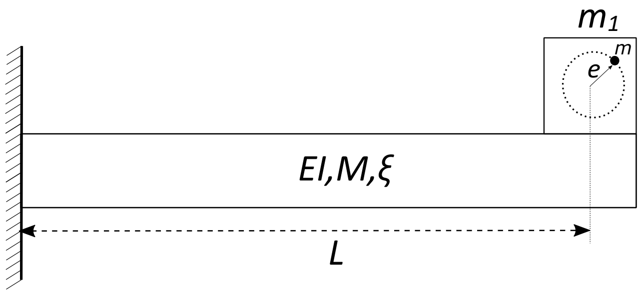
CONCURSO DE ADMISSÃO
AO
CURSO DE FORMAÇÃO

ENGENHARIA AERONÁUTICA

CADERNO DE QUESTÕES

2022/2023

1ª QUESTÃO	**Valor: 1,0**



Um helicóptero está com seu rotor de cauda desbalanceado. A massa de desbalanceamento m posicionada a uma distância e do centro do eixo de rotação, conforme figura. A seção do rotor de cauda mostrada na figura tem comprimento L, massa M, rigidez à flexão EI e uma razão de amortecimento ξ. Considere que a massa das pás do rotor de cauda, incluindo o sistema de transmissão, é m_1. A frequência de rotação do rotor de cauda é Ω.

Dados:

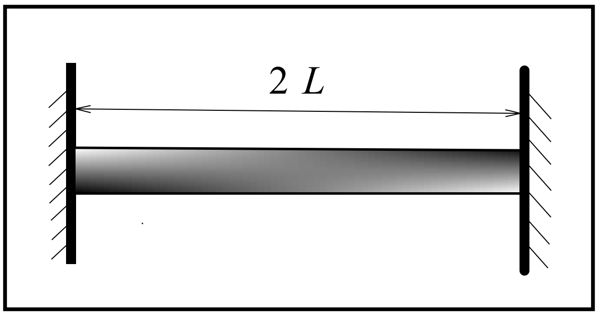
- massa de desbalanceamento: m = 0,5 kg;
- excentricidade: e = 0,15 m;
- comprimento do rotor de cauda: L = 4 m;
- massa do rotor de cauda: M = 200 kg;
- rigidez à flexão: EI = 8×10^6 N/m;
- razão de amortecimento do rotor de cauda: ξ = 0,2;
- massa do conjunto rotor de cauda: m_1 = 10 kg;
- frequência de rotação do rotor de cauda: Ω = 5000 rpm;
- rigidez do rotor: $k = \frac{3.EI}{L^3}$
- frequência natural do sistema: $\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m_1 + 0{,}25.M}}$
- razão de frequência: $r = \frac{\Omega}{\omega_n}$
- $\sqrt{9,64} \approx 3$;
- $\pi \approx 3$;

Diante do exposto, determine a:

a) frequência natural de rotação ω_n do conjunto rotativo do rotor de cauda, considerando o rotor de cauda como uma viga engastada na fuselagem, conforme figura.

b) razão de frequência r.

2ª QUESTÃO	Valor: 1,0



A figura acima representa uma viga engastada entre duas cavernas de uma aeronave. Esta viga é uma estrutura, que receberá uma bomba hidráulica em sua região central. Considere a massa da bomba irrelevante, bem como o vínculo da viga com as cavernas uma condição de engaste.

Dados:

- comprimento: $2L = 2$ m;
- módulo de Elasticidade: $E = 70$ GPa;
- momento de Inércia: $I = \frac{10^{-10}}{7}$m^4;
- densidade do Material: $\rho = 84,0\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$; e
- área de seção da viga: $A = 0,01$m^2 .

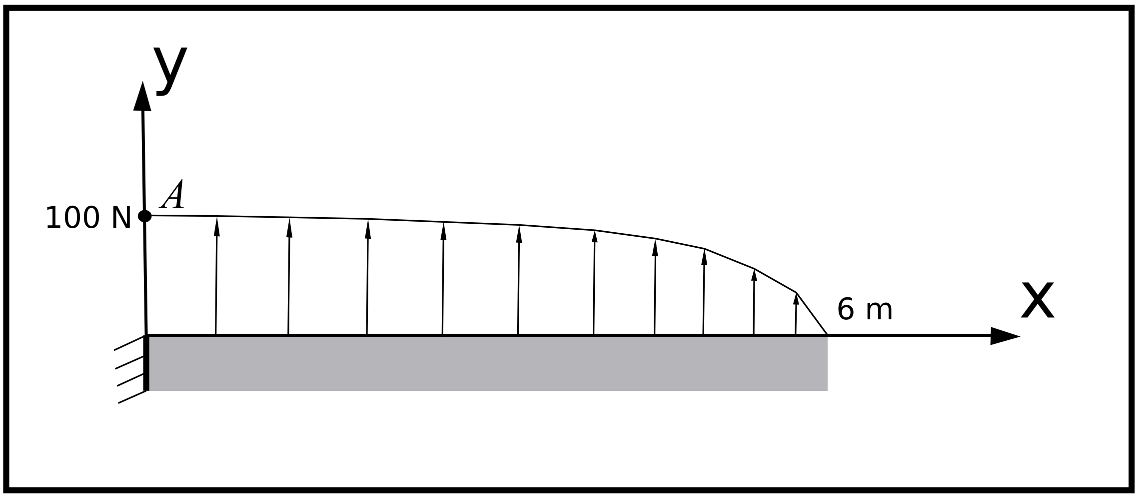
a) com relação à viga, determine as duas primeiras frequências de vibração, usando um método de elementos finitos. A partir das matrizes elementares de viga, sendo L_e o comprimento de cada elemento, K_e a matriz de rigidez de cada elemento de viga e M_e a matriz de massa de cada elemento.

$$K_e = EI/L_e^3 \begin{bmatrix} 12 & 6L_e & -12 & 6L_e \\ 6L_e & 4L_e^2 & -6L_e & 2L_e \\ -12 & -6L_e & 12 & -6L_e \\ 6L_e & 2L_e^2 & -6L_e & 4L_e^2 \end{bmatrix}$$

$$M_e = \rho A L_e/420 \begin{bmatrix} 156 & 22L_e & 54 & -13L_e \\ 22L_e & 4L_e^2 & 13L_e & -3L_e^2 \\ 54 & 13L_e & 156 & -22L_e \\ 13L_e & -3L_e^2 & -22L_e & 4L_e^2 \end{bmatrix}$$

b) sabendo que a frequência de rotação da bomba é de 180 rpm, verifique a viabilidade da instalação desta bomba hidráulica na viga.

3ª QUESTÃO	Valor: 1,0



Considere uma asa de 6 m de comprimento, conforme figura acima. Esta asa possui um carregamento de sustentação com distribuição parabólica, sendo o ponto A o ponto de máximo da parábola.

Diante do exposto:

a) determine a equação e o diagrama de carregamento ao longo da asa;

b) determine a equação e o diagrama de esforço cortante ao longo da asa; e

c) determine a equação e o diagrama de momento fletor ao longo da asa.

4ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Um helicóptero da Aviação do Exército possui 11000 kgf de peso máximo de decolagem. Apesar de ser considerado de grande porte e elevada complexidade, pode-se extrair informações técnicas importantes desta aeronave utilizando uma formulação simples, chamada Teoria da Quantidade de Movimento. Para tanto, utilizam-se estimativas da figura do mérito FM, que mede a eficiência de um rotor em voo pairado, e um fator de perda de potência η devido à transmissão, calculado em relação à potência real.

Dados:

- figura do mérito: FM = 0,75;
- perdas na transmissão: η = 5%;
- diâmetro do rotor principal: d = 22 m;
- densidade do ar: ρ = 1 kg/m^3.
- gravidade: $g \approx$ 10 m/s^2;
- $\pi \approx$ 3; e
- $\sqrt{66} \approx$ 8.

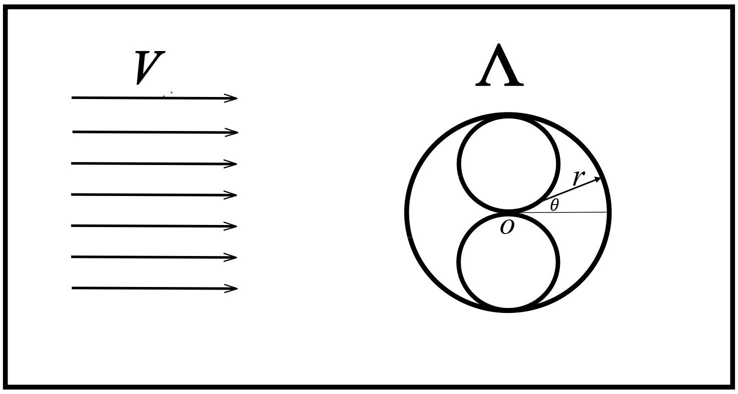
Com relação ao helicóptero mencionado, determine:

a) velocidade induzida no disco do rotor (em m/s);

b) potência ideal (em watts);

c) potência real (em watts).

5ª QUESTÃO	Valor: 1,0



Considere um escoamento potencial bidimensional, formado por um escoamento uniforme de velocidade V e um dipolo de intensidade Λ.

Diante do escoamento exposto determine, em coordenada cilindrica (r e θ) centrada no centro do dipolo:

a) a função corrente;

b) a função potencial; e

c) o campo de velocidade.

6ª QUESTÃO	**Valor: 1,0**

Uma aeronave está voando sob as condições de temperatura $T = 300$ K, pressão $P = 100$ kPa, densidade do ar $\rho = 1$ kg/m^3 e velocidade $V = 238$ m/s.

Dados:

- constante universal dos gases perfeitos: $R = 287\ \frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$;
- coeficiente de expansão adiabática: $\gamma = 1{,}4$;
- valores (temperatura, pressão e densidade) críticos no ponto sônico: T^*, P^*, ρ^*;
- valores (temperatura, pressão e densidade) totais: T_0, P_0, ρ_0;
- número de Mach: M
- relação entre temperatura total (T_0) e temperatura estática (T):

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

- $\sqrt{4{,}018} \approx 2$;
- $\sqrt{3} \approx 1{,}7$;
- $\sqrt{2} \approx 1{,}4$;
- Para $\gamma = 1{,}4$:
  - $\frac{T^*}{T_0} = 0{,}8$;
  - $\frac{P^*}{P_0} = 0{,}5$;
  - $\frac{\rho^*}{\rho_0} = 0{,}6$; e
- Para $|x| < 0{,}1$:

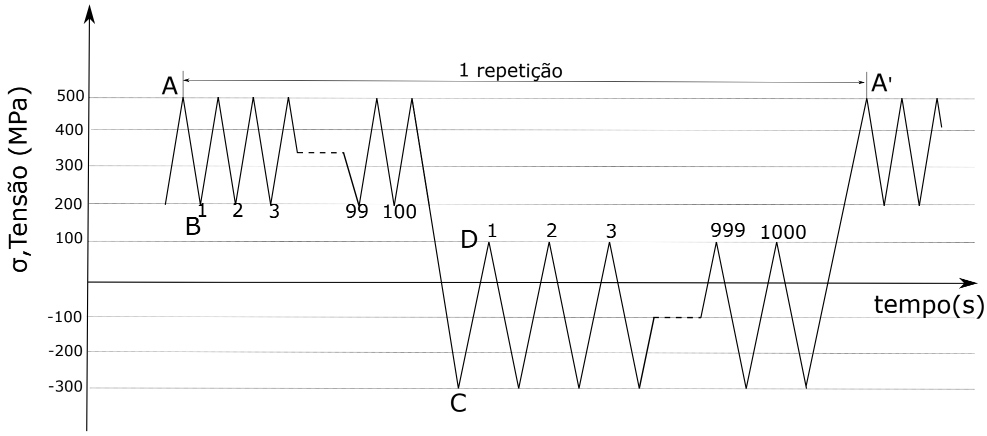
$$(1 \pm x)^{a/b} \approx 1 \pm (ax/b)$$

Com as devidas considerações de escoamento e com compressão isentrópica, calcule:

a) a temperatura crítica T^*, em K, para um ponto no escoamento próximo à asa cuja velocidade seja igual à velocidade do som; e

b) a pressão total P_0, em kPa, detectada pelo pitot da aeronave.

7ª QUESTÃO	Valor: 1,0



No gráfico acima encontra-se ilustrada a variação do carregamento a que um componente instalado em um helicóptero está submetido durante a execução de uma manobra que envolve a fase de pairado e de voo à frente. A partir dela, com base nas tensões máximas σ_{max}, tensões mínimas σ_{min} e amplitudes de tensão σ_a, é possível determinar a vida em fadiga de um componente.

Dados:

- coeficiente de resistência à fadiga: $\sigma_f^{'} = 900$ MPa;
- expoente de resistência à fadiga: $b = -0{,}1$;
- equação de tensão média de Smith, Watson e Topper (SWT): $N_f = \frac{1}{2}.(\frac{\sqrt{\sigma_{max}.\sigma_a}}{\sigma_f^{'}})^{\frac{1}{b}}$
- $(\frac{\sqrt{7{,}5}}{9})^{-10} \approx 1,47 \times 10^5$;
- $(\frac{\sqrt{2}}{9})^{-10} \approx 1,09 \times 10^8$; e
- $(\frac{2\sqrt{5}}{9})^{-10} \approx 1,09 \times 10^3$.

Levando em consideração o gráfico acima e utilizando a tabela a seguir (**TRANSCREVA A TABELA PARA O CADERNO DE SOLUÇÕES**) como referência para os cálculos, pede-se:

a) identifique e efetue a contagem do número de ciclos, preenchendo as colunas (2) e (3) na tabela;

b) determine as tensões máximas σ_{max} , tensões mínimas σ_{min} e amplitudes de tensão σ_a e preencha as colunas (4), (5) e (6) na tabela; e

c) determine o número de ciclos até a falha (N_{fj}) e preencha a coluna (7). A partir daí, calcule a fração de vida em fadiga de cada ciclo, preenchendo a coluna (8).

Tabela – Valores dos parâmetros

(1) j	**(2)** $Ciclo$	**(3)** N_j	**(4)** σ_{min}	**(5)** σ_{max}	**(6)** σ_a	**(7)** N_{fj}	**(8)** $\frac{N_j}{N_{fj}}$
1							
2							
3							

.

8ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma bomba em formato perfeitamente esférico é deixada cair verticalmente de uma aeronave em voo para atingir um alvo no solo. No instante t após o lançamento, a bomba se encontra a caminho do alvo num ambiente sem rajadas de ventos.

Dados:

- diâmetro da bomba: D = 50 cm;
- temperatura ambiente: T = 17 °C;
- densidade do ar: ρ = 1,00 kg/m^3;
- número de Reynolds: Re = 15000;
- constante universal dos gases perfeitos: $R =$ 287 $\frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$;
- coeficiente de expansão adiabática: $\gamma =$ 1,4;
- $^oC = K - 273;$
- Lei de Sutherland:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T_0+110}{T+110}\right)\left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2}$$

- viscosidade de referência do ar (μ_0) é 0,002 kg/m.s para uma temperatura absoluta (T_0 =0 °C);
- para $|x| <$ 0,1:

$$(1 \pm x)^{a/b} \approx 1 \pm (ax/b);$$

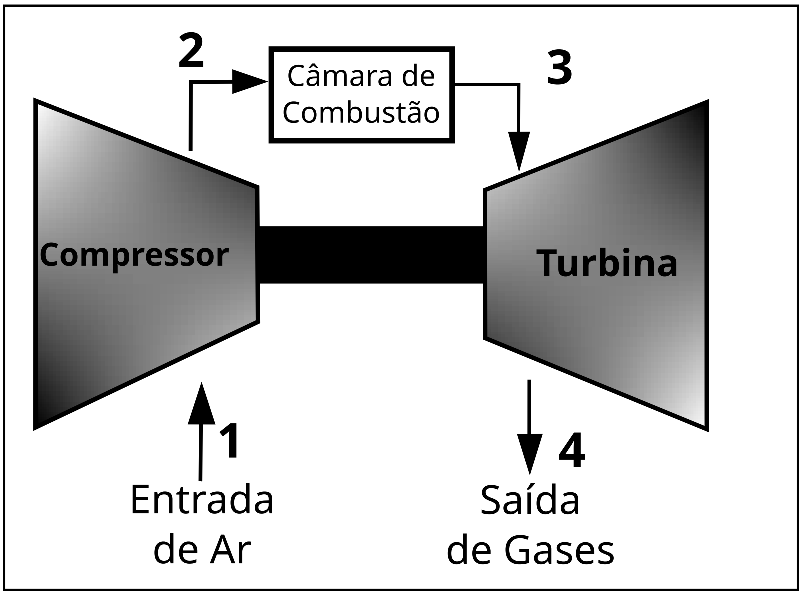
- $\frac{17}{273} \approx$ 0,060;
- $\frac{17}{290} \approx$ 0,058;
- $\sqrt{4{,}018} \approx$ 2;
- $\sqrt{290} \approx$ 17; e
- $\sqrt{17} \approx$ 4,1.

Para as condições apresentadas no instante t, determine:

a) a viscosidade μ do escoamento;
b) a velocidade da bomba;
c) o Número de Mach da bomba; e
d) se o regime de escoamento em que se encontra a bomba é subsônico incompressível, subsônico compressível, transônico, supersônico ou hipersônico, justificando sua conclusão.

9ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma turbina a gás utiliza ciclo o Brayton para operação. Por ocasião de seu funcionamento, o ar entra com a temperatura T_1 = 27 ℃ e com pressão P_1 = 100 kPa conforme figura a seguir.



Dados:

- $^oC = K - 273$;
- constante universal dos gases perfeitos: $R = 287$ $\frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$;
- coeficiente de expansão adiabática: γ = 1,4;
- calor específico a pressão constante: $c_p = 1005$ $\frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$;
- calor específico a volume constante: $c_v = 717$ $\frac{\text{J}}{\text{kg.K}}$;
- $6^{\frac{0,4}{1,4}} \approx \frac{5}{3}$; e
- $6^{\frac{1,4}{0,4}} \approx 529$.

Considerando que a pressão na saída do compressor é 600 kPa e que a temperatura de entrada da turbina é 800℃, determine:

a) o módulo do trabalho de entrada para o compressor, em kJ/kg;

b) o módulo do calor recebido na câmara de combustão, em kJ/kg; e

c) a temperatura na saída da turbina, em K.

10ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma aeronave de alto desempenho possui a seguinte equação para a polar de arrasto:

$$C_D = C_{D_0} + kC_L{}^2$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação e C_D é o coeficiente de arrasto.
Além disso, sabe-se que a autonomia(E) desta aeronave é dada pela seguinte equação:

$$E = \frac{1}{TSFC}.(\frac{C_L}{C_D}).\ln(\frac{W_i}{W_f})$$

Dados:

- coeficiente de arrasto de perfil: C_{D_0} = 0,1;
- coeficiente de arrasto parasita: k = 0,001;
- massa inicial da aeronave: W_i = 11000 kg;
- massa final da aeronave: W_f = 8800 kg;
- consumo de combustível específico de empuxo: $TSFC$ = 0,8/h;
- $\ln(1,25) = \log_e(1,25) \approx 0,2$, onde e é o número Neperiano.

Diante do exposto, pede-se:

a) a partir da equação da polar de arrasto, derive a expressão que fornece a máxima razão sustentação / arrasto $(\frac{L}{D})_{max} = (\frac{C_L}{C_D})_{max}$;
b) a partir dos resultados obtidos no item a), determine a máxima autonomia da aeronave, em horas.

RASCUNHO

RASCUNHO

RASCUNHO