



INSTITUTO FEDERAL DE
EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA
SÃO PAULO

Introdução ao Projeto de Aeronaves

Aula 20 – Princípios de Estabilidade
Longitudinal Estática

TAPERÁ

Aerodesign

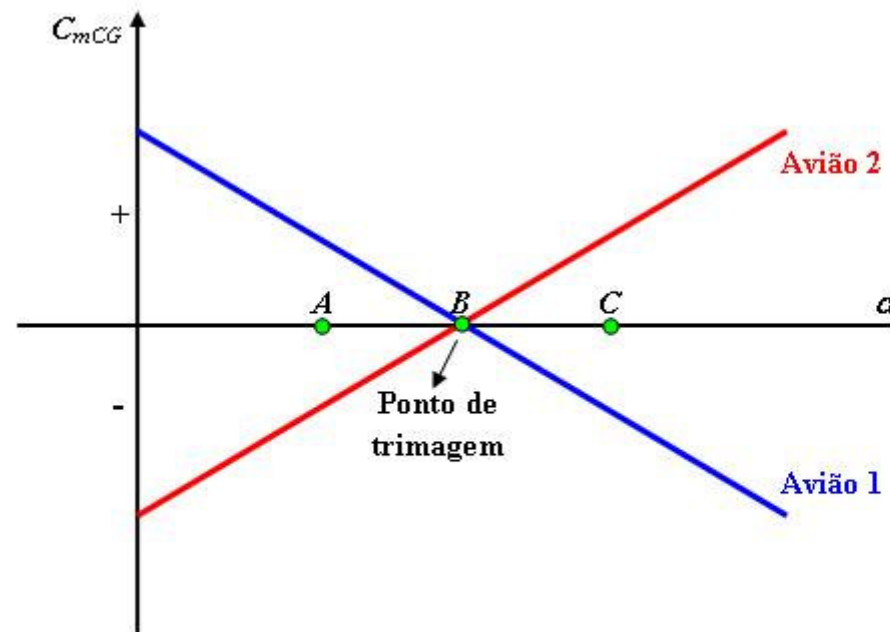


Tópicos Abordados

- Introdução ao Estudo da Estabilidade Longitudinal Estática.
- Critérios para a Estabilidade Longitudinal Estática.
- Contribuição da Asa na Estabilidade Longitudinal Estática

Fundamentos de Estabilidade Longitudinal Estática

- Para que uma aeronave possua estabilidade longitudinal estática é necessário a existência de um momento restaurador que possui a tendência de trazer a mesma novamente para sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida.
- Como forma de se ilustrar este critério, considere dois aviões e suas respectivas curvas características do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque como mostra a figura.



Análise de Estabilidade Através da Figura

- Considere inicialmente que ambas aeronaves estão voando no ângulo de ataque de trimagem representado pela posição **B**, ou seja, $C_{mCG} = 0$. Supondo-se que repentinamente essas aeronaves sejam deslocadas de sua posição de equilíbrio por uma rajada de vento que aumenta o ângulo de ataque para a posição **C** (nariz para cima), o avião 1 apresentará um momento negativo (sentido anti-horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, trazendo-a novamente para sua posição de equilíbrio, já o avião 2 apresentará um momento positivo (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.
- Analogamente, se a perturbação provocada pela mesma rajada de vento reduzir o ângulo de ataque para a posição **A** (nariz para baixo), o avião 1 apresentará um momento positivo (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima, trazendo-a de volta a sua posição de equilíbrio e o avião 2 apresentará um momento negativo (sentido anti-horário) tendendo a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.

Critérios para Estabilidade Longitudinal Estática

- Dessa forma, pode-se concluir a partir da análise da figura e das considerações apresentadas que um dos critérios necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é relacionado ao coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque que obrigatoriamente deve ser negativo, resultando, portanto em uma curva decrescente.
- O outro critério importante para a caracterização da estabilidade longitudinal estática está relacionado ao ângulo de trimagem, que necessariamente deve ser positivo, pois assim a aeronave em estudo possuirá as qualidades estáveis do avião 1 representado na figura, e, portanto, pode-se concluir que o coeficiente de momento ao redor do CG para uma condição de ângulo de ataque igual a zero C_{m0} deve ser positivo, dessa forma, uma condição de estabilidade longitudinal estática somente será obtida quando os seguintes critérios forem respeitados.

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} < 0$$

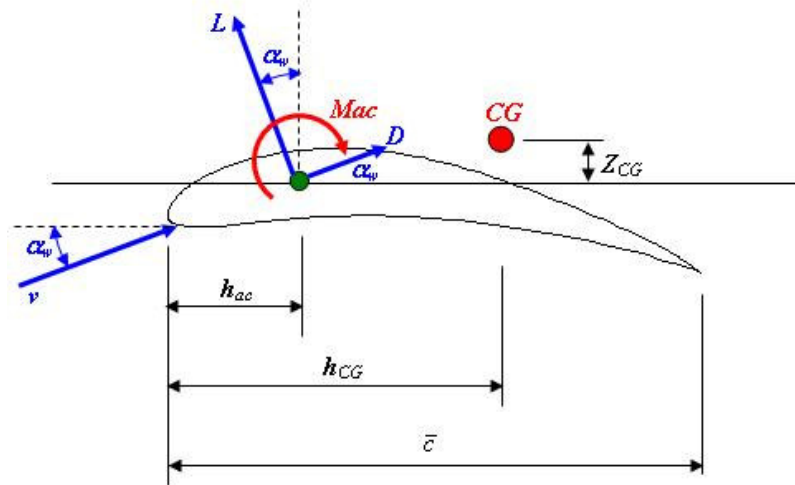
$$C_{m0} > 0$$

Contribuição dos Componentes da Aeronave

- Na discussão apresentada, os requisitos necessários para se obter a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave são fundamentados na curva de momento de arfagem do avião completo, porém é importante a realização de uma análise independente de cada componente da aeronave, pois assim é possível visualizar quais partes contribuem de maneira positiva e quais contribuem de maneira negativa para a estabilidade da aeronave.
- Geralmente os três componentes que são analisados para a obtenção dos critérios de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave são a asa, a fuselagem e a superfície horizontal da empenagem.

Contribuição da Asa na Estabilidade Longitudinal Estática

- Para se avaliar a contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é necessário o cálculo dos momentos gerados ao redor do CG da aeronave devido às forças de sustentação e arrasto além de se considerar o momento ao redor do centro aerodinâmico da asa.
- A figura a seguir serve como referência para a realização deste cálculo e neste ponto é importante citar que a mesma está representada em uma escala conveniente que permite visualizar as forças e os braços de momento em relação ao CG .



Modelagem Matemática

- Na figura é possível observar a presença do momento característico ao redor do centro aerodinâmico M_{ac} e as forças de sustentação L e arrasto D respectivamente perpendicular e paralela à direção do vento relativo, dessa forma, os momentos atuantes ao redor do centro de gravidade são obtidos do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot \cos \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \text{sen} \alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot \text{sen} \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot \cos \alpha_w \cdot Z_{CG}$$

- As seguintes simplificações são válidas:

$$\cos \alpha_w = 1$$

$$\text{sen} \alpha_w = \alpha_w$$

$$L \gg D$$

- Essas aproximações são válidas, pois geralmente o ângulo α_w é muito pequeno e a força de sustentação é bem maior que a força de arrasto, e como para a maioria dos aviões a posição Z_{CG} do centro de gravidade possui um braço de momento muito pequeno, a Equação (5.10) pode ser reescrita em sua forma simplificada desprezando-se a contribuição da força de arrasto e do braço de momento Z_{CG} do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot 1 \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot 1 \cdot Z_{CG}$$

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot (h_{CG} - h_{ac})$$

Adimensionalização das Equações

- A equação final pode ser reescrita na forma de coeficientes através da divisão de todos os termos pela relação $q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}$, portanto:

$$\frac{M_{CGw}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} = \frac{M_{ac}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} + \frac{L \cdot (h_{CG} - h_{ac})}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}}$$

$$C_{MCGw} = C_{Mac} + C_L \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

- A variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque da asa é calculada pela equação apresentada a seguir, onde C_{L0} representa o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo ($\alpha_w = 0^\circ$) e a representa o coeficiente angular da curva C_L versus α da asa.

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha_w$$

Equações para Atender os Critérios de Estabilidade Longitudinal Estática

- Aplicando-se as condições necessárias para se garantir a estabilidade longitudinal estática é possível observar que o coeficiente de momento para uma condição de ângulo de ataque $\alpha_w = 0^\circ$ é:

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_{L0} \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

- E o coeficiente angular da curva de momentos gerados pela asa ao redor do CG é dado por:

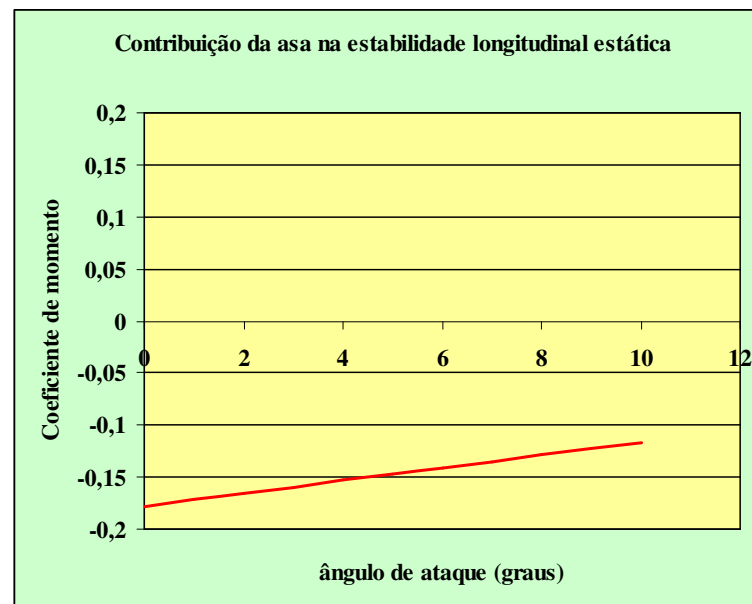
$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = a \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

Análise das Equações

- Analisando as equações é possível observar que para o coeficiente angular ser negativo e, portanto, contribuir positivamente para a estabilidade longitudinal estática da aeronave, é necessário que o centro de gravidade esteja localizado a frente do centro aerodinâmico, porém, geralmente, em aeronaves convencionais não é isto que ocorre e, portanto, a asa isolada se caracteriza por um componente desestabilizante na aeronave, e daí a importância da presença da superfície horizontal da empenagem.

Gráfico Característico da Contribuição da Asa na Estabilidade Longitudinal Estática

- Como citado anteriormente é possível observar que a asa isoladamente possui um efeito desestabilizante na aeronave, pois nenhum dos dois critérios necessários são atendidos, ou seja, o primeiro ponto da curva é negativo e o coeficiente angular é positivo contribuindo de maneira negativa para a estabilidade da aeronave.
- Dessa forma, se faz necessário a adição da superfície horizontal da empenagem para garantir a estabilidade da aeronave.



Tema da Próxima Aula

- Contribuição da Fuselagem na Estabilidade Longitudinal Estática.
- Contribuição da Superfície Horizontal da Empenagem na Estabilidade Longitudinal Estática.