

Propulsão

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

16 de Setembro de 2022

Avisos

- Avaliação 19/09

Última aula:

- Introdução aos motores a reação baseados em turbina a gás;
- Bocais de admissão e exaustão;
- Compressores e turbinas;
- Câmara de combustão e pós-combustor;
- Sistema de reversão de fluxo do escoamento;
- Ruído.

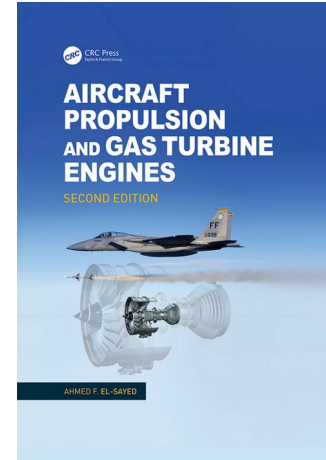
Aula 16

Tópicos da aula:

1) Atividade de simulação de hélices;

Material de apoio:

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



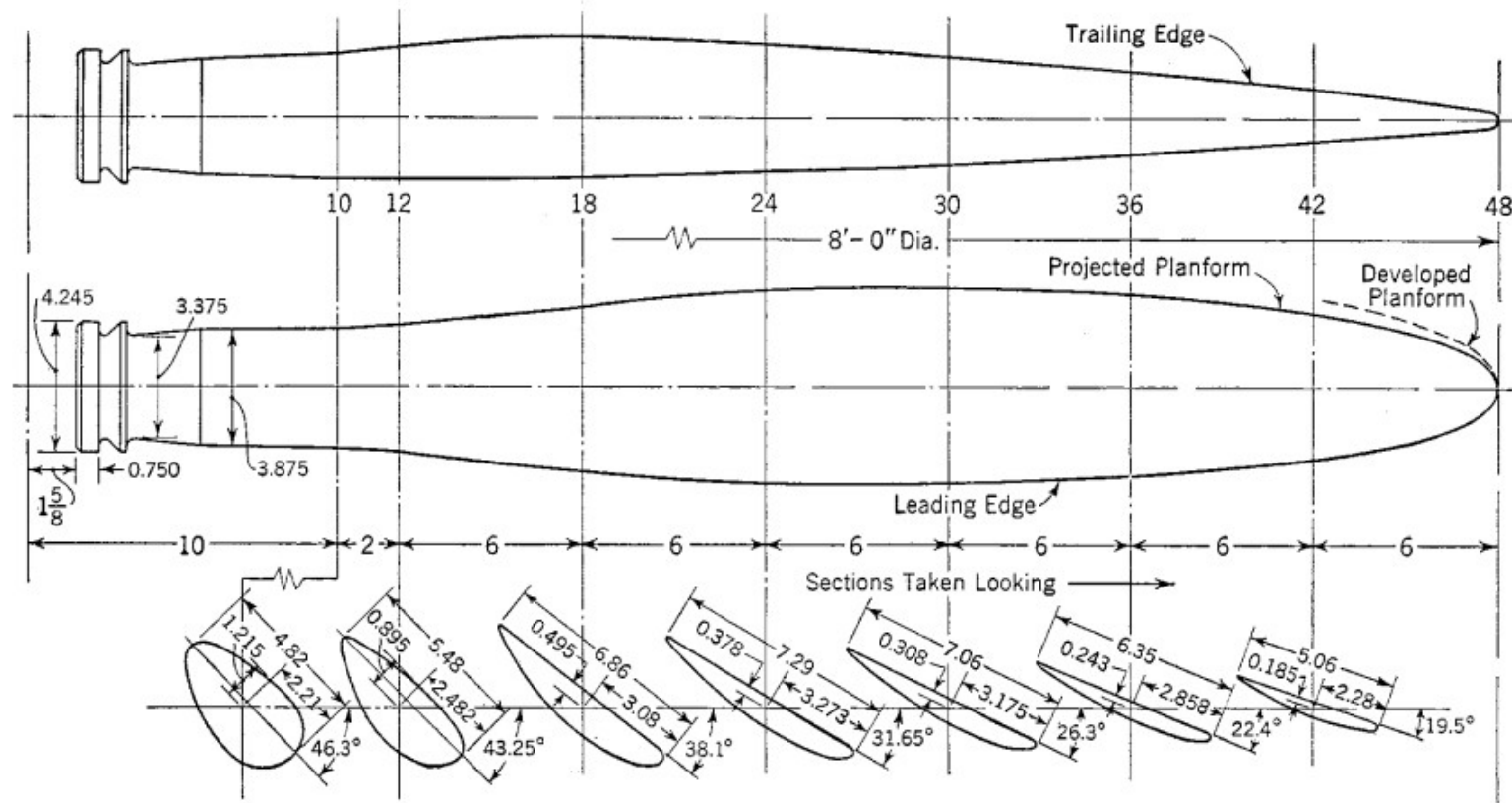
Exemplo

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

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

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

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

Exemplo

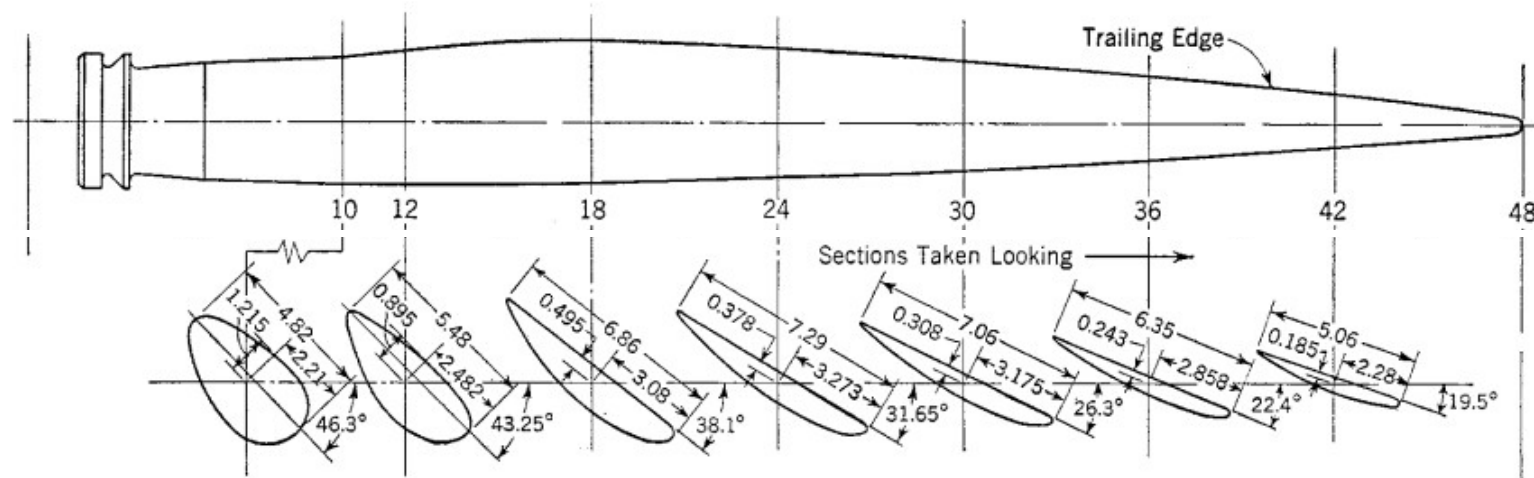
Dados:

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

```
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]
```

Parte 2: definição da geometria



Definição da geometria da pá

```
r = npy.array([0,10,12,18,24,30,36,42,48]) *0.0254
```

raio [m]

```
c = npy.array([0,4.82, 5.48,6.86,7.29, 7.06,6.35, 5.06,0] ) *0.0254
```

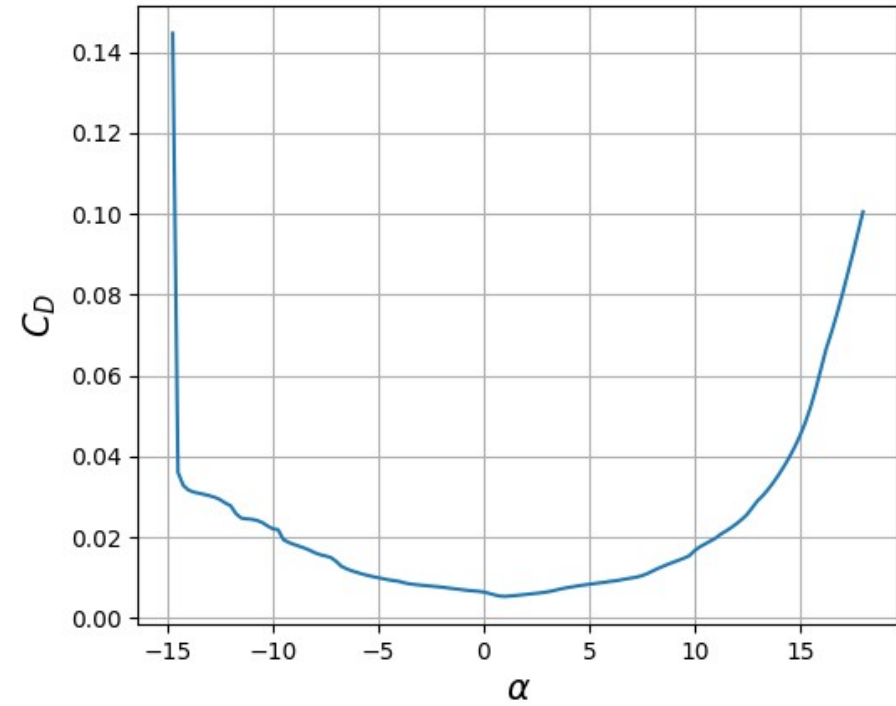
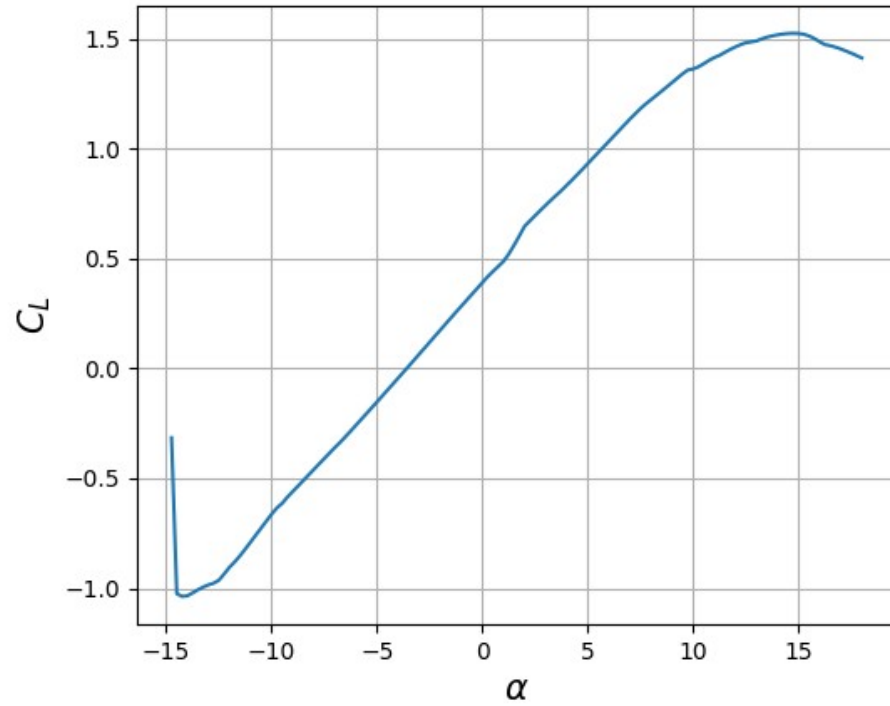
corda [m]

```
beta = npy.array([0,46.3,43.25,38.1,31.65,26.3,22.4,19.5,0])
```

ângulo geométrico [graus]

Parte 3: leitura de inputs e interpolação

Exemplo de coeficientes para o perfil Clark Y com xfoil



Parte 3: leitura de inputs e interpolação

```
# leitura dos dados do Xfoil
aero = ReadRef('polar2.txt',7,12)

# interpolação das curvas de coeficientes aerodinâmicos
Cl = interp1d(aero[:,0],aero[:,1],kind='cubic')
CdCl = interp1d(aero[:,0],aero[:,2]/aero[:,1],kind='cubic')

# plot dos coeficientes
plt.subplot(1,2,1)
plt.plot(aero[:,0],aero[:,1])
plt.xlabel(r'$\alpha$',fontsize=15)
plt.ylabel(r'$C_L$',fontsize=15)
plt.grid(True)

plt.subplot(1,2,2)
plt.plot(aero[:,0],aero[:,2])
plt.xlabel(r'$\alpha$',fontsize=15)
plt.ylabel(r'$C_D$',fontsize=15)
plt.grid(True)
plt.show()
```

```
XFOIL          Version 6.99

Calculated polar for: clark-y

1 1 Reynolds number fixed      Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top)      1.000 (bottom)
Mach = 0.000      Re = 1.000 e 6      Ncrit = 9.00

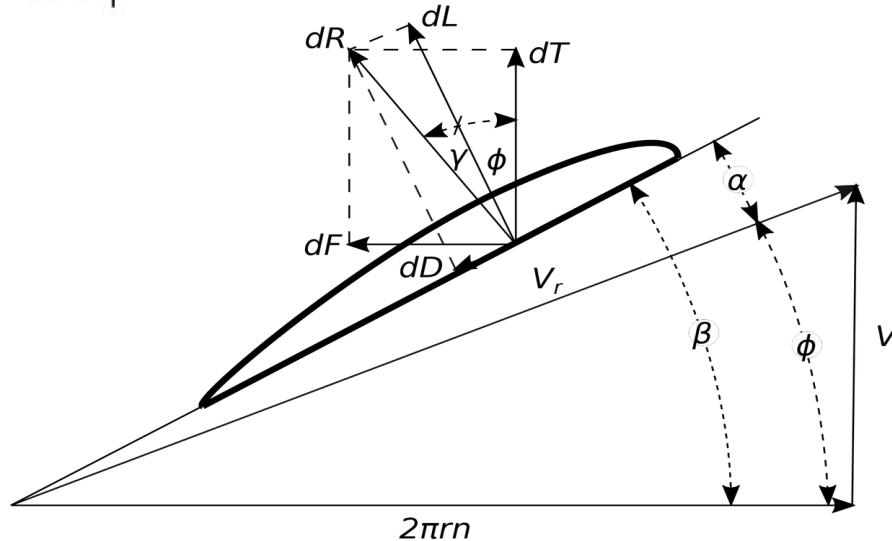
alpha      CL      CD      CDp      CM      Top_Xtr
-----
-14.000    -1.0377    0.03135    0.02123    -0.0876    1.0000
-13.000    -1.0249    0.02709    0.01780    -0.0768    1.0000
-12.000    -0.9159    0.02527    0.01648    -0.0799    0.9958
-11.000    -0.7934    0.02298    0.01475    -0.0855    0.9895
-10.000    -0.6721    0.01988    0.01192    -0.0908    0.9820
-9.000     -0.5605    0.01801    0.00985    -0.0923    0.9658
-8.000     -0.4638    0.01525    0.00766    -0.0904    0.9400
-7.000     -0.3630    0.01303    0.00547    -0.0885    0.9106
-6.000     -0.2588    0.01126    0.00396    -0.0872    0.8797
-5.000     -0.1520    0.01000    0.00273    -0.0860    0.8461
-4.000     -0.0449    0.00888    0.00179    -0.0850    0.8078
-3.000      0.0646    0.00819    0.00116    -0.0843    0.7697
-2.000      0.1744    0.00765    0.00078    -0.0836    0.7300
-1.000      0.2833    0.00699    0.00060    -0.0831    0.6935
0.000      0.3910    0.00635    0.00056    -0.0825    0.6537
1.000      0.4863    0.00539    0.00074    -0.0785    0.6089
2.000      0.6463    0.00586    0.00087    -0.0889    0.5471
3.000      0.7423    0.00647    0.00095    -0.0857    0.4735
```

Parte 4: Ângulos e velocidades

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

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

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



```
alphamax = aero[:,0].max()  
alphamin = aero[:,0].min()
```

```
beta = beta * npy.pi / 180
```

```
# velocidade tangencial  
Vt = 2*npy.pi * N / 60 * r
```

```
# velocidade resultante  
Vr = npy.sqrt(Vt**2 + V**2)
```

```
Mach = Vr / npy.sqrt(1.4 * 287 * Te)
```

```
# angulo de deslizamento  
phi = npy.arctan2(V, Vt)
```

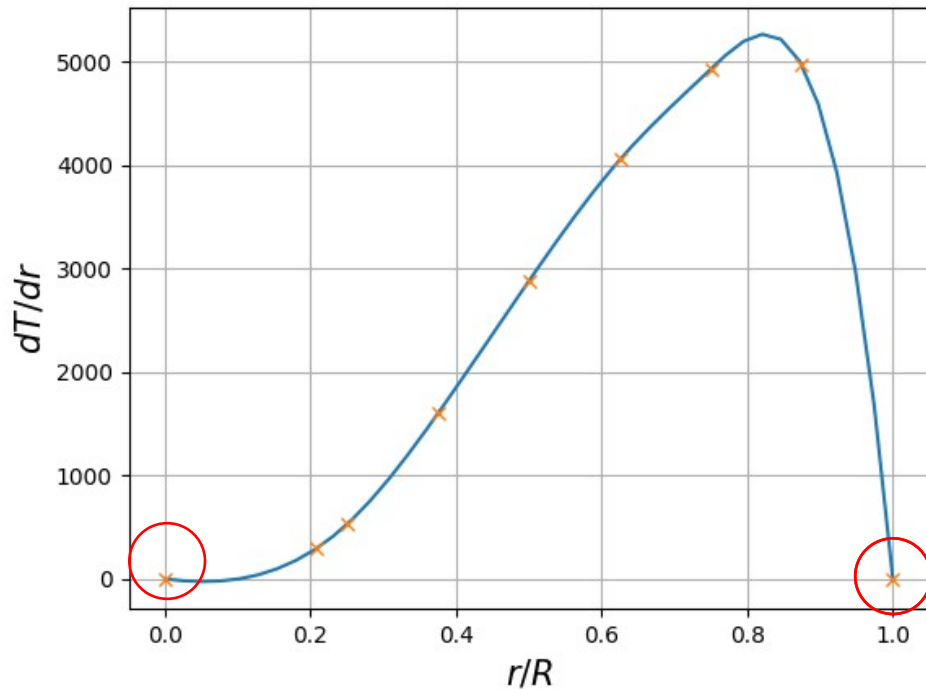
```
# angulo de ataque  
alpha = (beta - phi) * 180 / npy.pi
```

```
# condição de contorno para ponta da pá  
alpha[-1] = 0.0  
alpha[0] = 0.0
```

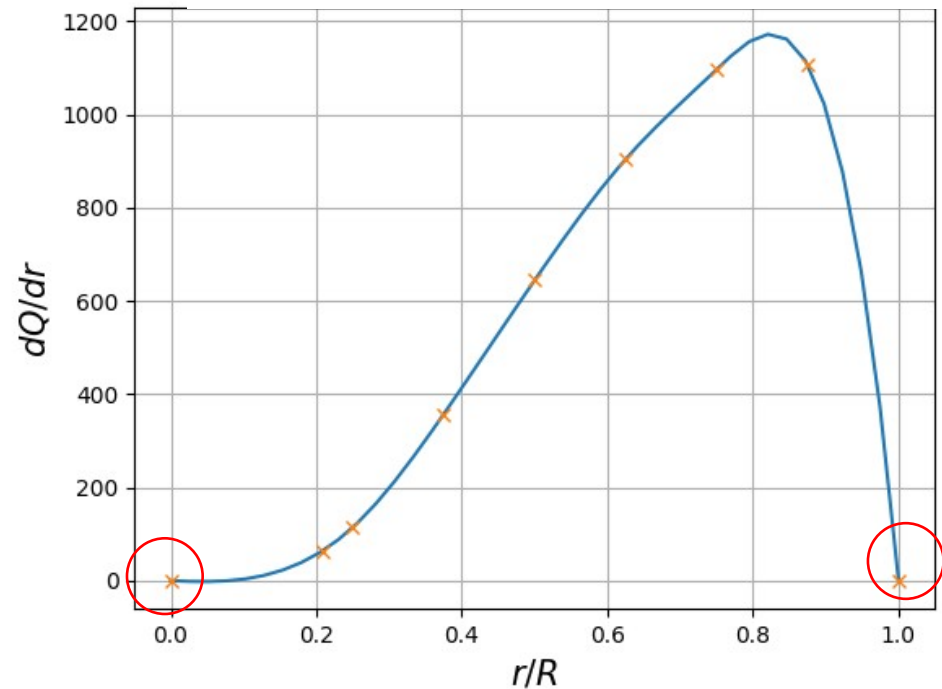
Parte 5: Cálculo da tração e torque

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

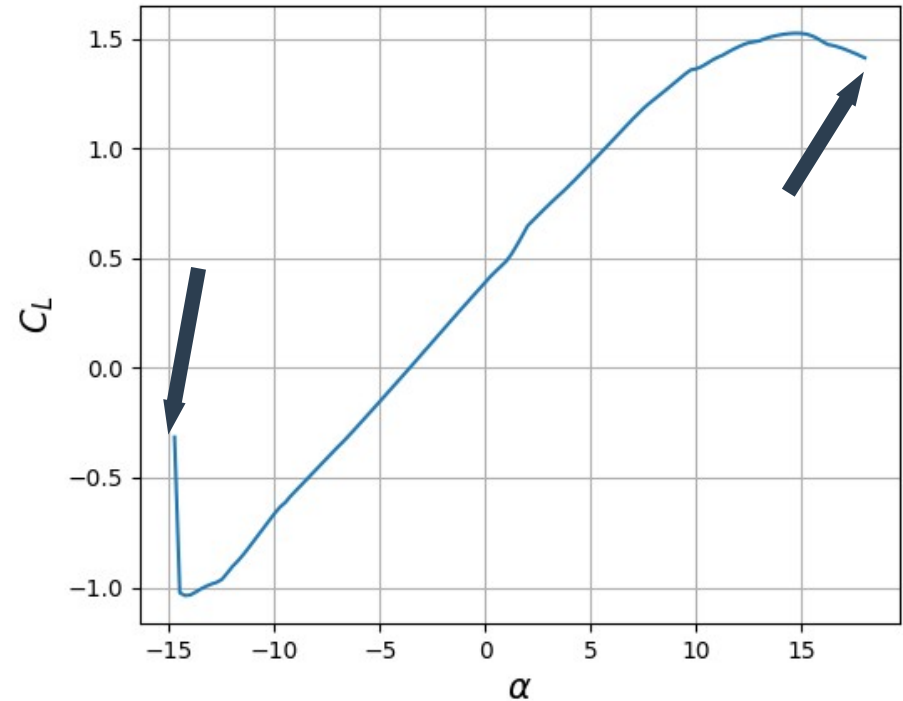
Se $\alpha < \alpha_{\min}$ ou $\alpha_{\max} < \alpha$:

$$dQ = dT = 0$$

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

Condição de contorno para alfas fora das curvas polares

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

$$dQ = dT = 0$$

Dentro da polar da:

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

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

```
dT = alpha * 0.0
dQ = alpha * 0.0

for i in range(1, len(alpha)-1):

    if (alpha[i]<alphamin or alpha[i]>alphamax):
        dT[i] = 0.0
        dQ[i] = 0.0
    else :
        gamma = npy.arctan(CdCl(alpha[i]))

        # diferencial de tração
        coef = npy.cos(phi[i]+gamma) / (npy.cos(gamma) * npy.sin(phi[i])**2)
        dT[i] = q * Cl(alpha[i]) * c[i] * coef

        # diferencial de torque
        coef = npy.sin(phi[i]+gamma) / (npy.cos(gamma) * npy.sin(phi[i])**2)
        dQ[i] = q * Cl(alpha[i]) * c[i] * r[i] * coef
```

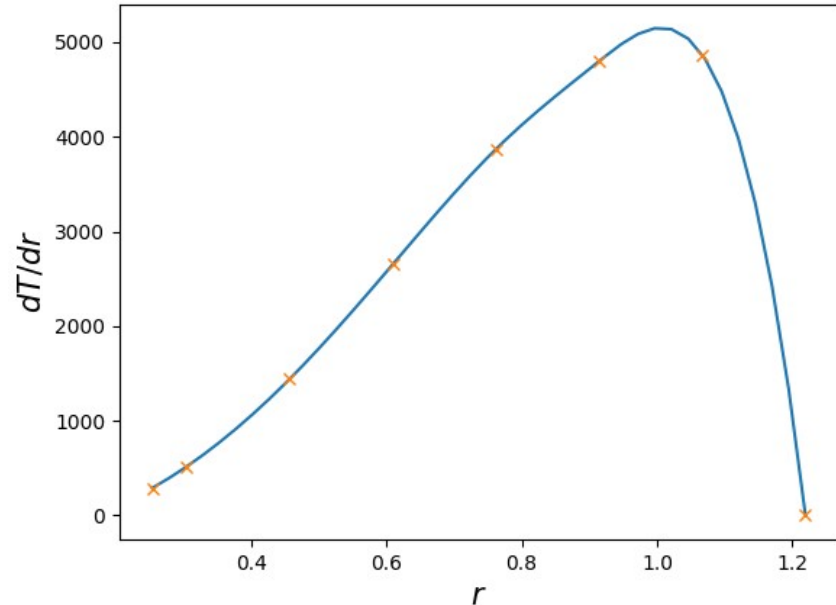
Parte 5: Cálculo da tração e torque

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

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

```
T = integracao(dT,r)*np
Q = integracao(dQ,r)*np

eta = T * V / (Q*N* 2 * npy.pi/60)
```



Exercício

Uma hélice bi-pá de passo fixo de um aeromodelo tem 40 cm de diâmetro e uma corda constante de 2 cm.

- 1) Projete passo geométrico (β) para maximizar a eficiência da hélice a 5000 rpm e a uma velocidade de voo de 20 m/s.
- 2) Trace as curvas de tração, torque e eficiência como função da rotação (rpm). Varie a rotação do motor de 3200 a 8000 rpm;
- 3) Trace as curvas de coeficiente de tração e eficiência como função da razão de avanço;

Exercício

Uma hélice bi-pá de passo fixo de um aeromodelo tem 40 cm de diâmetro e uma corda constante de 2 cm.

1) Projete passo geométrico (β) para maximizar a eficiência da hélice a 5000 rpm e a uma velocidade de voo de 20 m/s.

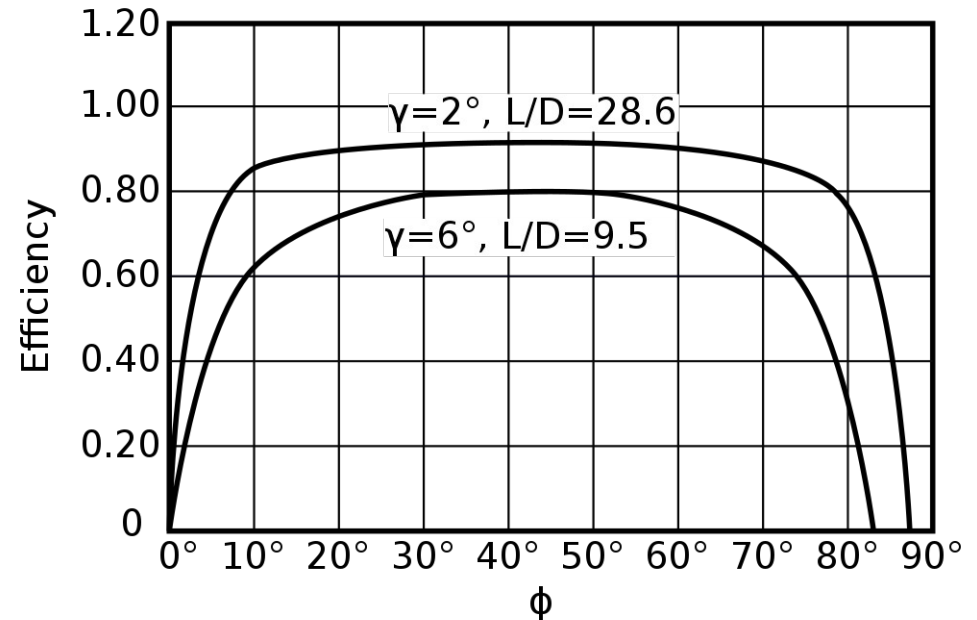
Lembrando que:

$$\eta = \frac{dTV}{dQ2\pi n} = \frac{\tan \phi}{\tan(\phi + \gamma)}.$$

Sabendo que a eficiência é maximizada por:

$$\phi = 45^\circ - \frac{\gamma}{2}$$

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



Exercício

Uma hélice bi-pá de passo fixo de um aeromodelo tem 40 cm de diâmetro e uma corda constante de 2 cm.

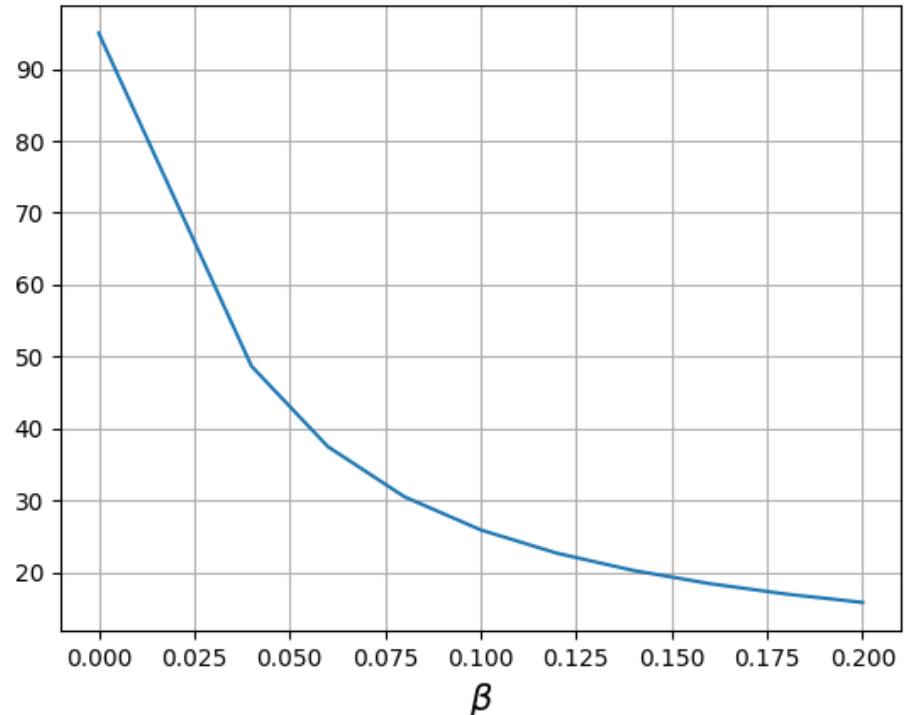
1) Projete passo geométrico (β) para maximizar a eficiência da hélice a 5000 rpm e a uma velocidade de voo de 20 m/s.

Considerando $\alpha=5$

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

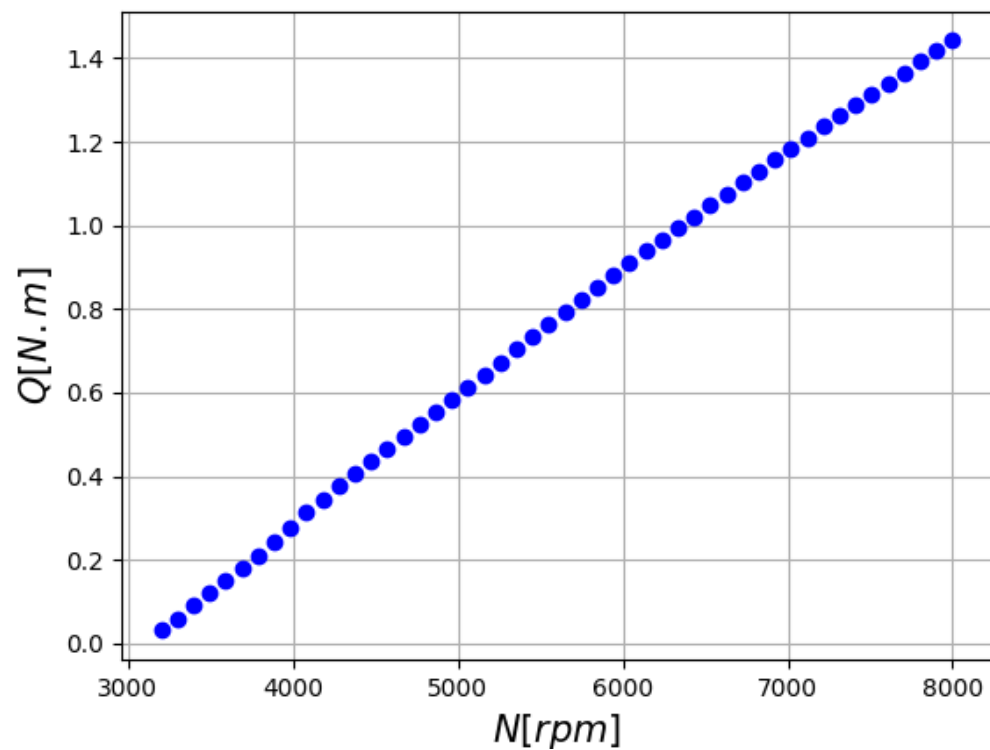
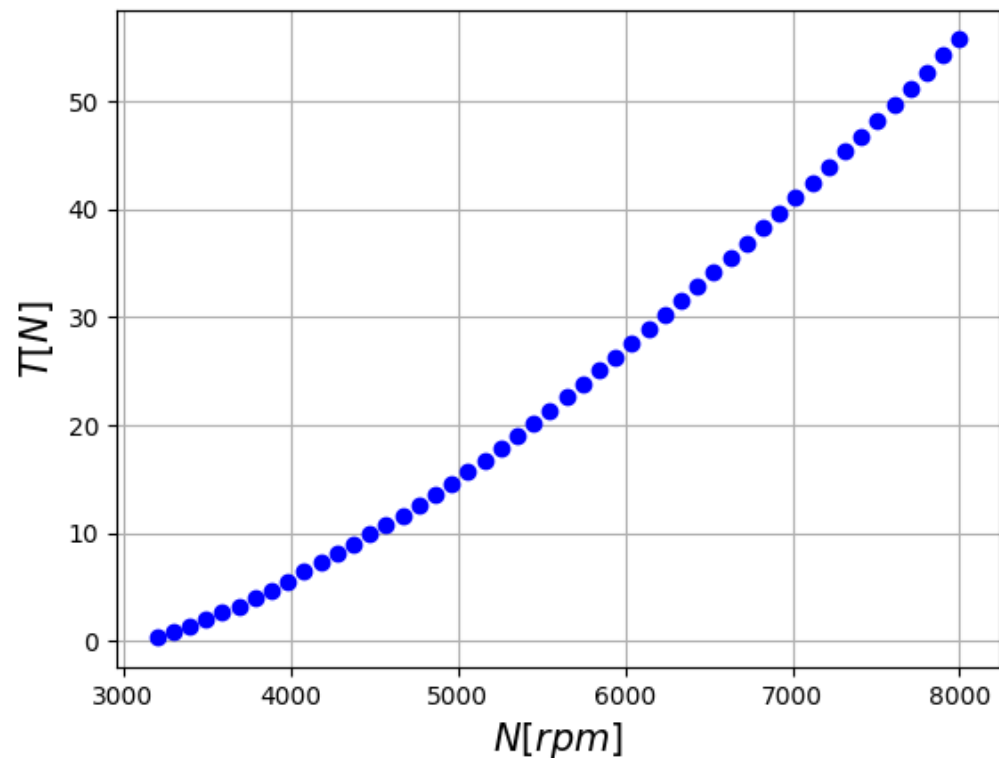
Resultados esperados:

- Tração $T = 15.00 \text{ N}$
- Torque resistivo $Q = 0.59 \text{ N.m}$
- Eficiência = 0.97



Exercício

Resultados esperados:



Exercício

Resultados esperados:

