Estabilidade Estática Longitudinal

AB-722

Flávio Luiz Cardoso Ribeiro

http://flavioluiz.github.io

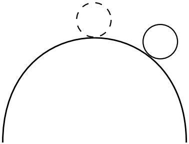
flaviocr@ita.br

Departamento de Mecânica do Voo
Divisão de Engenharia Aeronáutica e Aeroespacial
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

2018

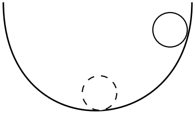
Introdução

Estabilidade de aeronaves A característica de uma aeronave manter sua atitude resistindo à perturbações. Se perturbada, a aeronave desenvolve forças e momentos que tendem a restaurar sua condição inicial.



Estabilidade Negativa

Estabilidade Neutra

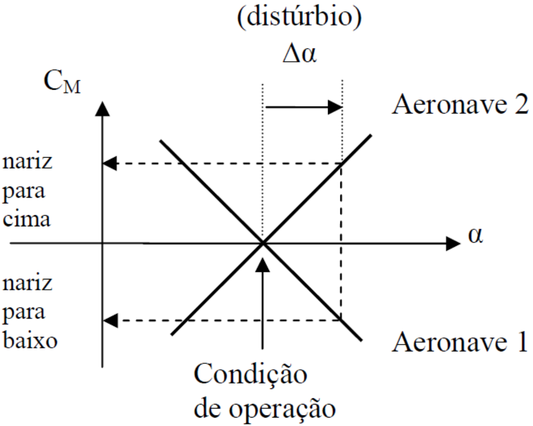


Estabilidade Positiva

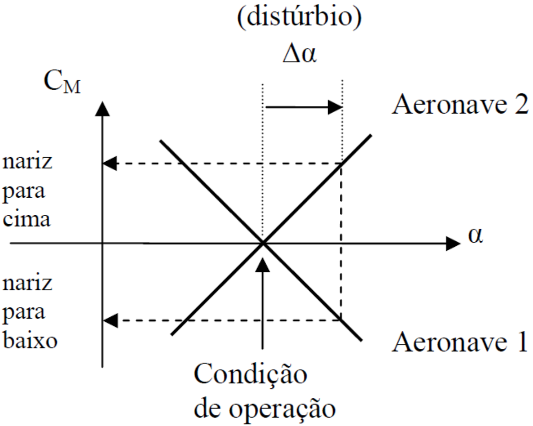
Introdução

Estabilidade Estática Avalia se as forças/momentos originados por uma perturbação são restauradores;
Estabilidade Dinâmica Avalia se as oscilações provocadas por uma perturbação se reduzem com o tempo, retornando ao equilíbrio;

Introdução


(distúrbio)
Δα
C_M
Aeronave 2
nariz
para
cima
α
nariz
para
baixo
Aeronave 1
Condição
de operação

Introdução



Condição de estabilidade estática:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} < 0$$

Introdução

Aeronaves de comando irreversível (manche fixo)

- As variações nas forças e momentos aerodinâmicos não alteram a posição do profundor δp;
- A posição do profundor δp é determinada apenas pela atuação do piloto no manche.

Aeronaves de comando reversível (manche livre)

- As variações das forças e momentos aerodinâmicos alteram a posição do profundor δp e, consequentemente, do manche.

Momento de arfagem

Introdução

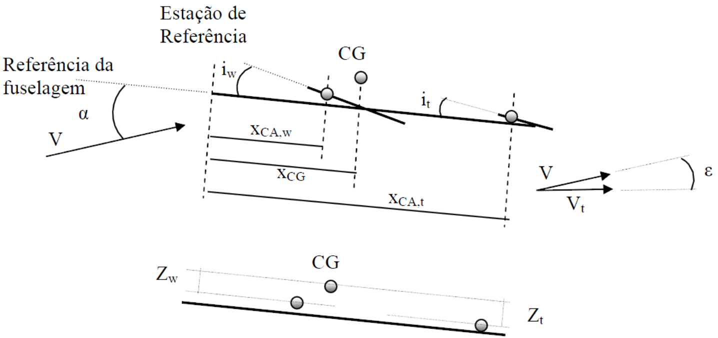
- Para avaliação da estabilidade estática longitudinal de uma aeronave, é necessário o conhecimento das contribuições de cada um dos elementos do avião para o momento de arfagem em torno do CG. Para o estudo o caso de manche livre, é ainda necessário o estudo do momento em torno do eixo de articulação do profundor.
- A parcela do momento de arfagem gerada pelo sistema propulsivo será considerada nula (tração agindo na linha do CG).

O momento de arfagem é dado por (soma das contribuições da asa, empenagem e fuselagem):

$$M_{CG} = M_{CG,w} + M_{CG,t} + M_{CG,f}$$

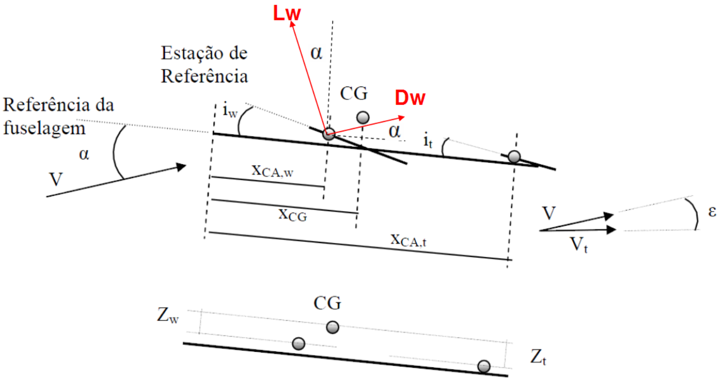
Momento de arfagem

Introdução



Momento de Arfagem

Contribuição da Asa



$$M_{CG,w} = (L_w cos(\alpha) + D_w sin(\alpha))(x_{CG} - X_{CA,w}) + (L_w sin(\alpha) - D_w cos(\alpha))Z_w + M_{CA,w}$$

Momento de Arfagem

Contribuição da Asa

Sob as seguintes hipóteses:

- $cos(\alpha) \approx 1$
- $C_L >> C_D$
- A parcela vertical (Z_w) é pequena e pode ser desprezada.

a expressão pode ser simplificada:

$$M_{CG,w} = L_w(x_{CG} - x_{CA,w}) + M_{CA,w}$$

Adimensionalizando:

$$\begin{aligned} C_{M_{CG,w}} =& \frac{M_{CG,w}}{1/2\rho V^2 Sc} \\ =& C_{L_{\alpha,w}}(\alpha + i_w)(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}) + C_{M_{CA,w}} \end{aligned}$$

Momento de Arfagem
Contribuição da Asa

Assumindo comportamento linear para o coeficiente de sustentação da asa:

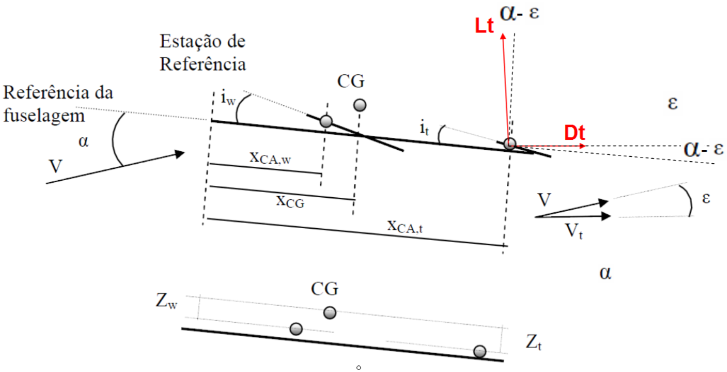
$$
\begin{aligned}
C_{L_w} &= C_{L_{\alpha,w}} \alpha_w \\
&= C_{L_{\alpha,w}} (\alpha + i_w)
\end{aligned}
$$

Então:

$$
\begin{aligned}
C_{M_{CG,w}} &= C_{L_{\alpha,w}} (\alpha + i_w) \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right) + C_{M_{CA,w}} \\
&= \underbrace{C_{M_{CA,w}} + C_{L_{\alpha,w}} i_w}_{C_{M_{0,w}}} + \underbrace{C_{L_{\alpha,w}} \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right)}_{C_{M_{\alpha,w}}} \alpha
\end{aligned}
$$

Momento de Arfagem

Contribuição da Empenagem



$$M_{CG,t} = (L_t cos(\alpha - \epsilon) + D_t sin(\alpha - \epsilon))(x_{CG} - X_{CA,t}) + (L_t sin(\alpha - \epsilon) - D_t cos(\alpha - \epsilon))Z_t + M_{CA,t}$$

Momento de Arfagem

Contribuição da Empenagem

Sob as mesmas hipóteses do caso da asa e, adicionalmente, considerando o momento em torno do CA da empenagem muito pequeno em relação aos demais termos:

$$M_{CG,t} = L_t(x_{CG} - x_{CA,t})$$

Calculando o coeficiente de momento devido à empenagem (adimensionalizado em relação aos parâmetros do avião, e não da empenagem):

$$C_{M_{CG,t}} = \frac{M_{CG,t}}{1/2\rho V^2 Sc}$$

$$C_{M_{CG,t}} = \frac{1/2\rho V_t^2 S_t C_{L_t}(x_{CG} - x_{CA,t})}{1/2\rho V^2 Sc}$$

$$C_{M_{CG,t}} = -\underbrace{\frac{1/2\rho {V_t}^2}{1/2\rho V^2}}_{\eta} \underbrace{\frac{(x_{CA,t} - x_{CG})S_t}{Sc}}_{V_H} C_{L_t}$$

$$C_{M_{CG,t}} = -\eta V_H C_{L_t}$$

Momento de Arfagem

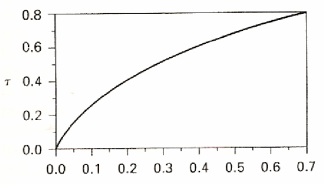
Contribuição da Empenagem

O coeficiente de sustentação da empenagem pode ser obtido por:

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha,t}} \alpha_t + C_{L_{\delta p,t}} \delta p$$
$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha,t}} (\alpha + i_t - \epsilon) + C_{L_{\delta p,t}} \delta p$$

$C_{L_{\delta p}}$ é a eficiência do profundor, está relacionado com a razão entre a área do profundor e a da empenagem horizontal. De acordo com Nelson, pode ser aproximado por:

$$C_{L_{\delta p}} = C_{L_{\alpha,t}} \tau$$



$S_{profundor} / S_{empenagem}$

Momento de Arfagem

Contribuição da Empenagem

ϵ é o ângulo de desvio do escoamento que atinge a empenagem causado pela asa, conhecido como downwash. Linearizando a expressão do downwash em função do ângulo de ataque da asa:

$$\epsilon = \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\alpha_w$$

$$\epsilon = \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}(\alpha + i_w)$$

Cálculos aproximados para ϵ_0 e $d\epsilon/d\alpha_w$ podem ser obtidos em livros como o do Raymer e Roskam.

Substituindo:

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha,t}}(\alpha + i_t - \epsilon) + C_{L_{\delta p,t}}\delta p$$

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha,t}}\left[\alpha + i_t - \left(\epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}(\alpha + i_w)\right)\right] + C_{L_{\delta p,t}}\delta p$$

$$C_{L_t} = \left(-C_{L_{\alpha,t}}\epsilon_0 - C_{L_{\alpha,t}}\frac{d\epsilon}{d\alpha_w}i_w + C_{L_{\alpha,t}}i_t\right) + C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right)\alpha + C_{L_{\delta p}}\delta p$$

Logo:

$$\begin{aligned} C_{M_{CG,t}} &= -\,\eta V_H C_{L_t} \\ &= \underbrace{-\eta V_H\left(-C_{L_{\alpha,t}}\epsilon_0 - C_{L_{\alpha,t}}\frac{d\epsilon}{d\alpha_w}i_w + C_{L_{\alpha,t}}i_t\right)}_{C_{M_{0,t}}} \\ &\quad \underbrace{-\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right)}_{C_{M_{\alpha,t}}}\alpha \underbrace{-\eta V_H C_{L_{\delta p}}}_{C_{M_{\delta p,t}}}\delta p \end{aligned}$$

A contribuição da fuselagem para o momento de arfagem pode ser escrita na forma:

$$C_{M_{CG,f}} = C_{M_{0,f}} + C_{M_{\alpha,f}} \alpha$$

O livro do Nelson apresenta fórmulas aproximadas para a determinação dos coeficientes $C_{M_{0,f}}$ e $C_{M_{\alpha,f}}$.

Manche fixo

Ponto neutro

O coeficiente de momento de arfagem da aeronave em torno do CG é dado pelo somatório das contribuições de cada componente:

$$\begin{aligned} C_{M_{CG}} =& C_{M_{CG,w}} + C_{M_{CG,t}} + C_{M_{CG,f}} \\ =& C_{M_{0,w}} + C_{M_{\alpha,w}}\alpha + C_{M_{0,t}} + C_{M_{\alpha,t}}\alpha + C_{M_{\delta p,t}}\delta p + C_{M_{0,f}} + C_{M_{\alpha,f}}\alpha \\ =& \underbrace{C_{M_{0,w}} + C_{M_{0,t}} + C_{M_{0,f}}}_{C_{M_0}} + \underbrace{\left(C_{M_{\alpha,w}} + C_{M_{\alpha,t}} + C_{M_{\alpha,f}}\right)}_{C_{M_\alpha}}\alpha + \underbrace{C_{M_{\delta p,t}}}_{C_{M_{\delta p}}}\delta p \end{aligned}$$

Somando as contribuições de C_{M_α} apenas:

$$C_{M_\alpha} = C_{L_{\alpha,w}}\left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right) - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) + C_{m_{\alpha,f}}$$

Manche fixo

Ponto neutro

Da mesma forma que estamos obtendo o coeficiente de momento em torno do CG, podemos obter o coeficiente em qualquer outro ponto da aeronave (basta trocar x_{CG} pela coordenada desejada). O ponto onde o coeficiente de momento não varia com o ângulo de ataque é chamado de **Ponto Neutro**, ou **centro aerodinâmico** da aeronave.

$$C_{M_\alpha} = C_{L_{\alpha,w}}\left(\frac{x}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right) - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) + C_{M_{\alpha,f}}$$

Logo, no ponto neutro: $C_{M_\alpha} = 0$

Desconsiderando a influência do passeio do CG sobre o valor da razão de volume de empenagem V_H:

$$\frac{x_{PN}}{c} = \frac{x_{CA,w}}{c} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha,t}}}{C_{L_{\alpha,w}}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) - \frac{C_{M_{\alpha,f}}}{C_{L_{\alpha,w}}}$$

Manche fixo

Ponto neutro

Dessa aproximação (V_H não varia), o coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque, no CG, pode ser expresso por:

$$C_{M_\alpha} = C_{L_{\alpha,w}} \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{PN}}{c} \right)$$

Se não tivessemos feito a aproximação de V_H constante, a expressão acima ficaria:

$$C_{M_\alpha} = (C_{L_{\alpha,w}} + \eta V_H C_{L_{\alpha,t}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w} \right)) \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{PN}}{c} \right)$$

Ou seja:

$$C_{M_\alpha} = C_{L_\alpha} \left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{PN}}{c} \right)$$

onde C_{L_α} é do avião.
Note que para que o critério de estabilidade estática seja satisfeito:

$$x_{CG} < x_{PN}$$

Ou seja, o CG deve estar mais próximo do nariz que o CA do avião!

Manche fixo

Ponto neutro

Define-se margem estática:

$$ME = \frac{x_{PN}}{c} - \frac{x_{CG}}{c}$$

Para o caso do manche fixo (e considerando V_H constante):

$$ME = \frac{x_{CA,w} - x_{CG}}{c} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha,t}}}{C_{L_{\alpha,w}}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) - \frac{C_{M_{\alpha,f}}}{C_{L_{\alpha,w}}}$$

Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

Para se verificar diretamente o critério de estabilidade em ensaios em vôo teria que se traçar uma curva de $C_m \times \alpha$, e observar se ela é:

- decrescente $(C_{m_\alpha} < 0) \Rightarrow$ estável
- crescente $(C_{m_\alpha} > 0) \Rightarrow$ instável

Mas traçar essas curvas é praticamente impossível. Existe uma maneira mais simples de verificar a condição de estabilidade.
Vamos traçar as curvas $C_m \times \alpha$ para diferentes valores de δp, lembrando que a equação do momento de arfagem é:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_\delta}\delta_p$$

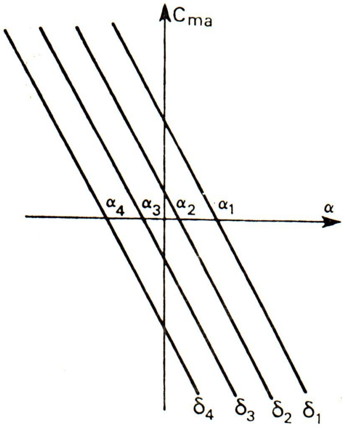
E que uma deflexão positiva do profundor produz um momento negativo, e portanto $C_{m_\delta} < 0$

Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

No caso de aeronave estaticamente estável, as curvas $C_m \times \alpha$ tem o formato mostrado na figura a seguir, sendo que:

$$\delta_{p_1} < \delta_{p_2} < \delta_{p_3} < \delta_{p_4}$$

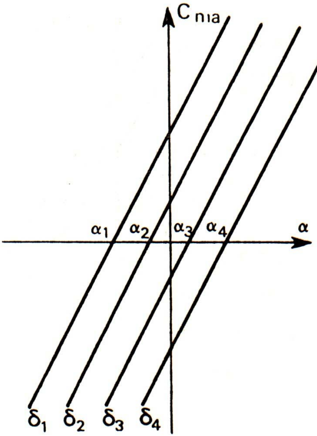


Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

No caso de aeronave estaticamente instável, as curvas $C_m \times \alpha$ tem o formato mostrado na figura a seguir, sendo que:

$$\delta_{p_1} < \delta_{p_2} < \delta_{p_3} < \delta_{p_4}$$

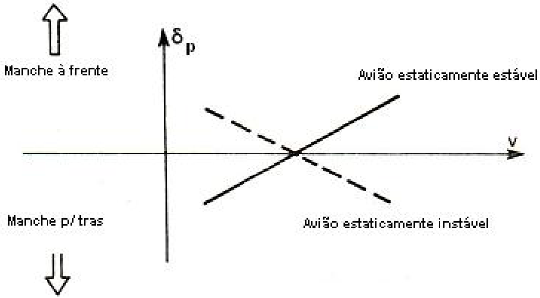


Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

Logo:

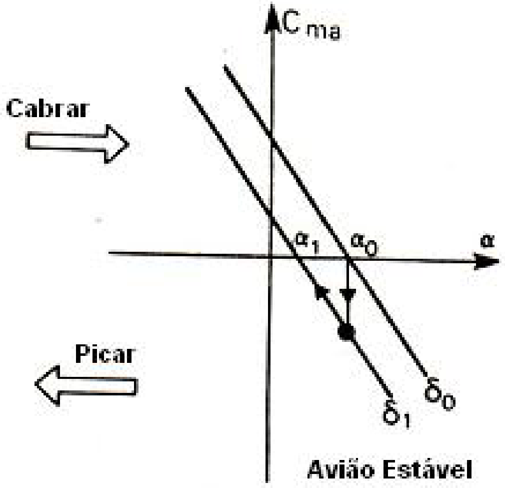
- para um avião estaticamente estável, posições do manche mais à frente correspondem a velocidades de equilíbrio crescentes.
- para um avião estaticamente instável, posições do manche mais à frente correspondem a velocidade de equilíbrio decrescentes.



Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

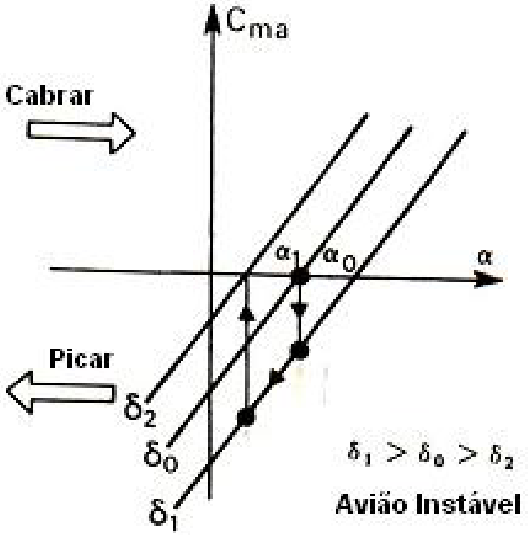
Sequência para aeronave estável.



Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

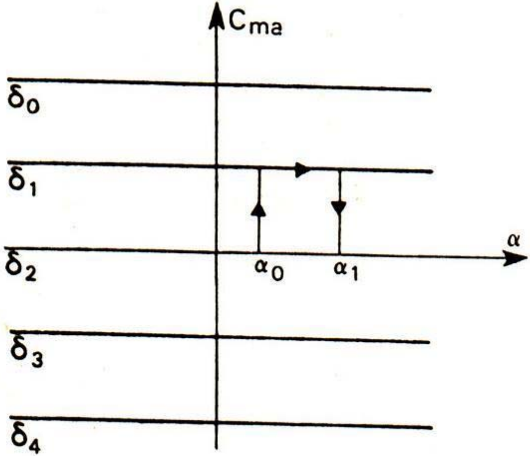
Sequência para aeronave instável.



Manche fixo

Condição de estabilidade estática em ensaios em vôo

Sequência para aeronave neutra.



Manche fixo

Deflexão do profundor de equilíbrio

Temos que:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta p}}\delta p$$
$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{\delta p}}\delta p$$

No equilíbrio, em condições de vôo reto nivelado:

$$C_m = 0$$
$$C_L = C_{L,eq} = \frac{mg}{0.5\rho V^2 S}$$

Logo:

$$\delta p_{eq} = -\frac{(C_{m_0}C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha}C_{L_0}) + C_{m_\alpha}C_{L,eq}}{C_{m_{\delta p}}C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha}C_{L_{\delta p}}}$$

Da expressão anterior, a relação entre a deflexão do profundor de equilíbrio com o coeficinte de sustentação de equilíbrio é uma reta, cujo coeficiente angular é dado por:

$$\frac{d\delta p_{eq}}{dC_{L,eq}} = -\frac{C_{m_\alpha}}{C_{m_{\delta p}} C_{L_\alpha} - C_{m_\alpha} C_{L_{\delta p}}}$$

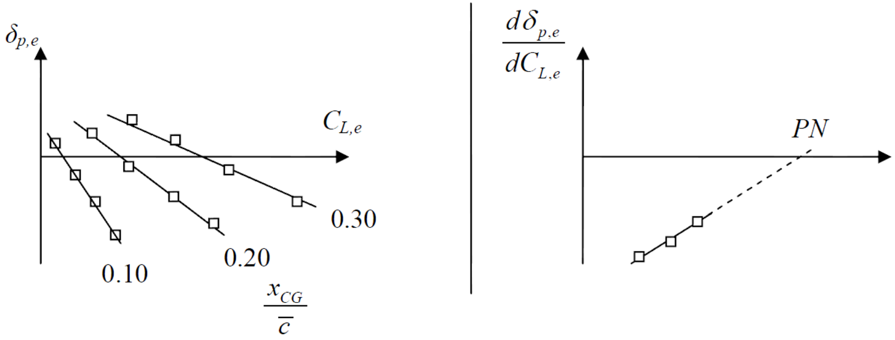
Lembrando que C_{m_α} é função da posição do CG da aeronave:

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha}\left(\frac{x_{PN} - x_{CG}}{c}\right)$$

Realizando ensaios em vôo para diversas velocidades (ou seja, diferentes $C_{L,eq}$), é possível determinar uma curva de δp_{eq} versus $C_{L,eq}$, e obter o coeficiente angular $d\delta p_{eq}/dC_{L,eq}$. Repetindo o ensaio para diferentes posições conhecidas do CG, podemos estimar a posição do ponto neutro por extrapolação da curva $d\delta p_{eq}/dC_{L,eq}$ versus $x_c g$.

Manche fixo

Medida do ponto neutro em ensaios em vôo



a) Medições durante o ensaio

b) Extrapolação da curva

Manche livre

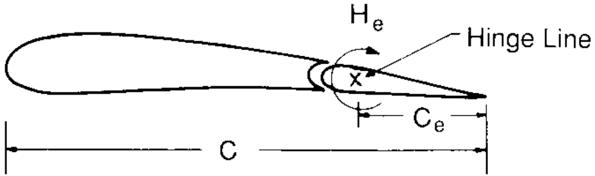
Ponto neutro

- Para aeronaves de manche livre, uma perturbação em α implica uma alteração nas forças aerodinâmicas sobre o profundor, produzindo também uma variação na deflexão;
- O profundor posiciona-se de modo que o momento de articulação seja nulo. Se o piloto desejar mudar a posição do comando, deve exercer uma força no manche de modo a balancear o momento;
- Para minimizar o esforço do piloto, é usual equipar as aeronaves de comandos reversíveis com superfícies de controle articuladas no bordo de fuga chamadas de compensadores.

Manche livre

Ponto neutro

Para aeronaves de comando reversível é importante o conhecimento do momento H_P que age na linha de articulação do profundor, pois este será o momento que o piloto terá de sobrepor para comandar a aeronave. No caso de aeronaves comandadas por sistemas hidráulicos ou elétricos, este momento é importante no dimensionamento do comando e no projeto do sistema que gera sensação artificial ao piloto.



O coeficiente de momento de articulação é definido por:

$$C_{H_P} = \frac{H_P}{0.5\rho V^2 S_e c_e}$$

onde S_e e c_e são, respectivamente, a área da porção do profundor atrás da linha de articulação e a corda média da mesma porção. O coeficiente de articulação pode ser calculado de maneira aproximada por:

$$C_{H_p} = b_0 + b_1\alpha_t + b_2\delta p + b_3\delta_t$$

Manche livre

Ponto neutro

Vimos que:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta p}}\delta p$$

Na aeronave com manche fixo, δp não muda.
No caso da aeronave com manche livre (momento na articulação do profundor é nulo - o piloto não exerce força no manche):

$$C_{H_p} = b_0 + b_1\alpha_t + b_2\delta p + b_3\delta_t = 0$$

Logo:

$$\delta p_{livre} = -\frac{b_0 + b_1\alpha_t + b_3\delta_t}{b_2}$$

Dessa forma, δp varia com o ângulo de ataque, e consequentemente:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta p}}\left(-\frac{b_0 + b_1\alpha_t + b_3\delta_t}{b_2}\right)$$

Manche livre

Ponto neutro

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta p}}\left(-\frac{b_0 + b_1\alpha_t + b_3\delta_t}{b_2}\right)$$

onde:

$$\alpha_t = \alpha - \epsilon$$
$$\epsilon = \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\alpha_w$$

Logo:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_{\delta p}}\left(-\frac{b_0 + b_3\delta_t - b_1\epsilon_0}{b_2}\right) + \left(C_{m_\alpha} - C_{m_{\delta p}}\frac{b_1}{b_2}(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w})\right)\alpha$$

Note que o coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque para manche livre fica:

$$
\begin{aligned}
C'_{m_\alpha} = &\left(C_{m_\alpha} - C_{m_{\delta p}}\frac{b_1}{b_2}(1-\frac{d\epsilon}{d\alpha_w})\right)\\
=&C_{L_{\alpha,w}}\left(\frac{x_{CG}}{c}-\frac{x_{CA,w}}{c}\right) - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1-\frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) + C_{m_{\alpha,f}}\\
&- C_{m_{\delta p}}\frac{b_1}{b_2}(1-\frac{d\epsilon}{d\alpha_w})
\end{aligned}
$$

Vimos que:

$$C_{m_{\delta p}} = -\eta V_H C_{L_{\delta p}}$$

Manche livre

Ponto neutro

$$
\begin{aligned}
C'_{m_\alpha} =& C_{L_{\alpha,w}}\left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right) - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) + C_{m_{\alpha,f}} \\
& - C_{m_{\delta p}}\frac{b_1}{b_2}(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}) \\
=& C_{L_{\alpha,w}}\left(\frac{x_{CG}}{c} - \frac{x_{CA,w}}{c}\right) - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right)\left(1 - \frac{C_{m_{\delta p}}}{C_{L_{\alpha,t}}}\frac{b_1}{b_2}\right) \\
& + C_{m_{\alpha,f}}
\end{aligned}
$$

Novamente, podemos obter C'_{m_α} em um ponto x qualquer (em substituição à x_{CG}). O ponto x_{PN} onde $C'_{m_\alpha} = 0$ é chamado Ponto Neutro a manche livre:

$$
\frac{x'_{PN}}{c} = \frac{x_{CA,w}}{c} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha,t}}}{C_{L_{\alpha,w}}}\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right)\left(1 - \frac{C_{m_{\delta p}}}{C_{L_{\alpha,t}}}\frac{b_1}{b_2}\right) - \frac{C_{M_{\alpha,f}}}{C_{L_{\alpha,w}}}
$$

Posição do Ponto Neutro à manche fixo:

$$\frac{x_{PN}}{c} = \frac{x_{CA,w}}{c} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha,t}}}{C_{L_{\alpha,w}}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) - \frac{C_{M_{\alpha,f}}}{C_{L_{\alpha,w}}}$$

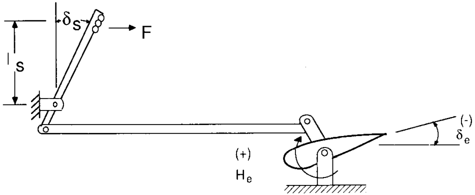
Posição do Ponto Neutro à manche livre:

$$\frac{x'_{PN}}{c} = \frac{x_{CA,w}}{c} + \eta V_H \frac{C_{L_{\alpha,t}}}{C_{L_{\alpha,w}}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha_w}\right) \left(1 - \frac{C_{m_{\delta p}}}{C_{L_{\alpha,t}}} \frac{b_1}{b_2}\right) - \frac{C_{M_{\alpha,f}}}{C_{L_{\alpha,w}}}$$

Manche livre

Força no manche

A força exercida pelo piloto no manche é diretamente proporcional ao momento na articulação ($H_{p,eq}$) da superfície de controle.



Podemos calcular essa força (F) igualando o trabalho necessário para deslocar o manche com o trabalho necessário para deslocar a superfície de controle:

$$Fl_s d\delta_s = H_{p,eq} d\delta p$$

onde l_s é o braço do manche e $d\delta_s$ é uma pequena deflexão do manche (stick), e $d\delta_p$ a deflexão equivalente no profundor.

Logo:

$$F = \frac{1}{l_s}\frac{d\delta p}{d\delta s}H_{p,eq}$$

$$F = \frac{1}{l_s}\frac{d\delta p}{d\delta s}0.5\rho V^2 S_e c_e C_{H_p}$$

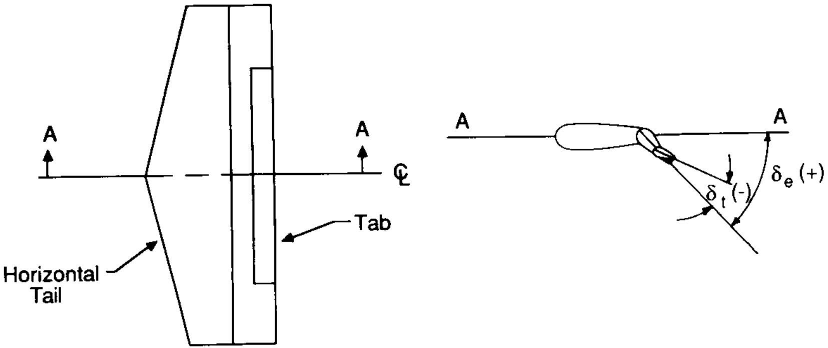
Note que as forças aumentam com o quadrado da velocidade, tal como com o tamanho da aeronave.

Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

Em uma aeronave de comando reversível, caso a deflexão de profundor para o $C_{L,eq}$ não coincida com a deflexão de profundor para momento de articulação nulo, então o piloto deverá compensar a aeronave, mantendo uma força sobre o manche, o que torna a pilotagem difícil e fatigante.

Para evitar este esforço, são empregados os compensadores (ou *tabs*):



Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

O incremento de momento em torno do CG da aeronave gerado pelos compensadores é desprezível, mas causa grande diferença no momento de articulação do profundor. Logo o ângulo de deflexão do compensador pode ser ajustado para que, na condição de vôo assumida, a força de comando seja nula:

$$\delta t_{eq} = -\frac{1}{b_3}(b_0 + b_1\alpha_{t,eq} + b_2\delta p_{eq})$$

Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

Beechcraft Super 18 (1937)

Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

Manche livre

Uso de compensadores (tabs)

A pilotagem de uma aeronave instável é impossível?
Não! Pode se tornar uma tarefa desagradável e trabalhosa, especialmente em fases de vôo que exigem constante correção/manutenção.

- Em aviões manobráveis (acrobacia, caça), uma pequena margem estática (ou até levemente negativa), poderá facilitar a pilotagem, reduzindo os esforços exigidos do piloto.