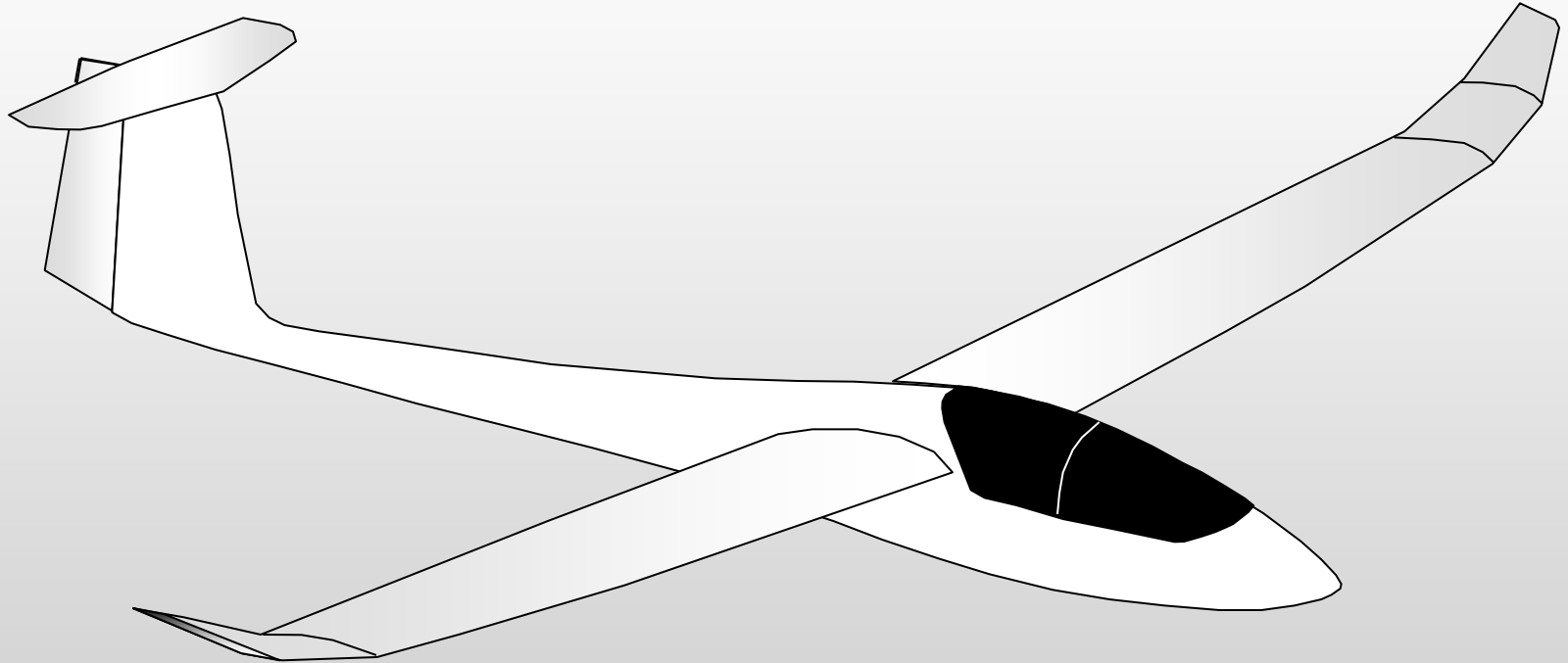


F.A.Q : なぜ

**“Point is out of the flight envelope ?”
というエラーが出るのか？**



粘性について

- このエラーメッセージは間接的に流体の粘性の結果である、
なので粘性は始めるには良いことだ
- 空気は粘性を持ち、以下の係数によって特徴づけられる
 - 粘性係数: μ [kg/m/s]
 - 動粘性係数: ν [m²/s] or [centistokes]
- これらの定数は右式の関係をもつ: $\mu = \rho \cdot \nu$
ここで ρ は流体の密度 [kg/m³]

一般に使われるレイノルズ数

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

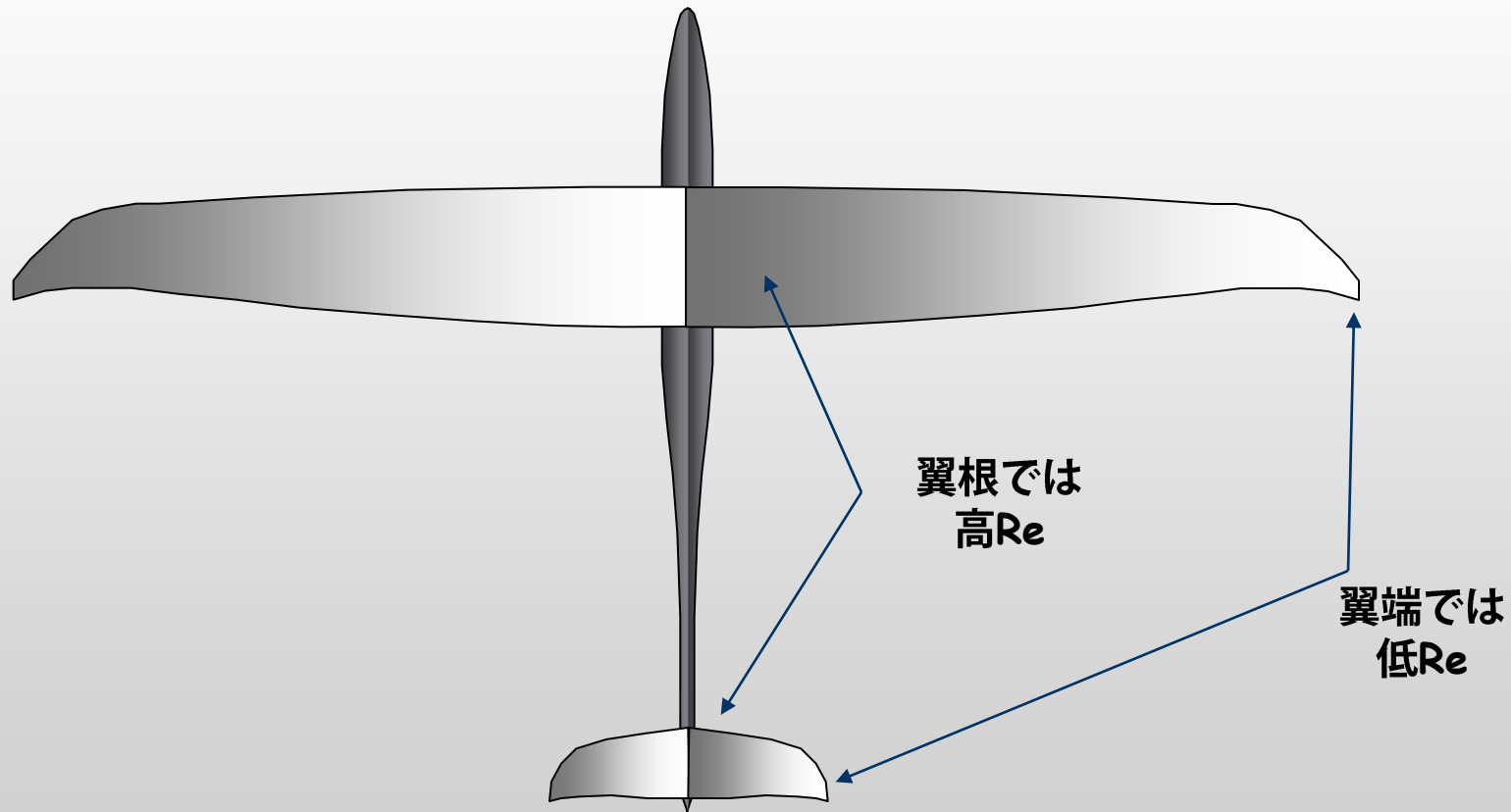
- c は代表長さ
- V は一様流の速度
- ν は動粘性係数

レイノルズ数 Re :

- 無次元数
- 慣性力と粘性力の比：速度が大きくなると粘性力の影響が小さくなる

飛行機のレイノルズモデルへの適応

- 通常、代表長さ c は局所翼弦長
- したがって、 Re 数は翼の場所によって異なる



誘導抗力と粘性抗力

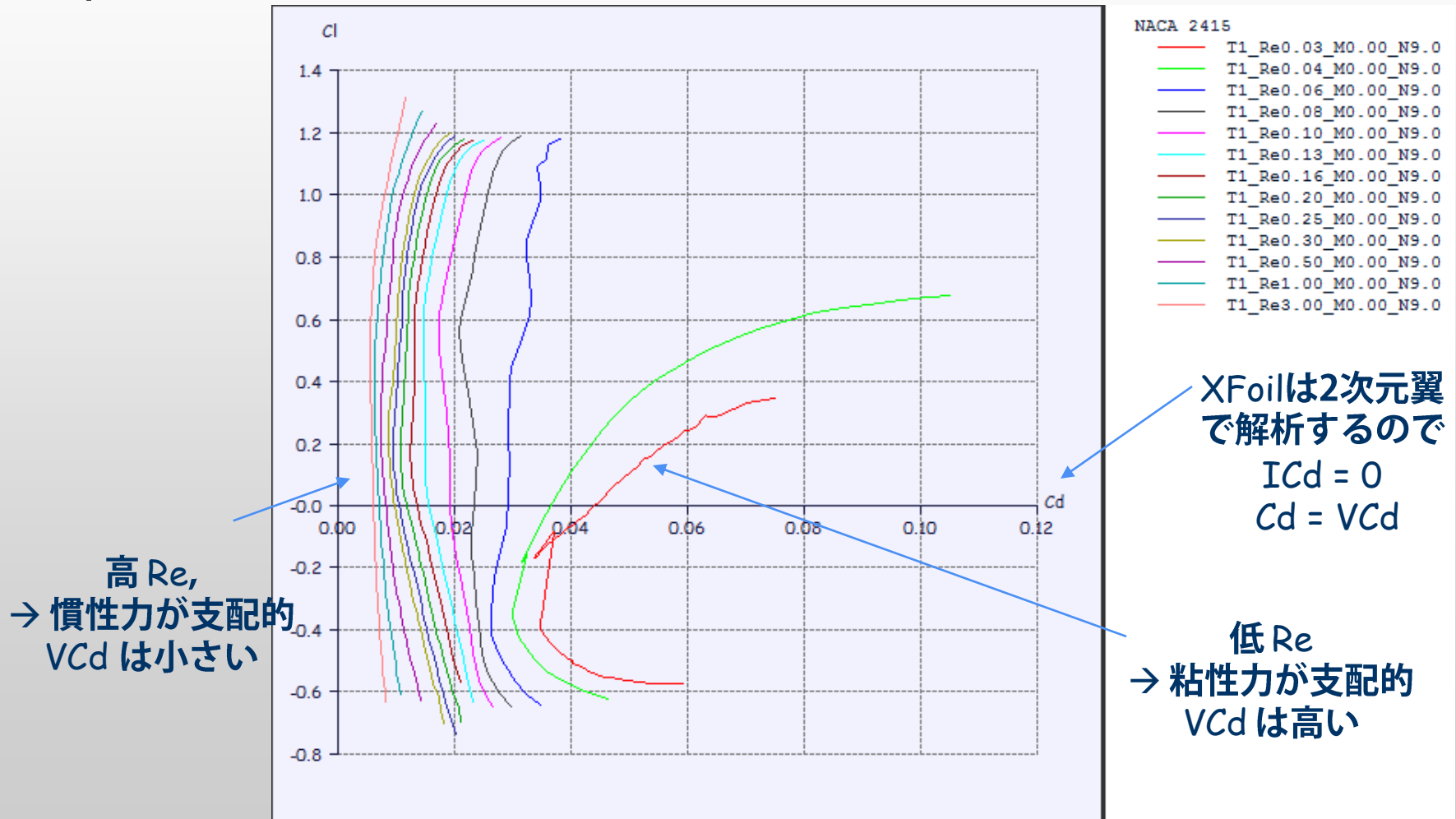
- 誘導抗力は飛行機が流体に与える運動エネルギーと関係していて、飛行機の速度に依存している: $\text{誘導抗力} = \frac{1}{2} \rho S V^2 I C_d$
 - $I C_d$ は飛行機の速度に依存しない
- 推測できるように、粘性抗力は流体の粘性から生じたものである: $\text{粘性抗力} = \frac{1}{2} \rho S V^2 V C_d$
 - $V C_d$ は飛行機の速度, つまり Re 数に依存している

次のスライドで
図示する



粘性抗力係数 VCd

- もし VCd が l_{cd} のように Re に依存しなかったら簡単だった。しかし、そうはならない。これは XFOil でレイノルズ数を変えて解析したもので見ることが出来る



粘性と非粘性の性質

- クラシックな (線形の) LLT, VLM, 3次元パネル法は非粘性流という仮定で計算されている
- したがってこれらの方法による結果は
 - 粘性抗力を無視
 - 速度に依存しない
- 残念なことに、模型飛行機の大きさ・速度では、**粘性抗力は無視できない**
- 模型飛行機のRe数での3次元解析で粘性を考慮に入れる適切な理論は無いので2次元の結果から推定する

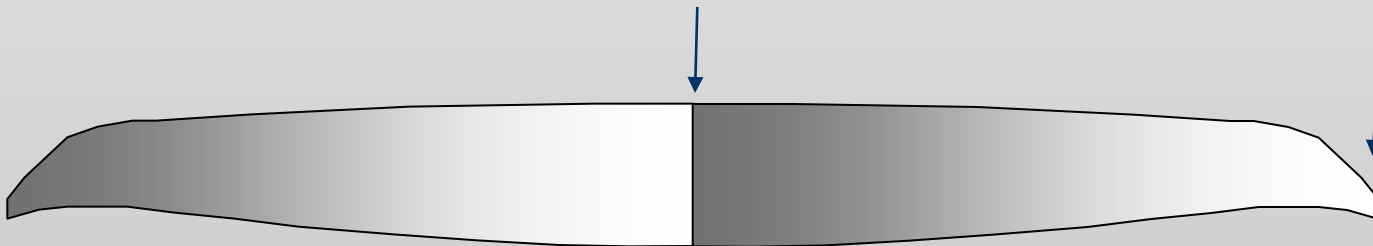
**十分ではないが、
しかしこれが我々に出来るベストです ☹**

例

翼幅	1 500 mm
機速	15 m/s
翼根の翼弦長 200 mm =	0.20 m
翼端の翼弦長 30 mm =	0.03 m
空気の動粘性係数 ν =	$1.5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
翼型は全て NACA 2412	

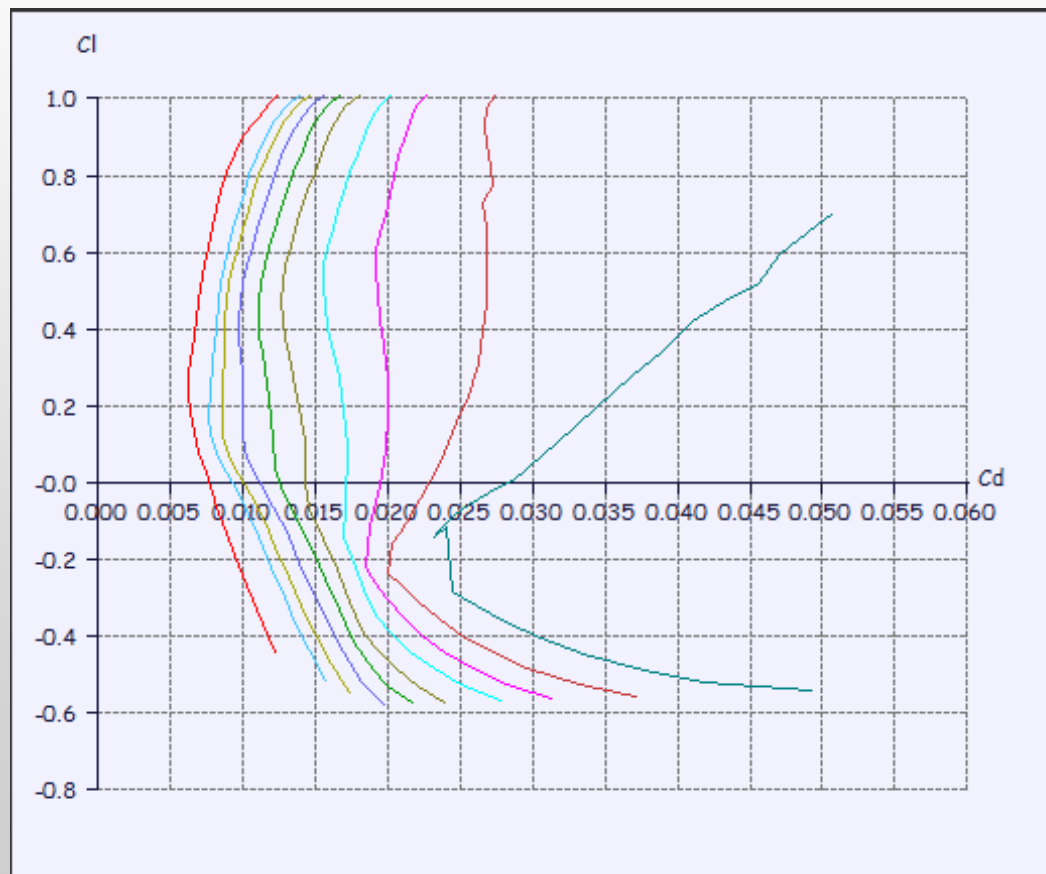
$$\begin{aligned} & Re^{\text{Root}} \\ &= 0.2 \times 15 / 1.5 \cdot 10^{-5} \\ &= 200,000 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & Re^{\text{Tip}} \\ &= 0.03 \times 15 / 1.5 \cdot 10^{-5} \\ &= 30,000 \end{aligned}$$



始めに粘性を考慮した翼型のポラーカーブを作る

これは“Application/XFoil Direct Analysis”メニューの
“Polars/Run Batch Analysis command”を使う



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

Re=40 000
to
Re=500 000

次に翼を解析する

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/dm²
Root Re = 200 000
Tip Re = 30 000

Solution method
☐ LLT
☒ VLM ☐ Classic
☒ Quads
☐ 3D Panels

Aerodynamic Data
Unit ☒ International ☐ Imperial
 $\rho =$ 1.226 kg/m³
 $\nu =$ 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

ポラーカーブを
作る

$\alpha=1^\circ$ で解析を
行う

結果

- 残念なことに、何も出力されない：なぜか？
- 解析中のエラーメッセージは流れていくのが速すぎて読めない、なので“Operating Point”メニューからXFLR5.log ファイルを呼び出す

メモ： “.log”ファイルはデフォルトではメモ帳で開かれる。開けなかったら関連づけする

```
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
```

補間の失敗

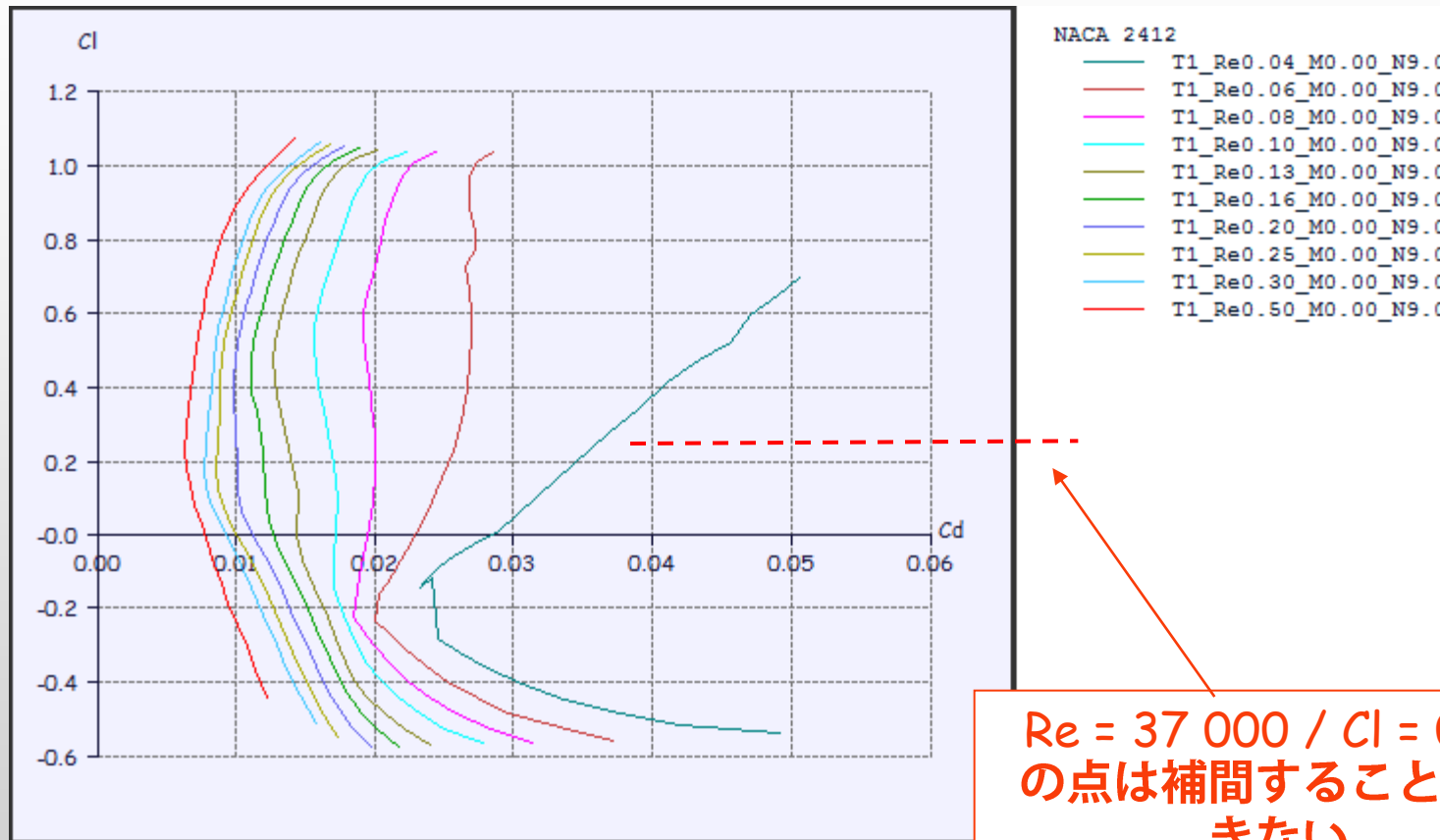
翼端で問題が起き
ている

15 m/s でのReはグラフにした
最小値 40 000より小さい

次のスライドで
これを図示する



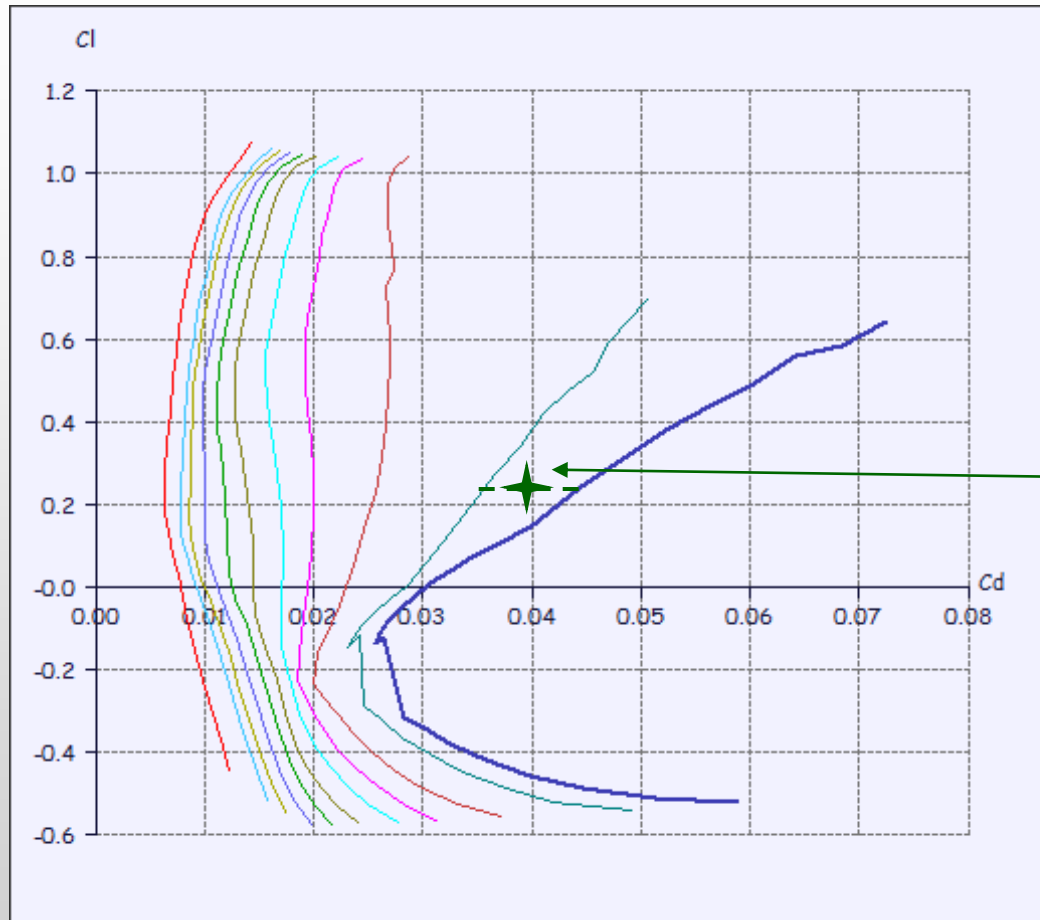
翼端における2次元での結果からの補間



$Re = 37\,000 / C_l = 0.25$
の点は補間することができない

修正

Re = 30 000まで
拡張する



NACA 2412

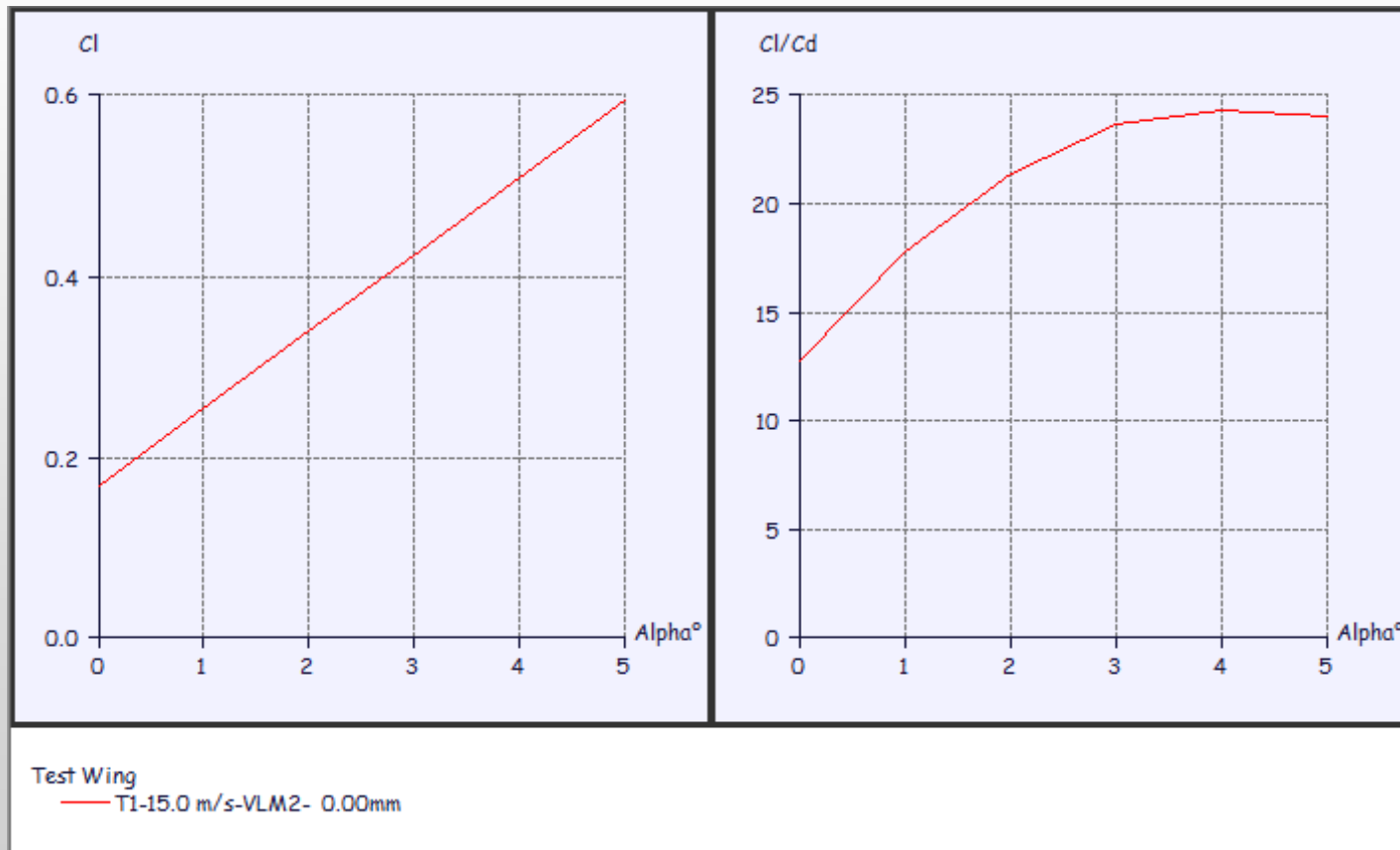
T1_Re0.03_M0.00_N9.0
T1_Re0.04_M0.00_N9.0
T1_Re0.06_M0.00_N9.0
T1_Re0.08_M0.00_N9.0
T1_Re0.10_M0.00_N9.0
T1_Re0.13_M0.00_N9.0
T1_Re0.16_M0.00_N9.0
T1_Re0.20_M0.00_N9.0
T1_Re0.25_M0.00_N9.0
T1_Re0.30_M0.00_N9.0
T1_Re0.50_M0.00_N9.0

Re = 37 000 / Cl = 0.25
の点も補間できるようにな
った

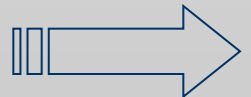
$\alpha = 1^\circ$ では問題がないので
 $\alpha = 0^\circ$ から $\alpha = 10^\circ$ まで解析をする

$\alpha = 0^\circ$ から $\alpha = 10^\circ$ での翼の解析結果

残念なことに $\alpha = 5^\circ$ 以上では解析されない : なぜか？



再びlogファイルを確認する



Logファイルの情報を使う

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
```

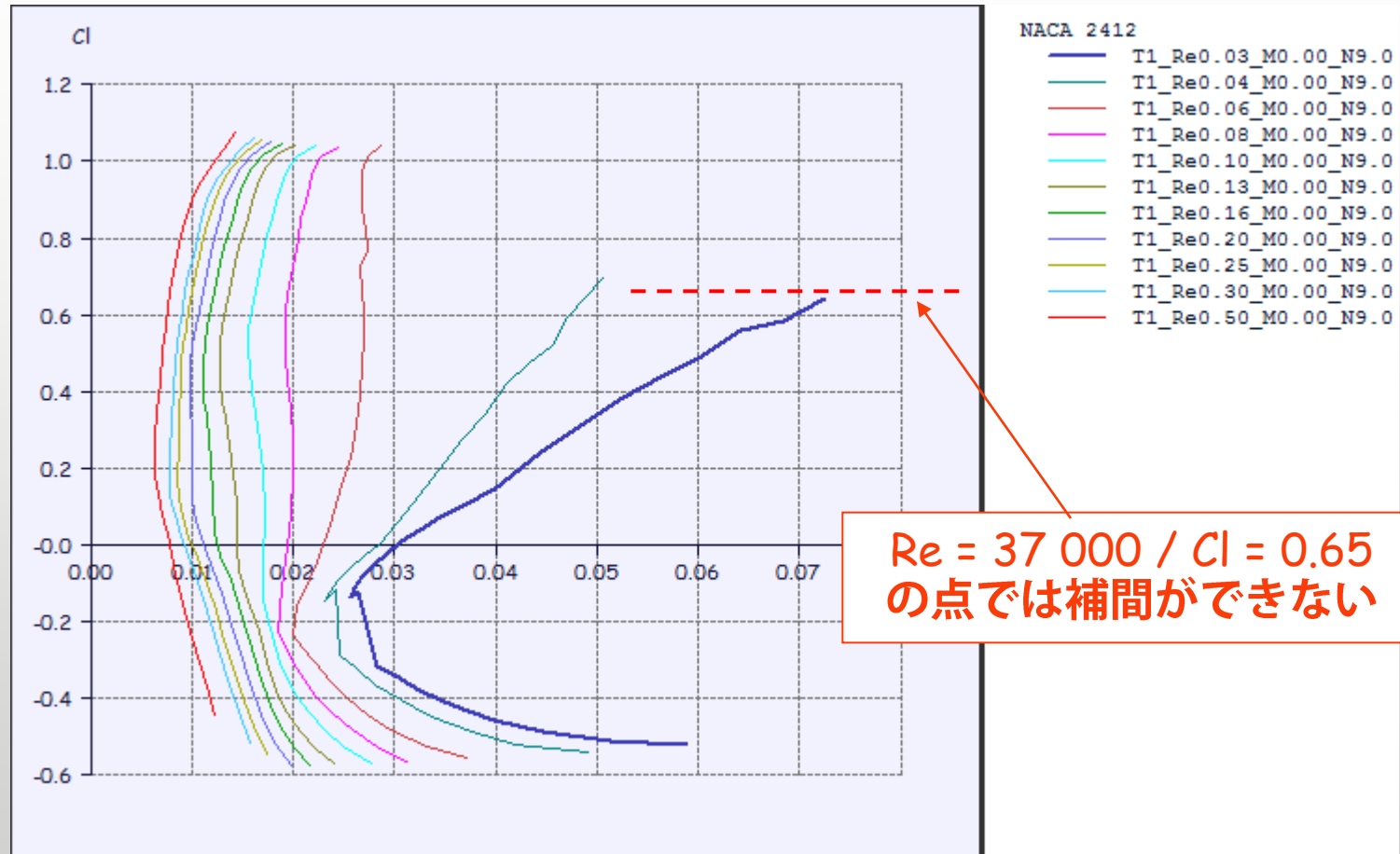
問題は翼端で起き
ている

ReはOK

残念なことに $Re=30\,000$ で $Cl=0.65$ まで
広がっていなかった:補間が失敗

次のスライドで
これを図示する

2次元での高迎角時の結果からの補間



修正

- $Re = 30\,000$ においてポーラーカーブを高迎角側に拡張してClの値を0.65以上までにする
- 二つの可能性:
 1. XFoil解析が $Re = 30k$ で $Cl > 0.65$ において収束する
→ 問題が修正されて、翼の解析はうまくいくはず
 2. 収束しない
→ 2次元翼での粘性抗力の近似の限界に達している;

実際、近似はこの限界点に達するずいぶん前からかなり怪しいことはほぼ間違いない

**このヘルプが
お役に立てば何よりです！**

