

ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE D'ÉLECTRONIQUE,  
INFORMATIQUE, TÉLÉCOMMUNICATIONS, MATHÉMATIQUE ET  
MÉCANIQUE DE BORDEAUX



---

## Modélisation des écoulements turbulents

---

COMPTE RENDU DU TP FLUENT

*Élèves ingénieurs :* Amal DERRO, Taha BAMHAOUTE  
*Enseignante référente :* BEAUGENDRE Héloïse

## Table des matières

<b>1</b>	<b>Introduction :</b>	<b>3</b>
1.1	Paramètres fondamentaux . . . . .	3
1.2	Les modèles du turbulence . . . . .	3
<b>2</b>	<b>TP1 : plaque plane</b>	<b>5</b>
2.1	Présentation du Tp : Une plaque plane sans gradients de pression . . . . .	5
2.2	Description du cas test . . . . .	5
2.3	Les propriétés physiques . . . . .	5
2.4	Configuration des maillages . . . . .	5
2.5	Résultats . . . . .	6
<b>3</b>	<b>TP2 : Naca 0012</b>	<b>8</b>
3.1	Description du cas test . . . . .	8
3.1.1	Paramètres de simulation . . . . .	8
3.2	Configuration des maillages . . . . .	8
3.3	Mise en données et conditions aux limites . . . . .	8
3.4	Choix des modèles de turbulence . . . . .	9
3.5	Contours . . . . .	9
3.6	Étude de convergence en maillage . . . . .	11
3.7	Conclusion . . . . .	14
<b>4</b>	<b>TP3 : Étude de l'Écoulement sur une Marche Descendante</b>	<b>15</b>
4.1	Introduction . . . . .	15
4.2	Description du cas test et mise en données . . . . .	15
4.2.1	Configuration . . . . .	15
4.2.2	Conditions aux limites . . . . .	15
4.2.3	Modèles de turbulence . . . . .	15
4.3	Étude des maillages et convergence . . . . .	15
4.4	Résultats . . . . .	16
4.4.1	Contours . . . . .	16
4.4.2	Convergence du coefficient $C_p$ . . . . .	16
4.4.3	Variation de la vitesse adimensionnelle $U/U_{\text{ref}}$ . . . . .	17
4.4.4	Variation du coefficient de frottement $C_f$ . . . . .	18
4.5	Conclusion . . . . .	20
<b>5</b>	<b>Résumé</b>	<b>20</b>

**Nomenclature :****Les propriétés thermo-physisques :**

- $\rho$  : la densité [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
- $\mu$  : la viscosité dynamique du fluide [ $\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$ ]
- $\nu$  : la viscosité cinématique [ $\text{m}^2/\text{s}$ ]

**Dynamique :**

- $v$  : le vecteur de la vitesse [m/s]
- $\tau_w = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_w$  : la contrainte de cisaillement à la paroi  
[Pa]
- $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$  La vitesse de frottement[m/s]
- $\dot{\gamma} = \nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T$  le tenseur de taux de déformation
- $\mathbf{g}$  l'accélération gravitationnelle
- $\Phi_d = \frac{2\mu}{3}(\nabla \cdot \mathbf{v})^2 + \frac{\mu}{2}\dot{\gamma}$  :  $\dot{\gamma}$  le taux de dissipation visqueuse de l'énergie

**Échelles caractéristiques :**

- L : longueur de la plaque [m]

**Turbulence :**

- $k$  : énergie cinétique turbulente
- $\omega$  : la fréquence spécifique de dissipation de l'énergie turbulente
- $\epsilon$  : taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente
- $\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho}$  : viscosité cinématique turbulente

**Nombre sans dimension :**

- $Re$  : nombre de Reynolds
- $Pr$  : nombre de Prandtl
- $C_f$  : Le coefficient de frottement pariétal
- $M_a$  : le nombre de Mach

**Variables adimensionnées :**

- $y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu}$  : la distance adimensionnée par rapport à la paroi
- $u^+ = \frac{u}{u_\tau}$  : la vitesse adimensionnée

## 1 Introduction :

l'étude des écoulements turbulents constitue un véritable défi en mécanique des fluides, en raison du caractère instationnaire des écoulements, et des interactions complexes entre les différentes échelles spatiales et temporelles qui les forment. Si la simulation numérique directe (DNS) permet de résoudre complètement les éléments des structures turbulentes à toute échelle, la très forte charge computationnelle que cela entraîne ne permet pas que la méthode soit appliquée à la plupart des cas industriels. C'est pourquoi des modèles de turbulence, tels que RANS ou LES, sont utilisés pour représenter les effets moyens de la turbulence sur l'écoulement.

Dans un tel cadre, le traitement des trois TP réalisés fait partie des enjeux de cette étude en montrant l'importance de ces modèles au travers de différentes configurations :

- **TP1 : Écoulement sur une plaque plane.** Cet exemple simple et bien connu permet de valider les modèles de turbulence, notamment les lois de parois et l'influence de la maillage.
- **TP2 : Écoulement autour d'un profil NACA 0012.** Cette étude explore les performances des modèles pour une configuration aérodynamique, en mettant en évidence les effets des conditions aux limites et des variations de l'angle d'attaque.
- **TP3 : Écoulement sur une marche descendante.** Cas clé soulignant les phénomènes de séparation et de réattachement qui démontrent la capacité des modèles à traiter des gradients de cisaillement complexes.

Ces TP sont la fois significatifs de la diversité des phénomènes turbulents et l'importance du choix des modèles de turbulence et des maillages appropriés pour réaliser des simulations valides et pertinentes.

### 1.1 Paramètres fondamentaux :

#### La longueur caractéristique :

$L$  : longueur caractéristique qui dépend du problème étudié, pour une plaque plane, c'est la distance depuis le bord d'attaque.

#### Le nombre de Reynolds :

$$Re = \frac{U \cdot L}{\nu} = \frac{\text{les forces d'inertie}}{\text{les forces visqueuses}}$$

#### Le nombre de Mach :

$$Ma = \frac{U}{a} = \frac{\text{vitesse de l'écoulement}}{\text{vitesse du son}}$$

#### Le coefficient de frottement pariétal :

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{\text{les forces de cisaillement}}{\text{les forces d'inertie}}$$

#### Le coefficient de pression :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{\text{pression locale}}{\text{pression dynamique}}$$

#### Le coefficient de traînée :

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} = \frac{\text{force de traînée}}{\text{pression dynamique sur la surface}}$$

#### Le coefficient de portance :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} = \frac{\text{force de portance}}{\text{pression dynamique sur la surface}}$$

### 1.2 Les modèle du turbulence

Les modèles de turbulence utilisés sont le modèle  $k - \omega$  SST et Spalart-Allmaras, qui font partie des modèles RANS. Le premier combine les modèles  $k - \omega$  et  $k - \epsilon$  en fonction de la distance à la paroi, offrant ainsi un mélange (blending) optimisé. Ce modèle à deux équations est reconnu pour sa robustesse, fournissant des résultats précis sans nécessiter l'utilisation d'une loi de paroi. Ses équations sont les suivantes :

1. Équation pour  $k$  :

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla k = P_k - \beta^* k \omega + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_k \nu_t) \nabla k]$$

2. Équation pour  $\omega$  :

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla \omega = \frac{\gamma}{\nu_t} P_k - \beta \omega^2 + \nabla \cdot [(\nu + \sigma_\omega \nu_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \frac{\sigma_\omega^2}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \omega$$

où  $P_k$  est la production de  $k$ ,  $\nu_t$  est la viscosité turbulente, et  $F_1$  est une fonction de mélange pour la transition entre les modèles  $k - \omega$  et  $k - \epsilon$ .

Le second modèle, Spalart-Allmaras, est un modèle à une équation, offrant un temps de calcul plus rapide et reconnu pour sa fiabilité dans le domaine de l'aéronautique. Son équation est donnée par :

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla \tilde{\nu} = C_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} - C_{w1} f_w \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} \nabla \tilde{\nu} \cdot \nabla \tilde{\nu}$$

où  $\tilde{S}$  est une mesure de la déformation locale,  $d$  est la distance à la paroi,  $C_{b1}, C_{b2}, C_{w1}, \sigma$  sont des constantes, et  $f_w$  est une fonction proche de la paroi.

## 2 TP1 : plaque plane

### 2.1 Présentation du Tp : Une plaque plane sans gradients de pression

Le cas test auquel nous nous intéressons est celui d'une plaque plane, en raison de l'abondance de données expérimentales et numériques disponibles dans la littérature, mais aussi parce qu'il s'agit du cas le plus simple et le moins coûteux en termes de calcul. Nous effectuons notre étude à un nombre de Mach  $Ma = 0.2$ ,  $Re = 5 \times 10^7$ , et  $Pr = 0.71$ , afin de comparer les résultats avec la fiche de validation de la NASA, dont les données numériques sont disponibles en accès libre.

### 2.2 Description du cas test

La géométrie, et les conditions aux limites de vitesse sont décrits dans l'image 1 ci-dessous.

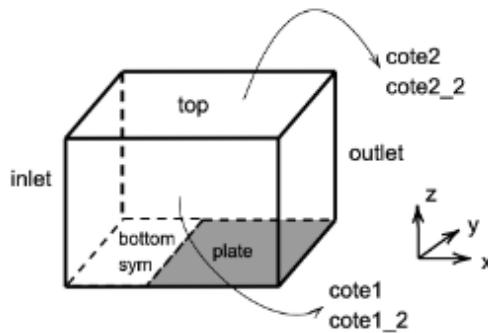


FIGURE 1 – La géométrie et le maillage

### 2.3 Les propriétés physiques :

À une température de référence de 288 K :

- la vitesse du son est  $c = \sqrt{\gamma RT} = 340$  m/s.
- La vitesse d'entrée est donc  $u = Ma \cdot c = 68$  m/s.

Afin d'obtenir un nombre de Reynolds  $Re = 10^7$ , on impose une densité de  $\rho = \frac{\mu \cdot Re}{u_\infty \cdot L} = 1.315735$  kg/m<sup>3</sup>.

### 2.4 Configuration des maillages

La configuration des maillages est celle de la famille I du site de la NASA. Les maillages sont 3D avec 1 élément dans la direction transverse, la direction Y pour nos maillages.

- Maillage *coarse* :  $113 \times 33$  - 65 points sur le profil
- Maillage *medium* :  $225 \times 65$  - 129 points sur le profil
- Maillage *fine* :  $449 \times 129$  - 257 points sur le profil

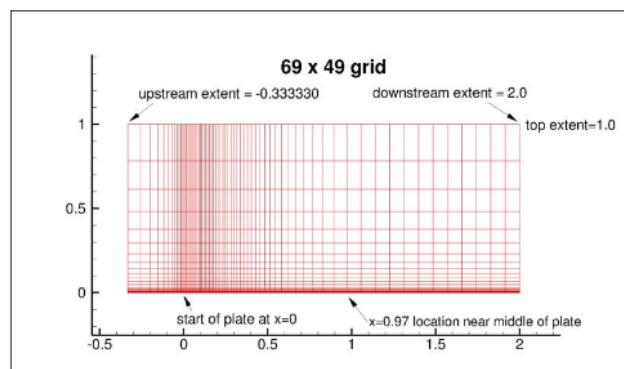


FIGURE 2 – Illustration du maillage utilisé

## 2.5 Résultats

L'analyse des champs locaux pour le maillage le plus fin montre que la couche limite est correctement capturée. Les graphiques ci-dessous illustrent les contours de la pression ainsi que ceux de la vitesse pour le modèle  $k - \omega$  *sst*.

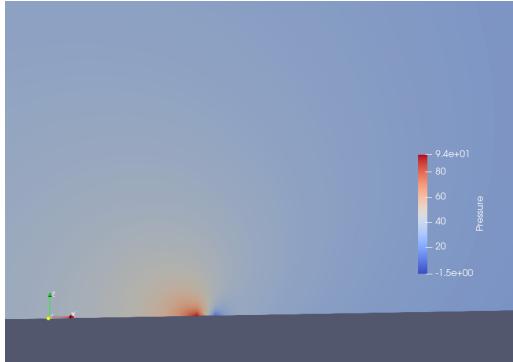


FIGURE 3 – Contour de la pression



FIGURE 4 – Contour de la vitesse

Dans un premier temps, nous avons implémenté la fonction théorique pour le coefficient de frottement de paroi,  $C_f$ . Cette implémentation nous a permis de comparer les résultats théoriques avec les données fournies par la NASA, ainsi qu'avec les données obtenues sur les trois maillages, pour chacun des modèles considérés. Après avoir exporté les résultats depuis Fluent vers ParaView, nous avons utilisé divers filtres de visualisation pour analyser les données et tracer les courbes de  $C_f$ .

Afin de vérifier le calcul du coefficient de frottement réalisé à l'aide de Fluent, nous avons utilisé un filtre calculateur dans ParaView. Ce filtre calcule le coefficient de frottement à l'aide de l'expression suivante :

$$\frac{\mu \cdot \frac{\partial u}{\partial z} |_{z=0}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty}.$$

La courbe obtenue à l'aide de ParaView était en concordance avec celle calculée par Fluent.

Pour les différents maillages, nous avons appliqué le filtre \*Plot Over Intersection Curves\* dans ParaView, ce qui nous a permis de tracer les valeurs de  $C_f$  le long des parois. Nous avons constaté que, sur le maillage le plus raffiné, la courbe du coefficient de frottement  $C_f$  est en meilleure concordance avec les données numériques de la NASA, montrant une excellente correspondance avec les valeurs de référence.

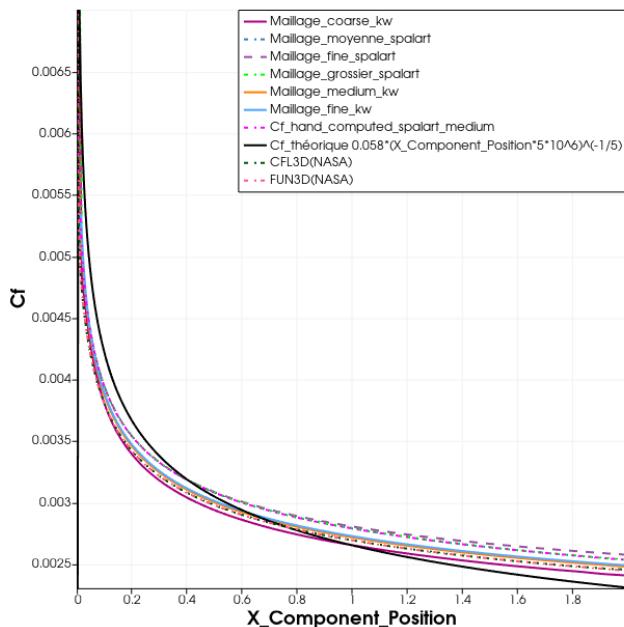


FIGURE 5 – le coefficient de frottement pariétal  $C_f$

Nous avons tracé, pour  $x = 0.9708m$  et  $x = 1.90334m$ , la vitesse adimensionnée par la vitesse de frottement en fonction du logarithme de  $z^+$  (Cf. figure 7). Pour ce faire, un filtre calculateur a été appliqué pour déterminer  $U_\tau = \sqrt{\frac{1}{2} \cdot U_\infty^2 \cdot C_f}$ . Ensuite, pour chaque maillage et chaque modèle, nous avons récupéré la valeur correspondante de  $U_\tau$  à  $z = 0$  à l'aide de l'outil PreAdSheet View. Un autre filtre calculateur a été appliqué pour calculer  $u^+ = \frac{u}{U_\tau}$ , ainsi que  $z^+$ . Les résultats obtenus confirment les lois de paroi classiques, en particulier la sous-couche visqueuse correspond bien à la relation  $u^+ = z^+$ , tandis que la couche logarithmique ne présente pas d'écart significatif.

Ensuite, nous avons tracé la vitesse adimensionnée en fonction de la vitesse à l'infini. On peut observer que le modèle Spalart capture bien le développement de la vitesse (Cf. figure 6). De plus, on retrouve la condition des champs lointains pour les deux modèles de turbulence, avec  $U/U_\infty = 1$ . Enfin, en raffinant le maillage, on constate une convergence vers les résultats des simulations de la NASA.

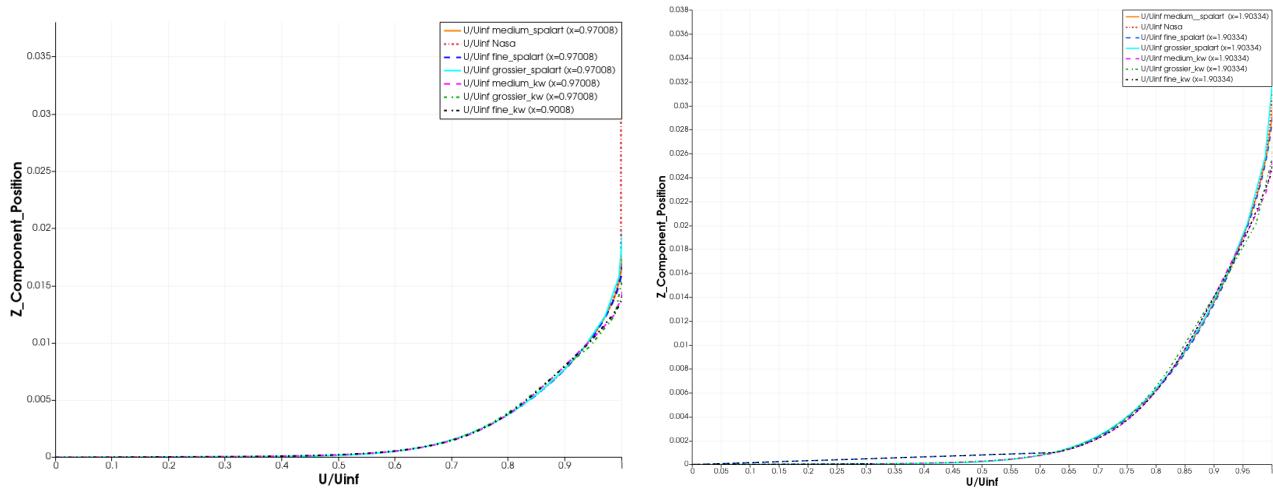


FIGURE 6 – Variation de la vitesse adimensionnée  $U/U_\infty$  en fonction de la position verticale

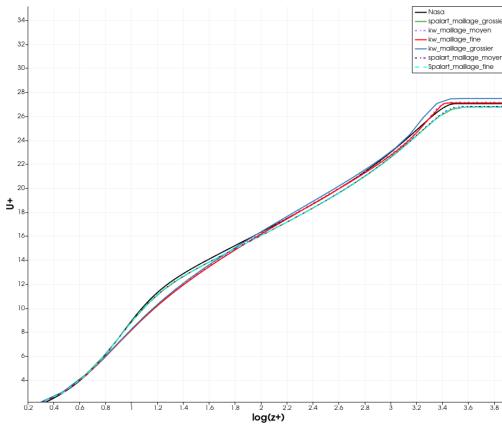


FIGURE 7 – Variation de la vitesse adimensionnée  $U^+$  en fonction de  $Z^+$  ( $x=0.9708m$ )

## Conclusion

Ce TP nous a permis de mettre en pratique nos connaissances en modélisation des écoulements turbulents, d'étudier les lois de paroi dans un cas concret, ainsi que d'analyser l'influence du maillage sur les résultats de la simulation. Nous avons également examiné l'impact du modèle de turbulence sur les résultats, ainsi que son effet sur la réduction du temps de calcul.

### 3 TP2 : Naca 0012

Cette section présente une étude numérique avec fluent et Paraview de l'écoulement autour du profil NACA 0012 en régime incompressible, avec un nombre de Reynolds  $Re = 6 \times 10^6$  et un nombre de Mach  $M = 0,15$ . L'objectif est de valider les résultats obtenus par rapport aux données de référence de la NASA et d'analyser les différences entre deux modèles de turbulence, pour différents angles d'attaque et différentes résolutions de maillage.

#### 3.1 Description du cas test

##### 3.1.1 Paramètres de simulation

Nous étudions un profil 2D NACA 0012 avec les paramètres suivants :

- **Longueur de la corde**  $c = 1$  m
- **Nombre de Reynolds**  $Re = 6 \times 10^6$
- **Nombre de Mach**  $M = 0,15$

Les effets de compressibilité sont négligeables pour ce nombre de Mach, ce qui permet d'utiliser un modèle incompressible.

#### 3.2 Configuration des maillages

Les simulations utilisent les maillages de la famille I du site de la NASA. Les maillages sont 3D avec 1 élément dans la direction transverse, la direction Y pour nos maillages, comprenant trois niveaux de finesse :

- **Maillage coarse** :  $113 \times 33$
- **Maillage medium** :  $225 \times 65$
- **Maillage fine** :  $447 \times 129$

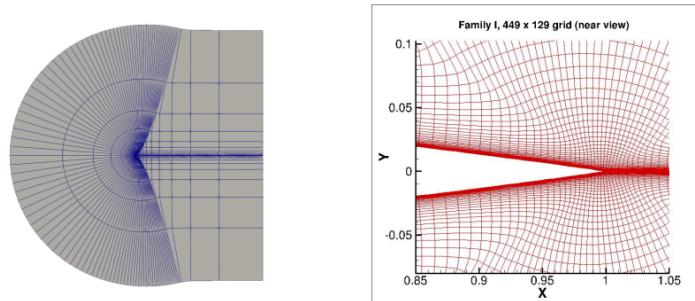


FIGURE 8 – Plan de coupe du maillage, zoom sur le bord de fluite (trailing edge)

#### 3.3 Mise en données et conditions aux limites

On travaille avec la vitesse du son  $c = 340$  m/s, ce qui permet de calculer, à partir du nombre de Mach, la vitesse  $U_\infty$  :  $U_\infty = M \cdot c = 51$  m/s.

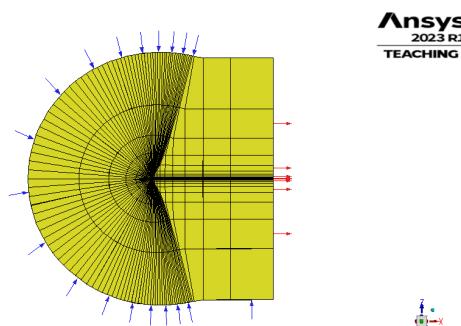


FIGURE 9 – Maillage avec conditions au limites

La densité est déduite à partir du nombre de Reynolds :

$$\rho = \frac{\mu \cdot Re}{U_\infty \cdot L} = 2,10517 \text{ kg/m}^3$$

Les conditions au limites sont donc :

- **Inlet** : Entrée de vitesse avec la vitesse  $U_\infty$ .
- **Outlet** : Sortie de pression avec  $P = 0 \text{ Pa}$ .
- **Wall** : Condition d'adhérence pour le profil NACA 0012.
- **Plans latéraux** : Conditions de symétrie.

### 3.4 Choix des modèles de turbulence

Deux modèles de turbulence ont été retenus pour cette étude, chacun ayant des caractéristiques et des avantages spécifiques pour l'analyse de l'écoulement autour du profil NACA 0012 :

- **Modèle Spalart-Allmaras (SA)** : Le modèle de turbulence Spalart-Allmaras est un modèle à une équation, développé spécifiquement pour les écoulements externes et les profils aérodynamiques. Il est souvent utilisé dans des cas où les couches limites sont bien définies et l'écoulement est soumis à peu de séparation. Ce modèle résout une seule équation de transport pour une quantité liée à la viscosité turbulente, simplifiant ainsi les calculs.
- **Modèle  $k - \omega$  SST (Shear Stress Transport)** : Le modèle  $k - \omega$  SST est un modèle de turbulence à deux équations qui combine les avantages des modèles  $k - \epsilon$  et  $k - \omega$  en utilisant un mélange de ces approches selon la région de l'écoulement. Il est conçu pour capturer les gradients de contrainte de cisaillement (shear stress) avec une précision accrue, en particulier près des parois, où il adapte sa formulation pour mieux gérer les effets de viscosité.

### 3.5 Contours

Nous commençons l'étude en utilisant le maillage grossier avec le modèle de turbulence Spalart-Allmaras. Le calcul est lancé jusqu'à convergence pour un résidu de  $10^{-6}$ . Les contours de pression statique, de nombre de Mach, et de viscosité turbulente (eddy viscosity) sont affichés ci-dessous.

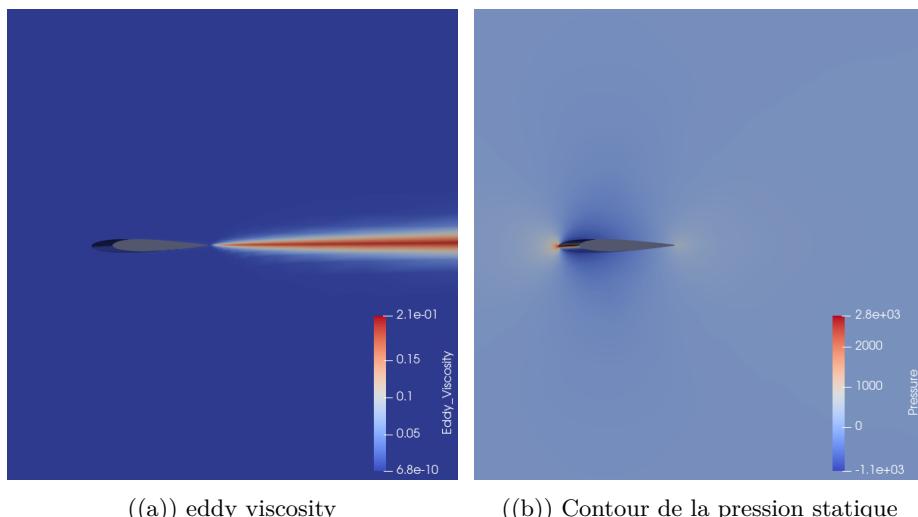


FIGURE 10 – Contours pour le maillage grossier avec le modèle de turbulence Spalart-Allmaras

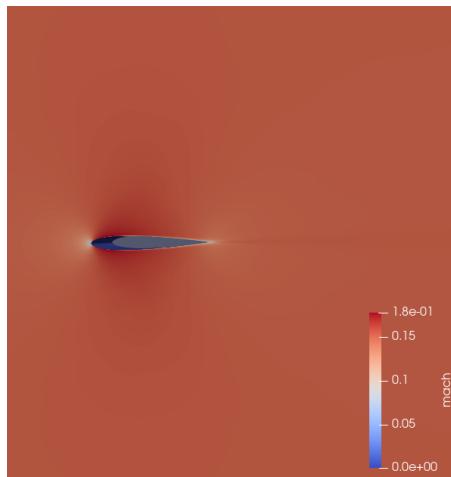
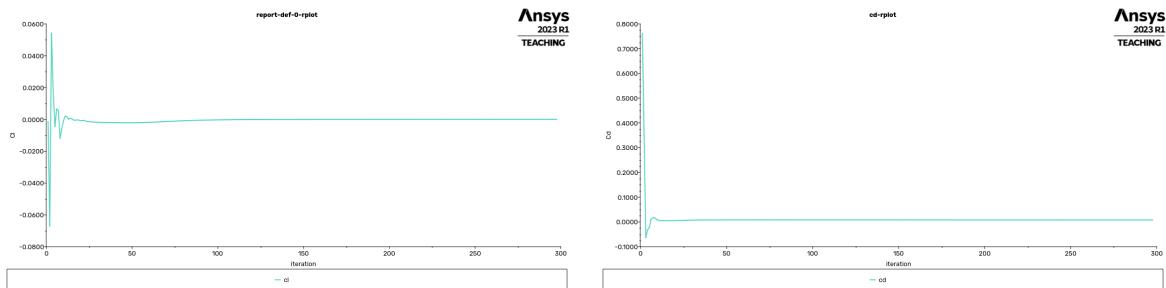


FIGURE 11 – Contour du nombre de Mach

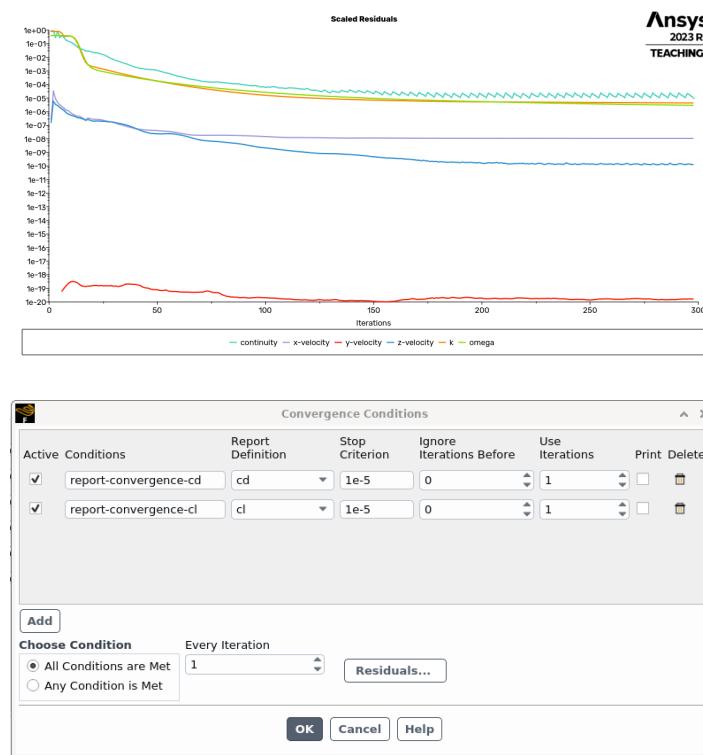
On trace la variation du coefficient de lift et de drag pour différents maillages. Pour cela, on change les composantes des vitesses en multipliant par  $\cos(\theta)$  dans la direction  $x$  et par  $\sin(\theta)$  dans la direction  $y$ . Pour l'affichage des coefficients de lift, on peut utiliser deux méthodes : soit dans le calcul sur Fluent en changeant les composantes  $x$  et  $y$  de chaque coefficient en les remplaçant par  $\cos(\theta)$  et  $\sin(\theta)$  respectivement pour  $C_D$ , et par  $-\sin(\theta)$  et  $\cos(\theta)$  pour  $C_L$ , soit en calculant chaque coefficient sans faire de projection au début, puis en effectuant la projection en multipliant par la matrice de changement d'espace

$$\begin{pmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) \end{pmatrix}.$$

En effet, le signe de  $\theta$  est négatif car on est dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Nous avons utilisé la deuxième approche car elle permet d'automatiser les calculs en utilisant des paramètres d'entrée correspondant à l'angle d'attaque, ce qui permet de lancer la simulation une seule fois.

FIGURE 12 – Variation de  $C_l$  et  $C_d$  pour l'angle 0 avec un maillage grossier

Pour le calcul des coefficients  $C_l$  et  $C_d$ , on fixe une condition de convergence lorsque l'erreur entre les deux coefficients entre deux itérations successives devient inférieure à  $1 \times 10^{-5}$ .

FIGURE 13 – Variation de  $C_L$  et  $C_D$  pour l'angle 0 avec un maillage grossier

### 3.6 Étude de convergence en maillage

Nous avons automatisé le calcul à l'aide de la paramétrisation des entrées des composantes de vitesses  $v_x$  et  $v_z$ , avec comme paramètres de sortie les coefficients de portance ( $C_L$ ) et de traînée ( $C_D$ ). Un code Julia est utilisé pour calculer les projections des coefficients sur la bonne base et pour tracer ces coefficients pour différentes valeurs d'angles d'attaque, allant de  $0^\circ$  à  $40^\circ$ , pour différents maillages et pour les deux modèles  $k - \omega$  SST et Spalart-Allmaras.

Cette automatisation doit être répétée pour chaque maillage. En effet, bien que nous puissions utiliser la même procédure pour différents modèles, le fait d'importer différentes cases pour les maillages distincts entraîne la perte de la paramétrisation. Il est donc nécessaire de redéfinir entièrement les paramètres (densité, vitesse, conditions aux limites), ce qui implique une paramétrisation distincte pour chaque maillage. En tout, cela donne trois paramétrisations distinctes. Pour chaque paramétrisation, nous lançons deux simulations (une pour chaque modèle), ce qui fait un total de six simulations.

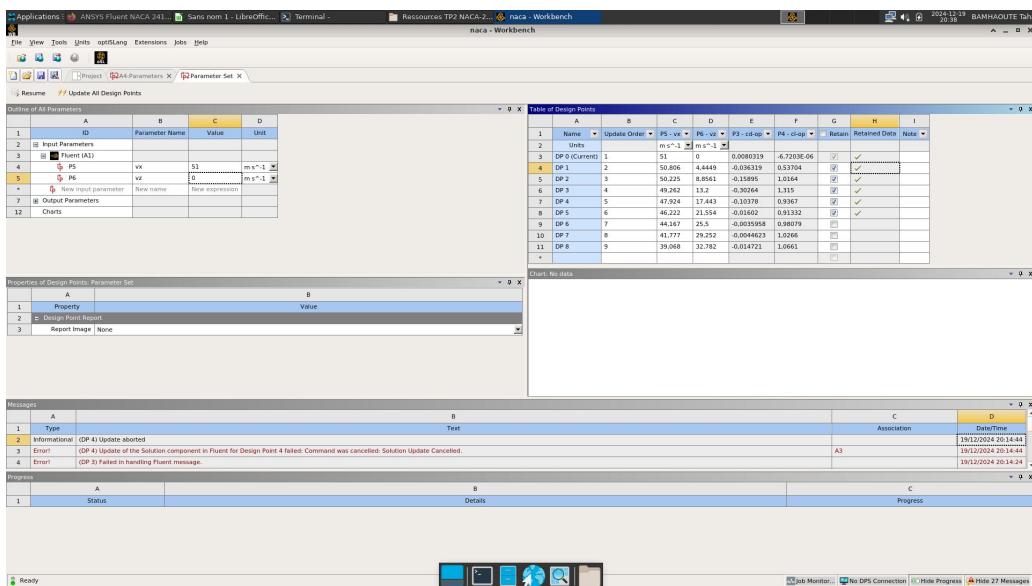


FIGURE 14 – Automatisation des calculs

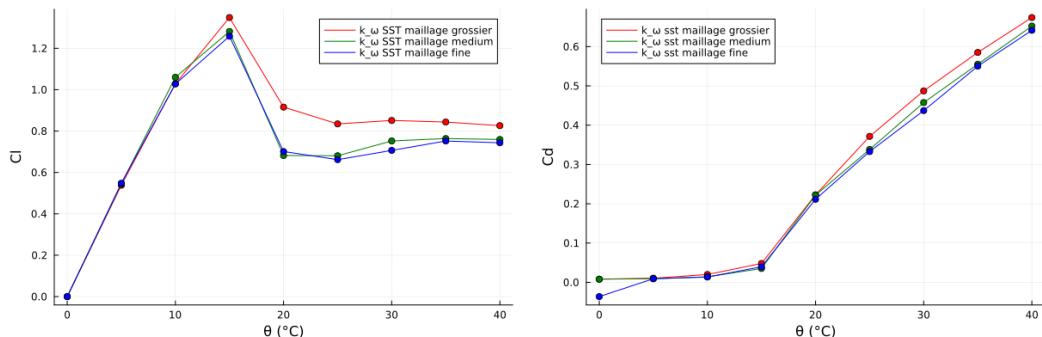
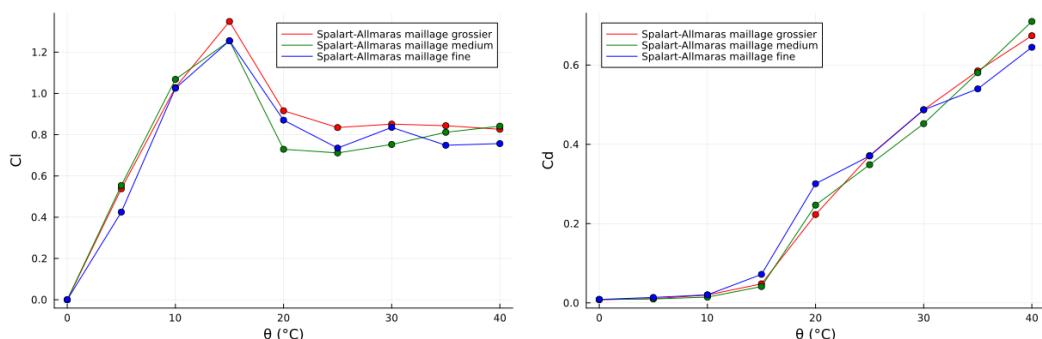
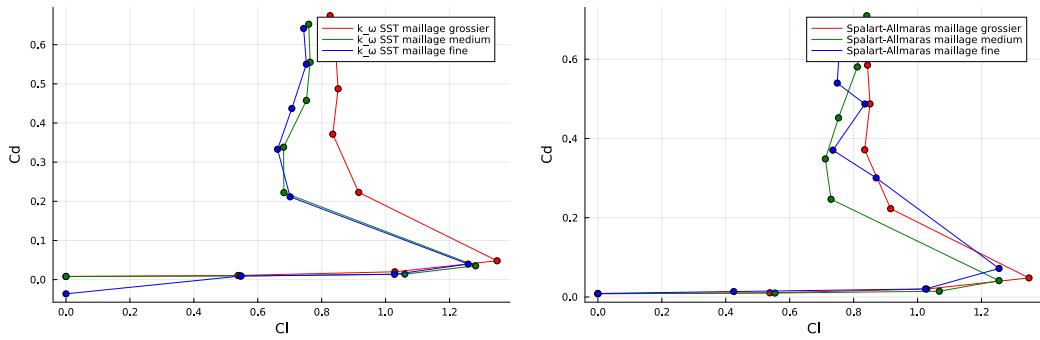
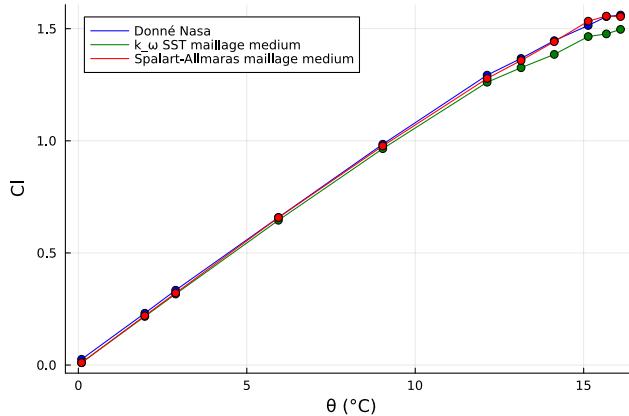
FIGURE 15 – Variation de Cl et Cd pour différentes angles d’attack pour le modèle k- $\omega$  SST

FIGURE 16 – Variation de Cl et Cd pour différentes angles d’attack pour le modèle Spallart-Almaras

FIGURE 17 – Variation de  $C_d$  en fonction de  $C_l$  pour différentes angles d'attack pour les deux modèles

Pour comparer nos données avec celles de la NASA, nous avons choisi de travailler avec le maillage moyen, afin de réduire le temps de calcul, tout en obtenant des résultats proches de ceux obtenus avec le maillage fin. Les données de la NASA ont été extraites pour d'autres angles différents depuis le site officiel de la NASA. En ce qui concerne les données d'Abbott et von Doenhoff, nous trouvons uniquement les valeurs de  $C_L$  et  $C_D$ , mais les angles correspondants ne sont pas fournis. Ainsi, nous pouvons uniquement tracer la variation de  $C_L$  en fonction de  $C_D$ . En revanche, les données de  $C_L$  pour différents angles sont disponibles chez Gregory. Nous avons donc lancé la simulation avec les deux modèles Spalart-Allmaras et  $k - \omega$  SST pour le maillage moyen, afin de les comparer avec les données de Gregory pour les mêmes angles.

FIGURE 18 – Variation de  $C_L$  en fonction d'angle d'attack pour les deux modèles

```

println("Erreur k_w SST :$(sum(abs.(cl_nasa.-cl_sst_medium))/length(cl_nasa))")
println("Erreur Spalart-Allmaras :$(sum(abs.(cl_nasa.-cl_spallart_medium))/length(cl_nasa))")
Erreurs k_w SST :0.036697687904248634
Erreurs Spalart-Allmaras :0.009472689086165808

```

FIGURE 19 – Erreur global

Nous observons que les coefficients de portance obtenus avec les deux modèles sont proches des données de la NASA. La figure 18 présente l'erreur relative entre les coefficients de portance issus des deux simulations et les données de la NASA, en utilisant la norme  $L_1$ . Il en ressort que le modèle Spalart-Allmaras donne des résultats particulièrement proches des données expérimentales, avec une erreur de seulement 0.0094. Cela est d'autant plus remarquable que ce modèle résout uniquement une équation de transport, contrairement au modèle  $k - \omega$  SST qui en résout deux. Ce résultat suggère que le modèle Spalart-Allmaras est particulièrement efficace pour la simulation des phénomènes aérodynamiques, en offrant une précision comparable, tout en étant moins complexe. Ce modèle pourrait donc constituer une excellente option pour des applications nécessitant une simulation aérodynamique rapide et précise.

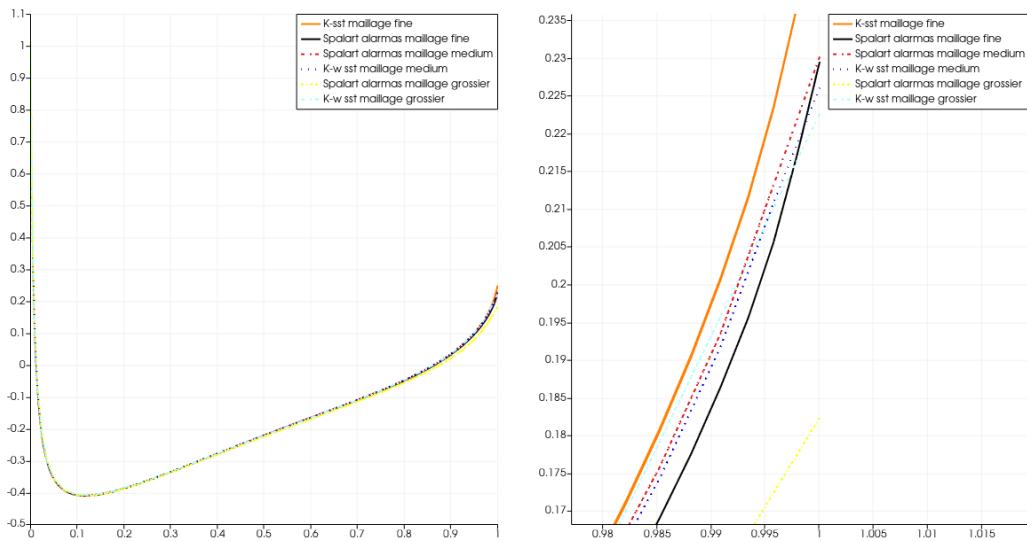


FIGURE 20 – Variation de  $C_p$  pour l’angle d’attack  $0^\circ$  en fonction de différentes maillages et différentes modèles

On remarque que le coefficient de pression ( $C_p$ ) suit le même profil pour différents maillages. Les deux modèles  $k - \omega$  SST et Spalart-Allmaras donnent des résultats proches pour ce cas de profil NACA. On observe également que plus le maillage est raffiné, plus les résultats se rapprochent des données expérimentales. Nous avons donc choisi d’utiliser le deuxième maillage (medium), car il fournit des résultats proches de ceux obtenus avec le maillage raffiné. Le modèle Spalart-Allmaras est plus couramment utilisé dans le domaine de l’aérodynamique, et souvent dans notre cas, car il résout une seule équation contre deux pour le modèle  $k - \omega$  SST, ce qui permet de réduire le temps de calcul.

### 3.7 Conclusion

Cette étude a permis de valider les résultats obtenus pour le profil NACA 0012 en utilisant deux modèles de turbulence,  $k - \omega$  SST et Spalart-Allmaras. Les deux modèles ont donné des résultats proches, mais le modèle Spalart-Allmaras, qui résout une seule équation, s’est révélé plus efficace en termes de réduction du temps de calcul, tout en fournissant des prédictions relativement précises. Par ailleurs, il a été observé que plus le maillage est raffiné, plus les résultats se rapprochent des données expérimentales. Le choix du maillage medium a été justifié, car il a permis d’obtenir des résultats proches de ceux du maillage raffiné tout en optimisant le temps de calcul.

## 4 TP3 : Étude de l'Écoulement sur une Marche Descendante

### 4.1 Introduction

Ce Tp analyse l'écoulement turbulent autour d'une marche descendante (Backward Facing Step) pour un nombre de Reynolds basé sur la hauteur  $Re_H = 36\,000$ . L'objectif principal est de valider les résultats des simulations numériques en comparant les modèles de turbulence Spalart-Allmaras (SA) et  $k - \omega SST$ , en mettant en évidence les différences de précision et d'efficacité computationnelle pour différentes résolutions de maillage.

### 4.2 Description du cas test et mise en données

#### 4.2.1 Configuration

Le cas test est basé sur un écoulement incompressible avec un nombre de Mach de référence  $M_{ref} = 0.128$ , ce qui justifie l'approximation incompressible. La configuration est donnée par la figure 21, avec une géométrie 3D réduite à un élément dans la direction transverse (Y).

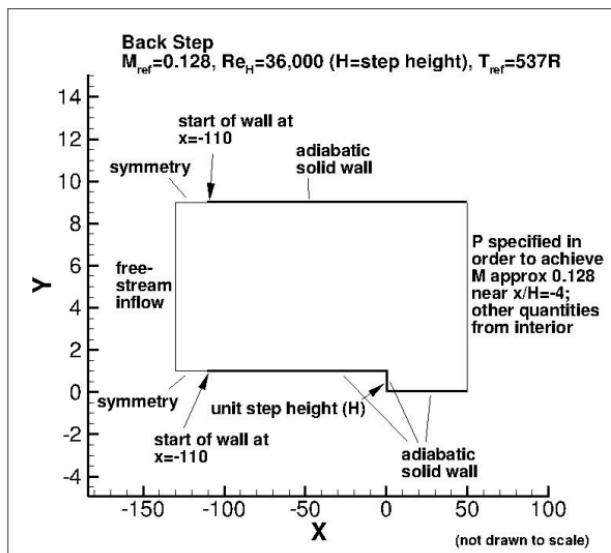


FIGURE 21 – Configuration du cas test et maillage.

#### 4.2.2 Conditions aux limites

Les conditions aux limites appliquées sont les suivantes :

- **Entrée** : Velocity inlet, imposant une vitesse uniforme calculée pour  $M_{ref}$ , soit  $U_\infty = 43.52 \text{ m/s}$ .
- **Sortie** : Pressure outlet, fixant une pression de référence pour un débit massique constant.
- **Parois (canal et marche)** : Condition d'adhérence (no-slip).
- **Plans latéraux et arrière** : Conditions de symétrie.

#### 4.2.3 Modèles de turbulence

Les modèles de turbulence utilisés dans cette étude sont :

- **Spalart-Allmaras (SA)** : modèle à une équation, adapté aux écoulements externes avec peu de séparation.
- **$k - \omega SST$**  : modèle à deux équations, conçu pour capturer les contraintes de cisaillement près des parois.

### 4.3 Étude des maillages et convergence

Trois niveaux de maillage ont été utilisés :

- **Maillage grossier** :  $50 \times 50$ ,
- **Maillage moyen** :  $100 \times 100$ ,
- **Maillage fin** :  $200 \times 200$ .

## 4.4 Résultats

### 4.4.1 Contours

Les contours de vitesse moyenne et de viscosité turbulente obtenus pour le maillage moyen et le modèle  $k - \omega$  SST sont illustrés ci-dessous.



FIGURE 22 – Contour de la vitesse moyenne.



FIGURE 23 – Contour de la viscosité turbulente.

### 4.4.2 Convergence du coefficient $C_p$

La figure 24 présente l'évolution des coefficients de pression  $C_p$  pour les deux modèles de turbulence,  $k - \omega$  SST et Spalart-Allmaras, en fonction de différents maillages. Le coefficient de pression,  $C_p$ , est un indicateur clé de la distribution de la pression autour de la surface de l'objet étudié. Il permet de caractériser la performance aérodynamique de l'objet en montrant la variation de la pression en fonction de la position sur la surface.

Les résultats montrent que, quelle que soit la configuration du maillage, les deux modèles convergent vers des valeurs relativement similaires de  $C_p$ . Toutefois, on peut noter des différences plus marquées pour certains maillages fins, particulièrement pour les modèles qui résolvent plus de détails dans la turbulence, comme le modèle  $k - \omega$  SST. La convergence des résultats sur les maillages moyens et fins suggère que ces derniers fournissent des prédictions fiables des coefficients de pression, bien que des ajustements de maillage puissent être nécessaires pour les cas plus complexes.

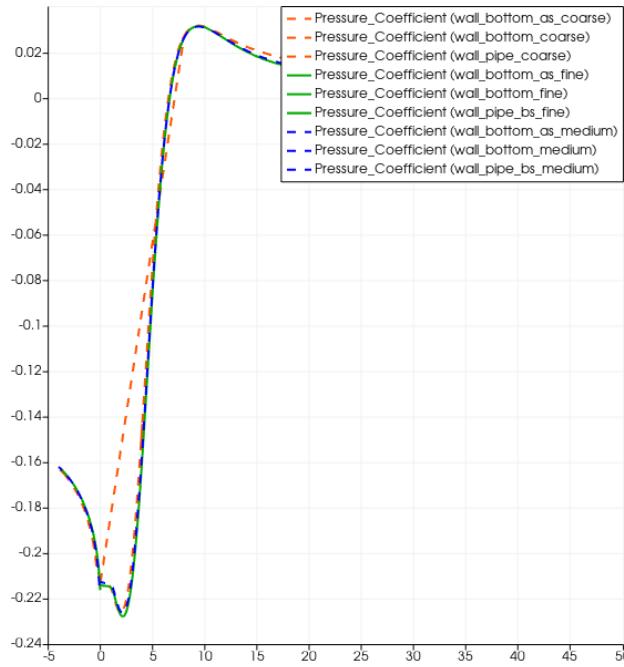


FIGURE 24 – Comparaison des coefficients  $C_p$  pour différents maillages ( $k - \omega$  SST).

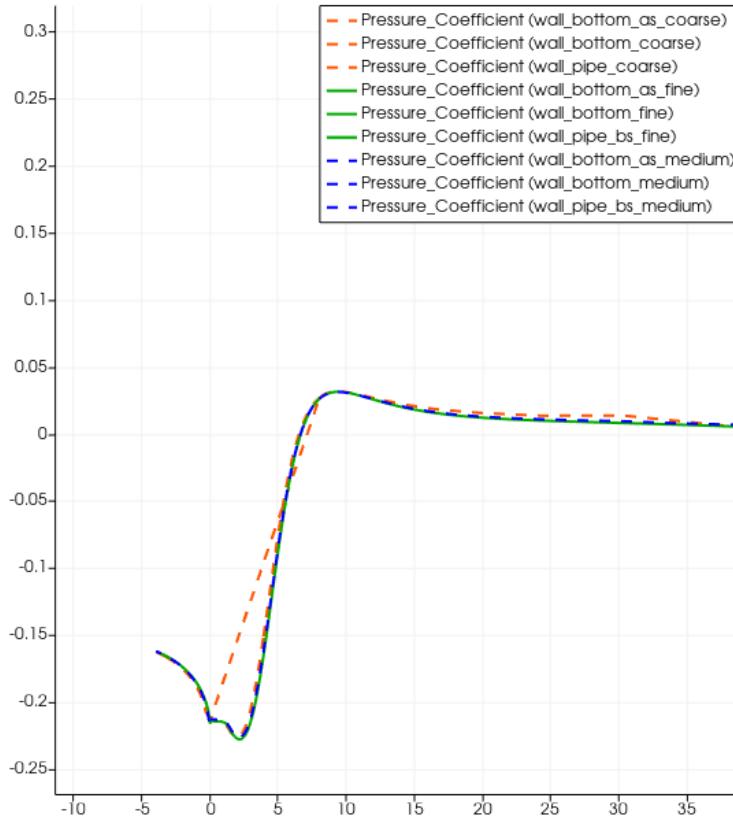


FIGURE 25 – Comparaison des coefficients  $C_p$  pour différents maillages (Spalart-Allmaras).

#### 4.4.3 Variation de la vitesse adimensionnelle $U/U_{\text{ref}}$

La figure suivante présente la variation de la vitesse normalisée  $U/U_{\text{ref}}$ , où  $U_{\text{ref}}$  est la vitesse de référence. Cette analyse est effectuée en un point spécifique,  $X/H = -4$ , afin d'observer le comportement de la vitesse près de la surface. Comme on peut le voir dans les figures 26 et 27, la vitesse dépasse légèrement 1, ce qui est une indication directe de l'effet de la turbulence dans la zone étudiée.

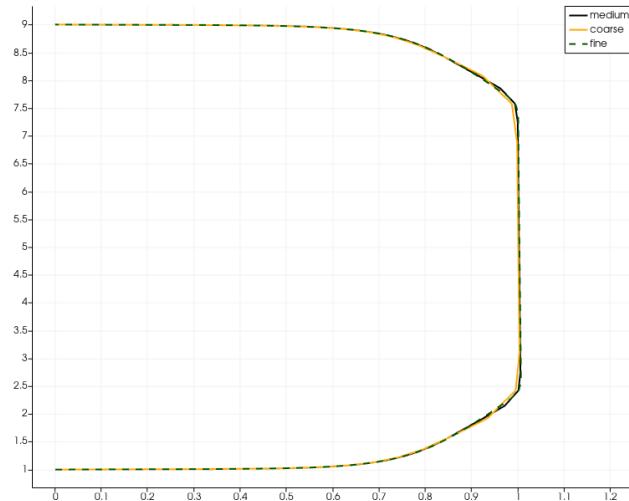


FIGURE 26 – Variation de  $U/U_{\text{ref}}$  pour différents maillages ( $k - \omega$  SST).

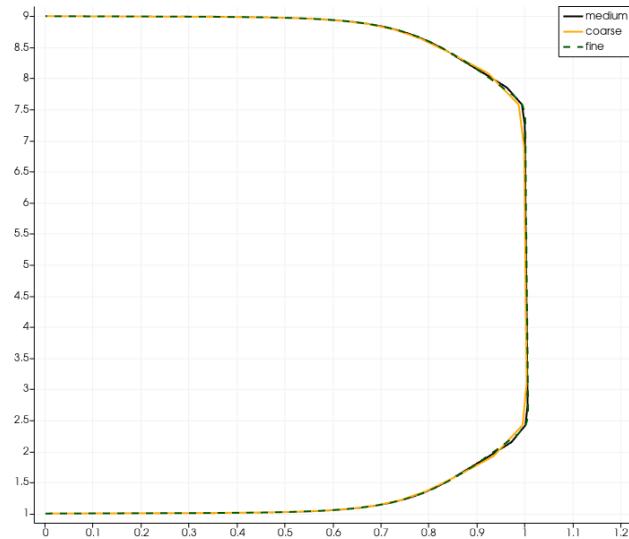


FIGURE 27 – Variation de  $U/U_{\text{ref}}$  pour différents maillages (Spalart-Allmaras).

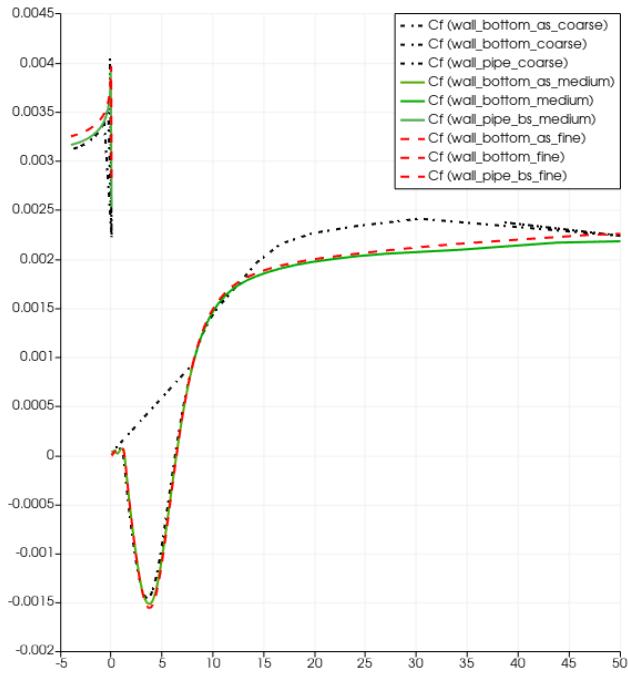
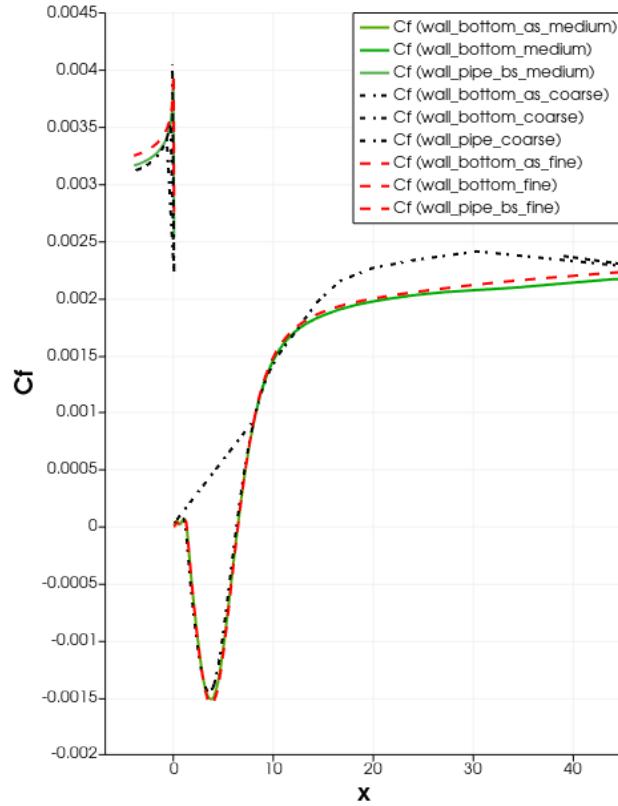
L'utilisation de la vitesse maximale  $U_{\max} \approx 46.02 \text{ m/s}$  comme référence pour la normalisation permet une meilleure comparaison entre les différents maillages et modèles. On remarque que la variation de la vitesse normalisée est relativement faible entre les différents maillages. Cela suggère que la résolution du maillage n'affecte pas de manière significative la vitesse dans cette zone, ce qui est positif en termes de stabilité des résultats.

#### 4.4.4 Variation du coefficient de frottement $C_f$

La variation du coefficient de frottement  $C_f$  pour les deux modèles de turbulence et les différents maillages est illustrée dans les figures ci-dessous. Le coefficient de frottement est un paramètre important pour la caractérisation des forces de friction à la surface de l'objet. Il est calculé en utilisant la formule suivante :

$$C_f = \frac{\mu \frac{\partial U_x}{\partial z}}{\frac{1}{2} \rho_\infty U^2}$$

où  $\mu$  est la viscosité dynamique,  $\frac{\partial U_x}{\partial z}$  est la dérivée de la composante de vitesse  $U_x$  par rapport à la direction normale à la surface,  $\rho_\infty$  est la densité de l'air à l'infini et  $U_\infty$  est la vitesse d'écoulement loin de la surface.

FIGURE 28 – Variation de  $C_f$  ( $k - \omega$  SST).FIGURE 29 – Variation de  $C_f$  (Spalart-Allmaras).

Les résultats montrent que la variation de  $C_f$  est plus sensible aux choix du maillage et du modèle de turbulence que les autres coefficients, comme  $C_p$ . En particulier, le modèle  $k - \omega$  SST montre une variation plus marquée de  $C_f$  en fonction des changements de maillage, ce qui peut être dû à la manière dont ce modèle résout les gradients de vitesse proches de la paroi.

## 4.5 Conclusion

Cette étude met en évidence l'importance du choix du modèle de turbulence et de la résolution du maillage pour obtenir des simulations précises et fiables. Le modèle  $k - \omega$  SST, bien que plus complexe, offre des résultats plus précis pour les coefficients de pression  $C_p$  et de frottement  $C_f$ , notamment dans les zones proches de la paroi où la turbulence a un impact significatif. En revanche, le modèle Spalart-Allmaras, qui est plus simple, demeure un choix compétitif pour les simulations rapides, en particulier pour des maillages moyens. Il est cependant crucial de noter que les résultats pour  $C_f$  et  $C_p$  sont sensibles à la dérivée de la vitesse, ce qui peut entraîner des variations importantes dans les résultats en fonction du maillage et du modèle de turbulence choisis. Il serait intéressant de poursuivre cette étude en examinant d'autres configurations de maillage et en validant ces résultats avec des données expérimentales pour confirmer les performances de ces modèles dans des conditions réelles.

## 5 Résumé

Une série d'études numériques a permis d'explorer divers aspects de la modélisation des écoulements turbulents à travers trois configurations représentatives : une plaque plane, un profil NACA 0012, et un marche descendante. Ces études ont permis de souligner les difficultés liées à la simulation des écoulements turbulents, marquées essentiellement par le choix du modèle de turbulence et de la résolution de maillage pour obtenir des résultats fiables.

Les résultats obtenus montrent que :

1. **Le choix du modèle de turbulence est déterminant :** Les modèles  $k-\omega$  SST et Spalart-Allmaras présentent des performances complémentaires, le premier offrant une meilleure précision dans des zones où les gradients de cisaillement sont prononcés, tandis que le second est plus efficace en termes de coût computationnel pour des simulations rapides.
2. **L'influence du maillage est cruciale :** Plus le maillage est raffiné, plus les résultats se rapprochent des données expérimentales ou de référence. Cependant, un compromis entre précision et temps de calcul est souvent nécessaire, comme illustré par l'utilisation efficace du maillage moyen dans plusieurs études.
3. **La validation numérique est essentielle :** Les comparaisons avec des données de référence confirment la robustesse des méthodologies employées, tout en soulignant l'intérêt de poursuivre avec des validations expérimentales pour des cas complexes.

En conclusion, ces travaux permettent de montrer, au-delà de l'approfondissement de la compréhension et de l'analyse des écoulements turbulents, l'importance des outils numériques tout en pointant les limites et les pistes d'amélioration, au rang desquelles figurent l'optimisation des maillages et les modèles de turbulence.