

デジタルエンジニアリング演習

# 流体力学設計演習 (2)

翼型の設計方法

2018年11月26日(月)

担当:

泉聡志, 杵淵郁也, 長藤圭介, 波田野明日可, 井ノ上泰輝,  
吉本勇太, 高本聡, 石川明克, 中根茂, 諸山稔員, 市川保正

# 今日のスケジュール

2

- 13:00～13:20      翼型の作成方法の説明
- 13:20～14:30      各自、翼型作成方法の会得
- 14:30～15:30      各自、翼型作成→流体計算の会得
- 15:30～16:10      各班で相談し1種類の翼型に決め、手分けして迎角3(または2)種類の解析を行う
- 16:10～16:40      その翼型の失速条件や特徴を調べる  
→TA・スタッフにチェックしてもらう

今日のチェックポイント:

翼型作成→流体計算→迎角変化→翼の特徴の調査  
の流れを全員が会得すること.

# 今日の課題

3

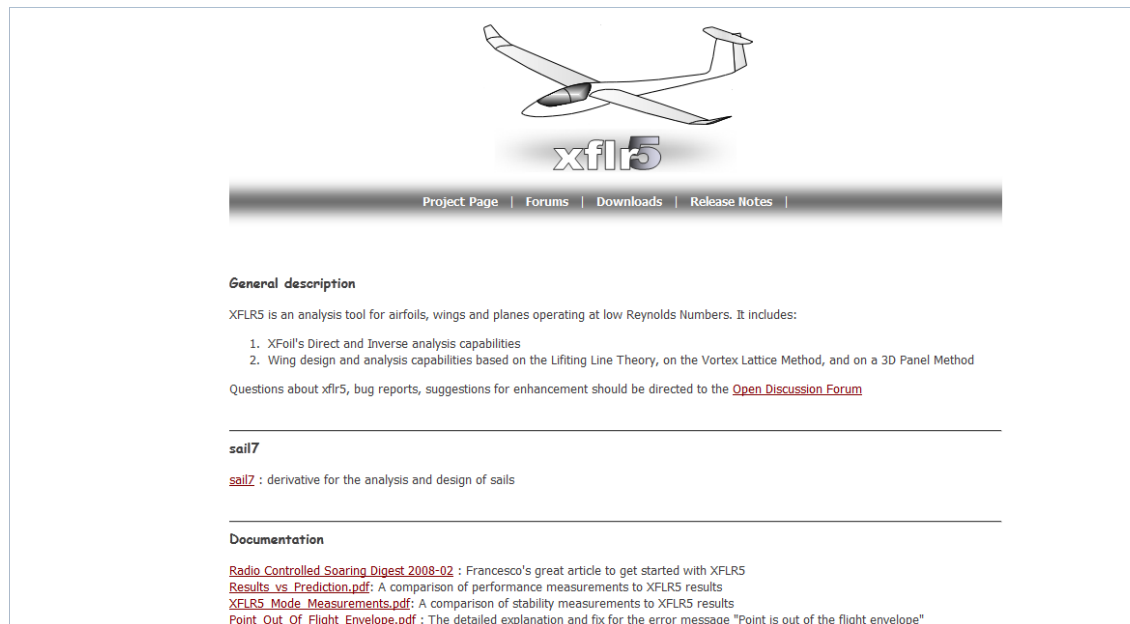
- ・翼型データを作る方法を会得する  
→レギュレーションに合うものを作る
- ・流体解析を用いて、なるべく速く進む翼型を設計する  
(各班3人(2人)で手分けして設計・解析)
- ・1組あたり3種類(2人の場合は2種類)以上検討し、考察する。  
試作する翼型については、  
実験において、翼の取付角を最大 $\pm 5^\circ$  変更できるので、  
それについても検討する。
- ・TAに以下の内容をチェックしてもらう(各組)。
  - ・設計した翼型が、レギュレーション内に入っていること
  - ・少なくとも1種類の翼型で、迎角3種類の解析結果  
(第1回演習と同様)

# 翼型データ作成ソフトの説明

本演習では、[XFLR5](#)というアプリケーションを使用する。

以下のwebページから無償ダウンロードできる。

<http://www.xflr5.com/xflr5.htm>



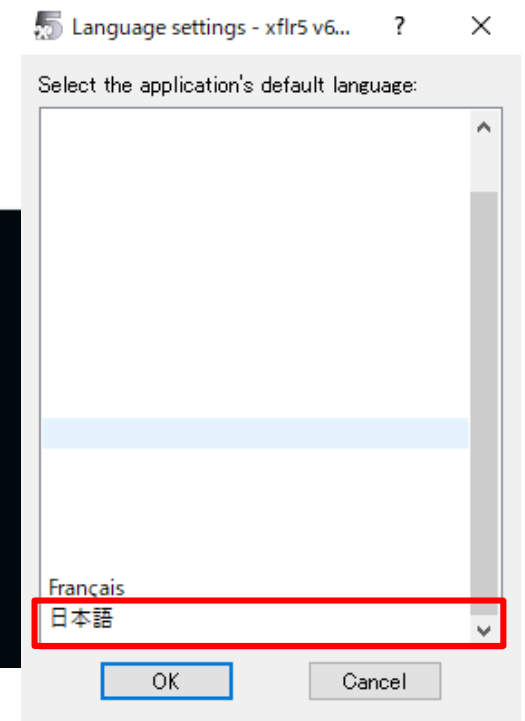
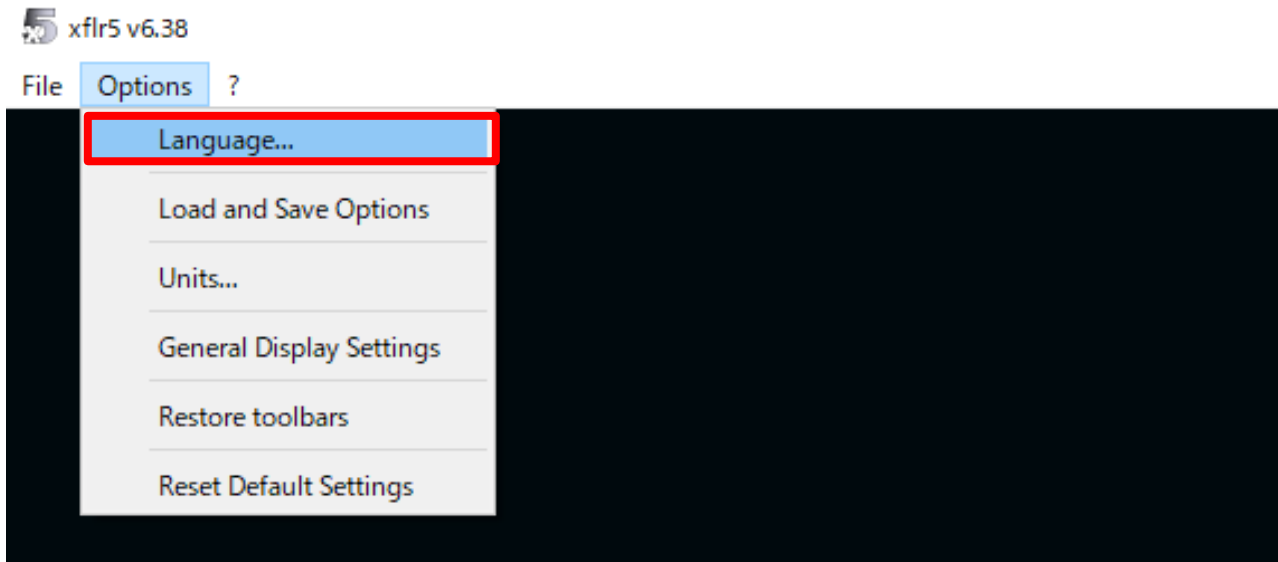
Downloads → 6.38 → xflr5\_v6.38\_win64.zip  
→ 保存する → 解凍する

# 翼型データ作成ソフトの起動

解凍したフォルダ中のXFLR5.exeをダブルクリック

(日本語の設定)

起動後 → Options → Language... → 日本語  
→ 「OK」をクリック後, XFLR5を再起動



# 翼型を直接設計 1

①ファイル→②翼型を直接設計→③「表示」のチェックを確認

①

The screenshot shows the xflr5 v6.38 application window. The 'File' menu is open, and the '翼型を直接設計(D)' (Direct Design Airfoil) option is highlighted with a red box and labeled with a circled '2'. The background shows a spline airfoil design on a dark canvas.

②

③

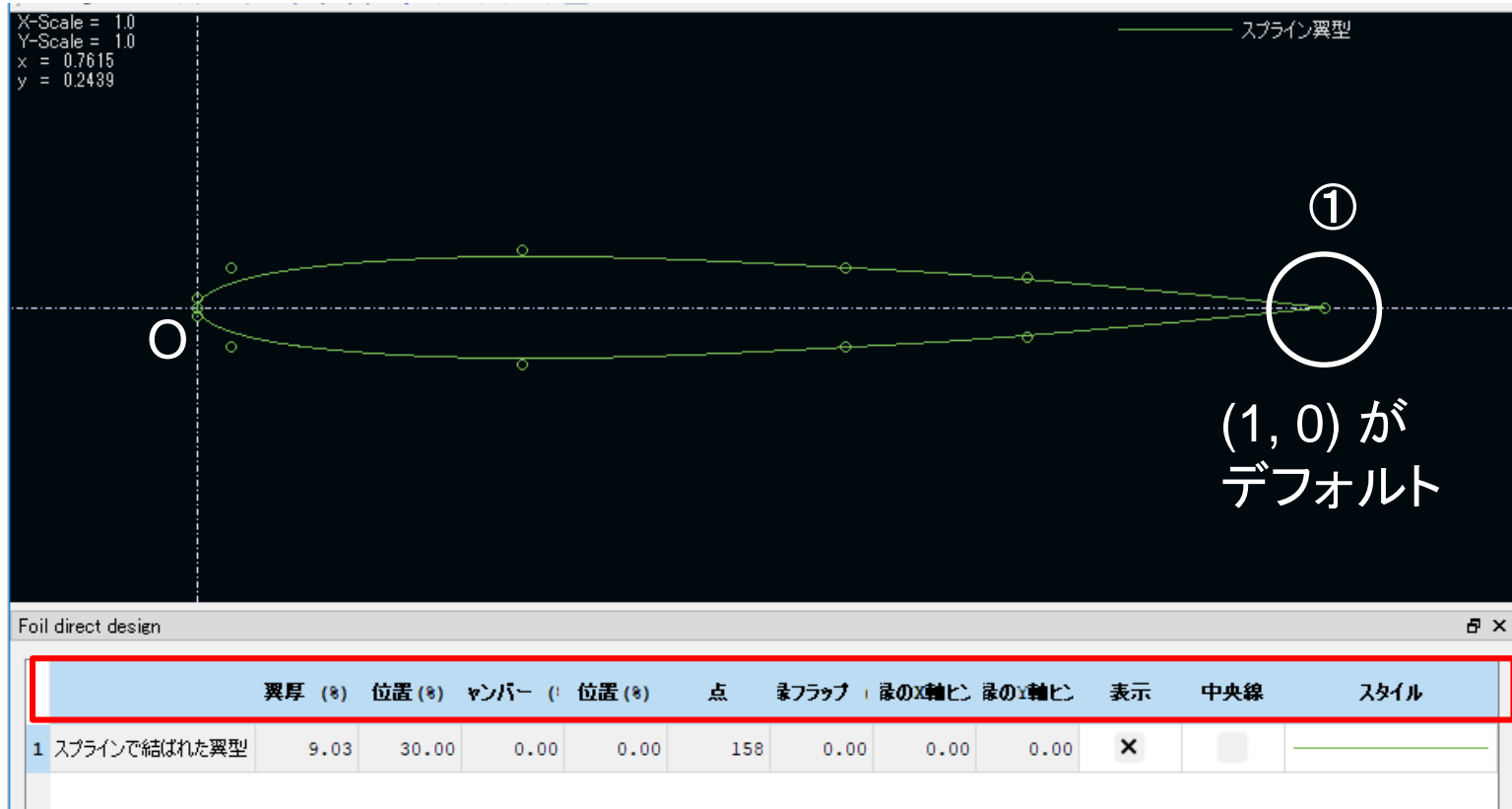
	翼厚 (%)	位置 (%)	ヤンパー (°)	位置 (%)	点	まフラップ	尾のX軸ヒ	尾のY軸ヒ	表示	中央線	スタイル
1	9.03	30.00	0.00	0.00	158	0.00	0.00	0.00	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	—

# 翼型を直接設計2

①注意事項：  
翼弦長は1に正規化  
(後でスケールを合わせる)

②用語の説明(左から順番に)

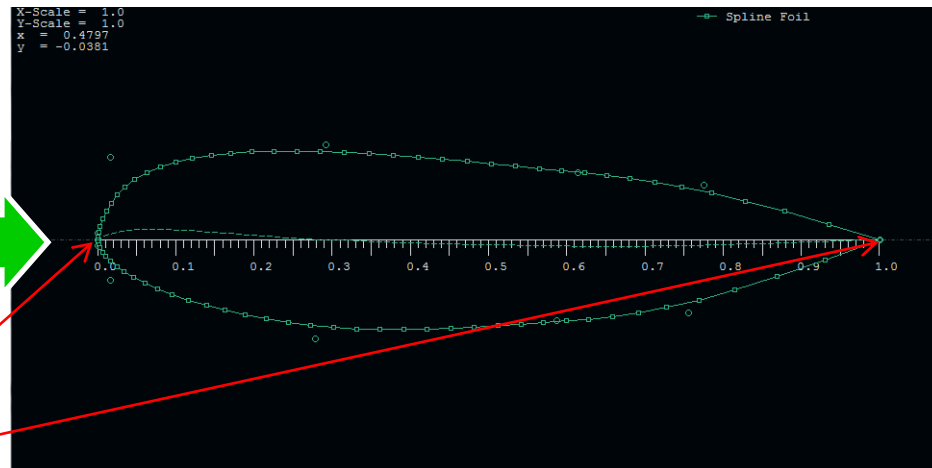
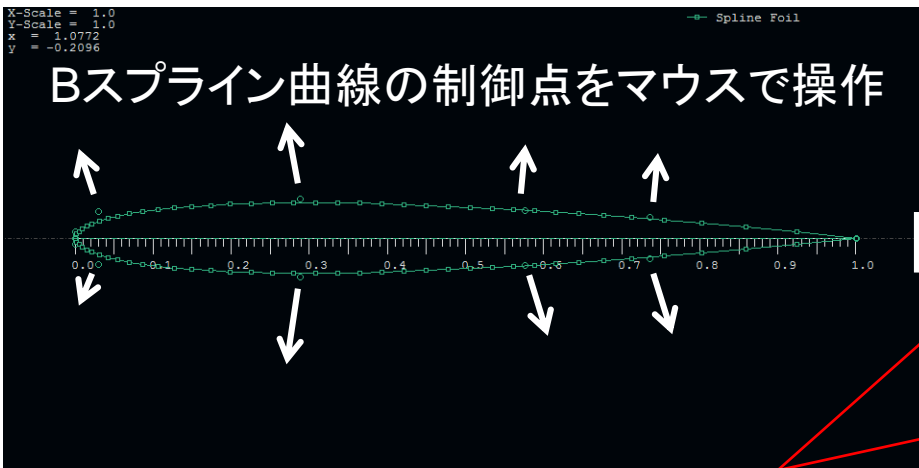
- ・翼厚
- ・最大翼厚位置
- ・最大キャンバー(中央線と翼弦の距離)
- ・最大キャンバー位置
- ・翼型を表すdatファイルの座標の数



②

# 翼型を直接設計3(翼形状の変更)

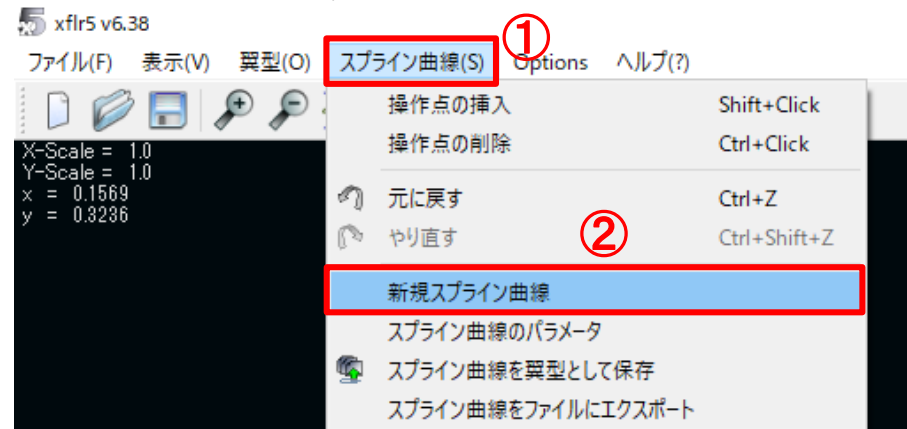
- ・Spline foilの制御点をマウスで操作
- ・Sift／Ctrl+クリックで制御点の追加／消去



※端点を動かすと、線が分かれてしまいSolidWorksで読み込めなくなることがあるので注意

(ぐちゃぐちゃになったとき)

- ①スプライン曲線
- ②新規スプライン曲線
- ③「Yes」をクリック





# 翼型を直接設計4(点数の変更)

9

①スプライン曲線 → ②スプライン曲線のパラメータ →

③上面(Upper side)と下面(Lower side)の出力点(Output)を40に変更して、OKをクリック

The screenshot shows the XFLR5 v6.07 interface. The 'Spline Parameters' dialog box is open, showing the 'Upper side' and 'Lower side' sections. The 'Output' field for both sides is set to 40. The 'Spline degree' is set to 3. The 'OK' button is highlighted.

**Upper side**

Spline degree: 3  
Output: 40

Point	x	y
1	1	0.00000
2	2	0.00000
3	3	0.01722
4	4	0.29274
5	5	0.61501
6	6	0.77491

Symetric foil


**Lower side**

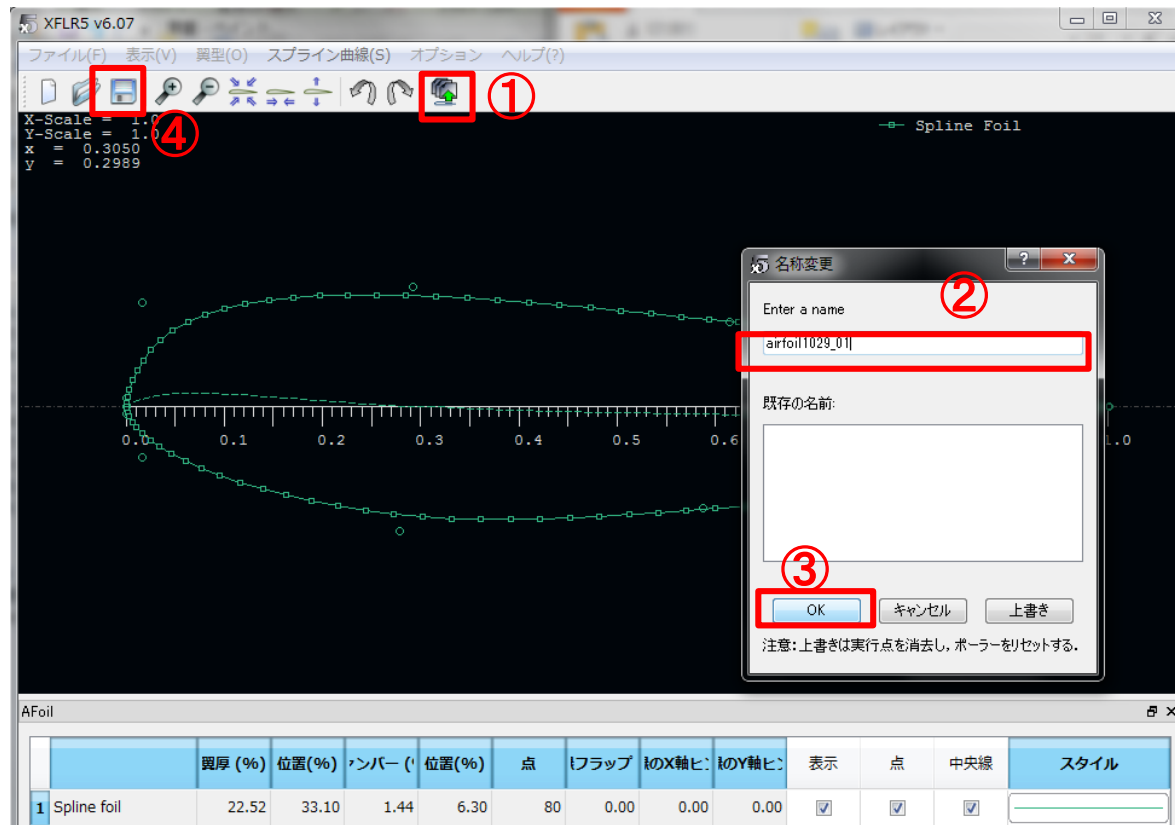
Spline degree: 3  
Output: 40

Point	x	y
1	1	0.00000
2	2	0.00000
3	3	0.01722
4	4	0.27921
5	5	0.58672
6	6	0.75646

OK Cancel

# 翼型を直接設計5 (途中経過を保存)

- ①  をクリック → ② 「airfoil\_01」などと記入 → ③ 「OK」をチェック



- ④ 保存 → ファイル名をつけてxfl形式で保存

# 翼型を直接設計6(データ出力)

①点の欄を右クリック→②エクスポート→ datファイルを保存

The screenshot shows the Afoil software interface. The top part displays a graph of an airfoil profile with a red line and a green dashed line. Below the graph is a table with columns: 翼厚(%), 位置(%), キャンバー(°), 位置(%), 点. The table has two rows: '1 Spline foil' and '2 airfoil1029\_01'. A context menu is open over the '点' column of the second row, with 'エクスポート...' highlighted. A red circle with '1' is next to the mouse cursor pointing at the '点' column header, and another red circle with '2' is next to the 'エクスポート...' menu item.

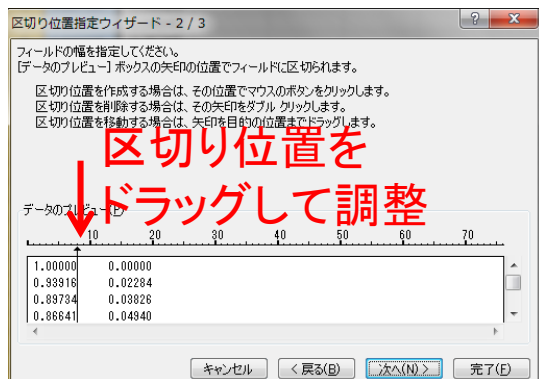
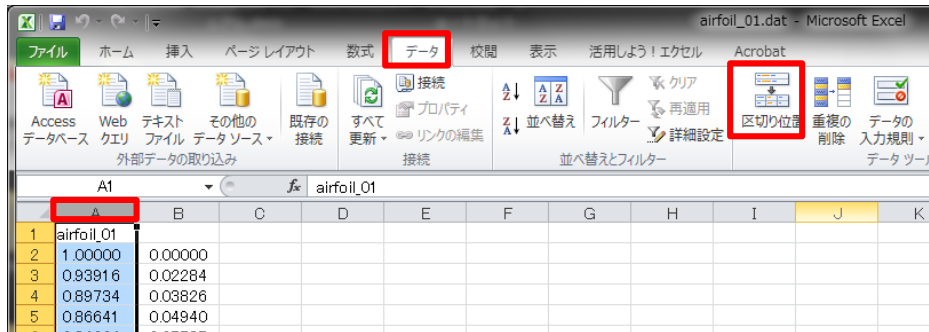
	翼厚(%)	位置(%)	キャンバー(°)	位置(%)	点
1	Spline foil	22.52	33.10	1.44	6.30
2	airfoil1029_01	22.52	33.10	1.44	6.30

xflファイルとdatファイルを保存したらXFLR5は閉じてよい

# 表計算ソフトで翼型データを開く

12

- ①Excelで先ほどのdatファイルを開く  
datファイルには、1行目に翼の名前、以降の各行にx座標とy座標の  
数値が保存されている
- ②Excelで開いた際に、A列のセルに数値2つが一緒に入ってしまうことがある  
(A列にxの値、B列にyの値が格納されてほしい)  
その場合、A列を選択して データ→区切り位置



- ③「スペースによって～のデータ(W)」に  
チェック→ 次へ  
→ データのプレビューで区切り位置を調整  
(下にスクロールし、y座標のマイナス記号より左  
に区切り位置があること確認)  
→完了

# 表計算ソフトを用いた翼型データの変換

- ①元のx, y座標のデータ
- ②どこかのセルに倍率の値を入力
- ③絶対参照(\$記号)を用い, 元のx, yに倍率を掛ける
- ④SolidWorksでは3次元データとして取り込むので, 3列目に0を追加.

表計算ソフトでの演算

- ・レギュレーション(p.18-20)を満たすように, x, y座標のスケール変換
- ・翼外周長の計算 (各2点間の距離の積分)
- ・翼断面積の計算(次頁参照)

	A	B	C	D	E	F	G
1	airfoil 01	①	倍率	0.095	③		④
2	1	0		②	0.095	0	0
3	0.90261	0.05935			0.085748	0.005638	0
4	0.84788	0.0834			0.080549	0.007923	0
5	0.80358	0.10197			0.07634	0.009687	0
6	0.78055	0.11274			0.074152	0.01071	0
7	0.77062	0.11816	元の翼弦長1だが,		0.073209	0.011225	0
8	0.76468	0.12106	レギュレーションで幅		0.072645	0.011501	0
9	0.75994	0.12293	98mm以下なので,		0.072194	0.011678	0
10	0.75646	0.12469	0.098倍以下にスケール変換		0.071864	0.011846	0
11	0.7525	0.12724			0.071488	0.012088	0
12	0.74225	0.13145			0.070514	0.012488	0

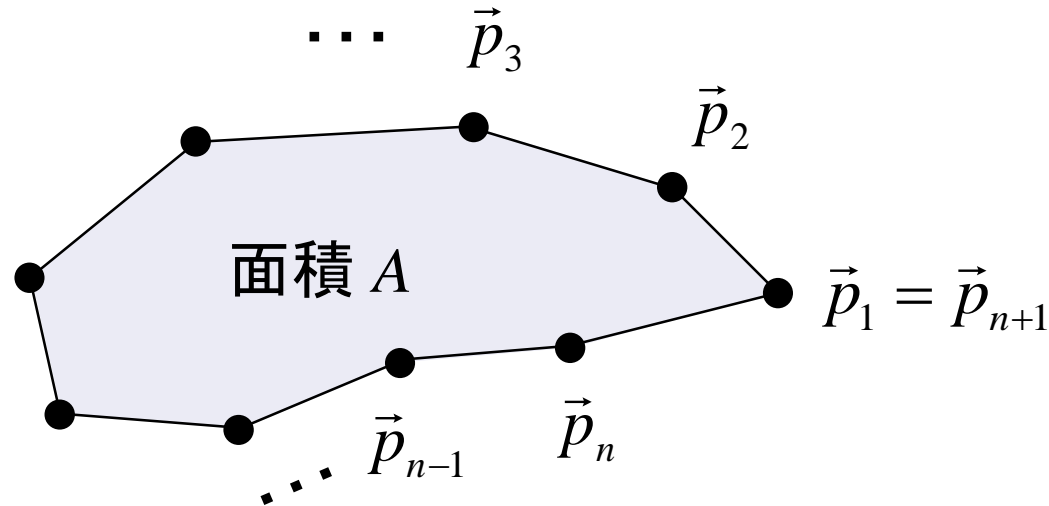
変換後の x座標, y座標

入力した z座標

②のセルの値を変えると, 一括でスケールを調整できる

MKS単位系なので座標はメートル

# (参考) 断面積の計算法



$z = 0$  平面上の点  $\vec{p}_1, \vec{p}_2, \dots, \vec{p}_{n+1}$  が反時計まわりに  
順番に並んでいるとき,

$$A = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\vec{p}_k \times \vec{p}_{k+1})_z \quad \leftarrow z \text{成分の和をとる(正負も考える)}$$

※ この式は物体が凹形状を持っていても適用できる  
(理由は各自考えてみよ)

# 表計算ソフトを用いた翼型データの変換


- ①スケール変換に対する翼外周長と翼断面積の変化をチェック  
レギュレーションを満たすようにスケールを変える  
形状が細すぎる場合など、スケール変換だけで条件を満たせないので、XFLR5で再設計する
- ②のデータをコピーして「メモ帳」に貼り付け、txtファイルを作成
- ③Solid Works で読み込めるかを確認(前回資料p.14~, 単位系MKS !)

このtxtファイルは  
後に翼を加工する  
際にも使用する。  
あとで見つかるよ  
うに名前つける。

名前をつけて保存  
でxlsx形式のファイ  
ルも保存しておく

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M
1	airfoil_01		倍率	0.095								外周長[m]	断面積[m <sup>2</sup> ]
2	1	0			0.095	0	0					0.204677962	0.001333418
3	0.90261	0.05935			0.085748	0.005638	0		0.010835	0.000268		外周長[mm]	断面積[mm <sup>2</sup> ]
4	0.84788	0.0834			0.080549	0.007923	0		0.005679	0.000113		204.6779624	1333.417644
5	0.80358	0.10197			0.07634	0.009687	0		0.004563	8.77E-05			
6	0.78055	0.11274			0.074152	0.01071	0		0.002415	4.97E-05			
7	0.77062	0.11816			0.073209	0.011225	0		0.001075	2.41E-05			
8	0.76468	0.12106			0.072645	0.011501	0		0.000628	1.33E-05			
9	0.75994	0.12293			0.072194	0.011678	0		0.000484	9.04E-06		幅[mm]	高さ[mm]
10	0.75646	0.12469			0.071864	0.011846	0		0.00037	7.97E-06		95.0114	22.0742
11	0.7525	0.12724			0.071488	0.012088	0		0.000447	1.09E-05			
12	0.74225	0.13145			0.070514	0.012488	0		0.001053	2.02E-05			

1800より小さいのでス  
ケール調整または再設計



以下、レギュレーション・ヒント



# 課題概要

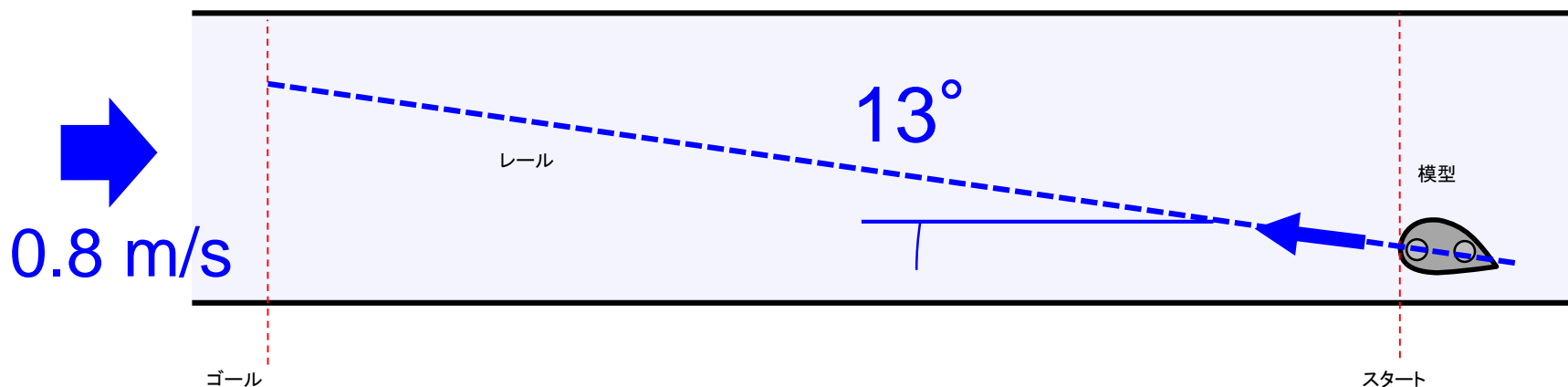
17

- 模型はレールに保持され、レールに沿った方向にのみ動く
- **ゴールまでの所要時間**を競う

計測部上部にレールを設置



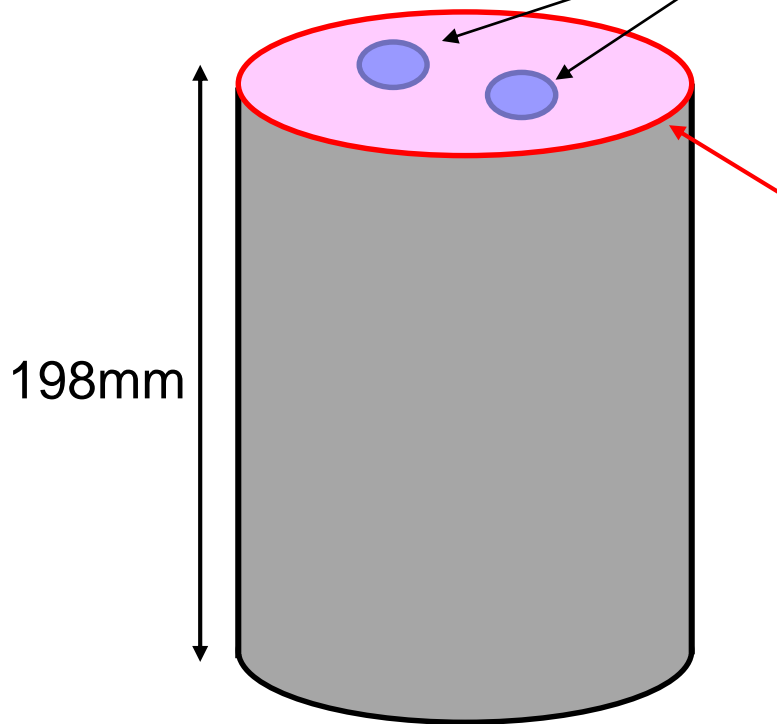
## 上面図



翼の取付角を $\pm 5^\circ$ まで変更できる

# 物体形状に関するレギュレーション 1/3 18

模型固定用部品

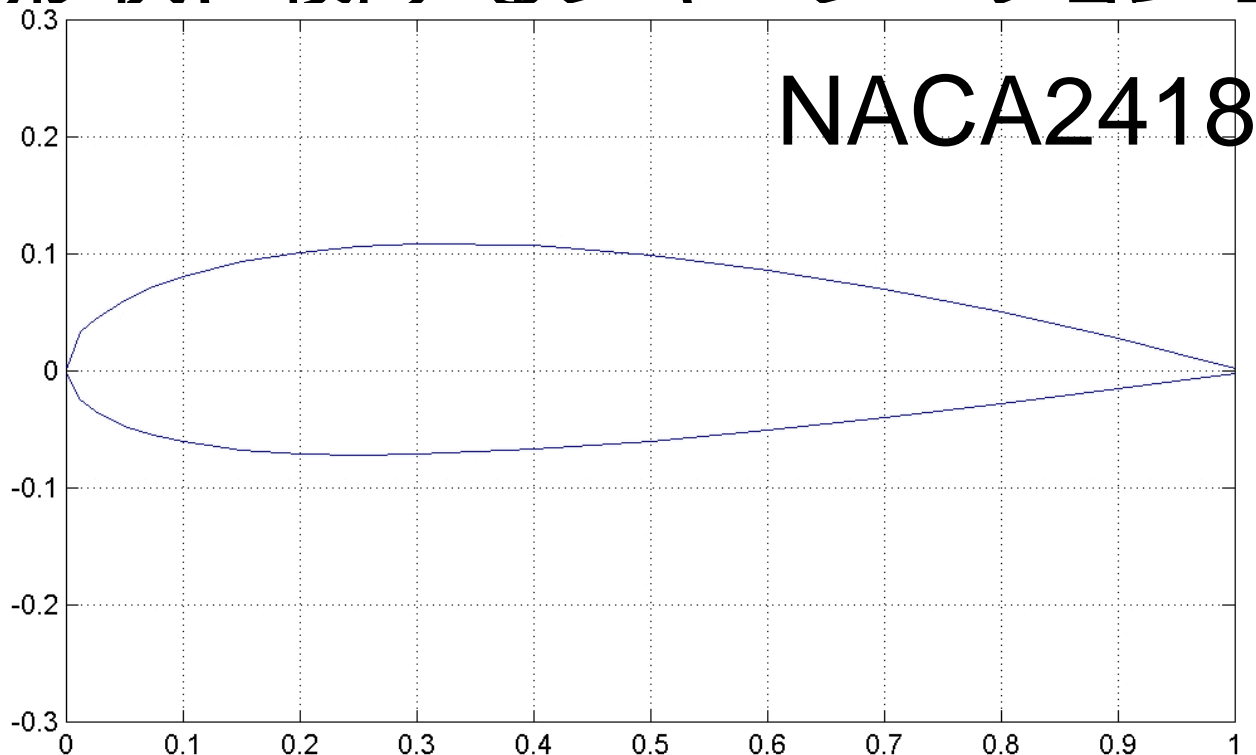


- ・外周長 198 mm以下
- ・断面積 1800 mm<sup>2</sup>以上

ずんぐりとした形状を  
設計してもらいます

# 物体形状に関するレギュレーション 2/3

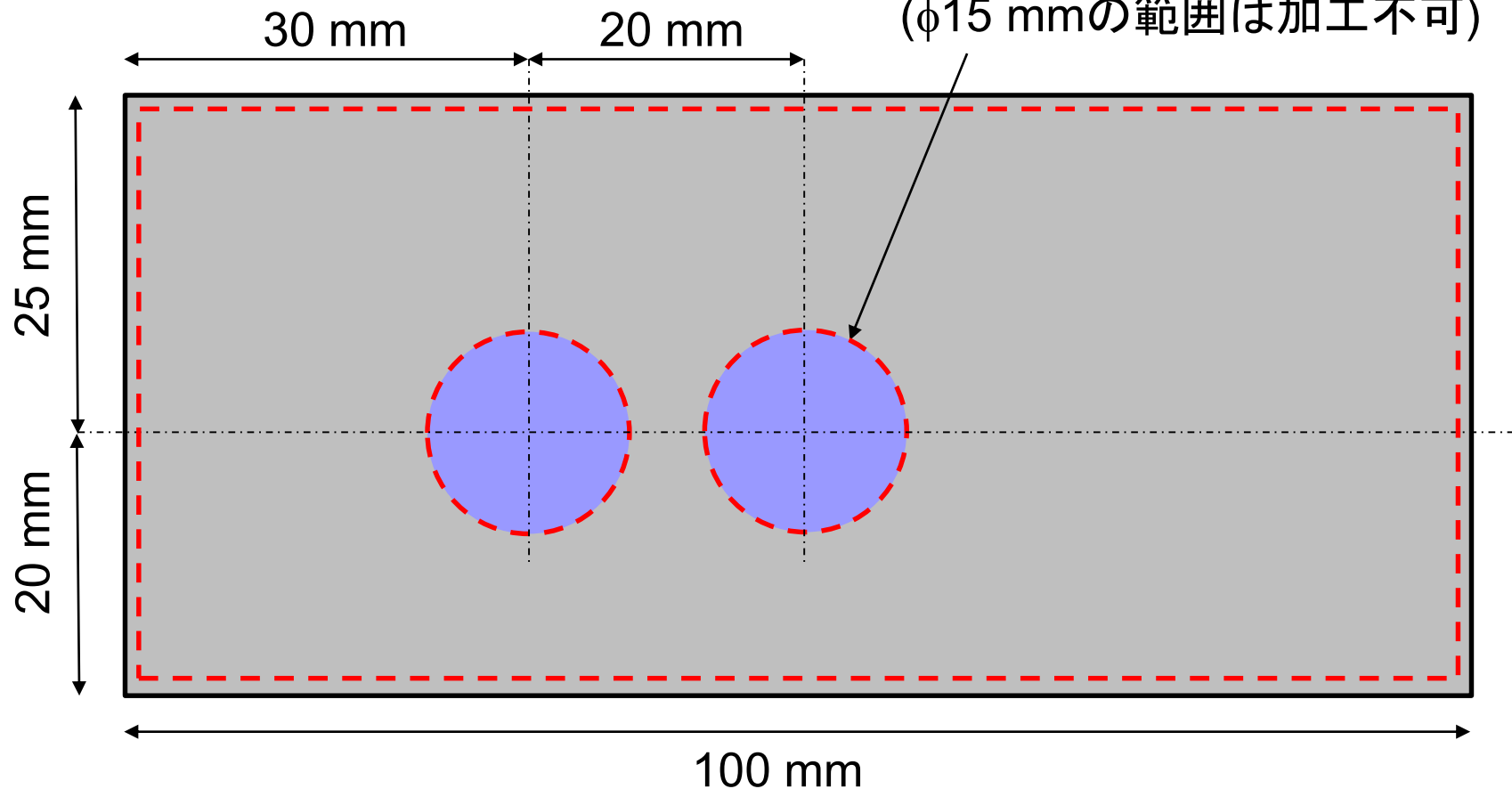
19



	制約条件	NACA2418
断面積	1800 mm <sup>2</sup> 以上	1800 mm <sup>2</sup>
外周長さ	198 mm 以下	<b>251 mm</b>

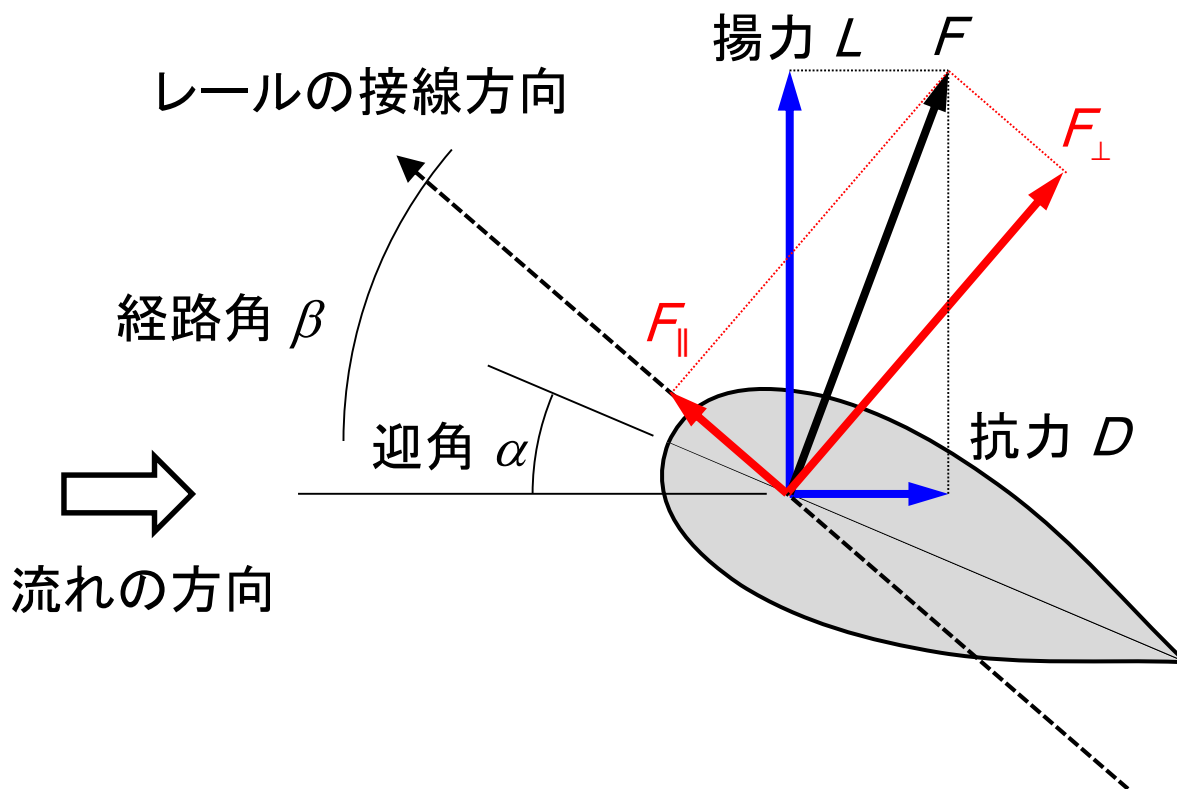
# 物体形状に関するレギュレーション 3/3 20

取付用部品  
( $\phi 15$  mmの範囲は加工不可)



部材の1 mm内側までに物体形状を収めること(43 mm × 98 mm)

# 流れに逆らって進む原理



$$F_{\parallel} = L \sin \beta - D \cos \beta$$

$$F_{\perp} = L \cos \beta + D \sin \beta$$

- $F_{\parallel} > 0$ であれば前に進む
- 力の法線方向成分 $F_{\perp}$ は、レールからの反力と釣り合う  
(要は、ヨットが風上に進むのと同様の原理)



# 失敗例

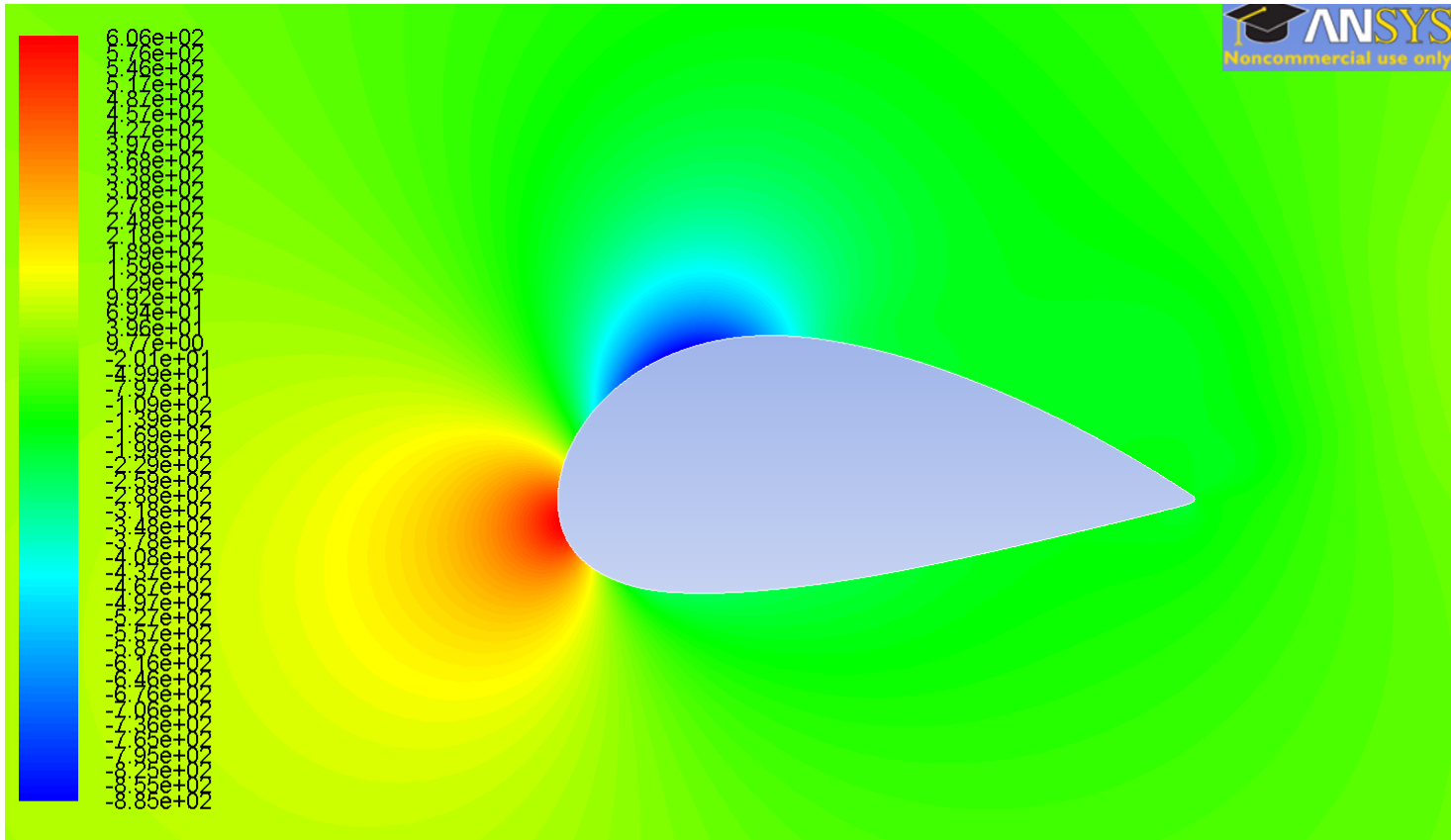
翼型: NACA 6 4 4 0

反り比 (%)

厚み比 (%)

最大反り位置 (10%単位)

既存の翼型でなんとかしようと試みたが...



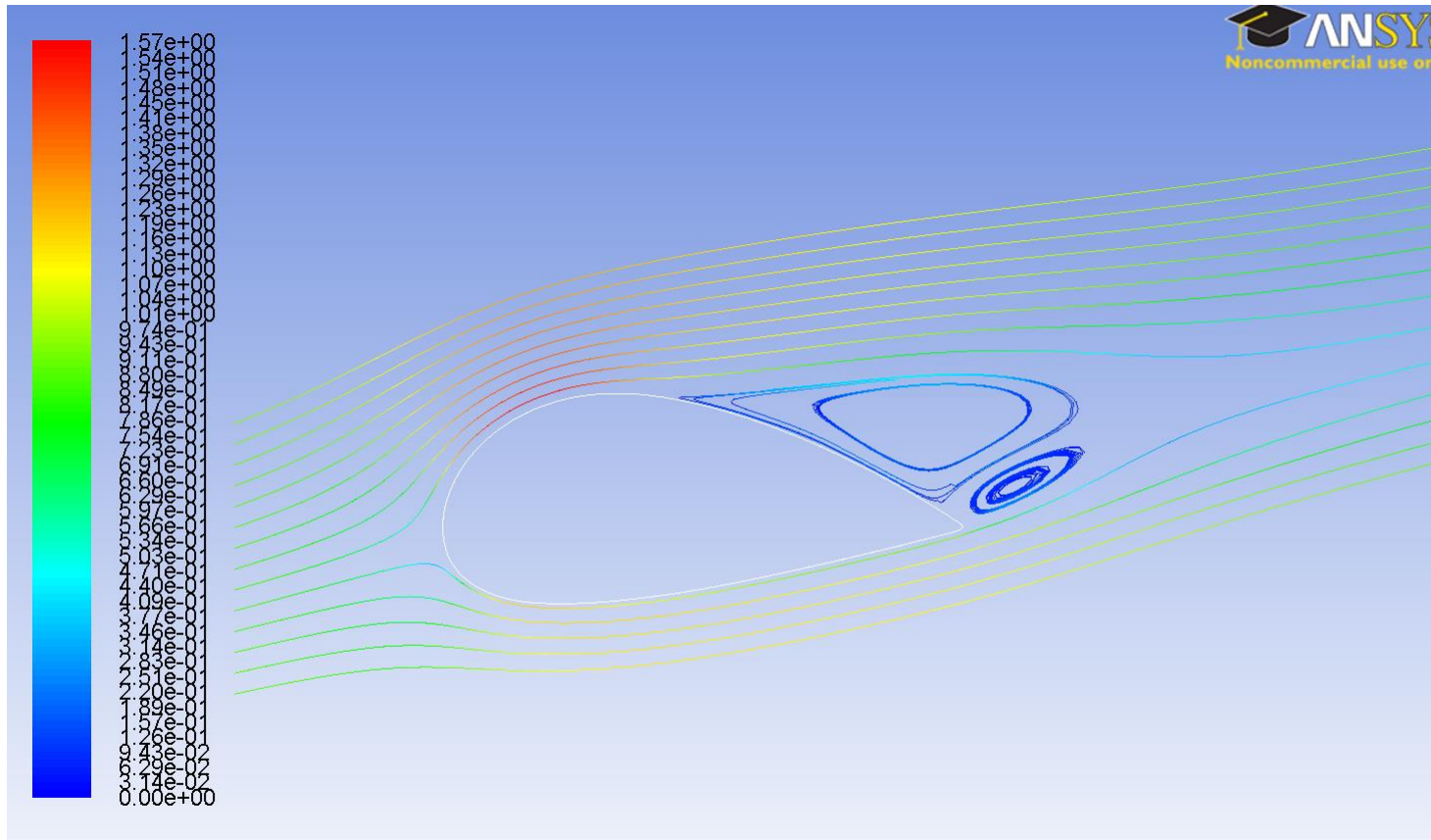
Contours of Static Pressure (pascal)

# 失敗例

迎角13度（翼弦とレールが平行になるように模型を取り付けた場合を仮定）  
揚力係数  $C_L = 0.44$ ， 抗力係数  $C_D = 0.21$

$$F_{\parallel} = (C_L \sin \beta - C_D \cos \beta) \frac{1}{2} \rho U^2 A < 0$$

前に進まない...



Pathlines Colored by Velocity Magnitude (m/s)

# ヒント 1/3

24

## 検討の進め方

- やみくもに多数の形状を考えてみるのではなく、  
系統的に形状を変えていったときの  
流れの変化(圧力分布, 速度分布など)に着目する  
  
(例) 前縁の曲率, 翼厚が最大になる位置etc.
- 既存の翼型を検討の出発点にするのも良い戦略



## シミュレーションを行う際の注意点

- 設計第1回の条件のまま行わない。  
(計算領域や流体の種類など, 今回の実験に合わせること)

単位系MKSを最初に確認.

計算領域 $x, y$ : 前回資料p.7.

計算領域 $z$ : 前回資料p.35, 2Dシミュレーションなので, 前回と同じ値でもよい. p.38の式中の値と整合させる. p.18の押し出しの厚さは計算領域より十分大きければよい.

流体の速度: 前回資料p.32. 今回資料p.26も参照.

$F_{\parallel}$ ,  $F_{\perp}$  の値(今回p.21)が重要. 翼の奥行(今回p.18)を考慮.

- シミュレーションを信用しすぎない  
(剥離を伴う流れは精度よく再現するのが難しい)

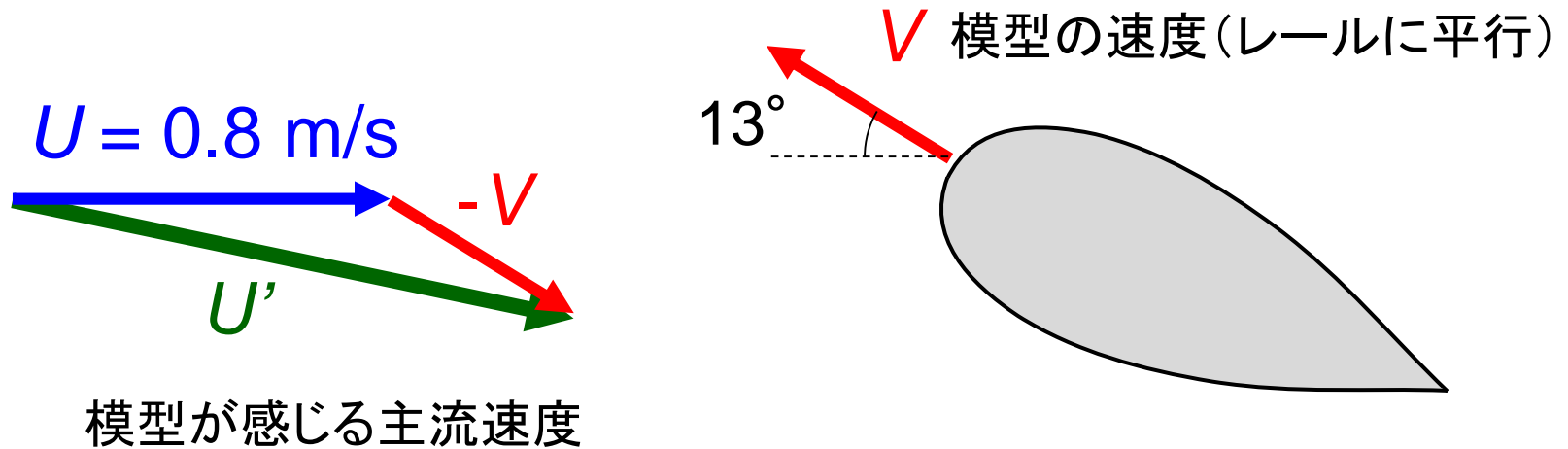


- 条件を系統的に変えた計算を行い, 傾向を把握する
- 流れを可視化して, 何が起きているのか十分考える

# ヒント 3/3

26

物体に固定した座標系で見たときの主流条件



- 流速と迎角が変化することに注意
- 模型の速度  $V$  はどのように決まるのか？

# 第2回演習のチェックリスト

今日計算した翼型について、以下の内容をチェック

レギュレーション

外周長さ(198 mm以下)	断面積(1800 mm <sup>2</sup> 以上)	範囲(43×98 mm <sup>2</sup> )
		PC画面で確認

解析結果

迎角 $\alpha$	揚力係数 $C_L$	抗力係数 $C_D$	$F_{\parallel}$	$F_{\perp}$

その翼型の解析結果を可視化して説明

# 中間試問(12/3)チェックリスト

28

試作する翼型について、以下の内容をチェック

レギュレーション

外周長さ(198 mm以下)	断面積(1800 mm <sup>2</sup> 以上)	範囲(43×98 mm <sup>2</sup> )
		PC画面で確認

解析結果

できればPC上で  
プロット(横軸:迎角)  
3点以上

迎角 $\alpha$	揚力係数 $C_L$	抗力係数 $C_D$	$F_{\parallel}$	$F_{\perp}$

その翼型に至った設計の経緯を解析結果を用いて説明

(提出物等)

11/20 〆切: NACA0012翼型レポート提出	各自	→メール提出
12/3 : 中間試問, このページとPCで説明	各組	
12/13 : 計測, アピールシート, プレゼン	各組	
12/27 〆切: 計測結果レポート提出	各自	→メール提出