SAA0187
Sistemas Aeronáuticos de Acionamento

Força em comandos de voo
parte 2

Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto
jhbidi@sc.usp.br

Sumário

- Introdução
- Definição do momento de dobradiça
- Força nos comandos
- Compensadores
- Molas de pré-tensão
- Contrapeso
- Força no profundor
- Força no leme
- Força no aileron

Sumário

- Introdução
- Definição do momento de dobradiça
- Força nos comandos
- Compensadores
- **Molas de pré-tensão**
- Contrapeso
- Força no profundor
- Força no leme
- Força no aileron

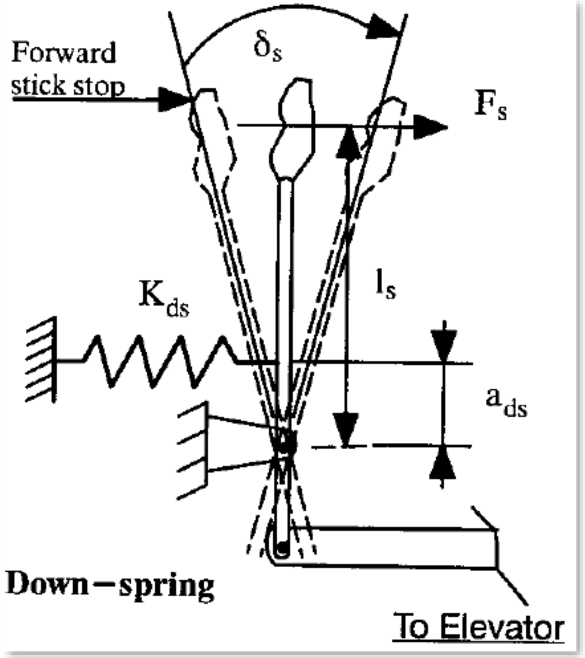
Molas de pré-tensão

- Além dos compensadores (ou em conjunto com eles) molas podem ser utilizadas ao longo do circuito do sistema de acionamento para modificar a relaçao $P \times V$.

- Diferentes configurações podem ser utilizadas.

- Uma configuração é o "Down-spring" onde uma mola é instalada a frente do manche.

- A(s) mola(s) pode(m) ser instaladas ao longo do circuito do sistema de acionamento. Porém o efeito sempre será de puxar o manche para frente e, consequentemente, o profundor será movimentado positivamete.



Molas de pré-tensão

- O incremento de força no manche ΔP_m devido ao efeito da mola para qualquer posição do manche é:

$$\Delta P_m = f_{pl}\left(\frac{a_{ds}}{l_s}\right) + K_m\left(\frac{a_{ds}^2\delta_s}{l_s}\right)$$

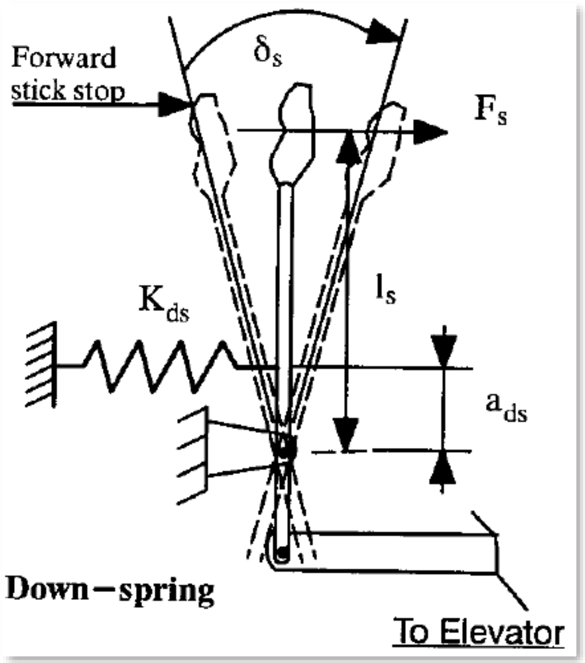
- A relação de transmissão mecânica é definida como a razão entre o movimento do manche ($l_s\delta_s$) e movimento do profundor δ_e

$$\delta_e = G\delta_s l_s$$

- O que resulta em:

$$\Delta P_m = f_{pl}\left(\frac{a_{ds}}{l_s}\right) + K_m\left(\frac{a_{ds}^2\delta_e}{l_s^2 G}\right)$$

f_{pl} é a pré-tensão da mola
K_m é a constante da mola

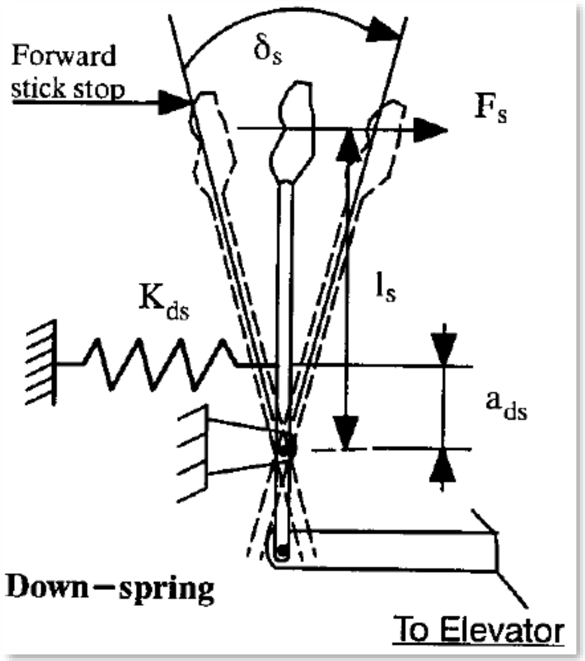


Molas de pré-tensão

- Se uma elevada pré-tensão for aplicada para uma mola com uma constante muito baixa, podemos escrever

$$\Delta P_m = f_{pl}\left(\frac{a_{ds}}{l_s}\right)$$

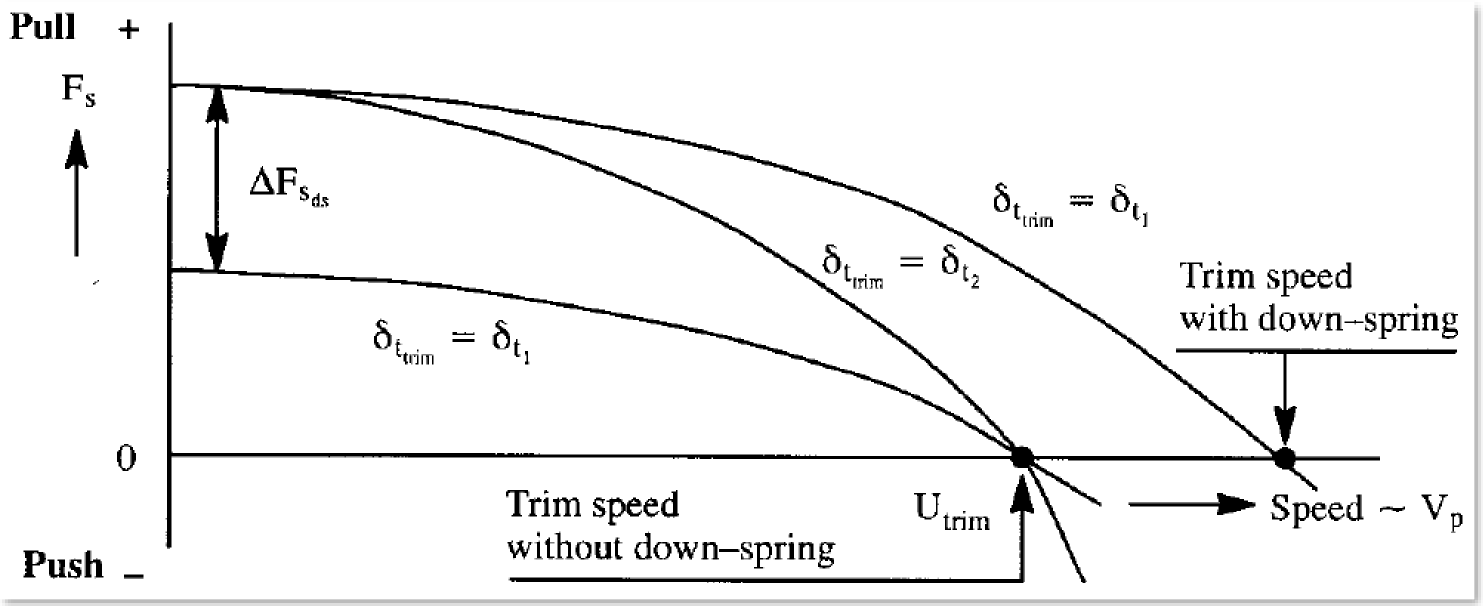
ou seja, o incremento de força devido a mola se torna independente da posição do manche e, consequentemente, da posição do profundor



Molas de pré-tensão

- O efeito da mola é de aumentar o esforço no manche (desloca a curva horizontalmente para cima).

- Quando a configuração de um compensador de trimagem é tal que mantém a mesma velocidade de trimagem verifica-se que a inclinação de $P \times V$ é modificada, aumentando a sensação de estabilidade durante a pilotagem e também reduzindo a sensibilidade dos comandos.



Molas de pré-tensão

- Como vimos anteriormente o gradiente é proporcional a margem estática manche livre:

$$\frac{\partial P}{\partial V} = 2G\overline{c}_e \frac{a'b_2}{det[C]} \frac{W}{V_{trim}} \left(h - h_{PN_{free}}\right)$$

- Logo, o aumento da inclinação (ou do gradiente) corresponde a um aumento "aparente" da margem estática:

$$\Delta P = GS_e\overline{c}_e W \frac{a'b_2}{det[C]} \Delta K' \qquad \Delta K' = \frac{det[C]}{a'b_2} \frac{\Delta P}{GS_e\overline{c}_e W}$$

o que é um efeito aparente, ou seja, o piloto tem a sensação de maior estabilidade mas na realidade a margem estática manche livre não é alterada.

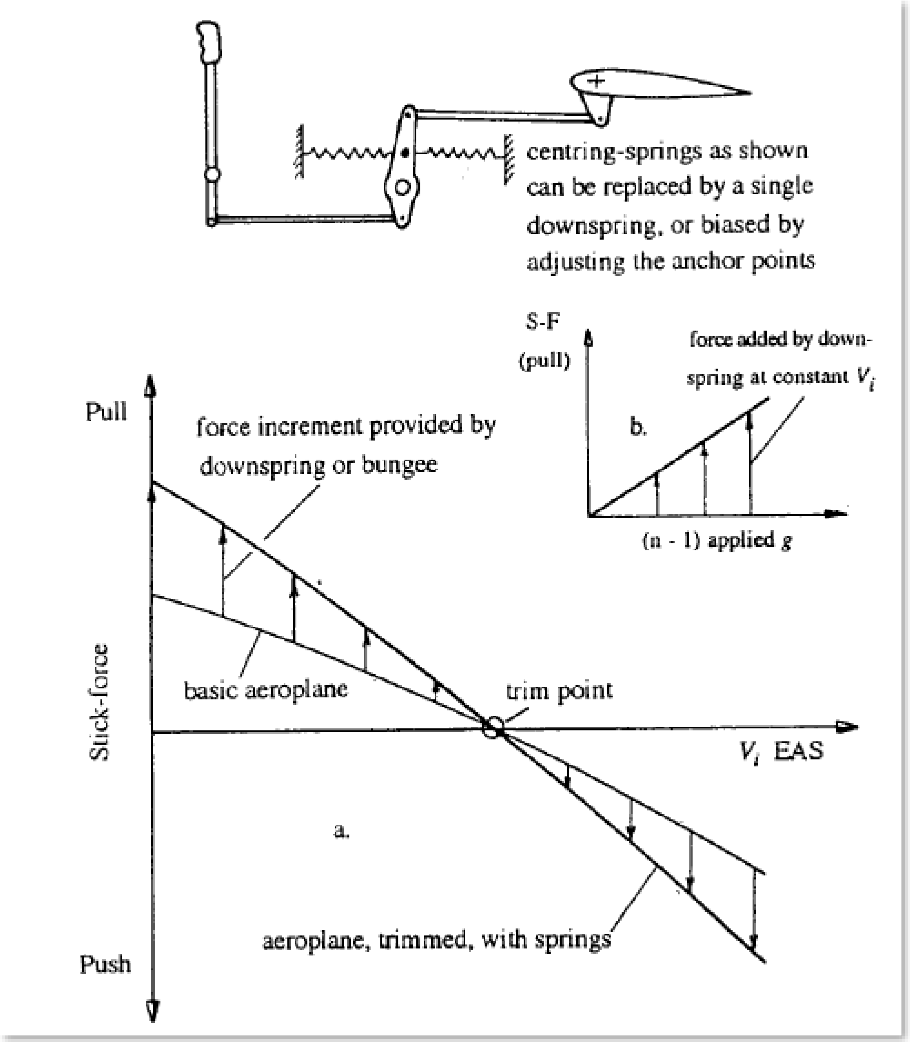
- Assim a nova equação para P fica:

$$P = A + B\, {}^1\!/_2\, \rho V^2 + f_{pl}\left(\frac{a_{ds}}{l_s}\right) \qquad \Delta P_m = f_{pl}\left(\frac{a_{ds}}{l_s}\right)$$

Molas de pré-tensão

- Outras configurações ou combinações de molas podem ser utilizados para alterar a relação $P \times V$ e consequentemente o gradiente.

- Na configuração apresentada, as molas tendem a centralizar o manche e aumentam a inclinação de $P \times V$.



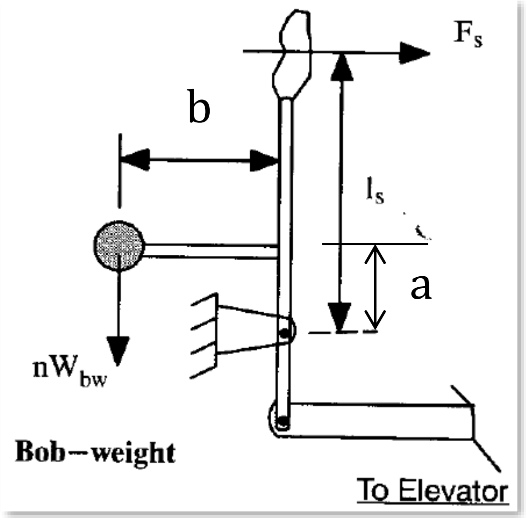
Sumário

Contrapeso

- O uso de um contrapeso pode ter um efeito similar ao da mola.

- O incremento de força será na forma:

$$\Delta P_w = \sqrt{a^2 + b^2}\frac{nW_b}{l_s} cos\left[\left(atan\frac{a}{b}\right) + \delta_s\right]$$

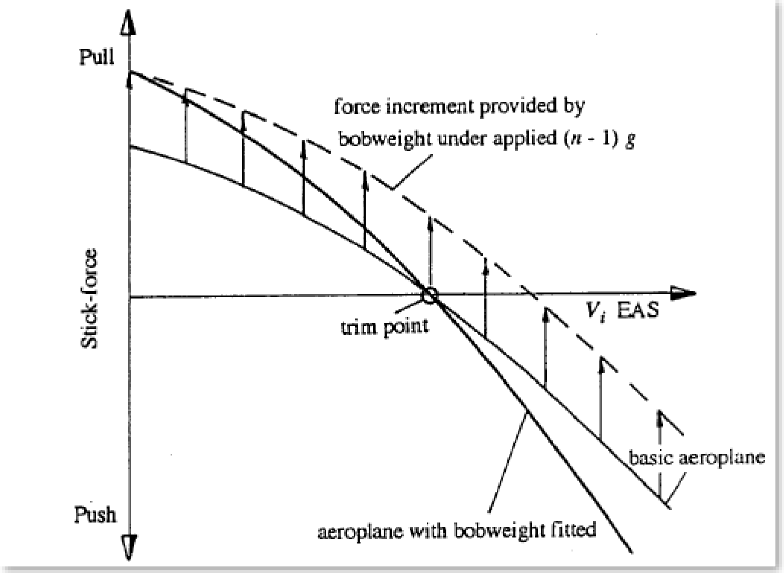


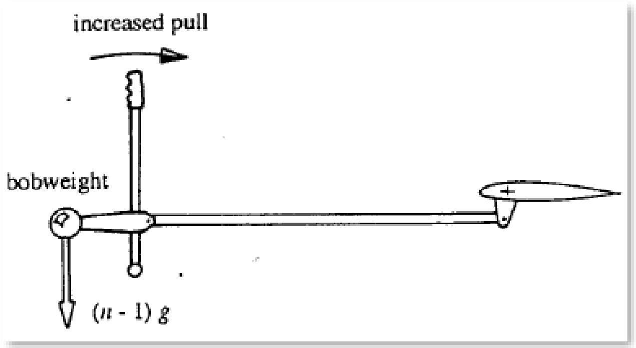
- Quando $a = 0$ (contrapeso alinhado com o ponto de articulação do manche:

$$\Delta P_w = \frac{nW_b b}{l_s}$$

Contrapeso

- Ou seja, o incremento passa a ser independente da posição do manche e o efeito é similar ao efeito da mola de baixa rigidez e pré-tensão alta ($n = 1$, vôo nivelado).





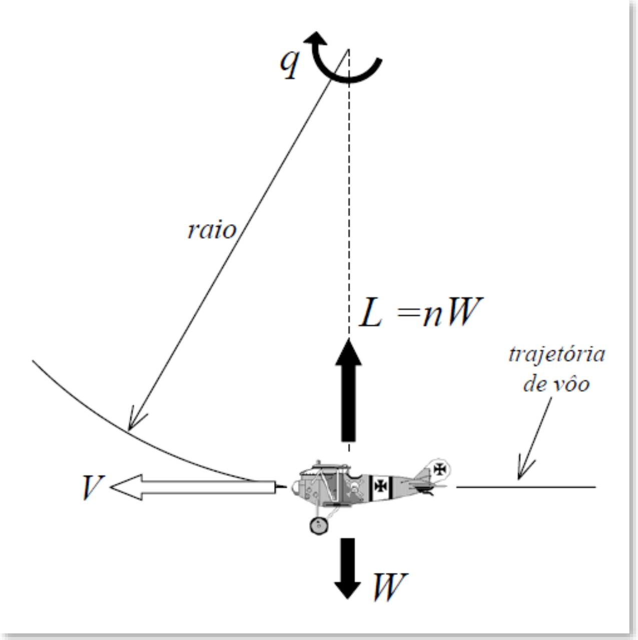
Entretanto o peso também altera outras relações …

Contrapeso

- A função primária dos contrapesos é ajustar a Força de comando por g.

- Como regra geral pode se dizer que um avião pequeno e bastante manobrável deve ter comandos leves em manobras ou reduzida relação de força de comandos por g.

- Já aeronaves maiores de transporte a relação de força de comando por g deve ser elevada por questões de conforto de passageiros e limites da estrutura.



- Durante a manobra de puxada podemos definir a força normal resultante é:

$$L - W = nW - W = (n-1)W$$

Onde o fator de carga é:

$$n = \frac{L}{W} \qquad a_n = (n-1)g$$

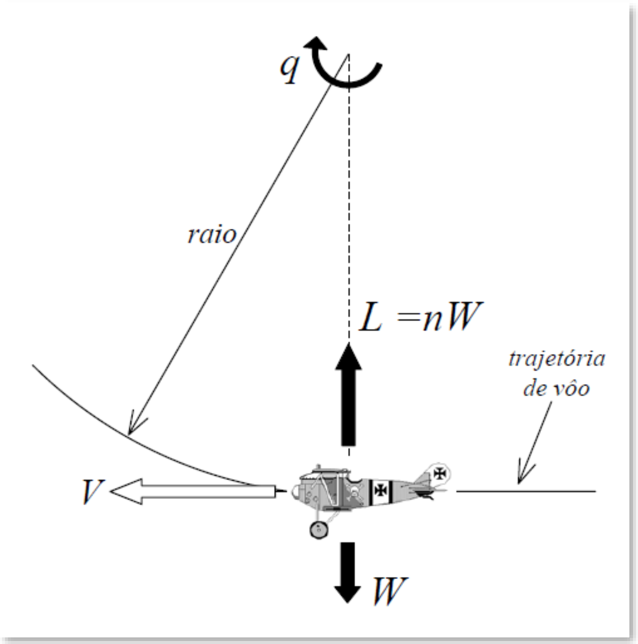
Sumário

- Introdução
- Definição do momento de dobradiça
- Força nos comandos
- Compensadores
- Molas de pré-tensão
- Contrapeso
- **Força no profundor**
- Força no leme
- Força no aileron

Força no profundor

- Assumindo que a aeronave está inicialmente trimada em vôo horizontal e consequentemente é necessário um ângulo de profundor δ_e e força no manche P. Para a realização da manobra é necessário que se modifique o profundor para:

$$\delta_e + \Delta\delta_e \qquad\qquad P + \Delta P$$



Força no profundor

- A velocidade angular na manobra é

$$q = \frac{(n-1)}{V} g$$

- As relações para sustentação e momento de arfagem na manobra podem ser representadas como

$$\Delta C_L = C_{L_\alpha} \Delta\alpha + C_{L_q} \hat{q} + C_{L_{\delta_e}} \Delta\delta_e$$
$$\Delta C_m = C_{m_\alpha} \Delta\alpha + C_{m_q} \hat{q} + C_{m_{\delta_e}} \Delta\delta_e$$

- Onde os termos relativos a *q* são apresentados na forma adimensional

$$\hat{q} = \frac{q\bar{c}}{2V} \qquad C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{q}} \qquad C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \hat{q}}$$

- Resultando também na forma adimensional para a velocidade angular

$$C_w = \frac{W}{{}^1\!/_2\, \rho V^2 S}$$

$$\hat{q} = \frac{\bar{c}(n-1)g}{2V^2} \qquad \text{ou} \qquad \hat{q} = (n-1)\frac{C_w}{2\mu}$$

$$\mu = \frac{2m}{\bar{c}S\rho}$$

Força no profundor

- Assumindo o vôo curvilíneo em regime, $\Delta C_m = 0$, podemos relacionar C_L e n

$$\Delta C_L = \frac{nW - W}{{}^1/_2\, \rho V^2 S} = (n-1)C_w$$

- Assim as equações de sustentação e momento se tornam

$$(n-1)C_w = C_{L_\alpha}\Delta\alpha + (n-1)C_{L_q}\frac{C_w}{2\mu} + C_{L_{\delta_e}}\Delta\delta_e$$

$$0 = C_{m_\alpha}\Delta\alpha + (n-1)C_{m_q}\frac{C_w}{2\mu} + C_{m_{\delta_e}}\Delta\delta_e$$

- De onde são obtidos

$$\frac{\Delta\delta_e}{(n-1)} = \frac{-C_w}{det[C]}\left[C_{m_\alpha} - \frac{1}{2\mu}\left(C_{L_q}C_{m_\alpha} - C_{L_\alpha}C_{m_q}\right)\right]$$

$$\frac{\Delta\alpha}{(n-1)} = \frac{1}{C_{L_\alpha}}\left(C_w - C_{L_q}\frac{C_w}{2\mu} - C_{L_{\delta_e}}\frac{\Delta\delta_e}{(n-1)}\right)$$

Ângulo de profundor por g: ângulo necessário para manter uma manobra com um fator de carga n

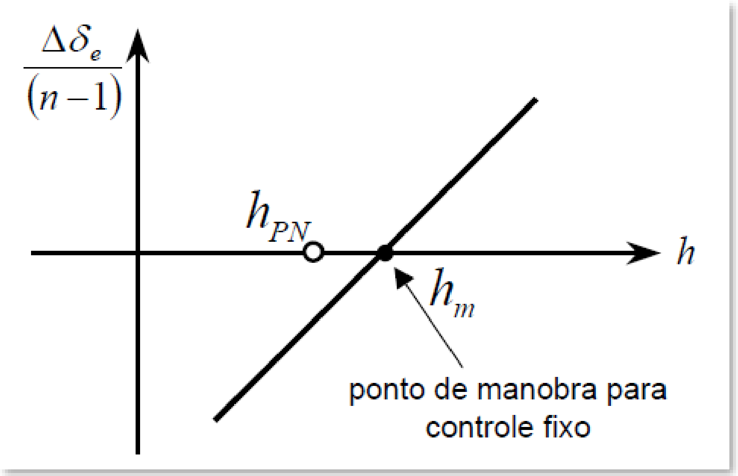
Força no profundor

- Ou ainda:

$$\frac{\Delta\delta_e}{(n-1)} = \frac{-C_w C_{L_\alpha}\left(2\mu - C_{L_q}\right)}{2\mu\, det[C]}\left[h - h_{PN} + \frac{C_{m_q}}{2\mu - C_{L_q}}\right] \qquad C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha}(h - h_{PN})$$

- A posição do CG onde a relação de ângulo de profundor por g é nula define o ponto de manobra.

$$h_m = h_{PN} - \frac{C_{m_q}}{2\mu - C_{L_q}}$$



Força no profundor

- Podemos definir também a força de comando por g para a manobra

$$P + \Delta P \qquad\qquad \frac{\Delta P}{(n-1)}$$

- O incremento de força no manche para a manobra poder ser definido como:

$$\Delta P = (G_1 - G_2)\, {}^1\!/_2\, \rho V^2 S_e \bar{c}_e \Delta C_{he} \longrightarrow (G_1 - G_2)\Delta H_e$$

- Aqui a expressão do momento de articulação pode ser modificada para:

$$\Delta C_{he} = C_{he_\alpha}\Delta\alpha + C_{he_q}\Delta\hat{q} + C_{he_{\delta_e}}\Delta\delta_e$$

- Utilizando a definição de ângulo de ataque por g e a definição de velocidade angular (slides 16 e 17):

$$\frac{\Delta C_{he}}{(n-1)} = \frac{-C_w}{2\mu C_{L_\alpha}}\left[\left(2\mu - C_{L_q}\right) C_{he_\alpha} + C_{he_q} C_{L_\alpha}\right] + \frac{\Delta\delta_e}{(n-1)}\left(C_{he_{\delta_e}} - \frac{C_{L_{\delta_e}} C_{he_\alpha}}{C_{L_\alpha}}\right)$$

Força no profundor

- Anteriormente definimos a influência do profundor livre,

$$a' = C'_{L_\alpha} = C_{L_\alpha} - \frac{C_{L_{\delta_e}} C_{he_\alpha}}{b_2}$$

que juntamente com a definição de ângulo de profundor por g nos fornece:

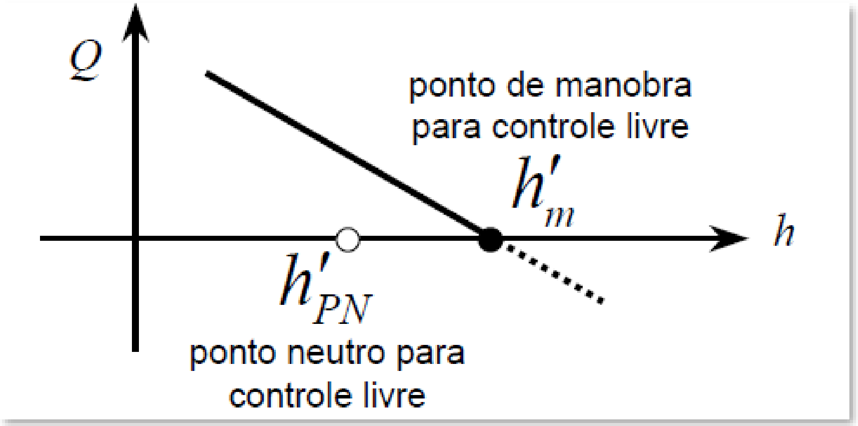
$$\frac{\Delta C_{he}}{(n-1)} = \frac{-C_w}{2\mu} \frac{a' C_{he_{\delta_e}}}{det[C]} \left(2\mu - C_{L_q}\right)(h - h'_m)$$ e

$$h'_m = h_m \frac{det[C]}{a' C_{he_{\delta_e}}} \left(\frac{C_{he_\alpha}}{C_{L_\alpha}} + \frac{-C_{he_q}}{2\mu - C_{L_q}} \right)$$ É o ponto de manobra para comando livre

- A força de comando por g passa a ser definida como:

$$Q = \frac{\Delta P}{(n-1)} = -(G_1 - G_2)\frac{S_e}{S}\bar{c}_e W \frac{a' C_{he_{\delta_e}}}{2\mu\, det[C]} \left(2\mu - C_{L_q}\right)(h - h'_m)$$

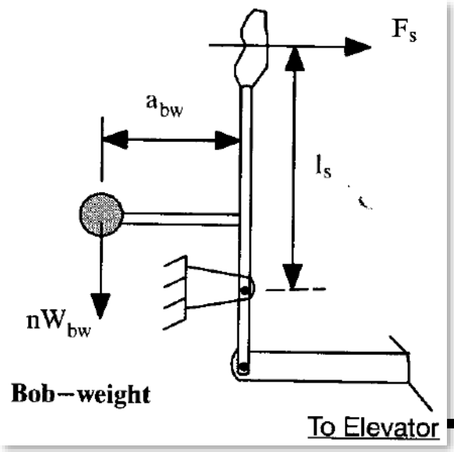
Força no profundor



Q cresce linearmente a medida que o CG se move para frente!
Q é diretamente proporcional a carga alar
Q varia com o produto de área e corda (dimensão ao cubo).

- O contrapeso na configuração apresentada pode ser utilizado para aumentar a relação de força de comando por g:

$$\Delta P_w = \frac{nW_b b}{l_s}$$



Força no profundor

- O contrapeso permite a alteração da força de comando por g através de um incremento dado por:

$$\Delta\left(\frac{P}{n}\right)_w \approx \frac{W_b b}{l_s}$$

- O efeito do momento aerodinâmico de articulação sobre a qualidade de voo não se limita ao casos longitudinal. No caso latero-direcional verificam-se questões similares para o aileron e leme.

Sumário

- Introdução
- Definição do momento de dobradiça
- Força nos comandos
- Compensadores
- Molas de pré-tensão
- Contrapeso
- Força no profundor
- **Força no leme**
- Força no aileron

Força no leme

- A força necessária para movimentar o leme pode ser definida como:

$$P_r = G\eta\bar{q}S_r\bar{c}_r(C_{h_r})$$

$$C_{h_r} = C_{h_{\delta_r}}\delta_r + C_{h_{\delta_{r_t}}}\delta_{r_t} + C_{h_{\beta_v}}\beta_v$$

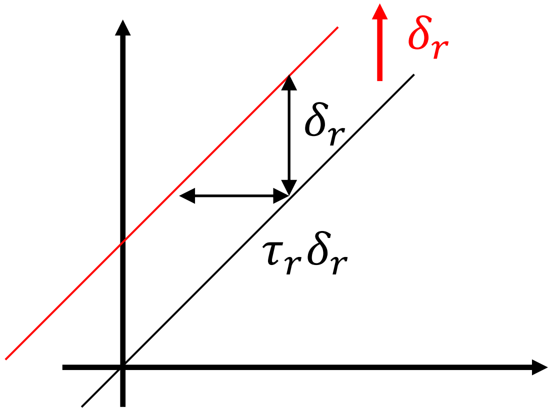
G é a relação de transmissão entre pedais e leme;
η é a eficiência do leme;
S_r é a área do leme;
$\bar{c}_r$ é a corda média;
$C_{h_{\delta_r}}$ é variação do momento de dobradiça em relação a variação do ângulo do leme;
$C_{h_{\delta_{r_t}}}$ é variação do momento de dobradiça em relação a variação do ângulo do compensador do leme;
$C_{h_{\beta_v}}$ é variação do momento de dobradiça em relação a variação do ângulo de guinada;

Força no leme

- No caso de um vôo trimado com os pedais livres (pés no assoalho), vale

$$0 = C_{h_{\delta_r}}\delta_r + C_{h_{\beta_v}}\beta_v$$

assumindo compensador na posição zero.



- A posição de equilíbrio para o leme livre é

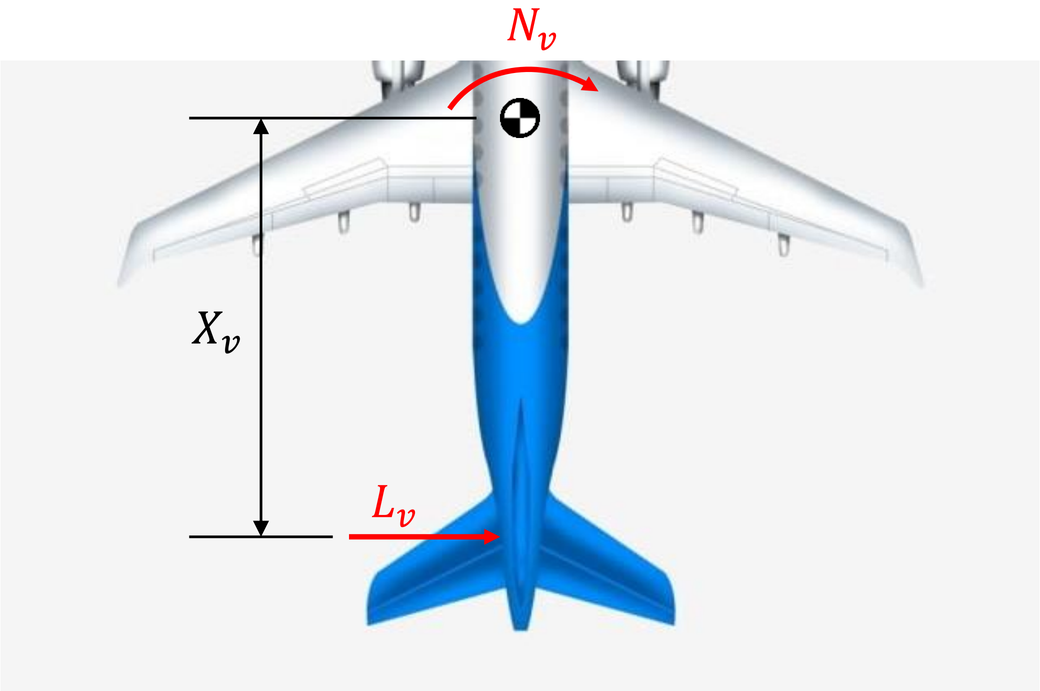
$$\boxed{\delta_{r_{free}} = -\frac{C_{h_{\beta_v}}\beta_v}{C_{h_{\delta_r}}}}$$

- O ângulo efetivo de guinada é então reduzido como consequência do leme livre

$$\beta_{v_{efet}} = \beta - \sigma + \tau_r\delta_{r_{free}}$$

σ é o sidewash (equivalente lateral do downwash)

Força no leme



$$N_v = -L_v X_v$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S b C_{n_v} = -\frac{1}{2}\rho V_v^2 S_v C_{L_v} X_v$$

$$C_{n_v} = -\eta \frac{S_v}{Sb} C_{L_v} X_v \qquad \eta = \frac{pressão\ dinâmica\ leme}{pressão\ dinâmica\ aeronave}$$

Ainda,

$$C_{L_v} = C_{L_{\alpha_v}} \beta_{v_{efet}}$$

- Assim o coeficiente de momento de guinada efetivo pode ser escrito como:

$$C_{n_v} = C_{L_{\alpha_v}}\left(\beta - \sigma + \tau_r \delta_{r_{free}}\right)\eta_v \frac{S_v X_{v_s}}{Sb}$$

Força no leme

- Utilizando a definição da posição de leme livre e o fato que

$$C_{n_{\delta_r}} = -C_{L_{\alpha_v}} \alpha_{\delta_r} \eta_v \frac{S_v X_{v_s}}{Sb}$$

- Define-se

$$C_{n_{\beta_{free}}} = C_{n_{\beta_{fix}}} - C_{n_{\delta_r}} \left[\frac{C_{h_{\beta_v}}}{C_{h_{\delta_r}}} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \right] \longrightarrow \text{Equivalente lateral do } \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$$

- Quando o piloto aplica um esforço no pedal para gerar um ângulo de guinada uma nova condição de equilíbrio deve ser satisfeita:

$$\boxed{C_{n_{\beta_{fix}}} \beta - C_{n_{\delta_r}} \delta_r = 0}$$

- Assim o ângulo do leme para gerar um ângulo de guinada β é dado por

$$\delta_r = -\frac{C_{n_{\beta_{fix}}} \beta}{C_{n_{\delta_r}}}$$

$$P_r = G \eta \bar{q} S_r \bar{c}_r \left(C_{h_r} \right)$$

Força no leme

- A força nos pedais necessária para gerar um ângulo de guinada β pode ser definida como

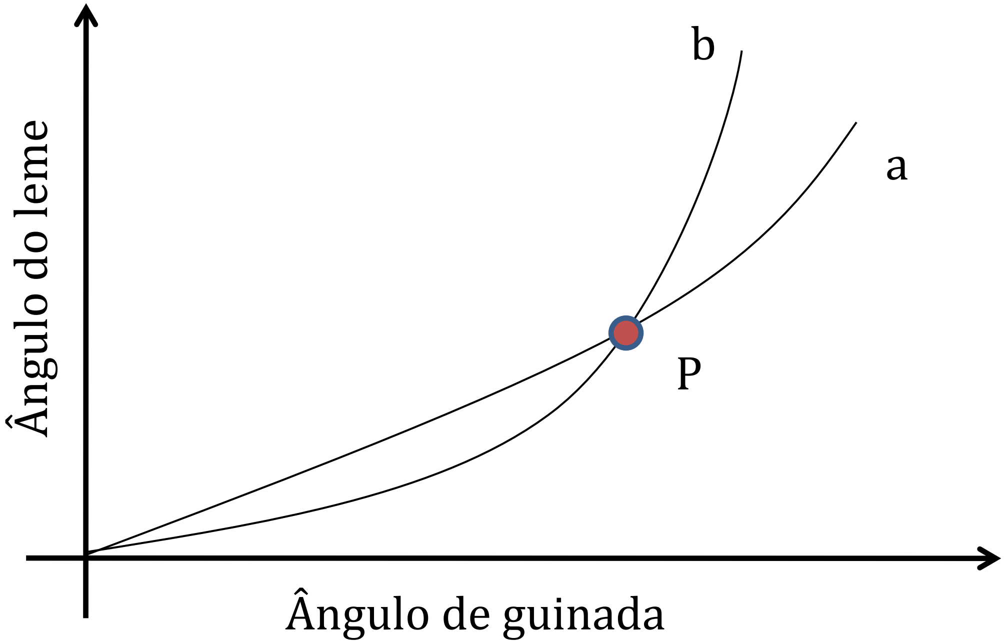
$$\boxed{P_r = G\eta\bar{q}S_r\bar{c}_r\left(C_{h_{\beta_v}}\beta - C_{h_{\delta_r}}\frac{C_{h_{\beta_{fix}}}\beta}{C_{n_{\delta_r}}} + C_{h_{\delta_{r_t}}}\delta_{r_t}\right)}$$

- O gradiente de força nos pedais por ângulo de guinada é obtido diferenciando-se a equação anterior em relação a β

$$\boxed{\frac{\partial P_r}{\partial \beta} = \frac{G\eta\bar{q}S_r\bar{c}_r C_{h_{\delta_r}}}{C_{h_{\delta_r}}} C_{n_{\beta_{free}}}}$$

Força no leme

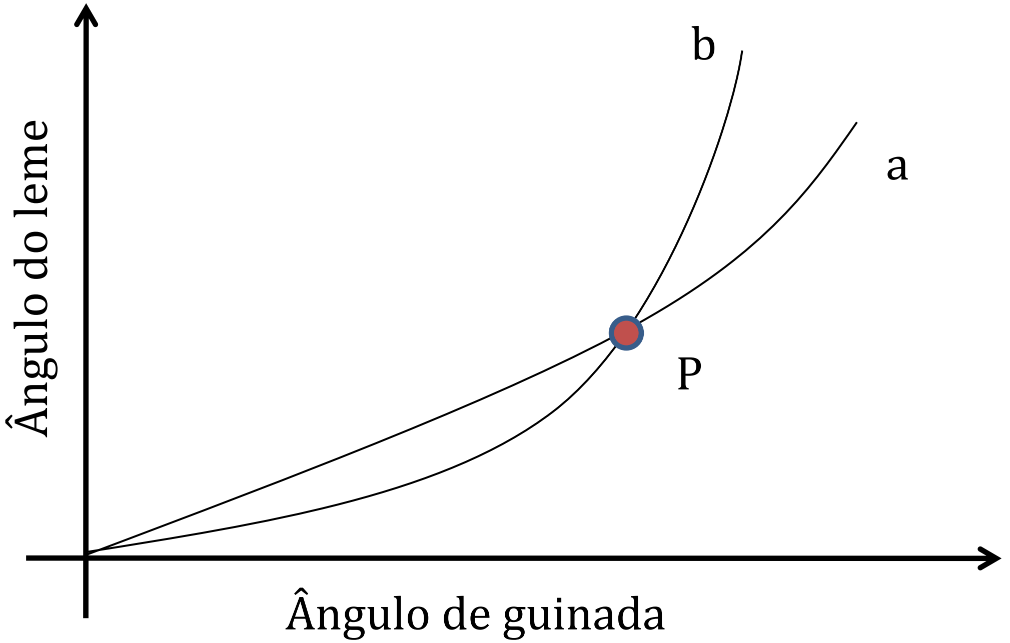
- A variação do ângulo do leme pelo ângulo de guinada é apresentada na figura.
- A curva "a" representa o ângulo necessário para produzir um ângulo de guinada qualquer δ_r.
- A curva "b" representa a variação do ângulo de leme livre $\delta_{r_{free}}$ para um determinado ângulo de guinada.



Força no leme

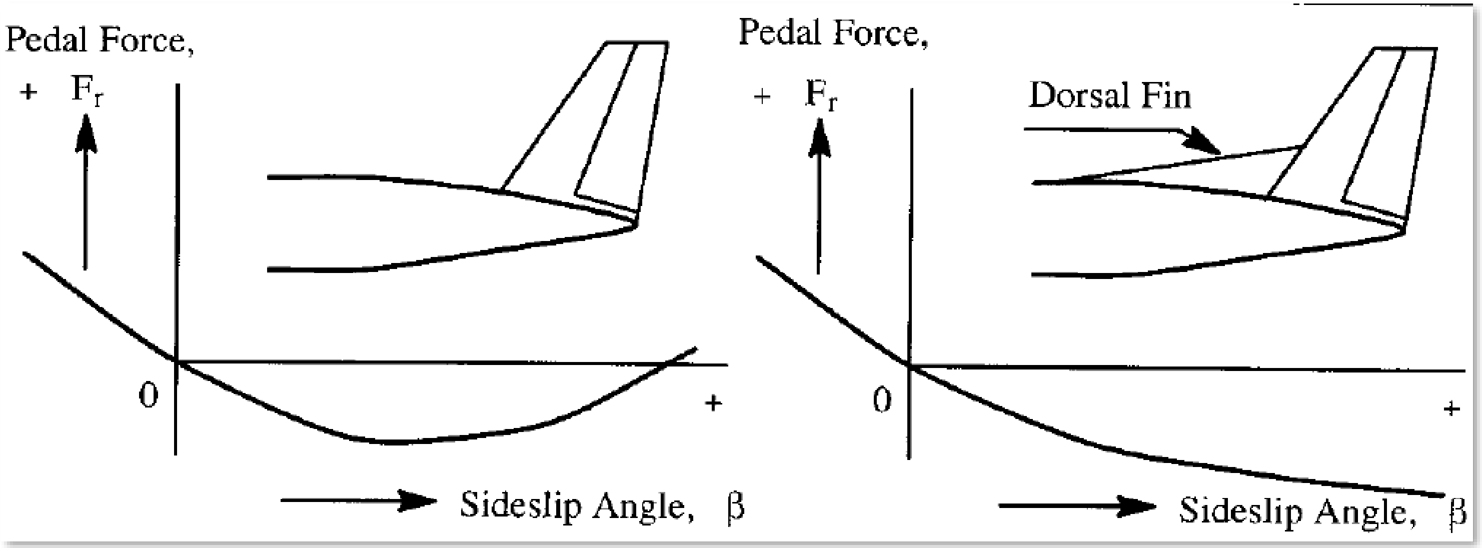
- A diferença entre as curvas para qualquer ângulo de guinada representa o quanto o piloto tem que movimentar o leme além da posição livre aplicando um esforço ao pedal e o mantendo para manter a posição do leme.

- Quando o leme se move além do ponto P, a força no pedal é revertida e o leme se move para o batente – “rudder-lock”.



Força no leme

- O uso do Dorsal Fin modifica o escoamento na região do leme e tende a modificar a relação entre a força nos pedais com a variação do ângulo de guinada e evita a inversão da força.



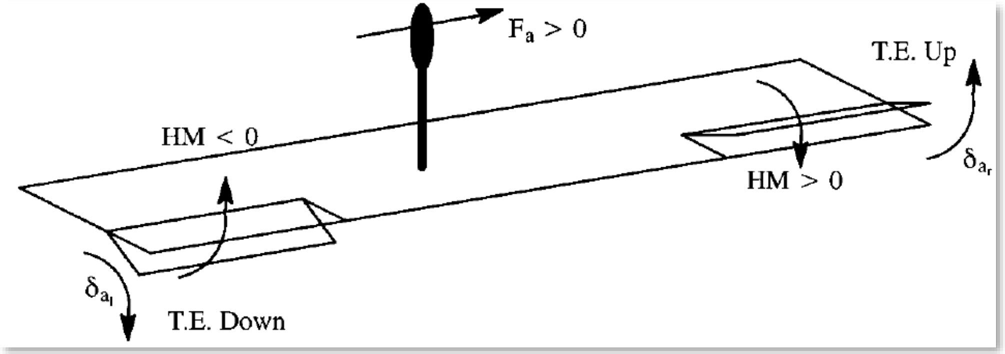
Sumário

Força no aileron

- A força no manche para movimentar os ailerons é definida por

$$P_a = -G_{a_l} H_{a_l} + G_{a_r} H_{a_r}$$

$$H_a = C_{h_a} q S_a \bar{c}_a$$



Força no aileron

- Os coeficientes de momento de articulação para os ailerons também podem ser assumidos como uma função linear do ângulo de ataque e deflexão do aileron

$$C_{h_{a_l}} = C_{h_{0_a}} + C_{h_{\alpha_a}} \alpha_{a_l} + C_{h_{\delta_a}} \delta_{a_l} \qquad C_{h_{a_r}} = C_{h_{0_a}} + C_{h_{\alpha_a}} \alpha_{a_r} + C_{h_{\delta_a}} \delta_{a_r}$$