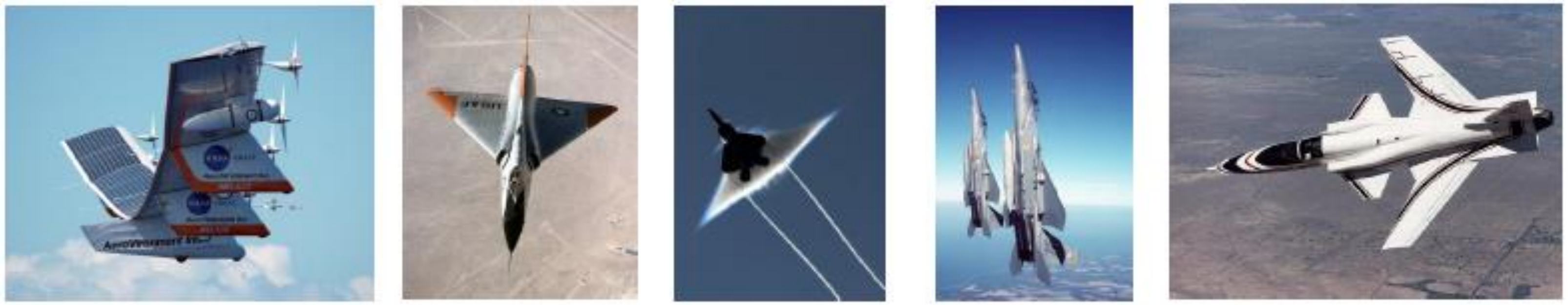
Universidade de Brasília

Faculdade UnB Gama

Mecânica do Voo

Movimento Látero-Direcional



Referências Bibliográficas

- **ITEN 2**: 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.

III - MOVIMENTO LÁTERO-DIRECIONAL

1. Equações do movimento látero-direcional (ITEM 2.2 DA APOSTILA)

Vamos considerar que o movimento longitudinal é controlado pelo piloto de modo que:

$$\dot{V} = 0, \qquad \dot{\alpha} = 0, \qquad \dot{q} = 0, \qquad \dot{\theta} = 0$$

De modo que $V_e, \ \alpha_e, q_e, \theta_e$ **são conhecidos**

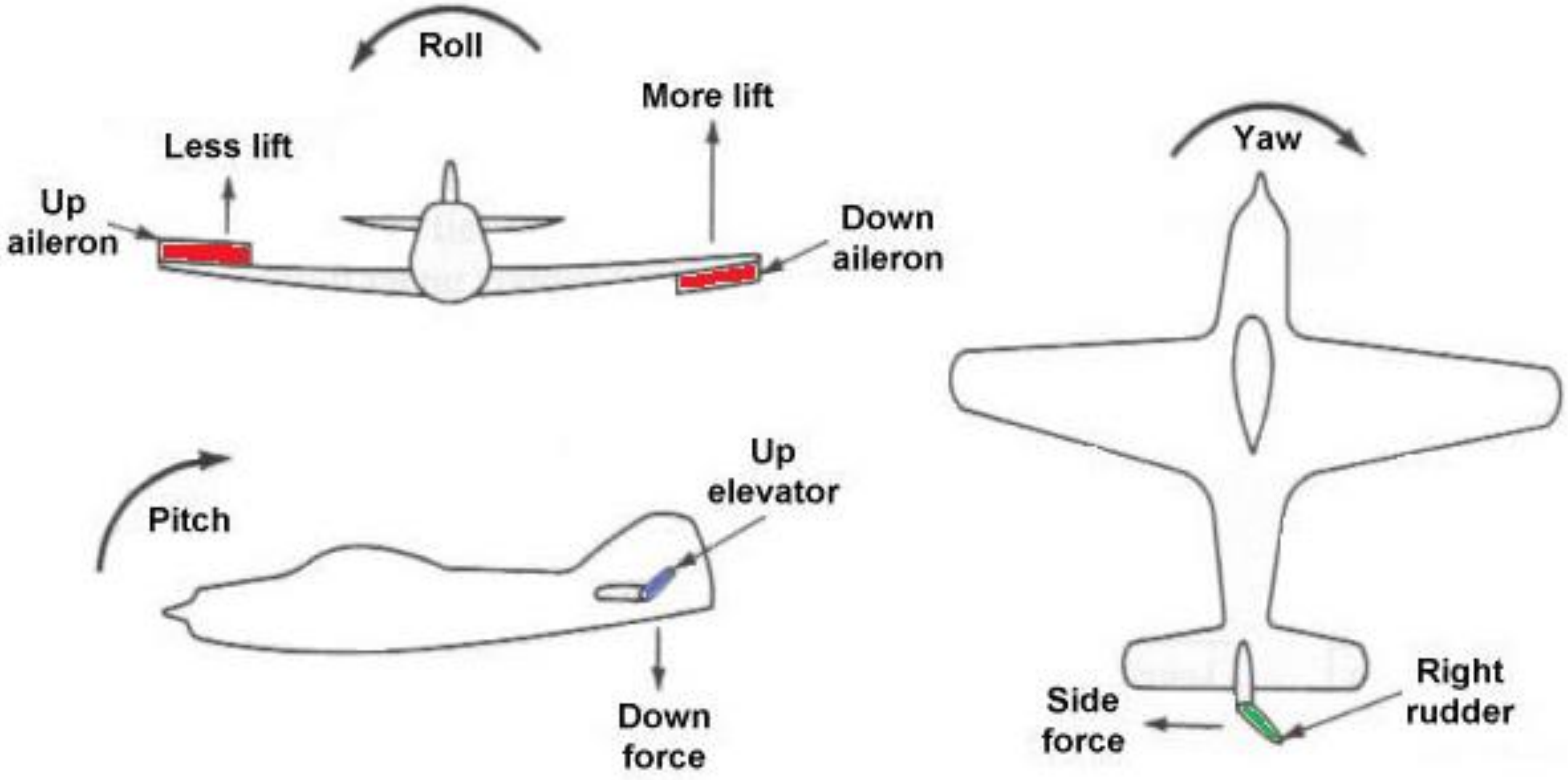
Para pequenos ângulos de derrapagem: $sen\,\beta = \beta \quad e \ \cos\beta = 1$

Teremos 5 equações do movimento, associadas a

$$\dot{\beta}\,, \dot{p}, \dot{r}\,, \dot{\phi}, \dot{\psi}$$

SUPERFÍCIES DE CONTROLE: AILERONS - δ_a e LEME - δ_r

SUPERFÍCIES DE CONTROLE: AILERONS - δ_a e LEME - δ_r



Equações do movimento látero-direcional

$$\mathrm{m}\, V_e(\dot{\beta} + r\, cos\, \alpha_e - \; p\, sen\, \alpha_e) = \; m\, g \cos\theta_e + \frac{1}{2}\, \rho\, SV_e^{\,2} C_y$$

$$I_x\, \dot{p} + \; I_{xz}\, \dot{r} + \left(I_z \; - \; I_y\right) r\, q_e + I_{xz}\, p\, q_e = \; \frac{1}{2}\, \rho\, SV_e^2 l\, C_l$$

$$I_z\, \dot{r} - I_{xz}\dot{p} + \left(I_y \; - \; I_x\right) p\, q_e + I_{xz}\, r\, q_e = \; \frac{1}{2}\, \rho\, SV_e^2 l\, C_n$$

$$\dot{\phi} = p + tg\; \theta_e\; (q_e sen\; \phi + r\cos\phi)$$

$$\dot{\psi} = (q_e sen\; \phi + r\cos\phi) / \cos\theta_e$$

Coeficientes das forças e momentos aerodinâmicos podem ser linearizados, de modo que:

$$C_y = C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_r}}\,\delta_r + C_{y_{\delta_a}}\,\delta_a$$

$$C_l = C_{l_\beta}\,\beta + C_{l_{\delta_r}}\,\delta_r + C_{l_{\delta_a}}\,\delta_a + C_{l_p}\,\frac{p\,l}{V} + C_{l_r}\,\frac{r\,l}{V}$$

$$C_n = C_{n_\beta}\,\beta + C_{n_{\delta_r}}\,\delta_r + C_{n_{\delta_a}}\,\delta_a + C_{n_p}\,\frac{p\,l}{V} + C_{n_r}\,\frac{r\,l}{V}$$

Coeficientes das forças e momentos aerodinâmicos podem ser linearizados, de modo que:

$$\mathrm{m}\, V_e(\dot{\beta} + r\, cos\, \alpha_e - \ p\, sen\, \alpha_e) = \ m\, g \cos\theta_e + \frac{1}{2}\, \rho\, S\, V^2{}_e(\, C_{y_\beta}\, \beta\ + C_{y_{\delta_r}}\, \delta_r + C_{y_{\delta_a}}\, \delta_a)$$

$$I_x\, \dot{p} + \ I_{xz}\, \dot{r} + \left(I_z\ - \ I_y\right) r\, q_e + I_{xz}\, p\, q_e\ =$$

$$\frac{1}{2}\, \rho\, S\, V^2{}_e\ \ l\, (C_{l_\beta}\, \beta\ + C_{l_{\delta_r}}\, \delta_r + C_{l_{\delta_a}}\, \delta_a + C_{l_p}\, \frac{p\, l}{V} + C_{l_r}\, \frac{r\, l}{V})$$

$$I_z\, \dot{r} - I_{xz}\, \dot{p} + \left(I_y\ - \ I_x\right) p\, q_e + I_{xz}\, r\, q_e\ =$$

$$\frac{1}{2}\, \rho\, S\, V^2{}_e\ \ l\, (C_{n_\beta}\, \beta\ + C_{n_{\delta_r}}\, \delta_r + C_{n_{\delta_a}}\, \delta_a + C_{n_p}\, \frac{p\, l}{V} + C_{n_r}\, \frac{r\, l}{V}\,)$$

$$\dot{\phi} = p + tg\ \theta_e\ (q_e sen\ \phi + r \cos\phi)$$

$$\dot{\psi} = (q_e sen\ \phi + r \cos\phi)/\cos\theta_e$$

Assim conhecidos:

- **Características geométricas e inerciais:** $S, l, m, I_x, I_y, I_z, I_{xz}$
- **Características aerodinâmicas:**

C_{y_β} , $C_{y_{\delta_r}}$, $C_{y_{\delta_a}}$, C_{l_β} , $C_{l_{\delta_r}}$, $C_{l_{\delta_a}}$, C_{l_p} , C_{l_r}, C_{n_β} , $C_{n_{\delta_r}}$, $C_{n_{\delta_a}}$, C_{n_p} , C_{n_r}

- **Condições de equilíbrio do movimento longitudinal:** $V_e, \alpha_e, q_e, \theta_e$

Pode se determinar :

ϕ, β, p, r, ψ $sujeitas$ à δ_a **e** δ_r

ψ –ângulo de azimute
ϕ – ângulo de rolamento
β– ângulo de derrapagem

p - velocidade de rolamento
r – velocidade de guinada