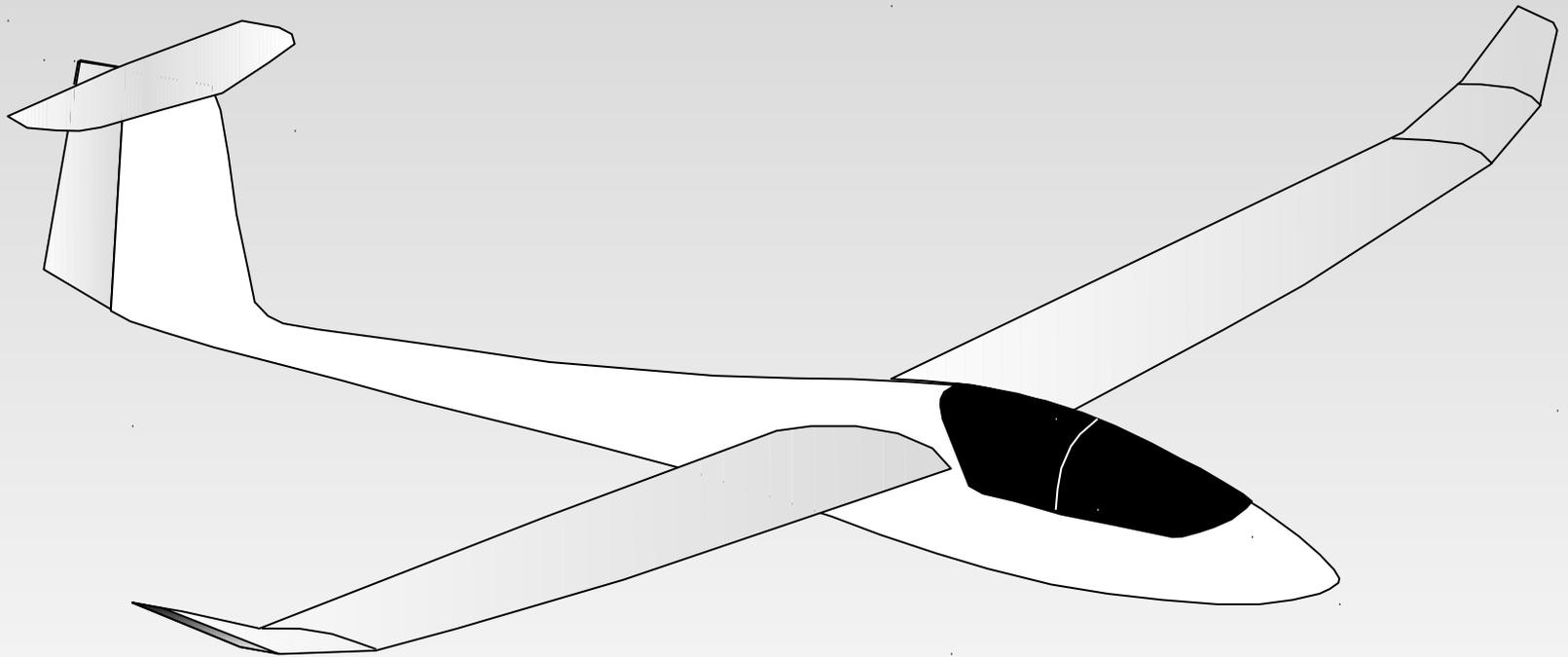


F.A.Q : Signification et résolution du message d'erreur "Point is out of the flight envelope ?"



A propos de la viscosité

- Le message d'erreur est indirectement une conséquence de la viscosité du fluide, c'est donc un bon point de départ pour l'explication
- L'air dans lequel l'avion vole est visqueux. Sa viscosité est caractérisée par
 - La viscosité dynamique (absolue) : μ [kg/m/s]
 - ou par la viscosité cinématique : ν [m²/s] ou [centistokes]
- Les deux constantes sont liées par : $\mu = \rho \cdot \nu$
où ρ est la densité du fluide [kg/m³]

Le nombre de Reynolds

$$Re = \frac{CV}{\nu}$$

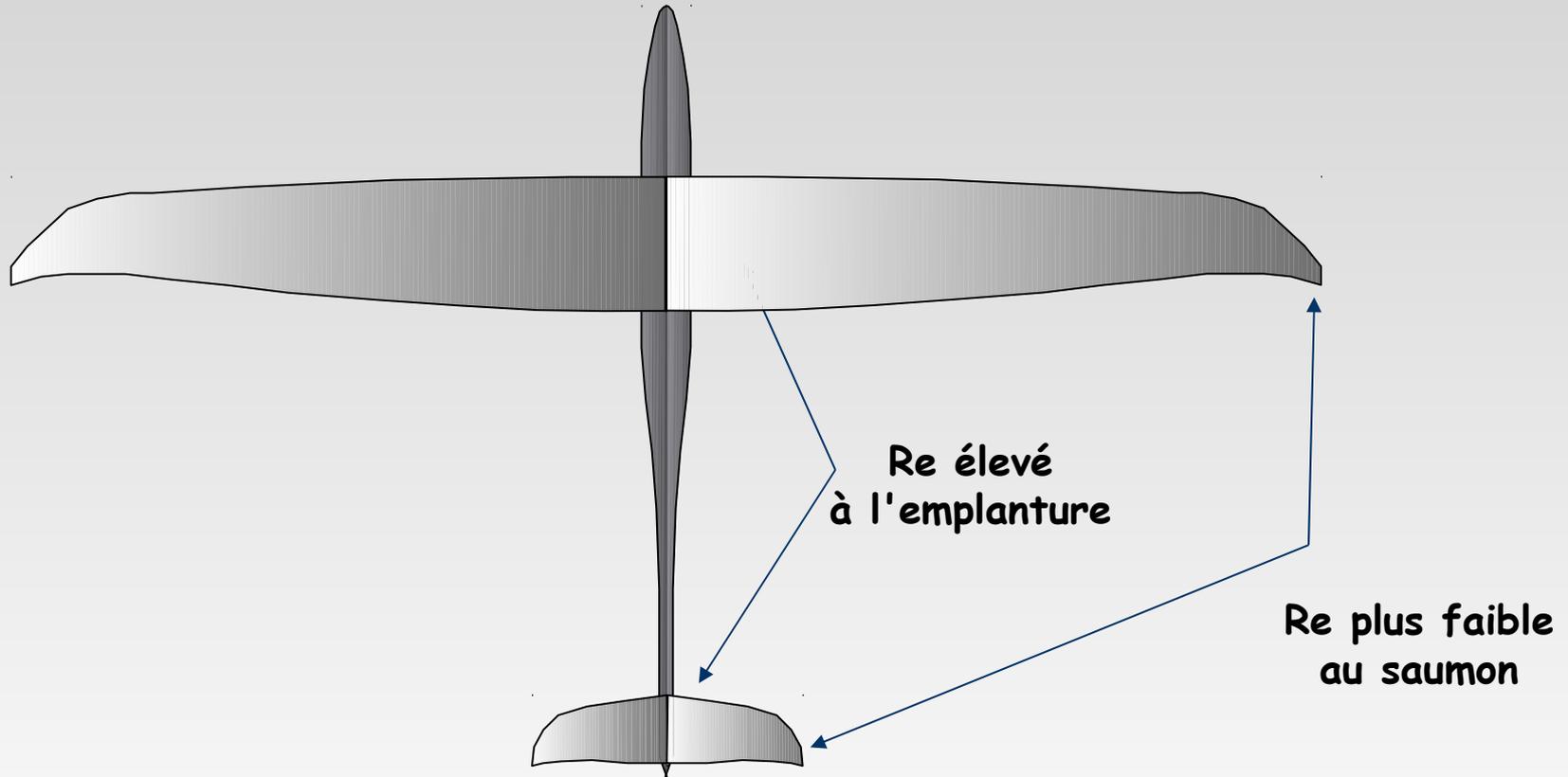
- où C est une longueur de référence
- V est la vitesse du fluide
- ν est la viscosité cinématique du fluide

Le nombre de Reynolds Re :

- est adimensionnel, c.a.d. sans unité
- est une mesure du rapport des forces d'inertie aux forces visqueuses : plus la vitesse est élevée, plus faible est l'influence de la viscosité

Le nombre de Reynolds appliqué à l'avion

- La longueur de référence usuelle C est la corde locale
- Ceci implique que le nombre de Reynolds varie selon l'envergure



Traînée induite et traînée visqueuse

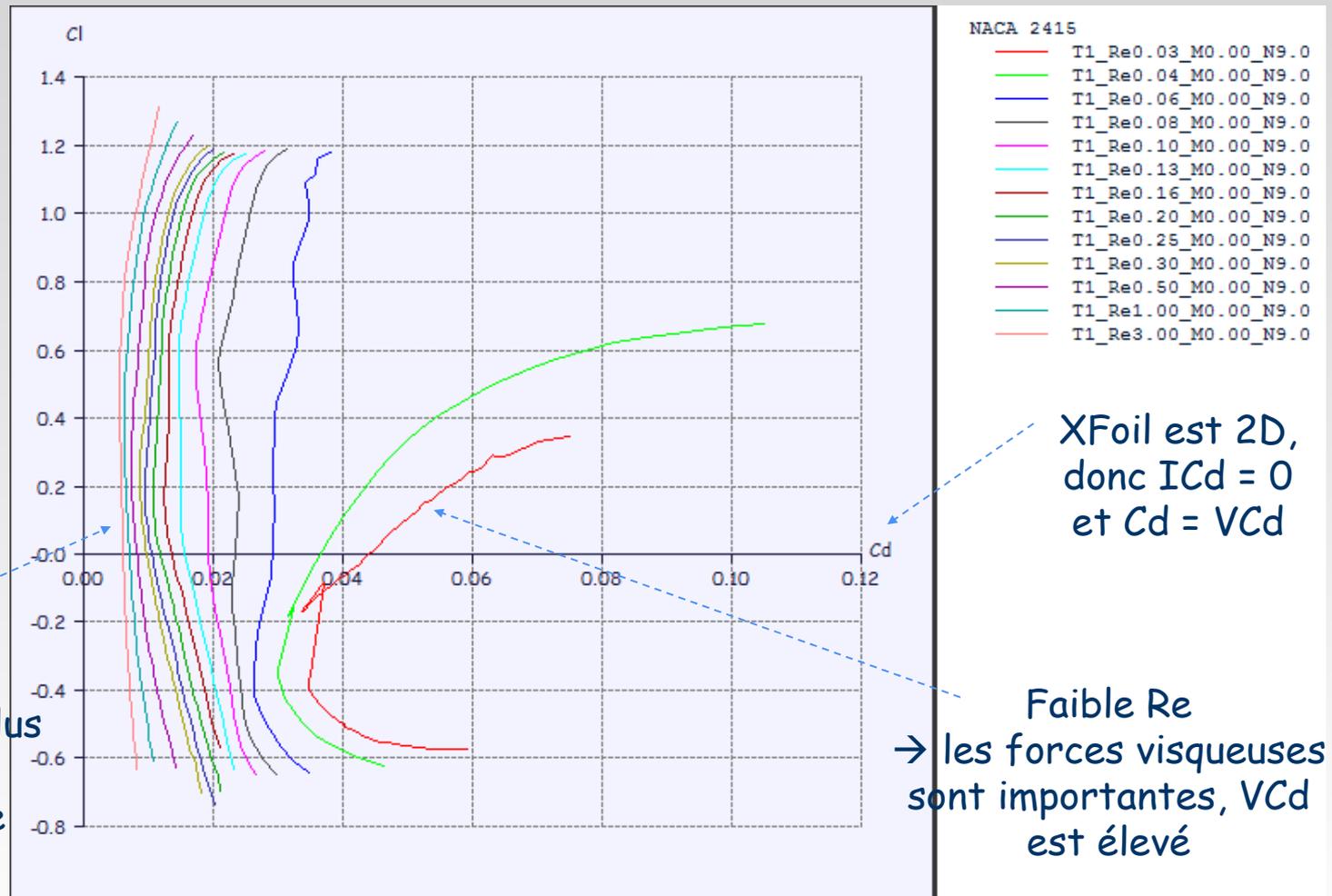
- La traînée induite est liée à l'énergie cinétique donnée par l'avion au fluide, et dépend de la vitesse de l'avion:
 - Traînée induite = $\frac{1}{2} \rho S V^2 ICd$
 - **ICd ne dépend pas de la vitesse de l'avion**
- Comme on peut le deviner, la traînée visqueuse résulte de la viscosité du fluide :
 - Traînée visqueuse = $\frac{1}{2} \rho S V^2 VCd$
 - **VCd dépend de la vitesse du fluide**, et donc du nombre de Reynolds

Illustration
graphique en
planche suivante



Coefficient de traînée visqueuse V_{Cd}

- Tout serait plus simple si V_{Cd} ne dépendait pas de Re , comme I_{Cd} , mais ce n'est pas le cas. On le voit avec une analyse Xfoil à différents Re



Comportement visqueux et non-visqueux

- Les méthodes LLT classique, VLM, et panneaux 3D reposent sur une hypothèse de fluide non-visqueux
- Il s'ensuit que ces méthodes
 - ne calculent pas la traînée visqueuse
 - donnent des résultats indépendants de la vitesse
- Malheureusement, à l'échelle de nos modèles réduits, **la traînée visqueuse n'est pas négligeable**
- Etant donné qu'il n'existe pas de théorie simple pour prendre en compte la viscosité dans un calcul LLT, VLM ou panneaux 3D, on estime ses effets en extrapolant depuis les résultats en 2D

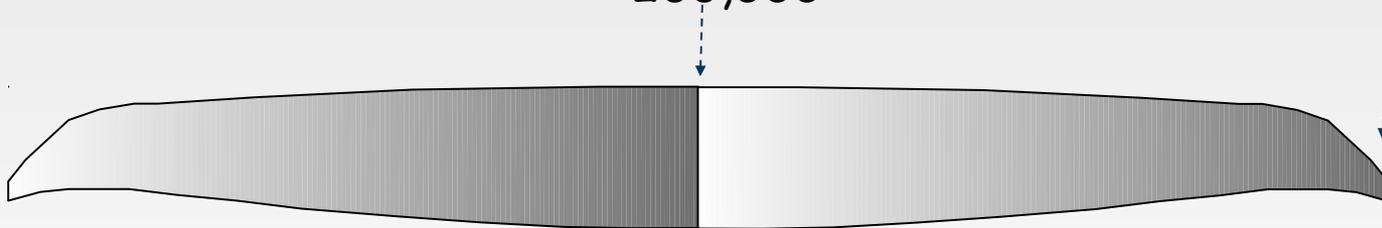
**Pas vraiment satisfaisant, mais c'est
le mieux que l'on sache proposer**



Un exemple

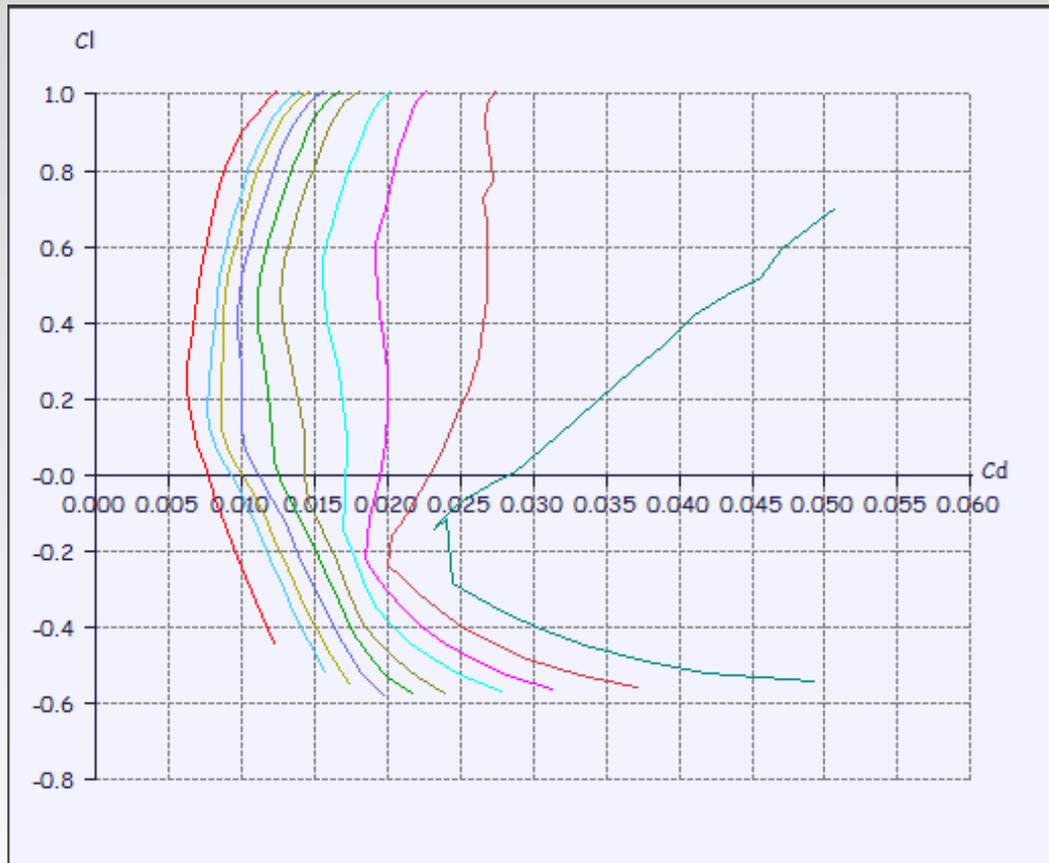
| | |
|--|--|
| Considérons une aile d'envergure | 1 500 mm |
| Le planeur vole à | 15 m/s |
| La corde à l'emplanture est de 200 mm = | 0.20 m |
| La corde au saumon est de 30 mm = | 0.03 m |
| La viscosité cinématique de l'air est | $\nu = 1.5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ |
| Le profil est un NACA 2412 sur toute l'envergure | |

$$Re_{\text{Emplanture}} = 0.2 \times 15 / 1.5 \cdot 10^{-5} = 200,000$$
$$Re_{\text{Saumon}} = 0.03 \times 15 / 1.5 \cdot 10^{-5} = 30,000$$



1ère étape : Génération du réseau de polaire du profil

Ceci est réalisé dans l'Application "XFOIL Direct Analysis" avec la commande "Polars/Run Batch Analysis"



NACA 2412

- T1_Re0.04_M0.00_N9.0
- T1_Re0.06_M0.00_N9.0
- T1_Re0.08_M0.00_N9.0
- T1_Re0.10_M0.00_N9.0
- T1_Re0.13_M0.00_N9.0
- T1_Re0.16_M0.00_N9.0
- T1_Re0.20_M0.00_N9.0
- T1_Re0.25_M0.00_N9.0
- T1_Re0.30_M0.00_N9.0
- T1_Re0.50_M0.00_N9.0

Notre réseau
s'étend de
 $Re=40\ 000$ à
 $Re=500\ 000$

2ème étape : Analyse de l'aile

Polar Analysis

Test Wing
 Auto Analysis Name T1-15.0 m/s-VLM2- 0.00mm

Polar Type
 Type 1 (Fixed Speed) Type 2 (Fixed Lift) Type 4 (Fixed Alpha)

Airplane and Flight Data

| | | |
|--------------------|---------|-----|
| Free Stream Speed | 15.00 | m/s |
| Plane Weight | 500.000 | g |
| Angle of Attack | 0.00 | ° |
| Mom. ref. location | 0.00 | mm |

Flight Characteristics

| | | |
|--------------|---------|-------------------|
| Wing Loading | 23.072 | g/dm ² |
| Root Re = | 200 000 | |
| Tip Re = | 30 000 | |

Solution method

LLT
 VLM Classic
 Quads
 3D Panels

Aerodynamic Data

Unit International Imperial

ρ = 1.226 kg/m³
 ν = 1.500e-5 m²/s

Options

Viscous Wake...
 Tilt Geometry Wake Roll-Up
 Plane's wings as thin surfaces

Ground effect

Ground Effect
Height = 0.00 mm

OK Cancel

← On crée l'analyse

On lance le calcul pour $\alpha=1^\circ$ →

3ème étape : exploitation des messages d'erreur

- Malheureusement, aucun résultat n'est généré : pourquoi ?
- Les messages ont défilé trop vite pendant l'analyse, aussi, on affiche le fichier journal depuis le menu OpPoint (Raccourci "L")

Note : L'extension de fichier ".log" devrait être associée par défaut aux fichiers texte dans le système d'exploitation. Faire l'association manuellement si ce n'est pas le cas

```
Test Wing
July 25, 2008 at 20:27:04
```

```
Solving the problem...
```

```
Creating the influence matrix...
Solving the linear system...
Calculating the vortices circulations...
```

```
...Alpha=1.00
```

```
Calculating induced angles...
Calculating aerodynamic coefficients...
Calculating wing...
```

```
Span pos = -679.00 mm, Re = 36 786, Cl = 0.25 is outside the flight envelope
Span pos = 679.00 mm, Re = 36 786, Cl = 0.25 is outside the flight envelope
```

L'interpolation a échoué

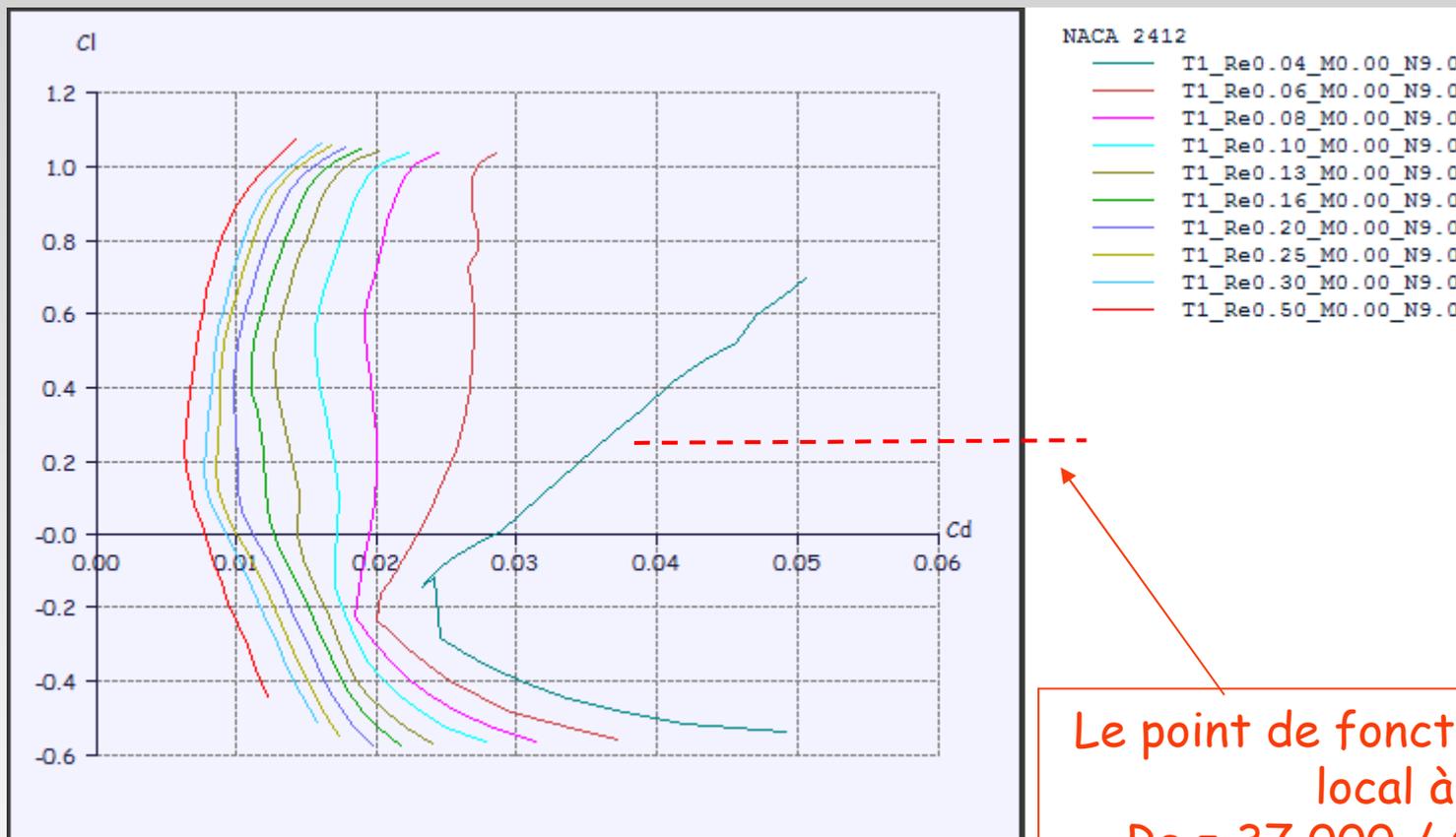
On a un problème au saumon

Le Re calculé à 15 m/s est plus faible que le Re minimum du réseau, qui est de 40 000

Illustration graphique en planche suivante



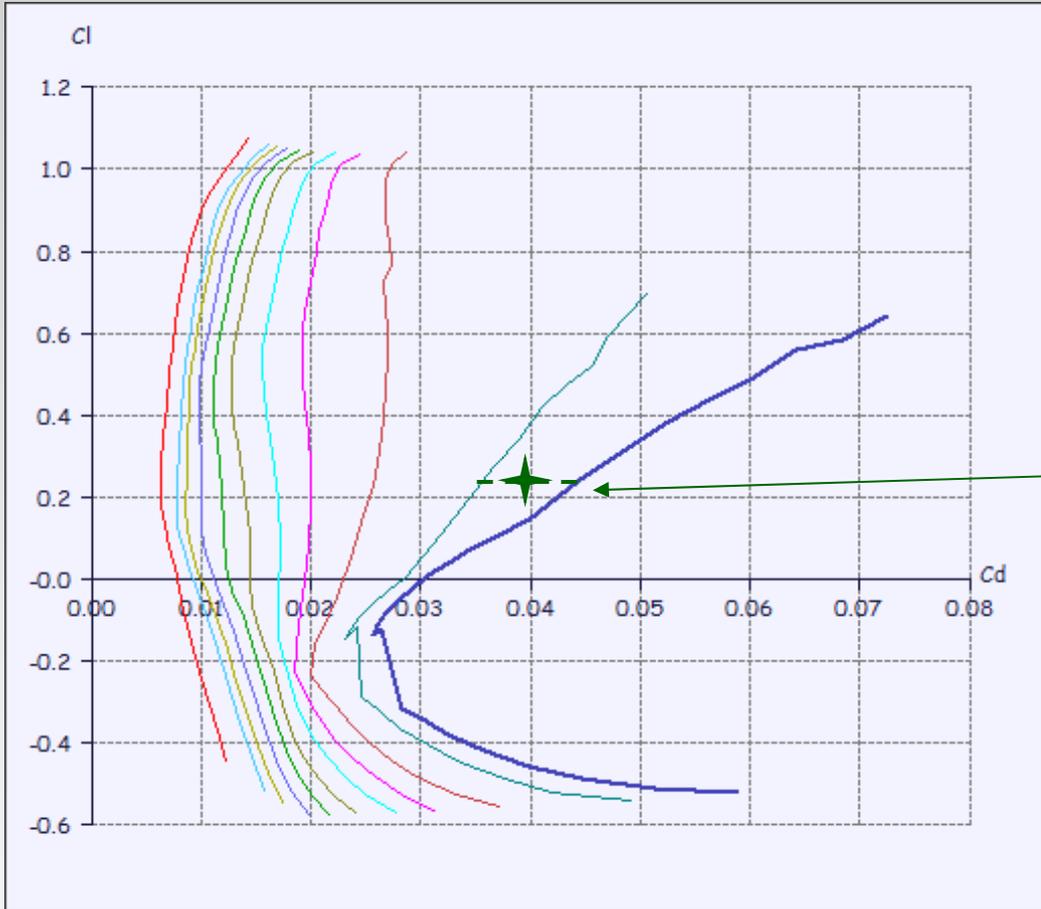
Interpolation des résultats 2D au saumon



Le point de fonctionnement local à $Re = 37\ 000 / C_l = 0.25$ ne peut pas être interpolé

La solution

On étend le réseau à
 $Re = 30\ 000$



NACA 2412

- T1_Re0.03_MO.00_N9.0
- T1_Re0.04_MO.00_N9.0
- T1_Re0.06_MO.00_N9.0
- T1_Re0.08_MO.00_N9.0
- T1_Re0.10_MO.00_N9.0
- T1_Re0.13_MO.00_N9.0
- T1_Re0.16_MO.00_N9.0
- T1_Re0.20_MO.00_N9.0
- T1_Re0.25_MO.00_N9.0
- T1_Re0.30_MO.00_N9.0
- T1_Re0.50_MO.00_N9.0

Le point de fonctionnement local
 $Re = 37\ 000 / C_l = 0.25$
peut maintenant être interpolé entre les deux premières polaires

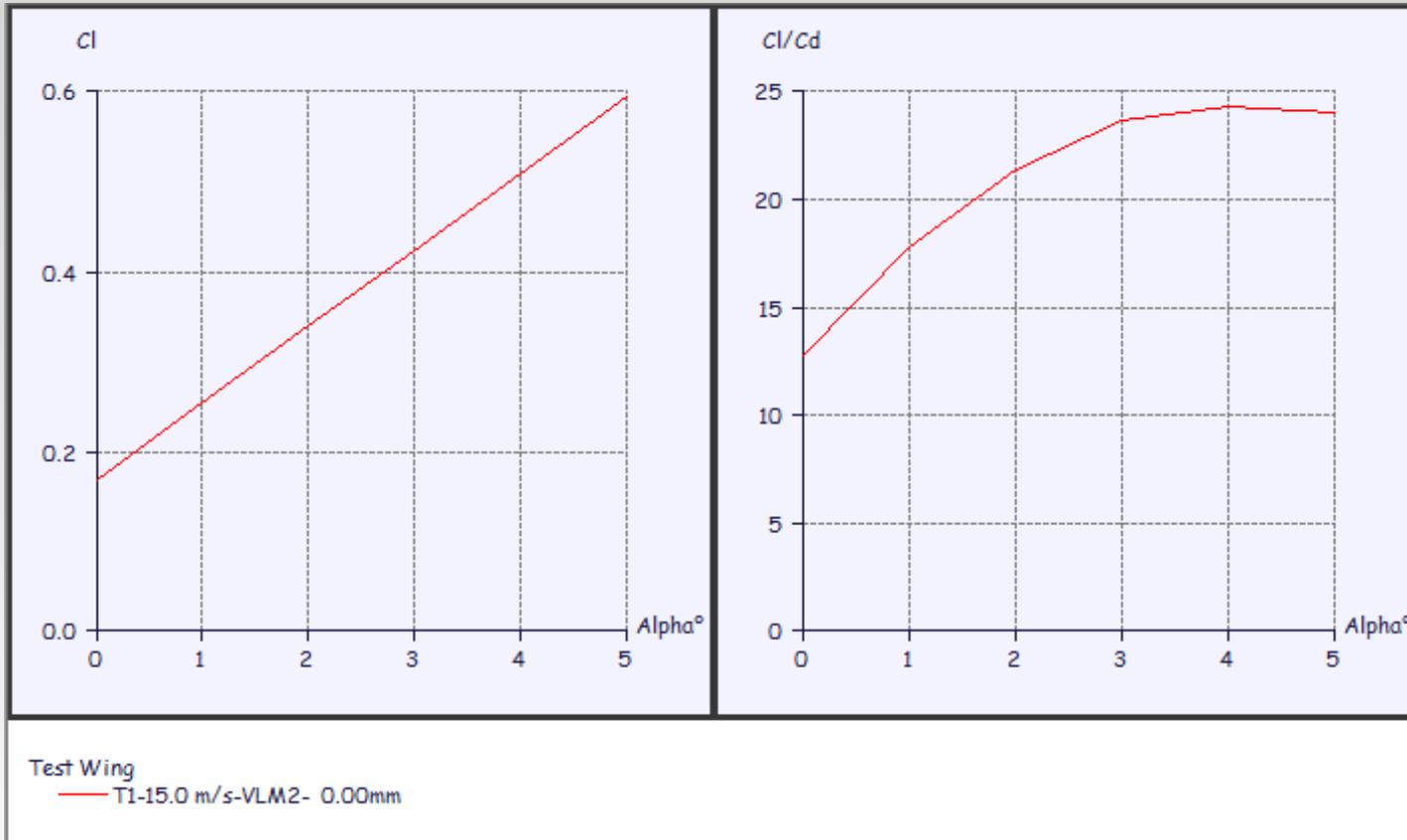
Plus de problème pour $\alpha = 1^\circ$

... on lance donc sans peur un calcul de $\alpha = 0^\circ$ to $\alpha = 10^\circ$

Résultats entre $\alpha = 0^\circ$ to $\alpha = 10^\circ$

Malheureusement, le calcul ne réussit pas au-delà de $\alpha = 5^\circ$

Pourquoi ?



On affiche de nouveau le fichier journal



Exploitation du fichier journal

Test Wing
July 25, 2008 at 20:45:17

Solving the problem...

```
Creating the influence matrix...  
Solving the linear system...  
Calculating the vortices circulations...  
...Alpha=0.00  
  Calculating induced angles...  
  Calculating aerodynamic coefficients...  
  Calculating wing...
```

[...]

```
...Alpha=6.00  
  Calculating induced angles...  
  Calculating aerodynamic coefficients...  
  Calculating wing...
```

```
Span pos = -679.00 mm, Re = 36 786, Cl = 0.65 could not be interpolated  
Span pos = 679.00 mm, Re = 36 786, Cl = 0.65 could not be interpolated
```

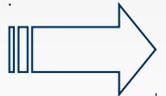
Le problème est encore au saumon

Le Re est OK

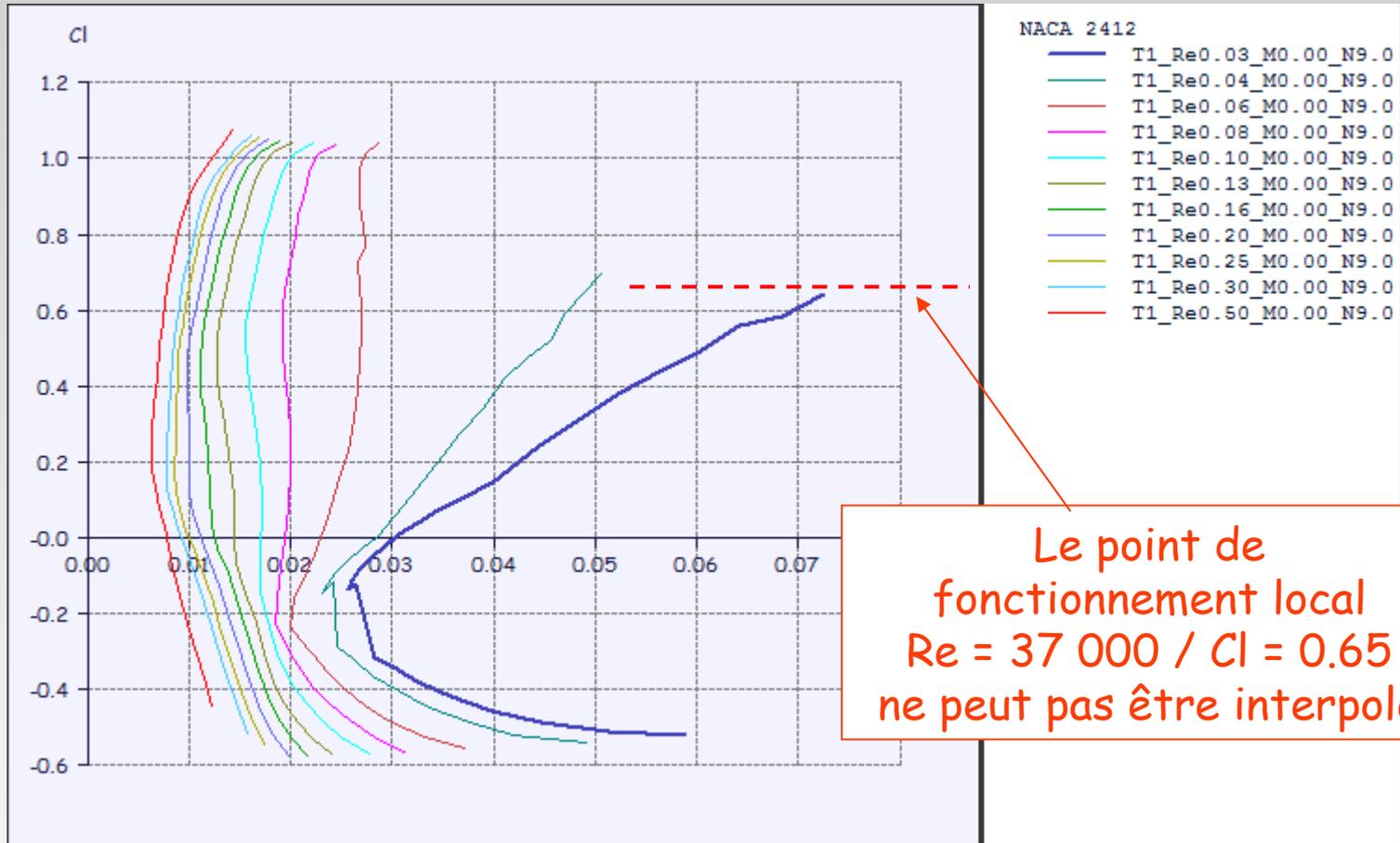
Malheureusement le réseau des polaires du profil ne s'étend pas à $Cl=0.65$ pour $Re=30\ 000$: l'interpolation échoue



Illustration graphique en planche suivante



Interpolation du réseau de polaire à fort Cl



La solution

- On peut chercher à étendre la polaire $Re = 30\ 000$ vers les forts angles d'attaque pour atteindre des valeurs de Cl plus hautes que 0.65
- Deux possibilités :
 1. Le calcul XFoil converge pour $Re = 30k$ et $Cl > 0.65$
→ le problème est résolu et on peut relancer le calcul d'aile
 2. Le calcul XFoil ne converge pas
→ On a atteint les limites de l'approximation 2D pour la traînée visqueuse

En fait, il est probable que la limite de l'approximation a été atteinte bien avant cette valeur du couple (Re, Cl)

En espérant que ces quelques
planches auront aidé !

