CONCURSO DE ADMISSÃO
AO
CURSO DE FORMAÇÃO

ENGENHARIA AERONAÚTICA - 2025/2026

CADERNO DE QUESTÕES

1ª QUESTÃO	**Valor: 1,0**

Considere uma aeronave em voo, modelada no sistema de coordenadas do corpo (x_b, y_b, z_b). As equações do movimento referentes à dinâmica de translação são dadas por:

$$\begin{cases} M(\dot{u} + qw - rv) = X \\ M(\dot{v} + ru - pw) = Y \\ M(\dot{w} + pv - qu) = Z \end{cases}$$

em que

- u, v e w são as componentes da velocidade no sistema do corpo;
- p, q e r são as componentes da velocidade angular em torno dos eixos x_b, y_b e z_b, respectivamente;
- X, Y e Z são o somatório das forças aerodinâmicas, gravitacionais e propulsivas projetadas nos eixos do corpo; e
- M é a massa da aeronave.

Suponha que a aeronave esteja realizando uma manobra de curva coordenada em voo nivelado, com raio de curvatura constante R e velocidade constante V, no plano horizontal.

Diante do exposto, responda as questões a seguir.

a) A partir da equação do movimento na direção y_b, demonstre que a força lateral necessária para manter a curva é $Y = M\dfrac{V^2}{R\cos(\phi)}$.

b) Na manobra descrita, a sustentação L está inclinada com um ângulo de rolamento ϕ. Demonstre que $\tan(\phi) = \dfrac{V^2}{Rg}$.

c) Suponha que o raio da curva coordenada seja $R = 1000\ m$ e que a aeronave esteja a uma velocidade $V = 100\ m/s^2$. Determine o ângulo de inclinação ϕ para que a aeronave realize essa manobra. Considere a aceleração da gravidade $g = 10\ m/s^2$.

2ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma aeronave comercial encontra-se em voo de cruzeiro a uma altitude de $10\ km$. A essa altitude, sua fuselagem está sujeita a um gradiente térmico significativo, com o ambiente interno pressurizado e aquecido e o ambiente externo com temperaturas extremamente baixas.

Considere que uma determinada parte da fuselagem de alumínio, com espessura $L = 2\ mm$ e área $A = 2\ m^2$ está com temperatura interna de $20\ °C$, enquanto no exterior a temperatura é de $-50\ °C$. Suponha que o sistema esteja em regime permanente e que a condução unidimensional seja uma boa aproximação.

Dados:

- Condutividade térmica do alumínio: $k = 200\ W/(m\cdot K)$
- Taxa de transferência de calor: $q = \dfrac{\Delta T}{R}$, onde a resistência térmica é dada por $R = \dfrac{L}{kA}$

Diante do exposto:

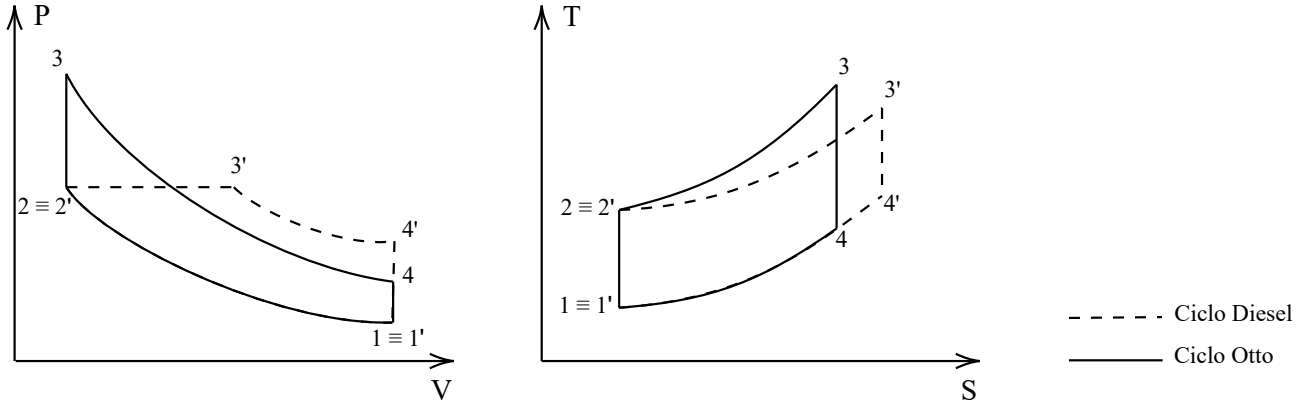
a) Determine taxa de transferência de calor por condução da parte da fuselagem de alumínio em questão.

b) Suponha que, para melhorar o isolamento térmico, seja adicionada uma camada de material isolante com condutividade térmica $k = 0{,}05\ W/(m\cdot K)$ e espessura de $1\ cm$ entre a parede interna da cabine e a fuselagem. Determine a nova taxa de transferência de calor.

c) Apresente três benefícios resultantes da inclusão da camada de isolamento térmico.

3ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Na definição do sistema de propulsão para uma nova aeronave, uma equipe de engenheiros analisa diferentes configurações de motores a combustão interna. Dentre as opções consideradas, estão máquinas baseadas nos ciclos ideais Otto e Diesel, representados pela figura abaixo, com mesma taxa de compressão, $r = 16$, e mesmo calor fornecido, $Q_{\text{entra}} = 1260\, kJ/kg$. Para ambos os ciclos, os calores específicos a volume e pressão constantes são $c_v = 0{,}7\ kJ/(kg.K)$ e $c_p = 1{,}0\ kJ/(kg.K)$, a razão de calores específicos é $\gamma = 1{,}4$ e o estado inicial do ar é $T_1 = 27\ ^\circ C$. A razão de corte do ciclo Diesel é $\rho = 2$. O objetivo é selecionar aquele que apresenta melhor eficiência dentro da faixa operacional prevista.



Dados:

- Compressão adiabática: $T_2 = T_1 r^{\gamma-1}$
- Adição de calor do Ciclo Otto: $T_3 = T_2 + \dfrac{Q_{\text{entra}}}{c_v}$
- Adição de calor do Ciclo Diesel: $T_3 = T_2 + \dfrac{Q_{\text{entra}}}{c_p}$
- Expansão adiabática do Ciclo Otto: $T_4 = T_3 r^{1-\gamma}$
- Expansão adiabática do Ciclo Diesel: $T_4 = T_3 \left(\dfrac{\rho}{r}\right)^{\gamma-1}$
- Calor rejeitado: $Q_{sai} = c_v(T_4 - T_1)$
- Conversão de temperatura: $T_K = T_C + 273$
- Aproximações: $2^{1,6} \approx 3$ e $2^{2/5} \approx 1{,}32$

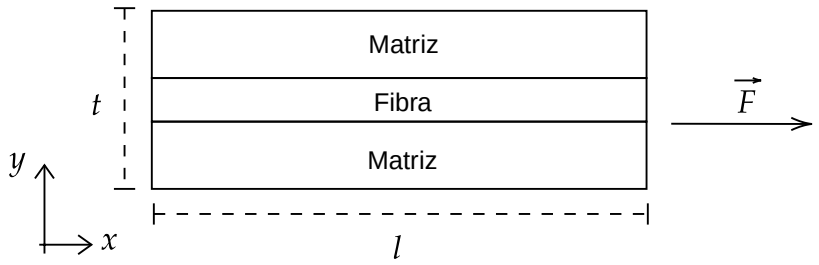
Diante do exposto, indique:

a) O ciclo que possui maior eficiência térmica, apresentando os cálculos que justifiquem sua resposta.

b) A diferença quanto a injeção de calor entre os ciclos Otto e Diesel.

4ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma barra de material compósito laminado, pertencente à estrutura de uma aeronave, é constituído por uma matriz de resina reforçada por fibra. Durante ensaios em voo, a barra foi submetida a uma força de tração axial desconhecida $\vec{F}$, causando um alongamento $\Delta l = 0{,}25\ mm$ e uma redução na espessura Δt e o surgimento de tensões longitudinas $\sigma_m = 3\ kN/mm^2$ e $\sigma_f = 110\ kN/mm^2$ na matriz e na fibra, respectivamente. Inicialmente, a barra possui $500\ mm$ de comprimento, $40\ mm$ de largura e $20\ mm$ e $10\ mm$ de espessura das camadas de matriz e de fibra, respectivamente.



Dados:

- Coeficiente de Poisson do material compósito: $\nu_L = 0{,}22$
- Coeficiente de Poisson da matriz: $\nu_m = 0{,}2$
- Lei de Hooke: $\sigma = E\epsilon$, em que E é o módulo de elasticidade do material e ϵ a deformação
- Deformação longitudinal: $\epsilon_x = \dfrac{\Delta l}{l}$
- Deformação transversal: $\epsilon_y = -\nu \dfrac{\sigma_x}{E}$
- Lei das Misturas: $E_L = E_m \dfrac{A_m}{A_L} + E_f \dfrac{A_f}{A_L}$, onde A é a área da seção transversal

Diante do exposto, determine:

a) As deformações longitudinal e transversal da barra.

b) Os módulos de elasticidade longitudinal da matriz, da fibra e do material compósito.

c) O valor da força longitudinal.

5ª QUESTÃO	Valor: 1,0

A fadiga consiste no processo de deterioração da resistência mecânica de estruturas devido a cargas cíclicas de operação, que se manifestam por meio da propagação de trincas. Devido às características das atividades de aviação, diferentes metodologias de projeto, como a *fail-safe* e *safe life*, são implementadas de forma a eliminar ou tornar extremamente remotas as ocorrências de falhas catastróficas por fadiga em estruturas aeronáuticas.

Diante do exposto:

a) Descreva e diferencie as metodologias de projeto *fail-safe* e *safe life*.

b) Para cada uma das metodologias do item anterior, cite dois componentes em que elas são empregadas.

c) Justifique por que a metodologia *fail-safe* apresenta, geralmente, maior economicidade.

6ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Uma aeronave com peso de $5000\ N$, envergadura de asa de $10\ m$ e área alar de $20\ m^2$, mantém voo reto nivelado com velocidade aerodinâmica de $50\ m/s$ na horizontal, a uma altitude onde a densidade do ar é $1{,}0\,kg/m^3$. A aeronave possui um perfil de aerofólio fino com coeficiente de sustentação $C_l = 0{,}3$ para ângulo de ataque nulo e $\dfrac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi$. Considere que a componente de tração do sistema propulsivo é paralela à força de arrasto.

Dados:

- Alongamento: $RA = \left(\dfrac{b^2}{S}\right)$
- Fator de eficiênica de Oswald: $e = 1$
- $\pi = 3$
- Coeficiente de sustentação do aerofólio: $C_l = \dfrac{dC_l}{d\alpha}(\alpha - \alpha_0)$
- Coeficiente de sustetação da asa finita: $C_L = \dfrac{C_l}{1 + \frac{2}{RA}}$
- Coeficiente de arrasto induzido: $C_{D_i} = \dfrac{C_L^2}{\pi e RA}$
- Coeficiente de arrasto parasita: $C_{D_0} = 0{,}02$

Diante do exposto, determine:

a) O ângulo de ataque para sustentação nula α_0.

b) O ângulo de ataque para o voo reto nivelado da aeronave.

c) A velocidade e a tração para o voo reto nivelado com $\alpha = 0{,}02\ rad$ e peso da aeronave de $4800\ N$.

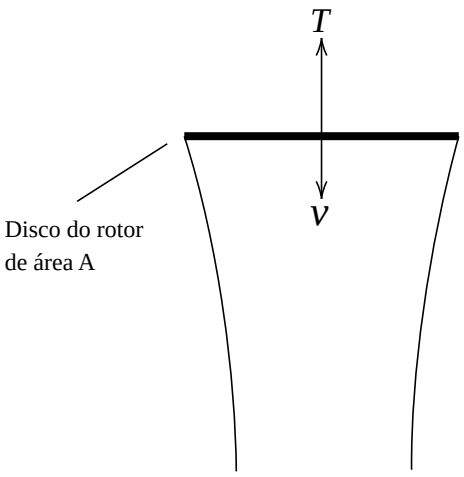
7ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Na Teoria da Quantidade de Movimento, o rotor de um helicóptero é modelado como um disco atuador, que é uma superfície circular de espessura zero e capaz de sustentar uma diferença de pressão, mas sem mudança de velocidade, e, assim, acelerar o ar através do disco. O principal uso do modelo de disco atuador é obter uma primeira estimativa do escoamento induzido pela esteira e, consequentemente, da potência induzida final.

A Teoria da Quantidade de Movimento relaciona, no voo pairado, a tração do rotor T à velocidade induzida no disco do rotor v, conforme indicado na figura, por meio da equação

$$T = 2\rho A v^2$$

em que ρ é a densidade do ar e A é a área do disco do rotor.



Dados:

- densidade do ar local: $\rho = 1\ kg/m^3$
- aceleração da gravidade local: $g = 10\ m/s^2$
- $\pi \approx 3$

Diante do exposto:

a) Calcule a velocidade induzida no voo pairado de um helicóptero cuja pá mede $8\ m$ e que está operando com um peso de $8640\ kg$.

b) Calcule a potência induzida necessária para esse voo e indique uma forma de diminuir essa potência.

c) Discuta a influência da potência induzida por unidade de tração P/T na carga no disco T/A para um voo pairado eficiente, assim como a influência da altitude de voo na potência induzida.

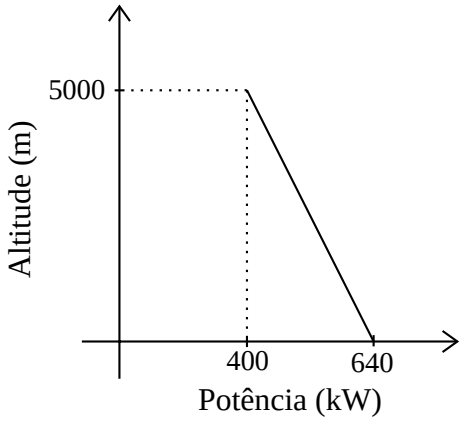
8ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Para aeronaves com motor a hélice, o termo clássico para definir o tamanho do motor é uma razão chamada carga de potência, definida como o peso da aeronave W dividido pela potência do motor P. É comum, nas fases iniciais do projeto de aeronaves movidas por hélice, a equipe de desenvolvimento estabelecer uma carga de potência, com base em dados históricos ou fornecidos pelo fabricante, e usá-la para escolher o motor.

Durante o voo, o peso da aeronave e a potência fornecida pelo motor irão variar. Isso deve ser considerado para se chegar ao valor da carga de potência na decolagem, que é usada no dimensionamento do motor. A carga de potência requerida pode ser ajustada das condições de cruzeiro para as de decolagem através de

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{decolagem} = \left(\frac{P}{W}\right)_{cruzeiro} \frac{W_{cruzeiro}}{W_{decolagem}} \frac{P_{decolagem}}{P_{cruzeiro}}.$$

Considere uma uma aeronave com motor turboélice que precisa de uma carga de potência de 8 W/g para voo em cruzeiro a 5000 m, e assuma que $\frac{W_{cruzeiro}}{W_{decolagem}} = 0{,}8$ no início do cruzeiro. A variação de potência com a altitude para uma alternativa de motor é mostrada no gráfico abaixo, fornecido pelo fabricante.



Diante do exposto, responda os itens a seguir.

a) Qual deve ser a carga de potência na decolagem para atender aos requisitos de cruzeiro?

b) Sabendo, ainda, que a aeronave decola com um peso de 44 kN e voa em cruzeiro a 432 km/h, com eficiência aerodinâmica de 12, qual a eficiência propulsiva do motor nesse regime de voo?

9ª QUESTÃO	Valor: 1,0

O escoamento laminar, completamente desenvolvido, incompressível e em regime permanente de um fluido newtoniano em um tubo cilíndrico horizontal apresenta perfil de velocidade axial dado por:

$$u(r) = \frac{5}{R^2}(R^2 - r^2)$$

Dados:

- $u(r)$ é a velocidade do fluido na direção axial (ao longo do tubo), em m/s;
- r é a coordenada radial, com $0 \leq r \leq R$, em m;
- Raio interno do tubo: $R = 0{,}02$ m;
- Massa específica: $\rho = 1.000$ kg/m^3;
- Viscosidade dinâmica: $\mu = 1 \times 10^{-3}$ Pa·s;
- $\pi \cong 3$.

Considerando o perfil de velocidade dado, determine:

a) a vazão volumétrica Q (em L/s);

b) a tensão de cisalhamento na parede do tubo τ_w (em Pa).

10ª QUESTÃO	Valor: 1,0

Um engenheiro busca identificar um sistema que se deseja controlar e conclui que ele pode ser modelado pela seguinte representação em espaço de estados.

$$\dot{x}(t) = \begin{bmatrix} 1 & -3 \\ 2 & \mathbf{a} \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} u(t)$$

$$y(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} x(t) + 0 \cdot u(t)$$

Em seus experimentos, o engenheiro observa que o sistema em malha aberta, operando no limite da estabilidade, apresenta uma resposta oscilatória e limitada quando submetido a uma entrada degrau unitário.

A partir do exposto, determine:

a) o valor do parâmetro $\mathbf{a}$ utilizado no modelo em espaço de estados e a frequência de oscilação (em rad/s) da resposta do sistema em malha aberta;

b) se o sistema é de estado completamente observável ou de estado completamente controlável, justificando sua resposta.