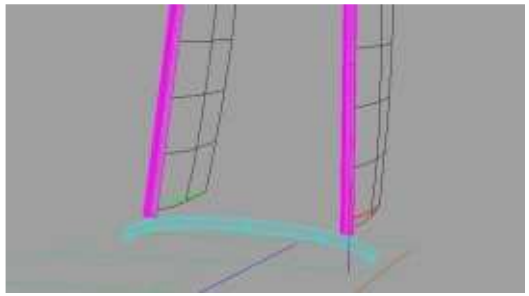
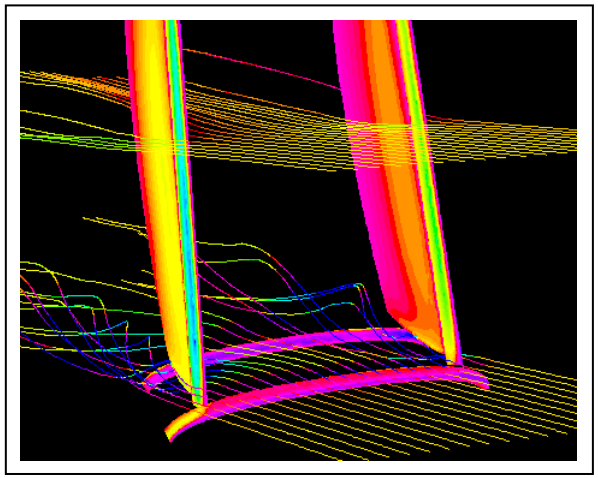




Enjeux & Maîtrise de la Simulation Numérique en Mécanique des Fluides

Cours 4 : autres concepts utiles en CFD

V.G. Chapin

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace

Modélisation des échelles turbulentes

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :

  - RANS
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes
    - Simulé : le champ moyen stationnaire

  - URANS
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes sauf les grosses structures très énergétiques
    - Simulé : tout le reste (champ moyen + grosses structures énergétiques)

  - DES (approche zonale RANS/LES)
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes dans les couches limites
    - Simulé : tout le reste (toutes les échelles turbulentes extérieures aux CL)

  - LES
    - Modélisé : uniquement les petites échelles turbulentes
    - Simulé : tout le reste (moyennes et grosses structures turbulentes)

  - DNS
    - Tout est simulé, rien n'est modélisé

steady

unsteady

Modélisation RANS

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :
  - RANS
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes
    - Simulé : le champ moyen stationnaire
  - Choix numériques (FLUENT):
    - Modèle de turbulence : SA, k-ε, k-ω, …
    - Schéma spatial : O1 ou O2
    - Schéma temporel : steady
    - Modèle numérique : 2D ou 3D

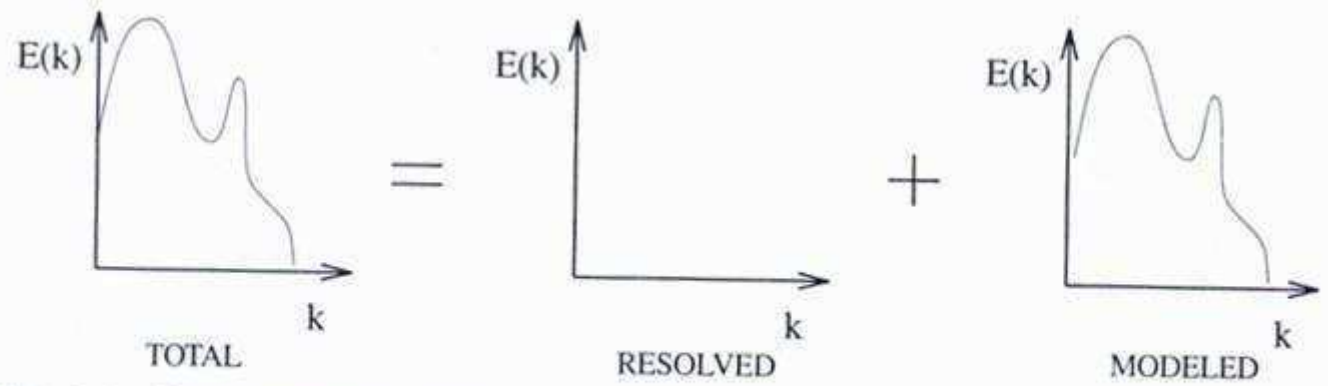


Fig. 1.1. Decomposition of the energy spectrum of the solution associated with the Reynolds Averaged Numerical Simulation (symbolic representation).

Modélisation URANS

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :
  - URANS
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes sauf les grosses structures très énergétiques
    - Simulé : tout le reste (champ moyen + grosses structures énergétiques)
  - Choix numériques (FLUENT):
    - Modèle de turbulence : SA
    - Schéma spatial : O1 ou O2
    - Schéma temporel : unsteady
    - Modèle numérique : 2D ou 3D

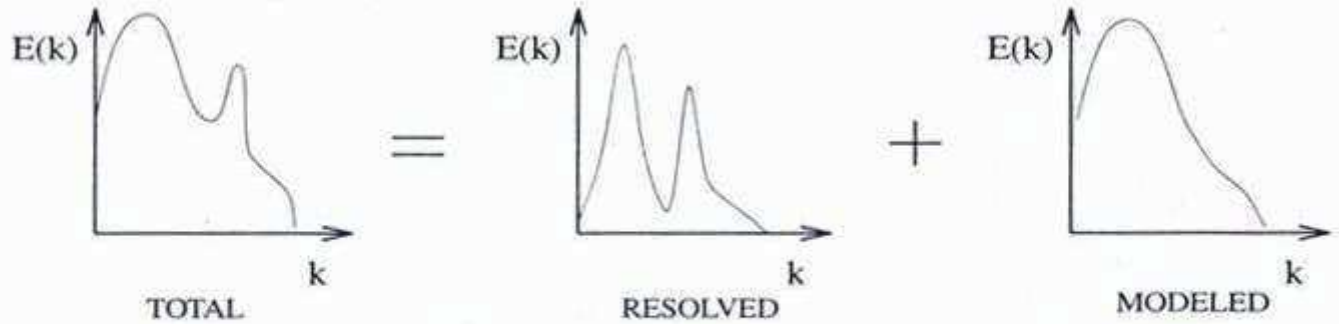


Fig. 1.2. Decomposition of the energy spectrum of the solution associated with the Unsteady Reynolds Averaged Numerical Simulation approach, when a predominant frequency exists (symbolic representation).

Modélisation DES

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :
  - DES (approche zonale RANS/LES)
    - Modélisé : toutes les échelles turbulentes dans les couches limites
    - Simulé : tout le reste (toutes les échelles turbulentes extérieures aux CL)
  - Choix numériques (FLUENT):
    - Modèle de turbulence : DES-SA
    - Schéma spatial : O2 centered
    - Schéma temporel : unsteady
    - Modèle numérique : 3D

Modélisation LES

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :
  - LES
    - Modélisé : uniquement les petites échelles turbulentes
    - Simulé : tout le reste (moyennes et grosses structures turbulentes)
  - Choix numériques (FLUENT):
    - Modèle de turbulence : LES
    - Schéma spatial : O2 centered
    - Schéma temporel : unsteady
    - Modèle numérique : 3D

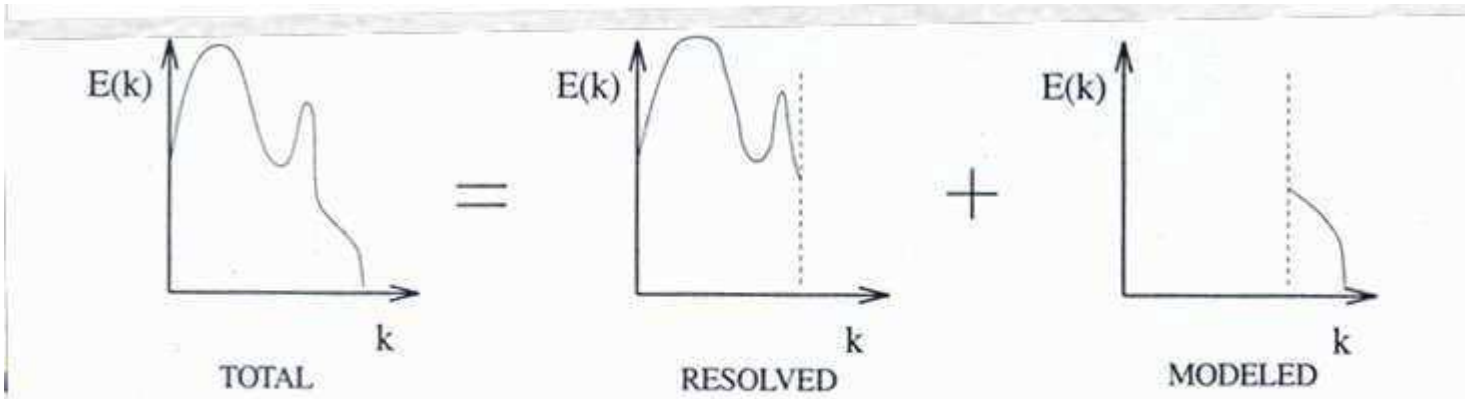


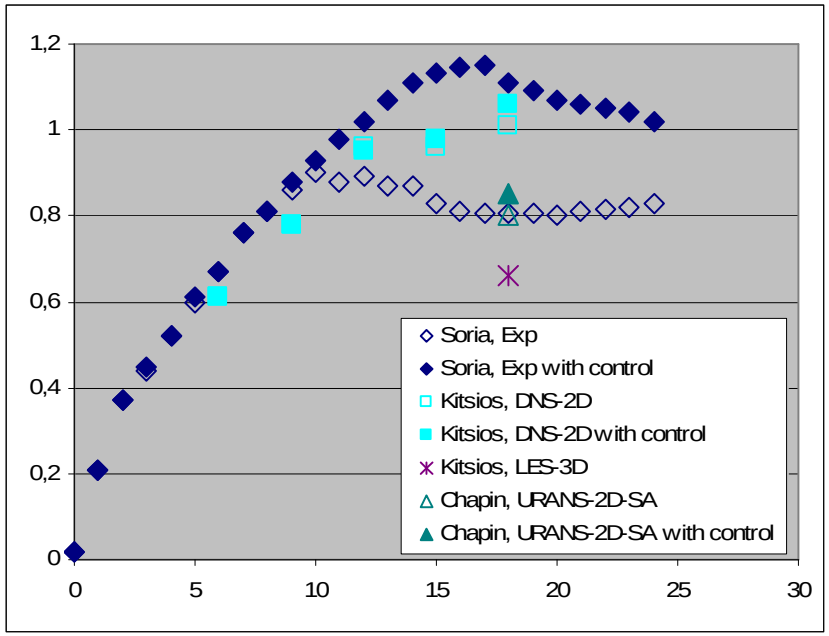
Fig. 1.3. Decomposition of the energy spectrum in the solution associated with large-eddy simulation (symbolic representation).

Modélisation DNS

- Les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :
  - DNS
    - Modélisé : rien
    - Simulé : tout
  - Choix numériques (FLUENT):
    - Modèle de turbulence : « laminar » équivalent à « pas de modèle de turbulence»
    - Schéma spatial : O2
    - Schéma temporel : unsteady
    - Modèle numérique : 2D ou 3D
    - Maillage : fin, capable de capturer toutes les structures turbulentes, limite en Reynolds

Modélisations des échelles turbulentes

- Comparer les différents niveaux de modélisation des échelles turbulentes :



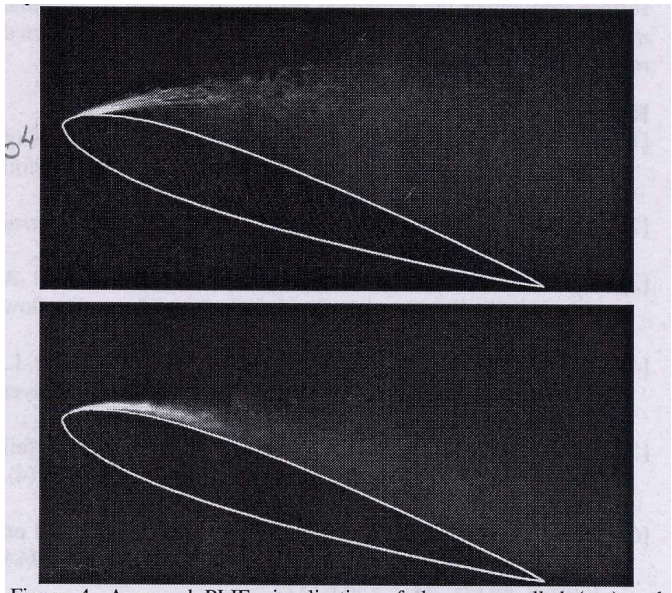
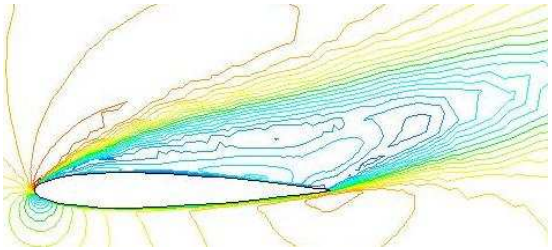
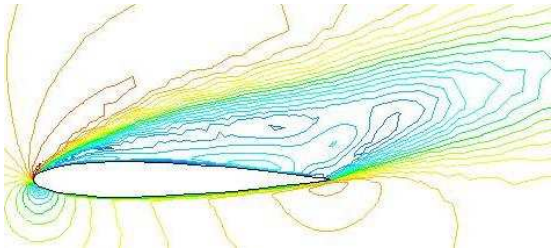


Figure 4. Averaged PLIF visualisation of the uncontrolled (top) and controlled (bottom) airfoils at $\alpha = 18°$.

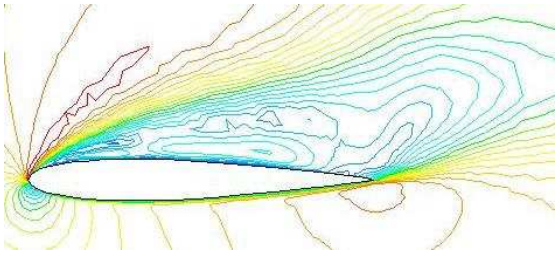
Exp. Soria 2004,
i=16°
Re = 3 10^4



RANS M2, i=16°, C_l=0.64 +/- 0.01



URANS M2, i=16°, C_l=0.64 +/- 0.00, Δt=2 10^{-3}
URANS M2, i=16°, C_l=0.77 +/- 0.10, Δt=5 10^{-3}



DNS M2, i=16°, C_l=0.89 +/- 0.21

Conditions initiales (ci)

- Choix des conditions initiales

$$\frac{\partial u}{\partial t} = R(u) \Longrightarrow {}^{m+1}u = {}^{m}u + \Delta t \sum_{i=0}^{p} \alpha_j \, {}^{m-j}R(u)$$

  - Transitoire initial => code plante ? (pb de robustesse)
    - Solution initiale la plus proche possible de la solution finale !
      - Champ proposée par le code (champ uniforme)
      - Champ maillage grossier interpolé sur maillage plus fin
      - Champ fluide parfait, …
    - Diminuer les coefficients de sous relaxation
      - Principe : $U_{n+1} = \alpha U_{n+1} + (1-\alpha) U_n$ avec $0 < \alpha < 1$
      - Effet : schéma plus stable mais convergence plus lente
    - Diminuer l'ordre des schémas de discrétisation

      dissipation = robustesse
    - Augmenter le pas de temps en instationnaire

      dissipation = robustesse
    - Eloigner les frontières du domaine de calcul des gradients physiques

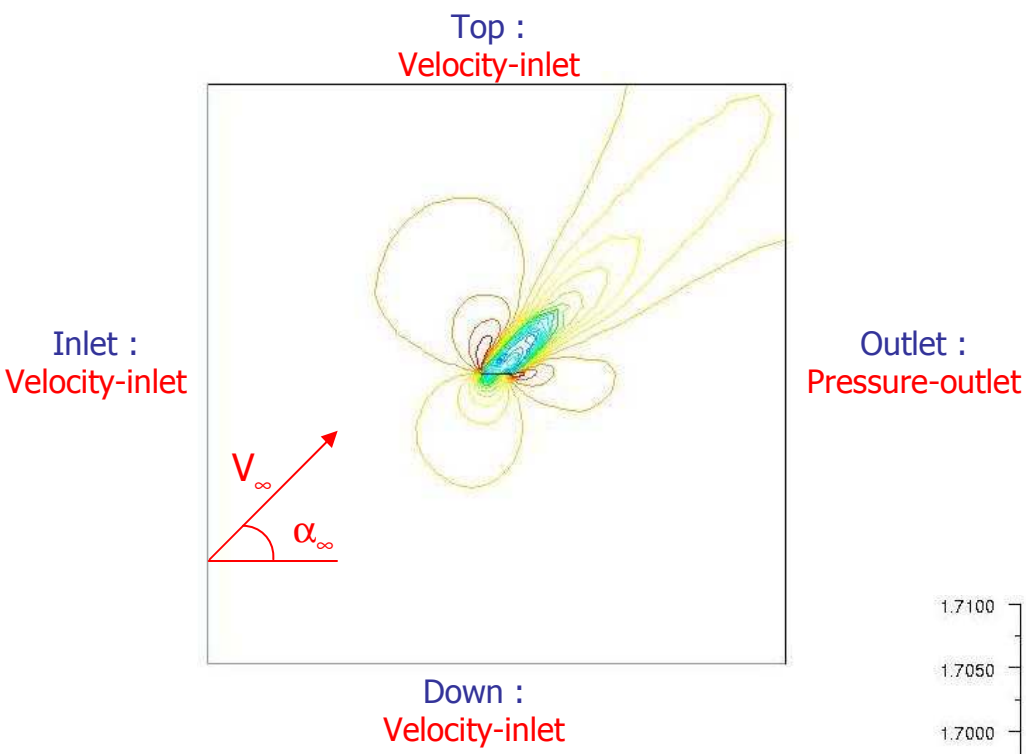
Conditions initiales (ci)

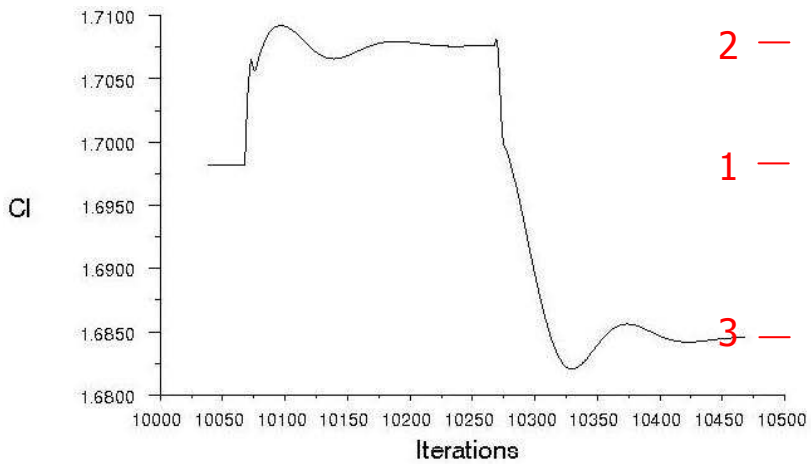
- Choix des conditions initiales
  - Dépendance de la solution numérique aux ci ?
    - Stationnaire : attention aux valeurs par défaut des grandeurs turbulentes sur les frontières du domaine de calcul !!!
    - Instationnaire : oui
  - Temps de convergence vers une solution numérique
    - Plus le champ initial est éloigné de la solution numérique recherchée plus le transitoire sera violent et plus le temps de convergence sera long.
      - Conditions réfléchissantes (p=cte, …)
      - Conditions de non-réflexion (rarement disponible dans les codes commerciaux)
    - Utiliser des méthodes multi-grilles
      - Augmente la vitesse de propagation des informations => diminue le temps de convergence

Conditions aux limites

- Pourquoi faire ?

- Spécifier le problème / ext.
- Discrétiser les points de bords
- Accélérer la convergence
- …





- cal : inlet, top, down, outlet
- 1 : vi, vi, vi, po : solution 1
- 2 : vi, vi, vi, outflow : solution 2
- 3 : vi, outflow, vi, outflow : solution 3
- 4 : vi, outflow, outflow, outflow : le code plante !

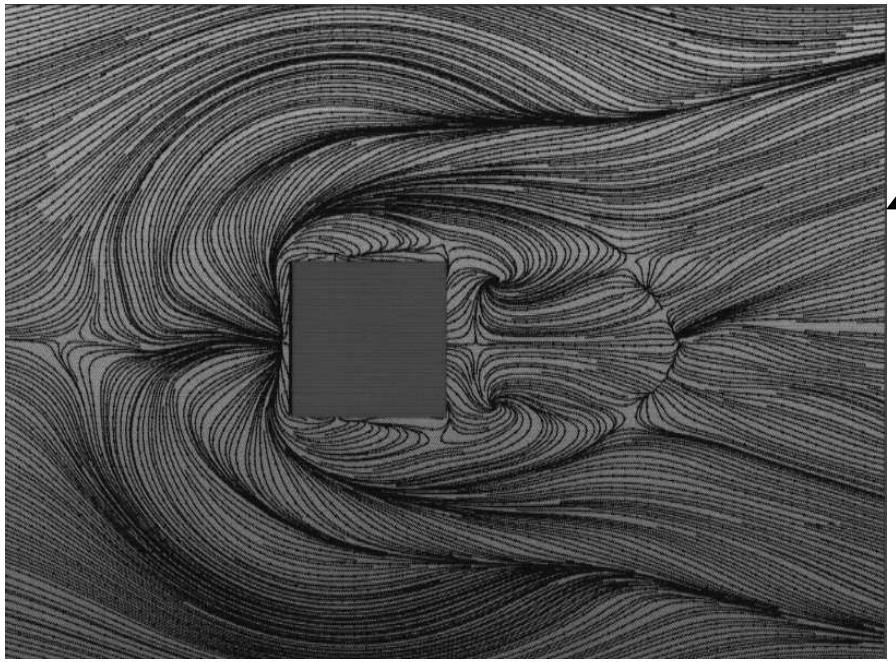
Conditions aux limites (cal)

- Le choix du modèle (équations de NS)

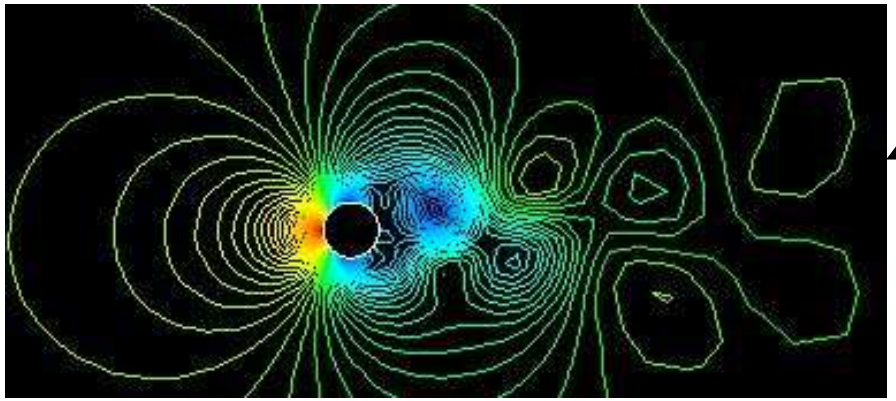
et

- Le choix des cal
  - U(x,y)
  - U(x,y,t)

déterminent entièrement la solution du problème



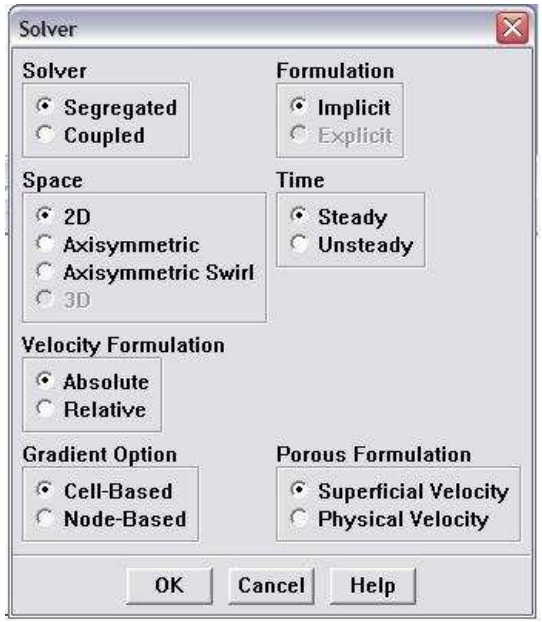
U(x,y)

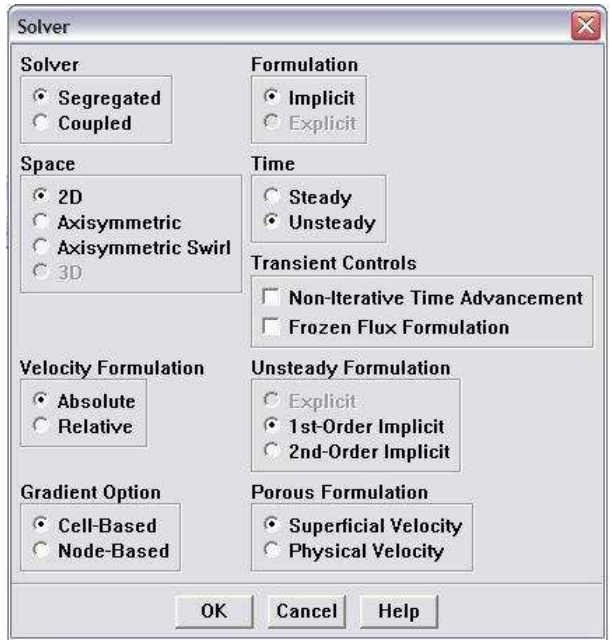


U(x,y,t)

Conditions aux limites (cal)

- Codes commerciaux
  - Solveur de type stationnaire
  - **Solveur de type instationnaire (résolution time-marching)**



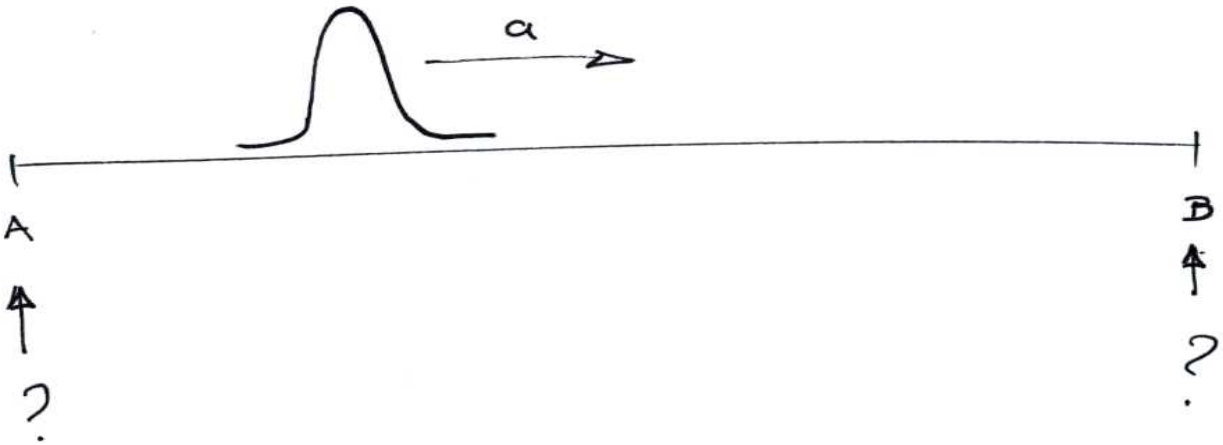


Conditions aux limites (cal)

- Problème à résoudre :

$$^{n+1}u_i = {}^{n}u_i + a\frac{\Delta t}{\Delta x}\left({}^{n}u_{i+1} - {}^{n}u_i\right)$$

<u>CAL</u> :



<u>ci</u> : à $t=0$ $\quad {}^{n}u_i = ?$

Conditions aux limites (cal)

- Problème à résoudre :
  - Combien de cal physique doit-on imposer sur chaque frontière du domaine de calcul ? Autant que d'inconnues ou pas ?
  - Comment évaluer les autres inconnues sur les frontières ?
  - Comment discrétiser ces cal pour être **compatible** avec la discrétisation de l'intérieur du domaine de calcul et préserver la **précision** et la **stabilité** du schéma intérieur ?

Plan

- Propriétés mathématiques des équations de Navier-Stokes
  - Re << 1 : NS stationnaire ou NS instationnaire
  - Re >> 1 : Euler instationnaire
- Conséquences / cal
- Théorie des caractéristiques
- Illustrations
- Conclusion

Propriétés mathématiques du modèle continu

- Nature du modèle continu
  - Equations de Navier-Stokes linéarisées : 3 modes de fluctuations couplés par la diffusion visqueuse :
    - mode rotationnel
    - mode entropique
    - mode acoustique
  - Equations d'Euler linéarisées : 3 modes de fluctuations découplés à l'ordre 1 :
    - mode rotationnel
    - mode entropique
    - mode acoustique

Propriétés mathématiques du modèle continu

- Nature des équations à résoudre ?

Modèle continu → Modèle discret

Système d'équations aux dérivées partielles → Système d'équations algébriques

Propriétés mathématiques $\xrightarrow{?}$ Conservées ou pas conservées ?

Conséquences ?

Propriétés mathématiques du modèle continu

- Nature des équations à résoudre ?
  - Eq. De NS projetée suivant x :

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) u = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \Delta u$$

  - Soit en variables adimensionelles :

$$\frac{V.T}{L} \cdot \frac{\partial u}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) u = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \Delta u$$

  - Avec L une longueur de réf., V une vitesse de réf., T un temps de réf. et ρV^2 une pression de réf., et $Re = \rho VL/\mu = VL/\nu$ le nombre de Reynolds

  - Suivant Re : compétition **convection** **/ diffusion**
    compétition **dérivée première** **/ dérivée seconde**

Propriétés mathématiques du modèle continu

$$\frac{V.T}{L} \cdot \frac{\partial u}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) u = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \Delta u$$

1 : Re faible, écoult. très visqueux (terme convectif négligé/terme visqueux)

a : stationnaire

$$\Delta u = Re \frac{\partial p}{\partial x} = C^{te}$$

elliptique

b: instationnaire

$$\frac{V.T}{L} \cdot \frac{\partial u}{\partial t} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re} \Delta u$$

parabolique

2 : Re grand, écoult. fluide parfait (terme visqueux négligé/terme convectif)

instationnaire

$$\frac{V.T}{L} \frac{\partial u}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) u = -\frac{\partial p}{\partial x}$$

hyperbolique

Propriétés : résumé

- **Euler instationnaire** : purement hyperbolique

- **Navier-Stokes instationnaire** : essentiellement parabolique.

On dit parfois parabolique-hyperbolique (équation de conservation de la masse hyperbolique).

- **Navier-Stokes stationnaire** : essentiellement elliptique.

On dit parfois elliptique-hyperbolique (équation de conservation de la masse hyperbolique).

- Ces propriétés mathématiques sont utilisées pour définir les méthodes d'imposition des conditions aux limites

Conséquences / cal

- **Point de vue mathématique** :
  - Méthode : Théorie des caractéristiques pour les équations d'Euler.
  - Pas de théorème général d'existence d'un ensemble de cal & ci bien posées pour les équations de Navier-Stokes.

- **Point de vue physique** :
  - Au cas par cas : prise en compte de la physique local sur la frontière.
  - Difficulté spécifique des frontières ouvertes

- **Point de vue numérique** :
  - Nombreuses méthodes pour imposer les cal en pratique.
  - Pas toujours complètement rigoureux => Empirisme
  - Problème de compatibilité (ex : coin paroi/sortie)
  - Champ de recherche toujours vivace…

Conséquences / cal : NS stationnaire

- **Navier-Stokes stationnaire (elliptiques)**

⇒ cal imposées sur toutes les variables en tout point des frontières du domaine de calcul.

- Choix
  - Cal de type Dirichlet (valeur imposée)
  - Cal de type Neumann (dérivée imposée).

- Vitesses : cal de non-glissement sur les parois
  - $(u,v,w) = 0$ ou $(u,v,w) = (u_p, v_p, w_p)$

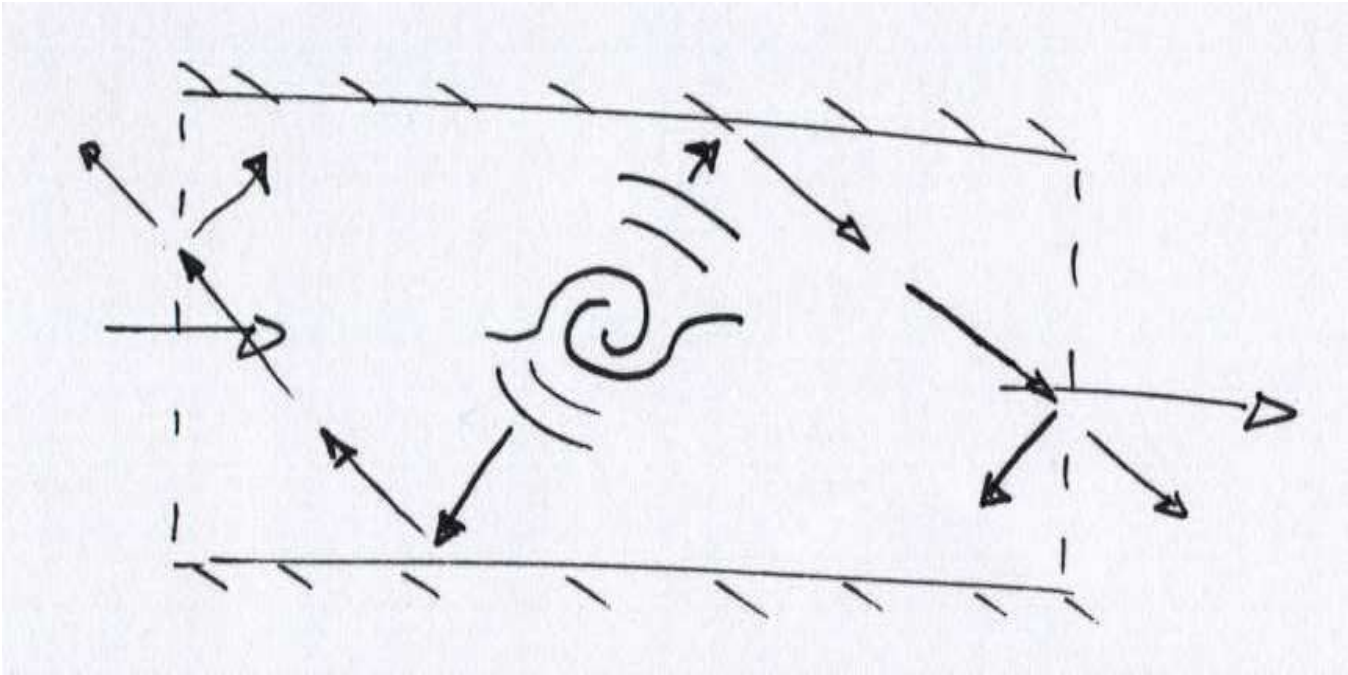
- Températures : 3 types de conditions
  - Température imposée (Dirichlet) : $T=T_p$
  - Flux chaleur imposé (Neumann) : $q = q_p$
  - Conbinaison des 2 précédentes (mixte)

Conséquences / cal : NS instationnaire

- **Euler instationnaire** :
  - cal imposées suivant la théorie des caractéristiques Euler 1D
  - Hypothèse de propagation plane normale à la frontière considérée.
- **Navier-Stokes instationnaire** :
  - cal imposées suivant la théorie des caractéristiques Euler 1D
  - Hypothèse de propagation plane normale à la frontière considérée.
  - Hypothèse d'ondes non-diffusives (criticable près des parois mais çà marche !)

Conditions aux limites : NS instationnaire

- **Contraintes spécifiques des simulations instationnaires**
  - Réduire au maximum les réflexions des ondes sur les frontières du domaine de calcul (ondes acoustiques, entropiques, vorticales).



Théorie des caractéristiques 1D

- **Equations caractéristiques (ou de compatibilité)**
  - Les équations d'Euler sont hyperboliques en temps (toutes leurs valeurs propres sont réelles)
  - Les valeurs propres sont les vitesses caractéristiques des différentes ondes qui se propagent dans le fluide : ondes acoustiques, entropique et vorticales (Euler = propagation d'ondes)
  - Les équations caractéristiques sont obtenues par diagonalisation des équations d'Euler dans la direction normale à la frontière.
  - La théorie spécifie que l'on doit garder les <u>équations de compatibilité des ondes sortantes</u> pour définir l'évolution des grandeurs physiques sur la frontière puisque le domaine de dépendance de ces grandeurs est situé à l'intérieur du domaine de calcul. A contrario, nous devons remplacer les équations caractéristiques des <u>ondes entrantes</u> par autant de <u>conditions aux limites</u>.

Théorie des caractéristiques 1D

Euler 1D :

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = 0 \qquad \tilde{U} = (\rho, \rho u, \rho E)^T$$

$$\underbrace{\frac{\partial \tilde{U}}{\partial U}}_{P} \cdot \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial U} \cdot \frac{\partial U}{\partial x} = 0 \qquad U = (\rho, u, p)^T$$

$$F = (\rho u, \rho u^2 + p, (\rho E + p) u)^T$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \underbrace{P^{-1} \frac{\partial F}{\partial U}}_{A} \cdot \frac{\partial U}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} + A \frac{\partial U}{\partial x} = 0$$

Diagonalisation de A : $\quad A = S \Lambda S^{-1}$

Λ matrice diagonale des valeurs propres de A

S^{-1} —— vecteurs propres à gauche de A

$$S^{-1} \frac{\partial U}{\partial t} + \Lambda S^{-1} \frac{\partial U}{\partial x} = 0$$

$$l_i \frac{\partial U}{\partial t} + \lambda_i l_i \frac{\partial U}{\partial x} = 0$$

Théorie des caractéristiques 1D

Si je peux définir $dV_i = l_i \, dU$ alors

$$\frac{\partial V_i}{\partial t} + \lambda_i \frac{\partial V_i}{\partial x} = 0$$

- Equation d'onde.
- Propagation de V_i dans la direction x à la vitesse λ_i

Ex : Euler 1D linéarisée

$$\frac{\partial V_1}{\partial t} + (u-a)\frac{\partial V_1}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial V_2}{\partial t} + (u)\frac{\partial V_2}{\partial x} = 0$$

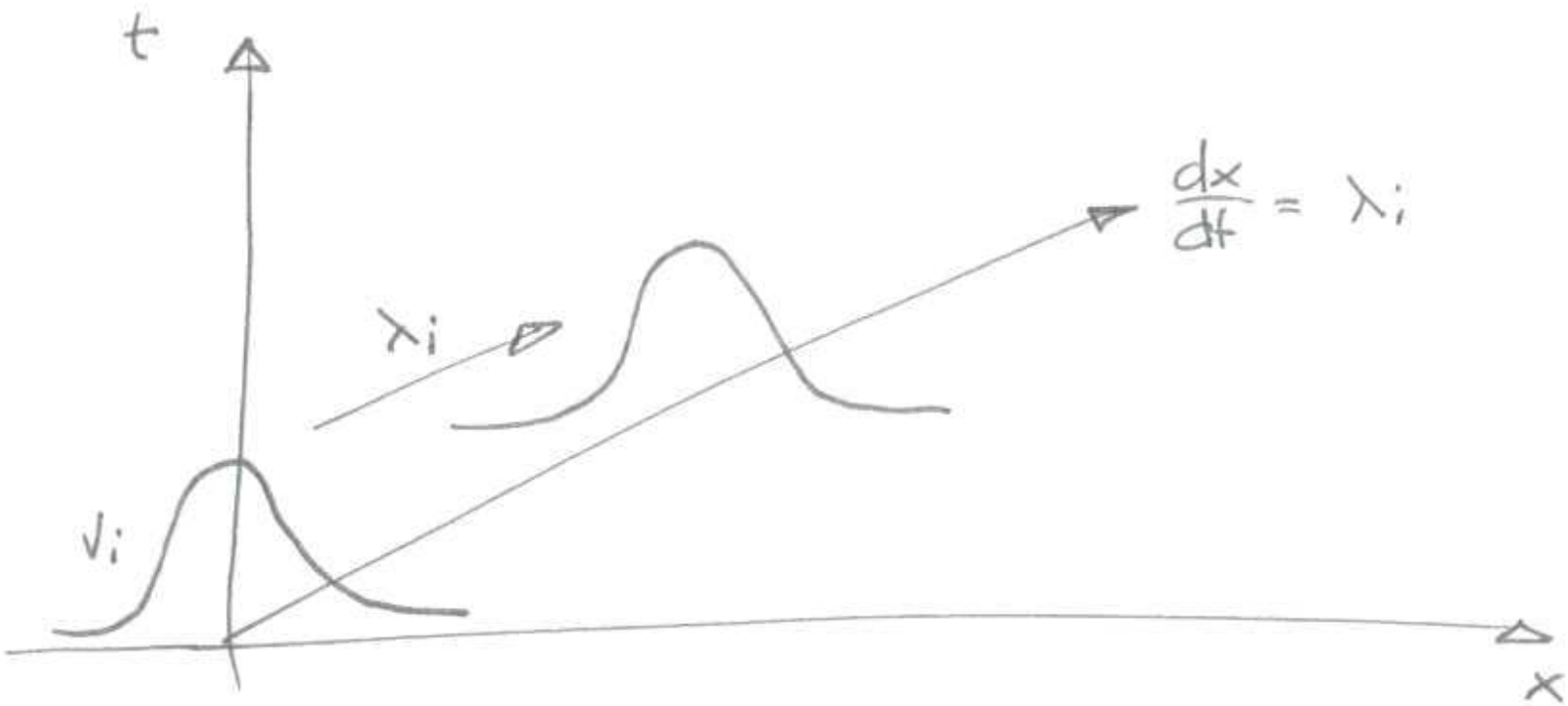
$$\frac{\partial V_3}{\partial t} + (u+a)\frac{\partial V_3}{\partial x} = 0$$

onde acoustique.

——— entropique.

——— acoustique.

Théorie des caractéristiques 1D



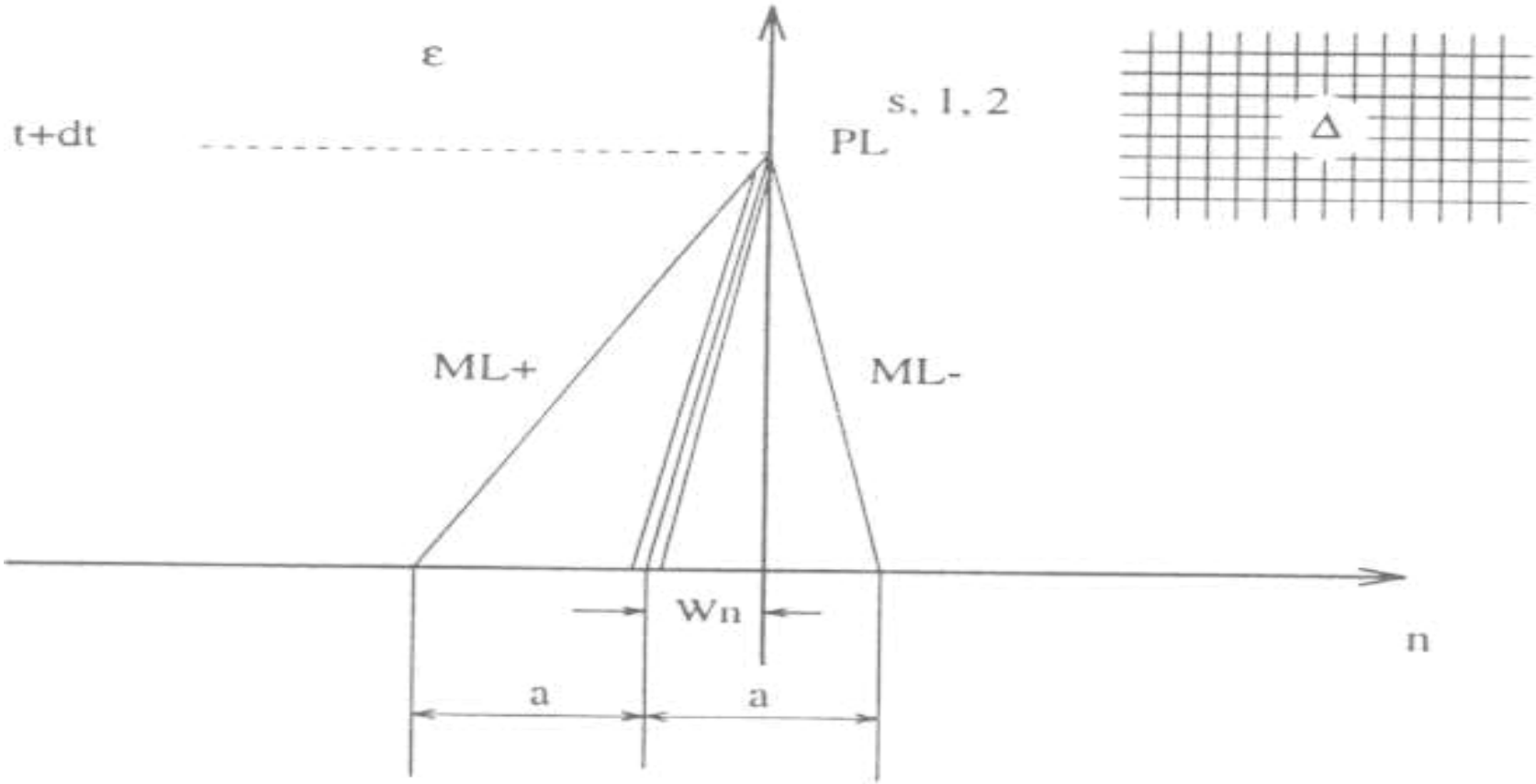
Théorie des caractéristiques 1D

- **Equations caractéristiques en 3D :**

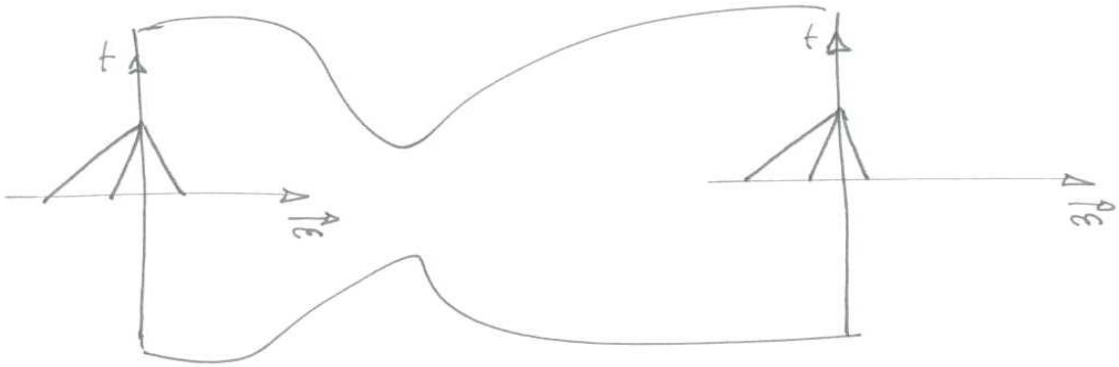
$$
\begin{cases}
[\frac{\partial p}{\partial t} + (W_n - a)\frac{\partial p}{\partial n}] - \rho a[\frac{\partial W_n}{\partial t} + (W_n - a)\frac{\partial W_n}{\partial n}] & = \mathcal{RHS}_{ML^-}[\underline{V}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_1}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_2}] \\
[\frac{\partial p}{\partial t} + (W_n)\frac{\partial p}{\partial n}] - a^2[\frac{\partial \rho}{\partial t} + (W_n)\frac{\partial \rho}{\partial n}] & = \mathcal{RHS}_{PL^s}[\underline{V}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_1}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_2}] \\
[\frac{\partial W_{s_1}}{\partial t} + (W_n)\frac{\partial W_{s_1}}{\partial n}] & = \mathcal{RHS}_{PL^1}[\underline{V}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_1}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_2}] \\
[\frac{\partial W_{s_2}}{\partial t} + (W_n)\frac{\partial W_{s_2}}{\partial n}] & = \mathcal{RHS}_{PL^2}[\underline{V}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_1}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_2}] \\
[\frac{\partial p}{\partial t} + (W_n + a)\frac{\partial p}{\partial n}] + \rho a[\frac{\partial W_n}{\partial t} + (W_n + a)\frac{\partial W_n}{\partial n}] & = \mathcal{RHS}_{ML^+}[\underline{V}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_1}, \frac{\partial \underline{V}}{\partial s_2}]
\end{cases}
$$

Théorie des caractéristiques 1D

- **Equations caractéristiques :**



Frontière d'entrée / sortie en 1D



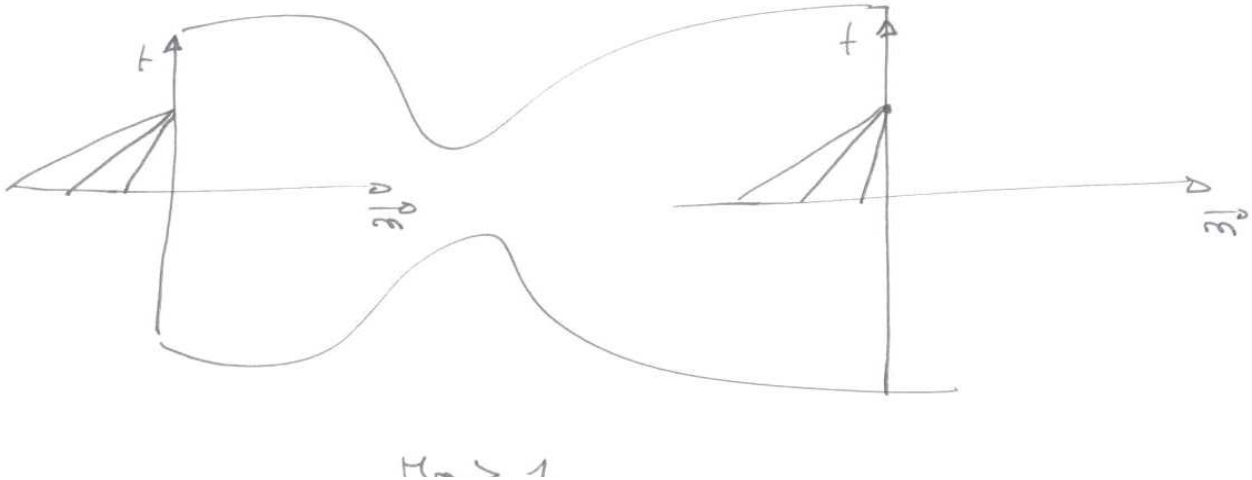
Cas subsonique

$M_\infty < 1$

3 inconnues amont → 2 cal. (ondes entrantes)
1 eq. comp. (— sortante)

3 inconnues aval → 2 eq. comp. (ondes sortantes)
1 cal (onde entrante)

Frontière d'entrée / sortie en 1D



Cas supersonique

3 inconnues avant → 3 cal (ondes entrantes)

3 inconnues avec → 3 eq. comp. (ondes sortantes)

Condition de non-réflexion 1D

$$\begin{cases} \dfrac{\partial V_1}{\partial t} + (u-a)\dfrac{\partial V_1}{\partial x} = 0 \\[2ex] \dfrac{\partial V_2}{\partial t} + u\dfrac{\partial V_2}{\partial x} = 0 \\[2ex] \dfrac{\partial V_3}{\partial t} + (u+a)\dfrac{\partial V_3}{\partial x} = 0 \end{cases} \longrightarrow \boxed{(u-a)\dfrac{\partial V_1}{\partial x} = 0} \Longrightarrow \dfrac{\partial V_1}{\partial t} = 0 \text{ sur la frontière}$$

Condition de non-réflexion 3D

Cas général :

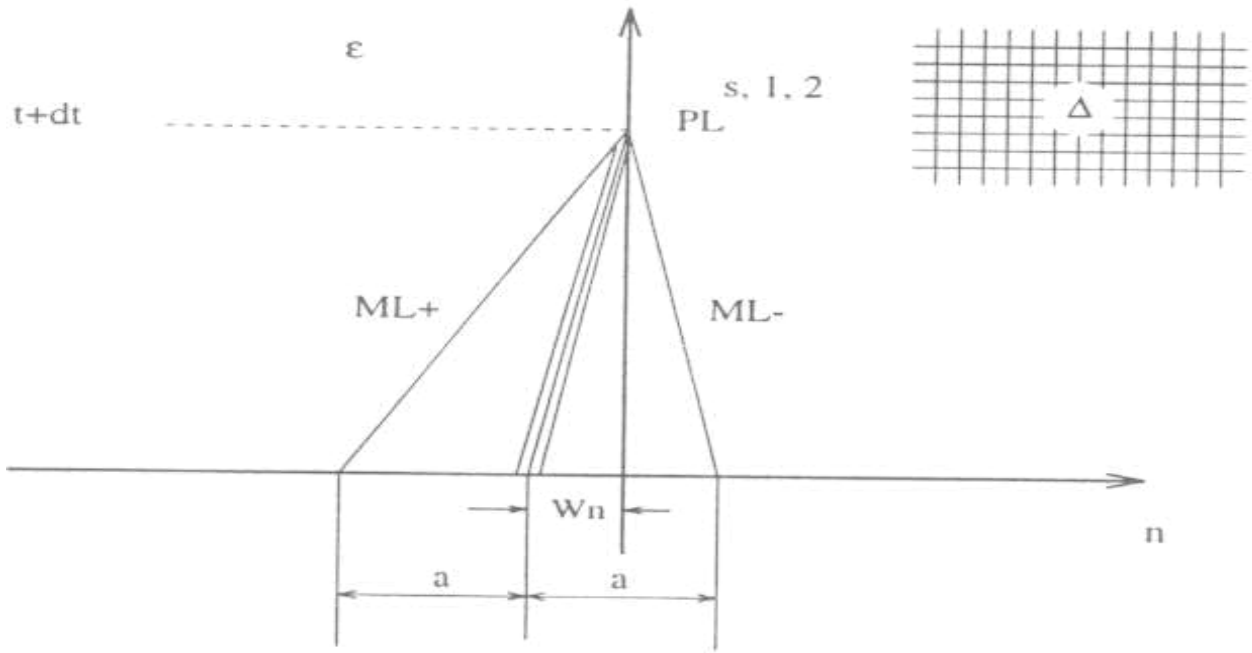
Soit $\ell_i \dfrac{\partial U}{\partial t} + \lambda_i \ell_i \dfrac{\partial U}{\partial x} = 0$

ou $\ell_i \dfrac{\partial U}{\partial t} + \mathcal{L}_i = 0$

avec $\mathcal{L}_i = 0$ ondes entrantes

$\mathcal{L}_i = \lambda_i \ell_i \dfrac{\partial U}{\partial x}$ — sortantes

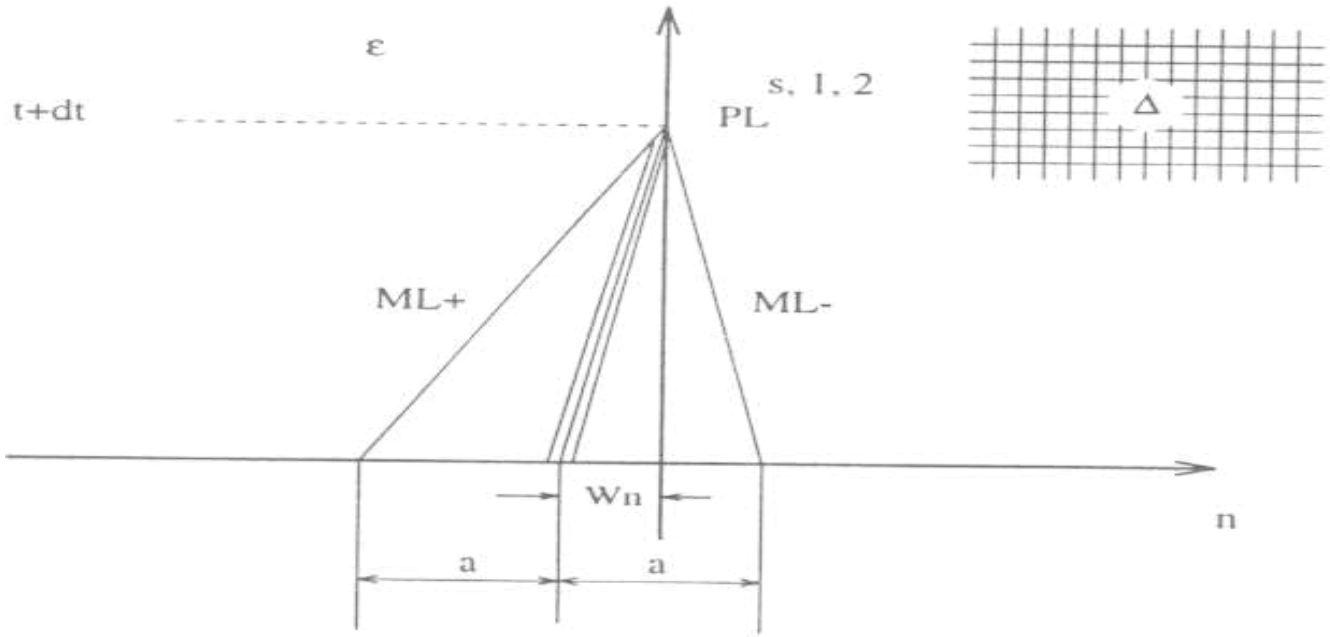
Formulation Cal 3D : Entrée réservoir



4 cal (ondes entrantes) : Ht, Pt, vt1,vt2 ⟶ Fluent : pressure inlet

1 eq. de compatibilité entre p et vn (onde acoustique sortante)

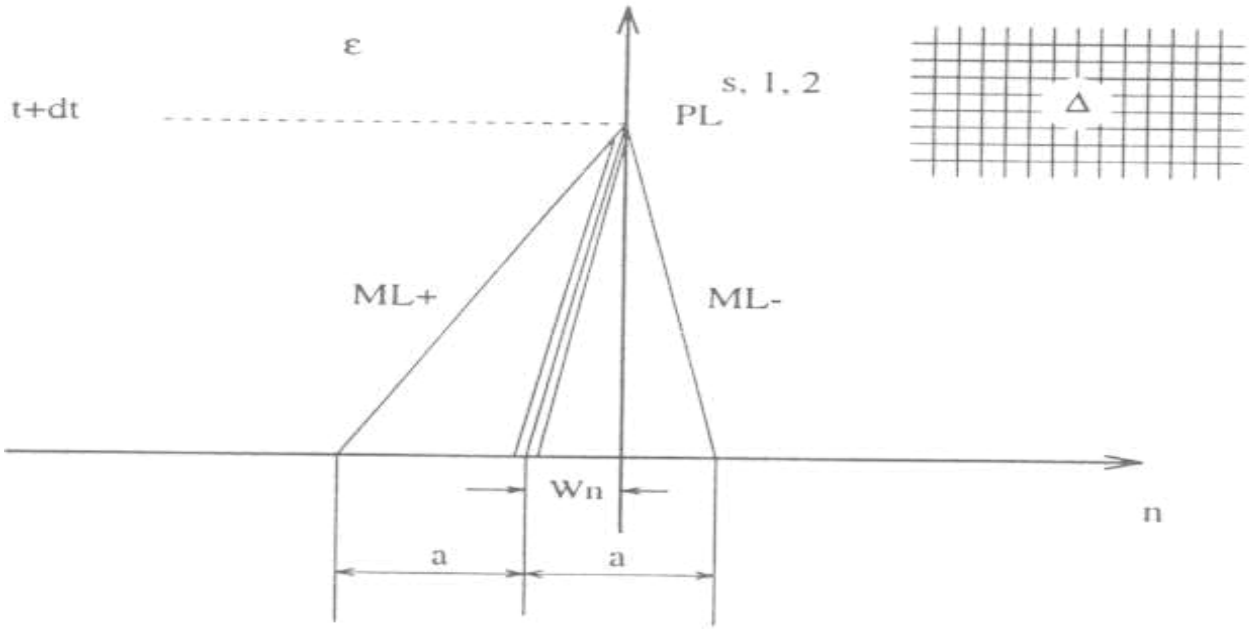
Formulation Cal 3D : Entrée Hedström



4 cal (ondes entrantes) : L1, L2, L3, L4 = 0 → Fluent : ?

1 eq. compatibilité entre p et vn (onde acoustique sortante) :
dérivées décentrées intérieur

Formulation Cal 3D : Sortie

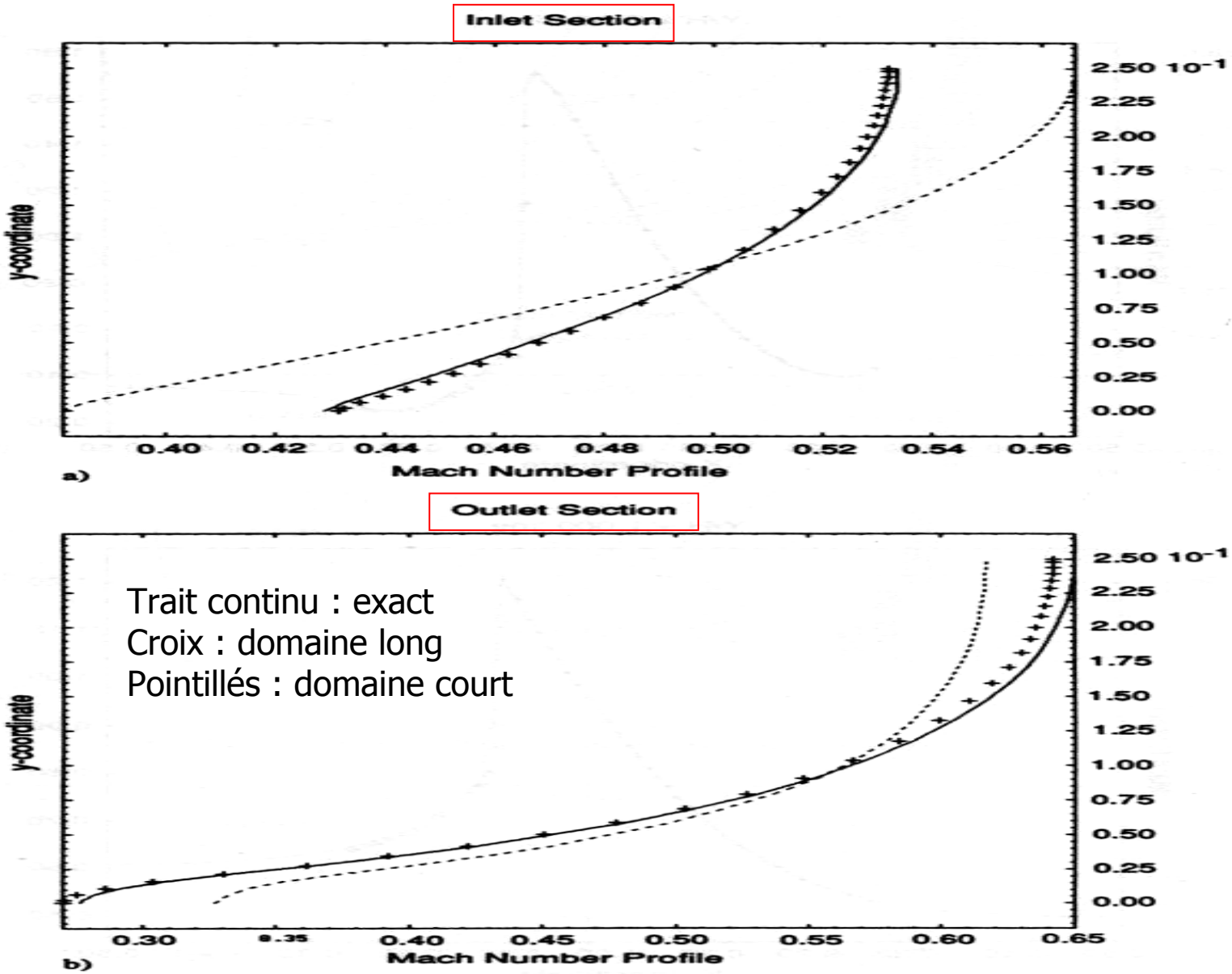


1 cal (onde entrante) : p = cte ou Heström (L5=0)

4 eq. compatibilité (onde acoustique sortante) : dérivées décentrées intérieur

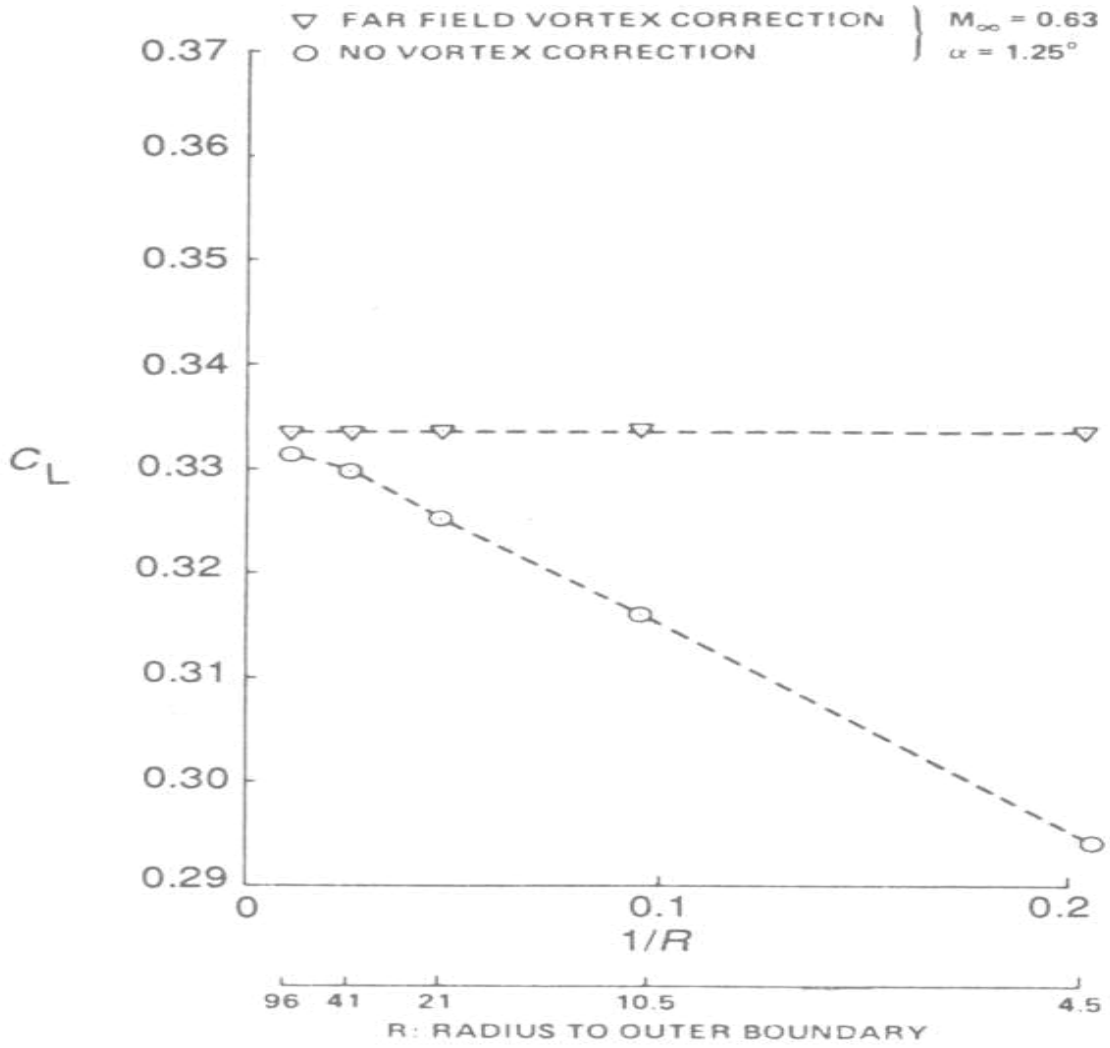
Fluent : pressure outlet Fluent : NRBC ?!!!

Exemple : canal plan



Trait continu : exact
Croix : domaine long
Pointillés : domaine court

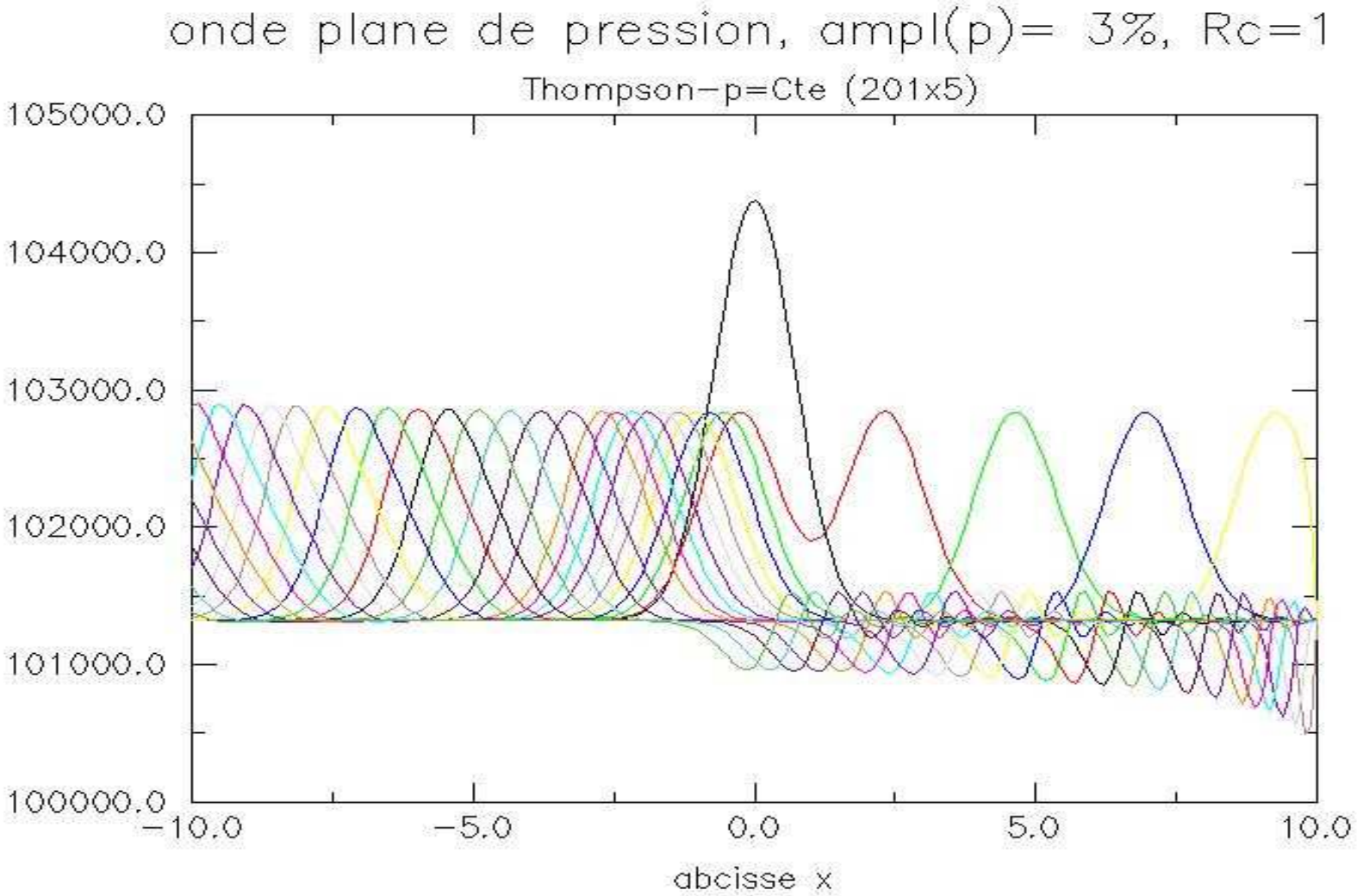
Condition de champ lointain en aérodynamique externe



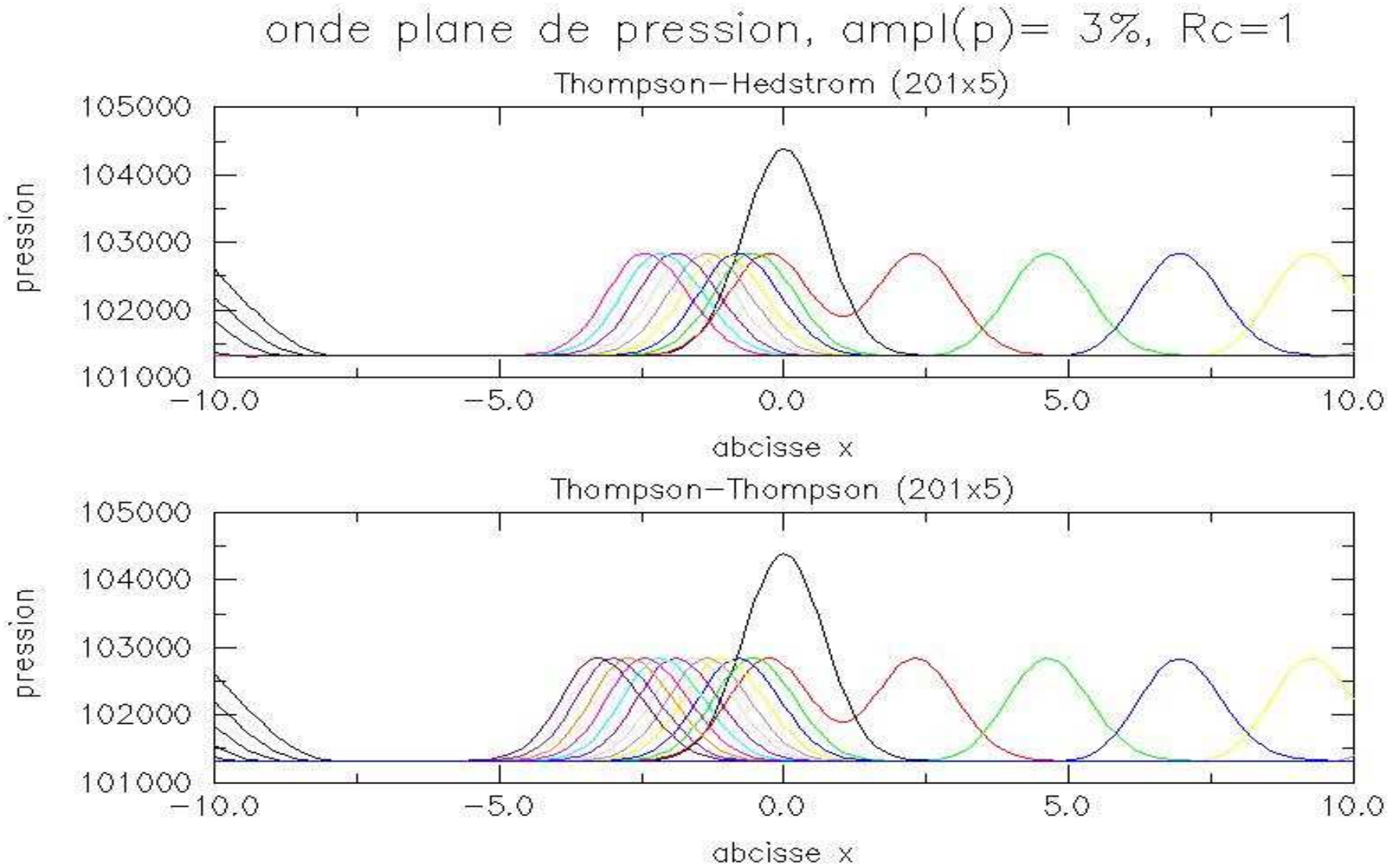
Écart de 12% sur coefficient de portance C_l

Condition aux limites Fluent : pressure far-field

Condition de Non-Réflexion / onde ⊥

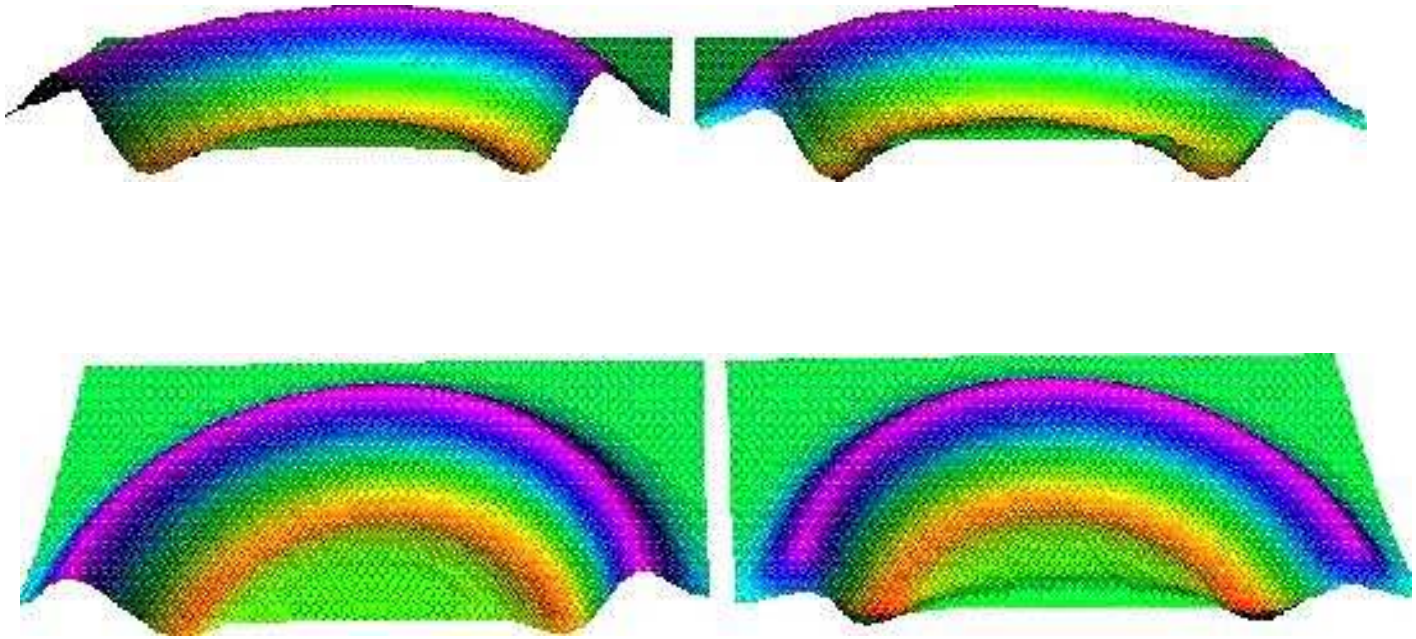


Conditions de Non-Réflexion / onde ⊥

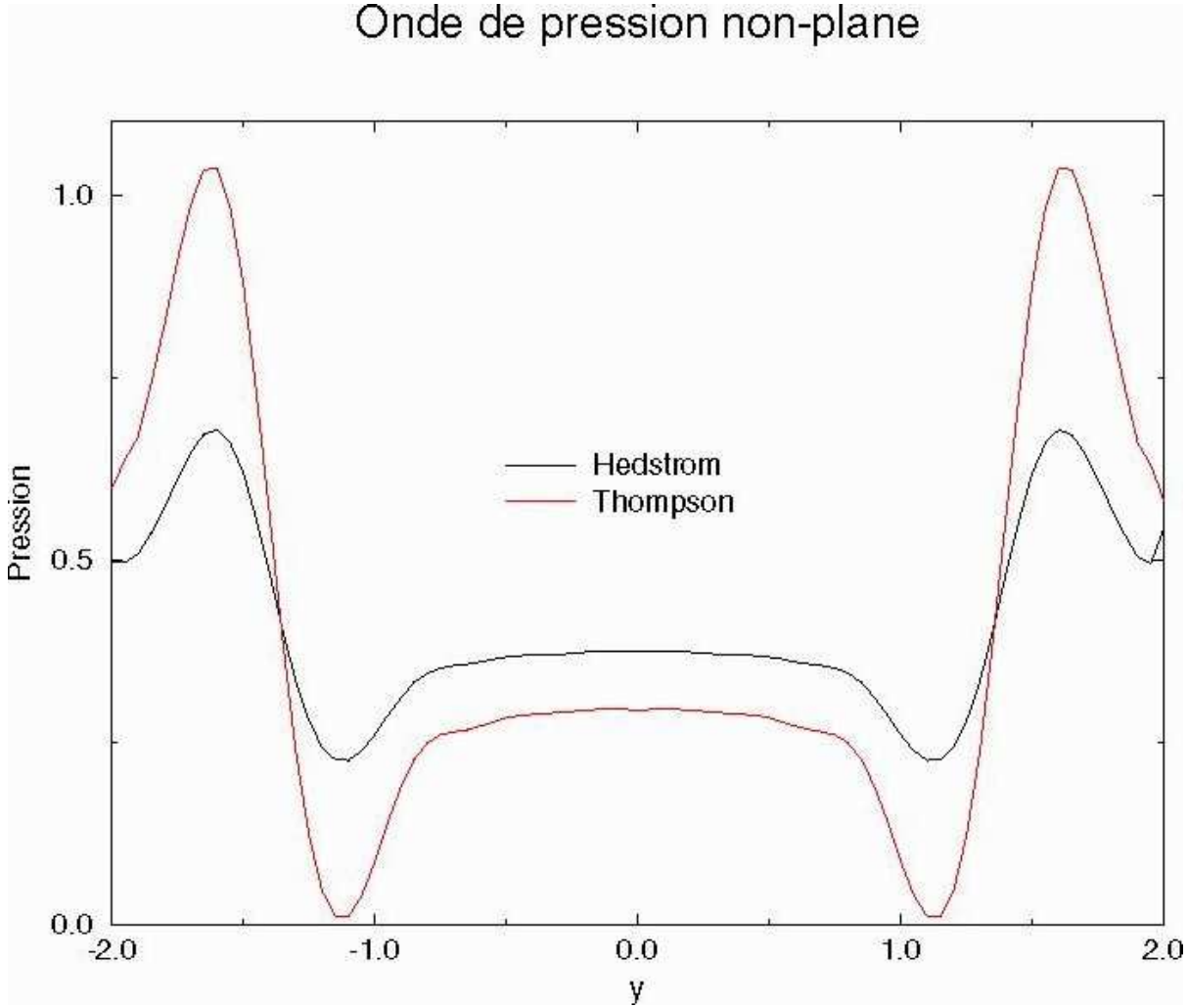


Conditions de Non-Réflexion / onde non ⊥

NR Thompson NR Hedström



Conditions de Non-Réflexion / onde non ⊥



Ecart relatif Hedström / Thompson 55% de l'amplitude de l'onde

Conclusion

- Les cal ouvertes ne peuvent pas être complètement spécifiées. Couplage entre ce qui se passe dans la boite de calcul et l'extérieur.
- Une grande variété de méthodes existe pour imposer les cal.
- Les cal ouvertes doivent être imposées suffisamment loin de la zone utile du calcul et des zones de perturbation des conditions infinis amont.
- Les cal sont d'autant plus importantes que les schémas numériques utilisés sont peu dissipatifs (schémas d'ordre élevé, schémas centrés).

- Calcul stationnaire :
  - Le choix des cal ouvertes peut influencer le temps de convergence du calcul (réflexion des ondes transitoires avant dissipation) et la solution numérique obtenue.
- Calcul instationnaire :
  - Le choix des cal ouvertes peut profondemment modifier la solution numérique obtenue.
  - Des cal de non-réflexion partielle existent pour atténuer ces difficultés mais aucune ne fait encore l'unanimité.
  - Les conditions de non-réflexion et/ou absorbantes sont encore malheureusement peu répandues dans les codes commerciaux

Autres concepts : turbulence

- Echelles de longueur en écoulement turbulent
  - Turbulence : fluctuations aléatoires u(x,y,z,t)
  - Cascade énergétique des grandes échelles vers les petites

Autres concepts : turbulence

- Echelles de longueur en écoulement turbulent
  - Turbulence : fluctuations aléatoires u(x,y,z,t)
  - Cascade énergétique des grandes échelles vers les petites
  - Plus grandes échelles : U, L

Autres concepts : turbulence

- Echelles de longueur en écoulement turbulent
  - Turbulence : fluctuations aléatoires u(x,y,z,t)
  - Cascade énergétique des grandes échelles vers les petites
  - Plus grandes échelles : U, L, t = L/U
  - Plus petites échelles : $\varepsilon \sim U^3/L$, $k \sim U^2$
  - Plus petites échelles : $l_K \sim (\nu^3/\varepsilon)^{1/4}$, $t_K \sim (\nu/\varepsilon)^{1/2}$

Autres concepts : turbulence

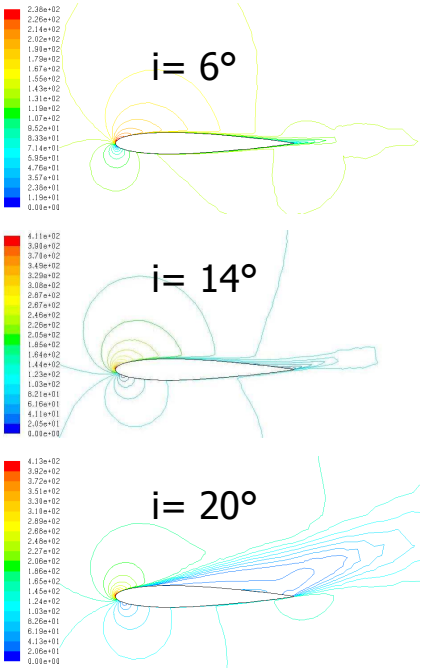
- Echelles de longueur en écoulement turbulent
  - Turbulence : fluctuations aléatoires u(x,y,z,t)
  - Cascade énergétique des grandes échelles vers les petites
  - Plus grandes échelles : U, L, t = L/U
  - Plus petites échelles : $\varepsilon \sim U^3/L$, $k \sim U^2$
  - Plus petites échelles : $l_K \sim (\nu^3/\varepsilon)^{1/4}$, $t_K \sim (\nu/\varepsilon)^{1/2}$
  - Ratio des échelles : $L/l_K \sim Re^{3/4}$, $t/t_K \sim Re^{1/2}$, $Re = U.L/\nu$
- Conséquences / simulation
  - Npts $\sim (L/l_K) \sim Re^{9/4}$
  - $N_{\Delta t} \sim Re^{1/2}$

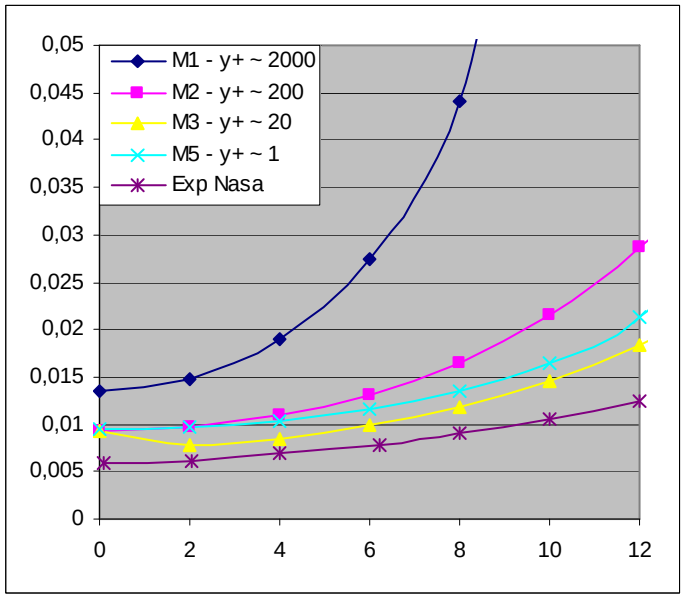
Autres concepts : turbulence

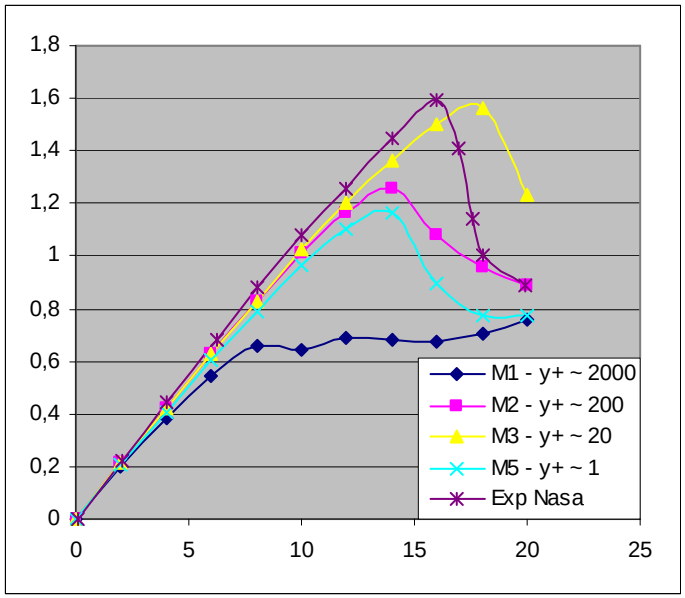
- Echelles de longueur de la turbulence pariétale
  - Echelles visqueuses à la paroi : $l_w = \upsilon/u_\tau$, $t_w = \upsilon/u_\tau^2$
  - $u_\tau = (\tau_w / \rho)^{1/2} = U.(C_f/2)^{1/2}$, $C_f = \tau_w /(1/2\rho U^2) = 2\ (u_\tau /U)$
  - Distance visqueuse à la paroi : $y^+ = y / l_w = y.u_\tau / \upsilon$ (sans dimension)

Autres concepts : turbulence

- Echelles de longueur de la turbulence pariétale
  - Echelles visqueuses à la paroi : $l_w = \upsilon/u_\tau$, $t_w = \upsilon/u_\tau^2$
  - $u_\tau = (\tau_w / \rho)^{1/2} = U.(C_f/2)^{1/2}$, $C_f = \tau_w /(1/2\rho U^2) = 2\ (u_\tau /U)$
  - Distance visqueuse à la paroi : $y^+ = y / l_w = y.u_\tau / \upsilon$ (sans dimension)

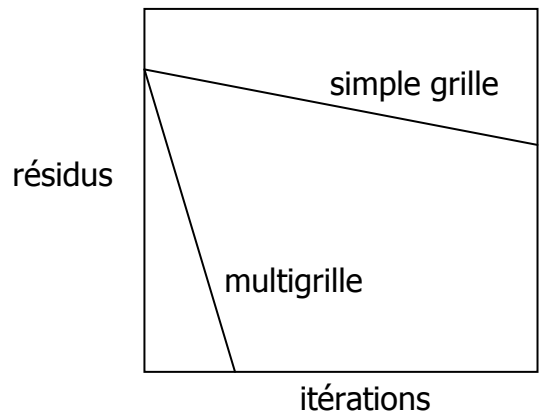






Autres concepts

- Méthodes multigrilles
  - Introduction
    - Plus le maillage est fin, plus la convergence des méthodes numériques en lente
    - Nombre d'itérations pour converger proportionnel au nombre de points de maillage dans une direction de l'espace (critère CFL)
  - Définition
    - Cyclage des itérations sur des maillages imbriqués (h, 2h, 4h, …)
  - Intérêts
    - Réduire le nombre d'itérations pour atteindre la convergence d'une solution
    - Gain de temps dépend des applications.
    - Plus faible pour les applications dominées par la convection plutôt que par la diffusion.
  - Limites actuelles
    - Souvent limité au calcul stationnaire
    - Des recherches en cours pour l'instationnaire



Autres concepts

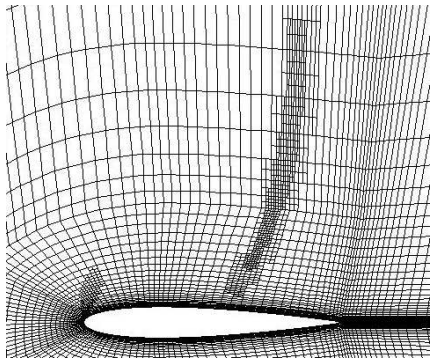
- Maillages adaptatifs et raffinement local

  - Introduction
    - Utile si les erreurs numériques sont plus grandes que les erreurs de modélisation.
    - Les erreurs numériques dépendent principalement du choix des schémas spatial et temporel (type, ordre, …), du maillage et du pas de temps.
    - Un paramètre important est le nombre de point de maillage pour capturer une échelle physique (PPW = λ/h) variable suivant les schémas numériques (2 à 20)

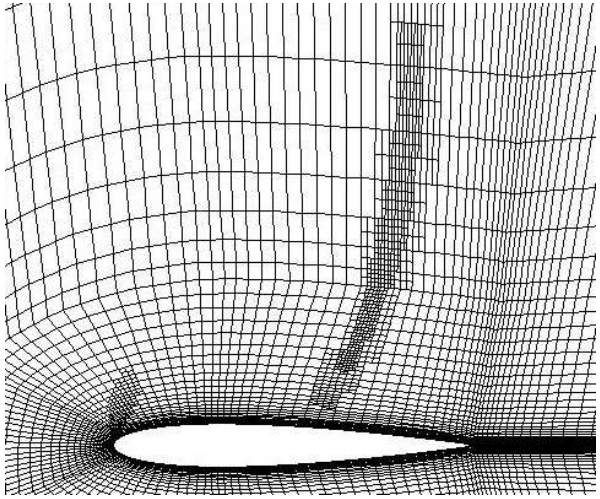
  - Définition
    - Utiliser un algorithme de raffinement de maillage automatique aux endroits de petites échelles physiques (gradients élevés)

  - Intérêts
    - Gain de précision de la solution numérique obtenue
    - Bon compromis coût de calcul / précision (si bien utilisée)
    - Capture de gradients locaux

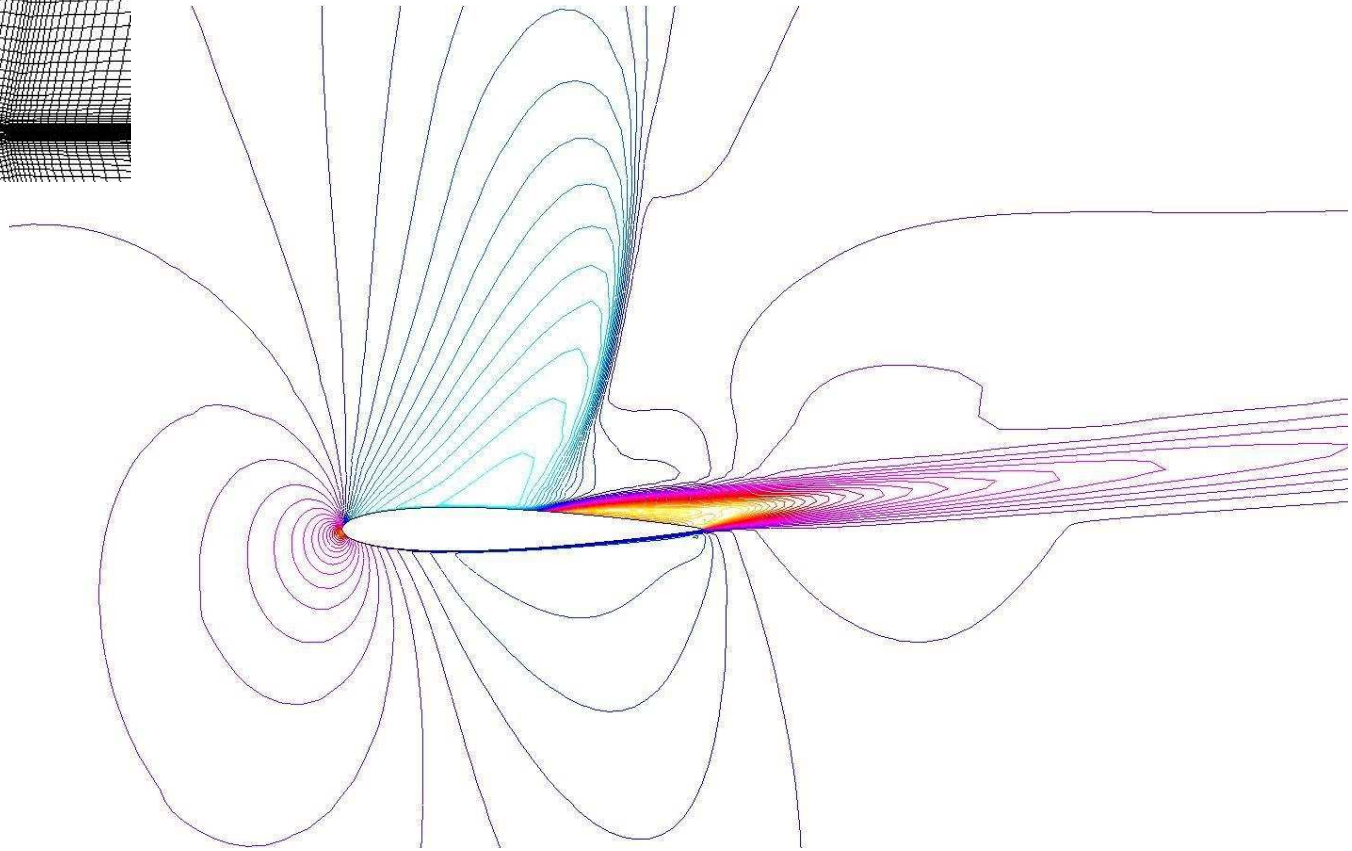
  - Limites actuelles
    - Algorithme de raffinement intelligent



Autres concepts



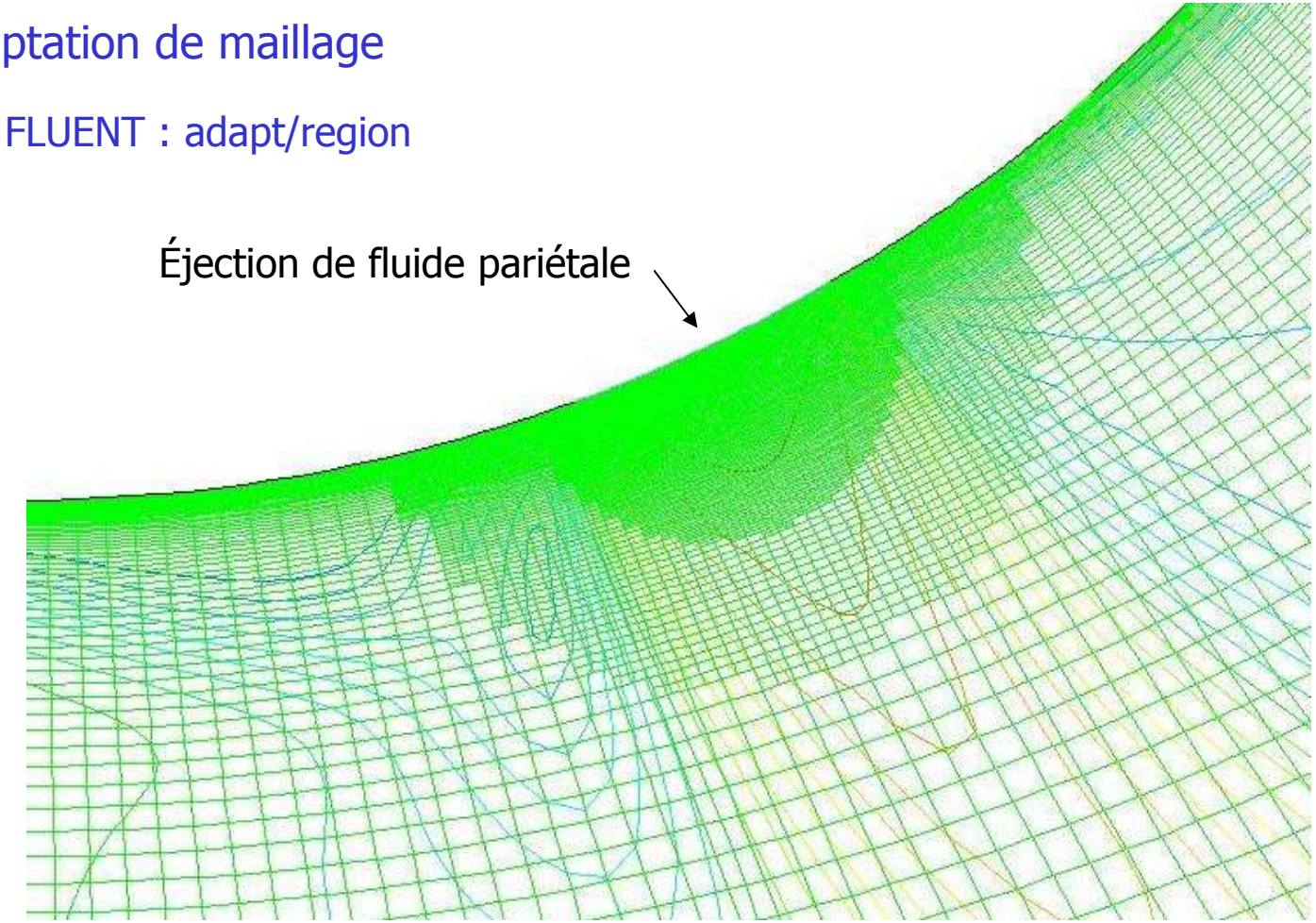
Maillage adaptatif non-conforme



Capture de choc

Autres concepts

- Adaptation de maillage
  - FLUENT : adapt/region



Maillage adaptatif non-conforme : capture de gradients locaux

Autres concepts

- Maillages mobiles ou déformables
  - Introduction
    - Permet de traiter des problèmes avec paroi mobile
    - Permet de traiter des problèmes de petits déplacements ou déformations de parois
  - Exemples
    - Mouvement d'une paroi imposée (piston, soupapes, …)
    - Mouvement d'une paroi en réponse à un effort aérodynamique (flottement compresseur)
    - Mouvement relatif de 2 blocs de maillages (interaction rotor / stator)
    - Mouvement d'une surface libre (interface air/eau)
  - Limites actuelles
    - Apparition relativement récente dans les codes de calcul commerciaux

Autres concepts

- User-Defined Function (UDF)
  - Définition
    - un programme écrit en C par l'utilisateur pour ajouter une fonctionnalité à Fluent. Elle peut être interprétée ou compilée.
  - Exemples
    - Nouveau modèle de turbulence (v2-f model)
    - Jet synthétique (velocity-inlet avec V(t) = f(t))
    - Rotation instationnaire d'un cylindre (wall avec $\Omega(t) = f(t)$)
    - Etc…
  - Principe
    - Voir la documentation UDF (exemples illustrés disponibles)
  - Limites actuelles
    - Documentation parfois insuffisante pour accéder à certaines variables Fluent

Autres concepts

- User-Defined Function (UDF) FLUENT : define/user-defined/function/compiled
  - Exemple : ajout d'un jet synthétique

```
/*****************************************************************
UDF that adds a synthetic jet
*****************************************************************/

#include "udf.h"
#define PI   3.1415926535
# define Vmax  10
# define Freq  100

DEFINE_PROFIL(jet, thread, position)
{
real t, velocity;
face_t f;

begin_f_loop(f, thread)
        {
        /* temps */
        t = RP_Get_Real("flow-time");
        /* synthetic jet velocity */
        velocity = Vmax*sin(2*PI*Freq*t);
        /* velocity profile */
        F_PROFILE(f, thread, position) = velocity;
        }
end_f_loop(f, thread)
}
```

nom de l'UDF

Ensemble de cellules ou faces

Utilitaire

Temps physique

Profil de vitesse

Autres concepts

- User-Defined Function (UDF)
  - Exemple : spécifier un profil de vitesse sur une cal

```
/*********************************************************************
udfexample.c UDF for specifying a steady-state velocity profile boundary condition
*********************************************************************/

#include "udf.h " /* must be at the beginning of every UDF you write */

DEFINE_PROFILE(inlet_x_velocity, thread, index)
{
real x[ND_ND]; /* this will hold the position vector */
real y;
face_t f;

begin_f_loop(f, thread) /* loops over all faces in the thread passed in the DEFINE macro argument */
{
        F_CENTROID(x,f,thread);
        y = x[1];
        F_PROFILE(f, thread, index) = 20. - y*y/(.0745*.0745)*20.;
}
end_f_loop(f, thread)
}
```

nom de l'UDF

Ensemble de cellules ou faces

Utilitaire

Profil de vitesse

Autres concepts

- User-Defined Function (UDF)
  - Exemple : ajout d'un terme source pour modéliser la solidification d'un liquide pour T < 288K

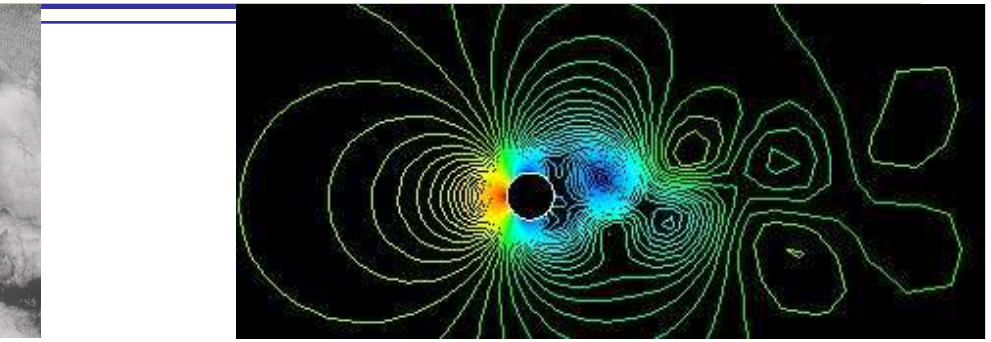
```
/*****************************************************************
UDF that adds momentum source term and derivative to duct flow
*****************************************************************/

#include "udf.h"
#define CON 20.0
DEFINE_SOURCE(cell_x_source, cell, thread, dS, eqn)
{
real source;
if (C_T(cell,thread) <= 288.)
        {
        /* source term */
        source = -CON*C_U(cell,thread);
        /* derivative of source term w.r.t. x-velocity. */
        dS[eqn] = -CON;
        }
else
        source = dS[eqn] = 0.;

return source;
}
```

Bilan modèles

Expérience physique



Expérience numérique

- Choix du modèle physique (continu) => Hypothèses => Erreurs de modélisation
- Choix du modèle numérique (discret) => Hypothèses => Erreurs de discrétisation
- Choix Δx, Δt, critère conv., précision machine => Hypothèses => Erreurs de résolution

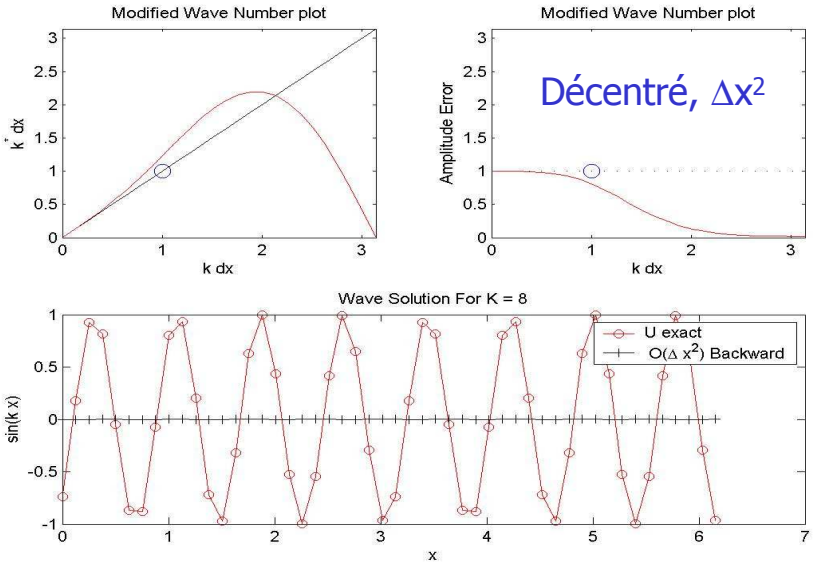
Bilan modèle continu

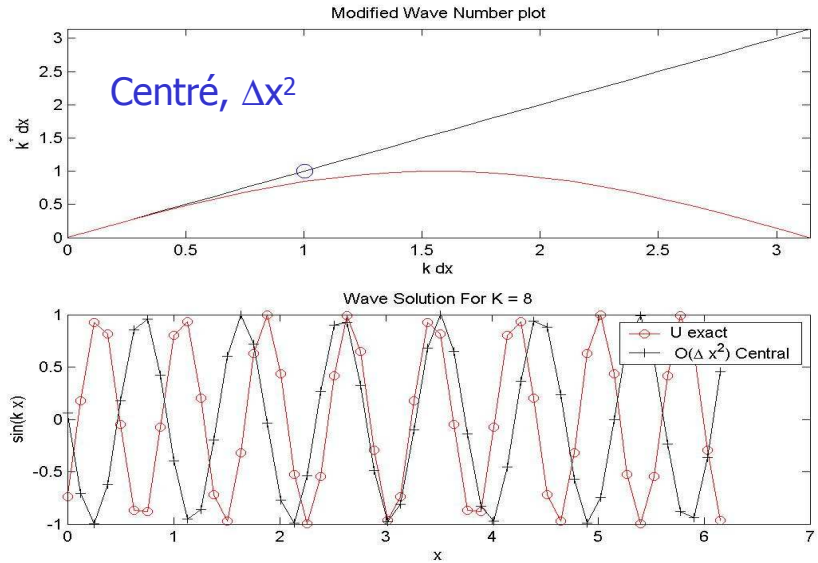
- Choix du modèle continu => Hypothèses => Erreurs de modélisation
  - Modèle de base : 2D / 3D
  - Modèle de base : Potentiel, Euler, RANS, URANS, DES, LES, DNS
  - Modèle de turbulence : oui (RANS, URANS, DES, LES)
  - Modèle de transition naturelle : ?
  - Modèle de transition forcée : oui (RANS, URANS, DES, LES)
  - Modèle de cavitation : ?
  - Modèle de rayonnement : ?
  - …

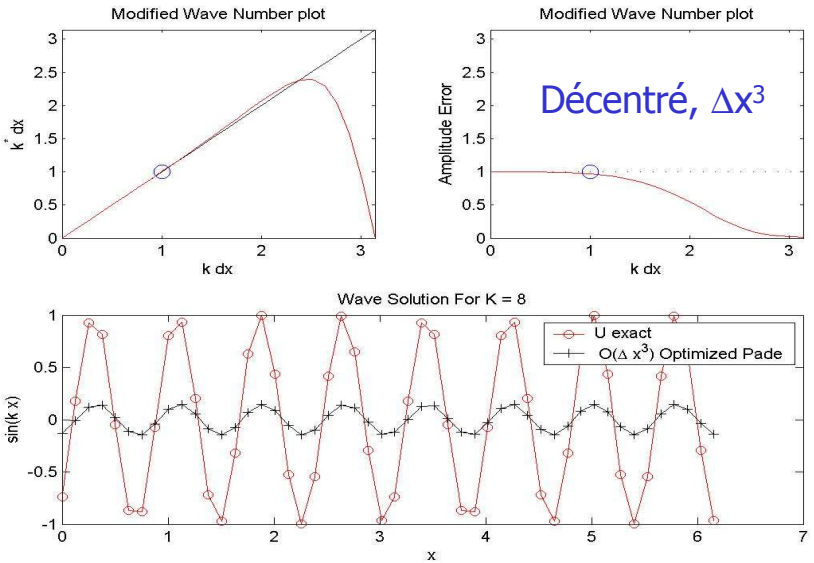
Bilan modèle discret

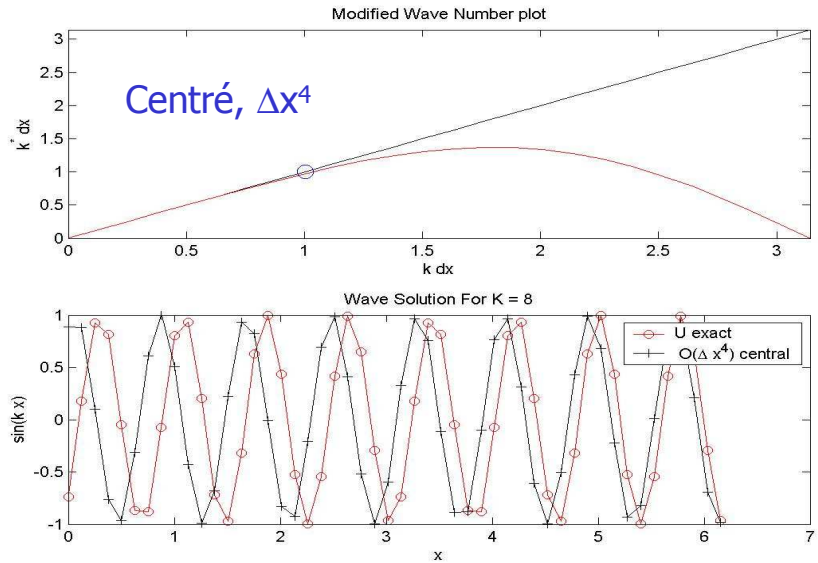
- Choix du modèle discret => Hypothèses => Erreurs de discrétisation
  - Schéma spatial
    - Centré => dispersif
    - Décentré => dissipatif
  - Schéma temporel (ordre pair / impair => dissipatif ou dispersif ou les deux…)
    - Explicite : peu coûteux
    - Implicite : plus coûteux, plus stable donc plus robuste mais aussi plus dissipatif

Bilan modèle discret

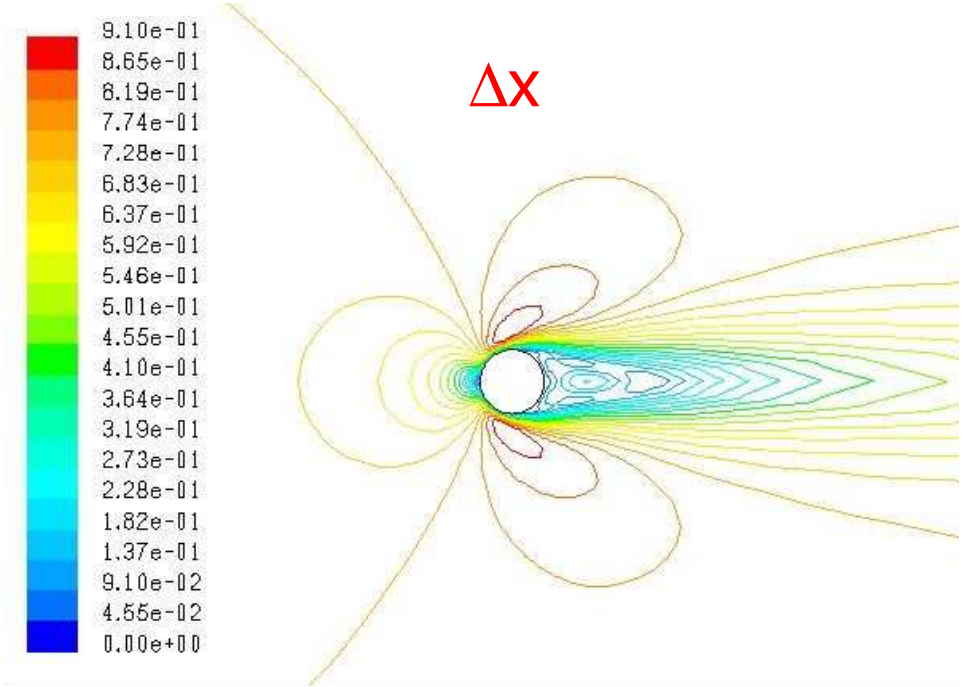






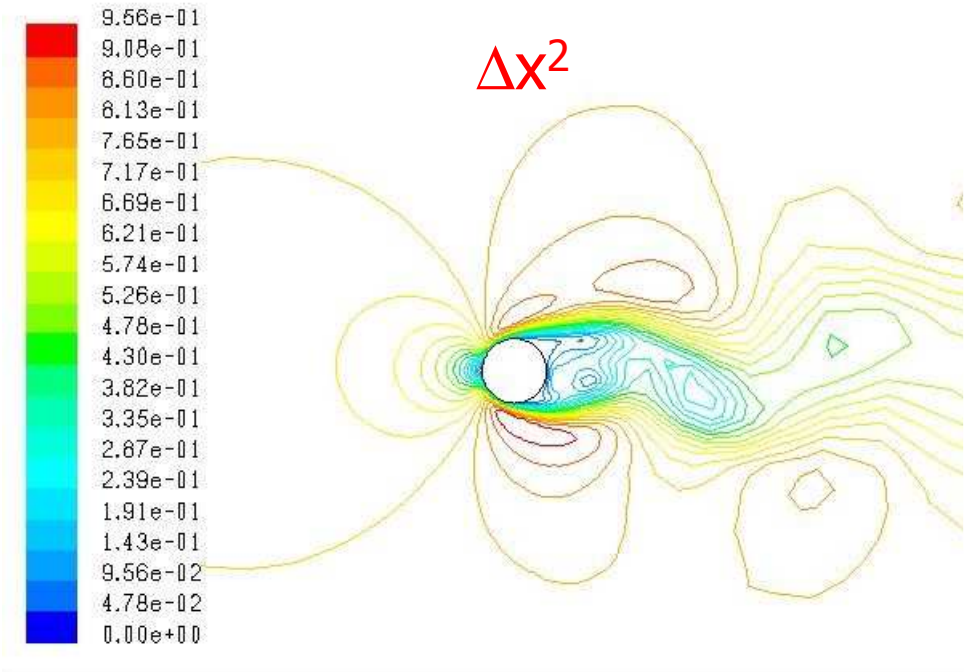


Bilan modèle discret



Δx : solution stationnaire

Coefficient de portance = 0.00
Coefficient de traînée = 1.36

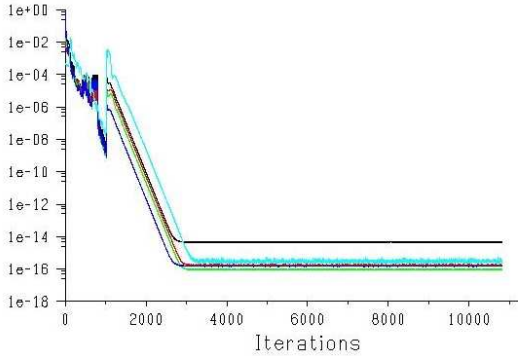


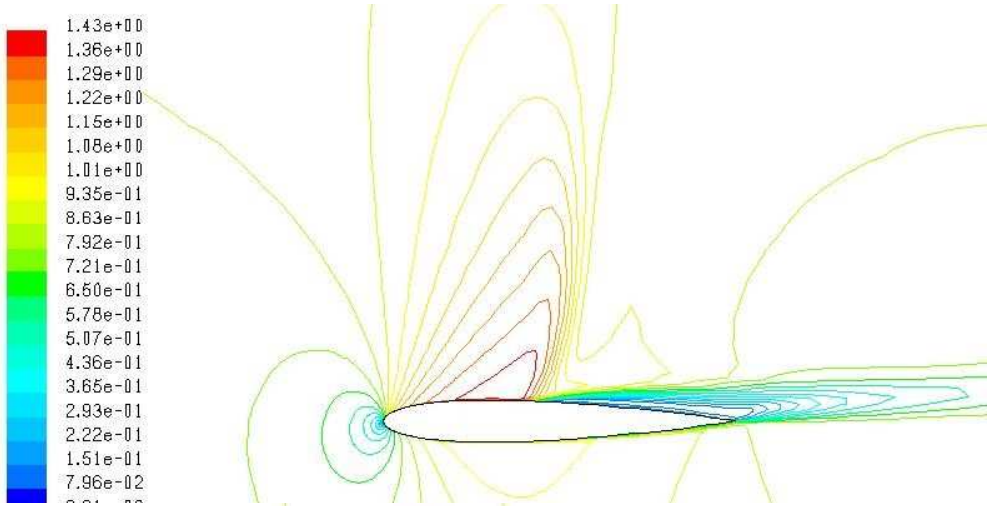
Δx^2 : solution instationnaire

Coefficient de portance = 0.00 ± 0.35
Coefficient de traînée = 1.30 ± 0.01

Bilan modèle discret

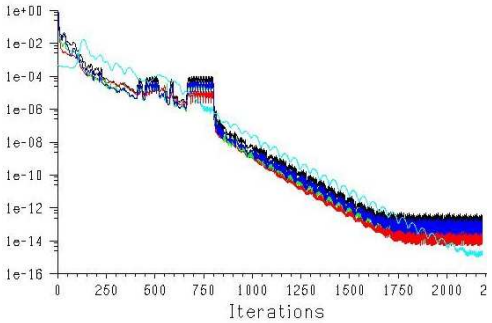
- Choix des schémas spatial et temporel => Hypothèses => Erreurs de discrétisation

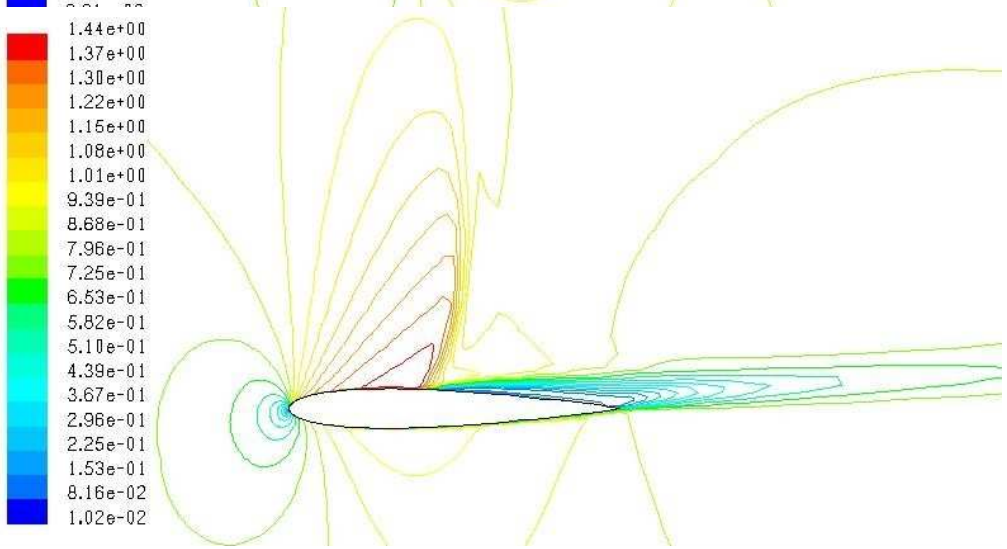




seg-imp-Δx
i = 4°
C_l = 0.69
C_d = 0.09

seg-imp-Δx^2
i = 4°
C_l = 0.36
C_d = 0.05

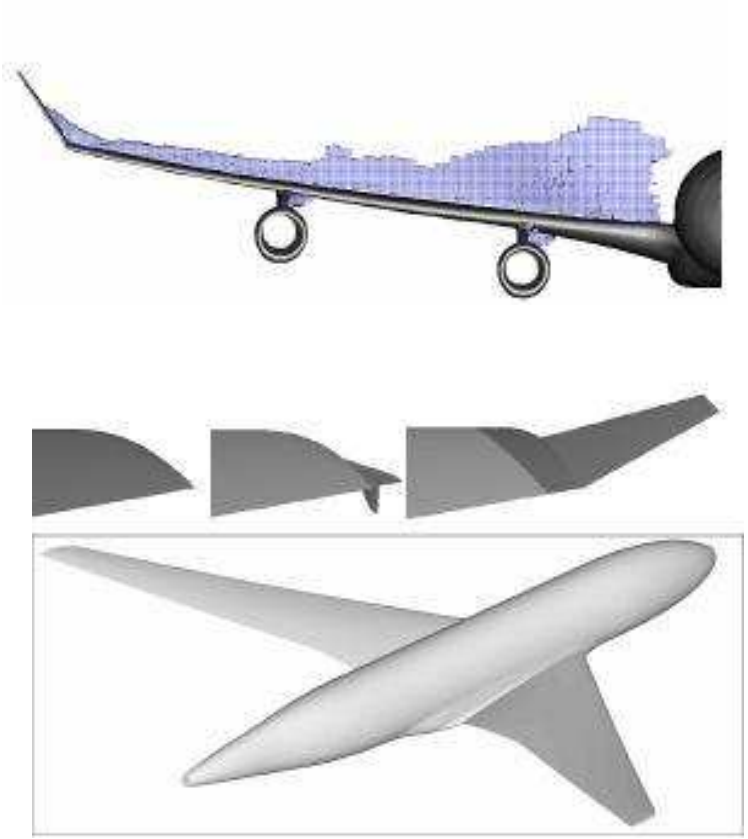




cou-imp-Δx^2
i = 4°
C_l = 0.34
C_d = 0.05

Analyse de résultats publiés

Aerodynamic and Structural Behaviour of a Wing Equipped with a Winglet at Cruise



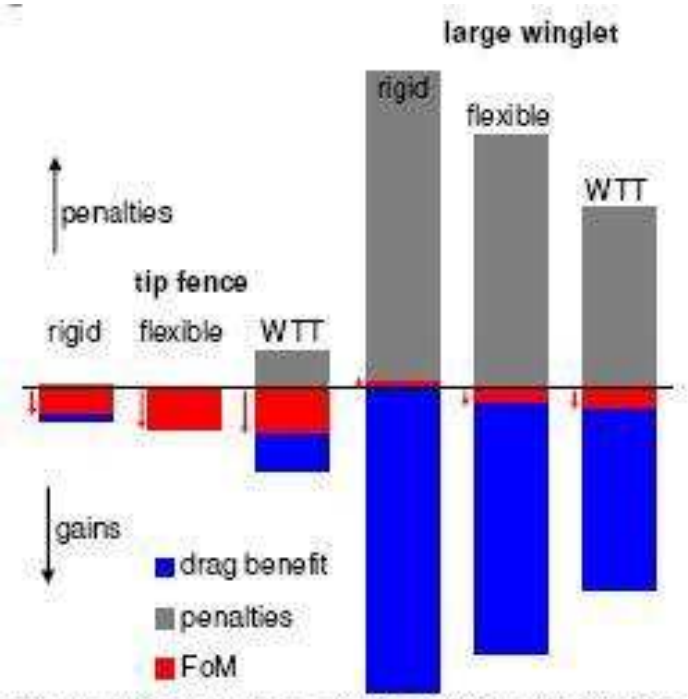


Figure 9. Comparison of the rigid and flexible assessments of a tip fence and a large winglet in comparison with a reference Küchemann tip.
The penalties include structural, weight and industrial trade-off considerations.

AIAA paper 2006-1489

Analyse de résultats publiés

Aerodynamic and Structural Behaviour of a Wing Equipped with a Winglet at Cruise

Extrait d'une publication :

A. Aerodynamic Computations

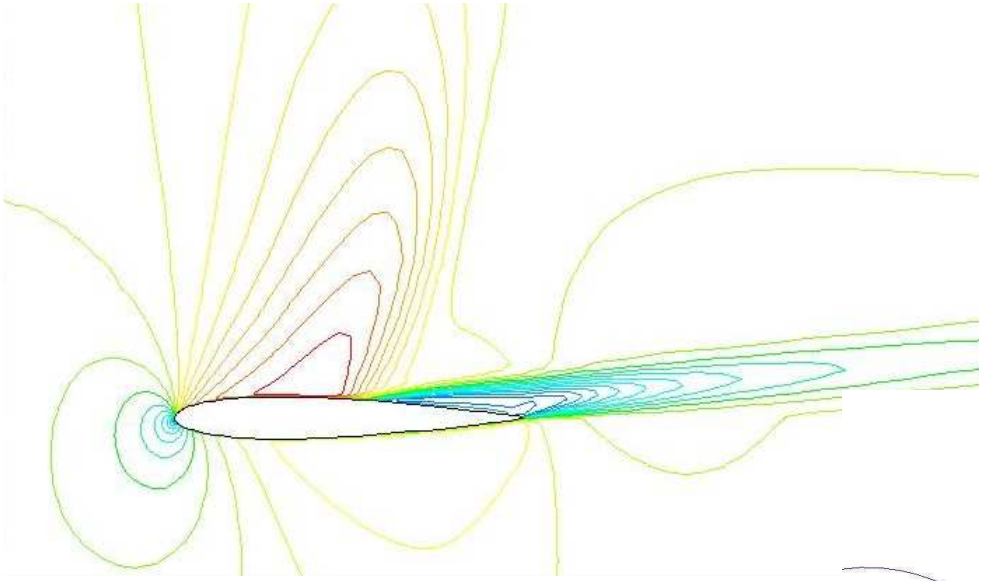
The aerodynamic computations have been carried out with the elsA[9] Reynolds Averaged Navier-Stokes aerodynamic software. The one equation Spalart–Allmaras turbulence model has been used together with an implicit LU scheme with relaxation. A second order central difference is used for the spatial discretisation of the mean flow (Jameson scheme with second and fourth order dissipation terms). A first order central discretisation is used for the turbulent quantities. The first order backward-Euler time scheme is used. The multigrid technique is applied to speed up the convergence process.

The computed fluid around the geometry is discretised in structured blocks. The assessment of the elsA software for applied civil aircraft configurations is presented in Ref. 10. For this tip device study a high level of similarity between the meshes is achieved in order to limit the mesh effects between the configurations.

AIAA paper 2006-1489

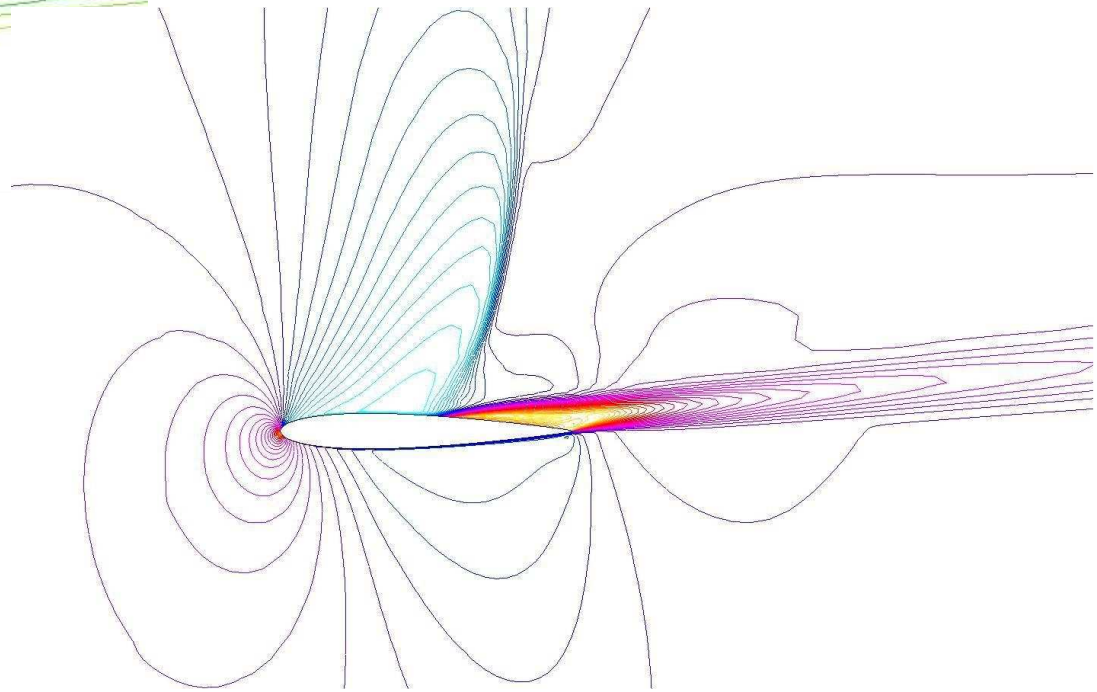
Bilan résolution

- Choix Δx, Δt, critère conv., précision machine => Hypothèses => Erreurs de résolution



Sans adaptation

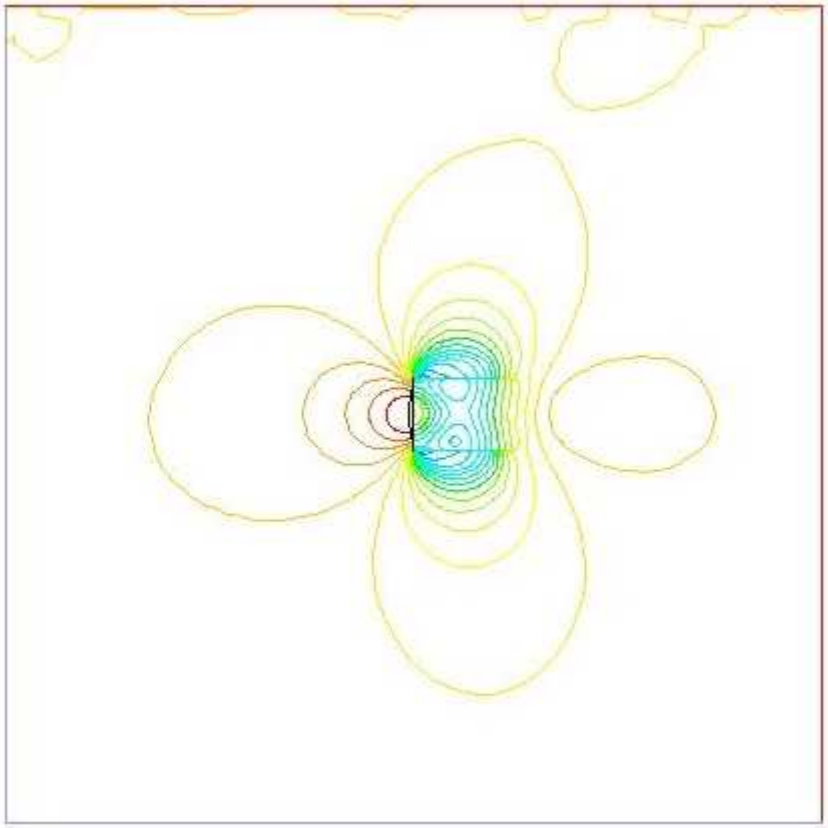
Avec adaptation



Bilan cal

- Choix des conditions aux limites => Hypothèses => Erreurs de résolution

Pressure-outlet



Velocity-inlet

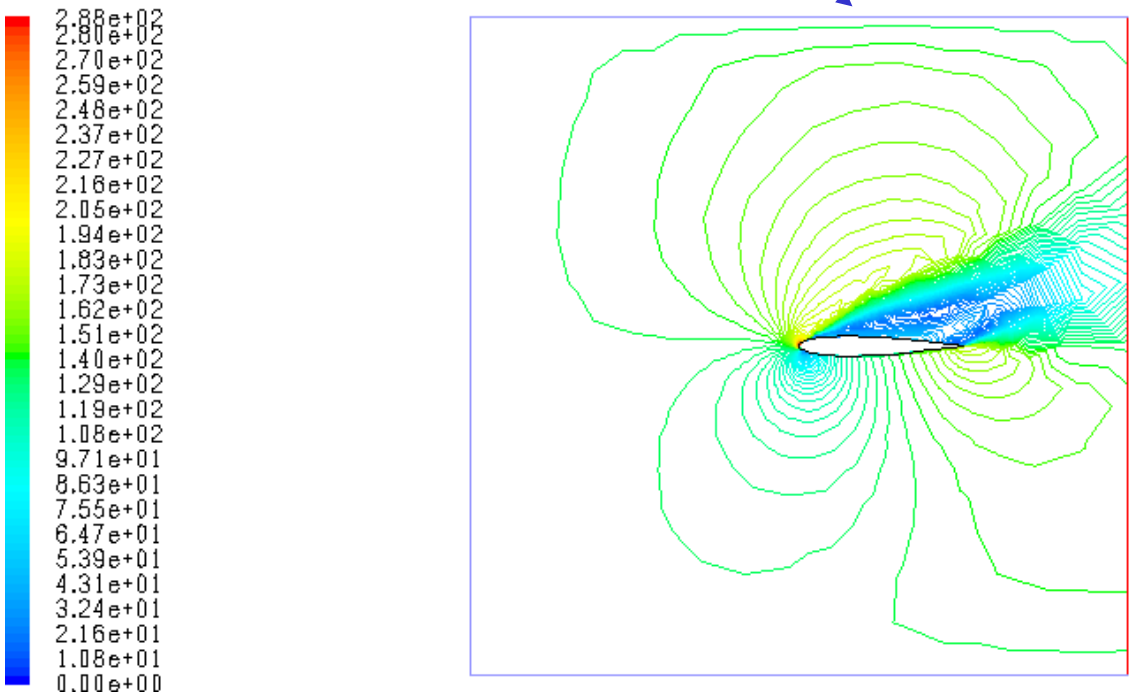
Bilan cal

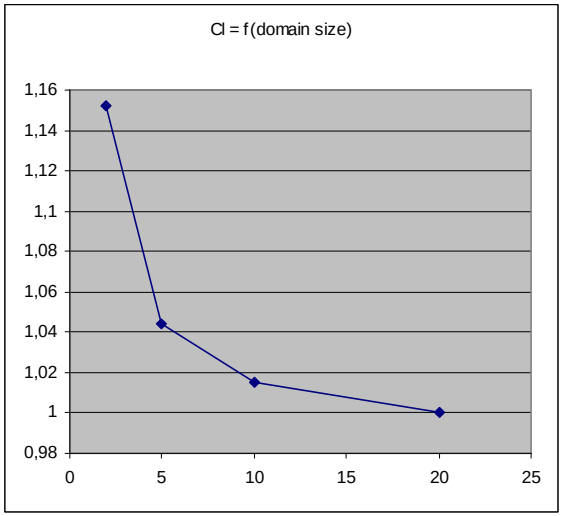
- Choix des conditions aux limites => Hypothèses => Erreurs de résolution

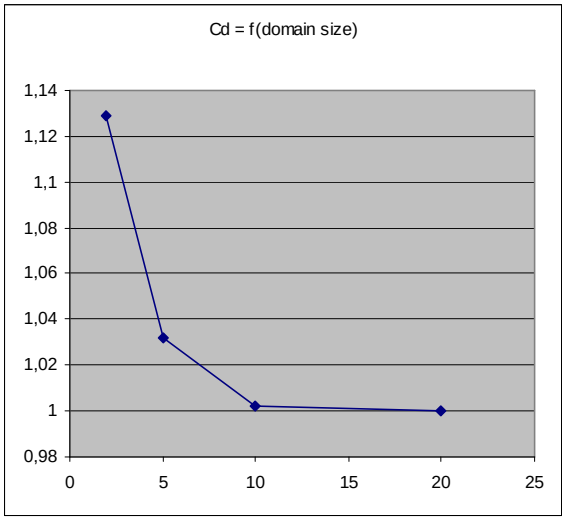
À illustrer sur cas instationnaire cylindre 3.6k

Erreurs de conditions aux limites

Contrainte sur les lignes iso-vitesses







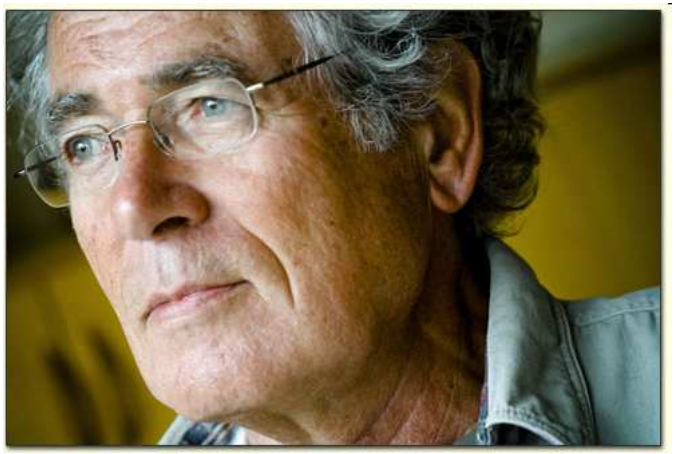
Epilogue

About CFD,

Never forgot the sentence of Henk Tennekes

In his provocative 1986 speech:

"No forecast is complete without a forecast of forecast skill"



Epilogue

WILL THE WIND TUNNEL REPLACE THE COMPUTER?

by Robert Coopersmith, January, 2096, Lockheed Aeronautical Systems Company

We all know of the importance of computers in today's aerospace engineering environment. The latest advances in cryogenically cooled semi-superconductor technology and microscopic germanium sub-wafer assembly has made desktop 100 MINS (Millions of Navier-Stokes solutions) machines commonplace in engineering use.

We are also aware, however, of the high cost of this aging technology. The most accurate aerodynamics prediction code available today, FLO-1234.5, is so complex and expensive that it has never been run. Many other codes, if run to completion, would require CPU time exceeding the average human lifespan. Most engineers attribute this situation to the time when the task of writing aerodynamic computer programs was automated and handed over to the computers. We now have codes too complex to be understood by any human being. The cost of computing has been rising exponentially over the years. Clearly, if these trends continue unabated, computational solutions will soon be beyond anyone's means.

Fortunately, there is an exciting new technology on the horizon which may someday replace the computer for aerodynamic design and analysis. Two workers at UNCAF (United Nations Computational Aerodynamics Facility) have recently made a startling discovery. They found that by building a small wooden model of an airplane and then blowing air past it in an enclosed tunnel, reasonably accurate predictions may be made of what the flow codes would compute. They refer to the method they have discovered as a "wind tunnel". At present, "wind tunnel" modeling is still in an early and relatively crude stage, and cannot be expected to precisely reproduce numerical results. For example, the continuous surface of a wood or metal airplane model will never exactly duplicate the discrete nature of a computational grid. Also, some factors, such as artificial viscosity, are neglected completely in wind tunnel modeling. It may be especially hard to accurately predict linearized potential flow in the tunnel. Nevertheless, in many cases, the wind tunnel agrees surprisingly well with the computer.

Constructing a wind tunnel model is much quicker and less labor-intensive than running all but the simplest computer programs. Shops such as Minicraft or Static Engineering complete even a highly detailed titanium model in a mere matter of months. Thus, many design iterations and trade-off studies can be conducted in a fraction of the time required via the computer. Advances in wind tunnel technology and model fabrication are expected to proceed at a rapid pace. Many promising techniques, such as the chiseling of facets in Plaster-of-Paris models to more closely resemble computational panelings and grids, are already being suggested by researches around the world. The future prospects of this amazing new wind tunnel technology are bounded only by the imagination.

But what, you may ask, will be the fate of the millions of computational aerodynamicists presently employed in the aerospace industry? Is the wind tunnel a threat to their job security? While it is true that some may lose their jobs, a brand-new demand will be created for those well-versed in the state-of-the-art wind tunnel technology. Engineering graduate schools are already replacing courses in Finite Volume Methods and Grid Generations with curricula in woodworking and whittling. Clearly, the engineer will be freed from the tyranny and drudgery of computational methods, giving him more time to concentrate on creative tasks. It is doubtful, however, that the computer will ever be completely eliminated: the thought of an airplane designed solely from wind tunnel data without the aid of the computer seems too incredible to believe. While the wind tunnel may never fully replace the computer, it is almost certain to become the most useful engineering tool of the future.

Appeared in AIAA Student Journal.