

Propulsão

Dr. Luiz A. C. A. Schiavo
luiz.schiavo@unesp.br

09 de Setembro 2022

Última aula

- Teoria dos elementos de pá;
- Modelo de desempenho de hélice.

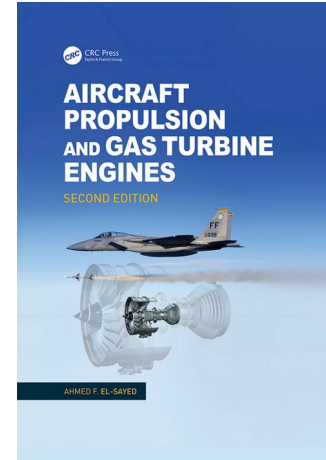
Aula 13

Tópicos da aula:

- 1) Mapas geométricos de perfis;
- 2) Atividade de simulação;

Material de apoio:

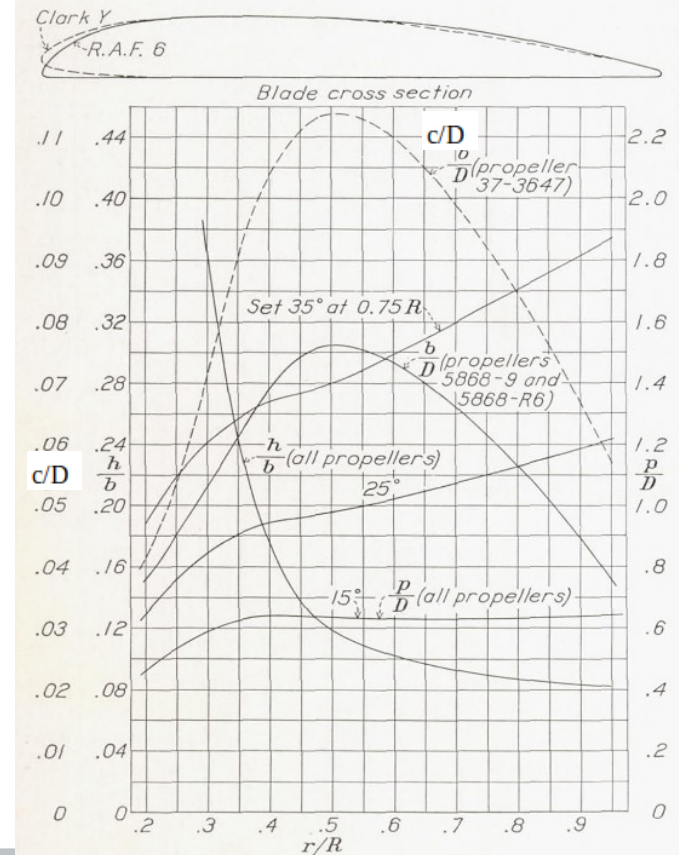
- ✓Sayed - Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines cap – 6;



Parâmetros geométricos

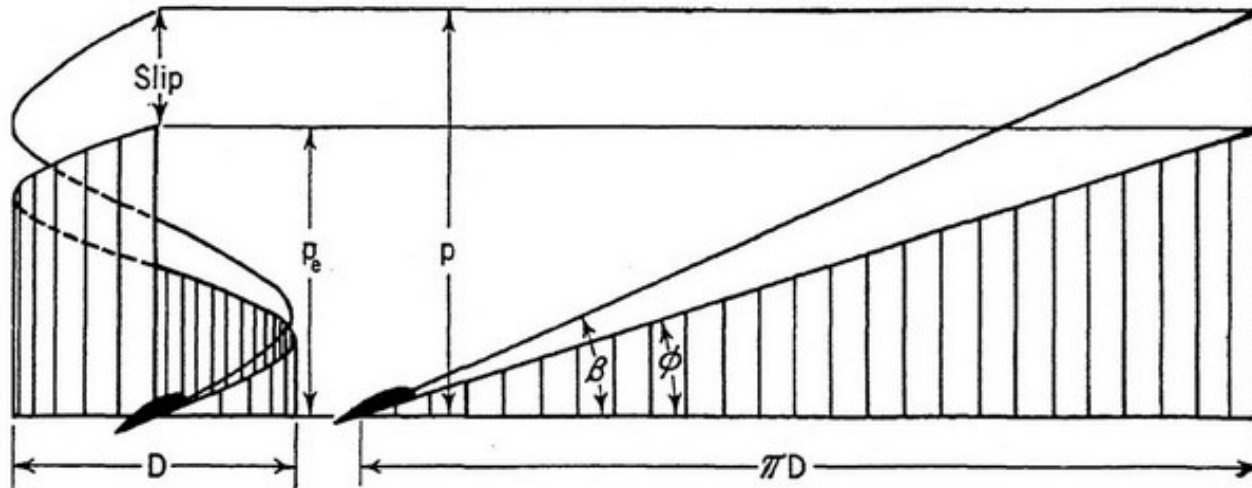
- As curvas genéricas para perfis clássicos, o Clark-Y e RAF-6, relacionam os seguintes parâmetros geométricos relativos com a razão r/R :
- Corda relativa ao diâmetro da hélice (c/D):** razão entre a corda do perfil (c) na estação considerada e o diâmetro da hélice (D);
- Espessura relativa a corda (h/c):** razão entre a espessura do perfil (h) e a corda do perfil (c) na estação considerada;
- Passo geométrico relativo ao diâmetro da hélice (p/D):** razão entre o passo (p) da estação considerada e o diâmetro da hélice (D).

c/D



Parâmetros geométricos

Passo geométrico e efetivo



$$p = \pi d \tan \beta$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{p}{\pi d}\right) = \arctan\left(\frac{p}{D} \frac{1}{\pi} \frac{R}{r}\right)$$

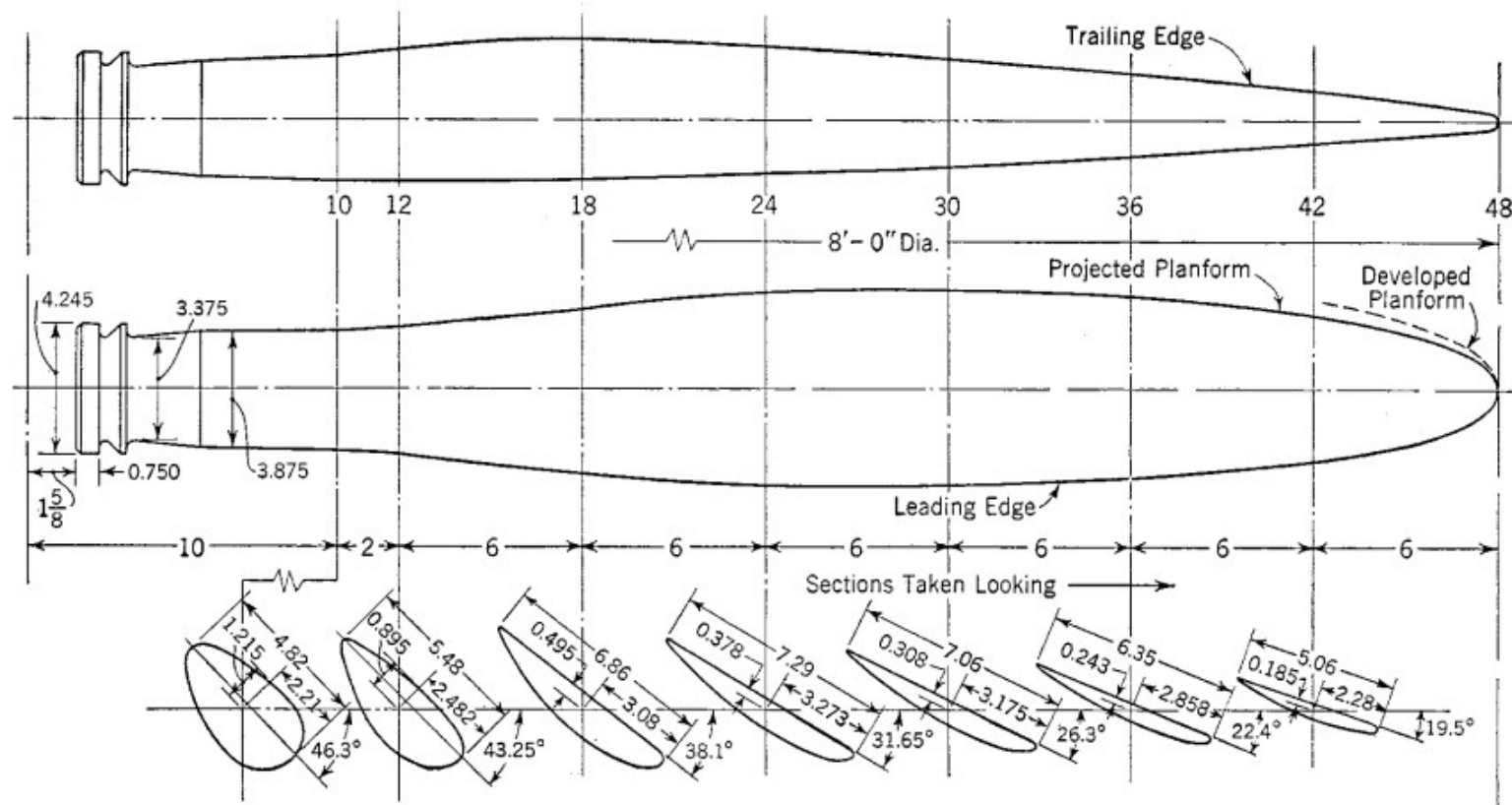
Exemplo

Uma hélice bi-pá de passo fixo, diâmetro de 96 in (2438mm) equipa uma aeronave de pequeno porte. Considere condições atmosféricas a nível do mar e calcule a força de tração, torque resistivo e eficiência da hélice

Dados:

- Condições atmosféricas: ISA-SL: 101,325 kPa e 288,15K;
- Rotação da hélice: 2000rpm;
- Velocidade da aeronave: 44,44 m/s (160 km/h);
- Perfil aerodinâmico das pás: Clark-Y;
- Detalhamento dos perfis no próximo slide.

Exemplo: detalhamento da pá



Procedimento de solução

Parte 1: obtenção dos dados aerodinâmicos no xfoil

Parte 2: leitura dos coeficientes aerodinâmicos no python e funções de interpolação

Parte 3: definição da geometria da pá em arrays (corda, raio, passo geométrico)

Parte 4: obtenção dos ângulos pertinentes e velocidades ao longo da pá ()

Parte 5: cálculo dos diferenciais de tração, torque e integração

Parte 1: utilização do xfoil

Execução:

- **Windows:** executar xfoil.exe
- **Linux (ubuntu):**
 - Instalação: sudo apt-get install xfoil
 - Execução no terminal: xfoil

Geral:

- Ajuda pode ser obtida pelo comando: ?
- Fechar a aplicação: “quit”
- Sair de um menu: tecla enter

```
=====
XFOIL Version 6.99
Copyright (C) 2000   Mark Drela, Harold Youngren

This software comes with ABSOLUTELY NO WARRANTY,
subject to the GNU General Public License.

Caveat computer
=====

File  xfoil.def  not found

QUIT      Exit program

.OPER      Direct operating point(s)
.MDES      Complex mapping design routine
.QDES      Surface speed design routine
.GDES      Geometry design routine

SAVE f     Write airfoil to labeled coordinate file
PSAV f     Write airfoil to plain coordinate file
ISAV f     Write airfoil to ISES coordinate file
MSAV f     Write airfoil to MSES coordinate file
REVE       Reverse written-airfoil node ordering
DELI i     Change written-airfoil file delimiters

LOAD f     Read buffer airfoil from coordinate file
NACA i     Set NACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE       Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM       Buffer airfoil normalization toggle
HALF       Halve the number of points in buffer airfoil
XYCM rr    Change CM reference location, currently  0.25000 0.00000

BEND       Display structural properties of current airfoil

PCOP       Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
PANE       Set current-airfoil panel nodes ( 160 ) based on curvature
.PPAR      Show/change paneling
```

Parte 1: utilização do xfoil

Geometria do aerofólio:

- Aerofólios da família naca podem ser inseridos com o comando **NACA** + número

Outros aerofólios:

- Geometrias externas podem ser importadas pelo comando **LOAD**
- Necessário o nome do arquivo texto com as coordenadas e um nome para o aerofólio

```
XFOIL  c> load
Enter filename  s> clark-y.dat
Plain airfoil file
Enter airfoil name  s> clark-y
Number of input coordinate points: 121
Counterclockwise ordering
Max thickness =      0.117066  at x =    0.280
Max camber    =      0.035016  at x =    0.420

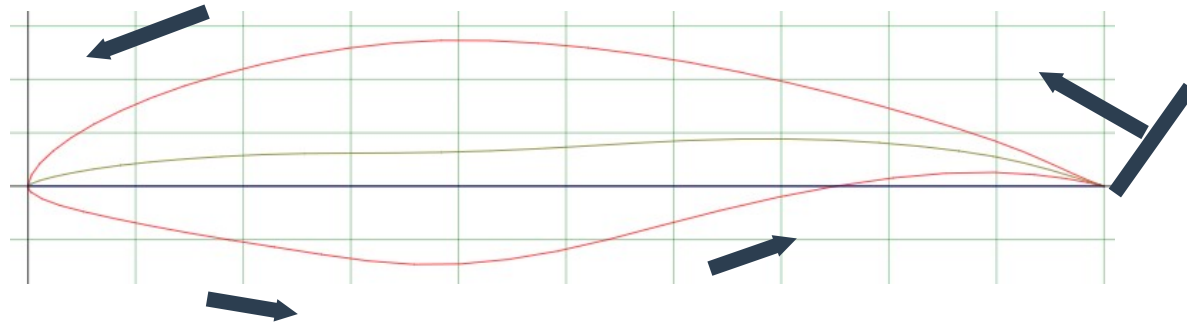
LE x,y =  -0.00006  -0.00118  |   Chord =   1.00006
TE x,y =   1.00000   0.00000  |

Current airfoil nodes set from buffer airfoil nodes ( 121 )
```

Parte 1: utilização do xfoil

Estrutura do arquivo de entrada:

- Pode possuir uma linha com título do aerofólio (opcional)
- Demais linhas devem conter os pontos x e y do aerofólio
- Ordenação: sentido anti-horário iniciando do bordo de fuga (extradorso)
- Aerofólio deve ter comprimento unitário e estar posicionado entre 0 e 1



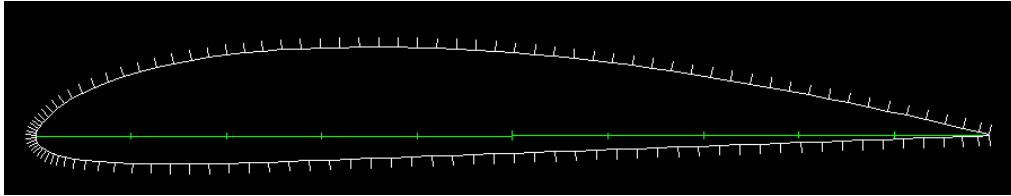
```
NACA 0012  
X(1)  Y(1)  
X(2)  Y(2)  
.  
.  
X(N)  Y(N)
```

Parte 1: utilização do xfoil

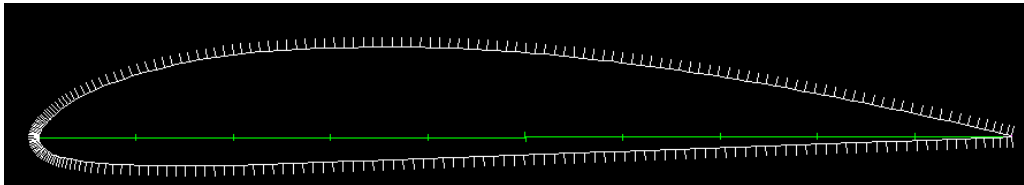
Geometria:

- Importante aumentar a discretização do do aerofólio (número de painéis) com o comando:
- **PPAR** → N 250

121 pontos



250 pontos



```
XFOIL  c> ppar

Present paneling parameters...
N i    Number of panel nodes      160
P r    Panel bunching parameter    1.000
T r    TE/LE panel density ratio   0.150
R r    Refined area/LE panel density ratio 0.200
XT rr  Top    side refined area x/c limits 1.000 1.000
XB rr  Bottom side refined area x/c limits 1.000 1.000
Z oom
U nzoom
H ardcopy

Change what ? (<cr> if nothing else)  c> n 250

Change what ? (<cr> if nothing else)  c>

Blunt trailing edge.  Gap = 0.00120
```

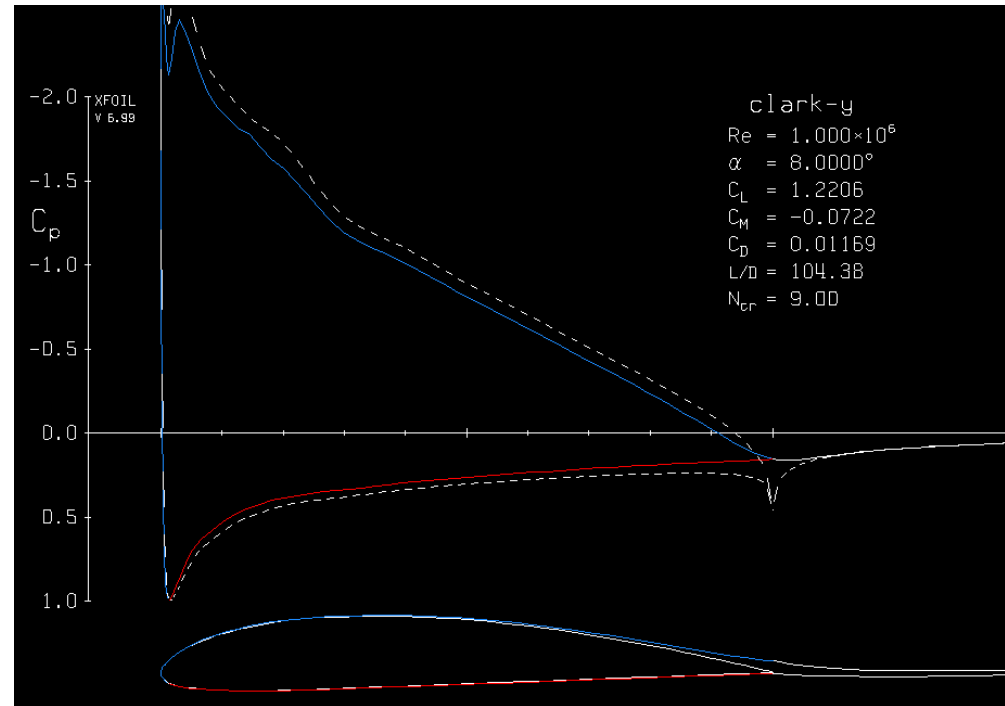
Parte 1: utilização do xfoil

Setup da análise:

- No menu principal entrar menu **OPER**
- Habilitar o solver de camada limite: **VISC**
- Aumentar o número de iterações para convergência do solver de camada limite: **N 250**

```
XFOIL  c> oper
      .OPERi  c> visc
Enter Reynolds number  r> 1e6
M = 0.0000
Re = 0.1000E+07
      .OPERv  c> iter 200
      .OPERv  c> alfa 8.0
```

Alfas específicos podem ser visualizados em:
alfa + ângulo de ataque



Parte 1: utilização do xfoil

Gerando a polar de arrasto:

- No menu **OPER** podemos selecionar a opção **PACC** para criar um arquivo de saída para armazenar curvas de coeficientes aerodinâmicos.
- O comando **ASEQ** gera realiza simulações para uma faixa de alfas especificada

```
.OPERv  c>  pacc

Polar  1 newly created for accumulation
Airfoil archived with polar: clark-y

Enter  polar save filename  OR  <return> for no file  s>  polar-clarky.txt

New polar save file available

Enter  polar dump filename  OR  <return> for no file  s>

Polar dump file will NOT be written

Polar accumulation enabled

.OPERva  c>  █
```

```
.OPERva  c>  aseq

Enter first alfa value (deg)  r>  -14

Enter last  alfa value (deg)  r>  17

Enter alfa increment  (deg)  r>  1
Calculating wake trajectory ...
Calculating source influence matrix ...

Solving BL system ...
```

Parte 2: leitura de inputs

Leitura dos coeficientes aerodinâmicos no python e funções de interpolação

Exemplo de arquivo de saída

```
# leitura dos dados do Xfoil
aero = ReadRef('polar-clarky.txt',7,12)
```

Parâmetros de entrada ReadRef(1,2,3):

- 1) nome do arquivo;
- 2) número de colunas (7);
- 3) número de linhas do cabeçalho (12);

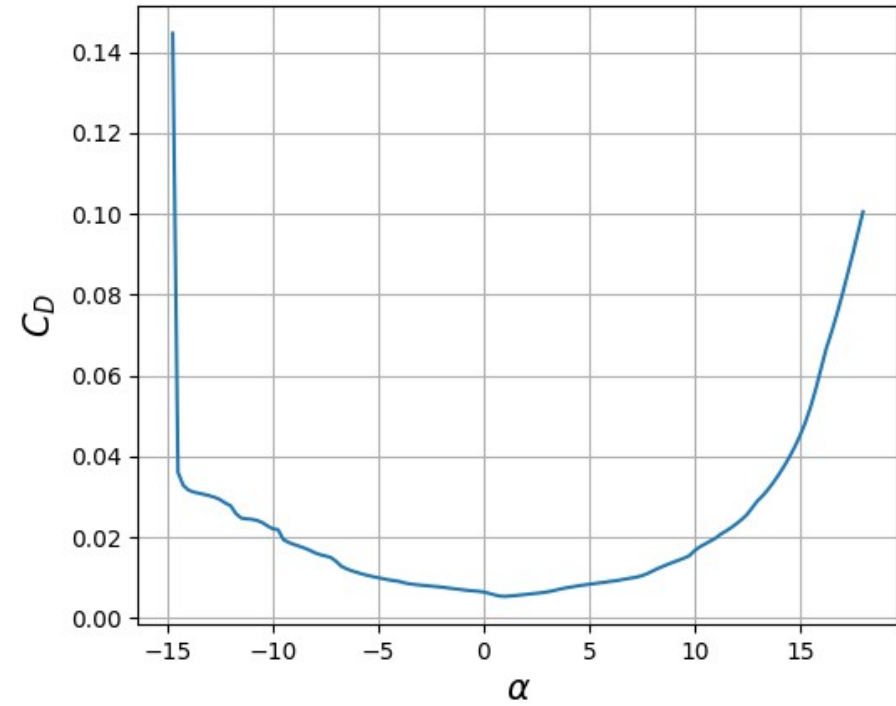
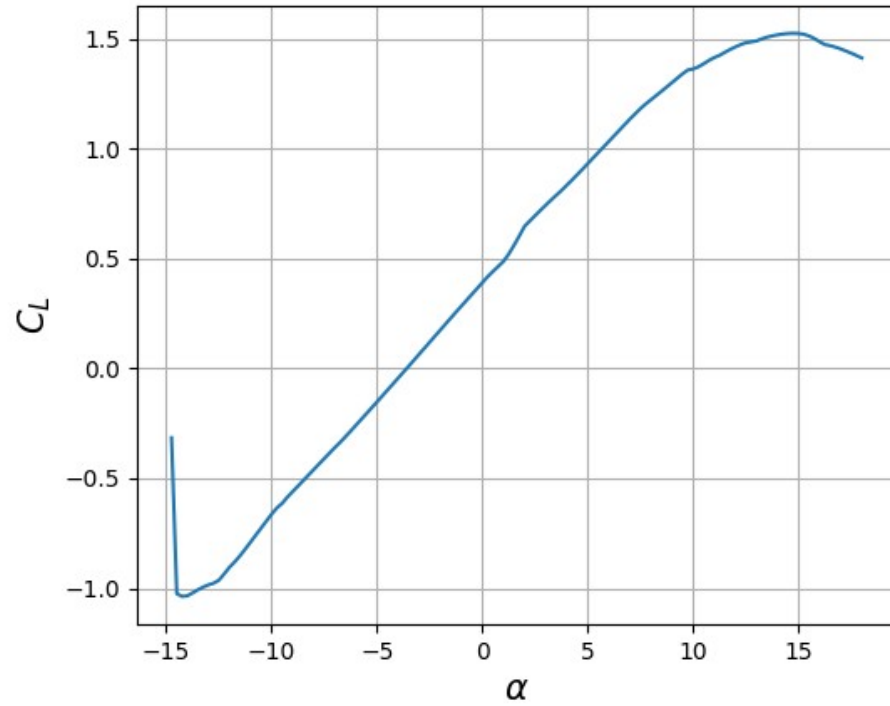
Saída:

- 1) Aero[:,0] = vetor de alfas
- 2) Aero[:,1] = vetor de C_L
- 3) Aero[:,2] = vetor de C_D

```
1
2      XFOIL      Version 6.99
3
4 Calculated polar for: clark-y
5
6 1 1 Reynolds number fixed      Mach number fixed
7
8 xtrf = 1.000 (top)      1.000 (bottom)
9 Mach = 0.000      Re = 1.000 e 6      Ncrit = 9.000 9.000
10
11      alpha      CL      CD      CDp      CM      Top_Xtr      Bot_Xtr
12      -----
13 -13.000 -0.9552  0.03241  0.02275 -0.0828  1.0000  0.0178
14 -12.000 -0.9056  0.02789  0.01878 -0.0790  0.9965  0.0191
15 -11.000 -0.7803  0.02633  0.01804 -0.0852  0.9904  0.0210
16 -10.000 -0.6603  0.02415  0.01592 -0.0900  0.9816  0.0234
17 -9.000 -0.5593  0.01879  0.01090 -0.0923  0.9648  0.0256
18 -8.000 -0.4601  0.01635  0.00875 -0.0910  0.9394  0.0275
19 -7.000 -0.3592  0.01422  0.00657 -0.0893  0.9103  0.0299
20 -6.000 -0.2541  0.01256  0.00478 -0.0881  0.8789  0.0313
21 -5.000 -0.1509  0.01017  0.00274 -0.0865  0.8438  0.0326
22 -4.000 -0.0444  0.00884  0.00160 -0.0852  0.8061  0.0363
23 -3.000  0.0651  0.00821  0.00096 -0.0844  0.7683  0.0396
24 -2.000  0.1750  0.00775  0.00052 -0.0837  0.7278  0.0523
```

Parte 2: leitura de inputs

Exemplo de coeficientes para o perfil Clark Y com xfoil



Parte 2: leitura de inputs

Leitura dos coeficientes aerodinâmicos no python e funções de interpolação:

Existe a necessidade de criar funções de interpolação para C_L e C_d/C_L para obter dados intermediários entre os ângulos de ataque da simulação:

```
Cl = interp1d(aero[:,0],aero[:,1],kind='cubic')  
CdCl = interp1d(aero[:,0],aero[:,2]/aero[:,1],kind='cubic')
```

Obtenção de dados utilizando a função de interpolação:

```
Cl(alpha[i])
```

```
CdCl(alpha[i])
```

Parte 3: Definição da geometria

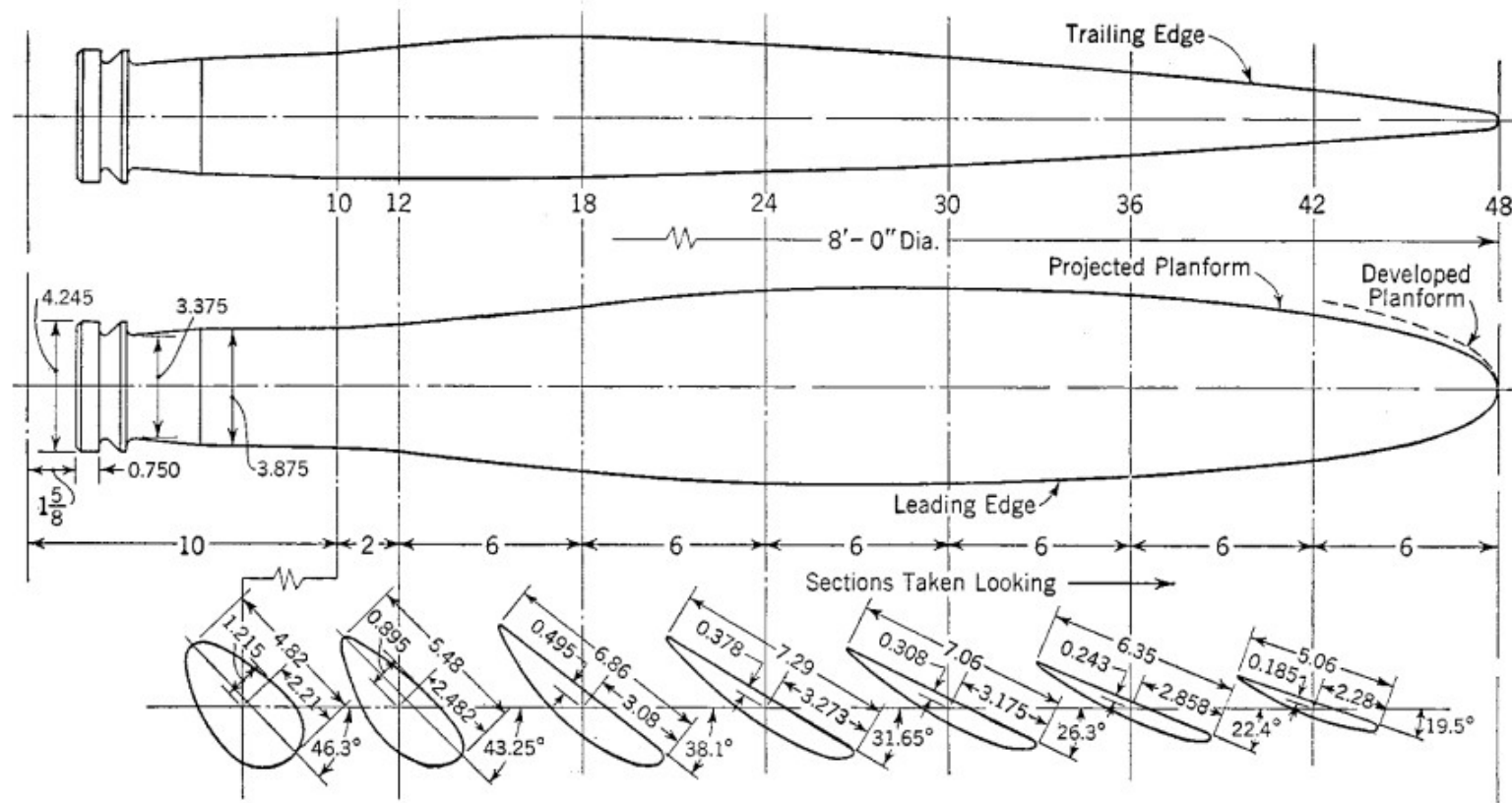
Definição da geometria da pá em arrays (corda, raio, passo geométrico) e dos parâmetros atmosféricos

```
mu = 1.783e-5 # viscosidade dinâmica [Kg/m/s]
Te = 288.15    # temperatura [k]
rho = 1.225    # densidade [kg/m3]
V = 44.4       # velocidade da aeronave [m/s]
N = 2000       # rotação do motor [rpm]
d = 96*0.0254  # diâmetro da hélice [m]
np = 2         # n de pás
```

```
q = 0.5*rho*V**2 # pressão dinâmica [Pa]
```

```
# Definição da geometria da pá
r = npy.array([,,,,,,,]) # raio [m]
c = npy.array([,,,,,,,]) # corda [m]
beta = npy.array([,,,,,,,]) # ângulo geométrico [graus]
```

Parte 3: Definição da geometria



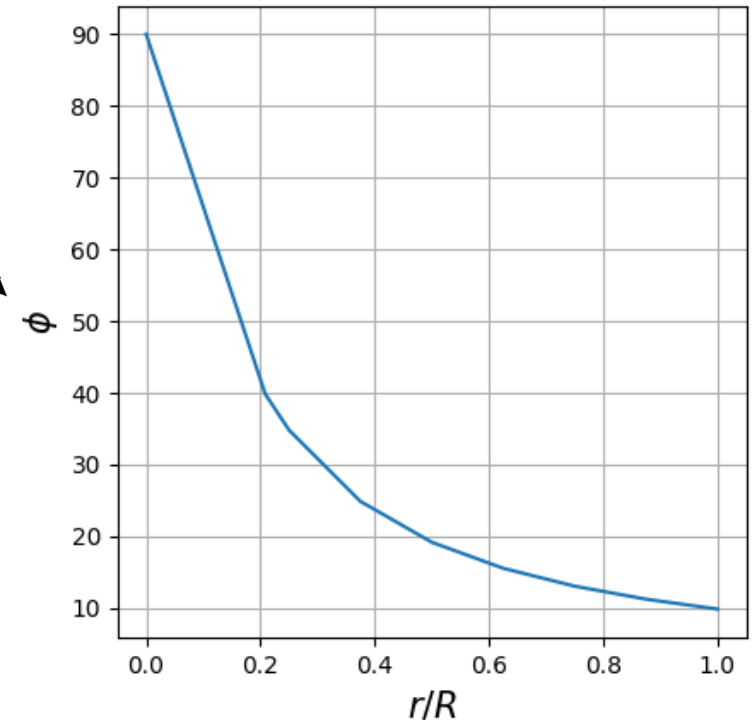
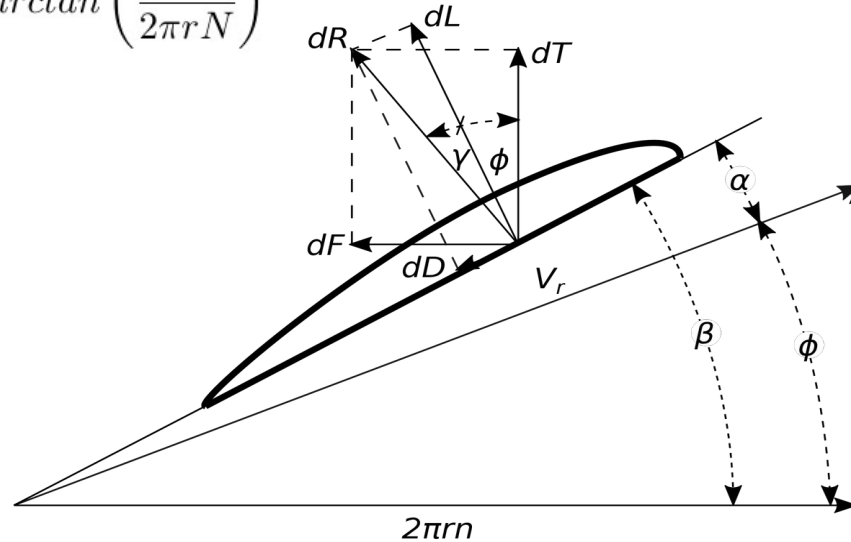
Parte 4: Ângulos e velocidades

Obtenção dos ângulos pertinentes e velocidades ao longo da pá (α , β , ϕ , V_t , V_r)

$$\phi = \arctan\left(\frac{V_0}{V_t}\right) = \arctan\left(\frac{60V_0}{2\pi rN}\right)$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{dD}{dL}\right)$$

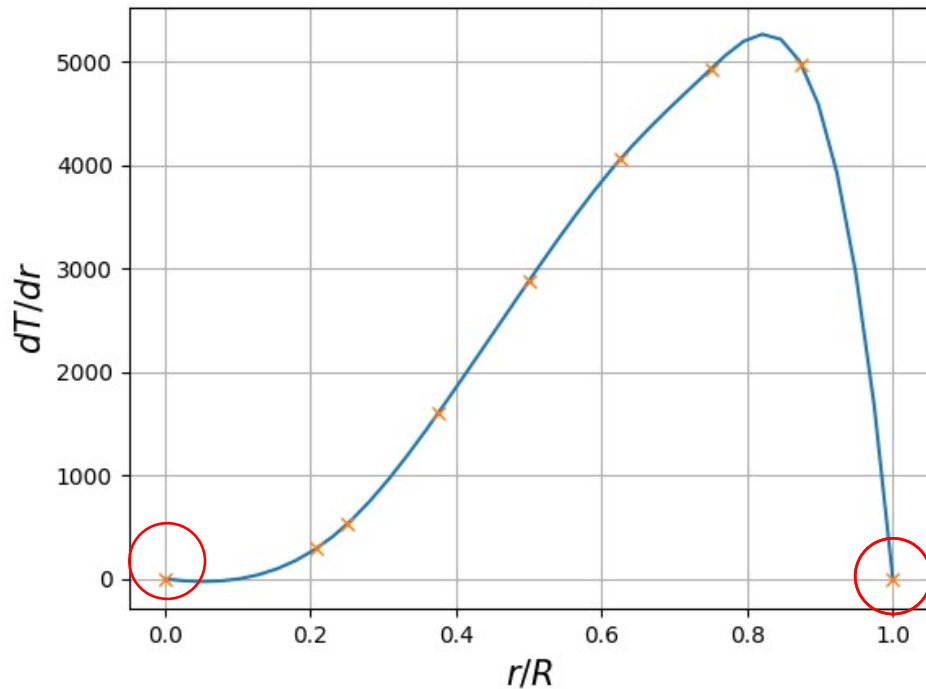
$$\beta = \alpha + \phi$$



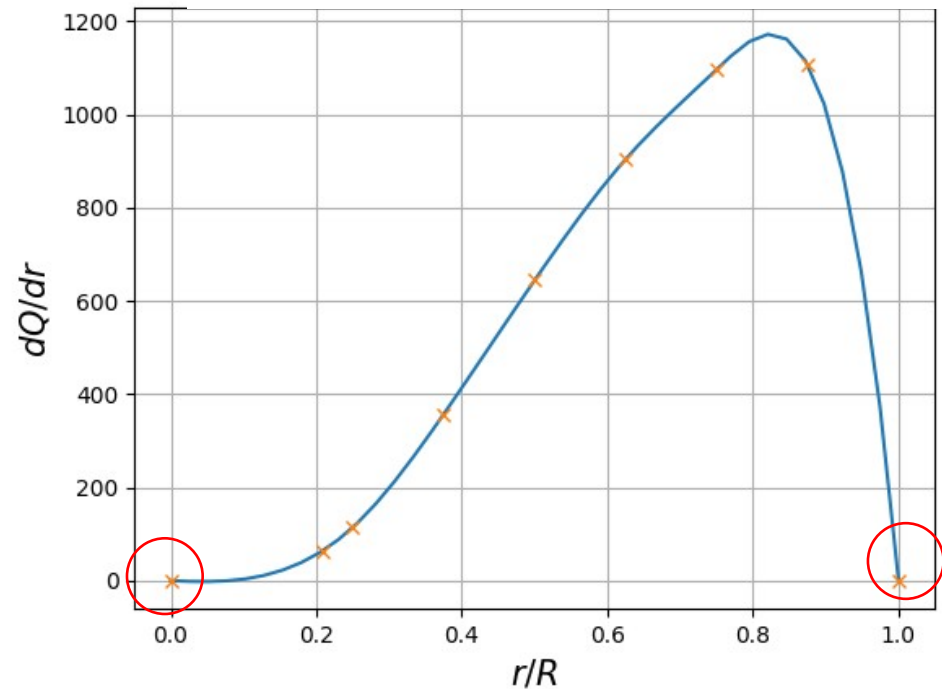
Parte 5: Cálculo da tração e torque

Nas extremidades: dT e $dQ = 0$

$$dT = q C_L c dr \frac{\cos(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)}$$



$$dQ = q C_L c r dr \frac{\sin(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)}$$



Parte 5: Cálculo da tração e torque

Condição de contorno para alfas fora das curvas polares

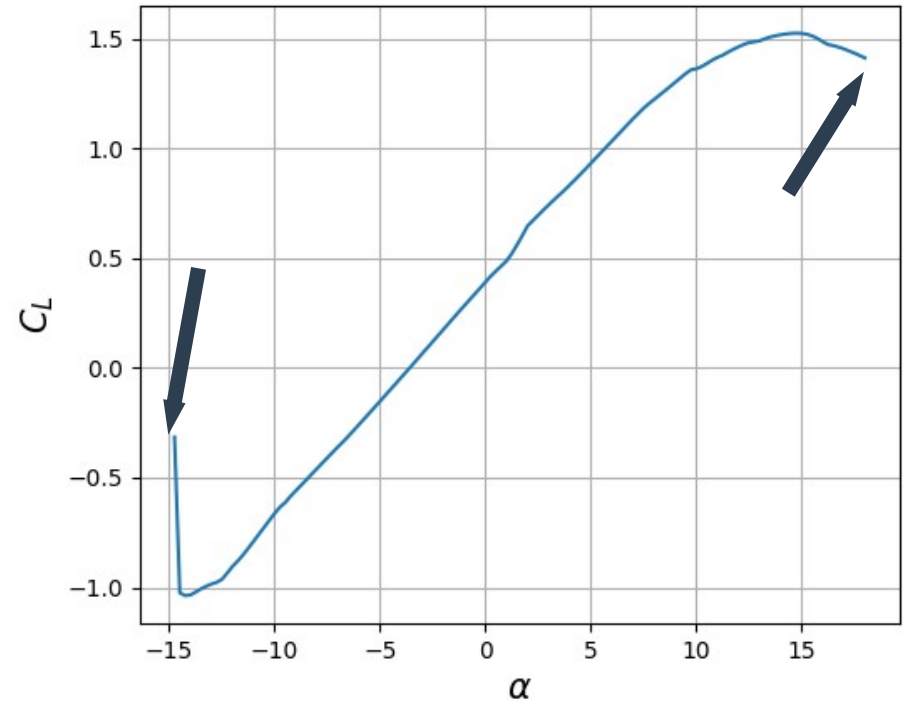
Se $\alpha < \alpha_{\min}$ ou $\alpha_{\max} < \alpha$:

$$dQ = e \, dT = 0$$

Dentro da polar da:

$$dQ = q \, C_L \, c \, r \, dr \, \frac{\sin(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)}$$

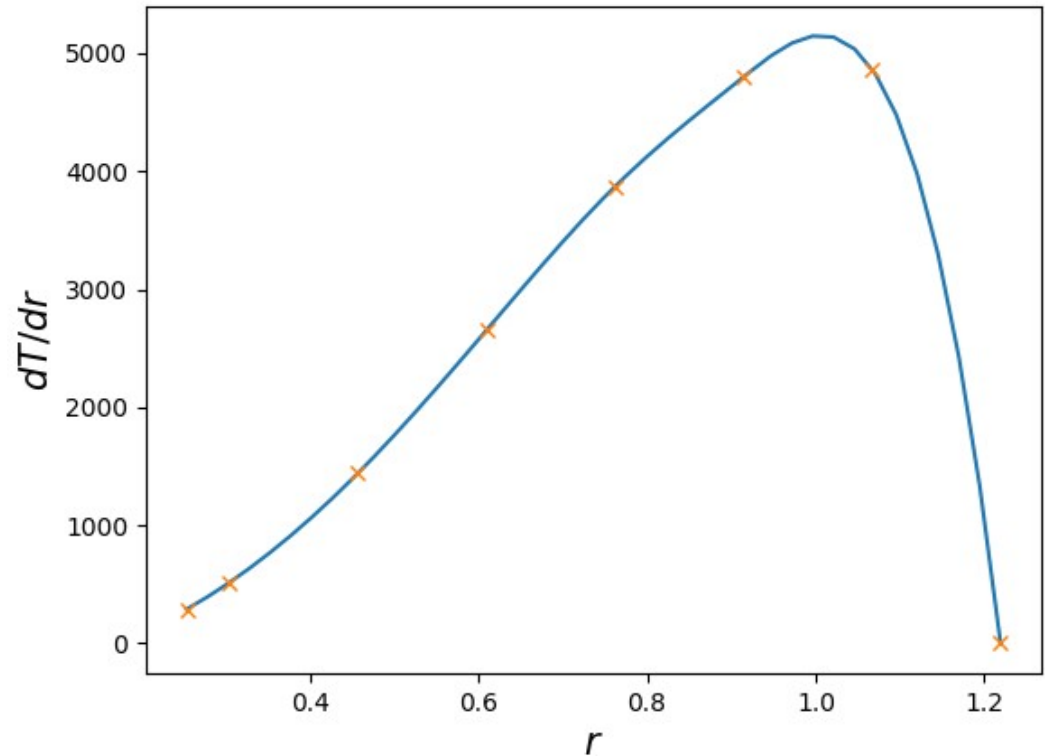
$$dT = q \, C_L \, c \, dr \, \frac{\cos(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)}$$



Parte 5: Cálculo da tração e torque

$$\eta_H = \frac{\text{potência propulsiva}}{\text{potência de eixo do motor}} = \frac{TEP}{SEP} = \frac{T V_0}{\frac{2\pi}{60} N Q}$$

- Tração, $T = 5811.97 \text{ N}$
- Torque resistivo, $Q = 1295.05 \text{ N.m}$
- Eficiência da hélice, $= 0.95$
- Mach na ponta da pá $= 0.76$



Exercício

Uma hélice bi-pá de passo fixo, diâmetro de 96 in equipa uma aeronave de pequeno porte. Considere condições atmosféricas a nível do mar e calcule a força de tração, torque resistivo, eficiência da hélice, Mach na ponta da pá.

Dados:

Condições atmosféricas: ISA-SL: 101,325 kPa e 288,15K;

Velocidade da aeronave: 44,44 m/s (160 km/h);

Perfil aerodinâmico das pás: RAF 6;

Utilize a mesma geometria de pá estudada em aula.

Pede-se:

- 1) Trace as curvas de tração e torque como função da rotação (rpm);
- 2) Considere a rotação mínima a rotação na qual a hélice gera empuxo nulo e a máxima a rotação em que a velocidade é igual a Mach 0,8 na ponta da pá. Dentro do intervalo analisado encontre a tração máxima e a rotação na qual o máximo é obtido.