

RAPPORT DE STAGE

D.E.A. de Conversion de l'Energie
Université Pierre et Marie Curie - Paris-VI

Validation d'une fermeture RSM sur des profils d'ailes

Ioannis K. NOUSIS

Mars-Septembre 2000

Laboratoire d'Energétique et de Mécanique des Fluides Interne
Bâtiment 511, Campus Universitaire d'Orsay
91 405 Orsay

Table des Matières

1	Introduction	1
2	Le Modèle Reynolds Stress	3
2.1	Les Equations Navier-Stokes moyennées	3
2.2	Modélisation	4
2.2.1	Flux de chaleur turbulente	4
2.2.2	Equation de transport exacte aux tensions de Reynolds	5
2.2.3	Termes de compressibilité	5
2.2.4	Dissipation de l'énergie cinétique turbulente	5
2.2.5	Diffusion	5
2.2.6	Redistribution	6
2.2.7	Termes d'écho parietal	6
2.3	Résolution	7
3	Le Maillage	8
3.1	Maillage biharmonique	8
3.1.1	Topologie du maillage	9
3.1.2	Frontière carrée	9
3.1.3	Formulation mathématique	10
3.2	Adaptation et paramètres numériques	11
3.3	Maillage des profils NACA 0012 et RAE 2822	13
4	Résultats	14
4.1	Phénoménologie de l'écoulement	14
4.2	Interactions turbulentes autour d'un profil	16
4.3	NACA 0012	18
4.3.1	M=0.6, Re=9000000	18
4.3.2	M=0.8, Re=9000000	21
4.3.3	Incidence nulle, Re=9000000	23
4.4	RAE 2822	29
4.5	Possibles sources d'erreurs expérimentales	35
4.6	Possibles sources d'erreurs dues au modèle	36
5	Conclusions et Perspectives	37
A	Initialisation	38
A.1	Conditions à l'infini amont	38
A.2	Champs Lointain	38
A.3	Couche Limite	38
B	Configurations	40
C	Profils	43

D Données Expérimentales	47
D.1 NACA 0012	47
D.2 RAE 2822	67
Bibliographie	83

Nomenclature

α	angle d'incidence
$c_d=c_D$	coefficient de traînée
c_y	coefficient de la composante perpendiculaire de la portance
c_p	coefficient de pression
c	corde du profil
x	abscisse cartésienne
y	ordonnée cartésienne
c_l	coefficient de portance
y^+	distance adimensionnée de la première maille à la paroi
Re	nombre de Reynolds
M_∞	nombre de Mach à l'infini
M_{is}	Mach isentropique
p	pression statique
p_t	pression totale
c_m	coefficient du moment
u	composante horizontale de la vitesse

Chapitre 1

Introduction

La résolution numérique des écoulements transsoniques visqueux autour des profils d'ailes est devenue un domaine d'importance considérable ces dernières années. De nombreux auteurs étudient ces problèmes et un grand nombre d'algorithmes de capacités et de caractéristiques différentes a été développé afin de simuler ce type d'écoulements. En conséquence beaucoup de questions sur la conception et le développement de ces algorithmes ont émergées. Quelques domaines d'intérêt sont associés aux équations qui gouvernent le problème sont, les schémas de discrétisation spatiale, les schémas itératifs, les conditions aux limites, les modèles de turbulence, et les caractéristiques des résultats expérimentaux utilisés pour valider ces simulations numériques.

Dans le cadre de cette étude, un modèle de turbulence Reynolds Stress, RSM¹, a été utilisé pour fermer les équations de Navier-Stokes moyennées. Le modèle a été développé au LEMFI² [1].

Les modèles Reynolds Stress offrent plusieurs avantages par rapport aux modèles à viscosité tourbillonnaire qui présentent des problèmes dans beaucoup de cas, notamment dans des configurations avec des zones de forte recirculation. Une des faiblesses du modèle $k - \varepsilon$ est d'exprimer toutes les composantes du tenseur de Reynolds à l'aide d'une couple unique des échelles de vitesse (u) et de longueur caractéristique de turbulence (l). Dans la modélisation au second ordre (RSM) par contre, le comportement de chaque composante du tenseur de Reynolds est gouverné par une équation du bilan. La démarche théorique conduisant à l'obtention de cette équation du bilan, dans le cas incompressible et compressible obtient immédiatement à partir de l'équation de bilan pour la composante u_i de la vitesse de fluctuation.

Récemment, il a été démontré que pour la résolution numérique d'écoulements complexes, il est très important d'utiliser des modèles de turbulence qui sont indépendants des paramètres géométriques comme la normale et la distance à la paroi. La caractéristique innovatrice du modèle utilisé dans le cadre de cette étude est la suppression des fonctions basées sur ces paramètres qui sont rencontrés dans les termes ϕ_{ij1}^w et ϕ_{ij2}^w [1].

De nombreux auteurs étudient ces problèmes d'écoulement autour des profils d'ailes. Leurs recherches les amènent à essayer de valider différents modèles de turbulence dans des cas plus ou moins difficiles. Rizzetta et Visbal [2] ont étudié le décrochage statique et dynamique à grand angle d'incidence. Ils ont comparé le modèle de Baldwin et Lomax [3] avec le modèle à deux équations $k - \varepsilon$ de Launder-Sharma. Jin et Braza [4] se sont occupés des écoulements détachés instationnaires. Ota, Chakravarthy et Gorski [5] ont étudié l'écoulement à forts angles d'incidence autour d'un profil NACA 0012. Ensuite ils ont comparé les résultats respectivement obtenus, par un code Euler et Navier-Stokes. Rizzi [6] a utilisé les équations d'Euler pour simuler l'écoulement autour des ailes ONERA M6 et RAE A/B₂. Tenaud et Phuoc [7] ont préféré utiliser la simulation à grande échelle pour modéliser l'écoulement détaché compressible autour d'un profil NACA et valider trois modèles de sous-maillages. Magnus et Yoshihara [8] ont décrit l'écoulement transsonique autour d'un profil oscillant. Chyu, Davis et Chang [9] ont repris leur travaux pour développer un outil numérique. Les études sur profil oscillant permettent d'élargir la recherche vers le domaine de l'aéroélasticité et sur les problèmes de flottement.

Le travail consistera à valider le modèle RSM par des calculs stationnaires autour des profils NACA 0012

¹Reynolds Stress Model

²Laboratoire d'Energétique et de Mécanique des Fluides Interne

et RAE 2822. La validation à ce niveau se divise en deux étapes. Premièrement on va essayer à rechercher un grand nombre d'expériences qui ont été faites sur ces deux profils et puis les évaluer, afin de sélectionner celles qui serviront à la validation des nos résultats numériques. Dans cette partie du travail nous allons s'appuyer sur le travail de W.J.McCroskey³ 'A critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil'[10]. McCroskey a examiné et corrélé un grand nombre de résultats expérimentaux qui ont été obtenus dans 40 soufflées aérodynamiques différentes. Ensuite il a proposé les possibles sources d'erreurs provenant des mesures ou des configurations. A la fin de son rapport il regroupe toutes les équipes qui ont effectués des expériences et les a évalué selon leur qualité et précision. Charles D. Harris⁴ [11] était d'après McCroskey une source des résultats très fiables et ses résultats, on va les utiliser pour le cas du profil NACA. Pour le profil RAE 2822 on va s'appuyer sur le travail de P. H. Cook⁵ et al.[12]. Les données de Cook sont assez consistantes, pas seulement dans le cas de distribution de pression autour du profil mais aussi pour le coefficient de frottement C_f , l'épaisseur de déplacement δ_1 et les profils de vitesse dans la couche limite turbulente. Pourtant contrairement au NACA 0012, une seule expérience est disponible.

Nous nous référons également au 'Viscous Transonic Airfoil Workshop dirigé par T.L.Holst[13]. Il traite des résultats d'un groupe de travail sur la comparaison de différents types de modèles de turbulence sur des profils d'ailes commandés par la comité technique de l'AIAA⁶. Les résultats numériques des différents auteurs ont été comparés entre eux ainsi qu'avec les données expérimentales fournies par Charles D. Harris et par P. H. Cook.

³NASA Ames Research Center, Moffett Field California

⁴NASA Langley Research Center, Hampton Virginia

⁵Royal Aircraft Establishment, Farnborough, UK

⁶American Institute of Aeronautics and Astronautics

Chapitre 2

Le Modèle Reynolds Stress

L'approche directe de la turbulence - DNS¹ qui consiste à résoudre les équations instantanées de Navier-Stokes, qui décrirait parfaitement l'écoulement étudié, doit être effectuée dans des maillages extrêmement fins (afin de capturer les plus fines échelles de l'écoulement). Cette approche est donc actuellement limitée (par la capacité des ordinateurs) à l'étude d'écoulements dans des configurations simples, et à des nombres de Reynolds relativement faibles.

Afin d'étudier des écoulements turbulents complexes, l'approche statistique de la turbulence est utilisée. Elle consiste à décomposer chaque grandeur instantanée j des équations des Navier-Stokes, en une grandeur moyenne \bar{j} et une fluctuation turbulente j' .

Les équations de Navier-Stokes étant non linéaires, l'opération de moyennage fait apparaître de nouveaux termes qui traduisent l'influence de la turbulence sur l'écoulement moyen. Le système à résoudre comporte alors plus d'inconnues que d'équations, d'où la nécessité d'utiliser des modèles de fermeture pour le fermer [17].

2.1 Les Equations Navier-Stokes moyennées

L'écoulement est modélisé par les équations moyennées 3D de Navier-Stokes. Les grandeurs instantanées sont décomposées en grandeur moyenne et en grandeur fluctuante. La masse volumique ρ et la pression p sont décomposées suivant la moyenne d'ensemble de Reynolds², les autres variables suivant celle de Favre³.

Les équations de Navier-Stokes moyennées sous forme conservative sont:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_l}{\partial x_l} = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_l} [\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_l + \bar{p} \delta_{il}] + \frac{\partial}{\partial x_l} [\bar{\tau}_{il} - \bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_l''}] = 0 \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} [\bar{\rho} \check{h}_t - \bar{p}] + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_l \check{h}_t}{\partial x_l} - \frac{\partial}{\partial x_l} [\tilde{u}_i (\bar{\tau}_{il} - \bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_l''}) - (\bar{q}_l + \bar{\rho} \widetilde{h'' u_l''})] = S_{\check{h}_t} \quad (2.3)$$

où t représente le temps, x_l la position en coordonnée cartésienne, u_i la composante de la vitesse, ρ la masse volumique, p la pression, δ_{ij} le symbol de Kronecker, τ_{ij} le tenseur des contraintes visqueuses, $(\bar{\cdot})$ la moyenne de Favre, $(\widetilde{\cdot})$ la moyenne de Reynolds, (\cdot'') la fluctuation de Favre, (\cdot') la fluctuation de Reynolds⁴, $\bar{\rho} \widetilde{u_i'' u_l''}$ le tenseur de Reynolds, $\check{h}_t = \tilde{h} + \frac{1}{2} \tilde{u}_i \tilde{u}_i$ l'enthalpie totale de l'écoulement moyen (qui est différente de l'enthalpie

¹Direct Numerical Simulation

² $\phi = \bar{\phi} + \phi'$ avec $\bar{\phi}' = 0$

³ $\phi = \check{\phi} + \phi''$ avec $\check{\phi} = \frac{\bar{\rho} \phi}{\bar{\rho}}$, $\rho \phi'' = 0$, $\bar{\phi}'' \neq 0$, $\bar{\phi}'' = -\frac{\bar{\rho}' \phi''}{\bar{\rho}}$

⁴pour une grandeur b de l'écoulement : $\bar{b} + b'' = \bar{b} + b' \text{et} \bar{b}'' = \bar{b} - \bar{b}'$, et pour deux grandeurs b_1 et b_2 : $\overline{b_1'' b_2''} \equiv \overline{b_1' b_2'} \equiv \overline{b_1' b_2''}$

moyenne total de Favre $\tilde{h}_t = \tilde{h} + \frac{1}{2}\tilde{u}_i\tilde{u}_i + k = \check{h}_t + k = \tilde{h} + \frac{1}{2}\tilde{u}_i\tilde{u}_i$, h l'enthalpie spécifique et $k = \frac{1}{2}\widetilde{u_i''u_i''}$ l'énergie cinétique turbulente. Le symbol (\check{h}_t) est utilisé pour représenter une fonction des grandeurs moyennes qui n'est pas équivalente ni à la moyenne de Favre ni à la moyenne de Reynolds. Le terme source dans l'équation moyenne d'énergie (2.3) est :

$$S_{\check{h}_t} = -(P_k - \bar{\rho}\varepsilon + p'\overline{\frac{\partial u_l''}{\partial x_l}}) + \frac{\partial}{\partial x_l}[\overline{p u_l''}] + (-\bar{p}\delta_{il} + \bar{\tau}_{il})\frac{\partial \overline{u_i''}}{\partial x_l} \quad (2.4)$$

où $P_k = \frac{1}{2}P_{ll}$ est le terme de production de l'énergie cinétique turbulente (égal à la trace du tenseur de production des tensions de Reynolds P_{ij}), et ε sa dissipation. Dans ce modèle le flux de chaleur turbulente est défini comme un transport d'enthalpie $\widetilde{\rho h''u_i''}$. Ce fait impose d'inclure un terme de diffusion de pression dans le terme source. La moyenne des tensions visqueuses est approximée de la manière suivante:

$$\bar{\tau}_{ij} \cong \check{\mu}\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial \tilde{u}_l}{\partial x_l}\delta_{ij}\right); \quad \bar{q} \cong -\check{k}\frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \quad (2.5)$$

et les grandeurs thermodynamiques du milieu gazeux :

$$\bar{p} = \bar{\rho}R_g\tilde{T} = \bar{\rho}\frac{\gamma-1}{\gamma}\tilde{h} \quad (2.6)$$

$$\check{\mu} = \mu(\tilde{T}) = \mu_{273}\frac{\tilde{T}^{\frac{3}{2}}}{273.15^{\frac{3}{2}}}\frac{T_s + 273.15}{T_s + \tilde{T}} \quad (2.7)$$

$$\check{\kappa} = \kappa(\tilde{T}) = \kappa_{273}\frac{\mu(\tilde{T})}{\mu_{273}}[1 + A_k(\tilde{T} - 273.15)] \quad (2.8)$$

où γ est l'exposant isentropique, R_g la constante de gaz pour l'air, μ la viscosité dynamique et κ la conductivité thermique. Pour l'air $R_g = 287.04 \text{ m}^2\text{s}^{-2}$, $\gamma = 1.4$, $\mu_{273} = 17.11 \times 10^{-6} \text{ Pa s}$, $\kappa_{273} = 0.0242 \text{ W m}^{-1}\text{K}^{-1}$, $T_s = 110.4 \text{ K}$, $A_k = 0.00023 \text{ K}^{-1}$.

2.2 Modélisation

2.2.1 Flux de chaleur turbulente

Dans le modèle présent le flux de chaleur turbulente est fermé avec un simple modèle de type gradient:

$$\widetilde{\rho h''u_i''} = -\frac{\mu_T c_P}{Pr_T} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i} \quad (2.9)$$

$$c_P = \frac{\gamma}{\gamma-1}R_g; \quad \mu_T = C_\mu \check{\mu} Re_T^*; \quad C_\mu = 0.09e^{-\frac{3.4}{(1+0.02Re_T^*)^2}}; \quad Re_T^* = \frac{\bar{\rho}k^2}{\check{\mu}\varepsilon^*} \quad (2.10)$$

où c_P est la capacité calorifique en pression constante, Pr_T le nombre de Prandtl turbulent et Re_T^* le nombre de Reynolds turbulent basé sur la dissipation modifié ε^* . Dans notre cas on a pris $Pr_T = 0.9$.

2.2.2 Equation de transport exacte aux tensions de Reynolds

Nous pouvons écrire l'équation de transport exact aux tensions de Reynolds sous la forme suivante:

$$\begin{aligned}
 & \underbrace{\frac{\partial \overline{\rho u_i'' u_j''}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_\ell} (\overline{\rho u_i'' u_j'' \tilde{u}_\ell})}_{\text{convection } C_{ij}} = - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_\ell} (\overline{\rho u_i'' u_j'' u_\ell''} + \overline{p' u_j'' \delta_{i\ell}} + \overline{p' u_i'' \delta_{j\ell}})}_{\text{diffusion turbulente}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_\ell} (\overline{u_i'' \tau_{j\ell}} + \overline{u_j'' \tau_{i\ell}})}_{\text{diffusion visqueuse}} \\
 & + \underbrace{\overline{p'(2D'_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u'_k}{\partial x_k} \delta_{ij})}}_{\text{redistribution } \phi_{ij}} + \underbrace{\overline{p' \frac{2}{3} \frac{\partial u'_k}{\partial x_k} \delta_{ij}}}_{\text{pression-dilatation}} + \underbrace{\left(-\overline{\rho u_i'' u_\ell''} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_\ell} - \overline{\rho u_j'' u_\ell''} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_\ell} \right)}_{\text{production } P_{ij}} - \underbrace{\left(\overline{\tau'_{j\ell}} \frac{\partial u'_i}{\partial x_\ell} + \overline{\tau'_{i\ell}} \frac{\partial u'_j}{\partial x_\ell} \right)}_{\text{dissipation } \bar{\rho} \varepsilon_{ij}} \\
 & - \underbrace{\left(\overline{u_i'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j}} + \overline{u_j'' \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}} - \overline{u_i'' \frac{\partial \bar{\tau}_{j\ell}}{\partial x_\ell}} - \overline{u_j'' \frac{\partial \bar{\tau}_{i\ell}}{\partial x_\ell}} \right)}_{\text{effets directs des fluctuations de masse volumique } K_{ij}} \quad (2.11)
 \end{aligned}$$

Le terme de production (tout comme le terme de convection) n'est pas à modélisé puisqu'il ne fait intervenir que des grandeurs connues, à savoir les gradients de la vitesse moyenne et le tenseur de Reynolds.

2.2.3 Termes de compressibilité

Dans les cas tests étudiés les effets directs de compressibilité K_{ij} , la corrélation pression-dilatation, et les termes de diffusion de la pression sont négligés:

$$K_{ij} \cong 0 ; \overline{p' \frac{\partial u_l''}{\partial x_l}} \cong 0 ; \overline{p u_l''} \cong 0 ; \overline{u_i''} \cong 0 ; S_{\rho_i} \cong -(P_k - \rho \varepsilon) \quad (2.12)$$

2.2.4 Dissipation de l'énergie cinétique turbulente

Afin d'éviter l'instabilité associée à la condition limite à la paroi $\varepsilon_w = 2\nu_w (\partial \sqrt{k} / \partial n)^2$, une extension compressible de l'équation de Launder-Sharma[14] pour la dissipation modifiée de l'énergie cinétique turbulente,

$$\varepsilon^* = \varepsilon - 2\check{\nu}(\text{grad}\sqrt{k})^2 ; \bar{\rho}\check{\nu} = \check{\mu} \quad (2.13)$$

pour la quelle la condition à la paroi est $\varepsilon_w^* = 0$, a été utilisée. L' équation de transport est la même avec celle de la fermeture $k - \varepsilon^*$ de Launder-Sharma, sauf le terme de diffusion où le coefficient tensoriel de diffusion a été utilisé. La forme de l'équation est la suivante:

$$\frac{\partial \bar{\rho} \varepsilon^*}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_l} (\tilde{u}_l \bar{\rho} \varepsilon^*) - \frac{\partial}{\partial x_l} \left[\left(\check{\mu} \delta_{kl} + C_\varepsilon \frac{k}{\varepsilon^*} \overline{\rho u_k'' u_l''} \right) \frac{\partial \varepsilon^*}{\partial x_k} \right] = C_{\varepsilon 1} P_k \frac{\varepsilon^*}{k} - C_{\varepsilon 2} \bar{\rho} \frac{\varepsilon^{*2}}{k} + \frac{2\check{\mu}\mu_T}{\bar{\rho}} (\nabla^2 \tilde{V})^2$$

où

$$C_\varepsilon = 0.18 ; C_{\varepsilon 1} = 1.44 ; C_{\varepsilon 2} = 1.92(1 - 0.3e^{-Re_T^*}) \quad (2.14)$$

2.2.5 Diffusion

Les termes de diffusion de pression sont négligés. On peut écrire donc pour le terme de diffusion d_{ij} :

$$d_{ij} \cong \frac{\partial}{\partial x_k} \left[-\overline{\rho u_i'' u_j'' u_k''} + \check{\mu} \frac{\partial u_i'' u_j''}{\partial x_k} \right] \quad (2.15)$$

où les corrélations triples sont modélisées suivant Hanjalić et Launder:

$$\widetilde{u''_i u''_j u''_k} \cong -C_s \frac{k}{\varepsilon} \left[\widetilde{u''_i u''_l} \frac{\partial \widetilde{u''_j u''_k}}{\partial x_l} + \widetilde{u''_j u''_l} \frac{\partial \widetilde{u''_k u''_i}}{\partial x_l} + \widetilde{u''_k u''_l} \frac{\partial \widetilde{u''_i u''_j}}{\partial x_l} \right]; \quad C_s = 0.11 \quad (2.16)$$

Ce type de modélisation est préféré parce qu'il respecte la symétrie tensorielle des corrélations triples de vitesse $\widetilde{u''_i u''_j u''_k}$.

2.2.6 Redistribution

Le terme de redistribution ϕ_{ij} augmenté par de le tenseur de dissipation anisotrope est divisé aux termes lents et aux termes rapides et les termes d'écho-parietal qui correspondent:

$$\phi_{ij} - \bar{\rho}(\varepsilon_{ij} - \frac{2}{3}\delta_{ij}\varepsilon) = \phi_{ij1} + \phi_{ij}^w + \phi_{ij2} + \phi_{ij2}^w \quad (2.17)$$

Les termes de redistribution sont les plus importants de la fermeture puisqu'ils contrôlent le décollement et le recollement.

La partie lente ϕ_{ij1} est modélisée par un modèle quasi-linéaire les coefficients duquel ont été modélisé par Launder-Sharma afin de tenir compte de la partie anisotrope du tenseur de dissipation $\varepsilon_{ij} - \frac{2}{3}\delta_{ij}\varepsilon$. Ce terme est non linéaire engendré par les fluctuations de vitesse est il est responsable du retour à l'isotropie en redistribuant l'énergie sur les tensions normales de Reynolds.

$$\phi_{ij1} \cong -C_1 \bar{\rho} \varepsilon a_{ij}; \quad C_1 = 1 + 2.58 A A_2^{\frac{1}{4}} \left[1 - e^{-\left(\frac{Re_T}{150}\right)^2} \right] \quad (2.18)$$

où a_{ij} est le tenseur d'anisotropie

$$a_{ij} = \frac{\widetilde{u''_i u''_j}}{k} - \frac{2}{3}\delta_{ij} \quad (2.19)$$

et C_1 une fonction de ses invariants

$$A_1 = \alpha_{ii} = 0; \quad A_2 = \alpha_{ik}\alpha_{ki}; \quad A_3 = \alpha_{ik}\alpha_{kj}\alpha_{ji}; \quad A = \left[1 - \frac{9}{8}(A_2 A_3) \right] \quad (2.20)$$

Le terme rapide est utilisé pour contrôler le décollement. Il est un terme linéaire engendré par la présence du gradient de vitesse moyenne. Il a été observé que dans les régions décollées $A \rightarrow 1$. Cette observation a été utilisée dans la modélisation afin de bien capter les particularités de ces zones. La forme originale du modèle de Launder-Sharma[15] a été utilisée pour la région proche paroi, puisqu'il donnait le comportement correct des tensions de Reynolds dans cette région. Pour cette raison le coefficient d'isotropisation de production qui a été utilisé suit la fermeture de Launder-Sharma dans la région $A \in [0, 0.55]$, et après il est fortement augmenté. Cette modification est activée à la partie extérieur de la couche limite et dans la zone de décollement.

$$\phi_{ij2} \cong -C_2 \left(P_{ij} - \frac{1}{3}\delta_{ij} P_u \right) \quad (2.21)$$

$$C_2 = \min\left[1, 0.75 + 1.3 \max[0, A - 0.55]\right] A^{\max[0.25, 0.5 - 1.3 \max[0, A - 0.55]]} \left[1 - \max\left(0, 1 - \frac{Re_T}{50}\right) \right] \quad (2.22)$$

2.2.7 Termes d'écho parietal

A proximité de la paroi, les effets de viscosité sont importants et l'écoulement est fortement anisotrope et inhomogène. Il faut donc modéliser au mieux le comportement asymptotique des variables et le fait que les fluctuations de la composante perpendiculaire à la paroi sont amorties plus rapidement que les autres (echo parietal)[16].

Les termes d'écho parietal sont calculés de la manière suivante:

$$\begin{aligned}\phi_{ij1}^w &\cong C_1^w \frac{\varepsilon}{k} \left[\widetilde{\rho u_k'' u_m''} n_k n_m \delta_{ij} - \frac{3}{2} \widetilde{\rho u_k'' u_i''} n_k n_j - \frac{3}{2} \widetilde{\rho u_k'' u_j''} n_k n_i \right] \\ \phi_{ij2}^w &\cong C_2^w \left[\phi_{km2} n_k n_m \delta_{ij} - \frac{3}{2} \phi_{ik2} n_k n_j - \frac{3}{2} \phi_{jk2} n_k n_i \right]\end{aligned}\quad (2.23)$$

où $\vec{e}_n = n_i \vec{e}_i$ est l'unité de la direction pseudonormale. L'effet de la distance de la paroi est inclu dans les fonctions C_1^w et C_2^w .

Afin de construire les termes d'écho parietal, la direction normale à la paroi est modélisé en fonction de la longueur turbulente ℓ_T . Pour corriger le problème de la position maximale de ℓ_T dans la zone de la couche limite, le gradient suivant a été utilisé:

$$\vec{e}_n = n_i \vec{e}_i = \frac{\text{grad} \ell_n}{\|\text{grad} \ell_n\|} ; \quad \ell_n = \frac{\ell_T [1 - e^{-\frac{Re_T}{30}}]}{1 + 2\sqrt{A_2} + A_2^{16}} ; \quad \ell_T = \frac{k^{\frac{3}{2}}}{\varepsilon}\quad (2.24)$$

L'addition du terme A_2^{16} améliore l'approximation dans la direction normale à la paroi dans la zone du pied de l'onde de choc. Les coefficients C_1^w et C_2^w sont modélisés proportionnellement à une puissance du vecteur de la longueur turbulente, pour qu'il disparaisse dans un écoulement homogène.

$$\begin{aligned}C_1^w &= 0.83 \left[1 - \frac{2}{3} (C_1 - 1) \right] \|\text{grad} \ell_1^w\| ; \quad \ell_1^w = \frac{\ell_T [1 - e^{-\frac{Re_T}{30}}]}{1 + 2A_2^{0.8}} \\ C_2^w &= \max \left[\frac{2}{3} - \frac{1}{6C_2}, 0 \right] \|\text{grad} \ell_2^w\| ; \quad \ell_2^w = \frac{\ell_T [1 - e^{-\frac{Re_T}{30}}]}{1 + 1.8A_2^{\max(0.6, A_2)}}\end{aligned}\quad (2.25)$$

2.3 Résolution

Les équations de Navier-Stokes sont ensuite discrétisées. La méthode utilisée est celle des volumes finis, sur maillage structuré utilisant une approche MUSCL⁵ décentrée amont, précise au troisième ordre avec décomposition des flux de Van Leer et utilisant le limiteur de pente de Van Albada.

L'intégration temporelle est implicite, précise au premier ordre avec factorisation approchée (ADI) et résolution des systèmes linéaires par la décomposition LU⁶.

Pour une étude plus approfondie nous pouvons nous reporter à la thèse de I. Vallet [17].

Le programme utilisé était le RSM_2D_Airfoil_1.0.1.r8, et les calculs ont été faits sur le CRAY J90 de Jussieu.

⁵Monotonic Upstream-Centered Scheme for Conservation Laws

⁶Lower Upper

Chapitre 3

Le Maillage

Le premier pas de la chaîne de la simulation numérique du problème est le développement et l'adaptation du maillage autour du profil. Un maillage de bonne qualité est indispensable pendant la procédure du calcul pour que les résultats soient acceptables et utilisables pour pouvoir recueillir des conclusions.

Les méthodes numériques de génération de maillages 2D, consistent à trouver une transformation ϕ permettant de faire correspondre le domaine de calcul physique (x, y) à un domaine cartésien (ξ, η) , afin de retrouver les qualités de régularité et de conformité aux frontières de ce dernier (figure 3.1).

Le maillage structuré utilisé dans le cadre de cette étude a été élaboré lors du travail de thèse de Guy Tsanga [20].

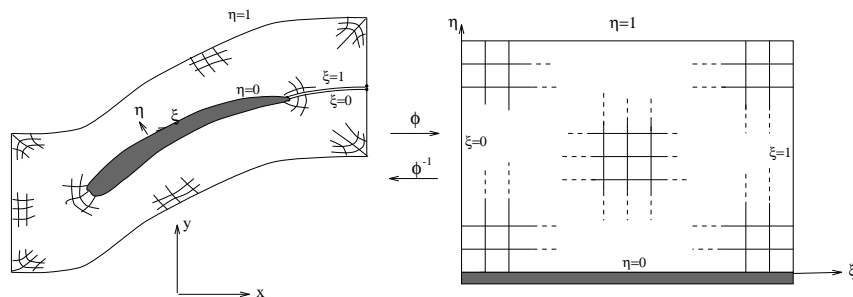


Figure 3.1: Plan physique et plan transformé cartésien.

3.1 Maillage biharmonique

Un nombre considérable des méthodes numériques utilisées actuellement dans le domaine d'aérodynamique pour générer des maillages, est basé sur l'équation de Poisson. En utilisant cette approche les lignes du maillage sont générées comme des lignes équipotentielles et des lignes de courant. L'avantage de cette méthode est la simplicité des équations de Poisson transformées qui peuvent être facilement résolues numériquement. Par contre son désavantage majeure est qu'elle présente des difficultés numériques pendant la résolution des problèmes qui ont besoin de conditions limites suivant la direction normale à la frontière du domaine de calcul.

Ce inconvénient peut être enlevé en utilisant l'équation biharmonique, qui satisfait en même temps les conditions de Dirichlet et de Neumann. Le désavantage de cette méthode est que l'équation génératrice du maillage ne satisfait pas à un principe dans le domaine physique. Sparis [21], en utilisant une méthode alternative a éliminé ce problème. En effet, le maillage est généré par la solution de l'équation biharmonique transformée dans le domaine cartésien, au lieu de la transformation inverse de la solution dans le domaine cartésien.

3.1.1 Topologie du maillage

Les maillages structurés se caractérisent par une répartition géométrique des noeuds dans le domaine de calcul.

Dans le cas de notre problème la simplicité géométrique d'un profil d'aile nous permet d'utiliser soit une topologie en C où une en O monodomaine. Le maillage en O est plus naturel pour un profil d'aile et évite la ligne de coupure au niveau du bord de fuite du maillage en C. De plus à la topologie en O, l'orthogonalité des lignes de maillage est plus naturelle, donc plus facile à imposer. Enfin, le cisaillement des mailles est réduit si la correspondance des noeuds de la frontière extérieure est correctement effectuée. C'est pour ces raisons qu'on a retenu la topologie en O.

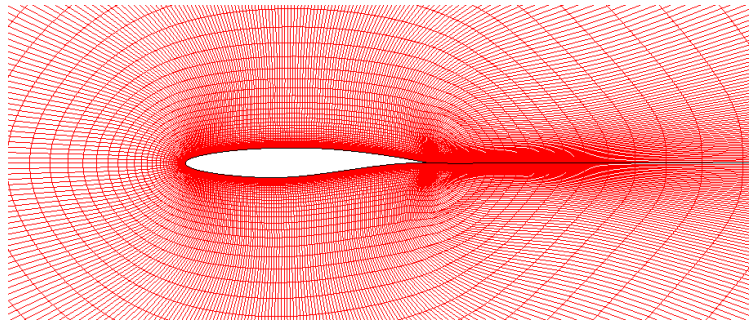


Figure 3.2: Zoom du maillage en O autour du profil RAE 2822

3.1.2 Frontière carrée

Au cours du travail de stage de Christophe Devals [22], le domaine circulaire a été complété par un domaine carré afin d'enlever l'apparition de problèmes de divergence du calcul au niveau des conditions frontières imposées.

Suivant l'angle d'incidence de l'écoulement une rotation du frontière est effectuée qui permet d'obtenir la vitesse d'entrée parallèle au bord haut et bas du maillage. Ainsi quel que soit l'incidence, l'écoulement arrive toujours perpendiculairement au domaine de définition (figure 3.3).

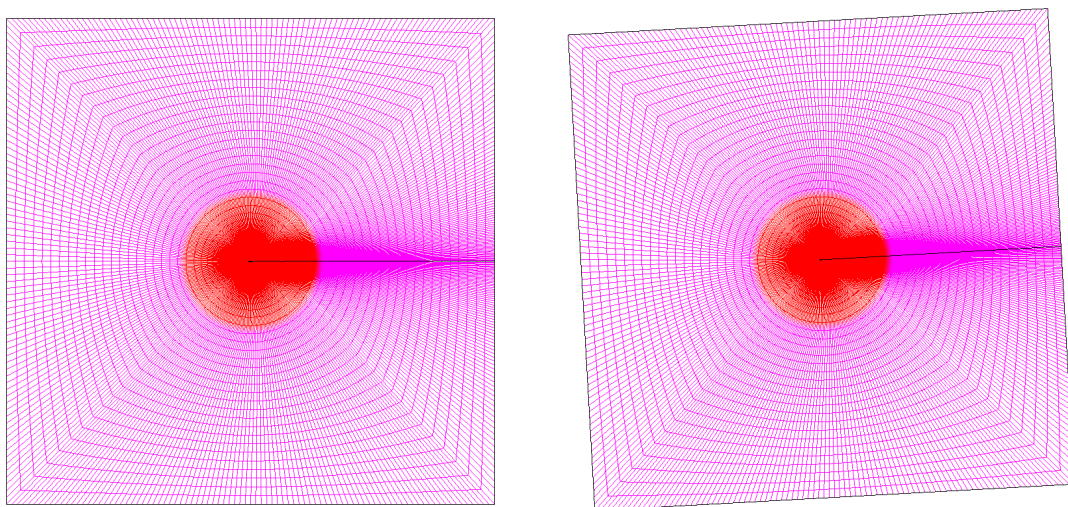


Figure 3.3: Vue globale du domaine et rotation suivant un angle d'incidence de 3.19 degrés

La rotation appliquée est basée sur le changement de repère suivant:

$$\begin{bmatrix} x_{rot} \\ y_{rot} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

où α est l'angle d'incidence, x_{rot}, y_{rot} les coordonnées du domaine transformé et x, y les coordonnées du maillage de départ.

3.1.3 Formulation mathématique

Les équations de transformation utilisées par Gupta et Manohar sont $\forall(x, y) \in S$:

$$\begin{aligned} \nabla^2 \nabla^2 \xi(x, y) &= 0 \\ \nabla^2 \nabla^2 \eta(x, y) &= 0 \end{aligned} \quad (3.2)$$

avec les conditions frontières $\forall(x, y) \in \partial S$:

$$\begin{aligned} \xi(x, y) &=^{bd} \xi \\ \eta(x, y) &=^{bd} \eta \\ \frac{\partial \xi}{\partial n}(x, y) &= 0 \\ \frac{\partial \eta}{\partial n}(x, y) &= 0 \end{aligned} \quad (3.3)$$

où l'exposant $^{bd}(\cdot)$ fait référence à des valeurs connues aux frontières et \vec{n} est la normale entrante à la frontière ∂S du domaine S dans le plan (x, y) .

La résolution directe des équations (3.2) passe par des différentiations au quatrième ordre et l'utilisation d'un schéma à treize points. Cet inconvénient est enlevé en découplant le système des équations $\forall(x, y) \in S$:

$$\begin{aligned} \nabla^2 \xi(x, y) &= p \\ \nabla^2 \eta(x, y) &= q \\ \nabla^2 p(x, y) &= 0 \\ \nabla^2 q(x, y) &= 0 \end{aligned} \quad (3.4)$$

avec les conditions aux frontières de Sparis [21] modifiées :

$$\begin{aligned} x(\xi, \eta) &=^{bd} x \\ y(\xi, \eta) &=^{bd} y \\ p(\xi, \eta) &=^{bd} \left[\frac{y_\eta A - x_\eta B}{J} - c \frac{\partial \xi}{\partial n} \right] \\ q(\xi, \eta) &=^{bd} \left[\frac{x_\xi A - y_\xi B}{J} - c \frac{\partial \eta}{\partial n} \right] \\ \forall(\xi, \eta) &\in [0, 1]^2 -]0, 1[^2 \end{aligned} \quad (3.5)$$

où $\vec{x} = [x, y]^T$ est le vecteur position, $\vec{p} = [p, q]^T$ le vecteur des fonctions de contrôle et

$$\begin{aligned} p &= \nabla^2 \xi = \frac{y_\eta A - x_\eta B}{J} \quad ; \quad q = \nabla^2 \eta = \frac{x_\xi A - y_\xi B}{J} \\ A &= -\frac{\alpha x_{\xi\xi} - 2\beta x_{\xi\eta} + \gamma x_{\eta\eta}}{J^2} \quad ; \quad B = -\frac{\alpha y_{\xi\xi} - 2\beta y_{\xi\eta} + \gamma y_{\eta\eta}}{J^2} \\ \alpha &= x_\eta^2 + y_\eta^2 \quad ; \quad \beta = x_\xi x_\eta + y_\xi y_\eta \quad ; \quad \gamma = x_\xi^2 + y_\xi^2 \quad ; \quad J = x_{xi} y_\eta - x_\eta y_\xi \end{aligned} \quad (3.6)$$

3.2 Adaptation et paramètres numériques

Le nombre des points sur la frontière extérieure ($j = N_j$) est N_i , et correspond aux N_i points du profil ($j = 1$). L'intrados et l'extrados sont définis à partir des points x_{min} et x_{max} . La variable N_{\pm} représente le nombre des points sur l'intrados et l'extrados. Le nombre total de points sur le profil est donc $N_i = 2N_{\pm} - 1$.

Les gradients des grandeurs aérodynamiques sont très importants au voisinage du bord d'attaque et du bord de fuite. Pour les capter il faut utiliser une plus grande précision autour de ces endroits. En effet un maillage géométrique est utilisée. Un tiers donc des points N_{\pm} est utilisé pour définir le bord d'attaque, et un tiers pour le bord de fuite avec une raison respectivement r_{ile} et r_{ite} (figures 3.5 et 3.4).

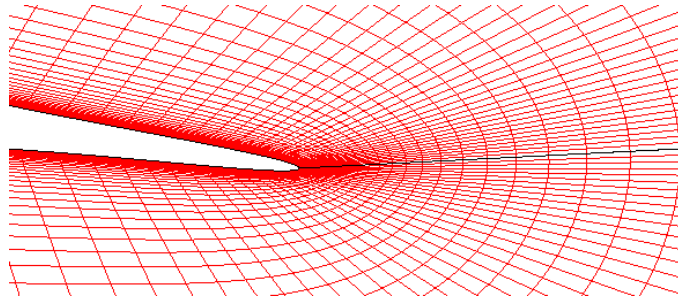


Figure 3.4: Zoom du maillage au bord de fuite

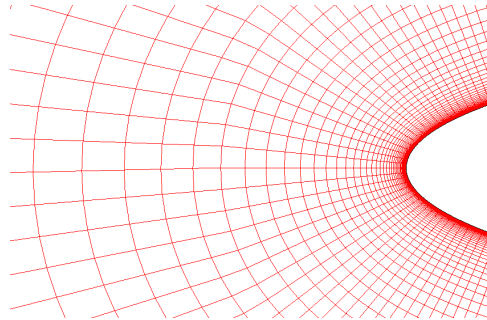


Figure 3.5: Zoom du maillage au bord d'attack

Pour obtenir des résultats correctes sur les caractéristiques thermophysiques dans la couche limite, il faut obtenir un maillage très fin. Ainsi les noeuds du domaine de calcul se développent le long de l'axe de j avec une raison r_j entre le profil et la frontière. Le maillage donc est raffiné proche de la paroi (figure 3.6) et se relâche à la frontière extérieure. Le paramètre de qualité du maillage dans cette zone est y_w^+ (distance adimensionnée de la première maille à la paroi). Pour une grande précision pendant la résolution de la sous couche visqueuse il faut que $y_w^+ < 0.5$.

Pour que le maillage puisse bien capter les structures tourbillonnaires dans le sillage des profils le rapport géométrique r_{wake} a été utilisé. Ainsi le $\frac{N_i}{5}$ premiers et les $\frac{N_i}{5}$ derniers points sont répartis sur la frontière avec une raison r_{wake} (figure 3.7).

Donc, les paramètres numériques utilisés par le mailleur sont les suivants:

- N_{jc} : nombre de noeuds en j pour la frontière carrée
- N_d : nombre de noeuds en sortie sur les demi-parties basses et hautes
- N_u : nombre de noeuds en entrée

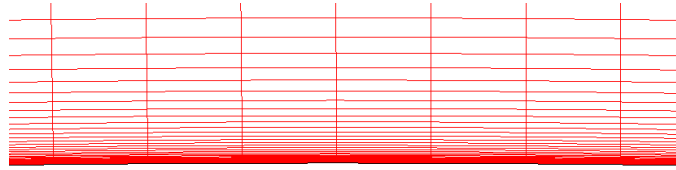


Figure 3.6: Zoom du raffinement à l'extrados, dans la zone de la couche limite

- N_{\pm} : nombre de noeuds sur l'extrados et l'intrados
- r_{ile} : rapport de progression géométrique de distribution des noeuds sut le profil près du bord d'attaque
- r_{ite} : rapport de progression géométrique de distribution des noeuds sut le profil près du bord de fuite
- N_{wake} : nombre de noeuds du raffinement du sillage
- r_{wake} : rapport géométrique du sillage
- N_i : nombre de noeuds du maillage dans la direction i
- N_j : nombre de noeuds du maillage dans la direction j
- r_j : rapport géométrique suivant la direction j
- n_{orth} : ajuste le degré d'orthogonalité sur les frontières en $j = 1$ et $j = N_j$
- sp_{le} : paramètre définissant le point du bord d'attaque
- sp_{te} : paramètre définissant le point du bord de fuite
- L : distance du centre du profil à la frontière carrée
- radius : rayon du domaine en O

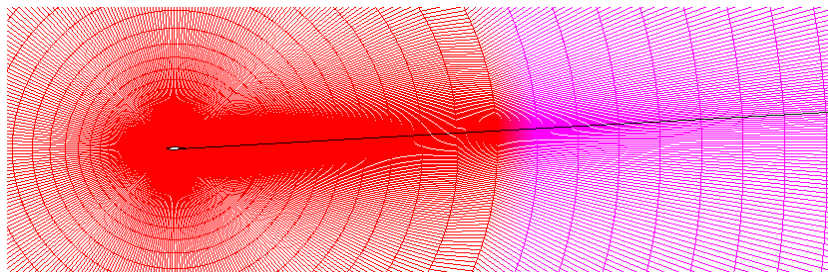


Figure 3.7: Raffinement du sillage

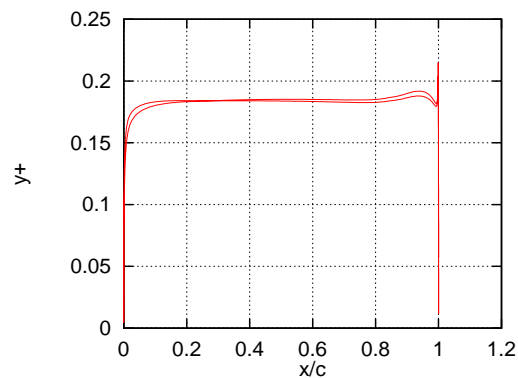
La répartition des noeuds en j du maillage à la frontière carrée se fait avec une progression constante et égale à la longueur de la dernière maille du domaine circulaire.

paramètres géométriques	NACA 0012		RAE 2822
	maillage utilisé	maillage fin	maillage utilisé
corde(m)	0.636		0.61
y^+	0.184	0.19	0.06
N_{\pm}	201	201	201
r_{ile}	1.03	1.03	1.03
r_{ite}	1.09		1.157
radius	10	10	10
N_{wake}	71		71
r_{wake}	1.03		1.03
N_i	401		401
N_j	110	220	110
n_{orth}	2		2
sp_{le}	0		0
sp_{te}	0		0
$L(m)$	37.78	37.74	37.82
noeuds	105.062	211.728	105.062

Table 3.1: Caractéristiques des maillages utilisés

3.3 Maillage des profils NACA 0012 et RAE 2822

Dans le tableau 3.1 suivant se regroupent tous les paramètres géométriques des maillages utilisés pour les deux cas tests. Pendant les calculs effectués pour le profil NACA 0012 on a voulu doubler notre maillage notamment dans la direction j , afin d'assurer que nous sommes bien convergé, en maillage. Les caractéristiques de ce maillage fin se regroupent aussi dans le même tableau. La figure 3.8 représente la distribution de y^+ autour du profil NACA 0012 pour le maillage utilisé.

Figure 3.8: Exemple de répartition de y^+ autour du profil NACA 0012

Chapitre 4

Résultats

4.1 Phénoménologie de l'écoulement

Avant de commencer à commenter nos résultats numériques, on va décrire la phénoménologie de l'écoulement. On a choisi un cas test pour le profil RAE 2882. Le Mach infini amont était $M_\infty=0.75$, le nombre de Reynolds $Re=6500000$ et l'angle d'incidence $\alpha=3.19$. Ce cas test a été choisi comme assez intéressant puisque l'onde de choc qui se présente à l'extrados du profil cause un décollement de la couche limite. En observant la répartition du nombre de Mach obtenue autour du profil (figure 4.1), on peut commencer à faire une première approche.

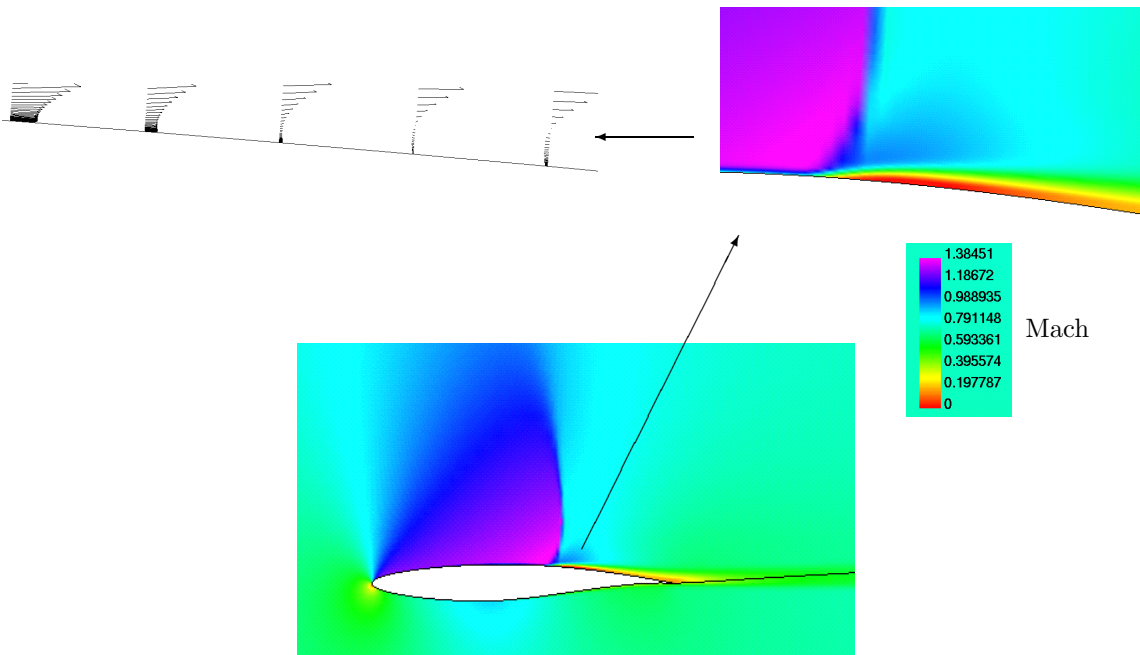


Figure 4.1: Répartition du Mach autour du profil RAE 2822 et zoom dans la zone de la couche limite décollée ($M_\infty=0.75$, $Re=6.2E+06$, $\alpha=3.19$)

L'écoulement amont arrive avec une angle d'incidence de 3.19 degrés et il est entièrement subsonique. Au bord d'attaque se situe le point d'arrêt de l'écoulement, autour duquel se présente une zone de ralentissement (basses vitesses), due aux forts gradients de pression. Ensuite le fluide subit une accélération dans son mouvement sur l'extrados du profil qui conduit à la présence d'une zone localement supersonique ($1 < M < 1.385$). Cette zone est séparée de l'écoulement extérieur par la ligne sonique (figure 4.2). On observe alors la formation d'une

onde de choc droite forte (avec une petite courbure), à l'extrados en aval du bord d'attaque. En aval du choc l'écoulement devient subsonique et décélère en dehors de la couche limite jusqu'à atteindre le nombre du Mach infini M_∞ .

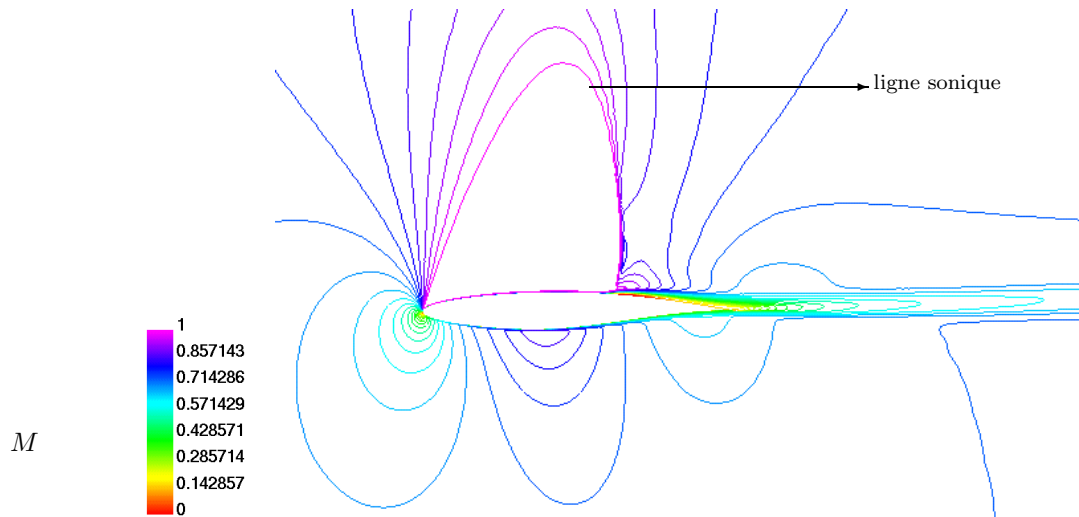


Figure 4.2: Lignes isomach autour du profil RAE 2822 ($M_\infty=0.75$, $Re=6.2E+06$, $\alpha=3.19$)

Jusqu'à l'apparition de l'onde de choc, la couche limite est complètement attachée sur la paroi. Lorsque l'onde incidente rencontre la couche limite, elle provoque une forte augmentation de la pression statique, qui se propage en aval du choc et entraîne l'épaississement de la couche limite.

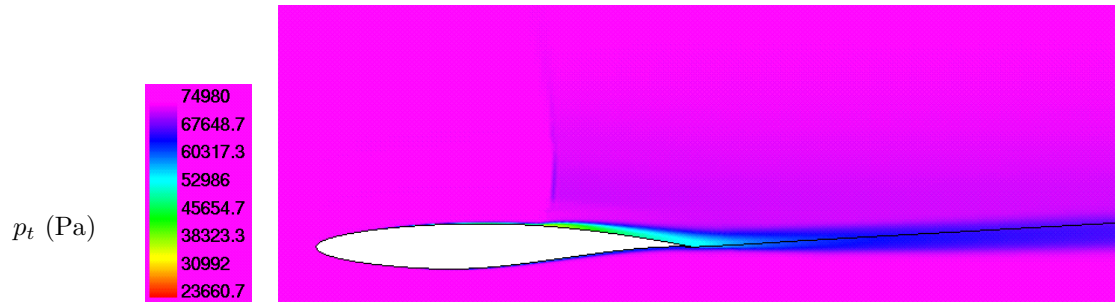
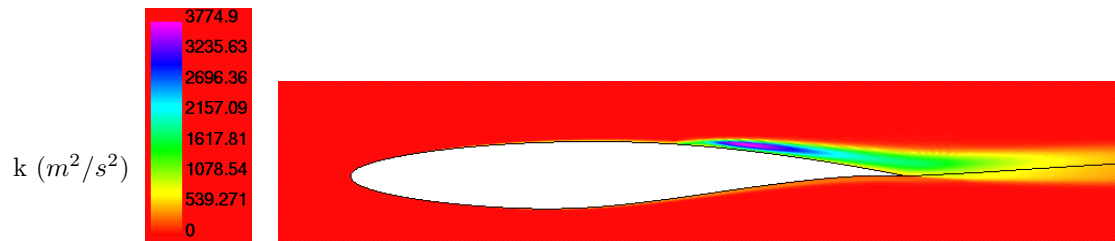
En observant le champ des vitesses dans la zone d'interaction (figure 4.1), on constate que la fermeture RSM donne un décollement de la couche limite et des valeurs négatives pour la composante u de la vitesse, fait qui est en accord avec les expériences de Cook.

Sur l'intrados du profil, l'écoulement est complètement attaché à la paroi solide. Dans la partie concave on observe une accélération. Le nombre de Mach atteint des valeurs de l'ordre de 0.8 et la pression statique diminue. Ensuite le fluide décélère sur la partie convexe, ce qui provoque une élévation de la pression statique.

En étudiant la répartition de la pression totale autour du profil (figure 4.3), on constate que la forme et la position du choc sont plus évidentes, puisque la pression totale est un bon indicateur des pertes de l'écoulement. On observe alors la chute de sa valeur en aval de l'onde de choc indiquant l'irréversibilité de cette évolution physique. En amont du choc les pertes sont limitées dans la zone de la couche limite (dissipation visqueuse), en dehors de laquelle la pression totale reste homogène et égale à 75000 Pa.

En aval de l'onde de choc la couche limite s'épaissit et provoque un sillage après le bord de fuite. Dans cette zone la pression totale augmente peu à peu à cause de la décélération de la vitesse et retrouve finalement sa valeur initiale. On observe donc une homogénéisation de l'écoulement qui se produit dans le mélange entre les zones des faibles et grandes vitesses.

L'étude de la répartition de l'énergie cinétique turbulente k (figure 4.4), nous amène aux résultats suivants: nulle à la paroi et en dehors de la couche limite. Ce qui est très utile de remarquer est que la zone de cisaillement est assez étendue sur sa longueur. En effet cette dernière est plus importante que le 1/3 de la corde du profil. Ce phénomène est lié à l'interaction entre l'onde de choc incidente et la couche limite. L'énergie cinétique turbulente atteint sa valeur maximale dans la zone où se présente le plus fort tourbillon (violet) et est égale à $3450 \text{ m}^2/\text{s}^2$.

Figure 4.3: Répartition de la pression totale autour du profil RAE 2822 ($M_\infty=0.75$, $Re=6.2E+06$, $\alpha=3.19$)Figure 4.4: Répartition de l'énergie cinétique turbulente autour du profil RAE 2822 ($M_\infty=0.75$, $Re=6.2E+06$, $\alpha=3.19$)

4.2 Interactions turbulentes autour d'un profil

Le terme interaction visqueuse-nonvisqueuse caractérise l'endroit d'un écoulement où la couche limite a une influence importante sur la distribution de pression. Les interactions faibles sont caractérisées par une petite influence des effets visqueux sur la pression, de l'ordre de l'épaisseur de déplacement adimensionné¹.

Si l'amplitude de la perturbation de pression est plus grande que cela, l'interaction est classifiée comme forte interaction visqueuse-nonvisqueuse. L'écoulement autour d'un profil (figure 4.5) contient une interaction faible globale ainsi que de fortes interactions visqueuses-nonvisqueuses aux positions d'ondes de choc et au bord de fuite. Le point de transition se situe dans la zone du bord d'attaque. En effet toutes les interactions qui se produisent sont turbulentes.

Les interactions faibles se divisent en deux parties: les effets de déplacement et l'effet de la courbure du sillage. L'effet de déplacement conduit à un épaississement équivalent du profil et du sillage, qui prend sa valeur maximale à proximité du bord de fuite. L'augmentation rapide de la couche limite d'extrados est la partie la plus importante de l'interaction faible en provoquant une réduction de la portance. De plus il existe un effet d'amincissement de la couche de cisaillement au début du sillage. Ce fait contribue à la réduction importante de la pression autour du bord de fuite. Les effets de la courbure du sillage jouent aussi un grand rôle sur la chute de la portance. Le flux réduit à travers les lignes des courants cambrées dans le sillage, se comporte comme un 'jet flap' avec un coefficient de flux négatif.

La forte interaction entre une onde de choc et une couche limite turbulente se traduit comme la pénétration du choc dans la couche limite. Cette interaction conduit à des gradients normaux de pression importants et à un changement complet de l'approximation habituelle de la couche limite. L'effet local principal est la discontinuité de l'augmentation de la pression à travers l'onde de choc. Par contre, l'effet global le plus important qui provoque la réduction de la portance est l'épaississement rapide de la couche limite, qui entraîne l'apparition des ondes de compression (figure 4.6).

¹ $0(Re^{-1/2})$ pour un écoulement laminaire et $0(\ln Re)^{-1}$ pour un écoulement turbulent

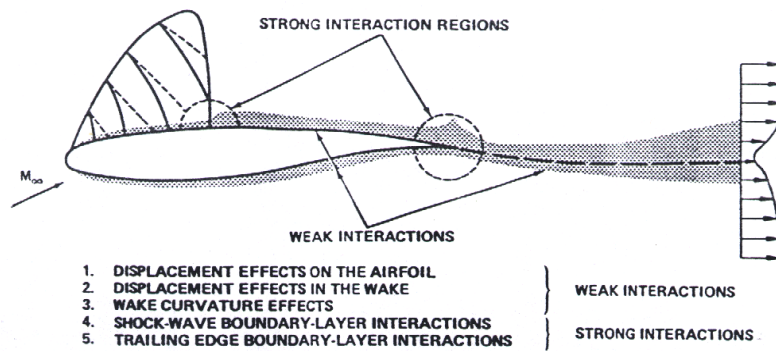


Figure 4.5: Interactions visqueuses-nonvisqueuses autour d'un profil

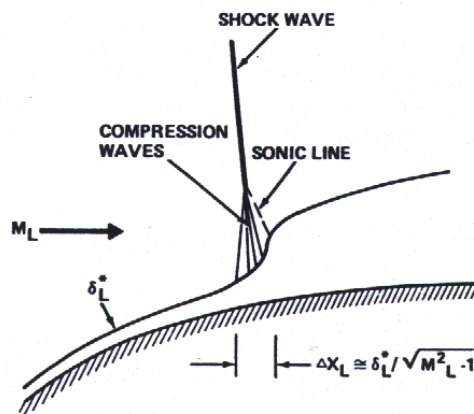


Figure 4.6: Interaction onde de choc - couche limite

L'écoulement autour du bord de fuite est aussi considéré comme une interaction forte. La cambrure importante des lignes de courant génèrent une grande variation de pression à travers la couche limite et le sillage. Pour la condition de Kutta au bord de fuite, il faut alors tenir compte de ces gradients normaux de pression, qui exercent un effet global important sur les caractéristiques aérodynamiques du profil[23].

4.3 NACA 0012

Pour le cas du profil NACA 0012 on va s'appuyer sur les résultats expérimentaux de Charles D.Harris [11].

Les expériences ont été effectuées dans une soufflerie de section circulaire de $2.44m$ d'hauteur à Langley Virginia. La géométrie de la soufflerie permettait d'avoir un profil avec une corde assez grande et en même temps maintenir un rapport d'envergure-corde assez élevé, fait qui est désirable pendant des mesures 2D. De plus le rapport de l'épaisseur de déplacement des parties latérales de la soufflerie δ^* sur sa largeur b est petit ($2\delta^*/b = 0.0084$). En effet, les interactions entre les couches limites latérales et le profil sont minimisées. La corde du profil est $63.5cm$ et le rapport envergure-corde égale à 3.43. Le modèle était fait en aluminium avec de tubes de pression embouties et le bord d'attaque était réalisé en acier inoxydable. Le point de transition a été fixé au point $x/c=0.05$.

L'interaction entre les parties supérieures et inférieures de la soufflerie et le profil augmente l'angle d'incidence effective. Harris, afin de modéliser cette interaction, a proposé une relation de correction pour l'angle d'incidence α .

$$\Delta\alpha = -1.55 \cdot c_y \quad (4.1)$$

où c_y est le coefficient de la composante perpendiculaire de la portance.

4.3.1 M=0.6, Re=9000000

Les premiers calculs ont été effectués pour un nombre de Mach à l'infini $M_\infty=0.6$ et un nombre de Reynolds de $9 \cdot 10^6$. Les mesures des coefficients aérodynamiques du profil c_d (coefficient de traînée) et c_y (coefficient de la composante perpendiculaire de la portance) pour ce cas sont présentées à la figure 4.7. Le graphe de c_y en fonction de l'angle α est tracé en utilisant aussi la correction de Harris pour l'incidence.

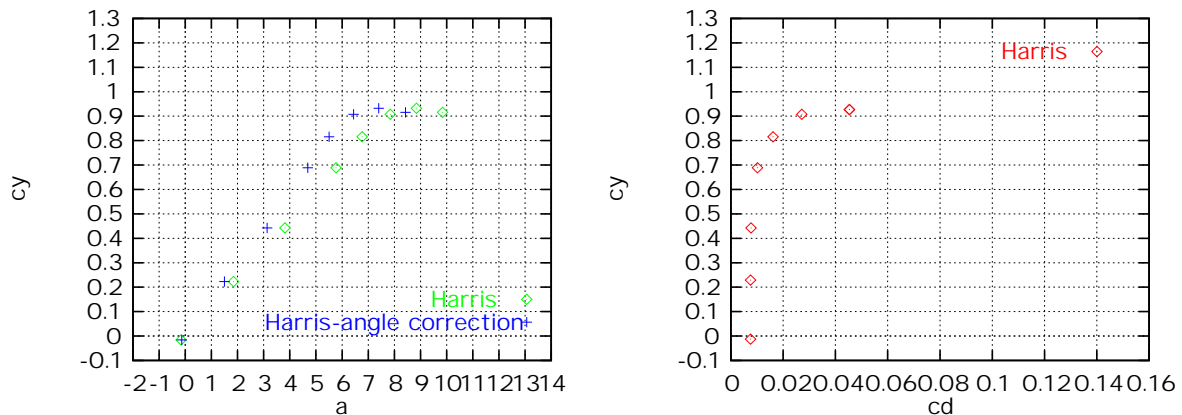


Figure 4.7: Mesures de Harris et correction d'angle d'incidence, M=0.6, Re=9000000

Les résultats du calcul (figure 4.8) sont en très bon accord avec les mesures de Harris. On constate que dans les deux cas, le modèle RSM suit bien la forme des courbes expérimentales, sauf d'un très petit écart de sous-estimation du coefficient de portance c_y à partir de l'incidence corrigée de 5.5 degrés. Il faut noter ici que concernant l'angle d'incidence expérimentale on utilise comme référence lors du calcul, les valeurs corrigées suivant la correction proposée par Harris.

La répartition du nombre de Mach autour du profil pour une incidence α de 7 degrés (figure 4.9) est ensuite présentée. Le calcul converge de manière satisfaisante au bout de 4000 itérations (figure 4.10).

L'angle d'incidence maximale utilisée pendant le calcul était de 8.5 degrés (valeur corrigée). A partir de cette incidence le profil est dans la zone de décrochage (figure 4.11) et on n' a pas pu converger vers des solutions stationnaires. La figure 4.12 présent l'historique de convergence de l'erreur et de c_y pour une incidence α de 12 degrés. En observant les fortes oscillations des grandeurs même au bout de 10000 itérations, il est évident que le problème a une nature instationnaire.

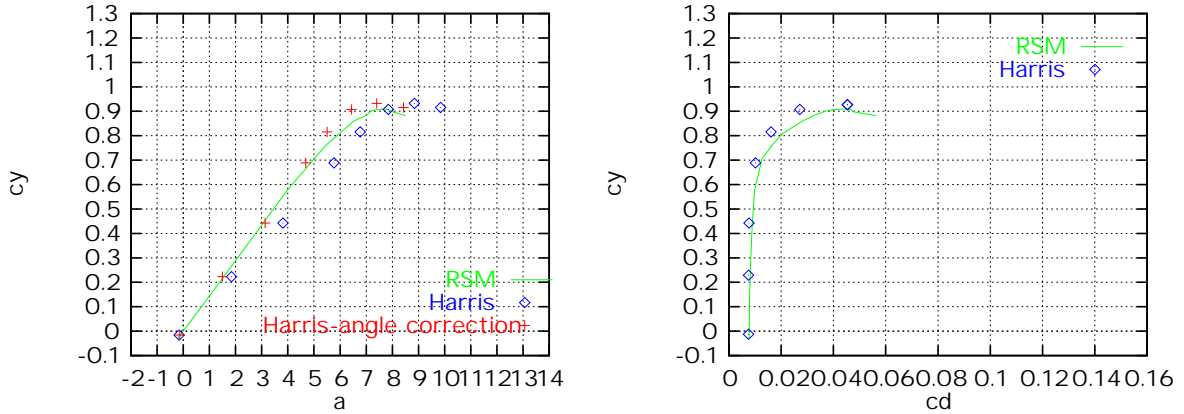


Figure 4.8: Comparaison Calculs-Mesures, $M=0.6$ et $Re=9E+06$

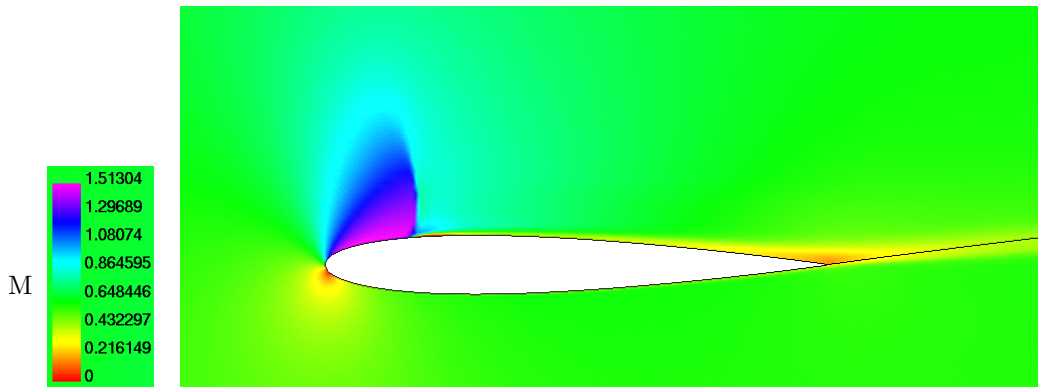


Figure 4.9: Répartition du nombre de Mach autour du profil ($\alpha=7$ degrés, $M_\infty=0.6$, $Re=9000000$)

La distribution du Mach isentropique autour du profil pour un angle d'incidence variable est illustrée et comparée avec les mesures de Harris à la figure 4.20. Le nombre de Mach isentropique expérimentale est calculé de la façon suivante:

$$M_{is} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_1}{p_{t_1}} + \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 c_p}{p_{t_1}} \right)^{\frac{-(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (4.2)$$

où p_1 , ρ , V , p_{t_1} sont respectivement la pression statique, la masse volumique, la vitesse et la pression totale à l'infini. c_p étant le coefficient de pression directement mesuré par Harris.

Le Mach isentropique en un point donné est défini comme étant le nombre de Mach qu'aient les particules fluides dans un écoulement adiabatique à entropie constante, à la pression locale. C' est un rapport de pression pris à la paroi, il est aussi une bonne approximation du Mach à la frontière de la couche limite.

Pour des angles d'incidence entre -0.134 et 6.439 degrés le calcul et les mesures sont quasiment superposées. Le modèle RSM prévoit la position exacte et l'intensité du choc à l'extrados du profil. L'intrados aussi ne pose pas de problèmes et les résultats s'identifient avec ceux de Harris. Par contre pour une incidence de 7.4 degrés, le RSM prévoit bien l'intensité du choc mais donne sa position un peu en aval par rapport à celle des mesures.

La plus grande différence entre le calcul et les mesures apparaît à l'incidence de 8.427 degrés au début de la zone de décrochage. Dans ce cas le modèle sous-estime l'intensité du choc et le positionne trop en aval.

Afin de voir si on est bien convergé en maillage, on a utilisé un maillage plus fin avec le double nombre de noeuds. On a effectué deux calculs pour les cas de $\alpha=4.688$ et $\alpha=7.400$. La répartition du coefficient du

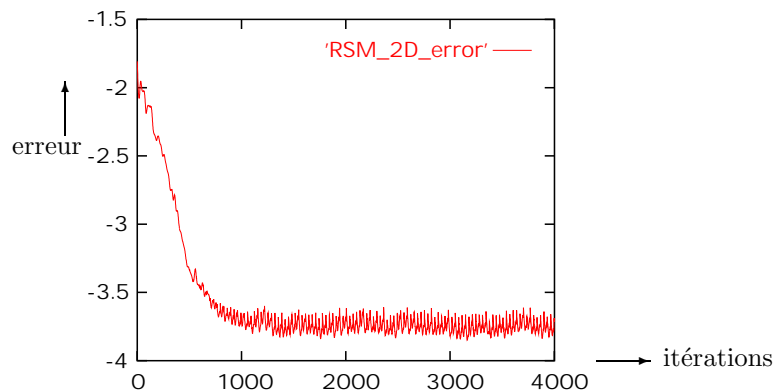
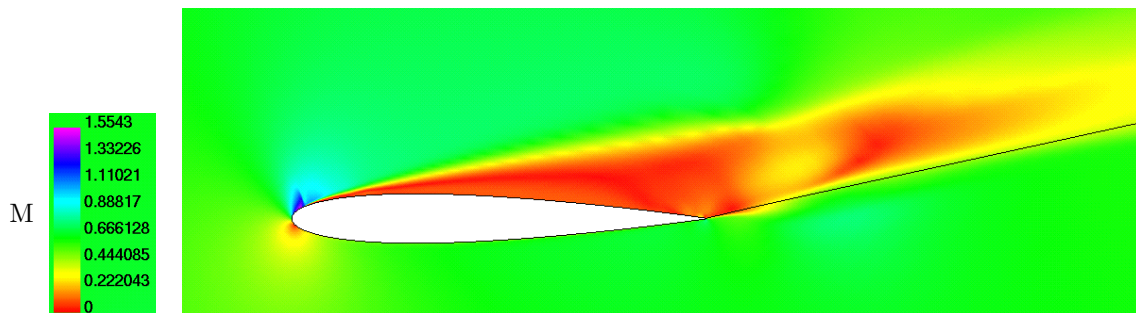


Figure 4.10: Convergence du calcul pour un angle d'incidence de 7 degrés

Figure 4.11: Profil NACA 0012 décroché ($\alpha=12$ degrés, $M_\infty=0.6$, $Re=9000000$)

pression autour du profil qui donne chaque maillage pour les deux cas, est présentée à la figure 4.13. On constate que les deux résultats sont pratiquement superposés. L'utilisation du maillage fin n'a pas amélioré la situation surtout dans le cas de $\alpha=7.400$ où le maillage grossier n'a pas pu capter exactement la position du choc. On a décidé donc de continuer le calcul avec le maillage initial considéré comme suffisant.

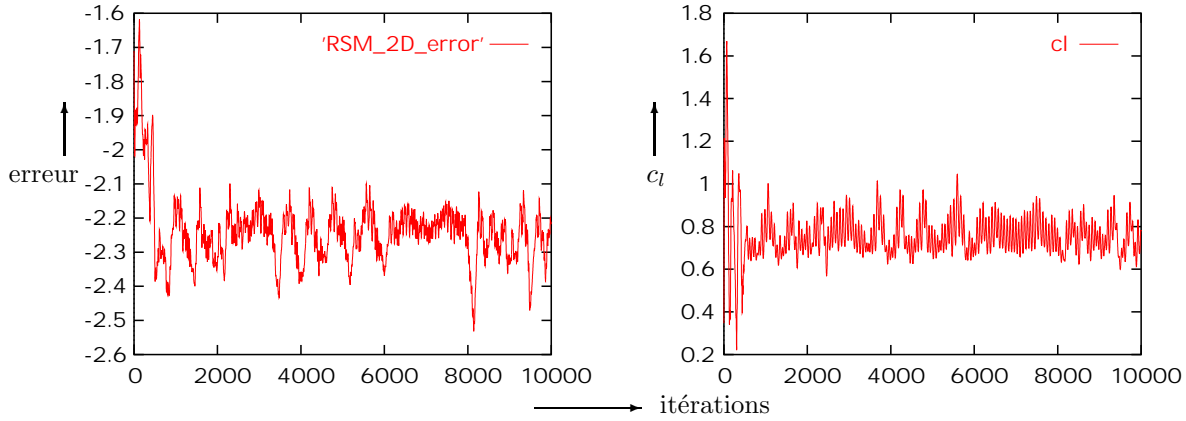


Figure 4.12: Historique de convergence pour c_l et l'erreur du calcul: $\alpha=12\text{deg}$, $M=0.6$, $Re=9 \cdot 10^6$

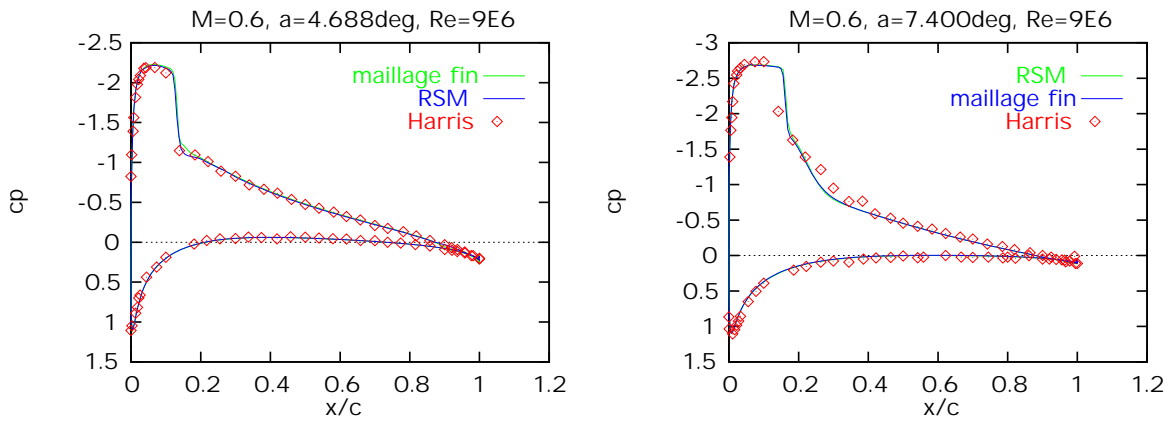


Figure 4.13: Effet du maillage

4.3.2 $M=0.8$, $Re=9000000$

Dans la deuxième partie du calcul, on a testé le comportement aérodynamique du profil pour un nombre de Mach à l'infini $M_\infty=0.8$ et un nombre de Reynolds de $9 \cdot 10^6$. Ces valeurs sont proches des conditions de vol réel pour un avion de transport civil.

Les mesures des coefficients aérodynamiques du profil c_d et c_y pour ce cas se présentent sur la figure 4.14.

Les résultats du calcul (figure 4.15), ne sont pas en très bon accord avec les mesures de Harris. Les coefficients de portance et de traînée sont sur-estimés.

Si on superpose les points expérimentaux de Harris pour un nombre de Mach égal à 0.78, aux courbes précédentes, on constate que le RSM capte très bien l'évolution de c_y en fonction de l'angle d'incidence α . D'un autre côté, le modèle suit bien la forme de la courbe de c_y en fonction de c_d , mais il sur-estime ce dernier. Ce fait peut être expliqué en tenant compte de l'interaction entre les couches limites des parties latérales de la soufflerie et l'écoulement autour du profil. Cette interaction diminue le nombre de Mach effectif. En effet le nombre de Mach infini qui correspond à la valeur de 0.8 est plus petit.

La distribution du Mach isentropique autour du profil pour un angle d'incidence variable est présentée et comparée avec les mesures de Harris sur la figure 4.21. Pour l'incidence de $\alpha=-0.117$ (écoulement près de la symétrie - figure 4.16), le modèle capte parfaitement la répartition du Mach isentropique ainsi que la position et l'intensité des deux chocs à l'intrados et à l'extrados. Par contre pour des angles $\alpha=1.4$, 2.257 , 3.246 , bien que le RSM donne bien la forme du plateau du M_{is} à l'extrados, il prévoit la position du choc en aval par rapport aux mesures. Cet écart augmente en fonction de l'incidence. Une explication possible est que pour des

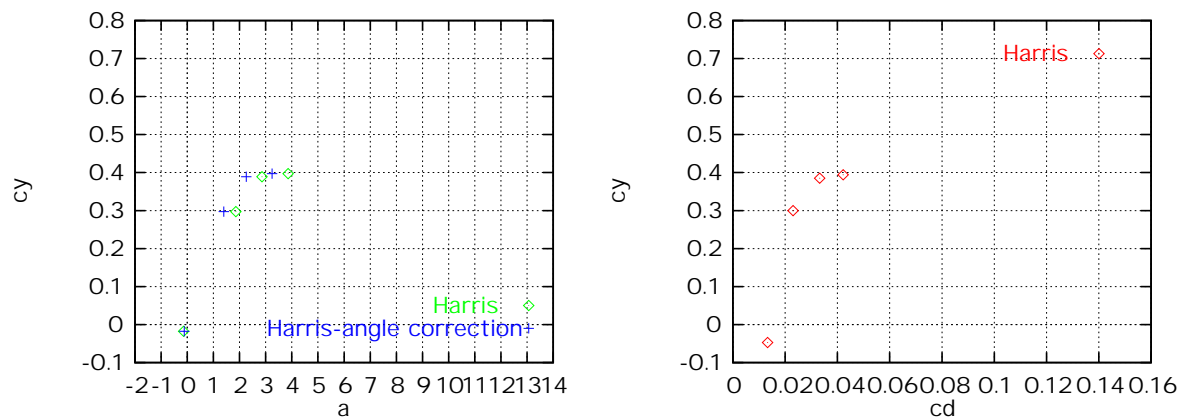


Figure 4.14: Mesures de Harris et correction d'angle d'incidence, $M=0.8$, $Re=9000000$

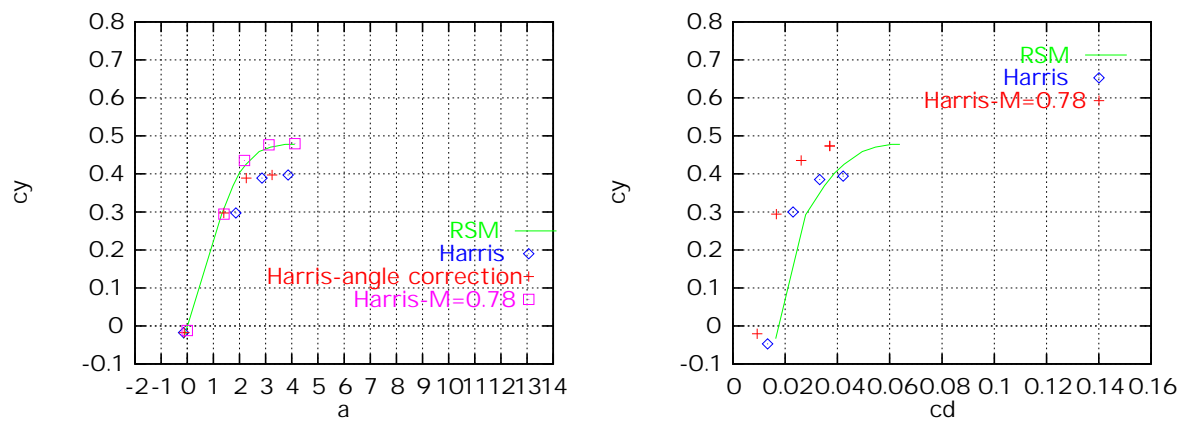


Figure 4.15: Comparaison Calculs-Mesures, $M=0.8$ et $Re=9E+06$

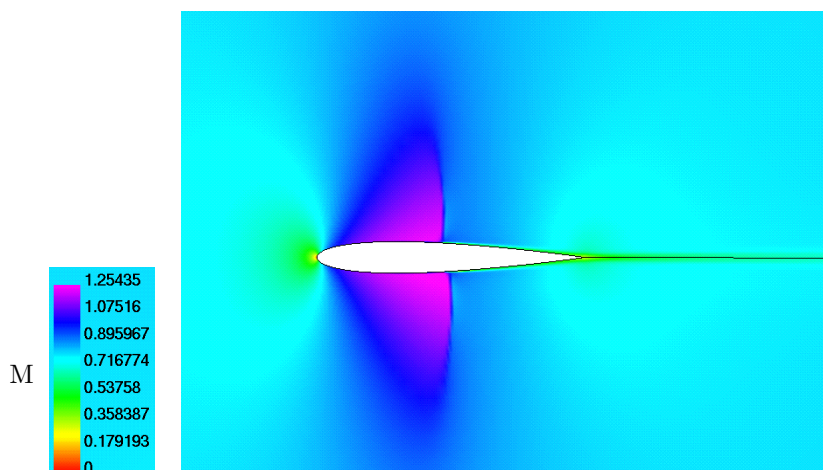


Figure 4.16: Répartition du nombre de Mach autour du profil ($\alpha=-0.117$ degrés, $M_\infty=0.8$, $Re=9000000$)

angles α élevés en $M=0.8$, le choc à l'extrados a une grande extension (figure 4.17) Nous pouvons noter qu'une interaction avec la paroi supérieure de la soufflerie est possible. Ce fait peut influencer les mesures et positionner le choc en aval. Si on applique maintenant une correction du nombre de Mach (figure 4.22), on constate que la position du choc se déplace en amont et approche la position expérimentale.

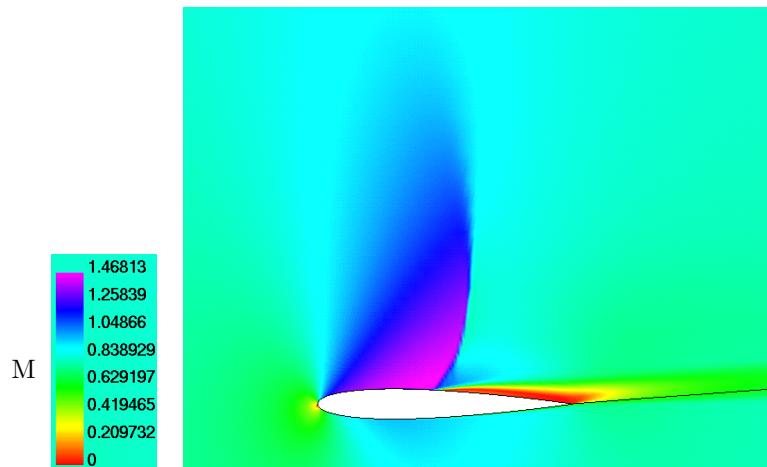


Figure 4.17: Répartition du nombre de Mach autour du profil ($\alpha=4.11$ degrés, $M_\infty=0.8$, $Re=9000000$)

4.3.3 Incidence nulle, $Re=9000000$

Dans cette partie du travail on va étudier l'évolution du coefficient minimum de traînée en fonction du nombre de Mach à l'infini. On a effectué des calculs pour un nombre de Reynolds constant et égale à 9000000, une incidence de zero degrés et pour des nombres de Mach variables entre 0.49 et 0.98.

Une partie très intéressante de cette étude, est l'augmentation importante de la traînée dans la zone transsonique. Si on commence d'une vitesse subsonique basse et on augmente progressivement le nombre de Mach, le coefficient de traînée reste relativement constant, jusqu'à qu'une valeur spécifique du Mach, le Mach critique. C' est le Mach pour lequel on observe pour la première fois des vitesses supersoniques à l'extrados du profil. Si on continue à augmenter le Mach, une poche supersonique apparaît à l'extrados et à partir d'une certaine valeur le coefficient de traînée commence à augmenter rapidement. Il s'agit du 'drag-divergence Mach number', qu'on appelle M_{dd} . Si on continue à augmenter le Mach, la traînée peut devenir très grande. Ce fait est associé à la zone supersonique étendue à l'extrados du profil qui se termine par une onde de choc forte.

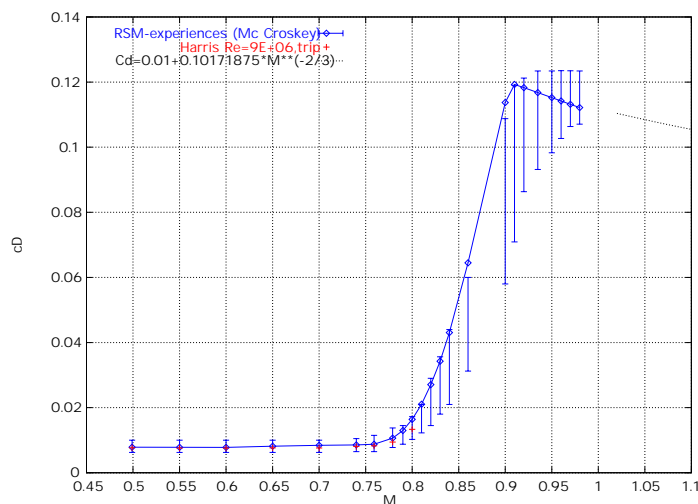


Figure 4.18: Evolution du coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach

La figure 4.18, illustre l'évolution du coefficient de traînée en fonction du nombre de Mach pour les calculs effectués. On compare les résultats numériques avec les expériences de Harris qui a fait des mesures jusqu'à un nombre de Mach de 0.8. Sur le même graphique on superpose pour chaque point de calcul, le domaine de validité des mesures selon le travail de McCroskey[10]. On constate que le modèle RSM est en très bon accord avec les

mesures de Harris, sauf pour le Mach 0.8, pour lequel il sur-estime la traînée. Les seuls points auxquels le RSM est en dehors du domaine de validité des mesures sont pour des Mach de 0.86 et 0.90.

Selon les conclusions de McCroskey, la valeur de M_{dd} appartient au domaine $M \in [0.76, 0.78]$, et la valeur maximale du coefficient de traînée à l'intervalle 0.92,0.98, ce que la courbe RSM vérifie.

Il est intéressant d'observer qu'à partir du Mach 0.8 jusqu'au 0.945, le modèle sur-estime systématiquement le coefficient c_d par rapport à la moyenne du domaine de validité des mesures. Pour des valeurs de Mach supérieures à 0.8, le choc commence à avoir une extension énorme. En effet, son interaction avec les parois de la soufflerie est considérable. Il est possible donc que les expériences aient mal prévu la traînée. Cette possibilité peut s'amplifier en observant la distribution du Mach isentropique autour du profil pour tous les points du calcul (figure 4.19). Jusqu'à un nombre de Mach de 0.8 les résultats numériques sont superposés avec ceux de Harris. Par contre, à partir de $M_\infty=0.8$ les mesures donnent la position du choc en amont par rapport au RSM.

Pour la zone légèrement supersonique $1.05 < M < 1.2$, les mesures qui existent ne sont pas fiables. McCroskey a proposé l'équation suivante :

$$C_d = \bar{C}_{d_0} + a(t/c)^{\frac{5}{3}}[(\gamma + 1)M^2]^{-\frac{1}{3}} \quad (4.3)$$

où a est une constante qui appartient à l'intervalle 4.0,5.6, c la longueur de la corde, \bar{C}_{d_0} la moyenne des mesures pour un Mach inférieur à 0.7 et t l'épaisseur maximale du profil.

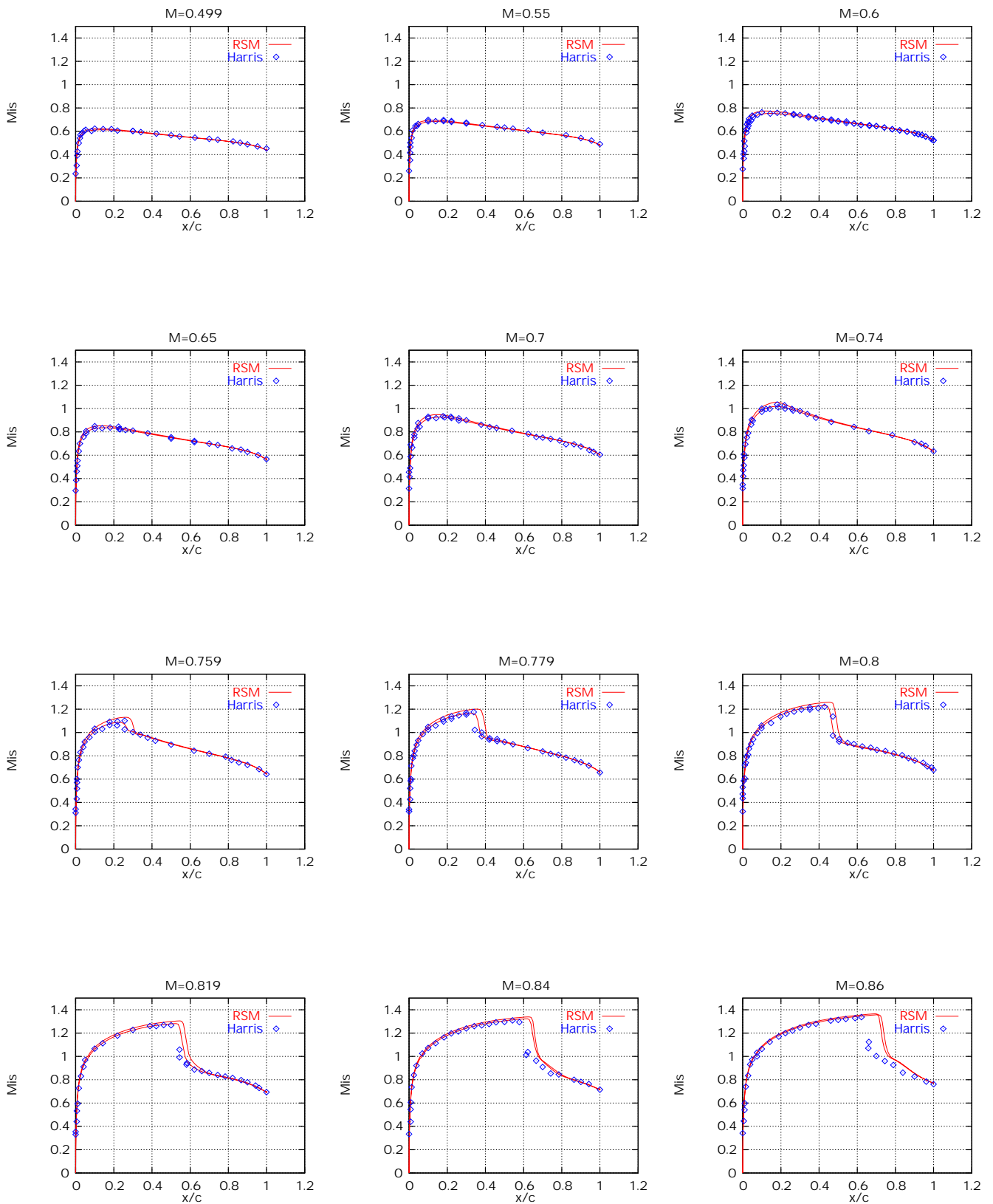


Figure 4.19: Distribution du Mis autour du profil NACA 0012 en fonction du nombre de Mach infini M_∞ pour une angle d'incidence zéro et avec un nombre de Reynolds constant, $Re=9000000$

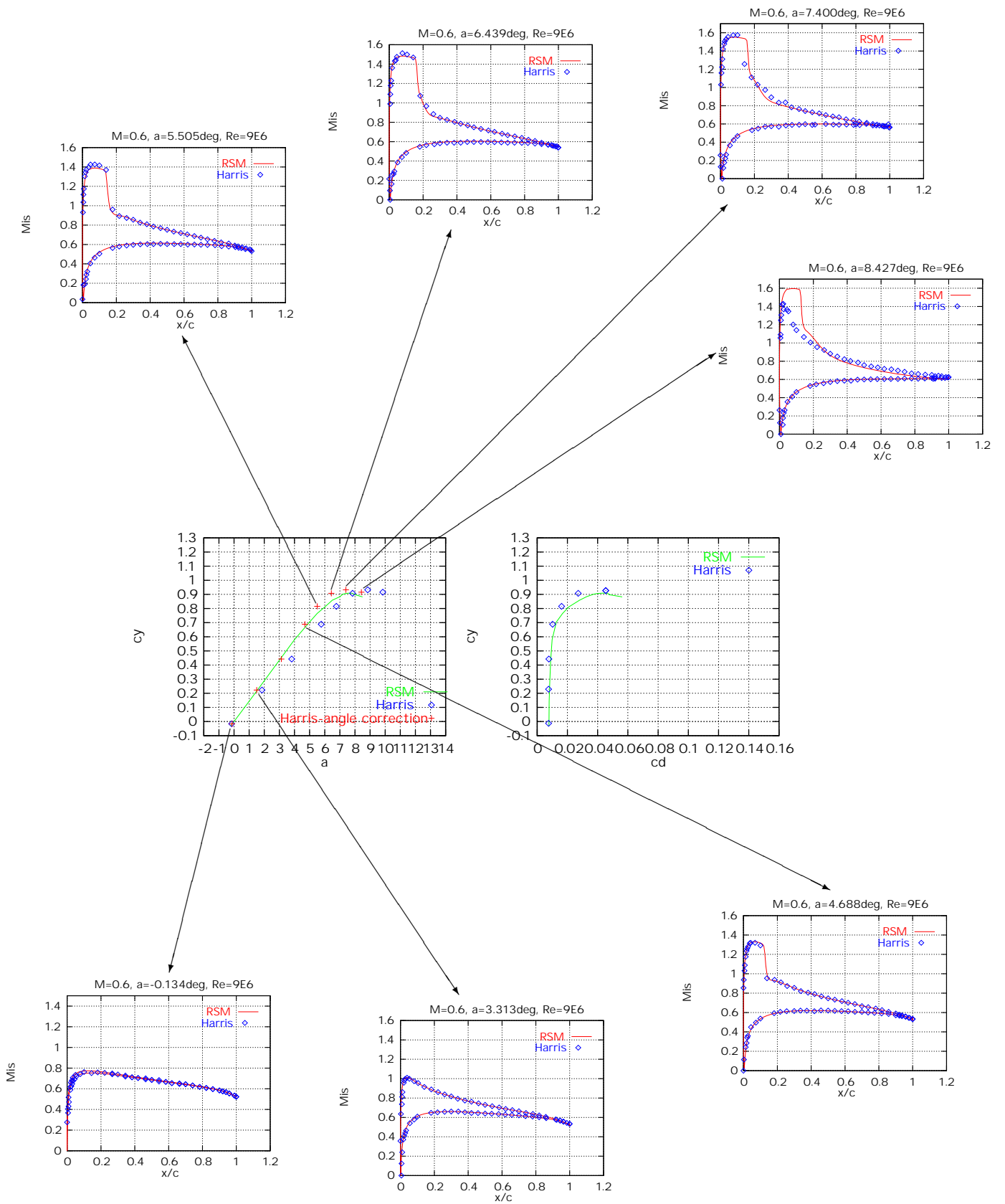


Figure 4.20: Distribution de M_{is} autour du profil pour différents angles d'incidence α ($M_\infty=0.6, Re=9000000$)

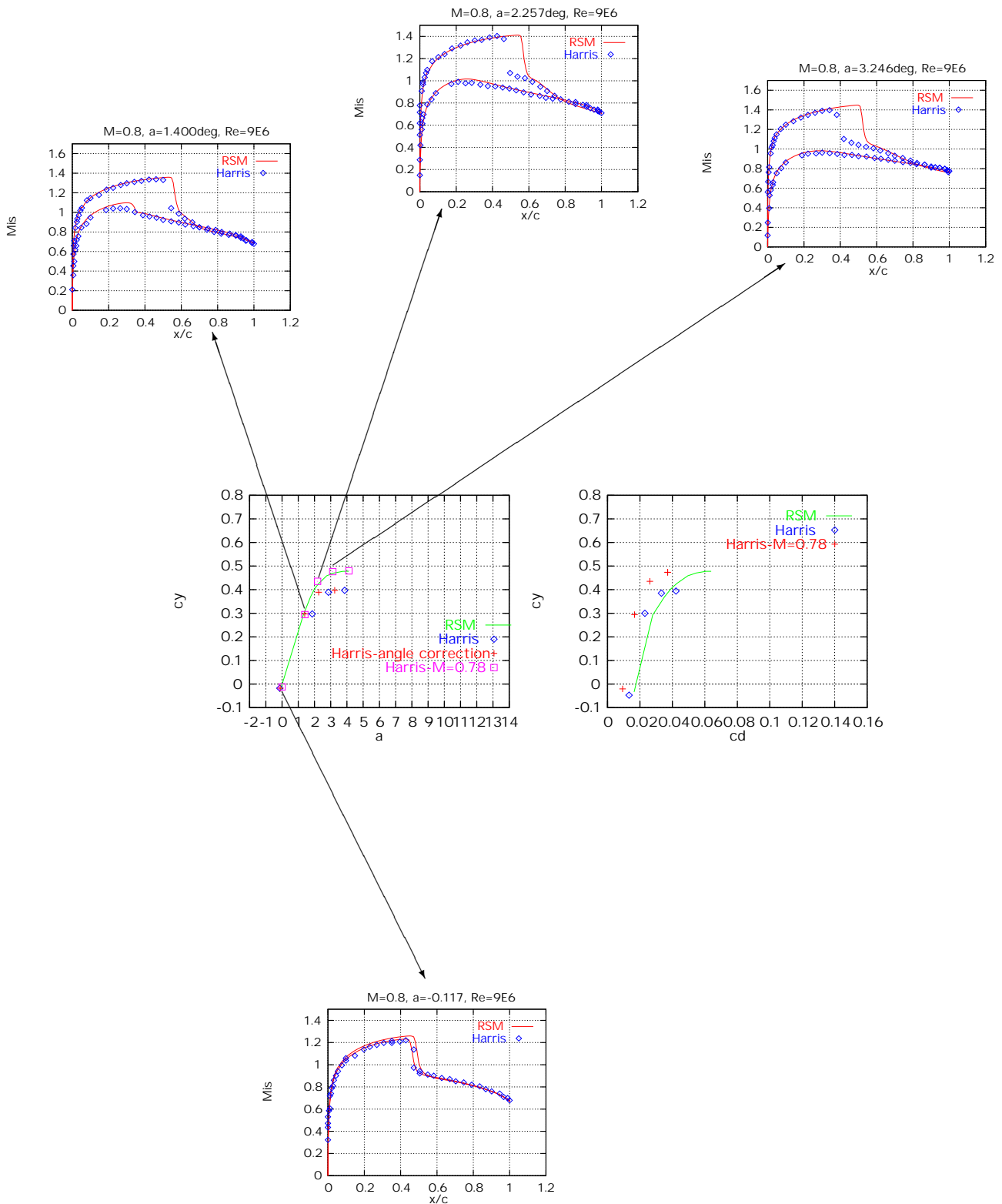


Figure 4.21: Distribution de M_{is} autour du profil pour différents angles d'incidence α ($M_\infty=0.8, Re=9000000$)

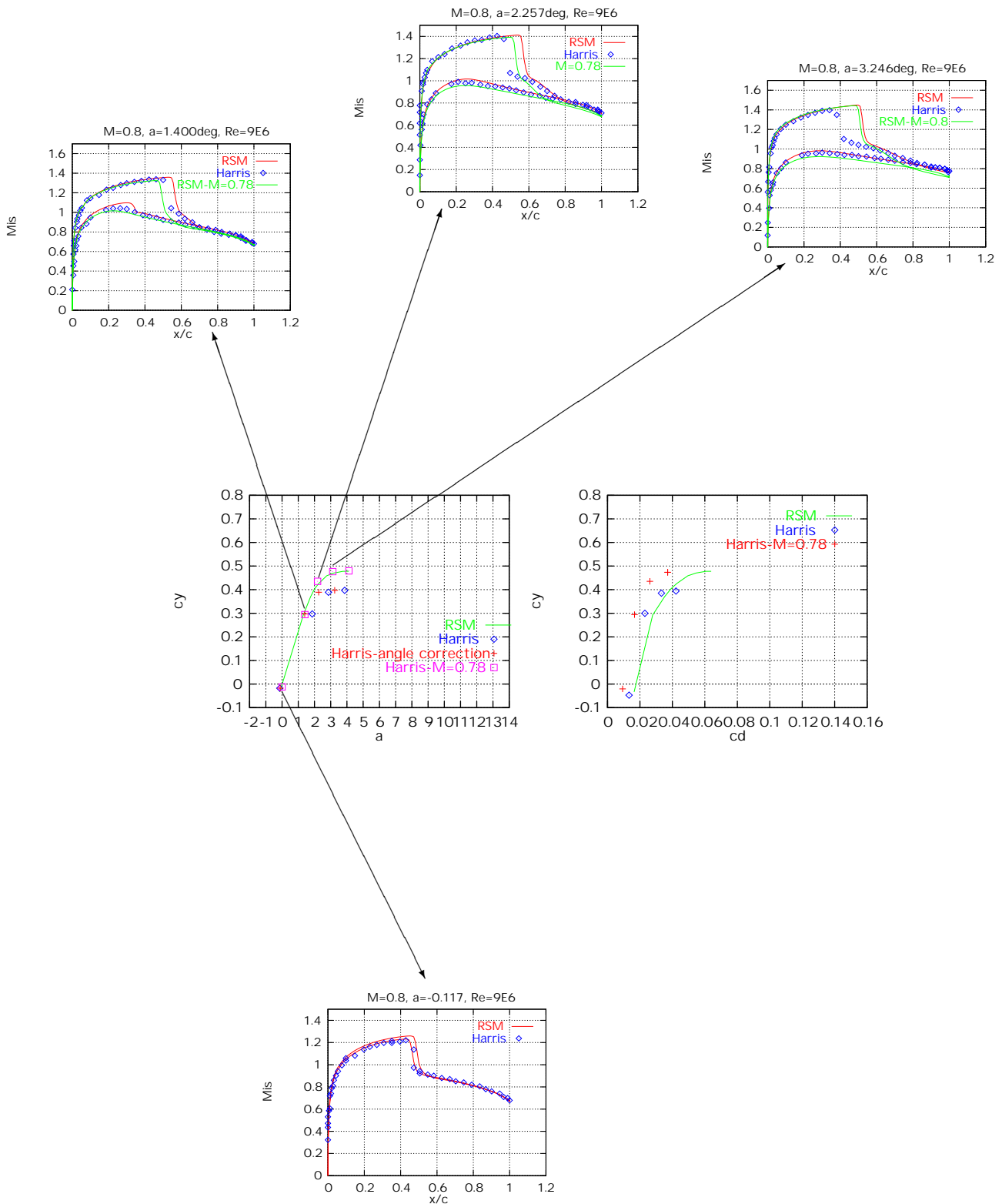


Figure 4.22: Distribution de M_{is} autour du profil avec un nombre de Mach infini M_∞ corrigé à 0.78, ($M=0.8$, $Re=9000000$)

4.4 RAE 2822

Dans le cas du profil RAE 2822, on s'appuie sur le travail de P.H. Cook, M.A. McDonald et M.C.P. Firmin [12]. Les expériences ont été faites à Farnborough, UK.

Cook a testé onze configurations qui sont regroupées dans le tableau 4.4. Les écoulements varient de sous-critiques à des conditions où une onde choc relativement forte se présente à l'extrados du profil. Le point de transition a été fixé aux points $x/c=0.03$ ou $x/c=0.11$.

Table 4.1: Cas-tests calculés

Case	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
M_∞	0.676	0.676	0.600	0.725	0.725	0.728	0.730	0.750	0.730	0.745	0.740
α°	2.40	-2.18	2.57	2.92	2.55	3.22	3.19	3.19	3.19	3.19	3.19
$Re \times 10^{-6}$	5.7	5.7	6.3	6.5	6.5	6.5	6.5	6.2	2.7	2.7	2.7
trip (x/c)	0.11	0.11	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03	0.03

La corde du modèle était $0.61m$ et son envergure $1.83m$. La soufflerie avait une section orthogonale $2.44 \times 1.83m$. La pression totale variait de 10 à 355 KN/m^2 , et la température totale entre 290 et 323 K .

Afin de modéliser les effets de la soufflerie, Cook a proposé une correction de l'angle d'incidence α , du coefficient de la portance C_L et du coefficient du moment C_m :

$$\Delta\alpha = \frac{cC_L}{h}\delta_0 + \frac{c^2}{\beta h^2}\delta_1 \left(\frac{1}{4}C_L + C_m \right), \text{ en radians} \quad (4.4)$$

$$\Delta C_L = -\frac{\pi}{2} \left(\frac{c}{\beta h} \right)^2 \delta_1 C_L \quad (4.5)$$

$$\Delta C_m = \frac{\pi}{8} \left(\frac{c}{\beta h} \right)^2 \delta_1 C_L \quad (4.6)$$

où h l'hauteur de la soufflerie et δ_0, δ_1 des paramètres d'interaction avec

M	δ_0	δ_1
< 0.7	$-0.065 \pm 8\%$	$0.175 \pm 17\%$
0.725	-0.040	0.100

La figure 4.26, présente la distribution du M_{is} autour du profil pour chaque cas-tests calculés. Pour les sept premiers cas-tests le modèle donne une très bonne solution par rapport aux mesures de Cook. La seule différence qui se présente, est la petite sur-estimation du plateau du M_{is} , à l'extrados du profil jusqu'à l'apparition du choc pour les cas 4-7. Par contre, dans les quatre derniers cas le RSM sur-estime légèrement l'intensité du choc et le positionne en aval. Les cas-tests 8 et 10 présentent un décollement de la couche limite en aval du point de l'interaction avec le choc (figure 4.24). Il est très intéressant de comparer les cas 7 et 9. Le nombre de Reynolds est le paramètre qui varie entre les deux (6500000 et 2700000). Le modèle RSM donne une solution pratiquement identique, alors que les mesures donnent une diminution de l'intensité du choc et sa position plus en amont (effet de Reynolds).

Ensuite, pour les cas tests 4 et 8 on a appliqué respectivement des corrections d'angles d'incidence, pour voir si les effets de la soufflerie sont importants (figure 4.25). Pour le cas 4 on a utilisé les corrections de Coakley, Rumsey, Thiede et pour le cas 8 celles de King, Dargel, Chen. Après le calcul avec les nouvelles incidences on peut constater que:

Pour le cas test 4 la forme du plateau du M_{is} s'améliore beaucoup et suit bien la forme de la courbe expérimentale de Cook. Par contre la position du choc se déplace légèrement en amont. Pour le cas 8, la forme du plateau du M_{is} obtenue après la correction est meilleure mais le problème qui se présente est que le choc se

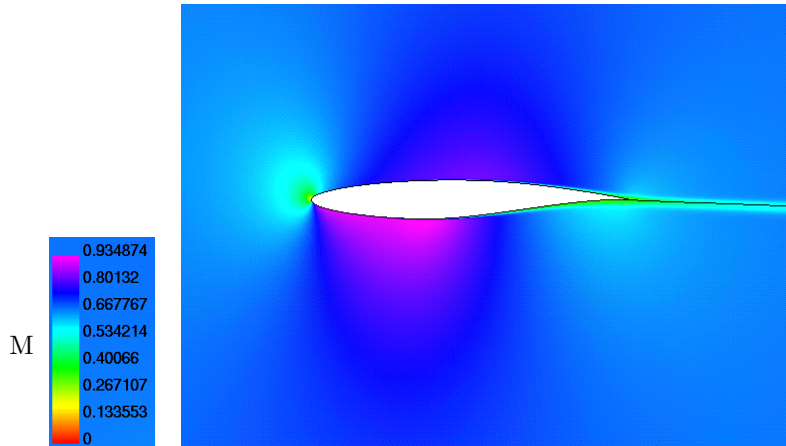


Figure 4.23: Répartition du nombre de Mach autour du profil ($\alpha=-2.18$ degrés, $M_\infty=0.676$, $Re=5700000$)

positionne un peu en aval et on n'arrive jamais à prévoir la bonne position expérimentale.

Les figures 4.27, 4.28 illustrent les profils de la composante u de la vitesse dans la zone de la couche limite et le sillage, pour le cas test 4. Les résultats du calcul sont comparés avec ceux de Cook. La vitesse u dans la couche limite, a été adimensionnée par la vitesse U_p à la frontière de la couche limite. U_p a été calculé comme la valeur de u à la même hauteur que la frontière de la couche limite expérimentale pour chaque point de mesure. La vitesse u dans le sillage a été adimensionnée par la vitesse U_w à la frontière du sillage. U_w a été calculé comme la valeur de u à la même hauteur que la frontière du sillage expérimentale pour chaque point de mesure. La couche limite à l'extrados du profil reste complètement attachée. Pour les deux premiers points de mesure ($x/c= 0.179, 0.319$), le modèle prévoit exactement la distribution de la vitesse. Par contre, au voisinage du bord de fuite ($x/c=0.9, 0.95$), on constate un désaccord entre le calcul et les mesures dans la zone proche de la paroi. Plus précisément, le RSM donne un gradient de vitesse plus petit que celui de Cook. A partir du point $y/c=0.01$

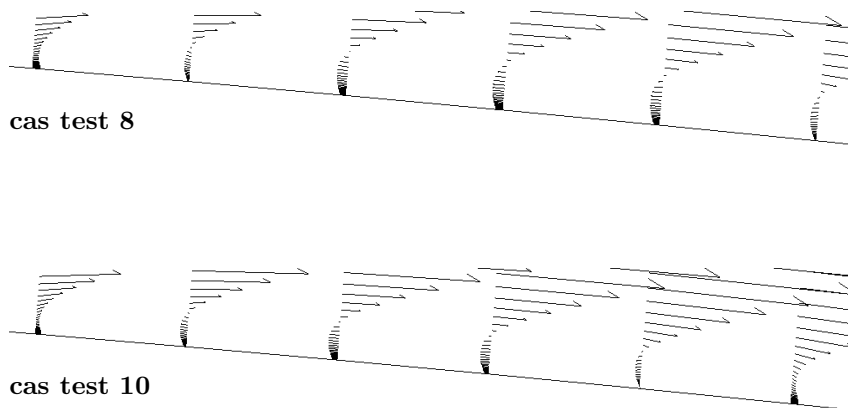


Figure 4.24: Décollement de la couche limite à l'extrados du profil

les résultats se superposent. Dans la zone du sillage, on remarque que le modèle est en très bon accord avec les mesures (position et épaisseur du sillage). Le seul problème qui se présente est à la position $x/c=2$, où la vitesse minimale est sous-estimée et l'épaisseur du sillage supérieur est légèrement sur-estimée.

Les figures 4.29, 4.30 présentent des profils de la vitesse u , pour le cas test 8. La couche limite décolle à l'extrados du profil en aval du choc (figure 4.24). A cause de la cambrure importante au voisinage du bord de fuite les gradients normaux de la pression sont assez importants. En effet, près de la paroi le gradient de vitesse chute, et la couche limite devient plus épaisse. Dans le début du sillage donc, se rencontrent deux couches de cisaillement différentes, qui provoquent des variations de pression a travers le sillage et influencent la cambrure de ce dernier.

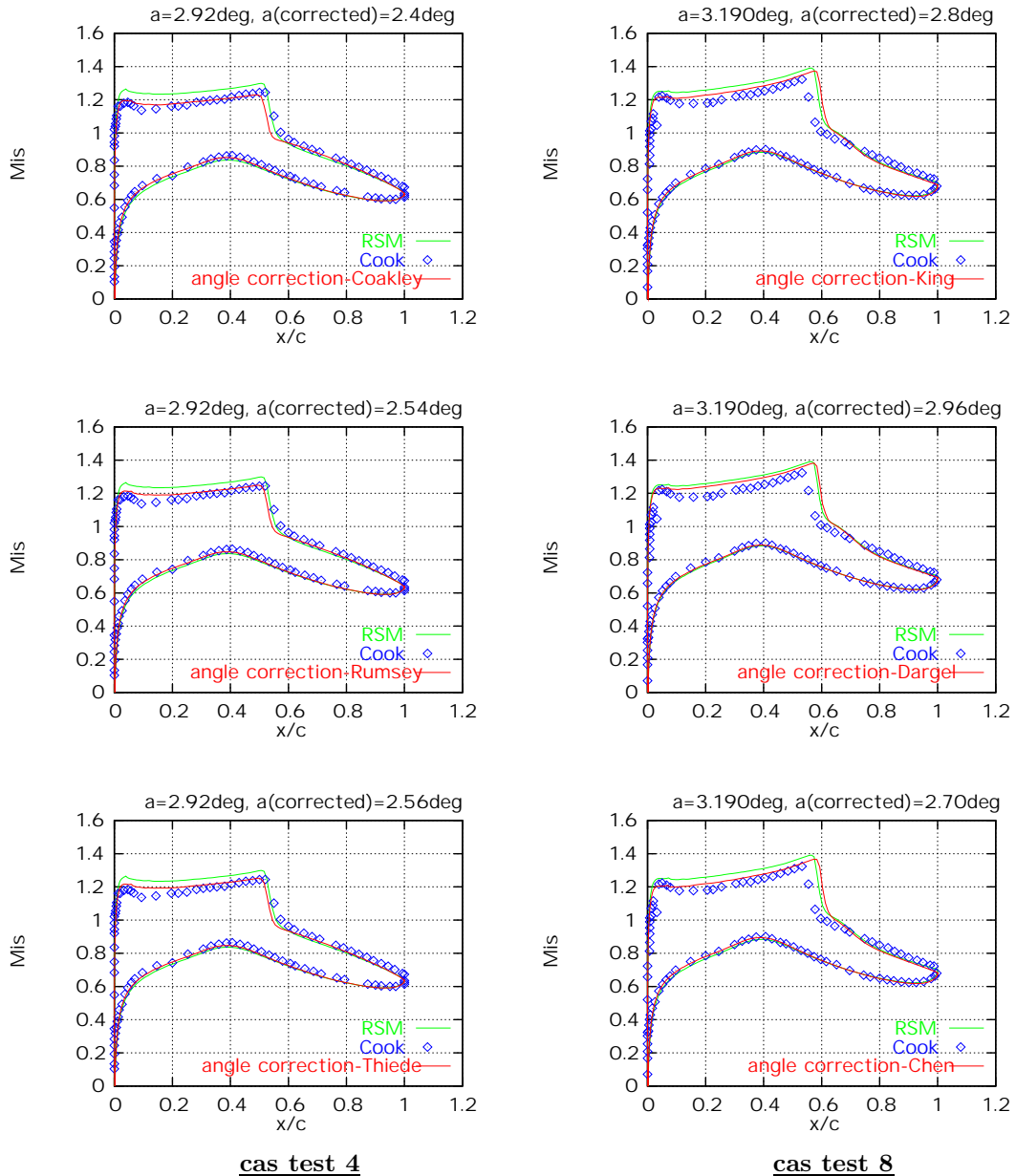


Figure 4.25: Influence de l'angle d'incidence

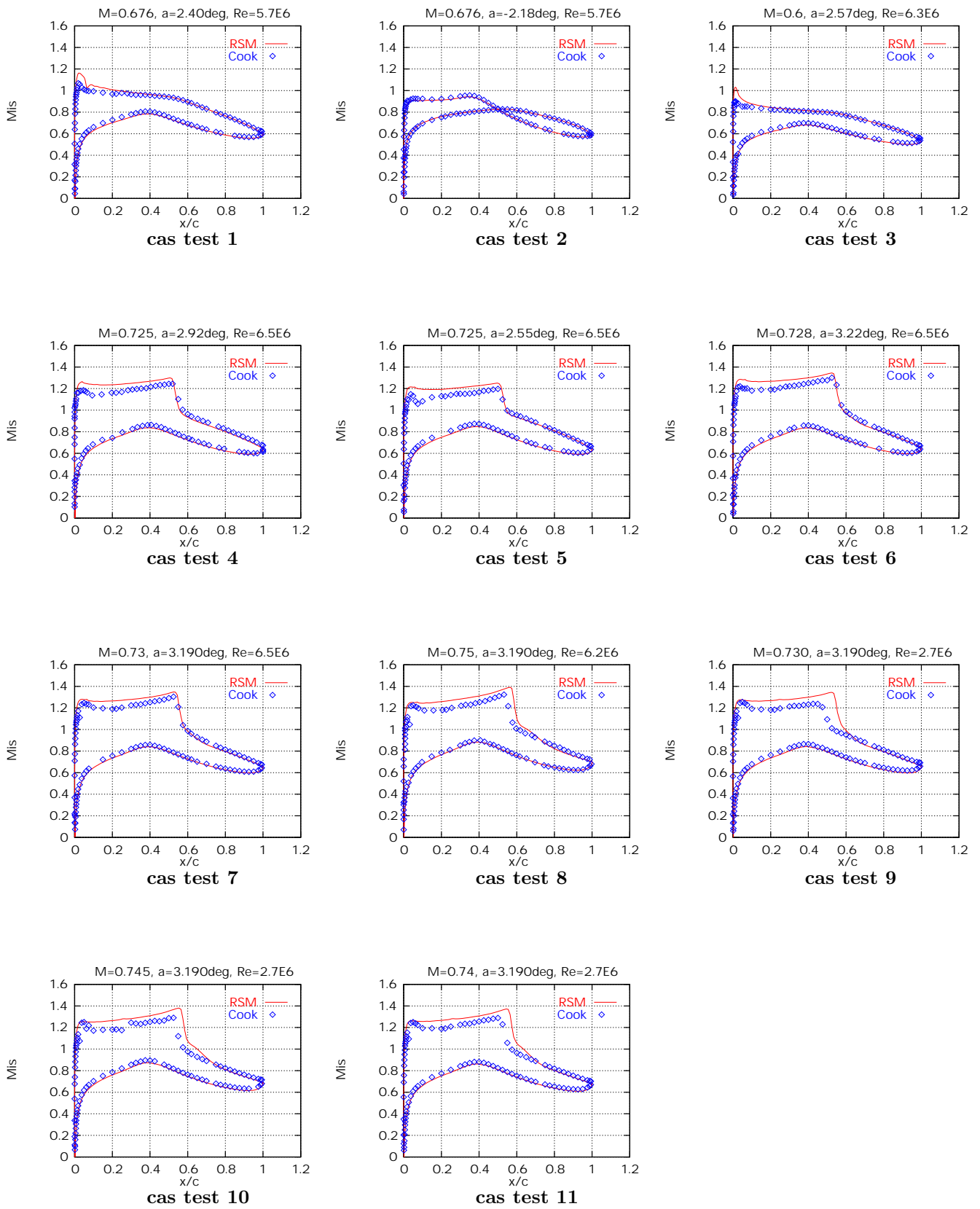


Figure 4.26: Distribution du M_{i_s} autour du profil RAE 2882, pour les cas test calculés

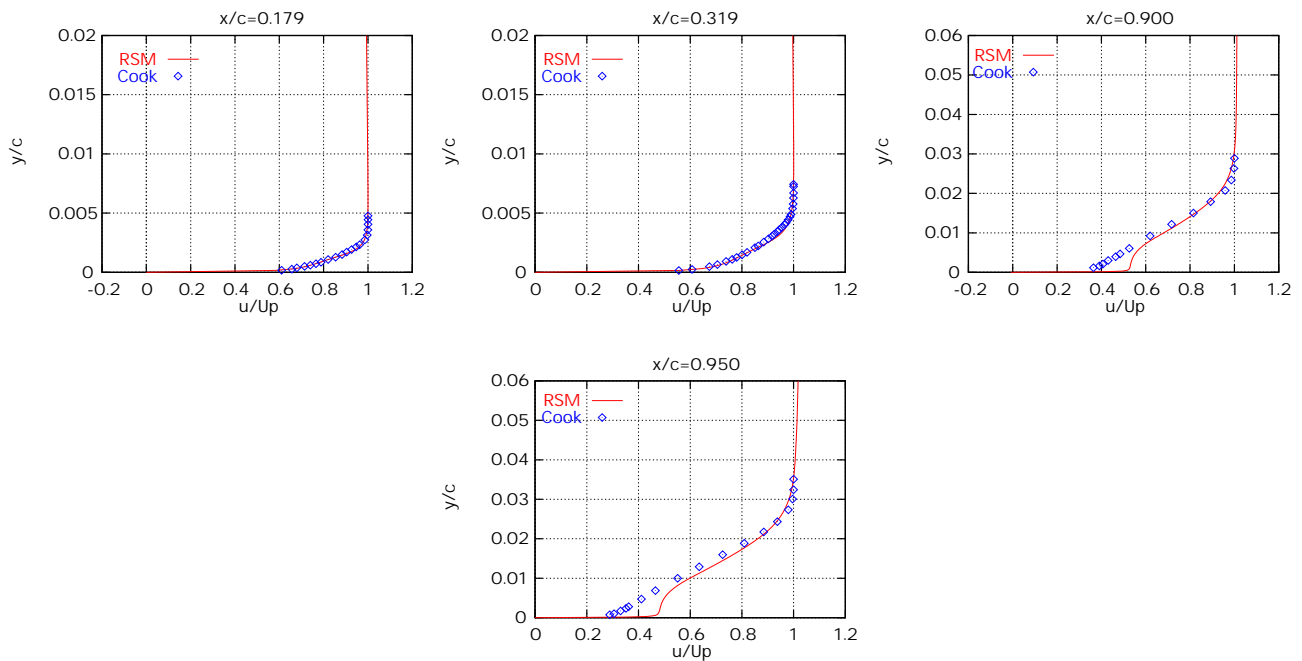


Figure 4.27: Profil de la vitesse u dans la couche limite, à l'extrados du profil pour le cas test 4

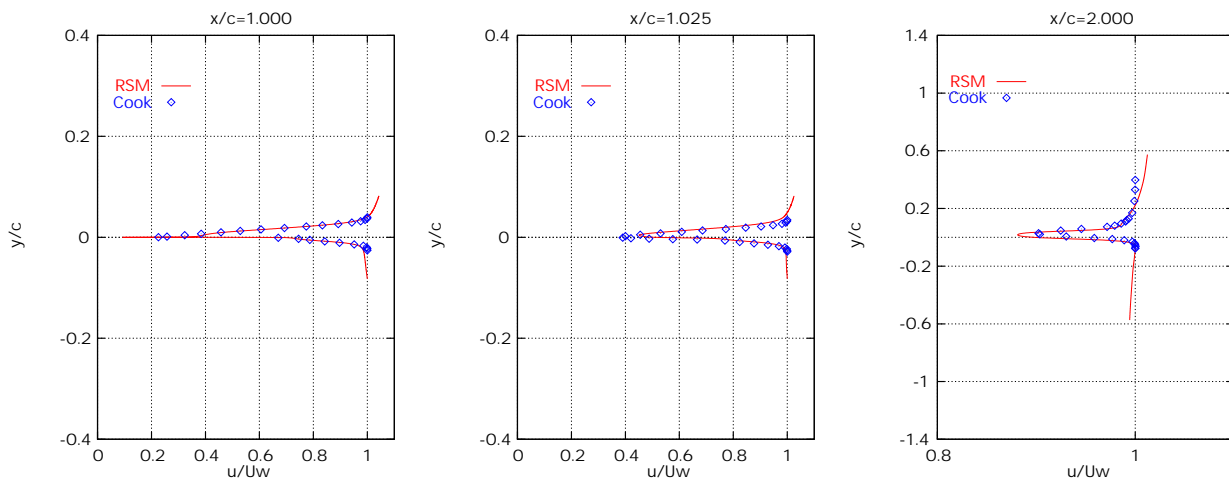


Figure 4.28: Profils de la vitesse u dans le sillage du profil pour le cas test 4

Pour les trois premiers points de mesure dans la couche limite, la prédiction est très satisfaisante. A la position $x/c=0.574$ le modèle donne un plus fort gradient de vitesse que celui des mesures. A la position $x/c=0.650$ le RSM suit bien la forme de la courbe expérimentale, sauf dans la zone près de la paroi, où le modèle prévoit une couche limite décollée alors que les expériences donnent une solution attachée. Il est intéressant de noter qu'à ce point les mesures des vitesses ont été effectuées avec des tubes Pitot, qui ne sont pas capables de capter des valeurs de vitesse négatives. Ce fait, est une possible source d'erreur qui peut nous conduire à de mauvaises conclusions. Pour les deux derniers points de mesure dans le voisinage du bord de fuite, le RSM capte bien les faibles gradients de vitesse dans la sous-couche visqueuse. Le sillage est correctement estimé sauf pour les points $x/c=1.025, 2.0$ où la vitesse minimale est sous-estimée.

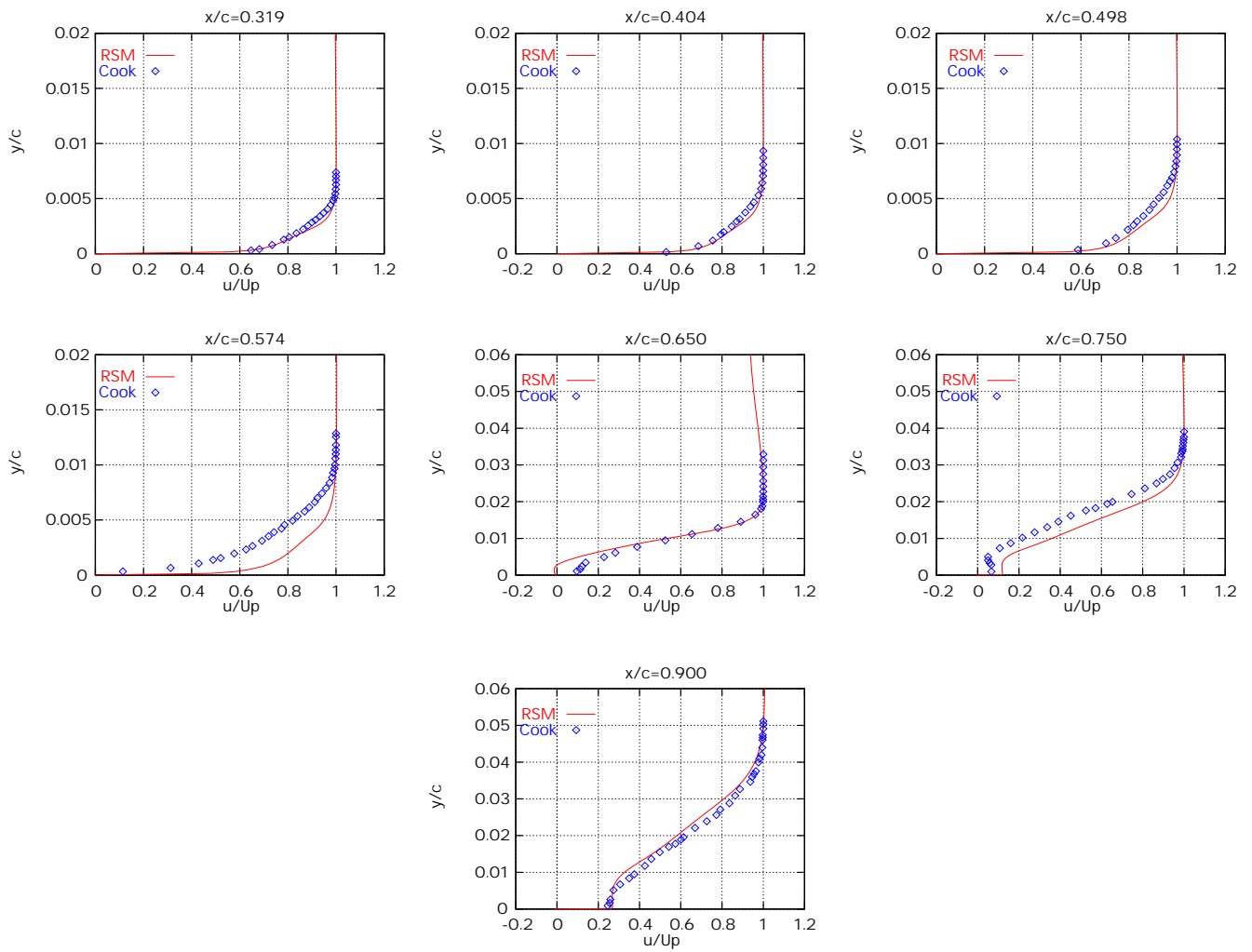


Figure 4.29: Profils de la vitesse u dans la couche limite, à l'extrados du profil pour le cas test 8

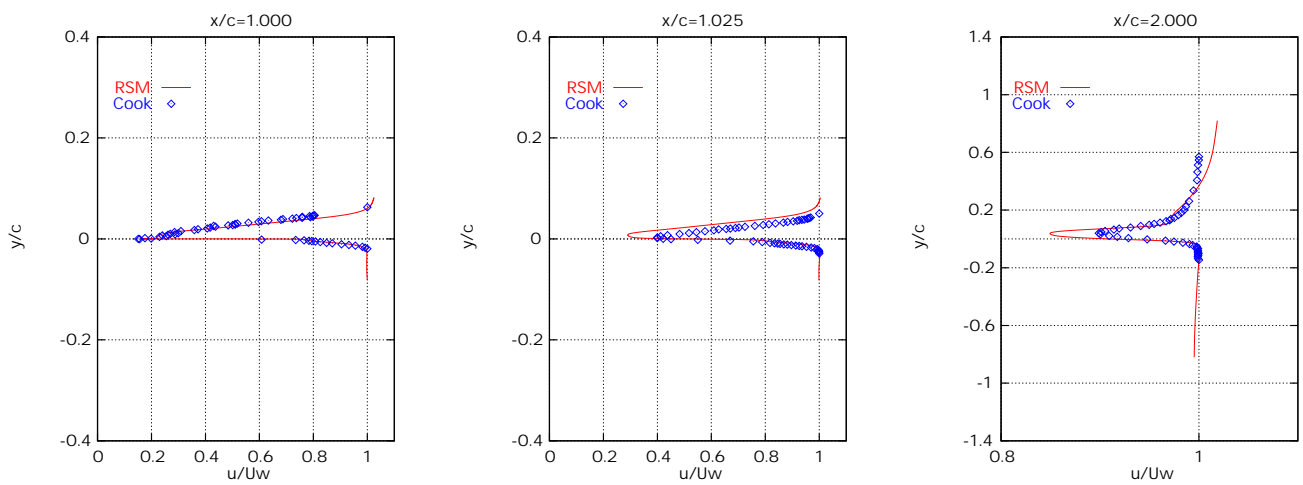


Figure 4.30: Profils de la vitesse u dans le sillage du profil pour le cas test 8

4.5 Possibles sources d'erreurs expérimentales

Dans ce paragraphe, on va essayer de déterminer les possibles sources d'erreurs des expérimentales, et étudier leur influence sur les résultats.

Le problème de fiabilité des mesures aérodynamiques effectuées dans des souffleries, reste encore un des grands problèmes dans le domaine de l'aéronautique. Ces résultats aérodynamiques peuvent être rarement reproduits à un haut niveau de précision, qui est indispensable soit pour un développement en ingénierie sans risques soit pour la validation des méthodes théoriques et numériques.

En général, les quatre parois de la soufflerie interagissent avec l'écoulement autour du profil. La partie supérieure et inférieure affectent surtout l'angle d'incidence effective, la forme de la distribution de pression, le point d'apparition du choc et moins le Mach effectif, la portance et la traînée. Les parois solides augmentent l'angle α et le nombre de Mach mais ces effets sont facilement corrigés [10].

Il a été démontré que les parties latérales de la soufflerie (effets 3-D), diminuent les coefficients de traînée (c_d) et de la portance (c_l), le nombre de Mach et positionnent le choc en aval. Le décollement de la couche limite autour de l'endroit de la jonction entre le profil et la soufflerie influence la position du choc et diminue la valeur maximale du coefficient de portance $c_{l_{max}}$. Ces effets peuvent être diminués, en appliquant une aspiration sur les parois latérales ou en effectuant des corrections des grandeurs expérimentales si la couche limite ne décolle pas au niveau des parois.

Deux paramètres qui influencent également les mesures aérodynamiques, sont le taux de turbulence de l'écoulement qui entre dans la soufflerie et le point de transition artificiel² qui est utilisée par la plupart des expérimentateurs. Ceux deux facteurs augmentent le coefficient de traînée et affectent souvent les coefficients c_l , c_m ainsi que la position du choc.

Nous nous référons aussi au travail de W.G.Sewall[24]. Sewall a modélisé l'interaction entre les parties latérales de la soufflerie et l'écoulement autour du profil. Il a ensuite proposé des corrections pour le nombre de Mach et les coefficients de portance, de traînée et de pression.

Afin de simuler les effets de la soufflerie L.S. King et D.A.Johnson [25], ont imposé comme conditions à la frontière du domaine de calcul, des mesures de pression prises à la paroi inférieure et supérieure de la soufflerie (écoulement confiné). Le profil testé était le DSMA 671 et les expériences ont été faites par Johnson et Spaid. Cette série des mesures leurs a offert une opportunité de faire des comparaisons directes entre calcul et expérience, lorsque les effets de la soufflerie ont été prises en compte. Les résultats ont été en très bon accord avec les données expérimentales et ont apporté une amélioration par rapport à ceux d'un calcul externe.

Un tel type de calcul serait un test intéressant pour la fermeture RSM étudié. Lorsque les effets d'interaction seront simulés, et un maillage fin sera utilisé, toutes différences substantielles pourront être attribuées plutôt au modèle de turbulence.

Pour le cas du profil RAE 2822, il faut noter qu'une seule série de mesures (celle de Cook) est disponible. Ceci signifie que les résultats expérimentaux ont besoin de validation afin d'être vraiment utiles pour la comparaison.

Harris, afin de modéliser l'interaction entre la partie supérieure et inférieure de la soufflerie, a proposé une correction d'angle d'incidence. Cette modélisation est surtout valide dans la zone linéaire (pente) du graphe du c_y en fonction de α . Pour des angles d'incidences plus élevées, la zone supersonique à l'extrados du profil est plus étendue, les interactions deviennent plus fortes et on a besoin d'un type de correction différent.

²boundary-layer trip

4.6 Possibles sources d'erreurs dues au modèle

En conclusion, la fermeture RSM utilisée donne des résultats très satisfaisants par rapport aux données expérimentales.

Son point faible est qu'elle ne prévoit pas correctement le point d'apparition du choc, surtout dans des cas où le nombre de Mach ($M_\infty \geq 0.8$) et l'angle d'incidence sont élevés ainsi que dans le cas où la couche limite décolle à l'extrados du profil. Par contre l'intensité du choc même dans des cas difficiles est bien prévue. Si on observe l'évolution du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence, on constate que le modèle sur-estime aussi la traînée surtout pour $M_\infty=0.8$. Ces deux dernières observations sont liées. La première partie de la polaire pour un Mach de $M_\infty=0.6$, correspond à un écoulement entièrement subsonique. La traînée dans cette partie correspond à la traînée de pression et la traînée de frottement. En général le modèle donne une parfaite distribution de pression, le coefficient c_d calculé est superposé avec les mesures, donc le coefficient de frottement est calculé correctement. Par contre pour un Mach de $M_\infty=0.8$, tous les points de la polaire correspondent à des écoulements transsoniques où un choc se présente à l'extrados du profil. Les valeurs de la traînée dans cette partie comportent en plus, la composante de la traînée du choc. La traînée du choc est due à la perte de la pression génératrice ce qui correspond à une diminution de la vitesse. Le RSM positionne le choc en aval du point expérimental. Il prévoit donc, plus de pertes dues à la viscosité et une traînée supérieure à celle de Cook. Il est possible que le RSM n'arrive pas à capter correctement la bulle de recirculation au pied du choc. Si le RSM ne produit qu'une petite bulle, le choc n'est que faiblement repoussé vers l'amont. Au contraire, si la zone de recirculation est étendue en aval du choc, elle peut entraîner une déviation importante de ce dernier vers le bord d'attaque. Ce comportement est certainement due à la mauvaise prédiction du point de recollement que le modèle RSM prédit trop en aval. Ceci a pour conséquence une mauvaise prédiction de la forme de la bulle de recirculation qui est trop étendue et pas assez "gonflée". On peut penser, qu'une meilleure modélisation de l'équation de la dissipation de l'énergie cinétique turbulente, contribuera à avoir des meilleurs résultats.

Chapitre 5

Conclusions et Perspectives

La prédiction numérique de la performance d'un avion, est sans doute le but final de la recherche fondamentale dans le domaine de l'aérodynamique. Les méthodes numériques sont indispensables pour la définition et l'optimisation d'un avion moderne.

Actuellement, les entreprises cherchent à développer aussi rapidement que possible et avec le minimum de référence aux expériences, des configurations économiques et optimisées, qui auront une bonne performance pendant les conditions de vol. Le besoin alors, de la conception d'un outil numérique fiable et puissant est évident.

Dans le cadre de ce stage, un modèle de turbulence Reynolds Stress, RSM, a été utilisé pour fermer les équations de Navier-Stokes moyennées.

Le travail consiste à valider le modèle RSM par des calculs stationnaires autour des profil NACA 0012 et RAE 2822. Premièrement on a essayé de rechercher un grand nombre d'expériences qui ont été faites sur ces deux profils et ensuite les évaluer, afin de sélectionner les meilleures qui serviront à la validation des nos résultats numériques. Dans cette partie du travail nous nous sommes appuyés sur le travail de W.J.McCroskey. Charles D. Harris, était d'après McCroskey une source des résultats très fiables et on va utiliser ses résultats pour le cas du profil NACA. Pour le profil RAE 2822 on va s'appuyer sur le travail de P. H. Cook et al. Le modèle de turbulence a ensuite été validé par comparaison avec les mesures expérimentales sur plusieurs configurations.

En conclusion, la fermeture RSM utilisée donne des résultats très satisfaisants par rapport aux données expérimentales.

Son point faible est qu'elle ne prévoit pas correctement le point d'apparition du choc, surtout dans des cas où le nombre de Mach ($M_\infty \geq 0.8$) et l'angle d'incidence sont élevés ainsi que dans le cas où la couche limite décolle à l'extrados du profil. Par contre l'intensité du choc même dans des cas difficiles est bien prévue.

Une perspective intéressante serait de comparer les résultats du modèle à ceux obtenus avec des modèles $k - \varepsilon$ et $k - \varepsilon$ non-linéaire. Cette comparaison nous permettrait de voir plus attentivement les différences entre les deux types de fermeture et de recueillir des informations afin d'améliorer le modèle.

De plus, une extension vers les écoulements instationnaires, et la simulation 3-D autour d'ailes puis autour d'un avion serait très intéressante. Ainsi, les capacités du modèle pourraient être testées sur des configurations et des écoulements complexes, comme par exemple le décollement tourbillonnaire à l'extrémité des ailes, l'analyse des manoeuvres et la zone du décrochage.

Annexe A

Initialisation

L'initialisation d'une methode itérative, nécessite une initialisation du champ de l'écoulement. Le principe de base pour la procedure est d'imposer un champ aérodynamique initial decrivant un écoulement simplifié et aussi physique.

A.1 Conditions à l'infini amont

Les données initiales imposées à l'infini amont, sont le nombre de Mach, la pression totale, la temperature totale et l'angle d'incidence, ainsi que le taux de turbulence, l'échelle de longueur de la turbulence et l'épaisseur de la couche limite.

A.2 Champs Lointain

L'écoulement est considéré isentropique, c' est à dire que l'échauffement dû aux forces visqueuses et à la conduction thermique interne sont negligiables $div(\vec{V}\tau - \vec{q}) = 0$. Les relations isentropiques donc peuvent être appliquées:

$$\begin{aligned} \frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2 \quad ; \quad \frac{p_t}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad ; \quad \frac{\rho_t}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \\ p = \rho R_g T \quad ; \quad V = \frac{M}{\sqrt{\gamma R_g T}} \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

A.3 Couche Limite

Initialisation du profil de vitesse compressible

Le champ incompressible des vitesses moyennes est determiné à l'aide du profil de vitesse analytique de couche limite sur plaque plane de Spalding [18].

Le profil de vitesses de Spalding est en variables de paroi :

$$y^+ = \bar{u}^+ + e^{\kappa B} \left[e^{\kappa \bar{u}^+} - 1 - \kappa \bar{u}^+ - \frac{(\kappa \bar{u}^+)^2}{2!} - \frac{(\kappa \bar{u}^+)^3}{3!} \right] \quad ; \quad \kappa = 0.4 \quad ; \quad B = 5.5 \quad (\text{A.2})$$

où κ est la constante de von Karman, $y^+ = \frac{y}{\nu_m} \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho_w}}$ et $\bar{u}^+ = \bar{u} \sqrt{\frac{\rho_w}{\tau_w}}$ sont respectivement la distance à la paroi et la vitesse en variables de paroi. Pour calculer les valeurs de \bar{u}^+ on utilise la methode de Newton en initialisant avec le profil de Reichardt:

$$\bar{u}^+ = 2.5 \ln(1 + 0.4y^+) + 7.4 \left[1 - e^{\frac{y^+}{11}} - \left(\frac{y^+}{11} \right) e^{-0.33y^+} \right] \quad (\text{A.3})$$

Le profil des vitesses compressibles est calculé à partir de la transformation de Van Driest [19] qui relie le profil des vitesses compressibles et le profil des vitesses incompressibles:

$$\tilde{u} = \frac{\tilde{u}_e}{\alpha_{vd}} \sin\left(\frac{\alpha_{vd}\tilde{u}}{\tilde{u}_e}\right)$$

$$\alpha_{vd} = \sqrt{\left(1 - \frac{T_e}{T_w}\right)} = \sqrt{\frac{r_f \frac{\gamma-1}{2} M^2}{1 + r_f \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (\text{A.4})$$

On a alors la température par la loi de Crocco et puis ρ par la loi des gas parfaits.

$$\tilde{T} = \tilde{T}_e \left(1 + r_f \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \left(1 - \frac{\tilde{u}^2}{\tilde{u}_e^2}\right)\right) \quad (\text{A.5})$$

Avec $r_f=0.89$ le facteur de récupération.

Initialisation du profil de la viscosité cinématique turbulente

Le profil de viscosité cinématique turbulente ν_T dans la zone logarithmique est obtenue en negligean la tension visqueuse $\mu \frac{\partial \tilde{u}}{\partial y}$ devant la tension turbulente $-\tilde{\rho} \tilde{u}'' v''$, et en considérant cette dernière comme étant approximativement égale au frottement pariatal $\tau_w = u_\tau^2 \rho_w$. Donc:

$$\frac{\nu_T}{\nu_w} = \kappa y^+ = \kappa e^{-\kappa B} e^{\kappa \tilde{u}^+} \quad (\text{A.6})$$

Par contre dans la sous couche visqueuse les effets visqueuses sont prépondérants et nous avons $\nu_T \sim y^{+3} \sim \tilde{u}^{+3}$.

Spalding a effectué un développement de $e^{\kappa \tilde{u}^+}$ en série de Taylor et a obtenu un profil de ν_T valable à la fois dans la sous couche visqueuse et dans la zone logarithmique:

$$\nu_{T1} = \nu_w \kappa e^{-\kappa B} \left[e^{\kappa \tilde{u}^+} - 1 - \frac{\kappa \tilde{u}^+}{1!} - \frac{(\kappa \tilde{u}^+)^2}{2!} \right] \quad (\text{A.7})$$

Dans la zone externe, le profil de ν_T est donnée par Clauser:

$$\nu_{T2} = 0.0168 \delta^* \tilde{u}_e \gamma_i \quad (\text{A.8})$$

où γ_i est le facteur d'intermittence de Klebanoff: $\gamma_i = [1 + 5.5(\frac{y}{\delta})^6]^{-1}$, δ^* est l'épaisseur de déplacement.

Pour éviter un profil discontinu à la frontière entre la zone interne et la zone externe, un raccord en tangente hyperbolique évite la discontinuité.

$$\nu_T = \nu_{T2} \tanh \frac{\nu_{T1}}{\nu_{T2}} \quad (\text{A.9})$$

Initialisation de k et ε^* .

L'initialisation des deux grandeurs turbuelents est basée sur l'hypothèse de Boussinesq et l'hypothèse de l'équilibre local c' est à dire que la production est égale à la dissipation. on obtient donc:

$$\varepsilon^* = \nu_T \left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)^2 ; Re_T = \frac{\mu_T}{C_\mu f_\mu Re_T \mu_w} ; k = \sqrt{\frac{\mu_w Re_T^* \varepsilon^*}{\rho_w}} \quad (\text{A.10})$$

Ensuite un processus itératif est utilisé pour calculer l'énergie cinétique turbulente. Ce profil est corrigé pour respecter le taux de turbulence extérieur à la couche limite imposé:

$$k = {}^{old} k + (k_e - {}^{old} k_e) \cos\left[\frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{\eta}{\delta}\right)\right] \quad (\text{A.11})$$

où $k_e = \frac{3}{2} T u_e \tilde{u}_e$. Les équations (A.11) sont alors réutilisées pan un processus itératif pour trouver ε^* .

Annexe B

Configurations

Dans cette annexe se regroupent tous les configurations - cas tests été étudiées.

NACA 0012 - $M=0.6$, $Re=9000000$

incidence	Initialisation				
	α	$pt_1(Pa)$	$Tt_1(K)$	Tu	$\ell_T(m)$
-0.22	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
1	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
2	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
3	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
4	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
5	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
5.5	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
6	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
6.5	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
7	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
7.2	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
7.4	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
7.6	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
7.8	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
8	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
8.5	0.134629E+06	316.5	0.005	0.1	0.005

où pt_1 la pression totale amont, Tt_1 la température totale amont, Tu le taux de turbulence, ℓ_T l'échelle de longueur de la turbulence et $d_{bl,d}$ l'épaisseur de la couche limite initiale.

Afin de passer à un nombre de Mach amont différent avec un nombre de Reynolds donné, on garde la température totale Tt_1 constante et égale avec celle des expériences et on modifie la pression totale pt_1 amont. Pour se faire on utilise les équations suivantes:

$$\begin{aligned}
 T &= \frac{T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2} \quad ; \quad u = \frac{M}{\gamma R_g T} \quad ; \quad \mu(T) = \mu_{273} \frac{T}{273.15} \frac{T_S + 273.15}{T_S + T} \\
 Re &= \frac{ul}{\nu} \quad ; \quad p = \rho R_g T \quad ; \quad p_t = p \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\
 \nu &= \frac{\mu}{\rho} \quad ; \quad \rho_t = \rho \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}
 \end{aligned} \tag{B.1}$$

où ρ_t et ρ sont respectivement la masse volumique totale et statique, μ la viscosité dynamique, ν la viscosité cinématique, l la corde du profil, Re le nombre de Reynolds et pour l'air on a: $T_S = 110.4K$, $\mu_{273} = 17.11 \cdot 10^{-6}$.

NACA 0012 - M=0.8, Re=9000000

incidence	Initialisation				
	$pt_1(Pa)$	$Tt_1(K)$	Tu	$\ell_T(m)$	$d_{bl_d}(m)$
-0.14	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
1.31	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
1.75	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
2	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
2.2	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
2.25	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
2.75	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
3	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
3.19	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
3.4	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
3.75	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
4.11	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
4.5	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
5	0.1130724E+06	316.5	0.005	0.1	0.005

NACA 0012 - $\alpha = -0.14$, Re=9000000

Mach	Initialisation				
	$pt_1(Pa)$	$Tt_1(K)$	Tu	$\ell_T(m)$	$d_{bl_d}(m)$
0.499	0.1544990E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.550	0.1433800E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.650	0.1275232E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.700	0.1217181E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.740	0.1178402E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.759	0.1162042E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.779	0.1146116E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.790	0.1137890E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.810	0.1123845E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.820	0.1117244E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.830	0.1110912E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.840	0.1104839E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.860	0.1093438E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.900	0.1073411E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.910	0.1068942E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.920	0.1064676E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.935	0.1058646E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.950	0.1053040E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.960	0.1049531E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.970	0.1046198E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.980	0.1043038E+06	316.5	0.005	0.1	0.005

NACA 0012 - Cas Tests Supplémentaires, Re=9000000

Mach	incidence	Initialisation				
M	α	$pt_1(Pa)$	$Tt_1(K)$	Tu	$\ell_T(m)$	$d_{bl_d}(m)$
0.55	8.34	0.1433800E+06	316.5	0.005	0.1	0.005
0.7	1.49	0.1217181E+06	316.5	0.005	0.1	0.005

RAE 2822 - Cas Tests

Mach	incidence	Reynolds	Initialisation				
M	α	Re	$pt_1(Pa)$	$Tt_1(K)$	Tu	$\ell_T(m)$	$d_{bl_d}(m)$
0.725	2.92	6500000	0.7952798E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.75	3.19	6200000	0.7441069E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.676	2.40	5700000	0.7276244E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.676	-2.18	5700000	0.7276244E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.600	2.57	6300000	0.8709271E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.725	2.55	6500000	0.7952798E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.728	3.22	6500000	0.7933793E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.730	3.19	6500000	0.7921248E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.730	3.19	2700000	0.3290364E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.745	3.19	2700000	0.3252571E+05	288.167	0.005	0.1	0.005
0.740	3.19	2700000	0.3264920E+05	288.167	0.005	0.1	0.005

Annexe C

Profils

NACA 0012

Le profil NACA 0012 (figure C.1) est un profil symétrique avec une épaisseur relative de l'ordre de 12%. Bien que sa forme n'est pas idéale dans le domaine du dessin aérodynamique, il est extrêmement utile comme référence standard parce qu'il a été amplement testé numériquement et expérimentalement.

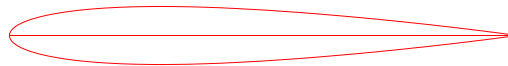


Figure C.1: Profil NACA 0012

RAE 2822

Le profil RAE 2822 (figure C.2) est un profil supercritique. Le but d'utilisation d'un tel type de profil est d'élever la valeur de M_{dd} . L'extrados du profil est relativement plat et par conséquent la région supersonique est moins étendue et avec des valeurs de Mach moins élevées par rapport aux profils standards. En effet l'onde de choc générée en aval sera plus faible et la traînée va diminuer. À cause de la forme particulière de l'extrados, l'amont du profil a une cambrure négative, qui diminue la portance. À fin de compenser ce problème, la portance est élevée par la valeur considérable de cambrure positive en aval.



Figure C.2: Profil RAE 2822

Dans le tableau suivant sont regroupés les coordonnées des deux profils.

Table C.1: Coordonnées du profil NACA 0012

0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.1917447E+00	0.3811032E-01	0.5353817E+00	0.1354496E-01
0.8596592E-04	0.1309667E-02	0.1985624E+00	0.3808763E-01	0.5406964E+00	0.1292247E-01
0.3438171E-03	0.2606127E-02	0.2054445E+00	0.3803295E-00	0.5458904E+00	0.1230826E-01
0.7734142E-03	0.3889124E-02	0.2123874E+00	0.3794684E-01	0.5509606E+00	0.1170302E-01
0.1374524E-02	0.5158351E-02	0.2193871E+00	0.3782995E-01	0.5559044E+00	0.1110744E-01
0.2146821E-02	0.6413455E-02	0.2264400E+00	0.3768290E-01	0.5607191E+00	0.1052223E-01
0.3089888E-02	0.7654023E-02	0.2335421E+00	0.3750640E-01	0.5654021E+00	0.9948063E-02
0.4203213E-02	0.8879605E-02	0.2406898E+00	0.3730118E-01	0.5699509E+00	0.9385624E-02
0.5486195E-02	0.1008970E-01	0.2478790E+00	0.3706799E-01	0.5743629E+00	0.8835593E-02
0.6938137E-02	0.1128377E-01	0.2551060E+00	0.3680763E-01	0.5786358E+00	0.8298644E-02
0.8558251E-02	0.1246123E-01	0.2623667E+00	0.3652090E-01	0.5827674E+00	0.7775435E-02
0.1034567E-01	0.1362146E-01	0.2696573E+00	0.3620864E-01	0.5867552E+00	0.7266629E-02
0.1229941E-01	0.1476379E-01	0.2769738E+00	0.3587170E-01	0.5905973E+00	0.6772859E-02
0.1441843E-01	0.1588756E-01	0.2843122E+00	0.3551095E-01	0.5942916E+00	0.6294772E-02
0.1670157E-01	0.1699203E-01	0.2916686E+00	0.3512729E-01	0.5978358E+00	0.5832984E-02
0.1914759E-01	0.1807647E-01	0.2990390E+00	0.3472162E-01	0.6012284E+00	0.5388105E-02
0.2175518E-01	0.1914011E-00	0.3064194E+00	0.3429483E-01	0.6044672E+00	0.4960731E-02
0.2452292E-01	0.2018217E-01	0.3138058E+00	0.3384784E-01	0.6075506E+00	0.4551440E-02
0.2744932E-01	0.2120187E-01	0.3211942E+00	0.3338158E-01	0.6104770E+00	0.4160792E-02
0.3053278E-01	0.2219840E-01	0.3285805E+00	0.3289696E-01	0.6132448E+00	0.3789330E-02
0.3377163E-01	0.2317096E-01	0.3359610E+00	0.3239492E-01	0.6158524E+00	0.3437574E-02
0.3716414E-01	0.2411873E-01	0.3433313E+00	0.3187638E-01	0.6182984E+00	0.3106023E-02
0.4070845E-01	0.2504094E-01	0.3506878E+00	0.3134225E-01	0.6205816E+00	0.2795152E-02
0.4440264E-01	0.2593677E-00	0.3580262E+00	0.3079344E-00	0.6227006E+00	0.2505411E-02
0.4824473E-01	0.2680544E-01	0.3653427E+00	0.3023088E-01	0.6246543E+00	0.2237222E-02
0.5223262E-01	0.2764622E-01	0.3726333E+00	0.2965547E-01	0.6264417E+00	0.1990982E-02
0.5636415E-01	0.2845833E-01	0.3798940E+00	0.2906810E-01	0.6280619E+00	0.1767054E-02
0.6063710E-01	0.2924107E-01	0.3871209E+00	0.2846965E-00	0.6295138E+00	0.1565775E-02
0.6504914E-01	0.2999376E-01	0.3943101E+00	0.2786101E-01	0.6307968E+00	0.1387447E-02
0.6959791E-01	0.3071573E-01	0.4014578E+00	0.2724304E-01	0.6319101E+00	0.1232340E-02
0.7428090E-01	0.3140638E-01	0.4085600E+00	0.2661661E-01	0.6328532E+00	0.1100691E-02
0.7909559E-01	0.3206511E-01	0.4156129E+00	0.2598256E-01	0.6336254E+00	0.9927012E-03
0.8403939E-01	0.3269139E-00	0.4226126E+00	0.2534172E-01	0.6342266E+00	0.9085358E-03
0.8910961E-01	0.3328473E-01	0.4295554E+00	0.2469493E-01	0.6346562E+00	0.8483250E-03
0.9430353E-01	0.3384469E-01	0.4364376E+00	0.2404299E-01	0.6349140E+00	0.8121605E-03
0.9961829E-01	0.3437087E-01	0.4432553E+00	0.2338673E-01	0.6350000E+00	0.8001000E-03
0.1050510E+00	0.3486292E-01	0.4500049E+00	0.2272692E-01	0.6350781E+00	0.7852417E-03
0.1105988E+00	0.3532057E-01	0.4566828E+00	0.2206437E-01	0.6351550E+00	0.7625219E-03
0.1162587E+00	0.3574356E-01	0.4632853E+00	0.2139984E-01	0.6352299E+00	0.7319690E-03
0.1220275E+00	0.3613174E-01	0.4698089E+00	0.2073411E-01	0.6353016E+00	0.6937438E-03
0.1279021E+00	0.3648498E-01	0.4762500E+00	0.2006794E-01	0.6353703E+00	0.6481273E-03
0.1338795E+00	0.3680321E-01	0.4826051E+00	0.1940209E-01	0.6354337E+00	0.5955145E-03
0.1399562E+00	0.3708644E-01	0.4888708E+00	0.1873729E-01	0.6354921E+00	0.5364054E-03
0.1461292E+00	0.3733470E-01	0.4950438E+00	0.1807429E-01	0.6355442E+00	0.4713948E-00
0.1523949E+00	0.3754813E-01	0.5011205E+00	0.1741383E-01	0.6355893E+00	0.4011621E-03
0.1587500E+00	0.3772689E-01	0.5070978E+00	0.1675664E-01	0.6356268E+00	0.3264613E-03
0.1651911E+00	0.3787119E-01	0.5129725E+00	0.1610344E-01	0.6356566E+00	0.2481090E-00
0.1717147E+00	0.3798132E-00	0.5187414E+00	0.1545495E-01	0.6356782E+00	0.1669728E-00
0.1783171E+00	0.3805763E-01	0.5244012E+00	0.1481190E-01	0.6356915E+00	0.8395906E-00
0.1849951E+00	0.3810048E-01	0.5299489E+00	0.1417500E-01	0.6356959E+00	0.0000000E+00

0.8596592E-04	-0.1309667E-02	0.1985624E+00	-0.3808763E-01	0.5406964E+00	-0.1292247E-01
0.3438171E-03	-0.2606127E-02	0.2054445E+00	-0.3803295E-01	0.5458904E+00	-0.1230826E-01
0.7734142E-03	-0.3889124E-02	0.2123874E+00	-0.3794684E-01	0.5509606E+00	-0.1170302E-01
0.1374524E-02	-0.5158351E-02	0.2193871E+00	-0.3782995E-01	0.5559044E+00	-0.1110744E-01
0.2146821E-02	-0.6413455E-02	0.2264400E+00	-0.3768290E-01	0.5607191E+00	-0.1052223E-01
0.3089888E-02	-0.7654023E-02	0.2335421E+00	-0.3750640E-01	0.5654021E+00	-0.9948063E-02
0.4203213E-02	-0.8879605E-02	0.2406898E+00	-0.3730118E-01	0.5699509E+00	-0.9385624E-02
0.5486195E-02	-0.1008970E-01	0.2478790E+00	-0.3706799E-01	0.5743629E+00	-0.8835593E-02
0.6938137E-02	-0.1128377E-01	0.2551060E+00	-0.3680763E-01	0.5786358E+00	-0.8298644E-02
0.8558251E-02	-0.1246123E-01	0.2623667E+00	-0.3652090E-01	0.5827674E+00	-0.7775435E-02
0.1034567E-01	-0.1362146E-01	0.2696573E+00	-0.3620864E-01	0.5867552E+00	-0.7266629E-02
0.1229941E-01	-0.1476379E-01	0.2769738E+00	-0.3587170E-01	0.5905973E+00	-0.6772859E-02
0.1441843E-01	-0.1588756E-01	0.2843122E+00	-0.3551095E-01	0.5942916E+00	-0.6294772E-02
0.1670157E-01	-0.1699203E-01	0.2916686E+00	-0.3512729E-01	0.5978358E+00	-0.5832984E-02
0.1914759E-01	-0.1807647E-01	0.2990390E+00	-0.3472162E-01	0.6012284E+00	-0.5388105E-02
0.2175518E-01	-0.1914011E-01	0.3064194E+00	-0.3429483E-01	0.6044672E+00	-0.4960731E-02
0.2452292E-01	-0.2018217E-01	0.3138058E+00	-0.3384784E-01	0.6075506E+00	-0.4551440E-02
0.2744932E-01	-0.2120187E-01	0.3211942E+00	-0.3338158E-01	0.6104770E+00	-0.4160792E-02
0.3053278E-01	-0.2219840E-01	0.3285805E+00	-0.3289696E-01	0.6132448E+00	-0.3789330E-02
0.3377163E-01	-0.2317096E-01	0.3359610E+00	-0.3239492E-01	0.6158524E+00	-0.3437574E-02
0.3716414E-01	-0.2411873E-01	0.3433313E+00	-0.3187638E-01	0.6182984E+00	-0.3106023E-02
0.4070845E-01	-0.2504094E-01	0.3506878E+00	-0.3134225E-01	0.6205816E+00	-0.2795152E-02
0.4440264E-01	-0.2593677E-01	0.3580262E+00	-0.3079344E-01	0.6227006E+00	-0.2505411E-02
0.4824473E-01	-0.2680544E-01	0.3653427E+00	-0.3023088E-01	0.6246543E+00	-0.2237222E-02
0.5223262E-01	-0.2764622E-01	0.3726333E+00	-0.2965547E-01	0.6264417E+00	-0.1990982E-02
0.5636415E-01	-0.2845833E-01	0.3798940E+00	-0.2906810E-01	0.6280619E+00	-0.1767054E-02
0.6063710E-01	-0.2924107E-01	0.3871209E+00	-0.2846965E-01	0.6295138E+00	-0.1565775E-02
0.6504914E-01	-0.2999376E-01	0.3943101E+00	-0.2786101E-01	0.6307968E+00	-0.1387447E-02
0.6959791E-01	-0.3071573E-01	0.4014578E+00	-0.2724304E-01	0.6319101E+00	-0.1232340E-02
0.7428090E-01	-0.3140638E-01	0.4085600E+00	-0.2661661E-01	0.6328532E+00	-0.1100691E-02
0.7909559E-01	-0.3206511E-01	0.4156129E+00	-0.2598256E-01	0.6336254E+00	-0.9927012E-03
0.8403939E-01	-0.3269139E-01	0.4226126E+00	-0.2534172E-01	0.6342266E+00	-0.9085358E-03
0.8910961E-01	-0.3328473E-01	0.4295554E+00	-0.2469493E-01	0.6346562E+00	-0.8483250E-03
0.9430353E-01	-0.3384469E-01	0.4364376E+00	-0.2404299E-01	0.6349140E+00	-0.8121605E-03
0.9961829E-01	-0.3437087E-01	0.4432553E+00	-0.2338673E-01	0.6350000E+00	-0.8001000E-03
0.1050510E+00	-0.3486292E-01	0.4500049E+00	-0.2272692E-01	0.6350781E+00	-0.7852417E-03
0.1105988E+00	-0.3532057E-01	0.4566828E+00	-0.2206437E-01	0.6351550E+00	-0.7625219E-03
0.1162587E+00	-0.3574356E-01	0.4632853E+00	-0.2139984E-01	0.6352299E+00	-0.7319690E-03
0.1220275E+00	-0.3613174E-01	0.4698089E+00	-0.2073411E-01	0.6353016E+00	-0.6937438E-03
0.1279021E+00	-0.3648498E-01	0.4762500E+00	-0.2006794E-01	0.6353703E+00	-0.6481273E-03
0.1338795E+00	-0.3680321E-01	0.4826051E+00	-0.1940209E-01	0.6354337E+00	-0.5955145E-03
0.1399562E+00	-0.3708644E-01	0.4888708E+00	-0.1873729E-01	0.6354921E+00	-0.5364054E-03
0.1461292E+00	-0.3733470E-01	0.4950438E+00	-0.1807429E-01	0.6355442E+00	-0.4713948E-03
0.1523949E+00	-0.3754813E-01	0.5011205E+00	-0.1741383E-01	0.6355893E+00	-0.4011621E-03
0.1587500E+00	-0.3772689E-01	0.5070978E+00	-0.1675664E-01	0.6356268E+00	-0.3264613E-03
0.1651911E+00	-0.3787119E-01	0.5129725E+00	-0.1610344E-01	0.6356566E+00	-0.2481090E-03
0.1717147E+00	-0.3798132E-01	0.5187414E+00	-0.1545495E-01	0.6356782E+00	-0.1669728E-03
0.1783171E+00	-0.3805763E-01	0.5244012E+00	-0.1481190E-01	0.6356915E+00	-0.8395906E-04
0.1849951E+00	-0.3810048E-01	0.5299489E+00	-0.1417500E-01	0.6356959E+00	0.0000000E+00
0.1917447E+00	-0.3811032E-01	0.5353817E+00	-0.1354496E-01		

Table C.2: Coordonnées du profil RAE 2822

0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.5407711E+00	0.1290150E-01	0.3644994E+00	-0.2320440E-01
0.3660000E-03	0.1927600E-02	0.5499760E+00	0.1133380E-01	0.3791089E+00	-0.2112430E-01
0.1470100E-02	0.3849100E-02	0.5586014E+00	0.9827100E-02	0.3935354E+00	-0.1903810E-01
0.3300100E-02	0.5746200E-02	0.5666046E+00	0.8399700E-02	0.4077545E+00	-0.1696410E-01
0.5862100E-02	0.7612800E-02	0.5739856E+00	0.7051600E-02	0.4217174E+00	-0.1493890E-01
0.9137801E-02	0.9448900E-02	0.5807200E+00	0.5801100E-02	0.4354058E+00	-0.1298690E-01
0.1313330E-01	0.1124840E-01	0.5867834E+00	0.4648200E-02	0.4487770E+00	-0.1112030E-01
0.1783030E-01	0.1302350E-01	0.5921697E+00	0.3611200E-02	0.4618005E+00	-0.9369600E-02
0.2321660E-01	0.1477420E-01	0.5968667E+00	0.2684000E-02	0.4744458E+00	-0.7740900E-02
0.2928610E-01	0.1650660E-01	0.6008622E+00	0.1884900E-02	0.4866885E+00	-0.6246400E-02
0.3601440E-01	0.1822070E-01	0.6041379E+00	0.1220000E-02	0.4984920E+00	-0.4898300E-02
0.4339540E-01	0.1991040E-01	0.6066999E+00	0.6954000E-03	0.5098258E+00	-0.3690500E-02
0.5140470E-01	0.2156960E-01	0.6085299E+00	0.3111000E-03	0.5206655E+00	-0.2629100E-02
0.6002400E-01	0.2318610E-01	0.6096340E+00	0.7930000E-04	0.5309928E+00	-0.1726300E-02
0.6922890E-01	0.2475990E-01	0.6100000E+00	0.0000000E+00	0.5407711E+00	-0.9699001E-03
0.7900720E-01	0.2627270E-01	0.3660000E-03	-0.1927600E-02	0.5499760E+00	-0.3660000E-03
0.8933450E-01	0.2773060E-01	0.1470100E-02	-0.3849100E-02	0.5586014E+00	0.9760000E-04
0.1001742E+00	0.2911530E-01	0.3300100E-02	-0.5758400E-02	0.5666046E+00	0.4209000E-03
0.1115080E+00	0.3042070E-01	0.5862100E-02	-0.7661600E-02	0.5739856E+00	0.6283001E-03
0.1233115E+00	0.3164680E-01	0.9137801E-02	-0.9546501E-02	0.5807200E+00	0.7320000E-03
0.1355481E+00	0.3278750E-01	0.1313330E-01	-0.1141310E-01	0.5867834E+00	0.7381000E-03
0.1481995E+00	0.3383670E-01	0.1783030E-01	-0.1324920E-01	0.5921697E+00	0.6771000E-03
0.1612230E+00	0.3478830E-01	0.2321660E-01	-0.1506090E-01	0.5968667E+00	0.5673000E-03
0.1745942E+00	0.3563010E-01	0.2928610E-01	-0.1682990E-01	0.6008622E+00	0.4392000E-03
0.1882826E+00	0.3637430E-01	0.3601440E-01	-0.1855620E-01	0.6041379E+00	0.3050000E-03
0.2022516E+00	0.3700260E-01	0.4339540E-01	-0.2023370E-01	0.6066999E+00	0.1830000E-03
0.2164646E+00	0.3751500E-01	0.5140470E-01	-0.2186240E-01	0.6085299E+00	0.8540000E-04
0.2308911E+00	0.3789930E-01	0.6002400E-01	-0.2344230E-01	0.6096340E+00	0.2440000E-04
0.2454945E+00	0.3816160E-01	0.6922890E-01	-0.2496730E-01	0.6100000E+00	0.0000000E+00
0.2602443E+00	0.3829580E-01	0.7900720E-01	-0.2643130E-01		
0.2751039E+00	0.3828970E-01	0.8933450E-01	-0.2782210E-01		
0.2900367E+00	0.3814330E-01	0.1001742E+00	-0.2913970E-01		
0.3050000E+00	0.3783830E-01	0.1115080E+00	-0.3038410E-01		
0.3199633E+00	0.3736250E-01	0.1233115E+00	-0.3153090E-01		
0.3348961E+00	0.3671590E-01	0.1355481E+00	-0.3259230E-01		
0.3497496E+00	0.3589850E-01	0.1481995E+00	-0.3354390E-01		
0.3644994E+00	0.3490420E-01	0.1612230E+00	-0.3439180E-01		
0.3791089E+00	0.3375130E-01	0.1745942E+00	-0.3510550E-01		
0.3935354E+00	0.3248860E-01	0.1882826E+00	-0.3566060E-01		
0.4077545E+00	0.3110390E-01	0.2022516E+00	-0.3602050E-01		
0.4217174E+00	0.2962770E-01	0.2164646E+00	-0.3613640E-01		
0.4354058E+00	0.2807830E-01	0.2308911E+00	-0.3597170E-01		
0.4487770E+00	0.2646180E-01	0.2454945E+00	-0.3551420E-01		
0.4618005E+00	0.2479040E-01	0.2602443E+00	-0.3475780E-01		
0.4744458E+00	0.2308850E-01	0.2751039E+00	-0.3370860E-01		
0.4866885E+00	0.2136220E-01	0.2900367E+00	-0.3239100E-01		
0.4984920E+00	0.1962980E-01	0.3050000E+00	-0.3084160E-01		
0.5098258E+00	0.1790350E-01	0.3199633E+00	-0.2910920E-01		
0.5206655E+00	0.1619550E-01	0.3348961E+00	-0.2723040E-01		
0.5309928E+00	0.1453020E-01	0.3497496E+00	-0.2525400E-01		

Annexe D

Données Expérimentales

Dans cette annexe, se regroupent tous les données expérimentales digitalisées qui ont été utilisées pour la validation du modèle RSM.

D.1 NACA 0012

Table D.1: Caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012 pour $M=0.6$ et $Re=9E+06$

α	c_y	c_d	c_p	c_m	c_y
-0.015873E+01	-0.015873E+00	0.00753968E+00	-0.012698E+00	-0.001587E+00	-0.015873E+00
0.184615E+01	0.223077E+00	0.00750000E+00	0.229231E+00	0.001587E+00	0.215873E+00
0.381538E+01	0.442308E+00	0.00769231E+00	0.442308E+00	0.007937E+00	0.446032E+00
0.576923E+01	0.688462E+00	0.01019231E+00	0.688462E+00	0.015873E+00	0.687302E+00
0.676923E+01	0.815385E+00	0.01615385E+00	0.815385E+00	0.022222E+00	0.815873E+00
0.784615E+01	0.907692E+00	0.02711539E+00	0.907692E+00	0.026191E+00	0.901387E+00
0.884615E+01	0.932308E+00	0.04538462E+00	0.926923E+00	0.027778E+00	0.923810E+00
0.984615E+01	0.915385E+00	0.04538462E+00	0.926923E+00	0.031746E+00	0.939683E+00

Table D.2: Caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012 pour $M=0.78$ et $Re=9E+06$

α	c_y	c_d	c_p
-0.014000E+01	-0.12121212E-01	0.9305556E-02	-0.20588235E-01
0.186000E+01	0.29411765E+00	0.1666667E-01	0.29411765E+00
0.286000E+01	0.43529412E+00	0.2611111E-01	0.43529412E+00
0.386000E+01	0.47647059E+00	0.3708333E-01	0.47352941E+00
0.486000E+01	0.47941177E+00	0.3708333E-01	0.47352941E+00

Où c_y le coefficient de la composante de la portance suivant la direction y , a l'angle d'indidence, c_d le coefficient de traînée, c_m le coefficient du moment, $c_p(x)$ le coefficient de pression, et x/c l'abscisse adimensionnée par la corde du profil.

Table D.3: Caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012 pour $M=0.8$ et $Re=9E+06$

α	c_y	c_d	c_y	c_m	c_y
-0.014000E+01	-0.017647E+00	0.013289E+00	-0.047058E+00	0.003462E+00	-0.015385E+00
0.186000E+01	0.297297E+00	0.023056E+00	0.300000E+00	-0.017308E+00	0.297692E+00
0.286000E+01	0.388823E+00	0.033194E+00	0.385294E+00	-0.017308E+00	0.384615E+00
0.386000E+01	0.397059E+00	0.042222E+00	0.394118E+00	-0.005769E+00	0.392308E+00

Table D.4: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
 $a(\text{corrigée}) = -0.134$, $M=0.6$, $Re=9E+06$

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.000000E+00	0.833333E+00	0.988889E+00	0.200000E+00
0.555556E-02	0.644444E+00	0.958333E+00	0.138888E+00
0.833333E-02	0.488889E+00	0.938889E+00	0.100000E+00
0.111111E-01	0.377778E+00	0.919444E+00	0.077778E+00
0.194444E-01	0.033333E+00	0.900000E+00	0.050000E+00
0.250000E-01	-0.077778E+00	0.861111E+00	0.011111E+00
0.305556E-01	-0.150000E+00	0.822222E+00	-0.022222E+00
0.361111E-01	-0.244444E+00	0.783333E+00	-0.055556E+00
0.444444E-01	-0.294444E+00	0.741667E+00	-0.100000E+00
0.555556E-01	-0.386666E+00	0.700000E+00	-0.138889E+00
0.144444E+00	-0.488889E+00	0.663889E+00	-0.144444E+00
0.266667E+00	-0.450000E+00	0.619444E+00	-0.172222E+00
0.344444E+00	-0.377778E+00	0.583333E+00	-0.211111E+00
0.383333E+00	-0.355556E+00	0.543333E+00	-0.266667E+00
0.419444E+00	-0.333333E+00	0.500000E+00	-0.272222E+00
0.463889E+00	-0.288889E+00	0.463889E+00	-0.322222E+00
0.500000E+00	-0.272222E+00	0.419444E+00	-0.333333E+00
0.543333E+00	-0.222222E+00	0.383333E+00	-0.355556E+00
0.583333E+00	-0.211111E+00	0.344444E+00	-0.411111E+00
0.619444E+00	-0.172222E+00	0.300000E+00	-0.444444E+00
0.663889E+00	-0.166667E+00	0.266667E+00	-0.477778E+00
0.700000E+00	-0.138889E+00	0.222222E+00	-0.494444E+00
0.741667E+00	-0.100000E+00	0.180556E+00	-0.511111E+00
0.783333E+00	-0.055556E+00	0.100000E+00	-0.522222E+00
0.822222E+00	-0.022222E+00	0.077778E+00	-0.455556E+00
0.861111E+00	0.011111E+00	0.050000E+00	-0.433333E+00
0.900000E+00	0.050000E+00	0.033333E+00	-0.338889E+00
0.919444E+00	0.077778E+00	0.027778E+00	-0.255556E+00
0.938889E+00	0.100000E+00	0.022222E+00	-0.188889E+00
0.958333E+00	0.138888E+00	0.019444E+00	-0.055556E+00
0.988889E+00	0.200000E+00	0.008333E+00	0.250000E+00
1.000000E+00	0.233333E+00	0.004444E+00	0.555556E+00
1.000000E+00	0.233333E+00	0.000000E+00	0.766667E+00

Table D.5: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 3.313, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.2777778E-02	-0.11333333E+00	1.0000000E+00	0.20388889E+00
0.8333333E-02	-0.43888889E+00	1.0000000E+00	0.20000000E+00
0.1000000E-01	-0.68444444E+00	0.9638889E+00	0.13333333E+00
0.1166667E-01	-0.85000000E+00	0.9427778E+00	0.10000000E+00
0.1944444E-01	-1.16111111E+00	0.9222222E+00	0.07777778E+00
0.2222222E-01	-1.23888889E+00	0.8611111E+00	0.02444444E+00
0.2777778E-01	-1.28666667E+00	0.8194444E+00	-0.00555556E+00
0.3888889E-01	-1.3222222E+00	0.7805556E+00	-0.02688889E+00
0.5277778E-01	-1.29111111E+00	0.7388889E+00	-0.04111111E+00
0.8055556E-01	-1.21333333E+00	0.7000000E+00	-0.20000000E+00
0.1044444E+00	-1.15000000E+00	0.6583333E+00	-0.07777778E+00
0.1411111E+00	-1.0222222E+00	0.6194444E+00	-0.09111111E+00
0.1822222E+00	-0.93888889E+00	0.5800000E+00	-0.10888889E+00
0.2222222E+00	-0.85000000E+00	0.5388889E+00	-0.12000000E+00
0.2611111E+00	-0.7722222E+00	0.5000000E+00	-0.12444444E+00
0.3000000E+00	-0.70555556E+00	0.4583333E+00	-0.14111111E+00
0.3388889E+00	-0.6222222E+00	0.4194444E+00	-0.14444444E+00
0.3805556E+00	-0.56111111E+00	0.3805556E+00	-0.16666667E+00
0.4194444E+00	-0.52333333E+00	0.3416667E+00	-0.19444444E+00
0.4611111E+00	-0.46666667E+00	0.3000000E+00	-0.19444444E+00
0.5000000E+00	-0.41666667E+00	0.2611111E+00	-0.18333333E+00
0.5416667E+00	-0.37111111E+00	0.2194444E+00	-0.16666667E+00
0.5833333E+00	-0.32777778E+00	0.1805556E+00	-0.15000000E+00
0.6216667E+00	-0.27777778E+00	0.1000000E+00	-0.02777778E+00
0.6611111E+00	-0.24166667E+00	0.0805556E+00	0.06777778E+00
0.7000000E+00	-0.20000000E+00	0.0555556E+00	0.18111111E+00
0.7416667E+00	-0.14333333E+00	0.0333333E+00	0.39444444E+00
0.7825000E+00	-0.11111111E+00	0.0277778E+00	0.46666667E+00
0.8194444E+00	-0.06666667E+00	0.0222222E+00	0.5422222E+00
0.8588889E+00	-0.01666667E+00	0.0166667E+00	0.63333333E+00
0.9177778E+00	0.06277778E+00	0.0102778E+00	0.89444444E+00
0.9444444E+00	0.10000000E+00	0.0066667E+00	1.03888889E+00
0.9622222E+00	0.13333333E+00	0.0055556E+00	1.10000000E+00
0.9833333E+00	0.1722222E+00	0.0000000E+00	0.66666667E+00

Table D.6: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 4.688, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.000000E+00	-0.8252632E+00	0.9815790E+00	0.1673684E+00
0.2105263E-02	-1.0957895E+00	1.0000000E+00	0.2000000E+00
0.6315800E-02	-1.3905263E+00	1.0000000E+00	0.2105263E+00
0.7894700E-02	-1.5631579E+00	0.9763158E+00	0.1684211E+00
0.1315790E-01	-1.8147368E+00	0.9578947E+00	0.1347368E+00
0.1842110E-01	-1.9778947E+00	0.9363158E+00	0.1168421E+00
0.2210530E-01	-2.0410526E+00	0.9210526E+00	0.1000000E+00
0.2684211E-01	-2.0894737E+00	0.9000000E+00	0.0894737E+00
0.3684211E-01	-2.1789474E+00	0.8578947E+00	0.0473684E+00
0.4263116E-01	-2.1882105E+00	0.8163158E+00	0.0294737E+00
0.6842105E-01	-2.1894737E+00	0.7736842E+00	0.0105263E+00
0.1000000E+00	-2.1221053E+00	0.7363158E+00	0.0000000E+00
0.1378947E+00	-1.1484211E+00	0.7000000E+00	-0.0189474E+00
0.1763158E+00	-1.0947368E+00	0.6584211E+00	-0.0210526E+00
0.2189474E+00	-1.0115790E+00	0.6184211E+00	-0.0410526E+00
0.2578947E+00	-0.8894737E+00	0.5794737E+00	-0.0452632E+00
0.3000000E+00	-0.8273684E+00	0.5394737E+00	-0.0526316E+00
0.3394737E+00	-0.7210526E+00	0.5000000E+00	-0.0631579E+00
0.3815790E+00	-0.6631579E+00	0.4578947E+00	-0.0684211E+00
0.4205263E+00	-0.6147368E+00	0.4189474E+00	-0.0421053E+00
0.4605263E+00	-0.5368421E+00	0.3742105E+00	-0.0589474E+00
0.5000000E+00	-0.4726316E+00	0.3368421E+00	-0.0642105E+00
0.5394737E+00	-0.4263158E+00	0.3000000E+00	-0.0473684E+00
0.5815790E+00	-0.3768421E+00	0.2552632E+00	-0.0421053E+00
0.6184211E+00	-0.3221053E+00	0.2173684E+00	-0.0221056E+00
0.6578947E+00	-0.2789474E+00	0.1810526E+00	0.0221053E+00
0.7000000E+00	-0.2094737E+00	0.1000000E+00	0.1884211E+00
0.7368421E+00	-0.1736842E+00	0.0657895E+00	0.3105263E+00
0.7815790E+00	-0.1315790E+00	0.0426316E+00	0.4378947E+00
0.8184211E+00	-0.0800000E+00	0.0257895E+00	0.6631579E+00
0.8578947E+00	-0.0221053E+00	0.0210526E+00	0.7000000E+00
0.9000000E+00	0.0315790E+00	0.0157895E+00	0.8147368E+00
0.9200000E+00	0.0684211E+00	0.0110526E+00	0.8894737E+00
0.9368421E+00	0.0894737E+00	0.0026316E+00	1.0473684E+00
0.9573684E+00	0.1210526E+00	0.0000000E+00	1.1052632E+00

Table D.7: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 5.505, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.277778E-02	-1.077778E+00	0.988889E+00	0.155556E+00
0.526316E-02	-1.406111E+00	1.000000E+00	0.205556E+00
0.578947E-02	-1.642222E+00	0.994444E+00	0.177778E+00
0.789474E-02	-1.811111E+00	0.962222E+00	0.144444E+00
0.138889E-01	-2.150000E+00	0.938889E+00	0.116667E+00
0.189474E-01	-2.250000E+00	0.922778E+00	0.105556E+00
0.222222E-01	-2.312222E+00	0.902778E+00	0.083333E+00
0.368421E-01	-2.372222E+00	0.863889E+00	0.066667E+00
0.472222E-01	-2.433333E+00	0.822222E+00	0.053889E+00
0.727778E-01	-2.435556E+00	0.783333E+00	0.024444E+00
0.100000E+00	-2.412778E+00	0.738889E+00	0.016667E+00
0.139444E+00	-2.307778E+00	0.700000E+00	0.009444E+00
0.177778E+00	-1.172222E+00	0.661667E+00	0.000000E+00
0.217778E+00	-0.955556E+00	0.622222E+00	0.002222E+00
0.261111E+00	-0.888889E+00	0.580556E+00	-0.011111E+00
0.300000E+00	-0.831111E+00	0.541667E+00	-0.011111E+00
0.340000E+00	-0.734444E+00	0.500000E+00	-0.013333E+00
0.380556E+00	-0.677778E+00	0.461111E+00	-0.021111E+00
0.419444E+00	-0.600000E+00	0.419444E+00	-0.011111E+00
0.461111E+00	-0.544444E+00	0.383333E+00	-0.011111E+00
0.500000E+00	-0.487778E+00	0.341667E+00	-0.005556E+00
0.539474E+00	-0.427778E+00	0.300000E+00	0.011111E+00
0.580556E+00	-0.377778E+00	0.261111E+00	0.033333E+00
0.619444E+00	-0.333333E+00	0.217222E+00	0.066667E+00
0.661111E+00	-0.277778E+00	0.177778E+00	0.111111E+00
0.700000E+00	-0.223889E+00	0.100000E+00	0.283333E+00
0.738889E+00	-0.168889E+00	0.722222E-01	0.400000E+00
0.779444E+00	-0.116667E+00	0.466667E-01	0.553333E+00
0.819444E+00	-0.067778E+00	0.283333E-01	0.745556E+00
0.863889E+00	-0.033333E+00	0.233333E-01	0.811111E+00
0.900000E+00	0.033333E+00	0.211111E-01	0.888889E+00
0.919444E+00	0.061111E+00	0.138889E-01	0.966667E+00
0.944444E+00	0.088889E+00	0.555556E-02	0.977778E+00
0.966667E+00	0.120000E+00	0.000000E+00	1.088889E+00

Table D.8: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 6.439, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.555556E-02	-1.261111E+00	1.000000E+00	0.183333E+00
0.666667E-02	-1.566667E+00	0.997222E+00	0.183333E+00
0.833333E-02	-1.822222E+00	0.983333E+00	0.150000E+00
0.116667E-01	-1.961111E+00	0.963889E+00	0.122222E+00
0.175000E-01	-2.288889E+00	0.938889E+00	0.100000E+00
0.333333E-01	-2.450000E+00	0.900000E+00	0.077778E+00
0.388889E-01	-2.466667E+00	0.861111E+00	0.061111E+00
0.450000E-01	-2.538889E+00	0.819444E+00	0.044444E+00
0.777778E-01	-2.616667E+00	0.783333E+00	0.038889E+00
0.105556E+00	-2.588889E+00	0.740000E+00	0.033333E+00
0.141667E+00	-2.527778E+00	0.700000E+00	0.033333E+00
0.183333E+00	-1.516667E+00	0.662222E+00	0.022222E+00
0.219444E+00	-1.188889E+00	0.622222E+00	0.016667E+00
0.261111E+00	-0.927778E+00	0.583333E+00	0.013333E+00
0.300000E+00	-0.800000E+00	0.541667E+00	0.011111E+00
0.341667E+00	-0.727778E+00	0.500000E+00	0.011111E+00
0.386111E+00	-0.661111E+00	0.461111E+00	0.011111E+00
0.422222E+00	-0.600000E+00	0.422222E+00	0.034444E+00
0.463889E+00	-0.538889E+00	0.383333E+00	0.033333E+00
0.500000E+00	-0.477778E+00	0.341667E+00	0.034444E+00
0.541667E+00	-0.422222E+00	0.300000E+00	0.050000E+00
0.586111E+00	-0.372222E+00	0.266667E+00	0.083333E+00
0.622222E+00	-0.322222E+00	0.219444E+00	0.111111E+00
0.666667E+00	-0.261111E+00	0.180556E+00	0.161111E+00
0.700000E+00	-0.211111E+00	0.100000E+00	0.344444E+00
0.741667E+00	-0.172222E+00	0.075000E+00	0.461111E+00
0.783333E+00	-0.122222E+00	0.050000E+00	0.600000E+00
0.822222E+00	-0.061111E+00	0.030556E+00	0.800000E+00
0.861111E+00	-0.023333E+00	0.025556E+00	0.850000E+00
0.900000E+00	0.033333E+00	0.016667E+00	0.867222E+00
0.938889E+00	0.089999E+00	0.013889E+00	1.000000E+00
0.958333E+00	0.105556E+00	0.005556E+00	1.100000E+00
0.972222E+00	0.133333E+00	0.004444E+00	1.061111E+00
0.991667E+00	0.144444E+00	0.000000E+00	0.933333E+00

Table D.9: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 7.400, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.00277778E+00	-1.38888889E+00	0.99166667E+00	0.01111111E+00
0.00555556E+00	-1.76666667E+00	0.96666667E+00	0.08888889E+00
0.00833333E+00	-1.94444444E+00	0.96388889E+00	0.06666667E+00
0.01111111E+00	-2.16944444E+00	0.93888888E+00	0.05444444E+00
0.01444444E+00	-2.42555556E+00	0.91944444E+00	0.05000000E+00
0.02222222E+00	-2.54444444E+00	0.90000000E+00	0.05000000E+00
0.02500000E+00	-2.60000000E+00	0.86111111E+00	0.00111111E+00
0.03333333E+00	-2.64444444E+00	0.82222222E+00	0.03888889E+00
0.04444444E+00	-2.69444444E+00	0.80000000E+00	0.02222222E+00
0.07500000E+00	-2.73111111E+00	0.78611111E+00	0.03333333E+00
0.10000000E+00	-2.73333333E+00	0.74444444E+00	0.02222222E+00
0.14166667E+00	-2.03333333E+00	0.70000000E+00	0.02777778E+00
0.18333333E+00	-1.62777778E+00	0.66666667E+00	0.02222222E+00
0.21944444E+00	-1.38888889E+00	0.62222222E+00	0.00000000E+00
0.26388889E+00	-1.21111111E+00	0.55833333E+00	0.02222222E+00
0.30000000E+00	-0.95000000E+00	0.54166667E+00	0.03111111E+00
0.34444444E+00	-0.76111111E+00	0.50000000E+00	0.00555556E+00
0.38333333E+00	-0.76666667E+00	0.46444444E+00	0.02777777E+00
0.41944444E+00	-0.58888889E+00	0.42222222E+00	0.03333333E+00
0.46388889E+00	-0.52777778E+00	0.38611111E+00	0.05000000E+00
0.50000000E+00	-0.45555556E+00	0.34444444E+00	0.09444444E+00
0.54166667E+00	-0.41111111E+00	0.30000000E+00	0.07777778E+00
0.58333333E+00	-0.37222222E+00	0.26388889E+00	0.09444444E+00
0.62222222E+00	-0.31111111E+00	0.22222222E+00	0.15333333E+00
0.66388889E+00	-0.26111111E+00	0.18611111E+00	0.20555556E+00
0.70000000E+00	-0.23333333E+00	0.10000000E+00	0.39000000E+00
0.74166667E+00	-0.16111111E+00	0.07777778E+00	0.50555556E+00
0.78500000E+00	-0.12777778E+00	0.05555556E+00	0.65000000E+00
0.81944444E+00	-0.08333333E+00	0.03333333E+00	0.85555556E+00
0.86388889E+00	-0.03888889E+00	0.02777778E+00	0.92222222E+00
0.90000000E+00	0.00000000E+00	0.02222222E+00	0.98333333E+00
0.92500000E+00	0.02222222E+00	0.01666667E+00	1.04444444E+00
0.95555556E+00	0.06111111E+00	0.01111111E+00	1.10555556E+00
0.97777778E+00	0.07777778E+00	0.00111111E+00	1.03333333E+00
1.00000000E+00	0.11111111E+00	0.00000000E+00	0.86666667E+00
0.99444444E+00	0.11111111E+00		

Table D.10: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 8.427, M=0.6, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.5555556E-02	-1.46666667E+00	0.9944444E+00	-0.06666667E+00
0.6666667E-02	-1.57222222E+00	0.9777778E+00	-0.05000000E+00
0.8333333E-02	-2.01111111E+00	0.9583333E+00	-0.05000000E+00
0.1111111E-01	-2.15555555E+00	0.9194444E+00	-0.02777778E+00
0.1666667E-01	-2.42777778E+00	0.9166667E+00	-0.04444444E+00
0.2222222E-01	-2.44000000E+00	0.9083333E+00	-0.02222222E+00
0.2500000E-01	-2.30555556E+00	0.9000000E+00	-0.05000000E+00
0.4444444E-01	-2.29444444E+00	0.8583333E+00	-0.03333333E+00
0.5277778E-01	-2.25555556E+00	0.8194444E+00	-0.02444444E+00
0.8055556E-01	-1.88555556E+00	0.7805556E+00	-0.03333333E+00
0.1000000E+00	-1.71666667E+00	0.7388889E+00	-0.03333333E+00
0.1444444E+00	-1.49444444E+00	0.7000000E+00	-0.01666667E+00
0.1833333E+00	-1.31111111E+00	0.6583333E+00	-0.01666667E+00
0.2222222E+00	-1.15000000E+00	0.6194444E+00	-0.01333333E+00
0.2638889E+00	-1.05000000E+00	0.5777778E+00	-0.01111111E+00
0.3000000E+00	-0.91666667E+00	0.5388889E+00	-0.00555556E+00
0.3416667E+00	-0.81666667E+00	0.5000000E+00	0.00000000E+00
0.3833333E+00	-0.72222222E+00	0.4611111E+00	0.00555556E+00
0.4194444E+00	-0.65555556E+00	0.4222222E+00	0.04444444E+00
0.4638889E+00	-0.60000000E+00	0.3833333E+00	0.04222222E+00
0.5000000E+00	-0.50555556E+00	0.3416667E+00	0.05555556E+00
0.5416667E+00	-0.46111111E+00	0.3000000E+00	0.08888889E+00
0.5805556E+00	-0.42222222E+00	0.2605556E+00	0.12777778E+00
0.6194444E+00	-0.37222222E+00	0.2166667E+00	0.16111111E+00
0.6611111E+00	-0.35555556E+00	0.1805556E+00	0.21666667E+00
0.7000000E+00	-0.31111111E+00	0.1000000E+00	0.40555556E+00
0.7394444E+00	-0.26666667E+00	0.0750000E+00	0.53888889E+00
0.7805556E+00	-0.21111111E+00	0.0472222E+00	0.67222222E+00
0.8194444E+00	-0.18888889E+00	0.0305556E+00	0.85555556E+00
0.8611111E+00	-0.16666667E+00	0.0250000E+00	0.90555556E+00
0.9000000E+00	-0.15555556E+00	0.0211111E+00	0.98333333E+00
0.9194444E+00	-0.11111111E+00	0.0194444E+00	1.05555556E+00
0.9388889E+00	-0.12777778E+00	0.0083333E+00	1.10555556E+00
0.9583333E+00	-0.11111111E+00	0.0027778E+00	1.03888889E+00
0.9833333E+00	-0.08333333E+00	0.0000000E+00	0.85555556E+00
1.0000000E+00	-0.07777778E+00		

Table D.11: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.117, M=0.8, Re=9E+06

x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.3228671E+00
0.0000000E+00	0.4350131E+00
0.0000000E+00	0.4720192E+00
0.0000000E+00	0.5300883E+00
0.5494506E-02	0.5849968E+00
0.1098901E-01	0.6063226E+00
0.1098901E-01	0.7196216E+00
0.1648352E-01	0.7397836E+00
0.2197802E-01	0.7899743E+00
0.2747253E-01	0.8100287E+00
0.3296703E-01	0.8603077E+00
0.4395605E-01	0.9008564E+00
0.5494506E-01	0.9418789E+00
0.7692308E-01	0.9940869E+00
0.9890110E-01	0.1036818E+01
0.9890110E-01	0.1058572E+01
0.1483517E+00	0.1080619E+01
0.1978022E+00	0.1137208E+01
0.2307692E+00	0.1160513E+01
0.2692308E+00	0.1178275E+01
0.3076923E+00	0.1196296E+01
0.3516484E+00	0.1196296E+01
0.3516484E+00	0.1214594E+01
0.3956044E+00	0.1208463E+01
0.4285714E+00	0.1220758E+01
0.4725275E+00	0.1137208E+01
0.4725275E+00	0.9730604E+00
0.5054945E+00	0.9212979E+00
0.5054945E+00	0.9418789E+00
0.5494506E+00	0.9110610E+00
0.5824176E+00	0.9008564E+00
0.6263736E+00	0.8805333E+00
0.6703297E+00	0.8704098E+00
0.7032967E+00	0.8502244E+00
0.7472528E+00	0.8401577E+00
0.7912088E+00	0.8200625E+00
0.8351648E+00	0.8050139E+00
0.8681319E+00	0.7799481E+00
0.9010989E+00	0.7598843E+00
0.9450549E+00	0.7397836E+00
0.9670330E+00	0.7095094E+00
0.9890110E+00	0.6993715E+00
0.1000000E+01	0.6790042E+00

Table D.12: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 1.400, M=0.8, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.000000E+00	1.066667E+00	0.958333E+00	0.187222E+00
0.555555E-02	0.881111E+00	0.990000E+00	0.227778E+00
0.555555E-02	0.722222E+00	1.000000E+00	0.266667E+00
0.666667E-02	0.488889E+00	0.990000E+00	0.250000E+00
0.833333E-02	0.307778E+00	0.955555E+00	0.200000E+00
0.102777E-01	0.200000E+00	0.939444E+00	0.141667E+00
0.166667E-01	-0.905556E-01	0.927777E+00	0.100000E+00
0.255555E-01	-0.227778E+00	0.900000E+00	0.722222E-01
0.277777E-01	-0.294444E+00	0.866667E+00	0.388889E-01
0.361111E-01	-0.372222E+00	0.822222E+00	0.000000E+00
0.444444E-01	-0.472222E+00	0.788889E+00	-0.444444E-01
0.527777E-01	-0.527778E+00	0.747222E+00	-0.777778E-01
0.805555E-01	-0.683333E+00	0.700000E+00	-0.105556E+00
0.100000E+00	-0.727778E+00	0.666667E+00	-0.128889E+00
0.147222E+00	-0.787222E+00	0.622222E+00	-0.166667E+00
0.188889E+00	-0.886667E+00	0.586111E+00	-0.211111E+00
0.225000E+00	-0.918889E+00	0.544444E+00	-0.238889E+00
0.266667E+00	-0.968889E+00	0.500000E+00	-0.270556E+00
0.300000E+00	-1.000000E+00	0.463889E+00	-0.316667E+00
0.341667E+00	-1.022222E+00	0.425000E+00	-0.344444E+00
0.380555E+00	-1.038889E+00	0.388889E+00	-0.373333E+00
0.422222E+00	-1.062778E+00	0.344444E+00	-0.440000E+00
0.461111E+00	-1.066667E+00	0.300000E+00	-0.505556E+00
0.500000E+00	-1.055556E+00	0.263889E+00	-0.522222E+00
0.544444E+00	-0.523333E+00	0.225000E+00	-0.516667E+00
0.586111E+00	-0.405556E+00	0.186111E+00	-0.483333E+00
0.619444E+00	-0.295556E+00	0.100000E+00	-0.322222E+00
0.661111E+00	-0.216667E+00	0.777777E-01	-0.183333E+00
0.700000E+00	-0.105556E+00	0.500000E-01	-0.972222E-01
0.741667E+00	-0.500000E-01	0.333333E-01	0.977778E-01
0.780555E+00	0.000000E+00	0.250000E-01	0.177778E+00
0.819444E+00	0.388889E-01	0.222222E-01	0.311111E+00
0.861111E+00	0.666667E-01	0.166667E-01	0.400000E+00
0.900000E+00	0.833333E-01	0.111111E-01	0.640000E+00
0.927777E+00	0.133333E+00		

Table D.13: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = 2.257, M=0.8, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.1487155E+00	0.8571429E+00	0.8082692E+00
0.0000000E+00	0.2869727E+00	0.8571429E+00	0.7897332E+00
0.3401360E-02	0.4193075E+00	0.8979592E+00	0.7835553E+00
0.0000000E+00	0.5128168E+00	0.9183673E+00	0.7804661E+00
0.0000000E+00	0.6171926E+00	0.9183673E+00	0.7650138E+00
0.0000000E+00	0.7153916E+00	0.9387755E+00	0.7526401E+00
0.0000000E+00	0.7773765E+00	0.9591837E+00	0.7402491E+00
0.1020408E-01	0.9078329E+00	0.9795918E+00	0.7402491E+00
0.1700680E-01	0.9682317E+00	0.9795918E+00	0.7278348E+00
0.1700680E-01	0.9876163E+00	0.9863946E+00	0.7216171E+00
0.2721088E-01	0.1030259E+01	0.1000000E+01	0.7091569E+00
0.3401361E-01	0.1070542E+01	0.7312925E+00	0.8392087E+00
0.4081633E-01	0.1097972E+01	0.6938776E+00	0.8454093E+00
0.6802721E-01	0.1176279E+01	0.6598639E+00	0.8640481E+00
0.1020408E+00	0.1213531E+01	0.6122449E+00	0.8765107E+00
0.1360544E+00	0.1240335E+01	0.5714286E+00	0.8952724E+00
0.1768707E+00	0.1291922E+01	0.5306122E+00	0.9141304E+00
0.2244898E+00	0.1316619E+01	0.4931973E+00	0.9299310E+00
0.2619048E+00	0.1346226E+01	0.4557823E+00	0.9394533E+00
0.3027211E+00	0.1363559E+01	0.4149660E+00	0.9490092E+00
0.3401361E+00	0.1367942E+01	0.3741497E+00	0.9522026E+00
0.3843537E+00	0.1390171E+01	0.3333333E+00	0.9650172E+00
0.4251701E+00	0.1403769E+01	0.2857143E+00	0.9811358E+00
0.4625850E+00	0.1376770E+01	0.2517007E+00	0.9779028E+00
0.4965986E+00	0.1070542E+01	0.2108843E+00	0.9908642E+00
0.5374150E+00	0.1036907E+01	0.1734694E+00	0.9714509E+00
0.5782313E+00	0.1023636E+01	0.8843537E-01	0.8890088E+00
0.6190476E+00	0.9908642E+00	0.6462585E-01	0.8330131E+00
0.6632653E+00	0.9458202E+00	0.4081633E-01	0.7866440E+00
0.7006803E+00	0.9078329E+00	0.2040816E-01	0.6966573E+00
0.7414966E+00	0.8640481E+00	0.1360544E-01	0.6651925E+00
0.7755102E+00	0.8330131E+00	0.1360544E-01	0.6139489E+00
0.8197279E+00	0.8113594E+00	0.1020408E-01	0.5610657E+00

Table D.14: Distribution du coefficient de pression $c_p(x)$ autour du profil.
a(corrigée) = 3.246, M=0.8, Re=9E+06

x/c	$c_p(x)$	x/c	$c_p(x)$
0.1111111E-02	0.5166667E+00	1.0000000E+00	0.5555556E-01
0.2777778E-02	0.2944444E+00	0.9944444E+00	0.8000000E-01
0.5555556E-02	0.8333333E-01	0.9888889E+00	0.3888889E-01
0.8333333E-02	-0.3333333E-01	0.9750000E+00	0.5555556E-02
0.1666667E-01	-0.3388889E+00	0.9472222E+00	-0.2000000E-01
0.2222222E-01	-0.4722222E+00	0.9222222E+00	-0.2777778E-01
0.2777778E-01	-0.5166667E+00	0.9000000E+00	-0.2222222E-01
0.3333333E-01	-0.6000000E+00	0.8638889E+00	-0.8888889E-01
0.3888889E-01	-0.6611111E+00	0.8194444E+00	-0.1000000E+00
0.4944444E-01	-0.7355556E+00	0.7861111E+00	-0.1277778E+00
0.7222222E-01	-0.8388889E+00	0.7444444E+00	-0.1444444E+00
0.1000000E+00	-0.9166667E+00	0.7000000E+00	-0.1777778E+00
0.1416667E+00	-0.9777778E+00	0.6638889E+00	-0.2000000E+00
0.1833333E+00	-1.0388889E+00	0.6233333E+00	-0.2222222E+00
0.2222222E+00	-1.0833333E+00	0.5888889E+00	-0.2388889E+00
0.2611111E+00	-1.1166667E+00	0.5444444E+00	-0.2700000E+00
0.3000000E+00	-1.1477778E+00	0.5000000E+00	-0.2777778E+00
0.3405556E+00	-1.1588889E+00	0.4638889E+00	-0.3055556E+00
0.3805556E+00	-1.0833333E+00	0.4222222E+00	-0.3055556E+00
0.4194444E+00	-0.6444444E+00	0.3833333E+00	-0.3277778E+00
0.4611111E+00	-0.5666667E+00	0.3416667E+00	-0.3444444E+00
0.5000000E+00	-0.5222222E+00	0.3000000E+00	-0.3555556E+00
0.5416667E+00	-0.4800000E+00	0.2666667E+00	-0.3400000E+00
0.5822222E+00	-0.4500000E+00	0.2222222E+00	-0.3333333E+00
0.6200000E+00	-0.4000000E+00	0.1888889E+00	-0.2977778E+00
0.6638889E+00	-0.3444444E+00	0.1000000E+00	-0.1388889E+00
0.7000000E+00	-0.2888889E+00	0.7500000E-01	-0.1111111E-01
0.7433333E+00	-0.2388889E+00	0.5000000E-01	0.1055556E+00
0.7861111E+00	-0.1811111E+00	0.3055556E-01	0.3083333E+00
0.8222222E+00	-0.1277778E+00	0.2777778E-01	0.3666667E+00
0.8638889E+00	-0.8888889E-01	0.1722222E-01	0.4755556E+00
0.9000000E+00	-0.4666667E-01	0.1111111E-01	0.5833333E+00
0.9222222E+00	-0.2777778E-01	0.8333333E-02	0.8222222E+00
0.9472222E+00	-0.2000000E-01	0.1111111E-02	1.0277778E+00
0.9750000E+00	0.5555556E-02	0.0000000E+00	1.1372222E+00
0.9888889E+00	0.3888889E-01		

Table D.15: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = 8.340, M=0.55, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.1574660E-01	0.8730770E+00	0.5589386E+00
0.7692309E-02	0.2067267E+00	0.9076924E+00	0.5633827E+00
0.3846154E-02	0.3279609E+00	0.9307693E+00	0.5500001E+00
0.0000000E+00	0.1154096E+01	0.9538462E+00	0.5364570E+00
0.0000000E+00	0.1253045E+01	0.9692309E+00	0.5364570E+00
0.1153846E-01	0.1316943E+01	0.9846155E+00	0.5409905E+00
0.1538462E-01	0.1391129E+01	0.9923077E+00	0.5319045E+00
0.2307693E-01	0.1498245E+01	0.9038463E+00	0.5455043E+00
0.2692308E-01	0.1553739E+01	0.8615385E+00	0.5409905E+00
0.3461538E-01	0.1568225E+01	0.8153847E+00	0.5500001E+00
0.4615385E-01	0.1568225E+01	0.7769232E+00	0.5455043E+00
0.5000000E-01	0.1598015E+01	0.7423077E+00	0.5500001E+00
0.8076923E-01	0.1590462E+01	0.7000000E+00	0.5500001E+00
0.9615385E-01	0.1182929E+01	0.6615385E+00	0.5500001E+00
0.1346154E+00	0.1066660E+01	0.6230769E+00	0.5409905E+00
0.1769231E+00	0.9414643E+00	0.5807693E+00	0.5409905E+00
0.2153846E+00	0.8586701E+00	0.5384616E+00	0.5409905E+00
0.2538462E+00	0.8218971E+00	0.5038462E+00	0.5409905E+00
0.2923077E+00	0.8015264E+00	0.4576923E+00	0.5319045E+00
0.3269231E+00	0.7648755E+00	0.4153847E+00	0.5273313E+00
0.3807692E+00	0.7485620E+00	0.3846154E+00	0.5227375E+00
0.4153847E+00	0.7281225E+00	0.3384616E+00	0.5227375E+00
0.4615385E+00	0.7076036E+00	0.2923077E+00	0.5134835E+00
0.4961539E+00	0.6869763E+00	0.2576923E+00	0.5041377E+00
0.5423077E+00	0.6703756E+00	0.2192308E+00	0.4851419E+00
0.5807693E+00	0.6536685E+00	0.1769231E+00	0.4656921E+00
0.6269231E+00	0.6368356E+00	0.1153846E+00	0.3984088E+00
0.6615385E+00	0.6241163E+00	0.8461539E-01	0.3526493E+00
0.7000000E+00	0.6113059E+00	0.5769231E-01	0.2806056E+00
0.7384616E+00	0.5983941E+00	0.3076923E-01	0.1867891E+00
0.7807692E+00	0.5940659E+00	0.2307693E-01	0.1245452E+00
0.8307693E+00	0.5766196E+00		

Table D.16: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = 1.49, M=0.7, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.1486173E+00	0.8862746E+00	0.6818660E+00
0.0000000E+00	0.2723038E+00	0.8941177E+00	0.6788330E+00
0.0000000E+00	0.4894170E+00	0.9176471E+00	0.6544440E+00
0.0000000E+00	0.5921596E+00	0.9262746E+00	0.6544440E+00
0.3921569E-02	0.6818660E+00	0.9529412E+00	0.6421530E+00
0.3921569E-02	0.7270355E+00	0.9803922E+00	0.6297882E+00
0.1568628E-01	0.8433354E+00	0.9968628E+00	0.6048005E+00
0.2039216E-01	0.9034549E+00	0.8156863E+00	0.7000002E+00
0.2431373E-01	0.9216740E+00	0.7764706E+00	0.7180424E+00
0.3137255E-01	0.9584607E+00	0.7411765E+00	0.7300295E+00
0.4313726E-01	0.9895456E+00	0.6980392E+00	0.7419903E+00
0.4313726E-01	0.1024284E+01	0.6509804E+00	0.7479626E+00
0.6666667E-01	0.1053203E+01	0.6117647E+00	0.7628752E+00
0.1019608E+00	0.1082635E+01	0.5803922E+00	0.7718138E+00
0.1341176E+00	0.1072763E+01	0.5372549E+00	0.7777701E+00
0.1725490E+00	0.1043510E+01	0.5019608E+00	0.7837253E+00
0.2078432E+00	0.1017921E+01	0.4666667E+00	0.8015884E+00
0.2549020E+00	0.9832935E+00	0.4235294E+00	0.8015884E+00
0.2901961E+00	0.9522933E+00	0.3843137E+00	0.8135021E+00
0.3254902E+00	0.9247208E+00	0.3450980E+00	0.8254246E+00
0.3725490E+00	0.9004282E+00	0.2980392E+00	0.8343750E+00
0.4156863E+00	0.8823200E+00	0.2588235E+00	0.8403475E+00
0.4549020E+00	0.8582954E+00	0.2196078E+00	0.8403475E+00
0.4980392E+00	0.8403475E+00	0.1764706E+00	0.8403475E+00
0.5411765E+00	0.8284069E+00	0.1019608E+00	0.8075444E+00
0.5811765E+00	0.8135021E+00	0.7843138E-01	0.7688348E+00
0.6235294E+00	0.7962294E+00	0.4705883E-01	0.7300295E+00
0.6627451E+00	0.7867024E+00	0.2745098E-01	0.6544440E+00
0.7058824E+00	0.7718138E+00	0.2352941E-01	0.6297882E+00
0.7411765E+00	0.7539306E+00	0.1568628E-01	0.5857976E+00
0.7725491E+00	0.7330218E+00	0.1176471E-01	0.5436651E+00
0.8196079E+00	0.7180424E+00	0.0000000E+00	0.4082036E+00
0.8549020E+00	0.6939664E+00		

Table D.17: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.499, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.2358193E+00	0.5000000E+00	0.5657702E+00
0.5555560E-02	0.3065484E+00	0.7000000E+00	0.5346797E+00
0.8333330E-02	0.3918697E+00	0.9000000E+00	0.4880162E+00
0.1000000E-01	0.4266039E+00	0.1000000E+01	0.4525829E+00
0.1666670E-01	0.4990000E+00	0.8250000E+00	0.5134339E+00
0.2222220E-01	0.5416641E+00	0.6250000E+00	0.5451393E+00
0.2500000E-01	0.5691743E+00	0.4233330E+00	0.5793324E+00
0.3333330E-01	0.5827011E+00	0.2194440E+00	0.6060606E+00
0.4444440E-01	0.6027459E+00	0.8333330E-01	0.6027459E+00
0.5277780E-01	0.6126694E+00	0.3416670E+00	0.5927581E+00
0.1000000E+00	0.6225336E+00	0.5444440E+00	0.5555004E+00
0.1444440E+00	0.6189233E+00	0.7444440E+00	0.5276482E+00
0.1872220E+00	0.6192518E+00	0.8616670E+00	0.5015428E+00
0.3000000E+00	0.6027459E+00	0.9527780E+00	0.4693749E+00
0.3000000E+00	0.6027459E+00		

Table D.18: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.55, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.2602450E+00	0.5444440E+00	0.6224609E+00
0.5555560E-02	0.4160108E+00	0.7000000E+00	0.5882745E+00
0.6666670E-02	0.4654181E+00	0.8222220E+00	0.5660904E+00
0.6666670E-02	0.5019165E+00	0.9000000E+00	0.5418694E+00
0.1388890E-01	0.5435003E+00	0.9555560E+00	0.5204322E+00
0.1722220E-01	0.6070135E+00	0.1000000E+01	0.4899307E+00
0.4166670E-01	0.6469046E+00	0.6250000E+00	0.6082547E+00
0.4722220E-01	0.6620365E+00	0.4611110E+00	0.6377742E+00
0.1000000E+00	0.6845614E+00	0.3000000E+00	0.6740733E+00
0.1388890E+00	0.6860566E+00	0.2222220E+00	0.6875511E+00
0.1805560E+00	0.6875511E+00	0.1805560E+00	0.6965032E+00
0.2222220E+00	0.6800713E+00	0.1000000E+00	0.6979929E+00
0.3000000E+00	0.6665570E+00	0.3333330E-01	0.6453856E+00
0.3833330E+00	0.6529695E+00	0.5555560E-02	0.3526494E+00
0.5000000E+00	0.6316639E+00		

Table D.19: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.65, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.2964357E+00	0.900000E+00	0.6283468E+00
0.277777E-02	0.3856456E+00	0.955556E+00	0.6004086E+00
0.555556E-02	0.4615074E+00	0.100000E+01	0.5657679E+00
0.833333E-02	0.5085720E+00	0.744444E+00	0.6869207E+00
0.166667E-01	0.6342759E+00	0.622222E+00	0.7214889E+00
0.416667E-01	0.7558072E+00	0.500000E+00	0.7539049E+00
0.555556E-01	0.7881061E+00	0.865556E+00	0.6480410E+00
0.100000E+00	0.8261020E+00	0.300000E+00	0.8108950E+00
0.138890E+00	0.8314293E+00	0.233333E+00	0.8222985E+00
0.227780E+00	0.8242000E+00	0.225000E+00	0.8443810E+00
0.261110E+00	0.8158354E+00	0.180556E+00	0.8375215E+00
0.377780E+00	0.7881061E+00	0.100000E+00	0.8489578E+00
0.500000E+00	0.7424823E+00	0.544444E-01	0.8063359E+00
0.622222E+00	0.7119175E+00	0.222222E-01	0.6996335E+00
0.700000E+00	0.6984798E+00	0.100000E-01	0.5533157E+00
0.819444E+00	0.6578187E+00		

Table D.20: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.7, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.3141882E+00	0.966667E+00	0.6286245E+00
0.277778E-02	0.4143977E+00	0.100000E+01	0.6042756E+00
0.555556E-02	0.4898533E+00	0.944444E+00	0.6439498E+00
0.833333E-02	0.6893083E+00	0.822222E+00	0.6935891E+00
0.166667E-01	0.6656516E+00	0.7416667E+00	0.7403718E+00
0.277778E-01	0.7509470E+00	0.666667E+00	0.7551732E+00
0.444444E-01	0.8269156E+00	0.538889E+00	0.8100264E+00
0.555556E-01	0.8438333E+00	0.458333E+00	0.8332557E+00
0.100000E+00	0.9163492E+00	0.377778E+00	0.8607925E+00
0.1416667E+00	0.9176414E+00	0.300000E+00	0.8991678E+00
0.1861111E+00	0.9249747E+00	0.2611111E+00	0.9163492E+00
0.222222E+00	0.9185033E+00	0.2194444E+00	0.9292970E+00
0.2611111E+00	0.8970262E+00	0.177778E+00	0.9336257E+00
0.422222E+00	0.8417166E+00	0.100000E+00	0.9292970E+00
0.625000E+00	0.7826085E+00	0.472222E-01	0.8756757E+00
0.700000E+00	0.7509470E+00	0.277778E-01	0.7762810E+00
0.788889E+00	0.7255375E+00	0.833333E-02	0.5885843E+00
0.863889E+00	0.6935891E+00	0.000000E+00	0.4544387E+00
0.900000E+00	0.6742776E+00		

Table D.21: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.74, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.3153892E+00	0.5833333E+00	0.8423731E+00
0.2777778E-02	0.4194251E+00	0.6611111E+00	0.8059564E+00
0.5555556E-02	0.5129552E+00	0.7833333E+00	0.7718695E+00
0.8333333E-02	0.5783583E+00	0.9000000E+00	0.7125643E+00
0.1388889E-01	0.6941774E+00	0.9361111E+00	0.6987829E+00
0.2222222E-01	0.7513944E+00	0.1000000E+01	0.6335879E+00
0.2777778E-01	0.7900497E+00	0.9583333E+00	0.6803213E+00
0.4444444E-01	0.8629316E+00	0.3388889E+00	0.9532539E+00
0.5277778E-01	0.8950825E+00	0.3000000E+00	0.9792612E+00
0.1000000E+00	0.9721391E+00	0.2583333E+00	0.9964511E+00
0.1222222E+00	0.9959717E+00	0.2194444E+00	0.1027382E+01
0.1416667E+00	0.9974103E+00	0.1805556E+00	0.1035196E+01
0.1861111E+00	0.1010405E+01	0.1000000E+00	0.9990900E+00
0.2222222E+00	0.9993300E+00	0.4722222E-01	0.9043167E+00
0.2638889E+00	0.9825928E+00	0.6111111E-02	0.6074143E+00
0.3833333E+00	0.9205380E+00	0.2777778E-02	0.4720277E+00
0.4638889E+00	0.8858713E+00	0.0000000E+00	0.3470709E+00

Table D.22: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.759, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.3111268E+00	0.6200000E+00	0.8436068E+00
0.5555560E-02	0.4306197E+00	0.7000000E+00	0.8172507E+00
0.6944440E-02	0.5183283E+00	0.7855560E+00	0.7918851E+00
0.7222220E-02	0.5703632E+00	0.8166670E+00	0.7637015E+00
0.1111110E-01	0.6999520E+00	0.9000000E+00	0.7212870E+00
0.1666670E-01	0.7637015E+00	0.9611110E+00	0.6856592E+00
0.2500000E-01	0.8294781E+00	0.1000000E+01	0.6423281E+00
0.4055560E-01	0.8743275E+00	0.8555560E+00	0.7425265E+00
0.4722220E-01	0.9196257E+00	0.3777780E+00	0.9548857E+00
0.1000000E+00	0.1005037E+01	0.3388890E+00	0.9803085E+00
0.1388890E+00	0.1030081E+01	0.2566670E+00	0.1100648E+01
0.1777780E+00	0.1063176E+01	0.2194440E+00	0.1094338E+01
0.2172220E+00	0.1060606E+01	0.1777780E+00	0.1091717E+01
0.2566670E+00	0.1026554E+01	0.1000000E+00	0.1032604E+01
0.3000000E+00	0.1002550E+01	0.7277780E-01	0.9582920E+00
0.4175000E+00	0.9292413E+00	0.6666670E-02	0.6005457E+00
0.5000000E+00	0.8957143E+00	0.0000000E+00	0.3427414E+00

Table D.23: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.779, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.3225031E+00	0.6222220E+00	0.8665390E+00
0.5555560E-02	0.4265093E+00	0.7000000E+00	0.8372732E+00
0.5555560E-02	0.5212980E+00	0.7822220E+00	0.8071451E+00
0.8333330E-02	0.5853213E+00	0.8222220E+00	0.7838527E+00
0.1166670E-01	0.7132709E+00	0.9000000E+00	0.7442601E+00
0.2500000E-01	0.8032622E+00	0.9416670E+00	0.7157180E+00
0.2944440E-01	0.8421415E+00	0.1000000E+01	0.6564894E+00
0.4000000E-01	0.8935173E+00	0.8666670E+00	0.7620072E+00
0.4805560E-01	0.9306317E+00	0.7416670E+00	0.8168556E+00
0.7222220E-01	0.9859949E+00	0.5444440E+00	0.8984420E+00
0.1000000E+00	0.1024566E+01	0.4611110E+00	0.9251605E+00
0.1388890E+00	0.1058663E+01	0.4205560E+00	0.9381096E+00
0.1805560E+00	0.1093487E+01	0.3805560E+00	0.9995375E+00
0.2222220E+00	0.1118079E+01	0.3388890E+00	0.1175232E+01
0.2611110E+00	0.1145923E+01	0.3000000E+00	0.1168628E+01
0.3000000E+00	0.1152975E+01	0.2222220E+00	0.1137509E+01
0.3444440E+00	0.1021971E+01	0.1777780E+00	0.1112578E+01
0.3805560E+00	0.9657140E+00	0.1000000E+00	0.1048099E+01
0.4222220E+00	0.9506194E+00	0.1944440E-01	0.7790000E+00
0.4611110E+00	0.9431063E+00	0.1000000E-01	0.6008299E+00
0.5000000E+00	0.9182119E+00	0.0000000E+00	0.3412640E+00

Table D.24: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.819, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.3304989E+00	0.6222220E+00	0.8875053E+00
0.5555560E-02	0.4409018E+00	0.6611110E+00	0.8744573E+00
0.1111110E-01	0.5941378E+00	0.7000000E+00	0.8588487E+00
0.1666670E-01	0.7269477E+00	0.7444440E+00	0.8406941E+00
0.2777780E-01	0.8303412E+00	0.7833330E+00	0.8277549E+00
0.4166670E-01	0.9111048E+00	0.8222220E+00	0.8148328E+00
0.5000000E-01	0.9690520E+00	0.8666670E+00	0.7967595E+00
0.1416670E+00	0.1112004E+01	0.9000000E+00	0.7786918E+00
0.2194440E+00	0.1177814E+01	0.9422220E+00	0.7497529E+00
0.3000000E+00	0.1226994E+01	0.9611110E+00	0.7295436E+00
0.3888890E+00	0.1260448E+01	0.1000000E+01	0.6930624E+00
0.4222220E+00	0.1259459E+01	0.5833330E+00	0.9433781E+00
0.4611110E+00	0.1268724E+01	0.5444440E+00	0.1058109E+01
0.5000000E+00	0.1267064E+01	0.1000000E+00	0.1066017E+01
0.5444440E+00	0.9912105E+00	0.6666670E-02	0.5322244E+00
0.5805560E+00	0.9295780E+00	0.0000000E+00	0.3538718E+00

Table D.25: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.84, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.3341544E+00	0.5416670E+00	0.1308287E+01
0.8333330E-02	0.4400391E+00	0.5777780E+00	0.1294185E+01
0.8333330E-02	0.5457017E+00	0.6222220E+00	0.1037274E+01
0.9444440E-02	0.6058580E+00	0.6655560E+00	0.9631871E+00
0.1388890E-01	0.7363746E+00	0.7000000E+00	0.9096951E+00
0.2500000E-01	0.8400000E+00	0.7844440E+00	0.8453272E+00
0.3888890E-01	0.9205298E+00	0.9000000E+00	0.7815635E+00
0.6944440E-01	0.1025296E+01	0.9416670E+00	0.7629783E+00
0.1000000E+00	0.1071967E+01	0.1000000E+01	0.7144761E+00
0.1388890E+00	0.1113440E+01	0.8638890E+00	0.7996090E+00
0.1833330E+00	0.1163010E+01	0.7422220E+00	0.8530592E+00
0.3000000E+00	0.1239600E+01	0.6138890E+00	0.1011703E+01
0.3805560E+00	0.1266544E+01	0.3416670E+00	0.1259745E+01
0.4194440E+00	0.1276824E+01	0.2211110E+00	0.1197154E+01
0.4555560E+00	0.1292435E+01	0.2583330E+00	0.1213295E+01
0.5000000E+00	0.1295586E+01		

Table D.26: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a(corrigée) = -0.14, M=0.86, Re=9E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.3419283E+00	0.3833330E+00	0.1279543E+01
0.5555560E-02	0.4455682E+00	0.4611110E+00	0.1306108E+01
0.1000000E-01	0.5411892E+00	0.5000000E+00	0.1313408E+01
0.1111110E-01	0.5973452E+00	0.5400000E+00	0.1320762E+01
0.1666670E-01	0.7399156E+00	0.5888890E+00	0.1328170E+01
0.3888890E-01	0.9310877E+00	0.6222220E+00	0.1337134E+01
0.5000000E-01	0.9725131E+00	0.6583330E+00	0.1070418E+01
0.7500000E-01	0.9999738E+00	0.6611110E+00	0.1124111E+01
0.7500000E-01	0.1031912E+01	0.7000000E+00	0.1002855E+01
0.1000000E+00	0.1064435E+01	0.7444440E+00	0.9600405E+00
0.1416670E+00	0.1124422E+01	0.7888890E+00	0.9263389E+00
0.1888890E+00	0.1169642E+01	0.8388890E+00	0.8600000E+00
0.2233330E+00	0.1198953E+01	0.9000000E+00	0.8271781E+00
0.2611110E+00	0.1220914E+01	0.9611110E+00	0.7835668E+00
0.3000000E+00	0.1246051E+01	0.1000000E+01	0.7617613E+00
0.3444440E+00	0.1269666E+01	0.2833330E-01	0.8353698E+00

Table D.27: Coefficient de traînée minimum cd_0 , pour un nombre de Mach variable.

Mach	cd (Harris)			
	$Re = 3000000$	$Re = 3000000, no\ trip$	$Re = 6000000$	$Re = 9000000$
0.499	0.9395349E-02	0.6139535E-02	0.8186047E-02	0.7674419E-02
0.550	0.9395349E-02	0.6186047E-02	0.8325581E-02	0.7581395E-02
0.600	0.9255814E-02	0.6279070E-02	0.8325581E-02	0.7581395E-02
0.650	0.9488372E-02	0.6279070E-02	0.8558140E-02	0.7627907E-02
0.700	0.9627907E-02	0.6297674E-02	0.8576744E-02	0.7609302E-02
0.740	0.1000000E-01	0.6511628E-02	0.8790698E-02	0.8093023E-02
0.759	0.1016744E-01	0.7023256E-02	0.9116279E-02	0.8279070E-02
0.779	0.1106977E-01	0.8093023E-02	0.1000000E-01	0.9441860E-02
0.793	-	0.9376744E-02	0.1172093E-01	-
0.800	-	0.1150698E-01	0.1381395E-01	0.1334884E-01
0.812	-	-	0.1567442E-01	-

Table D.28: Limites inférieures et supérieures pour le coefficient de traînée minimum cd_0 en fonction du nombre de Mach - *McCroskey*, $Re \in [2E + 06, 3E + 07]$.

Mach	cd_{\min}	cd_{\max}
0.499	0.625000E-02	0.1000000E-01
0.550	0.625000E-02	0.1000000E-01
0.600	0.625000E-02	0.1000000E-01
0.650	0.625000E-02	0.1000000E-01
0.700	0.625000E-02	0.1000000E-01
0.740	0.650000E-02	0.1050000E-01
0.759	0.650000E-02	0.1150000E-01
0.779	0.775000E-02	0.1375000E-01
0.790	0.875000E-02	0.1450000E-01
0.800	0.102500E-01	0.1725000E-01
0.810	0.122500E-01	0.2097561E-01
0.820	0.145000E-01	0.2902439E-01
0.830	0.180000E-01	0.3560976E-01
0.840	0.209756E-01	0.4400000E-01
0.860	0.312195E-01	0.6000000E-01
0.900	0.580000E-01	0.1087805E+00
0.910	0.709091E-01	0.1190244E+00
0.920	0.863415E-01	0.1212195E+00
0.935	0.931707E-01	0.1234146E+00
0.950	0.982927E-01	0.1234146E+00
0.960	0.102683E+00	0.1235122E+00
0.970	0.106342E+00	0.1234634E+00
0.980	0.107073E+00	0.1234146E+00

D.2 RAE 2822

Table D.29: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 2.92, M=0.725, Re=6.5E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.000000E+00	0.1034044E+00	0.500000E+00	0.1243800E+01	0.6066667E+00	0.7379071E+00
0.000000E+00	0.3457966E+00	0.520000E+00	0.1244447E+01	0.5800000E+00	0.7533624E+00
0.000000E+00	0.5493641E+00	0.550000E+00	0.1101952E+01	0.5533334E+00	0.7739300E+00
0.000000E+00	0.6839594E+00	0.5733334E+00	0.1004068E+01	0.5333334E+00	0.7893410E+00
0.000000E+00	0.7482139E+00	0.600000E+00	0.9636620E+00	0.5066667E+00	0.8098896E+00
0.000000E+00	0.8356103E+00	0.6200001E+00	0.9424015E+00	0.4813333E+00	0.8253148E+00
0.000000E+00	0.9202603E+00	0.6533334E+00	0.9213108E+00	0.4600000E+00	0.8433403E+00
0.000000E+00	0.9434603E+00	0.6813334E+00	0.9003667E+00	0.4333334E+00	0.8536606E+00
0.000000E+00	0.9824235E+00	0.708000E+00	0.8847412E+00	0.4066667E+00	0.8639988E+00
0.000000E+00	0.1021556E+01	0.7633334E+00	0.8484985E+00	0.3866667E+00	0.8624469E+00
0.3333334E-02	0.1039766E+01	0.7900001E+00	0.8330352E+00	0.3600000E+00	0.8546934E+00
0.4666667E-02	0.1056487E+01	0.8166667E+00	0.8124595E+00	0.3333333E+00	0.8433403E+00
0.6666667E-02	0.1084745E+01	0.8433334E+00	0.7944776E+00	0.3066667E+00	0.8253148E+00
0.800000E-02	0.1104840E+01	0.8700001E+00	0.7764992E+00	0.2533333E+00	0.7949910E+00
0.1333333E-01	0.1160882E+01	0.8933334E+00	0.7559353E+00	0.2000000E+00	0.7430624E+00
0.200000E-01	0.1160882E+01	0.9200001E+00	0.7379071E+00	0.1466667E+00	0.7249998E+00
0.3333334E-01	0.1179090E+01	0.9440001E+00	0.7224146E+00	0.9666667E-01	0.6834368E+00
0.4666667E-01	0.1185220E+01	0.9666667E+00	0.7016782E+00	0.7000000E-01	0.6465907E+00
0.5666667E-01	0.1176037E+01	0.9933333E+00	0.6782054E+00	0.6000000E-01	0.6252555E+00
0.6666667E-01	0.1163899E+01	0.100000E+01	0.6729638E+00	0.4666667E-01	0.5927582E+00
0.9333333E-01	0.1137001E+01	0.100000E+01	0.6359524E+00	0.3666667E-01	0.5538862E+00
0.1433333E+00	0.1145905E+01	0.100000E+01	0.6252555E+00	0.2666667E-01	0.4928914E+00
0.1966667E+00	0.1162088E+01	0.100000E+01	0.6134152E+00	0.1666667E-01	0.4591752E+00
0.220000E+00	0.1162088E+01	0.9700001E+00	0.6009456E+00	0.1333333E-01	0.4171548E+00
0.250000E+00	0.1168134E+01	0.950000E+00	0.6009456E+00	0.100000E-01	0.3897810E+00
0.2833334E+00	0.1185220E+01	0.9200001E+00	0.6036645E+00	0.6666667E-02	0.3534183E+00
0.3066667E+00	0.1191380E+01	0.900000E+00	0.6090890E+00	0.3333334E-02	0.3179916E+00
0.330000E+00	0.1196331E+01	0.8733334E+00	0.6144952E+00	0.000000E+00	0.2835260E+00
0.3533334E+00	0.1200680E+01	0.7933334E+00	0.6412784E+00	0.000000E+00	0.2450070E+00
0.380000E+00	0.1203797E+01	0.7666667E+00	0.6518893E+00	0.000000E+00	0.1937975E+00
0.4033334E+00	0.1216345E+01	0.7133334E+00	0.6755857E+00	0.000000E+00	0.1339996E+00
0.430000E+00	0.1225847E+01	0.6866667E+00	0.6912668E+00		
0.4533334E+00	0.1234147E+01	0.6566668E+00	0.7068720E+00		
0.4766667E+00	0.1237355E+01	0.6233334E+00	0.7249998E+00		

Table D.30: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.19, M=0.75, Re=6.2E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.0000000E+00	0.7147944E-01	0.4580645E+00	0.1281219E+01	0.6967742E+00	0.6959117E+00
0.0000000E+00	0.1671374E+00	0.4838710E+00	0.1295309E+01	0.6516129E+00	0.7311345E+00
0.0000000E+00	0.2083623E+00	0.5064516E+00	0.1309595E+01	0.6161290E+00	0.7499998E+00
0.0000000E+00	0.2537595E+00	0.5322580E+00	0.1324087E+01	0.5967742E+00	0.7634481E+00
0.0000000E+00	0.3237502E+00	0.5548387E+00	0.1216708E+01	0.5741935E+00	0.7795674E+00
0.0000000E+00	0.5206026E+00	0.5774193E+00	0.1064585E+01	0.5516129E+00	0.8010492E+00
0.0000000E+00	0.6575601E+00	0.5967742E+00	0.1009568E+01	0.5290322E+00	0.8171679E+00
0.0000000E+00	0.7230310E+00	0.6180645E+00	0.9925297E+00	0.5032258E+00	0.8386915E+00
0.6451613E-02	0.8128681E+00	0.6451613E+00	0.9644377E+00	0.4774193E+00	0.8575736E+00
0.7741935E-02	0.8656842E+00	0.6806452E+00	0.9460826E+00	0.4580645E+00	0.8656842E+00
0.7741935E-02	0.9174163E+00	0.6967742E+00	0.9284074E+00	0.4290323E+00	0.8873819E+00
0.7741935E-02	0.9532971E+00	0.7483871E+00	0.8879257E+00	0.4064516E+00	0.9004560E+00
0.7741935E-02	0.9897041E+00	0.7741935E+00	0.8683907E+00	0.3741935E+00	0.8977283E+00
0.7741935E-02	0.1013565E+01	0.7993549E+00	0.8494743E+00	0.3483871E+00	0.8846633E+00
0.1290323E-01	0.1026757E+01	0.8290322E+00	0.8333060E+00	0.3258065E+00	0.8738086E+00
0.3225806E-01	0.1047022E+01	0.8516129E+00	0.8117934E+00	0.3000000E+00	0.8521729E+00
0.1290323E-01	0.1070482E+01	0.8741935E+00	0.7956786E+00	0.2451613E+00	0.8117934E+00
0.1806452E-01	0.1088308E+01	0.9000000E+00	0.7741957E+00	0.2000000E+00	0.7849381E+00
0.2000000E-01	0.1115453E+01	0.9290322E+00	0.7580710E+00	0.1483871E+00	0.7499998E+00
0.3870968E-01	0.1216708E+01	0.9496774E+00	0.7446149E+00	0.9677419E-01	0.6986322E+00
0.5032258E-01	0.1223325E+01	0.9741936E+00	0.7284348E+00	0.7741936E-01	0.6630726E+00
0.6580645E-01	0.1210129E+01	0.9870968E+00	0.7230310E+00	0.6451613E-01	0.6409391E+00
0.7870968E-01	0.1197081E+01	0.9967741E+00	0.6795399E+00	0.5161290E-01	0.6129214E+00
0.1096774E+00	0.1176496E+01	0.9903226E+00	0.6630726E+00	0.3870968E-01	0.5728571E+00
0.1580645E+00	0.1177772E+01	0.9774193E+00	0.6476030E+00	0.2580645E-01	0.5071154E+00
0.2064516E+00	0.1180969E+01	0.9516129E+00	0.6297835E+00	0.1612903E-01	0.4692342E+00
0.2258064E+00	0.1184175E+01	0.9258065E+00	0.6241807E+00	0.9677419E-02	0.4293461E+00
0.2548387E+00	0.1200330E+01	0.9012903E+00	0.6241807E+00	0.6451613E-02	0.4013073E+00
0.3045161E+00	0.1220011E+01	0.8754838E+00	0.6286643E+00	0.4516129E-02	0.3679654E+00
0.3290322E+00	0.1229980E+01	0.8483871E+00	0.6342537E+00	0.3225806E-02	0.3321353E+00
0.3548387E+00	0.1230648E+01	0.8258064E+00	0.6409391E+00	0.0000000E+00	0.3019586E+00
0.3806452E+00	0.1243410E+01	0.8000000E+00	0.6492653E+00		
0.4032258E+00	0.1253591E+01	0.7677419E+00	0.6575601E+00		
0.4322580E+00	0.1263867E+01	0.7451613E+00	0.6685732E+00		

Table D.31: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 2.40, M=0.676, Re=5.7E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9938000E+00	0.6219232E+00	0.7500000E-01	0.9951396E+00	0.6250000E-01	0.6132388E+00
0.9875000E+00	0.6264945E+00	0.6250000E-01	0.1000025E+01	0.7500000E-01	0.6316940E+00
0.9750000E+00	0.6360160E+00	0.5000000E-01	0.1011101E+01	0.1000000E+00	0.6615365E+00
0.9500000E+00	0.6549982E+00	0.3750000E-01	0.1029213E+01	0.1500000E+00	0.6992228E+00
0.9250000E+00	0.6771065E+00	0.2710000E-01	0.1059121E+01	0.2000000E+00	0.7278241E+00
0.9000000E+00	0.6969521E+00	0.1880000E-01	0.1067833E+01	0.2500000E+00	0.7547134E+00
0.8750000E+00	0.7152252E+00	0.1460000E-01	0.1029796E+01	0.3000000E+00	0.7792121E+00
0.8500000E+00	0.7332400E+00	0.1250000E-01	0.1006725E+01	0.3250000E+00	0.7909271E+00
0.8250000E+00	0.7505830E+00	0.1040000E-01	0.9822936E+00	0.3500000E+00	0.8011596E+00
0.8000000E+00	0.7662984E+00	0.8700000E-02	0.9653081E+00	0.3750000E+00	0.8065120E+00
0.7750000E+00	0.7823219E+00	0.7300000E-02	0.9437070E+00	0.4000000E+00	0.8060056E+00
0.7500000E+00	0.7977968E+00	0.6000000E-02	0.9138972E+00	0.4250000E+00	0.7984115E+00
0.7000000E+00	0.8309818E+00	0.4800000E-02	0.8770906E+00	0.4500000E+00	0.7860822E+00
0.6771000E+00	0.8442918E+00	0.3600000E-02	0.8288078E+00	0.4750000E+00	0.7725936E+00
0.6500000E+00	0.8644346E+00	0.2600000E-02	0.7852868E+00	0.5000000E+00	0.7551480E+00
0.6196000E+00	0.8839259E+00	0.1600000E-02	0.6997353E+00	0.5250000E+00	0.7398486E+00
0.6000000E+00	0.8952460E+00	0.8000000E-03	0.6401411E+00	0.5500000E+00	0.7230215E+00
0.5750000E+00	0.9107630E+00	0.2000000E-03	0.5070693E+00	0.5750000E+00	0.7077436E+00
0.5500000E+00	0.9226526E+00	0.0000000E+00	0.3158357E+00	0.6000000E+00	0.6919658E+00
0.5250000E+00	0.9336241E+00	0.2000000E-03	0.1699383E+00	0.6196000E+00	0.6818224E+00
0.5000000E+00	0.9394981E+00	0.8000000E-03	0.8874551E-01	0.6500000E+00	0.6656879E+00
0.4750000E+00	0.9456834E+00	0.1600000E-02	0.4504132E-01	0.6771000E+00	0.6508276E+00
0.4500000E+00	0.9485948E+00	0.2600000E-02	0.9175014E-01	0.7000000E+00	0.6394292E+00
0.4250000E+00	0.9518835E+00	0.3600000E-02	0.1586060E+00	0.7500000E+00	0.6169228E+00
0.4000000E+00	0.9569371E+00	0.4800000E-02	0.2152076E+00	0.7750000E+00	0.6075257E+00
0.3750000E+00	0.9607624E+00	0.6000000E-02	0.2601939E+00	0.8500000E+00	0.5813543E+00
0.3500000E+00	0.9604621E+00	0.7300000E-02	0.3016566E+00	0.8750000E+00	0.5762561E+00
0.3250000E+00	0.9602370E+00	0.8700000E-02	0.3292834E+00	0.9000000E+00	0.5711381E+00
0.3000000E+00	0.9646689E+00	0.1040000E-01	0.3610454E+00	0.9250000E+00	0.5685125E+00
0.2800000E+00	0.9731809E+00	0.1250000E-01	0.3940247E+00	0.9500000E+00	0.5696496E+00
0.2500000E+00	0.9782052E+00	0.1460000E-01	0.4219350E+00	0.9750000E+00	0.5782432E+00
0.2208000E+00	0.9696744E+00	0.1880000E-01	0.4602164E+00	0.9875000E+00	0.5877484E+00
0.2000000E+00	0.9682808E+00	0.2710000E-01	0.5061125E+00	0.9938000E+00	0.5964597E+00
0.1500000E+00	0.9805892E+00	0.3750000E-01	0.5522419E+00		
0.1000000E+00	0.9934629E+00	0.5000000E-01	0.5895644E+00		

Table D.32: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = -2.18, M=0.676, Re=5.7E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9938000E+00	0.6062279E+00	0.7500000E-01	0.6676870E+00	0.6250000E-01	0.9249843E+00
0.9875000E+00	0.6127825E+00	0.6250000E-01	0.6492617E+00	0.7500000E-01	0.9236887E+00
0.9750000E+00	0.6254377E+00	0.5000000E-01	0.6293974E+00	0.1000000E+00	0.9241328E+00
0.9500000E+00	0.6489632E+00	0.3750000E-01	0.6014474E+00	0.1500000E+00	0.9179209E+00
0.9250000E+00	0.6691298E+00	0.2710000E-01	0.5693360E+00	0.2000000E+00	0.9221717E+00
0.9000000E+00	0.6861632E+00	0.1880000E-01	0.5281190E+00	0.2500000E+00	0.9342926E+00
0.8750000E+00	0.7021506E+00	0.1460000E-01	0.4885396E+00	0.3000000E+00	0.9466908E+00
0.8500000E+00	0.7145688E+00	0.1250000E-01	0.4641273E+00	0.3250000E+00	0.9531179E+00
0.8250000E+00	0.7276423E+00	0.1040000E-01	0.4317513E+00	0.3500000E+00	0.9562627E+00
0.8000000E+00	0.7400664E+00	0.8700000E-02	0.4039780E+00	0.3750000E+00	0.9514348E+00
0.7750000E+00	0.7512715E+00	0.7300000E-02	0.3727251E+00	0.4000000E+00	0.9361134E+00
0.7500000E+00	0.7614486E+00	0.6000000E-02	0.3354825E+00	0.4250000E+00	0.9126063E+00
0.7000000E+00	0.7829727E+00	0.4800000E-02	0.2946934E+00	0.4500000E+00	0.8858652E+00
0.6771000E+00	0.7912525E+00	0.3600000E-02	0.2451783E+00	0.4750000E+00	0.8600291E+00
0.6500000E+00	0.8062226E+00	0.2600000E-02	0.1959103E+00	0.5000000E+00	0.8329388E+00
0.6196000E+00	0.8127339E+00	0.1600000E-02	0.1119285E+00	0.5250000E+00	0.8092971E+00
0.6000000E+00	0.8175828E+00	0.8000000E-03	0.4273738E-01	0.5500000E+00	0.7849975E+00
0.5750000E+00	0.8237370E+00	0.2000000E-03	0.6123090E-01	0.5750000E+00	0.7624622E+00
0.5500000E+00	0.8266343E+00	0.0000000E+00	0.2417536E+00	0.6000000E+00	0.7414453E+00
0.5250000E+00	0.8281919E+00	0.2000000E-03	0.3747634E+00	0.6196000E+00	0.7273513E+00
0.5000000E+00	0.8262359E+00	0.8000000E-03	0.4534879E+00	0.6500000E+00	0.7058437E+00
0.4750000E+00	0.8248234E+00	0.1600000E-02	0.5725857E+00	0.6771000E+00	0.6867513E+00
0.4500000E+00	0.8191030E+00	0.2600000E-02	0.6321454E+00	0.7000000E+00	0.6724933E+00
0.4250000E+00	0.8155924E+00	0.3600000E-02	0.6943865E+00	0.7500000E+00	0.6441830E+00
0.4000000E+00	0.8108888E+00	0.4800000E-02	0.7480821E+00	0.7750000E+00	0.6319197E+00
0.3750000E+00	0.8058248E+00	0.6000000E-02	0.7876731E+00	0.8500000E+00	0.5988022E+00
0.3500000E+00	0.7988454E+00	0.7300000E-02	0.8189944E+00	0.8750000E+00	0.5915324E+00
0.3250000E+00	0.7916502E+00	0.8700000E-02	0.8358389E+00	0.9000000E+00	0.5838767E+00
0.3000000E+00	0.7860099E+00	0.1040000E-01	0.8521008E+00	0.9250000E+00	0.5783600E+00
0.2800000E+00	0.7858291E+00	0.1250000E-01	0.8723087E+00	0.9500000E+00	0.5757101E+00
0.2500000E+00	0.7751254E+00	0.1460000E-01	0.8873661E+00	0.9750000E+00	0.5786714E+00
0.2208000E+00	0.7607970E+00	0.1880000E-01	0.9050187E+00	0.9875000E+00	0.5831399E+00
0.2000000E+00	0.7516339E+00	0.2710000E-01	0.9028855E+00	0.9938000E+00	0.5875938E+00
0.1500000E+00	0.7277877E+00	0.3750000E-01	0.9176254E+00		
0.1000000E+00	0.6958528E+00	0.5000000E-01	0.9259101E+00		

Table D.33: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 2.57, M=0.600, Re=6.3E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9938000E+00	0.5590094E+00	0.1000000E+00	0.8465772E+00	0.5000000E-01	0.5160293E+00
0.9875000E+00	0.5634119E+00	0.7500000E-01	0.8526414E+00	0.6250000E-01	0.5382277E+00
0.9750000E+00	0.5713494E+00	0.6250000E-01	0.8533122E+00	0.7500000E-01	0.5551563E+00
0.9500000E+00	0.5857487E+00	0.5000000E-01	0.8514829E+00	0.1000000E+00	0.5821389E+00
0.9250000E+00	0.6038864E+00	0.2710000E-01	0.8815630E+00	0.1500000E+00	0.6154569E+00
0.9000000E+00	0.6192745E+00	0.1880000E-01	0.8720664E+00	0.2000000E+00	0.6381158E+00
0.8750000E+00	0.6338647E+00	0.1460000E-01	0.8975425E+00	0.2500000E+00	0.6596774E+00
0.8500000E+00	0.6477498E+00	0.1250000E-01	0.9009932E+00	0.3000000E+00	0.6785716E+00
0.8250000E+00	0.6610473E+00	0.1040000E-01	0.8944951E+00	0.3250000E+00	0.6879236E+00
0.8000000E+00	0.6760973E+00	0.8700000E-02	0.8907739E+00	0.3500000E+00	0.6954032E+00
0.7750000E+00	0.6894332E+00	0.7300000E-02	0.8874555E+00	0.3750000E+00	0.6998277E+00
0.7500000E+00	0.7001348E+00	0.6000000E-02	0.8633528E+00	0.4000000E+00	0.6989678E+00
0.7000000E+00	0.7250487E+00	0.4800000E-02	0.8396666E+00	0.4250000E+00	0.6939579E+00
0.6771000E+00	0.7348065E+00	0.3600000E-02	0.8006717E+00	0.4500000E+00	0.6855498E+00
0.6500000E+00	0.7489887E+00	0.2600000E-02	0.7643605E+00	0.4750000E+00	0.6758188E+00
0.6196000E+00	0.7616584E+00	0.1600000E-02	0.6919888E+00	0.5000000E+00	0.6643753E+00
0.6000000E+00	0.7693383E+00	0.8000000E-03	0.6208310E+00	0.5250000E+00	0.6533156E+00
0.5750000E+00	0.7797143E+00	0.2000000E-03	0.5228439E+00	0.5500000E+00	0.6402851E+00
0.5500000E+00	0.7863566E+00	0.0000000E+00	0.3378908E+00	0.5750000E+00	0.6277707E+00
0.5250000E+00	0.7938475E+00	0.2000000E-03	0.1951627E+00	0.6000000E+00	0.6156161E+00
0.5000000E+00	0.7980026E+00	0.8000000E-03	0.1164679E+00	0.6196000E+00	0.6053613E+00
0.4750000E+00	0.8007930E+00	0.1600000E-02	0.3431144E-01	0.6500000E+00	0.5943291E+00
0.4500000E+00	0.8036140E+00	0.2600000E-02	0.5281027E-01	0.6771000E+00	0.5822692E+00
0.4250000E+00	0.8052825E+00	0.3600000E-02	0.1153589E+00	0.7000000E+00	0.5728587E+00
0.4000000E+00	0.8074972E+00	0.4800000E-02	0.1689679E+00	0.7500000E+00	0.5544241E+00
0.3750000E+00	0.8101066E+00	0.6000000E-02	0.2110261E+00	0.7750000E+00	0.5467745E+00
0.3500000E+00	0.8109866E+00	0.7300000E-02	0.2507842E+00	0.8500000E+00	0.5254128E+00
0.3250000E+00	0.8133233E+00	0.8700000E-02	0.2772411E+00	0.8750000E+00	0.5204746E+00
0.3000000E+00	0.8145980E+00	0.1040000E-01	0.3075128E+00	0.9000000E+00	0.5154419E+00
0.2800000E+00	0.8192730E+00	0.1250000E-01	0.3386761E+00	0.9250000E+00	0.5131581E+00
0.2500000E+00	0.8231297E+00	0.1460000E-01	0.3632637E+00	0.9500000E+00	0.5136430E+00
0.2208000E+00	0.8228260E+00	0.1880000E-01	0.3969094E+00	0.9750000E+00	0.5221577E+00
0.2000000E+00	0.8254382E+00	0.2710000E-01	0.4135839E+00	0.9875000E+00	0.5310411E+00
0.1500000E+00	0.8353773E+00	0.3750000E-01	0.4813432E+00	0.9938000E+00	0.5384641E+00

Table D.34: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 2.55, M=0.725, Re=6.5E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9938000E+00	0.6641797E+00	0.1000000E+00	0.1083102E+01	0.5000000E-01	0.6189516E+00
0.9875000E+00	0.6696409E+00	0.7500000E-01	0.1058224E+01	0.6250000E-01	0.6448418E+00
0.9750000E+00	0.6786635E+00	0.6250000E-01	0.1082969E+01	0.7500000E-01	0.6660557E+00
0.9500000E+00	0.6969073E+00	0.5000000E-01	0.1132310E+01	0.1000000E+00	0.7008984E+00
0.9250000E+00	0.7174226E+00	0.3750000E-01	0.1148399E+01	0.1500000E+00	0.7442762E+00
0.9000000E+00	0.7358855E+00	0.2710000E-01	0.1096406E+01	0.2500000E+00	0.8091320E+00
0.8750000E+00	0.7561270E+00	0.1880000E-01	0.1102700E+01	0.3000000E+00	0.8391563E+00
0.8500000E+00	0.7748140E+00	0.1460000E-01	0.1057181E+01	0.3250000E+00	0.8549894E+00
0.8250000E+00	0.7940424E+00	0.1250000E-01	0.1031706E+01	0.3500000E+00	0.8657689E+00
0.8000000E+00	0.8147483E+00	0.1040000E-01	0.1002668E+01	0.3750000E+00	0.8745618E+00
0.7750000E+00	0.8327292E+00	0.8700000E-02	0.9845485E+00	0.4000000E+00	0.8736778E+00
0.7500000E+00	0.8503474E+00	0.7300000E-02	0.9657119E+00	0.4250000E+00	0.8638839E+00
0.7000000E+00	0.8867964E+00	0.6000000E-02	0.9250496E+00	0.4500000E+00	0.8504674E+00
0.6771000E+00	0.9025480E+00	0.4800000E-02	0.8875219E+00	0.4750000E+00	0.8326493E+00
0.6500000E+00	0.9234195E+00	0.3600000E-02	0.8359221E+00	0.5000000E+00	0.8153857E+00
0.6196000E+00	0.9430844E+00	0.2600000E-02	0.7873151E+00	0.5250000E+00	0.7975057E+00
0.6000000E+00	0.9543516E+00	0.1600000E-02	0.6982785E+00	0.5500000E+00	0.7778004E+00
0.5750000E+00	0.9702714E+00	0.8000000E-03	0.6381233E+00	0.5750000E+00	0.7590375E+00
0.5500000E+00	0.9960224E+00	0.2000000E-03	0.5047604E+00	0.6000000E+00	0.7411209E+00
0.5250000E+00	0.1099527E+01	0.0000000E+00	0.3049057E+00	0.6500000E+00	0.7111184E+00
0.5000000E+00	0.1196812E+01	0.2000000E-03	0.1567556E+00	0.6771000E+00	0.6942037E+00
0.4750000E+00	0.1191726E+01	0.8000000E-03	0.7709936E-01	0.7000000E+00	0.6821508E+00
0.4500000E+00	0.1182521E+01	0.1600000E-02	0.5649472E-01	0.7500000E+00	0.6574792E+00
0.4250000E+00	0.1178962E+01	0.2600000E-02	0.2138988E+00	0.7750000E+00	0.6469806E+00
0.4000000E+00	0.1167174E+01	0.3600000E-02	0.1761510E+00	0.8500000E+00	0.6202861E+00
0.3750000E+00	0.1159780E+01	0.6000000E-02	0.2806584E+00	0.8750000E+00	0.6133103E+00
0.3500000E+00	0.1154379E+01	0.7300000E-02	0.3219364E+00	0.9000000E+00	0.6065151E+00
0.3250000E+00	0.1151224E+01	0.8700000E-02	0.3522781E+00	0.9250000E+00	0.6039910E+00
0.3000000E+00	0.1151873E+01	0.1040000E-01	0.3844467E+00	0.9500000E+00	0.6047486E+00
0.2800000E+00	0.1151177E+01	0.1250000E-01	0.4187199E+00	0.9750000E+00	0.6153182E+00
0.2500000E+00	0.1140744E+01	0.1460000E-01	0.4471500E+00	0.9938000E+00	0.6361818E+00
0.2208000E+00	0.1128796E+01	0.1880000E-01	0.4865813E+00		
0.2000000E+00	0.1129480E+01	0.2710000E-01	0.5291298E+00		
0.1500000E+00	0.1119394E+01	0.3750000E-01	0.5816356E+00		

Table D.35: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.22, M=0.728, Re=6.5E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9938000E+00	0.6702538E+00	0.1000000E+00	0.1180961E+01	0.5000000E-01	0.5882138E+00
0.9875000E+00	0.6750378E+00	0.7500000E-01	0.1201704E+01	0.6250000E-01	0.6158120E+00
0.9750000E+00	0.6841331E+00	0.6250000E-01	0.1199666E+01	0.7500000E-01	0.6382377E+00
0.9500000E+00	0.7028509E+00	0.5000000E-01	0.1203355E+01	0.1000000E+00	0.6751195E+00
0.9250000E+00	0.7211112E+00	0.3750000E-01	0.1220446E+01	0.1500000E+00	0.7217562E+00
0.9000000E+00	0.7386182E+00	0.2710000E-01	0.1214247E+01	0.2000000E+00	0.7563182E+00
0.8750000E+00	0.7563583E+00	0.1880000E-01	0.1177720E+01	0.2500000E+00	0.7901995E+00
0.8500000E+00	0.7741069E+00	0.1460000E-01	0.1129713E+01	0.3000000E+00	0.8210326E+00
0.8250000E+00	0.7919206E+00	0.1250000E-01	0.1107965E+01	0.3250000E+00	0.8373574E+00
0.8000000E+00	0.8106965E+00	0.1040000E-01	0.1082099E+01	0.3750000E+00	0.8584269E+00
0.7750000E+00	0.8279682E+00	0.8700000E-02	0.1065902E+01	0.4000000E+00	0.8589102E+00
0.7500000E+00	0.8461951E+00	0.7300000E-02	0.1047695E+01	0.4250000E+00	0.8504975E+00
0.7000000E+00	0.8856501E+00	0.6000000E-02	0.1005049E+01	0.4500000E+00	0.8387627E+00
0.6771000E+00	0.9028269E+00	0.4800000E-02	0.9653920E+00	0.4750000E+00	0.8225556E+00
0.6500000E+00	0.9297217E+00	0.3600000E-02	0.9122425E+00	0.5000000E+00	0.8028885E+00
0.6196000E+00	0.9624796E+00	0.2600000E-02	0.8622547E+00	0.5250000E+00	0.7867972E+00
0.6000000E+00	0.9887435E+00	0.1600000E-02	0.7697820E+00	0.5500000E+00	0.7679395E+00
0.5750000E+00	0.1046783E+01	0.8000000E-03	0.7082324E+00	0.5750000E+00	0.7509040E+00
0.5500000E+00	0.1233896E+01	0.2000000E-03	0.5750146E+00	0.6000000E+00	0.7338343E+00
0.5250000E+00	0.1300980E+01	0.0000000E+00	0.3680890E+00	0.6196000E+00	0.7217562E+00
0.5000000E+00	0.1277330E+01	0.2000000E-03	0.2137814E+00	0.6500000E+00	0.7050773E+00
0.4750000E+00	0.1276239E+01	0.8000000E-03	0.1295391E+00	0.6771000E+00	0.6907230E+00
0.4500000E+00	0.1268636E+01	0.1600000E-02	0.4145603E-01	0.7000000E+00	0.6775287E+00
0.4250000E+00	0.1257918E+01	0.2600000E-02	0.6141995E-01	0.7750000E+00	0.6431302E+00
0.4000000E+00	0.1250291E+01	0.3600000E-02	0.1265873E+00	0.8500000E+00	0.6177021E+00
0.3750000E+00	0.1241962E+01	0.4800000E-02	0.1858577E+00	0.8750000E+00	0.6114355E+00
0.3500000E+00	0.1234994E+01	0.6000000E-02	0.2318714E+00	0.9000000E+00	0.6058638E+00
0.3250000E+00	0.1227772E+01	0.7300000E-02	0.2752254E+00	0.9250000E+00	0.6033247E+00
0.3000000E+00	0.1221829E+01	0.8700000E-02	0.3049903E+00	0.9500000E+00	0.6052717E+00
0.2800000E+00	0.1218376E+01	0.1250000E-01	0.3735369E+00	0.9750000E+00	0.6168623E+00
0.2500000E+00	0.1206910E+01	0.1460000E-01	0.4029324E+00	0.9875000E+00	0.6283325E+00
0.2208000E+00	0.1191167E+01	0.1880000E-01	0.4445207E+00	0.9938000E+00	0.6393582E+00
0.2000000E+00	0.1190686E+01	0.2710000E-01	0.4915480E+00		
0.1500000E+00	0.1188620E+01	0.3750000E-01	0.5460737E+00		

Table D.36: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.19, M=0.730, Re=6.5E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9937000E+00	0.6752328E+00	0.7500000E-01	0.1231919E+01	0.5000000E-01	0.5873198E+00
0.9875000E+00	0.6799436E+00	0.6250000E-01	0.1235626E+01	0.6250000E-01	0.6158775E+00
0.9750000E+00	0.6889344E+00	0.5000000E-01	0.1245810E+01	0.7500000E-01	0.6373837E+00
0.9500000E+00	0.7069225E+00	0.3750000E-01	0.1234122E+01	0.1500000E+00	0.7217944E+00
0.9250000E+00	0.7253935E+00	0.2710000E-01	0.1111133E+01	0.2000000E+00	0.7558382E+00
0.9000000E+00	0.7431123E+00	0.1870000E-01	0.1170639E+01	0.2500000E+00	0.7888395E+00
0.8750000E+00	0.7606259E+00	0.1460000E-01	0.1131766E+01	0.3000000E+00	0.8203466E+00
0.8500000E+00	0.7793582E+00	0.1250000E-01	0.1109136E+01	0.3250000E+00	0.8360046E+00
0.8250000E+00	0.7965526E+00	0.1040000E-01	0.1084806E+01	0.3500000E+00	0.8491095E+00
0.8000000E+00	0.8145962E+00	0.8700000E-02	0.1068213E+01	0.3750000E+00	0.8572680E+00
0.7750000E+00	0.8319769E+00	0.7300000E-02	0.1045295E+01	0.4000000E+00	0.8582785E+00
0.7500000E+00	0.8500379E+00	0.6000000E-02	0.1008768E+01	0.4250000E+00	0.8501993E+00
0.7000000E+00	0.8877969E+00	0.4700000E-02	0.9676012E+00	0.4500000E+00	0.8375357E+00
0.6771000E+00	0.9063549E+00	0.3600000E-02	0.9161433E+00	0.4750000E+00	0.8221969E+00
0.6500000E+00	0.9301218E+00	0.2500000E-02	0.8647908E+00	0.5000000E+00	0.8038649E+00
0.6196000E+00	0.9604603E+00	0.1500000E-02	0.7732905E+00	0.5250000E+00	0.7879959E+00
0.6000000E+00	0.9880205E+00	0.7000000E-03	0.7101283E+00	0.5500000E+00	0.7691104E+00
0.5750000E+00	0.1039950E+01	0.2000000E-03	0.5737595E+00	0.5750000E+00	0.7522559E+00
0.5500000E+00	0.1209728E+01	0.0000000E+00	0.3696635E+00	0.6000000E+00	0.7343604E+00
0.5250000E+00	0.1304307E+01	0.2000000E-03	0.2182433E+00	0.6196000E+00	0.7232101E+00
0.5000000E+00	0.1291275E+01	0.7000000E-03	0.1362147E+00	0.6500000E+00	0.7018853E+00
0.4750000E+00	0.1277675E+01	0.1500000E-02	0.2036728E+00	0.7000000E+00	0.6812531E+00
0.4500000E+00	0.1268688E+01	0.2500000E-02	0.7427084E-01	0.7500000E+00	0.6571711E+00
0.4250000E+00	0.1261984E+01	0.3600000E-02	0.1316763E+00	0.7750000E+00	0.6467403E+00
0.4000000E+00	0.1251497E+01	0.4700000E-02	0.1886801E+00	0.8000000E+00	0.6366333E+00
0.3750000E+00	0.1242977E+01	0.6000000E-02	0.2343300E+00	0.8250000E+00	0.6286943E+00
0.3500000E+00	0.1233420E+01	0.7300000E-02	0.2784954E+00	0.8500000E+00	0.6208893E+00
0.3250000E+00	0.1229970E+01	0.8700000E-02	0.3082910E+00	0.8750000E+00	0.6152025E+00
0.3000000E+00	0.1223845E+01	0.1040000E-01	0.3415433E+00	0.9000000E+00	0.6099198E+00
0.2500000E+00	0.1202929E+01	0.1250000E-01	0.3761290E+00	0.9250000E+00	0.6078867E+00
0.2208000E+00	0.1192247E+01	0.1460000E-01	0.4057021E+00	0.9500000E+00	0.6097081E+00
0.2000000E+00	0.1189543E+01	0.1860000E-01	0.4473069E+00	0.9750000E+00	0.6216041E+00
0.1500000E+00	0.1196654E+01	0.2710000E-01	0.4884529E+00	0.9875000E+00	0.6324590E+00
0.1000000E+00	0.1203563E+01	0.3750000E-01	0.5460144E+00	0.9937000E+00	0.6441663E+00

Table D.37: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.19, M=0.730, Re=2.7E+06

0.9937000E+00	0.6917488E+00	0.6250000E-01	0.1244342E+01	0.7500000E-01	0.6445402E+00
0.9875000E+00	0.6943978E+00	0.5000000E-01	0.1255475E+01	0.1000000E+00	0.6786745E+00
0.9750000E+00	0.6997302E+00	0.3750000E-01	0.1245962E+01	0.1500000E+00	0.7288690E+00
0.9500000E+00	0.7142231E+00	0.2710000E-01	0.1108139E+01	0.2000000E+00	0.7636021E+00
0.9250000E+00	0.7275760E+00	0.1870000E-01	0.1167413E+01	0.2500000E+00	0.7959902E+00
0.9000000E+00	0.7428705E+00	0.1460000E-01	0.1131536E+01	0.3000000E+00	0.8281926E+00
0.8750000E+00	0.7601432E+00	0.1250000E-01	0.1107867E+01	0.3250000E+00	0.8437033E+00
0.8500000E+00	0.7783939E+00	0.1040000E-01	0.1082667E+01	0.3500000E+00	0.8565405E+00
0.8250000E+00	0.7931781E+00	0.8700000E-02	0.1063762E+01	0.3750000E+00	0.8653574E+00
0.8000000E+00	0.8125459E+00	0.7300000E-02	0.1040774E+01	0.4000000E+00	0.8656813E+00
0.7750000E+00	0.8296820E+00	0.6000000E-02	0.1004125E+01	0.4250000E+00	0.8581976E+00
0.7500000E+00	0.8447116E+00	0.4700000E-02	0.9627548E+00	0.4500000E+00	0.8373342E+00
0.7000000E+00	0.8820238E+00	0.3600000E-02	0.9118393E+00	0.4750000E+00	0.8300846E+00
0.6771000E+00	0.8967582E+00	0.2500000E-02	0.8595722E+00	0.5000000E+00	0.8117017E+00
0.6500000E+00	0.9156511E+00	0.1500000E-02	0.7679044E+00	0.5250000E+00	0.7947046E+00
0.6196000E+00	0.9347825E+00	0.7000000E-03	0.7046485E+00	0.5500000E+00	0.7763447E+00
0.6000000E+00	0.9505153E+00	0.2000000E-03	0.5665771E+00	0.5750000E+00	0.7588559E+00
0.5750000E+00	0.9656364E+00	0.0000000E+00	0.3639203E+00	0.6000000E+00	0.7423465E+00
0.5500000E+00	0.9827503E+00	0.2000000E-03	0.2133665E+00	0.6196000E+00	0.7311308E+00
0.5250000E+00	0.1011542E+01	0.7000000E-03	0.1323954E+00	0.6500000E+00	0.7136152E+00
0.5000000E+00	0.1094158E+01	0.1500000E-02	0.6155648E-01	0.6771000E+00	0.6983063E+00
0.4750000E+00	0.1206739E+01	0.2500000E-02	0.8288282E-01	0.7000000E+00	0.6895464E+00
0.4500000E+00	0.1236831E+01	0.3600000E-02	0.1408818E+00	0.7500000E+00	0.6652513E+00
0.4250000E+00	0.1237686E+01	0.4700000E-02	0.1985648E+00	0.7750000E+00	0.6546920E+00
0.4000000E+00	0.1232069E+01	0.6000000E-02	0.2428220E+00	0.8000000E+00	0.6464499E+00
0.3750000E+00	0.1227575E+01	0.7300000E-02	0.2847650E+00	0.8250000E+00	0.6376755E+00
0.3500000E+00	0.1219334E+01	0.8700000E-02	0.3167093E+00	0.8500000E+00	0.6312468E+00
0.3250000E+00	0.1219532E+01	0.1040000E-01	0.3492463E+00	0.8750000E+00	0.6257190E+00
0.3000000E+00	0.1213659E+01	0.1250000E-01	0.3844003E+00	0.9000000E+00	0.6221505E+00
0.2500000E+00	0.1196169E+01	0.1460000E-01	0.4125376E+00	0.9250000E+00	0.6196272E+00
0.2208000E+00	0.1183145E+01	0.1860000E-01	0.4522254E+00	0.9500000E+00	0.6223186E+00
0.2000000E+00	0.1181227E+01	0.2710000E-01	0.4961116E+00	0.9750000E+00	0.6350899E+00
0.1500000E+00	0.1186508E+01	0.3750000E-01	0.5531446E+00	0.9875000E+00	0.6490211E+00
0.1000000E+00	0.1192392E+01	0.5000000E-01	0.5967423E+00	0.9937000E+00	0.6591937E+00
0.7500000E-01	0.1228822E+01	0.6250000E-01	0.6249220E+00		

Table D.38: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.19, M=0.745, Re=2.7E+06

x/c	M_{is}	x/c	M_{is}	x/c	M_{is}
0.9937000E+00	0.7148374E+00	0.7500000E-01	0.1219115E+01	0.5000000E-01	0.6187719E+00
0.9875000E+00	0.7177078E+00	0.6250000E-01	0.1188978E+01	0.6250000E-01	0.6468820E+00
0.9750000E+00	0.7239001E+00	0.5000000E-01	0.1249959E+01	0.7500000E-01	0.6684673E+00
0.9500000E+00	0.7364280E+00	0.3750000E-01	0.1244387E+01	0.1000000E+00	0.7039618E+00
0.9250000E+00	0.7496337E+00	0.2710000E-01	0.1074668E+01	0.1500000E+00	0.7506263E+00
0.9000000E+00	0.7629835E+00	0.1870000E-01	0.1136855E+01	0.2000000E+00	0.7862639E+00
0.8750000E+00	0.7772682E+00	0.1460000E-01	0.1105101E+01	0.2500000E+00	0.8208936E+00
0.8500000E+00	0.7930305E+00	0.1250000E-01	0.1081373E+01	0.3000000E+00	0.8552088E+00
0.8250000E+00	0.8080514E+00	0.1040000E-01	0.1054363E+01	0.3250000E+00	0.8728739E+00
0.8000000E+00	0.8235792E+00	0.8700000E-02	0.1034304E+01	0.3500000E+00	0.8860519E+00
0.7750000E+00	0.8392532E+00	0.7300000E-02	0.1010784E+01	0.3750000E+00	0.8964244E+00
0.7500000E+00	0.8560387E+00	0.6000000E-02	0.9746692E+00	0.4000000E+00	0.8959218E+00
0.7000000E+00	0.8901055E+00	0.4700000E-02	0.9327679E+00	0.4250000E+00	0.8884335E+00
0.6771000E+00	0.9070785E+00	0.3600000E-02	0.8828371E+00	0.4750000E+00	0.8564538E+00
0.6500000E+00	0.9277730E+00	0.2500000E-02	0.8302756E+00	0.5000000E+00	0.8371010E+00
0.6196000E+00	0.9536513E+00	0.1500000E-02	0.7401563E+00	0.5250000E+00	0.8185803E+00
0.6000000E+00	0.9768248E+00	0.7000000E-03	0.6770655E+00	0.5500000E+00	0.7991784E+00
0.5750000E+00	0.1016141E+01	0.2000000E-03	0.5390220E+00	0.5750000E+00	0.7794555E+00
0.5500000E+00	0.1119901E+01	0.0000000E+00	0.3380717E+00	0.6000000E+00	0.7626944E+00
0.5250000E+00	0.1290179E+01	0.2000000E-03	0.1897439E+00	0.6196000E+00	0.7505849E+00
0.5000000E+00	0.1287146E+01	0.7000000E-03	0.1131700E+00	0.6500000E+00	0.7320340E+00
0.4750000E+00	0.1264626E+01	0.1500000E-02	0.6611986E-01	0.6771000E+00	0.7172503E+00
0.4500000E+00	0.1257978E+01	0.2500000E-02	0.9968353E-01	0.7000000E+00	0.7041287E+00
0.4250000E+00	0.1261983E+01	0.3600000E-02	0.1608007E+00	0.7500000E+00	0.6798834E+00
0.4000000E+00	0.1252259E+01	0.4700000E-02	0.2199196E+00	0.7750000E+00	0.6691849E+00
0.3750000E+00	0.1244023E+01	0.6000000E-02	0.2646212E+00	0.8000000E+00	0.6600096E+00
0.3500000E+00	0.1233119E+01	0.7300000E-02	0.3066396E+00	0.8250000E+00	0.6516917E+00
0.3250000E+00	0.1237344E+01	0.8700000E-02	0.3386999E+00	0.8500000E+00	0.6442811E+00
0.3000000E+00	0.1245374E+01	0.1040000E-01	0.3776406E+00	0.8750000E+00	0.6391549E+00
0.2500000E+00	0.1174899E+01	0.1250000E-01	0.4057235E+00	0.9000000E+00	0.6340156E+00
0.2208000E+00	0.1182509E+01	0.1460000E-01	0.4355644E+00	0.9250000E+00	0.6339299E+00
0.2000000E+00	0.1179754E+01	0.1860000E-01	0.4750629E+00	0.9750000E+00	0.6516492E+00
0.1500000E+00	0.1178723E+01	0.2710000E-01	0.5181447E+00	0.9875000E+00	0.6669893E+00
0.1000000E+00	0.1171282E+01	0.3750000E-01	0.5747359E+00	0.9937000E+00	0.6797573E+00

Table D.39: Distribution du Mach isentropique M_{is} autour du profil.
a = 3.19, M=0.740, Re=2.7E+06

0.9937000E+00	0.7017225E+00	0.6250000E-01	0.1238005E+01	0.7500000E-01	0.6568628E+00
0.9875000E+00	0.7051147E+00	0.5000000E-01	0.1250569E+01	0.1000000E+00	0.6911113E+00
0.9750000E+00	0.7112709E+00	0.3750000E-01	0.1242160E+01	0.1500000E+00	0.7393842E+00
0.9500000E+00	0.7248737E+00	0.2710000E-01	0.1094496E+01	0.2000000E+00	0.7747836E+00
0.9250000E+00	0.7394252E+00	0.1870000E-01	0.1153295E+01	0.2500000E+00	0.8082430E+00
0.9000000E+00	0.7542313E+00	0.1460000E-01	0.1117949E+01	0.3000000E+00	0.8420447E+00
0.8750000E+00	0.7694233E+00	0.1250000E-01	0.1096005E+01	0.3250000E+00	0.8578675E+00
0.8500000E+00	0.7867278E+00	0.1040000E-01	0.1069338E+01	0.3500000E+00	0.8711766E+00
0.8250000E+00	0.8023109E+00	0.8700000E-02	0.1051987E+01	0.3750000E+00	0.8807179E+00
0.8000000E+00	0.8192122E+00	0.7300000E-02	0.1029318E+01	0.4000000E+00	0.8810487E+00
0.7750000E+00	0.8351108E+00	0.6000000E-02	0.9913750E+00	0.4250000E+00	0.8739006E+00
0.7500000E+00	0.8525202E+00	0.4700000E-02	0.9504338E+00	0.4500000E+00	0.8595550E+00
0.7000000E+00	0.8889961E+00	0.3600000E-02	0.8999921E+00	0.4750000E+00	0.8434405E+00
0.6771000E+00	0.9045247E+00	0.2500000E-02	0.8469312E+00	0.5000000E+00	0.8243724E+00
0.6500000E+00	0.9254815E+00	0.1500000E-02	0.7569354E+00	0.5250000E+00	0.8073838E+00
0.6196000E+00	0.9475183E+00	0.7000000E-03	0.6922320E+00	0.5500000E+00	0.7879139E+00
0.6000000E+00	0.9651906E+00	0.2000000E-03	0.5548160E+00	0.5750000E+00	0.7693005E+00
0.5750000E+00	0.9951234E+00	0.0000000E+00	0.3506237E+00	0.6000000E+00	0.7528790E+00
0.5500000E+00	0.1057959E+01	0.2000000E-03	0.2034932E+00	0.6196000E+00	0.7412725E+00
0.5250000E+00	0.1229538E+01	0.7000000E-03	0.1231863E+00	0.6500000E+00	0.7234741E+00
0.5000000E+00	0.1288626E+01	0.1500000E-02	0.6174161E-01	0.6771000E+00	0.7070163E+00
0.4750000E+00	0.1282152E+01	0.2500000E-02	0.8956100E-01	0.7000000E+00	0.6965868E+00
0.4500000E+00	0.1272066E+01	0.3600000E-02	0.1498414E+00	0.7500000E+00	0.6728303E+00
0.4250000E+00	0.1266743E+01	0.4700000E-02	0.2078183E+00	0.7750000E+00	0.6619451E+00
0.4000000E+00	0.1256332E+01	0.6000000E-02	0.2518507E+00	0.8000000E+00	0.6533701E+00
0.3750000E+00	0.1247208E+01	0.7300000E-02	0.2966925E+00	0.8250000E+00	0.6445930E+00
0.3500000E+00	0.1236674E+01	0.8700000E-02	0.3267884E+00	0.8500000E+00	0.6378586E+00
0.3250000E+00	0.1234937E+01	0.1040000E-01	0.3590218E+00	0.8750000E+00	0.6322930E+00
0.3000000E+00	0.1226493E+01	0.1250000E-01	0.3944400E+00	0.9000000E+00	0.6287582E+00
0.2500000E+00	0.1208841E+01	0.1460000E-01	0.4230545E+00	0.9250000E+00	0.6270523E+00
0.2208000E+00	0.1191354E+01	0.1860000E-01	0.4644516E+00	0.9500000E+00	0.6297384E+00
0.2000000E+00	0.1188505E+01	0.2710000E-01	0.5064731E+00	0.9750000E+00	0.6437048E+00
0.1500000E+00	0.1193274E+01	0.3750000E-01	0.5636248E+00	0.9875000E+00	0.6567787E+00
0.1000000E+00	0.1194259E+01	0.5000000E-01	0.6079610E+00	0.9937000E+00	0.6697369E+00
0.7500000E-01	0.1223658E+01	0.6250000E-01	0.6357787E+00		

Table D.40: Profils de vitesse u dans la couche limite turbulente et le sillage du profil
 $M=0.725$, $a=2.92$, $Re=6.5E+06$

Couche Limite							
$x/c=0.179$		$x/c=0.319$		$x/c=0.900$		$x/c=0.950$	
y/c	u/u_p	y/c	u/u_p	y/c	u/u_p	y/c	u/u_p
0.00017	0.6102	0.00015	0.556	0.00115	0.3642	0.00073	0.2884
0.00027	0.6565	0.00025	0.6073	0.00162	0.3904	0.00102	0.3057
0.00038	0.6792	0.00048	0.6743	0.00208	0.4067	0.00173	0.3306
0.00050	0.7140	0.00065	0.7052	0.00300	0.4304	0.00235	0.3514
0.00060	0.7401	0.00092	0.7386	0.00396	0.4643	0.00280	0.3621
0.00073	0.7655	0.00109	0.7623	0.00466	0.4840	0.00472	0.4116
0.00085	0.7879	0.00126	0.7798	0.00606	0.5260	0.00686	0.4657
0.00108	0.8205	0.00147	0.8007	0.00923	0.6201	0.01000	0.5512
0.00128	0.8541	0.00169	0.8199	0.01217	0.7167	0.01291	0.6350
0.00150	0.8836	0.00208	0.8502	0.01500	0.8150	0.01596	0.7254
0.00171	0.9041	0.00223	0.8632	0.01790	0.8929	0.01885	0.8088
0.00192	0.9260	0.00255	0.8844	0.02076	0.9586	0.02173	0.8843
0.00214	0.9470	0.00283	0.9023	0.02337	0.9865	0.02433	0.9370
0.00233	0.9626	0.00305	0.9166	0.02633	0.9980	0.02733	0.9795
0.00274	0.9855	0.00323	0.9253	0.02890	1.0000	0.03005	0.9959
0.00315	0.9969	0.00344	0.9374			0.03243	0.9997
0.00359	0.9996	0.00361	0.9449			0.03509	1.0000
0.00406	1.0000	0.00380	0.9549				
0.00444	1.0000	0.00402	0.9650				
0.00477	1.0000	0.00419	0.9713				
		0.00443	0.9789				
		0.00470	0.9858				
		0.00489	0.9903				
		0.00538	0.9961				
		0.00577	0.9985				
		0.00628	0.9993				
		0.00670	0.9996				
		0.00725	1.0000				
		0.00744	1.0000				

Sillage					
x/c=1.000		x/c=1.025		x/c=2.000	
y/c	u/u _p	y/c	u/u _p	y/c	u/u _p
-0.02583	1.0000	-0.02847	1.0000	-0.07712	1.0000
-0.02270	1.0000	-0.02614	0.9994	-0.07398	1.0000
-0.01978	0.9976	-0.02310	0.9981	-0.06134	1.0003
-0.01683	0.9850	-0.02022	0.9912	-0.04938	0.9998
-0.01397	0.9513	-0.01742	0.9691	-0.04135	0.9993
-0.01092	0.8969	-0.01476	0.9284	-0.03086	0.9970
-0.00805	0.8419	-0.01188	0.8767	-0.02030	0.9889
-0.00505	0.7869	-0.00913	0.8240	-0.01215	0.9767
-0.00293	0.7452	-0.00650	0.7688	-0.00478	0.9586
-0.00095	0.6699	-0.00449	0.6657	0.00591	0.9303
0.00033	0.2257	-0.00361	0.5758	0.02077	0.9035
0.00133	0.2574	-0.00273	0.4879	0.02853	0.9022
0.00405	0.3233	-0.00182	0.4204	0.04682	0.9247
0.00692	0.3841	-0.00069	0.3903	0.05849	0.9456
0.00983	0.4577	0.00237	0.4001	0.07269	0.9715
0.01273	0.5291	0.00512	0.4551	0.08105	0.9793
0.01562	0.6058	0.00792	0.5302	0.09527	0.9858
0.01855	0.6930	0.01076	0.6091	0.10948	0.9903
0.02137	0.7739	0.01357	0.6858	0.11950	0.9915
0.02376	0.8333	0.01645	0.7726	0.12951	0.9933
0.02632	0.8921	0.01910	0.8460	0.16933	0.9969
0.02928	0.9425	0.02140	0.9028	0.25173	0.9990
0.03181	0.9753	0.02399	0.9472	0.32972	0.9999
0.03451	0.9916	0.02665	0.9803	0.39742	1.0000
0.03708	0.9993	0.02905	0.9944		
0.03975	1.0000	0.03182	0.9986		
		0.03432	1.0000		

Table D.41: Profils de vitesse u dans la couche limite turbulente et le sillage du profil
 $M=0.75$, $\alpha=3.19$, $Re=6.2E+06$

Couche Limite							
$x/c=0.319$		$x/c=0.404$		$x/c=0.498$		$x/c=0.1574$	
y/c	u/u_p	y/c	u/u_p	y/c	u/u_p	y/c	u/u_p
0.00031	0.6468	0.00015	0.5293	0.00036	0.5879	0.00034	0.1143
0.00042	0.6816	0.00068	0.6854	0.00095	0.7044	0.00065	0.3129
0.00080	0.7345	0.00120	0.7557	0.00143	0.7455	0.00106	0.4296
0.00128	0.7830	0.00176	0.7944	0.00218	0.7949	0.00138	0.4893
0.00150	0.8056	0.00196	0.8078	0.00258	0.8184	0.00155	0.5205
0.00186	0.8358	0.00248	0.8467	0.00295	0.8341	0.00196	0.5771
0.00222	0.8631	0.00293	0.8706	0.00342	0.8598	0.00233	0.6264
0.00255	0.8833	0.00316	0.8851	0.00397	0.8850	0.00265	0.6529
0.00284	0.8997	0.00374	0.9127	0.00448	0.9018	0.00312	0.6924
0.00306	0.9144	0.00426	0.9373	0.00507	0.9241	0.00352	0.7198
0.00341	0.9335	0.00467	0.9543	0.00558	0.9440	0.00390	0.7419
0.00369	0.9475	0.00530	0.9764	0.00618	0.9594	0.00422	0.7732
0.00407	0.9655	0.00589	0.9892	0.00658	0.9704	0.00457	0.7860
0.00443	0.9778	0.00644	0.9953	0.00692	0.9787	0.00494	0.8194
0.00481	0.9877	0.00706	0.9983	0.00742	0.9878	0.00535	0.8400
0.00509	0.9930	0.00753	0.9990	0.00794	0.9932	0.00577	0.8694
0.00544	0.9968	0.00809	0.9997	0.00840	0.9970	0.00616	0.8885
0.00585	0.9988	0.00870	0.9997	0.00896	0.9986	0.00663	0.9122
0.00627	0.9996	0.00934	1.0000	0.00948	0.9995	0.00701	0.9224
0.00668	0.9998			0.00993	0.9993	0.00743	0.9413
0.00702	1.0000			0.01039	1.0000	0.00790	0.9584
0.00738	1.0000					0.00838	0.9738
						0.00887	0.9836
						0.00928	0.9874
						0.00966	0.9937
						0.01001	0.9948
						0.01058	0.9973
						0.01099	0.9986
						0.01136	0.9992
						0.01181	0.9998
						0.01254	1.0000
						0.01285	1.0000

Couche Limite					
x/c=0.650		x/c=0.750		x/c=0.900	
y/c	u/u _p	y/c	u/u _p	y/c	u/u _p
0.00109	0.0963	0.00099	0.0661	0.00088	0.2463
0.00162	0.1133	0.00279	0.0665	0.00167	0.2558
0.00240	0.1198	0.00328	0.0584	0.00262	0.2587
0.00344	0.1389	0.00403	0.0500	0.00514	0.2737
0.00490	0.2277	0.00499	0.0504	0.00672	0.3060
0.00610	0.2827	0.00735	0.1070	0.00836	0.3497
0.00770	0.3887	0.00869	0.1596	0.00947	0.3745
0.00948	0.5250	0.01021	0.2166	0.01177	0.4259
0.01117	0.6539	0.01163	0.2763	0.01364	0.4573
0.01284	0.7798	0.01304	0.3371	0.01548	0.4982
0.01453	0.8904	0.01457	0.3911	0.01694	0.5424
0.01645	0.9612	0.01618	0.4511	0.01776	0.5737
0.01805	0.9890	0.01758	0.5245	0.01890	0.6012
0.01878	0.9954	0.01827	0.5710	0.01955	0.6140
0.01997	0.9986	0.01939	0.6281	0.02210	0.6689
0.02061	0.9989	0.01995	0.6534	0.02390	0.7259
0.02146	0.9991	0.02207	0.7454	0.02561	0.7726
0.02273	0.9994	0.02362	0.8104	0.02710	0.7915
0.02415	0.9996	0.02496	0.8665	0.02880	0.8360
0.02565	0.9997	0.02616	0.8980	0.03090	0.8634
0.02753	0.9994	0.02747	0.9318	0.03267	0.8867
0.02938	0.9996	0.02913	0.9541	0.03467	0.9372
0.03127	1.0000	0.03063	0.9687	0.03596	0.9459
0.03291	1.0000	0.03215	0.9856	0.03678	0.9545
		0.03317	0.9869	0.03755	0.9640
		0.03373	0.9925	0.03992	0.9766
		0.03428	0.9936	0.04097	0.9821
		0.03516	0.9939	0.04195	0.9915
		0.03606	0.9968	0.04396	0.9951
		0.03685	0.9976	0.04604	0.9961
		0.03760	0.9998	0.04670	0.9972
		0.03906	1.0000	0.04736	0.9975
				0.04913	1.0004
				0.05029	1.0000
				0.05113	1.0000

Sillage									
x/c=1.000				x/c=1.025				x/c=2.000	
y/c	u/u _p	y/c	u/u _p	y/c	u/u _p	y/c	u/u _p	y/c	u/u _p
-0.01926	1.0000	0.04005	0.7222	-0.02910	1.0000	0.03365	0.8827	-0.14581	1.0000
-0.01743	0.9918	0.04123	0.7366	-0.02717	0.9992	0.03478	0.9036	-0.13638	0.9991
-0.01565	0.9815	0.04207	0.7585	-0.02522	0.9995	0.03605	0.9181	-0.12313	0.9988
-0.01348	0.9556	0.04270	0.7581	-0.02310	0.9978	0.03703	0.9255	-0.11342	0.9993
-0.01203	0.9318	0.04312	0.7890	-0.02158	0.9964	0.03780	0.9357	-0.10663	0.9991
-0.01064	0.9042	0.04389	0.7592	-0.02010	0.9923	0.03821	0.9444	-0.09904	0.9996
-0.00880	0.8700	0.04458	0.7962	-0.01821	0.9818	0.03985	0.9552	-0.09138	0.9988
-0.00773	0.8490	0.04520	0.7860	-0.01703	0.9698	0.04053	0.9586	-0.08289	0.9991
-0.00616	0.8256	0.04602	0.7989	-0.01560	0.9527	0.04147	0.9629	-0.07277	0.9983
-0.00516	0.8078	0.04669	0.8030	-0.01450	0.9362	0.04234	0.9681	-0.06650	0.9990
-0.00449	0.7942	0.04675	0.8045	-0.01382	0.9254	0.05015	1.0000	-0.06020	0.9980
-0.00373	0.7838	0.06265	1.0000	-0.01315	0.9129			-0.05228	0.9977
-0.00282	0.7655			-0.01222	0.8964			-0.04271	0.9937
-0.00043	0.1563			-0.00998	0.8549			-0.01854	0.9747
0.00005	0.1510			-0.00940	0.8458			-0.01203	0.9662
0.00070	0.1987			-0.00865	0.8343			-0.00306	0.9477
0.00150	0.1759			-0.00780	0.8174			0.00595	0.9287
0.00417	0.2297			-0.00611	0.7887			0.01418	0.9174
0.00551	0.2557			-0.00492	0.7555			0.02078	0.9092
0.00687	0.2399			-0.00342	0.6696			0.03152	0.9004
0.00825	0.2615			-0.00187	0.5498			0.03929	0.8988
0.00905	0.2873			-0.00048	0.4508			0.04760	0.9012
0.00985	0.2698			0.00033	0.4216			0.05509	0.9051
0.01126	0.2992			0.00154	0.3999			0.06426	0.9140
0.01350	0.2852			0.00310	0.3997			0.07177	0.9193
0.01551	0.3091			0.00533	0.4118			0.07929	0.9309
0.01755	0.3589			0.00743	0.4375			0.08932	0.9412
0.01919	0.3724			0.00967	0.4825			0.09768	0.9497
0.02074	0.4065			0.01153	0.5173			0.10437	0.9547
0.02243	0.4176			0.01329	0.5447			0.11273	0.9607
0.02425	0.4372			0.01519	0.5761			0.12276	0.9668
0.02581	0.4306			0.01715	0.6093			0.12944	0.9703
0.02675	0.4839			0.01883	0.6273			0.13778	0.9717
0.02735	0.5010			0.01986	0.6550			0.14611	0.9752
0.02841	0.5100			0.02049	0.6703			0.16437	0.9791
0.02917	0.5098			0.02174	0.6892			0.18089	0.9822
0.03051	0.5185			0.02252	0.7024			0.19976	0.9851
0.03215	0.5593			0.02408	0.7245			0.22413	0.9868
0.03370	0.5965			0.02584	0.7611			0.26157	0.9900
0.03511	0.6071			0.02757	0.7920			0.33582	0.9945
0.03654	0.6334			0.02909	0.8134			0.40633	0.9981
0.03789	0.6800			0.03061	0.8379			0.46367	0.9985
0.03914	0.6873			0.03228	0.8667			0.51265	0.9991
								0.54738	0.9999
								0.56943	1.0000

Bibliographie

- [1] Gerolymos, G.A., Vallet, I., "Wall-Normal-Free Near-Wall Reynolds-Stress Closure for 3-D Compressible Separated Flows" *Submitted to AIAA Journal*, 1999.
- [2] Rizzetta, D.P., Visbal, M.R., "Comparative Numerical Study of Two Turbulence Models for Airfoil Static and Dynamic Stall" *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 4.
- [3] Baldwin, B.S., Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows" *AIAA Paper-84-0524*.
- [4] Jin, G., Braza, M., "Two-Equation Turbulence Model for Unsteady Separated Flows Around Airfoils" *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 11.
- [5] Ota, D.K., Chakravarthy, S.R., Gorski, J.J., "Inviscid and Viscous Simulations of High Angle of Attack Flows" *SAE Technical Paper 851820*, 1985.
- [6] Rizzi, A., "Damped Euler-Equation Method to Compute Transonic Flow Around Wng-Body Combinations" *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 10, 1982, pp. 1321-1328.
- [7] Tenaud, C., Phuoc, L.T., "Large Eddy Simulation of Unsteady, Compressible Separated Flow around NACA 0012 Airfoil" *CFD 96,1996*.
- [8] Magnus, R., Yoshihara, H., "Unsteady Transonic Flows over an Airfoil" *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 12, 1975, pp. 1622-1628.
- [9] Chyu, W.J., David, S.S. and Chang, K.S., "Calculation of Unsteady Transonic Flow over an Airfoil" *AIAA Journal*, Vol. 19, No. 6, 1981, pp. 684-690.
- [10] McCroskey, W.J., "A Critical Assesment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil" *AGARD Conference Proceedings 429*, 1988.
- [11] Harris, C.D., "Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8-foot Transonic Pressure Tunnel" *NASA Technical Memorandum 81927*, 1981.
- [12] Cook, P.H., McDonald, M.A. and Firmin, M.C.P., "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements" *AGARD - AR - 138*, 1979.
- [13] Holst, T.L., "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compedium of Results" and Wake Measurements" *AIAA-87-1460*, 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1987.
- [14] Launder, B.E, Sharma, N., "Application of the energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flows near a Spinning Disk" *Lett. Heat and Mass Tranfer*, Vol. 1, 1974, pp. 131-138.
- [15] Launder, B.E, Sharma, N., "2-Moment Closure fot the Near-Wall Sublayer: Development and Application" *AIAA Journal*, Vol. 27, 1989, pp. 1319-1325.
- [16] Vallet, I., "Modèles de Turbulence et Influence des Parois - Faible Nombre de Reynolds" *Cours du DEA Conversion de l'Energie*, 1999.
- [17] Vallet, I., "Aérodynamique Numérique 3-D Instationnaire avec Fermeture Bas-Reynolds au Second Ordre " , Doctorat, Université Pierre et Marie Curie, Paris, Decembre, 1995.
- [18] Spalding, D.B., "A Single Formula of the Law of the Wall" *Journal of Applied Mechanics*, Brief Notes, 1961, pp. 455-458.
- [19] Van Driest, E.R., "Turbulent Boundary Layer in Compressible Flows" *Journal of the Aeronautic Sciences*, Vol. 18, No.3, 1951, pp. 145-160.
- [20] Tsanga, G., "Aérodynamique Numérique 3-D des Turbomachines Axiales Multiétages avec Fermeture $k - \epsilon$ Bas -Reynolds" , Doctorat, Université Pierre et Marie Curie, Paris, Decembre, 1997.
- [21] Sparis, P.D., "A Method of Generating Boundary-Orthogonal Curvilinear Coordinate Systems Using the Biharmonic Equation" *Journal of Computational Physics*, Vol. 61, No. 61, pp.445-462 1997, 1985.
- [22] Devals, C., "Calculs Aérodynamiques autour de Profils d'Ailes" *Rapport du Stage du DEA Conversion de l'Energie*, septembre 1998.
- [23] Melnik, R.E., "Turbulent Interactions on Airfoils at Transonic Speeds" *AGARD Conference Proceedings*, No. CP-291, septembre 1998.
- [24] Sewall, W.G., "Effects of Sidewall Boundary Layers in Two-Dimensional Subsonic and Transonic Wind Tunnels" *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 9, september 1982, pp. 1253-1256.
- [25] Johnson D.A., King L.S., "Comparison of Supercritical Airfoil Flow Calculation with Wind Tunnel Results" *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 9, september 1985, pp. 1301-1305.

Validation d'une fermeture RSM par des profils d'ailes

Résumé :

Dans le cadre de ce stage, un modèle de turbulence Reynolds Stress, RSM, a été utilisé pour fermer les équations de Navier-Stokes moyennées.

Le travail consiste à valider le modèle RSM par des calculs stationnaires autour des profil NACA 0012 et RAE 2822. Premièrement on a essayé à rechercher un grand nombre d'expériences qui ont été faites sur ces deux profils et ensuite les évaluer, afin de sélectionner les meilleures qui nous serviront à la validation des nos résultats numériques. Dans cette partie du travail nous nous sommes appuyés sur le travail de W.J.McCroskey. Charles D. Harris, était d'après McCroskey une source des résultats très fiables et ses résultats, on va les utiliser pour le cas du profil NACA. Pour le profil RAE 2822 on va s' appuyer sur le travail de P. H. Cook et al. Ensuite le modèle de turbulence a été validé par comparaison avec les mesures expérimentales sur plusieurs configurations.

MOTS CLES : modélisation de la turbulence, écoulements transoniques visqueux, simulation numérique, aérodynamique externe, validation, interaction onde de choc-couche limite, maillage biharmonique structuré.

Validation of a Reynolds Stress closure around airfoil combinations

Abstract:

During this study a Reynolds stress model is used to close the compressible Favre-Reynolds Navier-Stokes equations.

The work consists in validating the turbulence model by steady calculations over the airfoils NACA 0012 and the RAE 2822. First, a research was carried out on wind-tunnel measurements in order to evaluate them and select the best sets for the validation. For the case of the NACA 0012 airfoil, we were based on the work of W.J.McCroskey. In McCroskey's opinion Charles D. Harris was the most reliable source. For the RAE 2822 airfoil the experimental data of P. H. Cook et al. were used. Finally the closure is validated by comparison with measurements in various configurations.

KEY WORDS : turbulence modeling, transonic viscous flows, numerical simulation, external aerodynamics, validation, shock wave-boundary layer interaction, biharmonic structured grid.