Disciplina: Mecânica do Voo
Professor: William Reis Silva **e-mail:** reis.william@unb.br

Lista de exercícios 6 – Estabilidade Estática e Controle - Parte 2

1. Encontre a Equação (3.1.4).

2. Encontre as Equações (3.1.6 a) e (3.1.6 b)

3. Encontre uma expressão para o ângulo do profundor por g na forma dimensional. Denote as derivadas de L e M em relação α e q por $\frac{\partial L}{\partial q} = L_q$, e assim por diante. Existem duas escolhas:

   i. Fazer a derivação em forma dimensional desde o início, ou
   ii. Converter o resultado não dimensional (3.1.6) para a forma dimensional.

   Faça as duas coisas e verifique que eles concordam.

4. Calcule a variação da força de controle por g com a altitude dos seguintes dados. Ignore os efeitos de propulsão.

Dados geométricos

$Weight, W = 50000\, lb\ (222500\, N)$
$Wing\ area, S = 937{,}5\, ft^2\ (87{,}10\, m^2)$
$Wing\ mean\ aerodynamic\ chord, \bar{c} = 12{,}80\, ft\ (3{,}90\, m)$
$\bar{l}t = 31{,}85\, ft\ (9{,}71\, m)$
$Tail\ area, S_t = 230\, ft^2\ (21{,}4\, m^2)$
$S_e = 71{,}3\, ft^2\ (6{,}62\, m^2)$
$Mean\ elevador\ chord, \overline{c_e} = 2{,}21\, ft\ (0{,}674\, m)$
$G = 30\, °/ft\ \ (98{,}4°/m)$

Dados Aerodinâmicos.

$a = 0{,}088\, deg^{-1}$
$a_e = 0{,}044\, deg^{-1}$
$a_t = 0{,}064\, deg^{-1}$
$b_0 = 0$
$b_1 = -0{,}17\, rad^{-1}$
$b_2 = -0{,}48\, rad^{-1}$
$C_{h_{e_q}} = -0{,}846$
$C_{L_q} = 0$
$C_{m_q} = -22{,}9$
$(h - h_n) = -0{,}10$
$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = 0{,}30$
$\delta_t = 0$

5. Dois aviões são semelhantes, mas um é movido a jato e o outro tem um motor a pistão e hélice. A linha de impulso em cada caso está bem abaixo do CG com $\frac{z_p}{\bar{c}} = 0{,}4$. O

momento de arfagem de partida a $\delta_e = 0$ é $C_m = 0{,}1 - 0{,}2C_L$. A tração está definida para um dado nível de voo com $C_L = 0{,}4$ e $\frac{L}{D} = 12$. Considere vários voos retilíneos tendo condições com a mesma configuração de tração, mas configurações diferentes de profundor, valores de C_L e ângulos de trajetória de voo. Encontre $\frac{\partial C_m(\alpha)}{\partial C_L}$ (para $\delta_e = 0$) para:

i. Avião a Jato
ii. Avião a Hélice

Ambos ao passar pela altitude correspondente às condições de nível de voo. Conforme indicado na Sec. 3.4 e (6.4.10) $\frac{\partial C_m}{\partial C_L}$ é um índice da estabilidade longitudinal estática sob certas condições. Supondo que essas condições sejam atendidas neste problema, como será a estabilidade das duas aeronaves quando a aeronave desacelera?

6. Derive uma expressão para o incremento $\Delta\frac{\partial C_n}{\partial C_\beta}$ atribuível a um motor a jato. (Dica, use (3.4.15)).

7. Suponha que, como resultado de um acidente em voo, a fuselagem traseira de um avião danificado, de modo que o parâmetro de flexibilidade k em (3.5.1) é subitamente aumentado. O efeito é grande o suficiente para que o piloto perceba uma perda na estabilidade longitudinal e controle. Tendo em mente que a integridade da estrutura da fuselagem depende da *tail load* L_t e a estabilidade e controle no fator entre parênteses em (3.5.4), analisar como a situação muda à medida que o piloto desacelera e desce para uma aterrissagem de emergência. Considere dois casos; (1) C_{L_t} inicialmente positivo, (2) C_{L_t} inicialmente negativo.

8. Derivar (3.9.8). Explique claramente cada passo no desenvolvimento e justifique quaisquer suposições você faz.

9. Utilize o Apêndice B para determinar os parâmetros do momento de articulação do profundor b_1 e b_2 do aerofólio NACA 0009 (um aerofólio simétrico com uma relação de espessura para corda de $t/c = 0{,}09$). O profundor tem um nariz elíptico, uma fenda selada e uma relação de equilíbrio de 0,2. Usando as curvas, assuma que a transição está na borda de ataque; $R = 10^7$; $tan\left(\frac{\tau}{2}\right) = tan\left(\frac{\varphi'_{TE}}{2}\right) = 0{,}12$; $F_3 = 1$; $c_f/c = 0{,}325$; $A = 4{,}84$; $M = 0$.