



Mecânica do Voo

Estabilidade e Controle 2.3







I. INTRODUÇÃO À ESTABILIDADE E CONTROLE

II. ESTABILIDADE ESTÁTICA E CONTROLE

1ª PARTE

2ª PARTE

3ª PARTE

MOMENTO DE ARTICULAÇÃO

INFLUÊNCIA DE UM PROFUNDOR LIVRE NA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO

O FATOR DE PROFUNDOR LIVRE

O PONTO NEUTRO DE PROFUNDOR LIVRE

O USO DE TABS

OUTROS TIPOS DE TABS

FORÇA PARA TRIMAR

GRADIENTE DE FORÇA NOS COMANDOS

Referências:

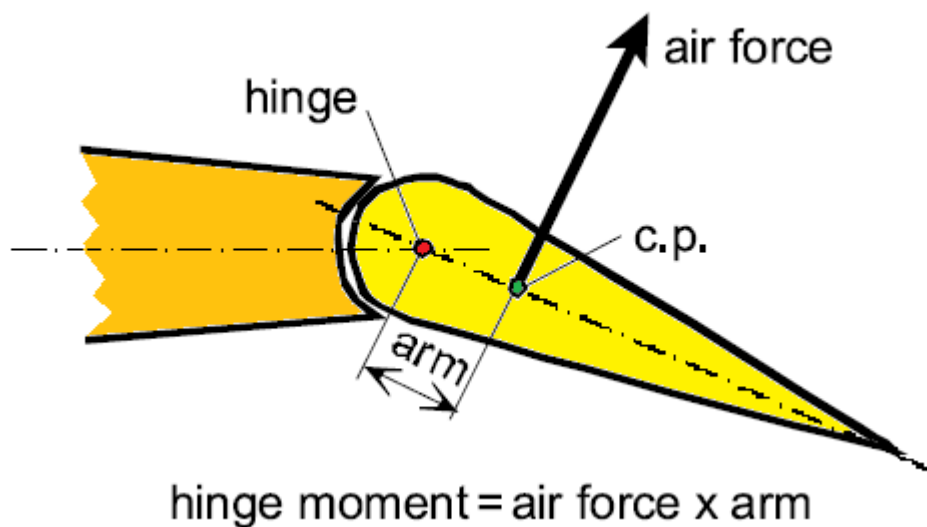
1. Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid, [Dynamics of Flight – Stability and Control](#), John Wiley & Sons, 3ª Ed, 1996.
2. Mario Asselin, [An Introduction to Aircraft Performance](#), AIAA Education Series, 1997.
3. John D. Anderson Jr, [The Airplane: A History of its Technology](#), AIAA, Reston, 2002.
4. E. Torenbeek, H. Wittenberg, [Flight Physics – Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes](#), Springer 2002.

Capa:

Northrop YB-49 Flying wing, a heavy bomber prototype. Northrop YB-49 flying wing. The YB-49 was the jet-propelled variant of the company's XB-35 bomber. Eight Allison J35 engines, each delivering 3,750 pounds of thrust, gave the flying wing a top speed of 510 mph, or more than 100 mph faster than its prop-driven predecessor. Flight testing revealed stability problems which could not be corrected with existing technology. The second aircraft crashed on June 5, 1948, killing its five-man crew. Edwards AFB was subsequently named for one of its crew members, Capt. Glen W. Edwards.
http://en.wikipedia.org/wiki/File:YB49-2_300.jpg (Acesso em 18 JUN 2011).

5. MOMENTO DE ARTICULAÇÃO

Para defletir qualquer superfície de controle aerodinâmica, como profundor, leme e aileron, é necessário aplicar uma força para girar a mesma em torno de sua dobradiça (em inglês, *hinge*) ou articulação. Essa força deve se opor às pressões aerodinâmicas que resistem à deflexão da superfície.

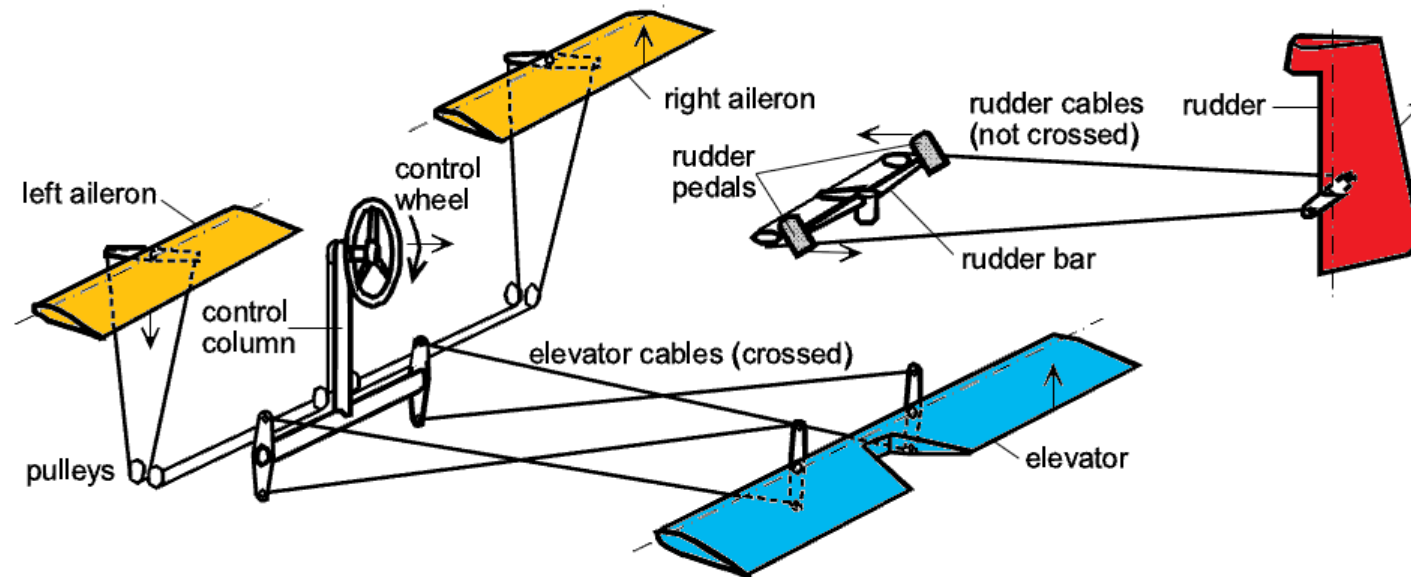


Momento de articulação



Hinge moment

Essa força pode ser inteiramente aplicada pelo piloto humano através de um sistema articulado composto por cabos, polias, hastes e alavancas; ...



Sketch of a simple aeroplane flight control system.

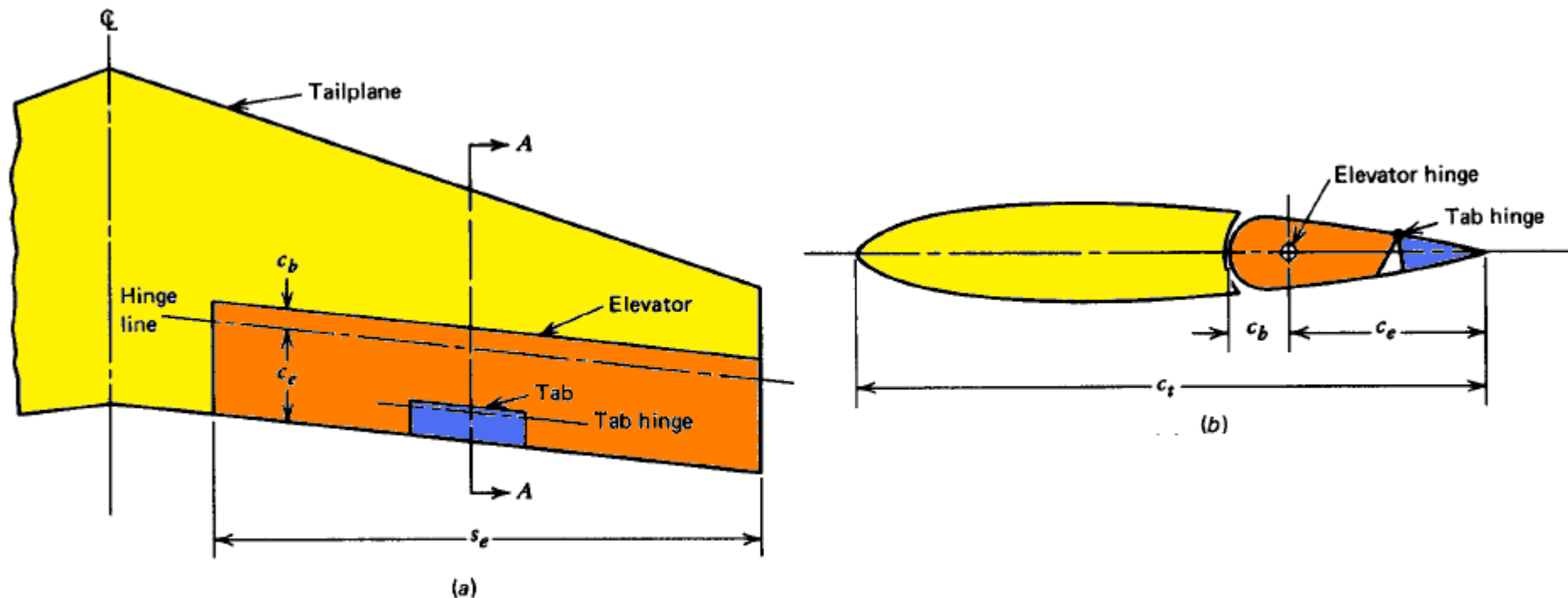
...pode ser parcialmente aplicada por um sistema atuador potenciado, ou o piloto humano pode estar mecanicamente desconectado da superfície de controle, caso a aeronave utilize a arquitetura *fly-by-wire*.



Em qualquer um dos casos, a força que tem que ser aplicada à superfície de controle tem que ser conhecida com precisão.

Existe uma infinidade de arquitetura de sistema de controle de voo. Vamos tratar nesse e no próximo capítulo de um sistema onde o controle de forças no profundor tem sua atuação inteiramente exercida pelo piloto humano, ou é exercida parcialmente pelo piloto e assistido por um sistema potenciado.

As forças aerodinâmicas na superfície de controle produzem um momento em torno da articulação. A figura abaixo mostra uma típica superfície de empenagem, composta de um profundor com um tab. A contribuição do tab à sustentação da superfície de controle na qual ele está instalado é desprezível. Porém, sua influência no momento de articulação é grande.



$s_e \Rightarrow$ span of elevator

Elevator and tab geometry. (a) Plan view. (b) Section A—A.



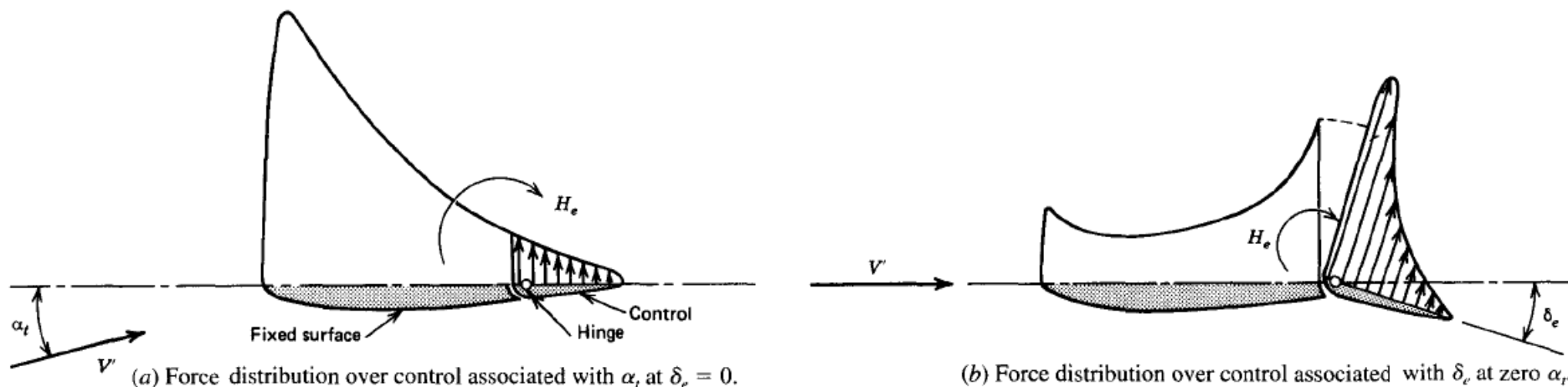
O coeficiente do momento de articulação é definido como:

$$C_{he} = \frac{H_e}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_e \bar{c}_e} \quad S_e \Rightarrow \text{area of elevator aft of hinge line}$$

- H_e é o momento das forças aerodinâmicas em torno da linha de articulação do profundor e tab.
- S_e é a área da porção do profundor e tab que fica atrás da linha de articulação.
- \bar{c}_e é a corda média da porção do profundor e tab que fica atrás da linha de articulação.

Of all the aerodynamic parameters required in stability and control analysis, the hinge-moment coefficients are most difficult to determine with precision. A large number of geometrical parameters influence these coefficients, and the range of design configurations is wide. Scale effects tend to be larger than for many other parameters, owing to the sensitivity of the hinge moment to the state of the boundary layer at the trailing edge. Two-dimensional airfoil theory shows that the hinge moment of simple flap controls is linear with angle of attack and control angle in both subsonic and supersonic flow.

As figuras abaixo mostram uma distribuição típica de forças normais em escoamento subsônico associados a variações de α e δ_e . A força atuando em um *flap* móvel tem um momento em torno da articulação muito sensível à sua localização.



Normal-force distribution over control surface at subsonic speed.

Em muitos casos práticos, uma aproximação razoável é considerar que C_{he} seja uma função linear de α_s , δ_e e δ_t .

No entanto, devemos ter em mente que nem sempre a hipótese acima é válida.



Vamos assumir, portanto, que C_{he} é uma função linear, dada por:

$$C_{he} = b_0 + b_1\alpha_s + b_2\delta_e + b_3\delta_t$$

Onde:

$$b_1 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha_s} = C_{he\alpha_s}$$

$$b_2 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e} = C_{he\delta_e}$$

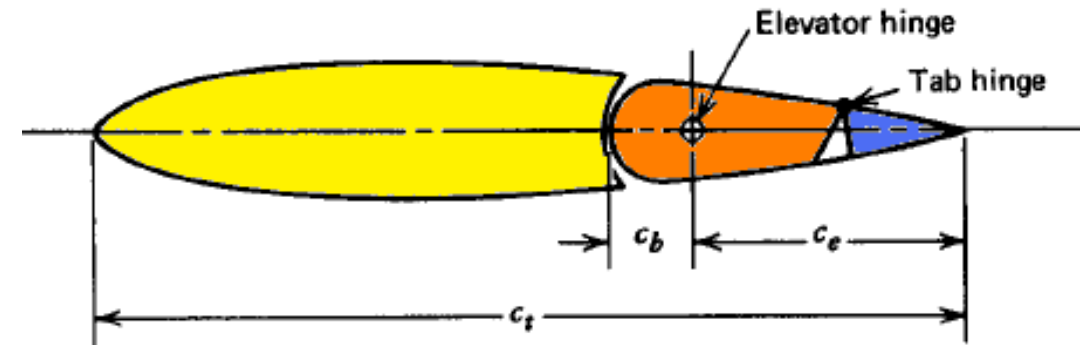
$$b_3 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_t} = C_{he\delta_t}$$

- $\alpha_s \Rightarrow$ Ângulo de ataque da superfície na qual está ligada a superfície de controle (asa ou empenagem).
- $\delta_t \Rightarrow$ Ângulo de deflexão do tab.

O cálculo do momento de articulação se resume à determinação de b_0 , b_1 , b_2 e b_3 .

As variáveis geométricas de interesse são:

- $c_e/c_t \Rightarrow$ razão de corda do profundor.
(*elevator chord ratio*)
- $c_b/c_e \Rightarrow$ razão de balanço.
(*balance ratio*)
- Forma do bordo de ataque do profundor.
- Posição da articulação.
- *Gap*.
- Ângulo do bordo de fuga.
- Forma em planta.



Quando é utilizada uma articulação deslocada para trás (*set-back hinge*), parte da pressão atua a frente da articulação, e o momento de articulação é menor do que o de um flap simples, com articulação no bordo de fuga.

A força que o sistema de controle deve exercer para manter o profundor no ângulo desejado é diretamente proporcional ao momento de articulação.

E mais conveniente utilizar α ao invés de α_s . Para aeronaves sem empenagem, $\alpha = \alpha_s = \alpha_t$. Vamos escrever para ambos os tipos de aeronave:

$$C_{he} = C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha + b_2\delta_e + b_3\delta_t$$

Para aeronaves tailless, temos que:

$$\begin{cases} C_{he0} = b_0 \\ C_{he\alpha} = b_1 \end{cases} \quad \begin{aligned} \alpha - \alpha_{wb} &= -\frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} (i_t + \epsilon_0) \\ \alpha_t &= \alpha_{wb} - i_t - \epsilon \end{aligned}$$

Para aeronaves com empenagem, a relação entre α e α_t , usando as equações para α_t e $\alpha - \alpha_{wb}$ vistas no início deste capítulo, fica:

$$\alpha_t = \alpha \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - (\epsilon_0 + i_t) \left[1 - \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right]$$

Para as aeronaves convencionais com empenagem feitas de aerofólios simétricos, temos que $b_0 = 0$, e

$$\begin{aligned} C_{he0} &= -b_1(i_t + \epsilon_0) \left[1 - \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \\ C_{he\alpha} &= b_1 \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \end{aligned}$$



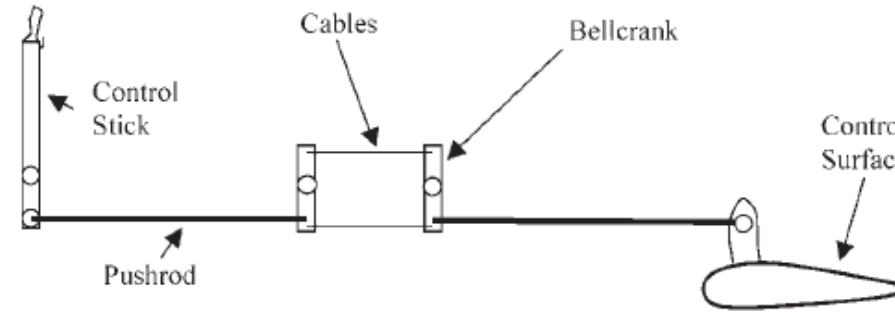
6. INFLUÊNCIA DE UM PROFUNDOR LIVRE NA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO

No início deste capítulo estudamos a rigidez em arfagem de um avião, onde os controles eram mantidos numa **posição fixa**. Mesmo que a estrutura da aeronave e do sistema de controle sejam completamente rígidos, um controle operado manualmente não pode ser considerado como **fixo**. Um piloto humano não é capaz de manter um controle de voo numa condição ideal de rigidez.

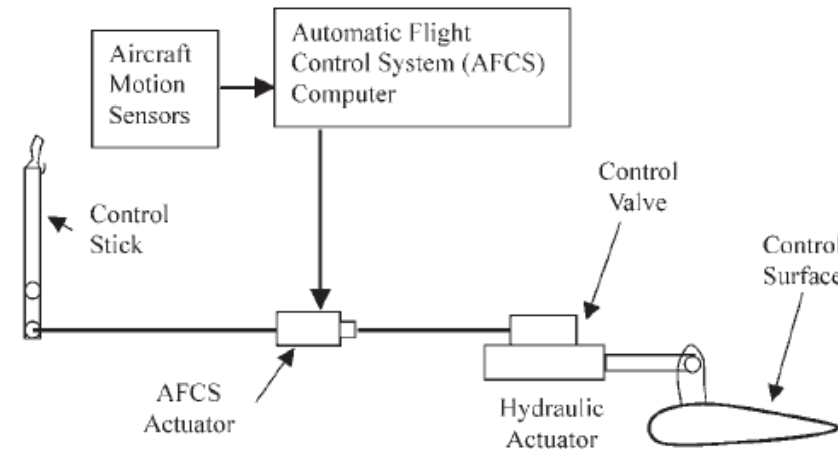
☐ Controle reversível => Quando é possível defletir a superfície de controle pela aplicação local de esforços, como, por exemplo, cargas aerodinâmicas durante o voo, aplicação manual de uma força, em solo, durante a inspeção pré-voo.

☐ Controle irreversível => Quando a deflexão da superfície aerodinâmica de controle é efetuada apenas por input do piloto humano, piloto automático ou sistema de controle de voo. Nesse tipo de controle, não é possível defletir a superfície de controle por cargas aerodinâmicas em voo, ou mesmo manualmente em solo.

Quando utilizamos controles irreversíveis, temos a condição “**manche fixo**” (*stick-fixed*).



Example of a reversible flight control system.



Example of an irreversible flight control system.

Introduction to Aircraft Flight Mechanics [Yechout]

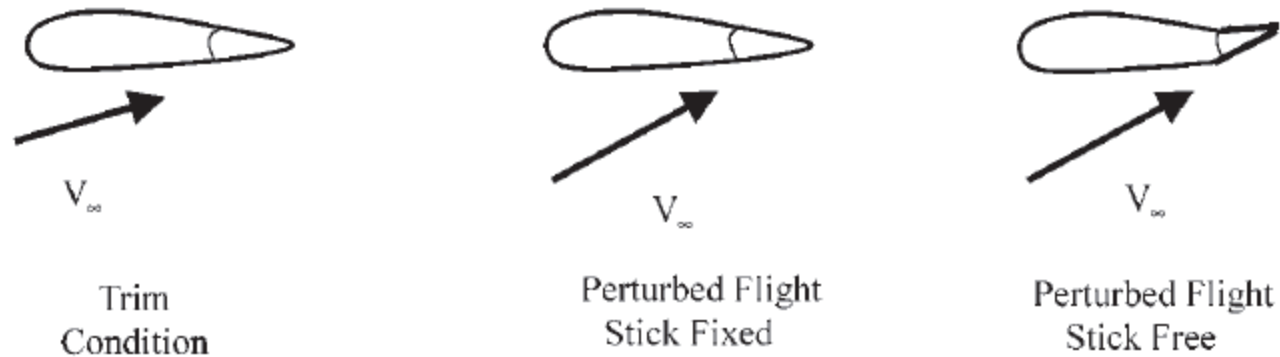


Illustration of stick-fixed and stick-free elevator travel during an attack perturbation.

Introduction to Aircraft Flight Mechanics [Yechout]



Uma característica de interesse do ponto de vista de *handling qualities* é a estabilidade do avião quando o profundor está completamente livre para girar em torno de sua articulação sob a influência das pressões aerodinâmicas que atuam nele.

Em geral, a estabilidade **manche livre** é menor que na condição **manche fixo**.

É desejável que essa diferença seja pequena.

Como o atrito está presente no sistema de controle de voo, a condição **manche livre** nunca será idealmente obtida na prática.

A mesma observação é válida para a condição **manche fixo**, que não será idealmente obtida na prática.

As duas condições ideais representam as condições extremas possíveis.

□ Existe uma tendência na literatura moderna aeronáutica em substituir a tradicional nomenclatura “*stick-fixed*” e “*stick-free*” por “*control-fixed*” e “*control-free*”.

Quando o controle está livre, temos que $C_{he} = 0$. Então, a equação...

$$C_{he} = C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha + b_2\delta_e + b_3\delta_t$$

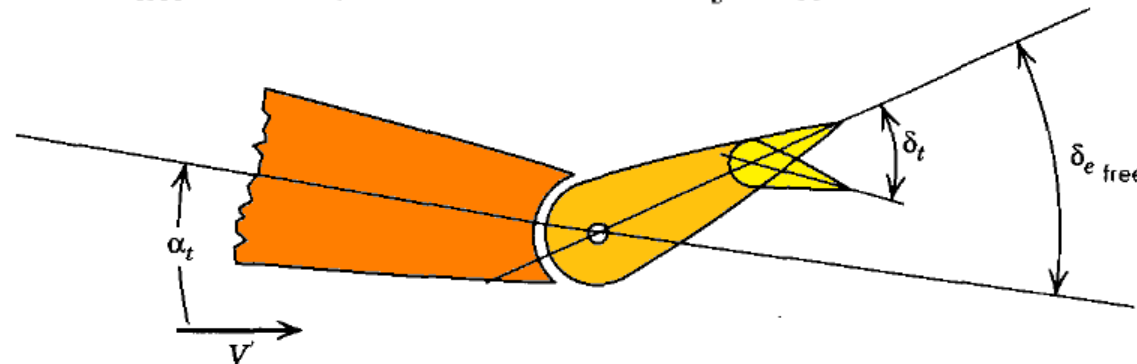
...torna-se:

$$\delta_{e\text{free}} = -\frac{1}{b_2} (C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha + b_3\delta_t)$$

Uma típica deflexão para cima de um profundor livre de uma empenagem é mostrada na figura abaixo. A sustentação e momento correspondentes são:

$$C_{L\text{free}} = C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_e}\delta_{e\text{free}}$$

$$C_{m\text{free}} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_{e\text{free}}$$



Elevator floating angle.

Substituindo a equação de δ_{efree} nas equações anteriores, temos:

$$C_{L_{\text{free}}} = C'_{L_0} + C'_{L_\alpha} \alpha$$

$$C_{m_{\text{free}}} = C'_{m_0} + C'_{m_\alpha} \alpha$$

Onde:

$$C'_{L_0} = - \frac{C_{L\delta_e}}{b_2} (C_{he_0} + b_3 \delta_l)$$

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

$$C'_{m_0} = C_{m_0} - \frac{C_{m\delta_e}}{b_2} (C_{he_0} + b_3 \delta_l)$$

$$C'_{m_\alpha} = C_{m_\alpha} - \frac{C_{m\delta_e} C_{he_\alpha}}{b_2}$$

Quando analisamos os sinais típicos dos coeficientes das equações acima, vemos que as derivadas C_{L_α} e C_{m_α} sofrem uma diminuição em seu módulo quando o controle do profundor é solto. Isso implica numa redução da estabilidade.

O Fator de Profundor Livre

Quando o controle longitudinal é solto (condição *hands-off*), o profundor está livre, e a derivada da curva de sustentação, para esse caso, mostrado slide anterior, pode ser escrito como:

$$a' = C'_{L\alpha} = C_{L\alpha} - \frac{C_{L\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2} \quad \Rightarrow \quad a' = a \left(1 - \frac{C_{L\delta_e} b_1}{a b_2} \right)$$

O fator entre parênteses é o chamado **fator de profundor livre** (*free elevator factor*). Normalmente apresenta um valor menor que 1.

Quando o profundor faz parte da empenagem, o ângulo de flutuação pode ser relacionado com α_t . Assumindo aerofólio simétrico ($b_0 = 0$), temos:

$$C_{he} = b_1 \alpha_t + b_2 \delta_{e\text{free}} + b_3 \delta_t = 0$$

Ou:

$$\delta_{e\text{free}} = - \frac{1}{b_2} (b_1 \alpha_t + b_3 \delta_t)$$

O coeficiente de sustentação da empenagem pode ser escrito como:

$$C'_{L_t} = a_t \alpha_t + a_e \delta_{e\text{free}} = a_t \left(1 - \frac{a_e}{a_t} \frac{b_1}{b_2} \right) \alpha_t - \frac{a_e b_3}{b_2} \delta_t$$

A derivada da curva de sustentação efetiva é:

$$\frac{\partial C'_{L_t}}{\partial \alpha_t} = F a_t$$

Onde:

$$F = \left(1 - \frac{a_e}{a_t} \frac{b_1}{b_2} \right)$$

Sendo F o *fator de profundor livre* para a empenagem. Se $F a_t$ for usado no lugar de a_t , e a' no lugar de a , então todas as equações vistas na seção “*Momento de Arfagem Total e Ponto Neutro*” permanecem válidas para o caso de um avião com profundor livre.



O Ponto Neutro de Profundor Livre

Do comentário do slide anterior, vimos que para transformar de *manche fixo* para *manche livre*, podemos fazer a transformação:

$$a_t \longrightarrow Fa_t$$

$$a \longrightarrow a'$$

Assim, a posição do ponto neutro de um avião convencional...

$$h_n = h_{n_{wb}} + \frac{a_t}{a} \bar{V}_H \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - \frac{1}{a} \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha}$$

...para o caso de profundor livre, pode ser escrita como:

$$h'_n = h_{n_{wb}} + \frac{Fa_t}{a'} \bar{V}_H \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) - \frac{1}{a'} \frac{\partial C_{mp}}{\partial \alpha}$$

Uma maneira alternativa de calcular o ponto neutro para o caso de profundor livre é usando...

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} (h - h_n) \quad \Rightarrow \quad C'_{m_\alpha} = C'_{L_\alpha} (h - h'_n)$$

...e:

$$C'_{m_\alpha} = C_{m_\alpha} - \frac{C_{m\delta_e} C_{he_\alpha}}{b_2}$$

Assim:

$$(h - h'_n) = \frac{C'_{m_\alpha}}{C'_{L_\alpha}} = \frac{1}{a'} \left(C_{m_\alpha} - \frac{C_{m\delta_e} C_{he_\alpha}}{b_2} \right) = \frac{1}{a'} \left[a(h - h_n) - \frac{C_{m\delta_e} C_{he_\alpha}}{b_2} \right]$$

Como $C_{m\delta_e}$ tem forma diferente para aviões com e sem empenagem, vamos analisar cada caso separadamente a seguir.

AVIÃO COM EMPENAGEM

Nesse caso, conforme visto anteriormente, $C_{m\delta_e}$ é dado por:

$$C_{m\delta_e} = -a_e \bar{V}_H + C_{L\delta_e} (h - h_{nwb})$$

Assim, a equação...

$$(h - h'_n) = \frac{1}{a'} \left[a(h - h_n) - \frac{C_{m\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2} \right]$$

...substituindo o valor de $C_{m\delta_e}$, fica:

$$(h - h'_n) = \frac{a}{a'} (h - h_n) - \frac{C_{he\alpha}}{a' b_2} C_{L\delta_e} (h - h_{nwb}) + \frac{C_{he\alpha}}{a' b_2} a_e \bar{V}_H$$

Mas...

$$a' = C_{L\alpha} - \frac{C_{L\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2}$$



Então:

$$h'_n = h_n + \frac{C_{he\alpha} C_{L\delta_e}}{b_2 a'} (h_n - h_{nwb}) - \frac{a_e C_{he\alpha}}{a' b_2} \bar{V}_H$$

Finalmente, usando $C_{L\delta_e} = a_e \frac{S_t}{S}$ e $C_{he\alpha} = b_1 \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)$, obtemos:

$$h'_n = h_n - \frac{a_e}{a'} \frac{b_1}{b_2} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \left(- (h_n - h_{nwb}) \frac{S_t}{S} + \bar{V}_H\right)$$

AVIÃO SEM EMPENAGEM

$C_{m\delta_e}$ é dado por $C_{m\delta_e} = \frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \delta_e} + C_{L\delta_e}(h - h_n)$ e $C_{he\alpha} = b_1$. Assim, a equação...

$$(h - h'_n) = \frac{1}{a'} \left[a(h - h_n) - \frac{C_{m\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2} \right]$$

...transforma-se em:

$$\begin{aligned} h - h'_n &= \frac{a}{a'} (h - h_n) - \frac{b_1}{a' b_2} C_{L\delta_e} (h - h_n) - \frac{b_1}{a' b_2} \frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \delta_e} \\ &= \frac{(h - h_n)}{a'} \left(a - \frac{b_1}{b_2} C_{L\delta_e} \right) - \frac{b_1}{a' b_2} \frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \delta_e} \end{aligned}$$

Usando o fator de profundor livre $a' = a \left(1 - \frac{C_{L\delta_e} b_1}{a b_2} \right)$, temos:

$$h - h'_n = h - h_n - \frac{b_1}{a' b_2} \frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \delta_e} \Rightarrow h'_n = h_n + \frac{b_1}{a' b_2} \frac{\partial C_{m_{ac}}}{\partial \delta_e}$$

Obtemos assim a *margem estática manche livre*:

$$K'_n = h'_n - h$$

Segundo Etkin, quando substituimos valores típicos dos coeficientes nas equações de h'_n , vemos que os valores da diferença $h_n - h'_n$ é tipicamente por volta de 0,08. Isso representa um movimento do **ponto neutro** para frente, em torno de 8%, resultando numa redução da **margem estática, rigidez em arfagem e estabilidade**.





7. O USO DE TABS

Segundo o Moderno Dicionário Inglês online Michaelis Uol, temos:

tab

n 1 tira, aba, pala, orelha de sapato, ponteira de cordão. 2 alça. 3 etiqueta de roupa. 4 projeção.

No Brasil, na indústria aeronáutica, costumamos usar a expressão original em inglês “tab”, para essa pequena superfície de controle secundária de bordo de fuga. Em aviação, usamos a expressão “compensador” para o trim tab.

TRIM TABS

Para voar a uma dada velocidade, ou C_L , vimos que uma certa deflexão de profundor δ_{etrim} é necessária.

Quando δ_{etrim} difere da deflexão de profundor livre δ_{efree} , uma força é requerida para segurar o profundor na posição δ_{etrim} .

Quando voando por longo período a velocidade constante, é muito fatigante para o piloto manter tal força. O trim tab é usado para aliviar o piloto dessa carga de trabalho, fazendo com que δ_{etrim} e δ_{efree} se igualem.



Force, in pounds, applied to the control wheel or rudder pedals	Pitch	Roll	Yaw
For short term application for pitch and roll control—two hands available for control	75	50	
For short term application for pitch and roll control—one hand available for control	50	25	
For short term application for yaw control			150
For long term application	10	5	20

PART 25—AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES
Controllability and Maneuverability
§ 25.143 General.



A seguir, vamos calcular o ângulo de deflexão necessário do trim tab.

Consideremos a equação de C_{he} :

$$C_{he} = C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha + b_2\delta_e + b_3\delta_t$$

Quando C_{he} e C_m são ambos zero, o ângulo de deflexão do tab é:

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} (C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha_{trim} + b_2\delta_{e_{trim}})$$

Substituindo

$$\alpha_{trim} = \frac{C_{m0}C_{L\delta_e} + C_{m\delta_e}C_{L_{trim}}}{det} \quad \delta_{e_{trim}} = -\frac{C_{m0}C_{L\alpha} + C_{m\alpha}C_{L_{trim}}}{det}$$

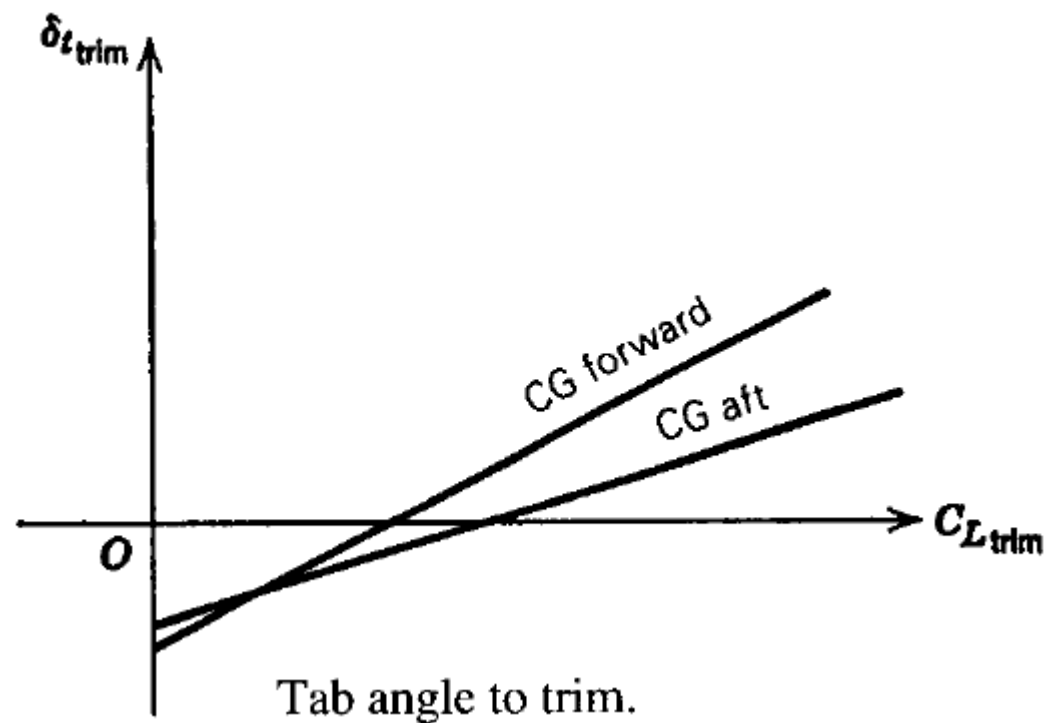
acima, onde

$$det = C_{L\alpha}C_{m\delta_e} - C_{L\delta_e}C_{m\alpha}$$

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} \left[C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha}C_{L\delta_e} - b_2C_{L\alpha}) + \frac{C_{L_{trim}}}{det} (C_{he\alpha}C_{m\delta_e} - b_2C_{m\alpha}) \right]$$



Note que $\delta_{t_{trim}}$ é linear em $C_{L_{trim}}$, para h constante, conforme pode ser visto na figura abaixo.



Com relação à dependência com h , usando...

$$(h - h'_n) = \frac{1}{a'} \left[a(h - h_n) - \frac{C_{m\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2} \right]$$

...temos:

$$(C_{he\alpha} C_{m\delta_e} - b_2 C_{m\alpha}) = -a' b_2 (h - h'_n)$$

Portanto:

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} \left[C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) - \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n) C_{L_{trim}} \right]$$

Esse resultado se aplica a avião com e sem empenagem, usando os coeficientes correspondentes ao tipo apropriado.

Devemos ter em mente, baseado na figura do slide anterior, que em um voo real, cada diferente valor de $C_{L_{trim}}$ corresponde a um conjunto de diferentes valores de número de Mach, pressão dinâmica e C_T , de modo que os coeficientes da equação de $\delta_{t_{trim}}$ acima variam com C_L , e as curvas do gráfico $\delta_{t_{trim}}$ versus $C_{L_{trim}}$, desviarão de uma linha reta.

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} \left[C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) - \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n) C_{L_{trim}} \right]$$

A equação anterior mostra que a derivada da curva $\delta_{t_{trim}}$ versus $C_{L_{trim}}$ é proporcional à margem estática manche livre. Quando os demais coeficientes são mantidos constantes, temos:

$$\frac{d\delta_{t_{trim}}}{dC_{L_{trim}}} = \frac{b_2}{b_3} \frac{a'}{det} (h - h'_n)$$

Essa equação é muito similar à equação da derivada da curva $\delta_{e_{trim}}$ versus $C_{L_{trim}}$ que obtivemos na seção "Deflexão de Profundor para Trimar"=>

$$\frac{d\delta_{e_{trim}}}{dC_{L_{trim}}} = -\frac{C_{L\alpha}}{det} (h - h_n)$$

Ou seja, a derivada da deflexão trim tab mantém uma relação com o **ponto neutro manche livre**, assim como a derivada da deflexão de profundor mantém uma relação com o **ponto neutro manche fixo**.

Assim, é possível a determinação em voo de h'_n a partir de medidas de $d\delta_{t_{trim}}/dC_{L_{trim}}$ claro, sujeitas as mesmas restrições discutidas na sub-seção “Medida em Voo de h_n e h_s ”.



$$C_{he} = b_0 + b_1\alpha_s + b_2\delta_e + b_3\delta_t$$

OUTROS TIPOS DE TABS

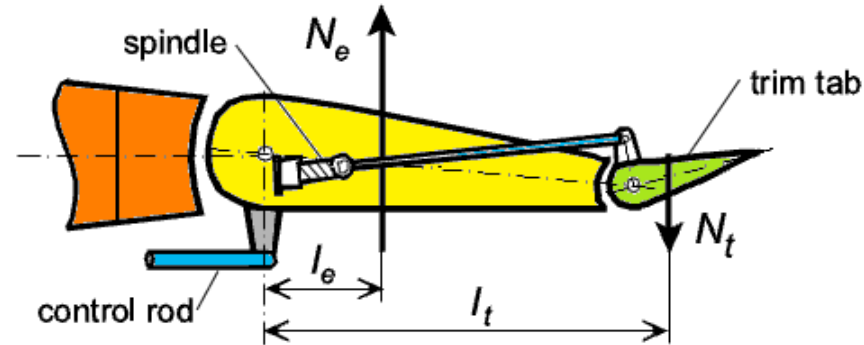
Além de serem dispositivos concebidos para realizar a trimagem, os tabs são utilizados em outras aplicações, como, por exemplo:

GEARED TAB: Esse tipo de tab é mecanicamente conectado à uma superfície de controle principal, de modo que sua deflexão angular é determinada pela deflexão da superfície principal, de acordo com uma dada relação, porém em sentido oposto. O momento de articulação gerado pelo *geared tab* auxilia a deflexão da superfície principal. O *geared tab* atua na redução do b_2 da superfície de controle principal.

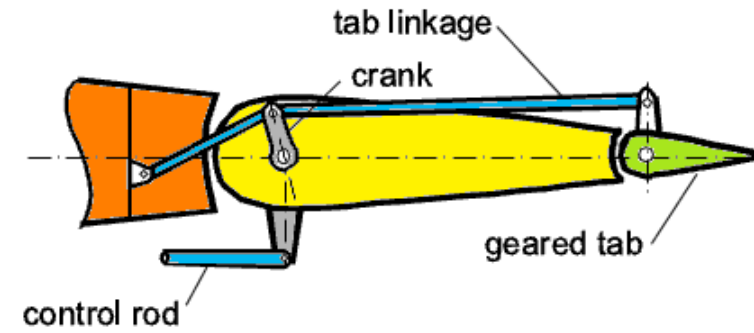
SPRING TAB: O tab é conectado à superfície principal através de um elemento elástico. Assim como o *geared tab*, move-se em sentido oposto à deflexão da superfície principal, sendo a magnitude da deflexão proporcional à força no comando.

SERVO TAB: Nesse tipo de sistema, o piloto atua diretamente no tab, que por sua vez faz mover a superfície principal. É, portanto, o tab e não o piloto que fornece o momento de articulação necessário para mover a superfície principal.

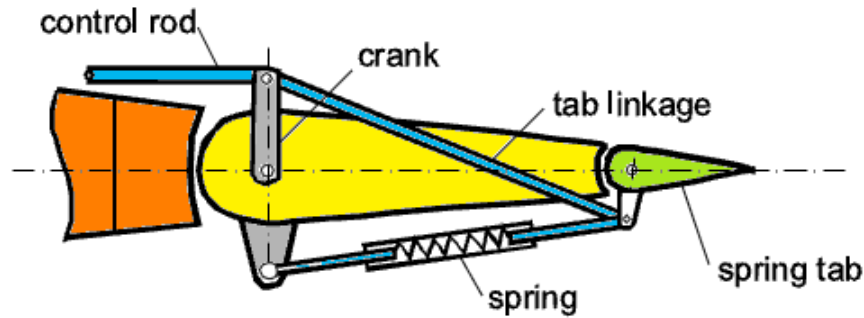
Tanto o *spring* como o *servo* tab são dispositivos eficientes na redução das forças no controle em grandes aviões de alta velocidade. Ambos adicionam um grau de liberdade na dinâmica do sistema de controle, e são potenciais fontes de problemas de vibração e *flutter*.



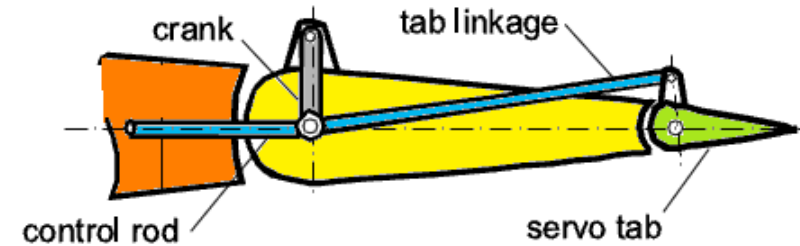
(a) trim tab



(b) geared tab

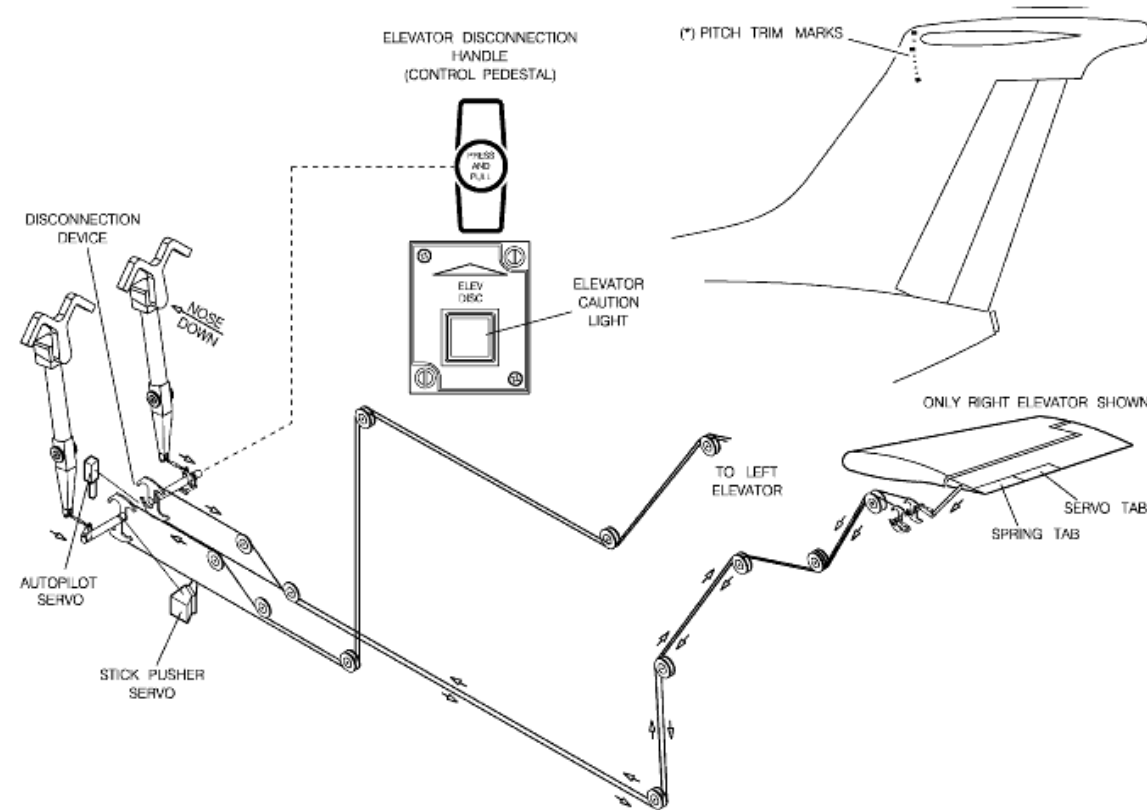


(c) spring tab



(d) servo tab

Mechanical principles of tab control systems for reducing control forces.



ELEVATOR SCHEMATIC. Embraer 135/145 - Systems Summary [Flight Controls]

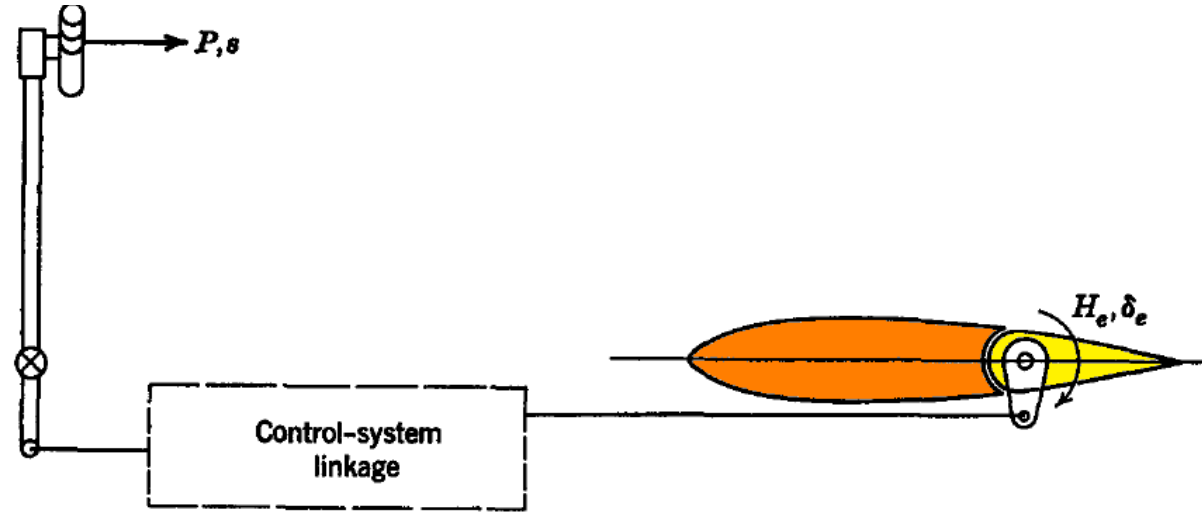
http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/plane/embraer/EMBRAER-135-145/systems/FLIGHT_CONTROLS_E1.pdf

(Acesso em 27 JUN 2011).



8. FORÇA PARA TRIMAR

A importância das forças nos controles na qualidade de pilotagem (*handling qualities*) já foi previamente discutida, e vimos as várias opções disponíveis pelos projetistas de sistemas de comandos de voo. Vamos estudar aqui a força no profundor necessária para trimar o avião, e como ela varia com a velocidade.



Schematic diagram of an elevator control system.

A figura acima ilustra uma representação esquemática de um sistema de controle reversível. A caixa “*control-system-linkage*” representa o circuito articulado formado pelas alavancas, hastes, polias, cabos, roldanas, e elementos potenciados que formam a estrutura geral do sistema de controle de voo. Assumimos que os elementos desse circuito e a estrutura na qual estejam conectados sejam idealmente rígidos, e que não haja nenhuma energia armazenada, e nenhum atrito.

O sistema tem um grau de liberdade. Seja:

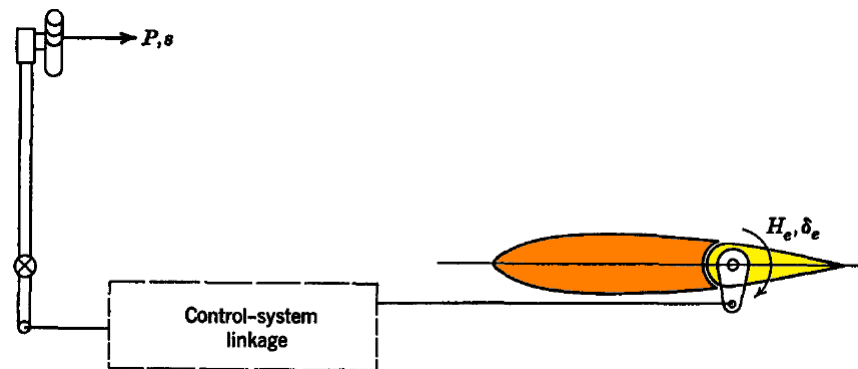
- ⇒ P a força aplicada pelo piloto (positiva para trás, a cabrar).
- ⇒ s o deslocamento da empunhadura do manche.
- ⇒ W_b o trabalho realizado pelo sistema potenciado (*power boost system*).

Considerando um pequeno deslocamento quase estático (nenhuma energia cinética aparece no sistema de controle), da conservação de energia, temos:

$$Pds + dW_b + H_e d\delta_e = 0$$

Ou:

$$P = - \frac{dW_b}{ds} - \frac{d\delta_e}{ds} H_e$$





$$P = - \frac{dW_b}{ds} - \frac{d\delta_e}{ds} H_e$$

Podemos escrever:

$$P = (G_1 - G_2)H_e$$

Onde:

$$G_1 = - \frac{d\delta_e}{ds} > 0 \Rightarrow \text{the } \textit{elevator gearing} \text{ (rad/ft or rad/m)}$$

$$G_2 = \frac{dW_b/ds}{H_e} \Rightarrow \text{the } \textit{boost gearing} \text{ (ft}^{-1} \text{ or m}^{-1}\text{)}$$

Assim, a força P pode ser reescrita como:

$$P = GH_e$$

Onde $G = G_1 - G_2$, é o chamado *elevator gearing*.



$$G_1 = - \frac{d\delta_e}{ds} > 0$$

Para um valor fixo de G_1 , ou seja, dado deslocamento do controle do piloto resultar em um movimento da superfície de controle, a introdução de um sistema potenciado (*power boost*), faz reduzir G , e, conseqüentemente, P .

G pode ser projetado de modo a:

- Ser constante em um intervalo grande de δ_e .
- Ser feito variável, a critério do projetista, através do emprego de articulações especiais e sistemas potenciados.

Introduzindo o *coeficiente do momento de articulação*, a expressão para a força P resulta em:

$$P = GC_{he}S_e\bar{c}_e\frac{1}{2}\rho V^2$$

Assim, a variação de P depende do quadrado da velocidade de voo e de como C_{he} varia com a velocidade.



O valor de C_{he} em voo trimado para uma dada posição de tab é:

$$C_{he} = C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha_{trim} + b_2\delta_{e_{trim}} + b_3\delta_t$$

Mas, vimos que o ângulo de deflexão de tab, nessa condição é:

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} (C_{he0} + C_{he\alpha}\alpha_{trim} + b_2\delta_{e_{trim}})$$

Substituindo $\delta_{t_{trim}}$ em C_{he} , temos:

$$C_{he} = b_3(\delta_t - \delta_{t_{trim}})$$

Na equação acima, vemos que o momento de articulação é zero quando $\delta_t = \delta_{t_{trim}}$, conforme esperado, e é linearmente proporcional a esta diferença.



$$C_{he} = b_3(\delta_t - \delta_{t_{trim}}) \quad P = GC_{he}S_e\bar{c}_e\frac{1}{2}\rho V^2$$

Usando a equação, obtida na seção anterior, para $\delta_{t_{trim}}$...

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} \left[C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha}C_{L\delta_e} - b_2C_{L\alpha}) - \frac{a'b_2}{det} (h - h'_n)C_{L_{trim}} \right]$$

...e substituindo na equação de C_{he} do slide anterior, temos:

$$C_{he} = b_3\delta_t + C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha}C_{L\delta_e} - b_2C_{L\alpha}) - \frac{a'b_2}{det} (h - h'_n)C_{L_{trim}}$$

No voo reto e nivelado, $L = W$. Então:

$$C_{L_{trim}} = \frac{w}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

Onde $w = W/S$, é a carga alar. Substituindo as equações acima na equação de P , obtemos:

$$P = A + B\frac{1}{2}\rho V^2$$

$$A = -GS_e\bar{c}_e w \frac{a'b_2}{det} (h - h'_n)$$

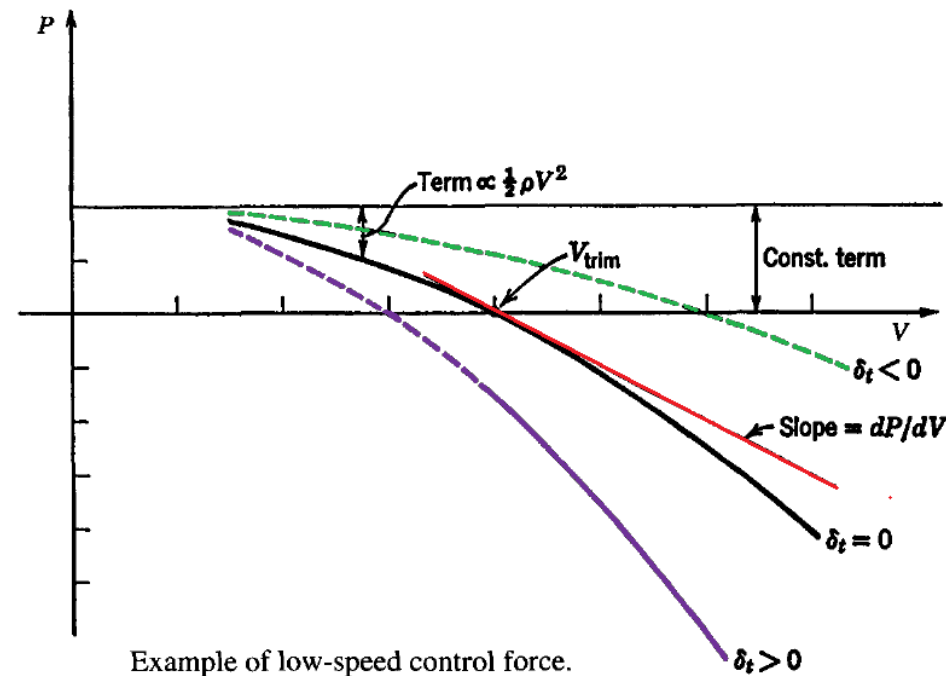
$$B = GS_e\bar{c}_e \left[b_3\delta_t + C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha}C_{L\delta_e} - b_2C_{L\alpha}) \right]$$

$$A = -GS_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n)$$

$$P = A + B \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$B = GS_e \bar{c}_e \left[b_3 \delta_t + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} (C_{he_\alpha} C_{L_{\delta_e}} - b_2 C_{L_\alpha}) \right]$$

A figura abaixo mostra uma variação típica de P com a velocidade, assumindo que os coeficientes aerodinâmicos são todos constantes.





$$P = A + B \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$A = -GS_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n)$$

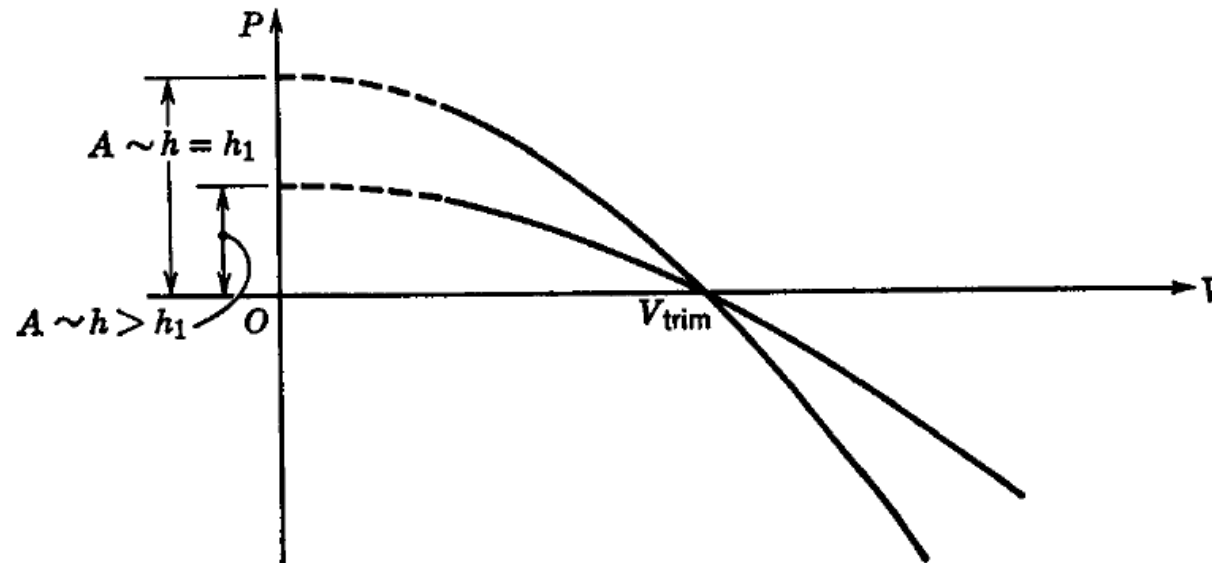
$$B = GS_e \bar{c}_e \left[b_3 \delta_t + C_{he0} + \frac{C_{m0}}{det} (C_{he\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) \right]$$

Podemos tirar as seguintes conclusões:

- P é proporcional a $S_e \bar{c}_e$. Isso indica que a força nos controles aumenta com o tamanho da aeronave.
- P é diretamente proporcional ao elevador gearing G.
- A posição do CG afeta somente o termo constante A. Um movimento do CG para frente produz uma translação da curva do gráfico P x V para cima.
- O peso da aeronave afeta somente a carga alar w. Um aumento da carga alar tem o mesmo efeito de um deslocamento do CG para frente.
- A parcela de P que varia com $\frac{1}{2} \rho V^2$ diminui com a altitude e aumenta com o quadrado da velocidade.
- Das parcelas de B, todas são constantes, exceto a parcela $b_3 \delta_t$.
- O efeito do trim tab é variar o coeficiente de $\frac{1}{2} \rho V^2$, e, portanto, a curvatura da parábola no gráfico P x V. Assim, ele controla o ponto de interceptação da curva no eixo V. O ponto de interceptação é denotado V_{trim} . É a velocidade onde a força nos comandos é zero.

9. GRADIENTE DE FORÇA NOS COMANDOS

Vimos que o trim tab pode ser usado para reduzir a força nos comandos a zero. Uma outra característica importante em *handling qualities* é o gradiente de P com V no ponto $P = 0$. A figura a seguir ilustra a variação de $P \times V$ com a variação do CG para trás. Consideramos que a velocidade V_{trim} é a mesma para ambas as posições de CG.



Effect of CG location on control-force gradient at fixed trim speed.



O gradiente dP/dV tem sua magnitude reduzida com o movimento do CG para trás.

Quando atinge o ponto neutro manche livre, $A = 0$ para aviões com e sem empenagem, e, sob as mesmas condições, o gráfico $P \times V$ torna-se uma linha reta, coincidente com o eixo V . Essa é uma característica importante do ponto neutro manche livre, uma vez que quando o CG está nessa posição, nenhuma força é necessária para variar a velocidade de trimagem.

Para uma análise quantitativa do gradiente de força, lembremos que:

$$P = A + B\frac{1}{2}\rho V^2$$

Então:

$$\frac{\partial P}{\partial V} = B\rho V$$



$$A = -GS_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n)$$

Na velocidade V_{trim} , temos que $P = 0$ e $B = -A / (\frac{1}{2} \rho V^2)$. Portanto:

$$\frac{\partial P}{\partial V} = - \frac{2A}{V_{trim}}$$

Substituindo o valor de A na equação acima, temos:

$$\frac{\partial P}{\partial V} = 2GS_e \bar{c}_e \frac{a' b_2}{det} \frac{w}{V_{trim}} (h - h'_n)$$



Podemos tirar as seguintes conclusões com relação ao gradiente de força nos comandos:

- É proporcional a $S_e \bar{c}_e \Rightarrow$ Aumenta com o tamanho da aeronave.
- É inversamente proporcional à velocidade de trim \Rightarrow Aumenta a medida que a velocidade de trimagem diminui.
- É proporcional à carga alar.
- É independente da altitude para uma dada *true airspeed* \Rightarrow Mas diminui com a altitude para uma velocidade equivalente constante.
- É proporcional à margem estática manche livre.

□ Assim, na ausência dos efeitos de compressibilidade, o controle do profundor parecerá mais pesado ao nível do mar, baixa velocidade, CG dianteiro e no peso máximo.

$$\frac{\partial P}{\partial V} = 2GS_e \bar{c}_e \frac{a' b_2}{det} \frac{w}{V_{trim}} (h - h'_n)$$