Seleção de Perfis Aerodinâmicos Aeronaves Subsônicas

Por:
Paulo Iscold

Universidade Federal de Minas Gerais

Seleção de perfis

Definição do envelope de operação:

- Velocidades
- Número de Reynolds
- Número de Mach
- Coeficiente de sustentação
- Qualidade de fabricação

Seleção de perfis

Definição do envelope de operação:

$$\mathrm{Re}_{CRUZ} = \frac{\rho\left(h\right) c\left(y\right) V_{CRUZ}}{\mu\left(h\right)} \qquad C_{LCRUZ} = \frac{2 \cdot W}{\rho\left(h\right) S V_{CRUZ}^{2}}$$

$$M_{LCRUZ} = \frac{V_{CRUZ}}{a}$$

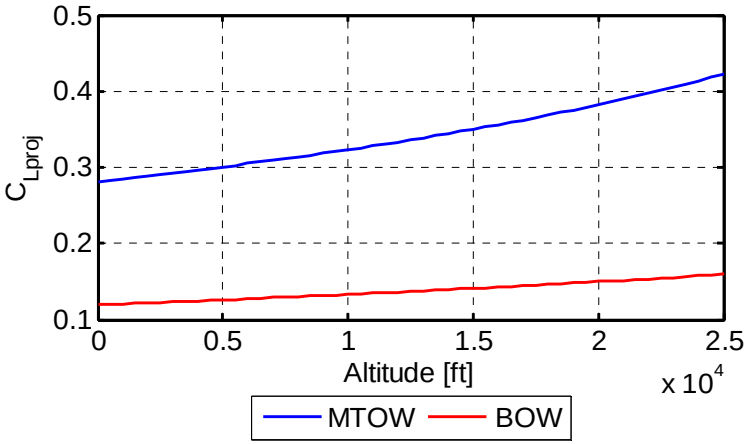
$$\rho\left(h\right) = \left(1.048840 - 23.659414 \times 10^{-6} h\right)^{4.2558797}$$

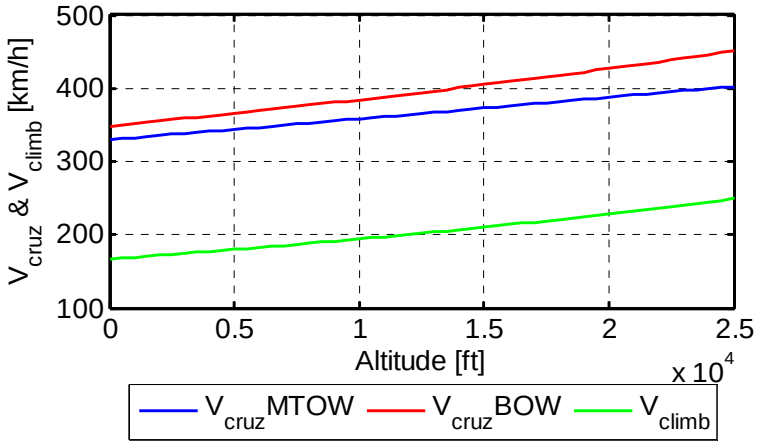
$$T\left(h\right) = 288.15 - 6.5 \times 10^{-3} h$$

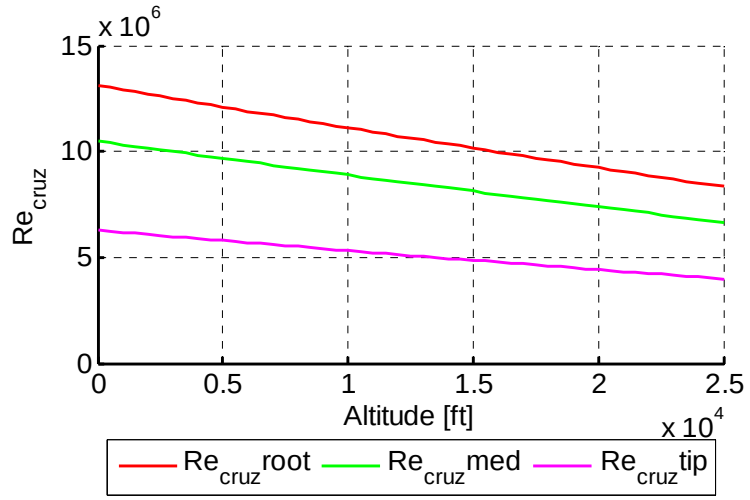
$$\mu\left(h\right) = \frac{1.458 \times 10^{-6} T\left(h\right)^{3/2}}{T\left(h\right) + 110.4}$$

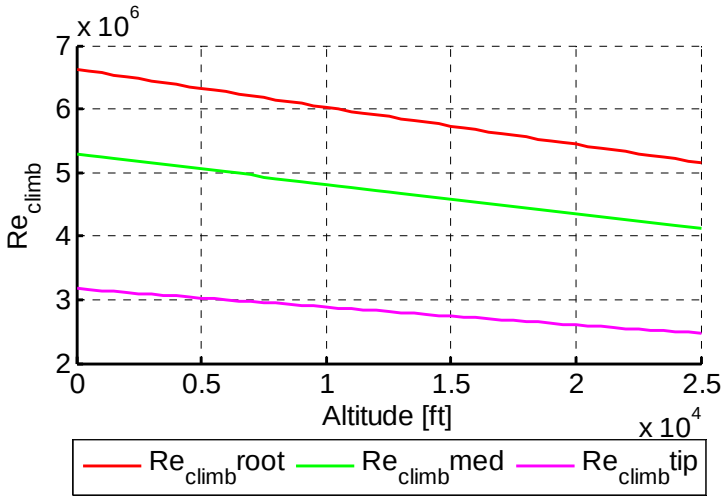
Seleção de perfis

Definição do envelope de operação:









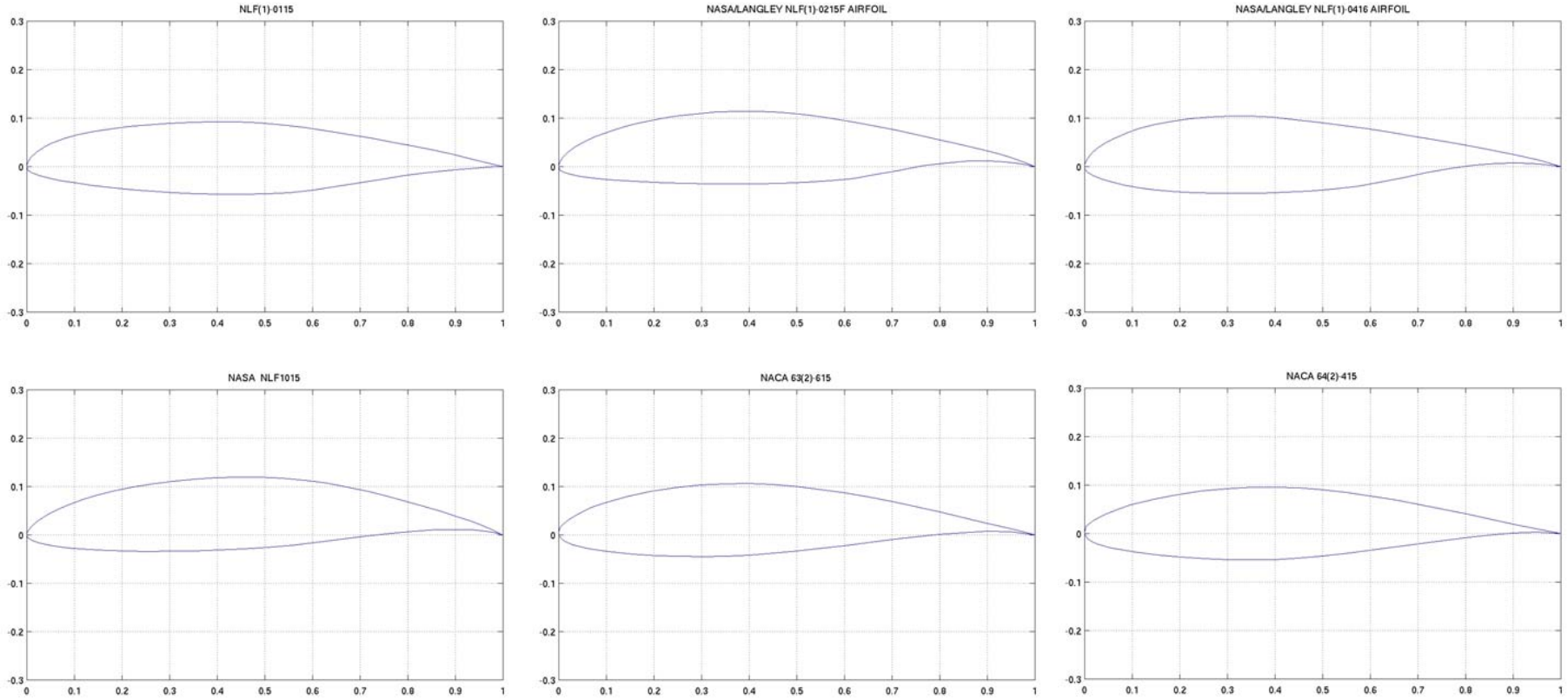
Seleção de perfis

- Escolha das familias de perfis a serem analisadas:
- Montagem de uma tabela comparativa

Perfil	t/c	α_f	Re	C_{L1}	C_{L2}	C_{Lmax}	α_{estol}	C_{Dmin}	C_{Dmin}	C_M
NLF0115	15	0	3.00E+06	0.1	0.5	1.5	19	0.0045		-0.05
		0	6.00E+06	0.2	0.4	1.6	20	0.004		-0.05
		0	9.00E+06	0.2	0.4	1.67	20	0.004	0.0038	-0.05
NLF0215-F	15	0	3.00E+06	0.6	0.8	1.56	11.2	0.0052		-0.15
		0	6.00E+06	0.6	0.8	1.72	13.2	0.0044		-0.15
		0	9.00E+06	0.6	0.8	1.8	13.2	0.004		-0.15
		-10	6.00E+06	0.2	0.6	1.56	15.2	0.0044		-0.05
		-10	9.00E+06	0.2	0.6	1.6	16.2	0.004		-0.05
NLF0416	16	0	3.00E+06	0.2	0.8	1.72	13.2	0.006		-0.1
		0	6.00E+06	0.4	0.8	1.88	15.2	0.0056		-0.1
		0	9.00E+06	0.4	0.8	1.92	15.2	0.0052	0.0045	-0.1
NLF1015	15	0	3.00E+06	0.65	1	1.65	17		0.0046	-0.17
		0	6.00E+06	0.6	1.05	1.8	19		0.004	-0.17
		0	9.00E+06	0.6	1.05	1.9	20		0.0038	-0.17
		0	1.20E+07	0.6	1	2	20		0.0038	-0.17
NACA 23015	15	0	3.00E+06	0	0.4	1.5	15	0.007		0
			6.00E+06	0	0.4	1.7	17	0.0065		0
			9.00E+09	0	0.4	1.7	17	0.0065		0
NACA 63-615	15	0	3.00E+06	0.2	0.8	1.45	13	0.0058		-0.1
		0	6.00E+06	0.2	0.8	1.6	14	0.0062		-0.1
		0	9.00E+06	0.2	0.8	1.68	15	0.006		-0.1
NACA 64-415	15	0	3.00E+06	0.1	0.7	1.48	15	0.0057		-0.06
		0	6.00E+06	0.1	0.7	1.6	15	0.005		-0.06
		0	9.00E+06	0.1	0.7	1.62	15	0.0048		-0.06

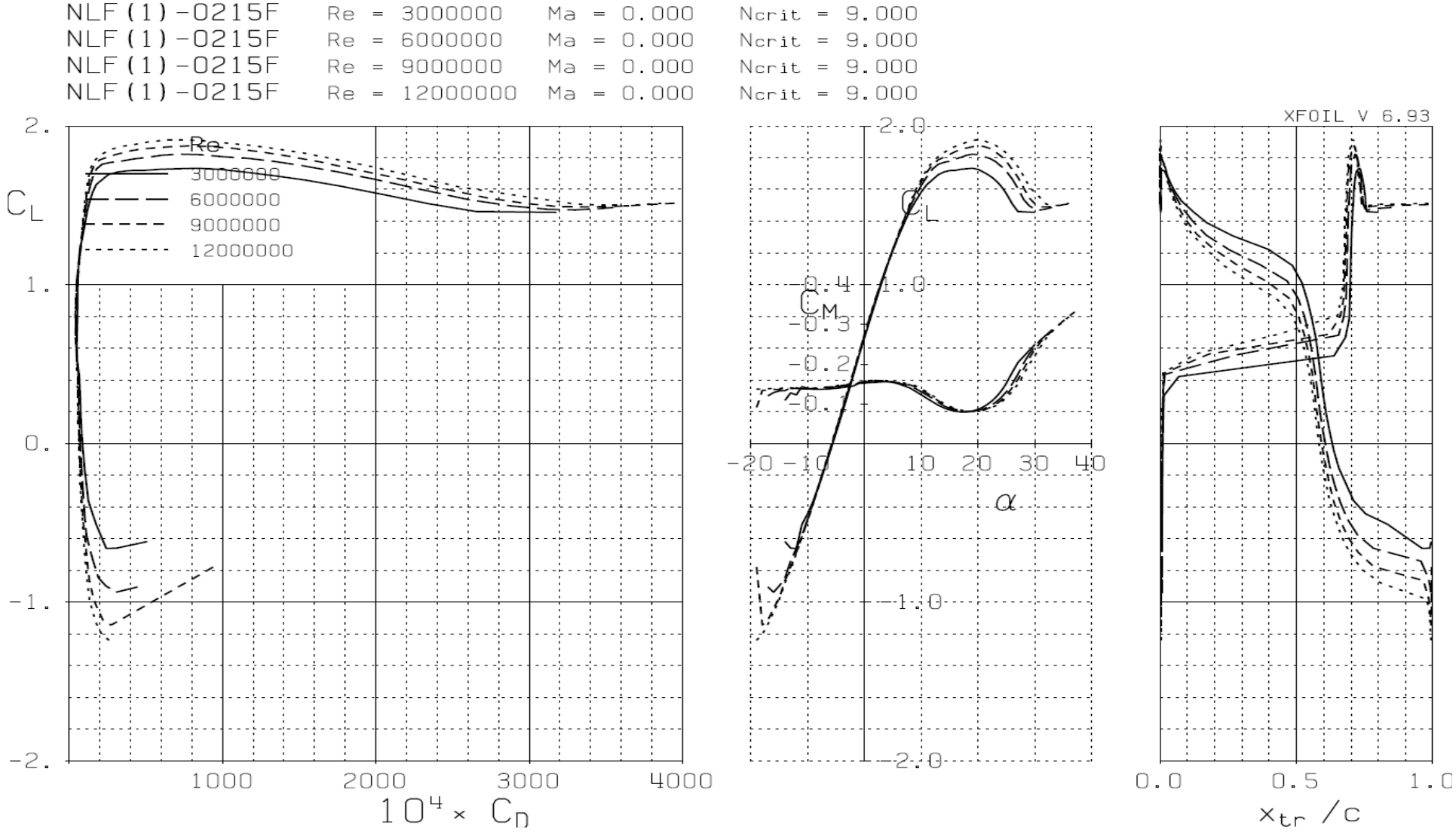
Seleção de perfis

- Escolha das familias de perfis a serem analisadas:
- Montagem de uma tabela comparativa



Seleção de perfis

- Levantamento das polares



Seleção de perfis

- Definição das prioridades de projeto

  - Center of laminar bucket coincident with cruise lift coefficient
  - Minimum drag
  - Maximum CL/CD
  - Maximum $CL^{3/2}/CD$
  - Maximum lift coefficient
  - Stall angle at wing tip greater than stall angle at wing root
  - Minimum pitch moment coefficient

Seleção de perfis

• Escolha das possibilidades de combinação, baseado na tabela comparativa e nas prioridades

Propose	Root	Middle	Tip	Tip Torsion
1	NLF0416	NLF0215	NLF0115	0
2	NLF1015	NLF0215	NLF0115	0
3	NLF0416	NLF0416	NLF0115	0
4	NLF1015	NLF1015	NLF0115	0
5	NLF0416	NLF0416	NLF0416	0
6	NLF1015	NLF1015	NLF1015	-1
7	NLF1015	NLF1015	NLF0215	0
8	NLF0215	NLF0215	NLF1015	0
9	NLF1015	NLF1015	NLF1015	-2
10	NLF1015	NLF1015	NLF1015	-2
11	NLF1015	NLF1015	NLF1015	-2

Seleção de perfis

- Construção de um critério de avaliação

•Maximum lift coefficient	x	k_1
•Maximum lift per drag ratio	x	k_2
•Stall evolution at outer panel	x	k_3
•$C_L^{3/2}/C_D$ at $C_L = 0.1$	x	k_4
• C_D at $C_L = 0.1$	x	k_5
• C_D at $C_L = 0.75$	x	k_6
• C_D at $C_L = 0.55$	x	k_7
• C_D at $C_L = 0.2$	x	k_8
		TOTAL

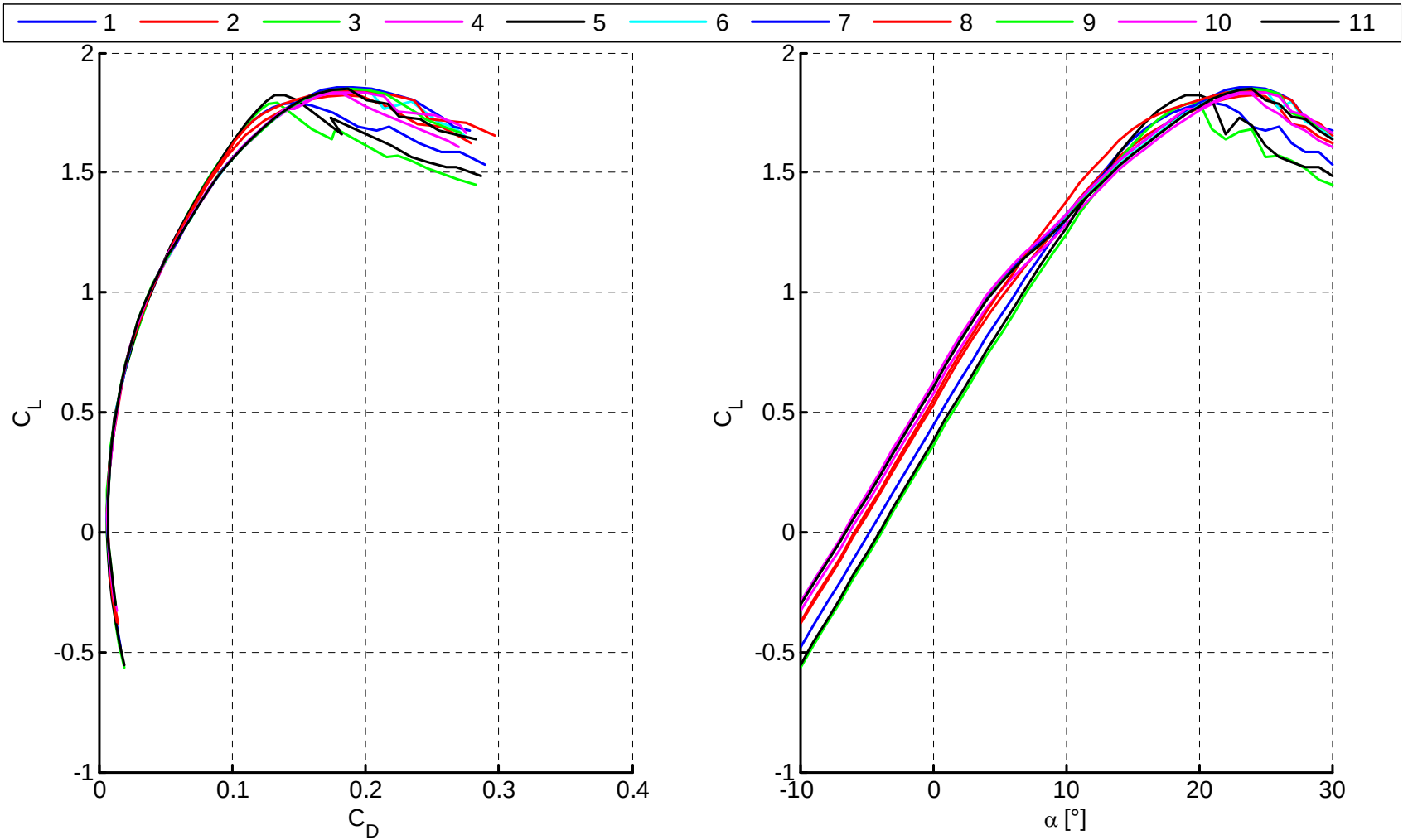
Seleção de perfis

- Análise das asas

Para esta etapa, será necessário já utilizar os códigos para análise de asas tridimensionais, que serão vistos a seguir neste curso.

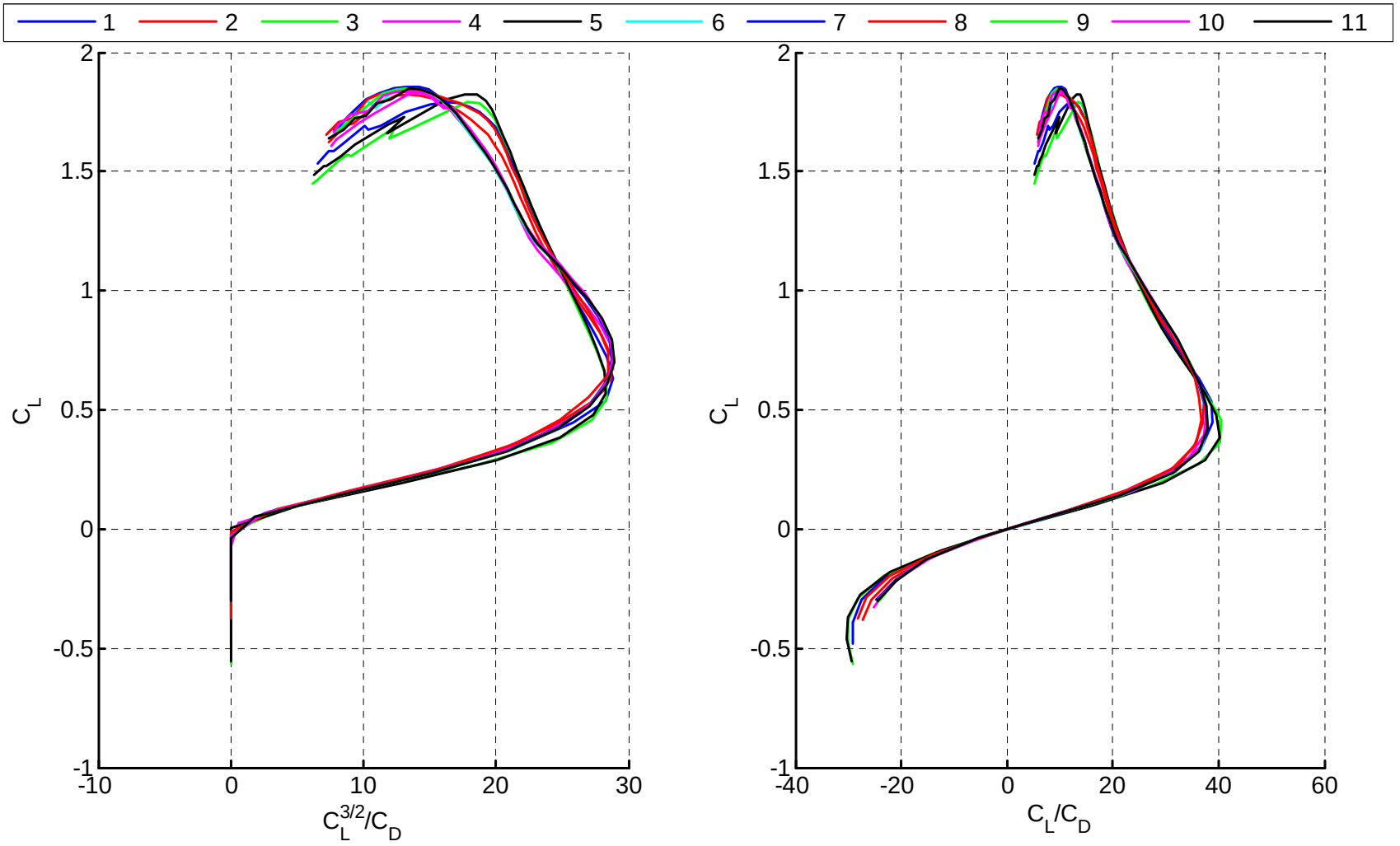
Seleção de perfis

- Análise das asas



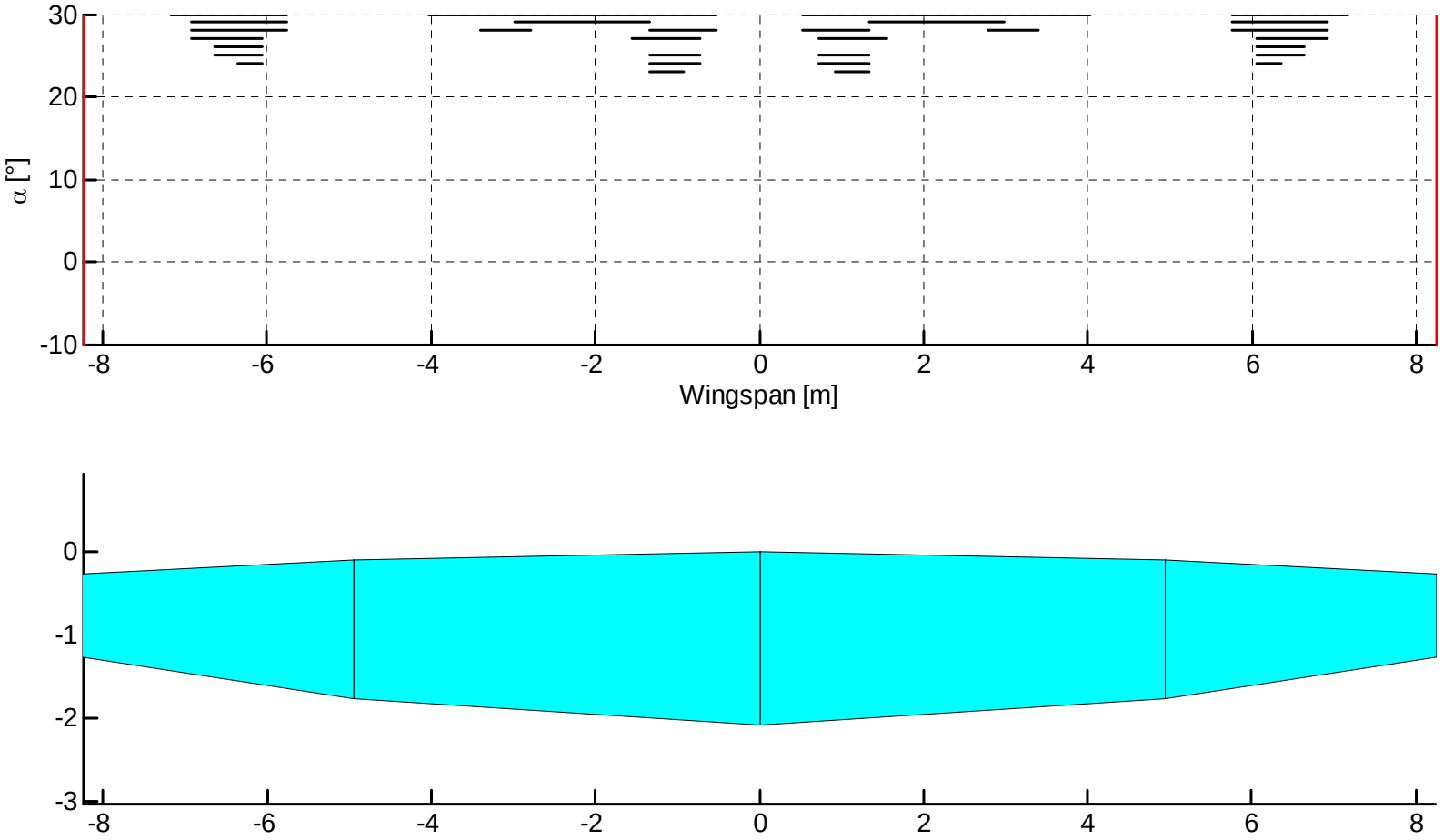
Seleção de perfis

- Análise das asas



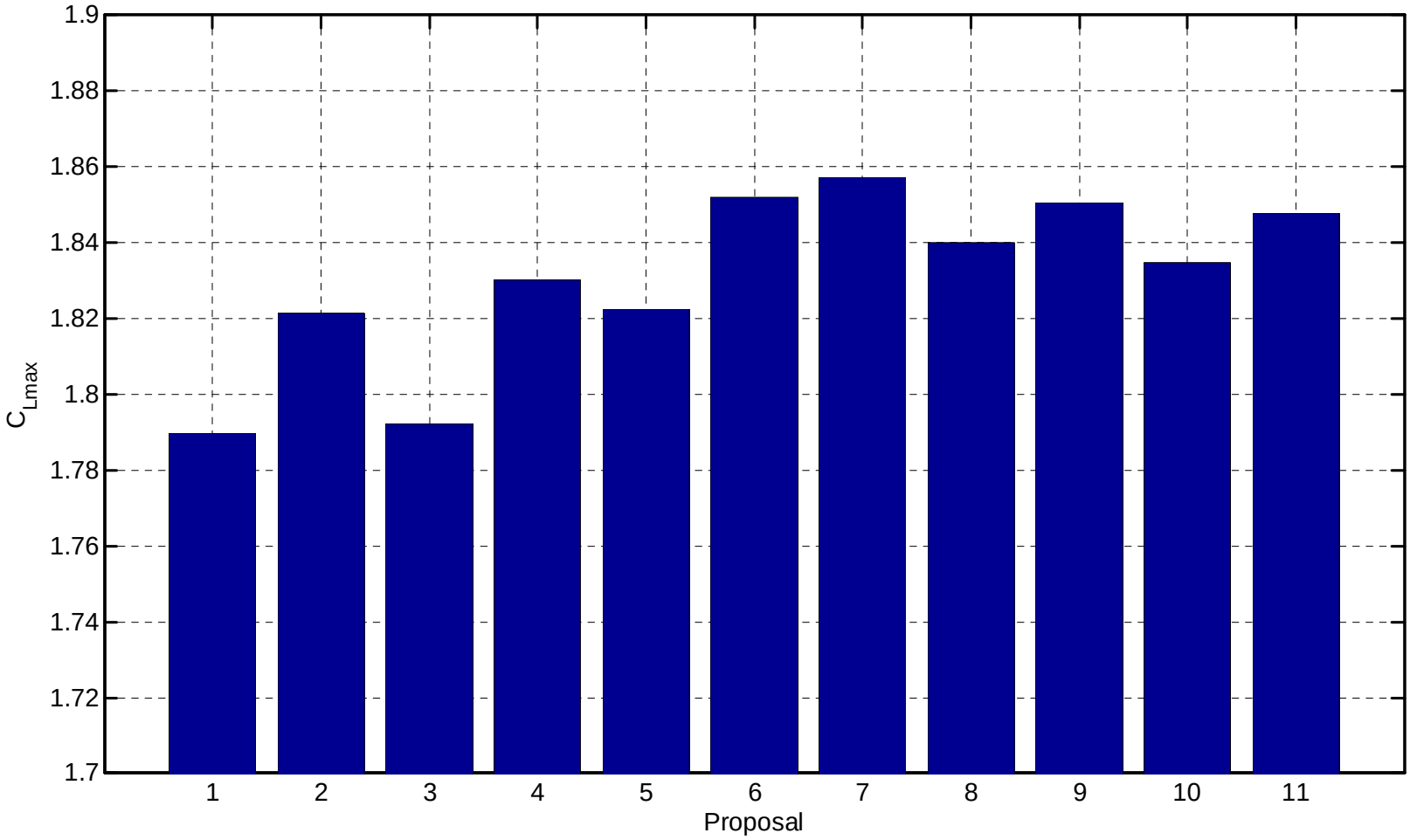
Seleção de perfis

- Análise das asas



Seleção de perfis

- Análise das pontuações



Seleção de perfis

- Análise das pontuações - TOTAL