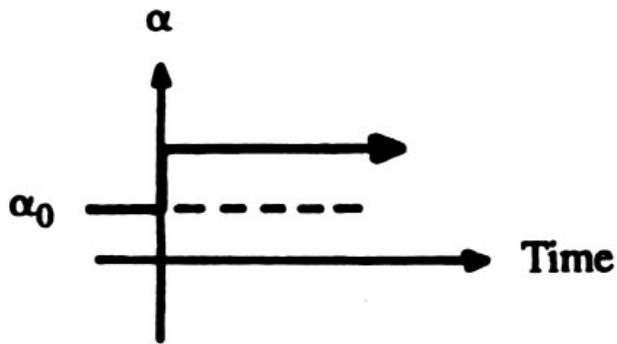


Estabilidade e Controle

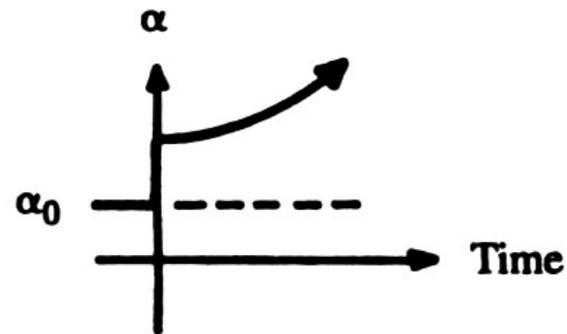
- A estabilidade estática é a tendência que o sistema tem em voltar à situação de equilíbrio após uma perturbação;
- A estabilidade dinâmica é a história do movimento do sistema na tentativa de voltar à situação de equilíbrio após uma perturbação;
- A análise de estabilidade de uma aeronave serve para dimensionar as superfícies aerodinâmicas e definir a configuração para que o grau de estabilidade seja adequado;
- Normalmente, o grau de estabilidade opõe-se ao grau de manobrabilidade;
- Tem que haver um compromisso entre estabilidade e manobrabilidade para que as qualidades de voo da aeronave sejam adequadas.

Estabilidade

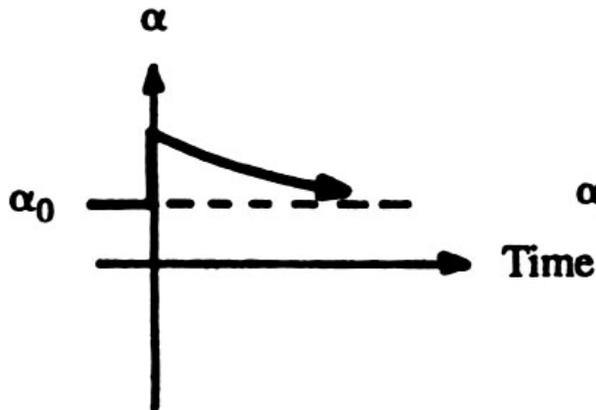
a) Perfectly neutral



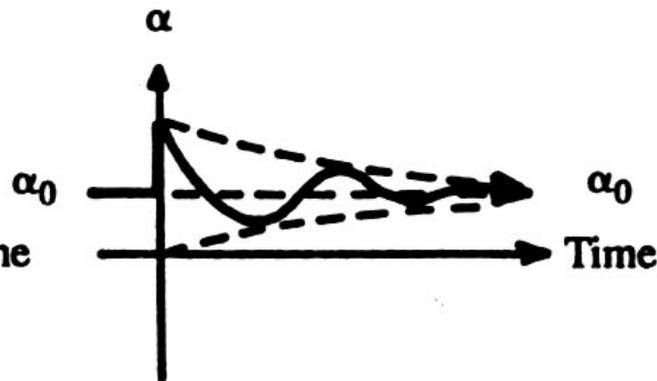
b) Statically unstable



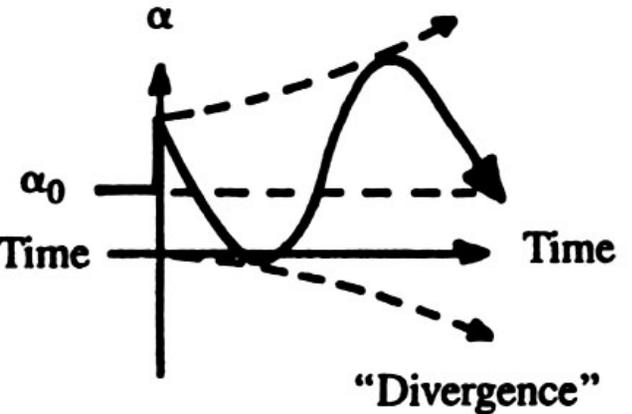
c) Stable, highly damped



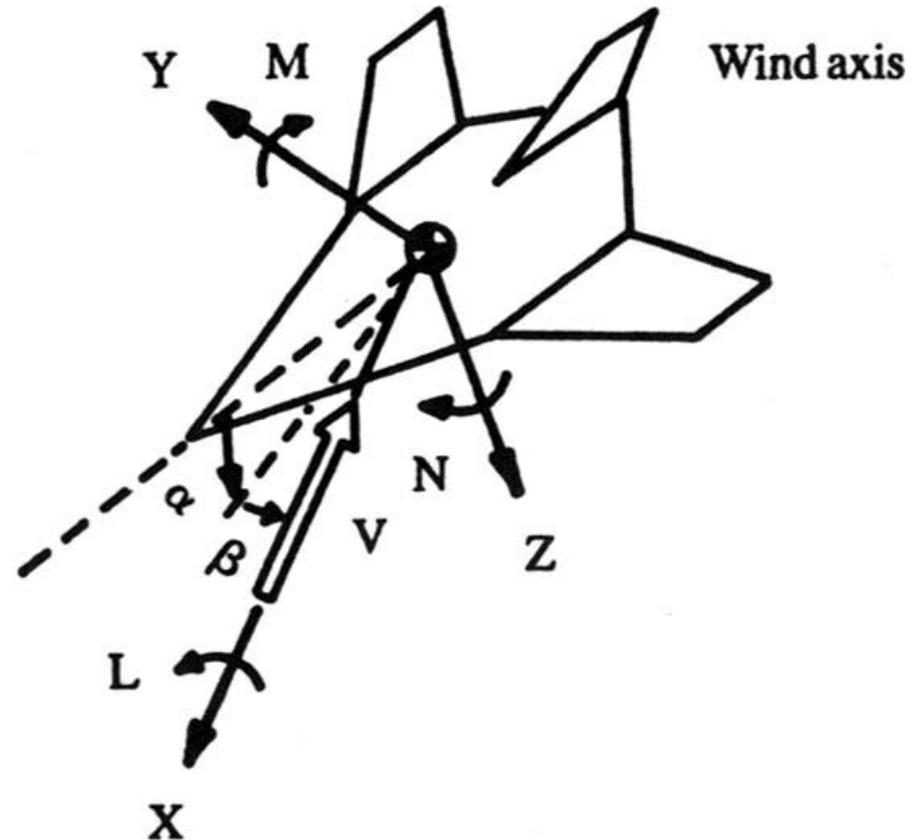
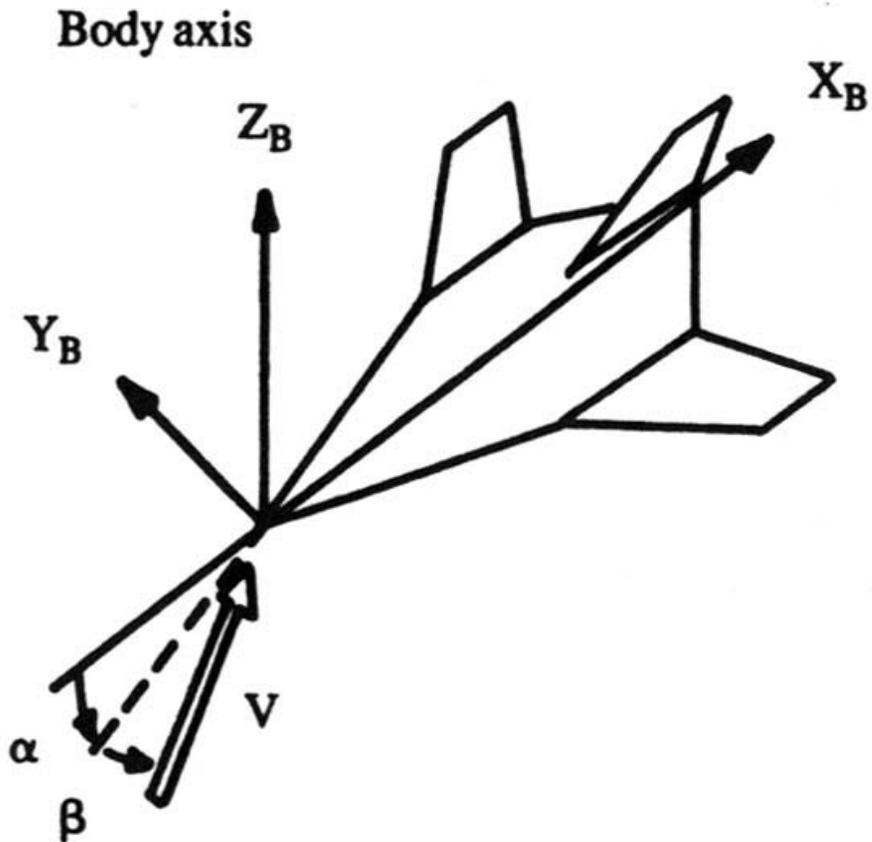
d) Stable, lightly damped



e) Statically stable, dynamically unstable

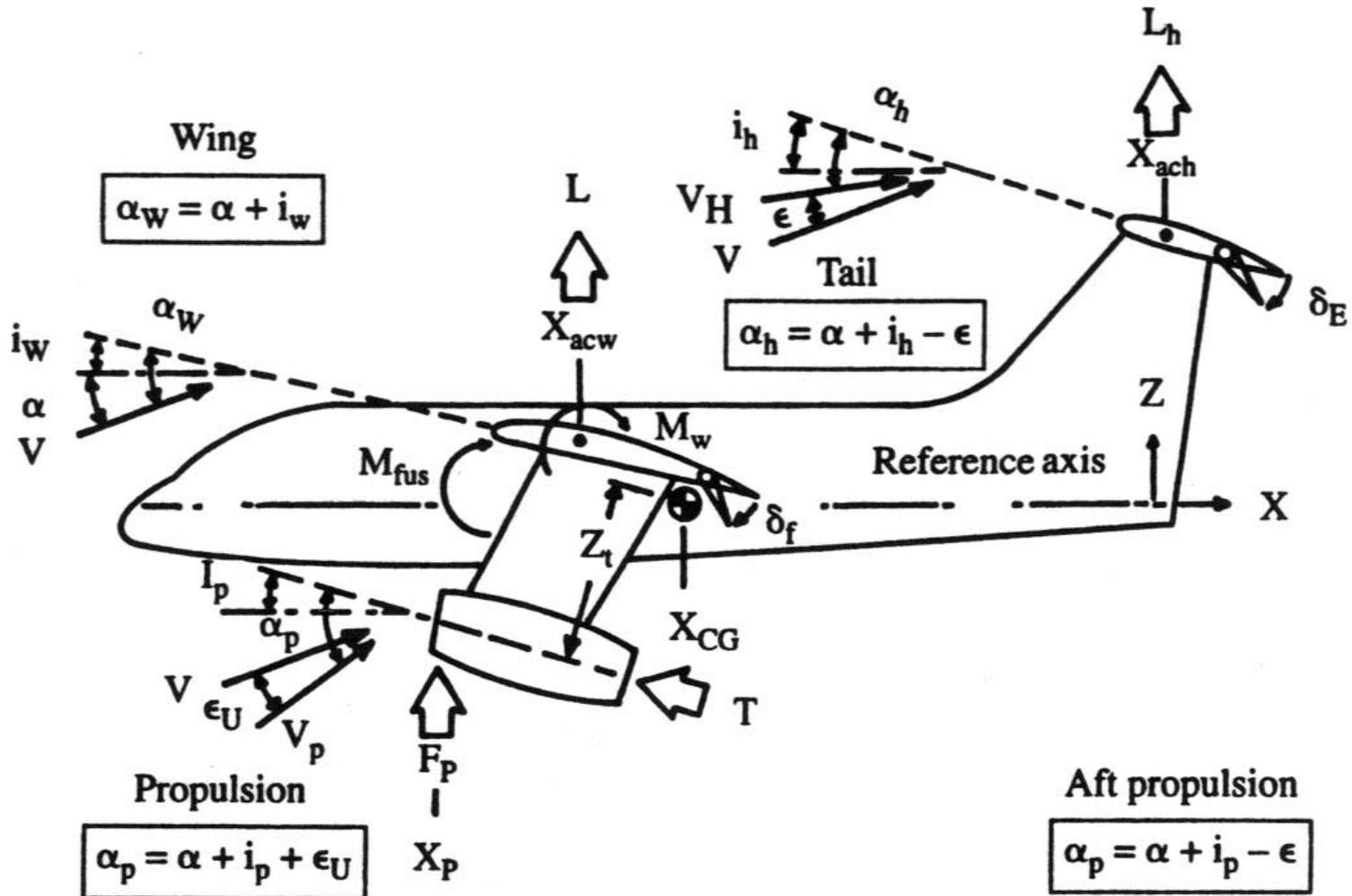


Sistemas de eixos



Estabilidade e controlo longitudinal

(1)



Estabilidade e controlo longitudinal

(2)

- Momento de arfagem e equilíbrio:
 - $M_{CG} = L(x_{CG} - x_{ACW}) - M_W + M_{W\delta_f} + M_{fus} - L_H(x_{ACH} - x_{CG})$;
 - Em forma de coeficiente:
 - $Cm_{CG} = C_L(x_{CG}/c_{aer} - x_{ACW}/c_{aer}) + Cm_W + Cm_{W\delta_f}\delta_f + Cm_{fus} - (q_H/q)(S_H/S)C_{LH}(x_{ACH} - x_{CG})/c_{aer}$;
 - Ou então:
 - $Cm_{CG} = C_L(h - h_0) + Cm_W + Cm_{W\delta_f}\delta_f + Cm_{fus} - \eta_H V_H C_{LH}$;
 - Com $h = x_{CG}/c_{aer}$, $h_0 = x_{ACW}/c_{aer}$ e $V_H = (S_H/S)(x_{ACH} - x_{CG})/c_{aer}$;
 - Ou ainda:
 - $Cm_{CG} = Cm_0 + C_L(h - h_0) - \eta_H V_H C_{LH}$;
 - Com $Cm_0 = Cm_W + Cm_{W\delta_f}\delta_f + Cm_{fus}$;
 - Para equilíbrio $Cm_{CG} = 0$.

Estabilidade e controlo longitudinal

(3)

- Coeficientes de sustentação:
 - Asa:
 - $C_L = a(\alpha + i_W - \alpha_{0W})$;
 - Com $a = \partial C_L / \partial \alpha$;
 - Empenagem horizontal:
 - $C_{LH} = a_{1H}(\alpha + i_H - \varepsilon - \alpha_{0H}) + a_{2H}\delta_H$;
 - Com $a_{1H} = \partial C_{LH} / \partial \alpha_H$ e $a_{2H} = \partial C_{LH} / \partial \delta_H$;
 - O ângulo de “downwash” é dado por:
 - $\varepsilon = (\partial \varepsilon / \partial \alpha)(\alpha + i_W)$;
 - O ângulo de ataque da empenagem horizontal é:
 - $\alpha_H = \alpha + i_H - \varepsilon$;
 - $\alpha_H = (\alpha + i_W)(1 - \partial \varepsilon / \partial \alpha) + (i_H - i_W)$;
 - Logo:
 - $C_{LH} = a_{1H}[(\alpha + i_W)(1 - \partial \varepsilon / \partial \alpha) + (i_H - i_W) - \alpha_{0H}] + a_{2H}\delta_H$.

Estabilidade e controlo longitudinal

(4)

- Ponto neutro manche fixo:
 - O coeficiente de momento em torno do CG é:
 - $Cm_{CG} = Cm_0 + a(\alpha + i_W - \alpha_{0W})(h - h_0) - \eta_H V_H \{ a_{1H} [(\alpha + i_W)(1 - \partial \epsilon / \partial \alpha) + (i_H - i_W) - \alpha_{0H}] + a_{2H} \delta_H \}$;
 - Derivando em ordem a α :
 - $Cm_\alpha = a(h - h_0) - \eta_H V_H a_{1H} (\partial \alpha_H / \partial \alpha)$;
 - Com $Cm_\alpha = (\partial Cm / \partial \alpha)$;
 - Pondo:
 - $V_H = (S_H / S)(x_{ACH} / c_{aer} - h)$ e $(\partial \alpha_H / \partial \alpha) = (1 - \partial \epsilon / \partial \alpha) = e_H$ tem-se:
 - $Cm_\alpha = a(h - h_0) - \eta_H (S_H / S)(x_{ACH} / c_{aer} - h) a_{1H} e_H$;
 - Para estabilidade neutra $Cm_\alpha = 0$, logo o ponto neutro fica (resolvendo em ordem a h):
 - $h_n = [ah_0 + \eta_H (S_H / S)(x_{ACH} / c_{aer}) a_{1H} e_H] / [a + \eta_H (S_H / S) a_{1H} e_H]$.

Estabilidade e controlo longitudinal

(5)

- Ponto neutro manche fixo (cont.):
 - O ponto neutro manche fixo é a posição do CG em que o deslocamento do manche necessário para manter uma velocidade acima ou abaixo da velocidade de equilíbrio é nulo.
 - $d\delta_H/dV = 0$.

Estabilidade e controlo longitudinal

(6)

- Margem estática manche fixo:
 - A margem estática é definida como sendo:
 - $K_n = h_n - h$;
 - Para estabilidade positiva $K_n > 0$, ou seja $C_{m_\alpha} < 0$ (o CG tem que estar à frente do ponto neutro);
 - A margem estática com o CG mais recuado é tipicamente pelo menos 5% da corda média aerodinâmica da asa, ou seja:
 - $K_n > 0,05c_{aer}$;
 - A margem estática com o CG mais recuado é tipicamente 1,5% a 2,0% da distância do CG ao centro aerodinâmico da empenagem, ou seja:
 - $K_n = 0,015(x_{ACH} - x_{CG})/c_{aer}$ a $0,020(x_{ACH} - x_{CG})/c_{aer}$.

Estabilidade e controlo longitudinal

(7)

- Equilíbrio:

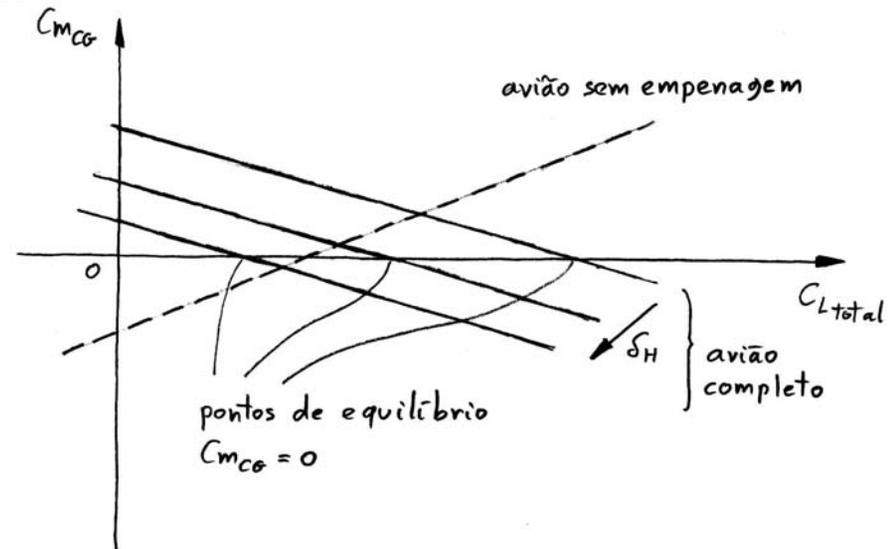
- O coeficiente de sustentação total é:

- $C_{Ltotal} = a(\alpha+i_W-\alpha_{0W}) + a_{1H}[(\alpha+i_W)e_H+(i_H-i_W)-\alpha_{0H}] + a_{2H}\delta_H$;

- O coeficiente de momento é;

- $Cm_{CG} = Cm_0 + a(\alpha+i_W-\alpha_{0W})(h-h_0) - \eta_H (S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer}-h) \cdot \{a_{1H}[(\alpha+i_W)e_H+(i_H-i_W)-\alpha_{0H}] + a_{2H}\delta_H\}$;

- Para valores constantes de h e δ_H pode traçar-se o gráfico:



Estabilidade e controlo longitudinal

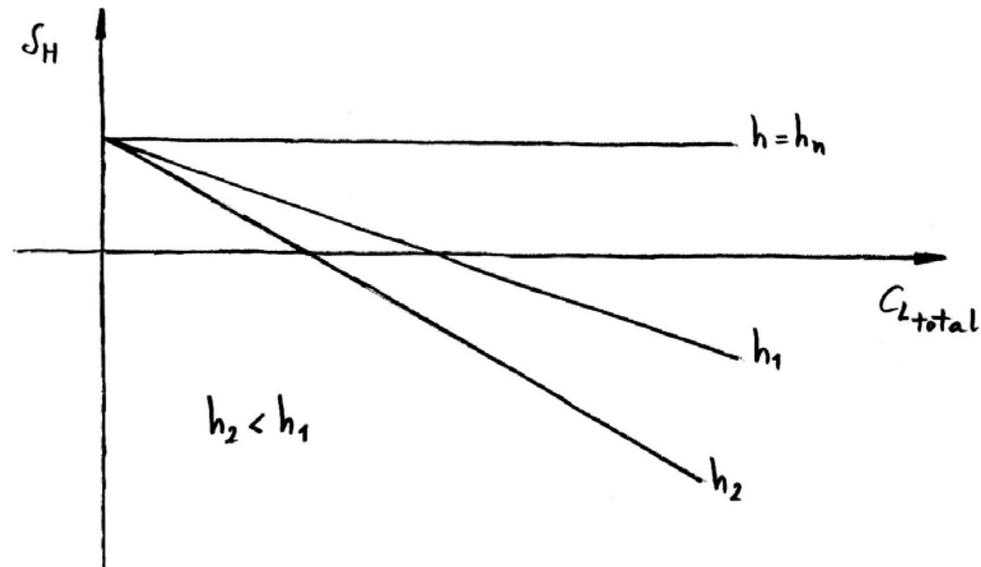
(8)

- Equilíbrio (cont.):

- A deflexão do leme de profundidade para equilíbrio obtém-se da equação do C_m com $C_{m_{CG}} = 0$:

- $$\delta_H = \{C_{m_0} + a(\alpha + i_W - \alpha_{0W})(h - h_0) + \eta_H(S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer} - h) \cdot a_{1H}[(\alpha + i_W)e_H + (i_H - i_W) - \alpha_{0H}]\} / [\eta_H(S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer} - h) a_{2H}];$$

- O coeficiente de sustentação correspondente obtém-se da equação do $C_{L_{total}}$ substituindo o δ_H obtido acima.



Estabilidade e controlo longitudinal

(9)

- Deflexão para mudar o factor de carga:
 - A estabilidade em manobra depende da variação do ângulo de ataque necessária para aumentar o factor de carga e da velocidade de arfagem resultante.
 - O coeficiente de momento na manobra fica:
 - $$Cm_{CG} = Cm_0 + a(\alpha + \Delta\alpha + i_w - \alpha_{0W})(h - h_0) - \eta_H (S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer} - h) \cdot \{a_{1H}[(\alpha + \Delta\alpha + i_w)e_H + (i_H - i_w) + \Delta\alpha_H - \alpha_{0H}] + a_{2H}(\delta_H + \Delta\delta_H)\};$$
 - O incremento no ângulo de ataque é:
 - $\Delta\alpha = (n-1)W/(0,5\rho V^2 S a);$
 - O incremento no ângulo de ataque da empenagem horizontal é:
 - $\Delta\alpha_H = (n-1)g(x_{ACH} - x_{CG})/V^2;$
 - Pondo $\mu_H = (W/g)/[\rho S(x_{ACH} - x_{CG})]$, que é a massa aparente, tem-se:
 - $\Delta\alpha_H = (n-1)W/(\rho V^2 S \mu_H);$

Estabilidade e controlo longitudinal

(10)

- Deflexão para mudar o factor de carga (cont.):
 - Assumindo que a aeronave está em equilíbrio antes e durante a manobra então $Cm_{CG} = 0$;
 - Antes da manobra tem-se:
 - $n = 1$ e $\Delta\alpha = \Delta\alpha_H = \Delta\delta_H = 0$;
 - Durante a manobra tem-se:
 - $n = n$, $\Delta\alpha = (n-1)W/(0,5\rho V^2 Sa)$, $\Delta\alpha_H = (n-1)W/(\rho V^2 S\mu_H)$ e $\Delta\delta_H = \Delta\delta_H$;
 - Substituindo estes valores na equação de equilíbrio para os dois casos, subtraindo o primeiro ao segundo e resolvendo em ordem a $\Delta\delta_H$ tem-se:
 - $$\Delta\delta_H = (n-1)W/(0,5\rho V^2 Sa) \{a(h-h_0) - \eta_H(S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer} - h)a_{1H}[e_H + a/(2\mu_H)]\} / [\eta_H(S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer} - h)a_{2H}]$$

Estabilidade e controlo longitudinal

(11)

- Ponto de manobra manche fixo:
 - Para estabilidade em manobra é necessário que:
 - $d\delta_H/dn < 0$;
 - O ponto de manobra manche fixo é a posição do CG em que o deslocamento do manche necessário para variar o factor de carga é nulo:
 - $d\delta_H/dn = 0$;
 - Então, sabendo que $\Delta n = (n-1)$, pondo $\Delta\delta_H/\Delta n = 0$ na expressão da deflexão e resolvendo em ordem a h tem-se o ponto de manobra manche fixo:
 - $$h_m = \{ah_0 + \eta_H (S_H/S)(x_{ACH}/c_{aer})a_{1H}[e_H + a/(2\mu_H)]\} / \{a + \eta_H (S_H/S)a_{1H}[e_H + a/(2\mu_H)]\}$$
;
 - A margem de manobra manche fixo tem que ser positiva e é dada por:
 - $H_m = h_m - h$.

Estabilidade e controlo longitudinal

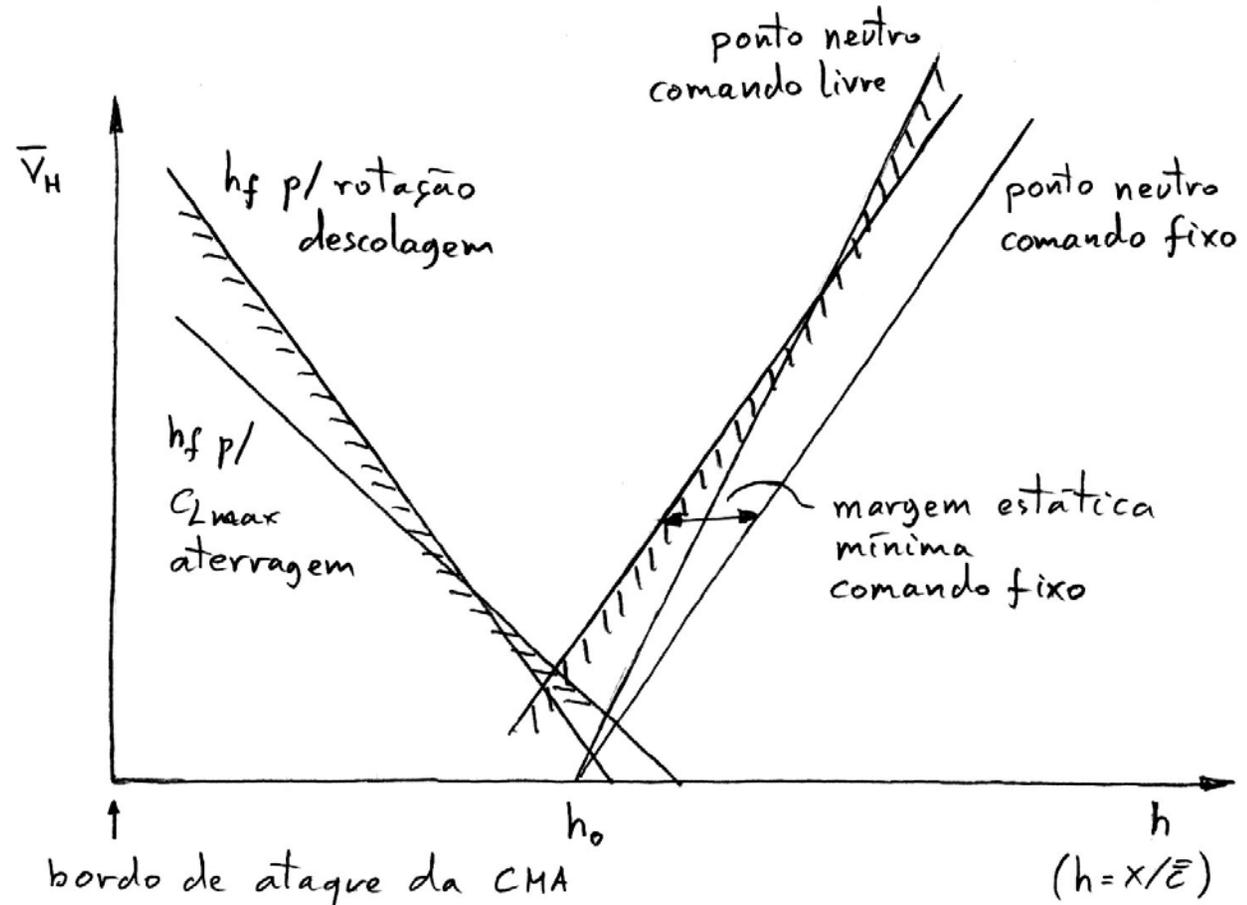
(12)

- CG mais à frente:
 - A baixas velocidades o momento obtido da empenagem para equilíbrio é pequeno pelo que existe uma posição mais avançada à frente da qual não é possível manter $Cm_{CG} = 0$.
 - Resolvendo a equação do Cm , com $Cm_{CG} = 0$, em ordem a h tem-se:
 - $$h = \frac{-Cm_0 + C_L h_0 + \eta_H (S_H/S) (x_{ACH}/c_{aer}) [a_{1H}(\alpha_H - \alpha_{0H}) + a_{2H} \delta_H]}{\{C_L + \eta_H (S_H/S) [a_{1H}(\alpha_H - \alpha_{0H}) + a_{2H} \delta_H]\}}$$
 - A posição mais à frente é obtida pondo:
 - $C_{Lf} = C_{Lmax}$ na descolagem ou $C_{Lf} = 0,9C_{Lmax}$ na aterragem;
 - $Cm_0 = Cm_{0f}$ (coeficiente de momento na situação do C_{Lmax});
 - $\delta_H = \delta_{Hmax}$ (deflexão máxima para cima);
 - Então:
 - $$h_f = \frac{-Cm_{0f} + C_{Lf} h_0 + \eta_H (S_H/S) (x_{ACH}/c_{aer}) [a_{1H}(\alpha_H - \alpha_{0H}) + a_{2H} \delta_{Hmax}]}{\{C_{Lf} + \eta_H (S_H/S) [a_{1H}(\alpha_H - \alpha_{0H}) + a_{2H} \delta_{Hmax}]\}}$$

Estabilidade e controlo longitudinal

(13)

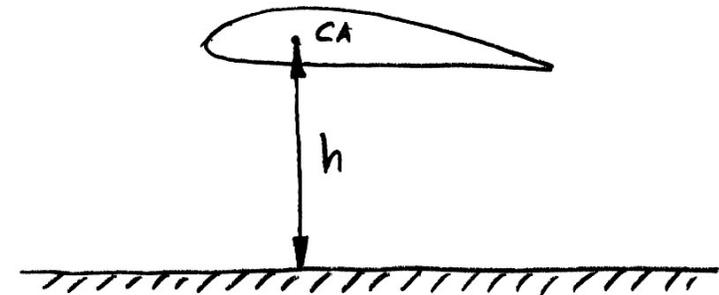
- Dimensionamento da empenagem horizontal:
 - O CG físico tem que estar entre os limites de estabilidade e controlo.



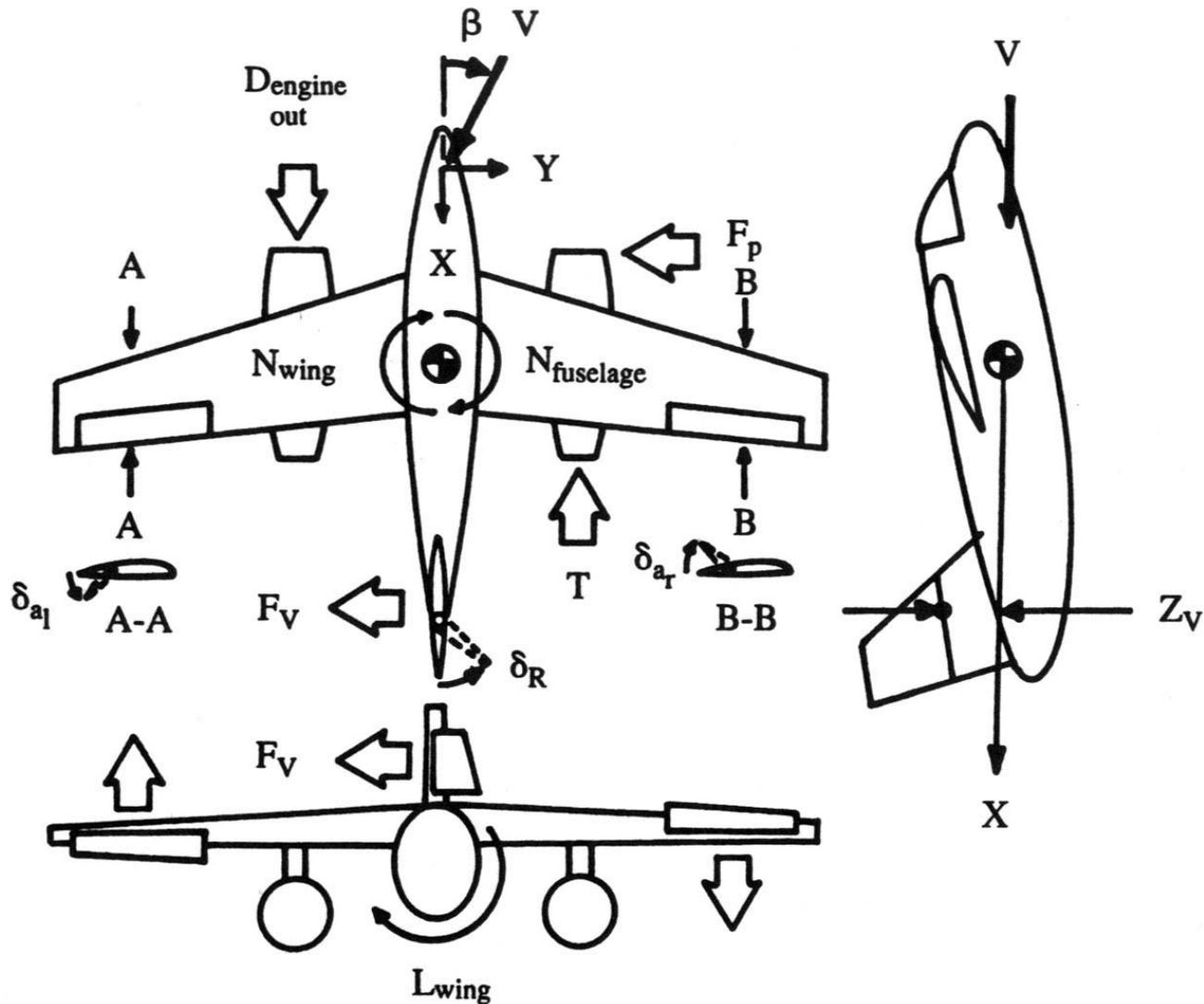
Estabilidade e controlo longitudinal

(14)

- Efeito de solo:
 - A proximidade do solo afecta o escoamento em torno da asa e da empenagem pelo que o declive de sustentação e o ângulo de “downwash” vão ser diferentes.
 - Como primeira aproximação pode usar-se a seguinte correcção para o declive de sustentação:
 - $a_{\text{efs}} = a/[1-2k/(2+A)]$;
 - $k = 0,0775(h/b)^{-1,0985}$;
 - $A =$ razão de aspecto;
 - Para o “downwash” pode usar-se a seguinte correcção;
 - $(\partial\varepsilon/\partial\alpha)_{\text{efs}} = 0,5(\partial\varepsilon/\partial\alpha)$.



Estabilidade e controlo latero-direccional (1)



Estabilidade e controlo latero-direccional (2)

- Força lateral na empenagem vertical:

- $F_V = q_V S_V (a_{1V} \beta + a_{2V} \delta_V);$

- Momento de guinada:

- $N = N_W + N_{fus} + N_{out} + N_{\delta_a} \delta_a + F_V (x_{ACV} - x_{CG});$

- Em forma de coeficiente:

- $C_n = C_{n_{\beta W}} \beta + C_{n_{\beta fus}} \beta + C_{n_{\beta out}} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + (q_V/q)(S_V/S) C_{FV} (x_{ACV} - x_{CG})/b;$

- Ou então:

- $C_n = C_{n_{\beta W}} \beta + C_{n_{\beta fus}} \beta + C_{n_{\beta out}} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + \eta_V V_V (a_{1V} \beta + a_{2V} \delta_V);$

- com $V_H = (S_V/S)(x_{ACV} - x_{CG})/b;$

- Ou ainda:

- $C_n = C_{n_{\beta 0}} \beta + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + \eta_V V_V (a_{1V} \beta + a_{2V} \delta_V);$

- com $C_{n_{\beta 0}} = C_{n_{\beta W}} + C_{n_{\beta fus}} + C_{n_{\beta out}};$

- Para equilíbrio $C_n = 0.$

Estabilidade e controlo latero-direccional (3)

- Estabilidade estática direccional:
 - Para estabilidade:
 - $dC_n/d\beta > 0$ (ou $C_{n\beta} > 0$);
 - Derivando em ordem a β :
 - $C_{n\beta} = C_{n\beta 0} + \eta_V V_V a_{1V}$;
 - Como primeira aproximação $C_{n\beta}$ pode tomar os seguintes valores:
 - 0,04 a 0,10 para aviões subsónicos monomotores;
 - 0,10 a 0,25 para aviões comerciais e jactos;
 - O valor desta derivada deve ser determinado juntamente com Cl_β numa análise de estabilidade dinâmica latero-direccional.

Estabilidade e controlo latero-direccional (4)

- Momento de rolamento:
 - $L = L_W + L_{out} + L_{\delta a} \delta_a - F_V(z_{ACV})$;
 - Em forma de coeficiente:
 - $Cl = Cl_{\beta W} \beta + Cl_{\beta out} \beta + Cl_{\delta a} \delta_a - (q_V/q)(S_V/S) C_{FV}(z_{ACV}/b)$;
 - Ou então:
 - $Cl = Cl_{\beta W} \beta + Cl_{\beta out} \beta + Cl_{\delta a} \delta_a - \eta_V(S_V/S)(z_{ACV}/b)(a_{1V} \beta + a_{2V} \delta_V)$;
 - Ou ainda:
 - $Cl = Cl_{\beta 0} \beta + Cl_{\delta a} \delta_a - \eta_V(S_V/S)(z_{ACV}/b)(a_{1V} \beta + a_{2V} \delta_V)$;
 - com $Cl_{\beta 0} = Cl_{\beta W} + Cn_{\beta out}$;
 - Para equilíbrio $Cl = 0$.

Estabilidade e controlo latero-direccional (5)

- Estabilidade estática lateral:
 - Para estabilidade:
 - $dCl/d\beta < 0$ (ou $Cl_\beta < 0$);
 - Derivando em ordem a β :
 - $Cl_\beta = Cl_{\beta 0} + \eta_V(S_V/S)(z_{ACV}/b)a_{1V}$;
 - Como primeira aproximação Cl_β pode tomar os seguintes valores:
 - -0,02 a -0,05 para aviões subsónicos monomotores;
 - -0,05 a -0,12 para aviões comerciais e jactos;
 - O valor desta derivada deve ser determinado juntamente com Cn_β numa análise de estabilidade dinâmica latero-direccional.

Estabilidade e controlo latero-direccional (6)

- Equilíbrio:
 - É necessário determinar o coeficiente de volume da empenagem vertical e do leme de direcção nas duas seguintes condições:
 - Falha do motor crítico;
 - Vento cruzado ($v/V=0,2$ em V_2);
 - Resolvendo as equações de $C_n = 0$ e $C_l = 0$, em ordem a δ_V e δ_a , tem-se:
 - $C_n = C_{n_{\beta 0}}\beta + C_{n_{\delta a}}\delta_a + \eta_V V_V (a_{1V}\beta + a_{2V}\delta_V)$;
 - $C_l = C_{l_{\beta 0}}\beta + C_{l_{\delta a}}\delta_a - \eta_V (S_V/S)(z_{ACV}/b)(a_{1V}\beta + a_{2V}\delta_V)$;
 - $\delta_a = -\{[z_{ACV}C_{n_{\beta 0}} + (x_{ACV} - X_{CG})C_{l_{\beta 0}}]/[z_{ACV}C_{n_{\delta a}} + (x_{ACV} - X_{CG})C_{l_{\delta a}}]\}\beta$;
 - $\delta_V = -\{(C_{n_{\beta 0}} - C_{l_{\beta 0}})/[\eta_V(V_V + (S_V/S)(z_{ACV}/b))a_{2V}] - (a_{1V}/a_{2V})\}\beta - \{(C_{n_{\delta a}} - C_{l_{\delta a}})/[\eta_V(V_V + (S_V/S)(z_{ACV}/b))a_{2V}]\}\delta_a$.

Estabilidade e controlo latero-direccional (7)

- Efeito de diedro:
 - O efeito de diedro é a tendência que o avião tem de manter as asas horizontais (ou seja $dCl/d\beta < 0$):
 - O efeito de diedro total é tipicamente equivalente a 3 ° de diedro da asa;
 - Numa primeira aproximação, antes de fazer qualquer análise de estabilidade (podeser o ponto de partida para essa análise), pode considerar-se uma combinação de contribuições da tabela abaixo para se obter o diedro equivalente desejado:

contribuição	ângulo de diedro equivalente [graus]
asa alta	$\frac{V_H}{2,0}$
asa baixa	-3,0
10 ° de enflechamento	1,0
E.V. sobre a fuselagem	+
E.V. sob a fuselagem	-

Estabilidade e controlo latero-direccional (8)

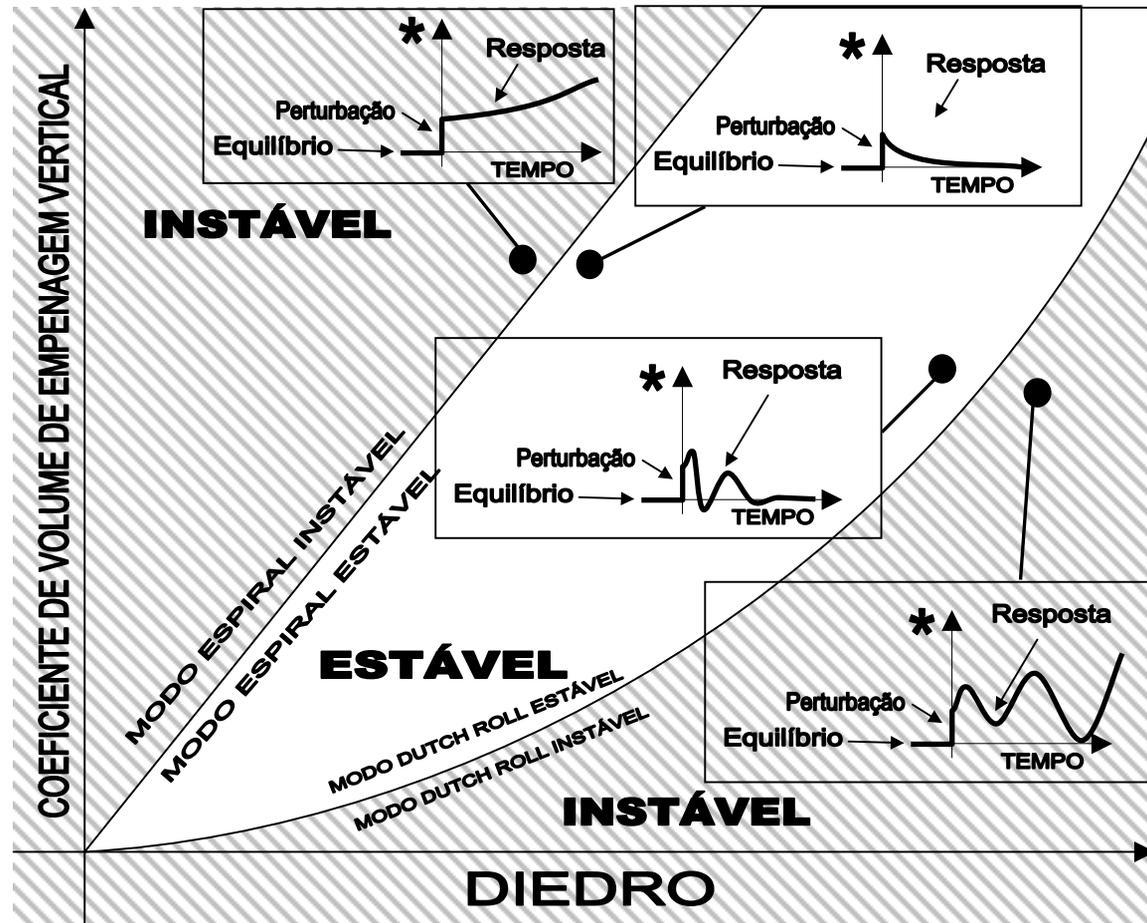
- Controlo de rolamento:
 - A velocidade sustentada de rolamento é dada pela expressão:
 - $p = -(Cl_{\delta_a}/Cl_p)\delta_a$;
 - onde Cl_p é o coeficiente de amortecimento devido à velocidade de rolamento;
 - Para além das condições de equilíbrio a autoridade do aileron é determinada pela necessidade de completar determinado ângulo de rolamento num intervalo de tempo especificado;
 - Os requisitos de rolamento MIL-F-8785 B são:

Class	Aircraft type	Required roll
I	Light utility, observation, primary trainer	60 deg in 1.3 s
II	Medium bomber, cargo, transport, ASW, recce.	45 deg in 1.4 s
III	Heavy bomber, cargo, transport	30 deg in 1.5 s
IV A	Fighter-attack, interceptor	90 deg in 1.3 s
IV B	Air-to-air dogfighter	{ 90 deg in 1.0 s 360 deg in 2.8 s
IV C	Fighter with air-to-ground stores	

Estabilidade e controlo latero-direccional (9)

- Estabilidade dinâmica preliminar:

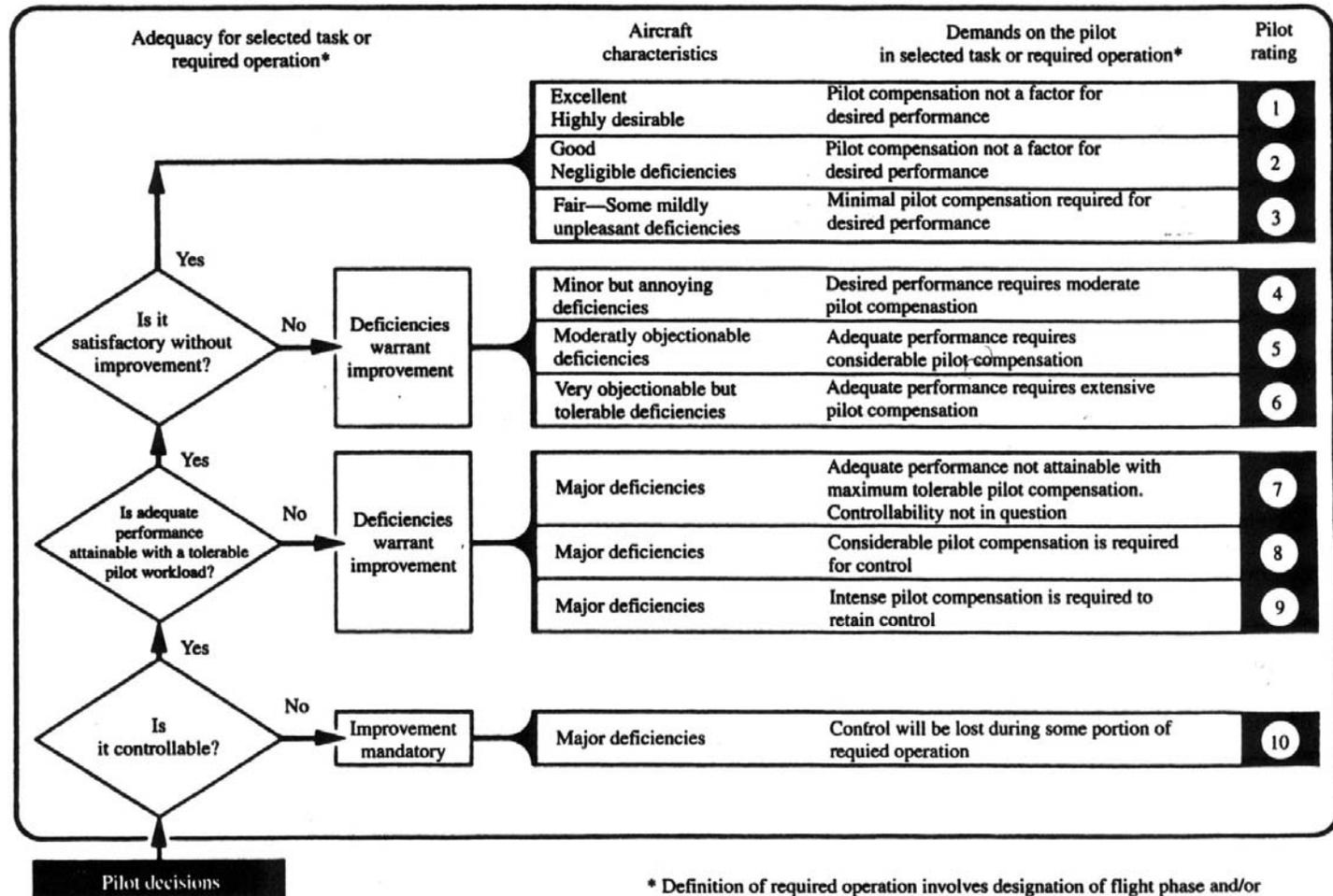
- Modo espiral;
- Modo dutch roll;



* -representa os ângulos de guinada e pranchamento

Qualidade de voo (1)

- Escala de Cooper-Harper:

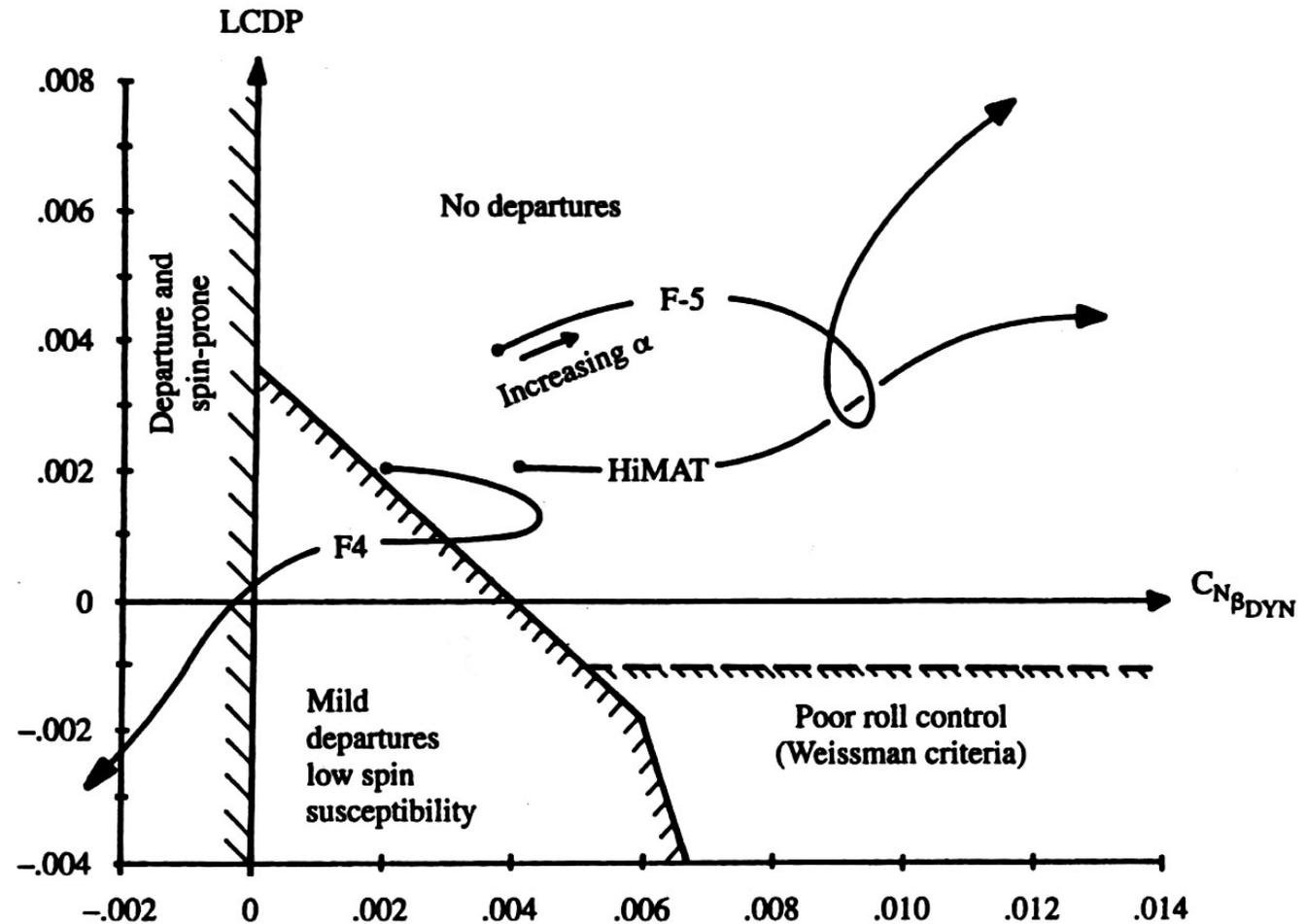


Qualidade de voo (2)

- Perda de controlo a ângulos de ataque elevados:
 - À medida que o ângulo de ataque aumenta pode perder-se o controlo num ou mais eixos;
 - Pode perder-se controlo de rolamento quando uma pequena deflexão do aileron, devido ao efeito adverso, provoca uma redução na velocidade da sua asa e conseqüente entrada em perda;
 - As derivadas C_{n_β} , $C_{n_{\delta a}}$, Cl_β e $Cl_{\delta a}$ são importantes nas características de controlo em ângulos de ataque elevados:
 - Podem usar-se os seguintes parâmetros para verificar a tendência para perda de controlo:
 - Parâmetro de perda de controlo lateral:
 - $LDCP = C_{n_\beta} - Cl_\beta (C_{n_{\delta a}} / Cl_{\delta a})$;
 - Parâmetro dinâmico de rolamento:
 - $C_{n_{\beta d}} = C_{n_\beta} \cos \alpha - (I_{zz} / I_{xx}) Cl_\beta \sin \alpha$.

Qualidade de voo (3)

- Perda de controlo a ângulos de ataque elevados (cont.):

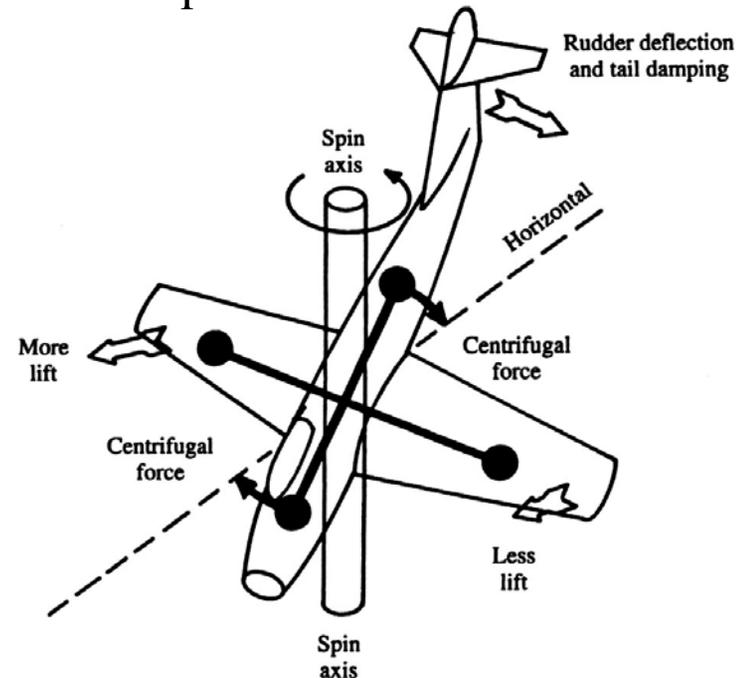


Qualidade de voo (4)

- Perda de controlo a ângulos de ataque elevados (cont.):
 - Estes parâmetros não são lineares para ângulos de ataque e guinada elevados pelo que pode ser difícil prever o comportamento nestas condições;
 - Para evitar a perda na ponta da asa pode usar-se o seguinte:
 - Torção da asa (geométrica e/ou aerodinâmica);
 - Cercas, fendas e/ou dentes;
 - Dispositivos móveis no bordo de ataque;
 - Para evitar o aparecimento de vórtices assimétricos no nariz pode usar-se o seguinte:
 - Secção elíptica com o eixo maior na horizontal;
 - “Strake” ou arestas vivas;
 - Para aumentar o amortecimento pode usar-se uma superfície vertical ventral.

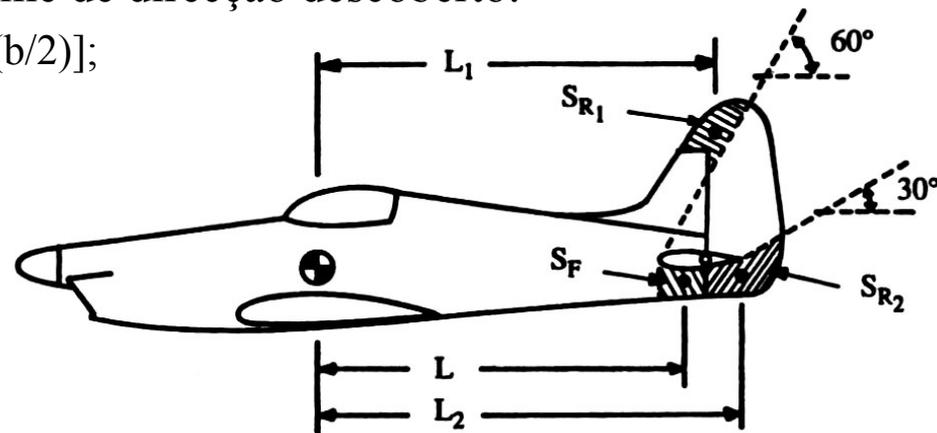
Qualidade de voo (5)

- Recuperação do parafuso:
 - Depois da perda a aeronave entra em parafuso;
 - A asa de fora da rotação, mais rápida, tem maior sustentação e tende a manter o parafuso;
 - Devido à inércia da fuselagem o ângulo de ataque tende a aumentar mantendo a asa em perda.



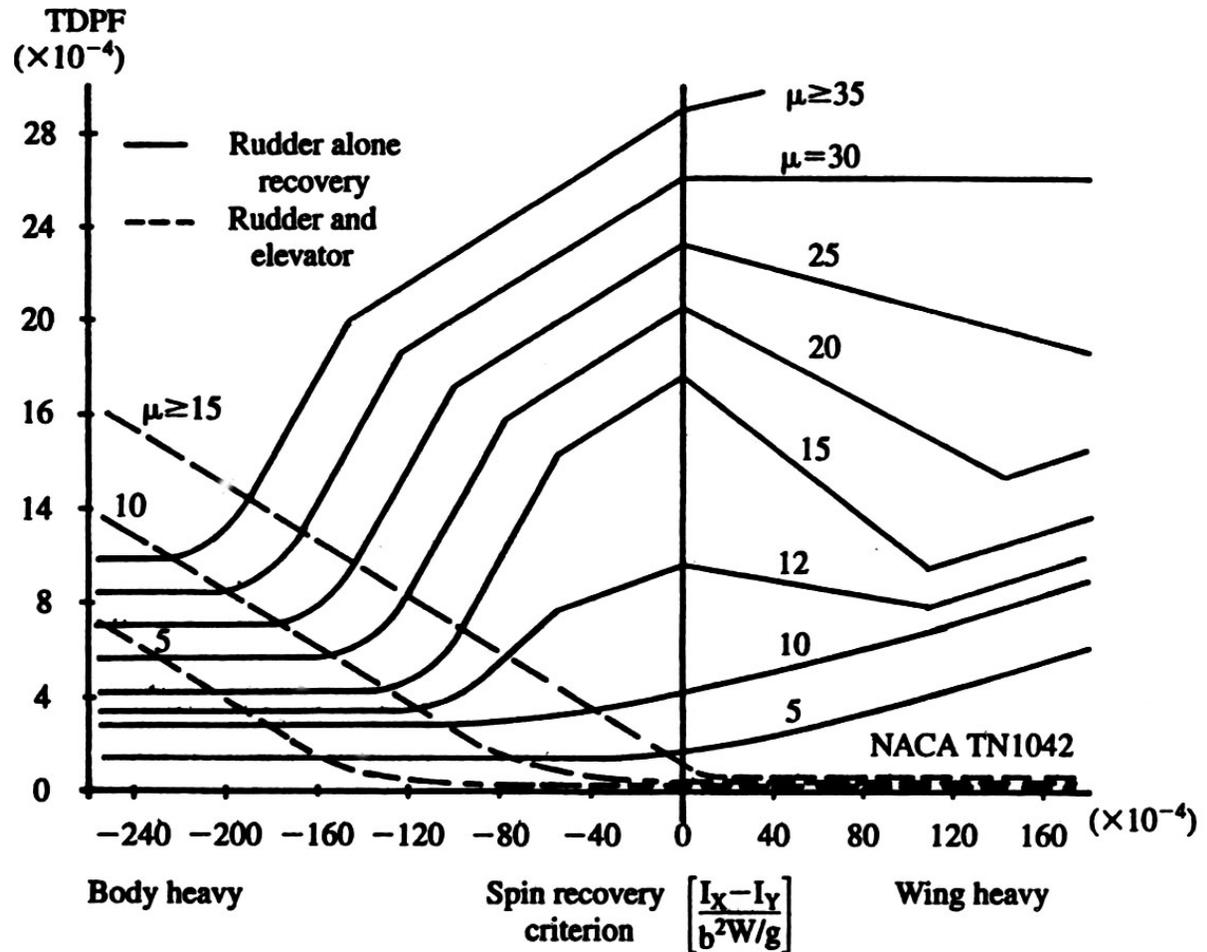
Qualidade de voo (6)

- Recuperação do parafuso (cont.):
 - É necessário ter área vertical atrás do CG e fora da esteira da E.H. Para recuperar do parafuso;
 - Para asas sem enflechamento pode usar-se o método empírico:
 - Factor de autoridade de amortecimento da E.V.:
 - $TDPF = (TDR)(URVC)$;
 - Razão de amortecimento da E.V.:
 - $TDR = S_F L_2 / [S(b/2)^2]$;
 - Coeficiente de volume do leme de direcção descoberto:
 - $URVC = (S_1 L_1 + S_2 L_2) / [S(b/2)]$;
 - Razão de massa aparente:
 - $\mu = (W/S) / (\rho g b)$.



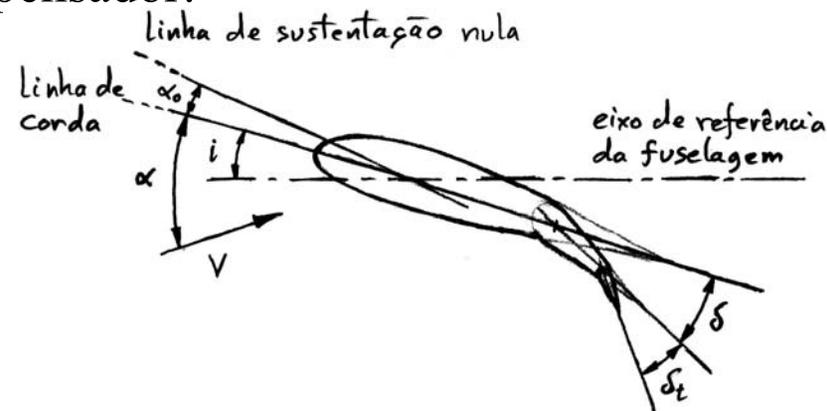
Qualidade de voo (7)

- Recuperação do parafuso (cont.):



Características dos controlos (1)

- Coeficiente de sustentação:
 - $C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\delta + a_3\delta_t$;
 - $a_0 = -a_1\alpha_0$ - depende do arqueamento:
 - $a_0 = 0$ para perfis simétricos;
 - $a_1 = dC_L/d\alpha$ - declive de sustentação:
 - Valores típicos de 4 a 6. Quanto menor a razão de aspecto menor é a_1 ;
 - $a_2 = dC_L/d\delta$ - efectividade do controlo:
 - $a_2/a_1 = (c_\delta/c)^{0,5}$ ou $a_2/a_1 = (S_\delta/S)^{0,5}$;
 - $a_3 = dC_L/d\delta_t$ - efectividade do compensador:
 - $a_3/a_2 = c_{\delta_t}/c_\delta$ ou $a_3/a_2 = S_{\delta_t}/S_\delta$.

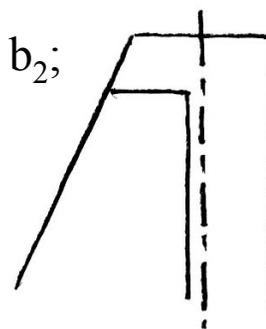
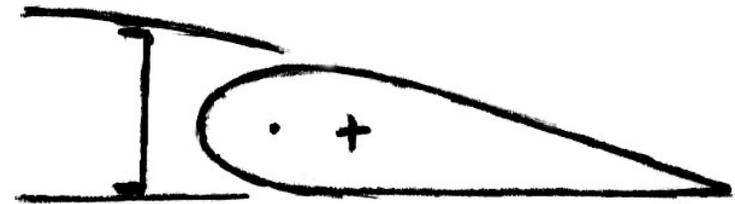


Características dos controlos (2)

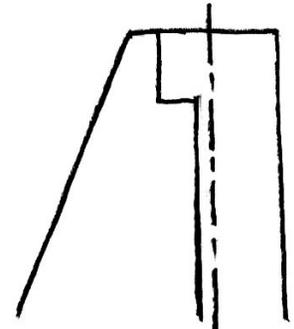
- Coeficiente de momento de charneira:
 - $C_H = b_0 + b_1\alpha + b_2\delta + b_3\delta_t$;
 - b_0 - depende do arqueamento:
 - Normalmente pequeno, -0,001 para arqueamento de 2% ($b_0 = 0$ para perfis simétricos);
 - $b_1 = dC_H/d\alpha$ – parâmetro de flutuação do controlo:
 - Pode ser negativo ou positivo. Se for positivo um aumento no ângulo de ataque faz aumentar a deflexão do controlo no sentido positivo;
 - $-0,8 < b_1 < +0,3$;
 - $b_2 = dC_H/d\delta$ – parâmetro de resistência do controlo:
 - Tem que ser negativo. Se for positivo (controlo sobre-balanceado) a força de comando não é reagida pelo momento de charneira;
 - $-0,8 < b_2 < -0,3$;
 - $b_3 = dC_H/d\delta_t$ – parâmetro de resistência do compensador:
 - Tem que ser negativo;
 - $b_3/b_2 = c_{\delta_t}/c_\delta$ ou $b_3/b_2 = S_{\delta_t}/S_\delta$.

Características dos controlos (3)

- Balanceamento aerodinâmico dos controlos:
 - As forças (momentos) dos comandos podem ser ajustadas com o balanceamento das superfícies de controlo;
 - Articulação recuada:
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito é semelhante em ambos.
 - Balanceamento “horn”:
 - A articulação é recuada localmente;
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito em b_1 é superior ao efeito em b_2 ;
 - Ajuste da flutuação do controlo.



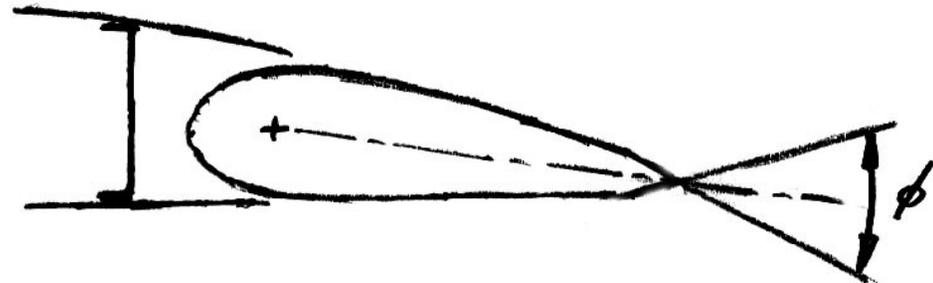
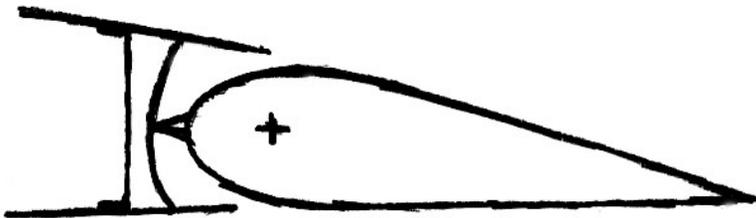
"horn" desprotegido



"horn" protegido

Características dos controlos (4)

- Balanceamento aerodinâmico dos controlos (cont.):
 - Bordo de ataque selado:
 - A fenda é fechada impedindo a passagem de ar;
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito em b_2 é superior ao efeito em b_1 ;
 - Pode ser complicado de construir.
 - Bordo de fuga chanfrado:
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - Ângulos do chanfro elevados podem resultar em características não lineares de b_1 e b_2 .



Características dos controlos (5)

- Balanceamento aerodinâmico dos controlos (cont.):
 - Controlo assimétrico:
 - Forma assimétrica das superfícies de controlo;
 - Usado nos ailerons para reduzir o efeito de guinada adversa;
 - Resulta em C_H diferente para deflexões positivas e negativas.

