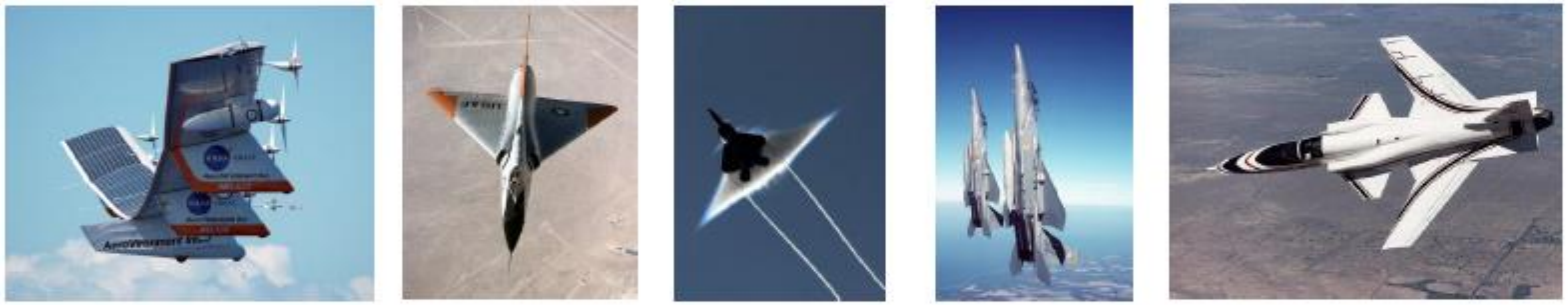
Universidade de Brasília

Faculdade UnB Gama

Mecânica do Voo

Variações de curto período: Oscilação do ângulo de ataque



Referências Bibliográficas

- **ITEN 1.7**: Paglione, P. ; Zanardi, M. C., Estabilidade e Controle de Aeronaves, ITA, 1990.
- Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid, Dynamics of Flight – Stability and Control, John Wiley & Sons, 3ª Ed, 1996.
- STEVENS, Brian L.; LEWIS, Frank L. Aircraft control and simulation. 2nd ed. Hoboken: John Wiley & Sons, 2003

8. VARIAÇÕES DE CURTO PERÍODO:
OSCILAÇÕES NO ÂNGULO DE ATAQUE
Item 1.7 da apostila.

MOVIMENTO LONGITUDINAL DIVIDIDO EM:

1. MOVIMENTO DE CURTO PERÍODO

OSCILAÇÕES EM γ, α, q, COM VELOCIDADE CONSTANTE

(DURAÇÃO DA ORDEM DE 0,5 – 5 SEGUNDOS)

2. MOVIMENTO FUGOIDAL

QUE SE CARACTERIZA POR UM MOVIMENTO DE LONGO PERÍODO (ALGUNS MINUTOS) COM ALTERAÇÕES SENSÍVEIS NA VELOCIDADE, ÂNGULO DE TRAJETÓRIA DE VOO E ALTITUDE, PORÉM COM PEQUENAS VARIAÇÕES NO ÂNGULO DE ATAQUE.

MOVIMENTO DE CURTO PERÍODO

8.1 LINEARIZAÇÃO DAS EQUAÇÕES DO MOVIMENTO

8.2 RESPOSTA DA AERONAVE A UMA PERTURBAÇÃO EXTERNA $\delta_p - \delta_{pe} = 0$

8.3 INFLUÊNCIA DO TAMANHO DA AERONAVE

8.4. RESPOSTA DA AERONAVE A UMA VARIAÇÃO DO PROFUNDOR

$\delta_p - \delta_{pe} \neq 0$

EQUAÇÕES DO MOVIMENTO LONGITUDINAL

$$m\frac{dV}{dt} = -m\, g\, sen\,\gamma - \frac{1}{2}\rho\, S\, V^2 C_D + F\,\cos(\alpha + \alpha_F) \qquad (1)$$

$$m\, V\,\frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{2}\rho\, S\, V^2 C_L + F\, sen(\alpha + \alpha_F) - m\, g\cos\gamma \qquad (2)$$

$$I_y\frac{dq}{dt} = \frac{1}{2}\rho\, S\, V^2 l\left(C_{m_o} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta_P}}\delta_P + C_{m_q}\frac{ql}{V} + C_{m_{\dot\alpha}}\frac{\dot\alpha\, l}{V}\right) \qquad (3)$$

$$\theta = \alpha + \gamma$$

$$\frac{dH}{dt} = V\, sen\,\gamma$$

8.1. Linearização das equações do movimento

VAMOS CONSIDERAR QUE HAVERÁ SÓ ALTERAÇÕES NO PROFUNDOR: δ_P , COM

$$F = F_e , \qquad \gamma_e = 0 , \qquad V = V_e$$

EQUAÇÃO DO ARRASTO É SATISFEITA, COM:

$$m\,\dot{V} = 0 = -\frac{1}{2}\,\rho\,S\,V_e{}^2\,C_D + F_e\cos\left(\alpha + \alpha_F\right)$$

$$\Rightarrow \boxed{\frac{1}{2}\,\rho\,S\,V_e{}^2\,C_D = F_e\cos\left(\alpha + \alpha_F\right)}$$

$$H = H_e$$

As equações se reduzem:

$$m\,V_e\,\frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{2}\rho\,S\,{V_e}^2 C_L + \boldsymbol{F_e} sen(\alpha + \alpha_F) - m\,g \qquad \textbf{(2)}$$

$$\frac{I_y}{\frac{1}{2}\rho\,S{V_e}^2 l}\frac{dq}{dt} = C_{m_o} + C_{m_\alpha}\,\alpha + C_{m_{\delta_P}}\,\delta_P + C_{m_q}\frac{ql}{V_e} + C_{m_{\dot\alpha}}\frac{\dot\alpha\,l}{V_e} \qquad \textbf{(3)}$$

NO EQUILIBRIO $\dot{\boldsymbol{\gamma}} = \mathbf{0}\,, \boldsymbol{q} = \mathbf{0}\quad, \quad \dot{\boldsymbol{q}} = \mathbf{0}\,, \dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{0}$

$$0 = \frac{1}{2}\rho\,S\,\boldsymbol{V_e}^2 C_{Le} + F_e\,sen(\alpha_e + \alpha_F) - m\,g \qquad \textbf{(2a)}$$

$$0 = C_{m_o} + C_{m_\alpha}\,\alpha_e + C_{m_{\delta_P}}\,\delta_{Pe} \qquad \textbf{(3a)}$$

Fazendo (2) – (2a) e (3) – (3a):

$$m\,V_e\,\dot{\gamma} = \frac{1}{2}\,\rho\,S\,V_e^2\left(C_L - C_{L_e}\right) + F_e\,[sen\,(\alpha + \alpha_F) - \,sen(\alpha_e + \alpha_F)] \qquad \textbf{(4)}$$

$$\frac{I_y}{\frac{1}{2}\,\rho\,S\,l\,V_e^2} = \,C_{m_o}(\alpha - \alpha_e) + C_{m_q}\,\frac{ql}{V_e} + C_{m_\delta}\,(\delta_P - \delta_{P_e}) + \,C_{m_{\dot{\alpha}}}(\dot{\alpha})\,\frac{l}{V_e} \qquad \textbf{(5)}$$

Como a velocidade é constante, o número de Mach é constante e

$$\boldsymbol{C_L \;=\; C_L(\;\alpha, \delta_p)}$$

Linearizando $\boldsymbol{C_L}$ em torno do ponto de equilíbrio:

$$C_L - C_{L_e} = \,C_{L_\alpha}(\alpha - \alpha_e) + \,C_{L_\delta}\,(\delta_P - \delta_{P_e})$$

Linearizando $sen\,(\alpha + \alpha_F)$ **em torno do ponto de equilíbrio:**

$$sen\,(\alpha + \alpha_F) = sen\,(\alpha_e + \alpha_F) + cos\,(\alpha_e + \alpha_F)\,(\alpha - \alpha_e)$$

$$sen\,(\alpha + \alpha_F) - sen\,(\alpha_e + \alpha_F) = cos\,(\alpha_e + \alpha_F)\,(\alpha - \alpha_e)$$

ENTÃO:

$$F_e\,[sen\,(\alpha + \alpha_F) - sen(\alpha_e + \alpha_F)] = F_e \cos(\alpha_e + \alpha_F)\,(\alpha - \alpha_e)$$

VAMOS CONSIDERAR QUE O TERMO $C_{m\dot{\alpha}}\ \dot{\alpha}$ É DESPREZÍVEL PERANTE OS DEMAIS TERMOS DE $C_{m,}$, SE A VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE É PEQUENA.

INTRODUZINDO A NOTAÇÃO:

$$\bar{\gamma} = \gamma - \gamma_e \,, \qquad \bar{\alpha} = \alpha - \alpha_e \,, \qquad \overline{\delta_p} = \delta_P - \delta_{P_e}$$

AS EQUAÇÕES LINEARIZADAS SÃO:

$$m\, V_e\, \dot{\bar{\gamma}} = \frac{1}{2}\, \rho\, V_e^{\,2}\; S \left(C_{L\alpha}\; \bar{\alpha} + C_{L\delta}\overline{\delta_p} \right) + F_e\, \boldsymbol{cos}\, (\boldsymbol{\alpha_e} + \boldsymbol{\alpha_F})\; \bar{\alpha}$$

$$\frac{I_y}{\frac{1}{2}\, \rho\, V_e^{\,2}\; S\; l}\, \dot{q} = C_{m\alpha}\, \bar{\alpha} + C_{m\delta}\overline{\delta_p} + C_{mq}\, q$$

VOO É HORIZONTAL ENTÃO NO EQUILÍBRIO:

$$F_e\, \boldsymbol{cos}\, (\boldsymbol{\alpha_e} + \boldsymbol{\alpha_F}) = \frac{\boldsymbol{mg}}{\boldsymbol{E'}}$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{2mV_e} \rho V_e{}^2 S \left(C_{L\alpha} \bar{\alpha} + C_{L\delta}\overline{\delta_p} \right) + \frac{g}{V_e E'} \bar{\alpha}$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2I_y} \rho V_e{}^2 S\, l(C_{m\alpha} \bar{\alpha} + C_{m\delta}\overline{\delta_p} + C_{mq} q)$$

DEFININDO OS COEFICIENTES:

$$L_\alpha = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m} V_e^2 C_{L_\alpha}, \qquad m_\alpha = -\frac{1}{2} \rho \frac{S\,l}{I_y} V_e^2 C_{m_\alpha}$$

$$L_\delta = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m} V_e^2 C_{L_\delta}, \qquad m_\delta = -\frac{1}{2} \rho \frac{S\,l}{I_y} V_e^2 C_{m_\delta}$$

$$m_q = -\frac{1}{2} \rho \frac{S\,l^2}{I_y} V_e C_{m_q}$$

m_α, m_δ, m_q são positivos. Pois $C_{m\alpha} < 0$, $C_{m\delta} < 0$, $C_{mq} < 0$.

$$\dot{\bar{\gamma}} = \left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right)\bar{\alpha} + \frac{L_\delta}{V_e}\,\overline{\delta_p}$$

$$\dot{q} = -m_\alpha\bar{\alpha} - m_q q - m_\delta\overline{\delta_p}$$

UTILIZANDO A EQUAÇÃO GEOMÉTRICA:

$$\theta = \alpha + \gamma$$

$$\mathrm{q} = \dot{\theta} = \dot{\alpha} + \dot{\gamma} \quad \rightarrow \quad \dot{\gamma} = q - \dot{\alpha} \quad ou \quad \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}$$

$$\dot{q} = -m_q q - m_\alpha\bar{\alpha} - m_\delta\overline{\delta_p}$$

$$\dot{\bar{\alpha}} = q - \left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right)\bar{\alpha} - \frac{L_\delta}{V_e}\,\overline{\delta_p}$$

2 equações

2 variáveis $\bar{\alpha}, q$

1 controle $\overline{\delta_p}$

2 EQUAÇÕES DIFERENCIAIS DE PRIMEIRA ORDEM:

SOLUÇÃO COMPLETA DADA PELA SOMA DA SOLUÇÃO DA EQUAÇÃO HOMOGÊNEA

$\overline{\delta}_p = 0$

EQUAÇÃO PARTICULAR DA EQUAÇÃO NÃO HOMOGÊNEA $\overline{\delta}_p \neq 0$

SOLUÇÃO DA EQUAÇÃO HOMOGÊNEA $\overline{\delta}_p = 0$ **RESPOSTA A UMA PERTURBAÇÃO EXTERNA.**

RETORNO DA AERONAVE AO EQUILÍBRIO:

ESTABILIDADE DINÂMICA

8.2 RESPOSTA A PERTURBAÇÃO EXTERNA $\bar{\delta}_p = 0$

EQUAÇÕES DO MOVIMENTO, EQUAÇÃO HOMOGÊNEA:

$$\dot{q} = -m_q q - m_\alpha \bar{\alpha}$$

$$\dot{\bar{\alpha}} = q - \left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e E'}\right)\bar{\alpha}$$

FORMA MATRICIAL

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\bar{\alpha}} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q \\ \bar{\alpha} \end{bmatrix} \qquad A = \begin{bmatrix} -m_q & -m_\alpha \\ 1 & -\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e E'}\right) \end{bmatrix}$$

SOLUÇÃO DEPENDE DOS AUTOVALORES DA MATRIZ A:

$$\det(A - sI) = 0$$

SOLUÇÃO DEPENDE DOS AUTOVALORES DA MATRIZ A:

$$\det(A - sI) = 0$$

$$\begin{vmatrix} -m_q - s & -m_\alpha \\ 1 & -\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right) - s \end{vmatrix} = 0$$

Que corresponde a uma equação de segunda ordem em s:

$$s^2 + \left(m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right) s + m_\alpha + m_q\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right) = 0$$

2 raízes:
s1 e s2

Tipo de solução depende das raízes s1 e s2.

Se t é o tempo, dependendo de s1 e s2 a solução será:

1) s1 e s2 reais distintas

$$X = C_1 e^{s1\ t} + C_2 e^{s2\ t}$$

2) Para raízes reais iguais: s1 = s2 = s

$$X = e^{s1\ t}\ (C_1 + C_2 t)$$

3) Para um par de raízes conjugadas $\mathbf{s = a \pm b\, i}$

$$\boldsymbol{X = e^{a\,t}\ (C_1 \cos b\, t + C_2 sen\, b\, t\,)}$$

$$s^2 + \left(m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\, E'}\right) s + m_\alpha + m_q \left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\, E'}\right) = 0$$

Essa equação pode ser escrita na forma:

$$s^2 + 2\, w_0\, \xi\, s + w_0^2 = 0$$

$$w_0 = \sqrt{m_\alpha + m_q \left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\, E'}\right)} \longrightarrow \boxed{w_0 \; - frequência\; natural}$$

$$\xi = \frac{m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\, E'}}{2w_0} \longrightarrow \boxed{\xi \; - amortecimento}$$

$$s^2 + 2\, w_0\, \xi\, s + w_0^2 = 0$$

$$s = \frac{-2\, w_0 \xi \ \pm \sqrt{4\ \ w_0{}^2\ \ \xi^2 - 4 w_0{}^2}}{2}$$

$$s = \ -w_0\, \xi \ \ \pm w_0 \sqrt{\xi^2\ - 1}$$

PORTANTO:

1) $\xi > 1 \ \rightarrow \ \ s$ é $real \ \rightarrow \ \ s1 \neq s2 \ \rightarrow$ **MOVIMENTO NÃO OSCILATÓRIO**

2) $\xi = 1 \rightarrow s1 = s2 \ \rightarrow$ **MOVIMENTO NÃO OSCILATÓRIO**

3) $\xi < 1 \ \rightarrow \ \ s$ **é complexo** $\rightarrow s = \ -w_0\, \xi \ \pm iw_0 \sqrt{1 - \xi^2}$

→ **Desejado para aeronaves**

Assim para $s = -w_0\,\xi \pm i w_0\sqrt{1-\xi^2}$ **, a solução é do tipo:**

$$X = \begin{pmatrix} q \\ \alpha \end{pmatrix} = e^{-w_0\xi t}\left(\begin{pmatrix} A_q \\ A_\alpha \end{pmatrix} \mathrm{sen}\,\left(w_0\sqrt{1-\xi^2}\,t\right) + \begin{pmatrix} B_q \\ B_\alpha \end{pmatrix} \cos\left(w_0\sqrt{1-\xi^2}\,t\right)\right)$$

A frequência do movimento é $w = w_0\sqrt{1-\xi^2}$

O período do movimento é dado por

$$T = \frac{2\pi}{w} = \frac{2\pi}{w_0\sqrt{1-\xi^2}}$$

Note também que $w_0\xi > 0$ **e** $e^{-w_0\xi t}$ **é decrescente.**

$$q = e^{-w_0 \xi t} \left(A_q \, \mathbf{sen} \, w_0 \sqrt{1-\xi^2}\, t + B_q \cos w_0 \sqrt{1-\xi^2}\, t \right)$$

$$\alpha = e^{-w_0 \xi t} \left(A_\alpha \, sen \, \sqrt{1-\xi^2}\, t + B_\alpha \cos w_0 \sqrt{1-\xi^2}\, t \right)$$

QUE PODE SER COLOCADO NA FORMA:

$$q = k_q \, e^{-w_0 \xi t} \, sen \left(w_0 \sqrt{1-\xi^2}\, t + \psi_q \right)$$

$$\bar{\alpha} = k_\alpha \, e^{-w_0 \xi t} \, sen \left(w_0 \sqrt{1-\xi^2}\, t + \psi_\alpha \right)$$

- As constantes são determinadas pelas condições iniciais $\bar{\alpha}_0 \quad e \quad q_0$
- Com $\dot{\bar{\alpha}}_0$ e $\dot{q}_0$ $obtidos\ a\ partir\ do\ sistema$:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\bar{\alpha}}_0 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q_0 \\ \bar{\alpha}_0 \end{bmatrix}$$

EXEMPLO: MIRAGE

Ve = 150m/s
ao nível do mar, He =0km

$$m = 7400\,kg, \quad S = 36\,m^2, \quad l = 5,25\,m, \quad I_y = 50000\,kg\,m^2$$

$$C_D = 0,015 + 0,4\,C_L^2, \quad C_{m_\alpha} = -0,17, \quad C_{L_\alpha} = 2,20$$

$$C_{m_q} = -0,4, \quad C_{L_\delta} = 0,70, \quad C_{m_\delta} = -0,45$$

$$\alpha_e = 3,76°\,, \quad F_e = 11624\,N, \quad C_{L_e} = 0,1447$$

$$C_{D_\alpha} = 0,02338\,, \quad E = 6,1907, \quad E' = 6,2565$$

$$m_\alpha = 8,8558\,, \quad m_q = 0,7293\,, \quad \frac{L_\alpha}{V_e} = 0,9850$$

$$\frac{q}{V_e E'} = 0,01045$$

MIRAGE: Ve = 150m/s He = 0km

$$q = e^{-w_0 \xi t} \left(A_q \, sen \, w_0 \sqrt{1-\xi^2} \, t + B_q cos \, w_0 \sqrt{1-\xi^2} \, t \right)$$

$$\alpha = e^{-w_0 \xi t} \left(A_\alpha \, sen \, w_0 \sqrt{1-\xi^2} \, t + B_\alpha cos \, w_0 \sqrt{1-\xi^2} \, t \right)$$

Com:

$$\xi = 0,2786 \, ; \quad w_0 = 3,0954 \; rad/s \quad e \quad T = 2,113 \; s$$

MIRAGE: Ve = 150m/s He = 0km

$$A = \begin{bmatrix} -0{,}7293 & -8{,}8558 \\ 1 & -0{,}9955 \end{bmatrix}$$

Para condição inicial: $\boxed{\bar{\alpha}_0 = 1° \quad e \quad q_0 = 0}$

$$\dot{\bar{\alpha}}_0 = -0{,}9955 \quad e \quad \dot{q}_0 = -8{,}8558$$

$$A_\alpha = 0{,}07990 \quad e \quad A_q = -2{,}9782$$

$$B_\alpha = 1 \quad e \quad B_q = 0$$

MIRAGE: Ve = 150m/s He = 0km

Ou ainda:

$$q = k_q\, e^{-w_0 \xi t}\, sen\,(w_0\sqrt{1-\xi^2}\, t + \psi_q)$$

$$\bar{\alpha} = k_\alpha\, e^{-w_0 \xi t}\, sen\,(w_0\sqrt{1-\xi^2}\, t + \psi_\alpha)$$

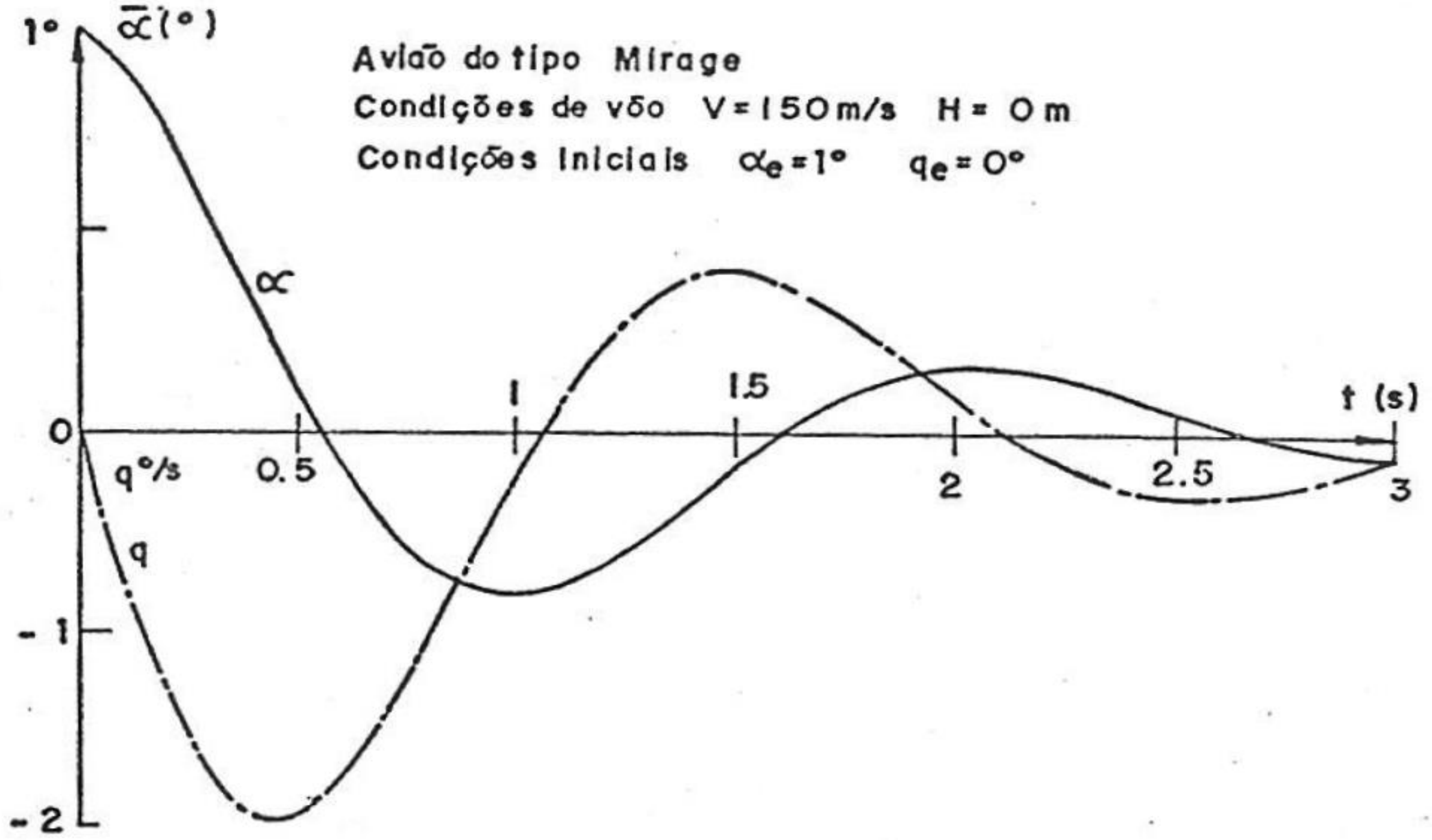
$$k_\alpha = 1{,}00319 \quad e \quad k_q = 2{,}9782$$

$$\psi_\alpha = 1{,}49106\, rad = 85{,}432° \quad e \quad \psi_q = \pi\, rad = 180°$$

$$\bar{\alpha}(t) = 1{,}00319\, e^{-0{,}8624\, t}\, sen\,(\, 2{,}9736\, t + 1{,}49106)$$

$$q(t) = 2{,}9782\, e^{-0{,}8624\, t}\, sen\,(2{,}9736\, t + \pi)$$

MIRAGE: **Ve = 150 km, He =0 km**



AIRBUS: Ve = 150 km, He =0 km

$$\alpha_e = 3{,}92° \; (F_e = 82038 \; N)$$

$$C_{L,e} = 0{,}3269 \;\; ; \;\; C_{D,e} = 0{,}02284 \;\; ; \;\; E = 14{,}3097 \;\; ; \;\; E' = 14{,}3783$$

$$m_\alpha = 3{,}6052 \; ; \quad m_q = 1{,}1804 \quad ; \quad \frac{L_\alpha}{V_e} = 0{,}9505 \;\; ; \;\; \frac{q}{V_e E'} = 0{,}004547$$

$$\xi = 0{,}4908 \; ; \quad w_0 = 2{,}1754 \; rad/s \; ; \quad T = 3{,}315 \; s ; \quad \xi w_0 = 1{,}0677$$

A = $\begin{bmatrix} -1{,}1804 & -3{,}6052 \\ 1 & -0{,}9950 \end{bmatrix}$

AIRBUS: Ve = 150 km, He =0 km

Condições iniciais: $\bar{\alpha}_0 = 1°$ e $q_0 = 0$

$$\dot{\bar{\alpha}}_0 = -0{,}9950 \quad e \quad \dot{q}_0 = -3{,}6052$$

$$A_\alpha = 0{,}05946 \quad e \quad A_q = -1{,}9021$$

$$B_\alpha = 1 \quad e \quad B_q = 0$$

Logo

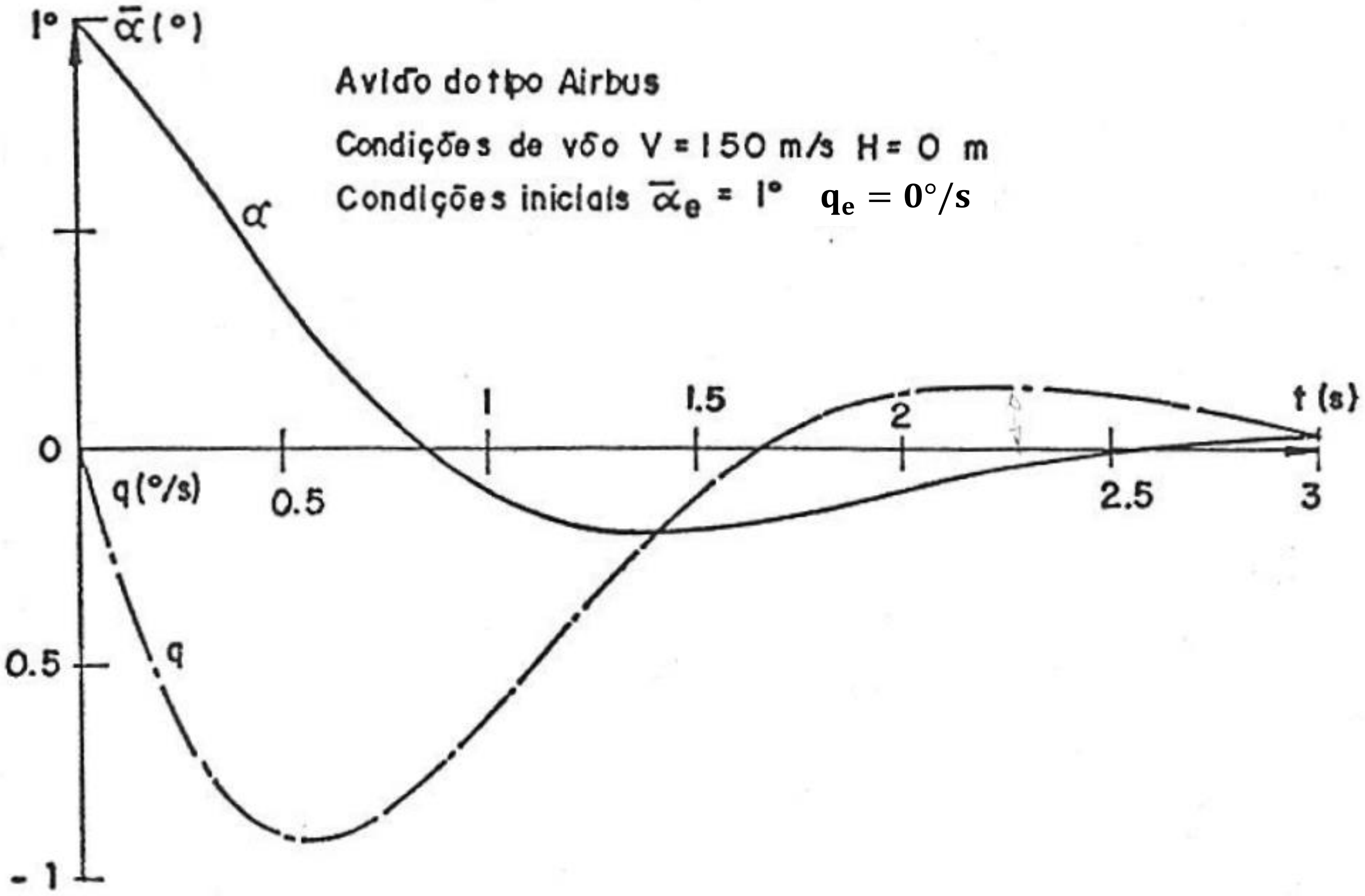
$$k_\alpha = 1{,}00177 \quad e \quad k_q = 1{,}9021$$

$$\psi_\alpha = 1{,}5141\, rad = 86{,}6° \quad e \quad \psi_q = \pi\, rad = 180$$

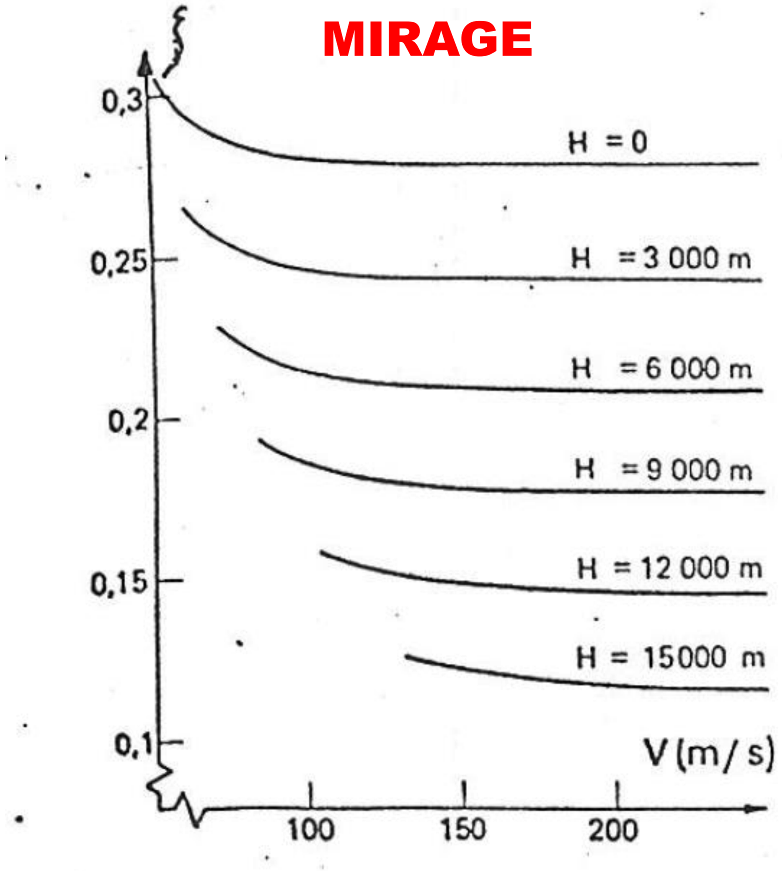
$$\bar{\alpha}(t) = 1{,}00177\, e^{-1{,}0677\, t}\, sen\left(\frac{2\,\pi}{3{,}315}\, t + 1{,}5144\right)$$

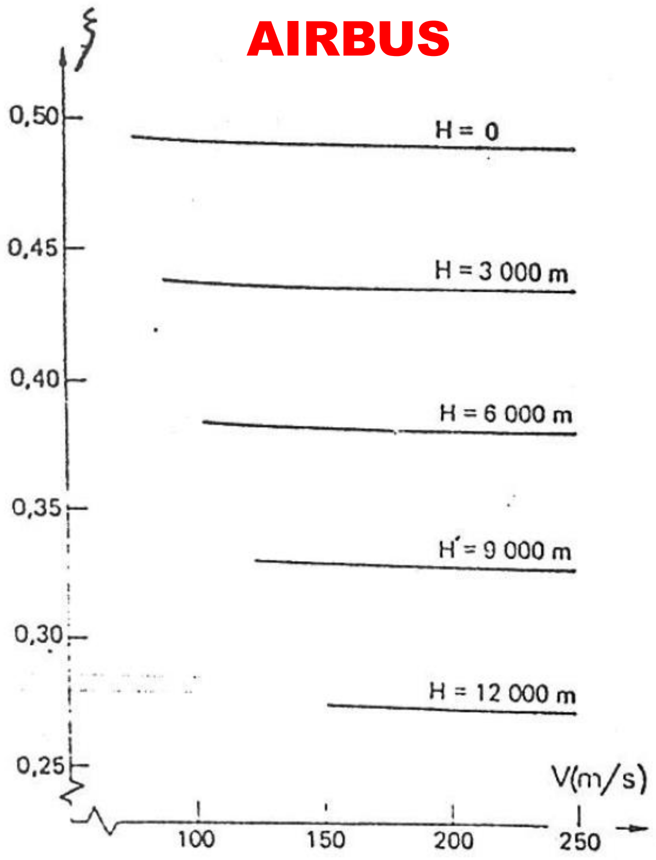
$$q(t) = 1{,}9021\, e^{-1{,}0677\, t}\, sen\left(\frac{2\,\pi}{3{,}315}\, t + \pi\right)$$

AIRBUS: Ve = 150 km, He =0 km



AMORTECIMENTO





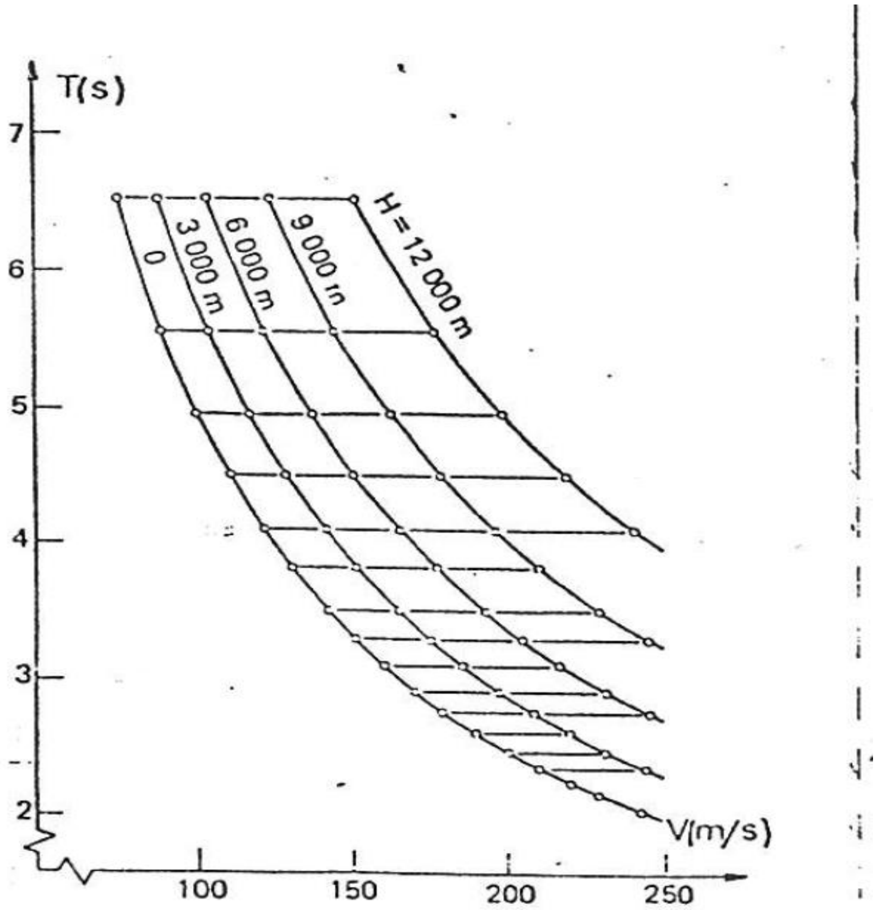
$$\xi = \frac{m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}}{2w_0}$$

$$w_0 = \sqrt{m_\alpha + m_q\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right)}$$

AMORTECIMENTO INDEPENDE DA VELOCIDADE, DIMINUI COM A ALTITUDE

PERÍODO

AIRBUS



$$T = \frac{2\pi}{w} = \frac{2\pi}{w_0\sqrt{1-\xi^2}}$$

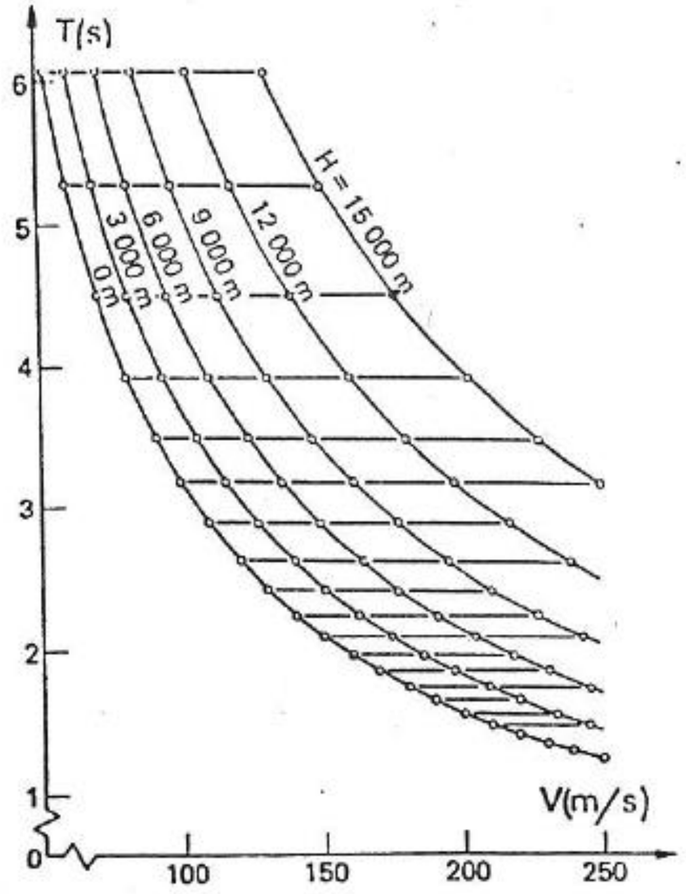
$$w_0 = \sqrt{m_\alpha + m_q\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right)}$$

$$\xi = \frac{m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}}{2w_0}$$

PERÍDO DIMINUE COM O AUMENTO DA VELOCIDADE,
AUMENTA COM A ALTITUDE, E INDEPENDE DO ÂNGULO DE ATAQUE

PERÍODO

MIRAGE



$$T = \frac{2\pi}{w} = \frac{2\pi}{w_0\sqrt{1-\xi^2}}$$

$$w_0 = \sqrt{m_\alpha + m_q\left(\frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}\right)}$$

$$\xi = \frac{m_q + \frac{L_\alpha}{V_e} + \frac{g}{V_e\,E'}}{2w_0}$$

PERÍDO DIMINUE COM O AUMENTO DA VELOCIDADE,
AUMENTA COM A ALTITUDE, E INDEPENDE DO ÂNGULO DE ATAQUE