Lista 5 - Mec Voo

1 → De 3.1.1:

$$q = \frac{(n-1)g}{V} \quad (1)$$

$$\hat{q} = \frac{q \cdot \bar{c}}{2V} \quad (2)$$

→ De (1) e (2):

$$\hat{q} = \frac{(n-1)g\bar{c}}{2V^2} \quad (3)$$

→ De $C_W = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$

$$\frac{1}{V^2} = \frac{C_W \rho S}{2W} \quad (4)$$

→ De (3) e (4):

$$\hat{q} = (n-1)\frac{C_W}{2}\left(\frac{g\bar{c}\rho \cdot S}{2W}\right) \quad (5)$$

→ Como $W = m \cdot g$

$$\hat{q} = (n-1)\frac{C_W}{2}\left(\frac{\bar{c}\rho S}{2m}\right) = (n-1)\frac{C_W}{2\mu}$$

→ Sendo $\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}}$

2 $$\frac{\Delta\delta_e}{(n-1)} = \frac{C_W}{\det}\left[C_{m_\alpha} - \frac{1}{2\mu}\left(C_{L_q} C_{m_\alpha} - C_{L_\alpha} C_{m_q}\right)\right]$$

→ Encontrá-la na forma dimensional:

i) Usando 3.1.2 dimensional:

$$\Delta L = L_\alpha \Delta_\alpha + L_q\, q + L_{\delta_e} \Delta\delta_e \quad (1)$$

→ 3.1.3 dimensional:

$$\Delta M = M_\alpha \Delta_\alpha + M_q \cdot q + M_{\delta e} \Delta\delta e \quad (2)$$

~ 3.1.5 dimensional:

$$\Delta L = (m-1) w \ (3)$$

~ De 3.1.1:

$$q = \frac{(m-1)g}{V} \qquad (4)$$

~ Com a aeronave trimada $\Delta M = 0$ (5)

~ De (1) e (3):

$$(m-1) w = L_\alpha \Delta_\alpha + L_q \cdot q + L_{\delta e} \Delta\delta_e \ (6)$$

~ De (2) e (5):

$$0 = M_\alpha \Delta_\alpha + M_q q + M_{\delta e} \Delta\delta e \ (7)$$

$$\Delta_\alpha = \frac{-(M_q \cdot q + M_{\delta e} \Delta\delta e)}{M_\alpha} \ (8)$$

~ De (6) e (8):

$$(m-1) w = -\frac{L_\alpha}{M_\alpha} (M_q \cdot q + M_{\delta e} \Delta\delta_e) + L_q \cdot q + L\delta_e \Delta\delta_e \ (9)$$

$$\Delta\delta e \left(L_{\delta e} - \frac{L_\alpha M_{\delta e}}{M_\alpha} \right) = (m-1) w + \frac{L_\alpha}{M_\alpha} M_q \cdot q - L_q \cdot q \ (10)$$

~ De (4) e (10):

$$\Delta\delta e \left(L_{\delta e} - \frac{L_\alpha M_{\delta e}}{M_\alpha} \right) = (m-1) w + \left(\frac{L_\alpha}{M_\alpha} M_q - L_q \right) \frac{(m-1) g}{V} \quad (11)$$

$$\frac{\Delta\delta e}{(m-1)} = \frac{w M_\alpha + (L_\alpha M_q - L_q M_\alpha) \frac{g}{V}}{M_\alpha \cdot L_{\delta e} - L_\alpha M_{\delta e}} \ (12)$$

~ comparar com o 2º caminho

u) $$\frac{\Delta\delta_e}{(m-1)} = \frac{C_W}{det}\left[C_{m_\alpha} - \frac{1}{2\mu}\left(C_{L_q}\cdot C_{m_\alpha} - C_{L_\alpha} C_{m_q}\right)\right] \quad (13)$$

→ Onde $\mu = \dfrac{2m}{\rho S \bar{c}}$ (14)

$$C_W = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \ (15) \ ; \quad C_{m_\alpha} = \frac{M_\alpha}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \ (16) \ ; \quad C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}} \ (17) \ ; \quad \hat{q} = \frac{q\bar{c}}{2V} \ (18)$$

→ De (17) e (18):

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial q}\,\frac{dq}{d\hat{q}} = \frac{\partial}{\partial q}\left(\frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}\right)\left(\frac{2V}{\bar{c}}\right)$$

$$C_{L_q} = \frac{L_q}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}\left(\frac{2V}{\bar{c}}\right) = \frac{4L_q}{\rho V S\bar{c}} \quad (19)$$

→ Portanto:

$$C_{L_\alpha} = \frac{L_\alpha}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \ (20) \ ; \quad C_{L_{\delta_e}} = \frac{L_{\delta_e}}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \ (21) \ ; \quad C_{m_{\delta_e}} = \frac{M_{\delta_e}}{\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}} \ (22) \ ;$$

$$C_{m_q} = \frac{dC_m}{d\hat{q}} = \frac{dC_m}{dq}\cdot\frac{dq}{d\hat{q}} = \frac{4M_q}{\rho V S\bar{c}^2} \quad (23)$$

→ De 2.4.13 d:

$$det = C_{L_\alpha} C_{m_{\delta_e}} - C_{L_{\delta_e}} C_{m_\alpha} \quad (24)$$

→ De (16), (20), (21), (22) e (24)

$$det = \frac{1}{\left(\frac{1}{2}\rho V^2 S\right)^2 \bar{c}}\left[L_\alpha M_{\delta_e} - L_{\delta_e} M_\alpha\right] \quad (25)$$

→ Substituindo as constantes e o determinante em (13):

$$\frac{\Delta\delta_e}{(m-1)} = \frac{W M_\alpha + (L_\alpha M_q - L_q M_\alpha)\frac{g}{V}}{M_\alpha L_{\delta_e} - L_\alpha M_{\delta_e}}$$

③ ⤳ De 3.2.6 : $\frac{\Delta P}{(n-1)} = -G S_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{2\mu \, det} (2\mu - C_{Lq})(h - h'_m)$ (1)

⤳ Onde $w = \frac{W}{S}$

$G = 30°/ft = 0{,}52 \ rad/ft$ (2)

$w = \frac{W}{S} = 53{,}33 \ lb/ft^3$ (3)

⤳ De 2.6.6 :

$$a' = a \left(1 - \frac{C_{L\delta_e} b_1}{a b_2} \right)$$

⤳ De 2.4.8 a

$$C_{L\delta_e} = a_e \frac{S_t}{S} = 0{,}0108/deg \quad (4)$$

$\therefore a' = 0{,}084$ (5)

⤳ Temos : $\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}} \Rightarrow \mu = \frac{0{,}259}{\rho}$ (6)

⤳ De 2.4.17 a: $det = C_{L\alpha} [C_{L\delta_e} (h_m - h_{m_{wb}}) - a_e \bar{V}_H]$

⤳ De 2.3.23 ignorando efeitos propulsivos:

$$h_m - h_{m_{w_b}} = \frac{a_t}{a} \bar{V}_H \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

⤳ Como $C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = a \cdot \alpha \quad \therefore C_{L\alpha} = a$

$\bar{V}_H = \frac{l_t S_t}{\bar{c} S} \Rightarrow \bar{V}_H = 0{,}61$

$\therefore (h - h_{m w_b}) = 0{,}31$ (7)

$\therefore det = -0{,}00207/deg^2$ (8)

→ De 3.2.5: $h'_m = h_m + \frac{\mu_1 \epsilon}{a' b^2}\left(\frac{C_{h_e\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{h_eq}}{2\mu - C_{Lq}}\right)$

→ De 3.1.8:

$$h_m' = h_m - \frac{C_{mq}}{2\mu - C_{Lq}} = h_m + 44,21\,\rho \quad (9)$$

→ De 2.5.4b para $b_0 = 0$

$$C_{h_e\alpha} = b_1\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \Rightarrow C_{h_e\alpha} = -0,00208/deg \quad (10)$$

→ Temos: $b_2 = -0,48/rad = -0,0084/deg$ (11)

→ Substituindo em 3.2.5, as eq. (8), (5) e (11) e os dados:

$$\therefore h'_m = h_m + 44,21\,\rho - 0,0693 - 4,79\,\rho$$

$$h'_m = h_m + 34,42\,\rho - 0,0693 \quad (12)$$

→ Multiplicando (12) por -1 e somando h dos dois lados:

$$h - h'_m = (h - h_m) + 0,0693 - 39,42\,\rho$$

$$= -0,0307 - 39,42\,\rho \quad (13)$$

→ Substituindo (13) em (1):

$$Q = \frac{\Delta P}{(m-1)} = (45,73 + 58,717\,\rho) \text{ lbf}$$

→ Para encontrar Q com altitude, encontre $\rho\,(slug/ft^3)$ para uma dada altitude e substitua em Q.

(4) A força por g é diretamente proporcional à carga alar W, então para reduzi-la, a carga alar deve ser diminuída, a força por g aumenta linearmente de zero à medida que o CG é movido para frente a partir do ponto de manobra manche livre, então outra opção seria mover o CG para trás, a partir do ponto de manobra manche livre.

(5) → Para δ_e máx → $P = (G_1 - G_2) H_e$ ↳ $G_2 = \frac{\frac{dw_b}{ds}}{H_e}$

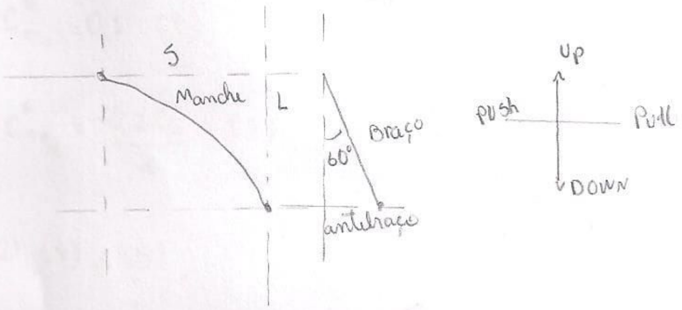
↳ $G_1 = \frac{\partial \delta_e}{\partial s} > 0$

cima = 30°

baixo = 20°

→ Da ~~fig.~~ da tabela 1.2:

* O braço parte de uma angulação de 60° com o tronco até 90° com o tronco alinhado com o antebraço



* São dadas as forças de operação na tab 1.2 para 5% masculino

Para deflexão máxima de cabrar $\xrightarrow{60°}$ 216 N

Para deflexão máxima de picar $\xrightarrow{180°}$ 151 N

$ds = \text{antebraço} + \text{braço}\,\text{sen}\,60°$

* Comprimento Braço: 37 cm
* Antebraço: 33 cm

$ds = 0,33 + 0,37\,\text{sen}\,60°$

$= 0,6504\ m$

Como $d\delta_e = 50° = 0,8726\ rad$

$$G_1 = -\frac{0,872664\ rad}{0,6504\ m} = -1,3416 \frac{rad}{m}$$

→ como a maior força pela tabela 1.2 é 151N então

$$P d_s + dW_b + H_e\, d\delta_e = 0$$

e $G = G_1 - G_2$ onde $G_2 = \frac{dw_b}{ds} : H_e$

→ considerando que o arrasto é estritamente manual, a parcela de G_2 é nula:

$$\boxed{G = -1,3416 \frac{rad}{m}}$$

⑥ → De 2.4.2b:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} + C_{m_{\delta e}} \delta_e \quad (1)$$

→ Efeitos propulsivos são incluídos em C_{m_0} e C_{m_α} (2.3.21) e (2.3.22), assim:

$$C_m = C^*_{m_0} + C^*_{m_\alpha} \alpha + C_{mp} + C_{m_{\delta e}} \delta_e \quad (2)$$

$()^*$ significa que os efeitos propulsivos estão ausentes quando $\delta_e = 0 \Rightarrow C_{m_{\delta e}} = 0$

$$C_m = 0,1 - 0,2\, C_L \quad (3)$$

→ De (2) e (3) para $C_{mp} = 0$ e $\delta_e = 0$

$$0,1 - 0,2\, C_L = C^*_{m_0} + C^*_{m_\alpha} \cdot \alpha$$

$$\therefore \; C^*_{m_0} = 0,1 \quad (4)$$

$$C^*_{m_\alpha} = \frac{-0,2\, C_L}{\alpha} \quad (5)$$

→ De (2), (4) e (5)

$$C_m = 0,1 - 0,2\, C_L + C_{mp} + C_{m_{\delta e}} \cdot \delta_e \quad (6)$$

i) Avião a jato com T (a aceleração constante ou igual a zero)

$$T = D \quad (7)$$

$$L = W \quad (8)$$

→ Como $\frac{L}{D} = 12$

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{12} \quad (9)$$

→ De 13.4.6a

$$C_{m_p} = \frac{I}{W} \cdot C_L \cdot \frac{3p}{\bar{c}} \quad (10)$$

→ De (9), (10) e $\frac{3p}{\bar{c}} = 0,4$

$$C_{m_p} = \frac{0,4}{0,12} C_L \quad (11)$$

→ De (6) e (11)

$$C_m = 0,1 - 0,167 C_L + C_{m_{\delta e}} \cdot \delta_e \quad (12)$$

→ Logo:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = -0,167 = cte$$

⑦ → (3.4.15):

$$\Delta C_{m_\alpha} = \frac{m'\,l}{A_i \rho_i} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \bar{c}} \left[x_j \left(1 + \frac{\partial \varepsilon_j}{\partial \alpha} \right) + \theta \frac{\partial x_j}{\partial \alpha} \right]$$

i) substituir α por $-\beta$ e α_j por $-\beta_j$

ii) Da fig 3.7

iii) Substituir M por N

iv) desprezar sidewash $\sigma_j = 0$ $\varepsilon_j = 0$

v) Usar $\theta = -\beta_j$

→ Desta Forma

$$\Delta \frac{\partial C_m}{\partial \beta} = \Delta C_{m_\beta} = \frac{-m'\,l}{A_i \rho_i \left(\frac{1}{2} \rho V S \bar{c} \right)} \left[x_j + \beta_j \frac{\partial x_j}{\partial \beta} \right]$$

⑧ De 3.5.3 e 3.5.4

$$\rightarrow \Delta h_n = \frac{a_t}{a} \bar{V}_H \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \left[\frac{1}{1 + k a_t \frac{1}{2} \rho V^2 S_t} - 1 \right] \quad (1)$$

→ Assumindo $\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) > 0$

⇒ Δh_n depende de V^2

⇒ O segundo termo dentro dos colchetes é negativo, isso implica que a flexibilidade leva o ponto neutro para frente

⇒ Se V diminui, estabilidade aumenta, pois, $\Delta h_n \ll$

⇒ Se V aumenta, estabilidade diminui, pois $\Delta h_n \gg$

→ Tail load é dado por:

$$L_t = \frac{1}{2} \rho V^2 S_t C_{L_t} \quad (2)$$

→ De 3.5.9:

$$C_{L_t} = \frac{a_t(\alpha_{wb} - \varepsilon - i_t) + a_e \delta_e}{1 + k_{a_t} \cdot \frac{1}{2}\rho V^2 S_t} \qquad (3)$$

→ (2) em (3):

$$L_t = \frac{a_t \cdot (\alpha_{w_b} - \varepsilon - i_t) + a_e \cdot \delta_e}{\frac{2}{\rho V^2 S_t} + k_{a_t}} \qquad (4)$$

→ Assuma que para uma aeronave normal, uma mudança $\Delta\delta_e$ deve ser negativa para desacelerar a mesma. Assim $a_e\delta_e$ é um incremento negativo na desaceleração. O denominador também aumenta com a desaceleração

i) Se C_{Lt} é inicialmente positivo, ao desacelerar o numerador de (4) é reduzido devido a $\Delta\delta_e$. Diminuir V aumenta o denominador. Isso diminui $|L_t|$.
Se a aeronave diminuir a velocidade L_t se aproxima de zero e se torna negativo.

ii) Se C_{Lt} é inicialmente negativo, ao desacelerar o numerador de (4) é aumentado devido à $\Delta\delta_e$. Diminuir V aumenta o denominador. Dessa forma $|L_t|$ pode aumentar ou diminuir dependendo dos parâmetros aerodinâmicos.

(9) → Encontrar 3.9.3

(3)

$$\frac{\Delta \partial C_n}{\partial \beta} = \frac{-x_p S_p}{b \cdot S} \cdot \frac{\partial C_{N_p}}{\partial \alpha_p} \quad (1)$$

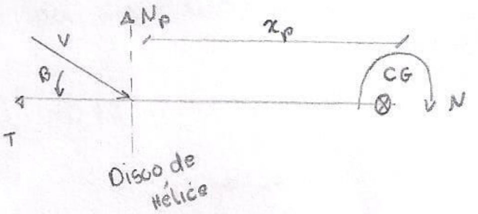
→ Da seção 3.4

$$C_{N_p} = \frac{N_p}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_p} \quad (2)$$

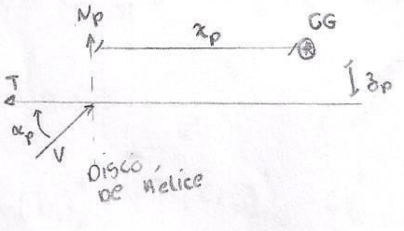
→ Da seção 3.9:

$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_b} \quad (3)$$

→ Considere a vista do superior da fig. 3.5 com $\alpha = 0$



→ Temos que $(-\beta)$ tem a mesma influência que α_p da fig 3.5 (vista lateral)



→ Logo $\frac{\partial C_{N_p}}{\partial \beta} = -\frac{\partial C_{N_p}}{\partial \alpha_p} \quad (4)$

→ Desconsiderando sidewash da fig. 1

$$N = N_p \cdot x_p$$

→ De (2), (3), (4) e (5):

$$\frac{\Delta \partial C_n}{\partial \beta} = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_p} \cdot \frac{\partial N}{\partial \beta} = \frac{x_p}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_p} \cdot \frac{\partial N_p}{\partial \beta}$$

$$\frac{\Delta \partial C_n}{\partial \beta} = \frac{x_p}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_p} \cdot \frac{1}{2}\rho V^2 S_p \cdot \frac{\partial C_{N_p}}{\partial \beta}$$

→ Como $\frac{\partial C_{Np}}{\partial \beta} = - \frac{\partial C_{Np}}{\partial \alpha_p}$

$$\boxed{\Delta \frac{\partial C_n}{\partial \beta} = - \frac{x_p \cdot S_p}{b \cdot S} \cdot \frac{\partial C_{Np}}{\partial \alpha_p}}$$

10 → Estimativa de $b_1 - 2D$

→ Do apêndice B.1 encontramos $C_{l_\alpha} (M \to 0)$

$\beta = \sqrt{1 - M^2}$ (1)

$\beta = 1$

→ Logo:

$R = \frac{\beta C_{l_\alpha}}{2\pi} \Rightarrow R = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi}$ (2)

→ Da fig. B.1.1 com $\frac{t}{c} = 0{,}09$

$(C_{l_\alpha})_{TEO} = 6{,}74 \ rad^{-1}$ (3)

→ Com $R = 10^7$ e $tg\left(\frac{\varphi'_{TE}}{2}\right) = 0{,}12$ (4)

$K = 0{,}86$

→ Da eq. B.1.1

$C_{l_\alpha} = \frac{1{,}05}{\beta} \cdot K \, (C_{l_\alpha})_{TEO}$ (5) $\Rightarrow C_{l_\alpha} = 6{,}086 \ rad^{-1}$ (6)

e $\frac{C_{l_\alpha}}{(C_{l_\alpha})_{TEO}} = 0{,}90$ (7)

→ Usando B.3, para $M \to 0$ o valor $b_1 - 2D$ e $(b_1)_0$. Da figura B.3.1 sup. com $\frac{c_f}{c} = 0{,}325$

$(b_1)^*_{0T} = -0{,}59 \ rad^{-1}$

*implica que $tg\left(\frac{\tau}{2}\right) = \frac{T}{c}$, para obter $\frac{C_{l_\alpha}^*}{(C_{l_0})_{TEO}}$, observe a parte inferior da fig. B.3.1,

use o ap. B.1. com $tg\left(\frac{\varphi'_{TE}}{2}\right) = 0{,}09$

~ Da fig B.1.1

$$(C_{l_\alpha})^*_{TEO} = 6,74 \text{ rad}^{-1} \quad (9)$$

$$k = 0,89 \quad (10)$$

~ Na eq. B.1.1 os termos (9) e (10)

$$C_{l_\alpha}^* = \frac{1,05 \cdot k}{\beta} (C_{l_\alpha})^*_{TEO} \quad (11)$$

$$C_{l_\alpha}^* = 6,228 \text{ rad}^{-1} \quad (12)$$

e $$\frac{C_{l_\alpha}^*}{(C_{l_\alpha})^*_{TEO}} = 0,92 \quad (13)$$

~ Assim da fig. B.3.1:

$$\frac{(b_1)_0^*}{(b_1)^*_{0T}} = 0,82 \quad (14)$$

~ Usando (8) em (14)

$$(b_1)_0^* = 0,82 \cdot (b_1)^*_{0T} \Rightarrow (b_1)_0^* = 0,98 \text{ rad}^{-1} \quad (15)$$

~ Da eq. B.3.1

$$(b_1)_0 = (b_1)_0^* + 2\left[(C_{l_\alpha})^*_{TEO} - C_{l_\alpha}^*\right]\left[tg\left(\frac{\tau}{2}\right) - \frac{t}{c}\right] \quad (16)$$

~ Sendo: $\tau = \varphi'_{TE}$

$$(b_1)_0 = (b_1)_0^* + 2\left[(C_{l_\alpha})^*_{TEO} - C_{l_\alpha}^*\right] \cdot \left[tg\left(\frac{\varphi'_{TE}}{2}\right) - \frac{t}{c}\right]$$

$$(b_1)_0 = -0,449 \text{ rad}^{-1} \quad (17)$$

~ Estimativa de b_1 incluindo a relação de equilíbrio do nariz - 2D

~ Da fig. B.3.3. com nariz elíptico e relação de equilíbrio 0,2

$$\frac{(b_1)_{0,BAL}}{(b_1)_{0,PLAIN}} = 0,85 \quad (18)$$

→ Usando (17) e (18), sendo $(b_1)_{0,PLAIN} = (b_1)_0$

$(b_1)_{0,BAL} = -0,382 \text{ rad}^{-1}$ (19)

→ Estimativa de b_1 incluindo a relação de equilíbrio -3D

→ Usaremos a fig B.3.4 e a eq. B.3.2

→ Primeiro encontraremos

$$A \cdot \frac{5,73}{C_{l_\alpha}} = 4,557 \quad (20)$$

→ Buscando na Fig. B.3.4 superior

$F_1 = 0,29$ (21)

e fig B.3.4 inferior

$F_2 = 0,017 \text{ rad}^{-1}$ (22)

→ A eq. B.3.2

$$b_1 = (b_1)_{0,BAL} \cdot (1 - F_1) + F_2 F_3 C_{l_\alpha} \quad (23)$$

→ Usando (19), (21), (22) e $F_3 = 1$ em (23) temos:

$$b_1 = -0,202 \text{ rad}^{-1}$$