MARINHA DO BRASIL

SERVIÇO DE SELEÇÃO DO PESSOAL DA MARINHA

GABARITO DESENVOLVIDO

CP-CEM/ 2025 ENGENHARIA AERONÁUTICA

1ª QUESTÃO (8 pontos)

a) Modos longitudinais:
Fugoide: Modo oscilatório caracterizado pelo movimento de baixa frequência e com baixo amortecimento. O movimento ocorre pela troca de velocidade por altitude com o ângulo de ataque se mantendo aproximadamente constante durante o movimento. No lugar geométrico das raízes, seus polos são constituídos de polos conjugados próximos da origem.

Curto período: Movimento de alta frequência e fortemente amortecido. Ocorre com a variação de ângulo de arfagem, sem variações significativas de velocidade e altitude. Possui polos conjugados mais afastados da origem.

(1 ponto)

Modos látero-direcionais:

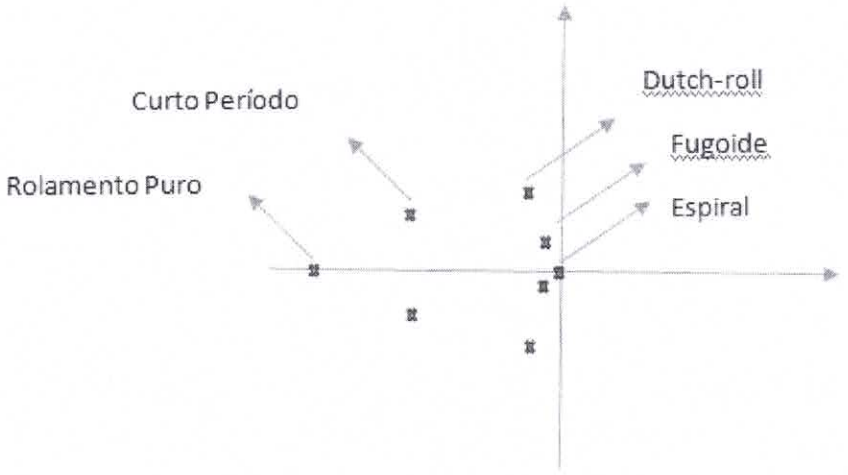
Dutch-roll: Modo oscilatório com movimento conjugado de rolamento e guinada. Polos conjugados afastados da origem.

Rolamento Puro: Movimento de primeira ordem, não oscilatório. Polo no eixo real afastado da origem.

Espiral: Movimento de primeira ordem, não oscilatório. Polo no eixo real, próximo da origem.

(1 ponto)

b) (2 pontos)



c) (3 pontos)
Modo Dutch-roll

Uma perturbação de ângulo de derrapagem, $\beta > 0$, em uma aeronave estável, $C_{n\beta} > 0$, faz com que a aeronave busque alinhar o nariz ao escoamento, ou seja, apresente um momento de guinada positivo, $n > 0$, gerando uma taxa de guinada positiva, $r > 0$.

Ao mesmo tempo, uma estabilidade lateral da aeronave faz com que a aeronave execute o movimento de rolamento para a esquerda, com $l < 0$ gerando $p < 0$.

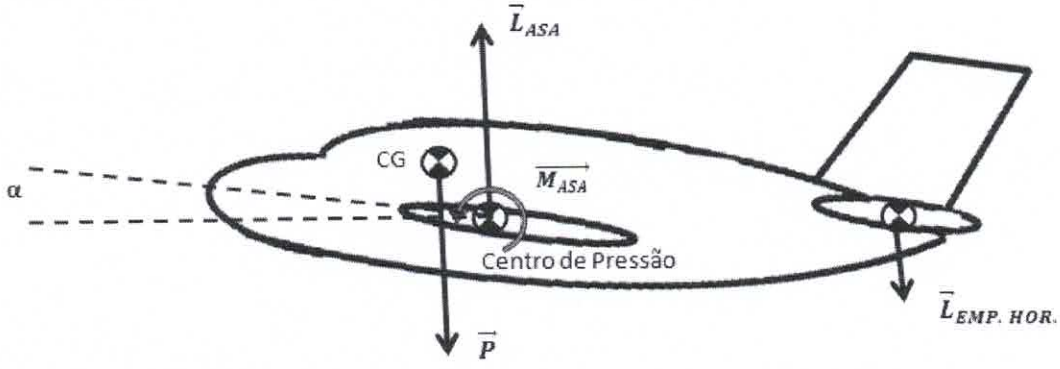
À medida que r aumenta, a velocidade relativa do escoamento na asa esquerda aumenta em relação à velocidade relativa sobre a asa direita. Esse aumento de pressão dinâmica causa um aumento de sustentação na asa esquerda, gerando $l > 0$. Com a diminuição de β e aumento de r, o efeito predominante é de $l > 0$, fazendo com que ocorra um rolamento para a direita, $p > 0$.

Após a inversão para $\beta < 0$, os efeitos ocorrem de forma contrária e surge uma tendência de o nariz da aeronave retornar para a esquerda com $r < 0$. Os mesmos fenômenos acontecem de forma contrária.

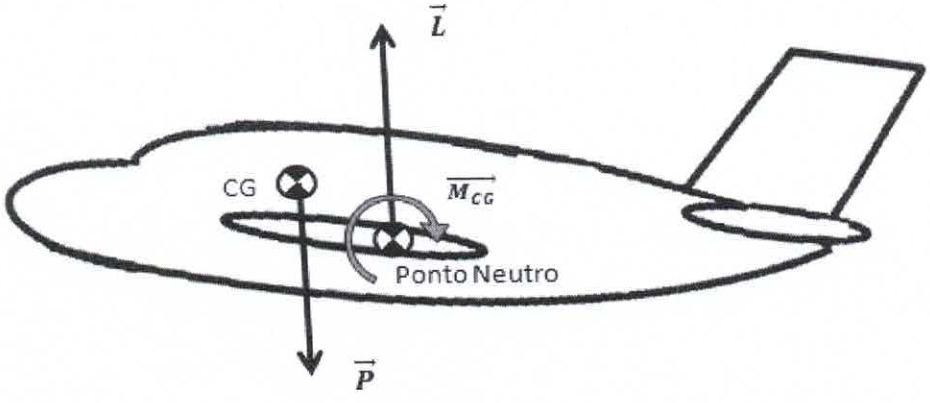
d) (1 ponto)
O sistema comumente utilizado para atenuar a dinâmica do modo dutch-roll é o Yaw-damper.

2ª QUESTÃO (8 pontos)

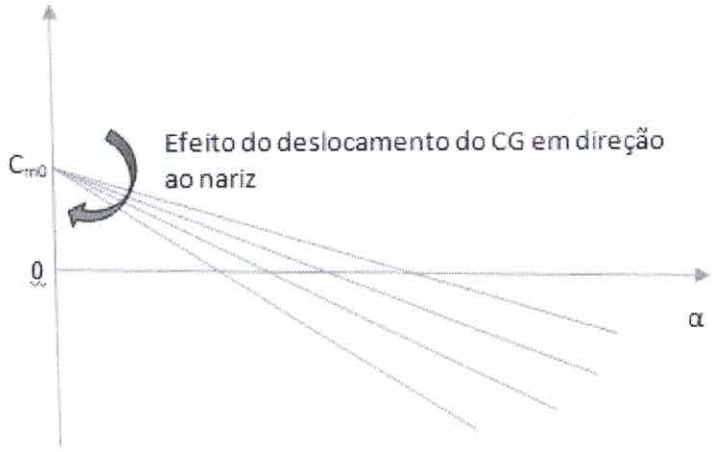
a) (1 ponto)



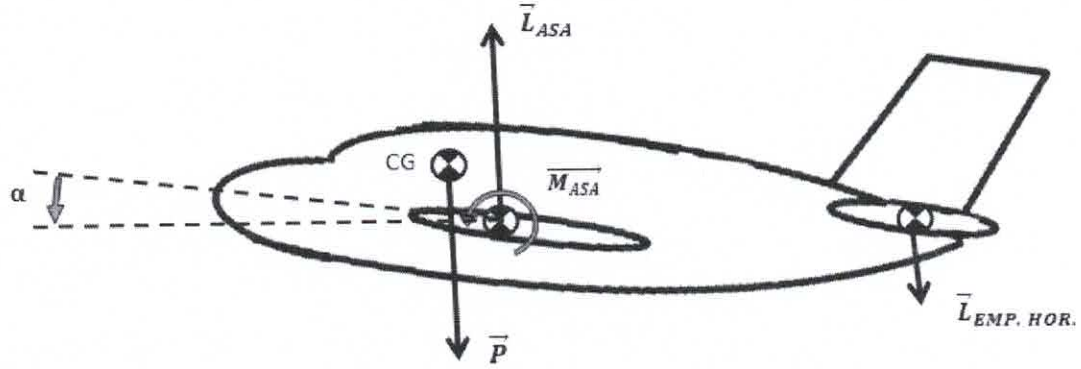
b) (1 ponto)



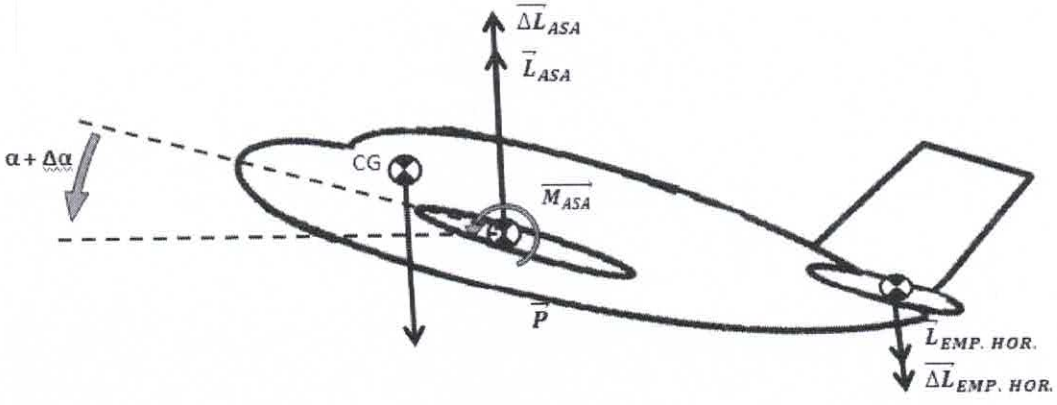
c) (3 pontos)



d) Considere a figura abaixo com o CG em posição mediana em relação ao seu passeio.



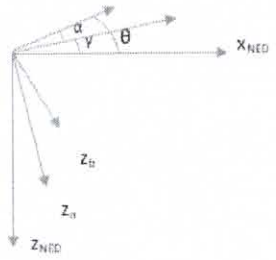
CG na posição dianteira: mais crítica para desempenho.
Com o CG mais para frente, é necessário aplicar mais comando de profundor para manter o equilíbrio de momentos, aumentando a sustentação no profundor ($\overrightarrow{\Delta L}_{EMP.\ HOR.}$). Para manter o equilíbrio de forças, é necessário aumentar o ângulo d e ataque da aeronave e, consequentemente, a sustentação da asa ($\overrightarrow{\Delta L}_{ASA}$). Com o aumento do ângulo de ataque, aumenta-se o arrasto da aeronave, sendo necessário aumentar o empuxo do motor para manter o equilíbrio e a velocidade da aeronave. Com o aumento do empuxo produzido pelo motor, aumenta-se o consumo. De forma que o maior consumo ocorre com o CG mais à frente.



(2 pontos)
CG na posição traseira: Condição mais crítica para a estabilidade.
Com o CG mais próximo do ponto neutro, o braço do momento gerado pelo centro de gravidade é menor, diminuindo o momento de recuperação em caso de variação de ângulo de ataque, diminuindo a estabilidade estática da aeronave.
(1 ponto)

3ª QUESTÃO (8 pontos)

Representação do plano xz dos eixos da terra, do corpo e aerodinâmico:



γ:ângulo de trajetória
α:ângulo de ataque
θ:ângulo de arfagem
θ = γ + α

a) Trocando a unidade:

$$w = 1500\,\frac{ft}{min}\,x\,\frac{60\,min}{1\,h}\,x\,\frac{1\,m}{3{,}28084\,ft}\,x\,\frac{1\,NM}{1852\,m} = 14{,}81\,kt$$

A velocidade aerodinâmica é dada por:

$$Va = \sqrt{(u^2 + w^2)} = \sqrt{(150^2 + 14{,}81^2)} = \sqrt{(22.719{,}34)} = 150.73\,kt$$

(2 pontos)

b) Obtendo o ângulo de ataque: Expressando a velocidade aerodinâmica no sistema do corpo:

$$V_{a,b} = \begin{bmatrix} V_a.\cos\propto \\ 0 \\ V_a.\,sen\propto \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 150 \\ 0 \\ 14{,}81 \end{bmatrix} \rightarrow tg\propto = \frac{14{,}81}{150} \rightarrow \propto = arctg\left(\frac{14{,}81}{150}\right) = 5{,}64^o$$

(1 ponto)

c) Obtendo o ângulo de trajetória:

$$\gamma = \theta - \alpha = 3 - arctg\left(\frac{14{,}81}{150}\right) = -2{,}64^o$$

(1 ponto)

(Ângulo de trajetória negativo, trajetória descendente)

d) Obtendo a velocidade no solo:
Seja V_w a velocidade do vento, a velocidade no solo (V_{groud}) é dada por:

$$\overrightarrow{V_{groud}} = \overrightarrow{V_a} + \overrightarrow{V_w}$$

Como o vento é nulo: $\overrightarrow{V_{groud}} = \overrightarrow{V_a}$

Expressando a velocidade aerodinâmica no sistema da terra:

$$V_{ground} = V_{a,NED} = \begin{bmatrix} V_a.\cos\gamma \\ 0 \\ V_a.\,sen\gamma \end{bmatrix}$$

Normalmente, quando se fala em velocidade no solo, usa-se apenas o componente horizontal:

$$V_{ground} = V_a.\cos\gamma = \sqrt{(22.719{,}34)}.\cos\left(3 - arctg\left(\frac{14{,}81}{150}\right)\right) = 150{,}57\,kt$$

(2 pontos)

Razão de descida = Vz $= V_a . sen\gamma = \sqrt{(22.719{,}34)} . sen\left(3 - arctg\left(\frac{14{,}81}{150}\right)\right) = -6{,}94\ kt$

$$\text{Vz} = \frac{\sqrt{(22.719{,}34)} . sen\left(3 - arctg\left(\frac{14{,}81}{150}\right)\right)}{\left(\frac{60\ min}{1\ h} x \frac{1\ m}{3{,}28084\ ft} x \frac{1\ NM}{1852\ m}\right)} = -702{,}94\ \frac{ft}{min}$$

(2 pontos)

4ª QUESTÃO (8 pontos)

a) Estabilidade Estática Látero-Direcional de uma aeronave é a tendência inicial de uma aeronave retornar para o voo estabilizado depois de ser perturbada em derrapagem ou rolamento.

(2 pontos)

b) Variáveis influentes na estabilidade estática látero-direcional de uma aeronave:

1.Força lateral (Ry);

2. Momento de rolamento (L);

3. Momento de guinada (N);

4. Ângulo de derrapagem (β);

5. Taxa de variação do ângulo de derrapagem ($\dot{\beta}$);

6. Taxa de rolamento (p);

7. Taxa de guinada (r);

8. Deflexão de aileron (δl)

9. Deflexão de leme (δn)

(1 ponto)

c) Devido ao acoplamento cruzado que existe entre as equações do movimento direcional e lateral. Assim os movimentos laterais de uma aeronave influenciam os direcionais e vice-versa.

(1 ponto)

d) Considerando o caso de rolamento à direita. Fisicamente, quando a deflexão do aileron esquerdo para baixo aumenta a sustentação local, aumenta também o arrasto induzido, que tende a guinar a aeronave para a esquerda (lado oposto ao rolamento). Excesso de guinada adversa faz com que apareça um grande ângulo de derrapagem ($\beta > 0$) quando um comando de aileron ($\delta l > 0$) é aplicado.

(2 pontos)

e) Uma perturbação de ângulo de derrapagem, $\beta > 0$, em uma aeronave com ângulo de diedro positivo, faz com que o ângulo de ataque na asa do lado direito aumente em relação a asa esquerda, fazendo com que surja uma tendência de rolamento para a esquerda.

(2 pontos)

5ª QUESTÃO (8 pontos)

Como o escoamento é incompressível, $\rho_b = \rho_a = \rho$.

Aplicando a conservação de energia:

$$\frac{1}{2}.\rho.V_b^2 + \rho.g.h_b + p_b = \frac{1}{2}.\rho.V_a^2 + \rho.g.h_a + p_a$$

Como $h_b = h_a$:

$$\frac{1}{2}.\rho.V_b^2 + p_b = \frac{1}{2}.\rho.V_a^2 + p_a$$

(2 pontos)

Aplicando a equação da continuidade:

$$\rho_b.V_b.A_b = \rho_a.V_a.A_a \rightarrow V_a = V_b.\frac{A_b}{A_a}$$

(2 pontos)

Substituindo na equação da conservação da energia:

$$V_a = \sqrt{\frac{2.{A_b}^2.(p_a - p_b)}{\rho.({A_a}^2 - {A_b}^2)}}$$

(2 pontos)

Mas $p_a - p_b = \rho_a.g.h$:

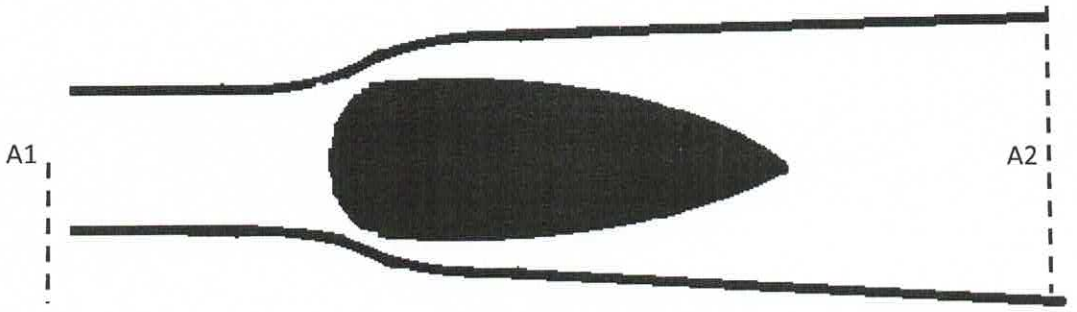
$$V_a = \sqrt{\frac{2.{A_b}^2.\rho_a.g.h}{\rho.({A_a}^2 - {A_b}^2)}} = \sqrt{2.\frac{\rho_a}{\rho}.g.\frac{{A_b}^2.h}{({A_a}^2 - {A_b}^2)}}$$

(2 pontos)

6ª QUESTÃO (8 pontos)

a) Estabelecendo o volume de controle entre as linhas de corrente 1 e 2 e as áreas A1 e A2:

(2 pontos)



Aplicando a conservação de massa:

$$\int \rho.(\vec{V}.\vec{n})dA = 0 \rightarrow \left[\int \rho.(\vec{V}.\vec{n})dA\right]_{A1} = \left[\int \rho.(\vec{V}.\vec{n})dA\right]_{A2} \rightarrow$$

$$\rho.U_\infty.A_1 = \rho\left[\int U_\infty\left(0{,}75 + 9.\left({}^{y}/_{c}\right)^2\right)dA\right]_{A2} \rightarrow$$

(2 pontos)

Considerando a profundidade do túnel como d:

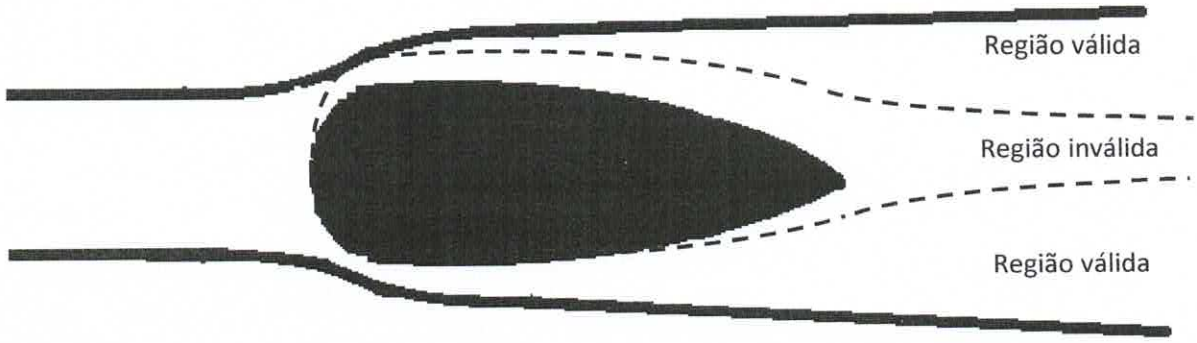
$$\rho.U_\infty.L.d = \rho\left[\int U_\infty\left(0{,}75 + 9.\left({}^{y}/_{c}\right)^2\right)d.dy\right]_{A2} \rightarrow$$

$$L = 2.\left[0{,}75.y + \frac{9}{c^2}.\frac{y^3}{3}\right]_0^{0{,}1.c} = 2.0{,}75.0{,}1.c + 2.\frac{9}{c^2}.\frac{(0{,}1.c)^3}{3} = 0{,}156.c = 0{,}0156\,m$$

(2 pontos)

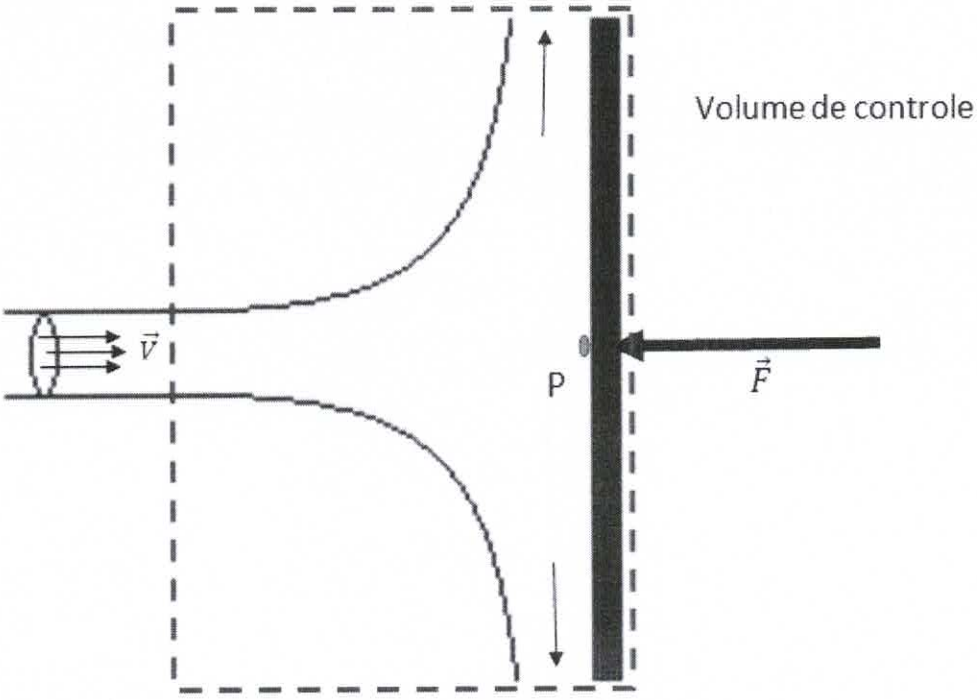
b) A equação de Bernoulli só é aplicável nas linhas de correntes que passam nas regiões onde os efeitos viscosos são desprezíveis. Logo, próximo do perfil aerodinâmico e na sua esteira, não é possível aplicar a equação de Bernoulli.

(2 pontos)



7ª QUESTÃO (8 pontos)

a) Volume de controle:



(2 pontos)
Aplicando a equação da quantidade do movimento na direção horizontal:
$\sum F_x = -F \rightarrow \dot{m}_{sai} . V_{sa\ x} - \dot{m}_{entra} . V_{entra_x} = -F$
(2 pontos)
$V_{sai_x} = 0$, pois o escoamento sai perpendicular as placas. Logo:
$F = \dot{m}_{entra} . V_{entra_x}$
Como $\dot{m}_{entra} = \rho . A . V$
Logo $F = \rho . A . V^2$
(2 pontos)

b) Como o fluxo é incompressível, não viscoso, não há trocas de calor nem trabalho realizado. Dessa forma, pode-se usar a equação de Bernoulli.
O ponto P é um ponto de estagnação, devido à simetria. Isto é, $V_P = 0$.
Aplicando a equação de Bernoulli:
$\frac{1}{2} . \rho . V_{entra}^2 + \rho . g . h_{entra} + p_{entra} = \frac{1}{2} . \rho . V_P^2 + \rho . g . h_P + p_P = \rho . g . h_P + p_P$
Como não há efeitos gravitacionais, $p_{entra} = p_{amb}$:
$$p_P = \frac{1}{2} . \rho . V_{entra}^2 + p_{amb}$$
(2 pontos)

8ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (6 pontos)
Iniciação da Trinca: início da formação da trinca, geralmente em algum ponto de concentração de tensões, como descontinuidades geométricas e imperfeições. Durante essa fase, a tensão alternada provoca o crescimento de pequenas fissuras, geralmente ao longo das superfícies, na direção em que a tensão de cisalhamento é máxima. Sua dimensão não passa de alguns poucos diâmetros de grãos do material.
(2 pontos)

Propagação da trinca: nessa fase, a trinca passa a se propagar de forma macroscópica, na direção perpendicular à direção das tensões aplicadas.

(2 pontos)

Ruptura: finalmente atingindo um valor crítico do comprimento da trinca, ocorre a ruptura repentina do componente, numa condição de tensão normalmente inferior à própria tensão de escoamento do material.

(2 pontos)

b) (2 pontos)

Por meio das forças centrífugas e do gradiente de temperatura que causam tensões térmicas, toda vez que o motor é acionado. Neste caso, cada ciclo é formado pela ação de liga-desliga do motor.

9ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (3 pontos)

Processo 1-2: compressão isentrópica do ar conforme o pistão de move do ponto morto inferior para o ponto morto superior.

(0,5 ponto)

Processo 2-3: transferência de calor a volume constante para o ar a partir de uma fonte externa, enquanto o pistão está no ponto morto superior. Esse processo tem a intenção de representar a ignição da mistura ar-combustível e a queima rápida que se segue.

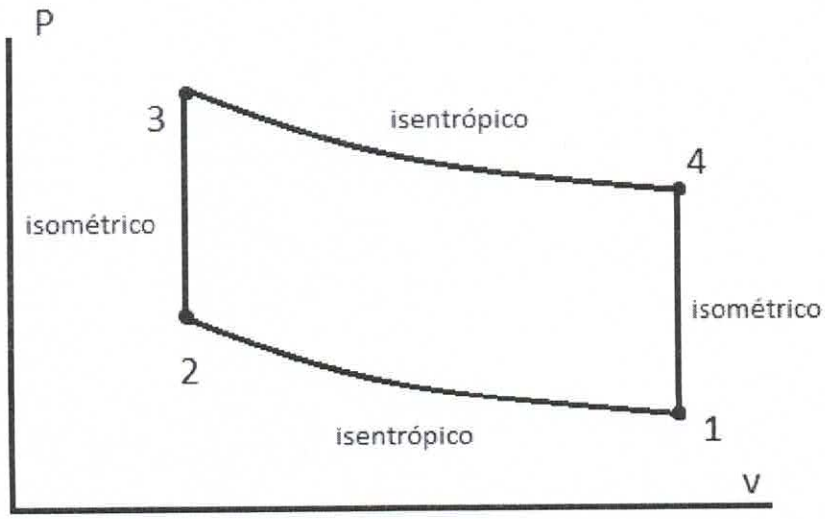
(0,5 ponto)

Processo 3-4: expansão isentrópica (curso de potência).

(0,5 ponto)

Processo 4-1: completa o ciclo por meio de um processo a volume constante no qual o calor é rejeitado pelo ar, conforme o pistão está no ponto morto inferior.

(0,5 ponto)



(1 ponto)

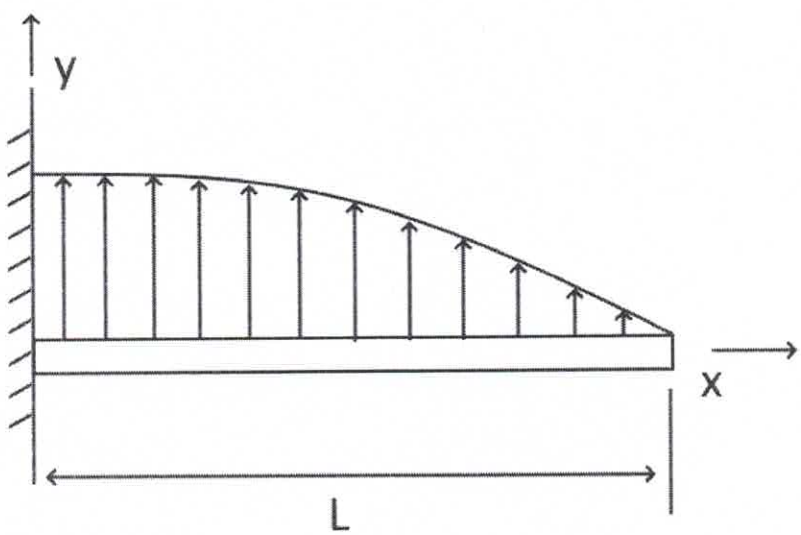
b) (3 pontos)

Uma taxa de compressão muito elevada pode ocasionar a autoignição da mistura ar-combustível. Depois de a centelha incendiar uma parte da mistura ar-combustível, o aumento da pressão que acompanha a combustão comprime o restante da carga. A autoignição pode ocorrer se a temperatura da mistura não queimada tornar-se muito alta antes de a mistura ser consumida pela frente de chama. A autoignição pode resultar em ondas de alta pressão no cilindro (manifestada por um som de batida) que pode levar a perda de potência, bem como a danos no motor.

c) (2 pontos)

O volume é uma propriedade termodinâmica extensiva, uma vez que depende da massa do sistema. Se determinada quantidade de matéria for dividida em "n" partes, o volume de cada parte será diferente o volume do sistema original.

10ª QUESTÃO (8 pontos)



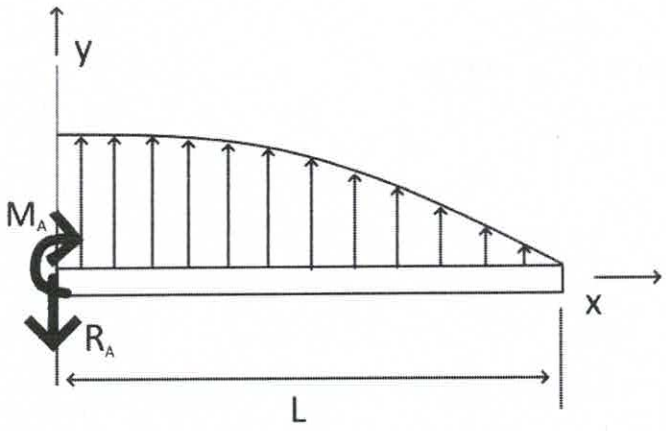
a) (4 pontos)

Reação na raiz da asa.

Dada a carga distribuída variável ao longo do comprimento L da asa:

$\omega(x) = \omega_0 (1 - x^2/L^2)$

Diagrama de corpo livre:



$\sum F_Y = 0 \Rightarrow -R_a + \int_0^L \omega_0 (1 - x^2 / L^2)\, dx = 0$

$R_a = (2/3)\, \omega_0 L$

(2 pontos)

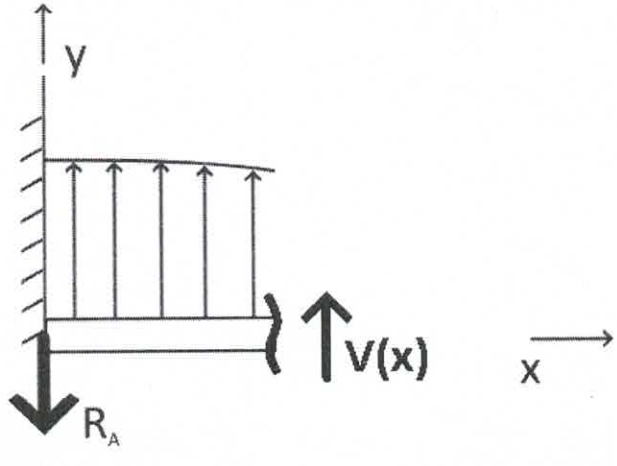
$\sum M_a = 0 \Rightarrow -M_a + \int_0^L \omega_0 (1 - x^2 / L^2)\, x\, dx = 0$

$M_a = (1/4)\, \omega_0 L^2$

(2 pontos)

b) (4 pontos)

Esforço cortante



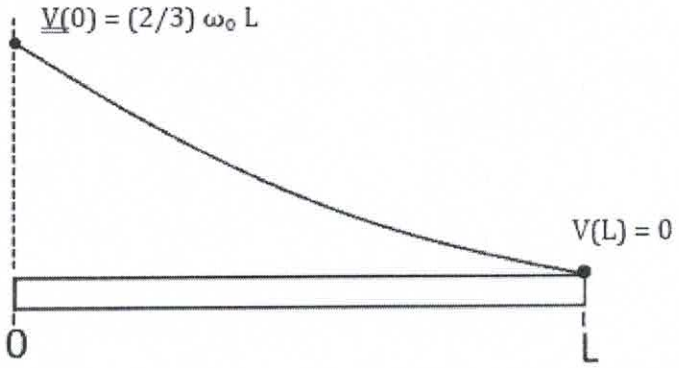
Considerando o esforço cortante V(x):

$V(x) + \int_0^x \omega_0 (1 - \xi^2 / L^2)\, d\xi - R_a = 0$

$V(x) = (\omega_0 x^3) / (3L^2) - \omega_0 x + (2/3)\, \omega_0 L$

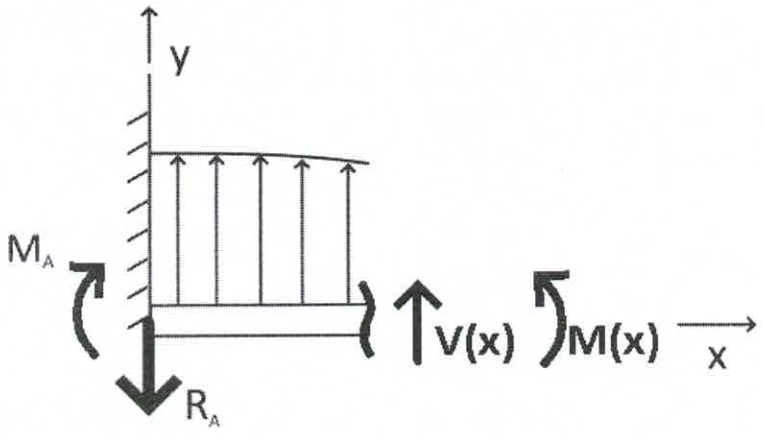
Condições de contorno:

$V(0) = (2/3)\, \omega_0 L, \quad V(L) = 0$



(2 pontos)

c) Momento fletor



Equilíbrio de momentos no ponto genérico x:

$M(x) + V(x)\cdot x + \int_0^x \omega_0 (1 - \xi^2 / L^2)\, \xi\, d\xi - M_a = 0$

$M(x) = -(\omega_0 x^4) / (12 L^2) + (1/2)\, \omega_0 x^2 - (2/3)\, \omega_0 L x + (1/4)\, \omega_0 L^2$

Na metade da asa (x = L/2):

$M(L/2) = -(\omega_0 L^4) / (192 L^2) + (\omega_0 L^2) / 8 - (\omega_0 L^2) / 3 + (\omega_0 L^2) / 4$

$M(L/2) = (7/ 192)\, \omega_0 L^2$

(2 pontos)