

UNIVERSIDADE
BEIRA INTERIOR

Estabilidade e Controlo

Projeto de Aeronaves (15096)

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

2024

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Faculdade de Engenharia



1. Introdução

- Objetivos:
 - Dimensionar as empenagens e superfícies de comando para estabilidade e controlo adequados
 - Definir as incidências das superfícies aerodinâmicas, o diedro da asa, as deflexões das superfícies de comando para estabilidade e controlo adequados



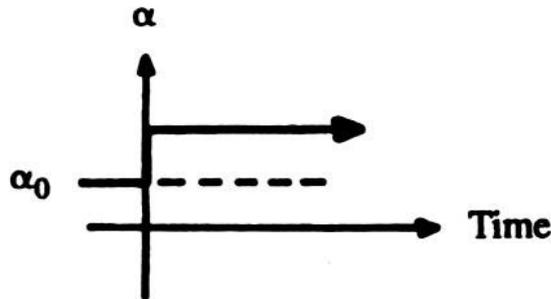
1. Introdução

- 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

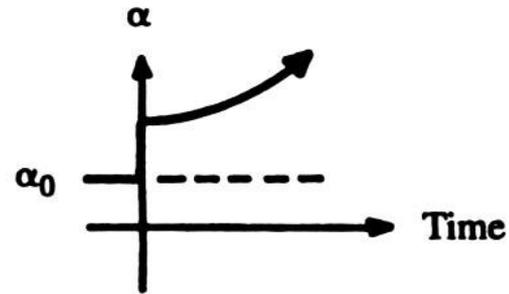


2. Estabilidade

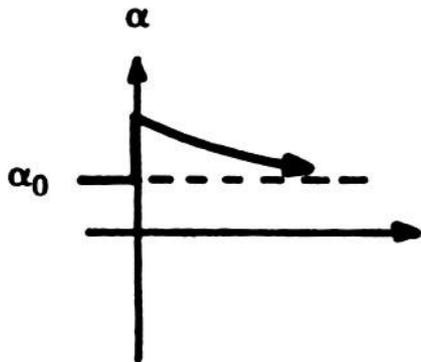
a) Perfectly neutral



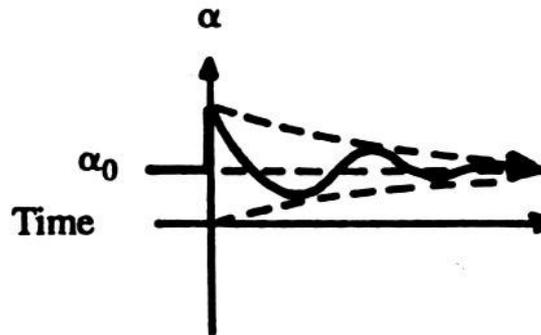
b) Statically unstable



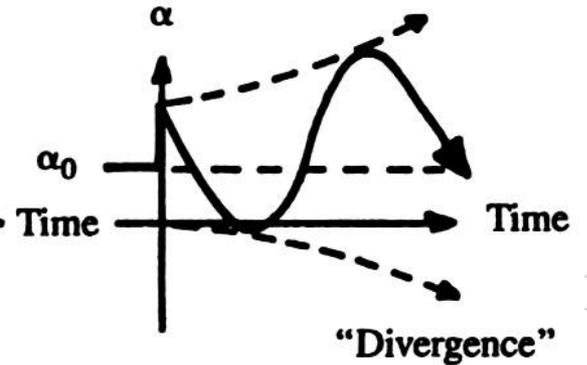
c) Stable, highly damped

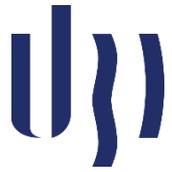


d) Stable, lightly damped

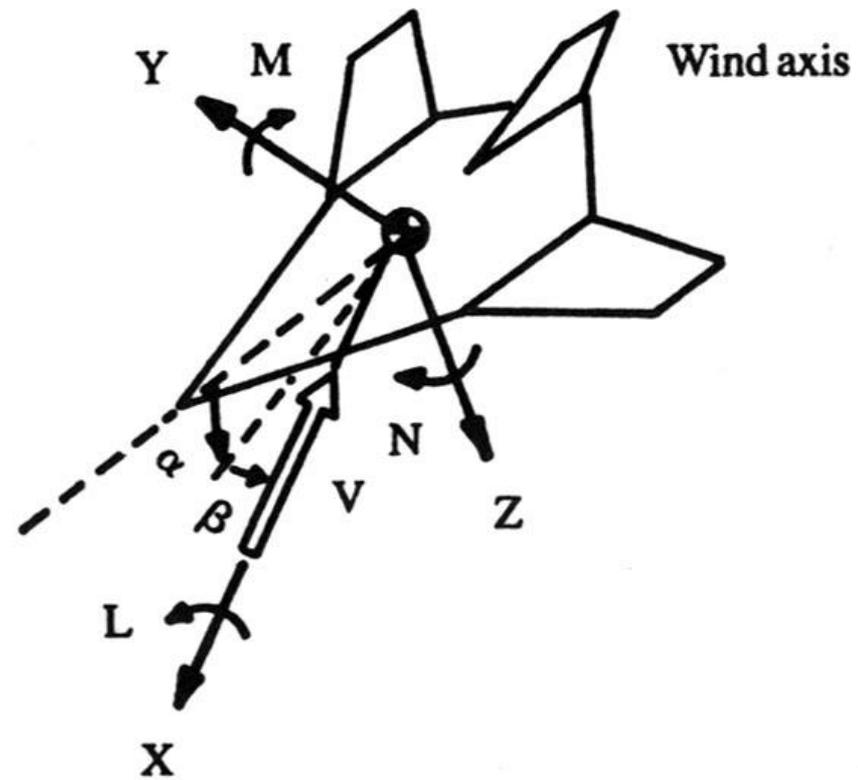
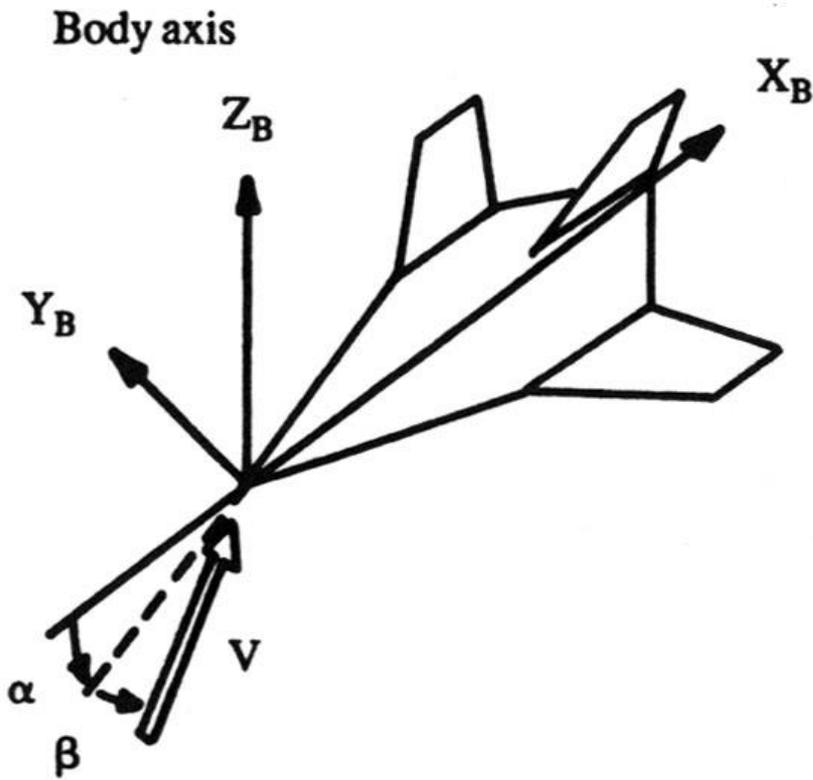


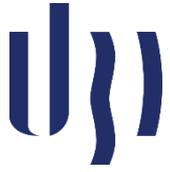
e) Statically stable, dynamically unstable



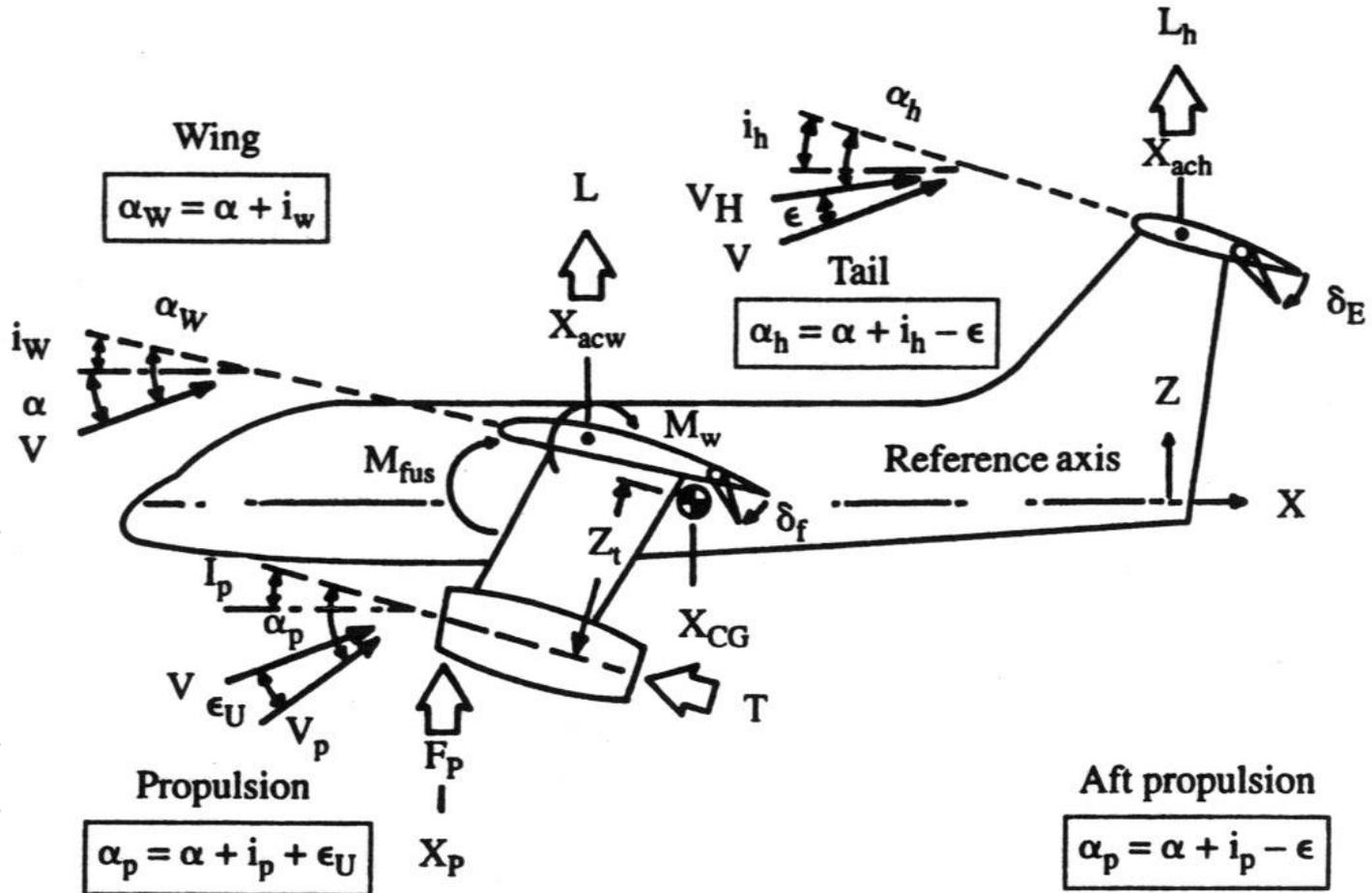


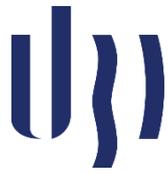
3. Sistemas de eixos





4. Estabilidade e Controlo Longitudinal





Momento de Arfagem

- Momento de arfagem e equilíbrio

$$M_{cg} = L_w(h_{cg} - h_w)c_w + M_w + M_{fus} - L_h(h_h - h_{cg})c_w$$

- Em forma de coeficiente

$$C_{Mcg} = C_{Lw}(h_{CG} - h_w) + C_{Mw} + C_{Mfus} - \frac{q_h S_h}{q S_a} C_{Lh}(h_h - h_{cg})$$

- ou

$$C_{Mcg} = C_{Lw}(h_{CG} - h_w) + C_{Mw} + C_{Mfus} - \eta_h \bar{V}_h C_{Lh}$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Momento de Arfagem

- com

$$\bar{V}_h = \frac{S_h}{S_w} (h_h - h_{cg}) \quad \text{e} \quad \eta_h = \frac{q_h}{q}$$

- ou ainda

$$C_{M_{cg}} = C_{M_0} + C_{Lw}(h_{CG} - h_w) - \eta_h \bar{V}_h C_{Lh}$$

- com

$$C_{M_0} = C_{M_w} + C_{M_{fus}}$$

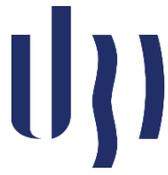


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Momento de Arfagem

- Para equilíbrio

$$C_{Mcg} = 0$$



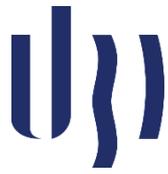
4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Sustentação

- Coeficiente de sustentação da asa

$$C_{LW} = a(\alpha + i_w - \alpha_{0w})$$

$$a = \frac{\partial C_{LW}}{\partial \alpha}$$



Sustentação

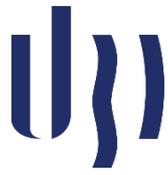
- Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal

$$C_{Lh} = a_{1h}(\alpha + i_h - \varepsilon - \alpha_{0h}) + a_{2h}\delta_h$$

$$a_{1h} = \frac{\partial C_{Lh}}{\partial \alpha_h} \quad e \quad a_{2h} = \frac{\partial C_{Lh}}{\partial \delta_h}$$

- O ângulo de downwash é dado por

$$\varepsilon = \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} (\alpha + i_a)$$



Sustentação

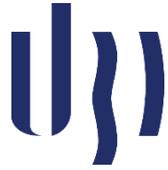
- Ângulo de ataque da empenagem horizontal

$$\alpha_h = \alpha + i_h - \varepsilon$$

$$\alpha_h = (\alpha + i_a) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_a)$$

- Logo

$$C_{Lh} = a_{1h} \left[(\alpha + i_w) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) - \alpha_{0h} \right] + a_{2h} \delta_h$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

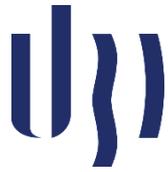
Ponto Neutro Comando Fixo

- Coeficiente de momento em torno do CG

$$C_{Mcg} = C_{M0} + a(\alpha + i_w - \alpha_{0a})(h_{cg} - h_w) - \eta_h \bar{V}_h \left\{ a_{1h} \left[(\alpha + i_w) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) - \alpha_{0h} \right] + a_{2h} \delta_h \right\}$$

- Derivada de C_{Mcg} em ordem a α

$$C_{M\alpha} = \frac{\partial C_{Mcg}}{\partial \alpha} = a(h_{cg} - h_w) - \eta_h \bar{V}_h a_{1h} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Ponto Neutro Comando Fixo

- Ou

$$C_{M\alpha} = a(h_{cg} - h_w) - \eta_h \frac{S_h}{S_w} (h_h - h_{cg}) a_{1h} e_h$$

$$e_h = 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

- Para estabilidade neutra

$$C_{M\alpha} = 0$$



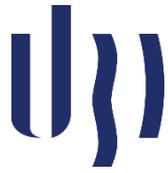
Ponto Neutro Comando Fixo

- Ponto neutro (resolvendo em ordem a h_{cg})

$$h_n = \frac{ah_w + \eta_h \frac{S_h}{S_w} h_h a_{1h} e_h}{a + \eta_h \frac{S_h}{S_w} a_{1h} e_h}$$

- O ponto neutro comando fixo é a posição do CG em que o deslocamento do comando necessário para manter uma velocidade acima ou abaixo da velocidade de equilíbrio é nulo

$$\frac{d\delta_h}{dV} = 0$$



Margem Estática Comando Fixo

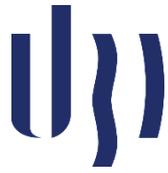
- Margem estática comando fixo

$$K_n = h_n - h_{cg}$$

- Para estabilidade estática positiva

$$K_n > 0 \quad \text{ou} \quad C_{M\alpha} < 0$$

- O CG tem que estar à frente do ponto neutro



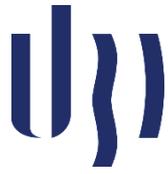
Margem Estática Comando Fixo

- A margem estática com o CG mais recuado é pelo menos 5% da corda média aerodinâmica da asa (embora tipicamente seja 10-15%), ou seja

$$K_n \geq 0.05$$

- A margem estática com o CG mais recuado é tipicamente 1.5% a 2% da distância do CG ao centro aerodinâmico da empenagem horizontal, ou seja

$$K_n \geq 0.02(h_h - h_{cg})$$



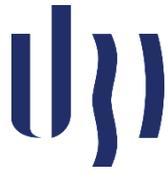
Equilíbrio

- Coeficiente de sustentação total

$$C_L = a(\alpha + i_w - \alpha_{0w}) - \eta_h \frac{S_h}{S_w} \{a_{1h}[(\alpha + i_w)e_h + (i_h - i_w) - \alpha_{0h}] + a_{2h}\delta_h\}$$

- Coeficiente de momento de arfagem total

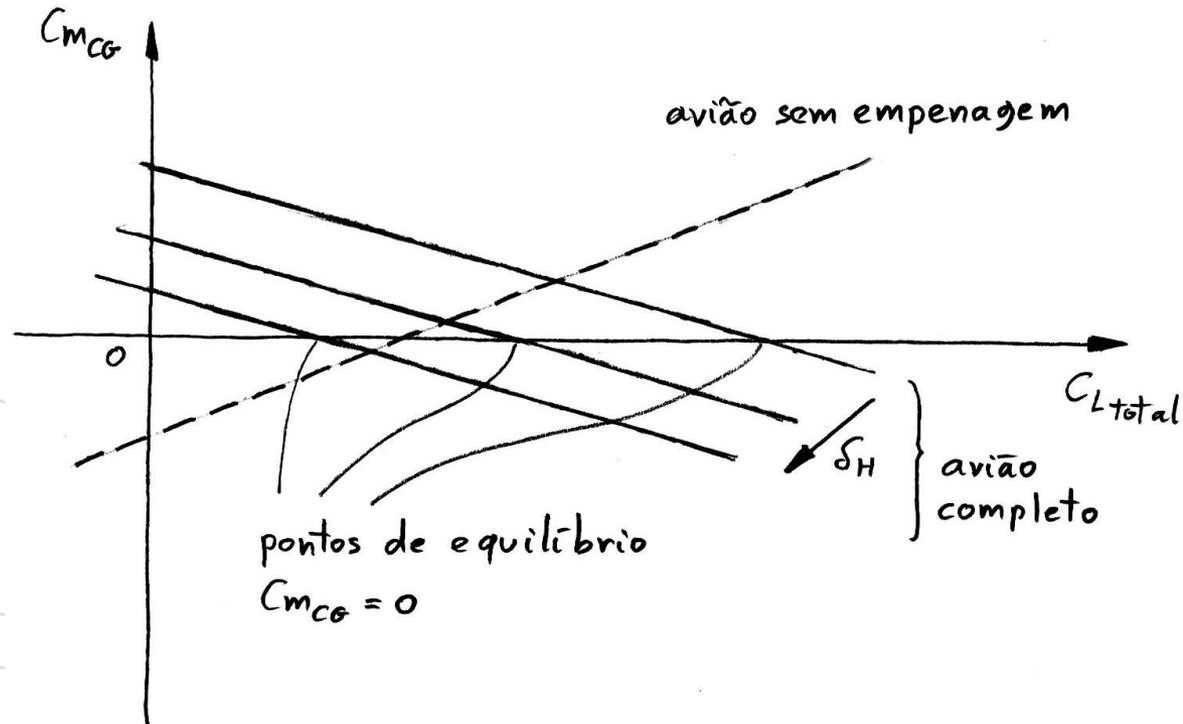
$$C_{Mcg} = C_{M0} + a(\alpha + i_w - \alpha_{0w})(h_{cg} - h_w) - \eta_h \bar{V}_h \left\{ a_{1h} \left[(\alpha + i_w) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) - \alpha_{0h} \right] + a_{2h} \delta_h \right\}$$

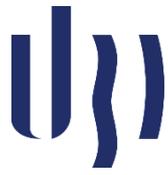


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Equilíbrio

- Para valores constantes de h_{cg} e δ_h pode traçar-se o gráfico de equilíbrio:





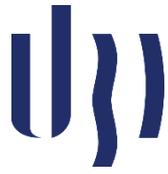
4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Equilíbrio

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

$$\delta_h = \frac{C_{M0} + a(\alpha + i_w - \alpha_{0w})(h_{cg} - h_w)}{\eta_h \bar{V}_h a_{2h}} - \frac{a_{1h}}{a_{2h}} \left[(\alpha + i_w) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + (i_h - i_w) - \alpha_{0h} \right]$$

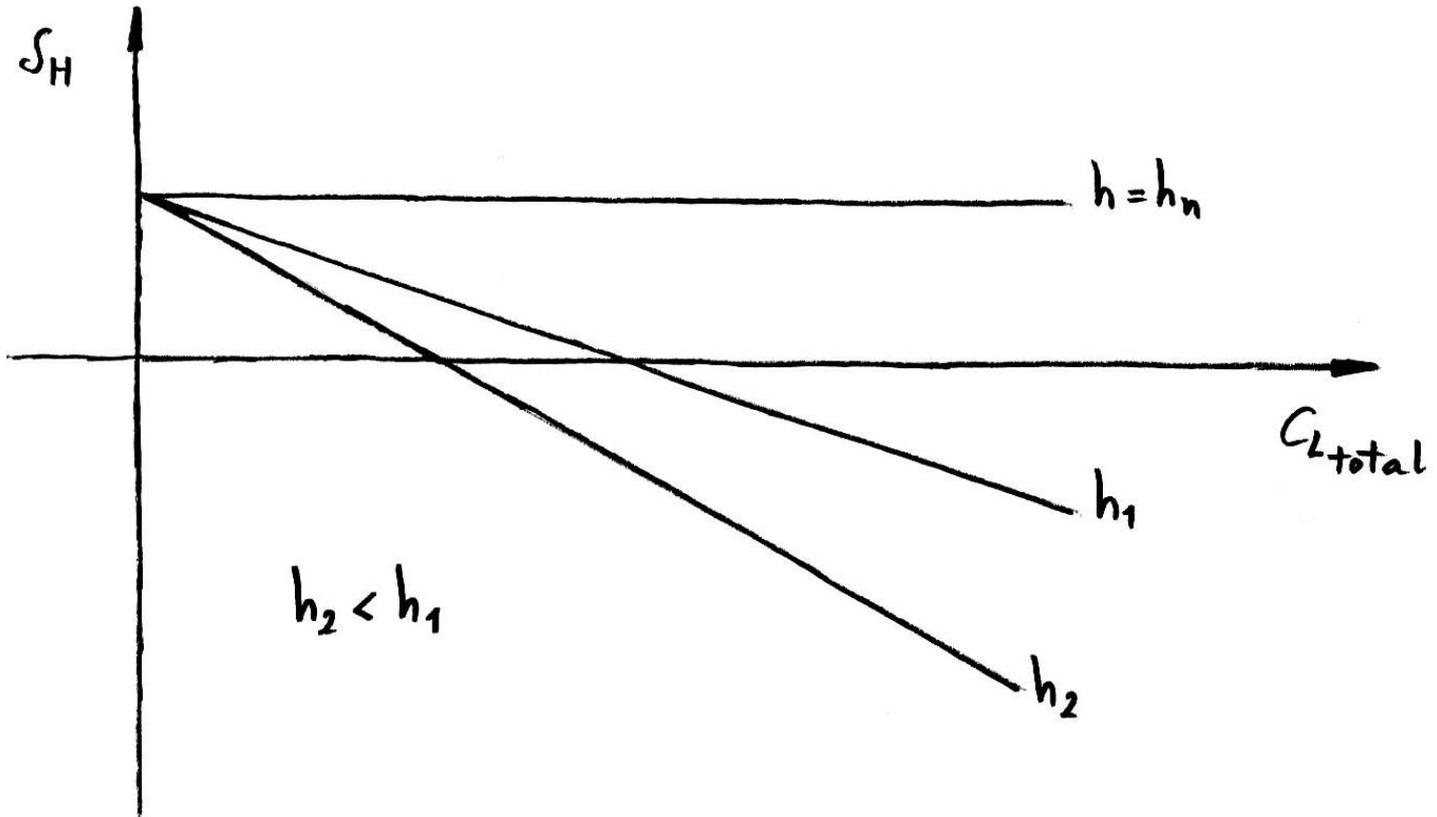
- O coeficiente de sustentação correspondente obtém-se da equação do C_L substituindo para o δ_h obtido

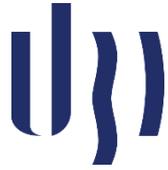


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Equilíbrio

Estabilidade e Controlo





4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Deflexão Para Mudar o Fator 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 é

$$C_{M_{cg}} = C_{M_0} + a(\alpha + \Delta\alpha + i_w - \alpha_{0w})(h_{cg} - h_w) - \eta_h \bar{V}_h \{ a_{1h} [(\alpha + \Delta\alpha + i_w)e_h + (i_h - i_w) + \Delta\alpha_h - \alpha_{0h}] + a_{2h}(\delta_h + \Delta\delta_h) \}$$

- O incremento no ângulo de ataque é

$$\Delta\alpha = \frac{(n-1)W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_w a}$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Deflexão Para Mudar o Fator de Carga

- O incremento no ângulo de ataque da empenagem horizontal é

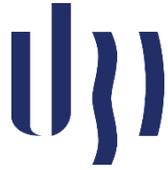
$$\Delta\alpha_h = \frac{(n-1)g(h_h - h_{cg})c_w}{V^2}$$

- Ou

$$\Delta\alpha_h = \frac{(n-1)W}{\rho V^2 S_w \mu_h}$$

- Introduzindo o coeficiente de massa aparente

$$\mu_h = \frac{W/g}{\rho S_w (h_h - h_{cg}) c_w}$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Deflexão Para Mudar o Fator de Carga

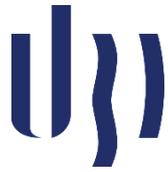
- Assumindo que a aeronave está em equilíbrio antes e depois da manobra tem-se $C_{Mcg} = 0$
- Antes da manobra:

$$n = 1$$

$$\Delta\alpha = 0$$

$$\Delta\alpha_h = 0$$

$$\Delta\delta_h = 0$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Deflexão Para Mudar o Fator de Carga

- Durante a manobra:

$$n = n$$

$$\Delta\alpha = \frac{(n - 1)W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_w a}$$

$$\Delta\alpha_h = \frac{(n - 1)W}{\rho V^2 S_w \mu_h}$$

$$\Delta\delta_h = \Delta\delta_h$$

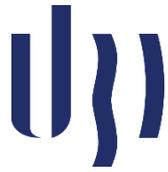


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Deflexão Para Mudar o Fator de Carga

- Substituindo estes valores na equação de equilíbrio para os dois casos, subtraindo a primeira à segunda e resolvendo em ordem a $\Delta\delta_h$ tem-se

$$\Delta\delta_h = \frac{(n-1)W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_w a_{2h}} \left[\frac{(h_{cg} - h_w)}{\eta_h \bar{V}_h} - a_{1h} \left(\frac{e_h}{a} + \frac{1}{2\mu_h} \right) \right]$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Ponto de Manobra Comando Fixo

- Derivada de $\Delta\delta_h$ em ordem a n ($\Delta\delta_h/\Delta n$) sabendo que $\Delta n=(n-1)$

$$\frac{\Delta\delta_h}{\Delta n} = \frac{W}{1/2 \rho V^2 S_w a_{2h}} \left[\frac{(h_{cg} - h_w)}{\eta_h \bar{V}_h} - a_{1h} \left(\frac{e_h}{a} + \frac{1}{2\mu_h} \right) \right]$$

- Para estabilidade de manobra neutra

$$\frac{d\delta_h}{dn} = 0$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Ponto de Manobra Comando Fixo

- Ponto de manobra (resolvendo em ordem a h_{cg})

$$h_m = \frac{ah_w + \eta_h \frac{S_h}{S_w} a_{1h} h_n \left(e_n + \frac{a}{2\mu_h} \right)}{a + \eta_h \frac{S_h}{S_w} a_{1h} \left(e_n + \frac{a}{2\mu_h} \right)}$$

- O ponto de manobra manche fixo é a posição do CG em que o deslocamento do manche necessário para variar o fator de carga é nulo

$$\frac{d\delta_h}{dn} = 0$$



Margem de Manobra Comando Fixo

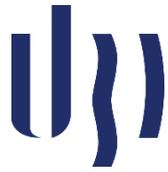
- Margem de manobra comando fixo

$$K_m = h_m - h_{cg}$$

- Para estabilidade estática positiva

$$K_m > 0 \quad \text{ou} \quad \frac{d\delta_h}{dn} < 0$$

- O CG tem que estar à frente do ponto de manobra

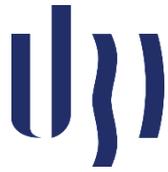


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

CG mais à Frente

- A baixas velocidades o momento obtido da empenagem horizontal para equilíbrio é pequeno pelo que existe uma posição mais avançada à frente da qual não é possível manter $C_{MCG}=0$
- Resolvendo a equação de $C_{MCG}=0$ em ordem a h_{cg} tem-se

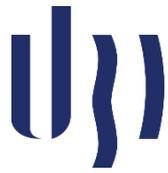
$$h_f = \frac{-C_{Mw} + C_{Lw}h_w + \eta_h \frac{S_h}{S_w} h_h [a_{1h}(\alpha_h - \alpha_{0h}) + a_{2h}\delta_h]}{C_{Lw} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} [a_{1h}(\alpha_h - \alpha_{0h}) + a_{2h}\delta_h]}$$



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

CG mais à Frente

- Este ponto mais à frente é obtido para situações de baixa velocidade e com flapes
- Por exemplo:
 - Na descolagem $C_L = C_{Lmax}$
 - Na aterragem $C_L = 0.9C_{Lmax}$
 - C_{M_0} corresponde à configuração de flapes em questão
 - $\delta_h = \delta_{hmax-vo}$ (deflexão máxima para cima)



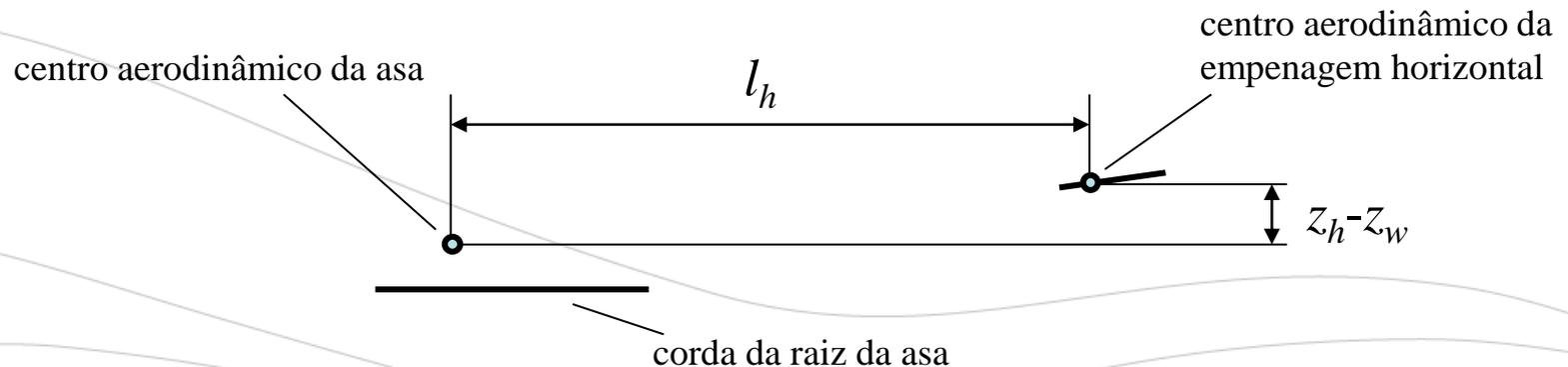
4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

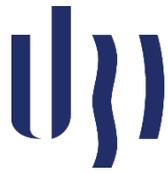
Downwash

- O gradiente do downwash médio a baixa velocidade na empenagem horizontal é dada, segundo o DATCOM da USAF, por

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4.44 \left[K_A K_\lambda K_h \sqrt{\cos \Lambda_{c/4}} \right]^{1.19}$$

Estabilidade e Controlo





4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Downwash

- Contribuição da razão de aspecto da asa

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1.7}}$$

- Contribuição do afilamento da asa

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}$$

- Contribuição da posição da empenagem

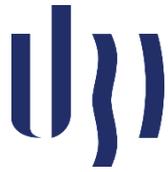
$$K_h = \left(1 - \left| \frac{z_h - z_w}{b_w} \right| \right) / \sqrt[3]{\frac{2l_h}{b_w}}$$



Efeito de Solo

- A proximidade do solo afecta o escoamento em torno da asa e da empenagem horizontal pelo que o declive de sustentação e o ângulo de “downwash” vão ser diferentes
- Como primeira aproximação pode usar-se a seguinte correção para o declive de sustentação:

$$a_{solo} = \frac{a}{1 - \frac{2k}{2 + A}} \quad k = 0.0775 \left(\frac{h_{ca}}{b} \right)^{-1.0985}$$

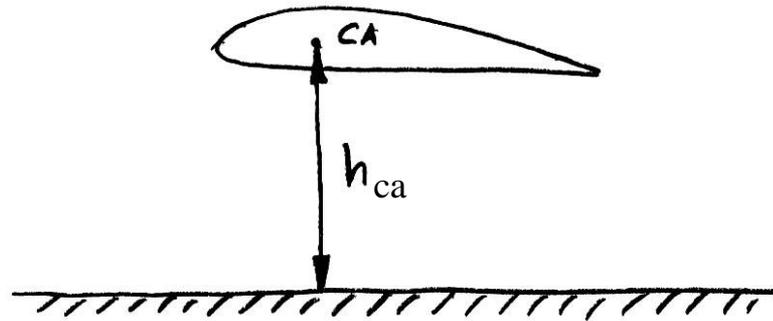


4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Efeito de Solo

- Para o “downwash” pode usar-se a seguinte correção:

$$\left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)_{solo} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)$$





4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

Dimensionamento da Empenagem Horizontal

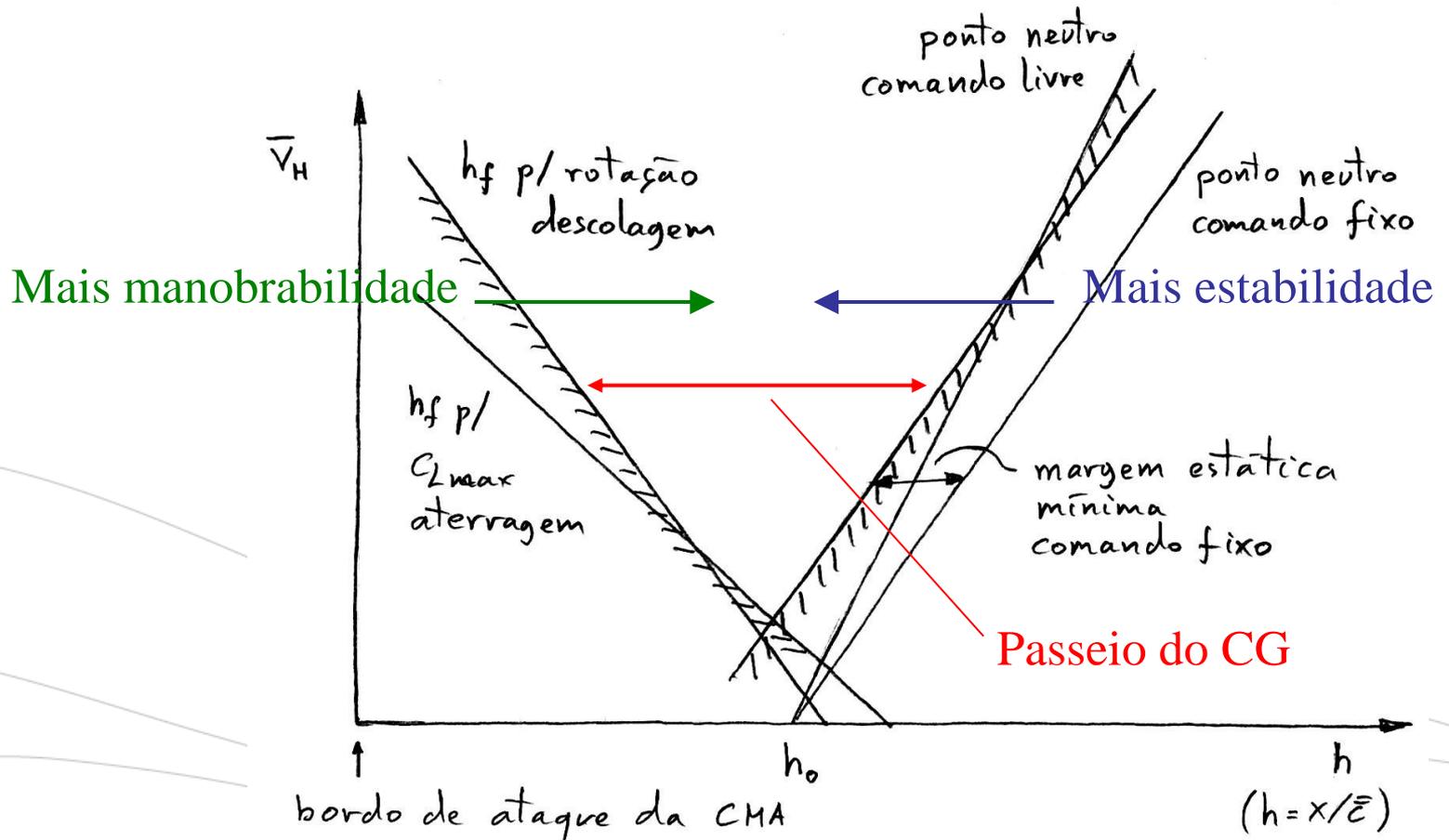
- Escolher a incidência da asa e da empenagem horizontal para se obter o C_L pretendido sem que haja deflexão do leme de profundidade
- Verificar margem estática
- Definir dimensão do leme de profundidade
- Definir limites de deflexão do leme de profundidade
- Verificar deflexões para equilíbrio e para manobra
- Verificar margem de manobra
- Verificar CG mais à frente
- Garantir que o passeio do CG está limitado pelas posições do CG mais à frente e mais atrás permitidas
- Iterar conforme necessário



4. Estabilidade e Controlo Longitudinal

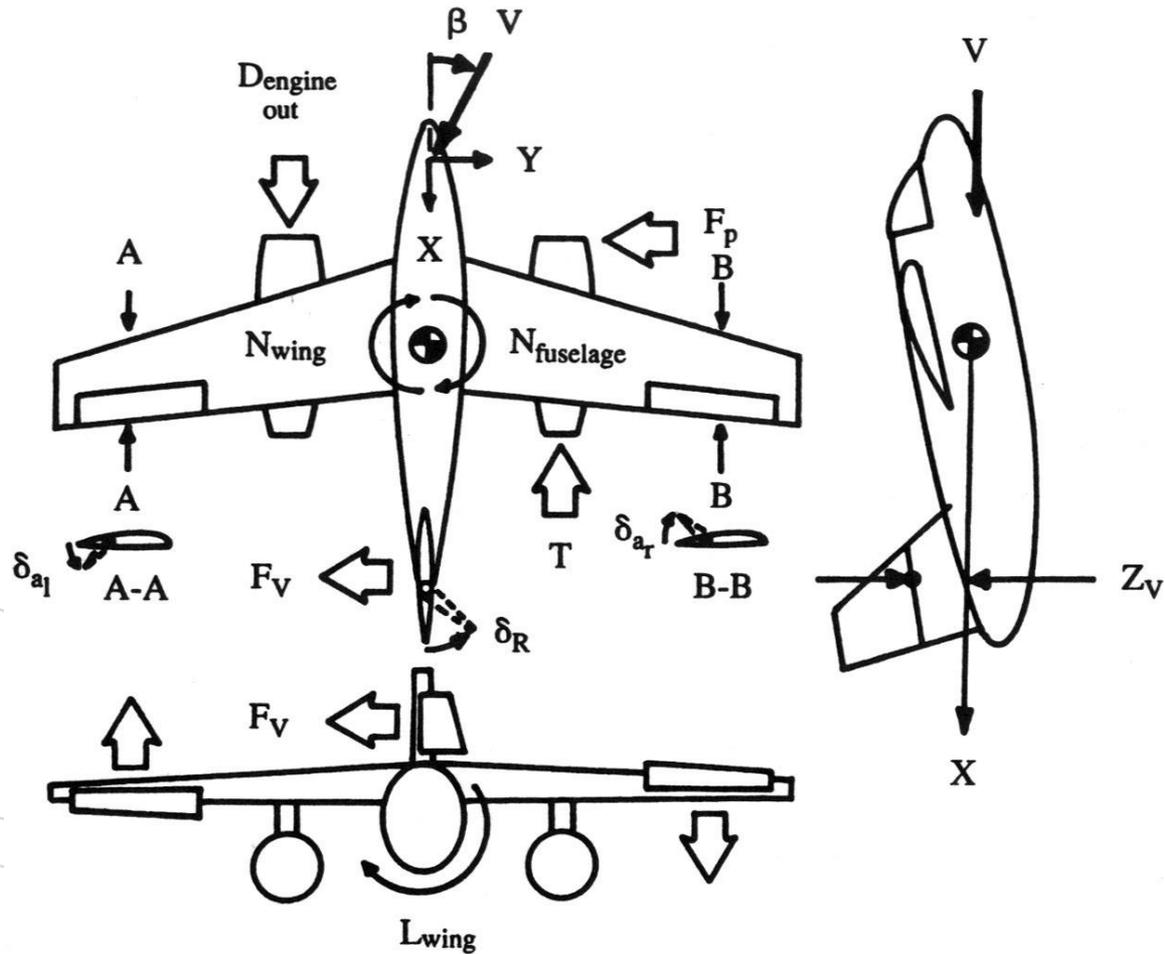
Dimensionamento da Empenagem Horizontal

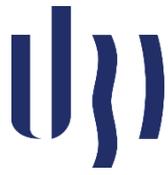
Estabilidade e Controlo





5. Estabilidade e Controlo Latero-Direcional





Força Lateral

- Força lateral na empenagem vertical

$$Y_v = q_v S_v (a_{1v} \beta + a_{2v} \delta_v)$$

- Em forma de coeficiente

$$C_{Y_v} = a_{1v} \beta + a_{2v} \delta_v$$



Momento de Guinada

- Momento de guinada

$$N_{cg} = N_w + N_{fus} + N_{out} + N_{\delta a} \delta_a + Y_v (x_v - x_{cg})$$

- Em forma de coeficiente

$$C_{Ncg} = C_{N\beta 0} \beta + C_{N\delta a} \delta_a + \frac{q_v S_v}{q S_w} C_{Yv} \frac{(x_v - x_{cg})}{b_w}$$

- Com

$$C_{N\beta 0} = C_{N\beta w} + C_{N\beta fus} + C_{N\beta out}$$



Momento de Guinada

- Ou ainda

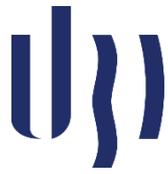
$$C_{Ncg} = C_{N\beta 0} \beta + C_{N\delta a} \delta_a + \eta_v \bar{V}_v C_{Yv}$$

- com

$$\bar{V}_v = \frac{S_v}{S_w} \frac{(x_v - x_{cg})}{b_w} \quad \text{e} \quad \eta_v = \frac{q_v}{q}$$

- Para equilíbrio

$$C_{Ncg} = 0$$



Margem Estática Direcional

- Derivando a equação em ordem a β

$$C_{N\beta} = \frac{\partial C_N}{\partial \beta} = C_{N\beta 0} + \eta_v \bar{V}_v a_{1v}$$

- Para estabilidade estática

$$C_{N\beta} > 0$$

- Como primeira aproximação para aviões monomotores

$$0.04 \leq C_{N\beta} \leq 0.1$$

- Esta derivada deve ser dimensionada em conjunto com $C_{L\beta}$ com base numa análise dinâmica latero-direcional



Momento de Rolamento

- Momento de rolamento

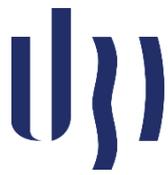
$$L_{cg} = L_w + L_{out} + L_{\delta a} \delta_a - Y_v (z_h - z_{cg})$$

- Em forma de coeficiente

$$C_{Lcg} = C_{L\beta 0} \beta + C_{L\delta a} \delta_a - \frac{q_v}{q} \frac{S_v}{S_w} C_{Yv} \frac{(z_h - z_{cg})}{b_w}$$

- Com

$$C_{L\beta 0} = C_{L\beta w} + C_{L\beta out}$$



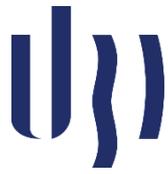
Momento de Rolamento

- Ou ainda

$$C_{Lcg} = C_{L\beta_0}\beta + C_{L\delta a}\delta_a - \eta_v \frac{S_v}{S_w} \frac{(z_v - z_{cg})}{b_w} (a_{1v}\beta + a_{2v}\delta_v)$$

- Para equilíbrio

$$C_{Lcg} = 0$$



Margem Estática Lateral

- Derivando a equação em ordem a β

$$C_{L\beta} = \frac{\partial C_{L\beta}}{\partial \beta} = C_{L\beta 0} - \eta_v \frac{S_v (z_v - z_{cg})}{S_w b_w} a_{1v}$$

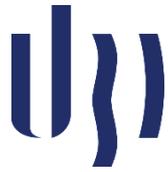
- Para estabilidade estática

$$C_{L\beta} < 0$$

- Como primeira aproximação para aviões monomotores

$$-0.05 \leq C_{L\beta} \leq -0.02$$

- Esta derivada deve ser dimensionada em conjunto com $C_{N\beta}$ com base numa análise dinâmica latero-direcional

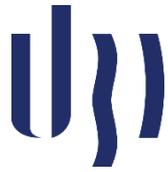


5. Estabilidade e Controlo Latero-Direcional

Efeito de Diedro

- O efeito de diedro é a tendência que o avião tem de manter as asas horizontais (ou seja $C_{L\beta} < 0$)
- O efeito de diedro total é tipicamente equivalente a 3° de diedro da asa
- Numa primeira aproximação, antes de fazer qualquer análise de estabilidade (pode ser 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	2,0
asa baixa	-3,0
10 ° de enflechamento	1,0
E.V. sobre a fuselagem	+
E.V. sob a fuselagem	-



5. Estabilidade e Controlo Latero-Direcional

Diedro da Asa

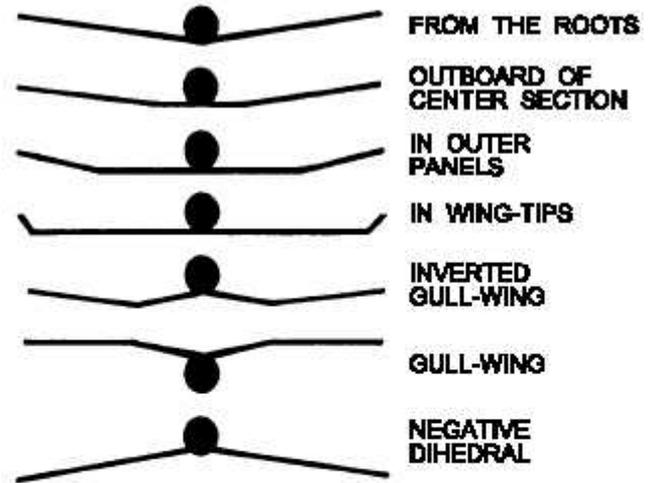
- Efeito na estabilidade latero-direcional e no desempenho da asa

- Ângulo de diedro equivalente:

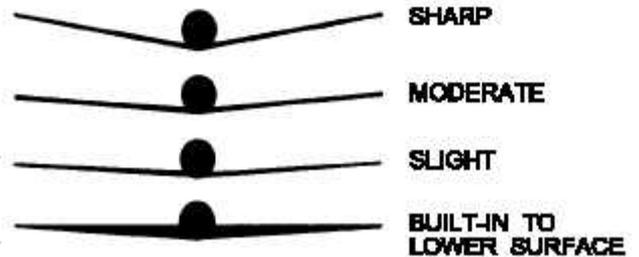
http://www.rc-soar.com/tech/spiral_eda.htm

- [Excel EDA](#)

TYPES OF WING DIHEDRAL ANGLE



DEGREES OF WING DIHEDRAL ANGLE



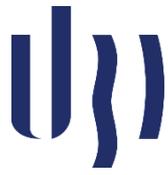
LTH34



Equilíbrio Latero-Direcional

- É necessário determinar o coeficiente de volume da empenagem vertical e do leme de direção nas duas seguintes condições:
 - Falha do motor crítico
 - Vento cruzado (tipicamente $v/V=0.2$ em V_2)
- O sistema de equações

$$\begin{cases} C_{Ncg} = C_{N\beta_0}\beta + C_{N\delta_a}\delta_a + \eta_v \frac{S_v}{S_w} \frac{(x_v - x_{cg})}{b_w} (a_{1v}\beta + a_{2v}\delta_v) \\ C_{Lcg} = C_{L\beta_0}\beta + C_{L\delta_a}\delta_a - \eta_v \frac{S_v}{S_w} \frac{(z_v - z_{cg})}{b_w} (a_{1v}\beta + a_{2v}\delta_v) \end{cases}$$



5. Estabilidade e Controlo Latero-Direcional

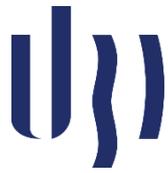
Equilíbrio Latero-Direcional

- Igualando ambos os coeficientes de momento a zero e resolvendo em ordem às deflexões tem-se

Estabilidade e Controlo

$$\delta_a = - \frac{(z_v - z_{cg})C_{N\beta 0} + (x_v - x_{cg})C_{L\beta 0}}{(z_v - z_{cg})C_{N\delta a} + (x_v - x_{cg})C_{L\delta a}} \beta$$

$$\delta_v = - \left\{ \frac{C_{N\beta 0} - C_{L\beta 0}}{\frac{\eta_v S_v}{b_w S_w} [(x_v - x_{cg}) + (z_v - z_{cg})] a_{2v}} - \frac{a_{1v}}{a_{2v}} \right\} \beta - \left\{ \frac{C_{N\delta a} - C_{L\delta a}}{\frac{\eta_v S_v}{b_w S_w} [(x_v - x_{cg}) + (z_v - z_{cg})] a_{2v}} \right\} \delta_a$$

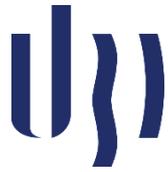


Controlo de rolamento

- A taxa sustentada de rolamento é dada pela expressão:

$$p = -\frac{C_{L\delta a}}{C_{Lp}} \delta_a$$

- onde C_{Lp} 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



Controlo de rolamento

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	90 deg in 1.7 s



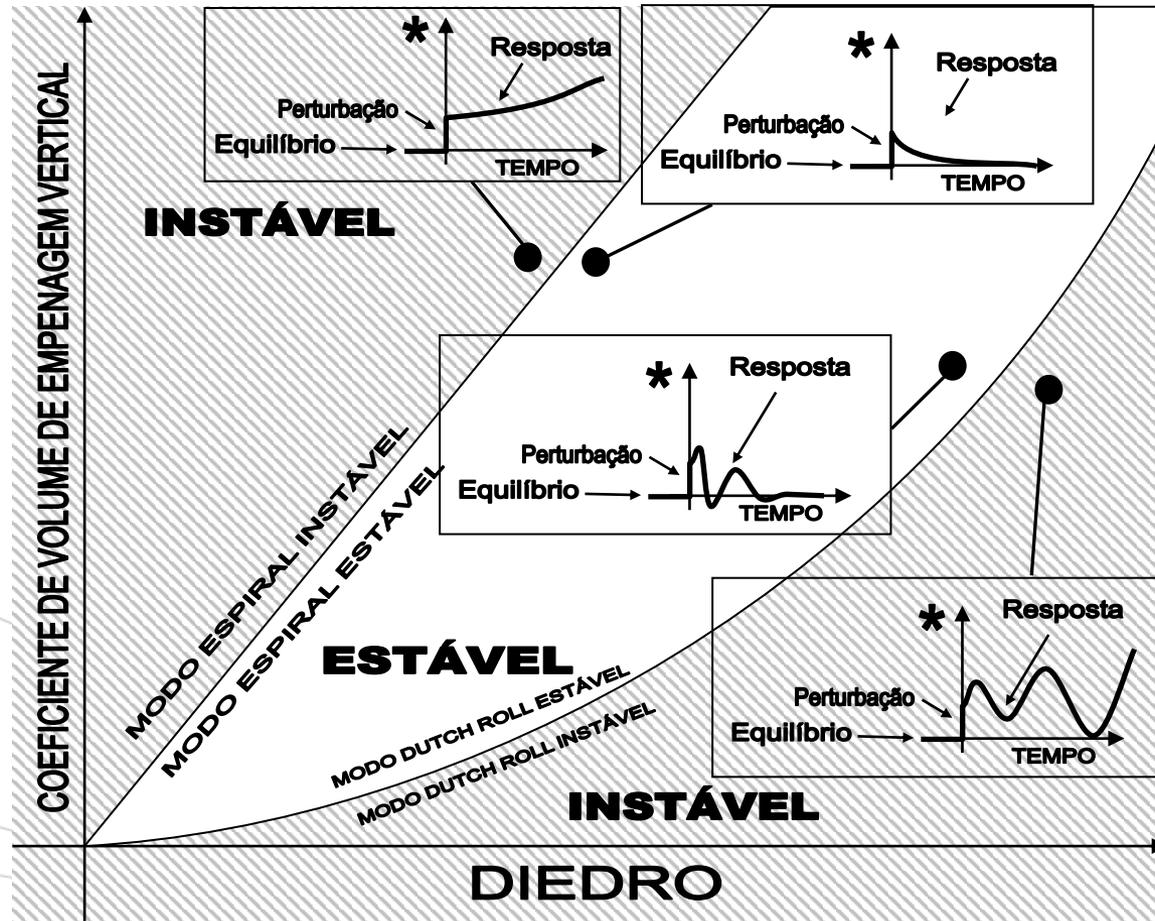
Dimensionamento do Diedro, dos Ailerons e da Empenagem Vertical

- Escolher o diedro e o coeficiente de volume da empenagem
- Verificar margens estáticas lateral e direcional
- Definir dimensão do aileron e do leme de direção
- Definir limites de deflexão das superfícies de comando
- Verificar deflexões para equilíbrio e para manobra para as várias combinações de peso e posição de CG
- Verificar taxa de rolamento
- Iterar conforme necessário



Dimensionamento do Diedro, dos Ailerons e da Empenagem Vertical

Estabilidade e Controlo



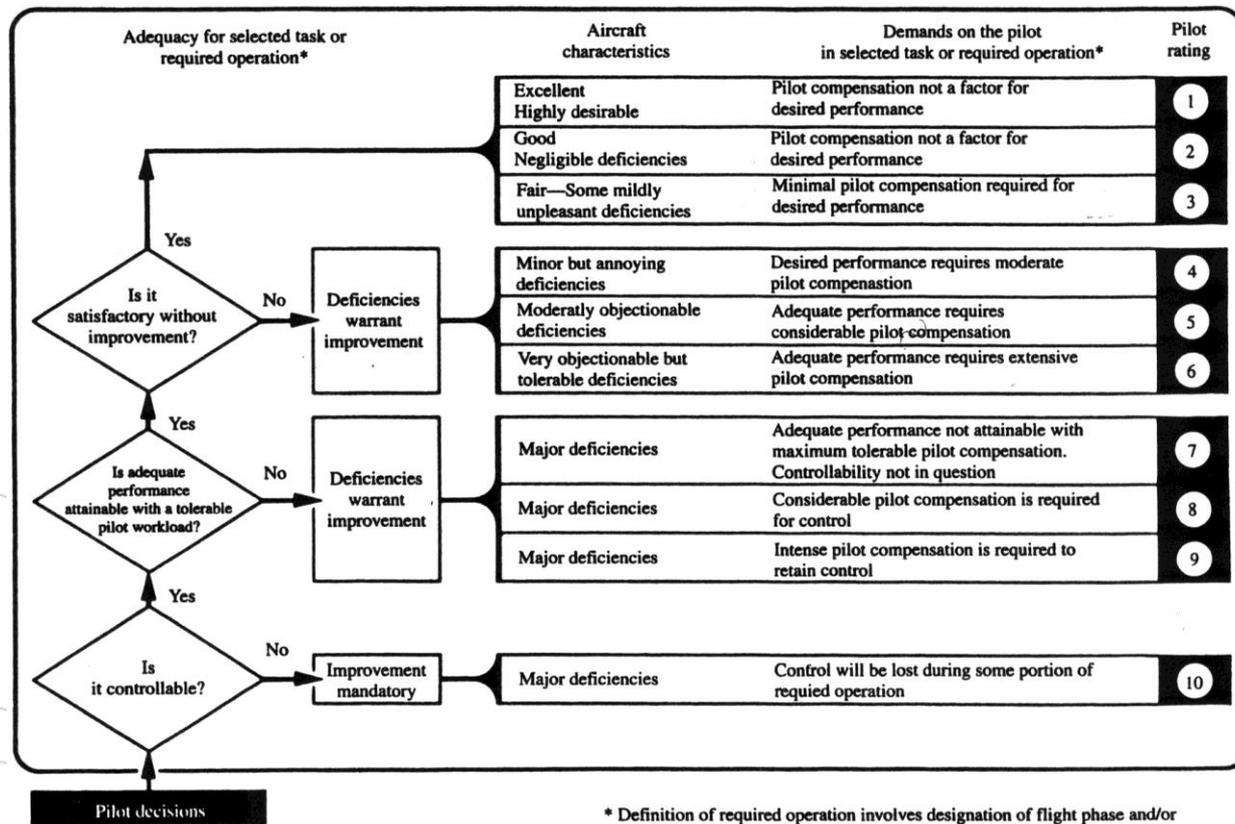
* -representa os ângulos de guinada e pranchamento

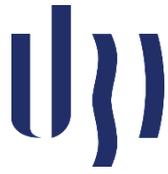


5. Estabilidade e Controlo Latero-Direcional

Qualidade de Voo

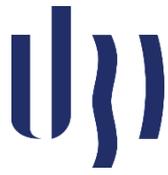
- Escala de Cooper-Harper:





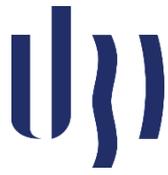
Qualidade de Voo

- 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 consequente entrada em perda;
 - As derivadas Cn_{β} , $Cn_{\delta a}$, Cl_{β} e $Cl_{\delta a}$ são importantes nas características de controlo em ângulos de ataque elevados;



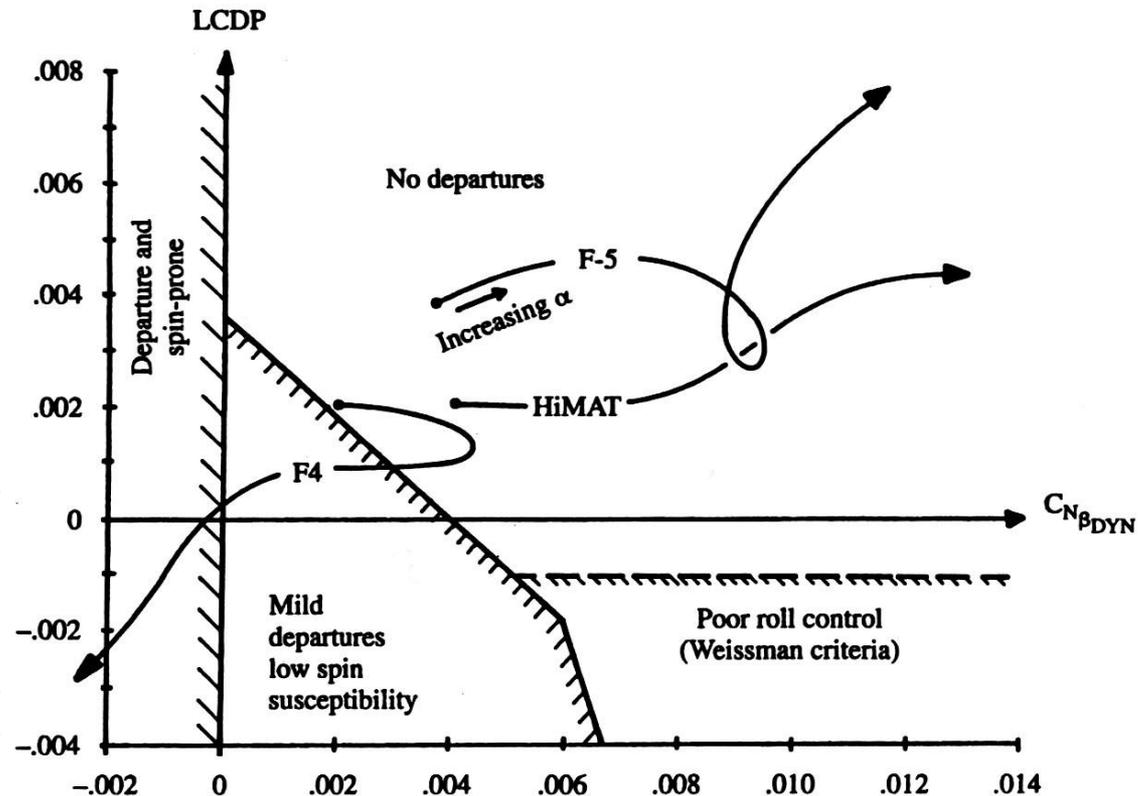
Qualidade de Voo

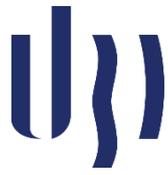
- Perda de controlo a ângulos de ataque elevados (cont.):
 - Podem usar-se os seguintes parâmetros para verificar a tendência para perda de controlo:
 - Parâmetro de perda de controlo lateral:
 - $LDCP = Cn_{\beta} - Cl_{\beta} (Cn_{\delta a} / Cl_{\delta a})$;
 - Parâmetro dinâmico de rolamento:
 - $Cn_{\beta d} = Cn_{\beta} \cos \alpha - (I_{zz} / I_{xx}) Cl_{\beta} \sin \alpha$.



Qualidade de Voo

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





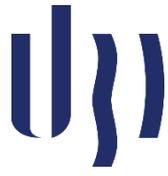
Qualidade de Voo

- 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;



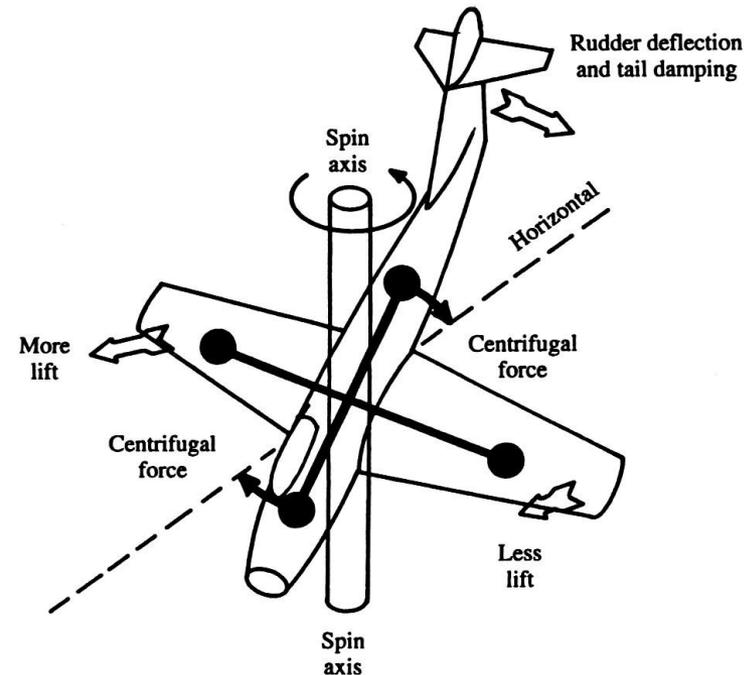
Qualidade de Voo

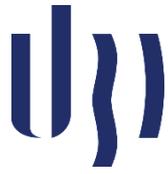
- Perda de controlo a ângulos de ataque elevados (cont.):
 - Para evitar o aparecimento de vórtices assimétricos no nariz pode usar-se o seguinte:
 - Secção elíptica com o eixo maior na horizontal;
 - “Strake” ou arestas vivas;
 - Para aumentar o amortecimento pode usar-se uma superfície vertical ventral.



Qualidade de Voo

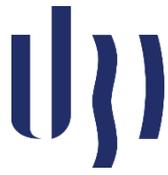
- Recuperação do parafuso:
 - Depois da perda a aeronave entra em parafuso;
 - A asa de fora da rotação, mais rápida, tem maior sustentação e tende a manter o parafuso;
 - Devido à inércia da fuselagem o ângulo de ataque tende a aumentar mantendo a asa em perda.





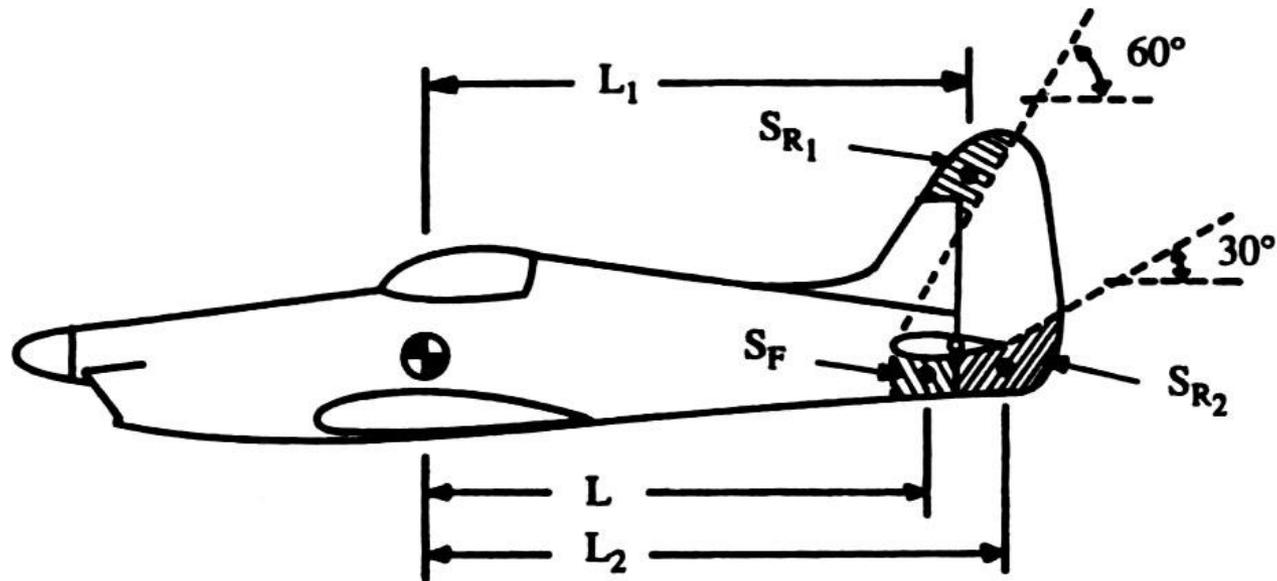
Qualidade de Voo

- 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

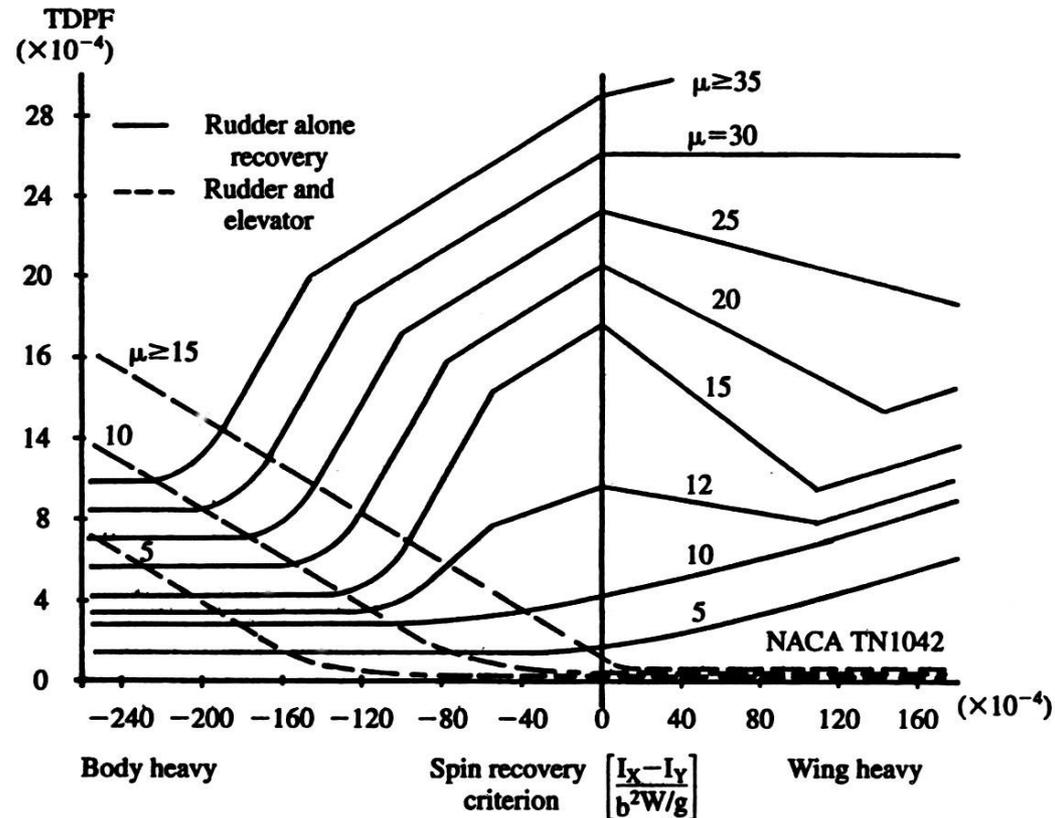
- Recuperação do parafuso (cont.):





Qualidade de Voo

- Recuperação do parafuso (cont.):

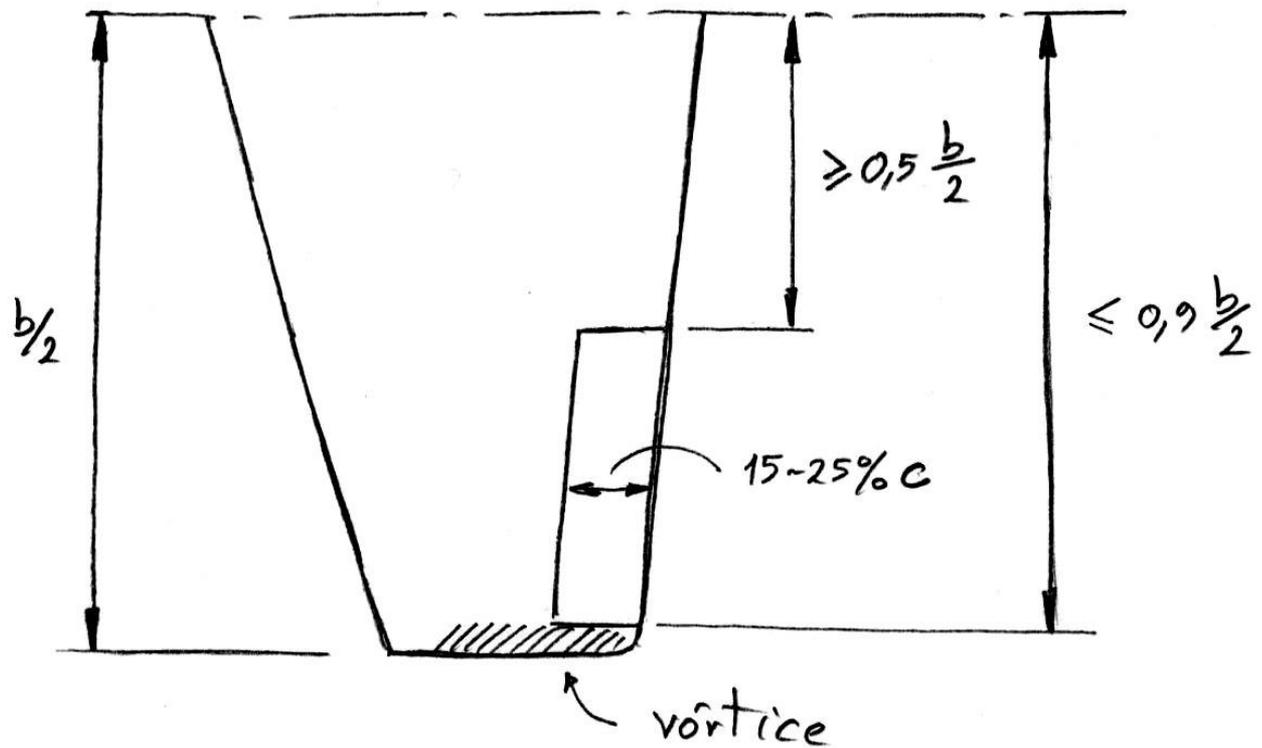


U) 6. Superfícies de Comando

- Ailerons – rolamento
- O aileron não deve chegar à ponta da asa porque:
 - Aumenta o arrasto induzido
 - Aumenta o efeito adverso
 - Aumenta os momentos de controlo (momentos de charneira)
 - Pode provocar a perda de ponta em voltas a baixa velocidade

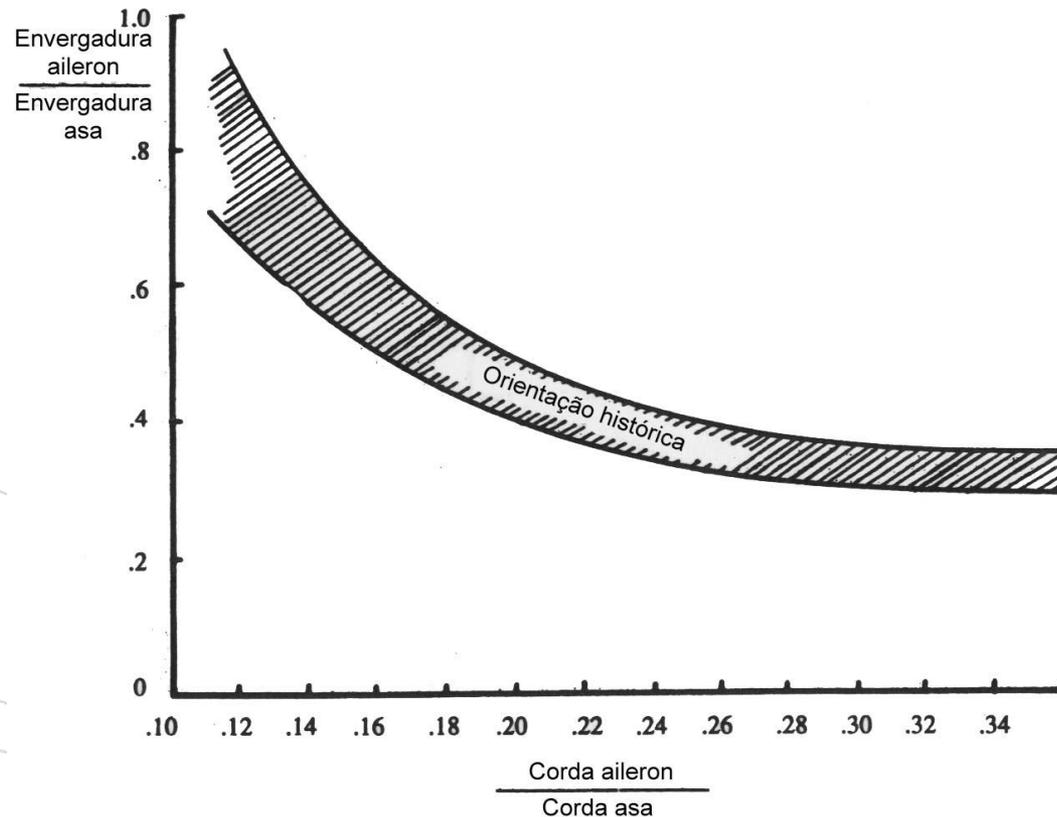
6. Superfícies de Comando

- Ailerons – dimensões típicas



U) 6. Superfícies de Comando

- Ailerons – dimensões típicas

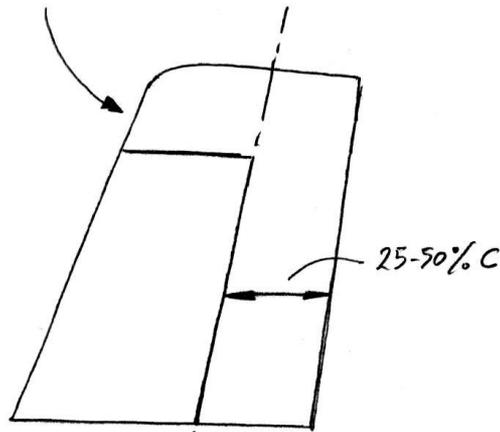


6. Superfícies de Comando

- Leme de profundidade – arfagem
- Leme de direção – guinada

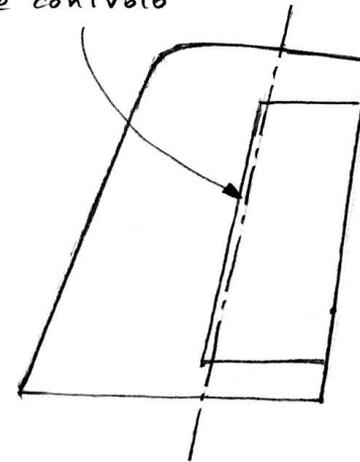
Estabilidade e Controle

não é apropriado para ailerons
ou alta velocidade

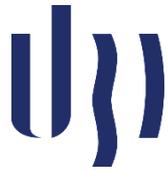


balanceamento aerodinâmico
"horn"

posição do eixo de articulação
 $\leq 20\%$ da corda da superfície
de controle

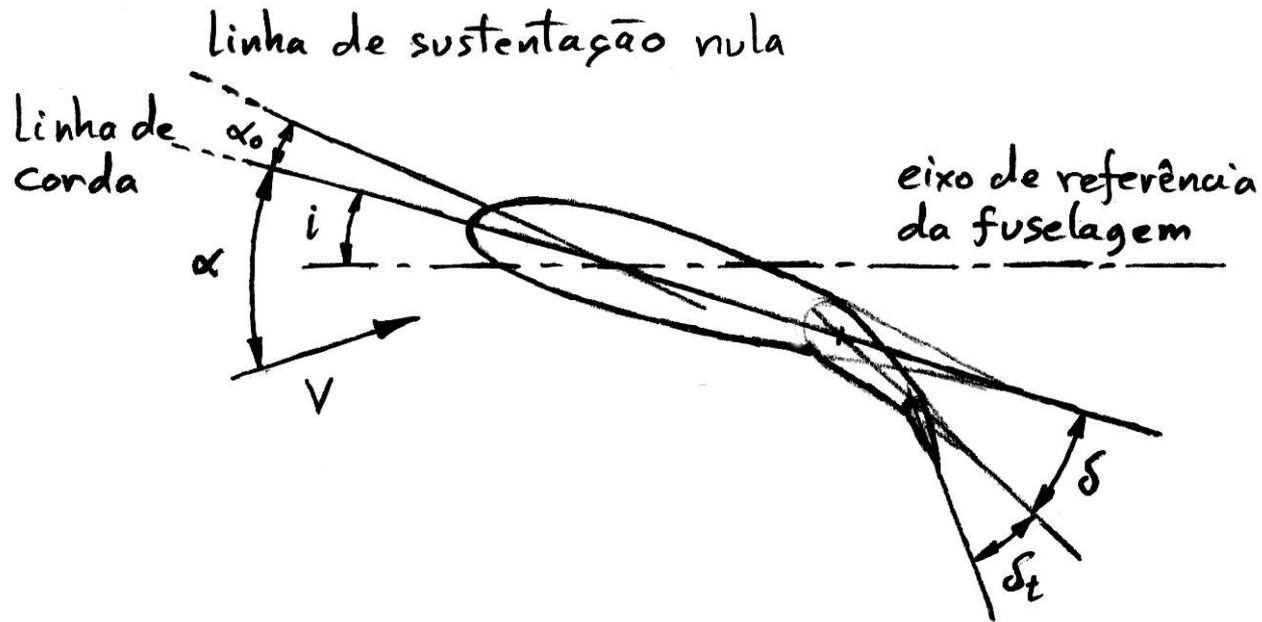


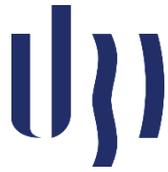
balanceamento aerodinâmico
bordo de ataque



Características dos Comandos

- Coeficiente de sustentação:
 - $C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\delta$





Características dos Comandos

- Coeficiente de sustentação:
 - $C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\delta$
 - $a_0 = -a_1\alpha_0$ - depende da curvatura:
 - $a_0 = 0$ 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
 - $a_2 = dC_L/d\delta$ - efetividade do controlo:
 - $a_2/a_1 = (c_\delta/c)^{0,5}$ ou $a_2/a_1 = (S_\delta/S)^{0,5}$



Características dos Comandos

- 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;
 - $-0,8 < b_1 < +0,3$;



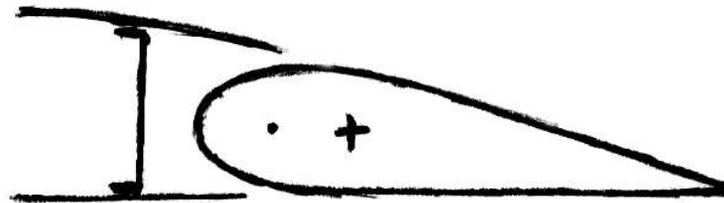
Características dos Comandos

- Coeficiente de momento de charneira (cont.):
 - $b_2 = dC_H/d\delta$ – parâmetro de resistência do controle:
 - Tem que ser negativo. Se for positivo (controle sobrebalanceado) 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 Comandos

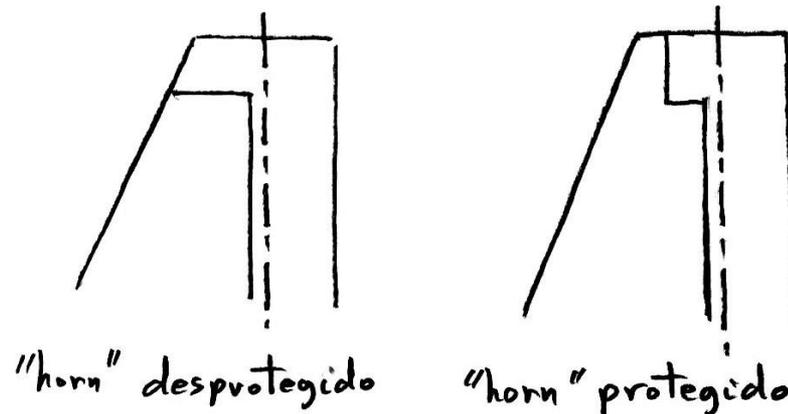
- Balanceamento aerodinâmico dos controles:
 - As forças (momentos) dos comandos podem ser ajustadas com o balanceamento das superfícies de controlo;
 - Articulação recuada:
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito é semelhante em ambos.

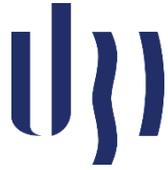




Características dos Comandos

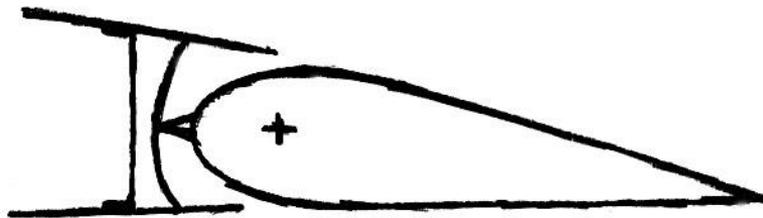
- Balanceamento aerodinâmico dos controles (cont.):
 - Balanceamento “horn”:
 - A articulação é recuada localmente;
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito em b_1 é superior ao efeito em b_2 ;
 - Ajuste da flutuação do controle.

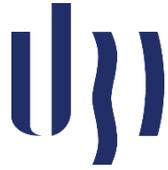




Características dos Comandos

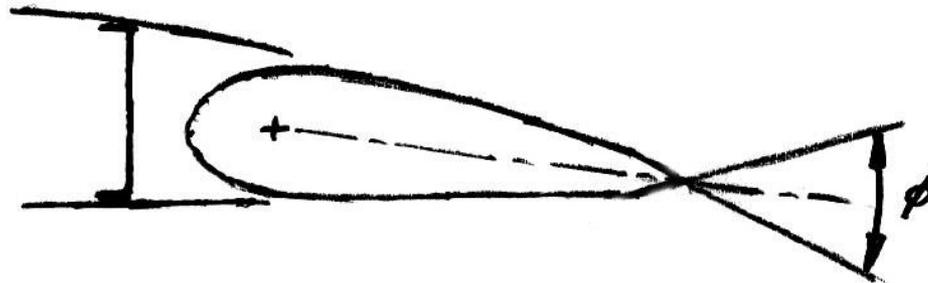
- Balanceamento aerodinâmico dos controlos (cont.):
 - Bordo de ataque selado:
 - A fenda é fechada impedindo a passagem de ar;
 - Torna b_1 e b_2 mais positivos;
 - O efeito em b_2 é superior ao efeito em b_1 ;
 - Pode ser complicado de construir.





Características dos Comandos

- Balanceamento aerodinâmico dos controlos (cont.):
 - 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 Comandos

- 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.

