

TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENTS.....	I
RESUME.....	III
ABSTRACT	IV
TABLE DES MATIERES	V
LISTE DES TABLEAUX.....	XIII
LISTE DES FIGURES.....	XVII
LISTE DES SYMBOLES ET ABRÉVIATIONS.....	XXVI
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 CONTEXTE DU PROJET	1
1.1.1 L'énergie éolienne	1
1.1.2 Les défis des nouvelles éoliennes	2
1.1.3 Les phénomènes aéroélastiques.....	3
1.1.4 La modélisation et l'intégration de ces phénomènes	4
1.2 LES OBJECTIFS	5
1.2.1 Objectif général.....	5
1.2.2 Objectifs détaillés.....	5
1.3 METHODOLOGIE	6
1.3.1 Méthodologie générale	6
1.3.2 Les différentes étapes	6
1.4 PREROGATIVES.....	8

1.4.1	Le profil S809	8
1.4.2	Les données expérimentales	9
1.4.3	L'étude aérodynamique du profil	10
1.4.4	Les modèles aérodynamiques	11
CHAPITRE 2 DOMAINE D'ÉTUDE ET MAILLAGE		13
2.1	INTRODUCTION	13
2.1.1	Problématique.....	13
2.1.2	Domaine	14
2.1.3	Maillage	15
2.1.3.1	Maillage structuré.....	15
2.1.3.2	Maillage non structuré.....	16
2.1.4	Modèle aérodynamique utilisé et résultats recherchés	18
2.2	LE DOMAINE DE CALCUL	19
2.2.1	Hypothèses de calcul.....	19
2.2.1.1	La corde du profil	19
2.2.1.2	Les valeurs fixes pour les différents essais	19
2.2.2	Variation par homothétie.....	20
2.2.2.1	Description des différents essais.....	20
2.2.2.2	Résultats	22
2.2.2.3	Analyse	25
2.2.3	Domaine de maillage choisi.....	26
2.3	MAILLAGE STRUCTURE AVEC GAMBIT	26

2.3.1	L'influence du nombre de Mach.....	27
2.3.1.1	Les essais.....	27
2.3.1.2	Résultats.....	28
2.3.1.3	Analyse et conclusion.....	31
2.3.2	Épaisseur de la couche limite.....	31
2.3.2.1	Les essais.....	31
2.3.2.2	Résultats.....	32
2.3.2.3	Analyse.....	35
2.3.3	Finesse du premier élément de couche limite.....	35
2.3.3.1	Les essais.....	35
2.3.3.2	Résultats.....	37
2.3.3.3	Analyse.....	39
2.4	MAILLAGE NON STRUCTURE AVEC CFX-MESH.....	40
2.4.1	Hypothèses.....	40
2.4.1.1	La corde du profil.....	40
2.4.1.2	Domaine d'étude.....	41
2.4.1.3	Les valeurs fixes pour les différents essais.....	41
2.4.2	Facteurs de grossissement f_2 et f_4	41
2.4.2.1	Les essais.....	41
2.4.2.2	Résultats.....	42
2.4.2.3	Analyse.....	45
2.4.2.4	Temps de calcul.....	46

2.4.2.5	Conclusion	48
2.4.3	Taille des éléments le long du profil.....	48
2.4.3.1	Les essais	48
2.4.3.2	Résultats	49
2.4.3.3	Analyse	51
2.4.3.4	Temps de calcul	52
2.4.3.5	Conclusion	54
2.5	CONCLUSION SUR LE DOMAINE DE CALCUL ET LE MAILLAGE	54
CHAPITRE 3 MODÈLE AÉRODYNAMIQUE		56
3.1	COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES.....	57
3.1.1	Résultats.....	57
3.1.2	Analyse.....	61
3.2	ANGLE D'ATTAQUE DE 8,2°.....	62
3.2.1	Coefficients aérodynamiques.....	62
3.2.2	Distribution de pressions	63
3.2.3	Vitesse du fluide	65
3.2.4	Conclusion pour $\alpha=8,2^\circ$	67
3.3	ANGLE D'ATTAQUE DE 14,2°.....	67
3.3.1	Coefficients aérodynamiques.....	67
3.3.2	Distribution de pression	69
3.3.3	Vitesse du fluide	70
3.3.4	Conclusion pour $\alpha=14,2^\circ$	72

3.4	ANGLE D'ATTAQUE DE 20°.....	73
3.4.1	Coefficients aérodynamiques.....	73
3.4.2	Distribution de pression	74
3.4.3	Vitesse du fluide	75
3.4.4	Conclusion pour $\alpha=20^\circ$	77
3.5	ANGLE D'ATTAQUE DE 30°.....	78
3.5.1	Coefficients aérodynamiques.....	78
3.5.2	Analyse des différentes étapes.....	82
3.5.3	Coefficient de pression	85
3.5.4	Vitesses du fluide.....	86
3.5.5	Conclusion pour $\alpha=30^\circ$	86
3.6	TEMPS DE CALCUL	91
3.7	CONCLUSIONS	93
	CHAPITRE 4 MODÈLES DE TRANSITION	94
4.1	FACTEUR D'INTERMITTENCE	95
4.1.1	Résultats.....	95
4.1.2	Analyse.....	98
4.1.3	Conclusion.....	99
4.2	COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES.....	99
4.2.1	Résultats.....	99
4.2.2	Analyse.....	102
4.2.3	Conclusion.....	103

4.3	ANGLE D'ATTAQUE DE $8,2^\circ$	103
4.3.1	Coefficients aérodynamiques.....	103
4.3.2	Distribution de pression	104
4.3.3	Vitesse du fluide	106
4.3.4	Conclusion pour $\alpha=8,2^\circ$	107
4.4	ANGLE D'ATTAQUE DE $14,2^\circ$	108
4.4.1	Coefficients aérodynamiques.....	108
4.4.2	Distribution de pression	109
4.4.3	Vitesse du fluide	110
4.4.4	Conclusion pour $\alpha=14,2^\circ$	111
4.5	ANGLE D'ATTAQUE DE 24°	111
4.5.1	Coefficients aérodynamiques.....	111
4.5.2	Coefficient de pression	115
4.5.3	Vitesse du fluide	116
4.5.4	Conclusion pour $\alpha=24^\circ$	121
4.6	ANGLE D'ATTAQUE DE 30°	121
4.6.1	Coefficients aérodynamiques.....	121
4.6.2	Coefficient de pression	125
4.6.3	Vitesse du fluide	126
4.6.4	Conclusion pour $\alpha=30^\circ$	131
4.7	TEMPS DE CALCUL	131
4.8	CONCLUSIONS	134

CHAPITRE 5 PHÉNOMÈNES AÉROELASTIQUES	135
5.1 THEORIE DU COUPLAGE ANSYS-CFX	135
5.1.1 Bases.....	135
5.1.2 Interpolation du chargement.....	136
5.1.3 Résolution.....	137
5.1.4 Les choix	139
5.2 VITESSE DE DIVERGENCE	139
5.2.1 Théorie de la divergence	139
5.2.2 Étude de la vitesse de divergence	142
5.2.3 Coefficient de flexibilité $C^{\theta\theta}$	143
5.2.4 Pente du coefficient de portance $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$	144
5.2.5 Distance entre l'axe élastique et le centre aérodynamique e	144
5.2.6 Vitesse de divergence U_p	145
5.3 DECROCHAGE DYNAMIQUE	148
5.3.1 Définition.....	148
5.3.2 Simulations et données expérimentales	150
5.3.3 $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$	151
5.3.4 $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$	153
5.3.5 $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$	156
5.3.6 Comparaison générale	158

5.4	CONCLUSION	160
CHAPITRE 6	CONCLUSION.....	162
	BIBLIOGRAPHIE.....	164
ANNEXE A	COORDONNEES ET SECTION DU PROFIL S809.....	167
ANNEXE B	MAILLAGE RETENU POUR L'ETUDE AERODYNAMIQUE	169
ANNEXE C	MAILLAGE RETENU POUR L'ETUDE AERODYNAMIQUE	170
ANNEXE D	MINIMA ET MAXIMA POUR LA COMPARAISON DES MODELES AERODYNAMIQUES	172
ANNEXE E	MINIMA ET MAXIMA POUR LA COMPARAISON DES MODELES DE TRANSITION	173

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2-1 : Éléments composant un maillage structuré.....	15
Tableau 2-2 : Éléments composant un maillage structuré.....	17
Tableau 2-3 : Valeurs fixes pour le domaine d'étude	20
Tableau 2-4 : Description des essais par homothétie.....	21
Tableau 2-5 : Longueur de corde et nombre de Mach	27
Tableau 2-6 : Valeurs fixes pour les essais sur l'épaisseur de la couche limite ...	32
Tableau 2-7 : Valeurs des différents essais sur l'épaisseur de la couche limite...	32
Tableau 2-8 : Valeurs pour les différents essais sur la finesse du premier élément de couche limite	36
Tableau 2-9 : Valeurs fixes pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4 ...	41
Tableau 2-10 : Valeurs variables pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4	42
Tableau 2-11 : Temps de calcul pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4	46
Tableau 2-12 : Temps de calcul par rapport à l'essai 1.....	47
Tableau 2-13 : Valeurs fixes pour l'étude des éléments le long du profil.....	49
Tableau 2-14 : Valeurs variables pour l'étude des éléments le long du profil.....	49
Tableau 2-15 : Temps de calcul pour l'étude des éléments le long du profil	52
Tableau 2-16 : Temps de calculs par rapport à l'essai 2	53

Tableau 3-1 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $8,2^\circ$	63
Tableau 3-2 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $14,2^\circ$	68
Tableau 3-3 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 20°	74
Tableau 3-4 : Comparaison des extrêmes du coefficient de moment pour les différents modèles pour un angle de 30°	80
Tableau 3-5 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les différents modèles pour un angle de 30°	81
Tableau 3-6 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 30°	81
Tableau 3-7 : Temps de calcul pour les différents modèles de turbulence.....	91
Tableau 3-8 : Temps de calcul normalisés par rapport au modèle k- ω	92
Tableau 4-1 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $8,2^\circ$	104
Tableau 4-2 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $14,2^\circ$	108
Tableau 4-3 : Comparaison des extrêmes du coefficient de moment pour les modèles de transition pour un angle de 24°	113
Tableau 4-4 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les modèles de transition pour un angle de 24°	114

Tableau 4-5 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 24°	114
Tableau 4-6 : Comparaison des extremums du coefficient de moment pour les modèles de transition pour un angle de 30°.....	123
Tableau 4-7 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les modèles de transition pour un angle de 30°.....	124
Tableau 4-8 : Comparaison entre les coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 30°.....	124
Tableau 4-9 : temps de calcul pour différent modèle de transition	132
Tableau 4-10 : Temps de calcul par rapport au modèle k- ω SST	133
Tableau A-1 : Coordonnées relatives du profil S809.....	167
Tableau B-1 : Coordonnées du domaine de calcul retenu pour l'étude aérodynamique	169
Tableau C-1 : Définition du maillage retenu pour l'étude aérodynamique	170
Tableau D-1 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 8.2°	172
Tableau D-2 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 14.2°	172
Tableau D-3 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 20°	172
Tableau E-1 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 8.2°	173

Tableau E-2 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 14.2°

..... 173

Tableau E-3 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 20°

..... 173

LISTE DES FIGURES

Figure 1-1 : Puissance éolienne installée au Canada	2
Figure 1-2 : Profil S809	8
Figure 2-1 : Définition du domaine de calcul	14
Figure 2-2 : Définition des tailles d'éléments.....	16
Figure 2-3 : Définition des nombres d'éléments.....	16
Figure 2-4 : Maillage non-structuré	17
Figure 2-5 : Couche limite du maillage non-structuré.....	18
Figure 2-6 : Les différents domaines d'étude	21
Figure 2-7 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents domaines de calcul.....	22
Figure 2-8 : Coefficient de traînée en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.....	23
Figure 2-9 : Coefficient de portance en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.....	23
Figure 2-10 : Coefficient de moment en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.....	25
Figure 2-11 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes tailles de corde.....	28
Figure 2-12 : Coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.....	29

Figure 2-13 : Coefficient de portance en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.	29
Figure 2-14 : Coefficient de moment en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.	30
Figure 2-15 : Coefficient de trainé en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.	33
Figure 2-16 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.	34
Figure 2-17 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.	34
Figure 2-18 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.	37
Figure 2-19 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.	38
Figure 2-20 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.	39
Figure 2-21 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.	42
Figure 2-22 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.	44
Figure 2-23 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.	44

Figure 2-24 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.....	50
Figure 2-25 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.....	50
Figure 2-26 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.....	51
Figure 3-1 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence.....	57
Figure 3-2 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence.....	58
Figure 3-3 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence.....	60
Figure 3-4 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $8,2^\circ$, pour différents modèles de turbulence.....	64
Figure 3-5 : Contours de vitesse avec un angle de $8,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	66
Figure 3-6 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $14,2^\circ$, pour différents modèles de turbulence.....	69
Figure 3-7 : Contours de vitesse avec un angle de $14,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	71
Figure 3-8 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 20° , pour différents modèles de turbulence.....	74

Figure 3-9 : Contours de vitesse avec un angle de 20° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	76
Figure 3-10 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de turbulence.....	78
Figure 3-11 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de turbulence.....	79
Figure 3-12 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles aérodynamiques.....	79
Figure 3-13 : Distributions de pression prédites par le modèle k- ω SST, pour un angle de 30° au moment des différentes étapes I, II, III et IV.....	83
Figure 3-14 : Contours de vitesse calculés aux étapes I, II, III, IV par le modèles k- ω SST pour $\alpha=30^\circ$ et $Re=10^6$	84
Figure 3-15 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 30° , pour différents modèles de turbulence.....	85
Figure 3-16 : Contours de vitesse calculés à I avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	87
Figure 3-17 : Contours de vitesse calculés à II avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	88
Figure 3-18 : Contours de vitesse calculés à III avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	89
Figure 3-19 : Contours de vitesse calculés à IV avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c).....	90

Figure 4-1 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence	95
Figure 4-2 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence	96
Figure 4-3 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence	96
Figure 4-4 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition	100
Figure 4-5 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition.	101
Figure 4-6 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition.	101
Figure 4-7 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $8,2^\circ$, pour différents modèles de transition... ..	105
Figure 4-8 : Contours de vitesse avec un angle de $8,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c).....	106
Figure 4-9 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $14,2^\circ$, pour différents modèles de transition.	109
Figure 4-10 : Contours de vitesse avec un angle de $14,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)	110
Figure 4-11 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition	112

Figure 4-12 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition	112
Figure 4-13 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition	113
Figure 4-14 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 24° , pour différents modèles de transition.....	115
Figure 4-15 : Contours de vitesse calculés à I avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c).....	117
Figure 4-16 : Contours de vitesse calculés à II avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c).....	118
Figure 4-17 : Contours de vitesse calculés à III avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c).....	119
Figure 4-18 : Contours de vitesse calculés à IV avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)	120
Figure 4-19 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition	122
Figure 4-20 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition	122
Figure 4-21 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition	123
Figure 4-22 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$ et un angle de 30° , pour différents modèles de transition.....	126

Figure 4-23 : Contours de vitesse calculés au moment I avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)	127
Figure 4-24 : Contours de vitesse calculés au moment II avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)	128
Figure 4-25 : Contours de vitesse calculés au moment III avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)	129
Figure 4-26 : Contours de vitesse calculés au moment IV avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)	130
Figure 5-1 : Surfaces de transfert.....	137
Figure 5-2 : Processus de résolution.....	137
Figure 5-3 : ANSYS et CFX résolus simultanément ou séquentiellement.....	138
Figure 5-4 : Schéma d'étude de la divergence.....	140
Figure 5-5 : Angle de vrillage théorique et calculé en fonction de la vitesse du fluide	146
Figure 5-6 : Angle de vrillage calculé, en fonction du temps pour différentes vitesses	146
Figure 5-7 : Étapes du décrochage dynamique pour un profil NACA0012.....	149

Figure 5-8 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	151
Figure 5-9 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	152
Figure 5-10 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	152
Figure 5-11 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	154
Figure 5-12 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	154
Figure 5-13 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	155
Figure 5-14 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	156
Figure 5-15 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	157
Figure 5-16 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$	157
Figure 5-17 : Comparaison du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque	159

Figure 5-18 : Comparaison du coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque	159
Figure 5-19 : Comparaison du coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque	160
Figure A-1 : Section du profil S809	168
Figure B-1 : Domaine de calcul retenu pour l'étude aérodynamique	169
Figure C-1 : Maillage retenu pour l'étude aérodynamique	170
Figure C-2 : Premier zoom sur le maillage.....	171
Figure C-3 : Second zoom sur le maillage	171

LISTE DES SYMBOLES ET ABRÉVIATIONS

C	Longueur de corde	m
C_d	Coefficient de traînée	
C_l	Coefficient de portance	
C_m	Coefficient de moment	
C_p	Coefficient de pression	
$C^{\theta\theta}$	Coefficient de flexibilité	
E	Distance entre axe élastique et axe aérodynamique	m
K	Énergie cinétique turbulente	$m^2 \cdot s^{-2}$
M	Nombre de Mach	
q	Pression dynamique	
Re	Nombre de Reynolds	
S	Aire de la surface rigide du profil	m^2
T	Couple	
V	Vitesse d'entrée du fluide	$m \cdot s^{-1}$
x/c	Rapport par rapport à la corde	
α	Angle d'attaque	degré
γ	Coefficient d'intermittence	
ε	Dissipation tourbillonnaire de turbulence	$m^2 \cdot s^{-3}$
ρ	Densité du fluide	$kg \cdot m^{-3}$
θ	Angle de vrillage	degré
ω	Fréquence turbulente	

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

1.1 Contexte du projet

1.1.1 L'énergie éolienne

L'énergie éolienne est la source d'énergie renouvelable qui démontre la plus grande croissance au Canada et dans le monde. Elle constitue une source énergétique propre, abondante et durable. L'industrie éolienne offre au monde une excellente occasion d'entamer le passage à une économie planétaire basée sur l'énergie renouvelable. Le 10 décembre 2008, l'Association canadienne de l'énergie éolienne (CanWEA : Canadian Wind Energy Association) annonçait que le Canada était devenu le 12^e pays au monde à dépasser les 2000 Mégawatts (MW) de puissance éolienne installée [1]. La Figure 1-1 présente l'évolution de la puissance éolienne installée au Canada depuis 2002 (données extraites de [2]), où l'on remarque une augmentation quasi constante d'environ 36.6%, si l'on exclut l'année 2006 où l'augmentation de puissance installée est d'environ 110%. Le Canada prévoit que ses parcs éoliens fourniront en 2012 plus de 5600 MW, nécessitant un investissement de 8.4 milliards de dollars et créant environ 13 000 emplois [3].

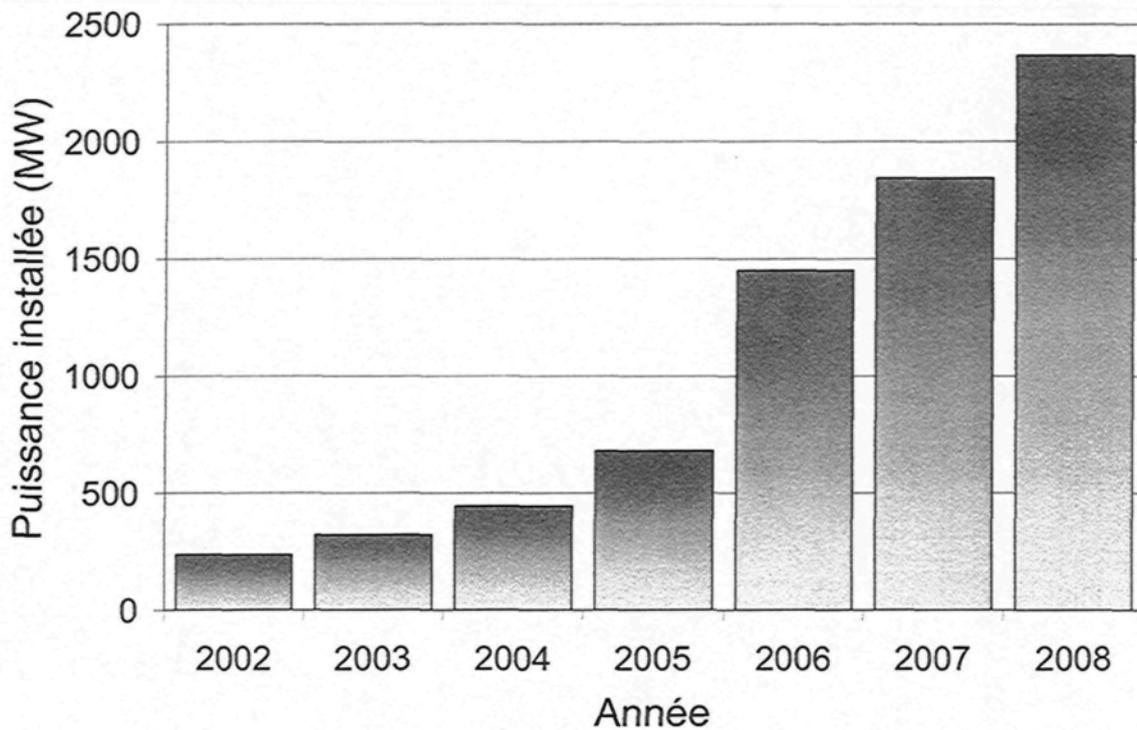


Figure 1-1 : Puissance éolienne installée au Canada

1.1.2 Les défis des nouvelles éoliennes

L'évolution des éoliennes dans leurs caractéristiques montre que la tendance est aux envergures frôlant le gigantisme, générant une production d'énergie plus importante, ou bien à l'amincissement des profils des pales des éoliennes permettant des coûts de production moindres. Cependant, ces évolutions rendent les pales plus fragiles et de plus en plus sujettes à des déformations ou des vibrations en réponse aux forces que les vents génèrent sur elles. Des recherches ont montré que ces déformations dues à une grande flexibilité ont un impact sur la production d'énergie [4]. Mais surtout, ces déformations et vibrations génèrent une fatigue plus importante pour les pales, ce qui conduit irrémédiablement à rapprocher de manière considérable la fin de vie de celles-

ci, voir directement générer leurs destructions. Pour ces raisons, il est important d'étudier ces déformations et vibrations qui résultent de l'interaction entre les forces aérodynamiques, les forces élastiques et les forces d'amortissement. Ces contraintes auxquelles sont soumises les pales d'éoliennes à la suite des interactions entre le fluide et la structure sont causées par des phénomènes aéroélastiques.

1.1.3 Les phénomènes aéroélastiques

L'étude des phénomènes aéroélastiques pour les éoliennes apparaît donc comme l'un des éléments clés dans l'évolution de la recherche en génie éolien. Certaines de ces recherches ont mis en avant deux phénomènes d'instabilité principaux pour les éoliennes commerciales : les vibrations induites par le décrochage aérodynamique (stall induced vibrations) et le flutter [5]. Elles ont aussi montré qu'une relation existait entre le type d'éolienne et le type d'instabilité rencontré, ainsi que l'influence des vitesses de vents spécifiques, des caractéristiques du centre de gravité et du profil des pales par les déformations et les vibrations. Ces constatations engendrent la question de la modélisation et de la simulation de ces phénomènes afin de pouvoir prévoir leurs différents impacts sur la production énergétique et sur les déformations et instabilités des éoliennes. Le projet s'inscrit donc en réponse au besoin de modélisation des phénomènes aéroélastiques. À l'instar des danois dans leur programme de recherche en aéroélasticité appliquée (Program for Research in Applied Aeroelasticity [6, 7]) liant le Laboratoire National de Risø et l'Université Technique du Danemark, le projet cherchera à considérer les phénomènes aéroélastiques et leurs modélisations.

1.1.4 La modélisation et l'intégration de ces phénomènes

La modélisation des phénomènes aéroélastiques est basée sur le couplage entre les forces aérodynamiques (fluides) et les forces élastiques (structures). Or, il existe un grand nombre de modèles permettant de modéliser les forces aérodynamiques sur les éoliennes [8]. Il y a par exemple les modèles utilisant la théorie de l'élément de pale (Blade Element Momentum Theory) méthode qui est basée sur une combinaison d'une théorie du moment unidimensionnelle et de la théorie des pales, s'appuyant sur une description bidimensionnelle (2D) des profils [9, 10]. D'autres modèles utilisent une modélisation de vortex et la technique des lignes portantes, ce type de modélisation étant tridimensionnelle (3D) mais limité aux fluides non visqueux [11, 12, 13]. On peut trouver aussi des modèles basés sur une formule généralisée du disque [14], ou bien sur la dynamique des fluides numériques (Computational Fluid Dynamics, CFD) résolvant directement les équations de Navier-Stokes [15]. Ces modèles sont basés sur des hypothèses différentes et mènent donc à des degrés de complexité et de réalisme physique fort différents. De même, ils existent pour la modélisation des forces élastiques sur les éoliennes des modèles différents [8], notamment ceux basés sur l'analyse modale et d'autres basés sur la méthode des éléments finis. Une fois encore, la diversité des hypothèses mène à une différence entre les degrés de complexité et de réalisme des modèles. Une des principales difficultés réside donc dans la différence de complexité et de réalisme dans le choix des modèles aérodynamiques et structuraux qui doivent être couplés pour l'étude des phénomènes aéroélastiques. Le projet cherchera donc à étudier les phénomènes aéroélastiques et leur modélisation afin de pouvoir les intégrer dans le processus de conception des turbines éoliennes.



1.2 Les Objectifs

1.2.1 Objectif général

Ce projet a pour objectif l'étude et l'application des phénomènes aéroélastiques dans le processus de conception des turbines éoliennes.

1.2.2 Objectifs détaillés

Cet objectif général s'appuie sur l'atteinte de différents objectifs secondaires :

- Modélisation aérodynamique à l'aide du logiciel commercial CFX, qui est le logiciel de mécanique des fluides avec lequel seront réalisées les différentes études.
- Compréhension et validation des modèles aérodynamiques proposés par le logiciel CFX.
- Recherche parmi les modèles aérodynamiques du plus adapté à la modélisation aérodynamique autour des pales d'éoliennes.
- Réalisation d'un premier couplage simple entre CFX, logiciel commercial de mécanique des fluides et ANSYS, logiciel commercial pour la modélisation structurelle.
- Étude d'un phénomène aéroélastique important pour les éoliennes à l'aide du couplage des différents logiciels.

1.3 Méthodologie

1.3.1 Méthodologie générale

Les différentes études seront toujours réalisées selon une méthodologie classique. Il s'agira tout d'abord de définir différentes configurations de simulation, permettant de valider un point spécifique de l'étude. Ensuite on réalisera les simulations pour chaque configuration, puis enfin on comparera les résultats obtenus pour chaque configuration entre eux, mais aussi avec des résultats expérimentaux (s'il en existe) ou des résultats théoriques. En effet toute analyse scientifique trouve davantage de sens dans la comparaison avec la réalité physique, l'utilisation d'études expérimentales sera donc un plus pour le projet. Comme les études expérimentales pour les phénomènes aéroélastiques sont assez rares, les comparaisons avec la théorie seront utilisées en leur absence.

1.3.2 Les différentes étapes

Le projet sera développé en trois étapes, permettant de réaliser les différents objectifs. Chaque étape a fait l'objet d'une étude poussée et d'un rapport technique dédié. Nous ne présenterons dans ce mémoire que les résultats principaux de chaque étape et n'entrerons pas toujours dans les détails de la modélisation, ceux désireux d'avoir davantage de détails sur la théorie, la modélisation, les résultats et leurs analyses sont invités à consulter les rapports techniques correspondants [16-18].

Les trois étapes sont les suivantes :

- Afin de réaliser des études aérodynamiques à l'aide du logiciel CFX il faut tout d'abord choisir un domaine de calcul et un type de maillage. Or, en littérature

nous rencontrons des choix assez différents de domaine et de maillages en fonction de l'application spécifique. Ainsi, la première étape consistera en l'étude et la recherche du domaine de calcul et du maillage les plus adaptés à l'étude aérodynamique d'un profil de pale d'éolienne. Cette étape permettra aussi une familiarisation avec les paramètres de fonctionnement du logiciel CFX. La première étape est présentée dans le **CHAPITRE 2** et le rapport technique [16].

- La seconde étape consiste en l'étude et la comparaison des différents modèles aérodynamiques proposées par le logiciel CFX, ainsi qu'en l'étude des différentes options de transition laminaire-turbulent proposées par le logiciel. Ces deux étapes permettront notamment de mettre en avant le modèle qui semblera le plus adapté à la modélisation aérodynamique de l'écoulement autour d'une pale d'éolienne. Ces deux étapes seront présentées dans les **CHAPITRES 3** et **4** et le rapport technique [17].
- La troisième et dernière étape consistera en la réalisation et l'étude du couplage fluide-structure en utilisant ensemble les logiciels CFX et ANSYS. Ce couplage, d'abord appliqué à une étude simple de la vitesse de divergence, sera ensuite appliqué, à un phénomène plus complexe et qui est davantage présent pour l'étude des éoliennes : le décrochage dynamique (aérodynamique stall). Ces différentes études permettront d'apprécier la complexité du couplage fluide structure et d'estimer les capacités des logiciels commerciaux pour l'étude des phénomènes aéroélastiques. Cette dernière étape sera présentée dans le **CHAPITRE 5** et le rapport technique [18].

1.4 Prérogatives

L'étude d'une pale complète étant trop complexe, nous avons choisi de valider le logiciel CFX d'un point de vue aérodynamique et son couplage avec ANSYS, seulement pour un profil 2D de pale d'éolienne. En effet, cela permettra de faire une approche des modèles plus aisée.

1.4.1 Le profil S809

Nous avons choisi de travailler avec le profil S809 (Figure 1-2) utilisé par le NREL dans le développement de leur rotor à deux pales NREL Phase VI. L'ANNEXE A présente le profil avec ses coordonnées (intrados et extrados). La Figure 1-2 présente le profil dont les abscisse et ordonnées sont adimensionnées par rapport à la corde du profil (c).

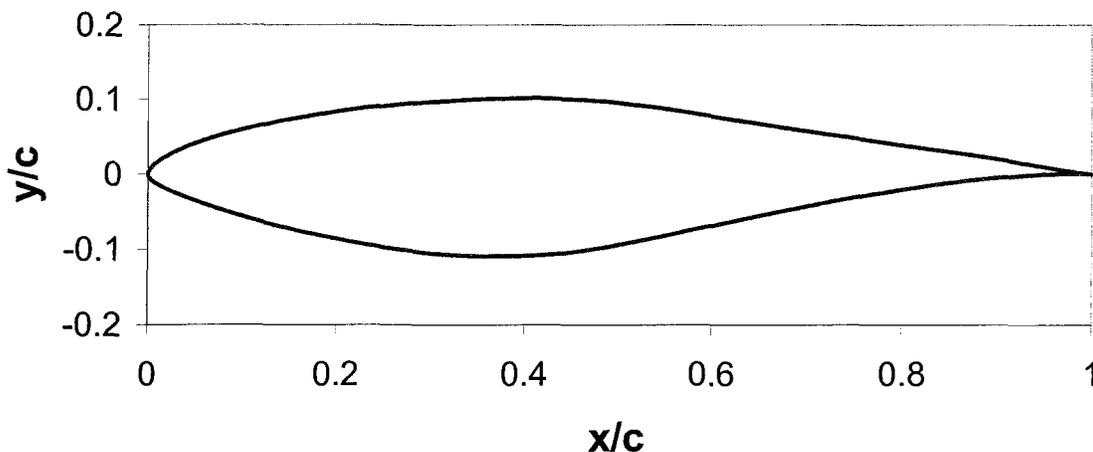


Figure 1-2 : Profil S809

Nous avons choisi ce profil pour deux raisons principales. Tout d'abord, il existe un très grand nombre d'études réalisées dans le domaine éolien avec ce profil, ce qui permet d'avoir accès facilement à des données expérimentales (voir 1.4.2), mais aussi à des résultats numériques proposés par d'autres logiciels. Ceci permettra plus de comparaisons et donc une meilleure évaluation des modèles proposés par CFX.

Ensuite, le rotor à deux pales NREL Phase VI est le rotor pour lequel il existe le plus grand nombre de données expérimentales. De plus, une campagne de comparaison de performances entre plusieurs logiciels a été réalisée avec, pour base, l'étude du comportement du rotor NREL Phase VI ([19, 20]). Ainsi, en étudiant le profil S809 nous préparons les études à venir qui seront réalisées sur la pale d'éolienne complète.

1.4.2 Les données expérimentales

Les données expérimentales sont celles extraites des travaux [21] et [22]. Le travail [21] a été réalisé dans le laboratoire de faible vitesse de l'Université Technologique de Delft (DUT : Delft University of Technology, Low Speed Laboratory) aux Pays-Bas. Ce travail réalisé par Somers nous donne accès aux caractéristiques du profil S809 pour des angles d'incidence de -20° à 20° , grâce à des expérimentations avec un modèle ayant une corde de 0.6 mètre pour des nombres de Reynolds de 1 à 3 millions.

Le travail [22] réalisé dans le laboratoire de recherche aéronautique et aérospatiale de l'université d'état de l'Ohio (OSU : Ohio State University Aeronautical and Astronautical Research Laboratory). Ce travail, réalisé par Ramsay, nous donne accès aux caractéristiques du profil S809 pour des angles d'incidence de -20° à 40° , grâce à des expérimentations avec un modèle ayant une corde de 0.457 mètre pour des nombres de Reynolds de 0.75 à 1.5 million. De plus, cette étude fournit des résultats expérimentaux pour l'étude du décrochage dynamique, en présentant les caractéristiques du profil pour des angles d'incidence (8° , 14° et 20°), oscillant ($\pm 5.5^\circ$ et $\pm 10^\circ$) à différentes fréquences pour des nombres de Reynolds compris entre 0.75 et 1.4 million.

Afin de pouvoir comparer nos résultats aux différentes données expérimentales, nous avons choisi de réaliser les différentes études pour un nombre de Reynolds de 1 million, ce qui permettra de croiser les données des deux travaux mis en avant précédemment. Ensuite, pour le travail sur le décrochage dynamique nous travaillerons encore avec un nombre de Reynolds de 1 million, puisque nous aurons validé le modèle aérodynamique de CFX pour ce nombre de Reynolds.

1.4.3 L'étude aérodynamique du profil

L'étude aérodynamique d'un profil a pour but de permettre la compréhension du comportement du profil une fois mis dans un écoulement et de déterminer les caractéristiques de l'écoulement autour du profil. Cette étude peut se faire de différentes manières.

Une première approche, simple, réside dans le calcul des coefficients aérodynamiques caractéristiques du profil : ces coefficients sont les coefficients de traînée, de portance et de moment (dans l'étude qui suit, lorsqu'on parle du coefficient de moment, il s'agit du coefficient de moment pris à 25% de la corde). Ils permettent de définir les efforts dus à l'écoulement qui seront appliqués sur le profil. Une seconde approche réside dans l'étude de la distribution de pression sur le profil, permettant de déceler les zones de surpression et celles de sous-pression, donnant ainsi la possibilité de comprendre les valeurs des coefficients aérodynamiques globaux. Une troisième approche réside en l'étude des contours de vitesses du fluide autour du profil. Cela donne l'occasion de visualiser le comportement du fluide autour du profil (tel que les lâchés de tourbillons par exemple) et de mieux comprendre les distributions de pression.

Comme nous pouvons le constater, les trois approches présentées précédemment sont complémentaires, elles seront toutes les trois présentées dans le **CHAPITRE 3** lorsqu'il s'agira d'étudier les modèles aérodynamiques, mais pour le **CHAPITRE 2**, la première approche sera suffisante.

1.4.4 Les modèles aérodynamiques

Nous travaillerons avec différents modèles aérodynamiques basés sur le modèle $k-\omega$: le modèle $k-\omega$, le modèle $k-\omega$ BSL et le modèle $k-\omega$ SST.

Le modèle $k-\omega$ est réputé pour sa capacité de prédire les couches proches de la paroi, mais a des difficultés à prédire les séparations de flux dans le sillage. De son côté, le modèle $k-\varepsilon$ réalise une bonne prédiction loin de la paroi, mais a de grandes difficultés à prédire ce qui se passe dans la couche limite proche de la paroi. Ainsi, le modèle $k-\omega$ BSL, basé sur un mélange de ces deux modèles, combine les avantages des modèles $k-\omega$ et $k-\varepsilon$ (voir [25]). Cependant, malgré cette combinaison, il semble encore avoir quelques difficultés à prédire les séparations de flux notamment pour les surfaces lisses. Ces difficultés sont dues à une surprédiction des viscosités tourbillonnaire. C'est pourquoi la limitation des viscosités tourbillonnaires du modèle $k-\omega$ SST lui permet de représenter le transport des contraintes de cisaillement turbulent, de palier ainsi aux problèmes du modèle $k-\omega$ BSL et donc d'obtenir de meilleurs résultats dans la prédiction des séparations de flux.

De plus, nous utiliserons deux modèles de transition laminaire-turbulent appliqués au modèle $k-\omega$ SST : le modèle sans équation additionnelle (l'intermittence est donnée par l'utilisateur) et le modèle avec deux équations, où les équations de

l'intermittence et du nombre de Reynolds de transition sont résolues. Le premier modèle s'appelle « $k-\omega$ SST intermittency » et le second s'appelle « $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ ».

Ces différents modèles seront comparés dans le **CHAPITRE 3**.

CHAPITRE 2

DOMAINE D'ÉTUDE ET MAILLAGE

2.1 Introduction

2.1.1 Problématique

L'étude du domaine de calcul repose sur un compromis. Les frontières doivent être suffisamment éloignées afin que les conditions aux limites n'influencent pas les résultats obtenus, et d'un autre côté suffisamment rapprochées pour ne pas avoir un nombre d'éléments et de temps de calculs trop important. Dans la littérature, la présence de différents domaines de tailles diverses ne permet pas de déterminer à priori une dimension optimale. En effet, pour une étude similaire (maillage sous Gambit et étude d'un profil sous Fluent) les travaux [23] et [24] proposent deux domaines de tailles assez différentes.

Dans cette étude nous analysons quelles sont les dimensions optimales du domaine qui, pour un coût de calcul restreint, donnent des résultats suffisamment proches de ceux donnés par un domaine plus large.

L'étude du maillage repose sur des constats similaires. En effet, après avoir choisi le domaine de calcul, il faut choisir le maillage. Plus un maillage est fin et plus il permet de mettre en évidence les phénomènes à étudier, mais d'un autre côté plus le maillage est fin plus il y a d'éléments et donc plus la simulation demande des ressources de calcul. De la même manière que pour le domaine, il existe une variation importante dans la littérature des maillages utilisés, selon les études réalisées.

Dans cette étude, nous analysons l'influence du nombre d'éléments du maillage sur la précision et le temps de calcul afin de choisir de manière optimale ce paramètre.

2.1.2 Domaine

En nous basant sur les domaines de calcul des travaux [23] et [24], nous travaillerons avec des domaines définis par un demi-disque de rayon l_1^*c autour du profil et deux rectangles dans le sillage de longueur l_2^*c , comme le montre la Figure 2-1.

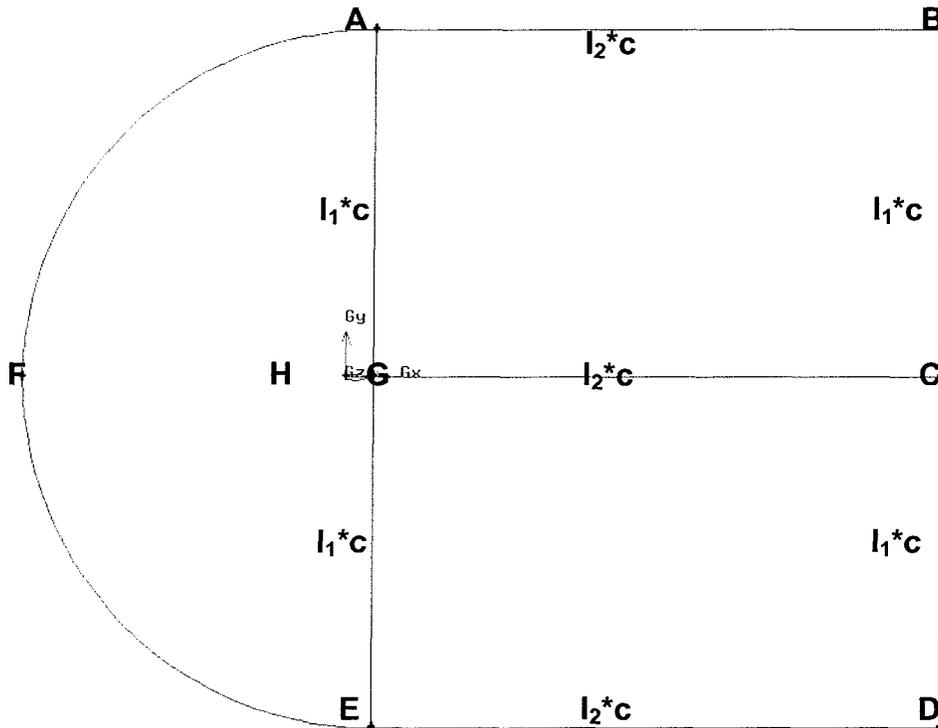


Figure 2-1 : Définition du domaine de calcul

2.1.3 Maillage

2.1.3.1 Maillage structuré

Les maillages structurés sont réalisés à l'aide du mailleur GAMBIT (mailleur dédié à l'étude CFD et au solveur Fluent). Ces maillages sont définis par différentes valeurs résumées dans le Tableau 2-1. Les tailles d'éléments sont définies par rapport à la corde du profil c . Les Figures 2-2 et 2-3 permettent de voir à quoi correspondent les tailles d'éléments et les nombres d'éléments.

Tableau 2-1 : Éléments composant un maillage structuré

Description	Symbole	Valeur
taille des éléments le long du profil (entre I et G)	a_1	$0,004*c$
taille des éléments le long du profil (entre J et G)	a_2	$0,004*c$
taille du premier élément de la couche limite	a_3	$0,0002*c$
taille du premier élément proche du profil (amont)	a_4	$0,002*c$
taille du premier élément proche du profil (sillage)	a_5	$0,002*c$
taille de la couche limite	a_6	$0,02*c$
nombre d'éléments le long du profil (entre I et G)	n_{1I}	181
nombre d'éléments le long du profil (entre J et G)	n_{1J}	181
nombre d'éléments le long du profil (entre H et I)	n_{2I}	200
nombre d'éléments le long du profil (entre H et J)	n_{2J}	200
nombre d'éléments le long du profil (extrados)	$n_{1I} + n_{2I}$	381
nombre d'éléments le long du profil (intrados)	$n_{1J} + n_{2J}$	381
nombre de strates dans la couche limite	n_3	10
facteur de grossissement dans la couche limite	f_1	1,19
facteur de grossissement en amont du profil	f_2	1,06131494
facteur de grossissement dans le sillage du profil	f_3	1,05381214

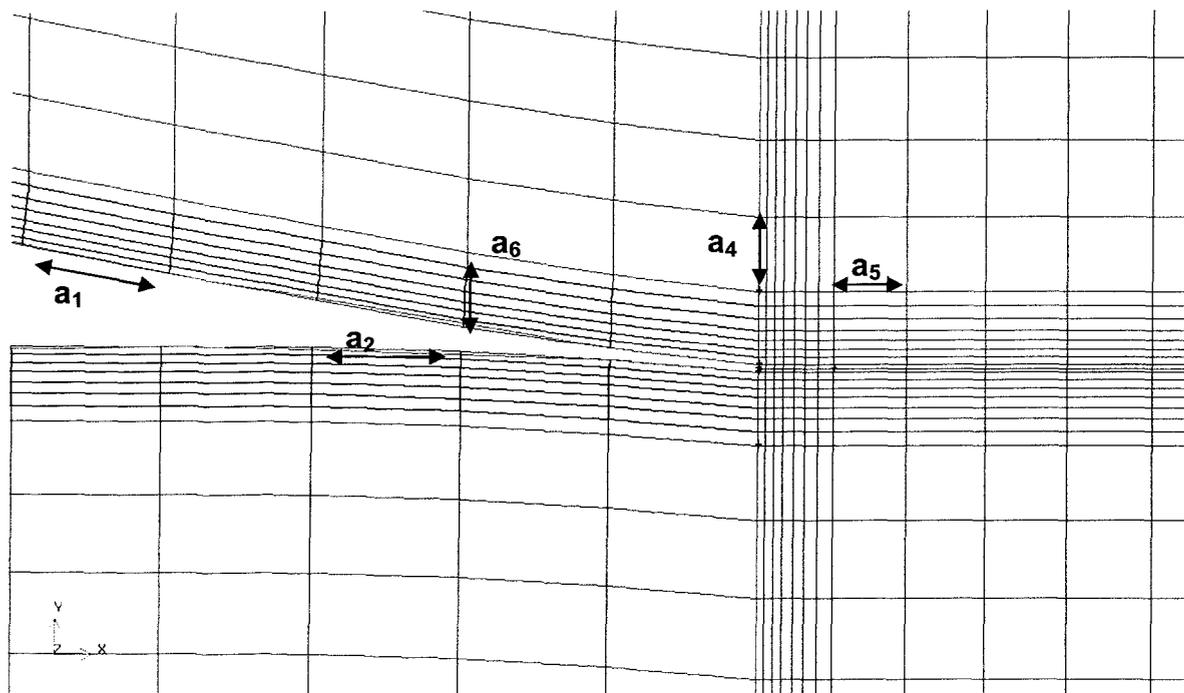


Figure 2-2 : Définition des tailles d'éléments

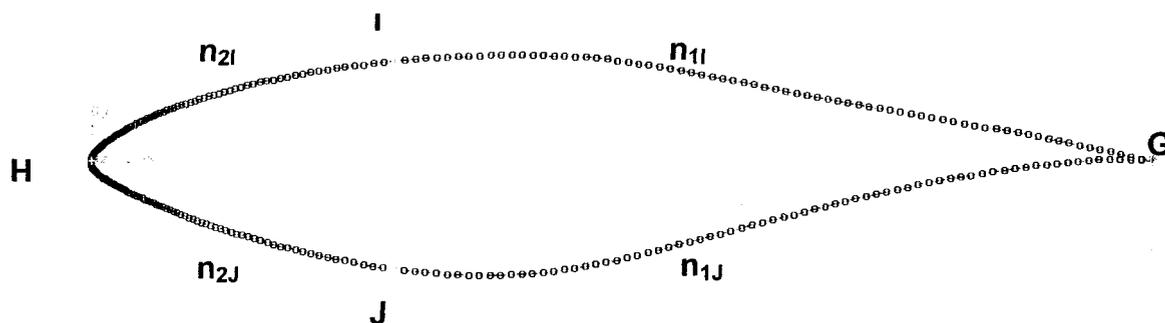


Figure 2-3 : Définition des nombres d'éléments

2.1.3.2 Maillage non structuré

Les maillages non-structurés sont réalisés à l'aide du mailleur CFX-Mesh. Ces maillages sont définis par différentes valeurs résumées dans le Tableau 2-2. Pour tous les essais avec des maillages non-structurés nous avons travaillé avec une corde de 0,457m

(identique à celle de [22], ce choix sera expliqué plus tard) et donc les tailles des éléments sont données en mètres. Nous avons utilisé le domaine tel que présenté précédemment.

Tableau 2-2 : Éléments composant un maillage structuré

Description	symbole	valeur
taille des éléments le long du profil (entre I et G)	a_1	0,001m
taille du premier élément de la couche limite	a_3	0,00001m
taille des éléments aux frontières	a_7	0.2m
nombre de strates dans la couche limite	n_3	17
facteur de grossissement dans la couche limite	f_1	1,19
facteur de grossissement du profil vers les frontières	f_2	1,19
facteur de grossissement des frontières vers le profil	f_4	1,19

Les Figures 2-4 et 2-5 montrent certains aspects du maillage.

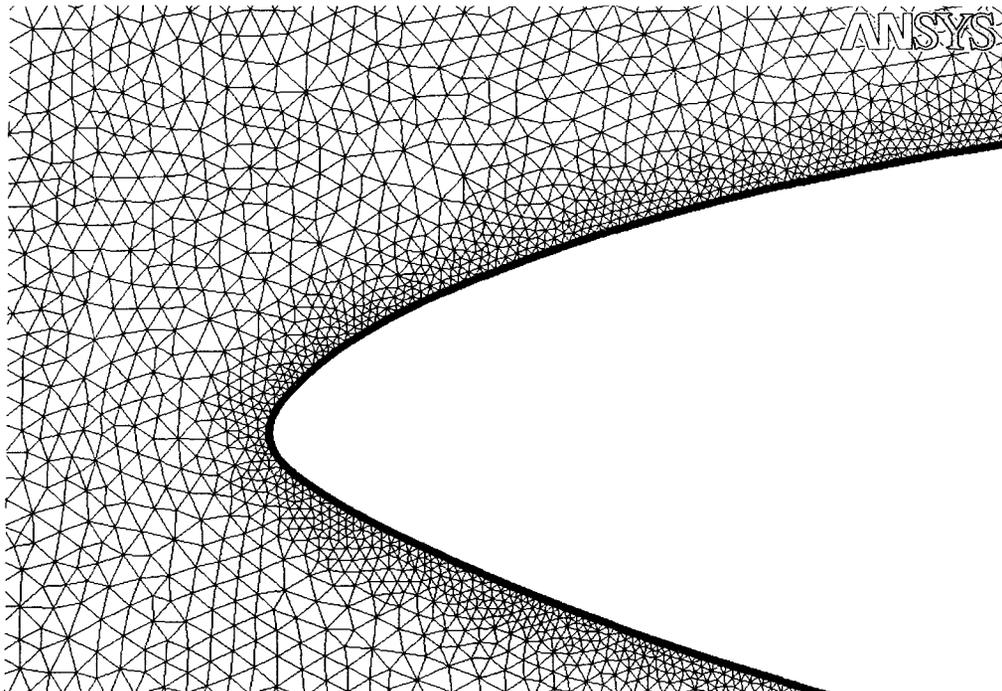


Figure 2-4 : Maillage non-structuré

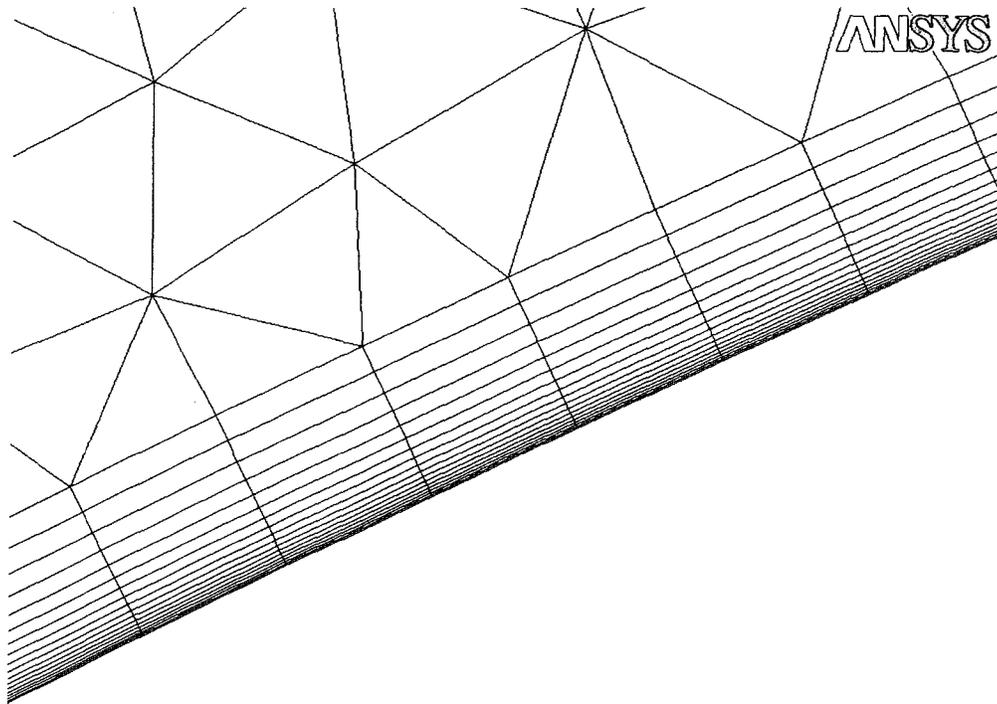


Figure 2-5 : Couche limite du maillage non-structuré

2.1.4 Modèle aérodynamique utilisé et résultats recherchés

Pour ces études sur le domaine de calcul et le maillage nous utilisons le modèle $k-\omega$ SST en mode purement turbulent, en étudiant au chapitre suivant les autres modèles laminaires et turbulents ainsi que les modèles de transition.

En règle générale, nous effectuons les simulations pour des angles d'attaque de $8,2^\circ$, $10,1^\circ$, $12,2^\circ$, $14,2^\circ$, $16,2^\circ$, $18,1^\circ$, 20° , $22,1^\circ$ et 24° , pour un nombre de Reynolds de 1 million. Les calculs sont en mode stationnaire et les résultats retenus sont ceux qui auront convergé avec des résidus inférieurs à $1,5 \times 10^{-6}$ avant 500 itérations.

2.2 Le domaine de calcul

L'étude sur le domaine de calcul est réalisée à l'aide de maillages structurés.

2.2.1 Hypothèses de calcul

2.2.1.1 La corde du profil

Afin de définir le domaine de calcul, il faut définir la dimension de la corde du profil. Comme les expérimentations sont faites à l'aide de modèles ayant des cordes de 0,6m et 0,457m, nous avons choisi de réaliser nos simulations avec une corde de 0,5m. Cela implique, puisque le fluide est de l'air à 25°C, avec une viscosité dynamique de $1,831 \cdot 10^{-5}$ Pa.s et une masse volumique de $1,185 \text{ kg.m}^{-3}$, que nous devons réaliser les simulations avec une vitesse relative de $30,90 \text{ m.s}^{-1}$ si nous tenons à obtenir un nombre de Reynolds de 1 million.

2.2.1.2 Les valeurs fixes pour les différents essais

Puisque l'objectif de cette étude est de voir comment la distance entre les frontières (portant les conditions limites) et le profil influence les résultats, nous allons donc seulement faire évoluer les distances l_1 et l_2 et garder fixes les tailles des premiers éléments, la taille de la couche limite, et les facteurs de grossissements. Comme les longueurs l_1 et l_2 vont croître et décroître, le nombre d'éléments lui aussi va évoluer. Dans le Tableau 2-3 sont répertoriées les valeurs fixes pour toutes les simulations de l'étude du domaine de maillage.

Tableau 2-3 : Valeurs fixes pour le domaine d'étude

symbole	valeur
a_1	0,004*c
a_2	0,004*c
a_3	0,0002*c
a_4	0,002*c
a_5	0,002*c
a_6	0,02*c
n_{1I}	181
N_{1J}	181
n_{2I}	200
N_{2J}	200
$n_{1I} + n_{2I}$	381
$n_{1J} + n_{2J}$	381
n_3	10
f_1	1,19
f_2	1,06131494
f_3	1,05381214

2.2.2 Variation par homothétie

2.2.2.1 Description des différents essais

En se basant sur le domaine proposé dans [23], on remarque que le domaine proposé dans [24] est le même que le premier, mais en ayant subi une homothétie de centre G et de rapport d'environ 0,75. On se propose donc de créer différents domaines qui seront liés au premier par une homothétie de centre G et de rapport b. Un résumé de ces essais est présenté dans le **Tableau 2-4**.

Tableau 2-4 : Description des essais par homothétie

Essai	Essai 1	Essai 2	Essai 3	Essai 4	Essai 5	Essai 6
B	1	0,75	0,5	0,25	2	4
l_1	12,5	9	6,25	3,125	25	50
l_2	20	15	10	5	40	80
Nombre d'éléments	112680	106510	97842	84598	128142	143422

La Figure 2-6 présente les différents domaines d'étude les uns par rapport aux autres.

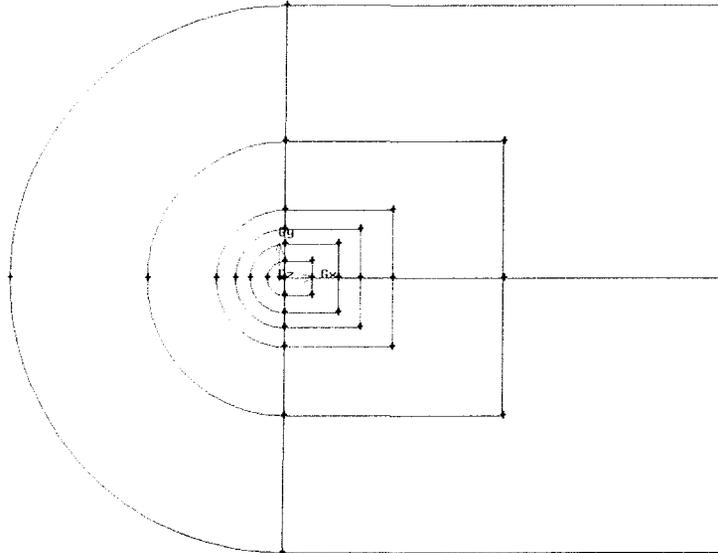


Figure 2-6 : Les différents domaines d'étude

2.2.2.2 Résultats

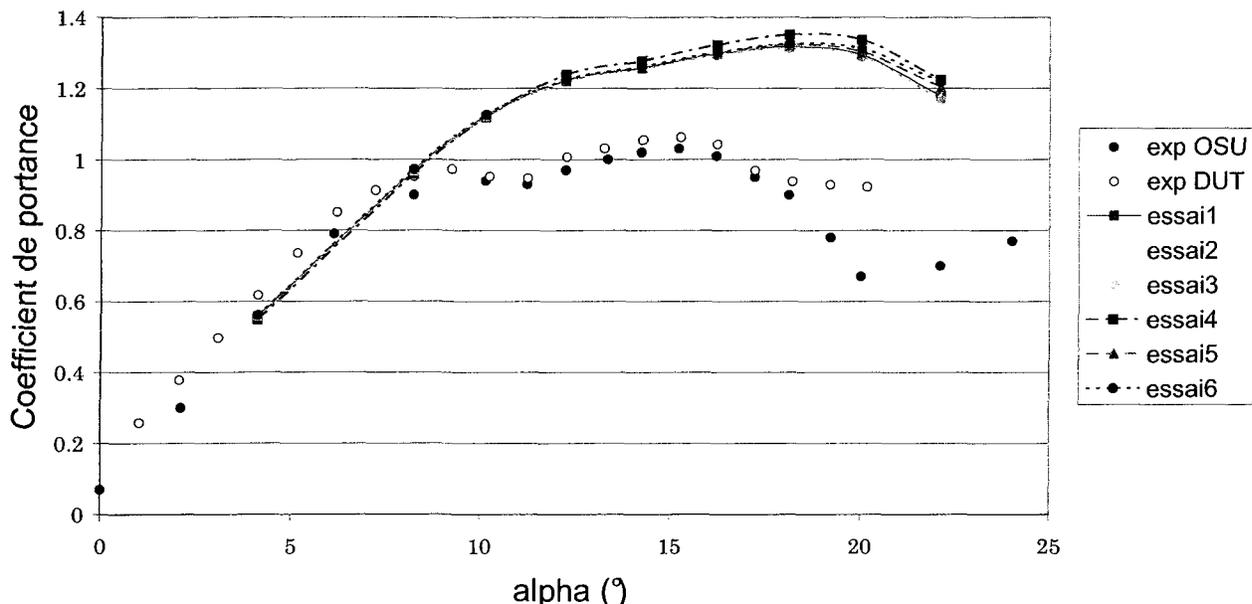


Figure 2-7 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents domaines de calcul

La comparaison des valeurs expérimentales et de celles trouvées à l'aide des simulations présentées sur la Figure 2-7 montre qu'il est difficile de comparer réellement les valeurs des différents essais entre eux en même temps qu'avec les valeurs expérimentales, car les simulations donnent des résultats trop proches entre eux. On a donc préféré présenter les résultats des simulations entre eux en fonction du rapport d'homothétie et donc les Figures 2-8, 2-9 et 2-10 donnent respectivement les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction du rapport d'homothétie b pour des angles d'attaque différents.

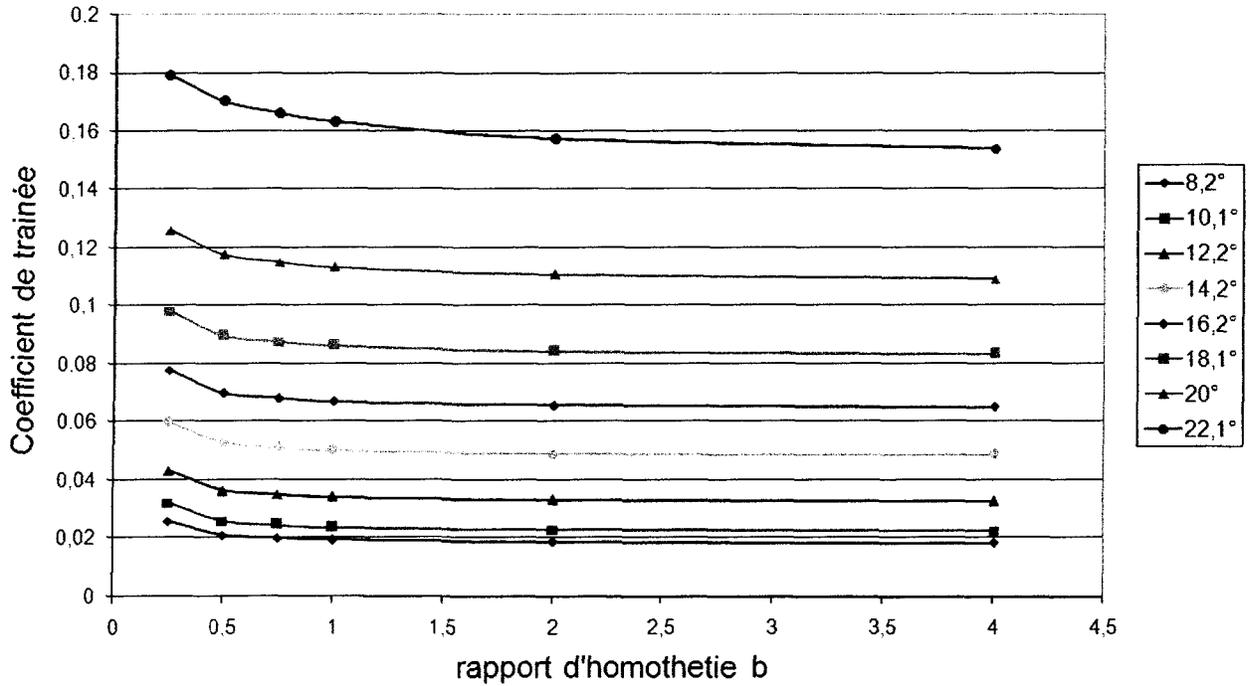


Figure 2-8 : Coefficient de traînée en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

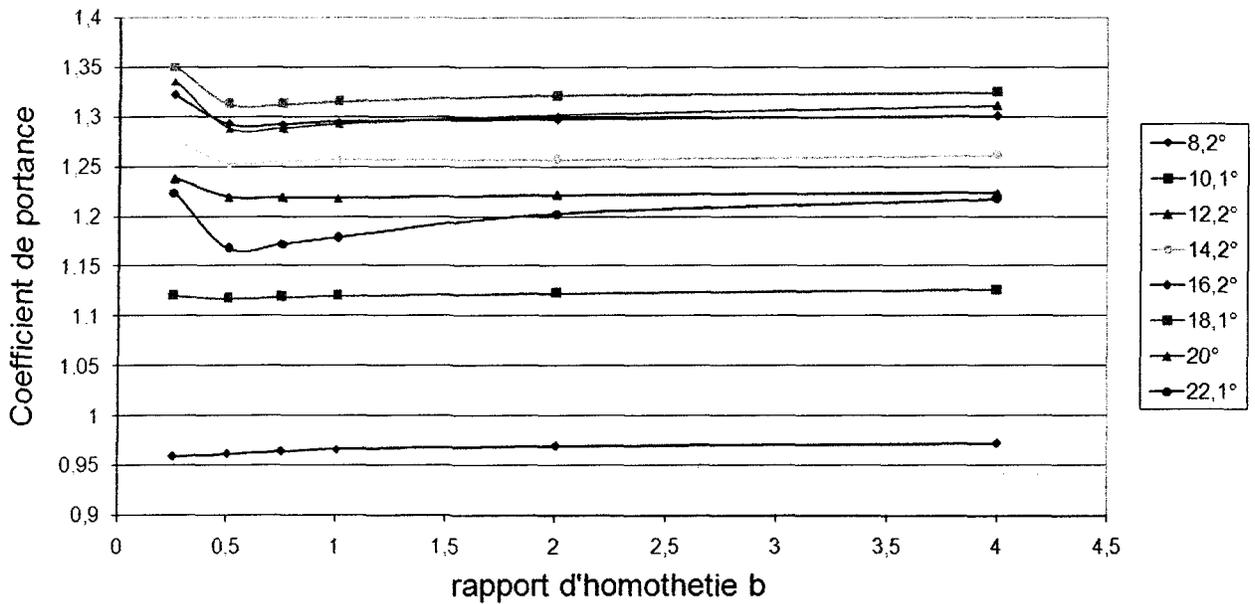


Figure 2-9 : Coefficient de portance en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

Les évolutions du coefficient de traînée en fonction du rapport d'homothétie sont assez similaires suivant les angles d'attaques. On note que le coefficient de traînée décroît à mesure que le rapport d'homothétie augmente, mais qu'il tend à se stabiliser. Cette stabilisation est plus rapide pour des angles d'incidence faibles et semble se faire de plus en plus tard (pour des rapports d'homothétie de plus en plus grands) à mesure que l'angle d'attaque augmente.

L'évolution du coefficient de portance en fonction du rapport d'homothétie est assez similaire pour les différents angles d'attaques, excepté pour $8,2^\circ$. Le coefficient de traînée décroît de manière plus ou moins importante (en fonction des angles d'attaque) entre les rapports d'homothétie 0,25 et 0,5. Puis, il croît à mesure que le rapport d'homothétie augmente et, comme précédemment, tend à se stabiliser. Cette stabilisation est plus rapide pour des angles d'incidence faibles. Comme précédemment la stabilisation se fait de plus en plus tard à mesure que l'angle d'attaque augmente.

L'évolution du coefficient de moment en fonction du rapport d'homothétie est similaire. Le coefficient de moment croît à mesure que le rapport d'homothétie augmente, mais ensuite il se stabilise. Cette stabilisation est plus rapide pour des angles d'incidence faible et se fait plus tard à mesure que l'angle d'attaque augmente.

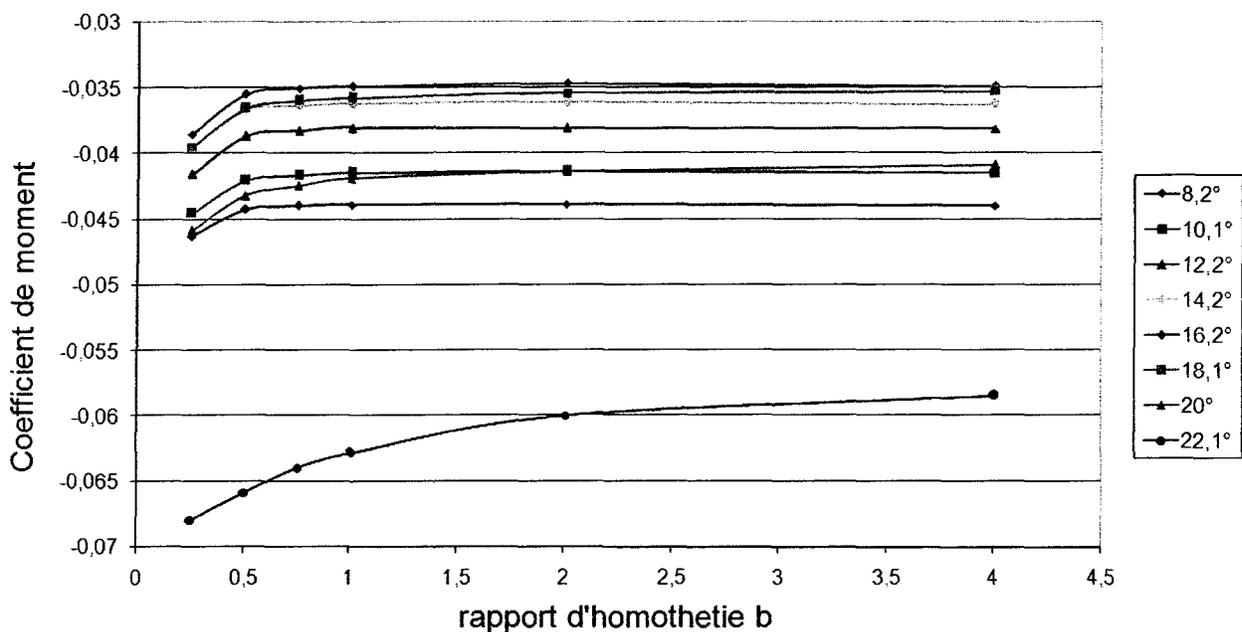


Figure 2-10 : Coefficient de moment en fonction du rapport d'homothétie avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

2.2.2.3 Analyse

La stabilisation des valeurs des coefficients illustre le fait que plus les frontières sont éloignées du profil, plus cela laisse la place aux turbulences du sillage de s'estomper avant d'atteindre la condition limite imposée aux frontières. Plus l'incidence est grande plus il faut un rapport d'homothétie important pour atteindre cette stabilisation. Cela confirme que plus l'incidence est importante plus il y a de tourbillons et plus le domaine doit être grand afin de dissiper la turbulence du sillage.

Suivant les angles d'incidence étudiés, il sera judicieux ou non d'utiliser un domaine de maillage plus petit permettant moins de calculs ou permettant une plus grande finesse de maillage pour un même temps de calcul. Les résultats nous permettent de conclure que pour l'essai 4 (qui correspond au domaine le plus petit) les

frontières sont trop proches et elles ne permettent pas de bien modéliser le flux pour des angles d'attaques supérieurs ou égaux à $8,2^\circ$. Pour des incidences inférieures à 10° , le domaine de l'essai 3 (rapport d'homothétie 0.5) est suffisant et donnerait des résultats suffisamment proche de ceux données par l'essai 6 pour un temps de calcul bien inférieur (l'essai 6 comporte 143422 éléments alors que l'essai 3 n'en comporte que 97842, c'est-à-dire environ 1/3 de moins). Pour des incidences inférieures à 14° , l'essai 2 semblerait plus adapté. De la même manière, l'essai 1 serait davantage intéressant pour les angles d'attaque inférieurs à 18° . Pour de s angles supérieurs à 20° , l'essai 6 serait le plus indiqué, mais il reste à noter la différence du nombre d'éléments pour ce maillage. Pour un maillage plus fin, le nombre d'éléments croît encore davantage ce qui pourrait demander trop de temps de calculs pour les moyens à notre disposition.

2.2.3 Domaine de maillage choisi

Le décrochage aérodynamique du profil S809 sera étudié, selon les expérimentations disponibles, pour des angles inférieurs à 20° . Comme les études suivantes sur la recherche d'un maillage adapté et le travail sur les modèles aérodynamiques vont se dérouler sur les mêmes angles d'incidence que ceux choisis pour l'étude du domaine de calcul, nous avons choisi de travailler avec le domaine défini par l'essai 1. Bien que nous ayons comme objectif final d'étudier la prédiction du profil aérodynamique pour des angles d'attaque importants, nous allons changer de taille de domaine lorsque requis.

2.3 Maillage structuré avec Gambit

Pour affiner le maillage, on a essayé de diviser la taille du premier élément de la couche limite par deux et le mailleur a créé des éléments problématiques, possédant des

rapports dimensionnels trop grands (« highly skewed elements ») ou des éléments avec une aire négative (« inverted elements »). Pour une corde plus importante, ces problèmes n'apparaissent plus. Il paraîtrait donc intéressant pour cette étape de travailler avec une corde plus importante. Le changement de taille de la corde afin de respecter le nombre de Reynolds va imposer un changement de la vitesse et donc du nombre de Mach. Cependant, lorsqu'on travaille avec un nombre de Mach inférieur à 0.3 (ici nous avons travaillé avec un nombre de Mach de 0.089) l'influence de ce dernier est négligeable. Nous allons quand même réaliser une première étude sur l'influence du nombre de Mach, avant de travailler sur le maillage lui-même.

2.3.1 L'influence du nombre de Mach

2.3.1.1 Les essais

Nous étudions trois longueurs de cordes différentes avec le domaine obtenu suite à l'étude du domaine de calcul et les valeurs fixes proposées dans le Tableau 2-3. Afin de pouvoir travailler avec un nombre de Reynolds de 1 million, nous faisons varier la vitesse du fluide pour les différents essais. Les longueurs de corde, vitesse relative, et nombre de Mach sont présentées pour les différents essais dans le Tableau 2-5.

Tableau 2-5 : Longueur de corde et nombre de Mach

Essai	Essai 1	Essai 2	Essai 3
Corde : c (m)	0,5	1	2
Vitesse : V (m/s)	30,90	15,45	7,725
Nombre de Mach	0,0892	0,0446	0,0223

2.3.1.2 Résultats

La comparaison des valeurs expérimentales avec celles trouvées à l'aide des simulations est présentée à la Figure 2-11 et montre, comme prévu, que les valeurs pour les différents nombres de Mach étudiés sont très proches.

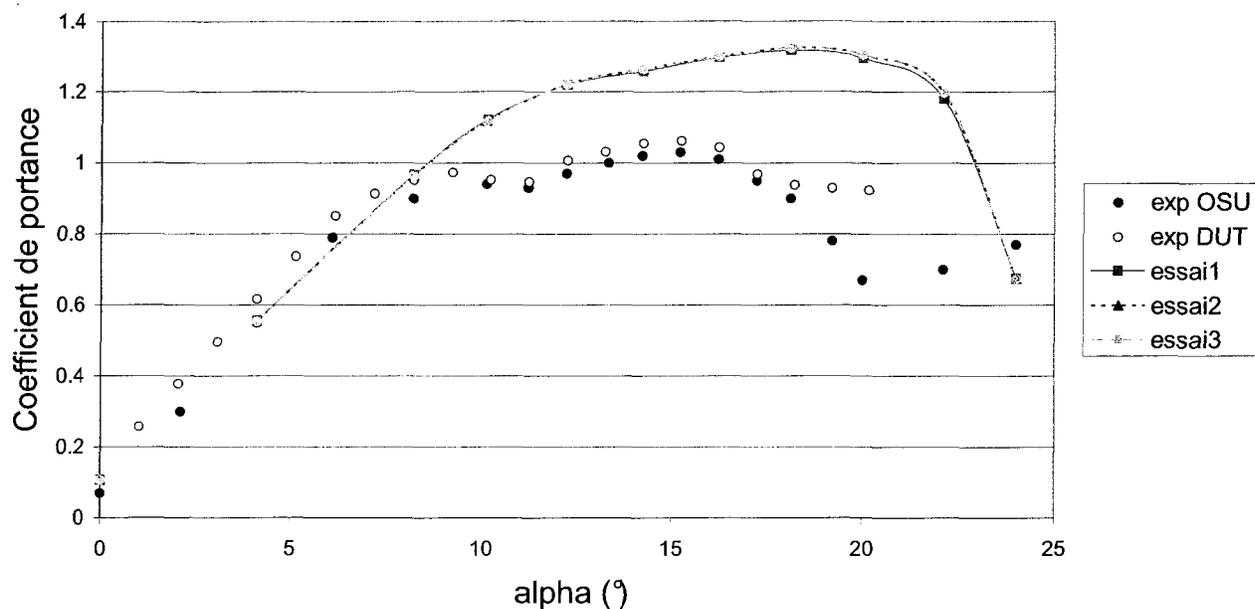


Figure 2-11 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes tailles de corde.

Afin de mieux voir l'influence du nombre de Mach on a préféré présenter les résultats des simulations en fonction du nombre de Mach et donc les Figures 2-12, 2-13 et 2-14 donnent respectivement les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction du nombre de Mach pour des angles d'attaque différents.

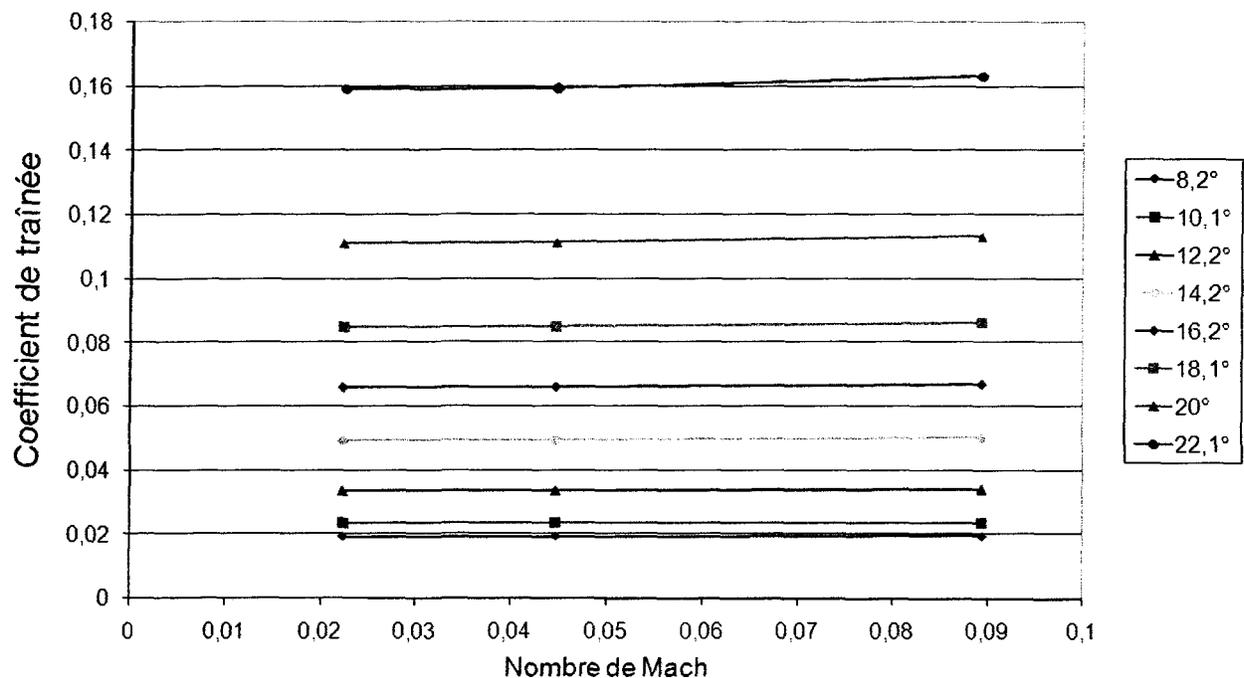


Figure 2-12 : Coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

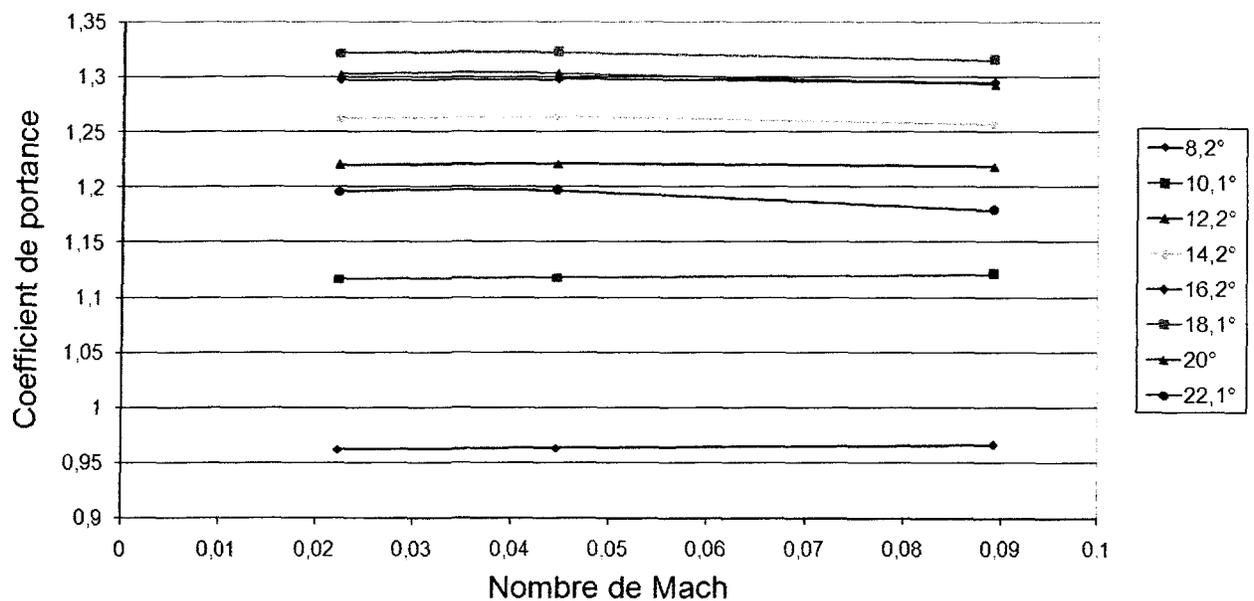


Figure 2-13 : Coefficient de portance en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

L'évolution du coefficient de traînée est assez similaire quelques soient les angles d'incidence. Le coefficient de traînée a tendance à augmenter avec le nombre de Mach. On remarque que l'influence du nombre de Mach se fait davantage sentir pour des angles d'incidence importants.

L'évolution du coefficient de portance en fonction du nombre de Mach est assez similaire pour les différents angles d'attaques, excepté pour $8,2^\circ$ et $10,1^\circ$. Le coefficient de traînée a tendance à décroître de manière plus ou moins importante (en fonction des angles d'attaque) au fur et à mesure que le nombre de Mach augmente. Pour les angles $8,2^\circ$ et $10,1^\circ$ c'est l'inverse, le coefficient de traînée a tendance à croître.

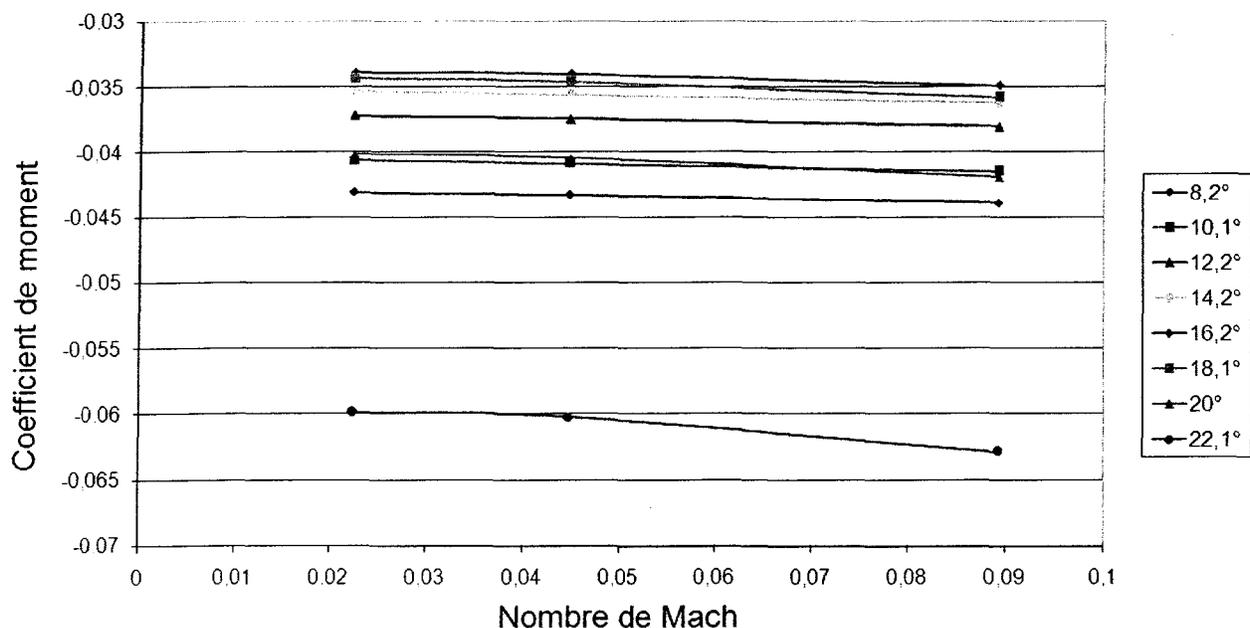


Figure 2-14 : Coefficient de moment en fonction du nombre de Mach avec $Re=10^6$, pour différents angles d'attaque.

L'évolution du coefficient de moment est assez similaire quelque soit les angles d'incidence. Le coefficient de moment a tendance à décroître avec l'augmentation du nombre de Mach. L'influence du nombre de Mach se fait davantage sentir pour des angles d'incidence importants.

2.3.1.3 Analyse et conclusion

Les résultats précédents montrent qu'il n'y a que peu de différences entre les valeurs des coefficients pour des nombres de Mach de 0,0223 et 0,0446 (la différence entre les deux est inférieure à 2%). Mais pour un nombre de Mach de 0,0892, et un angle d'attaque de $22,1^\circ$ la différence de valeurs des coefficients peut atteindre 4.8%.

Comme pour l'étude précédente on remarque que la valeur de l'angle d'incidence joue un rôle sur l'influence du nombre de Mach. Ceci peut s'expliquer par le fait que les phénomènes de turbulence vont être influencés par la vitesse du fluide, et que plus le nombre de Mach est élevé plus celle-ci est importante.

Cependant, malgré les quelques variations en fonction du nombre de Mach que nous avons soulevées, on peut considérer que son influence est négligeable. Ainsi, on choisit pour l'étude sur le maillage une longueur de corde de 2m.

2.3.2 Épaisseur de la couche limite

2.3.2.1 Les essais

Tout d'abord, nous avons essayé de voir l'influence de l'épaisseur du premier élément proche de la couche limite (a_4 et a_5). Ceci est représenté par les essais 1, 2 et 3. Puis, nous avons réalisé des maillages où l'épaisseur de la couche limite (a_2) et la taille des éléments les plus proches de la couche limite (a_4 et a_5) sont égales. Nous avons alors fait varier la taille de ces éléments de manière progressive. Ces maillages se retrouvent dans les essais 3, 4 et 5.

Le nombre d'éléments ne change pas, de même le maillage le long du profil ne change pas selon les essais (le Tableau 2-6 donne les valeurs fixes), seuls vont

changer l'épaisseur de la couche limite (a_2) et la taille des éléments les plus proches de la couche limite (a_4 et a_5).

Tableau 2-6 : Valeurs fixes pour les essais sur l'épaisseur de la couche limite

Symbole	Valeur
n_{1J}	181
n_{2I}	200
n_{2J}	200
$n_{1I} + n_{2I}$	381
$n_{1J} + n_{2J}$	381
n_3	10
n_4	100
n_5	120
f_1	1,19

Les valeurs choisies pour les maillages des différents essais sont résumées dans le Tableau 2-7 :

Tableau 2-7 : Valeurs des différents essais sur l'épaisseur de la couche limite

Essai	Essai 1	Essai 2	Essai 3	Essai 4	Essai 5
a_1	0,004*c	0,004*c	0,004*c	0,004*c	0,004*c
a_2	0,004*c	0,004*c	0,004*c	0,002*c	0,001*c
a_3	0,0002*c	0,0002*c	0,0002*c	0,0001*c	0,00005*c
a_4	0,002*c	0,001*c	0,004*c	0,002*c	0,001*c
a_5	0,002*c	0,001*c	0,004*c	0,002*c	0,001*c
a_6	0,02*c	0,02*c	0,02*c	0,02*c	0,02*c

2.3.2.2 Résultats

Les Figures 2-15, 2-16 et 2-17 présentent les résultats obtenus, c'est-à-dire respectivement le coefficient de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour les différents essais :

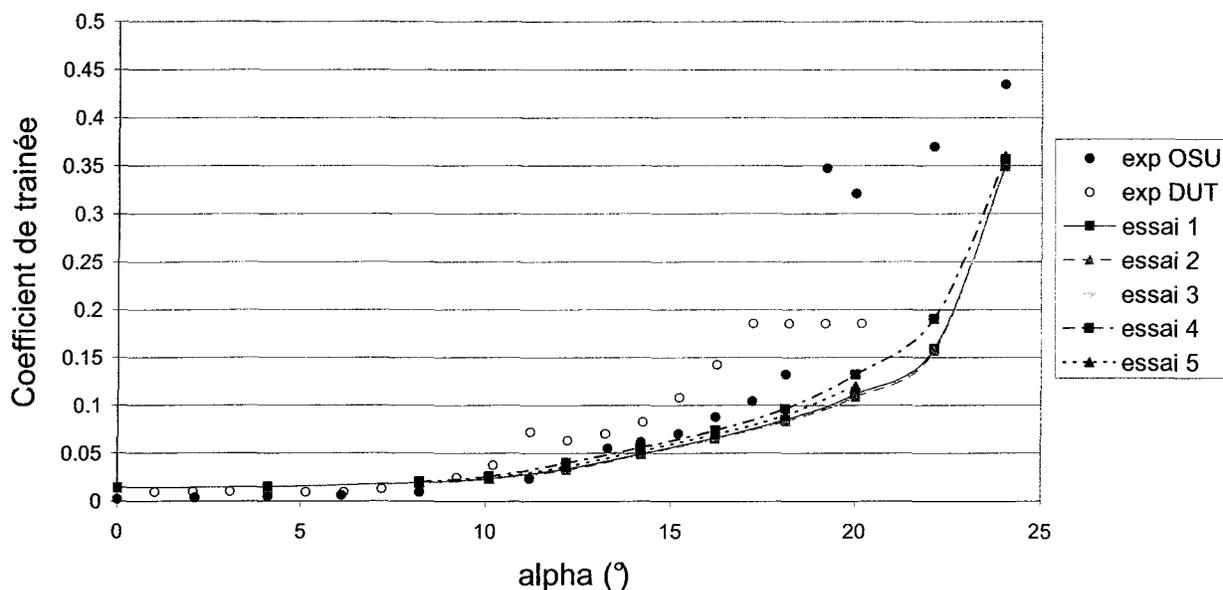


Figure 2-15 : Coefficient de trainée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.

L'essai 3 n'a pas convergé quelque soit l'angle d'attaque. De plus, l'essai 5 n'a pas convergé pour un angle de $22,1^\circ$. Les résultats possèdent des courbures semblables quelques soit le coefficient étudié. Cependant, on remarque qu'à partir de $16,2^\circ$, l'essai 4 est le plus proche des valeurs expérimentales suivi de l'essai 5, 1 et 2. Les essais se rejoignent pour l'angle de 24° .

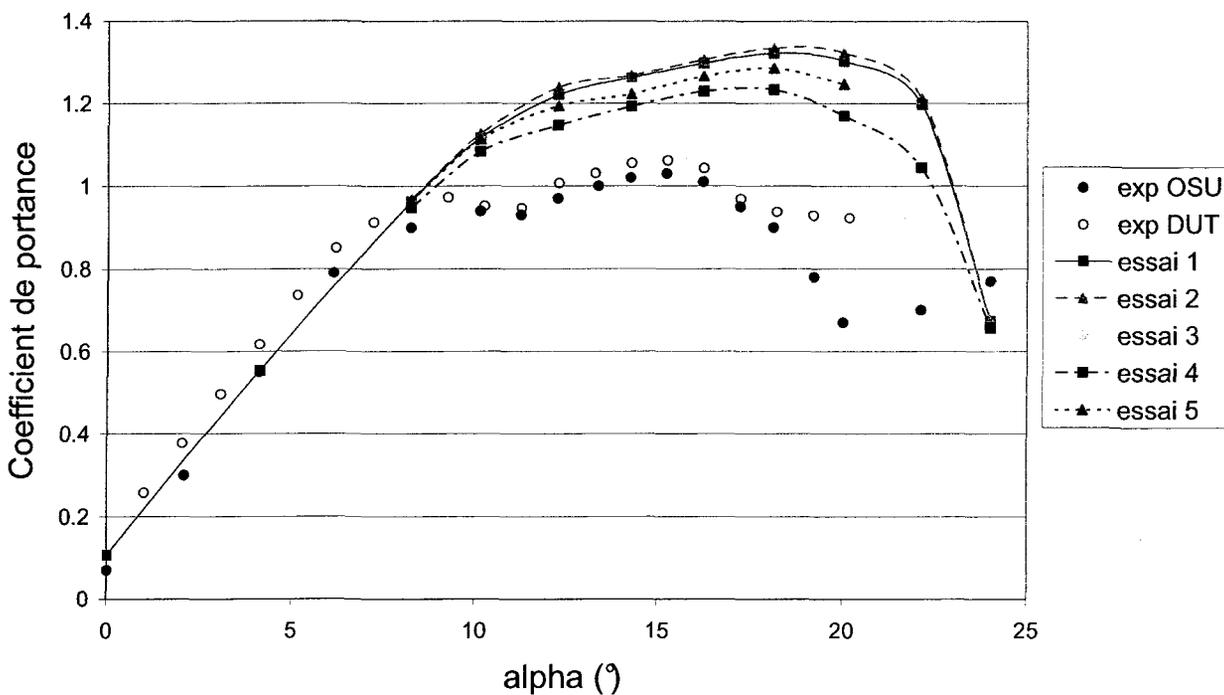


Figure 2-16 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.

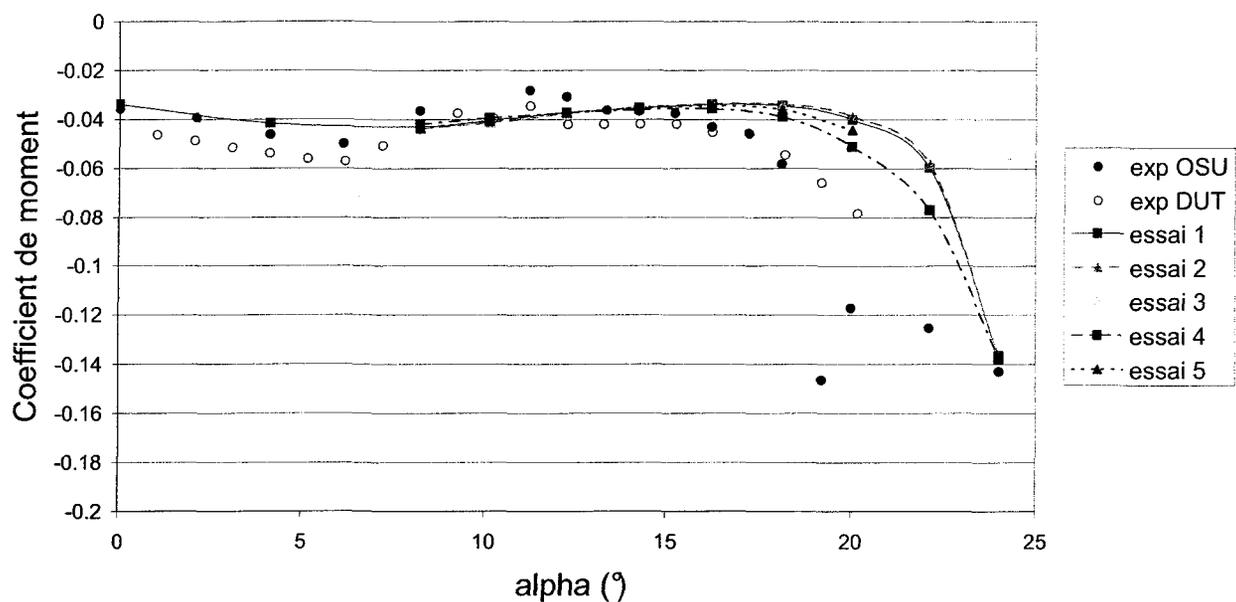


Figure 2-17 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes épaisseurs de couche limite.

2.3.2.3 Analyse

Pour l'essai 3 on peut penser que s'il n'a pas convergé quelque soit l'angle, c'est sans doute que les éléments les plus proches de la couche limite étaient trop gros pour permettre la convergence.

Le fait que les résultats de l'essai 2 soient moins proches que ceux de l'essai 1 montre que la finesse des éléments les plus proches de la couche limite est trop grande par rapport à l'épaisseur de la couche limite. Donc il faudrait un rapport a_2/a_4 inférieur à 4. Ensuite les résultats des essais 4 et 5 montrent, puisqu'ils sont plus proches des valeurs expérimentales que ceux des essais 1 et 2, que le raffinement de la couche limite combiné à un rapport a_2/a_4 égal à 1 permet de mieux représenter la réalité aérodynamique. De plus, le fait que les résultats de l'essai 5 soient moins proches que ceux de l'essai 4 montre qu'il ne faut pas trop raffiner l'épaisseur de la couche limite. Ainsi, on peut conclure des résultats précédents qu'un rapport a_2/a_4 égal à 1 combiné à une épaisseur de couche limite égale à $0,002c$ donne les meilleurs résultats.

Pour la suite de l'étude sur le maillage, nous gardons l'égalité entre l'épaisseur de la couche limite et la taille des éléments les plus proches de celle-ci, ainsi qu'une épaisseur de couche limite égale à $0,002c$.

2.3.3 Finesse du premier élément de couche limite

2.3.3.1 Les essais

Le Tableau 2-8 résume les différentes valeurs importantes utilisées pour les différents essais, qui sont expliqués après.

Tableau 2-8 : Valeurs pour les différents essais sur la finesse du premier élément de couche limite

Essai	Essai 4	Essai 6	Essai 7	Essai 8
a ₁	0,004*c	0,004*c	0,004*c	0,003*c
a ₂	0,002*c	0,002*c	0,002*c	0,002*c
a ₃	0,0001*c	0,00005*c	0,000025*c	0,00001*c
a ₄	0,002*c	0,002*c	0,002*c	0,002*c
a ₅	0,002*c	0,002*c	0,002*c	0,002*c
a ₆	0,02*c	0,02*c	0,02*c	0,02*c
n _{1I}	181	181	181	241
n _{1J}	181	181	181	242
n _{2I}	200	200	200	280
n _{2J}	200	200	200	280
n _{1I} + n _{2I}	381	381	381	521
n _{1J} + n _{2J}	381	381	381	522
n ₃	10	13	17	22
n ₄	100	100	100	100
n ₅	120	120	120	120
f ₁	1,19	1,19	1,19	1,19

Les résultats précédents nous ont amenés à choisir une couche limite de taille 0,002c. Maintenant nous allons, à travers quelques essais, rechercher la taille du premier élément donnant les meilleurs résultats. Nous avons choisi de garder un rapport de grossissement dans la couche limite égale à 1,19. Les essais 4, 6 et 7 ont été réalisés dans les mêmes conditions de maillage, seuls la taille du premier élément et le nombre d'éléments de la couche limite changent de l'un à l'autre. Les essais de maillage avec un premier élément plus fin que dans l'essai 7 ont amené à la création de géométries problématiques (« highly skewed elements »). Nous avons alors essayé d'augmenter le nombre d'éléments le long du profil, ce qui a permis de réaliser encore une étape dans

l'affinement du premier élément (essai 8). Cependant, nous avons atteint le maximum que nous puissions faire d'un point de vue finesse, car même une nouvelle augmentation du nombre d'éléments le long du profil afin d'affiner la taille du premier élément a amené à des éléments problématiques.

2.3.3.2 Résultats

Les Figures 2-18, 2-19 et 2-20 présentent les résultats obtenus, c'est-à-dire respectivement le coefficient de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour les différents essais.

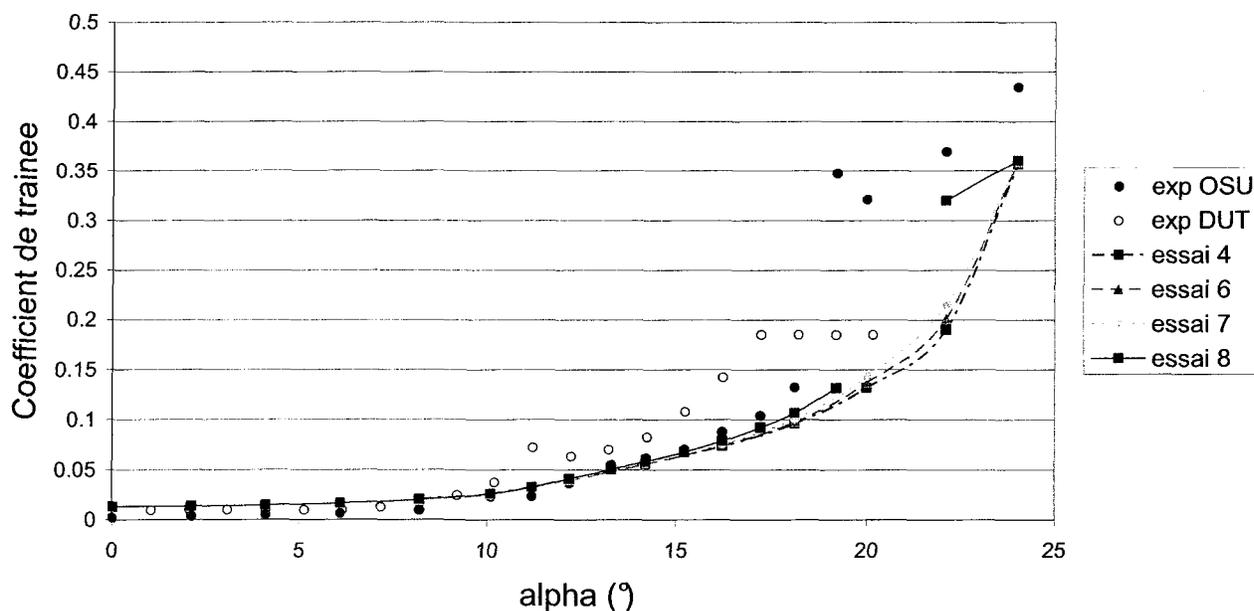


Figure 2-18 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.

Les résultats sont identiques pour des angles inférieurs à $14,2^\circ$. La première différence visible apparaît pour cet angle au niveau du coefficient de portance. Bien que les trois essais 4, 6 et 7 soient assez proches et similaires d'un point de vue courbure on note

qu'à partir de $16,2^\circ$, l'essai 7 est le plus proche des valeurs expérimentales, suivi des essais 6 et 4. L'essai 8 est celui qui est le plus proche des valeurs expérimentales, il possède la même courbure que les autres (il est à noter qu'il n'a pas convergé pour l'angle de 20°). On remarque qu'il est assez détaché des autres essais et que la valeur atteinte pour un angle de 24° par les essais 4, 6 et 7 est atteinte par l'essai 8 beaucoup plus tôt, pour un angle de $22,1^\circ$.

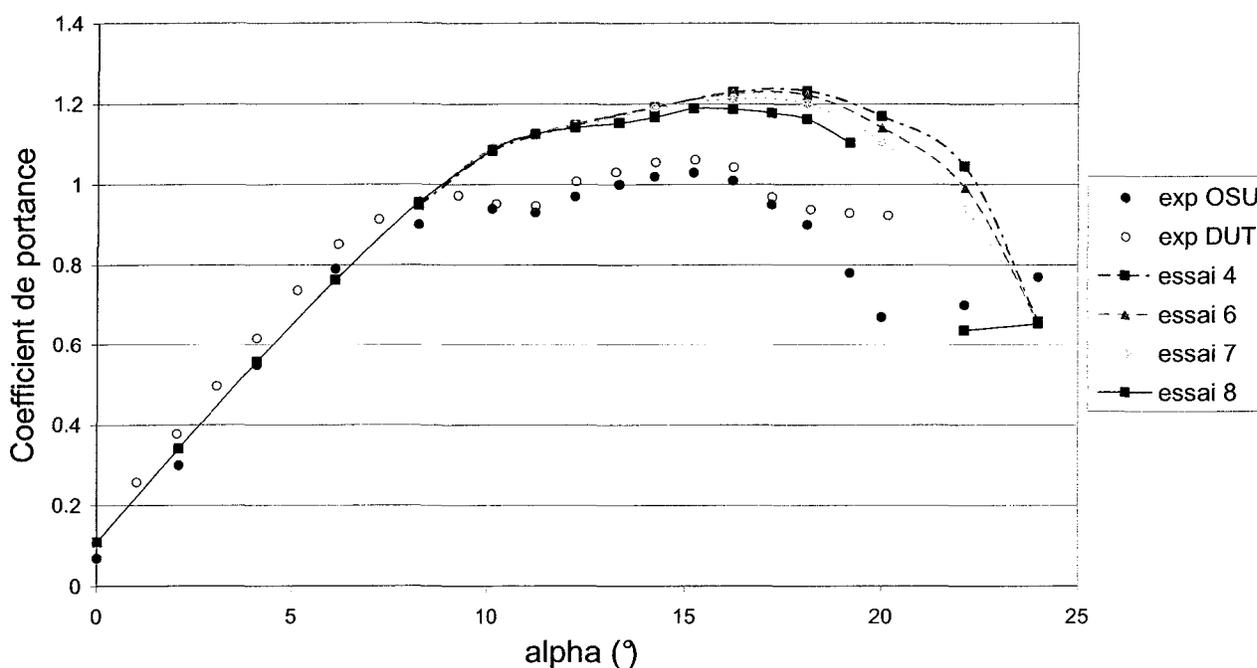


Figure 2-19 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.

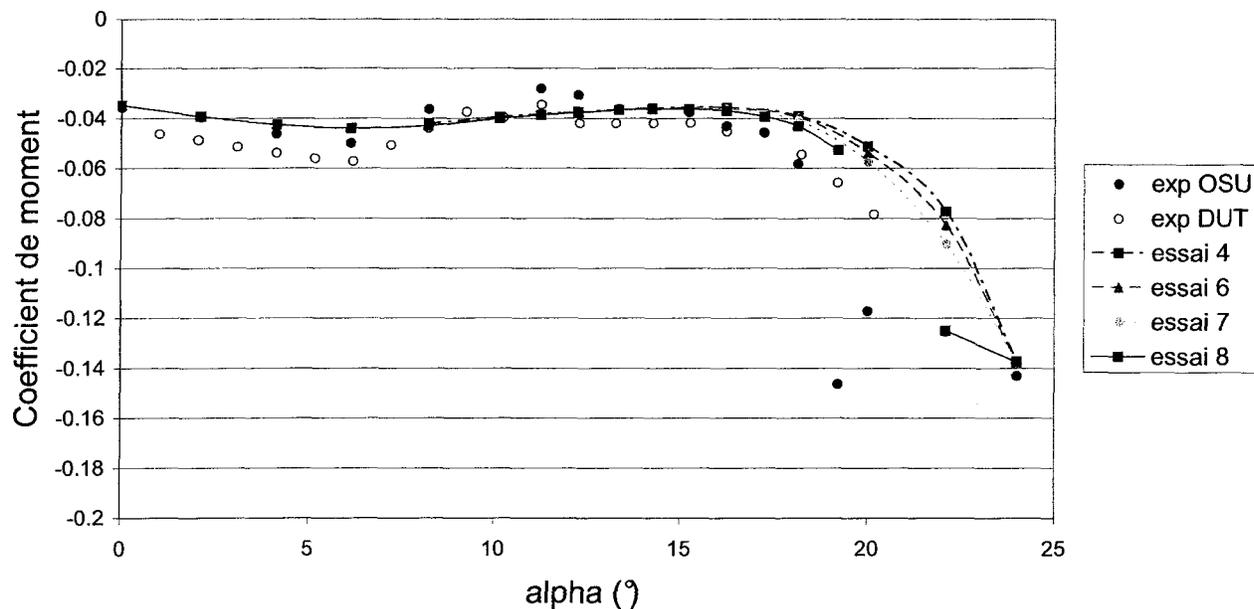


Figure 2-20 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différentes finesses du premier élément de la couche limite.

2.3.3.3 Analyse

La finesse du premier élément de la couche limite (et de tous les éléments de la couche limite puisque nous avons gardé un facteur de grossissement de 1,19), semble jouer un rôle important dans la description du décrochage aérodynamique. En effet, si pour des angles inférieurs à $14,2^\circ$ la différence ne se fait pas sentir, pour des angles supérieurs $16,2^\circ$ on remarque bien que plus le maillage est fin plus la simulation donne des résultats proches des expérimentations. Ainsi, le maillage de l'essai 8 semble être le plus adapté.

2.4 Maillage non structuré avec CFX-Mesh

Voulant commencer l'étude des maillages CFX avec un maillage ressemblant à celui de l'essai 8 (pour les valeurs de la taille des éléments et du facteur de grossissement), mais tout en gardant une corde de 0,457m (comme dans [4]), nous avons essayé d'avoir un plus petit élément (a_3), égal à $0,00001 \cdot 0,457\text{m}$. Le mailleur CFX-Mesh nous a alors indiqué un problème. Il ne pouvait pas créer d'éléments aussi fins.

Si dans le chapitre précédent nous avons choisi d'augmenter la corde pour palier à ce problème, ce qui nous était permis, car les maillages de GAMBIT ne serviront qu'à la comparaison de modèles, dans cette partie nous n'augmenterons pas la corde, car les maillages CFX serviront à l'étude des phénomènes aéroélastiques où la corde joue un rôle important (voir **CHAPITRE 4**).

2.4.1 Hypothèses

2.4.1.1 La corde du profil

Comme expliqué précédemment nous avons choisi de réaliser des essais avec une corde de 0,457 m. Cela implique donc, puisque le fluide est de l'air à 25°C, avec une viscosité dynamique de $1,831 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ et une masse volumique de $1,185 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$, que nous devons réaliser les simulations avec une vitesse relative de $33,8 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ si nous tenons à obtenir un nombre de Reynolds de 1 million.

2.4.1.2 Domaine d'étude

Nous nous basons sur l'étude faite pour choisir le domaine. Cependant, nous réaliserons le domaine comme si la corde choisie était de 0,5m et non de 0,457m. Cela donne un domaine un peu plus important.

2.4.1.3 Les valeurs fixes pour les différents essais

Afin de ne pas entraîner trop de calculs, nous avons choisi de réaliser des essais seulement sur les facteurs de grossissement f_2 et f_4 et sur la taille des éléments le long du profil. Ainsi, les valeurs définissant la couche limite et la taille des éléments aux extrémités du domaine sont fixes.

2.4.2 Facteurs de grossissement f_2 et f_4

2.4.2.1 Les essais

Tout d'abord nous avons essayé de voir l'influence des facteurs de grossissement f_2 et f_4 (que nous choisirons égaux) qui définissent l'évolution de la taille des éléments entre le profil et les extrémités du domaine d'étude.

Tableau 2-9 : Valeurs fixes pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4

Dénomination	Valeur
a_1 (m)	0,001
a_3 (m)	0,00001
n_3	17
f_1	1,19
a_7 (m)	0,2

Ainsi, nous avons réalisé trois maillages différents où ont été gardées constantes les valeurs définissant la taille des éléments le long du profil (a_1), celle définissant la couche

limite (a_3 , n_3 et f_1) et celle définissant la taille des éléments aux extrémités (a_7). Ces valeurs sont résumées dans le Tableau 2-9.

Les valeurs choisies pour les maillages des différents essais sont résumées dans le Tableau 2-10 :

Tableau 2-10 : Valeurs variables pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4

Dénomination	Valeurs		
	essai 1	essai 2	essai 3
f_2	1,19	1,02	1,015
f_4	1,19	1,02	1,015
Nombre d'éléments	41172	99042	138546

2.4.2.2 Résultats

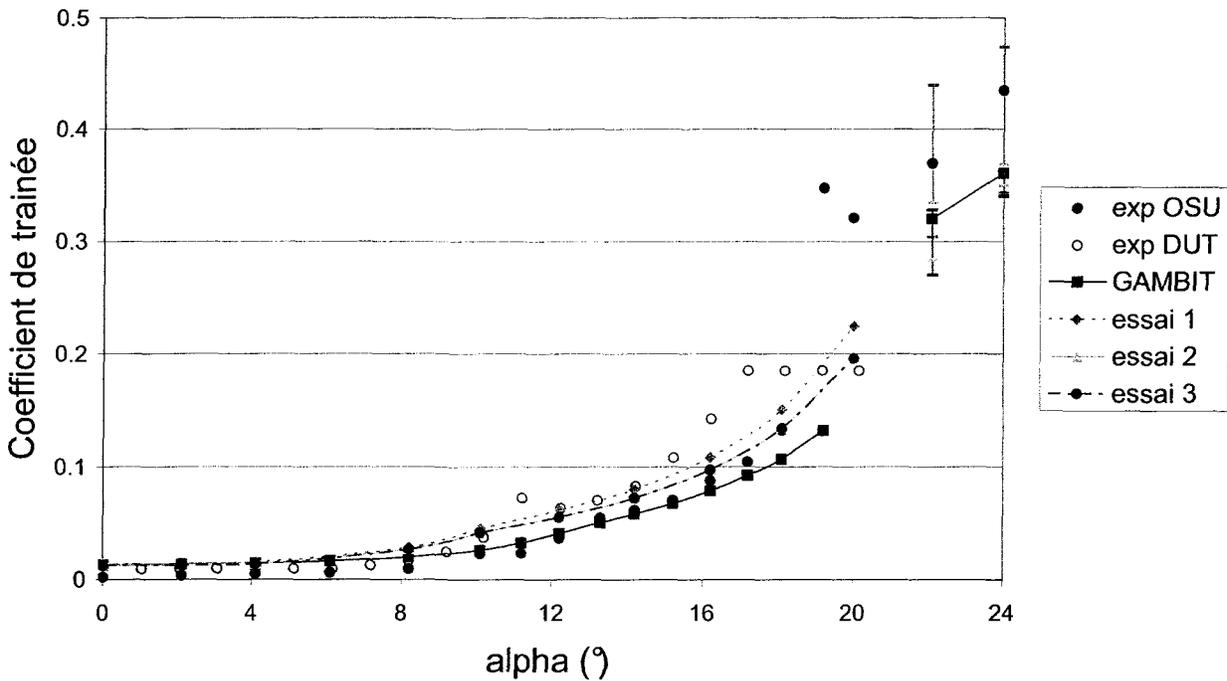


Figure 2-21 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.

Les Figures 2-21, 2-22 et 2-23 présentent les résultats obtenus, c'est-à-dire respectivement le coefficient de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour les différents essais. Nous avons ajouté à ces différents essais les résultats obtenus pour l'essai 8 avec le maillage GAMBIT sous la dénomination GAMBIT.

On remarque que les résultats des maillages avec le maillage CFX-Mesh sont bien plus proches des résultats expérimentaux que ceux du maillage avec GAMBIT. De plus, on note que quel que soit l'essai, il n'a pas convergé pour les angles de $22,1^\circ$ et 24° . Chacun d'eux a oscillé, et les barres d'erreur représentent entre quelles valeurs les résultats ont oscillé. Les essais 2 et 3 donnent des résultats quasi identiques sauf pour les angles $22,1^\circ$ et 24° où les oscillations sont un peu différentes. On note aussi que les résultats de l'essai 1 oscillent davantage que ceux des essais 2 et 3.

Pour le coefficient de traînée, les différences entre les résultats prédits par les essais 1, 2 et 3 ne semblent pas être très importantes hormis les oscillations soulevées précédemment.

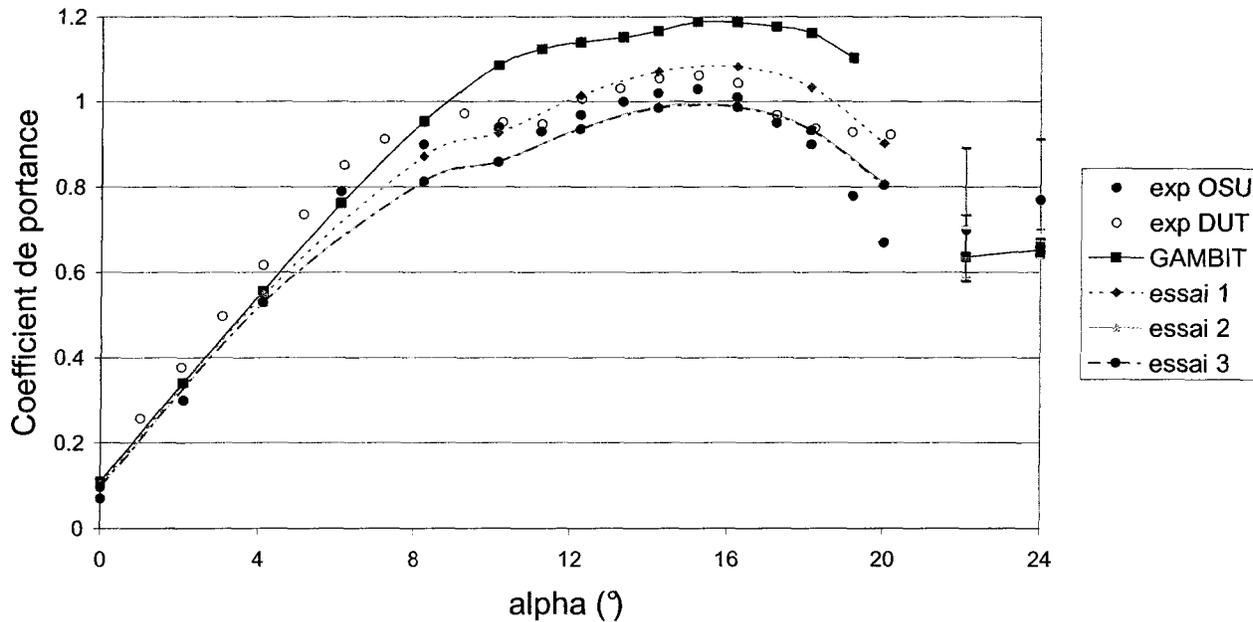


Figure 2-22 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.

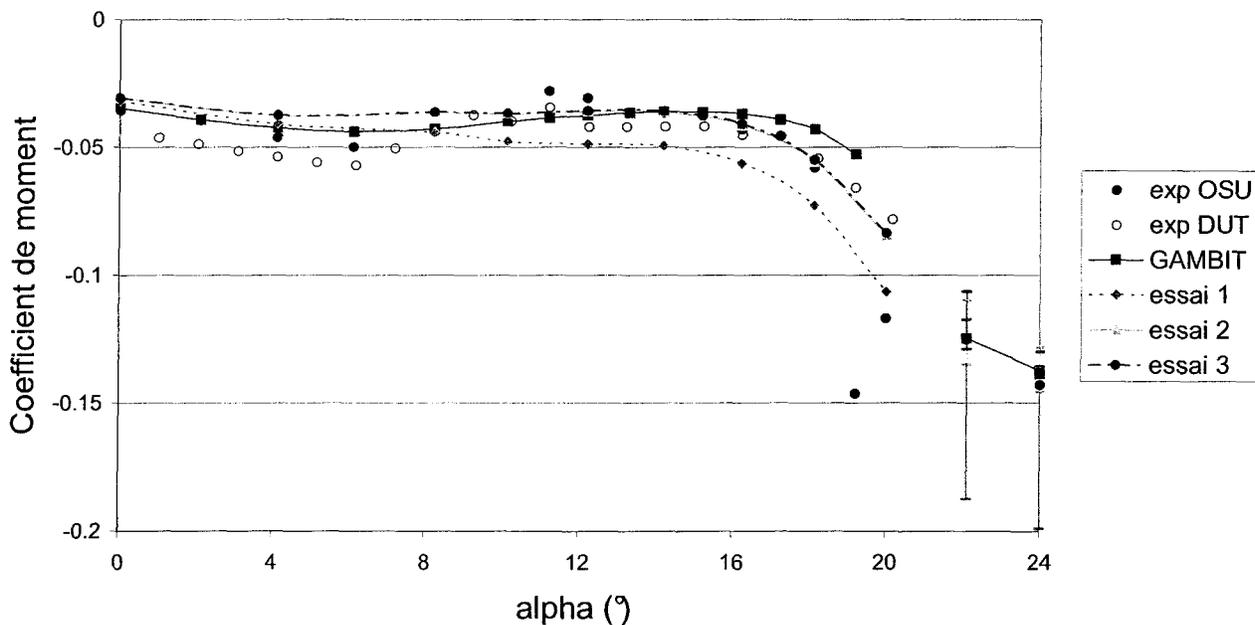


Figure 2-23 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs de grossissement.

Pour le coefficient de portance, si les résultats de l'essai 1 semblent être plus proches des valeurs expérimentales que ceux des essais 2 et 3 pour des angles inférieurs à $12,2^\circ$, ils s'éloignent peu à peu des valeurs expérimentales et sont plus éloignés que les résultats des essais 2 et 3 pour des angles supérieurs à $16,2^\circ$.

Pour le coefficient de moment, les résultats de l'essai 1 sont supérieurs aux valeurs expérimentales alors que les résultats des essais 2 et 3 semblent prédire des valeurs quasi identiques aux valeurs expérimentales.

2.4.2.3 Analyse

Le fait que les résultats prédits avec les essais du meilleur CFX-Mesh soient plus proches des valeurs expérimentales porte à croire que le logiciel CFX est plus performant pour résoudre les problèmes avec des maillages non-structurés qu'avec des maillages structurés et que CFX travaille plus aisément avec les maillages issus de son meilleur.

L'oscillation des résultats pour $22,1^\circ$ et 24° soulève le fait que le décrochage aérodynamique demande un calcul en régime non stationnaire pour obtenir un bon résultat.

Le fait que les essais 2 et 3 donnent des résultats quasi identiques montre que l'on a atteint la limite de finesse du raffinement.

Le fait que l'essai 1 donne des résultats plus satisfaisants que les essais 2 et 3 au début et moins satisfaisants pour des incidences importantes montre que pour des incidences faibles, où le décrochage n'est pas très important, un maillage trop fin (essais 2 et 3) va mettre en avant de manière importante ces phénomènes décrits par le modèle $k-\omega$ SST, alors qu'un maillage moins fin (essai 1) estompe ces phénomènes. On

peut alors se demander si le mode purement turbulent n'est pas à remettre en question dans cette zone de faibles incidences ($<12,2^\circ$) et s'il ne faudrait pas appliquer un modèle de transition.

Le fait que les résultats prédits par l'essai 1 soient moins satisfaisants pour des grands angles d'incidence ($>16,2^\circ$) que ceux proposés par les essais 2 et 3, confirme que les essais 2 et 3 permettent de mieux percevoir les échelles de turbulence que l'essai 1. Le maillage de l'essai 1 semble trop grossier pour bien décrire ces phénomènes.

2.4.2.4 Temps de calcul

Le Tableau 2-11 présente le temps de calcul en secondes CPU et le nombre d'itérations (pas) pour les différents essais.

Tableau 2-11 : Temps de calcul pour l'étude des facteurs de grossissement f_2 et f_4

angle	essai 1		essai 2		essai 3	
	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas
8,2°	680,4	143	2055	166	2744	144
10,1°	1311	280	3295	259	4959	257
12,2°	1094	235	2239	197	3389	193
14,2°	822,7	196	1745	156	2740	145
16,2°	830,3	187	1708	133	2367	128
18,1°	982,2	224	1598	129	2290	119
20°	1095	258	2320	173	3620	195

En premier lieu, l'essai 1 est celui qui demande le moins de temps de calcul, par contre c'est celui qui demande en général le plus d'itérations. Les essais 2 et 3 nécessitent en moyenne le même nombre d'itérations, mais un temps de calcul très différent. Le temps

de calcul pour l'essai 3 est très supérieur à celui pour l'essai 2. Afin de mieux se rendre compte des différences de temps de calcul, le Tableau 2-12 présente une comparaison des temps de calcul divisés par le temps mis pour l'essai 1.

Tableau 2-12 : Temps de calcul par rapport à l'essai 1

angle	Essai 1	Essai 2	Essai 3
8,2°	1	3,02	4,03
10,1°	1	2,51	3,78
12,2°	1	2,05	3,10
14,2°	1	2,12	3,33
16,2°	1	2,06	2,85
18,1°	1	1,63	2,33
20°	1	2,12	3,31

Pour parvenir aux résultats de l'essai 2 on a du multiplier en moyenne le temps de calcul de l'essai 1 par 2,22 alors que pour l'essai 3 on a du multiplier par une moyenne de 3,25.

La différence entre le nombre de pas et le fait que ce soit l'essai 1 qui demande le plus d'itérations, montre que le maillage de cet essai est moins adapté au modèle $k-\omega$ SST que le sont les deux autres essais. En effet, il nécessite plus d'étapes afin de résoudre les équations du modèle.

Le fait que les essais 2 et 3 demandent beaucoup plus de temps de calcul est dû au nombre d'éléments constituant les maillages de ces essais. En effet le maillage de l'essai 2 comporte 2,41 fois le nombre d'éléments de l'essai 1 et l'essai 3 comporte 3,37 fois le nombre d'éléments de l'essai 1.

2.4.2.5 Conclusion

L'étude des maillages a permis tout d'abord de constater que les maillages réalisés à l'aide de CFX-Mesh semblent plus adaptés que ceux de GAMBIT aux études à l'aide de CFX. Ensuite, nous avons remarqué que pour bien modéliser ce qui se passait lors du décrochage aérodynamique, le facteur de grossissement était important. Cependant, il n'est pas forcément nécessaire de diminuer les facteurs de grossissement (donc d'augmenter le nombre d'éléments) à partir d'un certain niveau de finesse. En effet pour l'essai 3 le facteur de grossissement est plus fin que celui de l'essai 2, le nombre d'éléments est multiplié par 1,40, le temps de calculs par 1,46 et pourtant les résultats ne sont guère plus intéressants. Ainsi, on choisira plutôt un maillage comme celui de l'essai 2, moins lourd en calcul que celui de l'essai 3, mais donnant des résultats très similaires.

2.4.3 Taille des éléments le long du profil

2.4.3.1 Les essais

Nous avons essayé dans cette partie de voir l'influence de la taille des éléments le long du profil, en variant le paramètre a_1 . Ainsi, nous avons réalisé trois maillages différents où ont été gardées constantes les valeurs définissant la couche limite (a_3 , n_3 et f_1), celles définissant la taille des éléments aux extrémités (a_7) et les facteurs de grossissement (f_2 et f_4) définissant l'évolution de la taille des éléments entre le profil et les extrémités du domaine d'étude. Ces valeurs sont résumées dans le **Tableau 2-13**.

Tableau 2-13 : Valeurs fixes pour l'étude des éléments le long du profil

Dénomination	Valeur
a_3 (m)	0.00001
n_3	17
f_1	1,19
a_7 (m)	0.2
$f_2=f_4$	1,02

Les valeurs choisies pour les maillages des différents essais sont résumées dans le Tableau 2-14 :

Tableau 2-14 : Valeurs variables pour l'étude des éléments le long du profil

Dénomination	Valeurs		
	Essai 2	Essai 4	Essai 5
a_1 (m)	0,001	0,0005	0,0015
Nombre d'éléments	99042	139784	75074

2.4.3.2 Résultats

Les Figures 2-24, 2-25 et 2-26 présentent les résultats obtenus, respectivement le coefficient de portance, de traînée et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour les différents essais.

L'essai 5 a convergé à chaque angle d'attaque et l'essai 4 n'a pas convergé à partir de 20° . Ensuite, on note que les essais 2 et 4 donnent des résultats assez proches, sauf pour les angles 20° , $22,1^\circ$ et 24° où les oscillations sont très différentes. De plus, on note que l'essai 5 se détache des autres essais, notamment pour le coefficient de portance.

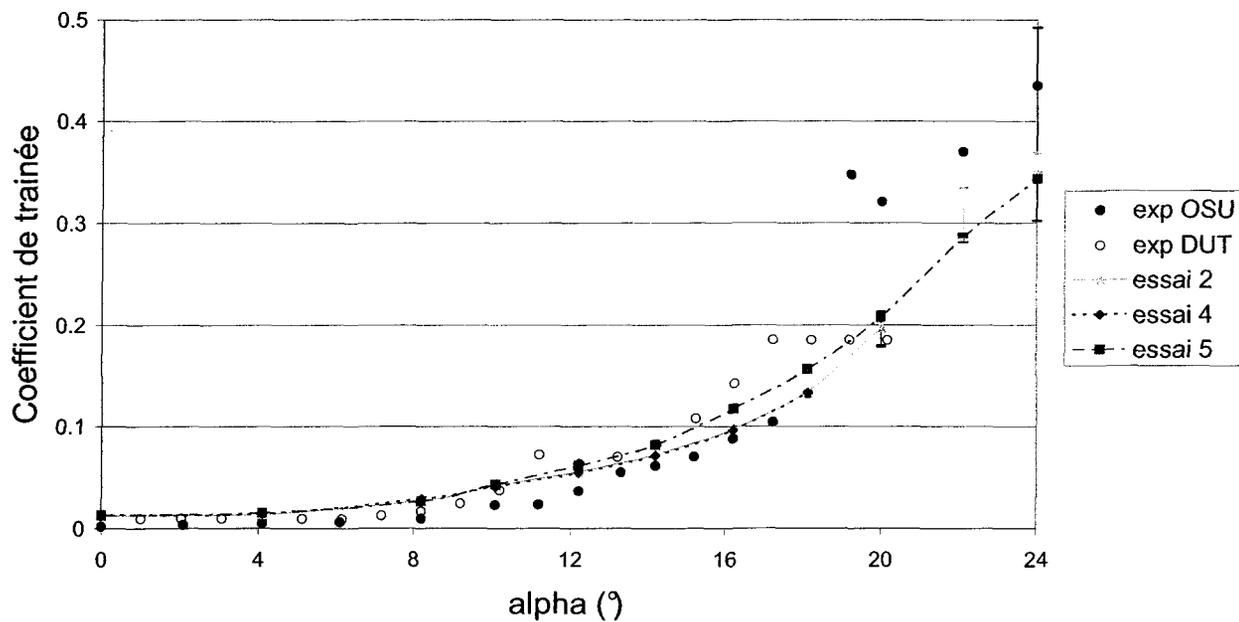


Figure 2-24 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.

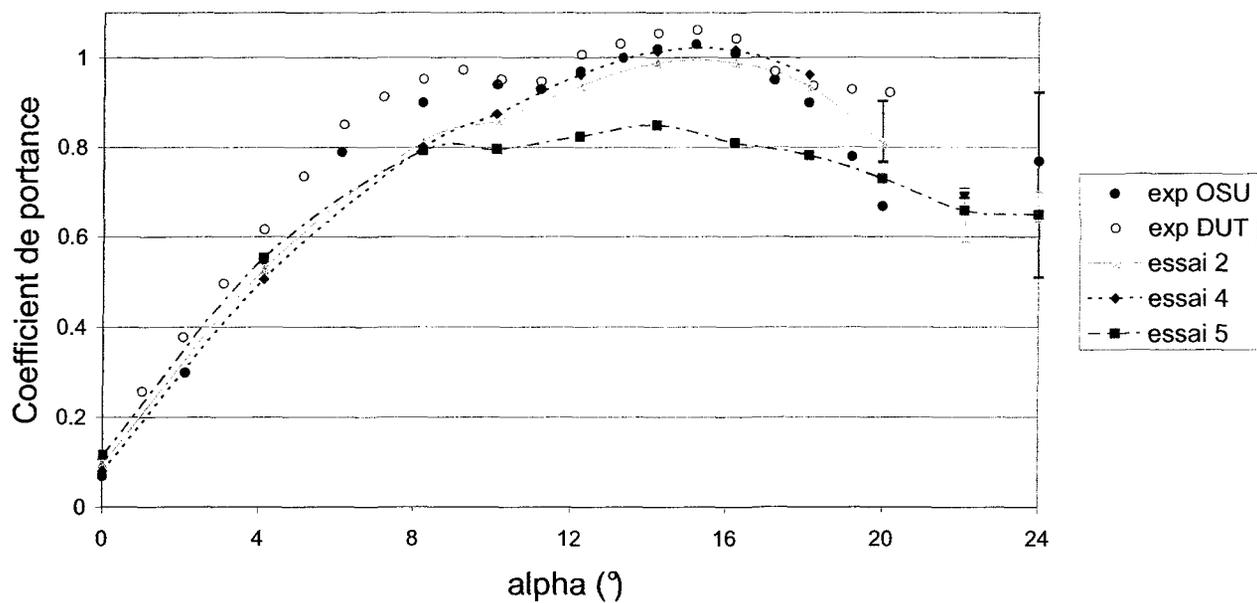


Figure 2-25 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.

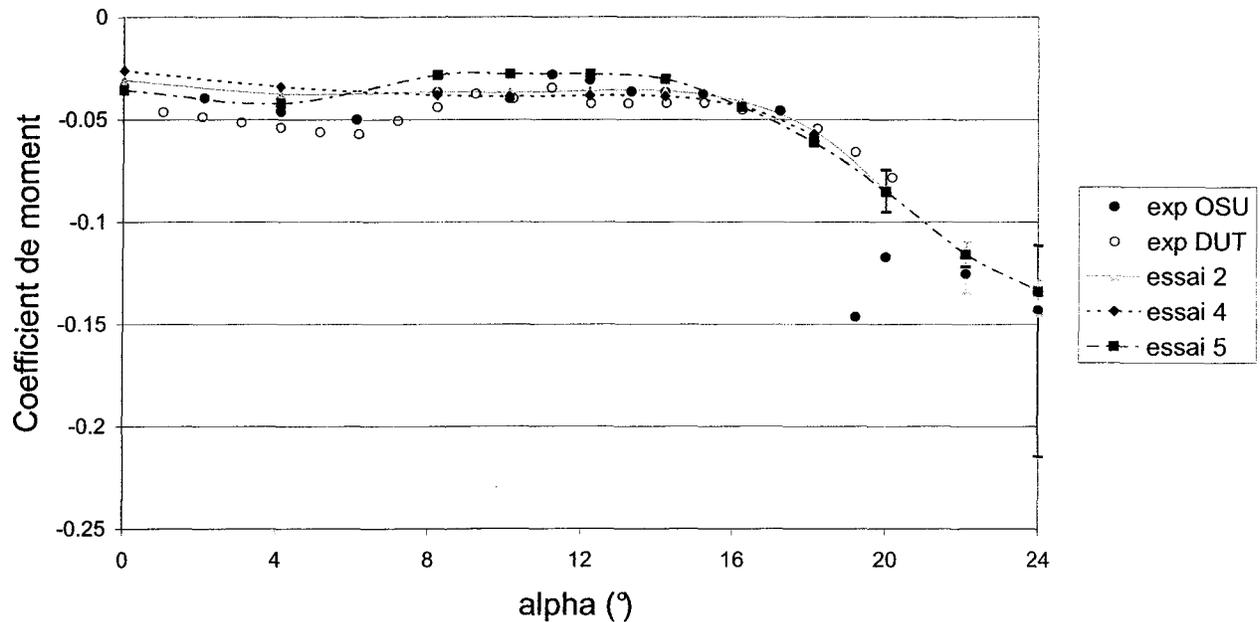


Figure 2-26 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents nombres d'éléments le long du profil.

Pour le coefficient de traînée, les différences entre les résultats prédits par les essais 2, 4 et 5 ne sont pas significatives, hormis les oscillations soulevées précédemment. Pour le coefficient de portance, les résultats de l'essai 5 est très en dessous des valeurs expérimentales alors que ceux des essais 2 et 4 sont plus proches. Pour le coefficient de moment, les résultats de l'essai 5 sont inférieurs (en valeurs absolues) aux valeurs expérimentales alors que les résultats des essais 2 et 4 prédisent des valeurs quasi identiques aux valeurs expérimentales.

2.4.3.3 Analyse

Pour l'essai 5, le fait que le nombre d'éléments le long du profil ne soit pas assez important pour pouvoir déceler toutes les échelles de turbulence et le décrochage lui permet de converger même pour des angles importants. La différence entre les essais

2 et 4 est que ce dernier est plus fin, ce qui lui permet sans doute de déceler plus tôt que dans l'essai 2 les phénomènes turbulents et le décrochage aérodynamique ce qui explique les oscillations dès l'angle de 20°.

2.4.3.4 Temps de calcul

Le Tableau 2-15 présente le temps de calcul en secondes CPU et le nombre d'étapes intermédiaires (pas) pour les différents essais. En premier lieu, l'essai 5 est celui qui demande le moins de temps de calcul et c'est aussi celui qui demande en général le moins d'itérations. L'essai 4 nécessite un temps de calcul plus important et un nombre d'itérations aussi plus important que les autres essais.

Tableau 2-15 : Temps de calcul pour l'étude des éléments le long du profil

angle	Essai 2		Essai 4		Essai 5	
	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas
10,1°	3295	259	9415	485	1470	148
12,2°	2239	197	5398	278	1435	145
14,2°	1745	156	3232	170	1321	151
16,2°	1708	133	3121	166	1253	131
18,1°	1598	129	3673	200	1335	137

Afin de mieux identifier les différences de temps de calcul, le Tableau 2-16 présente une comparaison des temps de calcul divisés par le temps mis pour l'essai 2.

Tableau 2-16 : Temps de calculs par rapport à l'essai 2

angle	Essai 2	Essai 4	Essai 5
10,1°	1	2,86	0,45
12,2°	1	2,41	0,64
14,2°	1	1,85	0,76
16,2°	1	1,83	0,73
18,1°	1	2,30	0,84

Pour parvenir aux résultats de l'essai 4 on a du multiplier en moyenne le temps de calcul de l'essai 2 par 2,25 alors que pour l'essai 5 on a du multiplier ce même temps de calcul par 0,68 en moyenne.

La différence entre le nombre d'étapes et le fait que ce soit l'essai 4 qui demande le plus d'itérations, montre qu'un raffinement plus important le long du profil permet au modèle $k-\omega$ SST de mettre en évidence davantage de phénomènes complexes (tel que le dérochage aérodynamique). L'essai 4 nécessite plus d'itérations afin de résoudre ces phénomènes. Le fait que l'essai 5 demande moins d'itérations confirme lui aussi cette hypothèse. En effet, puisque le maillage de cet essai est plus grossier le long du profil, cet essai met moins en évidence les phénomènes complexes et nécessite donc moins d'étapes. La différence des temps de calcul est en partie expliquée par le nombre d'étapes, mais surtout par le nombre d'éléments composants les maillages des différents essais. En effet, le maillage de l'essai 4 comporte 1.41 fois le nombre d'éléments de l'essai 2 et celui de l'essai 5 comporte 0,76 fois le nombre d'éléments de l'essai 2.

2.4.3.5 Conclusion

Cette étude a permis de constater l'importance de la finesse du maillage le long du profil. En effet, un maillage trop grossier ne permet pas de mettre en évidence les phénomènes complexes de la turbulence (comme dans l'essai 5). Cependant, on a pu remarquer qu'une trop grande finesse mène à des temps de calcul beaucoup plus importants et n'apporte pas forcément de grandes différences de résultats. Les résultats proposés par l'essai 4 sont un peu différents de ceux proposés par l'essai 2, mais on peut se demander, même en supposant que l'on soit plus proche des valeurs expérimentales (ce que l'on n'a pas pu vérifier puisque nous étions en mode stationnaire et qu'il aurait fallu être en mode transitoire), si ces différences sont suffisamment importantes pour que l'on multiplie par 2,25 le temps de calcul.

Nous avons choisi d'utiliser, pour les calculs de ce projet, le maillage de l'essai 2 qui nous paraît plus économique en temps de calcul pour des résultats tout à fait satisfaisants. Ce maillage est présenté dans l'**ANNEXE C**, le domaine de calcul correspondant est présenté en **ANNEXE B**.

2.5 Conclusion sur le domaine de calcul et le maillage

Cette étude sur le domaine de calcul et sur le maillage d'un écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne nous a permis de mettre en évidence certains phénomènes typiques à la modélisation d'écoulements de fluides :

- L'importance du choix du domaine d'étude : l'impact des conditions limites sur les résultats d'une simulation est très important. De plus, nous avons vu que cet impact

est plus ou moins grand selon les angles d'incidence étudiés, il paraît alors essentiel de bien choisir son domaine de calcul en fonction des valeurs de l'angle d'incidence.

- L'influence du nombre de Mach : l'impact du nombre de Mach (et donc ici de la longueur de la corde) sur les résultats peut engendrer des différences de prédiction notamment pour des angles élevés. Bien que certains considèrent qu'en dessous de $M=0,1$ il n'y ait aucune différence pour les modélisations, nous avons remarqué que, pour de grands angles d'incidence (supérieurs à 20°), la différence entre les résultats pouvait devenir non négligeable.
- La présence d'une couche limite et la finesse des éléments la composant permettent d'obtenir de bons résultats. Cependant, nous avons remarqué que la couche limite ne doit pas être trop fine sinon elle ne permet pas d'obtenir des résultats intéressants.
- La finesse d'un maillage notamment proche du profil et le long de celui-ci permet d'accroître la qualité des résultats. Mais nous avons aussi remarqué qu'un maillage trop fin augmentait de manière très importante le temps de calcul, et n'augmentait pas forcément la qualité des résultats. Ainsi, il faut choisir son maillage dépendamment du temps que l'on souhaite accorder aux différentes simulations.

CHAPITRE 3

MODÈLE AÉRODYNAMIQUE

Ce chapitre a pour but de comparer les modèles $k-\omega$, $k-\omega$ BSL et $k-\omega$ SST, afin de permettre le choix d'un modèle de turbulence approprié pour les études d'aéroélasticité. Ces différents modèles, basés sur le modèle $k-\omega$, ont des constructions particulières (comme montré dans le [25]) qui n'apportent pas les mêmes caractéristiques face à la résolution des équations, et donc ne donnent pas les mêmes résultats.

La comparaison va se faire en plusieurs étapes, tout d'abord une première comparaison à partir des coefficients de traînée, de portance et de moment permettra d'identifier les atouts de chacun des modèles, notamment dans leur description des caractéristiques du profil et commencera à soulever les différents problèmes de prédiction. Ensuite une comparaison plus poussée pour les angles $8,2^\circ$, $14,2^\circ$, 20° et 30° , permettra d'étudier les problèmes que les modèles rencontrent pour prédire l'écoulement. Enfin, une comparaison des temps de calcul ajoutera un élément important dans la décision du choix d'un modèle.

3.1 Coefficients aérodynamiques

3.1.1 Résultats

Les Figures 3-1, 3-2 et 3-3 présentent respectivement les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour un nombre de Reynolds de 1 million, prédits par les différents modèles. Le modèle k- ω SST nécessite le passage en mode transitoire dès un angle d'attaque de 22,1° alors que les modèles k- ω et k- ω BSL nécessitent le mode transitoire pour respectivement 28,1° et 30°. Le passage en mode transitoire apporte de grands changements dans l'allure des courbes, en effet on sent une très nette cassure des courbes au moment où l'on passe en mode transitoire. Enfin, on note de manière générale que l'amplitude des oscillations augmente avec l'augmentation de l'angle d'attaque

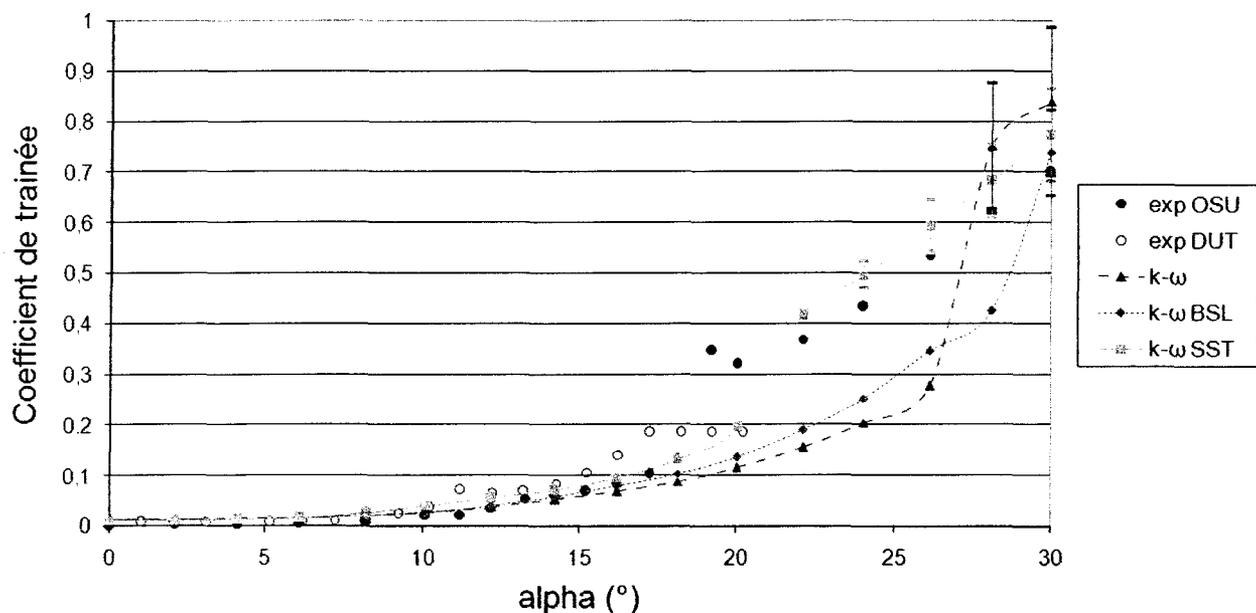


Figure 3-1 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence

La Figure 3-1 montre qu'au niveau du coefficient de traînée les résultats obtenus avec le modèle $k-\omega$ SST en mode stationnaire s'approchent davantage des résultats expérimentaux que les deux autres modèles et que le modèle $k-\omega$ BSL s'approche davantage des résultats expérimentaux que le modèle $k-\omega$. De plus, lorsque le modèle $k-\omega$ SST est en mode transitoire et les autres non, ses résultats sont beaucoup plus proches des valeurs expérimentales. En mode transitoire, le modèle $k-\omega$ BSL semble donner des résultats plus proches que le modèle $k-\omega$ SST, le modèle $k-\omega$ étant toujours le plus éloigné.

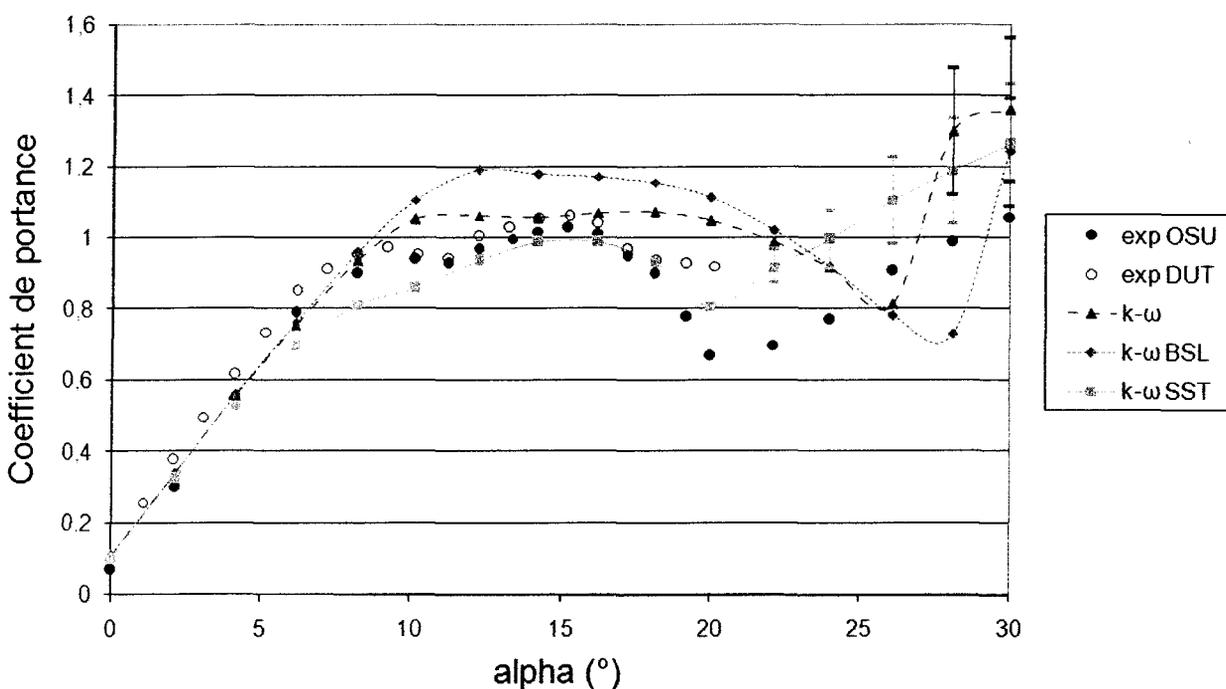


Figure 3-2 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence

La Figure 3-2 montre que, pour le coefficient de portance, les résultats obtenus par le modèle $k-\omega$ SST sont toujours ceux qui sont les plus proches des résultats

expérimentaux par rapport aux deux autres modèles. Cependant, on remarque qu'ensuite c'est le modèle $k-\omega$ qui s'approche davantage des résultats expérimentaux puis le modèle $k-\omega$ BSL.

On peut scinder les courbes des valeurs expérimentales en quatre zones : une première zone de croissance linéaire du coefficient de portance (entre 0° et $6,1^\circ$), puis un « palier » entre $8,2^\circ$ et $16,2^\circ$ où les valeurs du coefficient croissent doucement de 0,95 à 1,05, ensuite vient une chute de ces valeurs entre $16,2^\circ$ et 20° puis enfin une nouvelle croissance entre 20° et 30° .

Les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL prédisent une première zone plus longue que les expérimentations, en effet la croissance linéaire du coefficient de portance semble aller jusque $8,2^\circ$ pour ces deux modèles. Le palier est, lui aussi, plus long que les expérimentations et va jusqu'à 20° . Ici, les deux modèles se distinguent par la hauteur de leur palier, en effet le modèle $k-\omega$ réalise un palier à une valeur du coefficient de portance de 1,06 alors que le modèle $k-\omega$ BSL le réalise à une valeur de 1,18. La chute des valeurs semble d'une pente plus douce que les valeurs expérimentales. Là encore, les deux modèles se distinguent, puisque le modèle $k-\omega$ BSL possède une pente de chute plus importante que celle du modèle $k-\omega$.

Le modèle $k-\omega$ SST sous-prédit de manière significative le coefficient de portance avant $12,2^\circ$ (première partie du palier), puis se rapproche des valeurs expérimentales entre $12,2^\circ$ et $18,1^\circ$ (sur la seconde partie du palier) et enfin surprédit les valeurs du coefficient de portance à partir de 20° . On note que même si les valeurs du coefficient de portance ne sont pas respectées pour chaque zone, ces zones sont prédites pour des angles similaires aux résultats expérimentaux.

La Figure 3-3 montre que, pour le coefficient de moment, les résultats obtenus par le modèle k- ω SST et le modèle k- ω BSL sont assez similaires avant 16,2°, alors que le modèle k- ω se détache des deux autres dès 12,2°. En effet, ce dernier modèle sous-évalue de manière très significative la valeur du coefficient de moment dès 12,2° et dessine, pour des angles supérieurs à 12,2°, une courbe similaire aux courbes expérimentales, mais avec des valeurs très inférieures. Le modèle k- ω BSL lui aussi sous-évalue les valeurs du coefficient de moment pour des angles supérieurs à 16,2° mais dessine une courbe davantage proche des résultats expérimentaux. Le modèle k- ω SST surévalue les valeurs du coefficient de portance à partir de 22,1° et dessine aussi une courbe similaire à celle expérimentale.

De même façon que pour les autres coefficients, lors des oscillations du modèle k- ω SST, ce sont les valeurs inférieures (en valeurs absolues) qui sont les plus proches des résultats expérimentaux.

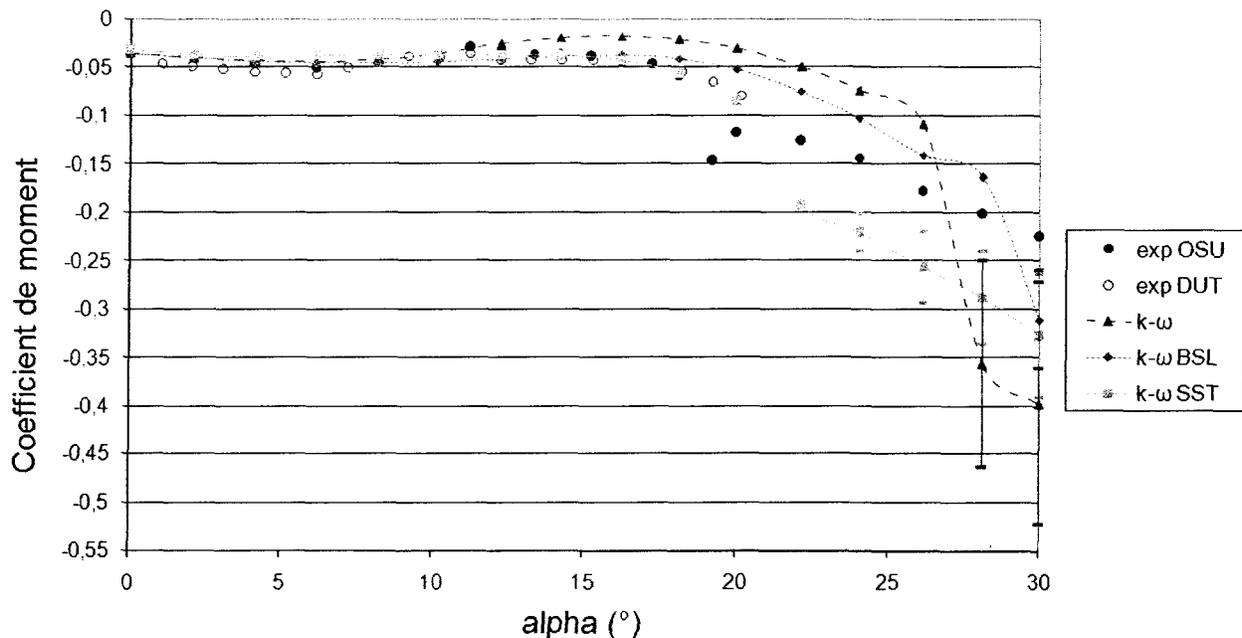


Figure 3-3 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de turbulence

3.1.2 Analyse

Le fait que le modèle $k-\omega$ SST nécessite un passage en mode transitoire plus rapidement que les autres modèles, montre qu'il décèle plus tôt les phénomènes turbulents complexes tels que les séparations, qui ont un fort caractère instationnaire et nécessitent une résolution en mode transitoire.

Le début du palier présenté par l'étude du coefficient de portance représente le tout début du décrochage aérodynamique. On constate que les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL ont des difficultés à prédire la faible séparation de flux qui apparaît à partir de 8° , alors que le modèle $k-\omega$ SST semble prédire cette séparation trop tôt, et c'est ce qui fait qu'il sous-prédit le coefficient de portance entre $6,2^\circ$ et $10,1^\circ$. Ensuite, la hauteur des différents paliers montre que chacun des modèles prédit plus ou moins bien l'évolution de la séparation de flux. On note d'ailleurs que, pour la seconde partie du palier, le modèle $k-\omega$ SST donne des résultats très proches de la réalité.

Le mélange $k-\varepsilon$ loin du mur et $k-\omega$ près du mur dans le cadre du modèle $k-\omega$ BSL entraîne une surévaluation du coefficient de portance par rapport au modèle $k-\omega$ lui-même. Cette surévaluation est sans doute due aux impacts du modèle $k-\varepsilon$. Cependant, ce mélange permet au modèle $k-\omega$ BSL une meilleure prédiction de la chute de la valeur du coefficient de portance ainsi qu'une meilleure prédiction de tous les coefficients en mode transitoire et donc, une meilleure prédiction des grandes zones de décrochage. De plus, ce mélange permet au modèle $k-\omega$ BSL de prédire des valeurs pour les coefficients de traînée et de moment beaucoup plus proches des valeurs expérimentales que le modèle $k-\omega$.

Enfin, le modèle $k-\omega$ SST est le seul à être en phase avec les expérimentations du point de vue des angles auxquels se placent les différentes zones. Ainsi, la modélisation du transport des contraintes de cisaillement turbulent permet une meilleure représentation de l'écoulement et notamment des séparations des flux. Cependant, on note la surprédiction des coefficients en mode transitoire. On remarque aussi que cette surprédiction par rapport aux valeurs OSU semble, en se basant sur les résultats à 20° , se placer entre la prédiction expérimentale OSU et la prédiction expérimentale DUT. En effet on remarque qu'à 20° la valeur de simulation se trouve entre les deux valeurs expérimentales.

3.2 Angle d'attaque de $8,2^\circ$

3.2.1 Coefficients aérodynamiques

Afin de pouvoir comparer les valeurs des coefficients aérodynamiques calculés par les différents modèles et les valeurs expérimentales, nous avons choisi de moyenniser les valeurs expérimentales afin d'avoir une seule valeur du côté de l'expérimentation. Ainsi, nous avons moyenné les valeurs trouvées dans [21] et dans [22] pour des angles de $8,2^\circ$. Nous avons ainsi obtenu les valeurs « exp » présentées dans le Tableau 3-1. Le Tableau 3-1 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (valeurs calculées à partir des expérimentations comme expliqué précédemment) et les valeurs calculées à l'aide des différents modèles de turbulence.

Tableau 3-1 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 8,2°

	modèle	calculé	exp	erreur 10 ⁴	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω	0,0218		86	64,5
	k- ω BSL	0,0212	0,0135	80	60,0
	k- ω SST	0,0272		140	105,3
Coefficient de portance Cl	k- ω	0,9383		123	1,3
	k- ω BSL	0,9608	0,926	348	3,8
	k- ω SST	0,8141		-1119	-12,1
Coefficient de moment Cm	k- ω	-0,0407		-5	1,4
	k- ω BSL	-0,0448	-0,04015	-46	11,6
	k- ω SST	-0,0364		38	-9,3

Le modèle k- ω SST se distingue de manière très importante des deux autres modèles puisqu'il est le seul à sous-évaluer (erreur négative) le coefficient de portance et le coefficient de moment alors que les autres modèles surévaluent ces coefficients. De plus, on note que, pour le coefficient de traînée, le modèle k- ω SST prédit sa valeur avec une erreur de plus de 100%, alors que les deux autres modèles le prédisent avec une erreur d'environ 60%.

3.2.2 Distribution de pressions

La Figure 3-4 présente le coefficient de pression le long du profil pour les différents modèles. Tout d'abord, on remarque que les trois modèles donnent des distributions de pression similaires pour l'intrados (partie inférieure de la courbe).

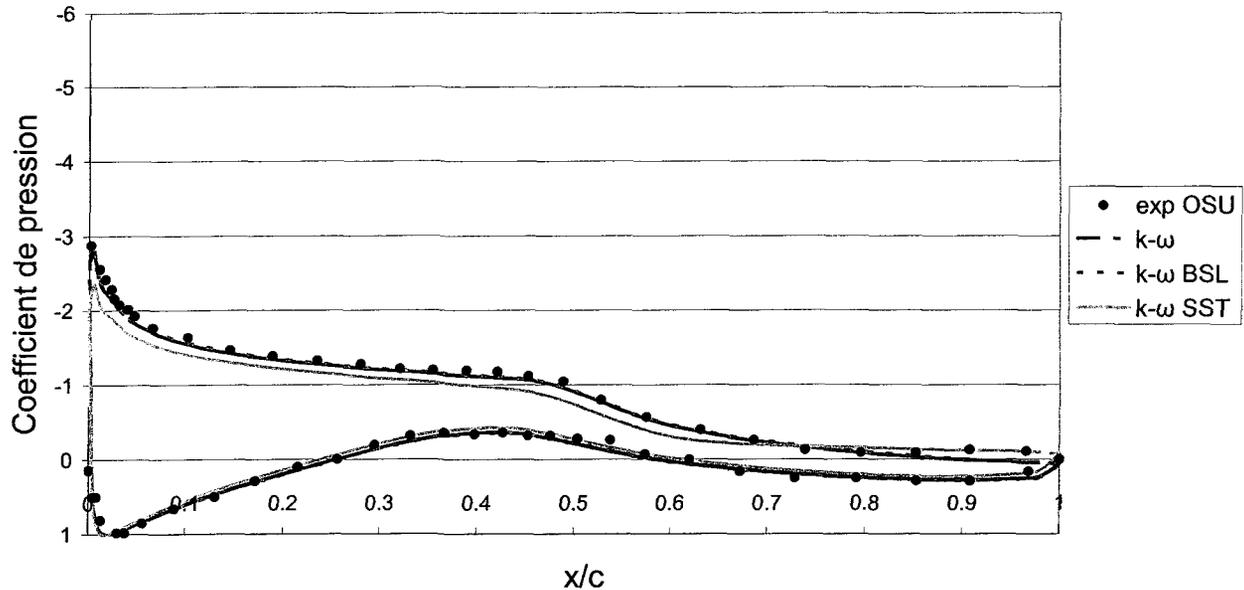


Figure 3-4 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $8,2^\circ$, pour différents modèles de turbulence

Pour l'extrados, les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL prédisent des distributions de pression très similaires et qui sont différentes du modèle $k-\omega$ SST. Les distributions de pression obtenues avec les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL sont presque superposées aux valeurs expérimentales jusqu'à $x/c=0.85$, puis divergent. Les valeurs du coefficient de pression calculées avec le modèle $k-\omega$ SST pour l'extrados sont légèrement inférieures aux valeurs expérimentales jusqu'à $x/c=0.7$ puis suivent parfaitement les valeurs expérimentales. Le modèle $k-\omega$ SST semble prédire la séparation de flux avant qu'elle ait lieu, ce qui expliquerait la sous-estimation des valeurs du coefficient de pression sur l'extrados entre $x/c=0,45$ et $0,7$. Une prédiction trop importante de l'intensité de turbulence mène à la sous-estimation du coefficient de pression avant $x/c=0,45$.

3.2.3 Vitesse du fluide

La Figure 3-5 illustre la comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles aérodynamiques. Les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL prédisent des contours de vitesse quasi identiques. Le sillage n'a pas du tout le même aspect pour le modèle $k-\omega$ SST que pour les autres modèles : la portion de décrochage, zone avec des vitesses nulles (zones bleues foncé) est plus grande et commence plus tôt sur le profil. On remarque que dans cette zone il existe une partie où la vitesse du fluide augmente proche du profil. Enfin, on note que pour le modèle $k-\omega$ SST la vitesse maximale atteinte par le fluide est moins importante que pour les autres modèles (voir aussi ANNEXE D).

La première remarque sur le sillage montre que le modèle $k-\omega$ SST prédit de manière plus importante la séparation de flux le long du profil. La seconde remarque concerne la formation des tourbillons le long du bord de fuite où la vitesse croit, le modèle $k-\omega$ SST est le seul à prévoir ces tourbillons et c'est sans doute cela qui lui permet d'être plus proche des valeurs expérimentales pour x/c supérieur à 0,7. Enfin, le fait que la vitesse maximale soit inférieure pour le modèle $k-\omega$ SST par rapport aux autres est dû à la surestimation de l'intensité de turbulence le long du profil qui réduit la vitesse et le coefficient de pression (comme soulevé précédemment).

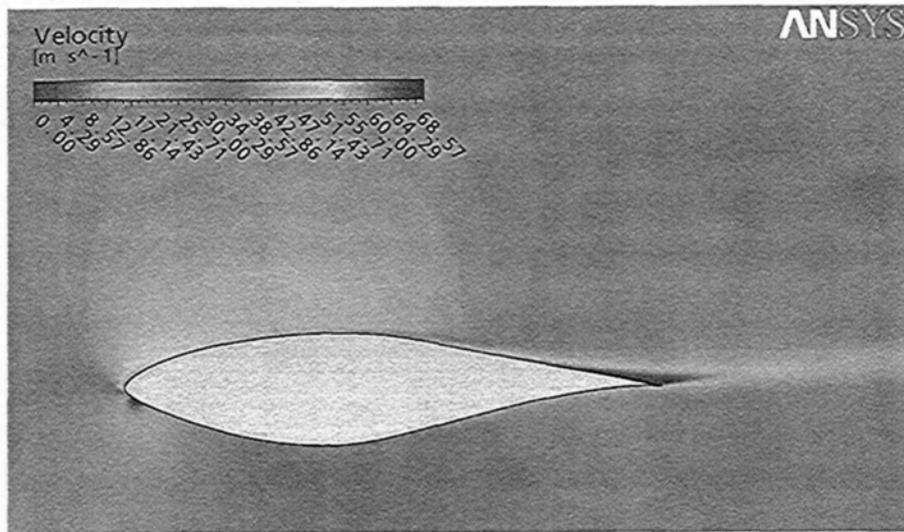
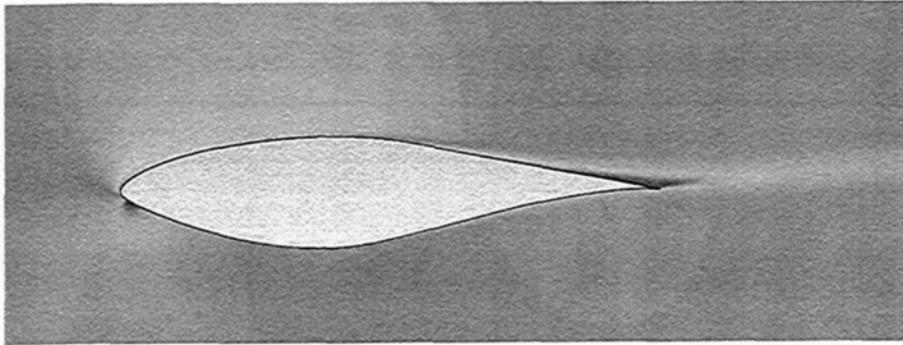
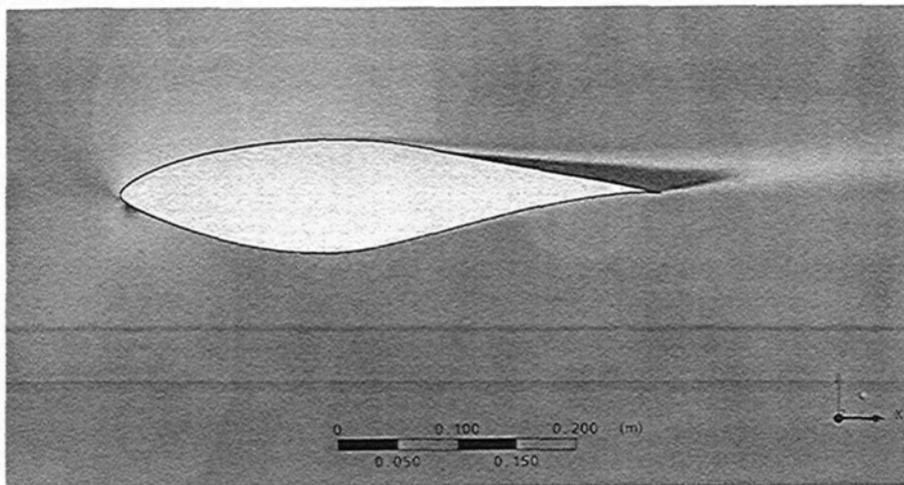
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-5 : Contours de vitesse avec un angle de 8,2° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

3.2.4 Conclusion pour $\alpha=8,2^\circ$

La comparaison des modèles pour l'angle d'attaque de $8,2^\circ$ nous a permis de mieux comprendre les différences entre les modèles mais aussi de voir comment leurs caractéristiques influencent les résultats. Nous avons constaté que le mélange des modèles $k-\omega$ et $k-\varepsilon$ à l'origine du modèle $k-\omega$ BSL n'apporte pas une grande différence par rapport au modèle $k-\omega$ pour cet angle d'attaque. Par contre, on a constaté que la limitation de la viscosité tourbillonnaire qui conduit à une meilleure modélisation du transport des contraintes de cisaillement, permet au modèle $k-\omega$ SST de modéliser davantage le déplacement des turbulences. Cependant, on a aussi constaté que cette modélisation plus importante des turbulences faisait intervenir la séparation trop tôt par rapport aux valeurs expérimentales.

3.3 Angle d'attaque de $14,2^\circ$

3.3.1 Coefficients aérodynamiques

Pour comparer les valeurs des coefficients aérodynamiques calculés par les différents modèles avec celles expérimentales, nous avons moyenné les valeurs expérimentales. Mais, puisque dans [22] il n'y a pas de relevé expérimental pour $14,2^\circ$ mais pour $14,23^\circ$ (et $13,22^\circ$) nous avons extrapolé les valeurs pour $14,2^\circ$ à partir des valeurs de $13,22^\circ$ et $14,23^\circ$. Ensuite, nous avons moyenné ces valeurs avec celles de [21]. Nous avons ainsi obtenu les valeurs « exp » présentées dans le Tableau 3-2. L'élément (E) représente l'écart entre les coefficients expérimentaux et la valeur moyennée, en pourcentage de la

valeur expérimentale moyenne. Le Tableau 3-2 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (valeurs calculées à partir des expérimentations comme expliqué précédemment) et les valeurs calculées à l'aide des différents modèles de turbulence.

Tableau 3-2 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $14,2^\circ$

	modèle	calculé	exp (E)	erreur 10^4	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω	0,0533	0,0721 (14,3%)	-188	-26,11
	k- ω BSL	0,0604		-117	-16,25
	k- ω SST	0,0727		6	0,82
Coefficient de portance Cl	k- ω	1,0589	1,0371 (1,7%)	218	2,10
	k- ω BSL	1,1813		1442	13,91
	k- ω SST	0,9890		-481	-4,63
Coefficient de moment Cm	k- ω	-0,0181	-0,0399 (8,5%)	218	-54,67
	k- ω BSL	-0,0372		27	-6,73
	k- ω SST	-0,0361		38	-9,60

Le modèle k- ω SST donne des résultats tout à fait satisfaisants puisque pour les trois coefficients l'erreur est inférieure à 10%, notamment avec une erreur de prédiction du coefficient de portance inférieure à 5%. De son côté, bien qu'il prédit le coefficient de portance avec une erreur inférieure à 2,5%, le modèle k- ω semble avoir plus de difficultés pour les autres coefficients (erreur supérieure à 25%). Le modèle k- ω BSL a, lui aussi, quelques difficultés puisqu'il prédit les coefficients de traînée et de portance avec une erreur supérieure à 10%.

3.3.2 Distribution de pression

La Figure 3-6 présente le coefficient de pression le long du profil pour les différents modèles.

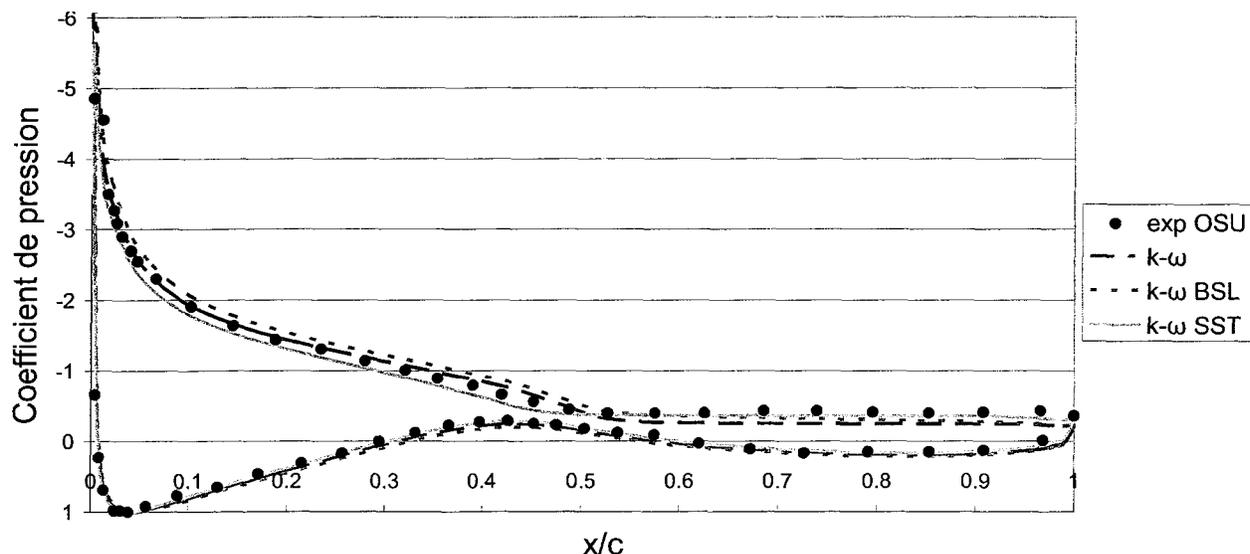


Figure 3-6 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $14,2^\circ$, pour différents modèles de turbulence

Les trois modèles donnent des distributions de pression similaires et très proches des valeurs expérimentales pour l'intrados (partie inférieure de la courbe). Pour l'extrados, les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL surestiment les valeurs du coefficient de pression sur la première moitié du profil (jusqu'à $x/c=0,48$) puis sous-estime le coefficient de pression sur la seconde moitié (à partir de $x/c=0,52$). Au contraire, le modèle $k-\omega$ SST sous-estime les valeurs du coefficient de pression sur la première moitié du profil (jusqu'à $x/c=0,48$) puis se rapproche des valeurs expérimentales sur la seconde moitié. Le modèle $k-\omega$ SST semble prédire la séparation de flux un peu avant qu'elle ait lieu alors que les autres modèles la prédisent un peu après. Pour le modèle $k-\omega$ SST, une

prédiction trop importante des phénomènes turbulents mène à la sous-estimation du coefficient de pression avant $x/c=0,48$.

3.3.3 Vitesse du fluide

La Figure 3-7 illustre une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles de turbulence. Les résultats obtenus avec les modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL ne sont plus identiques, comme pour $8,2^\circ$.

Le modèle $k-\omega$ SST présente la zone de décrochage la plus large, suivi par le modèle $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL. De plus, cette zone commence un peu plus tôt sur le profil pour le modèle $k-\omega$ SST que pour les deux autres modèles.

Ensuite, dans la zone de ré-circulation, il existe une zone où la vitesse du fluide augmente proche du profil. Cette zone d'augmentation de vitesse est plus ou moins importante selon les modèles. En effet on constate que cette zone est très importante pour le modèle $k-\omega$ SST et l'est un peu moins pour le modèle $k-\omega$ et encore moins pour le modèle $k-\omega$ BSL. Enfin, pour le modèle $k-\omega$ SST la vitesse maximale atteinte par le fluide est moins importante que pour les autres modèles (voir ANNEXE D).

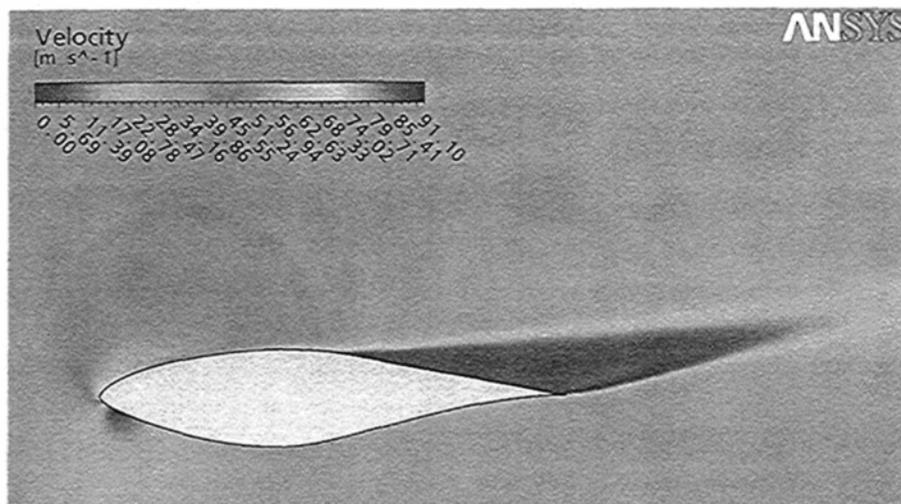
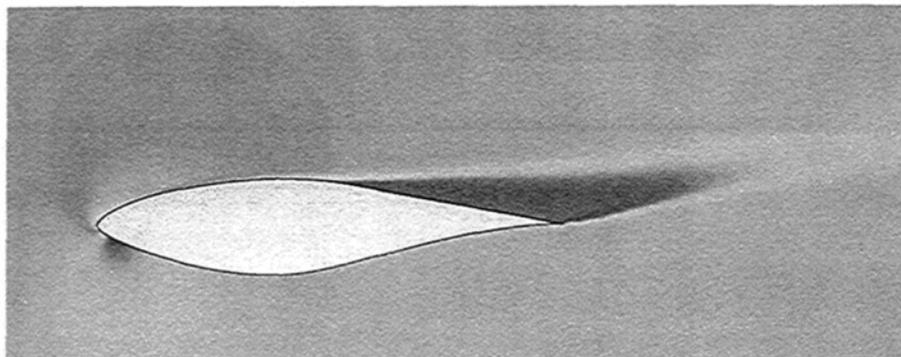
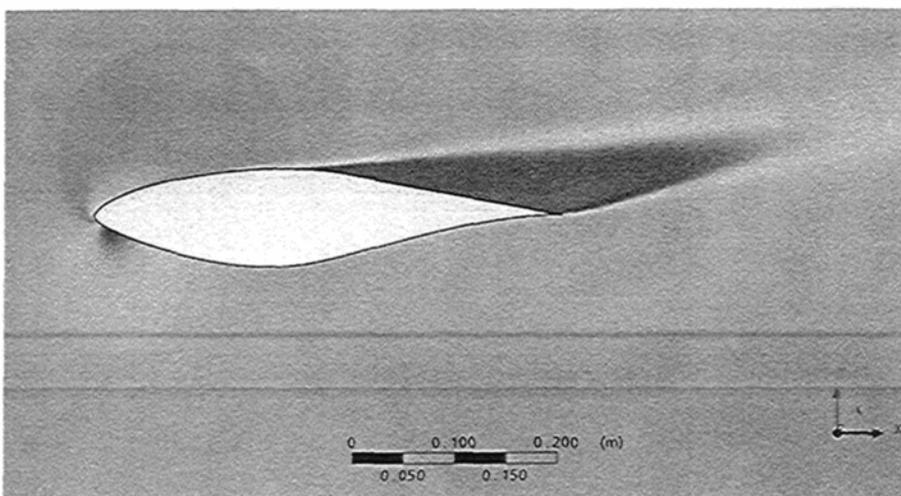
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-7 : Contours de vitesse avec un angle de $14,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

La première remarque sur le sillage montre, comme précédemment, que le modèle k- ω SST prédit de manière plus importante la séparation suivie par le modèle k- ω puis le modèle k- ω BSL. La seconde remarque porte sur la formation de tourbillons le long du bord de fuite où la vitesse croit, le modèle k- ω SST n'est plus le seul à prévoir ces tourbillons, mais il les prédit de manière plus importante que les autres modèles. Enfin, le fait que la vitesse maximale soit inférieure pour le modèle k- ω SST par rapport aux autres est du à la surestimation de l'intensité de turbulence le long du profil qui réduit la vitesse et le coefficient de pression.

3.3.4 Conclusion pour $\alpha=14,2^\circ$

La comparaison pour l'angle d'attaque de $14,2^\circ$ nous a permis de voir à quel point les caractéristiques de chaque modèle influencent les résultats. Ainsi, le mélange du modèle k- ε au modèle k- ω pour former le modèle k- ω BSL lui permet d'avoir une meilleure prédiction de l'énergie cinétique de turbulence dans le sillage que le modèle k- ω mais une moins bonne prédiction des vitesses. Par contre, la limitation de la viscosité tourbillonnaire permettant une meilleure modélisation du transport des contraintes de cisaillement, permet au modèle k- ω SST de modéliser davantage le déplacement des turbulences. Cependant, cette surestimation du niveau de turbulence qui accélère la séparation et permet d'avoir une meilleure prévision des distributions de pressions vers le bord de fuite entraîne, en amont le long du profil, une sous-pression plus faible que celle observée expérimentalement.

3.4 Angle d'attaque de 20°

3.4.1 Coefficients aérodynamiques

Afin de pouvoir comparer les valeurs des coefficients aérodynamiques calculés par les différents modèles et les valeurs expérimentales, nous avons choisi de moyenniser les valeurs expérimentales afin d'avoir une seule valeur. Puisque dans [22] il n'y a pas de relevé expérimental pour 20° mais pour 20,16° (et 19,18°) nous avons choisi d'interpoler les valeurs pour 20° à partir des valeurs de 19,18° et 20,16°. Ensuite, nous avons moyenné ces valeurs avec les valeurs expérimentales proposées dans [21]. Nous avons ainsi obtenu les valeurs « exp » présentées dans le Tableau 3-3. La valeur de (E) représente l'écart entre les coefficients expérimentaux et la valeur moyennée en pourcentage de la valeur expérimentale moyenne. Le Tableau 3-3 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (calculés comme expliqué précédemment) et les valeurs calculées à l'aide des différents modèles de turbulence.

Seul le modèle k- ω SST donne des résultats assez satisfaisants puisque pour les trois coefficients l'erreur est inférieure à 25%, notamment avec une erreur de prédiction du coefficient de portance inférieur à 1%. Pour les résultats obtenus avec les modèles k- ω et k- ω BSL, les erreurs sont toujours supérieures 25%, elles atteignent même 69% et 47% selon le modèle. Il semble donc que les modèles k- ω BSL et k- ω ont plus de difficultés pour prédire les écoulements avec des larges zones de séparation, caractéristiques des angles d'incidence élevées.

Tableau 3-3 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 20°

	modèle	calculé	exp (E)	erreur 10^4	% erreur
Coefficient de traînée C_d	k- ω	0,1167	0,2532 (26,8%)	-1365	-53,92
	k- ω BSL	0,1391		-1141	-45,06
	k- ω SST	0,1972		-560	-22,10
Coefficient de portance C_l	k- ω	1,0499	0,812 (13,8%)	2379	29,30
	k- ω BSL	1,1151		3031	37,33
	k- ω SST	0,8088		-32	-0,39
Coefficient de moment C_m	k- ω	-0,0299	-0,0967 (21,1%)	668	-69,06
	k- ω BSL	-0,0512		455	-47,01
	k- ω SST	-0,0844		123	-12,74

3.4.2 Distribution de pression

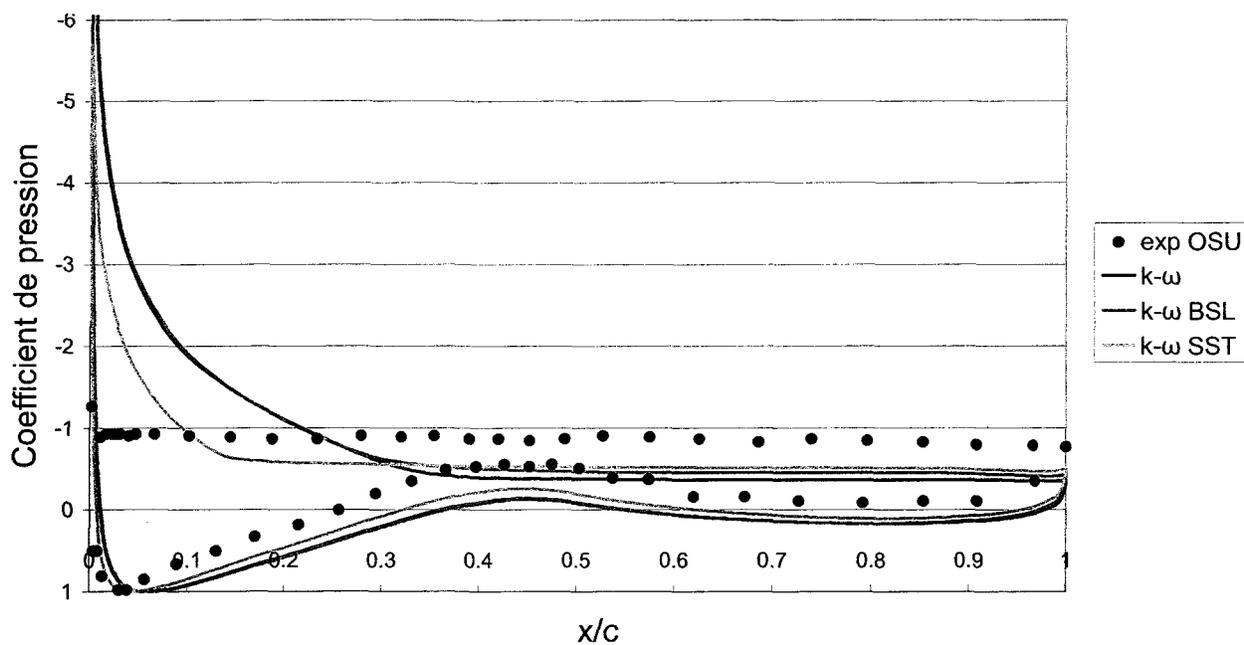
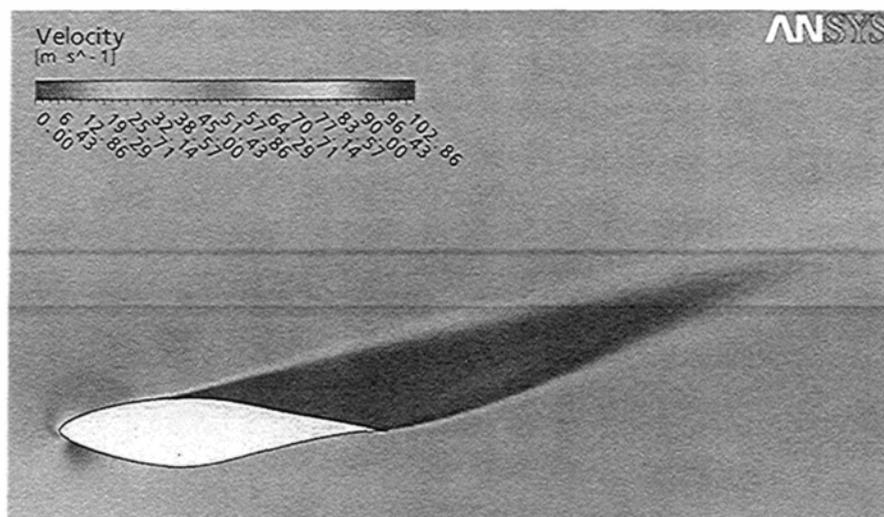


Figure 3-8 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 20° , pour différents modèles de turbulence

La Figure 3-8 présente le coefficient de pression le long du profil pour les différents modèles. Les trois modèles prédisent des distributions de pression assez similaires pour l'intrados (partie inférieure de la courbe) mais le modèle k- ω SST est plus proche des valeurs expérimentales. Pour l'extrados, les modèles prédisent la distribution de pression en deux parties : une première partie où la valeur du coefficient de pression décroît pour atteindre une valeur constante après le décrochage. La courbure des modèles k- ω et k- ω BSL est quasi identique, mais pour le modèle k- ω le décrochage est à $x/c=0,4$ avec une valeur $C_p=-0,37$ alors que pour le modèle k- ω BSL il est à $x/c=0,3$ avec $C_p=-0,46$. Le modèle k- ω SST prédit un décrochage plus rapide, à $x/c=0,15$ avec un $C_p=-0,52$. Le modèle k- ω SST est plus proche des courbes expérimentales, qui montrent un décrochage très rapide, proche du bord d'attaque. Tous les modèles surprédisent de manière importante la pression sur l'intrados.

3.4.3 Vitesse du fluide

La Figure 3-9 illustre une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles aérodynamiques.



(a) modèle k- ω

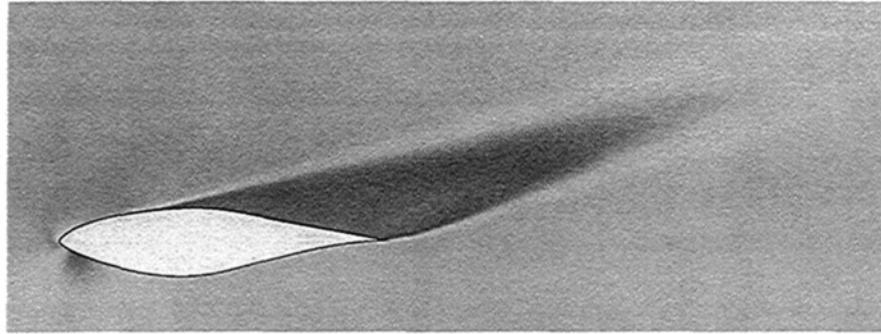
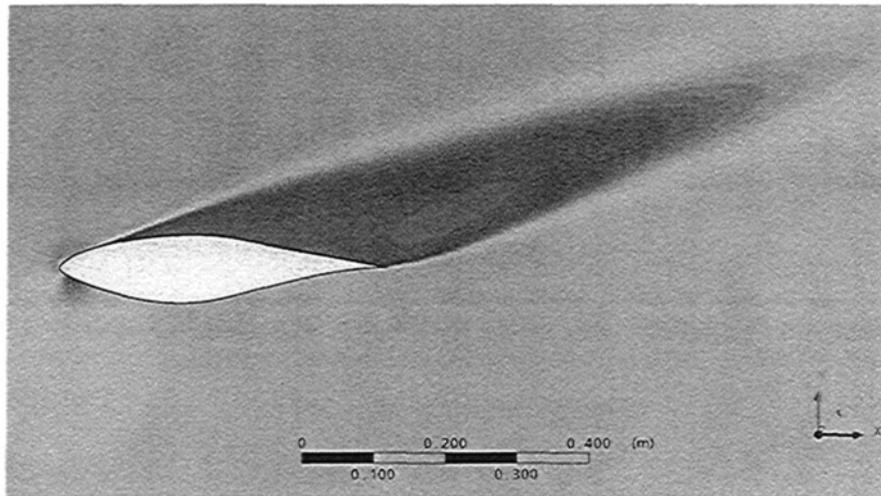
(b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-9 : Contours de vitesse avec un angle de 20° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

Le modèle k- ω SST présente un sillage avec une zone de séparation plus large suivi du modèle k- ω et enfin k- ω BSL. De plus, cette zone commence plus tôt sur le profil pour le modèle k- ω SST que pour les deux autres modèles. Ensuite, la zone d'augmentation de vitesse proche du profil est plus ou moins importante selon les modèles. Cette zone est très importante pour le modèle k- ω SST et l'est un peu moins pour le modèle k- ω et encore moins pour le modèle k- ω BSL. De même, la zone de vitesse augmentant dans le sillage est très importante pour le modèle k- ω SST, un peu moins pour le modèle k- ω et encore moins pour k- ω BSL. Cependant, cette zone est davantage rattachée au profil

pour le modèle k- ω BSL que pour le modèle k- ω . Enfin, pour le modèle k- ω SST, la vitesse maximale atteinte par le fluide est moins importante que pour les autres modèles (voir ANNEXE D).

La première remarque sur le sillage est, comme supposé précédemment, que le modèle k- ω SST prédit de manière plus importante la séparation suivi par le modèle k- ω puis le modèle k- ω BSL. La seconde remarque porte sur la formation des tourbillons le long du bord de fuite, le modèle k- ω SST prédit ces tourbillons de manière plus importante que les autres modèles. On remarque d'ailleurs que le modèle k- ω BSL les prédit davantage que le modèle k- ω le long du profil, mais qu'il en prédit moins dans le sillage. Enfin, le fait que la vitesse maximale soit inférieure pour le modèle k- ω SST que pour les autres est dû à la prédiction de turbulence le long du profil qui réduit la vitesse et le coefficient de pression.

3.4.4 Conclusion pour $\alpha=20^\circ$

La comparaison pour l'angle d'attaque de 20° nous a permis d'illustrer comment les caractéristiques de chaque modèle influencent les résultats. Ainsi, le mélange du modèle k- ε au modèle k- ω pour former le modèle k- ω BSL lui permet d'avoir une meilleure prédiction de l'énergie cinétique de turbulence dans le sillage et une meilleure prédiction des tourbillons au long du profil que le modèle k- ω mais une moins bonne prédiction des vitesses. Par contre, la limitation de la viscosité tourbillonnaire permettant une meilleure modélisation du transport des contraintes de cisaillement, permet au modèle k- ω SST de modéliser davantage le déplacement des turbulences.

3.5 Angle d'attaque de 30°

3.5.1 Coefficients aérodynamiques

Il est important de noter que pour cet angle d'attaque les trois modèles ont nécessité le mode transitoire afin de converger. Ainsi, les Figures 3-10, 3-11, 3-12 représentent les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction du temps.

Les valeurs oscillent pour les trois modèles de manière périodique avec des fréquences différentes. Si pour les modèles $k-\omega$ BSL et $k-\omega$ SST les courbes obtenues ont des allures très semblables il n'en est pas de même pour le modèle $k-\omega$. En effet, le modèle $k-\omega$ prédit une oscillation avec deux maxima (ou minima pour le coefficient de moment) dont les valeurs sont très différentes alors que pour les deux autres modèles ces deux valeurs sont assez proches dans le cas des coefficients de traînée et de moment et pour le coefficient de portance il semble n'y avoir qu'un maximum.

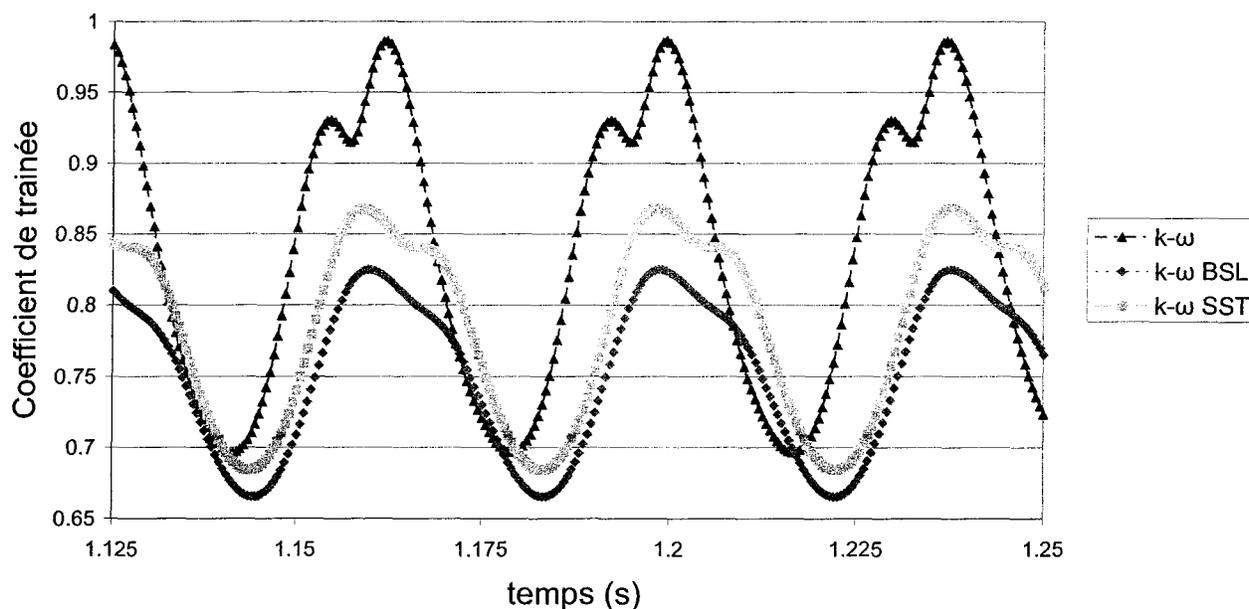


Figure 3-10 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de turbulence

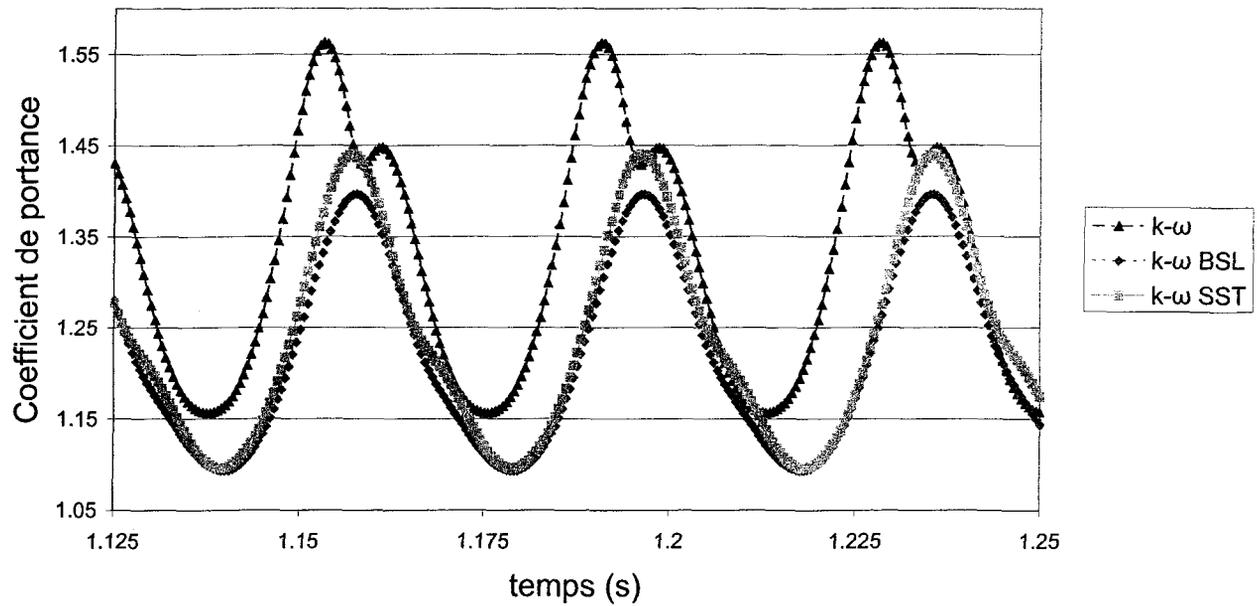


Figure 3-11 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de turbulence

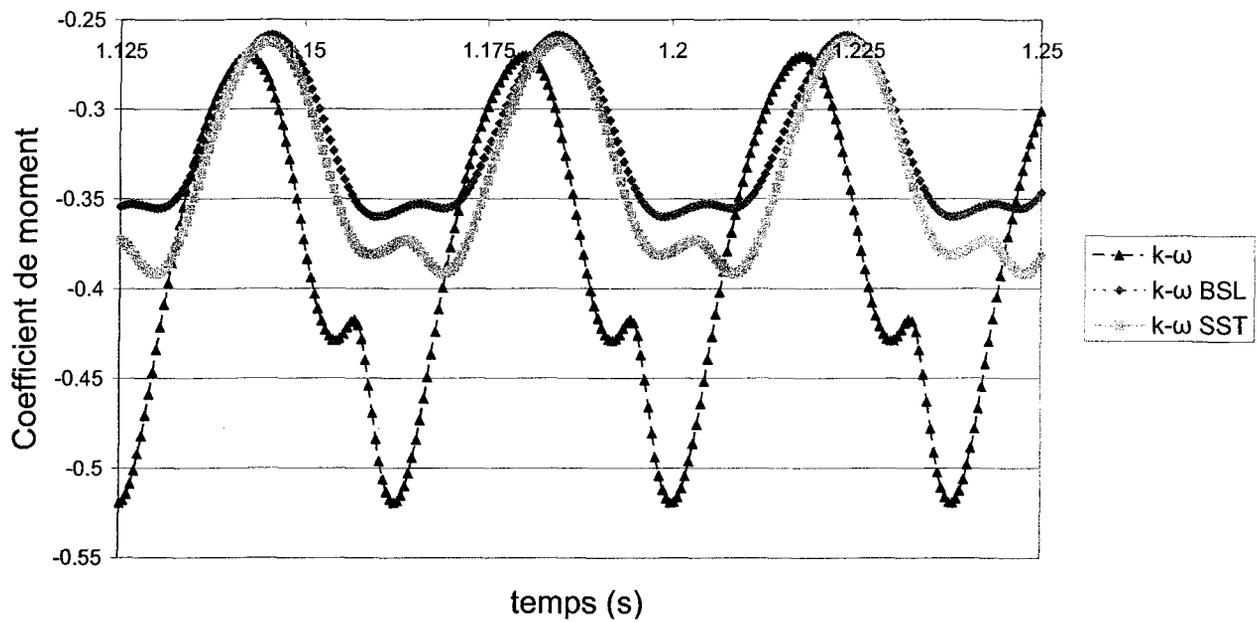


Figure 3-12 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles aérodynamiques

Quelque soit le coefficient étudié, le modèle k- ω est celui qui présente l'amplitude d'oscillation la plus importante, les deux autres modèles étant beaucoup plus proches l'un de l'autre (le modèle k- ω SST ayant une amplitude légèrement supérieure). Cette forme spécifique des courbes illustre un phénomène transitoire périodique, celui de décrochage (lâché) des tourbillons de bord de fuite. Le lâché de tourbillons est un phénomène qui se déroule en plusieurs étapes. On repère les maxima et minima des oscillations pour le coefficient de moment par les chiffres suivants I, II, III et IV (les extremums pour le coefficient de moment correspondent quasiment aux extremums pour les autres coefficients et les 4 extremums y sont davantage visibles). Le Tableau 3-4 présente ces extremums, leur valeur (pour le coefficient de moment) et les moments quand ils apparaissent, selon le modèle.

Tableau 3-4 : Comparaison des extrêmes du coefficient de moment pour les différents modèles pour un angle de 30°

Extremum	k- ω		k- ω BSL		k- ω SST	
	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment
I	1,1420	-0,2699	1,1455	-0,2586	1,1450	-0,2620
II	1,1545	-0,4290	1,1600	-0,3600	1,1595	-0,3810
III	1,1570	-0,4173	1,1655	-0,3526	1,1640	-0,3729
IV	1,1625	-0,5191	1,1690	-0,3552	1,1690	-0,3916
I	1,1800	-0,2699	1,1845	-0,2586	1,1845	-0,2620

Ce tableau illustre les moments clé du lâché de tourbillon, mais aussi que ces lâchés de tourbillons ne sont pas caractérisés par les mêmes périodes d'oscillation suivant les modèles. Le Tableau 3-5 illustre ces périodes et fréquences d'oscillation.

Tableau 3-5 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les différents modèles pour un angle de 30°

	K- ω	k- ω BSL	k- ω SST
Période (s)	0,038	0,039	0,0395
Fréquence (Hz)	26,32	25,64	25,32

Le modèle k- ω présente une fréquence de lâché de tourbillon plus élevée que les deux autres modèles qui présentent des fréquences assez semblables. La différence entre les modèles k- ω BSL et k- ω SST est d'un pas de temps, il se pourrait donc qu'en réalité cette différence soit inférieure. Le Tableau 3-6 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (OSU) et les valeurs moyennes sur une période calculées avec les différents modèles de turbulence.

Tableau 3-6 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 30°

	modèle	calculé	Expérimental (OSU)	erreur 10^4	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω	0,8383	0,7025	1358	19,33
	k- ω BSL	0,7531		506	7,20
	k- ω SST	0,7864		839	11,94
Coefficient de portance Cl	k- ω	1,3302	1,060	2702	25,49
	k- ω BSL	1,2214		1614	15,23
	k- ω SST	1,2414		1814	17,11
Coefficient de moment Cm	k- ω	-0,3843	-0,2247	-1596	71,03
	k- ω BSL	-0,3210		-963	42,86
	k- ω SST	-0,3385		-1138	50,65

Quelque soit le coefficient étudié, le modèle $k-\omega$ est celui qui présente l'erreur la plus importante, ensuite vient le modèle $k-\omega$ SST puis le modèle $k-\omega$ BSL (ces deux derniers étant assez proches). Sauf pour le coefficient de moment, pour lequel l'importance des erreurs pose des questions, les résultats sont proches des résultats expérimentaux si on prend en compte que déjà pour 20° il y avait une différence entre les deux valeurs expérimentales entre 14 et 27% suivant le coefficient. Ainsi, on conclue que le modèle $k-\omega$ est celui qui a le plus de difficultés à représenter les turbulences même en mode transitoire et que les deux modèles basés sur le mélange $k-\omega / k-\epsilon$ sont ceux qui donnent les meilleurs résultats.

3.5.2 Analyse des différentes étapes

La Figure 3-13 présente le coefficient de pression le long du profil et la Figure 3-14 les contours de vitesses, à chaque étape, obtenus avec le modèle $k-\omega$ SST. En se basant sur ces deux figures, on constate que l'étape I correspond à un tourbillon éloigné du profil qui n'a donc pas un fort impact sur le profil. Ainsi, pour cette étape, la sous-pression sur la seconde moitié de l'extrados est faible par rapport aux autres étapes. L'étape II correspond au déplacement de la zone de vitesse nulle vers le bord de fuite du profil en même temps que la zone de faible sous-pression. L'étape III décrit le début de la formation de tourbillon. On remarque la formation d'une zone de vitesse plus élevée, en forme de cercle, autour de la zone de vitesse nulle. Cette zone de vitesse nulle était au long du profil à l'étape précédente et commence à se détacher du profil. La zone de vitesse nulle s'étend entre deux points : un au centre du cercle de vitesse élevé qui commence à se former, et l'autre toujours collé au profil. Ces deux points sont reliés par une zone de vitesse très faible. La zone de vitesse plus élevée tend à « aspirer » la

zone de vitesse nulle, créant une sous-pression importante sur l'extrémité du bord de fuite où est rattachée la zone de vitesse nulle.

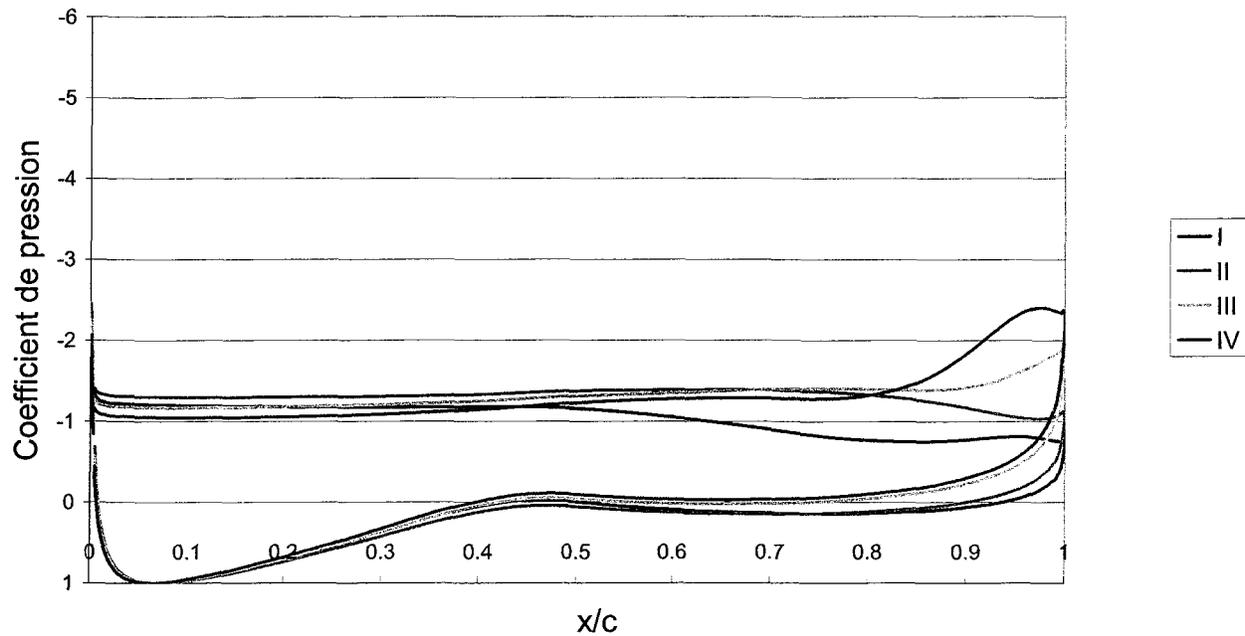
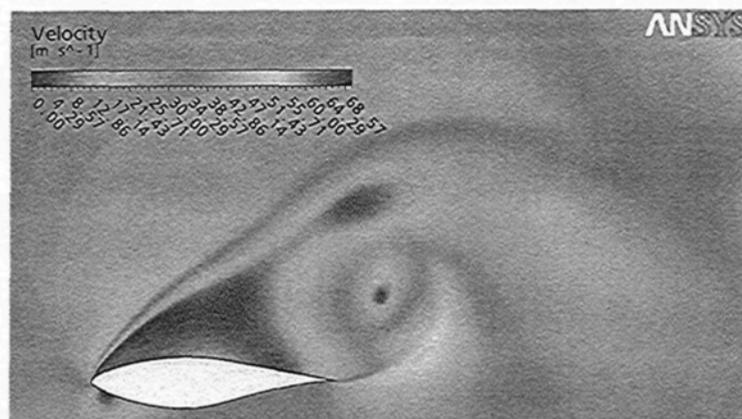
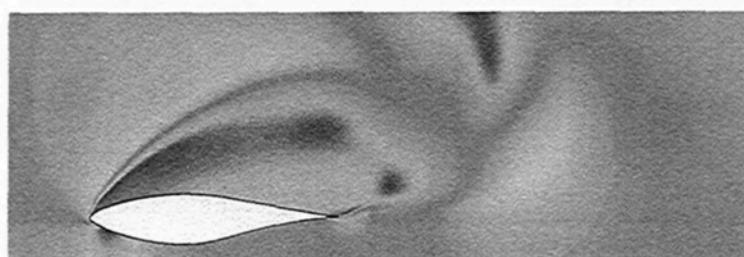


Figure 3-13 : Distributions de pression prédites par le modèle $k-\omega$ SST, pour un angle de 30° au moment des différentes étapes I, II, III et IV

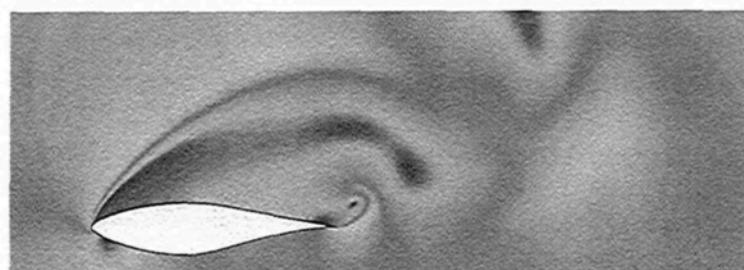
L'étape IV correspond au lâché du tourbillon. Le lien qui unissait les deux points de vitesse nulle vient de disparaître et le cercle de vitesse élevé est encore plus important. On note l'impact du lâché de tourbillon, en effet il crée une zone de sous pression très importante sur l'extrados, proche du bord de fuite.



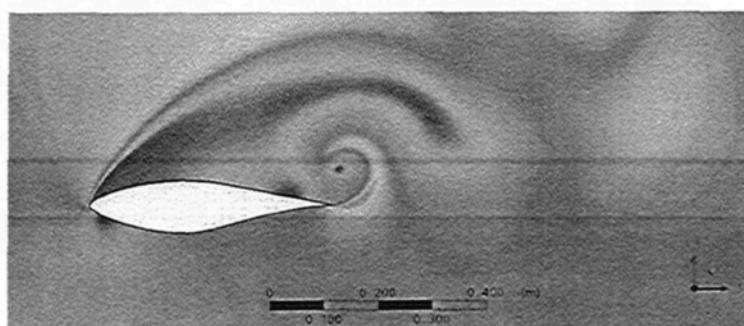
(a) étape I



(b) étape II



(c) étape III



(d) étape IV

Figure 3-14 : Contours de vitesse calculés aux étapes I, II, III, IV par le modèles $k-\omega$ SST pour $\alpha=30^\circ$ et $Re=10^6$

3.5.3 Coefficient de pression

La Figure 3-15 présente le coefficient de pression moyenné sur une période d'oscillation le long du profil pour les différents modèles. Nous avons calculé le coefficient de pression moyen pour chaque élément de profil en se basant sur les valeurs pour les quatre étapes (présentées dans la Figure 3-13 pour le modèle k- ω SST).

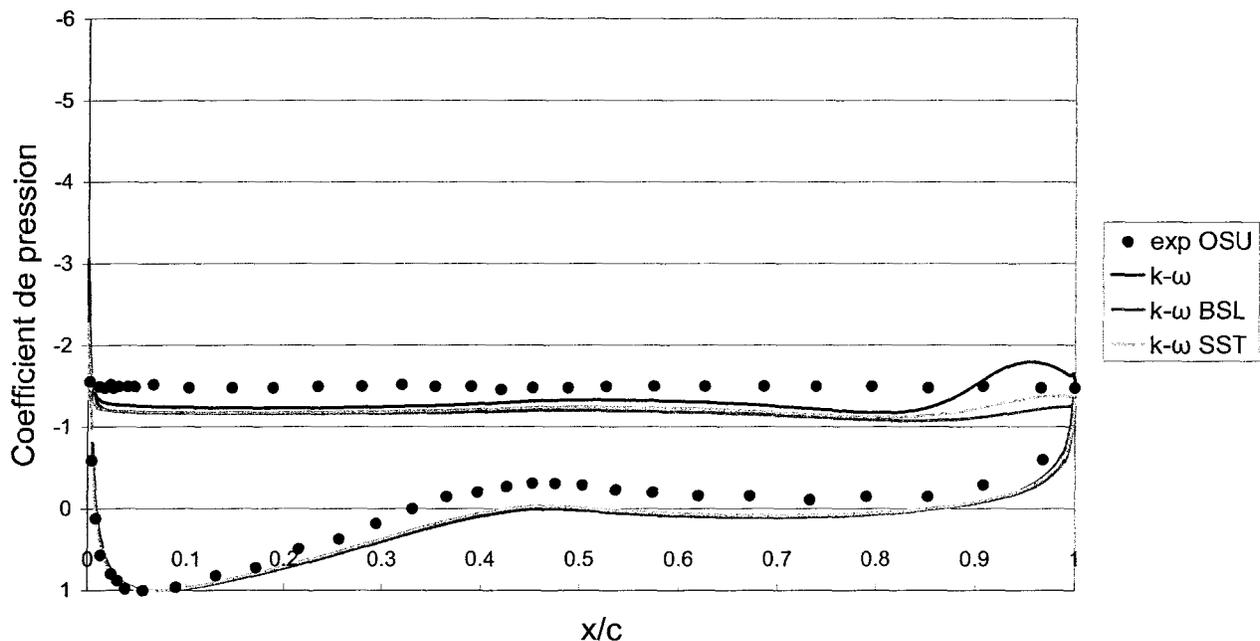


Figure 3-15 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 30° , pour différents modèles de turbulence

Les résultats obtenus par les différents modèles sont très proches les uns des autres et ils se distinguent seulement pour la partie proche du bord de fuite sur l'extrados (entre $x/c=0,8$ et 1). Le modèle k- ω semble surprédire la sous-pression par rapport aux autres modèles. Le modèle k- ω SST prédit une sous-pression un peu plus importante que le modèle k- ω BSL. La surévaluation de la sous-pression dans cette zone correspond à une surprédiction de l'impact du lâché de tourbillon.

3.5.4 Vitesses du fluide

Les Figures 3-16, 3-17, 3-18 et 3-19 présentent une comparaison des contours de vitesse calculés par les différents modèles, à chaque étape. Les modèles k- ω BSL et k- ω SST prédisent des contours de vitesse très similaires et que seul le modèle k- ω se distingue. En effet, comme mentionné précédemment, il surestime l'importance des tourbillons, puisque les vitesses atteintes au niveau du tourbillon sont plus importantes que celles prédites par les autres modèles (environ 66 m.s^{-1} pour le modèle k- ω lors de l'étape IV alors que les autres modèles atteignent à peine 56 m.s^{-1}). De plus, les vitesses dans le sillage, produites par le tourbillon, sont beaucoup plus élevées pour le modèle k- ω que pour les autres modèles.

3.5.5 Conclusion pour $\alpha=30^\circ$

La comparaison des modèles pour l'angle d'attaque de 30° se fait en régime transitoire, contrairement aux autres cas et d'ailleurs, les résultats diffèrent. Le mélange du modèle k- ε au modèle k- ω permet aux modèles k- ω BSL et k- ω SST de mieux prédire le décrochage aérodynamique et le lâché de tourbillon que le modèle k- ω . Par contre, la limitation de la viscosité tourbillonnaire empêche le modèle k- ω SST de modéliser avec plus de précision le déplacement des turbulences, le modèle k- ω BSL donnant des résultats plus proches des valeurs expérimentales OSU. Cependant, les différences entre les deux modèles ne sont pas importantes, de plus les valeurs expérimentales montrant déjà des disparités pour 20° entre celles données par DUT et celles données par OSU, présentent un degré d'incertitude élevé. On peut conclure que, pour 30° , le modèle k- ω SST donne de bons résultats même si le modèle k- ω BSL semble être encore meilleur. Le modèle k- ω quant à lui est assez loin des résultats expérimentaux.

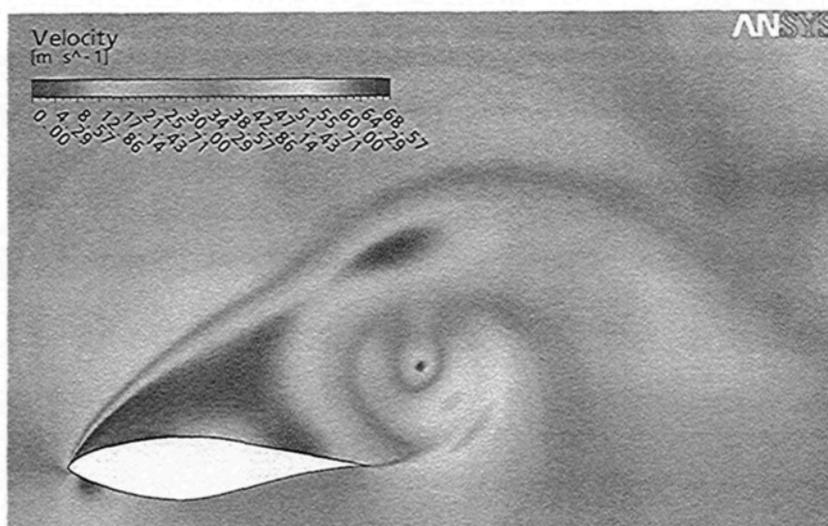
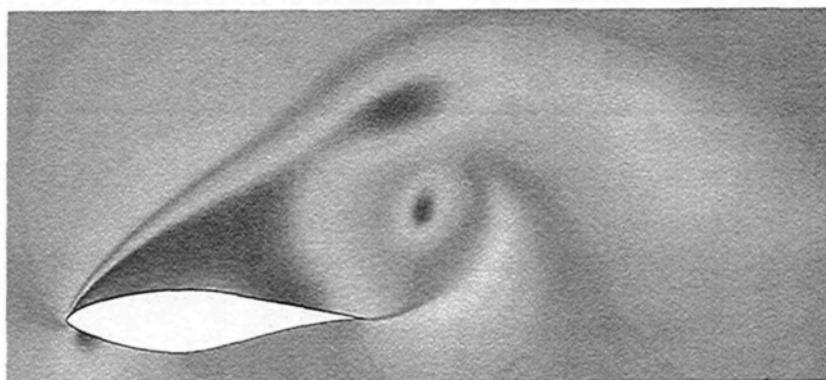
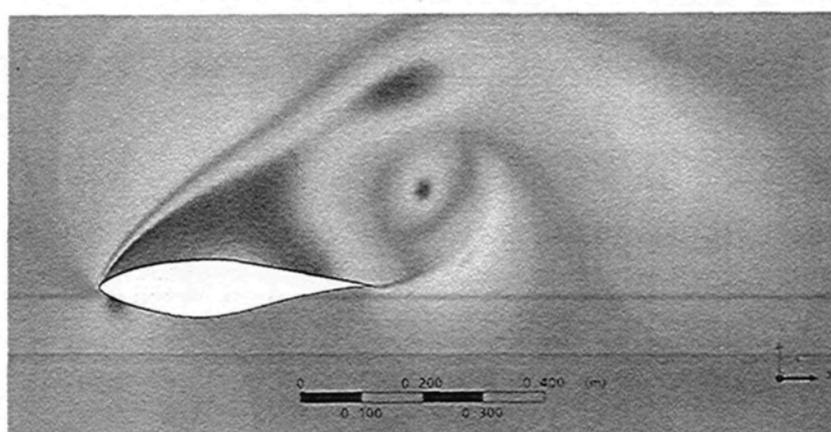
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-16 : Contours de vitesse calculés à I avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

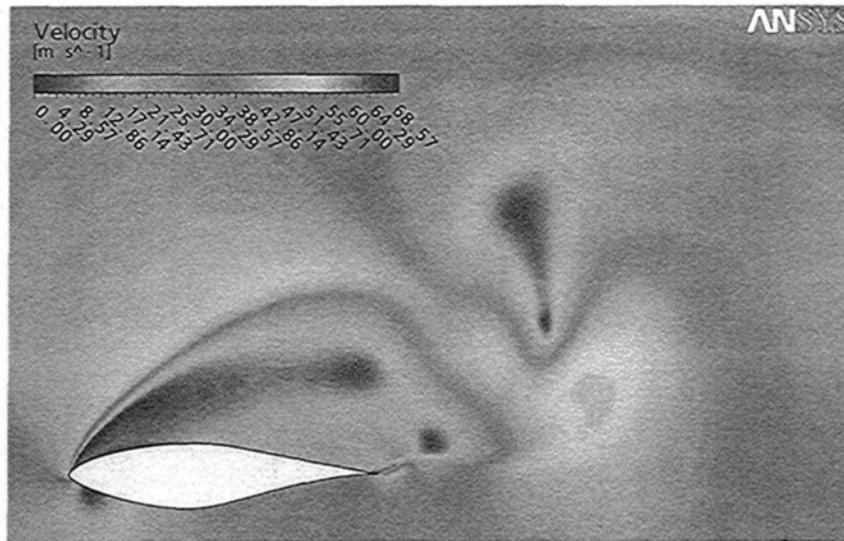
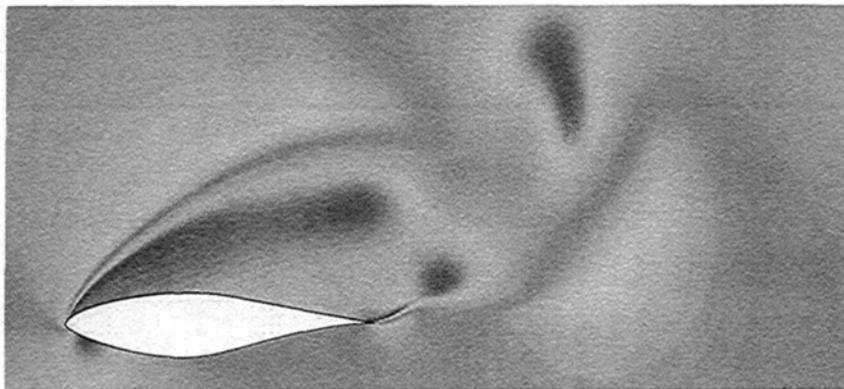
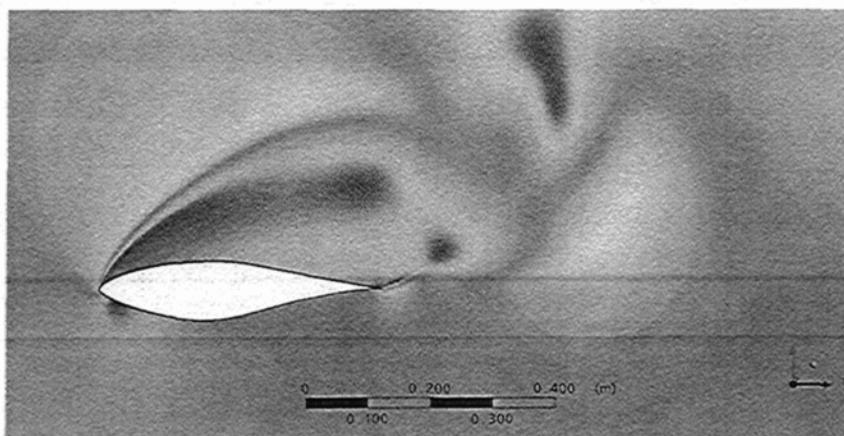
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-17 : Contours de vitesse calculés à II avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

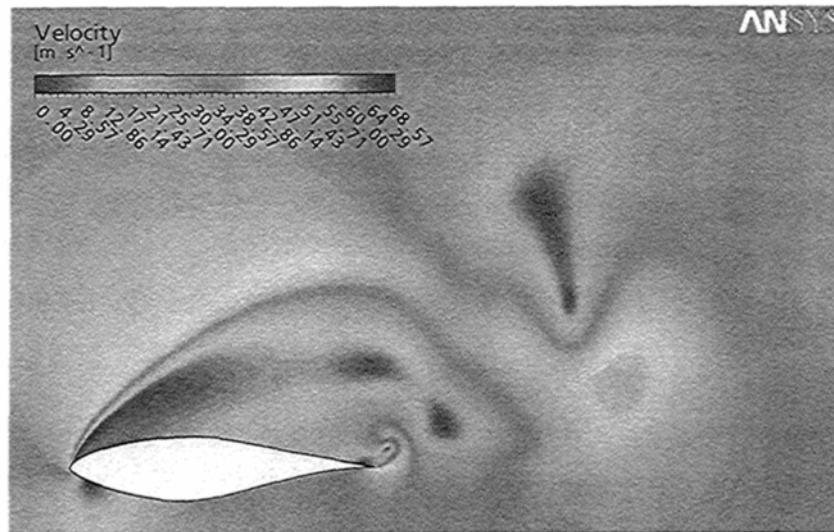
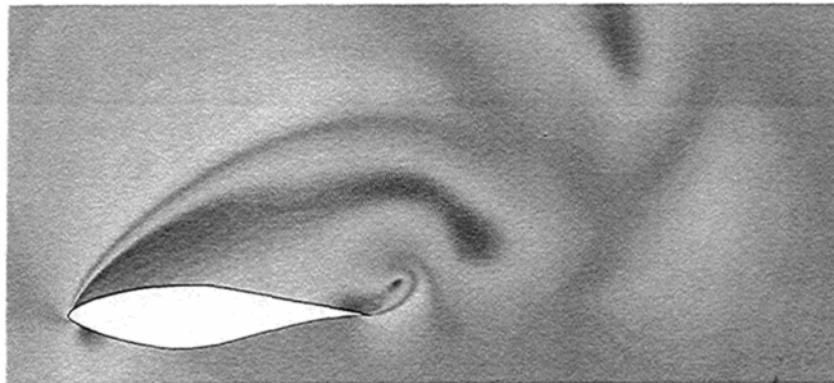
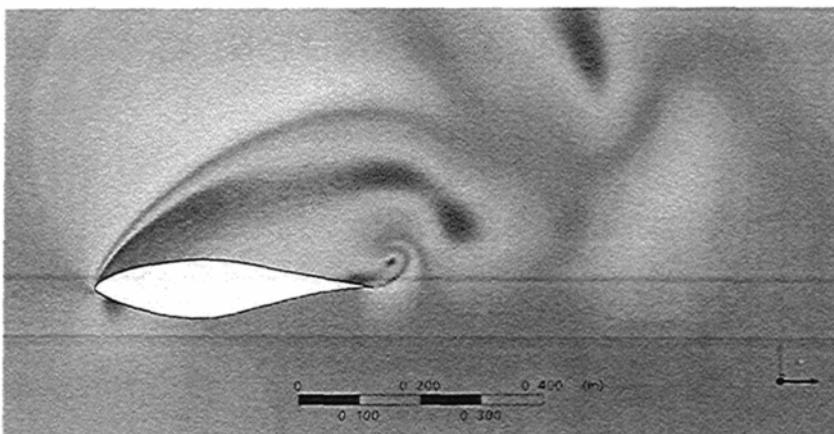
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-18 : Contours de vitesse calculés à III avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

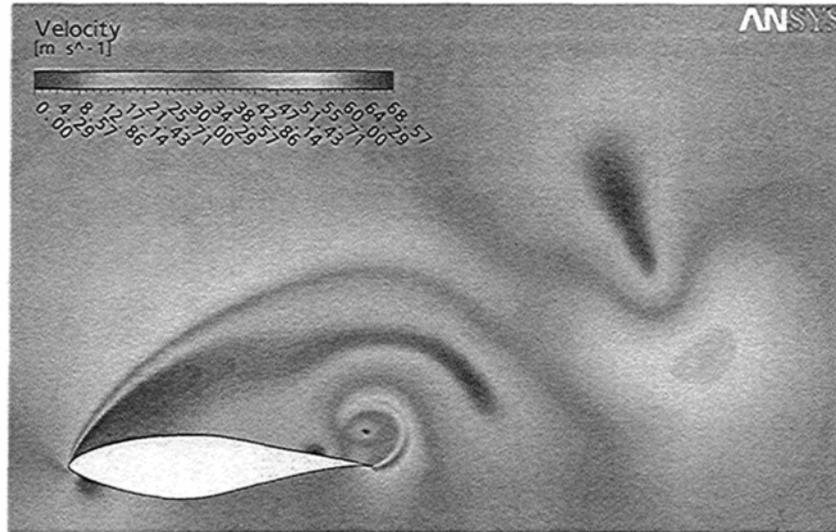
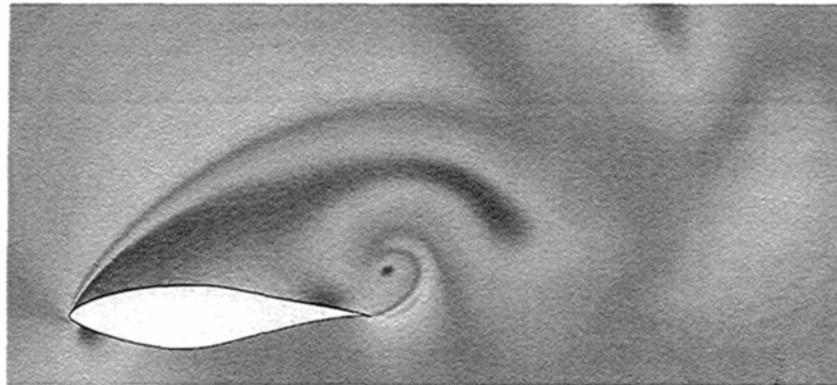
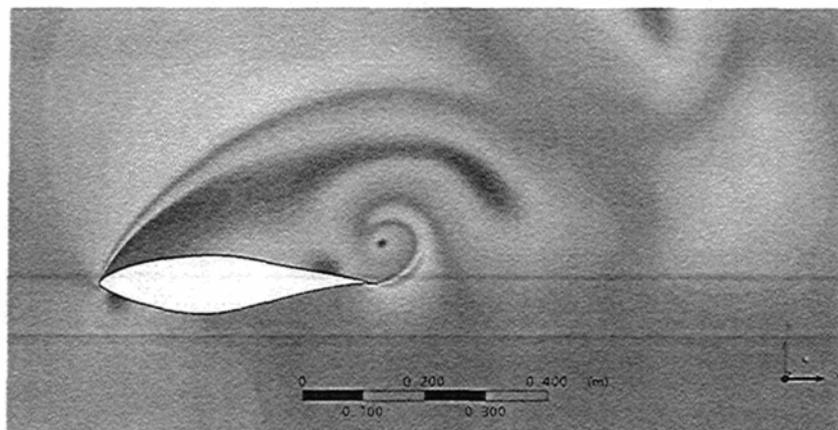
(a) modèle k- ω (b) modèle k- ω BSL(c) modèle k- ω SST

Figure 3-19 : Contours de vitesse calculés à IV avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

3.6 Temps de Calcul

Le Tableau 3-7 présente le temps de calcul nécessaire aux différents modèles pour obtenir les résultats. Nous avons choisi de présenter seulement les valeurs des temps de calcul pour les angles d'attaque où tous les modèles ont convergé en mode stationnaire et pour l'angle de 30° où tous les modèles ont nécessité le mode transitoire.

Tableau 3-7 : Temps de calcul pour les différents modèles de turbulence

angle	k- ω		k- ω BSL		k- ω SST	
	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas
0°	1446	122	1429	115	1517	119
4.1°	1594	142	1339	108	1477	116
8.2°	1208	119	1285	102	2055	166
10.1°	1296	107	1266	98	3295	259
12.2°	1374	116	1304	102	2239	197
14.2°	1352	113	1218	95	1745	156
16.2°	1367	115	1168	92	1708	133
18.1°	1479	121	1268	101	1598	129
20°	1566	131	1279	98	2320	173
30°	247100		224700		230300	

On remarque qu'excepté pour 0,0° et 4,1° le modèle k- ω SST est celui qui demande le plus grand nombre d'itérations et le plus grand temps de calcul suivi par k- ω et k- ω BSL.

Pour le modèle k- ω SST, dans la plage entre 8,2° et 12,2°, le nombre d'itérations et donc le temps de calcul sont plus importants que pour les autres angles d'attaque. Une fois en mode transitoire, le modèle k- ω SST est moins coûteux en temps de calcul que le modèle k- ω mais toujours plus que le modèle k- ω BSL.

Tableau 3-8 : Temps de calcul normalisés par rapport au modèle k- ω

angle	k- ω		k- ω BSL		k- ω SST	
	temps	pas	temps	pas	temps	pas
0°	1	1	0,99	0,94	1,05	0,98
4.1°	1	1	0,84	0,76	0,93	0,82
8.2°	1	1	1,06	0,86	1,70	1,39
10.1°	1	1	0,98	0,92	2,54	2,42
12.2°	1	1	0,95	0,88	1,63	1,70
14.2°	1	1	0,90	0,84	1,29	1,38
16.2°	1	1	0,85	0,80	1,25	1,16
18.1°	1	1	0,86	0,83	1,08	1,07
20°	1	1	0,82	0,75	1,48	1,32
moyenne	1	1	0,92	0,84	1,44	1,36
30°	1		0,91		0,93	

Le Tableau 3-8 présente le temps de calcul normalisé par rapport à celui du modèle k- ω . Le modèle k- ω SST nécessite un temps de calcul multiplié en moyenne par 1,5 par rapport au modèle k- ω . À l'inverse, le modèle k- ω BSL nécessite moins de temps (facteur de 0,92). Le modèle k- ω SST étant celui qui représente le mieux les phénomènes physiques (notamment la séparation de flux) et considérant la complexité de ces phénomènes, il semble logique qu'il demande un nombre d'itérations et un temps de calcul supérieurs. De plus, entre 8,2° et 12,2° commence le décrochage aérodynamique et le modèle se retrouve entre deux zones : une première où l'écoulement est attaché et une deuxième zone où le décrochage se retrouve sur une zone importante du profil et l'écoulement est purement turbulent. Dans cette zone « intermédiaire », le modèle demande plus d'itérations.

Le fait que le modèle $k-\omega$ BSL nécessite moins d'itérations et de temps de calcul que le modèle $k-\omega$ montre que le mélange du modèle $k-\varepsilon$ au modèle $k-\omega$ permet au modèle $k-\omega$ BSL de résoudre plus rapidement le transport de turbulence loin du profil.

3.7 Conclusions

La comparaison des modèles $k-\omega$, $k-\omega$ BSL et $k-\omega$ SST nous a permis de voir que le modèle $k-\omega$ SST est le plus adapté à l'étude de l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne présentant des larges zones de décrochage. En effet, on a remarqué que, grâce à la limitation des viscosités tourbillonnaires, le modèle $k-\omega$ SST prédit mieux les zones de séparation et ainsi, les résultats proposés par ce modèle pour les coefficients aérodynamiques sont plus proches des résultats expérimentaux. Il était le seul modèle à prédire des résultats cohérents pour des angles entre 20° et 28° (grandes zones de décrochage aérodynamique) et il partageait avec le modèle $k-\omega$ BSL de bons résultats pour 30° . Comme l'étude des écoulements autour des pales éoliennes se fait souvent à des grands angles d'incidence, le modèle $k-\omega$ SST semble être le mieux adapté. On notera cependant deux défauts principaux pour le modèle $k-\omega$ SST : un coût de calcul plus important que les autres modèles et une prédiction trop rapide du décrochage aérodynamique. Le temps de calcul moyen pour le modèle $k-\omega$ SST est, en moyenne, 1,44 fois supérieur au modèle $k-\omega$. Le modèle $k-\omega$ SST prédit le début du décrochage aérodynamique pour des angles inférieurs à 10° et sous-estime le coefficient de portance par rapport aux valeurs expérimentales. La mise en place d'une transition laminaire-turbulente permettra vraisemblablement une amélioration des résultats pour des angles inférieurs à 10° avec une meilleure prédiction du coefficient de portance.

CHAPITRE 4

MODÈLES DE TRANSITION

Le chapitre précédent a illustré les qualités du modèle $k-\omega$ SST par rapport aux modèles $k-\omega$ et $k-\omega$ BSL mais a soulevé la nécessité d'ajouter un modèle de transition laminaire-turbulente pour mieux prédire les écoulements des angles d'incidence inférieurs à 12° . Ce chapitre a pour but de comparer différents modèles de transition laminaire-turbulente associés au modèle $k-\omega$ SST afin de proposer un modèle qui servira aux travaux de la phase suivante du projet. Comme expliqué en [25], ils existent différents modèles de transition, chacun avec ses avantages. Nous ne comparerons que deux de ces modèles : un modèle avec « zéro équation » (l'intermittence est donnée par l'utilisateur) et le modèle avec deux équations, où les équations de l'intermittence et du nombre de Reynolds de transition sont résolues. Le premier modèle est appelé « $k-\omega$ SST intermittency » et le second « $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ ».

Le modèle « $k-\omega$ SST intermittency » nécessite le choix par l'utilisateur du facteur d'intermittence et nous analyserons ce facteur afin de voir quelle valeur sera la plus adaptée à notre étude. Ainsi, une première analyse portera sur le facteur d'intermittence et ensuite, nous réaliserons la comparaison entre le modèle $k-\omega$ SST de base et les modèles avec transition.

4.1 Facteur d'intermittence

4.1.1 Résultats

Nous avons choisi de comparer les résultats obtenus pour trois facteurs d'intermittence différents : $\gamma=0,92$, $\gamma=0,94$ et $\gamma=0,96$. Les Figures 4-1, 4-2 et 4-3 présentent respectivement les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour un nombre de Reynolds de 1 million, prédits par ces différents modèles. Comme pour le modèle $k-\omega$ SST précédemment, le modèle « $k-\omega$ SST intermittency » nécessite, quel que soit le facteur d'intermittence, le passage en mode transitoire à partir un angle d'attaque de $22,1^\circ$.

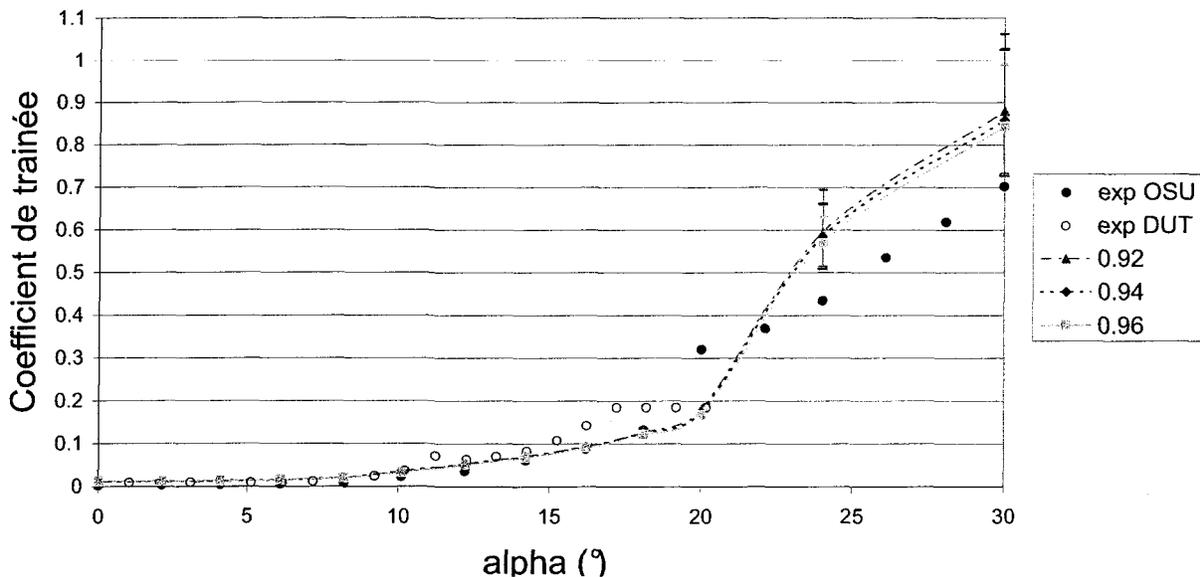


Figure 4-1 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence

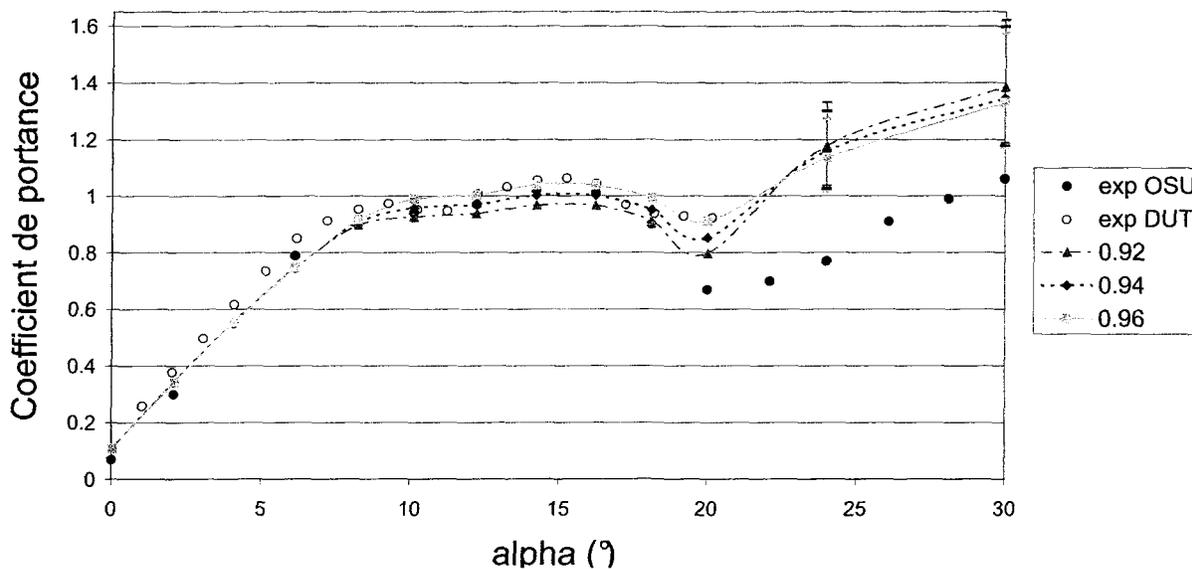


Figure 4-2 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence

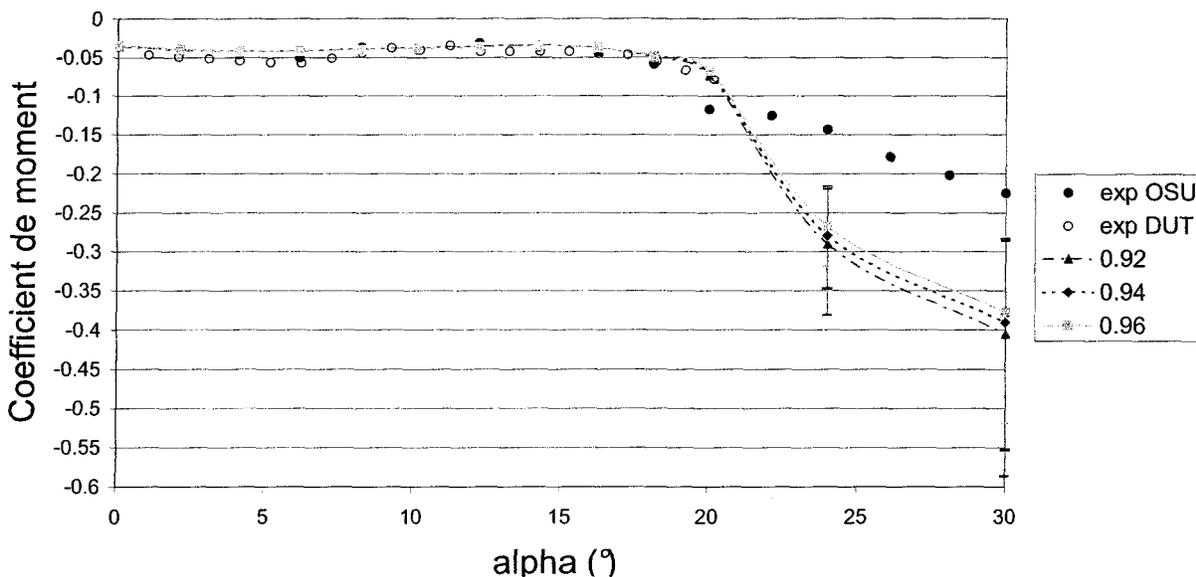


Figure 4-3 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents facteurs d'intermittence

La Figure 4-1 montre que pour le coefficient de traînée, les résultats obtenus avec le modèle « $k-\omega$ SST intermittency » sont assez similaires et qu'ils ne diffèrent que pour le

mode transitoire, avec des oscillations un peu différentes. On peut noter que lors des oscillations, plus le facteur d'intermittence est grand, moins les oscillations sont importantes.

La Figure 4-2 montre que pour le coefficient de portance les résultats obtenus par les modèles « k- ω SST intermittency » se différencient dès $8,2^\circ$. Nous utiliserons les quatre zones identifiées dans le **chapitre 3** (croissance linéaire, palier, chute, nouvelle croissance) afin de comparer les résultats des modèles. Pour la zone de croissance linéaire, les résultats obtenus par les modèles, quelque soit la valeur du facteur d'intermittence sont quasi identiques. La différence commence au niveau du palier, le modèle « k- ω SST intermittency » avec $\gamma=0,92$ prédit des valeurs du coefficient de portance légèrement inférieures aux valeurs expérimentales, celui avec $\gamma=0,94$ prédit des valeurs quasi égales aux valeurs expérimentales de l'OSU. Le modèle avec $\gamma=0,96$ prédit des valeurs comprises entre les deux courbes expérimentales, sauf pour $10,1^\circ$ où la valeur du coefficient calculée est supérieure, même aux valeurs expérimentales proposées par la DUT. On peut aussi noter que les différences entre les modèles semblent rester constantes tout le long du palier. Pour la zone de chute, on remarque que les différences augmentent. Ainsi, c'est toujours le modèle avec $\gamma=0,92$ qui prédit les valeurs les plus basses et, pour 20° , il donne une valeur au milieu entre les deux valeurs expérimentales. Le modèle avec $\gamma=0,94$ prédit une valeur un peu supérieure, au milieu entre la valeur du modèle avec $\gamma=0,92$ et la valeur expérimentale DUT, enfin vient le modèle avec $\gamma=0,96$ qui lui prédit une valeur très proche de la valeur expérimentale DUT. A l'inverse, en mode transitoire, c'est le modèle avec $\gamma=0,96$ qui est le plus proche des valeurs expérimentales, puis le modèle avec $\gamma=0,94$ et enfin le modèle avec $\gamma=0,92$.

De même que précédemment, on note que lors des calculs instationnaires, plus le facteur d'intermittence est grand moins les oscillations sont importantes.

La Figure 4-3 montre que, pour le coefficient de moment, les résultats obtenus avec le modèle « $k-\omega$ SST intermittency » sont assez similaires et qu'ils ne diffèrent que pour le mode transitoire avec des oscillations un peu différentes. Le modèle avec $\gamma=0.96$ est celui qui donne les résultats les plus proches des valeurs expérimentales, puis vient le modèle avec $\gamma=0,94$ et enfin celui avec $\gamma=0,92$. On peut noter qu'en régime transitoire plus le facteur d'intermittence est grand moins les oscillations sont importantes.

4.1.2 Analyse

La totale correspondance entre les résultats obtenus avec les différentes valeurs du facteur d'intermittence pour des angles d'incidence de moins de $8,2^\circ$, c'est-à-dire pour un écoulement attaché, avec une zone laminaire plus importante, montre que l'influence du coefficient d'intermittence n'intervient que pour la prédiction des turbulences de l'écoulement. L'étude du coefficient de portance permet de voir que le modèle « $k-\omega$ SST intermittency » avec $\gamma=0,96$ est celui qui diminue le plus l'importance des turbulences, permettant de reculer le décrochage aérodynamique à un angle d'incidence plus élevé (donnant un coefficient de portance pour le palier plus élevé). En mode transitoire, la valeur de $\gamma=0,96$ prédit les oscillations les plus faibles avec un coefficient de portance moyen le plus proche des valeurs expérimentales comparé aux deux autres valeurs, $\gamma=0,92$ et $\gamma=0,94$.

4.1.3 Conclusion

Les résultats obtenus pour les valeurs des coefficients d'intermittence sont très similaires pour les coefficients de traînée et de moment, les véritables différences apparaissant pour le coefficient de portance. Nous choisissons de travailler avec le modèle « k- ω SST intermittency » avec une valeur $\gamma=0,94$ pour laquelle les valeurs sont proches des expérimentations de l'Université Technologique de Delft (DUT). En effet, puisque les travaux expérimentaux réalisés sur le décrochage dynamique (« dynamic stall ») [3] qui serviront de référence pour la troisième phase du projet ont été réalisés par l'université de Delft, il paraît donc intéressant d'utiliser le modèle se rapprochant le plus de ces valeurs expérimentales.

4.2 Coefficients aérodynamiques

4.2.1 Résultats

Les Figures 4-4, 4-5 et 4-6 présentent respectivement les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction de l'angle d'attaque pour un nombre de Reynolds de 1 million, prédits le modèle k- ω SST (purement turbulent), le modèle « k- ω SST intermittency » avec $\gamma=0,94$ et le modèle k- ω SST $\gamma\theta$. Les modèles k- ω SST et « k- ω SST intermittency » nécessitent le passage en mode transitoire à partir de l'angle d'attaque de $22,1^\circ$, alors que le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ n'arrive jamais à converger en mode stationnaire et nécessite pour tous les angles d'attaque le passage en mode transitoire. Cependant, il est à noter que pour des angles inférieurs à 18° les oscillations sont très petites et ne sont pas visibles sur ces graphiques.

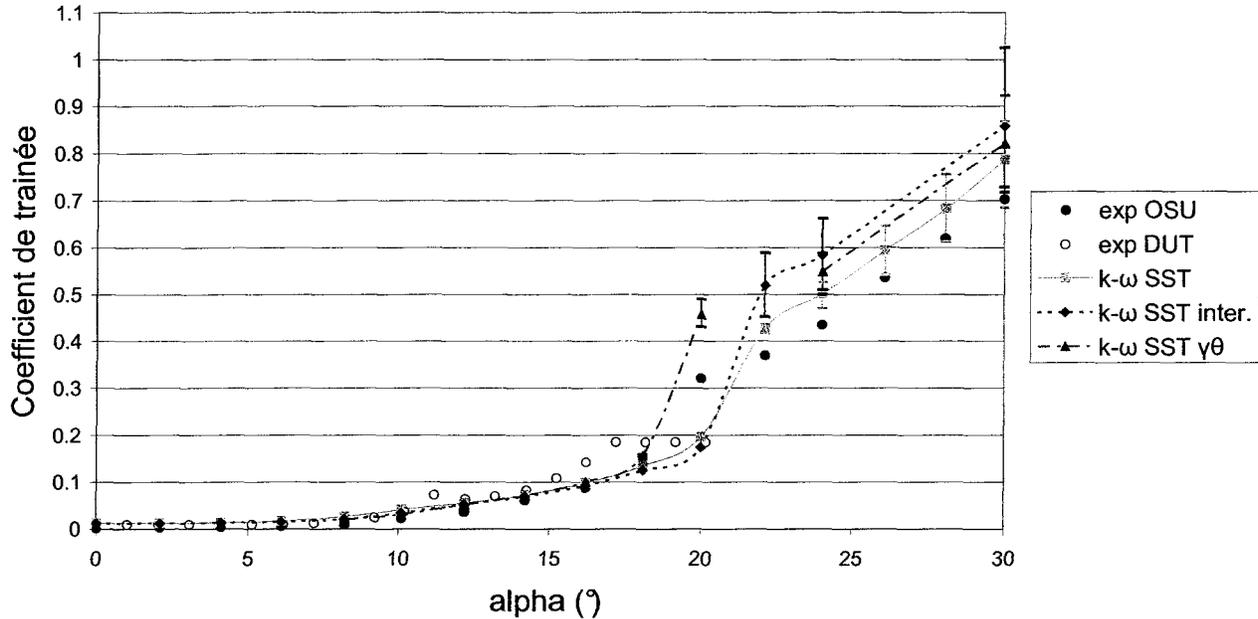


Figure 4-4 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition

La Figure 4-4 nous montre que pour le coefficient de traînée les résultats des trois modèles sont très proches jusqu'à 18° , après quoi les modèles se distinguent. En effet, le modèle $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ à partir de 20° surévalue le coefficient de traînée, alors que pour les modèles $k-\omega$ SST et « $k-\omega$ SST intermittency » cette surévaluation n'intervient que pour $22,1^\circ$ (premier angle pour lequel ces modèles nécessitent le mode transitoire). Pour la partie après 20° le modèle $k-\omega$ SST est le plus proche des valeurs expérimentales, ensuite vient le modèle $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ puis le modèle « $k-\omega$ SST intermittency ».

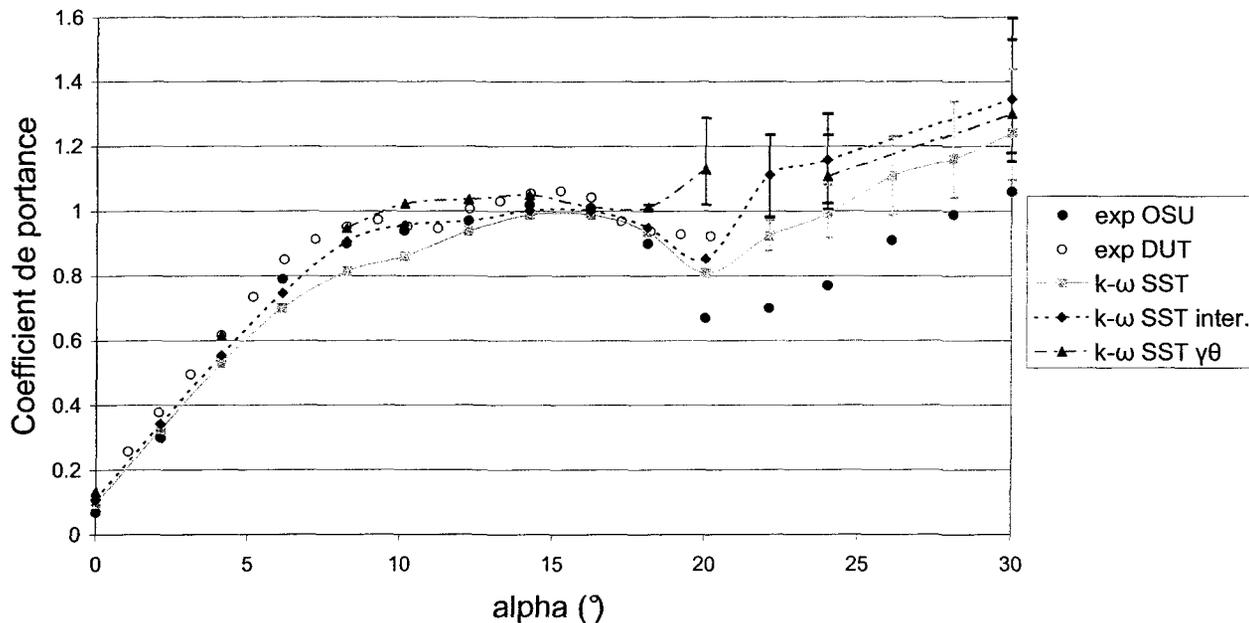


Figure 4-5 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition.

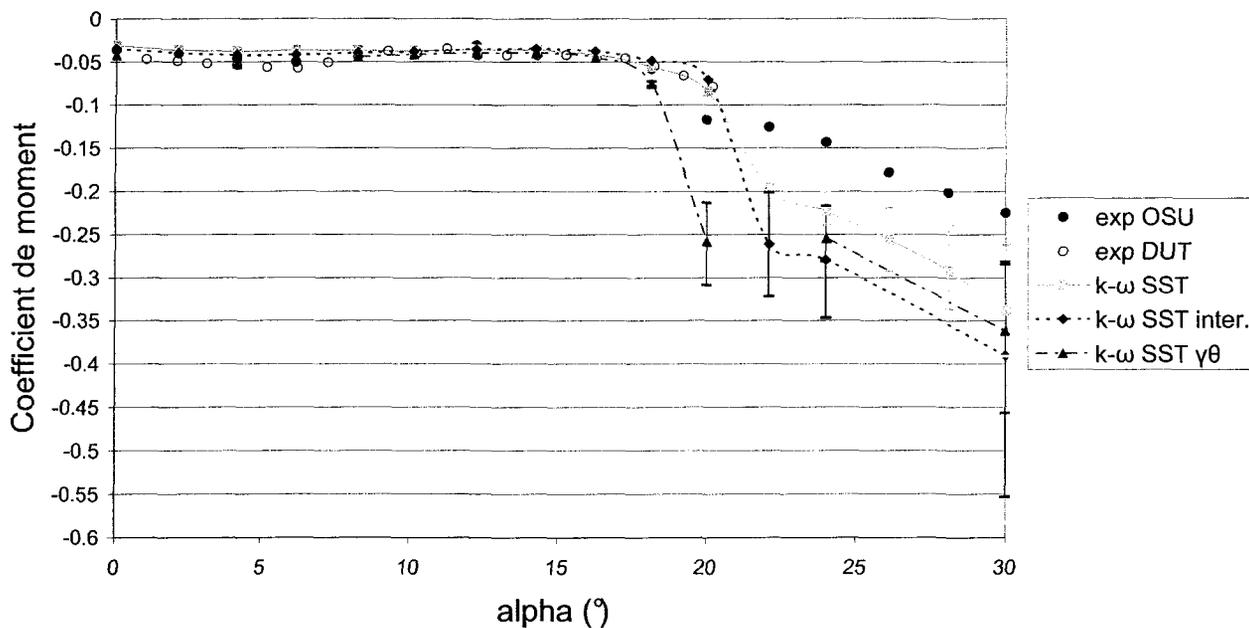


Figure 4-6 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque avec $Re=10^6$, pour différents modèles de transition.

Pour le coefficient de portance, la **Figure 6-5** nous montre que le modèle «k- ω SST intermittency» est le plus proche des valeurs expérimentales pour des angles inférieurs à 14°. En effet, le modèle k- ω SST sous-estime les valeurs du coefficient de portance pour des angles compris entre 6° et 14° alors que le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ surestime les valeurs du coefficient entre 8° et 14°. Pour des angles supérieurs à 20°, le modèle k- ω SST est celui qui prédit les résultats les plus proches des valeurs expérimentales, ensuite vient le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ puis, enfin, le modèle « k- ω SST intermittency ». Cependant, pour 20° le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ a des problèmes de prédiction, la valeur calculée est loin des valeurs expérimentales.

La **Figure 4-6** montre pour le coefficient de moment des résultats très similaires à ceux du coefficient de traînée. En effet, les résultats des trois modèles sont très proches jusqu'à 18°, après quoi les modèles se distinguent. Le modèle k- ω SST $\gamma\theta$, à partir de 20°, surévalue le coefficient de moment, alors que pour les modèles k- ω SST et «k- ω SST intermittency» cette surévaluation n'intervient que pour 22,1°. Pour la partie après 20°, le modèle k- ω SST est le plus proche des valeurs expérimentales, ensuite vient le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ puis le modèle « k- ω SST intermittency ».

4.2.2 Analyse

Le fait que le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ ne converge pas en mode stationnaire montre que l'ajout de deux équations permettant de définir la transition semble surtout rendre le système instable, nécessitant donc une résolution en mode transitoire.

Le comportement des modèles de transition avant 14° montre que l'apport d'une transition laminaire-turbulente permet une meilleure prédiction que le modèle k- ω SST en mode purement turbulent. Aussi, le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ ne donne pas une

meilleure prédiction que le modèle « k- ω SST intermittency » et la résolution de deux équations supplémentaire n'apporte pas forcément un meilleur résultat pour de faibles angles d'incidence. Le comportement des différents modèles après 20° montre qu'à partir de cet angle le flux est purement turbulent et que la transition devient plus un problème pour la prédiction qu'un atout. On note aussi que la résolution des équations supplémentaires permet au modèle k- ω SST $\gamma\theta$ une meilleure prédiction que pour le modèle « k- ω SST intermittency ».

4.2.3 Conclusion

On peut conclure que la transition a l'effet escompté et qu'elle permet une meilleure prédiction pour des angles inférieurs à 14°. L'utilisation du modèle «k- ω SST intermittency» avec un facteur d'intermittence adapté permet une très bonne prédiction des phénomènes turbulents et des coefficients aérodynamiques pour des angles inférieurs à 14°. Cependant, il paraît important de prendre en compte le fait que pour des angles supérieurs à 20° il faut revenir à un mode purement turbulent.

4.3 Angle d'attaque de 8,2°

4.3.1 Coefficients aérodynamiques

Le Tableau 4-1 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (valeurs calculées à partir des expérimentations comme expliqué au chapitre précédent) et les valeurs calculées à l'aide des différents modèles de transition ainsi que du modèle sans transition.

Tableau 4-1 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de $8,2^\circ$

	modèle	Calculé	expérimental	erreur 10^4	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω SST	0,0272	0,0135	140	105,30
	k- ω SST inter.	0,0211		76	56,34
	k- ω SST $\gamma\theta$	0,0201		66	49,16
Coefficient de portance Cl	k- ω SST	0,8141	0,926	-1119	-12,10
	k- ω SST inter.	0,9062		-198	-2,14
	k- ω SST $\gamma\theta$	0,9481		220	2,38
Coefficient de moment Cm	k- ω SST	-0,0364	-0,04015	38	-9,30
	k- ω SST inter.	-0,0395		7	-1,72
	k- ω SST $\gamma\theta$	-0,0443		-41	10,30

Le modèle k- ω SST est celui qui présente les erreurs les plus importantes, notamment plus de 100% pour le coefficient de traînée et plus de 10% pour le coefficient de portance, alors que les modèles de transition présentent une erreur du coefficient de traînée d'environ 50% et du coefficient de portance de 2,2%.

4.3.2 Distribution de pression

La Figure 4-7 présente le coefficient de pression le long du profil pour les différents modèles. Les trois modèles prédisent des distributions de pression similaires pour l'intrados et ces distributions sont identiques aux valeurs expérimentales.

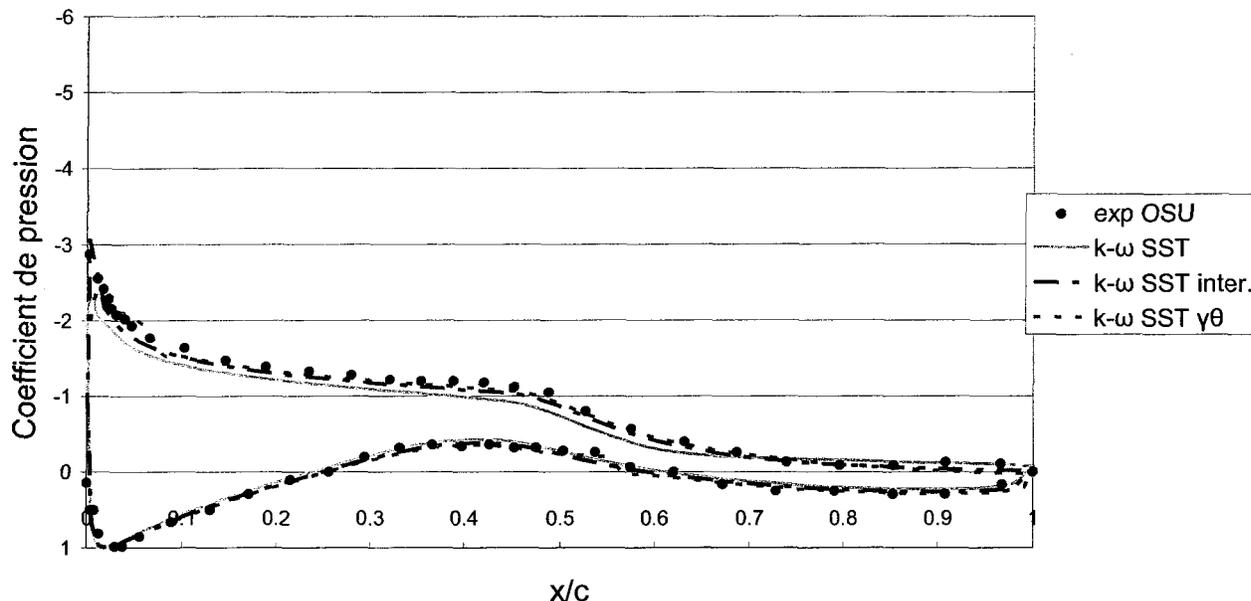


Figure 4-7 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $8,2^\circ$, pour différents modèles de transition.

Pour l'extrados, les modèles de transition prédisent des distributions de pression très similaires entre eux, mais différentes du modèle $k-\omega$ SST. Les distributions de pression prédites par les modèles de transition sont très proches des valeurs expérimentales. Les valeurs du coefficient de pression prédites par le modèle $k-\omega$ SST pour l'extrados sont légèrement inférieures aux valeurs expérimentales jusqu'à $x/c=0,7$ puis ensuite suivent parfaitement les valeurs expérimentales. On note une irrégularité de la distribution de pression pour le modèle $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ pour $x/c=0,03$. En effet un extremum de sous-pression apparaît à cet endroit. L'introduction d'un modèle de transition permet de palier aux problèmes rencontrés par le modèle $k-\omega$ SST. En effet, la transition retarde la séparation et permet ainsi une meilleure prédiction de la distribution de pression.

4.3.3 Vitesse du fluide

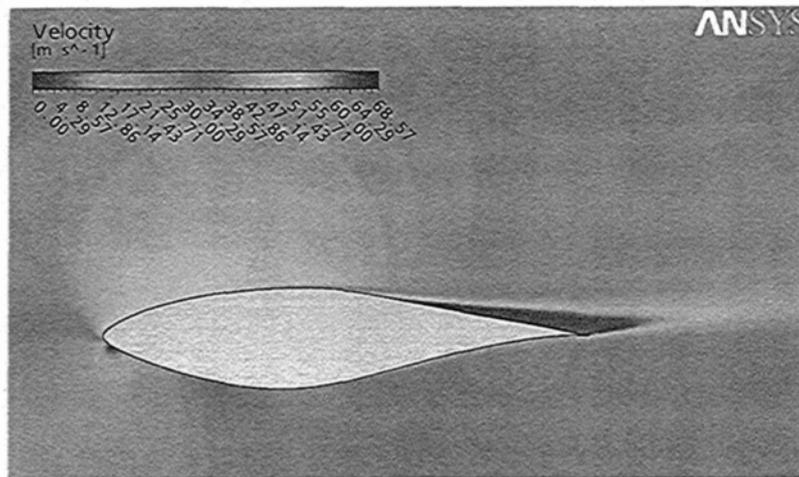
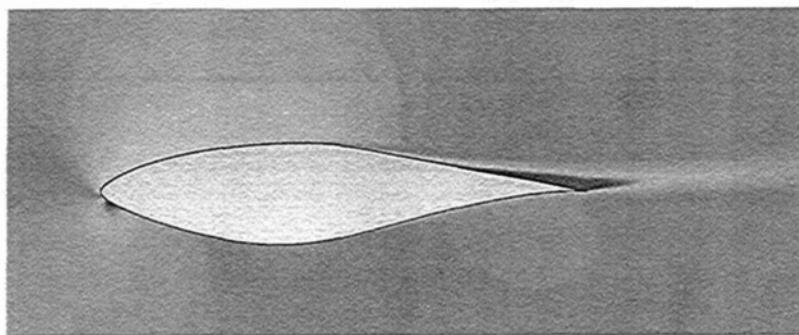
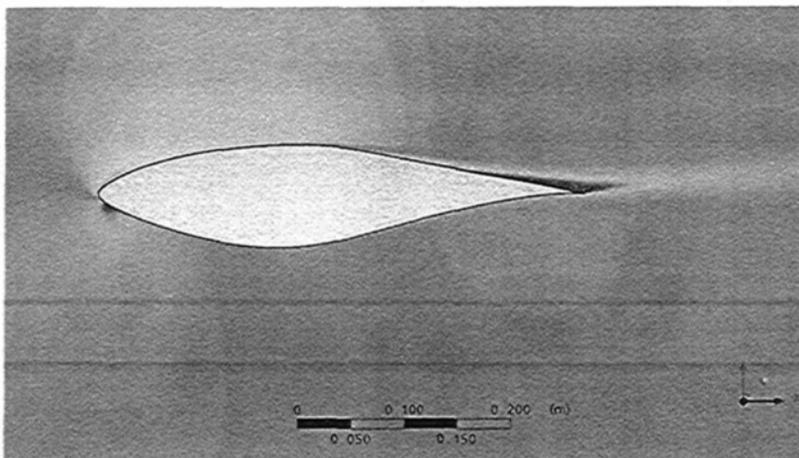
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-8 : Contours de vitesse avec un angle de $8,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

La Figure 4-8 illustre une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles. Le sillage pour le modèle k- ω SST présente une zone de séparation plus importante et qui commence plus tôt que pour les autres modèles. Le modèle «k- ω SST intermittency» présente une zone de séparation plus importante que le modèle k- ω SST $\gamma\theta$. Enfin, pour le modèle k- ω SST, la vitesse maximale atteinte par le fluide est moins importante que pour les autres modèles (voir ANNEXE E).

La première remarque sur le sillage montre, comme supposé précédemment, que le modèle k- ω SST surestime la zone de séparation sur le profil et l'introduction d'un modèle de transition permet d'atténuer cet inconvénient.

4.3.4 Conclusion pour $\alpha=8,2^\circ$

La comparaison des résultats pour l'angle d'attaque de $8,2^\circ$ nous a permis d'identifier de quelle manière l'utilisation des différents modèles de transition permet d'améliorer la prédiction du décrochage. Ainsi, la transition prédite par le modèle «k- ω SST intermittency» avec $\gamma=0,94$ semble la plus adaptée, elle n'introduit pas de zone d'énergie cinétique de turbulence trop importante et prédit une distribution de pression très proche des valeurs expérimentales. De plus, les coefficients aérodynamiques prédits sont eux aussi très proches des résultats expérimentaux. La transition prédite par le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ est intéressante, mais pose quelques questions notamment au niveau de l'énergie cinétique de turbulence, qui pour l'instant a un impact réduit, mais pourrait s'avérer plus dommageable pour des angles d'incidence plus importants.

4.4 Angle d'attaque de 14,2°

4.4.1 Coefficients aérodynamiques

Le Tableau 4-2 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (valeurs calculées à partir des expérimentations comme expliqué au chapitre précédent) et les valeurs calculées à l'aide des différents modèles de transition ainsi que le modèle sans transition.

Tableau 4-2 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 14,2°

	modèle	calculé	exp (E)	erreur 10 ⁴	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω SST	0,0727	0,0721 (14,3%)	6	0,82
	k- ω SST inter.	0,0699		-22	-3,11
	k- ω SST $\gamma\theta$	0,0718		-3	-0,38
Coefficient de portance Cl	k- ω SST	0,9890	1,0371 (1,7%)	-481	-4,63
	k- ω SST inter.	1,0020		-351	-3,39
	k- ω SST $\gamma\theta$	1,0501		130	1,25
Coefficient de moment Cm	k- ω SST	-0,0361	-0,0399 (8,5%)	38	-9,60
	k- ω SST inter.	-0,0348		51	-12,86
	k- ω SST $\gamma\theta$	-0,0395		4	-0,97

Les résultats prédits par les différents modèles sont assez proches des valeurs expérimentales, en effet l'erreur n'est jamais supérieure de 5% à l'erreur relative des valeurs expérimentales mêmes. Celui donnant les résultats les proches des valeurs expérimentales est le modèle k- ω SST $\gamma\theta$.

4.4.2 Distribution de pression

La Figure 4-9 présente le coefficient de pression le long du profil pour les différents modèles. Les trois modèles donnent des distributions de pression similaires pour l'intrados et ces distributions sont quasi identiques aux valeurs expérimentales. Pour l'extrados les modèles de transition prédisent des distributions de pression très similaires et qui sont aussi similaires à celles du modèle k- ω SST. Ces distributions de pression prédites par les différents modèles sont très proches des valeurs expérimentales.

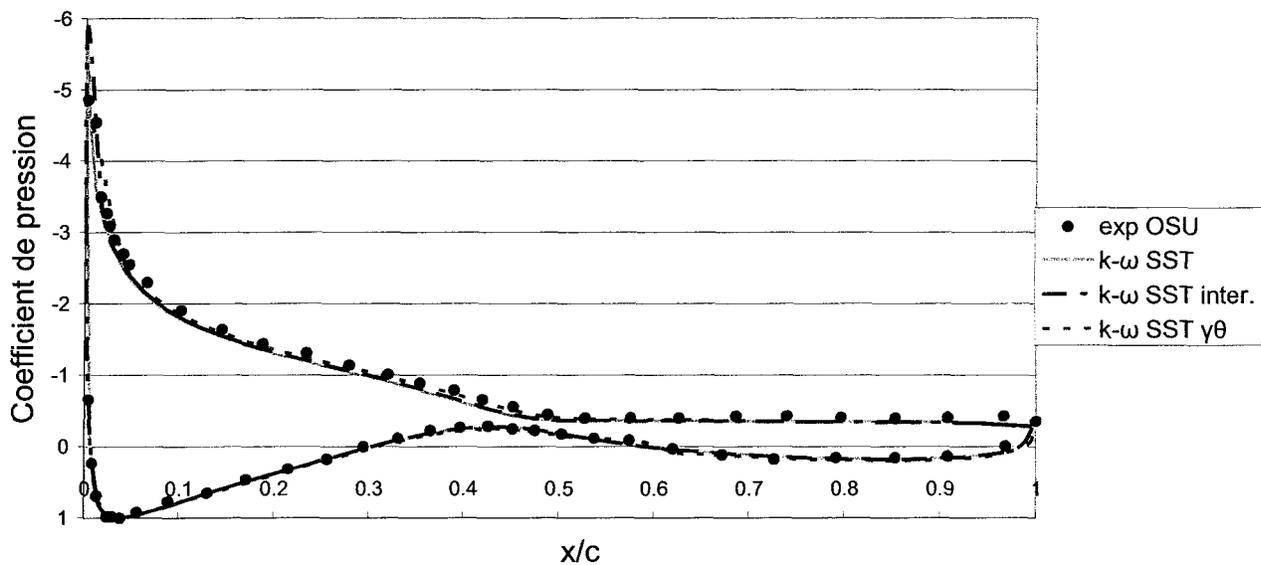


Figure 4-9 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de $14,2^\circ$, pour différents modèles de transition.

4.4.3 Vitesse du fluide

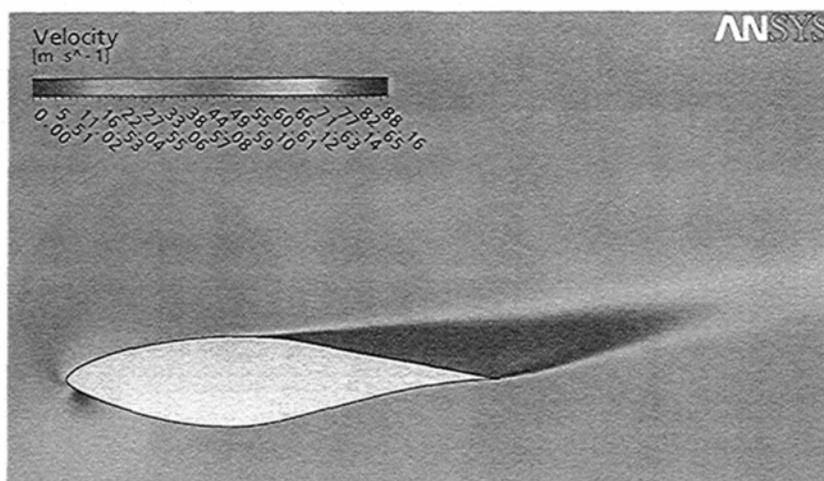
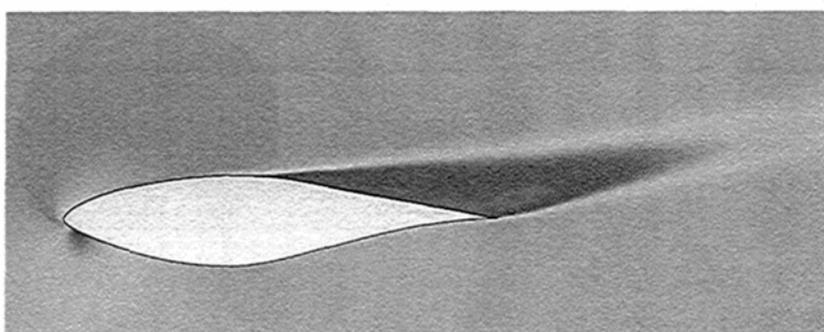
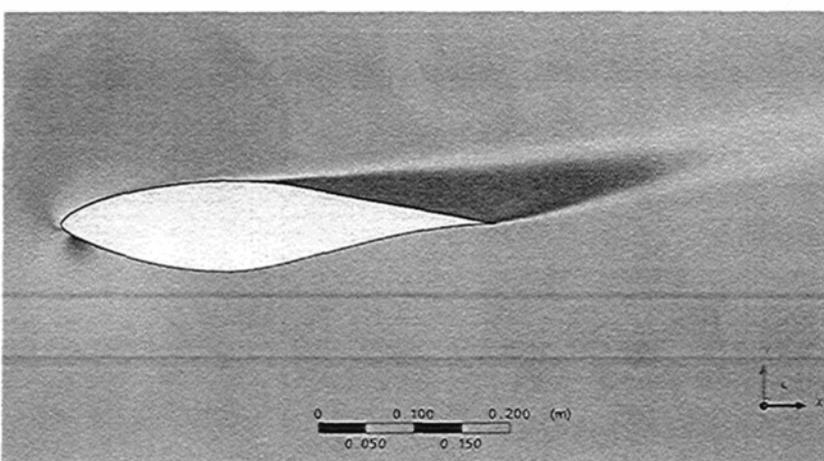
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-10 : Contours de vitesse avec un angle de $14,2^\circ$ et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles (a) (b) (c)

La Figure 4-10 illustre une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles. On note que quel que soit le modèle, les contours de vitesse sont très similaires. Même, les maximums atteints sont très similaires (voir ANNEXE E). Le modèle k- ω SST, avec transition ou non, réussit très bien à prédire l'écoulement pour 14,2°.

4.4.4 Conclusion pour $\alpha=14,2^\circ$

La comparaison des modèles pour l'angle d'attaque de 14,2° nous a permis de voir que malgré une formulation de l'énergie cinétique de turbulence assez différente, les modèles produisaient tous des résultats très satisfaisants d'un point de vue coefficients aérodynamiques comme du point de vue de la distribution de pression.

4.5 Angle d'attaque de 24°

4.5.1 Coefficients aérodynamiques

Il est important de noter que pour cet angle d'attaque les trois modèles ont nécessité le mode transitoire afin de converger. Ainsi, les Figures 4-11, 4-12, 4-13 représentent les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction du temps. Les valeurs oscillent pour les trois modèles de manière périodique avec des fréquences différentes. Pour les modèles k- ω SST et k- ω SST $\gamma\theta$ les courbes prédites ont des allures très semblables, mais différentes de celle obtenue avec le modèle « k- ω SST intermittency ». Cette forme des courbes illustre la présence d'un phénomène transitoire, mais périodique, le décrochage (lâché) de tourbillons de bord de fuite.

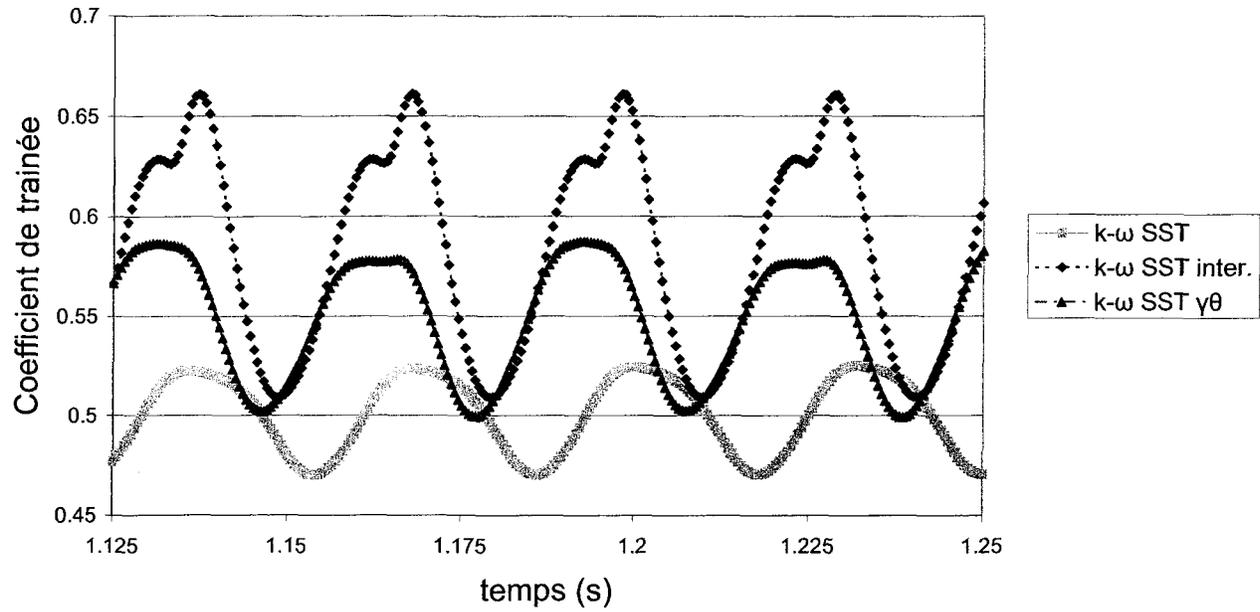


Figure 4-11 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition

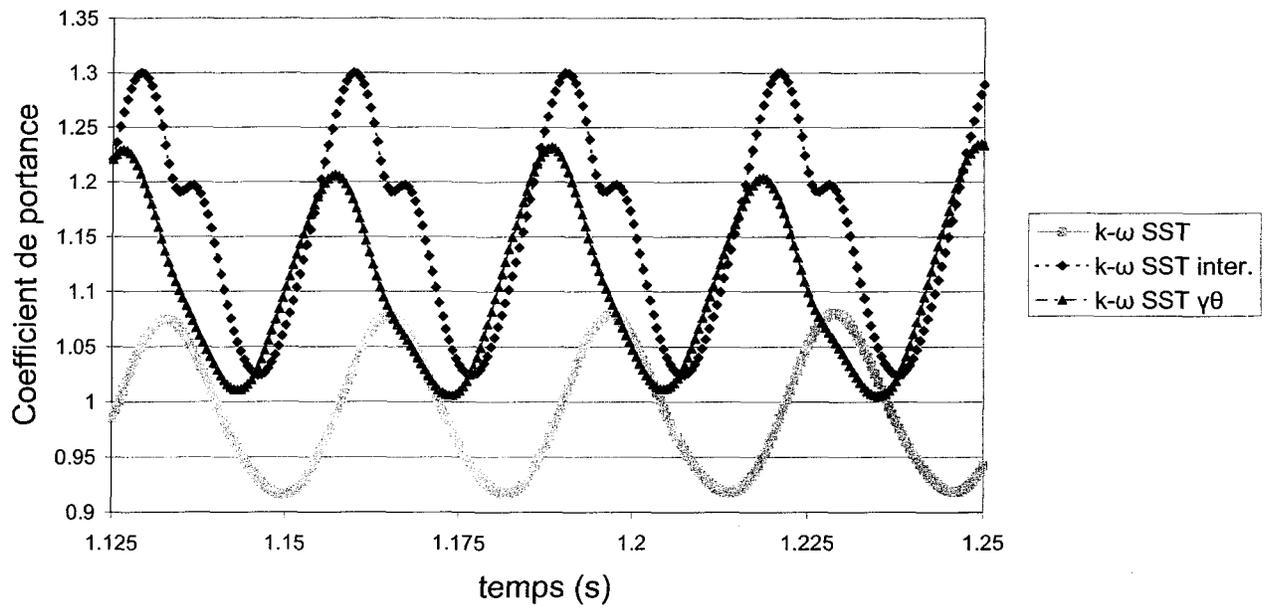


Figure 4-12 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition

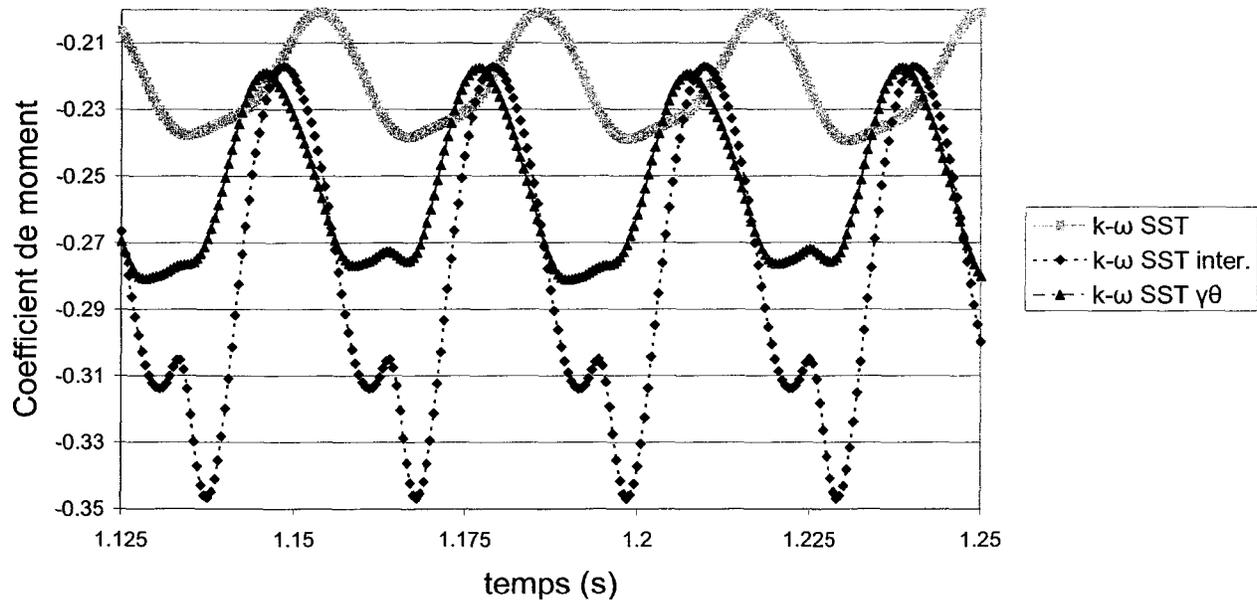


Figure 4-13 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=24^\circ$ pour différents modèles de transition

Comme pour l'étude en mode transitoire du **chapitre 3** on recherche les différentes valeurs extrêmes définissant l'allure des courbes. Le Tableau 4-3 présente ces extremums, leur valeur (pour le coefficient de moment) et le moment quand ils apparaissent selon le modèle.

Tableau 4-3 : Comparaison des extrêmes du coefficient de moment pour les modèles de transition pour un angle de 24°

Extremum	k- ω SST		k- ω SST inter.		k- ω SST $\gamma\theta$	
	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment
I	1,218	-0,200841	1,2095	-0,217071	1,207	-0,219297
II	1,2305	-0,23932	1,222	-0,313748	1,2205	-0,276316
III	1,235	-0,235805	1,225	-0,304935	1,225	-0,271886
IV	1,238	-0,232916	1,229	-0,346918	1,228	-0,275673
I	1,25	-0,200877	1,24	-0,217091	1,2385	-0,217071

Ce tableau a permis de repérer les moments clé du lâché de tourbillon, mais aussi de voir que le phénomène n'est pas caractérisé par les mêmes périodes d'oscillation suivant les modèles. Le Tableau 4-4 illustre ces périodes et fréquences d'oscillation.

Tableau 4-4 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les modèles de transition pour un angle de 24°

	k- ω SST	k- ω SST inter.	k- ω SST $\gamma\theta$
Période (s)	0,032	0,0305	0,0315
Fréquence (Hz)	31,25	32,79	31,75

Le modèle «k- ω SST intermittency» présente une fréquence de lâché de tourbillons plus importante que les deux autres modèles qui présentent des fréquences assez semblables. Il est à noter que la différence entre les modèles k- ω SST et k- ω SST $\gamma\theta$ n'est que d'un pas de temps, il se pourrait donc qu'en réalité cette différence soit inférieure.

Tableau 4-5 : Comparaison entre coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 24°

	modèle	calculé	Exp (OSU)	erreur 10 ⁴	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω SST	0,5012	0,4348	664	15,27
	k- ω SST inter.	0,5835		1487	34,20
	k- ω SST $\gamma\theta$	0,5487		1139	26,20
Coefficient de portance Cl	k- ω SST	0,9927	0,77	2227	28,92
	k- ω SST inter.	1,1582		3882	50,42
	k- ω SST $\gamma\theta$	1,1071		3371	43,78
Coefficient de moment Cm	k- ω SST	-0,2228	-0,143	798	55,80
	k- ω SST inter.	-0,2791		1361	95,17
	k- ω SST $\gamma\theta$	-0,2543		1113	77,83

Le Tableau 4-5 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (OSU) et les valeurs moyennes sur une période prédites par les différents modèles de transition. Quelque soit le coefficient étudié, le modèle k- ω SST est celui qui a l'erreur de prédiction la plus petite, ensuite vient le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ puis le modèle « k- ω SST intermittency ». À part pour le coefficient de moment (pour lequel l'erreur est supérieure à 55%) les valeurs prédites par le modèle k- ω SST sont assez proches des résultats expérimentaux si on prend en compte que déjà pour 20° il y a une différence entre les deux valeurs expérimentales comprise entre 14 et 27% suivant le coefficient. Les modèles de transition ne décrivent pas adéquatement l'écoulement pour des forts angles d'incidence et nous permet de conclure que l'écoulement, complètement turbulent, est mieux caractérisé par le modèle k- ω SST.

4.5.2 Coefficient de pression

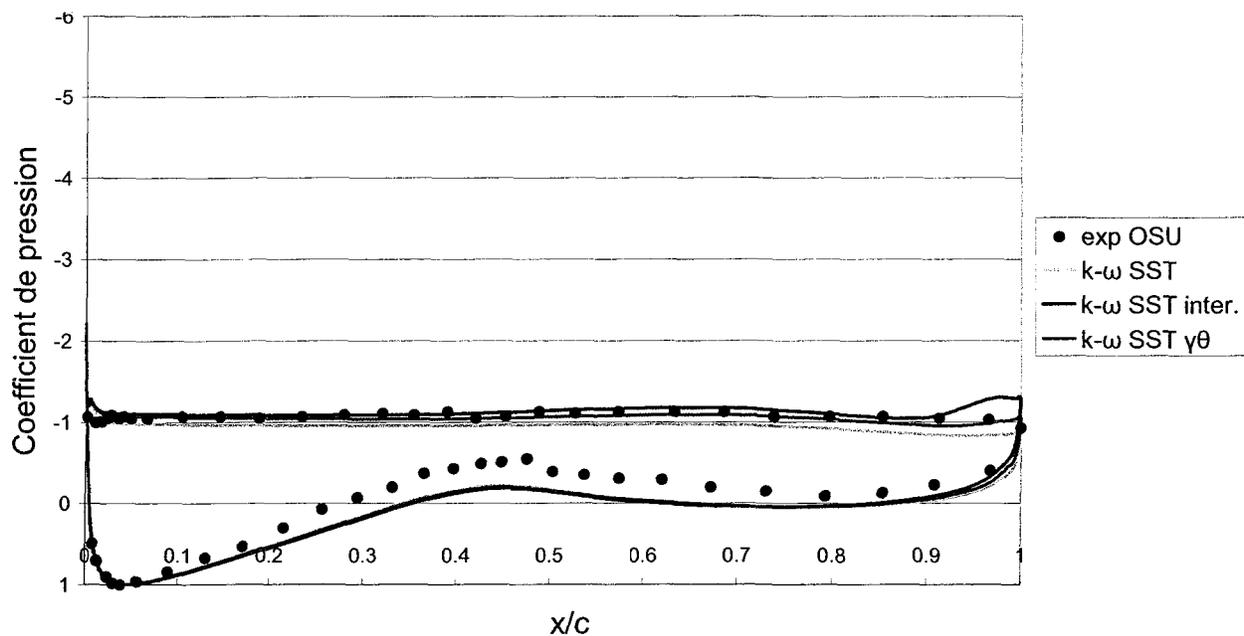


Figure 4-14 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$, et un angle de 24° , pour différents modèles de transition.

La Figure 4-14 présente le coefficient de pression moyenné sur une période d'oscillation le long du profil pour les différents modèles. Nous avons calculé le coefficient de pression moyen pour chaque élément de profil de la même manière que dans le **chapitre 3**.

Les résultats prédits par les différents modèles sont très proches les uns des autres. Les distributions de pression sont identiques sur l'intrados et sur l'extrados elles sont très proches. Cependant, on note qu'ils se distinguent avec le modèle «k- ω SST intermittency» qui surprédit la sous-pression sur l'extrados par rapport aux autres modèles notamment pour x/c entre 0,9 et 1. Le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ est davantage proche du modèle k- ω SST et correspondent mieux aux valeurs expérimentales pour l'extrados.

4.5.3 Vitesse du fluide

Les Figures 4-15, 4-16, 4-17 et 4-18 présentent une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles à chaque étape. Les modèles «k- ω SST intermittency» et k- ω SST $\gamma\theta$ prédisent des contours très similaires, mais avec des intensités différentes. Les vitesses atteintes pour le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ sont inférieures à celles du modèle k- ω SST intermittency. Le modèle k- ω SST présente des contours de vitesse assez différents des autres modèles avec des vitesses inférieures à celles prédites par le modèle k- ω SST $\gamma\theta$.

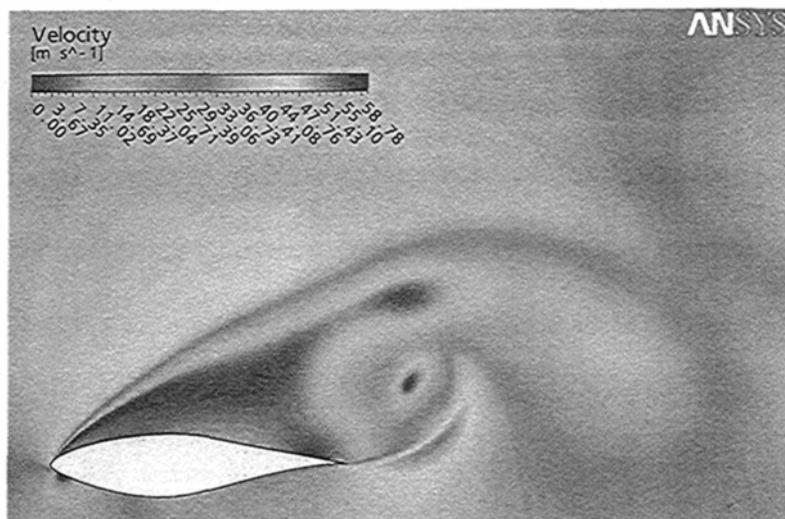
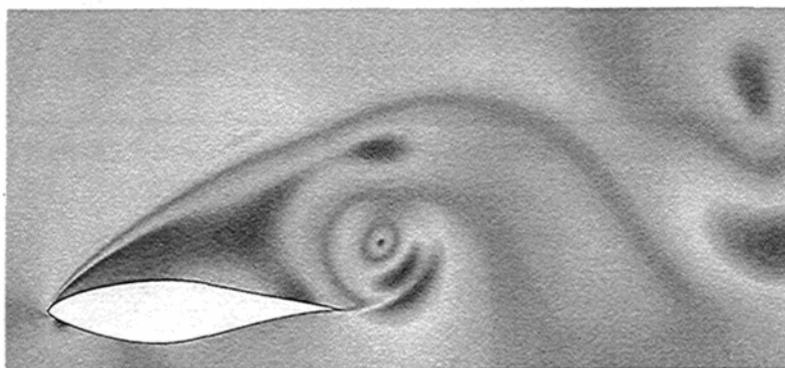
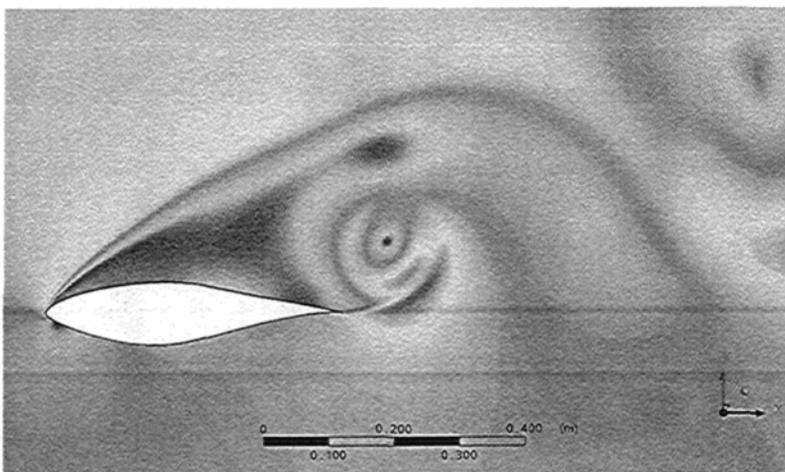
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-15 : Contours de vitesse calculés à I avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

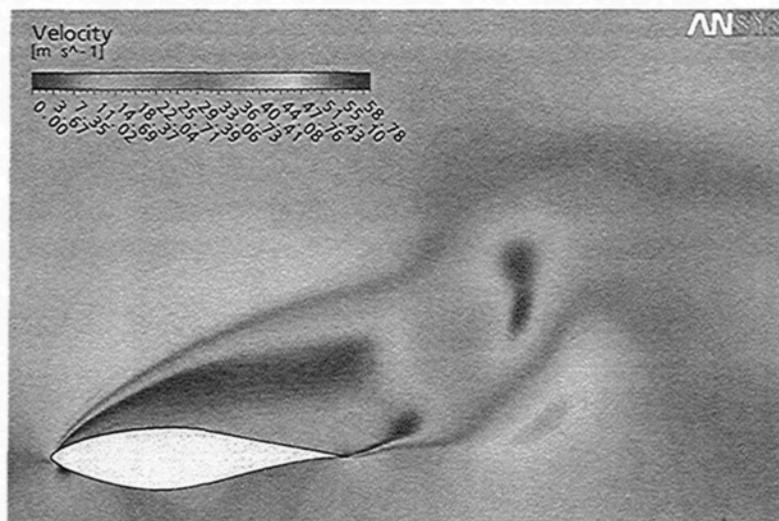
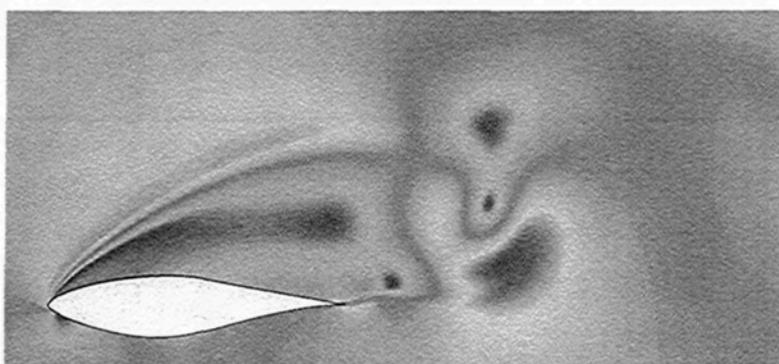
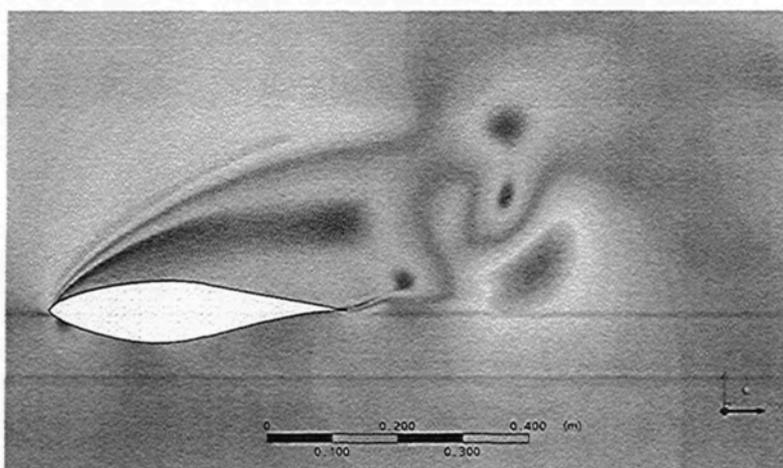
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-16 : Contours de vitesse calculés à II avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

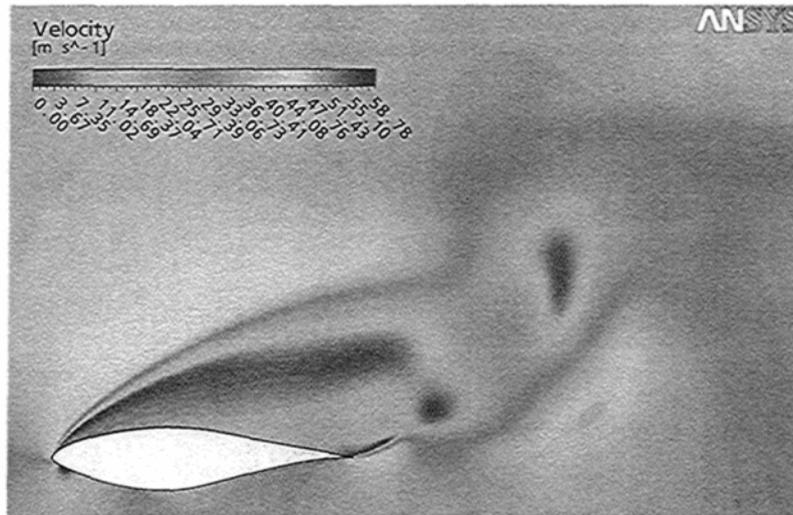
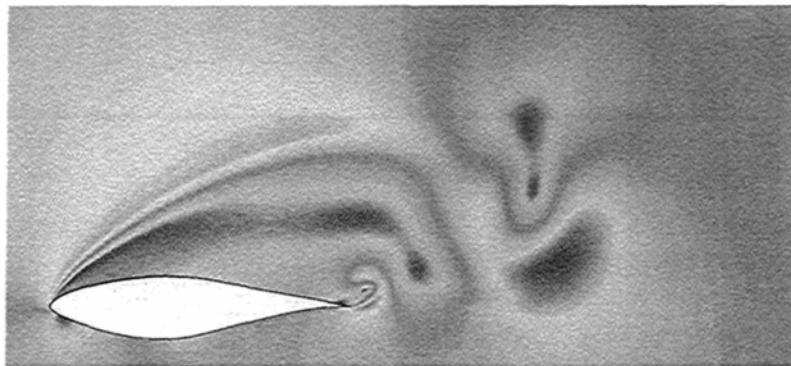
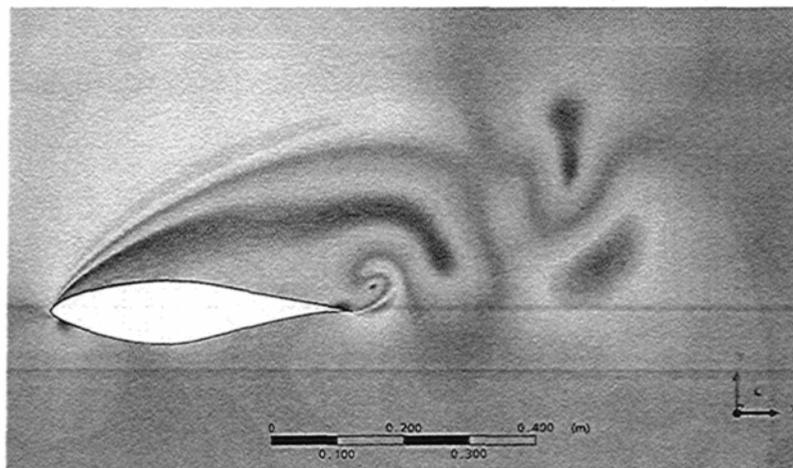
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-17 : Contours de vitesse calculés à III avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

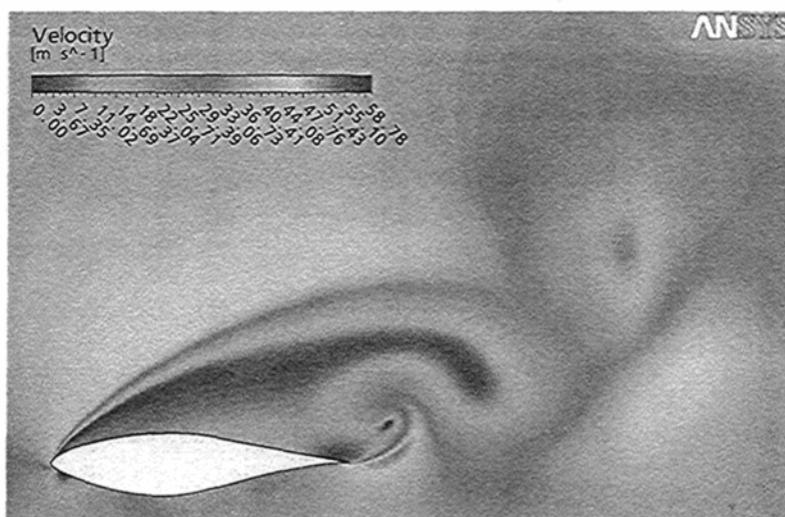
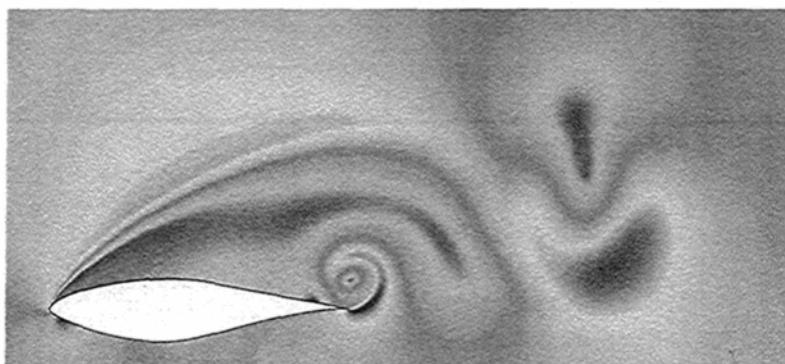
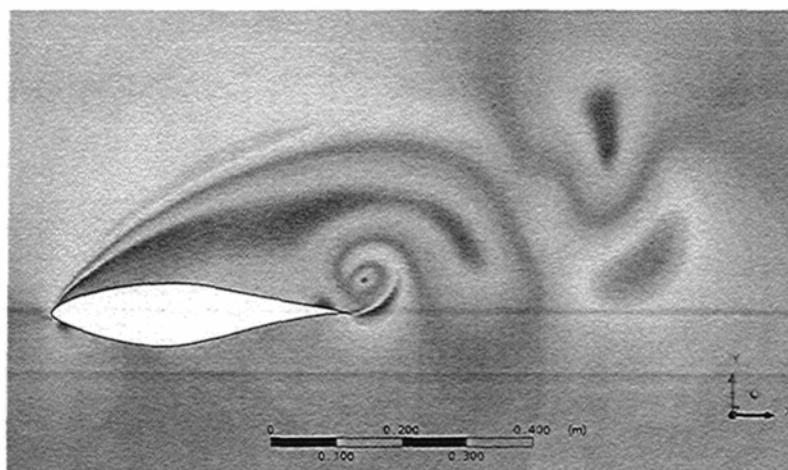
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-18 : Contours de vitesse calculés à IV avec un angle de 24° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

4.5.4 Conclusion pour $\alpha=24^\circ$

La comparaison des modèles pour l'angle d'attaque de 24° nous a permis de voir que les modèles de transition qui donnent des résultats plus proches des valeurs expérimentales pour de faibles angles d'attaques que le modèle $k-\omega$ SST purement turbulent, ont plus de difficulté que ce dernier à prédire les écoulements pour de grands angles d'incidence avec des larges zones de séparation. On constate que le modèle « $k-\omega$ SST intermittency» donne les pires résultats et surestime le décrochage aérodynamique. On peut conclure que, pour 24° , le modèle $k-\omega$ SST donne les meilleurs résultats et que le modèle « $k-\omega$ SST intermittency» n'est vraiment plus adapté.

4.6 Angle d'attaque de 30°

4.6.1 Coefficients aérodynamiques

Pour cet angle d'attaque, comme pour 24° , les trois modèles ont nécessité le mode transitoire afin de converger. Les Figures 4-19, 4-20, 4-21 représentent les coefficients de traînée, de portance et de moment en fonction du temps. Les valeurs oscillent pour les trois modèles de manière périodique avec des fréquences différentes. Cette forme spécifique des courbes illustre un phénomène transitoire mais périodique, le décrochage (lâché) de tourbillon de bord de fuite.

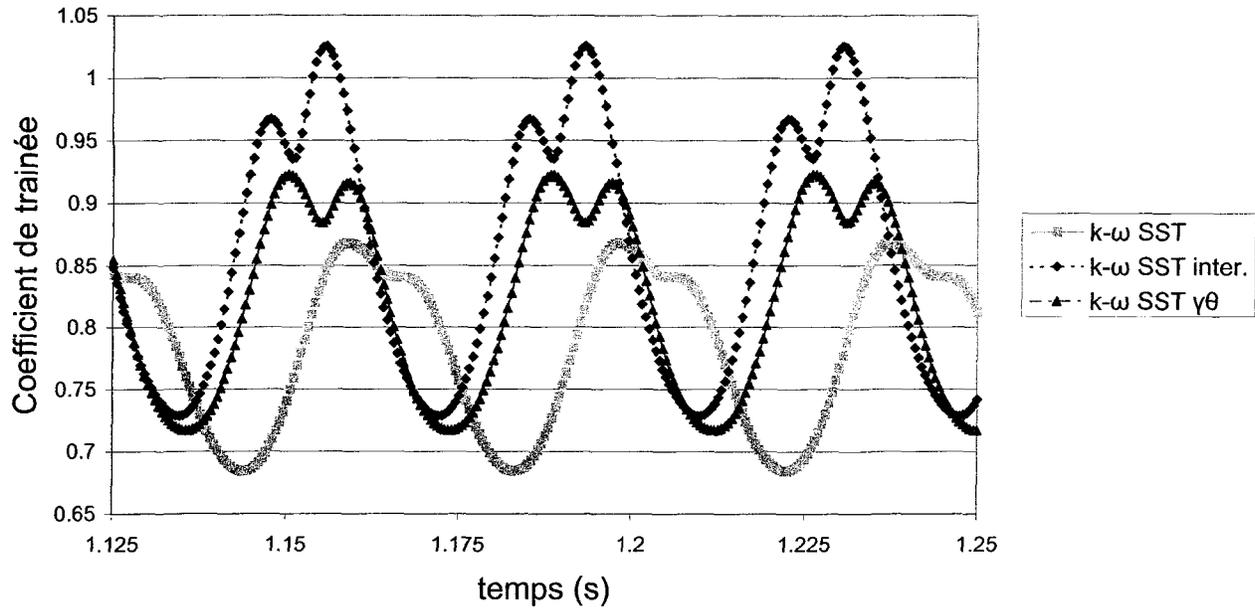


Figure 4-19 : Coefficient de traînée en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition

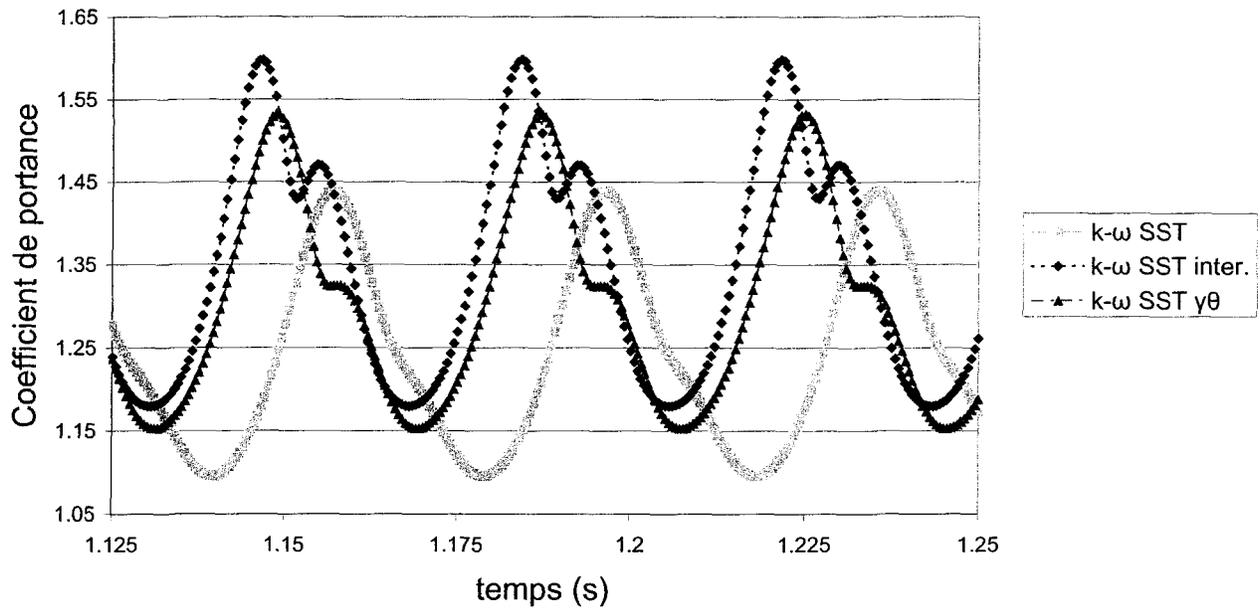


Figure 4-20 : Coefficient de portance en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition

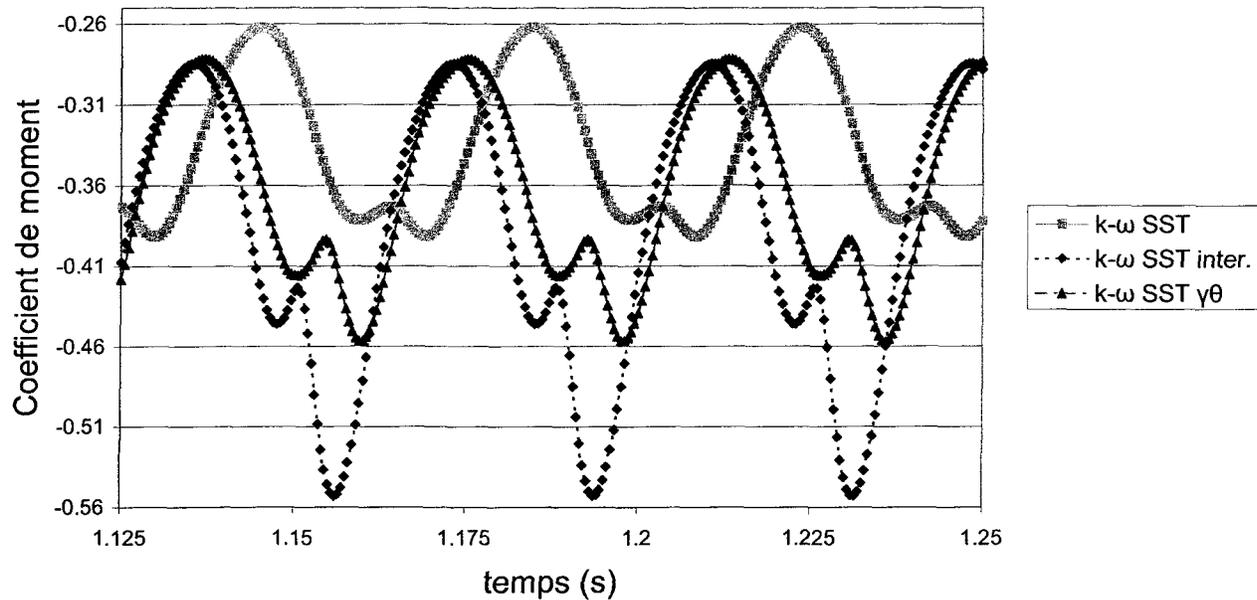


Figure 4-21 : Coefficient de moment en fonction du temps avec $Re=10^6$ et $\alpha=30^\circ$ pour différents modèles de transition

Comme pour 24° , on recherche les différents extremums définissant l'allure des courbes. Le Tableau 4-6 présente ces extremums, leur valeur (pour le coefficient de moment) et le moment quand ils apparaissent selon le modèle.

Tableau 4-6 : Comparaison des extremums du coefficient de moment pour les modèles de transition pour un angle de 30°

Extremum	k- ω SST		k- ω SST inter.		k- ω SST $\gamma\theta$	
	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment	Temps (s)	Coefficient de moment
I	1,1845	-0,261957	1,2105	-0,284408	1,1750	-0,281465
II	1,1985	-0,381091	1,223	-0,445856	1,1885	-0,415821
III	1,203	-0,37286	1,2255	-0,423851	1,1925	-0,39309
IV	1,2085	-0,391538	1,2315	-0,552871	1,198	-0,456652
I	1,2235	-0,262009	1,2485	-0,284412	1,213	-0,281458

Ce tableau a permis d'identifier les moments du lâché de tourbillon mais aussi de voir que ces lâchés de tourbillons ne sont pas caractérisés par les mêmes périodes d'oscillation suivant les modèles. Le Tableau 4-7 illustre ces périodes et fréquences d'oscillation.

Tableau 4-7 : Comparaison des périodes et fréquences d'oscillation pour les modèles de transition pour un angle de 30°

	k- ω SST	k- ω SST inter.	k- ω SST $\gamma\theta$
Période (s)	0,039	0,038	0,038
Fréquence (Hz)	25,64	26,32	26,32

Le modèle k- ω SST présente une fréquence de lâché de tourbillon plus faible que les deux autres modèles qui présente des fréquences assez semblables. Il est à noter qu'apparemment il n'y a pas de différence entre les modèles «k- ω SST intermittency» et k- ω SST $\gamma\theta$ mais qu'il pourrait y avoir une différence inférieure au pas de temps.

Tableau 4-8 : Comparaison entre les coefficients aérodynamiques calculés et expérimentaux pour un angle de 30°

	modèle	calculé	Exp (OSU)	erreur 10^4	% erreur
Coefficient de traînée Cd	k- ω SST	0,7864	0,7025	839	11,94
	k- ω SST inter.	0,8581		1556	22,15
	k- ω SST $\gamma\theta$	0,8210		1185	16,87
Coefficient de portance Cl	k- ω SST	1,2413	1,060	2353	22,20
	k- ω SST inter.	1,3457		3397	32,05
	k- ω SST $\gamma\theta$	1,2998		2938	27,72
Coefficient de moment Cm	k- ω SST	-0,3385	-0,2247	-1138	50,65
	k- ω SST inter.	-0,3902		-1655	73,65
	k- ω SST $\gamma\theta$	-0,3619		-1372	61,06

Le Tableau 4-8 présente une comparaison entre les coefficients aérodynamiques expérimentaux (OSU) et les valeurs moyennes sur une période prédites par les différents modèles de transition. Quelque soit le coefficient étudié, le modèle k- ω SST est celui qui présente la plus petite erreur de prédiction, suivi du modèle k- ω SST $\gamma\theta$ et « k- ω SST intermittency ». À part le coefficient de moment, pour lequel l'erreur est supérieure à 50%, les valeurs prédites par le modèle k- ω SST sont assez proches des résultats expérimentaux, surtout si on prend en compte que déjà à 20° il y avait une différence entre les deux valeurs expérimentales comprise entre 14 et 27% suivant le coefficient. De plus, les erreurs ont très nettement diminué par rapport à l'angle 24° (notamment pour les modèles de transition).

Ainsi, on peut conclure que les modèles de transition prédisent moins bien les écoulements pour de forts angles d'incidence par rapport au modèle k- ω SST. Cependant, les résultats s'améliorent avec l'augmentation de l'angle d'incidence. Le modèle k- ω SST donne toujours une très bonne prédiction à grands angles d'attaque caractérisés par des larges zones de séparation.

4.6.2 Coefficient de pression

La Figure 4-22 présente le coefficient de pression moyenné sur une période d'oscillation le long du profil pour les différents modèles. Nous avons calculé le coefficient de pression moyen pour chaque élément de profil de la même manière que pour 24°. Les résultats obtenus par les différents modèles sont assez proches les uns des autres. En effet, les distributions de pression sont identiques sur l'intrados. Cependant, le modèle «k- ω SST intermittency» surprédit la sous-pression sur l'extrados par rapport aux modèles k- ω SST notamment pour x/c entre 0,9 et 1. Le modèle

k- ω SST $\gamma\theta$ est davantage proche du modèle k- ω SST mais surprédit quand même la sous-pression pour x/c entre 0,9 et 1,0. Ces surévaluations de la sous-pression sont sans doute dues à une surévaluation de l'importance des lâchés de tourbillons.

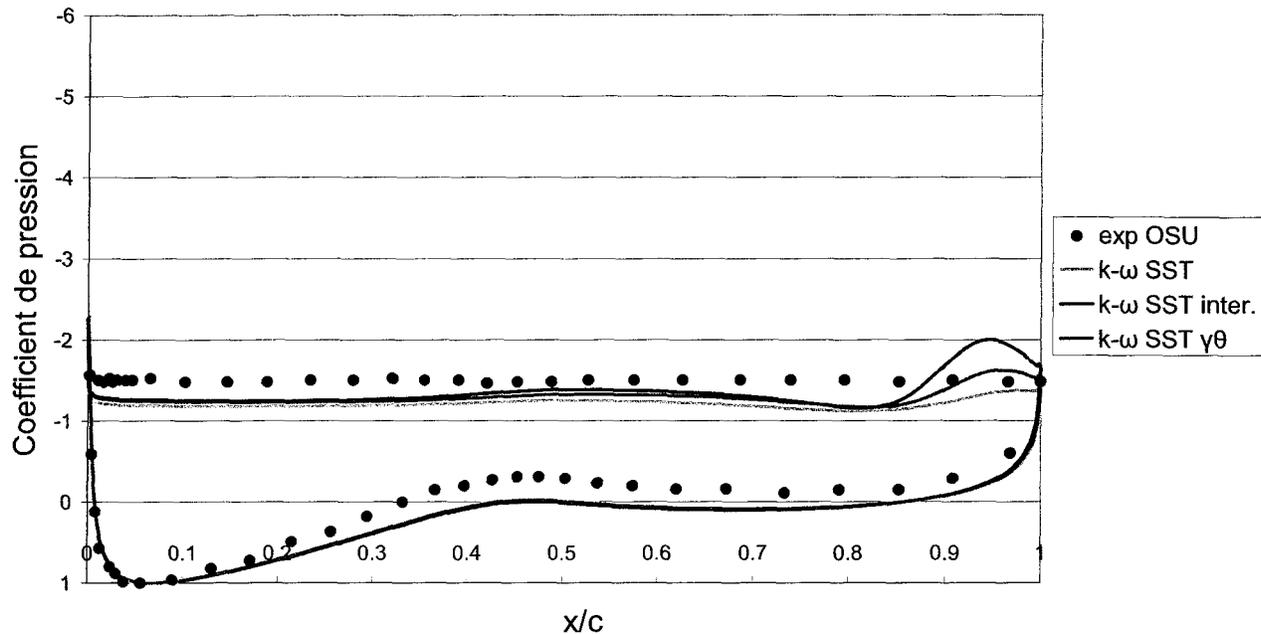


Figure 4-22 : Comparaison des distributions de pression avec $Re=10^6$ et un angle de 30° , pour différents modèles de transition.

4.6.3 Vitesse du fluide

Les Figures 4-23, 4-24, 4-25 et 4-26 présentent une comparaison des contours de vitesse prédits par les différents modèles à chaque étape.

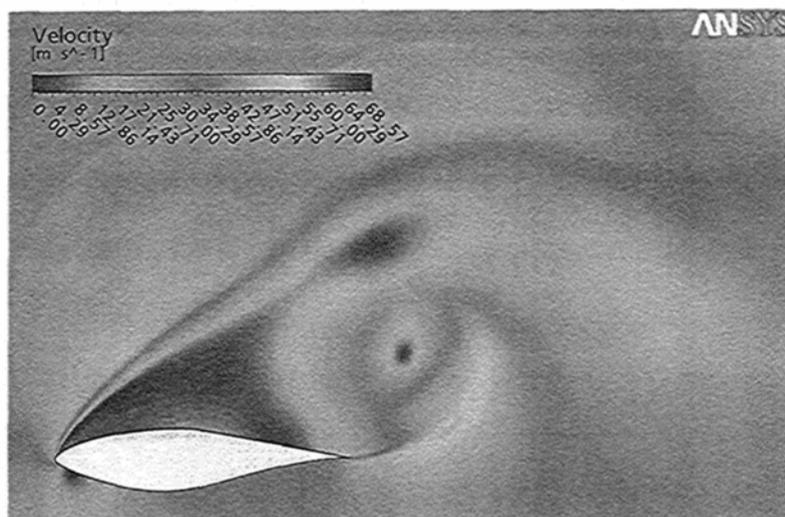
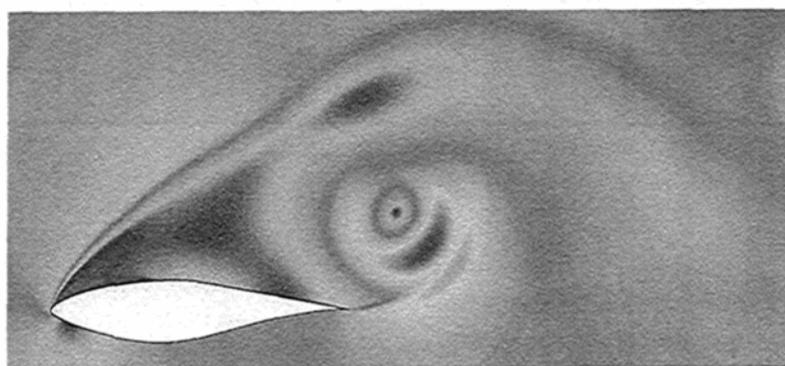
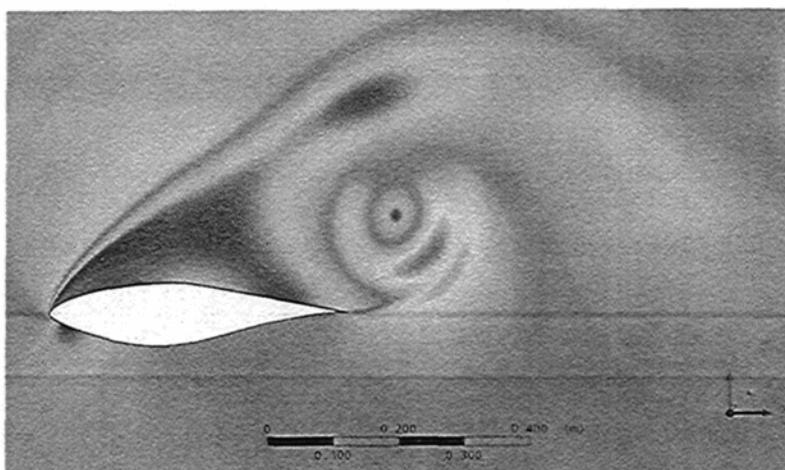
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-23 : Contours de vitesse calculés au moment I avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

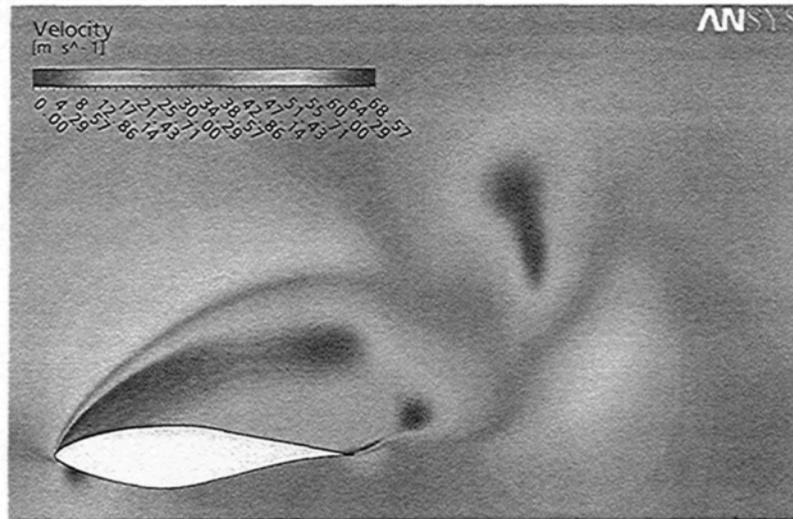
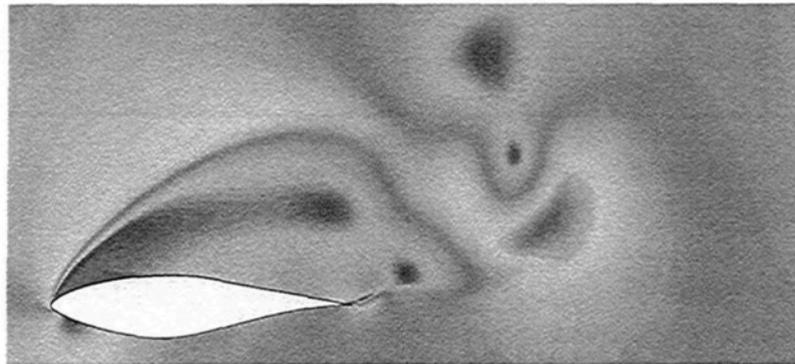
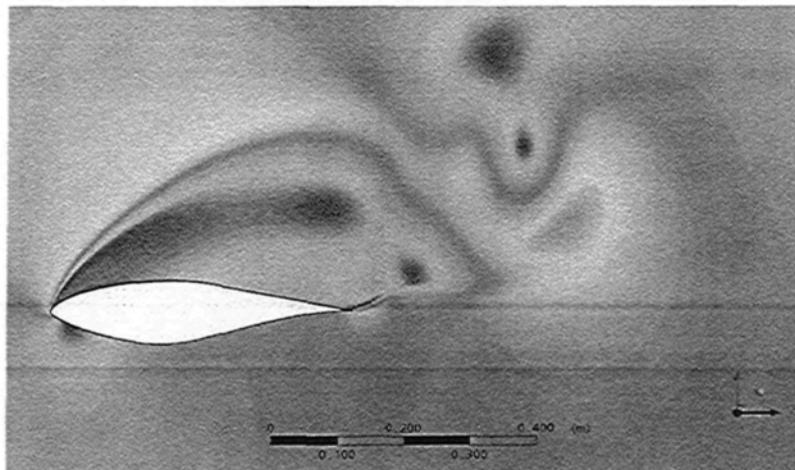
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-24 : Contours de vitesse calculés au moment II avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

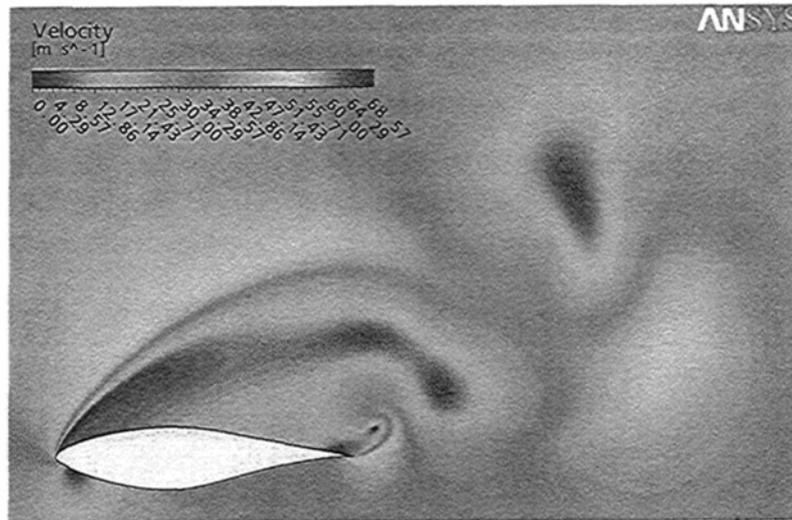
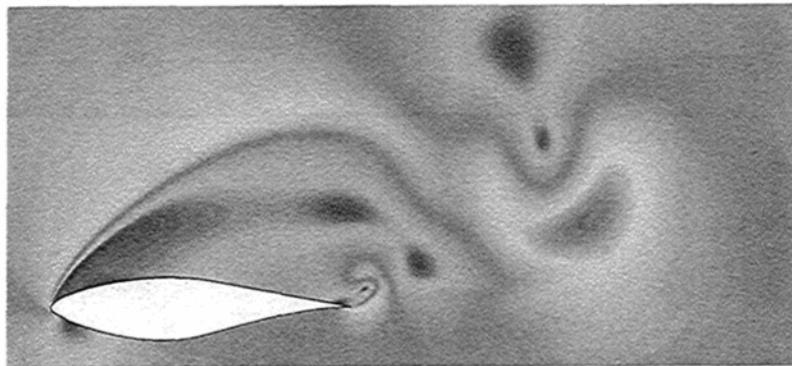
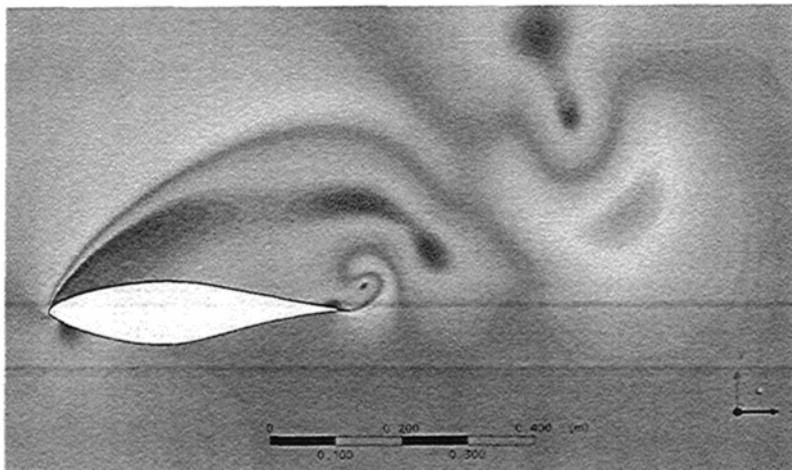
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-25 : Contours de vitesse calculés au moment III avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

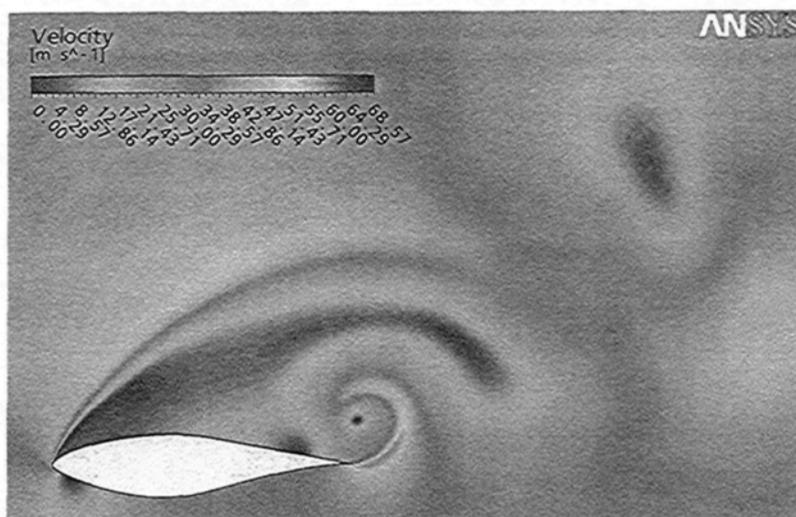
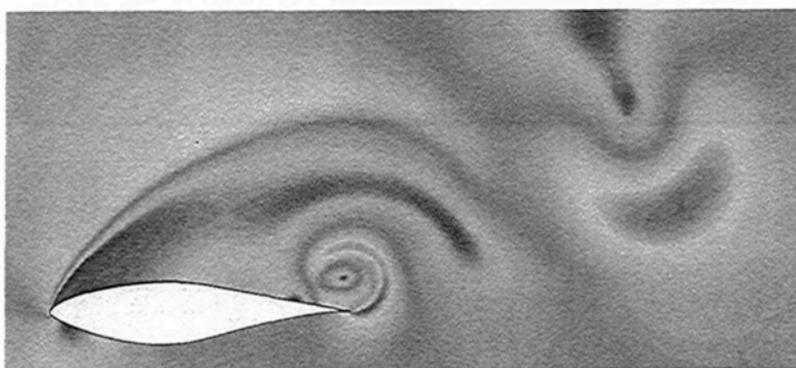
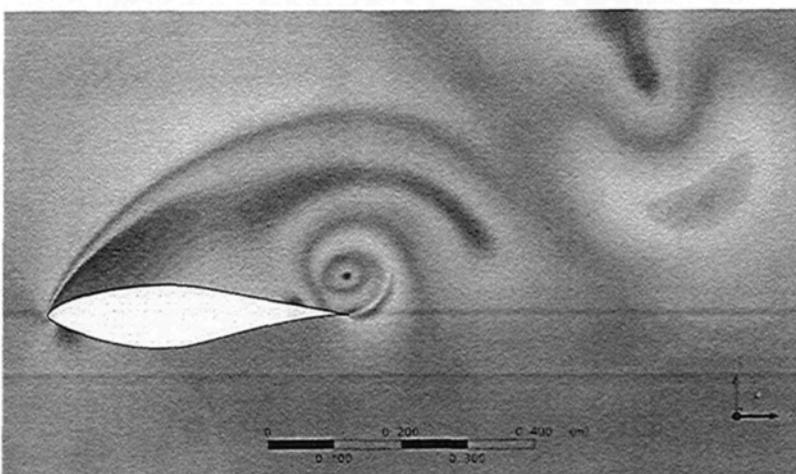
(a) modèle k- ω SST(b) modèle k- ω SST intermittency(c) modèle k- ω SST $\gamma\theta$

Figure 4-26 : Contours de vitesse calculés au moment IV avec un angle de 30° et un nombre de Reynolds $Re=10^6$, calculés pour les modèles de transition (a) (b) (c)

Les modèles «k- ω SST intermittency» et k- ω SST $\gamma\theta$ prédisent des contours très similaires, mais avec des amplitudes de vitesse différentes. Les vitesses atteintes pour le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ sont inférieures à celles du modèle k- ω SST intermittency. Le modèle k- ω SST présente des contours de vitesse assez différents des autres modèles, notamment pour l'étape I, avec des vitesses inférieures à celles obtenues avec le modèle k- ω SST $\gamma\theta$. Ça confirme la conclusion de l'étude de la distribution de pression, à savoir que les modèles de transition surestiment les vitesses des tourbillons, ce qui conduit à une surévaluation de la sous-pression au moment du lâché de tourbillon.

4.6.4 Conclusion pour $\alpha=30^\circ$

La comparaison des modèles pour l'angle d'attaque de 30° nous a permis de voir que les modèles de transition ont plus de difficultés que le modèle k- ω SST à prédire les écoulements pour de grands angles d'incidence. On constate que le modèle «k- ω SST intermittency» est celui qui surestime le plus le décrochage aérodynamique. Cependant, on a aussi noté que les résultats obtenus pour 30° sont meilleurs que ceux à 24° . En conclusion, pour 30° , le modèle k- ω SST est le plus adapté et le modèle «k- ω SST intermittency» n'est pas adapté.

4.7 Temps de Calcul

Le Tableau 4-9 présente le temps de calcul nécessaire aux différents modèles pour résoudre les équations des différentes simulations. Nous avons choisi de présenter pour les angles inférieurs et égaux à 20° les temps mis par les modèles k- ω SST et «k- ω SST intermittency» qui ont convergé en mode stationnaire, pour les angles $22,1^\circ$, 24° et

30° nous présentons les temps de calcul pour tous les modèles car ils ont tous nécessité le mode transitoire.

Tableau 4-9 : temps de calcul pour différent modèle de transition

angle	k- ω SST		k- ω SST inter.		k- ω SST $\gamma\theta$	
	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas	temps (sec CPU)	nombre de pas
0°	1517	119	1424	106		
4.1°	1477	116	1399	106		
8.2°	2055	166	3452	282		
10.1°	3295	259	2636	197		
12.2°	2239	197	2702	197		
14.2°	1745	156	2699	202		
16.2°	1708	133	2187	160		
18.1°	1598	129	2578	188		
20°	2320	173	3159	232		
22.1°	197900		264500			
24°	168000		238700		286200	
30°	230300		273400		368400	

On remarque qu'excepté pour 0°, 4,1° et 8,2° le modèle k- ω SST est celui qui demande le moins d'itérations et le moins de temps de calcul suivi par «k- ω SST intermittency» puis le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ qui a nécessité le mode transitoire donc un temps de calcul non comparable. On constate que pour des angles inférieurs à 8,2° la complexité des écoulements est moindre (les écoulements sont attachés) ce qui se reflète dans le moindre nombre d'itérations.

Tableau 4-10 : Temps de calcul par rapport au modèle k- ω SST

angle	k- ω SST		k- ω SST inter.		k- ω SST $\gamma\theta$	
	temps	pas	Temps	pas	temps	pas
0°	1	1	0,94	0,89		
4.1°	1	1	0,95	0,91		
8.2°	1	1	1,68	1,70		
10.1°	1	1	0,80	0,76		
12.2°	1	1	1,21	1,00		
14.2°	1	1	1,55	1,29		
16.2°	1	1	1,28	1,20		
18.1°	1	1	1,61	1,46		
20°	1	1	1,36	1,34		
moyenne	1	1	1,26	1,17		
22.1°	1		1,34			
24°	1		1,42		1,70	
30°	1		1,19		1,60	

Le Tableau 4-10 présente le temps de calcul normalisé par rapport à celui du modèle k- ω SST. On note que le modèle «k- ω SST intermittency» nécessite un temps de calcul multiplié par 1,26 en moyenne par rapport au modèle k- ω SST. Les modèles de transition, qui considèrent la transition laminaire-turbulente, contrairement au modèle k- ω SST, nécessitent plus de temps pour résoudre les systèmes d'équations. D'ailleurs, pour le modèle «k- ω SST intermittency» le temps de calcul est multiplié par 1.26 quand le nombre d'étapes de calcul n'est multiplié que par 1,17. Le modèle k- ω SST $\gamma\theta$ est de très loin celui qui nécessite le plus de calculs et le plus de temps. En effet les deux équations supplémentaires permettant de résoudre le nombre de Reynolds de transition et le facteur d'intermittence rendent le système instable et demandent un temps de calcul beaucoup plus important que les deux autres modèles.

4.8 Conclusions

Cette comparaison des modèles $k-\omega$ SST, « $k-\omega$ SST intermittency» et $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ nous a permis de voir que grâce à l'analyse de la transition laminaire-turbulente, les modèles « $k-\omega$ SST intermittency» et $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ donnent des prédictions plus proches des résultats expérimentaux que le modèle $k-\omega$ SST pour des angles inférieurs à 14° . Cependant, pour 20° , le modèle $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ avait de grosses difficultés de prédiction. De plus, pour de grands angles d'incidence (supérieurs à 20°), le modèle $k-\omega$ SST était le plus adapté, car il ne surestimait pas la vitesse du fluide lors des lâchés de tourbillons.

Enfin, d'un point de vue temps de calcul, le modèle $k-\omega$ SST était celui qui demandait le moins de calculs. D'autre part, le modèle $k-\omega$ SST $\gamma\theta$ demandait significativement plus de temps que les deux autres modèles et ses résultats n'étaient pas vraiment meilleurs.

Ainsi, pour conclure, pour des faibles angles d'incidence (inférieurs à 14°) le modèle « $k-\omega$ SST intermittency» basé sur la modélisation de la transition laminaire-turbulente est le plus adapté et pour de forts angles d'incidence (supérieurs à 20°) le modèle $k-\omega$ SST est le plus adapté, puisqu'il considère le comportement purement turbulent du fluide.

CHAPITRE 5

PHÉNOMÈNES AÉROELASTIQUES

Les chapitres précédents nous ont permis d'étudier les modèles de turbulence et de transition les plus adaptés à la modélisation de l'écoulement d'air autour d'une pale d'éolienne. Dans ce chapitre, il s'agit de réaliser une première étape dans la modélisation des phénomènes aéroélastiques pour les éoliennes. Ainsi, dans une première partie on verra de manière théorique comment est réalisé le couplage ANSYS - CFX, couplage entre les modèles aérodynamiques de CFX présentés précédemment et le modèle de structure d'ANSYS. La modélisation des phénomènes d'interaction fluide-structure ayant ses limites, une seconde partie permettra de voir ces limites à travers l'étude de la vitesse de divergence d'un profil aérodynamique. Enfin, on cherchera dans une dernière partie, à étudier un phénomène aéroélastique important dans l'aérodynamique des éoliennes, le décrochage dynamique (« dynamic stall »).

5.1 Théorie du couplage ANSYS-CFX

La théorie sur le couplage ANSYS-CFX est extraite de la référence [27].

5.1.1 Bases

Afin de réaliser des couplages fluide-structure, on utilise le solveur multi-domaine d'ANSYS : MFX. C'est un solveur créé initialement pour l'étude des interactions fluide-

structure, où la partie structurelle de l'analyse est résolue par ANSYS Multiphysics et la partie fluide de l'analyse est résolue par ANSYS CFX. L'étude doit se faire à l'aide d'une géométrie 3D, avec des surfaces d'interfaces, car seuls des chargements surfaciques peuvent être transféré d'un code à l'autre. On entend par chargement surfacique : déplacement, température, force, pression, transfert de chaleur. Cependant, si les géométries du modèle pour ANSYS et du modèle pour CFX doivent posséder des surfaces communes (interfaces), le maillage de ces surfaces ne nécessite pas d'être identique.

Le code ANSYS fonctionne comme « maître » : il lit toutes les commandes multi-domaine, il récupère les maillages d'interface du code CFX, il crée le « mapping » et communique au code CFX les valeurs contrôlant les boucles de temps et de couplage. Le « mapping » généré par ANSYS interpole les chargements entre des maillages différents de chaque côté de l'interface de couplage. Chaque solveur réalise une séquence d'étapes de temps multi-domaine et d'itérations de couplage entre chaque étape de temps. À chaque itération de couplage, chaque solveur récupère le chargement dont il a besoin du solveur de l'autre domaine, puis résout son domaine physique. Les transferts de données sont réalisés aux points de synchronisation.

5.1.2 Interpolation du chargement

Chaque élément de l'interface est premièrement divisé en n faces d'interpolation (IP), où n est le nombre de nœuds sur la face. Les faces IP tridimensionnelles sont converties en polygones bidimensionnels. Ensuite, on crée l'intersection entre ces polygones du côté du solveur émettant son chargement et ceux du côté du solveur recevant le chargement. Cette intersection crée un grand nombre de surfaces, appelées « surfaces de contrôle »

(voir Figure 5-1). Enfin, on se sert de ces surfaces pour transférer les chargements entre les deux côtés.

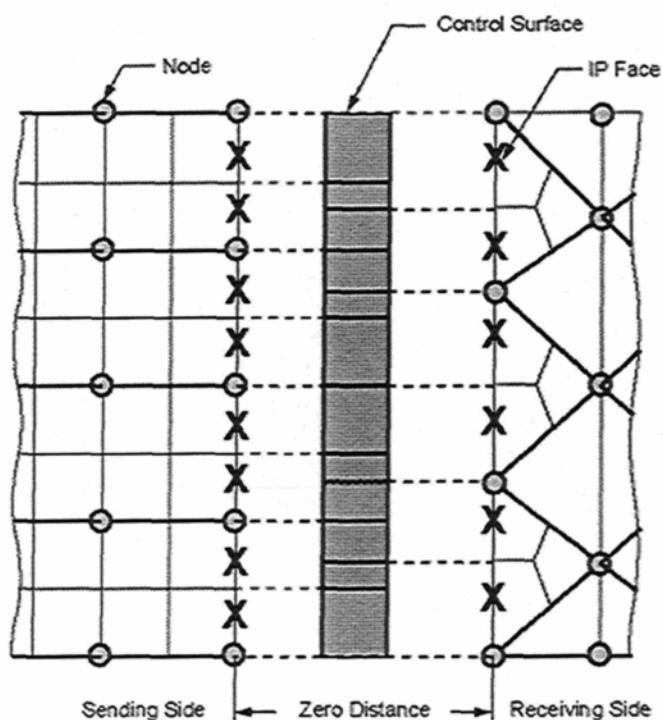


Figure 5-1 : Surfaces de transfert

5.1.3 Résolution

Le processus de résolution de MFX est présenté dans la Figure 5-2.

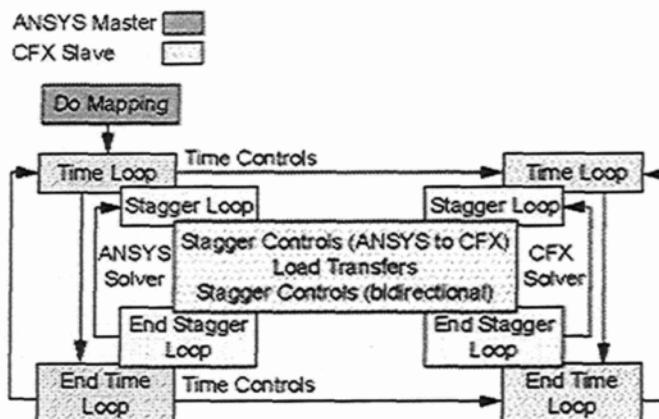


Figure 5-2 : Processus de résolution

Comme mentionné précédemment, le code ANSYS agit comme « maître », lit toutes les commandes MFX (commandes multi-domaines), réalise le « mapping » et donne les valeurs contrôlant les boucles de temps et de couplage au code « esclave » CFX. Entre chaque étape de temps, il y a une boucle de couplage (« stagger loop »). La boucle de couplage permet un couplage implicite des domaines dans la solution MFX. Le nombre d'itérations de couplage s'applique à chaque étape de temps.

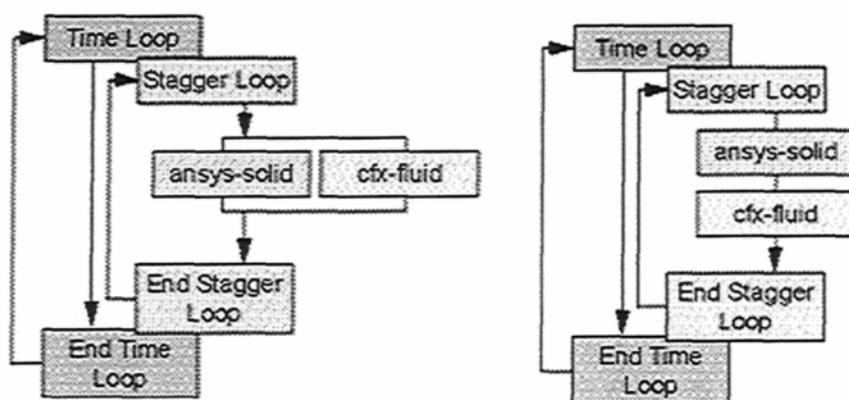


Figure 5-3 : ANSYS et CFX résolus simultanément ou séquentiellement

On peut réaliser différents types de résolution, soit de manière simultanée ou de manière séquentielle (l'un après l'autre) auquel cas on doit choisir quel est le domaine à résoudre en premier. La Figure 5-3 présente la manière simultanée et la manière séquentielle avec le domaine solide résolu en premier.

Les problèmes avec des domaines peu couplés peuvent être souvent résolus de manière simultanée. Dans ces cas le coût en temps de simulation sera réduit, car les solveurs de chaque domaine n'ont pas à attendre les résultats ou le chargement de l'autre domaine. Si les domaines sont couplés de manière importante, cette approche peut déstabiliser le processus de résolution, car des résultats (ou chargements) moins récents sont appliqués à l'autre domaine. Des domaines fortement couplés doivent être

résolus en utilisant l'approche séquentielle, qui assure que le plus récent résultat (ou chargement) du solveur d'un domaine est appliqué à l'autre solveur. Dans la plupart des simulations, la physique d'un domaine impose la physique de l'autre domaine. Ainsi, il faut bien choisir quel est le code à résoudre en premier quand on utilise l'approche séquentielle.

5.1.4 Les choix

Nous avons choisi, pour les deux études suivantes, d'utiliser l'approche séquentielle. Pour l'étude de la vitesse de la divergence c'est le fluide qui impose les déformations sur le solide, ainsi c'est le code CFX qui sera le premier à être résolu suivi par le code ANSYS. Pour l'étude du décrochage dynamique, c'est l'oscillation imposée du profil qui modifie l'écoulement du fluide. Ainsi on résoudra d'abord le code ANSYS suivi du code CFX.

5.2 Vitesse de divergence

5.2.1 Théorie de la divergence

La théorie sur la divergence est extraite de la référence [28]. On considère un profil parfaitement rigide, de longueur de corde c et de surface rigide S . L'augmentation de l'angle d'attaque est contrôlée par un ressort de rotation linéaire attaché à l'axe élastique, localisé à une distance e derrière le centre aérodynamique (voir **Figure 5-4**).

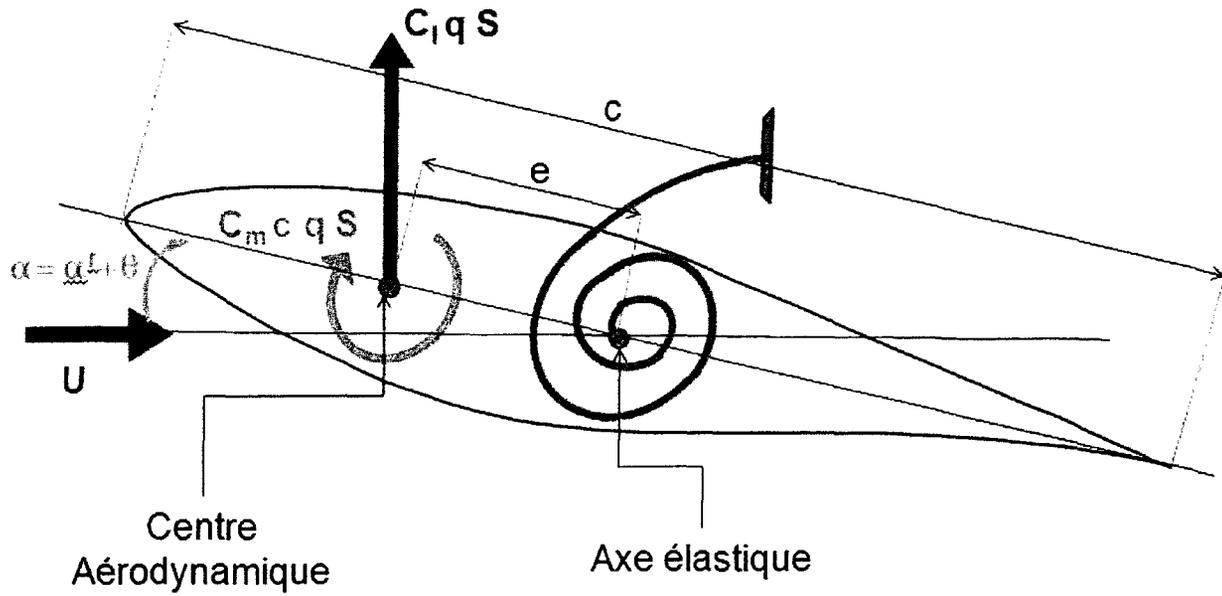


Figure 5-4 : Schéma d'étude de la divergence

L'angle d'attaque total, mesuré par rapport à une position de « portance nulle », est donné par la somme entre un angle initial α_r et un angle dû à une déformation élastique θ , appelé vrillage élastique (« elastic twist ») :

$$\alpha = \alpha_r + \theta \quad \text{Équation 5-1}$$

Le vrillage élastique est proportionnel au couple subi au niveau de l'axe élastique,

$$\theta = C^{\theta\theta} T \quad \text{Équation 5-2}$$

Où $C^{\theta\theta}$ est le coefficient de flexibilité du ressort de rotation. Le moment aérodynamique total au niveau de l'axe élastique est :

$$T = (C_l e + C_m c) q S \quad \text{Équation 5-3}$$

Où C_l est le coefficient de portance, C_m le coefficient de moment au niveau de l'axe élastique, q la pression dynamique et S l'aire de la surface rigide de la section de pale.

Le coefficient de portance est lié à l'angle d'attaque mesuré par rapport à la portance nulle par :

$$C_l = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} (\alpha' + \theta) \quad \text{Équation 5-4}$$

Ici, $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$ est la pente de la courbe de portance. Le vrillage élastique peut être obtenu en

substituant l'Equation 5-4 dans l'Équation 5-3 puis en combinant avec l'Équation 5-2.

Ainsi, on obtient :

$$\theta = C^{\theta\theta} \frac{\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e \alpha' + C_m c}{1 - C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e q S} q S \quad \text{Équation 5-5}$$

On remarque alors que le dénominateur peut s'annuler pour une certaine valeur de la pression dynamique, ainsi un vrillage élastique infini est produit. C'est ce qu'on appelle la condition de divergence aérodynamique. Rendre le dénominateur nul revient à :

$$1 - C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e q S = 0 \quad \text{Équation 5-6}$$

ce qui définit la pression dynamique de divergence :

$$q_D = \frac{1}{C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e S} \quad \text{Équation 5-7}$$

et la vitesse de divergence :

$$U_D = \sqrt{\frac{1}{C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \frac{\rho}{2} e S}} \quad \text{Équation 5-8}$$

5.2.2 Étude de la vitesse de divergence

Le but de l'étude étant de déterminer la vitesse de divergence grâce au couplage des logiciels CFX et ANSYS, on voit qu'il va nous falloir calculer certaines constantes pour connaître sa valeur théorique. Il s'agit notamment de $C^{\theta\theta}$ qui est spécifique au ressort utilisé (ou modélisé), S qui est spécifique au profil, e qui dépend à la fois de la construction (pour connaître l'axe élastique) mais aussi du modèle aérodynamique (afin de déterminer le centre aérodynamique), ρ qui définit le fluide utilisé et enfin, $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$, qui dépend normalement uniquement de la forme du profil, mais qui, comme nous l'avons remarqué dans les chapitres précédents, dépend aussi du modèle turbulent utilisé.

On note qu'en s'approchant de la vitesse de divergence, l'angle de vrillage est censé croître de manière très importante et doit se rapprocher de l'infini, or les logiciels sont finis et ils ne peuvent en aucun cas modéliser l'infini. On va formuler plutôt la valeur de l'angle de vrillage théorique afin de le comparer à la valeur calculée par le couplage. Pour cela, on peut former l'expression du vrillage élastique, dans le cas où le vrillage n'introduit aucune charge aérodynamique supplémentaire, en introduisant $\alpha = \alpha_r$ et en résolvant le calcul de l'angle de vrillage :

$$\theta_r = C^{\theta\theta} T = C^{\theta\theta} \left(\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e \alpha_r + C_m c \right) q S \quad \text{Équation 5-9}$$

En divisant l'Équation 5-5 par l'Équation 5-9 :

$$\theta = \frac{\theta_r}{1 - C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} e q S} \quad \text{Équation 5-10}$$

Puis, on a :

$$\theta = \frac{\theta_r}{1 - \frac{q}{q_D}} = \frac{\theta_r}{1 - \left(\frac{U}{U_D}\right)^2} \quad \text{Équation 5-11}$$

Ainsi, la valeur théorique du vrillage élastique dépend de la vitesse de divergence et du vrillage calculé en considérant qu'il n'engendre aucune charge aérodynamique supplémentaire. Afin de déterminer ce dernier, nous calculerons le couple appliqué au profil au niveau de l'axe élastique (T) lors des essais en régime statique.

On réalise les essais avec le domaine et le maillage proposés à la fin du second chapitre et présentés en **ANNEXE B** et **C**. De plus, puisque l'angle initial est choisi égal à $\alpha = 5^\circ$, on va utiliser le modèle « k- ω SST intermittency » avec une valeur $\gamma=0.94$, tel que déterminé pour des faibles angles d'incidence dans le chapitre précédent.

5.2.3 Coefficient de flexibilité $C^{\theta\theta}$

Un des éléments essentiels pour définir la vitesse de divergence, c'est le coefficient de flexibilité du ressort de rotation utilisé au niveau de l'axe élastique. Nous avons modélisé ce ressort à l'aide d'un cylindre, car il n'existe pas de tels ressorts dans l'environnement de calcul Workbench (pour plus d'information voir [18]). Nous avons choisi les dimensions et propriétés du cylindre de telle manière qu'on obtient :

$$C^{\theta\theta} = 0.168 \text{ rad.N}^{-1}.\text{m}^{-1} \quad \text{Équation 5-12}$$

5.2.4 Pente du coefficient de portance $\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}$

On peut calculer la pente du coefficient de portance pour un angle de 5° de la manière suivante :

$$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} = \frac{C_{l,\alpha > 5^\circ} - C_{l,\alpha < 5^\circ}}{\alpha_{> 5^\circ} - \alpha_{< 5^\circ}} \quad \text{Équation 5-13}$$

Or on a :

$$\begin{cases} C_{l,\alpha=4.1^\circ} = 0.554902 \\ C_{l,\alpha=6.1^\circ} = 0.746871 \end{cases} \Rightarrow \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} = \frac{0.746871 - 0.554902}{6.1 - 4.1} = 5.789 \text{ rad}^{-1} \quad \text{Équation 5-14}$$

5.2.5 Distance entre l'axe élastique et le centre aérodynamique e

Nous avons défini l'axe élastique à $x_e = 0.4c$, il faut trouver le centre aérodynamique du profil S809 pour 5° . Nous avons réalisé une simulation similaire à celles des chapitres 3 et 4 pour un angle de 5° et nous avons obtenu :

$$\begin{cases} C_{l,\alpha=5^\circ} = 0.644 \\ C_{m_{\frac{1}{4}},\alpha=5^\circ} = -0.0422 \end{cases} \quad \text{Équation 5-15}$$

où $C_{m_{\frac{1}{4}},\alpha=5^\circ}$ correspond au coefficient de moment récupéré à $x = \frac{1}{4}c$. Le coefficient de

moment en x en fonction du coefficient de moment à l'origine et du coefficient de portance est :

$$C_{mx,\alpha=5^\circ} = C_{mo,\alpha=5^\circ} - C_{l,\alpha=5^\circ} \frac{x}{c} \quad \text{Équation 5-16}$$

Ainsi, on a :

$$\begin{cases} C_{m_{x_{AC}, \alpha=5^\circ}} = C_{m_{o, \alpha=5^\circ}} - \frac{x_{AC}}{c} C_{l, \alpha=5^\circ} = 0 \\ C_{m_{\frac{1}{4}, \alpha=5^\circ}} = C_{m_{o, \alpha=5^\circ}} - \frac{1}{4} C_{l, \alpha=5^\circ} \end{cases} \Rightarrow x_{AC} = c \left(\frac{C_{m_{\frac{1}{4}, \alpha=5^\circ}}}{C_{l, \alpha=5^\circ}} + \frac{1}{4} \right) = 0.0843m \quad \text{Équation 5-17}$$

d'où:

$$e = x_e - x_{AC} = 0.0985m \quad \text{Équation 5-18}$$

5.2.6 Vitesse de divergence U_D

On obtient finalement :

$$U_D = \sqrt{\frac{1}{C^{\theta\theta} \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \frac{\rho}{2} eS}} = 62.02m.s^{-1} \quad \text{Équation 5-19}$$

On peut alors calculer et tracer l'angle de vrillage théorique en fonction de la vitesse et le comparer à l'angle de vrillage trouvé à la suite des simulations avec le couplage fluide-structure (voir Figure 5-5).

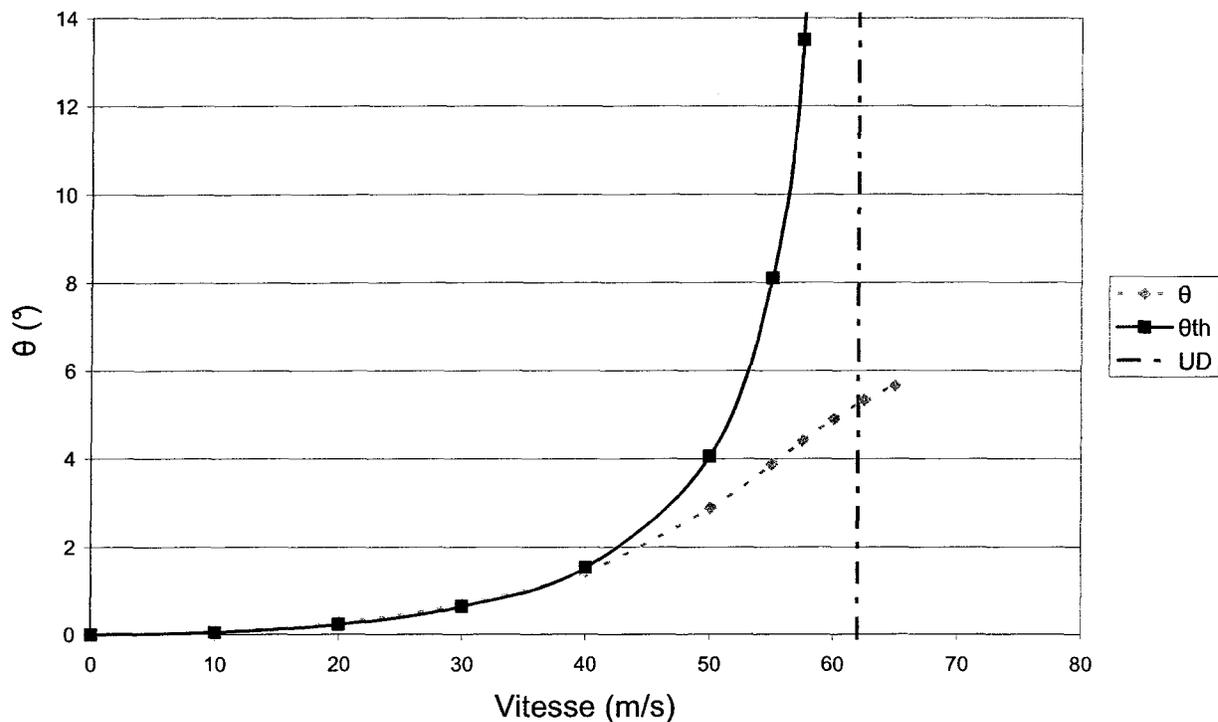


Figure 5-5 : Angle de vrillage théorique et calculé en fonction de la vitesse du fluide

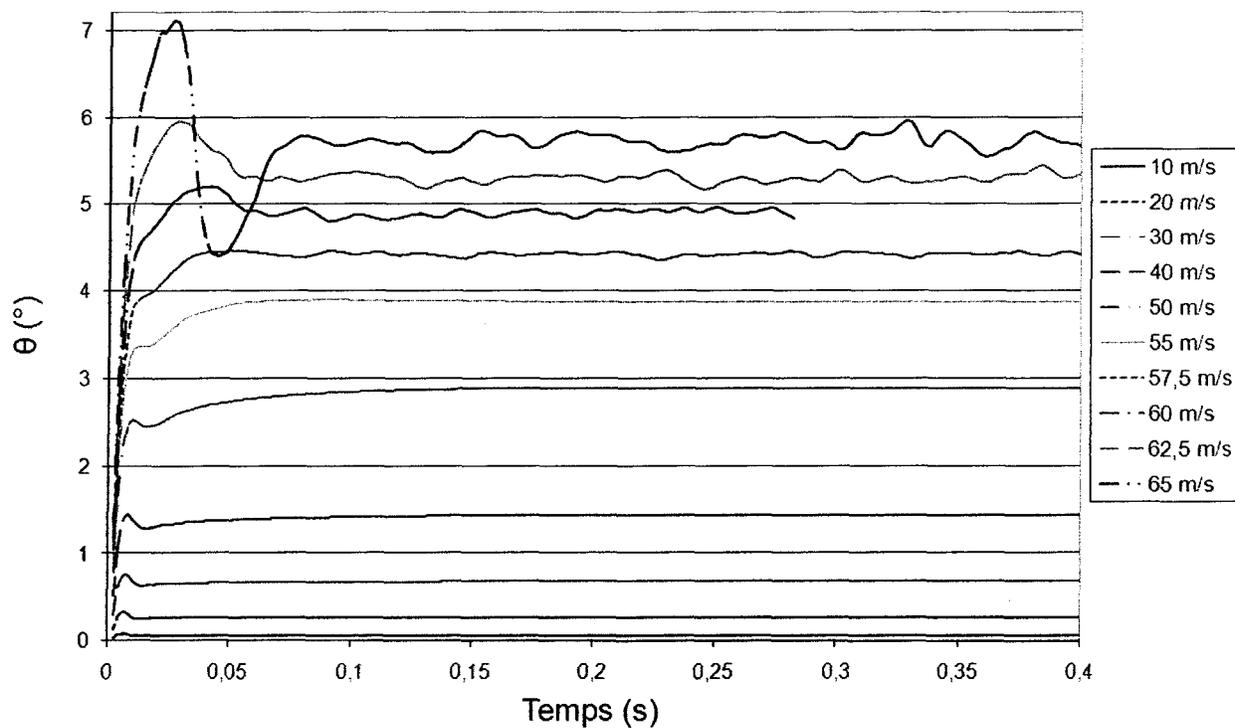


Figure 5-6 : Angle de vrillage calculé, en fonction du temps pour différentes vitesses

On remarque sur la Figure 5-5 que jusqu'à une vitesse de 40 m.s^{-1} (ce qui correspond à environ $2/3$ de la valeur de la vitesse de divergence U_D), les résultats calculés sont très proches des valeurs théoriques. Pour des vitesses supérieures à 55 m.s^{-1} , les valeurs sont des valeurs moyennes, car la valeur de l'angle évolue en fonction du temps. La Figure 5-6 présente l'évolution de l'angle de vrillage en fonction du temps pour les différentes vitesses étudiées. On remarque qu'au-dessus de 55 m.s^{-1} , les valeurs de l'angle de vrillage ont tendance à osciller et que plus on augmente la vitesse plus les oscillations sont importantes.

De plus, durant la période de transition, avant que les valeurs ne commencent à se stabiliser (entre 0 s et 0.075 s), l'angle de vrillage ne présente pas du tout la même variation. Jusqu'à une vitesse de 57.5 m.s^{-1} , les valeurs augmentent en un premier pic rapide (à 0.01 s) puis ensuite se stabilisent peu à peu. À 60 et 62.5 m.s^{-1} , les valeurs atteignent le pic beaucoup moins rapidement (0.03 s) et puis décroissent pour atteindre leurs valeurs d'oscillation. Pour l'essai avec une vitesse de 65 m.s^{-1} , la valeur de l'angle de vrillage augmente fortement et réalise une première oscillation complète avec une amplitude très importante, pour ensuite continuer d'osciller avec une amplitude plus faible.

Cette étude de la vitesse de divergence a démontré que la modélisation des interactions fluide-structure a des limites, notamment lorsque les déformations de la structure sont importantes. Cependant, les résultats pour des faibles déformations sont très proches de la théorie.

5.3 Décrochage dynamique

5.3.1 Définition

Le décrochage dynamique intervient pour des profils subissant des déplacements instationnaires. Ces déplacements engendrent des effets dynamiques très importants, dépendamment de la direction des déplacements du profil et de la fréquence à laquelle ces déplacements apparaissent. Le paragraphe suivant, traduction d'un passage extrait de la référence [29] définit le décrochage dynamique :

« Premièrement, un tourbillon commence à se développer près du bord d'attaque du profil au fur et à mesure que l'angle d'attaque est rapidement augmenté et dépasse l'angle de décrochage statique. Ce tourbillon est ensuite dissipé dans le sillage, proche de la paroi du profil, ce qui crée une augmentation de la portance à cause de la succion créée par le vortex. L'amplitude de l'augmentation de la portance dépend de la force du tourbillon et de sa distance par rapport à la paroi. Le mouvement du tourbillon dépend de la forme du profil. Au fur et à mesure que le tourbillon se dissipe en dépassant le bord de fuite, le moment de rotation commence à augmenter rapidement. L'écoulement autour du profil reste décroché jusqu'à ce que l'angle d'attaque diminue suffisamment pour permettre le rattachement. Cette série d'étapes de l'écoulement a pour résultat que la portance, la traînée et le moment de rotation instationnaires présentent une grande hystérésis quand ils sont tracés en fonction de l'angle d'incidence. L'importance de l'hystérésis et la forme de la boucle d'hystérésis varient de manière fortement non-linéaire en fonction de l'amplitude d'oscillation, de l'angle d'attaque principal et de la fréquence réduite d'oscillation. »

La Figure 5-7, extraite de [30] présente les différentes étapes du décrochage dynamique.

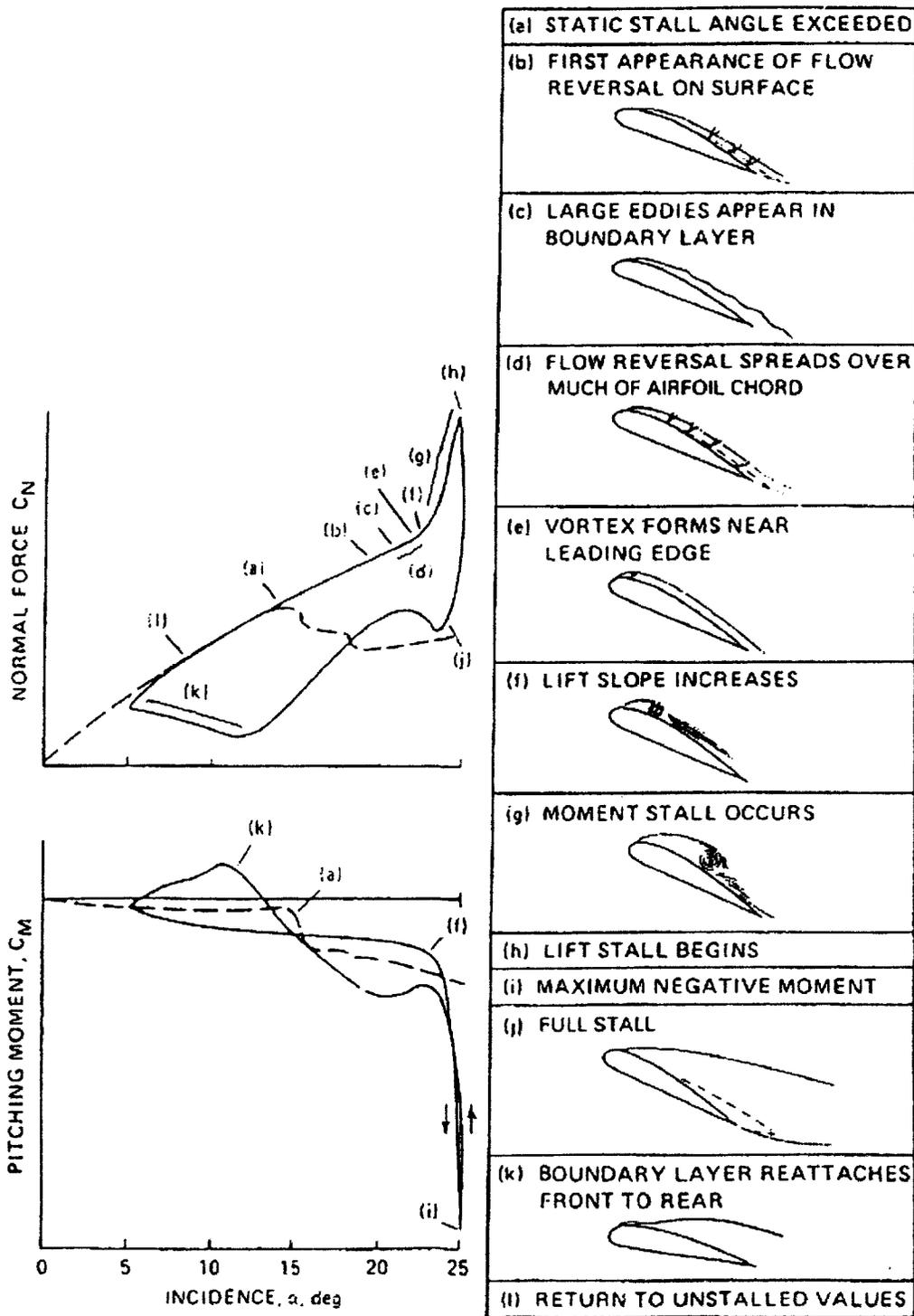


Figure 5-7 : Étapes du décrochage dynamique pour un profil NACA0012

5.3.2 Simulations et données expérimentales

Nous allons modéliser le décrochage dynamique à l'aide du couplage fluide-structure. Afin de valider la qualité de la modélisation nous allons comparer les résultats aux données expérimentales extraites de [22]. Ce travail expérimental, réalisé dans le laboratoire de recherche aéronautique et aérospatiale de l'université d'état de l'Ohio (OSU : Ohio State University Aeronautical and Astronautical Research Laboratory) par Ramsay, nous fournit des résultats pour l'étude du décrochage dynamique. En effet, ce travail présente les caractéristiques du profil pour des angles d'incidence (8° , 14° et 20°), oscillant à différentes amplitudes ($\pm 5.5^\circ$ et $\pm 10^\circ$), à différentes fréquences réduites et pour des nombres de Reynolds compris entre 0.75 et 1.4 million.

La modélisation des phénomènes aéroélastique étant très longue en temps de calcul, il nous faut donc faire des choix parmi les études à réaliser. Ainsi, nous avons choisi de faire l'étude du décrochage dynamique pour une amplitude d'oscillation de 5.5° et une fréquence réduite de $k = \frac{\omega c}{2U_\infty} = 0.026$ (où U_∞ est la vitesse du fluide non perturbé), avec trois angles d'attaque principaux : 8° , 14° et 20° . De plus, nous travaillerons avec un nombre de Reynolds de 1 million comme pour les études sur les modèles aérodynamiques. Du point de vue du maillage, nous nous baserons sur celui utilisé pour l'étude des modèles aérodynamiques et de la vitesse de divergence.

Du point de vue structurel, le profil S809 de corde 0.457m sera soumis à un déplacement d'oscillation autour d'un axe placé à 25% de la corde, l'oscillation ayant les caractéristiques définies plus tôt. La vitesse de l'écoulement est de $U_\infty = 33.8 \text{ m.s}^{-1}$ et l'angle d'incidence initial prend les trois valeurs principales indiquées plus tôt. Pour chaque angle principal, l'étude se fait sur 3 périodes entières d'oscillation.

5.3.3 $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$

Les Figures 5-8, 5-9 et 5-10 présentent l'évolution des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'attaque pour un angle principal de 8° et une oscillation d'amplitude de 5.5° et fréquence réduite de 0.026. Ces graphiques comparent les données expérimentales avec les valeurs calculées par le modèle Leishman-Beddoes (valeurs extraites de [31]) et celles calculées par le couplage ANSYS-CFX. Pour le couplage ANSYS-CFX le modèle aérodynamique utilisé est le modèle «k- ω SST intermittency» car l'angle principal est inférieur à 14° .

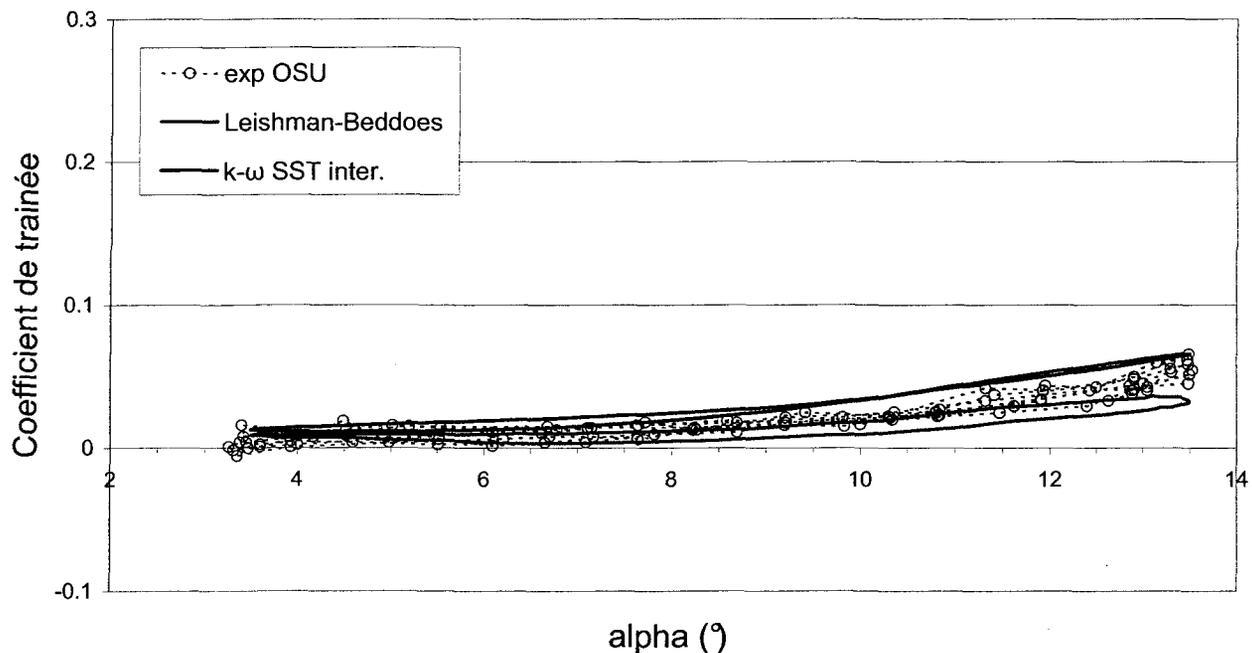


Figure 5-8 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

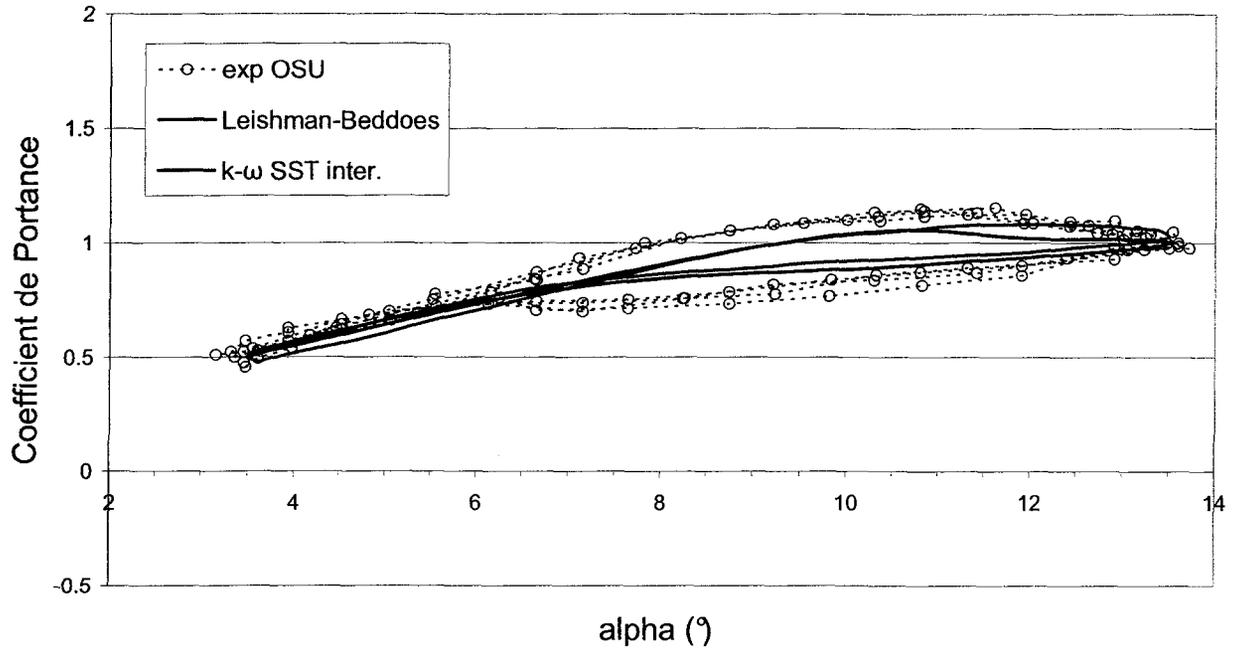


Figure 5-9 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

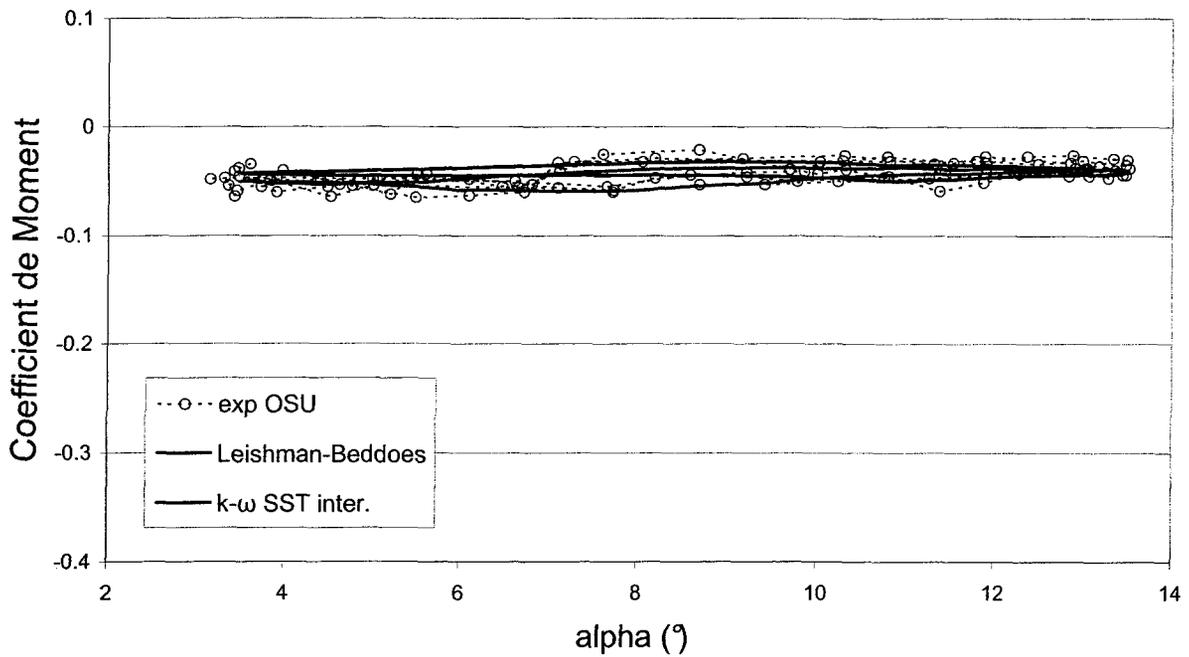


Figure 5-10 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 8^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

Du point de vue des coefficients de traînée et de moment les résultats sont très proches des données expérimentales. On note que pour ces coefficients, l'hystérésis est peu importante. Pour le coefficient de portance, le modèle «k- ω SST intermittency» sous-estime l'hystérésis et prédit un coefficient de portance inférieur aux données expérimentales pour la partie où l'angle est croissant puis un coefficient de portance supérieur à celui des données expérimentales lorsque l'angle décroît. On remarque aussi que le décrochage (moment à partir duquel malgré l'augmentation de l'angle la portance diminue) intervient plus tôt que dans les valeurs expérimentales (10.75° au lieu de 11.75°).

5.3.4 $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$

Les Figures 5-11, 5-12 et 5-13 présentent l'évolution des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'attaque pour un angle principal de 14° et une oscillation d'amplitude de 5.5° et fréquence réduite de 0.026. Ces graphiques comparent les données expérimentales avec les valeurs calculées par le modèle Leishman-Beddoes (valeurs extraites de [31]) et celles calculées par le couplage ANSYS-CFX. Pour le couplage ANSYS-CFX le modèle aérodynamique utilisé est le modèle k- ω SST purement turbulent, car l'angle principal est de 14°.

On remarque qu'avant 17° le modèle utilisé a tendance à surestimer le coefficient de traînée, que ce soit pour un angle croissant ou décroissant. Puis, pour des angles supérieurs à 17° les valeurs prédites sont plus proches des données expérimentales.

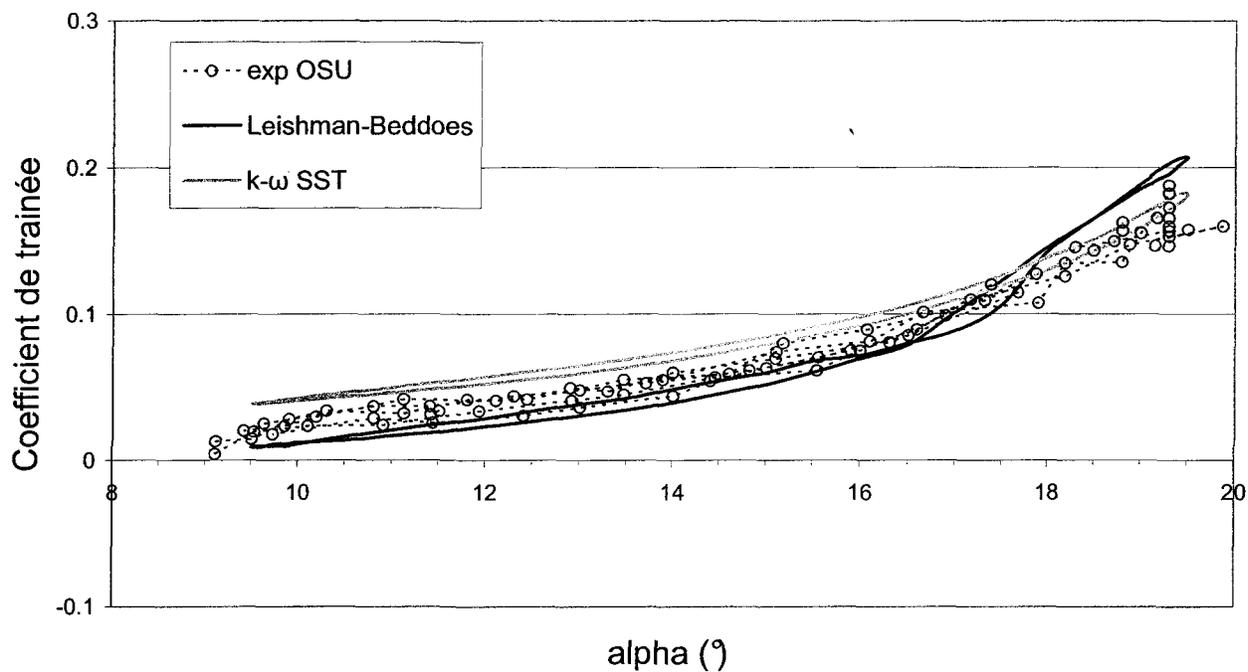


Figure 5-11 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

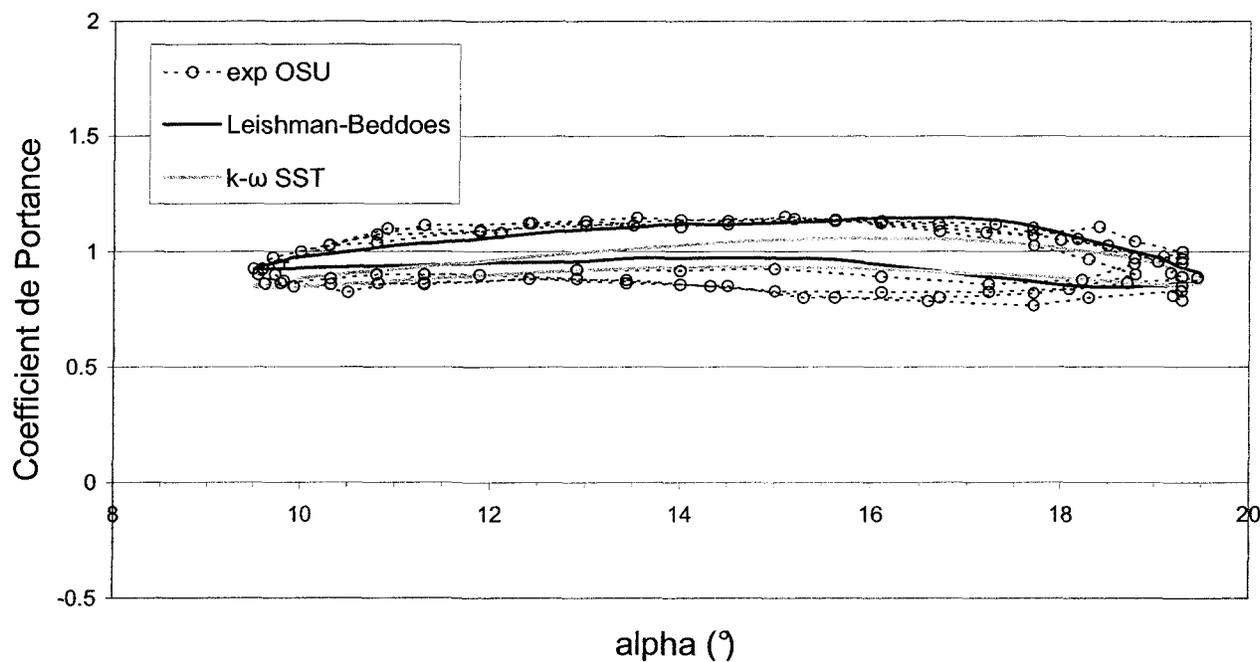


Figure 5-12 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

Comme pour le coefficient de traînée, le modèle donne de meilleurs résultats pour le coefficient de portance lorsque l'angle dépasse 17°. On note aussi que le modèle sous-estime le coefficient de portance lorsque l'angle est croissant ou décroissant. De plus, les valeurs prédites lorsque l'angle est décroissant sont plus proches des données expérimentales pour des angles inférieurs à 13°.

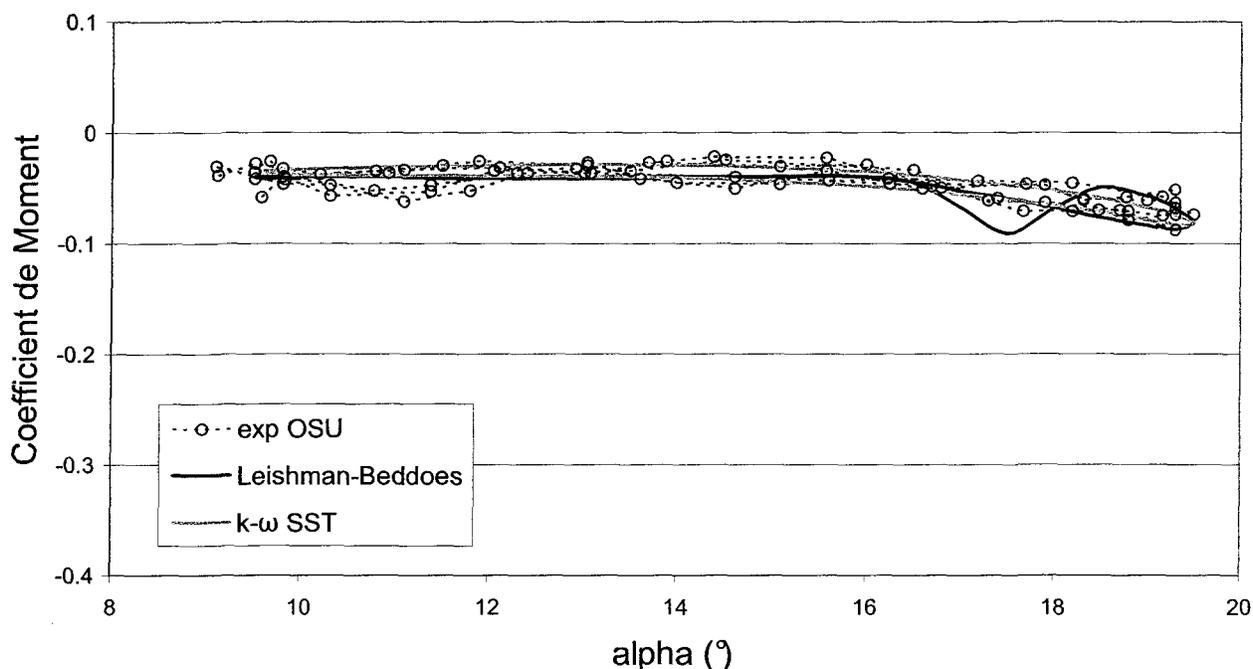


Figure 5-13 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 14^\circ + 5.5^\circ \sin(\alpha t)$ et $k = 0.026$

Pour le coefficient de moment, les résultats sont proches des valeurs expérimentales.

5.3.5 $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$

Les Figures 5-14, 5-15 et 5-16 présentent l'évolution des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'attaque pour un angle principal de 20° et une oscillation d'amplitude de 5.5° et fréquence réduite de 0.026. Ces graphiques comparent les données expérimentales avec les valeurs calculées par le modèle Leishman-Beddoes (valeurs extraites de [31]) et celles calculées par le couplage ANSYS-CFX. Pour le couplage ANSYS-CFX, le modèle aérodynamique utilisé est le modèle k- ω SST purement turbulent car l'angle principal est supérieur à 14° .

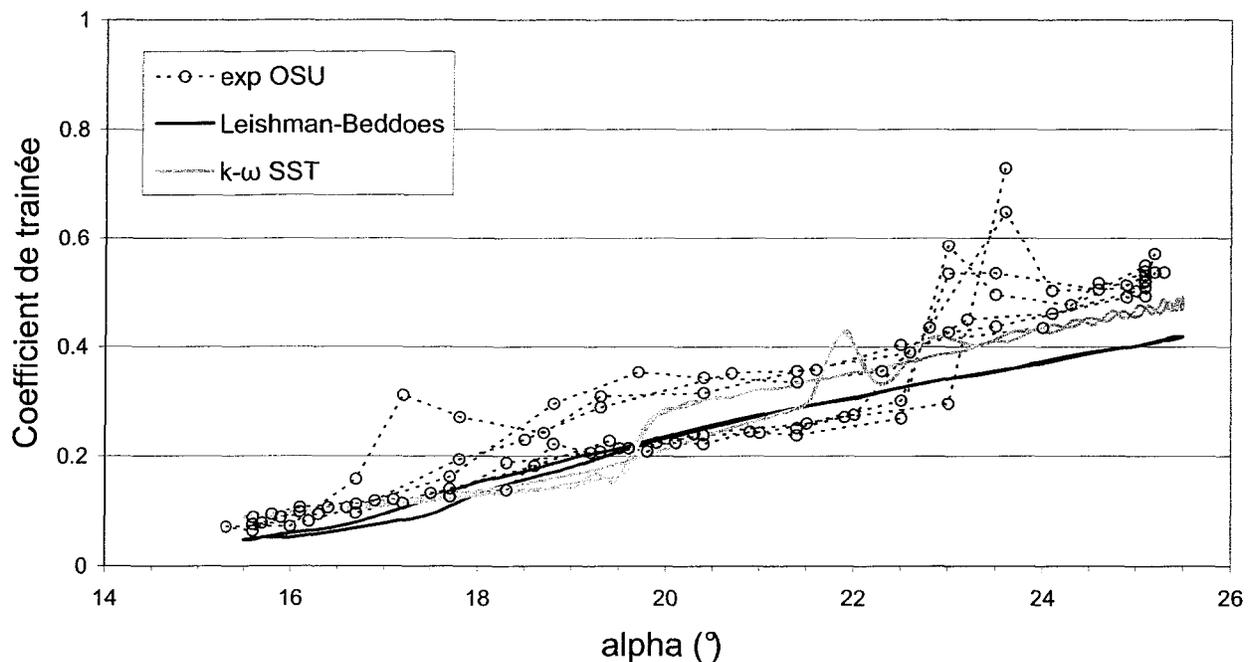


Figure 5-14 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

Pour le coefficient de traînée, les résultats du modèle k- ω SST sont assez proches des valeurs expérimentales mais ils prévoient le décrochage (lorsque l'angle augmente) et le rattachement (lorsque l'angle diminue) trop tôt. On note aussi des oscillations du coefficient comme dans les données expérimentales.

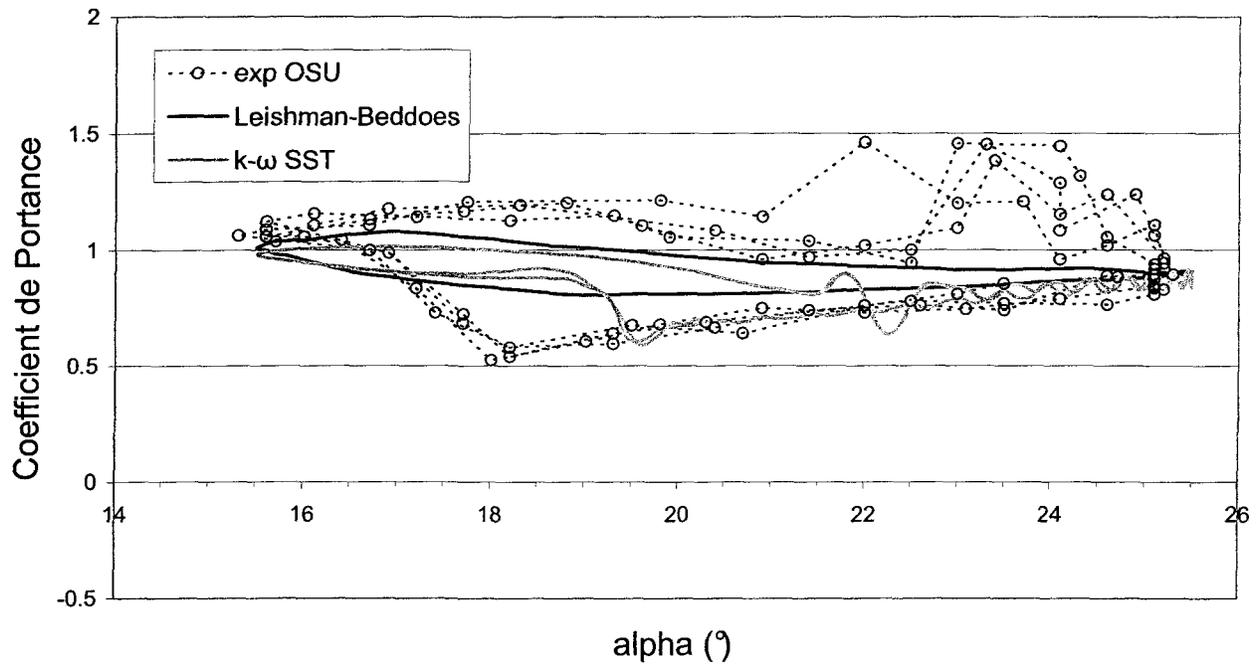


Figure 5-15 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

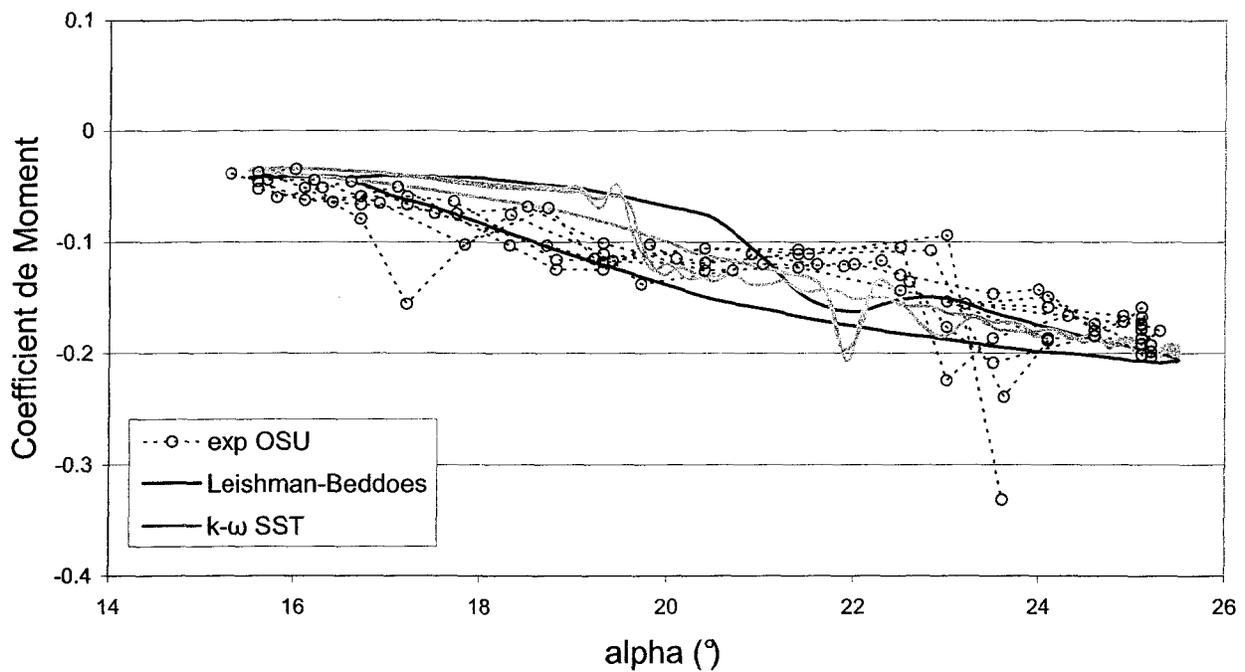


Figure 5-16 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque pour $\alpha = 20^\circ + 5.5^\circ \sin(\omega t)$ et $k = 0.026$

Pour le coefficient de portance, comme précédemment, le modèle k- ω SST a tendance à sous-estimer la valeur du coefficient lorsque l'angle augmente. De plus, on note l'apparition d'oscillations dues au lâché de tourbillon après le décrochage qui sont prédites plus tôt par le modèle k- ω SST que lors des expérimentations (21.5° pour le modèle k- ω SST et 22.5° pour les valeurs expérimentales). Lorsque l'angle décroît, la valeur du coefficient est très proche des valeurs expérimentales, mis à part au moment du rattachement prévu trop tôt par le modèle (19.5° pour le modèle et 18° pour les valeurs expérimentales).

De la même manière que pour les autres coefficients, pour le coefficient de moment les résultats du modèle k- ω SST sont assez proches des valeurs expérimentales mais qu'ils prévoient le décrochage et le rattachement trop tôt.

5.3.6 Comparaison générale

Les Figures 5-17, 5-18 et 5-19 présentent l'évolution des coefficients aérodynamique en fonction de l'angle d'attaque en comparant les valeurs statique et dynamique proposées par le couplage ANSYS-CFX et les données expérimentales. Ces trois figures illustrent la difficulté pour le modèle k- ω SST (qu'il soit purement turbulent ou avec un modèle de transition) de prédire les valeurs des coefficients lorsque l'angle d'attaque augmente. Cependant, on note que le modèle k- ω SST purement turbulent arrive à prédire assez bien les valeurs des coefficients lorsque l'angle décroît pour des angles supérieurs à 20°.

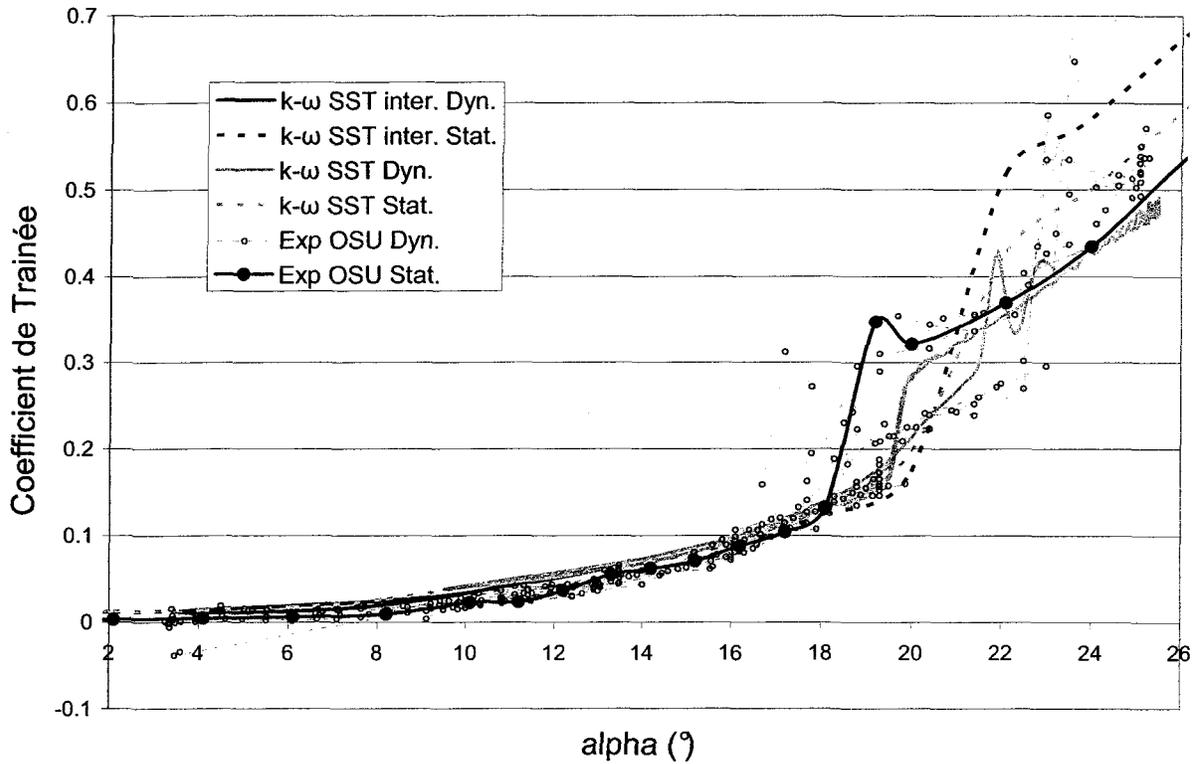


Figure 5-17 : Comparaison du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque

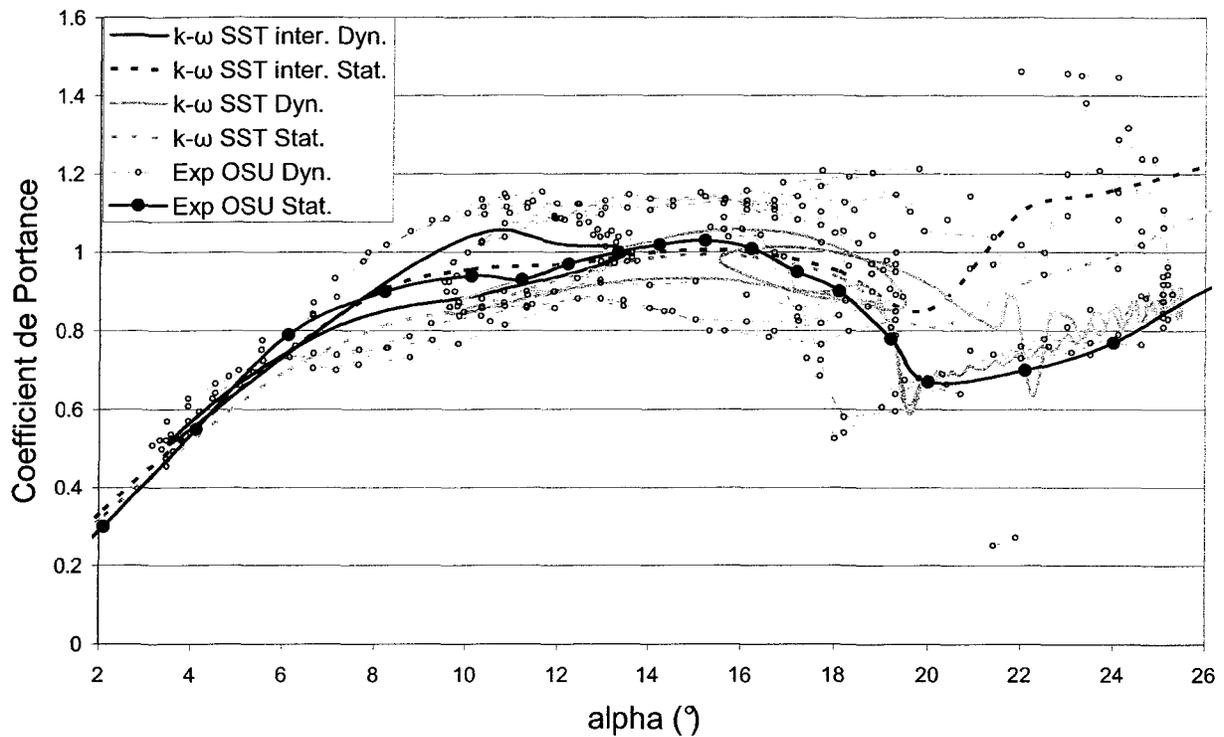


Figure 5-18 : Comparaison du coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque

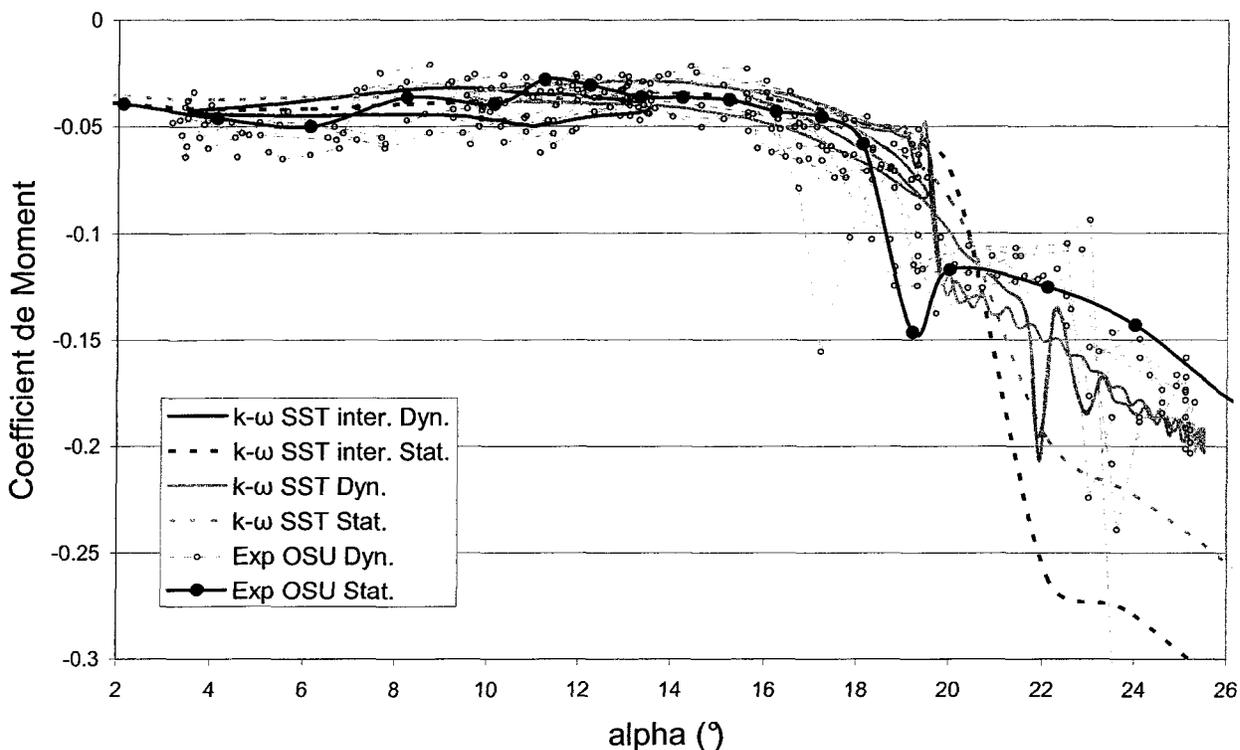


Figure 5-19 : Comparaison du coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque

5.4 Conclusion

Ce chapitre nous a permis de voir la complexité du couplage fluide-structure. En effet, il y a différentes façon de réaliser le couplage entre les logiciels et chacune de ces façons considère un couplage plus ou moins fort mais aussi plus ou moins couteux en temps de calcul. De plus, le couplage avait des limites basés sur les limites de chacun des modèles utilisés (structure et aérodynamique) et il fallait être conscient des ces limites afin de pouvoir comprendre davantage les résultats. En effet, avec l'étude de la vitesse de divergence nous avons vu que les limites du modèle de structure entraînaient des erreurs dans les prédictions de l'angle de vrillage. De même, l'appréciation des résultats est assez complexe puisqu'il est difficile de déterminer la source des erreurs, de savoir

si c'est un des modèles qui n'est pas assez pertinent ou si c'est le couplage lui-même qui n'est pas suffisamment développé.

Ce chapitre nous a aussi permis de constater que les résultats obtenus par le couplage peuvent être très intéressants et nous permettre de mieux saisir la physique des phénomènes aéroélastiques. Les résultats sont assez satisfaisants par rapport aux mesures expérimentales pour permettre aux concepteurs de simuler les problèmes d'interaction fluide-structure.

CHAPITRE 6

CONCLUSION

Cette étude nous a permis d'illustrer toutes les démarches à réaliser afin de pouvoir modéliser l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne. La première étude sur le domaine et le maillage a identifié l'importance du choix du domaine, de l'impact sur des conditions limites, l'influence du nombre de Mach, celle de la couche limite et enfin l'impact de la finesse du maillage. La deuxième partie, sur les modèles de turbulence, a permis de conclure que le modèle $k-\omega$ SST prédit mieux les coefficients aérodynamiques que les autres modèles mais qu'il nécessite une formulation de la transition laminaire-turbulente. La troisième partie, l'étude des modèles de transition, a montré que le modèle « $k-\omega$ SST intermittency» est le modèle de transition qui donne les meilleurs résultats et le plus simple d'utilisation pour des angles d'incidence réduits. Cependant, à partir de 20° , c'est le modèle $k-\omega$ SST purement turbulent qui est le plus adapté. La dernière partie, sur les phénomènes aéroélastiques, a montré les possibilités du couplage des logiciels afin d'obtenir des résultats assez proches de la réalité. En effet on a vu que le couplage des logiciels ANSYS et CFX donne de bons résultats pour la prédiction du décrochage dynamique.

Ainsi nous avons pu déterminer comment modéliser l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne aussi bien du point de vue aérodynamique que du point de vue de l'interaction avec la structure. Cette maîtrise n'est qu'une première étape dans la

modélisation des éoliennes et l'intégration des phénomènes aéroélastique dans la conception de ces dernières. Cependant on note que certains points méritent d'être approfondis davantage :

- La mise en place d'un modèle de turbulence valable, quelque soit l'angle d'attaque, permettrait une meilleur évaluation des coefficients aérodynamiques lors de l'étude des oscillations du profil avec des amplitudes plus importantes que celles vues ici. En effet le logiciel CFX permet une certaine évolution des modèles comme, par exemple, faire évoluer la valeur du coefficient d'intermittence en fonction de la distance par rapport à la paroi du profil.
- Ensuite, une étude sur la taille des pas de temps nécessaire pour une simulation transitoire permettrait sans doute de gagner en temps de calcul. De plus, cette analyse permettrait une meilleure compréhension des phénomènes instationnaires, notamment les lâchés de tourbillons.
- Enfin, une étude plus poussée sur le décrochage dynamique, avec des amplitudes plus importantes, avec d'autres fréquences réduites d'oscillation donnera davantage d'éléments de comparaison pour valider le couplage ANSYS-CFX dans le but d'étudier les éoliennes. De plus, cette étude pourra aussi permettre d'approfondir la connaissance des options de couplage et de voir s'il y a possibilité de gagner en temps de calcul.

Cette maîtrise est aussi le point de départ d'autres études comme la modélisation de l'écoulement autour d'une pale d'éolienne complète avec son étude aéroélastique et la prédiction des courbes de puissance.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Association Canadienne de l'énergie éolienne. *Le Canada devient le 12^{ème} pays au monde à dépasser 2000 MW de puissance éolienne installée*, 10 décembre 2008
- [2] The Wind Power : base de données sur les éoliennes et parcs éoliens, pays : Canada, février 2009.
- [3] Industrie Canada. *Energie Renouvelable: Energie éolienne*, 12 décembre 2008
- [4] Ahlström A. *Aeroelastic simulation of wind turbine dynamics*. Doctoral thesis in Structural Mechanics, KTH, Sweden, 2005.
- [5] Rasmussen F, Hansen MH, Thomsen K, Larsen TJ, Bertagnolio F, Johansen J, et al. *Present status of aeroelasticity of wind turbines*. Wind Energy 2003; 6: 213–28.
- [6] Bak C, *Research in Aeroelasticity EFP-2005*, Risø-R-1559(EN), May 2006.
- [7] Bak C, *Research in Aeroelasticity EFP-2006*, Risø-R-1611(EN), July 2007.
- [8] M. O. L. Hansen, J. N. Sorensen, S. Voutsinas, N. Sorensen, and H. A. Madsen, *State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity*, Progress in Aerospace Sciences; 42: 285-330, 2006.
- [9] Glauert H. Airplane propellers. In: Durand WF, editor. *Aerodynamic theory*. New York: Dover Publications; 1963.
- [10] Shen WZ, et al. *Tip loss corrections for wind turbine computations*. Wind Energy 2005;8(4):457–75.
- [11] Snel H, Schepers JG. *Joint Investigation of dynamic inflow effects and implementation of an engineering method*. ECN-C-94-107, 1995.
- [12] Schepers JG, Snel H. *Dynamic inflow: yawed conditions and partial span pitch control*. ECN-C-95-056, 1995.
- [13] Milne-Thomson LM. *Theoretical aerodynamics*. New York: Dover Publications; 1966.
- [14] van Kuik GAM. *On the limitations of Froude's actuator disc concept*. PhD thesis, Eindhoven University of Technology, Netherlands, 1991.

- [15] Duque EPN, van Dam CP, Hughes S. *Navier–Stokes Simulations of the NREL combined experiment Phase II rotor*. proceedings 1999, ASME wind energy symposium, 37th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA 99-0037, Reno, NV, January 1999.
- [16] T. Tardif d'Hamonville, A. Ilinca, *Modélisation de l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne, Phase 1 : Domaine d'étude et Maillage*. Rapport technique, Université du Québec à Rimouski, décembre 2008.
- [17] T. Tardif d'Hamonville, A. Ilinca, *Modélisation de l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne, Phase 2 : Modèles Aérodynamiques*. Rapport technique, Université du Québec à Rimouski, février 2009.
- [18] T. Tardif d'Hamonville, A. Ilinca, *Modélisation de l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne, Phase 3 : Phénomènes Aéroélastiques*. Rapport technique, Université du Québec à Rimouski, août 2009.
- [19] M. M. Hand, D. A. Simms, L. J. Fingersh, D. W. Jager, J. R. Cotrell, S. Schreck, and S. M. Larwood, *Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns*, NREL TP-500-29955, December 2001 2001.
- [20] D. Simms, S. Schreck, M. Hand, and L. J. Fingersh, *NREL Unsteady Aerodynamics Experiment in the NASA-Ames Wind Tunnel: A Comparison of Predictions to Measurements*, NREL TP-500-29494, June 2001 2001.
- [21] Somers, D.M. *Design and Experimental Results for the S809 Airfoil*. NREL/SR-440-6918, 1997
- [22] Reuss Ramsay R., Hoffman M. J., Gregorek G. M. *Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S809 Airfoil*. Master thesis, NREL Ohio State University, Ohio, NREL/TP-442-7817, December 1995.
- [23] Bhaskaran, *Tutorial Fluent*.
- [24] Nathan Logsdon. *A procedure for numerically analyzing airfoils and wing sections*. thesis, University of Missouri, Columbia, December 2006.
- [25] ANSYS CFX, Release 11.0
- [26] F. Villalpando, *Simulation numérique pour la prédiction des coefficients de traînée et de portance d'un profil NACA 63-415 givré*. Master Thesis 2007.
- [27] ANSYS, Release 10.0

- [28] Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman RL. *Aeroelasticity*. Dover Publications: New York, 1955.
- [29] Ekaterinaris, J. A., and Platzer, M. F. Computational Prediction of Airfoil Dynamic Stall. *Prog. Aerospace Sci.* 33 (1998), 759–846.
- [30] Carr, L. W. Progress in analysis and Prediction of Dynamic Stall. *J. Aircraft* 25, 1 (1988), 6–17.
- [31] Gupta S., Leishman J.G. *Dynamic Stall Modelling of the S809 Aerofoil and Comparison with Experiments*. *Wind Energy* 2006; 9: 521-547.

ANNEXE A COORDONNEES ET SECTION DU PROFIL S809

Tableau A-1 : Coordonnées relatives du profil S809

Abscisse	Ordonnée supérieure	Abscisse	Ordonnée inférieure
0	0	0	-0.0001
0.00037	0.00275	0.0014	-0.00498
0.00575	0.01166	0.00933	-0.01272
0.01626	0.02133	0.02321	-0.02162
0.03158	0.03136	0.04223	-0.03144
0.05147	0.04143	0.06579	-0.04199
0.07568	0.05132	0.09325	-0.05301
0.1039	0.06082	0.12397	-0.06408
0.1358	0.06972	0.15752	-0.07467
0.17103	0.07786	0.19362	-0.08447
0.2092	0.08505	0.23175	-0.09326
0.24987	0.09113	0.27129	-0.1006
0.29259	0.09594	0.31188	-0.10589
0.33689	0.09933	0.35328	-0.10866
0.38223	0.10109	0.39541	-0.10842
0.42809	0.10101	0.43832	-0.10484
0.47384	0.09843	0.48234	-0.09756
0.52005	0.09237	0.52837	-0.08697
0.56801	0.08356	0.57663	-0.07442
0.61747	0.07379	0.62649	-0.06112
0.66718	0.06403	0.6771	-0.04792
0.71606	0.05462	0.72752	-0.03558
0.76314	0.04578	0.77668	-0.02466
0.80756	0.03761	0.82348	-0.01559
0.84854	0.03017	0.86677	-0.00859
0.88537	0.02335	0.90545	-0.0037
0.91763	0.01694	0.93852	-0.00075
0.94523	0.01101	0.96509	0.00054
0.96799	0.006	0.98446	0.00065
0.98528	0.00245	0.99612	0.00024
0.99623	0.00054	1	0
1	0		

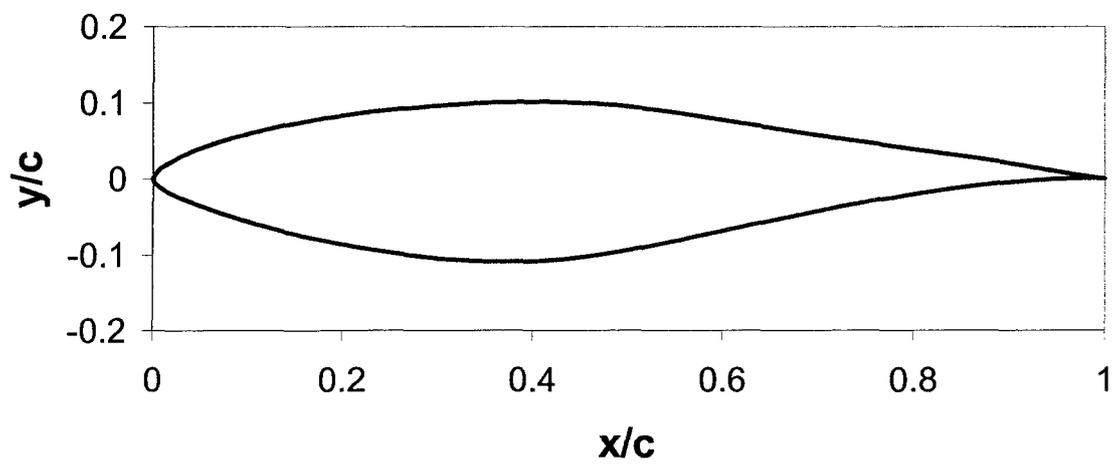


Figure A-1 : Section du profil S809

ANNEXE B MAILLAGE RETENU POUR L'ETUDE AERODYNAMIQUE

Tableau B-1 : Coordonnées du domaine de calcul retenu pour l'étude aérodynamique

Point	X (m)	Y (m)	Z (m)
A	0.457	6.25	0
B	10.457	6.25	0
D	10.457	- 6.25	0
E	0.457	- 6.25	0
G	0.457	0	0
H	0	0	0

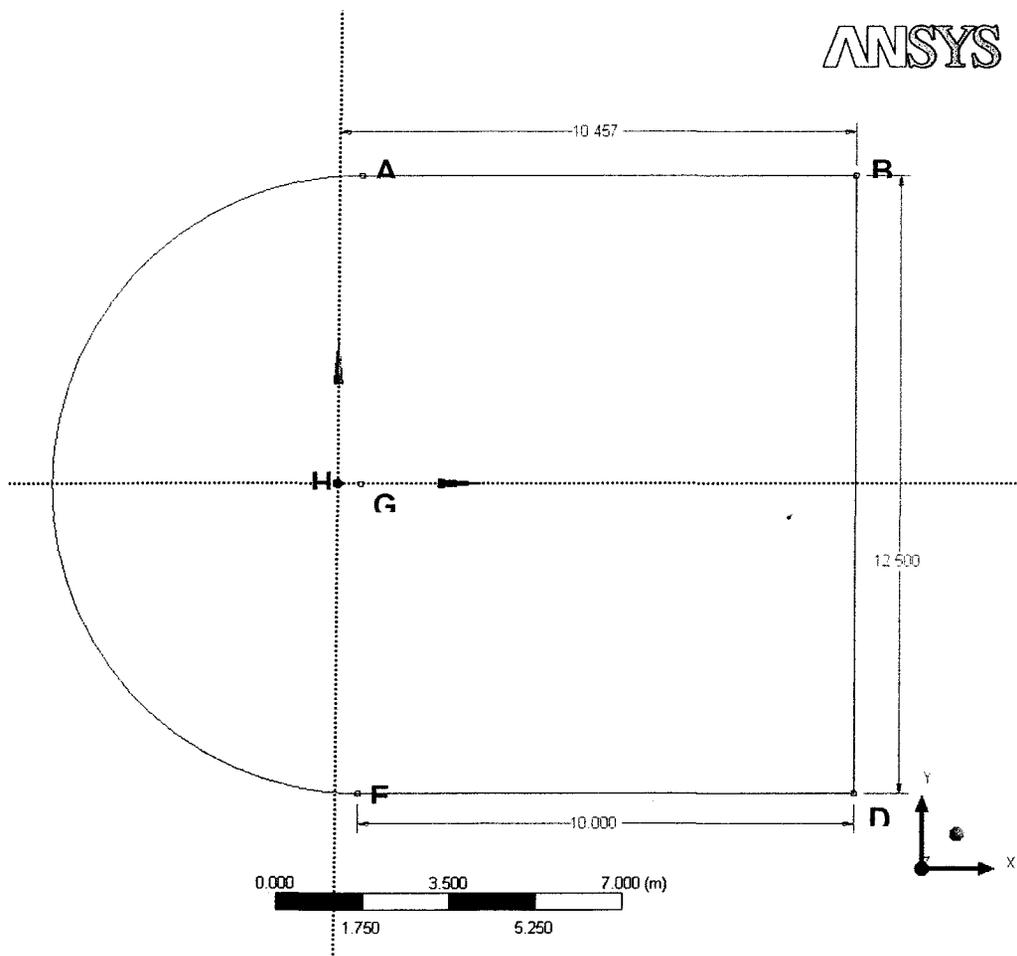


Figure B-1 : Domaine de calcul retenu pour l'étude aérodynamique

ANNEXE C MAILLAGE RETENU POUR L'ETUDE AERODYNAMIQUE

Tableau C-1 : Définition du maillage retenu pour l'étude aérodynamique

Dénomination	Valeur
a_1 (m)	0.001
f_2	1.02
a_7 (m)	0.2
f_4	1.02
a_3 (m)	0.00001
n_3	17
f_1	1.19

ANSYS

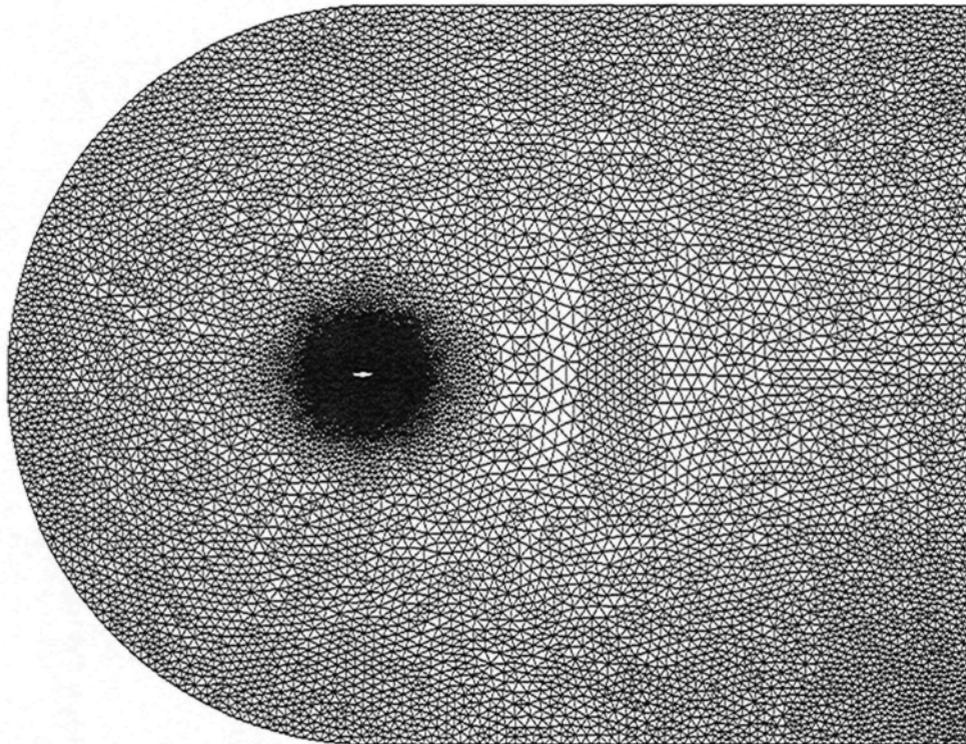


Figure C-1 : Maillage retenu pour l'étude aérodynamique

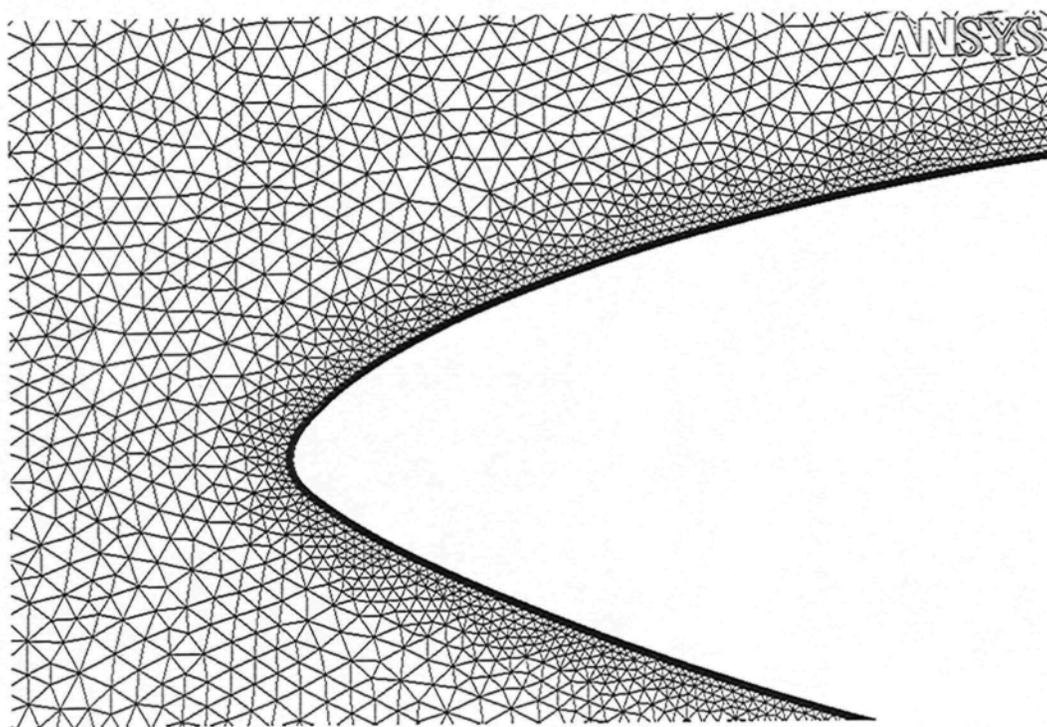


Figure C-2 : Premier zoom sur le maillage

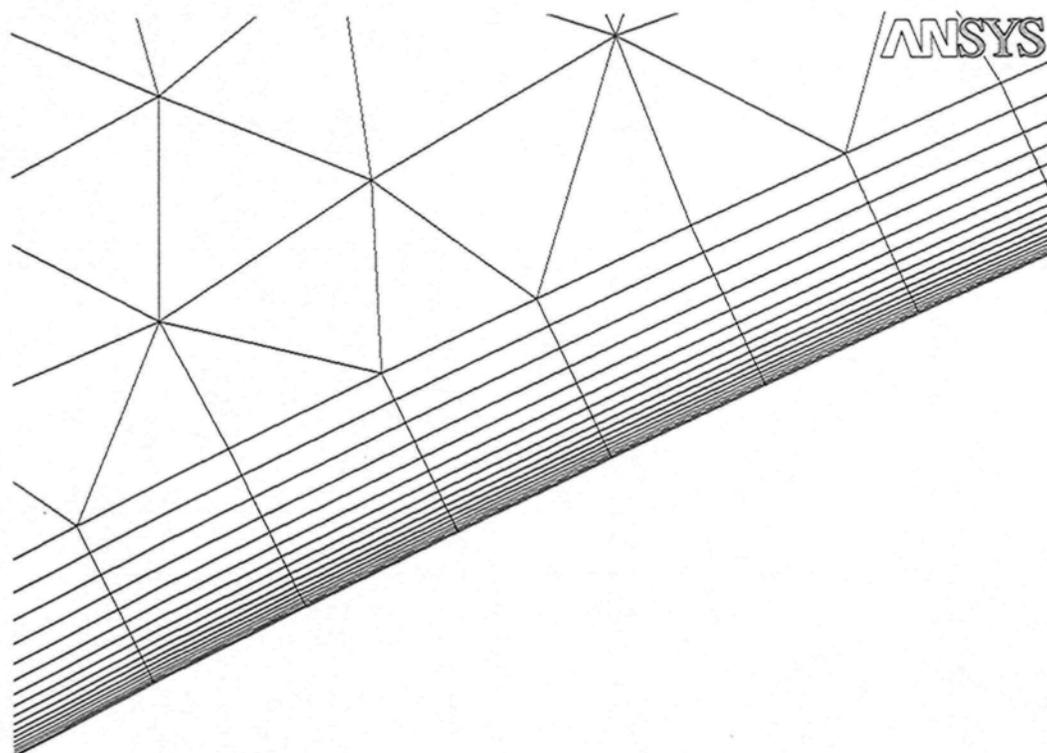


Figure C-3 : Second zoom sur le maillage

ANNEXE D MINIMA ET MAXIMA POUR LA COMPARAISON DES MODELES AERODYNAMIQUES

Tableau D-1 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 8.2°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω	0	67.4707
	k- ω BSL	0	68.169
	k- ω SST	0	63.2495

Tableau D-2 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 14.2°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω	0	88.4229
	k- ω BSL	0	92.385
	k- ω SST	0	84.77

Tableau D-3 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 20°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω	0	101.883
	k- ω BSL	0	103.413
	k- ω SST	0	84.0278

ANNEXE E MINIMA ET MAXIMA POUR LA COMPARAISON DES MODELES DE TRANSITION

Tableau E-1 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 8.2°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω SST	0	63.2495
	k- ω SST inter.	0	66.2647
	k- ω SST $\gamma\theta$	0	66.88884

Tableau E-2 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 14.2°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω SST	0	84.77
	k- ω SST inter.	0	85.2332
	k- ω SST $\gamma\theta$	0	84.7568

Tableau E-3 : Comparaison des maxima et minima calculé pour un angle de 20°

	modèle	minimum	maximum
Vitesse (m/s)	k- ω SST	0	84.0278
	k- ω SST inter.	0	87.9842
	k- ω SST $\gamma\theta$		

