MARINHA DO BRASIL

SERVIÇO DE SELEÇÃO DO PESSOAL DA MARINHA

GABARITO DESENVOLVIDO

CP-CEM/ 2025 ENGENHARIA MECÂNICA-AERONÁUTICA

1ª 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.

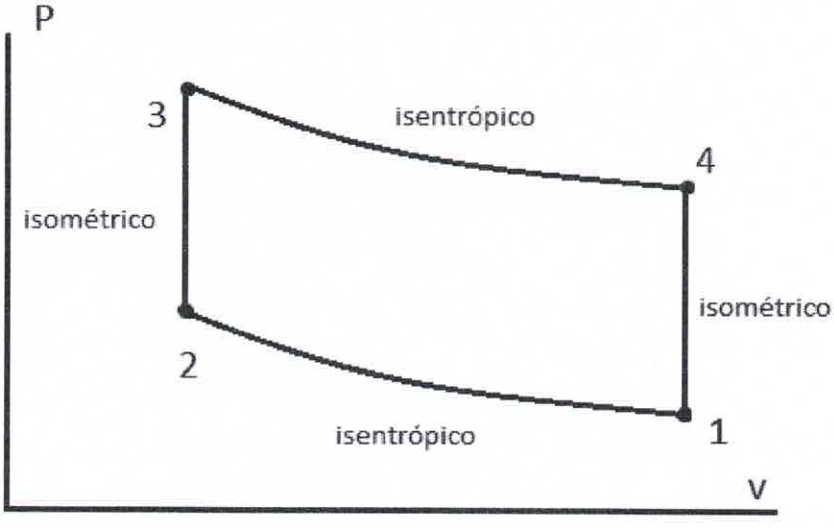
2ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (3 pontos)
Processo 1-2: compressão isentrópica do ar conforme o pistão se 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 do volume do sistema original.

3ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (5 pontos)

$$\frac{\rho_0}{\rho} = [1 + (\frac{\gamma-1}{2})M^2]^{\frac{1}{\gamma-1}}, \frac{\rho_0}{\rho} = 0{,}95$$

(1 ponto)

$$M = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}}$$

(2 pontos)

$$1 + \frac{1}{2}M^2 = 1 + \frac{v^2}{2\gamma RT} = (0{,}95)^{-1} \therefore T = 42{,}5K$$

(2 pontos)

b) A pressão total à jusante é menor que à montante, a massa específica à jusante é maior que à montante e a temperatura à jusante é maior que à montante.

(3 pontos)

4ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (2 pontos)

$$w_{out} = h_3 - h_4 = c_p(T_3 - T_4)$$

$$\frac{T_3}{T_4} = (\frac{P_3}{P_4})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \therefore T_4 = \frac{(627+273)}{(9)^{0{,}286}} = 480K$$

$$w_{out} = 1{,}005(900 - 480) = 422{,}1\ KJ/Kg$$

b) (2 pontos)

$$\frac{T_2}{T_1} = (\frac{P_2}{P_1})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \therefore T_2 = 1{,}875.T_1 = 562{,}5K$$

$$\eta = \frac{w_{liq}}{q} = \frac{(h_3 - h_1) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2} = 1 - \frac{(h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} \therefore \eta = 0{,}467$$

c) (2 pontos)
Pode ser feito por meio do uso de compressão em vários estágios, com resfriamento intermediário entre os estágios, e de expansão em vários estágios, com reaquecimento entre os estágios.

d) (2 pontos)
A eficiência do Ciclo Ericsson ideal é a mesma de Carnot:

$$\eta_{ERICSSON} = \eta_{CARNOT} = 1 - \frac{T_{LOW}}{T_{high}} \therefore \eta_{ERICSSON} = 0{,}667$$

5ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (4 pontos)
Reduzindo o sistema de molas a uma mola de módulo de elasticidade equivalente:

$$K_{eq} = \frac{1}{\frac{1}{K} + \frac{1}{K}} + K + K + K = 3{,}5K = 2401\, N/m$$

(2 pontos)

$$w_n = \sqrt{\frac{K_{eq}}{m}} = 49 s^{-1}$$

(2 pontos)

b) (4 pontos)
Para definir a criticidade do amortecimento, deve-se encontrar o fator de amortecimento, dado pela razão entre o coeficiente de amortecimento e o coeficiente de amortecimento crítico:

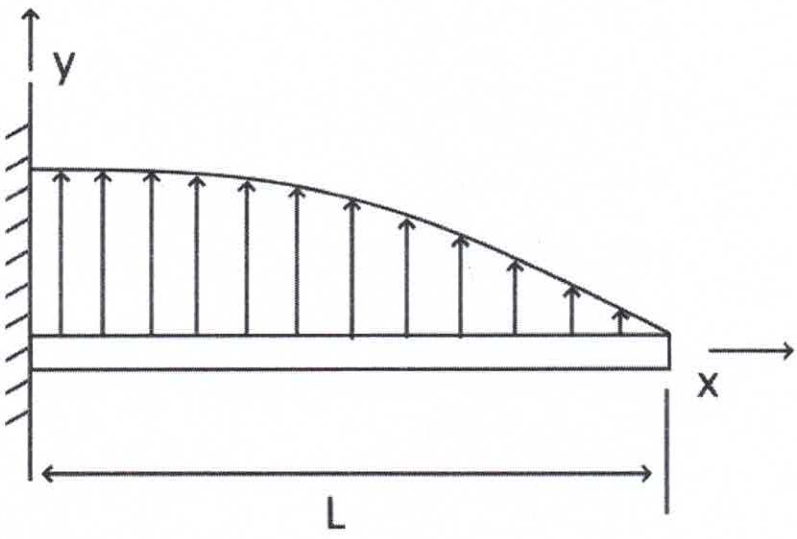
$$c_{crit} = 2\sqrt{K_{eq} m} = 98\, kg/s$$

(2 pontos)

$$\varsigma = \frac{c}{c_{crit}} = \frac{120}{98} = 1{,}22$$

O fator de amortecimento é maior que 1, logo, o amortecimento é supercrítico.
(2 pontos)

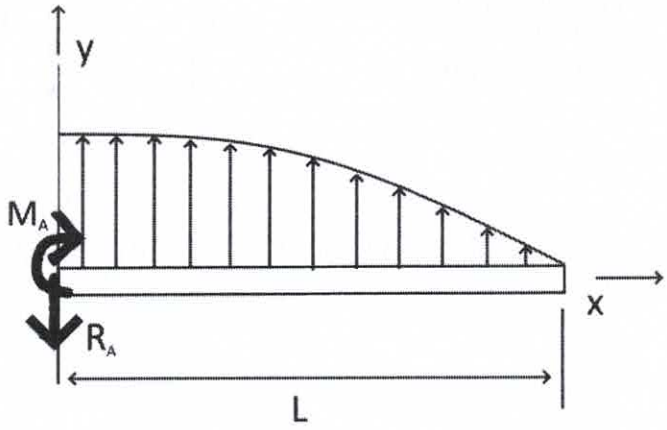
6ª QUESTÃO (8 pontos)



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:



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

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

(2 pontos)

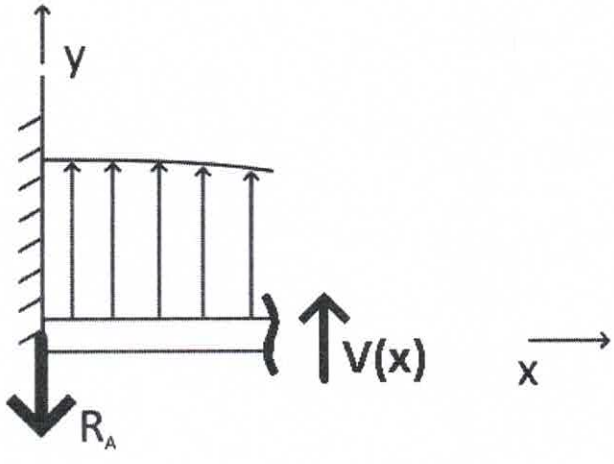
$\sum M_a = 0 \Rightarrow -M_a + \int_0^L \omega_o (1 - x^2 / L^2)\, x\, dx = 0$

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

(2 pontos)

b) (2 pontos)

Esforço cortante



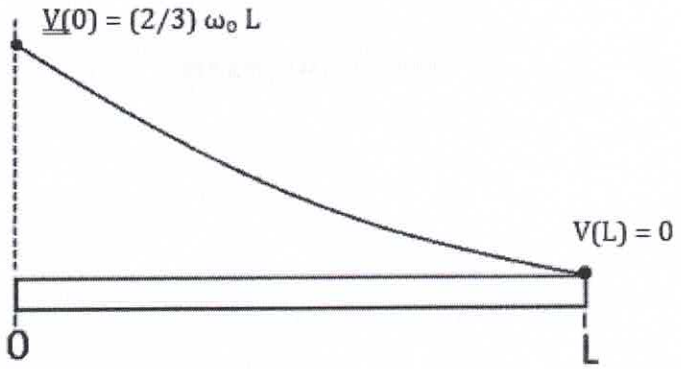
Considerando o esforço cortante V(x):

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

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

Condições de contorno:

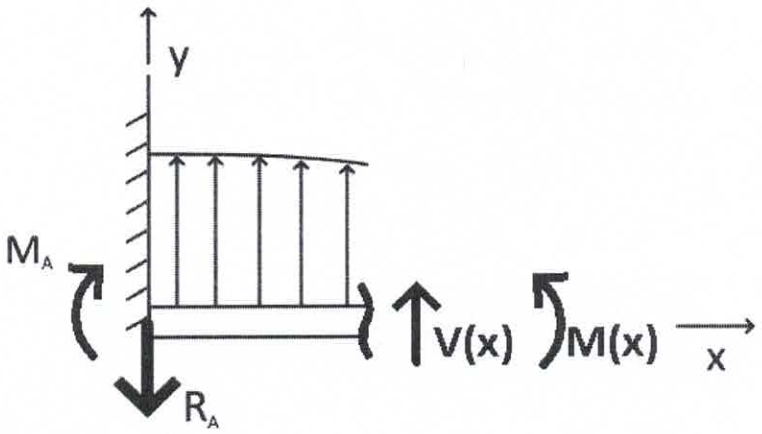
$V(0) = (2/3)\, \omega_o L, \quad V(L) = 0$



(2 pontos)

c) (2 pontos)

Momento fletor



Equilíbrio de momentos no ponto genérico x:

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

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

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

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

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

(2 pontos)

7ª 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 $p_a - p_b = \rho_a.g.h$:

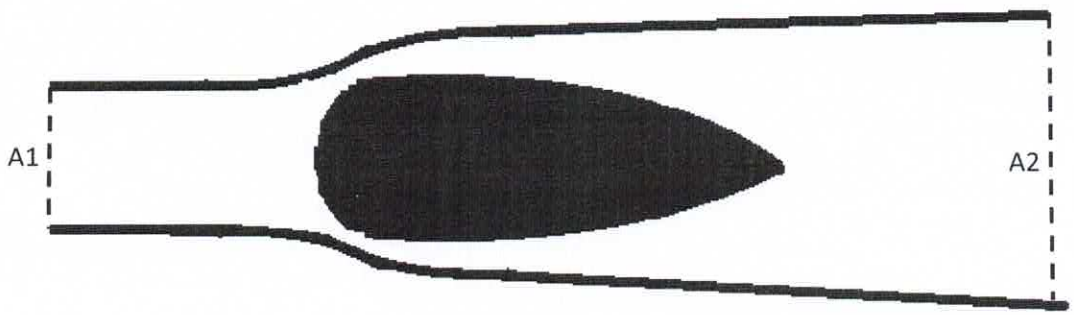
$$V_a = \sqrt{\frac{2.{A_b}^2.\rho_a.g.h}{\rho.({A_a}^2 - {A_b}^2)}} = \sqrt{2.\frac{\rho_a}{\rho}.g.\frac{{A_b}^2.h}{({A_a}^2 - {A_b}^2)}}$$

(2 pontos)

8ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (6 pontos)

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:

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

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

(2 pontos)

Considerando a profundidade do túnel como d:

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

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

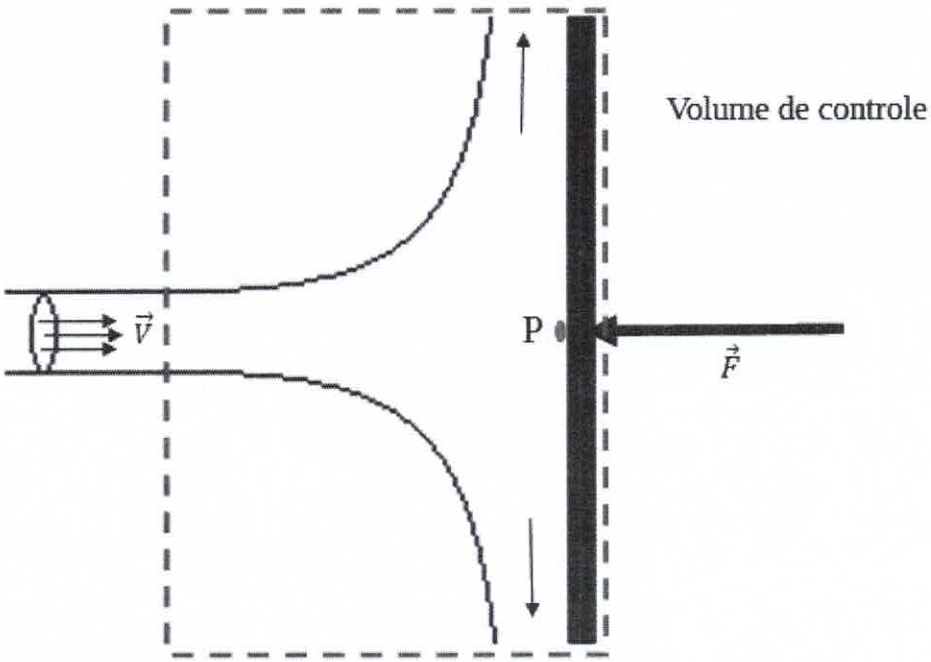
(2 pontos)

b) (2 pontos)

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.

9ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (6 pontos)
Volume de controle:



(2 pontos)

Aplicando a equação da quantidade do movimento na direção horizontal:

$$\sum F_x = -F \rightarrow \dot{m}_{sai} . V_{sai_x} - \dot{m}_{entra} . V_{entra_x} = -F$$

(2 pontos)

$V_{sai_x} = 0$, pois o escoamento sai perpendicular às 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) (2 pontos)

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)

10ª QUESTÃO (8 pontos)

a) (2 pontos)
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 pontos)

Modos látero-direcionais:

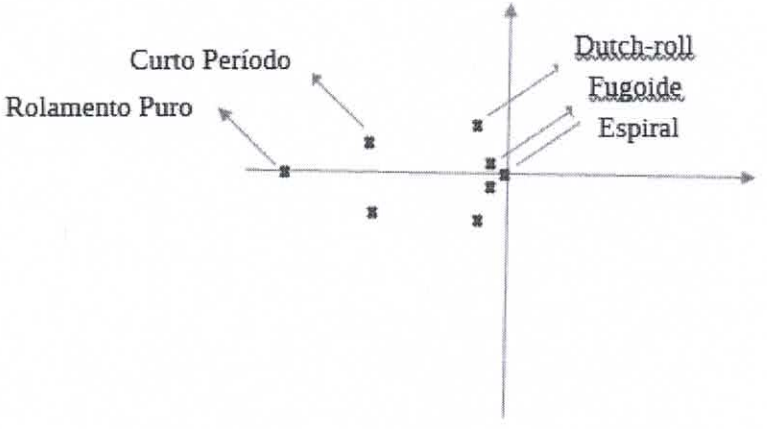
Dutch-roll: Modo oscilatório com movimento conjugado de rolamento e guinada. Polos conjugados afastados da origem.

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 pontos)

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.