le coefficient de traînée varie grandement en fonction de l'angle d'attaque, chaque différence d'angles entre les essais créent une différence de résultats non désirée dans les comparaisons. Les différences de résultats causées par une erreur sur le réglage de l'angle se mêlent à celles des variations de rugosités et lorsque les deux sont de mêmes ordres de grandeurs, elles ne sont plus différenciables. L'influence de la différence d'angle crée une imprécision qui limite la sensibilité de la balance à $\pm 8 \mu\text{m}$. En améliorant l'actuateur, la précision et la sensibilité de la balance pourraient être augmentées.

4.2 REVÊTEMENTS

Maintenant que la reproductibilité, l'exactitude et la sensibilité de la balance sont déterminées, il est maintenant possible d'entamer les essais avec les revêtements hydrophobes. À la section précédente (4.1), il a été établi pour un nombre de Reynolds de 160 000, que les forces ne sont pas suffisamment importantes pour que la balance distingue une corrélation entre la rugosité et le coefficient de traînée. Aussi, pour les angles de -12° et 12° les résultats n'étaient pas concluants pour diverses raisons expliquées à la section précédente. Donc, ces conditions ne sont pas répétées avec les revêtements puisqu'il n'existe pas de comparatif fiable avec les papiers sablés. Les nombres de Reynolds pour les essais avec les revêtements sont détaillés au Tableau 8 et les conditions expérimentales

correspondantes sont détaillées au Tableau 9. Pour chaque condition et chaque angle, les essais sont faits à 3 reprises, pour un total de 108 essais avec les revêtements.

Tableau 8: Conditions d'écoulements pour les essais avec les revêtements

Angles	-6	0	6
Reynolds	360 000	360 000	360 000
	500 000	500 000	500 000

Tableau 9: Détails des écoulements pour les essais avec les revêtements

Vitesse (m/s)	Température (°C)	Corde (m)	Largeur (m)	Reynolds
37	20	0,159	0,5	360 000
50	20	0,159	0,5	500 000

Il existe déjà plusieurs revêtements hydrophobes sur le marché. Cinq d'entre eux, listés au Tableau 10 avec leur angle de contact, qui varie de 70° à 152°, sont utilisés pour les essais en soufflerie. Ces revêtements ont été choisis afin de faire une continuité avec le mémoire de Adomou [17], qui a elle-même utilisé ces revêtements. Le Hirec est utilisé, malgré sa faible résistance à l'érosion, en raison de son caractère super-hydrophobe. Le Staclean, qui est un revêtement hydrophobe, est utilisé dans un parc éolien au Yukon [25], alors que le Wearlon, qui est également un revêtement hydrophobe, est déjà utilisé pour divers essais au LIMA [26] en raison de forte résistance à l'érosion. Le Nusil est choisi car il est un revêtement hydrophobe populaire dans l'industrie. Le Phasebreak, qui est un revêtement hydrophobe, est reconnu pour être très rugueux et il devrait se démarquer des autres revêtements.

En plus de ces cinq revêtements, la pellicule 3M 8592 est également soumise aux mêmes essais. Cette pellicule étant déjà approuvée dans le domaine de l'automobile, il sera intéressant de comparer ses résultats avec ceux des revêtements hydrophobes.

Tableau 10: Liste des revêtements utilisés

Revêtements	Angle de contact (°)
Pellicule 3M	70
Aluminium	~80
Staclean	101
Nusil	114
Wearlon	115
Phasebreak ESL	122
Hirec	152

Les revêtements sont appliqués sur la surface du profil par atomisation. L'atomisation est un procédé d'application à grande échelle pour les revêtements ou la peinture. Ce procédé est expliqué en détails à la section 1.1.3. Le premier revêtement est donc appliqué à l'aide d'un atomiseur à peinture à alimentation par gravité sur la surface d'aluminium du profil aérodynamique (Figure 72). Le revêtement doit bénéficier de 24 heures de curage avant d'être soumis à des essais, afin qu'il puisse sécher sur la surface d'aluminium.



Figure 72: Revêtement atomisé sur le profil aérodynamique

Après la période de curage, le profil est installé dans les attaches de la balance pour procéder aux essais en soufflerie. Tous les essais aux conditions énumérées précédemment

sont réalisés et les mesures enregistrées. Lorsque tous les essais sont complétés, le profil est retiré de la soufflerie et ramené à l'atelier. Ensuite, la plaque d'aluminium est retirée en entier et seul le squelette du profil est conservé. Le revêtement ne pouvant être enlevé de la surface d'aluminium, cette manipulation est donc nécessaire. Une nouvelle plaque d'aluminium est alors repliée sur le squelette du profil et un second revêtement est appliqué avec la même technique, c'est-à-dire par atomisation. Une fois curé, le protocole expérimental est recommencé de la même façon pour tous les revêtements ainsi que la pellicule 3M.

4.3 GLACE

Lorsqu'un profil aérodynamique est soumis à des conditions givrantes et qu'une couche de glace s'accumule, sa forme et ses performances aérodynamiques sont altérées. Le coefficient de traînée change drastiquement ainsi que le coefficient de portance. La présence d'un revêtement hydrophobe pourrait affecter la forme et l'épaisseur de glace accumulée, ce qui affecterait du même coup le coefficient de traînée et de portance du profil glacé. Pour vérifier cette hypothèse, le profil NACA 0012 est soumis à des conditions givrantes afin de comparer les résultats sans revêtements à ceux obtenus avec un revêtement hydrophobe. Le revêtement sélectionné est le Wearlon, en raison de sa popularité dans l'industrie et de sa grande utilisation au LIMA. Les conditions givrantes sont choisies en fonction de donner un complément aux expérimentations réalisées sur les revêtements par Adomou [17]. Les conditions sont présentées au Tableau 11.

Tableau 11: Conditions givrantes

Température (°C)	LWC (g/m ³)	Vitesse (m/s)	Durée (min)	Type de glace
-5	0,4	21	10	Verglas
-5	0,4	21	20	
-5	0,4	21	30	
-20	0,4	21	10	Givre
-20	0,4	21	20	
-20	0,4	21	30	

Le profil est soumis à chacune de ces conditions pour un angle de -6° et 0° et les forces de traînée et de portance sont enregistrées à mesure que la glace s'accumule. Une fois la glace accumulée, le profil glacé est soumis à des essais pour des nombres de Reynolds de 360 000 et 500 000 afin de comparer avec les résultats avec le profil propre. Un total de 87 essais est fait avec la glace. Le Wearlon étant un revêtement hydrophobe, des essais supplémentaires à 20°C sont faits afin de voir s'il a un effet bénéfique sur un profil soumis à la pluie. Pendant 10 minutes, le profil est soumis à une précipitation de LWC de $0,4\text{ g/m}^3$ à une vitesse de 21 m/s et les forces de traînée et de portance sont enregistrées. Le LWC correspond à la teneur en eau liquide de la précipitation à laquelle le profil est soumis.

Afin d'obtenir une précipitation de LWC de $0,4\text{ g/m}^3$, les gicleurs doivent être étalonnés à l'aide d'un instrument d'étalonnage de coefficient de collection connu. L'instrument utilisé est un profil aérodynamique dont le coefficient de collection au point de stagnation est de 0,8. Pour l'étalonnage, l'instrument est soumis à une précipitation à 21 m/s et à une température de -20°C pendant 10 minutes. La température de -20°C

correspond à une accumulation de givre, ce qui veut dire que toute l'eau qui entre en contact avec le profile se solidifie à l'impact comme présenté à la Figure 73.



Figure 73: Instrument d'étalonnage des gicleurs

Ensuite, l'épaisseur de glace accumulée est mesurée au point de stagnation avec un vernier à différents endroits sur la largeur du profil et à l'aide de l'équation de masse capturée fournis à la section 2.5, il est possible d'obtenir la teneur en eau liquide de la précipitation. Les gicleurs sont réajustés et la procédure est recommencée jusqu'à ce qu'une teneur en eau liquide moyenne de $0,4 \text{ g/m}^3$ soit obtenue. Après sept essais, des résultats satisfaisants sont obtenus et un exemple d'épaisseurs relevées (Figure 74) sur l'instrument d'étalonnage est présenté au Tableau 12. La teneur en eau liquide moyenne est de $0,429 \text{ g/m}^3$ avec un écart-type de $0,083 \text{ g/m}^3$.

Tableau 12: Exemple d'épaisseurs mesurées le long de l'instrument d'étalonnage

Épaisseur (mm)	4,18	4,22	5,24	5,43	6,22	6,48	6,22
LWC (g/m ³)	0,328	0,331	0,411	0,426	0,487	0,508	0,487



Figure 74: Photo de l'étalonnage du LWC

CHAPITRE 5

RÉSULTATS

5.1 ESSAI DE RUGOSITÉ

Avec les résultats obtenus aux essais de rugosité, il est possible de créer des courbes de tendance du coefficient de traînée en fonction de la rugosité de surface. Ces courbes de tendance sont présentées à la Figure 75. La courbe à 6° d'angle d'attaque n'est pas présentée en raison des problèmes obtenus à la section 4.1 qui pourraient être causés par la calibration de la balance. Il est possible d'utiliser ces courbes pour déterminer une rugosité équivalente pour les revêtements en utilisant des résultats de coefficient de traînée et l'équation de la courbe de tendance. Pour calculer la rugosité équivalente, il est préférable d'utiliser les résultats à 0° d'angle d'attaque, car à -6° la force de pression joue un rôle non-négligeable sur les coefficients de traînée. L'angle du profil favorise un décrochage de l'écoulement autour du profil, ce qui crée une zone de basse pression derrière le profil et par le fait même, augmente la force de traînée. Cette augmentation n'est pas représentative de la rugosité de surface et fausse les résultats à cet angle. La variation maximale est de $\pm 0,003$ à -6° et de $\pm 0,0004$ à 0° .

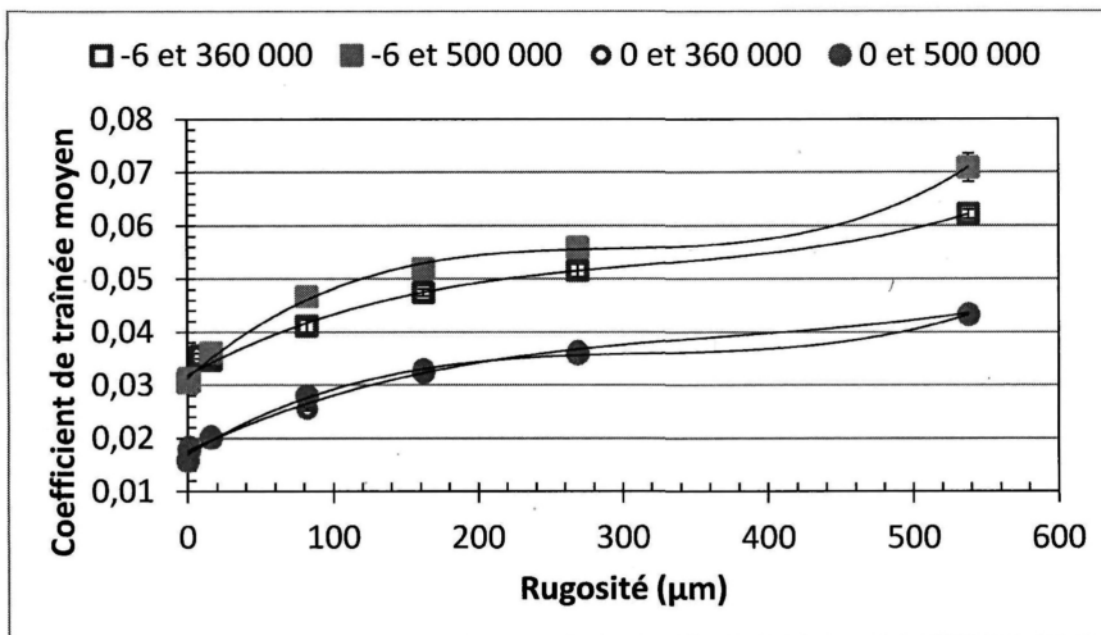


Figure 75: Courbes de tendance des coefficients de traînée moyens en fonction de la rugosité pour un angle d'attaque et un nombre de Reynolds

5.2 REVÊTEMENTS

Les moyennes des coefficients de traînés et de portance obtenues lors des essais sur les revêtements hydrophobes sont présentées au Tableau 13 et Tableau 14 respectivement. Les résultats à 6° montrent une tendance inverse aux autres angles. Cet angle n'est donc plus considéré. La symétrie du profil NACA 0012 permet d'écarter ces résultats et d'employer ceux à -6° pour extrapoler par symétrie les mêmes tendances et en tirer les mêmes conclusions. L'angle -6° est donc suffisant pour ce mémoire. Par contre, il sera important d'investiguer plus à fond les raisons de cette divergence. À -6° et 0° , le Hirec et le Staclean obtiennent des coefficients de traînée inférieurs à ceux de l'aluminium alors que les autres revêtements en obtiennent des supérieurs.

Tableau 13: Résultats moyens des coefficients de traînée avec les revêtements hydrophobes

	360 000			500 000		
	-6	0	6	-6	0	6
Aluminium	0,030	0,016	0,031	0,030	0,016	0,037
Hirec	0,028	0,017	0,049	0,029	0,016	0,052
Nusil	0,034	0,018	0,037	0,036	0,018	0,040
Staclean	0,029	0,016	0,043	0,028	0,016	0,043
Phasebreak	0,035	0,020	0,041	0,039	0,020	0,049
Wearlon	0,034	0,018	0,039	0,034	0,017	0,041
3M	0,036	0,020	0,041	0,033	0,013	0,037

Pour les coefficients de portance, il n'est pas possible de relever une tendance.

L'impact du revêtement entre dans l'insensibilité de la balance.

Tableau 14: Résultats moyens des coefficients de portance avec les revêtements hydrophobes

	360 000			500 000		
	-6	0	6	-6	0	6
Aluminium	-0,570	-0,080	0,410	-0,610	-0,093	0,533
Hirec	-0,506	0,002	0,693	-0,580	0,003	0,757
Nusil	-0,657	-0,102	0,530	-0,747	-0,105	0,596
Staclean	-0,585	-0,053	0,645	-0,668	-0,058	0,710
Phasebreak	-0,622	-0,091	0,568	-0,740	-0,103	0,675
Wearlon	-0,676	-0,101	0,566	-0,767	-0,115	0,621
3M	-0,699	-0,128	0,562	-0,770	-0,147	0,631

Les coefficients de traînée obtenus sont utilisés, avec les courbes de tendances de la section 5.1, afin de calculer une rugosité équivalente pour chaque surface. Pour les raisons expliquées à la section précédente (5.1), les rugosités équivalentes sont calculées pour un angle d'attaque de 0°. Elles sont présentées au Tableau 15. Les résultats à 360 000 et 500 000 ont une différence maximale de $\pm 0,6 \mu\text{m}$ pour chaque revêtement. Cependant, les résultats pour la pellicule 3M sont très différents pour des nombres de Reynolds de 360 000

et 500 000. À 360 000, elle se situe dans les rugosités les plus élevés alors qu'à 500 000, elle se situe dans les plus faibles. Il faut également remarquer que certains revêtements, le Hirec et le Staclean, ont un coefficient de traînée plus faible que le profil d'aluminium, ce qui leur vaut une rugosité équivalente inférieure à 0,7.

Tableau 15: Rugosités équivalentes des revêtements

Revêtement	Rugosité équivalente (µm)		Cd	
Reynolds	360 000	500 000	360 000	500 000
Hirec	<0,7	<0,7	0,017	0,016
Staclean	<0,7	<0,7	0,016	0,016
Aluminium	0,7	0,7	0,016	0,016
Wearlon	2,2	2,4	0,018	0,017
Nusil	6,2	7,2	0,018	0,018
Phasebreak	20,1	21,3	0,020	0,020
3M	18,8	0	0,020	0,013

Les résultats sont tracés sur des graphiques avec la courbe de tendance pour chaque condition telles que présentées aux Figure 76 pour un nombre de Reynolds de 360 000 et Figure 77 pour un nombre de Reynolds de 500 000. Seule la position de la pellicule 3M dans l'ordre croissant varie pour les nombres de Reynolds.

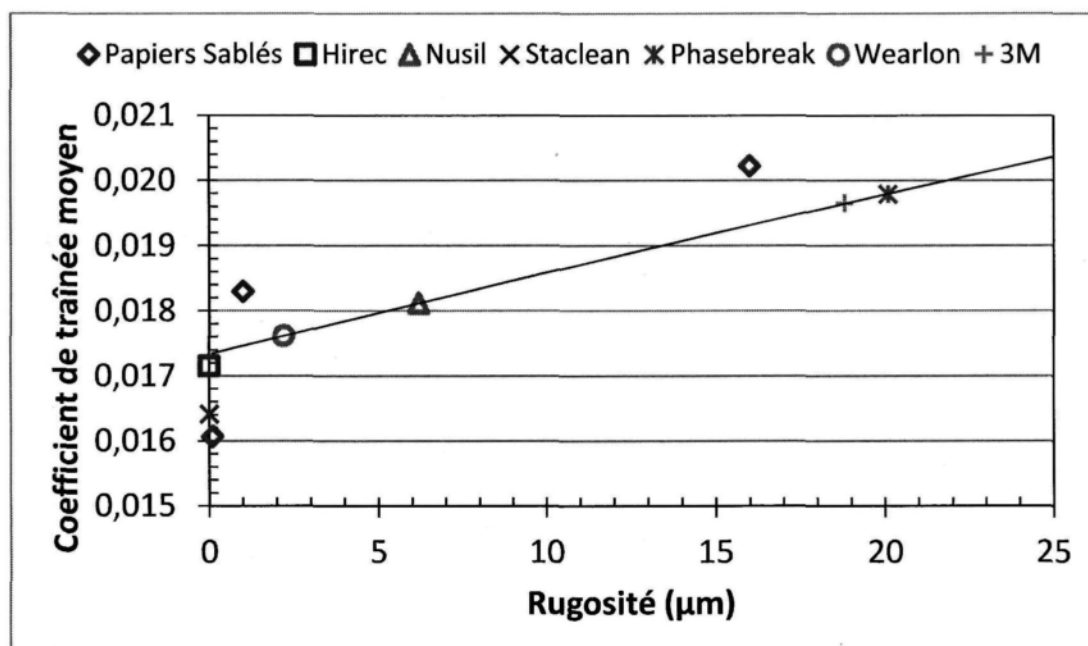


Figure 76: Graphique des coefficients de traînée avec les revêtements à 0° d'angle d'attaque et 360 000

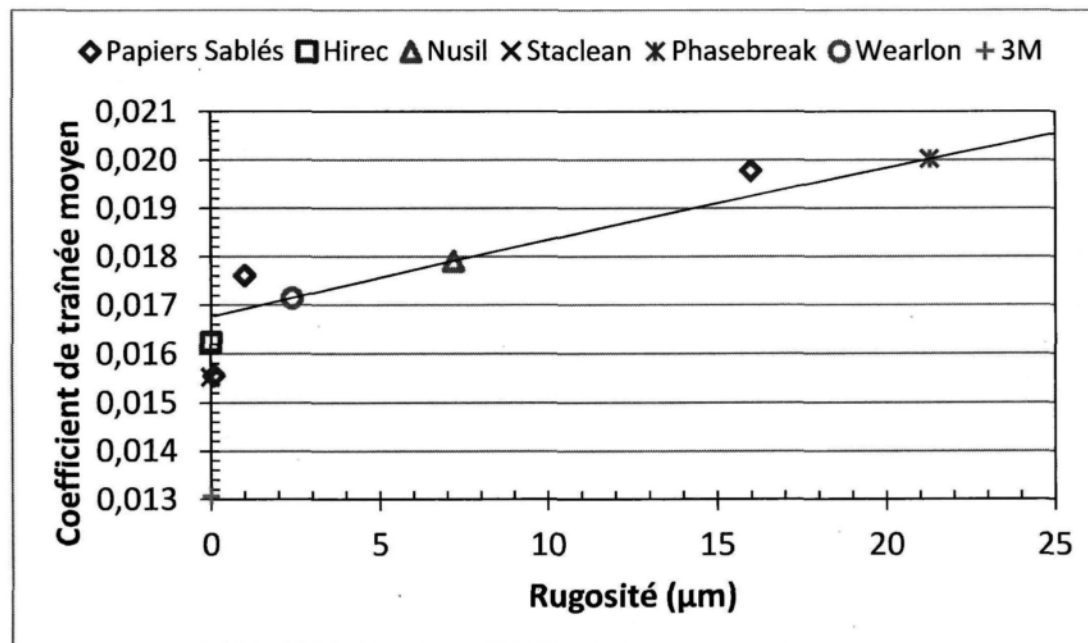


Figure 77: Graphique des coefficients de traînée avec les revêtements à 0° d'angle d'attaque et 500 000

Pour les coefficients de portance, les résultats sont plus difficiles à analyser. Les coefficients de portance sont présentés à la Figure 78 pour le cas à -6° et un nombre de Reynolds de 360 000. Dans la section 2.1, il est indiqué que la force de portance est principalement causée par la différence de pression qui existe entre le dessus et le dessous du profil lorsqu'il est soumis à un écoulement. La force de cisaillement joue un rôle mineur dans l'intensité de la portance. La faible différence de rugosité qui existe entre le profil lisse et muni d'un revêtement engendre donc de très faible variation de portance qui ne sont pas détectable par la balance. Cette faible variation se mélange aux imprécisions de la balance et il est impossible de déceler une tendance dans les résultats obtenus qui permettrait de tirer des conclusions au sujet de l'impact des revêtements hydrophobes sur le coefficient de portance d'un NACA 0012.

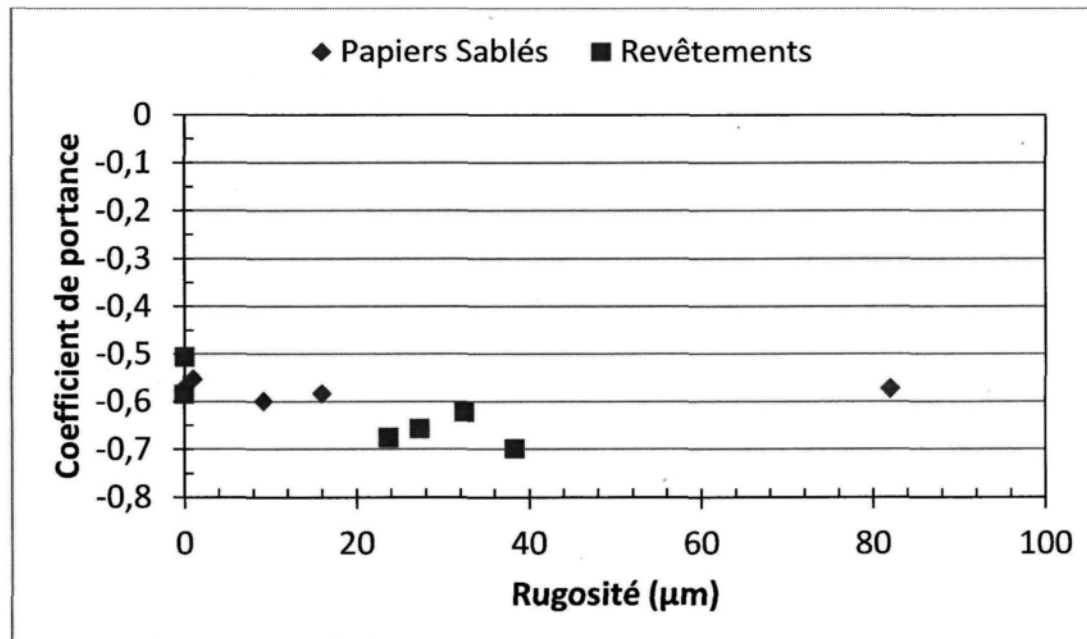


Figure 78: Coefficient de portance en fonction de la rugosité à -6° d'angle d'attaque et 360 000

5.3 GLACE

Suite aux expérimentations de la section précédente (5.2), des expérimentations ayant pour objectif de quantifier l'effet aérodynamique d'un dépôt de glace sur un revêtement ont été faites. Pour ces expérimentations, le Wearlon a été choisi comme revêtement en raison de sa grande commercialisation et de ses performances. Le temps d'expérimentation étant limité, chaque accréation de glace ne peut pas être faite à plusieurs reprises. Pour s'assurer de la reproductibilité des résultats, les essais à -5°C sont faits à deux reprises pour le profil lisse. Les autres conditions sont réalisées qu'une seule fois pour le profil lisse et le profil avec le Wearlon. Tous les essais sont réalisés avec les conditions détaillées à la section 4.3.

5.3.1 REPRODUCTIBILITÉ

Pour la reproductibilité, les essais sur le profil lisse à un angle d'attaque de 0° et une température de -5°C ont été faits à deux reprises pour chaque temps d'accumulations. L'évolution du coefficient de traînée en fonction du temps et les formes de glaces accumulées sur le profil après 30 minutes d'accumulations sont comparés ainsi que les coefficients de traînée, une fois la glace accrétée, sont mesurés à 400 000 et 525 000 de nombre de Reynolds.

Bien qu'il soit difficile de contrôler et de recréer une accréation de glace, les résultats obtenus au Tableau 16 (coefficient de traînée), à la Figure 79 (forme de glace) et Figure 80 (coefficient de traînée en fonction du temps) montrent une reproductibilité acceptable pour la suite de l'expérimentation, en deçà de 20% (SAE ARP 5905 [27]). Le coefficient de traînée varie d'environ 15% maximum pour une même seconde entre chaque essais, même

passé les 1 200 secondes, et la pente est la même pour chaque courbe. Les formes de glace sont également très similaires d'un essai à l'autre. L'épaisseur de la glace est d'environ 1,6 cm pour les deux essais. La glace du second essai s'étend toutefois légèrement moins loin sur le bas du profil que celle du premier.

La reproductibilité est définie à 15%, principalement en raison de la difficulté à recréer deux fois une glace identique sur le profil. Les résultats expérimentaux sont comparés entre le profil lisse et le profil muni du Wearlon pour chaque condition d'essai.

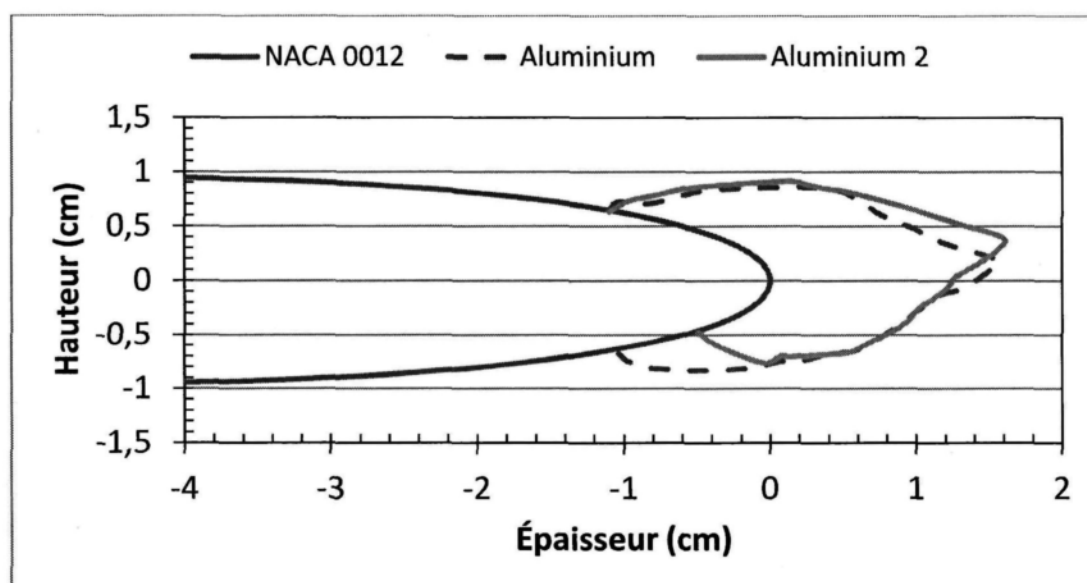


Figure 79: Forme de la glace accumulée sur le profil lisse après 30 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -5°C

Tableau 16: Coefficients de traînée du profil lisse avec une couche de glace accrétée à 0° d'angle d'attaque et -5°C

Temps (min)	Reynolds	Coefficient de traînée essai 1	Coefficient de traînée essai 2
10	400 000	0,027	0,029
	525 000	0,027	0,027
20	400 000	0,034	0,035
	525 000	0,034	0,032
30	400 000	0,041	0,039
	525 000	0,041	0,035

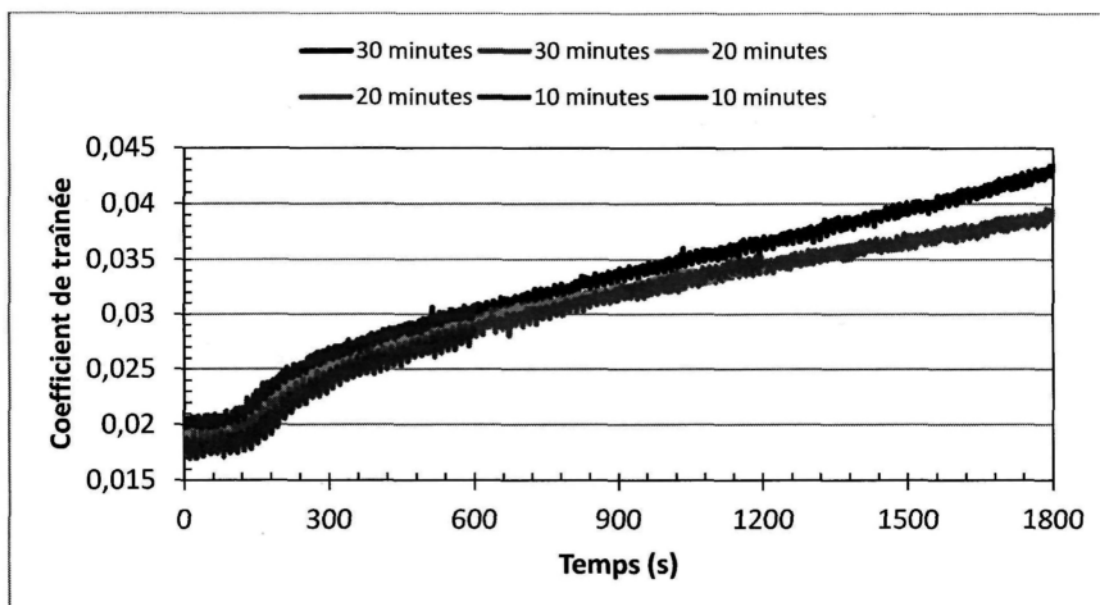


Figure 80: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace sur le profil lisse à 0° d'angle d'attaque et -5°C

5.3.2 ANGLE D'ATTAQUE 0° ET TEMPERATURE -5°C

Les premiers essais sont faits pour un angle d'attaque de 0° et une température en soufflerie de -5°C. La couche de glace accumulée sur le profil après 10 minutes est symétrique pour l'aluminium, mais pas pour le Wearlon. Elle est plus épaisse de 2 mm et

s'étend beaucoup plus loin sur le dessus du profil avec le Wearlon que sur celui avec l'aluminium (Figure 81). À -5°C , l'eau ne gèle pas totalement au contact du profil et ruisselle donc pour aller geler légèrement plus loin sur le profil. Le Wearlon étant un revêtement hydrophobe, il favorise le déplacement de l'eau à sa surface et l'eau ruisselle plus loin que sur l'aluminium, ce qui occasionne une glace sur une plus grande partie du profil. Sur la photo de la Figure 83, il est également possible de constater, pour la même raison, de légers amas de glace à l'arrière du profil, ce qui n'est pas le cas pour le profil avec l'aluminium (Figure 82). Le type de glace obtenu est du verglas en raison de la température. Le verglas est transparent et lourd en raison de l'eau qui y est emprisonnée.

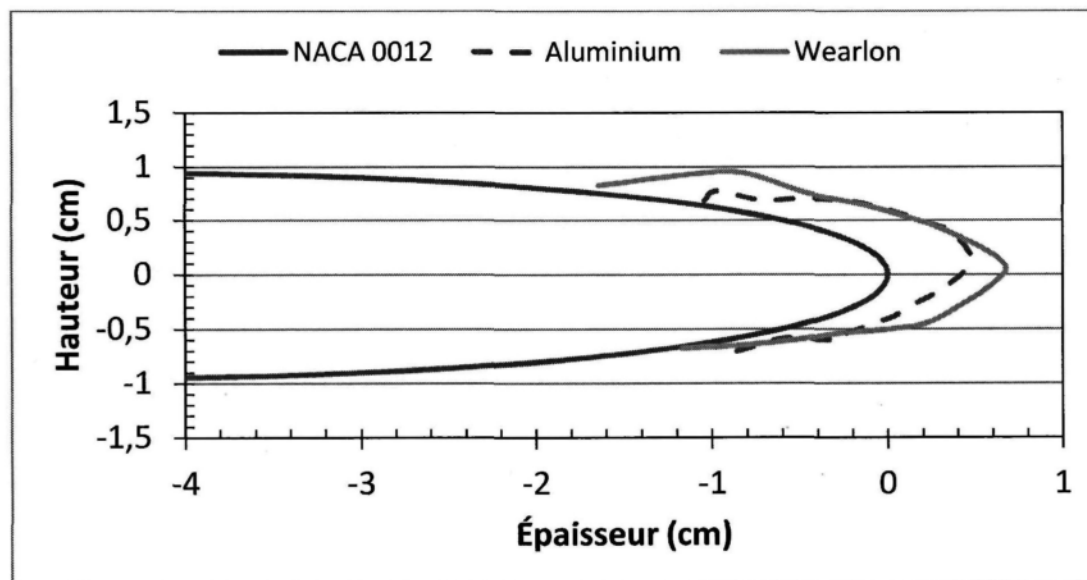


Figure 81: Forme de la glace accumulée sur le profil après 10 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -5°C

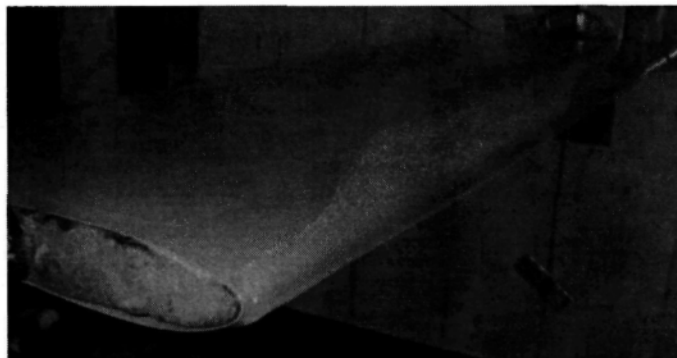


Figure 82: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes sur le profil d'aluminium

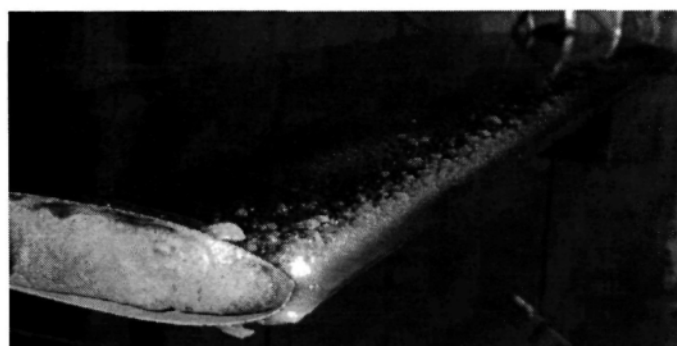


Figure 83: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes sur le profil avec le Wearlon

La couche de glace après 20 minutes sur le Wearlon a une épaisseur maximum légèrement moins grande que celle sur l'aluminium. Pour l'aluminium la couche de glace est symétrique alors que pour le Wearlon elle s'étend beaucoup plus loin sur le dessous du profil, ce qui peut être causé par la nature hydrophobe du Wearlon (Figure 84).

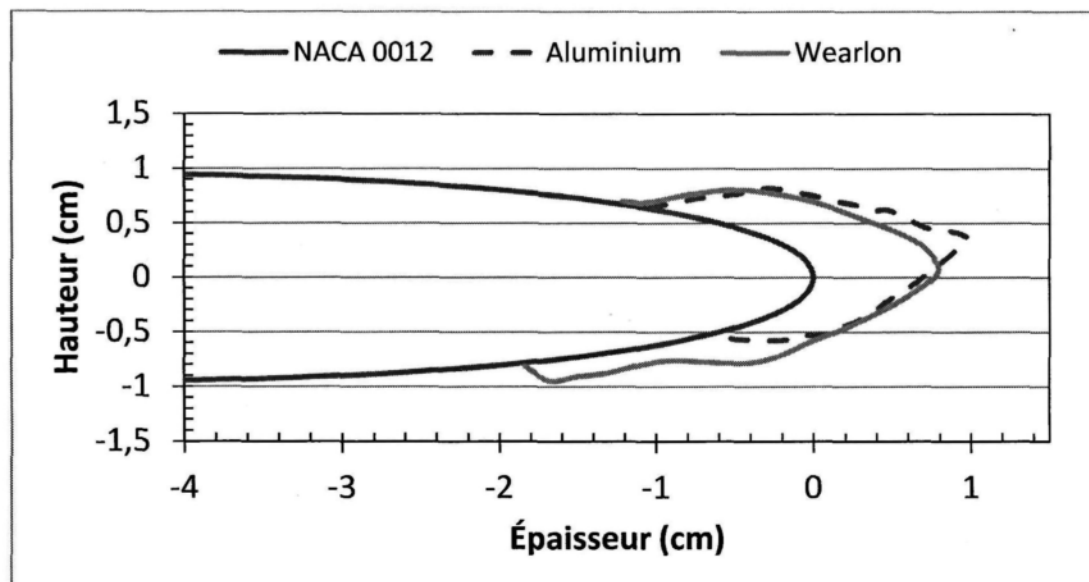


Figure 84: Forme de la glace accumulée sur le profil après 20 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -5°C

Pour 30 minutes, la Figure 85 montre que les couches de glace sur l'aluminium sont symétriques alors que pour le Wearlon elle s'étend plus loin sous le profil. La couche de glace sur le Wearlon est de la même épaisseur que celles sur l'aluminium. Également, sur la photo de la Figure 87, des amas de glaces sont visibles sur l'arrière du profil avec le Wearlon, ce qui n'apparaît pas sur la Figure 86 avec l'aluminium.

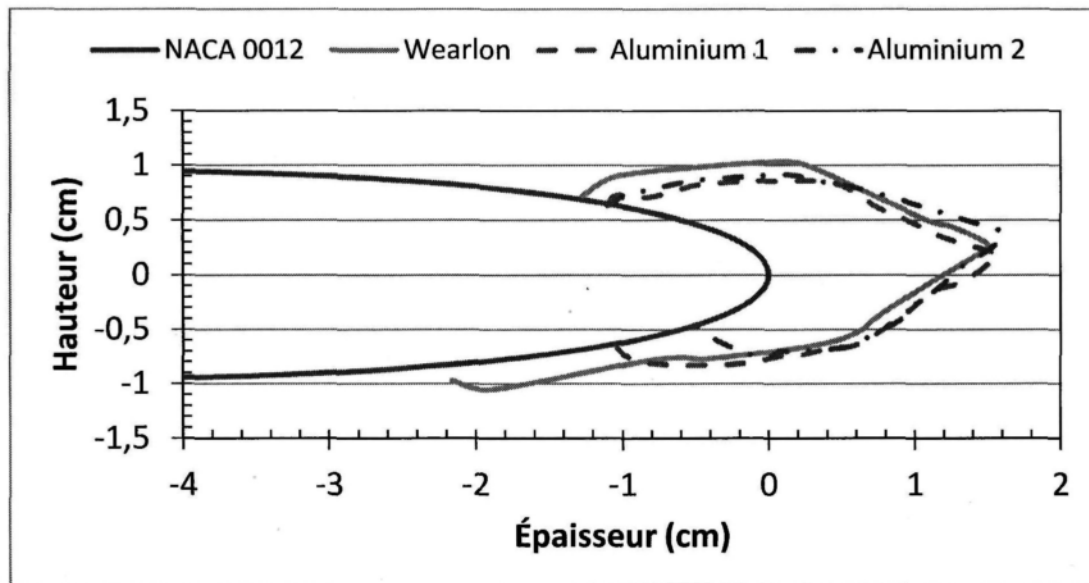


Figure 85: Forme de la glace accumulée sur le profil après 30 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -5°C

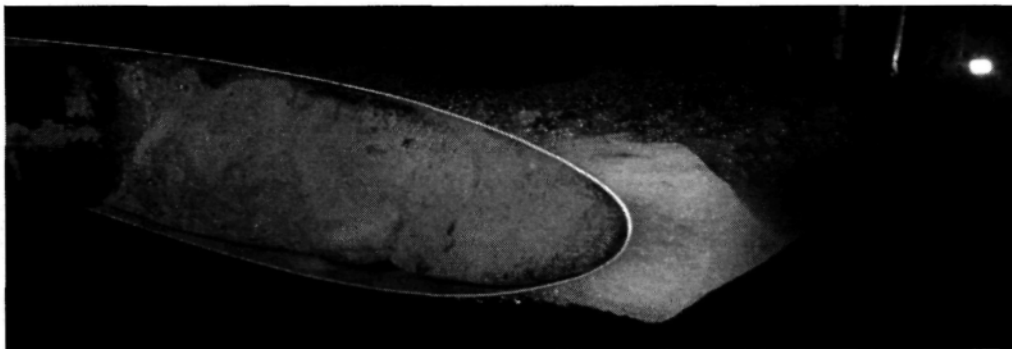


Figure 86: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes sur le profil d'aluminium

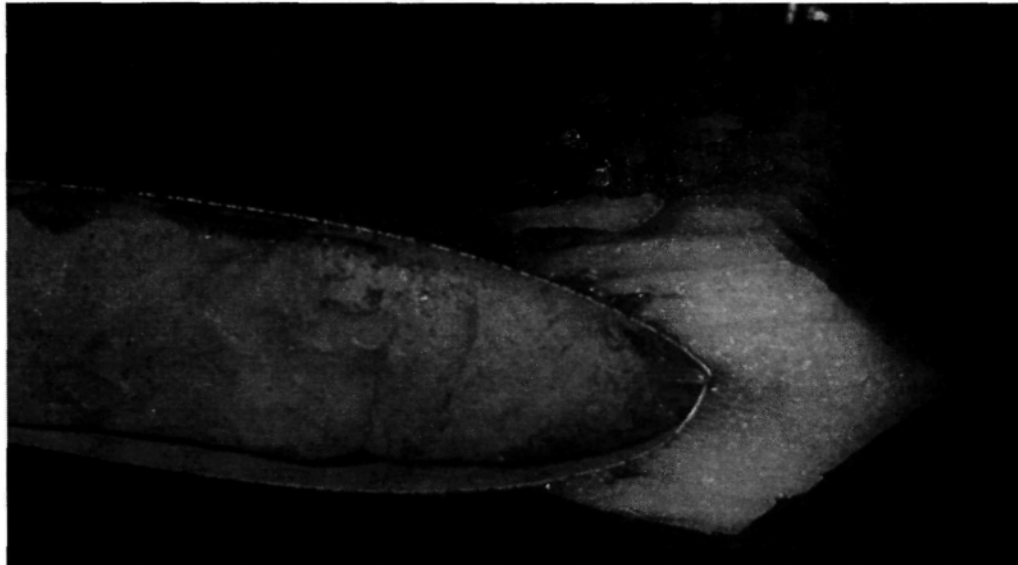


Figure 87: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes sur le profil avec le Wearlon

Pour ce qui est de l'évolution du coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de la glace sur le profil, les graphiques pour chaque durée d'accumulation montrent les mêmes tendances pour 10 minutes (Figure 88), pour 20 minutes (Figure 89) et pour 30 minutes (Figure 90). Pour l'aluminium et le Wearlon, une augmentation très rapide non-linéaire du coefficient de traînée est observée au début de l'accumulation. Cependant, pour le Wearlon, elle est plus abrupte et elle arrive beaucoup plus rapidement, soit après 45 secondes d'accumulations alors que pour l'aluminium, elle débute après 150 secondes. Aussi, passé cette augmentation, le coefficient de traînée augmente linéairement avec une pente d'environ 0,0006 /min pour le Wearlon et l'aluminium.

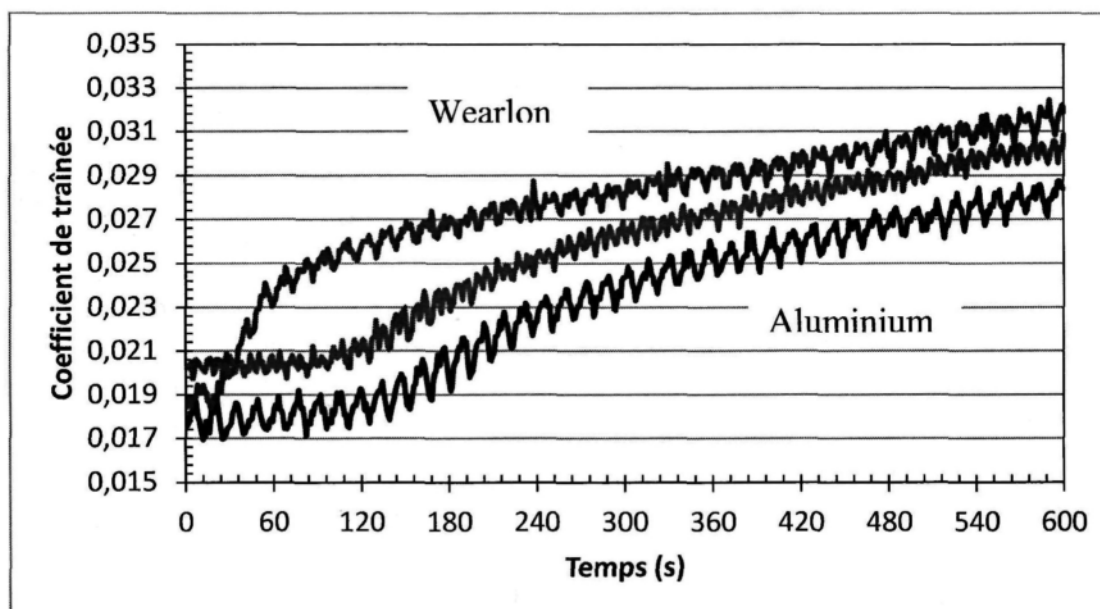


Figure 88: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes

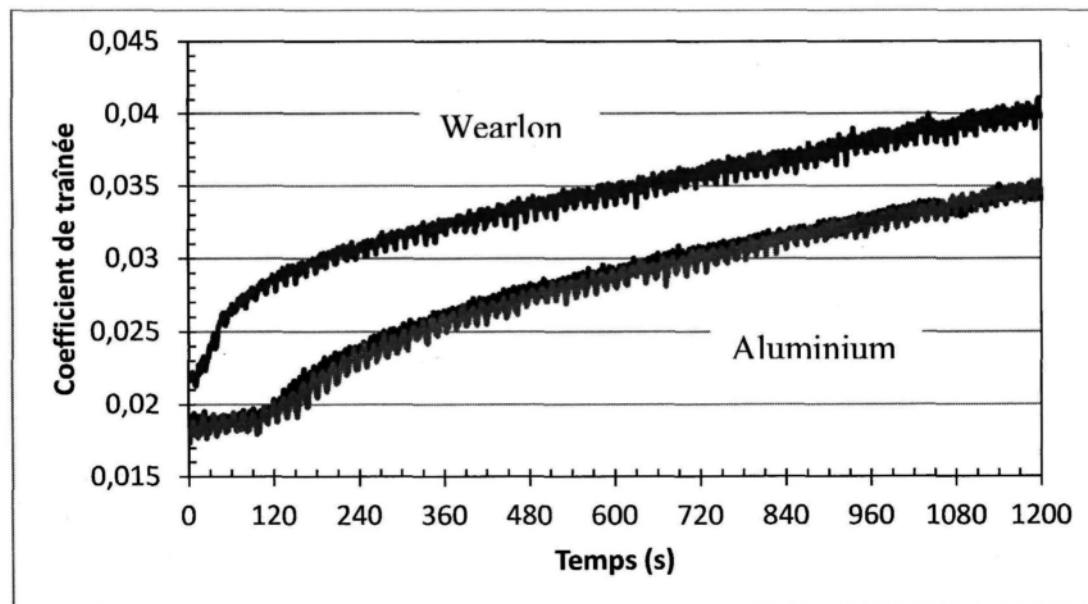


Figure 89: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 20 minutes

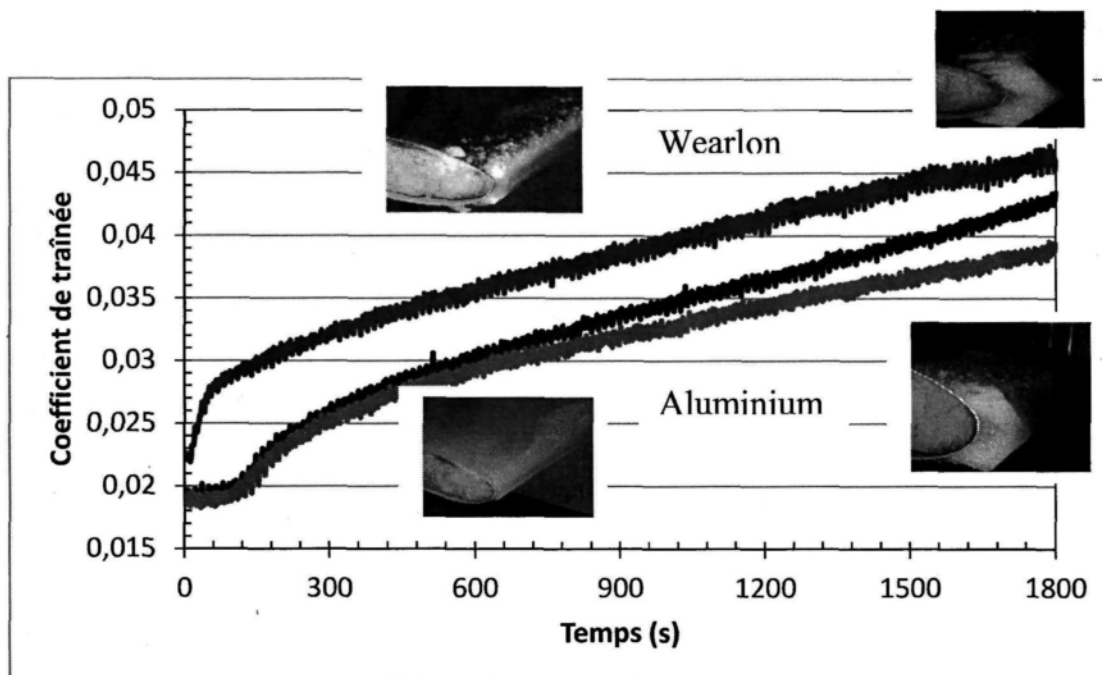


Figure 90: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes

Une fois la glace accumulée, les résultats obtenus avec le Wearlon lors des essais à des nombres de Reynolds comparable à la section 4.2 sont tous supérieurs à ceux des essais avec l'aluminium. De 10 à 30 minutes, les coefficients de traînée pour le profil muni du Wearlon sont supérieurs d'environ 13% de ceux avec l'aluminium. Cette différence est la même que celle obtenue à la section précédente (5.2), soit sans aucune glace.

Tableau 17: Coefficients de traînée du profil avec une couche de glace accrétée à 0° d'angle d'attaque et -5°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium essai 1	Aluminium essai 2	Wearlon
0	360 000	0,016	---	0,018
	500 000	0,016	---	0,017
10	450 000	0,027	0,029	0,031
	600 000	0,027	0,027	0,033
20	450 000	0,034	0,035	0,039
	600 000	0,034	0,032	0,040
30	450 000	0,041	0,039	0,044
	600 000	0,041	0,035	0,046

5.3.3 ANGLE D'ATTAQUE 0° ET TEMPERATURE -20°C

De nouveaux essais sont réalisés pour une température de -20°C. L'épaisseur maximale de la glace sur le profil après 10 minutes d'accumulation est la même sur l'aluminium que sur le Wearlon. Avec le Wearlon, la glace s'étend plus loin que sur l'aluminium (Figure 91). Les deux formes de glace ne sont pas symétriques et ont plus de glace sur le dessus du profil qu'en dessous.

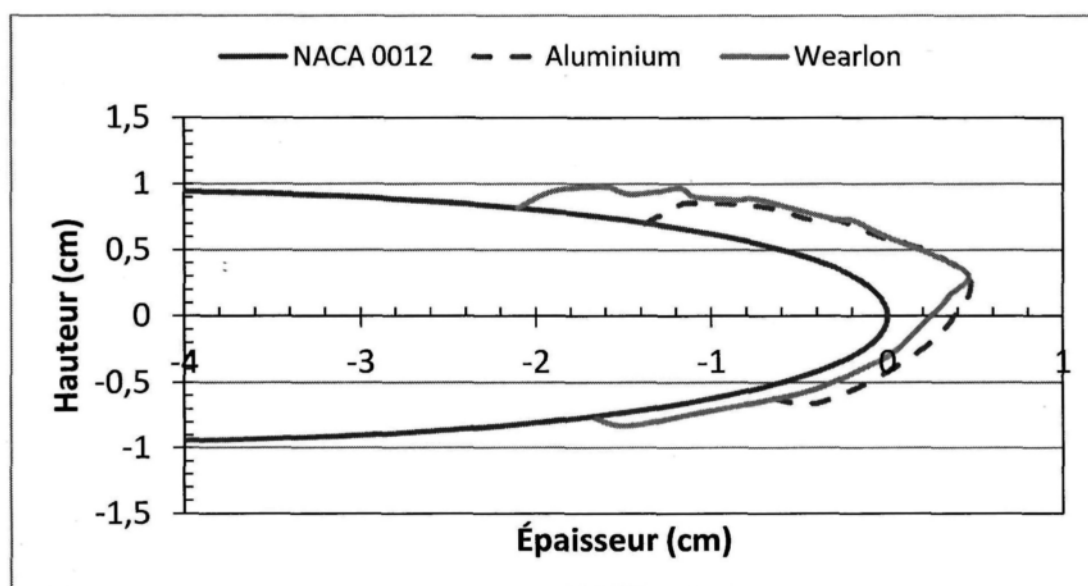


Figure 91: Forme de la glace accumulée sur le profil après 10 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -20°C

La Figure 92 et Figure 93 montre que la glace accumulée sur le profil à -20°C est du givre. Le givre est de couleur blanche et plus léger que le verglas en raison de l'air qui y est emprisonné. La glace accumulée pour les deux profils est semblables.

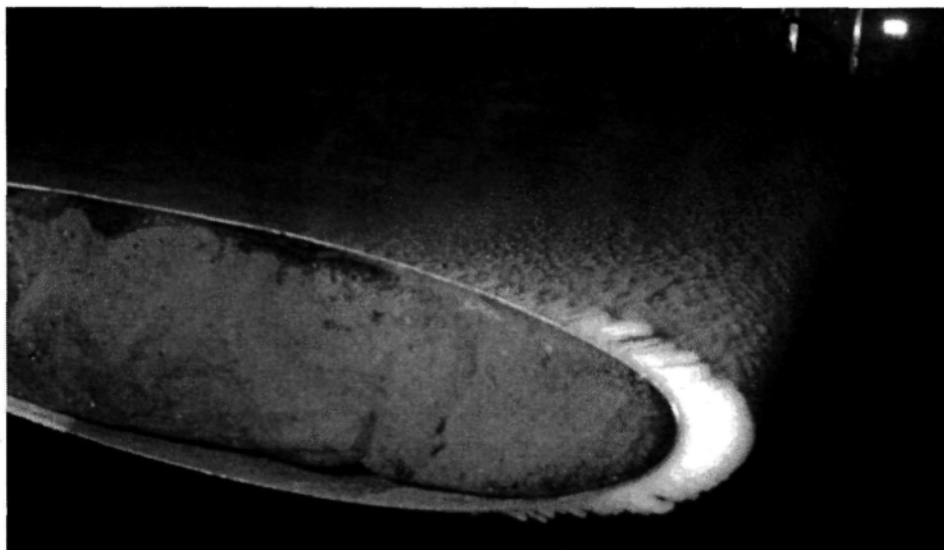


Figure 92: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes sur le profil d'aluminium

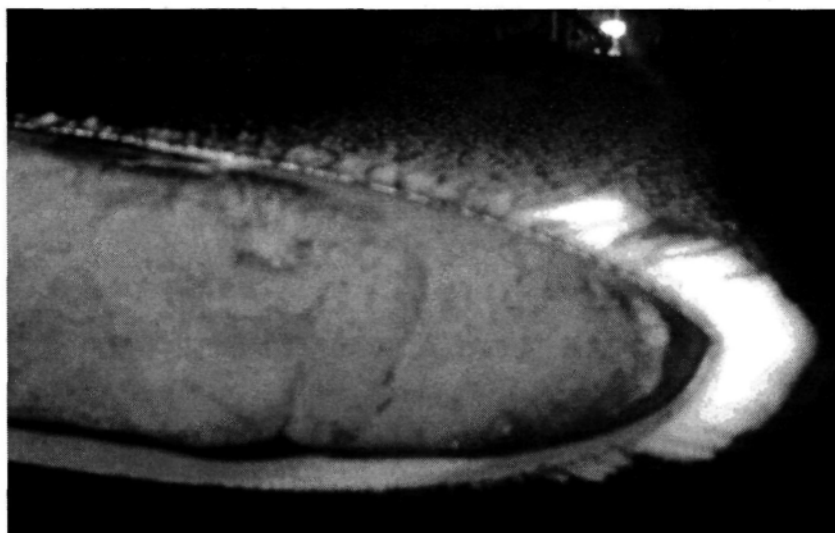


Figure 93: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes sur le profil avec le Wearlon

Pour 20 minutes, il est possible d'observer à la Figure 94 que l'épaisseur ainsi que la forme de la glace est sensiblement la même pour le Wearlon et l'aluminium. Toutefois, la couche de glace avec le Wearlon s'étend légèrement plus loin que pour l'aluminium.

Pour les deux profils, la glace n'est pas tout-à-faits symétrique et il y a plus de glace sur le dessus que sur le dessous. Il se peut que cette différence soit causée par l'imprécision de la technique de traçage des formes de glaces.

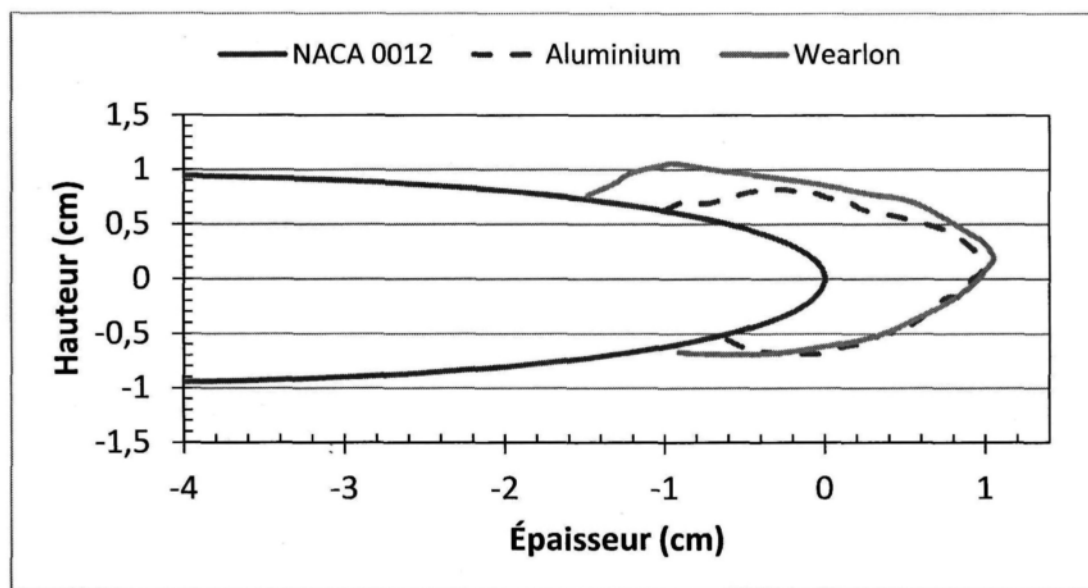


Figure 94: Forme de la glace accumulée sur le profil après 20 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -20°C

Après 30 minutes d'accumulation sur les deux profils, les deux couches de glace ont une épaisseur maximale semblable et la même forme (Figure 95). Les deux formes de glaces sont équivalentes et la présence ou non du Wearlon n'a pas influencée la couche de glace accrétée sur les profils. Les formes de glaces sont près d'être symétriques, mais il semble y avoir légèrement plus de glace sur le dessus du profil.

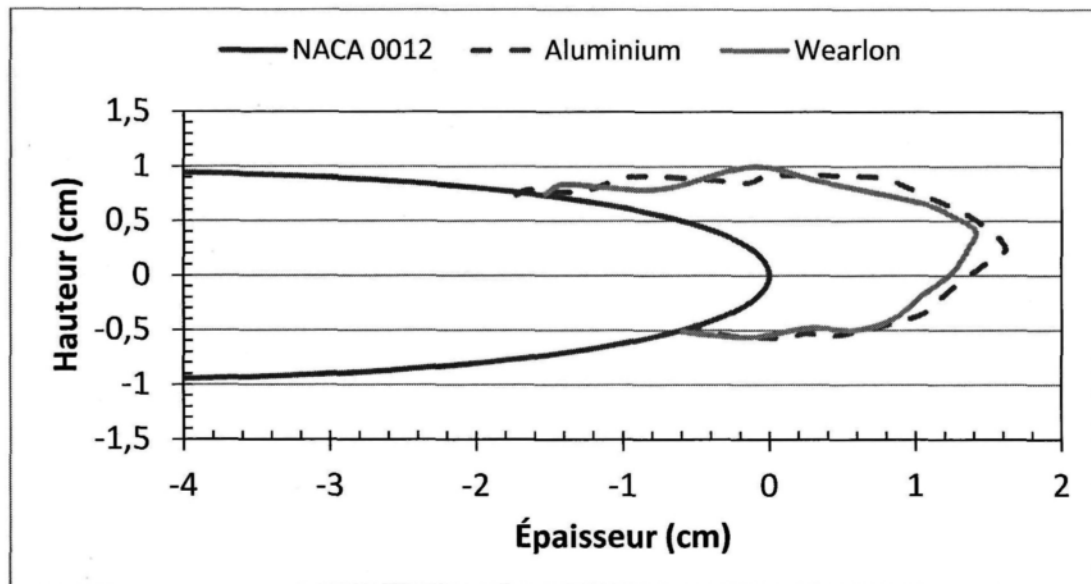


Figure 95: Forme de la glace accumulée sur le profil après 30 minutes d'accumulation à 0° d'angle d'attaque et -20°C

La Figure 96 et Figure 97 montre la couche de glace accumulée après 30 minutes à -20°C. La glace accumulée est sous forme de givre en raison de la température très basse. Les couches de glaces sont semblables pour le Wearlon et l'aluminium.

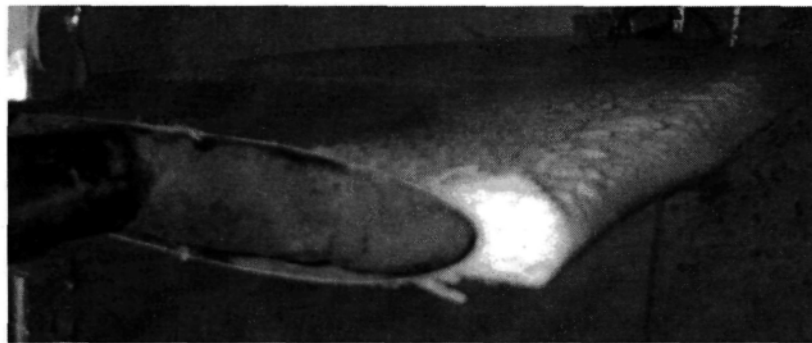


Figure 96: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes sur le profil d'aluminium

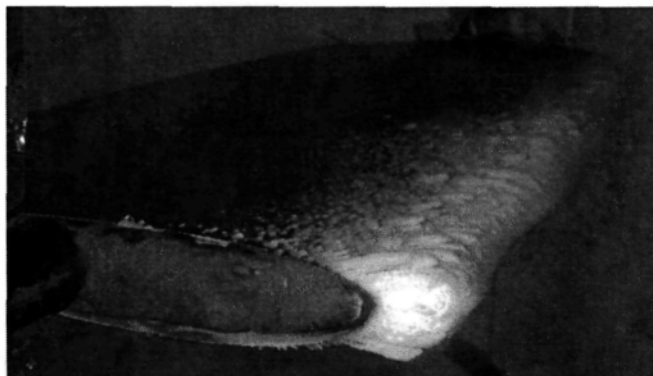


Figure 97: Photo de la glace accumulée à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes sur le profil avec le Wearlon

Les graphiques du coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation à -20°C (Figure 98, Figure 99 et Figure 100) présentent les mêmes caractéristiques qu'à -5°C (Figure 88, Figure 89 et Figure 90). Cependant, l'augmentation rapide pour le Wearlon arrive plus tard qu'à -5°C . En effet, cette augmentation arrive à environ 120 secondes après le début de l'accumulation comparée à 45 secondes à -5°C . Pour l'aluminium, l'augmentation rapide non-linéaire demeure aux alentours de 150 secondes, ce qui fait que l'augmentation du Wearlon se rapproche beaucoup de celle de l'aluminium. La pente de la montée linéaire passée cette augmentation rapide est d'environ 0,0009 par minute, ce qui est plus grand qu'à -5°C qui est de 0,0006 par minute.

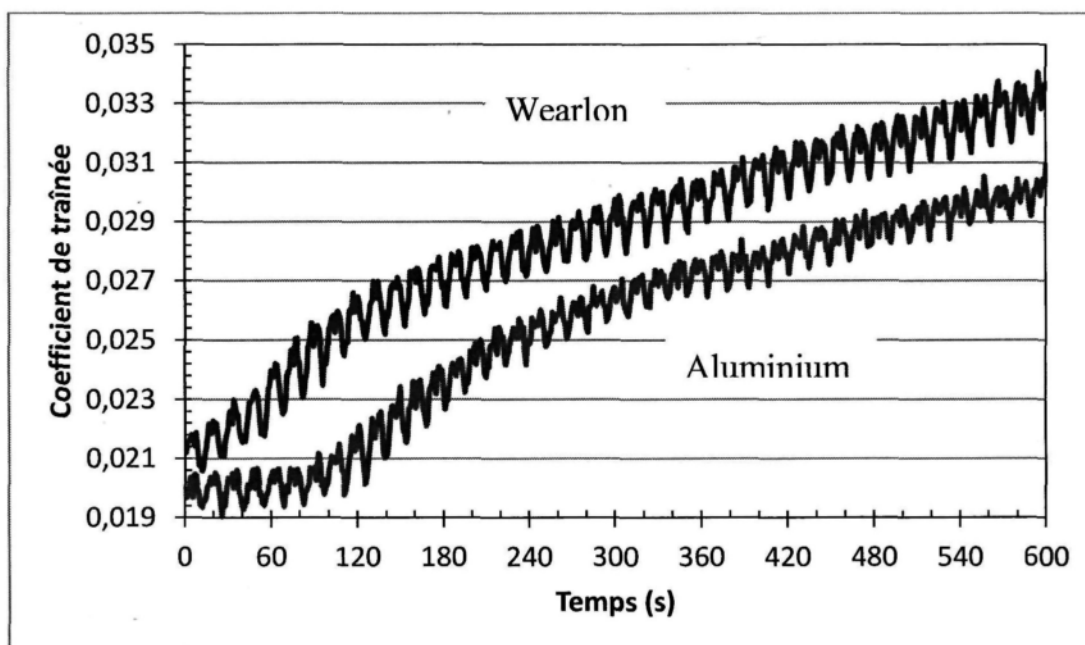


Figure 98: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes

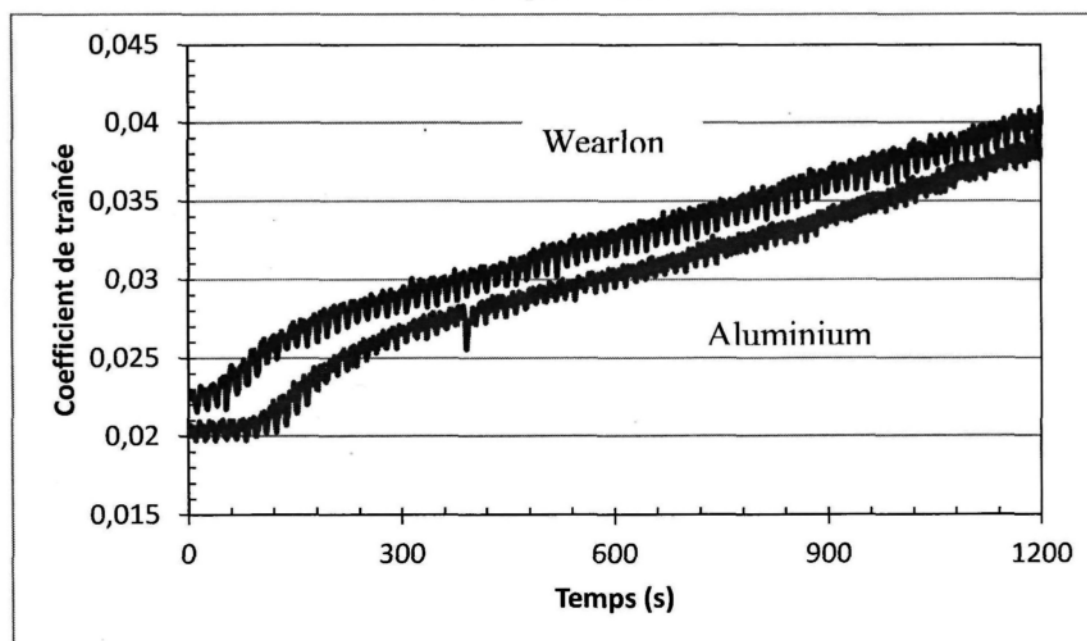


Figure 99: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 20 minutes

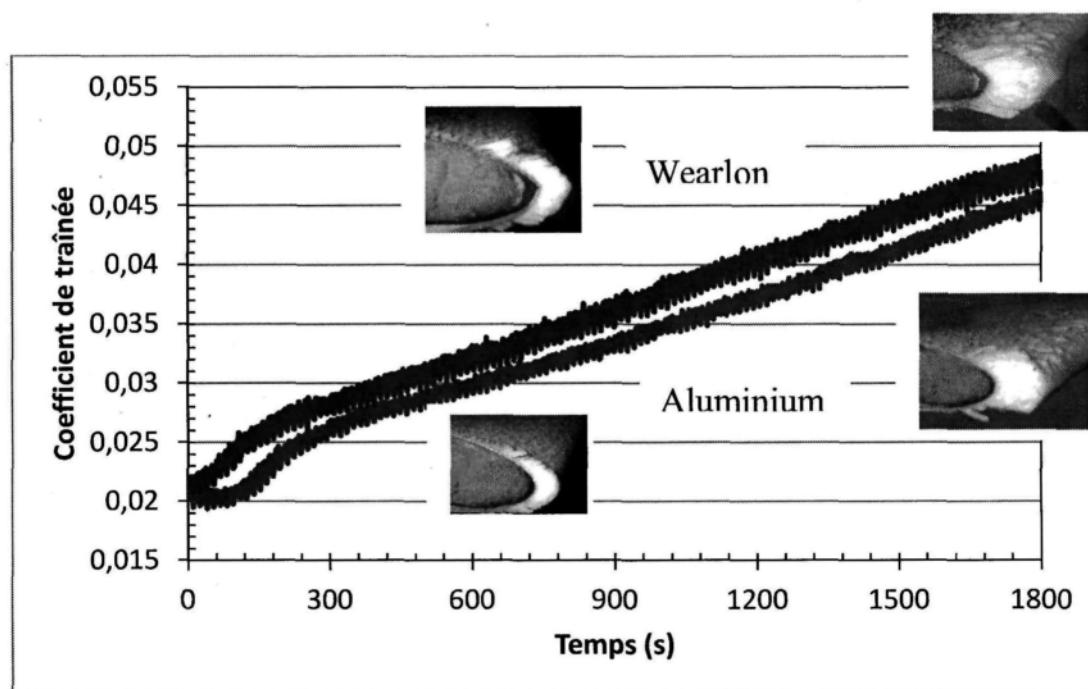


Figure 100: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à 0° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes

Pour les essais avec la glace accumulée, encore une fois, les résultats obtenus avec le Wearlon sont supérieurs à ceux des essais avec l'aluminium. Les résultats avec le Wearlon sont supérieurs d'environ 6%. Cette différence est moins grande que celle obtenue sans glace (13%-15%) à la section précédente (5.2).

Tableau 18: Coefficients de traînée du profil avec une couche de glace accrétée à 0° d'angle d'attaque et -20°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium	Wearlon
0	360 000	0,016	0,018
	500 000	0,016	0,017
10	525 000	0,029	0,031
	725 000	0,030	0,031
20	525 000	0,037	0,038
	725 000	0,036	0,038
30	525 000	0,044	0,047
	725 000	0,043	0,046

5.3.4 ANGLE D'ATTAQUE -6° ET TEMPERATURE -5°C

Suite aux essais à 0° d'angle d'attaque, le profil est placé à -6° et les essais sont refaits pour les mêmes températures, soient -5°C et -20°C . L'épaisseur de la glace à -5°C , après 10 minutes d'accumulation, est sensiblement la même pour le profil avec le Wearlon que pour celui en aluminium, tel que présenté à la Figure 101. Les photos des Figure 102 et Figure 103 le confirment. La glace s'étend plus sur le dessus du profil sur celui en aluminium. Pour -6° d'angle d'attaque, les couches de glace ne sont pas symétriques. La face supérieure du profil reçoit d'avantage de glace car elle fait face à l'écoulement.

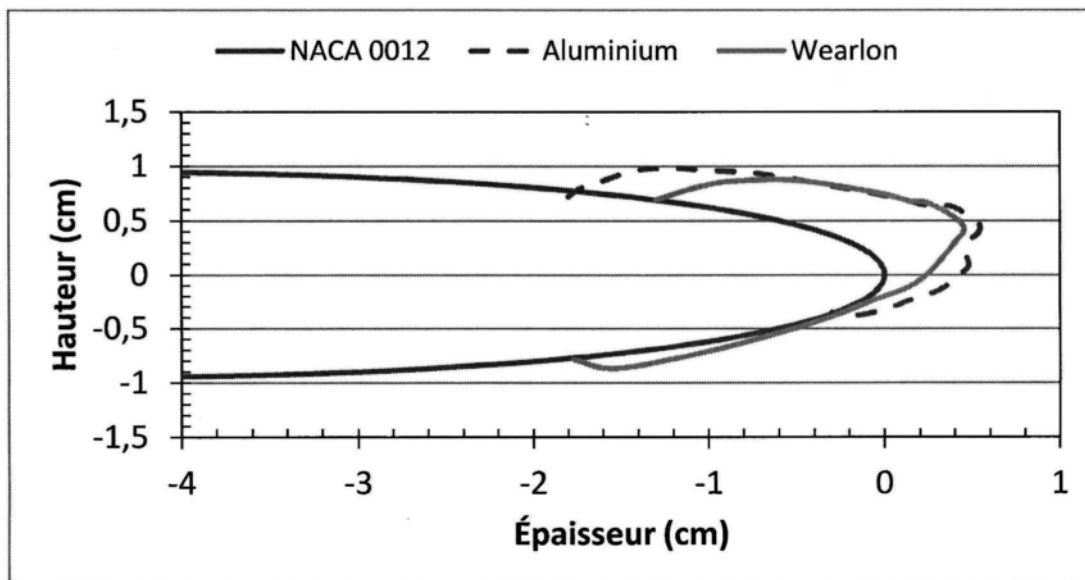


Figure 101: Forme de la glace accumulée sur le profil après 10 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -5°C

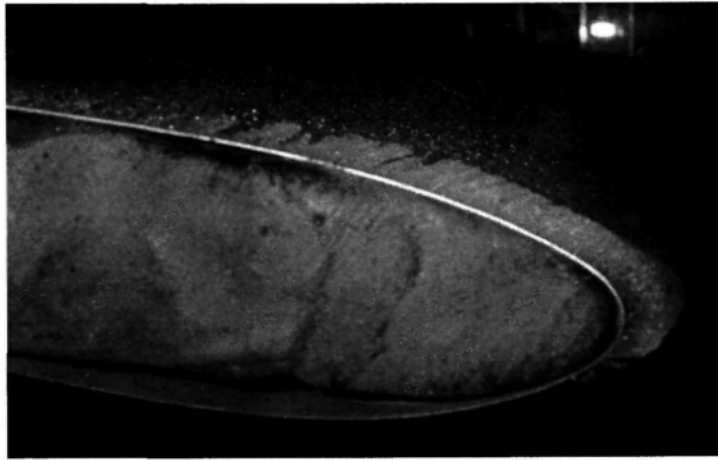


Figure 102: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes sur le profil d'aluminium

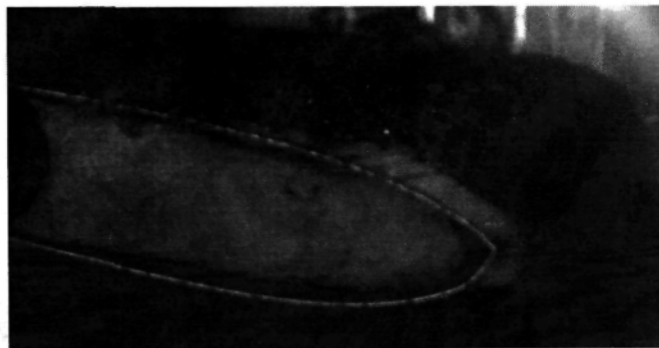


Figure 103: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes sur le profil avec le Wearlon

Après 20 minutes d'accumulation, la Figure 104 montre que l'épaisseur maximum est légèrement plus grande sur l'aluminium que sur le Wearlon et les formes de glace sont très semblables.

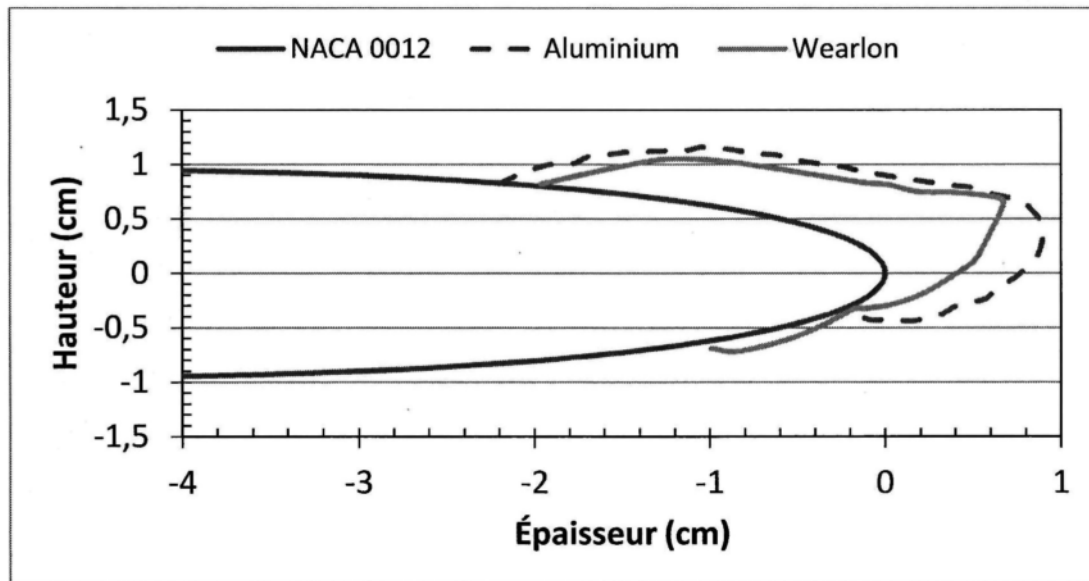


Figure 104: Forme de la glace accumulée sur le profil après 20 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -5°C

La glace est légèrement plus épaisse et plus étendue sur l'aluminium que sur le Wearlon après 30 minutes d'accumulation (Figure 105). Toutefois, la forme de la glace est très ressemblante et il n'est pas possible d'affirmer que la présence du Wearlon a un réel impact sur celle-ci. La Figure 106 et Figure 107 corroborent cette affirmation.

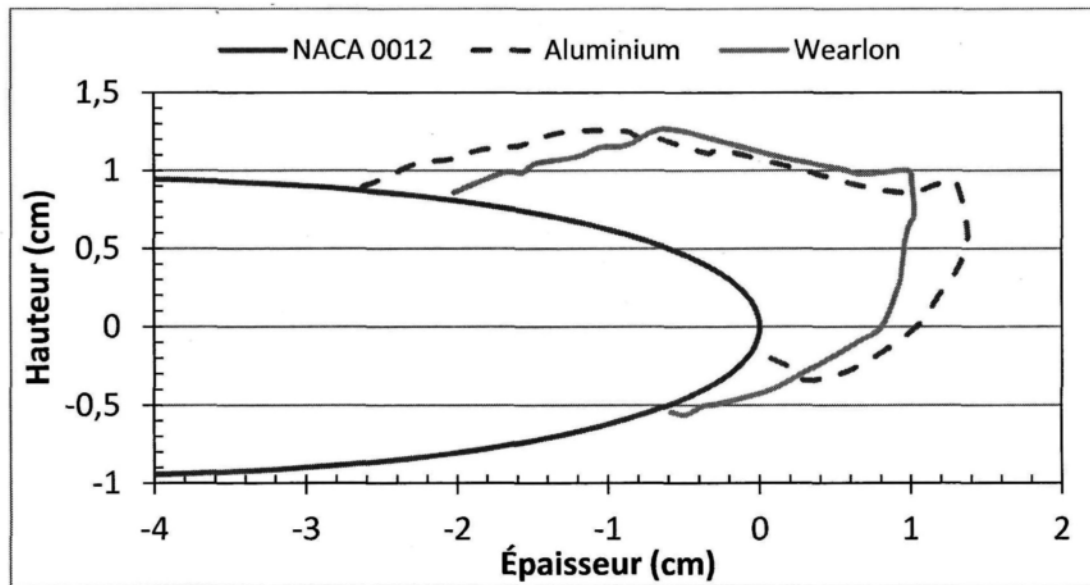


Figure 105: Forme de la glace accumulée sur le profil après 30 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -5°C



Figure 106: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes sur le profil d'aluminium



Figure 107: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes sur le profil avec le Wearlon

Les courbes du coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de la glace des Figure 108, Figure 109 et Figure 110, contiennent encore une fois les mêmes tendances que celles à 0° (Figure 88 à Figure 90 et Figure 98 à Figure 100). Le graphique pour 10 minutes d'accumulation (Figure 108) est très différent des autres et doit vraisemblablement être écarté car il n'est pas reproductible avec les deux autres (Figure 109 et Figure 110) et ne peut être répété en raison du manque de temps disponible. Comme à 0° et -5°C (Figure 88 à Figure 90), l'augmentation rapide non-linéaire, survient beaucoup plutôt pour le Wearlon, soit après 45-60 secondes d'accumulation. Pour l'aluminium, cette montée rapide survient toujours à 150 secondes. La pente de l'augmentation linéaire est d'environ 0,0007 par minute.

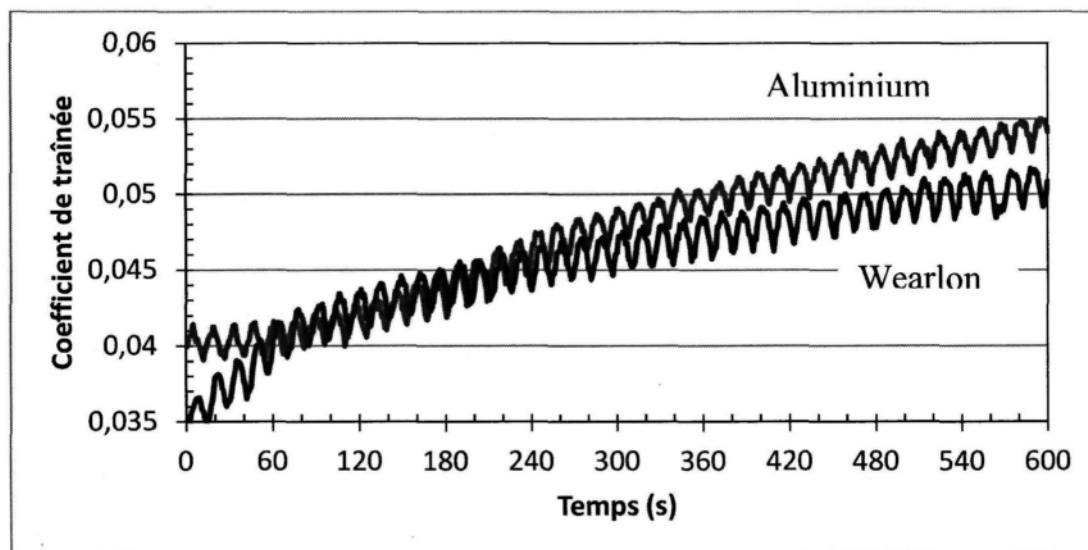


Figure 108: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes

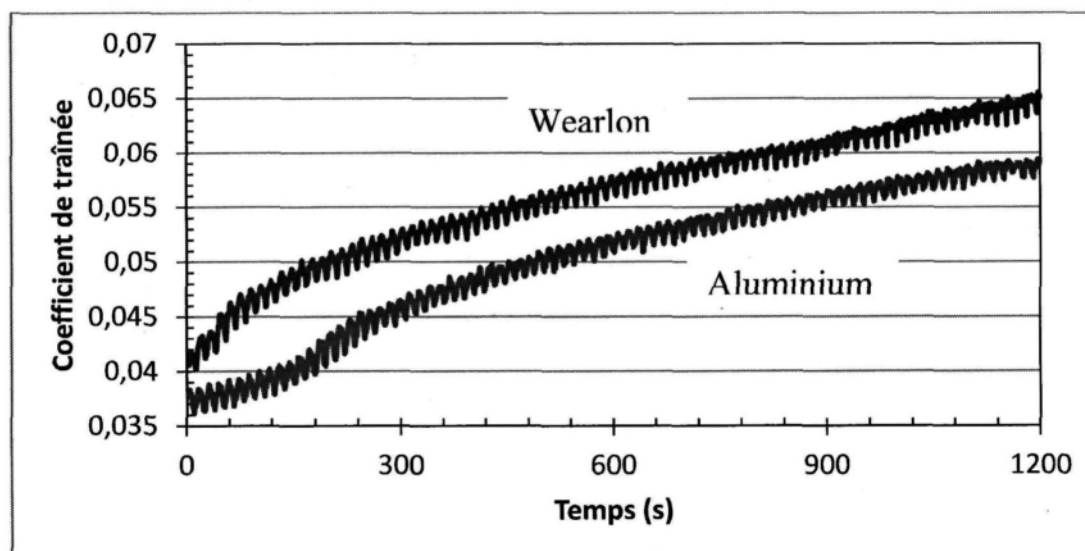


Figure 109: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 20 minutes

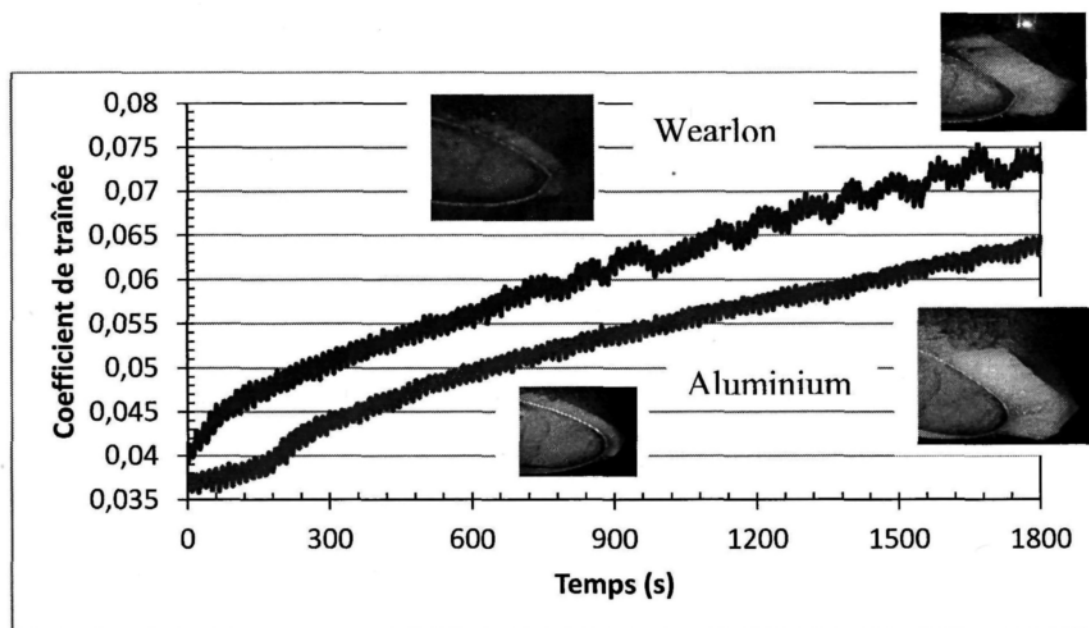


Figure 110: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes

Les courbes du coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de la glace des Figure 111, Figure 112 et Figure 113, ne sont pas révélatrices. En effet, parfois les coefficients de portance du Wearlon sont plus élevés et parfois c'est l'opposé. Certaines courbes ne montrent pas une augmentation constante du coefficient de portance et même parfois le coefficient de portance redescend après un certain temps d'accumulation. Ces graphiques ne seront donc pas utilisés.

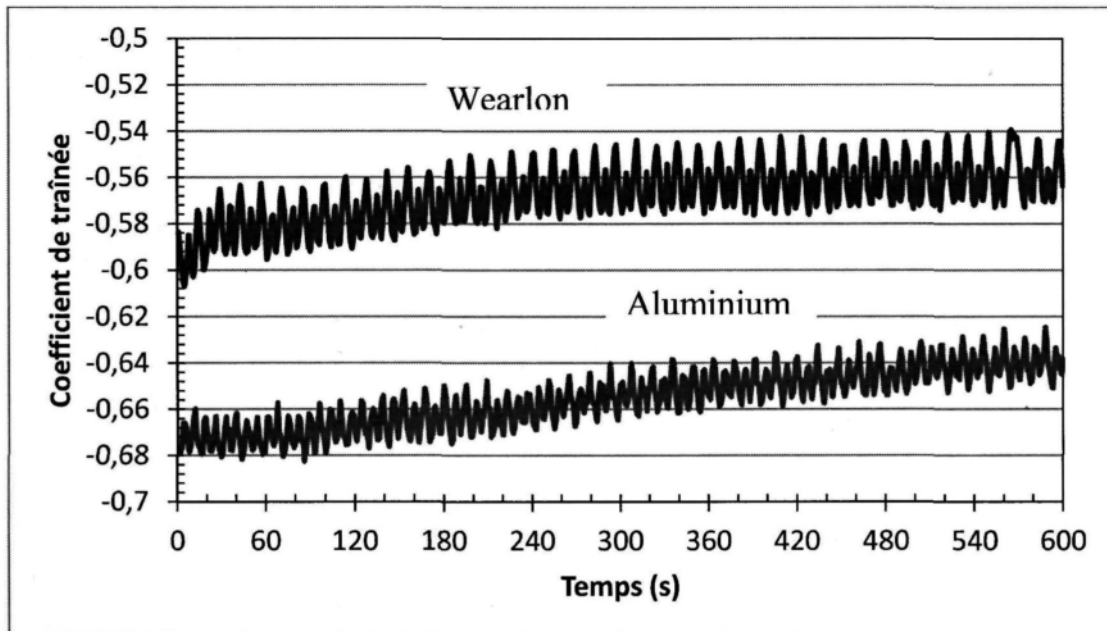


Figure 111: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 10 minutes

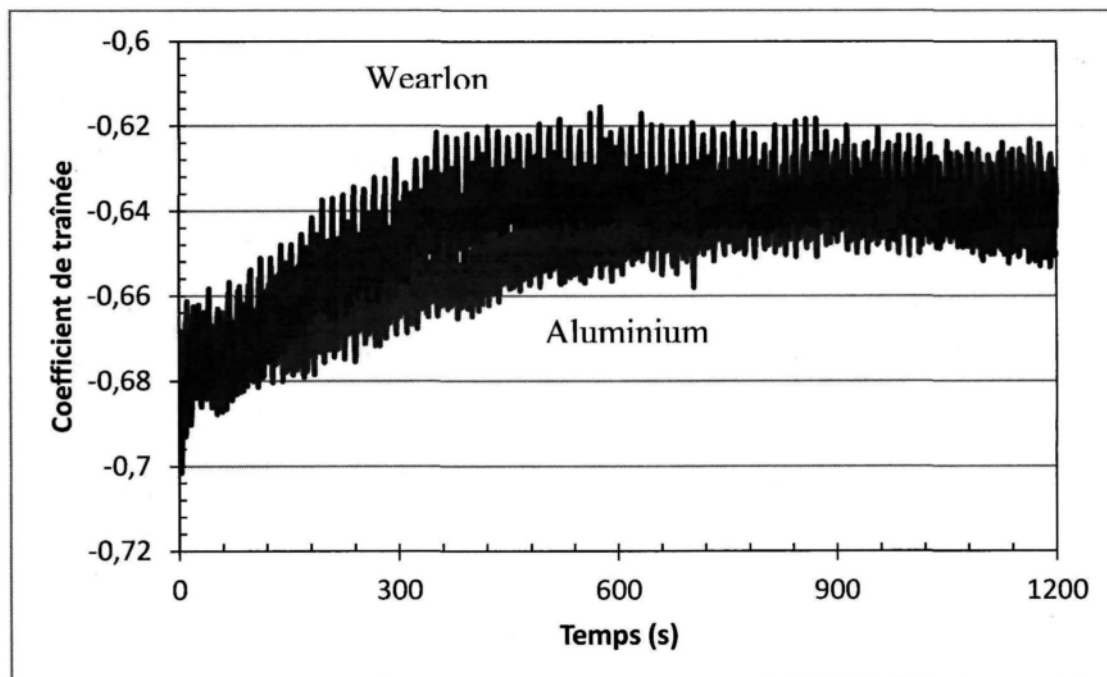


Figure 112: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 20 minutes

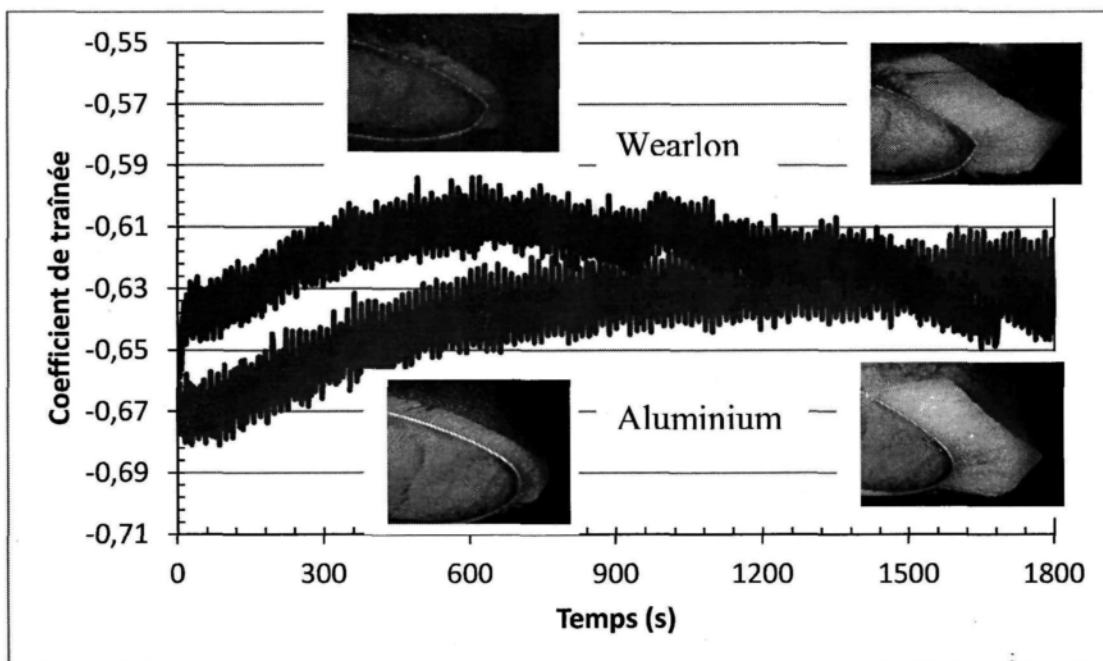


Figure 113: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -5°C après 30 minutes

Le Tableau 19 montre que les coefficients de traînée enregistrés une fois la glace accumulée pour le Wearlon ont une différence d'environ 15% avec ceux de l'aluminium, semblable à la section 5.2 (13%-15%), soit sans glace. À 450 000 de Reynolds la différence est plus près de 8%. Pour les coefficients de portance, ils sont très ressemblants pour les deux profils. Aucun écart récurant ne peut être constaté.

Tableau 19: Coefficients de traînée du profil avec une couche de glace accrétée à -6° d'angle d'attaque et -5°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium	Wearlon
0	360 000	0,030	0,034
	500 000	0,030	0,034
10	450 000	0,057	0,059
	600 000	0,056	0,066
20	450 000	0,065	0,070
	600 000	0,064	0,075
30	450 000	0,072	0,077
	600 000	0,071	0,082

Tableau 20: Coefficients de portance du profil avec une couche de glace accrétée à -6° d'angle d'attaque et -5°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium	Wearlon
0	360 000	-0,57	-0,68
	500 000	-0,61	-0,77
10	450 000	-0,69	-0,66
	600 000	-0,71	-0,74
20	450 000	-0,67	-0,67
	600 000	-0,73	-0,72
30	450 000	-0,66	-0,68
	600 000	-0,71	-0,75

5.3.5 ANGLE D'ATTAQUE -6° ET TEMPERATURE -20°C

Les derniers essais avec la glace sont faits à -6° d'angle d'attaque et à une température de -20°C . À -20°C la glace s'accumule sous forme de givre. Les formes de glace après 10 minutes d'accumulation présentées à la Figure 114 sont les mêmes pour le profil avec le Wearlon et avec l'aluminium. Les photos des Figure 115 et Figure 116 montrent également des formes de glace semblables. Les formes de glace ne sont pas

symétriques car les essais sont faits à -6° d'angle d'attaque et l'axe de symétrie du profil ne fait plus face à l'écoulement.

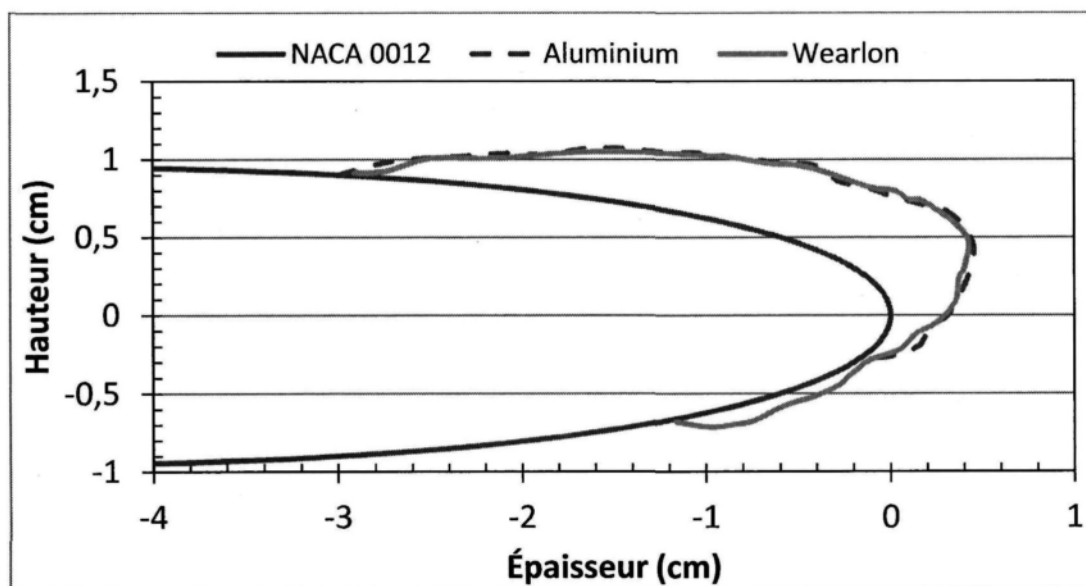


Figure 114: Forme de la glace accumulée sur le profil après 10 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -20°C

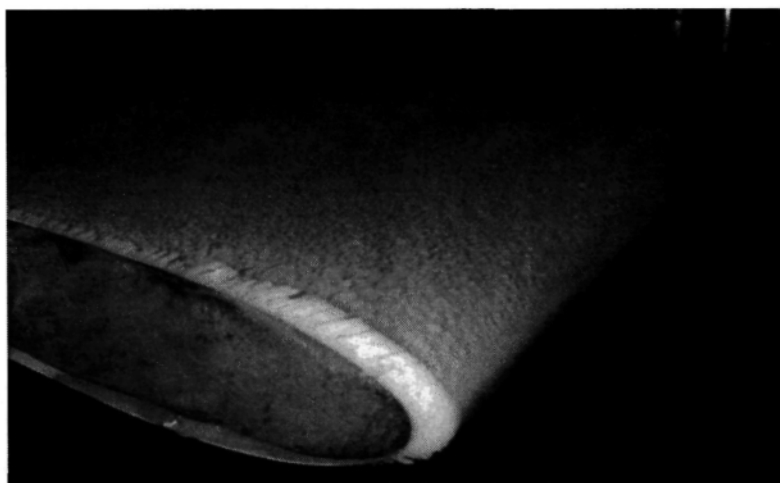


Figure 115: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes sur le profil d'aluminium

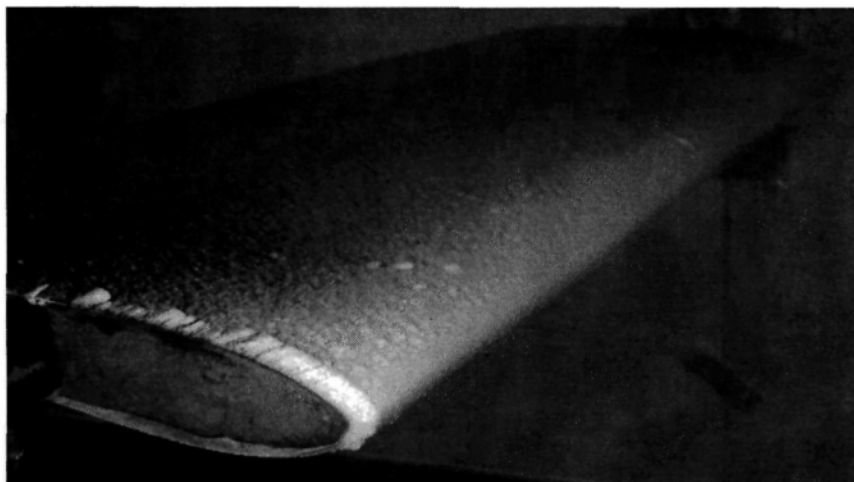


Figure 116: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes sur le profil avec le Wearlon

Après 20 minutes, la glace garde la même forme sur les deux profils (Figure 117). Cependant, elle est un peu plus épaisse sur le Wearlon que sur l'aluminium. Cette différence entre dans la reproductibilité des essais avec la glace.

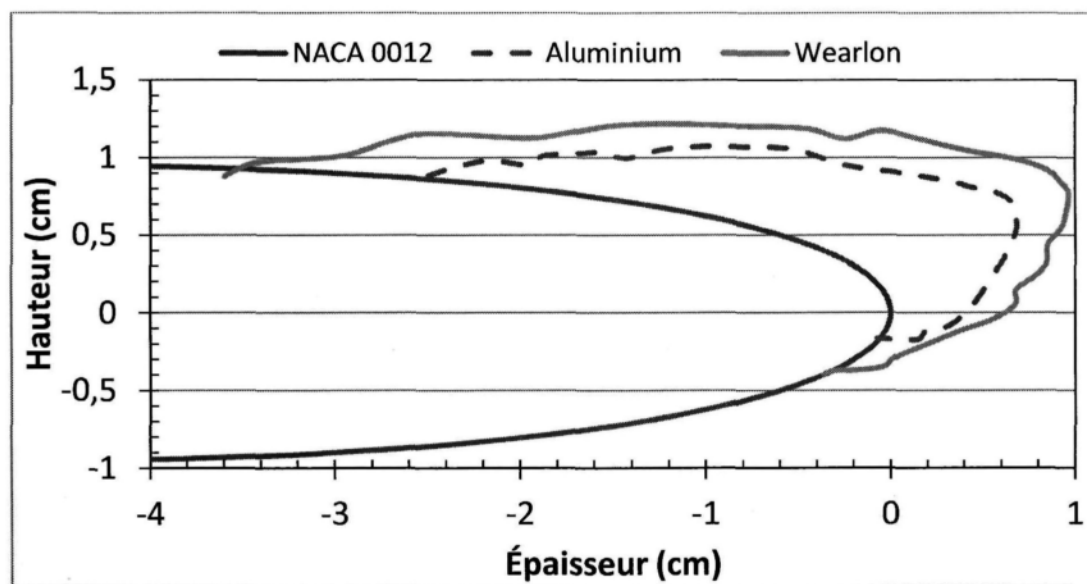


Figure 117: Forme de la glace accumulée sur le profil après 20 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -20°C

La glace sur le profil avec le Wearlon après 30 minutes d'accumulation (Figure 118) est légèrement plus épaisse que sur le profil avec l'aluminium. Aussi, sur la photo de la Figure 120, il est possible d'observer que le profil avec le Wearlon est recouvert presque entièrement d'une légère couche de glace alors que sur la Figure 119, avec le profil d'aluminium, cette légère couche de glace s'étend sur une moins grande partie du profil.

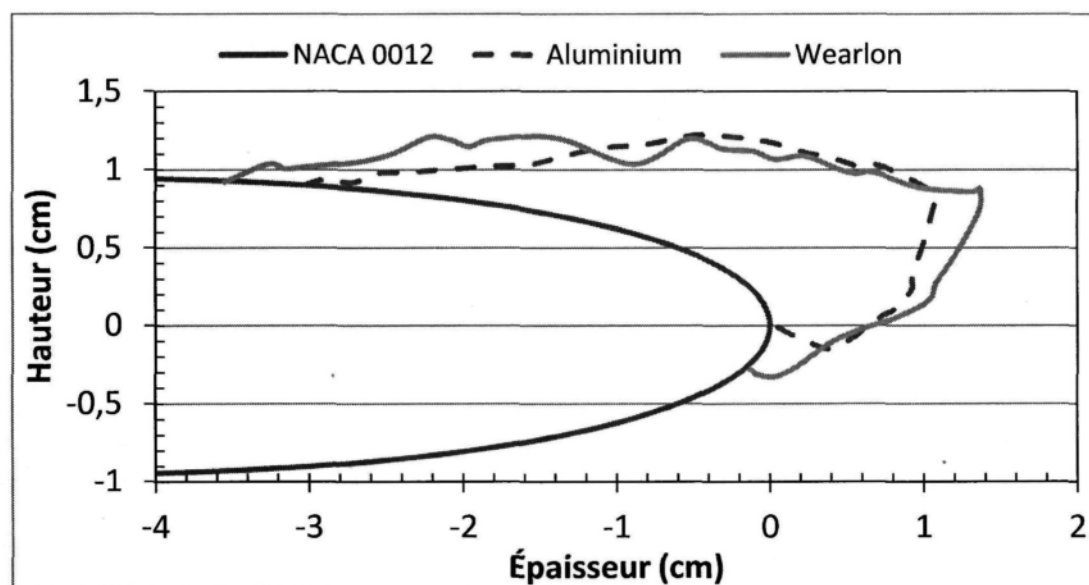


Figure 118: Forme de la glace accumulée sur le profil après 30 minutes d'accumulation à -6° d'angle d'attaque et -20°C

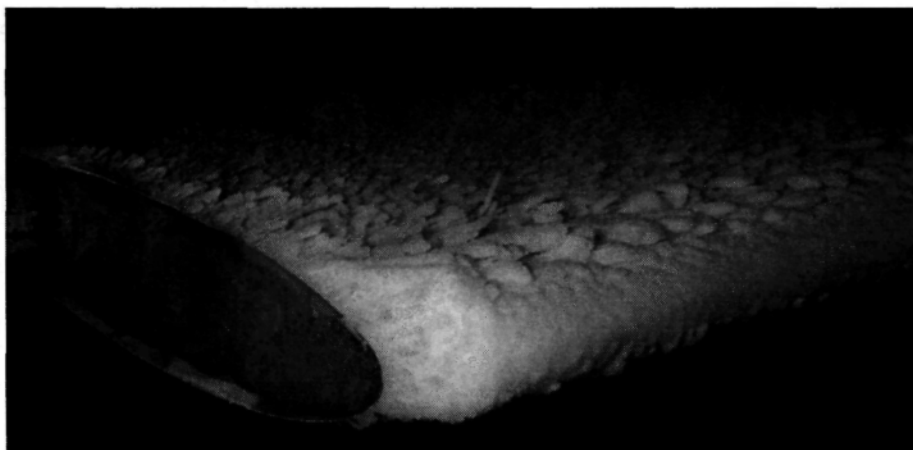


Figure 119: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes sur le profil d'aluminium

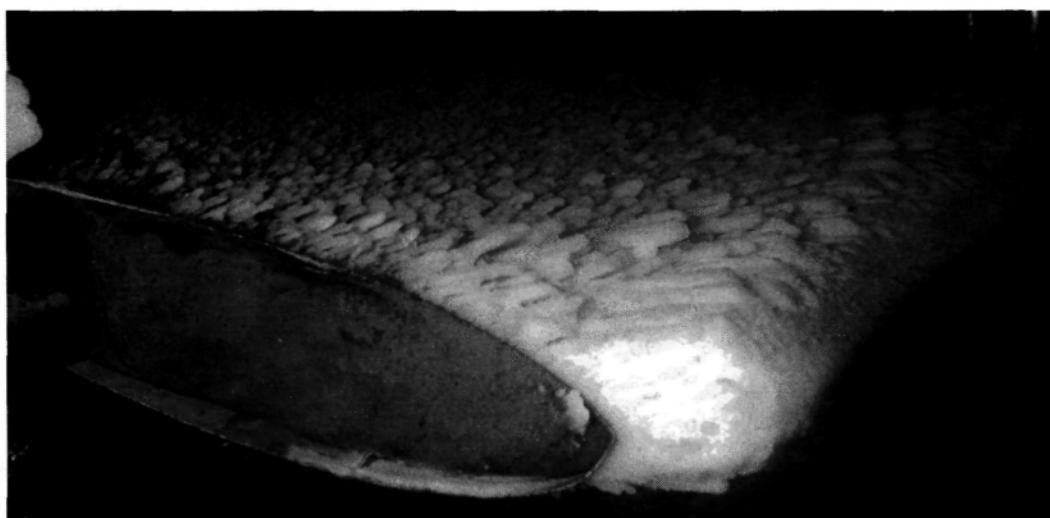


Figure 120: Photo de la glace accumulée à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes sur le profil avec le Wearlon

Il est possible de constater sur les graphiques des coefficients de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace (Figure 121 à Figure 123), tout comme à 0° et -20°C (Figure 98 à Figure 100), que l'augmentation rapide survient au même moment pour les deux courbes, à environ 150 secondes. Les courbes du Wearlon et de l'aluminium sont

identiques avec un décalage d'environ 12-13% supérieurs pour celle du Wearlon. Les pentes linéaires des courbes sont de 0,0009 par minute, comme à 0° et -20°C.

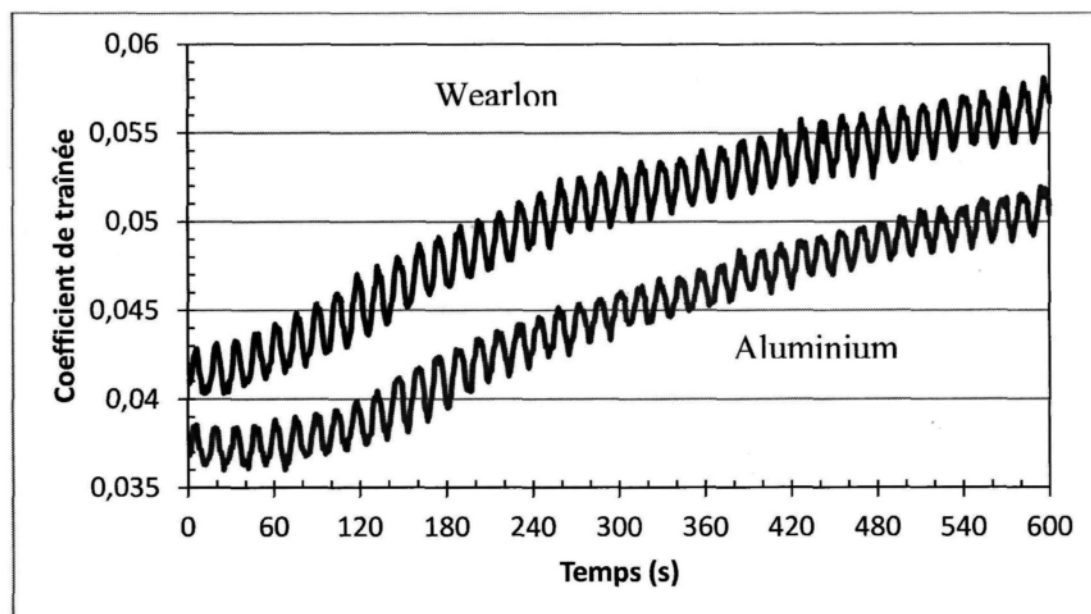


Figure 121: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes

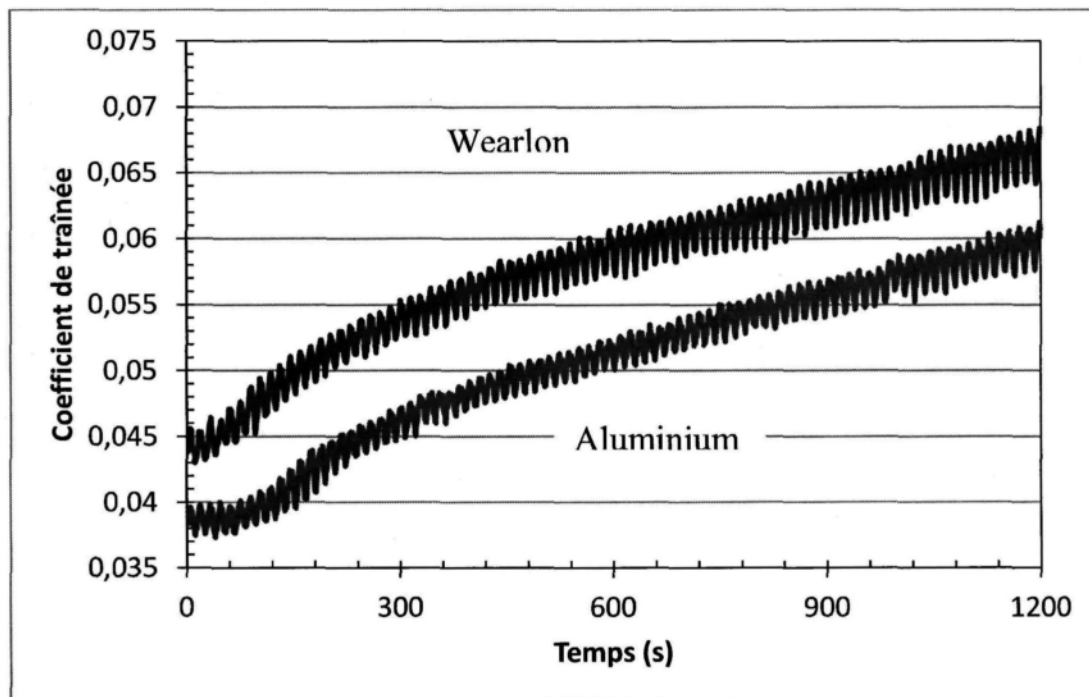


Figure 122: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 20 minutes

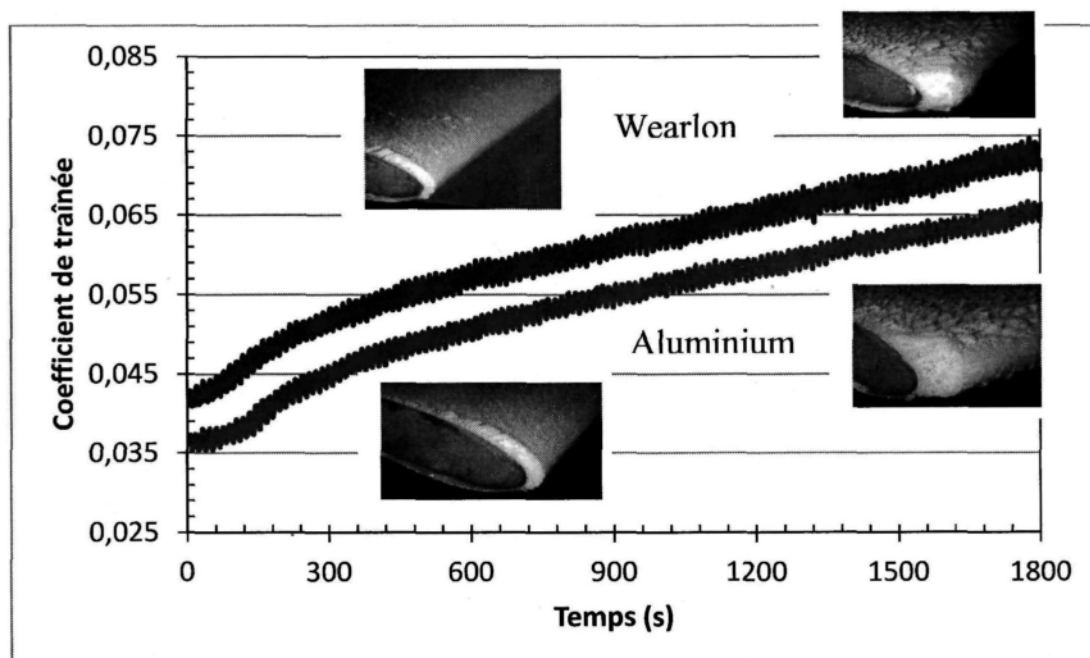


Figure 123: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes

Les courbes du coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de la glace (Figure 124 à Figure 126) montrent les courbes du profil d'aluminium au-dessus de celle du Wearlon. Encore une fois, certaines courbes montrent que le coefficient de portance redescend après un certains temps d'accumulation.

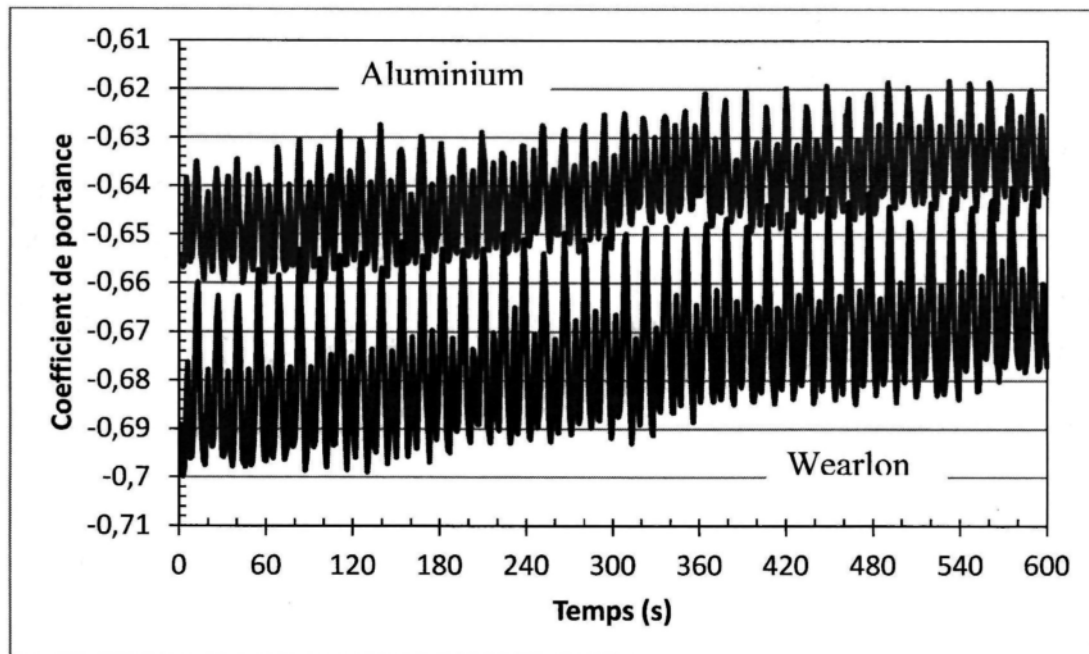


Figure 124: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 10 minutes

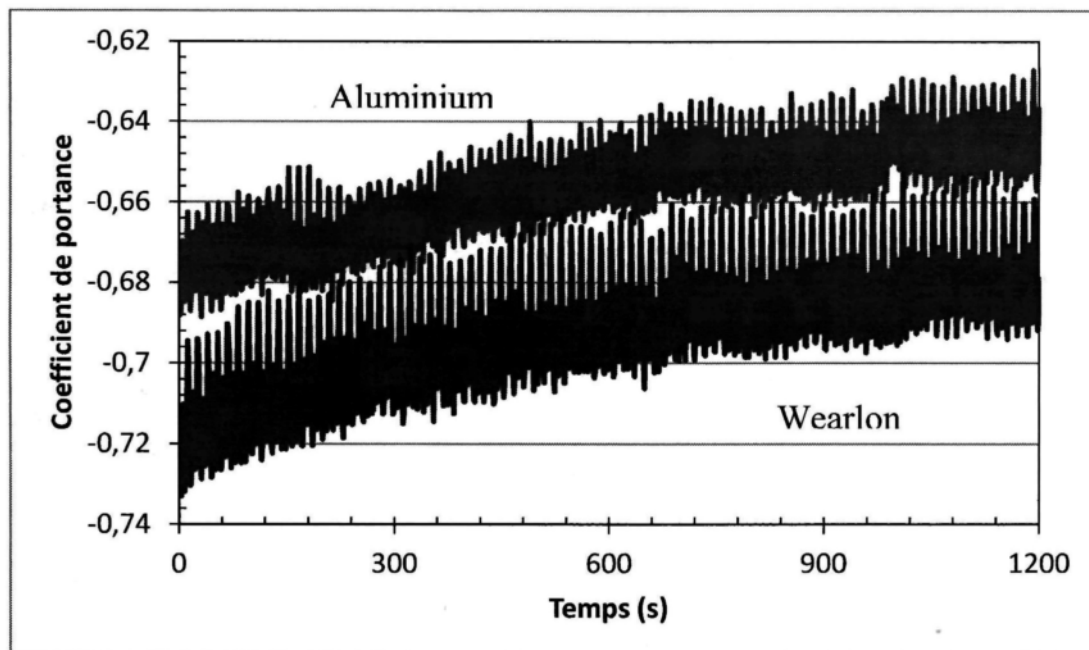


Figure 125: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 20 minutes

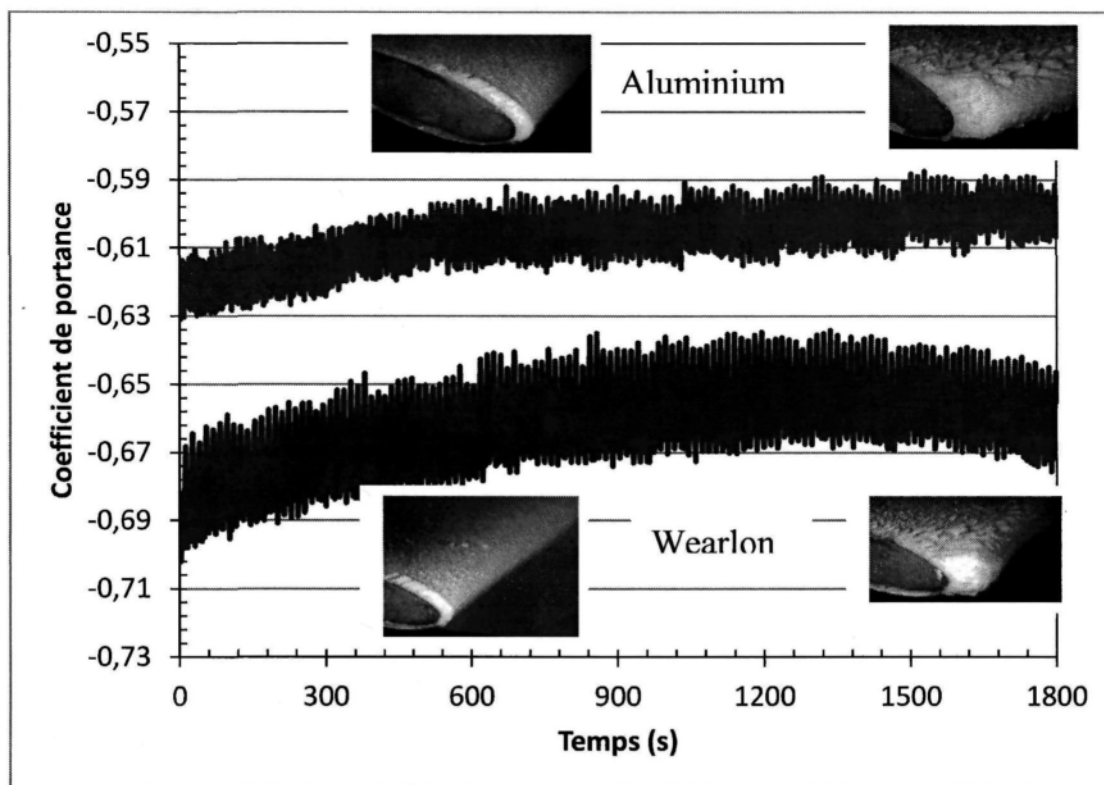


Figure 126: Coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace à -6° d'angle d'attaque et -20°C après 30 minutes

Les coefficients de traînée obtenus avec la glace accumulée pour le Wearlon, au Tableau 21, sont en moyenne 13% supérieurs à ceux obtenus avec la glace et ce pour tous les temps d'accumulation. Ce pourcentage est le même que l'écart entre les coefficients de traînée pour le Wearlon et l'aluminium de la section 5.2 (13%-15%), c'est-à-dire sans accumulation de glace. Les coefficients de portance pour l'aluminium au Tableau 22 sont tous inférieurs à ceux du Wearlon.

Tableau 21: Coefficients de traînée du profil avec une couche de glace accrétée à -6° d'angle d'attaque et -20°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium	Wearlon
0	360 000	0,030	0,034
	500 000	0,030	0,034
10	525 000	0,056	0,061
	725 000	0,059	0,066
20	525 000	0,065	0,075
	725 000	0,068	0,076
30	525 000	0,072	0,080
	725 000	0,073	0,085

Tableau 22: Coefficients de portance du profil avec une couche de glace accrétée à -6° d'angle d'attaque et -20°C

Temps (min)	Reynolds	Aluminium	Wearlon
0	360 000	-0,57	-0,68
	500 000	-0,61	-0,77
10	525 000	-0,68	-0,71
	725 000	-0,74	-0,76
20	525 000	-0,68	-0,72
	725 000	-0,73	-0,76
30	525 000	-0,64	-0,70
	725 000	-0,70	-0,76

5.3.6 ANGLES D'ATTAQUES 0° ET -6° ET TEMPERATURE 20°C

Comme le Wearlon est un revêtement hydrophobe et a été prouvé efficace dans l'eau, les dernières expérimentations de ce mémoire consistent à comparer les coefficients de traînée entre le profil muni du Wearlon et celui d'aluminium soumis à une pluie de LWC de 0,4 à 20°C . Les essais ont été faits pendant 10 minutes avec des angles d'attaque de 0° et -6° . Les résultats sont présentés à la Figure 127 et Figure 128.

Les résultats obtenus montrent que les coefficients de traînée sont encore une fois plus bas pour l'aluminium que pour le Wearlon. Les résultats ne montrent aucune

amélioration du coefficient de traînée pouvant être attribuée au Wearlon pour un profil soumis à la pluie. Le coefficient de traînée demeure stable sur toute la période de temps de précipitation. Pour le Wearlon, une augmentation rapide du coefficient de traînée survient dans les 60 premières secondes.

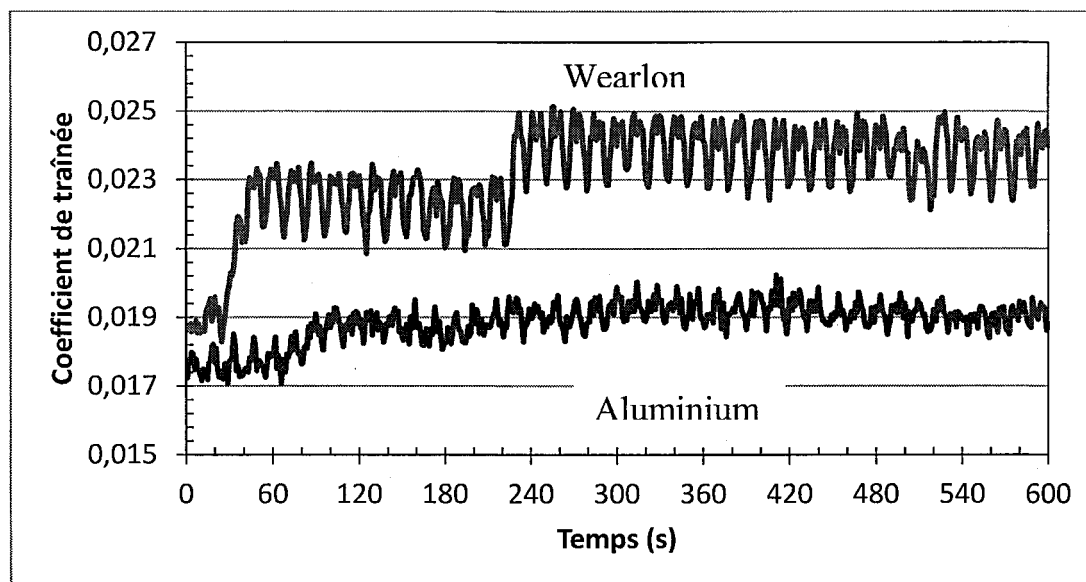


Figure 127: Coefficient de traînée des profils soumis à une pluie à 0° d'angle d'attaque et 20°C

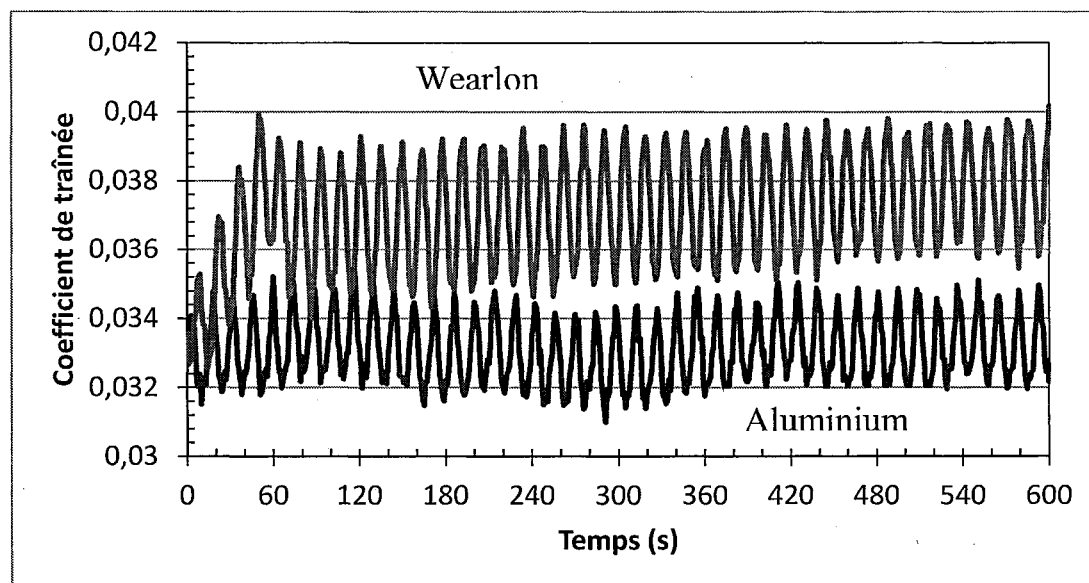


Figure 128: Coefficient de traînée des profils soumis à une pluie à -6° d'angle d'attaque et 20°C

CHAPITRE 6

ANALYSE ET DISCUSSION

6.1 LES REVÊTEMENTS

Les essais expérimentaux réalisés avec les revêtements hydrophobes à des nombre de Reynolds de 360 000 et 500 000 et à des angles d'attaque de -6° , 0° et 6° ont été conservés pour fin d'analyse, tandis que ceux réalisés à un nombre de Reynolds de 160 000 ont été exclus en raison de la faible force de traînée développée qui était en deçà de la sensibilité de la balance. De plus, tous les essais réalisés à des angles d'attaque supérieurs en valeur absolu à 6° ont été exclus de l'analyse car, la part de la force de traînée due au cisaillement diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque, comparativement à la différence de pression qui augmente avec l'accroissement de l'angle d'attaque. Aussi, vers 12° , le décrochage se produit, ce qui affecte considérablement la qualité des résultats.

En analysant les résultats avec les revêtements hydrophobes et les papiers sablés, la première observation qui peut être tirée des résultats est la non-conformité des résultats à 6° d'angle d'attaque. Les résultats à 6° varient beaucoup plus et les tendances ne sont pas les mêmes que pour les autres angles. Pour certains papiers sablés, à 6° , des coefficients de traînée sont supérieurs pour une rugosité de papier inférieure, alors que le contraire devrait se produire. Les résultats avec les revêtements à 6° , lorsque placés sur les courbes de tendances montrent des orientations différentes de ceux à 0° et -6° . Il est difficile

d'expliquer pourquoi la balance ne donne pas de résultats significatifs à 6° . Si le profil n'est pas parfaitement symétrique ou que l'étalonnage de l'angle d'attaque n'est pas parfait, un déséquilibre de la symétrie entre les valeurs des angles négatifs et positifs peut être créé. Ce déséquilibre pourrait expliquer la différence des résultats entre -6° et 6° .

À 0° et -6° , les résultats des coefficients de traînée suivent la même tendance pour tous les revêtements. Pour les coefficients de portance, les variations de la force de portance sont trop faibles et ne peuvent être mesurées. À 0° , pour un profil NACA 0012, le coefficient de portance est nul. Il est donc normal de n'obtenir aucun résultat pour cet angle. À -6° cependant, les coefficients de portance sont entre -0,6 et -0,8. Comme le montre la Figure 78, aucune tendance ne peut être trouvée et la différence dans les résultats provient de la sensibilité de la balance. Il est expliqué à la section 2.1 que pour un profil NACA 0012, la portance est causée principalement par une différence de pression et très faiblement par le cisaillement. L'application d'un revêtement sur le profil modifie la rugosité de surface du profil, et donc, le cisaillement créé sur celui-ci. La différence de pression étant peu affectée par l'application d'un revêtement, l'impact du revêtement sur la portance est donc minime. La sensibilité de la balance ne permet donc pas de détecter d'aussi faibles variations. Il n'y a donc pas de résultats concluants pour l'impact de revêtements hydrophobes sur le coefficient de portance d'un profil NACA 0012. L'effet des revêtements soumis aux essais est inférieur à la sensibilité de la balance.

Le cisaillement joue un rôle majeur dans la force de traînée, et bien que cette force soit faible pour un profil NACA 0012, les résultats montrent que l'impact des revêtements est suffisamment important pour être détecté par la balance à 360 000 et 500 000 de nombre

de Reynolds. Cependant, les forces sont trop faibles pour 160 000. À 0° et -6° , les mêmes tendances sont observées pour tous les revêtements aux nombres de Reynolds de 360 000 et 500 000.

Comme la montre la Figure 129 pour le nombre de Reynolds de 360 000, la méthode développée permet de quantifier l'effet aérodynamique des revêtements.

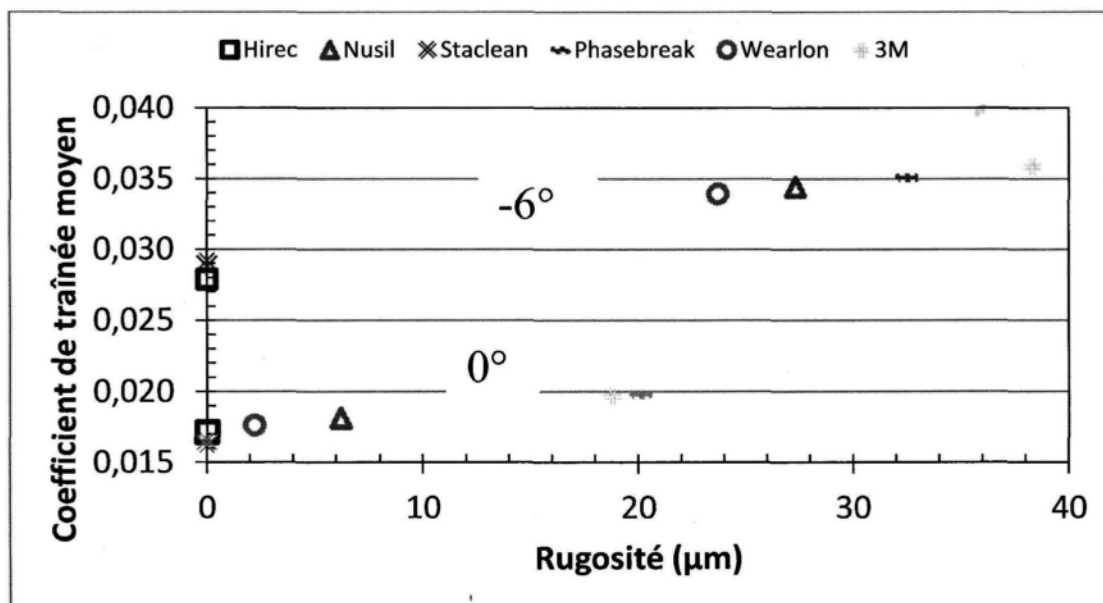


Figure 129: Coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité équivalente des revêtements à un Reynolds de 360 000

Par contre, bien que l'ordre croissant de performance des revêtements demeure la même pour tous les essais, les rugosités équivalentes ne concordent pas entre 0° et -6° . Lorsque l'angle d'attaque augmente, la composante de pression s'ajoute à la composante de cisaillement pour accroître la traînée. Donc la force de traînée mesurée à des valeurs autres que 0° inclue une composante de pression qui est indésirable et qui varie pour chaque angle d'attaque pour une même rugosité. Si cet effet pourrait être soustrait à -6° , une rugosité équivalente absolue devrait pouvoir être déduite et correspondrait à celle de 0° . Pour cette

raison, les revêtements seront quantifiés selon leur rugosité équivalente mesurée à un angle d'attaque de 0° .

Les mêmes conclusions peuvent être appliquées au nombre de Reynolds de 500 000 (Figure 130). De plus, il existe une bonne corrélation entre les rugosités équivalentes en fonction des courbes de tendances des coefficients de traînée avec les papiers sablés, entre les essais à 360 000 et 500 000 de nombre de Reynolds. L'augmentation du nombre de Reynolds ne permet pas de voir une différence notable entre les revêtements.

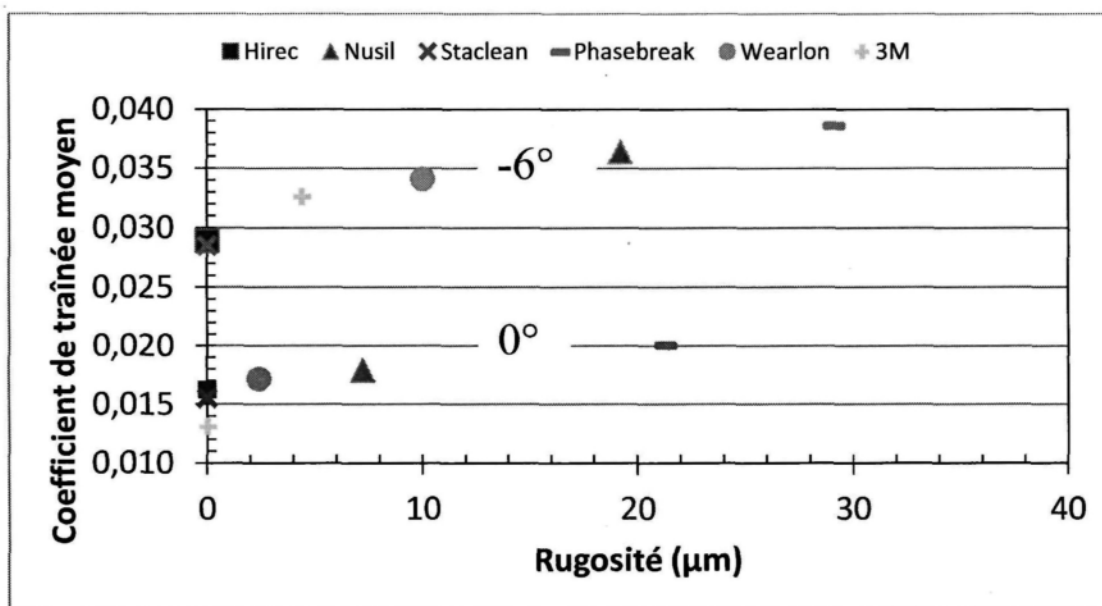


Figure 130: Coefficient de traînée moyen en fonction de la rugosité équivalente des revêtements à un Reynolds de 500 000

Le Hirec et le Staclean montrent les plus faibles coefficients de traînée pour toutes les conditions, très près et même inférieurs à l'aluminium. Compte tenu de la sensibilité de la balance, la rugosité des revêtements Hirec et Staclean est considérée comme égale ou inférieure à celle de l'aluminium ($<0,7 \mu\text{m}$). Ensuite vient le Wearlon, très légèrement supérieur à l'aluminium, puis le Nusil et finalement le Phasebreak qui se trouve

relativement éloigné de l'aluminium. Le Phasebreak est de loin le revêtement qui augmente le plus la force de traînée sur le profil. Il a été sélectionné pour cette raison, car sa texture est très rugueuse et permet de bien distinguer l'impact de la rugosité sur le coefficient de traînée.

Il est donc possible d'associer une rugosité RMS équivalente pour chaque revêtement et d'établir l'ordre croissant des revêtements en fonction de l'impact qu'ils ont respectivement sur le coefficient de traînée du profil. Comme expliqué à la suite de la Figure 129, les résultats à 0° sont utilisés pour la rugosité RMS équivalente. Dans le but de standardiser la procédure, seuls les résultats à 360 000 de nombre de Reynolds sont utilisés, sauf pour la pellicule 3M. Pour les revêtements, il est acceptable de sélectionner un seul nombre de Reynolds, car la faible différence entre les résultats des deux nombres de Reynolds (inférieure à $\pm 0,6 \mu\text{m}$) indique que le nombre de Reynolds n'affecte pas de manière significative les résultats. Avec les rugosités RMS équivalentes il est possible d'établir un facteur de pénalité aérodynamique afin d'évaluer plus facilement l'effet des revêtements sur la traînée. Ce facteur est calculé grâce à l'équation 59, en divisant la rugosité RMS équivalente d'un revêtement par celle de l'aluminium.

$$\text{Facteur de pénalité} = \frac{RMS_{Rev}}{RMS_{Alu}} \quad (59)$$

Un facteur de pénalité inférieur à 1 indique un bénéfice au niveau aérodynamique, alors qu'un facteur supérieur à 1 indique une perte aérodynamique. Le pourcentage d'augmentation du coefficient de traînée, la rugosité équivalente ainsi que le facteur de pénalité aérodynamique sont présentés au Tableau 23.

Tableau 23: Ordre croissant des revêtements en fonction de l'impact sur le coefficient de traînée du NACA 0012 et leur rugosité équivalente

Revêtement	Rugosité RMS équivalente (μm)	Facteur de pénalité aérodynamique	Pourcentage (%)
Staclean	<0,7	<1	0
Hirec	<0,7	<1	0
Aluminium	0,7	1	0
Wearlon	2,2	3,1	13
Nusil	6,2	8,9	17
<i>Pellicule 3M</i>	<i>18,8/2,2</i>	<i>26,9/3,1</i>	<i>23/5</i>
Phasebreak	20,1	28,7	25

En ce qui concerne la pellicule 3M, il est difficile d'analyser les résultats obtenus. À 360 000, pour tous les angles, elle offre une performance très légèrement supérieure au Phasebreak, ce qui veut dire qu'elle augmente de façon significative le coefficient de traînée du NACA 0012. Pour 500 000, c'est tout le contraire, elle offre une performance près de celle de l'aluminium, ce qui est excellent. Cette pellicule est fait pour les grandes vitesses, c'est peut-être ce qui explique l'augmentation de la performance avec le nombre de Reynolds. Il est possible de conclure que pour l'ensemble des revêtements, le Phasebreak mis-à-part, offre des performances similaires ou meilleures que la pellicule 3M à Re 360 000. Le graphique de la rugosité RMS équivalente en fonction de l'angle de contact des revêtements est tracé à la Figure 131. En observant ce graphique, il est possible d'établir qu'il n'y a pas de corrélation directe entre la rugosité RMS équivalente et l'angle de contact de la surface.

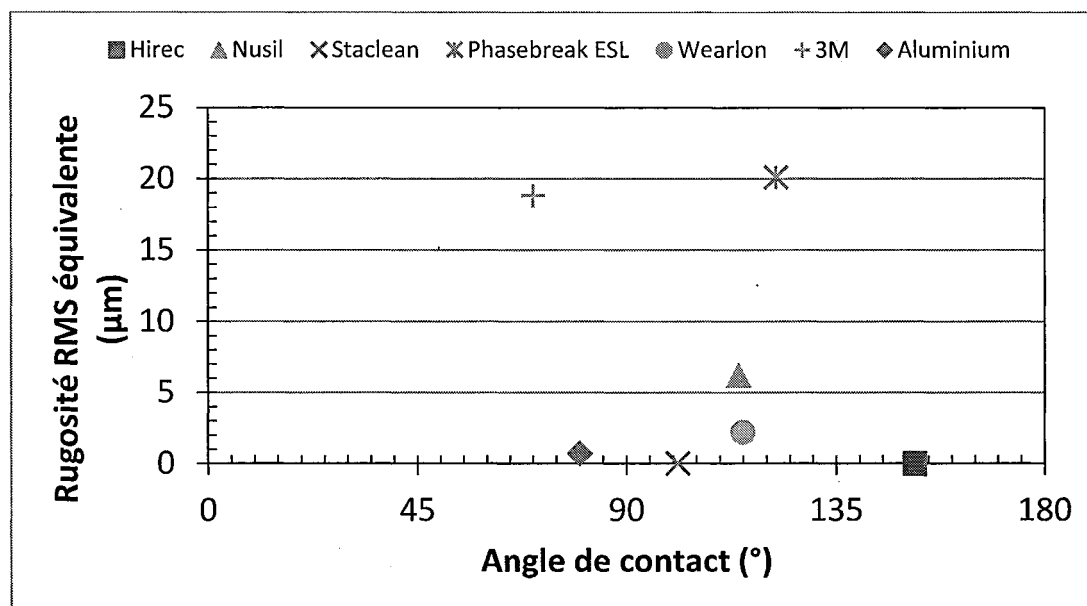


Figure 131: Rugosité RMS équivalente en fonction de l'angle de contact

6.2 GLACE

Il est généralement accepté que l'accrétion de glace est reproductible mais que la forme de glace peut s'avérer quelque peu différente d'un essai à l'autre, environ 20% de différence selon le SAE ARP 5905 [27]. Ces différences entre deux essais successifs pourraient engendrer des écarts dans les résultats. Pour s'assurer d'une bonne reproductibilité dans l'accrétion de la glace, des essais à -5°C et 0° d'angle d'attaque ont été faits à deux reprises pour chaque période de temps. Les résultats obtenus montrent une reproductibilité satisfaisante, soit sous les 13%. Les formes de glaces obtenues à la Figure 79 sont pratiquement identiques et confirment la bonne reproductibilité des résultats.

Pour les formes de glace, la Figure 132 montre que les formes de glace ne sont pas identiques à -5°C et -20°C . À -5°C , les gouttelettes ne gèlent pas toutes à l'impact et un léger ruissellement survient à la surface. Ce léger ruissellement favorise la création d'une

glace de forme plus pointue et à -6° d'angle d'attaque, la création d'une corne. Ce phénomène est également constaté à la Figure 133, pour le Wearlon. Les formes de glaces obtenues expérimentalement, pour toutes les conditions expérimentales choisies, montrent qu'une couche de glace de même épaisseur se forme sur le profil lisse (Figure 132) et sur celui muni du Wearlon (Figure 133). L'épaisseur maximale de la glace est environ 0,5 cm par 10 minutes d'accumulation, pour toutes les conditions, avec et sans le Wearlon. À -6° d'angle d'attaque cependant, l'épaisseur maximum est parfois inférieure de 0,1 cm pour 10 minutes, à 0,3 cm pour 30 minutes, en raison de l'inclinaison du profil. Les différences d'épaisseurs sont dans le pourcentage d'erreurs de reproductibilité de la glace. De plus, sur le profil muni du Wearlon, des gouttelettes d'eau gelées sont trouvées éparses, vers l'arrière du profil. Ce phénomène peut être expliqué par l'effet hydrophobe du revêtement. Cet effet permet aux gouttelettes qui ne gèlent pas à l'impact avec le profil de se déplacer plus facilement en diminuant la surface de contact entre la goutte et le substrat. Le vent force les gouttelettes vers l'arrière du profil et plusieurs gouttelettes finissent par y gelées. Cet effet est indésirable et peut altérer la forme optimale du profil. Le profil utilisé pour l'expérimentation est de plusieurs fois inférieur à un profil de taille réelle utilisé en aviation ou encore en éolienne, ce qui a une incidence sur la captation des gouttelettes ainsi que sur l'angle de décrochage. Pour la captation, les gouttelettes en expérimentation sont de même dimension que celle en atmosphère, contrairement au profil utilisé, ce qui signifie que l'effet pourrait être amplifié sur le profil utilisé en soufflerie.

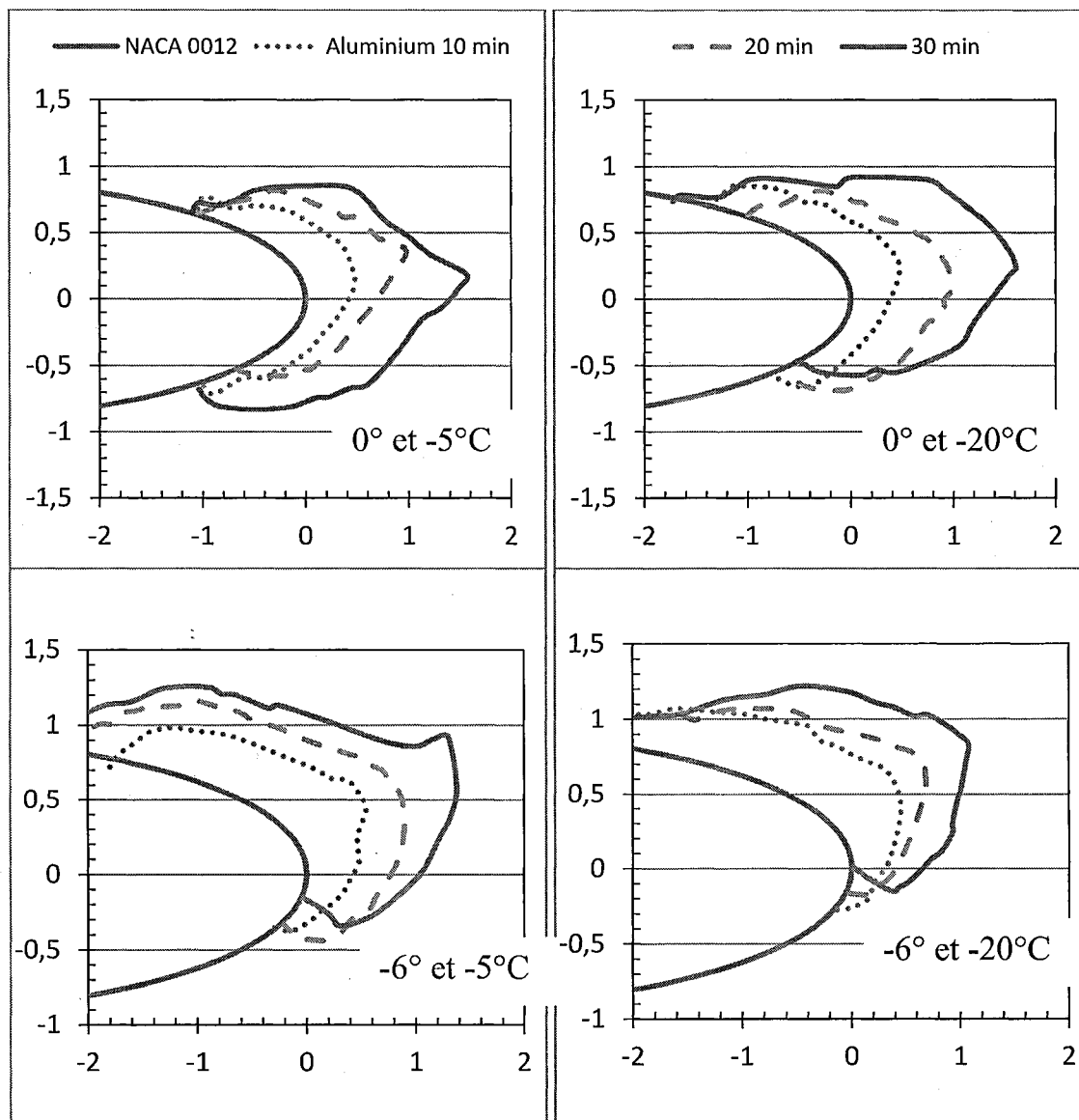


Figure 132: Formes de glace accumulées sur le profil d'aluminium (en cm)

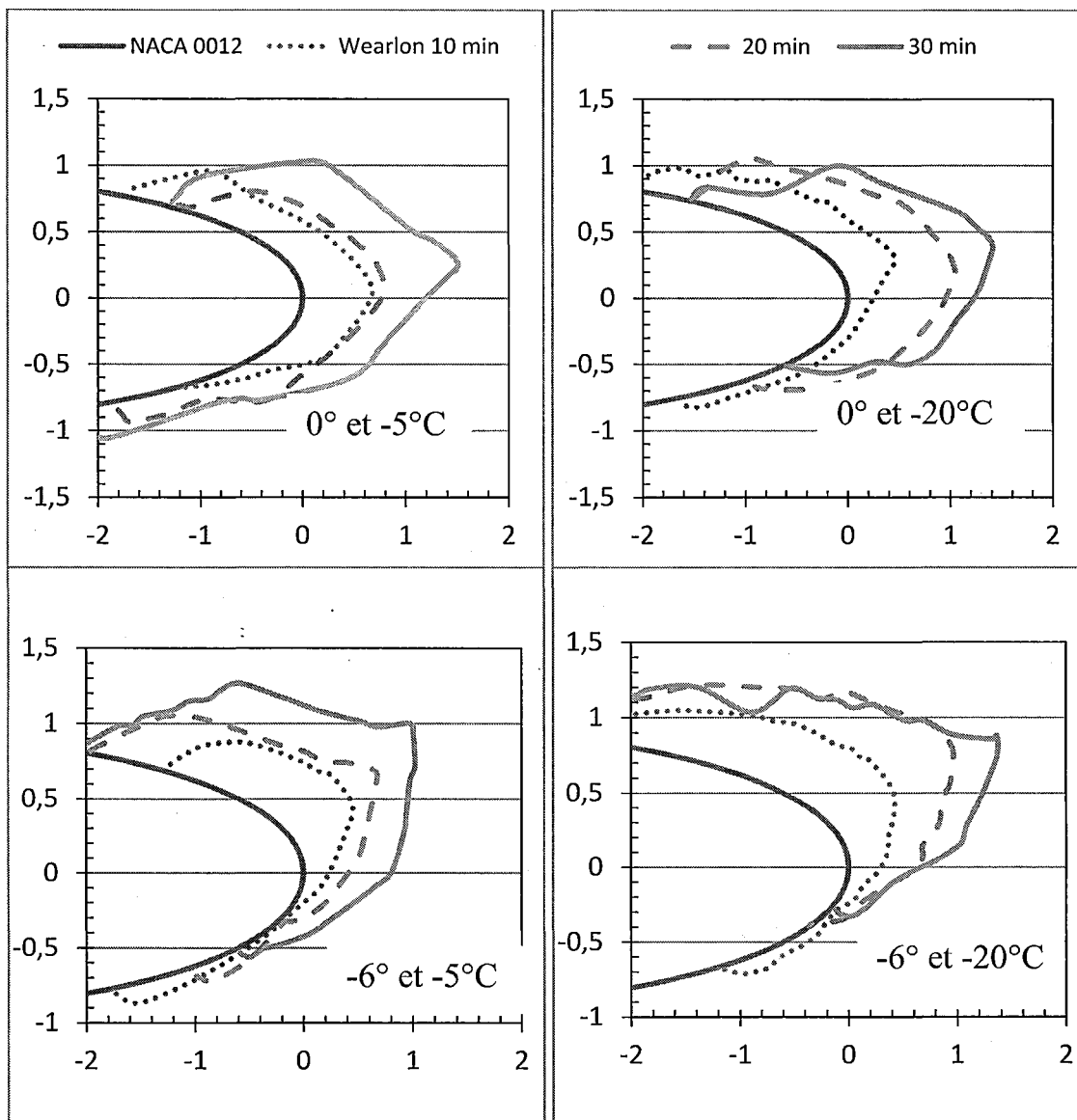


Figure 133: Formes de glace accumulées sur le profil avec le Wearlon (en cm)

Pour le coefficient de traînée en fonction de l'accumulation de glace, il est possible d'observer qu'il augmente constamment en fonction du temps d'accumulation. Cependant, pour l'aluminium (Figure 134), il s'écoule environ 120 secondes avant que le coefficient augmente. Pour l'aluminium, la glace qui s'accumule durant les 120 premières secondes

épouse très bien la forme du profil, ce qui fait que le coefficient de traînée demeure stable. Pour le Wearlon (Figure 135), la conduction thermique du matériel est probablement plus faible que celle de l'aluminium, ce qui diminue l'échange de chaleur entre le profil et les gouttelettes d'eau et ralentit le processus de solidification. Ce phénomène, additionné à la nature hydrophobe du revêtement, permet à l'eau de se déplacer sur la surface du profil avant de geler et ainsi créer une glace qui couvre une plus grande surface et épouse moins bien la forme aérodynamique du profil. Cette glace augmente drastiquement le coefficient de traînée. Après un certain temps, ce phénomène disparaît pour les deux surfaces, le Wearlon et l'aluminium, puisque les gouttelettes d'eau atterrissent directement sur la glace déjà accrétée, donc sur une surface de même nature pour les deux profils.

Une fois la formation de glace stabilisée, l'augmentation du coefficient de traînée en fonction du temps suit une progression linéaire. Les pentes de ces progressions linéaires sont les mêmes pour le Wearlon et l'aluminium et entre -6° et 0° . Elles varient légèrement avec la température. À -5°C , où la glace s'accumule sous forme de verglas, l'augmentation du coefficient de traînée par minute est d'environ 0,0007, ce qui veut dire de 0,014 par cm de glace accumulée. À -20°C , lorsque la glace est sous forme de givre, l'augmentation du coefficient de traînée est de 0,0009 par minute, soit de 0,018 par cm de glace accumulée. La pente est légèrement supérieure à -20°C car le givre est plus rugueux que le verglas, qui s'accumule à -5°C . Il reste à confirmer si ce résultat peut être extrapolé en fonction de la corde du profil utilisé. Ce taux d'augmentation survient cependant après un certain temps d'accumulation, environ 120 secondes pour l'aluminium et 40 secondes pour le Wearlon. Bien que la pente soit la même dans les deux cas, les graphiques montrent un décalage

constant, supérieur d'environ 15% pour les courbes du Wearlon par rapport à celles de l'aluminium. Même chose pour les essais à 360 000 et 500 000, réalisés une fois l'accumulation de glace terminée. Cet écart est le même que celui entre le Wearlon et l'aluminium pour des essais qui n'incluent pas la glace. Ces résultats permettent d'affirmer que le Wearlon, avec ou sans glace, augmente le coefficient de traînée d'un NACA 0012 d'environ 13 à 15%. Également, le profil NACA 0012 ne bénéficie pas de la présence du Wearlon face à l'accumulation de glace qui se fait de la même façon que sur l'aluminium à deux différences près. La première est que des gouttelettes d'eau vont geler beaucoup plus loin vers l'arrière du profil en raison de l'hydrophobicité du revêtement. Sur un profil de grandeur réelle, la distance parcourue par les gouttelettes serait beaucoup moins grande par rapport à la grosseur du profil, ce qui occasionnerait que la plupart des gouttelettes gèleraient sur le bord d'attaque du profil. La seconde différence est que pour le Wearlon, la glace qui s'accumule sur le profil au tout début des essais prend une forme beaucoup moins aérodynamique que pour l'aluminium. Ces deux différences jouent en défaveur du Wearlon qui ne s'avère pas performant par rapport à l'accumulation de glace sur un profil NACA 0012.

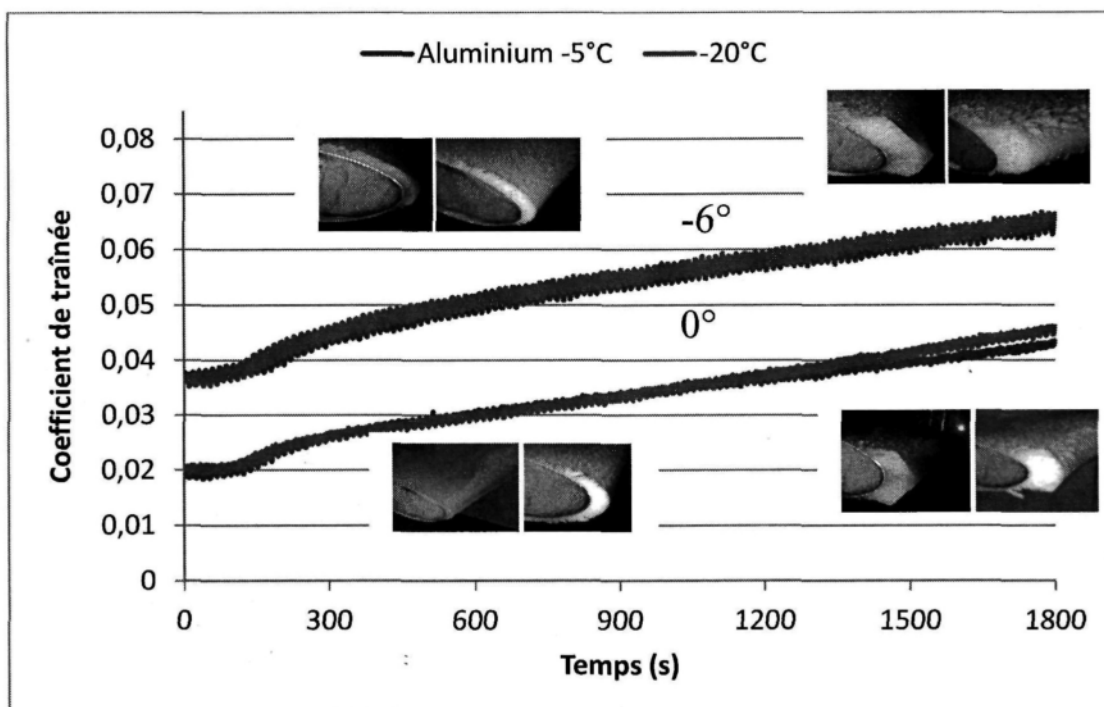


Figure 134: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace pour l'aluminium

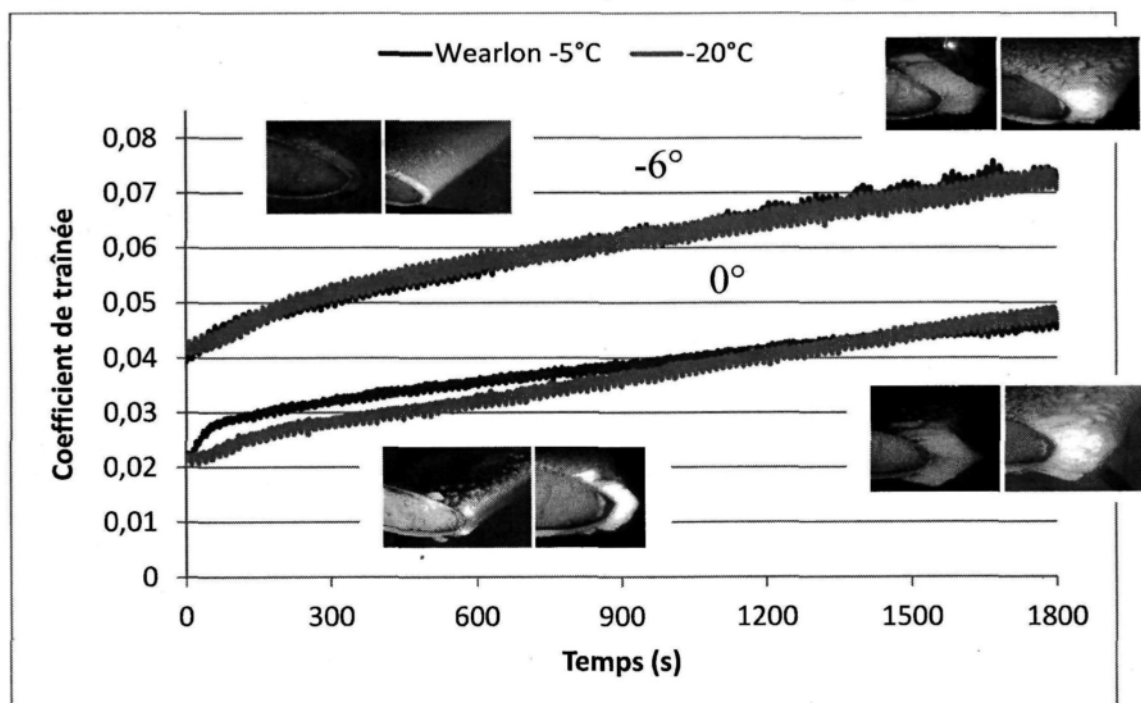


Figure 135: Coefficient de traînée en fonction du temps d'accumulation de glace pour le Wearlon

Pour les coefficients de portance, les résultats ne sont pas concluants comme le montre la Figure 136. Comme l'effet de la rugosité de surface joue un rôle mineur sur la force de portance, l'impact d'un revêtement est très faible et difficile à détecter. Les résultats obtenus avec la glace ne montrent pas de tendance claire. Parfois l'aluminium offre un meilleur coefficient de portance, parfois c'est le Wearlon et parfois c'est sensiblement pareil. L'impact du Wearlon sur les coefficients de portance entre dans l'insensibilité de la balance. Pour l'évolution du coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace, encore une fois les résultats ne sont pas concluants. Certains essais montrent même une augmentation en valeur absolue du coefficient après quelques minutes d'accumulation. Comme les essais sont faits à -6° , le profil est poussé vers le sol par la force de portance et les coefficients sont négatifs. Il est difficile d'expliquer ces résultats et une étude plus approfondie devra être faite afin de pouvoir y arriver. D'ici là, ces résultats ne sont pas considérés.

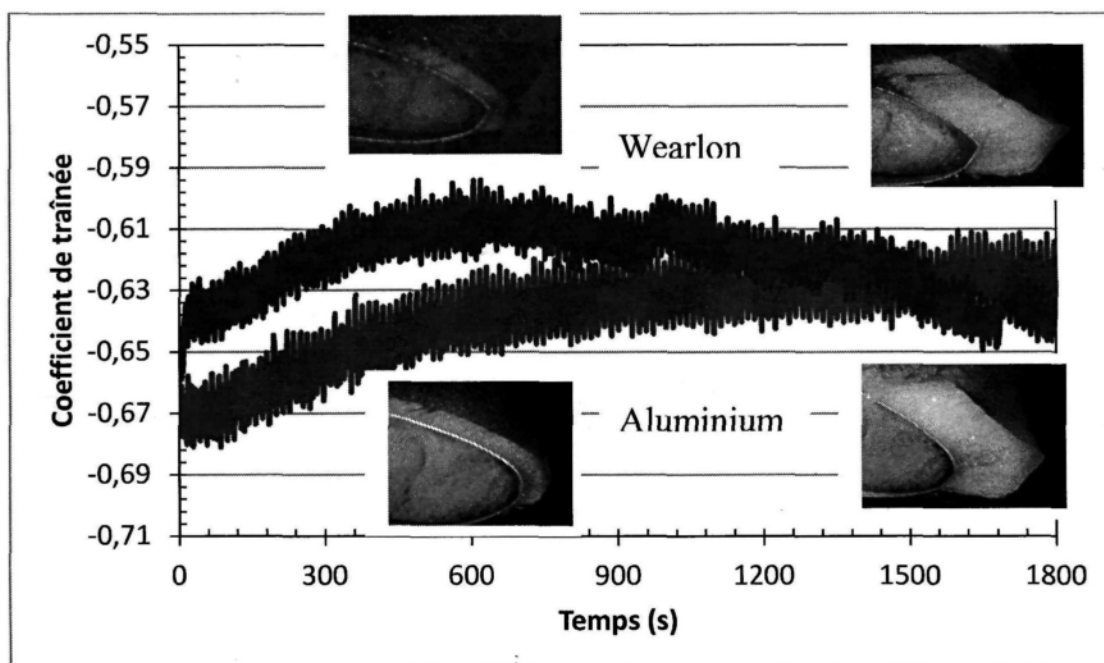


Figure 136: Exemple représentatif de résultats du coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace. Résultats à -6° et -5°C pendant 30 minutes

Pour ce qui est de l'influence du Wearlon sur un profil NACA 0012 soumis à une pluie, les résultats, comme ceux présentés à la Figure 137, montrent que le coefficient de traînée pour le Wearlon est d'environ 13 à 15% supérieur à celui de l'aluminium. Cet écart est le même que celui obtenu sans précipitation, ce qui permet de conclure que le Wearlon n'a pas d'incidence sur le coefficient de traînée d'un profil NACA 0012 soumis à la pluie à 20°C .

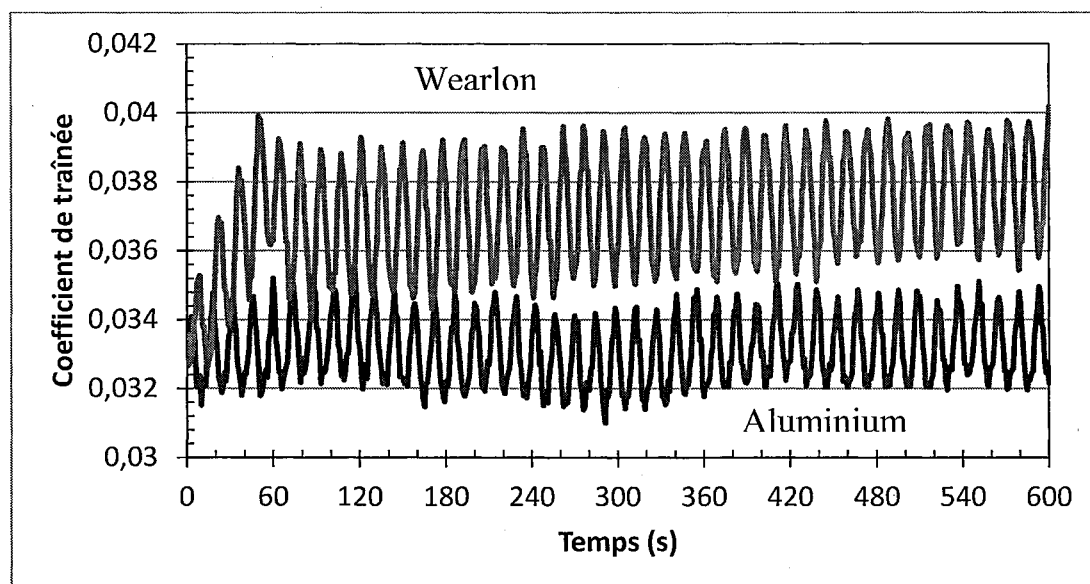


Figure 137: Exemple représentatif de résultats du coefficient de traînée des profils soumis à une pluie.
Résultats à -6° et 20°C

CONCLUSIONS

Dans ce projet de maîtrise une méthode est développée pour quantifier l'impact de revêtements hydrophobes lorsque appliqués sur un profil aérodynamique. La méthode se base sur une rugosité équivalente (RMS) établie à partir de mesures de coefficient de traînée faites avec des papiers sablés pour un angle d'attaque de 0° et un nombre de Reynolds de 360 000. La méthode se limite à 0° d'angle d'attaque car la traînée y est principalement induite par le cisaillement. À mesure que l'angle d'attaque augmente, l'influence de la pression sur la traînée augmente et joue un rôle non négligeable dans les résultats.

Pour ce faire, la première étape est d'améliorer la balance afin de la rendre suffisamment performante pour les besoins du projet. Plusieurs améliorations sont faites, comme l'achat de nouvelles cellules de charge Interface MB-25 plus performantes, le remplacement des roulements dans les bras par des roulements à faible friction, du nombre de cellules de charge, et de la diminution de l'ouverture dans les panneaux de la soufflerie. Ensuite, la balance est étalonnée selon des procédures courantes d'étalonnage. Pour l'interaction entre le bras de traînée et celui de portance, l'étalonnage est fait pour une portance négative. Ceci pourrait expliquer pourquoi les résultats sont concluants à -6° et non à 6° . Il serait bon de refaire cette procédure pour un angle positif. Ces améliorations et étalonnages complétés, la balance aérodynamique est soumise à des essais afin de mesurer

sa reproductibilité, son exactitude et sa sensibilité. Pour les angles d'attaque étudiés avec les revêtements, soient -6° et 0° , la balance a une reproductibilité de $\pm 2,06\%$ à 360 000 de nombre de Reynolds. L'exactitude et la sensibilité sont évaluées à -6° , 0° et 6° d'angle d'attaque et pour des nombres de Reynolds de 360 000 et 500 000. Pour la sensibilité, différents grades de papiers sablés, compris entre du P36 et du 2000 correspondant à des rugosités comprises entre 1 et $538\text{ }\mu\text{m}$ sont placés sur la surface du profil. Des essais à 0° d'angle d'attaque et 360 000 de nombre de Reynolds montrent que la sensibilité est de $\pm 8\text{ }\mu\text{m}$. Cette sensibilité est limitée par la sensibilité du torque-mètre et par la précision de l'actuateur. Il serait primordial de remplacer ces appareils. Les résultats obtenus font ressortir que le coefficient de traînée augmente suivant une courbe de tendance de degré 5 en fonction de la rugosité. Pour la portance, comme celle-ci est causée principalement par la force de pression, l'effet des papiers sablés s'avère trop faible pour que la sensibilité de la balance puisse le détecter.

La seconde étape consiste à soumettre différents revêtements aux essais en soufflerie. Les revêtements, une fois posés sur le NACA 0012, sont évalués dans les mêmes conditions que les papiers sablés. Les résultats montrent que le Staclean ($<0,7\text{ }\mu\text{m}$) et le Hirec ($<0,7\text{ }\mu\text{m}$) ont des coefficients de traînée équivalents à ceux de l'aluminium ($0,7\text{ }\mu\text{m}$). Le Wearlon ($2,2\text{ }\mu\text{m}$), le Nusil ($6,2\text{ }\mu\text{m}$) et le Phasebreak ($20,1\text{ }\mu\text{m}$), quant à eux, augmentent le coefficient de traînée du NACA 0012 de 13%, 17% et 25% respectivement. Pour la portance, aucune tendance n'a pu être observée. Également, en divisant la rugosité RMS équivalente de chaque revêtement par celle de l'aluminium, un facteur de pénalité est trouvé pour chaque revêtement. Pour le Staclean et le Hirec, le facteur de pénalité est

inférieur à 1, ce qui signifie que les revêtements apportent un bénéfice aérodynamique. Le Wearlon, le Nusil et le Phasebreak ont un facteur de pénalité de 3,1, 8,9 et 28,7 respectivement. Leur facteur de pénalité est supérieur à 1 car ils occasionnent une perte de performance aérodynamique.

La dernière étape est d'observer l'effet du revêtement hydrophobe Wearlon sur la formation de la glace sur un profil aérodynamique (NACA 0012) et sur les coefficients de traînée et de portance qui résultent de l'accumulation de la glace. Des essais sont faits en accumulant de la glace à 21 m/s avec une teneur en eau de 0,4 g/m³ pour des températures de -20°C, -5°C et 20°C pendant 10, 20 et 30 minutes. Les résultats démontrent que la glace qui s'accumule initialement sur le Wearlon épouse moins bien la forme du profil, peut-être en parti en raison de son hydrophobicité et de l'échange thermique entre l'eau et la surface, ce qui crée une augmentation plus drastique du coefficient de traînée lors des premières minutes des essais qu'avec l'aluminium. L'effet s'estompe ensuite lorsque la glace commence à s'accumuler sur la glace déjà existante plutôt que directement sur la surface du profil, ce qui élimine la différence de surface entre les deux profils. Une fois l'accumulation de glace stabilisée, le profil avec le Wearlon et celui en aluminium présente le même taux d'accumulation de glace au point de stagnation (0,05 cm de glace par minute) et de variation du coefficient de traînée en fonction de l'épaisseur de la glace accumulée (0,014 par cm de glace accumulée pour le verglas et de 0,018 par cm de glace accumulée pour le givre). Cependant, le coefficient de traînée est constamment supérieur d'environ 13% à 15% pour le Wearlon par rapport à l'aluminium, ce qui correspond à la différence de coefficient sans glace accumulée. Également, lorsque la glace accumulée est du verglas, les

gouttelettes d'eau gèlent plus loin derrière le profil avec le Wearlon en raison de la nature hydrophobe du revêtement. Les résultats montrent donc que le Wearlon n'améliore pas le coefficient de traînée du NACA 0012 lors d'accumulation de glace. Pour le coefficient de portance du profil propre, la faible différence de rugosité de surface entre le Wearlon et l'aluminium affecte très peu la portance et l'effet est donc trop faible pour être détecté par la balance (sous les 5% de reproductibilité). Les résultats sur l'évolution du coefficient de portance en fonction du temps d'accumulation de glace ne sont pas concluants et une investigation plus approfondie devrait être faite.

Pour les essais avec la pluie à 20°C, les résultats ont montrés des coefficients de traînée supérieurs de 10% à 15% pour le Wearlon par rapport à l'aluminium. Cette différence est la même que lors des essais sans précipitations, ce qui signifie que la présence du Wearlon ne profite pas aux performances du profil face à la traînée lorsqu'il est soumis à une pluie.

RECOMMANDATIONS

La première recommandation porte sur la balance aérodynamique. Le temps ayant été limité pour l'amélioration de la balance dans ce projet, seules quelques améliorations ont pu être faites afin de combler certaines lacunes permettant de rendre la balance suffisamment performante pour les besoins de ce projet. Cependant, en conceptualisant un nouveau système, une nouvelle balance beaucoup plus performante pourrait être construite. Plusieurs idées peuvent déjà être apportées, comme un changement de capteur. En remplacement des cellules de charge conventionnelles, des capteurs à base de jauges de déformations devraient être utilisés. Que ce soit simplement pour remplacer directement les cellules de charge par ces nouveaux capteurs, ou encore remplacer le système actuel de la balance par un système à barre de jauges de déformations, la balance aérodynamique bénéficierait d'une nette augmentation de sensibilité. Outre les capteurs, le système même de la balance devrait être reconsidéré. Le système actuel favorise trop les déplacements du profil lors des essais. Un système de rail pour la portance permettrait que l'angle d'attaque soit mieux conservé lors de l'expérimentation. Plusieurs systèmes peuvent être conçus et ensuite étudiés afin d'obtenir une balance d'une grande précision et sensibilité. Le remplacement du torque-mètre et de l'actuateur est de première importance car ceux présentement utilisés

ne sont pas conçus pour une grande précision et limitent énormément la sensibilité de la balance.

Pour la partie expérimentale, la première étape serait de créer un programme ou une feuille de calcul qui permet facilement de récupérer le fichier des résultats et de le traiter automatiquement afin d'obtenir les graphiques et les résultats désirés facilement et clairement affichés. Les essais se sont bien déroulés en général pour tous les cas expérimentaux. Il serait de première importance de comprendre et de régler les problèmes obtenus à 6° pour la partie de la sensibilité et des revêtements. Comme l'étalonnage de l'interaction entre le bras de portance et de traînée a été fait pour une portance négative, il serait important de refaire l'étalonnage pour une portance positive. Ceci pourrait régler les problèmes à 6° . Aussi, pour chaque revêtement, la surface d'aluminium du profil devait être refaite avec la plus grande minutie avant de poser le nouveau revêtement. Le fait de reconstruire à chaque fois la surface du profil, donne pour chaque revêtement, un profil à la surface légèrement différente. Ces légères différences dans le profil peuvent créer des erreurs dans les résultats. Pour ce qui est du coefficient de portance, bien que la balance n'ait pas été suffisamment sensible pour obtenir des résultats concluants, il semble que l'impact des revêtements sur celui-ci soit très faible. Donc, il se peut que même avec une balance beaucoup plus sensible, il ne soit pas possible de détecter cet impact. Pour les essais avec la glace, il serait important de faire une série d'essais expérimentaux visant à comprendre pourquoi la balance donne ces mesures.

Des problèmes sont survenus lors de la détermination des rugosités équivalentes. L'explication est peut-être liée à la zone de transition entre le régime turbulent et laminaire

qui survient plus rapidement avec l'augmentation du nombre de Reynolds. Une étude expérimentale avec de la fumée permettrait de visualiser la zone de transition. Pour un profil avec une petite corde comme celui utilisé, cette différence est amplifiée. Il serait intéressant de refaire les essais avec une longue plaque plane pour réduire l'effet de la zone de transition. Également, les essais avec une plaque plane réduiraient pratiquement à zéro l'effet de la différence de pression, ce qui donnerait des résultats avec seulement l'effet du cisaillement.

Concernant les essais avec accumulation de glace, une recherche approfondie devrait être faite afin de comprendre les résultats obtenus pour les coefficients de portance. Les résultats ne sont pas concluants et difficile à analyser.

Pour la suite des choses, du point de vue recherche, de nouveaux revêtements devraient être soumis à ces expérimentations. C'est revêtements devraient également être soumis aux essais avec la glace, tout comme le Wearlon, afin de voir s'ils ont un impact sur la formation de la glace et sur l'évolution du coefficient de traînée avec l'accumulation de glace. Une nouvelle section devrait être ajoutée à l'expérimentation. Il s'agit d'essais avec un système de dégivrage par élément chauffant sur le bord d'attaque du profil, lors desquels les coefficients de traînée sont mesurés. Il serait intéressant de voir l'évolution du coefficient de traînée lors d'essais de dégivrage afin de constater comment l'accumulation de glace affecte la performance de ce système par rapport à un système antigivre.

LISTE DE RÉFÉRENCES

- ¹ **Jonathan Sumberg**, *EasyJet paint job makes fuel bills less of a drag*, BBC, [En ligne], <http://www.bbc.co.uk/news/business-12428667>.
- ² **Hochart, C.**, *Simulation numerique et experimentale de l'écoulement d'air et de l'accretion de Glace Autour d'une Pale d'éolienne*, UQAC 2007, 182 p.
- ³ **Fortin G., Perron J.**, *Icing Wind Tunnel Tests with Spinning Rotor Blades*, Report completed in the framework of CRIAQ 2.8 Low-Energy Ice Protection System Applied to Small Rotorcraft, AMIL UQAC October 2008, 109 p.
- ⁴ **M. B. Bragg**, *Experimental aerodynamic characteristics of an NACA 0012 airfoil with simulated glaze ice*, Journal of aircraft, Volume 25, Issue 9, pages 849-854.
- ⁵ **Coffman Jr, H.J.**, *Helicopter Rotor Icing Protection Methods*, Journal of the American Helicopter Society, 1987. 32(2): p. 34-39.
- ⁶ **Michael Nosonovsky, Bharat Bhushan**, *Superhydrophobic surfaces and emerging applications: Non-adhesion, energy, green engineering*, College of Engineering and Applied Science, University of Wisconsin, Milwaukee and Nanoprobe Laboratory for Bio- and Nanotechnology and Biomimetics (NLB), The Ohio State University, Mai 2009.
- ⁷ **TIAN Jun et XUE Qunji**, *Plate drag reduction with low surface energy coating in water tunnel*, Laboratory of Solid Lubrication. Jiaozhou Institute of Chemical Physics, Chine. Academy of Sciences, Février 1997.

- ⁸ **G. McHale, N. J. Shirtcliffe, C. R. Evans, and M. I. Newton**, *Terminal velocity and drag reduction measurements on superhydrophobic spheres*, School of Science and Technology, Nottingham Trent University, Clifton Lane, Nottingham NG11 8NS, United Kingdom, February 2009.
- ⁹ **Grindwell Norton LTD**, *Saint-Gobain Abrasives catalogue*, Paris, France, 5 p.
- ¹⁰ **Pradeep L Menezes, Kishorel et Satish V Kailas**, *Influence of roughness parameters on coefficient of friction under lubricated conditions*, Department of Materials and Mechanical Engineering, Indian Institute of Science, June 2008.
- ¹¹ **Pradeep L Menezes, Kishorel et Satish V Kailas**, *Influence of surface texture on coefficient of friction and transfer layer formation during sliding of pure magnesium pin on 080 M40 (EN8) steel plate*, Department of Materials and Mechanical Engineering, Indian Institute of Science, 2006.
- ¹² **Tom Benson**, *Wright brothers lift balance*, [En ligne], <http://wright.nasa.gov/airplane/balance.html>.
- ¹³ **H. R. Millward**, *Miniature strain gauges employed on wind tunnel balances at Warton Aerodrome*, British Aircraft Corporation (Operating) Limited, Preston Division.
- ¹⁴ **Arief Suhariyono, Jong Hyun Kim, Nam Seo Goo, Hoon Cheol Park, Kwang Joon Yoon**, *Design of precision balance and aerodynamic characteristic measurement system for micro aerial vehicles*, National Research Laboratory for Active Structures and Materials, Artificial Muscle Research Center, Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, 1 Hwayang-dong, Kwangjin-gu, Seoul 143-701, South Korea, Octobre 2005.
- ¹⁵ **Eastman N. Jacobs et Albert Sherman**, *Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number*, Report No. 56, NASA.
- ¹⁶ **Ion Paraschivoiu (1998)**, *Aérodynamique subsonique*. Montréal : Éditions de l'École Polytechnique de Montréal, 572 p.
- ¹⁷ **Adomou M.**, *Étude expérimentale de l'utilisation des revêtements glaciophobes et/ou hydrophobes sur les pales d'éoliennes*, UQAC 2011, 205 p.

- ¹⁸ **Villeneuve, E.**, *Évaluation et amélioration de la balance aérodynamique du LIMA pour la mesure des coefficients de portance et de traînée en soufflerie*, Projet de conception en Génie Mécanique 2, UQAC, Août 2009.
- ¹⁹ **Wikipedia**, *Drag (physics)*, [En ligne], [http://en.wikipedia.org/wiki/Drag_\(physics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Drag_(physics)).
- ²⁰ **Munson, Young et Okiishi**, *Fundamentals of fluid mechanics*, Danvers, Wiley & sons Inc., 2006, 769 p.
- ²¹ **Bird, Stewart, Lightfoot**, *Transport Phenomena*, Wiley 2nd Edition 2002, 895 p.
- ²² **Schlichting**, *Boundary Layer Theory*, Springer 8th Edition 2000, 799 p.
- ²³ **Fortin, G.**, *Méthode des panneaux de Hess et Smith écoulement incompressible et irrotationnel des fluides parfaits*, UQAR 2003, 34 p
- ²⁴ **Fortin, G.**, *Thermodynamique de la glace atmosphérique*, UQAC, Mai 2010.
- ²⁵ **Weis, T.**, *The effects of black blades on surface temperatures for wind turbines*, UQAR, 2001, 17p.
- ²⁶ **Fortin, Beisswenger, Perron**, *Centrifuge adhesion tests to evaluate icephobic coatings*, AMIL, UQAC, 2009.
- ²⁷ *Calibration and Acceptance of Icing Wind Tunnel*, Aerospace Recommended Practice, ARP 5905, SAE Aerospace, March, 1995.

ANNEXE 1

Section 3.4.2: Résultats de l'interconnexion entre le bras de traînée et de portance :

Tableau 24: Traînée mesurée en fonction de la portance appliquée

Poids appliqué		Poids mesuré	
L	D	L*	D*
0	1845	2910	1868
-568,8	1845	2335	1865
-1023,8	1845	1877	1863
-1478,8	1845	1420	1860
-1933,8	1845	954	1863
-2388,8	1845	496	1862
-2843,8	1845	39	1861
-3298,8	1845	-419	1862
-3753,8	1845	-880	1860
-6029,3	1845	-3180	1860
-8294,6	1845	-5460	1859
-10565,1	1845	-7770	1850

Tableau 25: Charge mesurée en fonction de la charge appliquée

Appliquée		Mesurée		Appliquée		Mesurée	
L	D	D*	L*	L	D	D*	L*
0	0	0	0	-568,8	0	-2,5	-575
0	50	50	80	-568,8	50	46	-497,2
0	275,2	275,4	433	-568,8	275,2	270	-143
0	497,3	497,5	783,5	-568,8	497,3	490	205
0	722,5	722,5	1137	-568,8	722,5	716	560
0	947,7	949,8	1492	-568,8	947,7	942,5	913,5
0	1172,9	1177,2	1846	-568,8	1172,9	1170,5	1267
0	1395	1403	2193	-568,8	1395	1394,5	1613
0	1620,2	1632,7	2548	-568,8	1620,2	1620	1963
0	1845	1861	2900	-568,8	1845	1850	2316
-1933,8	0	-1	-1943	-3753,8	0	0	-3762
-1933,8	50	47	-1868	-3753,8	50	48,5	-3685
-1933,8	275,2	268	-1515	-3753,8	275,2	269,5	-3336,5
-1933,8	497,3	490	-1165	-3753,8	497,3	490	-2990
-1933,8	722,5	715	-815	-3753,8	722,5	715	-2640
-1933,8	947,7	943	-460	-3753,8	947,7	939,5	-2292,5
-1933,8	1172,9	1167	-114	-3753,8	1172,9	1163,5	-1943,5
-1933,8	1395	1394	235	-3753,8	1395	1390	-1597
-1933,8	1620,2	1620,5	586	-3753,8	1620,2	1616	-1248
-1933,8	1845	1850	937	-3753,8	1845	1841	-900
-10565,1	0	11	-10582				
-10565,1	50	59	-10510				
-10565,1	275,2	277	-10170				
-10565,1	497,3	497	-9834				
-10565,1	722,5	713	-9492				
-10565,1	947,7	938	-9145				
-10565,1	1172,9	1159	-8807				
-10565,1	1395	1382	-8464				
-10565,1	1620,2	1603	-8125				
-10565,1	1845	1827	-7783				

Section 3.4.3: Résultats de l'étalonnage du torque-mètre :

Tableau 26: Voltage du torque-mètre en fonction de la charge appliquée

P (lbs)	T (lbs-in)	Voltage (V)	k
0,00	0,00	0,065	
-0,23	-2,72	0,034	87,72
-0,73	-8,72	-0,033	89,55
-1,23	-14,72	-0,1	89,55
-1,73	-20,72	-0,167	89,55
-2,23	-26,72	-0,236	86,96
-2,73	-32,72	-0,303	89,55
-3,23	-38,72	-0,37	89,55
-4,23	-50,72	-0,505	88,89
-5,23	-62,72	-0,647	84,51
-6,23	-74,72	-0,782	88,89
-7,23	-86,72	-0,915	90,23
-8,23	-98,72	-1,047	90,91

Section 3.6.2: Résultats des essais avec le NACA 0012 à 20°C :

Tableau 27: Coefficients de portance et traînée pour un NACA 0012 pour un Reynolds de
160 000

Angle	Cd	Cl
-23,3	0,373	-0,667
-20,9	0,331	-0,679
-19,8	0,315	-0,690
-17,2	0,278	-0,725
-15,1	0,239	-0,745
-12,9	0,196	-0,761
-11,5	0,142	-0,764
-9,2	0,054	-0,716
-7,5	0,033	-0,523
-5,6	0,030	-0,441
-3,2	0,020	-0,157
-0,8	0,020	-0,056
0,7	0,021	0,081
2,6	0,026	0,167
4,7	0,028	0,304
6,8	0,050	0,506
9,2	0,073	0,710
10,7	0,084	0,776
12,4	0,169	0,796
15,0	0,243	0,798
16,9	0,282	0,788
18,9	0,314	0,767
20,7	0,330	0,755

Tableau 28: Coefficients de portance et traînée pour un NACA 0012 pour un Reynolds de 360 000

Angle	Cd	Cl
-16,2	0,256	-0,748
-15,3	0,230	-0,755
-13,3	0,181	-0,764
-11,3	0,060	-0,838
-8,5	0,042	-0,684
-7,6	0,032	-0,622
-5,7	0,025	-0,481
-3,5	0,016	-0,195
-0,8	0,016	-0,059
0,7	0,017	0,084
3,0	0,023	0,207
5,1	0,027	0,344
7,3	0,048	0,585
9,8	0,070	0,786
10,9	0,077	0,843
12,9	0,172	0,804
15,3	0,247	0,783
16,4	0,271	0,779

Tableau 29: Coefficients de portance et traînée pour un NACA 0012 pour un Reynolds de 500 000

Angle	Cd	Cl
-11,3	0,060	-0,940
-9,1	0,041	-0,780
-7,2	0,030	-0,617
-4,8	0,021	-0,416
-3,6	0,017	-0,329
-1,1	0,016	-0,081
0,7	0,017	0,069
3,2	0,023	0,233
5,3	0,033	0,475
7,3	0,047	0,665
9,3	0,064	0,817
10,7	0,078	0,900

Section 5.2: Les tableaux suivants présentent les résultats des essais expérimentaux obtenus en soufflerie pour le profil revêtu des revêtements utilisés ainsi que de la pellicule 3M. Les conditions désirées sont des angles d'attaque de -6° , 0° et 6° , les vitesses de 37 m/s et 50 m/s et la température de 20°C .

Hirec :

Tableau 30: Résultats des essais expérimentaux avec le Hirec

<i>Essai</i>	<i>Angle ($^\circ$)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température ($^\circ\text{C}$)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,4	36,8	19,2	355611	0,028	-0,51
2	-6,6	36,7	19,4	354929	0,029	-0,53
3	-6,6	36,7	19,3	354911	0,029	-0,53
4	0,1	36,8	19,5	355334	0,017	0,00
5	0,1	36,7	19,3	355228	0,017	0,00
6	0,2	36,8	19,5	355040	0,018	0,01
7	6,1	36,9	19,6	356083	0,050	0,72
8	6,1	36,8	19,4	356094	0,050	0,72
9	6,2	36,8	19,3	355998	0,051	0,73
10	-6,5	50,0	19,7	482957	0,028	-0,59
11	-6,8	49,9	19,8	482044	0,030	-0,61
12	-6,8	49,9	19,7	481871	0,030	-0,61
13	0,1	49,8	19,7	480408	0,016	0,00
14	0,1	49,7	19,9	479628	0,016	0,00
15	0,2	49,7	19,8	479630	0,017	0,01
16	6,3	49,8	19,8	480413	0,053	0,79
17	6,3	49,7	19,8	480064	0,053	0,79
18	6,3	49,7	19,8	479683	0,054	0,79

Nusil :**Tableau 31: Résultats des essais expérimentaux avec le Nusil**

<i>Essai</i>	<i>Angle (°)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température (°C)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,6	36,7	18,7	355199	0,035	-0,69
2	-6,3	36,7	17,3	357072	0,034	-0,67
3	-6,7	37,1	19,6	358112	0,036	-0,70
4	0,1	36,7	18,3	356167	0,018	-0,08
5	-0,1	37,1	19,3	358984	0,019	-0,13
6	0,1	37,1	19,6	358546	0,019	-0,11
7	6,2	37,0	19,3	357346	0,038	0,56
8	6,1	36,9	19,3	357076	0,038	0,55
9	6,2	36,9	19,3	356938	0,038	0,55
10	-6,9	49,8	20,0	480550	0,037	-0,78
11	-6,7	49,8	20,0	480467	0,037	-0,78
12	-6,8	49,8	20,0	480341	0,037	-0,78
13	0,0	49,7	19,1	480471	0,018	-0,08
14	-0,1	50,1	19,8	482999	0,018	-0,13
15	0,0	50,1	20,0	482788	0,018	-0,11
16	6,3	49,9	19,7	481811	0,042	0,63
17	6,3	49,9	20,0	481126	0,041	0,62
18	6,3	49,9	19,9	481138	0,041	0,62

Staclean :**Tableau 32: Résultats des essais expérimentaux avec le Staclean**

<i>Essai</i>	<i>Angle (°)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température (°C)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,7	37,0	19,3	357911	0,030	-0,61
2	-6,5	37,1	19,3	358543	0,029	-0,59
3	-6,7	37,0	19,6	357320	0,030	-0,62
4	0,0	37,1	19,5	357965	0,016	-0,05
5	0,1	37,0	19,3	357973	0,017	-0,05
6	0,0	37,0	19,4	357415	0,017	-0,06
7	6,2	36,8	19,6	355011	0,043	0,67
8	6,2	36,7	19,5	354928	0,044	0,67
9	6,3	37,2	19,4	359369	0,044	0,67
10	-6,7	50,0	19,8	482532	0,028	-0,67
11	-6,4	50,0	19,9	481955	0,029	-0,69
12	-6,6	49,9	19,9	481413	0,030	-0,71
13	-0,2	50,1	19,8	483795	0,016	-0,05
14	0,0	50,1	19,9	483266	0,016	-0,05
15	-0,1	50,0	20,0	482585	0,016	-0,07
16	6,3	49,8	19,9	480162	0,045	0,75
17	6,1	49,8	20,0	479848	0,044	0,73
18	6,1	49,7	20,0	479517	0,044	0,73

Phasebreak :**Tableau 33: Résultats des essais expérimentaux avec le Phasebreak**

<i>Essai</i>	<i>Angle (°)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température (°C)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,5	37,0	19,4	358023	0,036	-0,64
2	-6,6	37,0	19,7	357349	0,036	-0,65
3	-6,5	37,0	19,6	357400	0,035	-0,64
4	0,0	37,0	19,3	357537	0,020	-0,10
5	0,0	37,0	19,7	356970	0,020	-0,10
6	0,1	37,0	19,7	357207	0,020	-0,09
7	6,2	36,8	19,5	355144	0,042	0,59
8	6,2	36,8	19,5	355087	0,042	0,59
9	6,1	36,8	19,6	355001	0,041	0,59
10	-6,7	49,8	19,8	480379	0,039	-0,77
11	-6,6	49,7	20,1	479532	0,039	-0,77
12	-6,7	49,7	20,0	479611	0,040	-0,77
13	0,0	49,9	19,9	481203	0,020	-0,11
14	0,0	49,9	20,0	480894	0,020	-0,11
15	0,1	49,9	20,1	480845	0,020	-0,10
16	6,2	49,7	19,8	479292	0,050	0,70
17	6,4	50,1	20,0	483396	0,051	0,71
18	6,1	49,6	20,1	478572	0,049	0,69

Wearlon :**Tableau 34: Résultats des essais expérimentaux avec le Wearlon**

<i>Essai</i>	<i>Angle (°)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température (°C)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,4	36,8	19,3	355702	0,034	-0,69
2	-6,5	36,8	19,6	355237	0,034	-0,70
3	-6,7	36,8	19,2	355602	0,035	-0,71
4	0,1	36,8	19,5	355528	0,018	-0,10
5	0,0	36,8	19,6	355540	0,018	-0,11
6	0,1	36,8	19,5	355790	0,018	-0,10
7	6,2	37,1	19,6	357944	0,040	0,59
8	6,3	37,1	19,4	358307	0,040	0,59
9	6,2	37,1	19,3	358595	0,040	0,58
10	-6,5	49,9	19,9	481716	0,034	-0,79
11	-6,6	49,9	20,0	481471	0,035	-0,80
12	-6,6	49,9	20,0	481303	0,035	-0,80
13	0,0	49,7	19,8	479185	0,017	-0,12
14	-0,1	50,1	20,0	483570	0,017	-0,13
15	0,0	49,7	19,9	479039	0,018	-0,11
16	6,1	49,9	19,8	481933	0,041	0,64
17	6,1	49,9	19,9	481850	0,042	0,65
18	6,2	49,9	19,9	481877	0,042	0,65

Pellicule 3M :**Tableau 35: Résultats des essais expérimentaux avec la pellicule 3M**

<i>Essai</i>	<i>Angle (°)</i>	<i>Vitesse (m/s)</i>	<i>Température (°C)</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Cd</i>	<i>Cl</i>
1	-6,5	36,8	21,6	353179	0,037	-0,73
2	-6,9	36,8	21,2	353534	0,037	-0,74
3	-6,5	36,8	21,0	353954	0,036	-0,71
4	0,1	36,9	20,5	355333	0,020	-0,14
5	0,1	36,9	21,0	354551	0,020	-0,13
6	0,0	36,9	21,0	354445	0,020	-0,13
7	5,9	37,1	20,8	356782	0,042	0,58
8	6,0	37,1	21,0	356477	0,042	0,59
9	5,9	37,1	20,6	356809	0,041	0,58
10	-6,5	50,1	21,0	481387	0,034	-0,80
11	-6,5	49,6	21,5	475838	0,033	-0,80
12	-6,7	50,1	21,3	480482	0,033	-0,80
13	0,0	49,9	21,1	479596	0,014	-0,16
14	0,0	49,9	21,3	479083	0,013	-0,15
15	-0,1	49,9	21,3	479035	0,013	-0,15
16	6,2	50,1	21,4	480696	0,039	0,65
17	6,2	50,1	21,4	480565	0,038	0,66
18	6,1	50,1	21,5	480172	0,037	0,65

