

2.2 Reversão e eficiência de comando

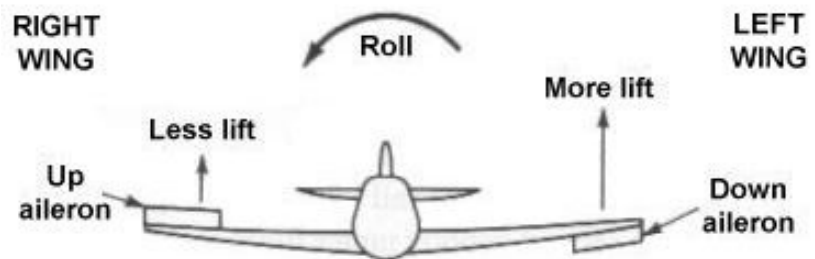
Carlos De Marqui Junior

Departamento de Engenharia Aeronáutica

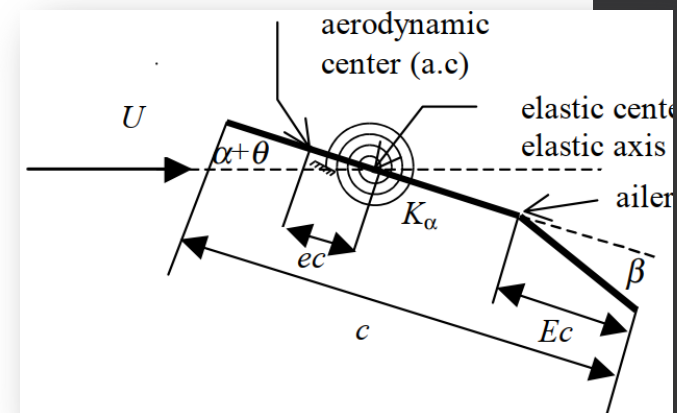
Escola de Engenharia de São Carlos

Universidade de São Paulo

- Ailerons são superfícies de comando responsáveis pelo movimento de rolagem de uma aeronave.



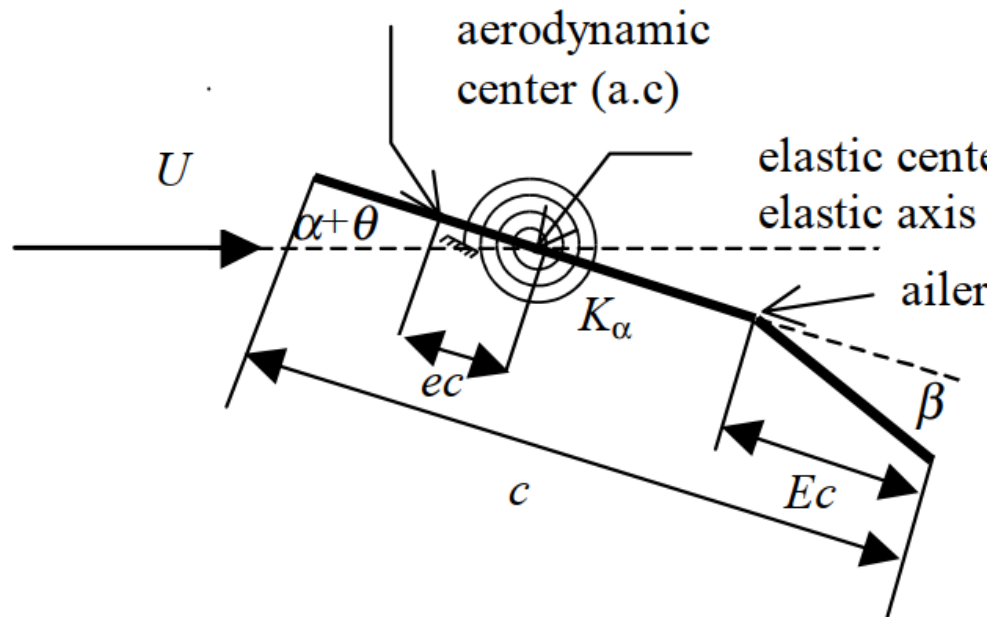
- Considerando uma asa elástica e a posição do aileron, sua deflexão também produz um momento aerodinâmico (pitch) no sentido anti-horário (nariz-para-baixo)
- O momento reduz o ângulo de ataque local, tendendo a reduzir a sustentação e, portanto, o momento de rolagem.
- Como os esforços aerodinâmicos aumentam com a velocidade, o aileron pode ser tornar menos eficaz e, eventualmente, completamente ineficaz com o aumento da velocidade (e consequente redução de ângulo de ataque elástico).
- Há uma velocidade crítica, chamada de velocidade de reversão do aileron, a partir da qual o efeito do aileron é revertido.
- Efeitos semelhantes ocorrem em relação a outras superfícies de controle em aeronaves, como profundores e/ou canards, devido à elasticidade.



Classificação de problemas aeroelásticos

	Estática	Dinâmica
Estabilidade	Divergência	Flutter; Flutter de estol
Resposta	Distribuição de carregamento; Efetividade de comando; Reversão de comando	Resposta à rajada; Resposta de comando; Cargas dinâmicas de pouso; Buffeting; Galloping

- Considere a seção típica com superfície de controle (aileron):



- Os coeficientes de sustentação e momento de arfagem (em torno do c.a., medidos a partir da linha de "momento zero") são:

$$C_l = a(\alpha + \theta) + \beta \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \qquad C_m = \beta \frac{\partial C_m}{\partial \beta}$$

- Portanto, a sustentação por unidade de comprimento e sua derivada em relação ao ângulo de aileron são, respectivamente:

$$L' = qc \left(a(\alpha + \theta) + \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \beta \right); \quad \frac{dL'}{d\beta} = qc \left(a \frac{\partial \theta}{\partial \beta} + \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \right) \quad (2.19a,b)$$

- Na condição de reversão, a sustentação não reage a alterações no ângulo do aileron:

$$\frac{dL'}{d\beta} = 0 \Rightarrow \left. \frac{\partial \theta}{\partial \beta} \right|_{\text{rev}} = -\frac{1}{a} \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \quad (2.20)$$

- O momento de arfagem (em torno c.e.) por unidade de comprimento é:

$$M'_a = qc^2 \left(eC_l + \beta \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right)$$

- Este momento é equilibrado pelo torque elástico:

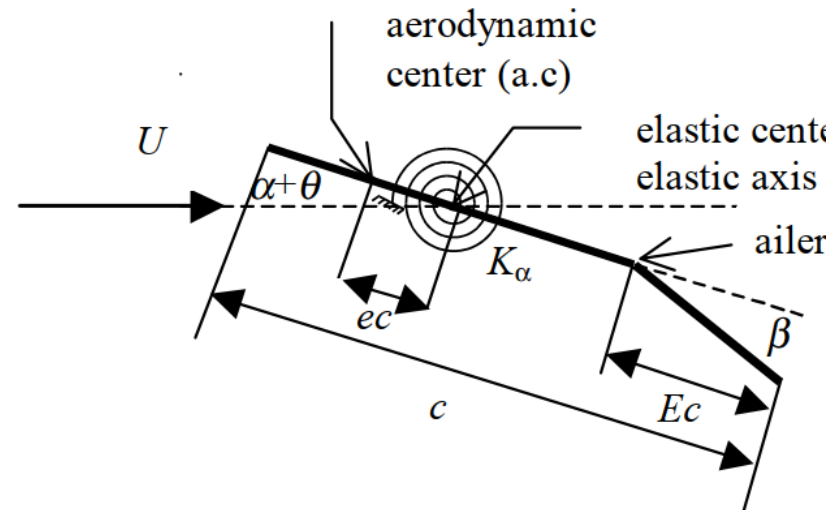
$$M'_\theta = K_\alpha \theta \Rightarrow K_\alpha \theta = qc^2 \left(ea(\alpha + \theta) + e\beta \frac{\partial C_l}{\partial \beta} + \beta \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right)$$

- A partir da equação acima, diferenciando em relação a β :

$$K_\alpha \frac{\partial \theta}{\partial \beta} = qc^2 \left(ea \frac{\partial \theta}{\partial \beta} + e \frac{\partial C_l}{\partial \beta} + \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right) \quad (2.21)$$

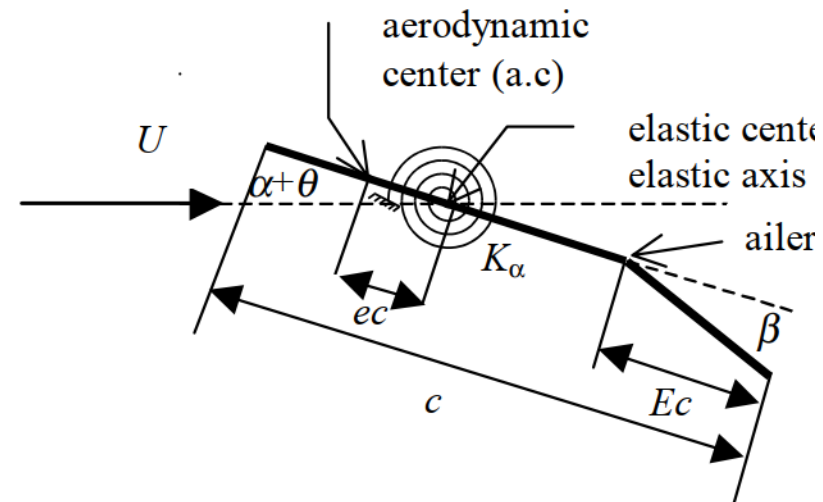
- A substituição de (2.20) por (2.21) produz a *pressão dinâmica de reversão*:

$$q_{\text{rev}} = \frac{1}{a} \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \left(-\frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right)^{-1} \frac{K_\alpha}{c^2}$$



- Observe que q_{rev} é uma quantidade positiva, pois a taxa de mudança do momento de arfagem em relação à deflexão do aileron é negativa (nariz para baixo). Observe também que a localização do eixo elástico é irrelevante para a velocidade de reversão, porque a taxa de variação da sustentação em relação à deflexão de aileron, por definição, é igual a zero na velocidade de reversão.
- Para avaliar a *efetividade* do aileron, primeiro use (2.21) para obter:

$$\frac{\partial \theta}{\partial \beta} = \frac{qc^2 \left(e \frac{\partial C_l}{\partial \beta} + \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right)}{K_\alpha - qc^2 ea}$$



e substitua em (2.19b):

$$\frac{dL'}{d\beta} = qc \left[\frac{aqc^2 \left(e^{\partial C_l / \partial \beta} + \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \right)}{K_\alpha - qc^2 ea} + \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \right] \quad (2.22)$$

- Se a asa fosse perfeitamente rígida, $K_\alpha \rightarrow \infty$. Portanto:

$$\frac{dL'_r}{d\beta} = qc \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \quad (2.23)$$

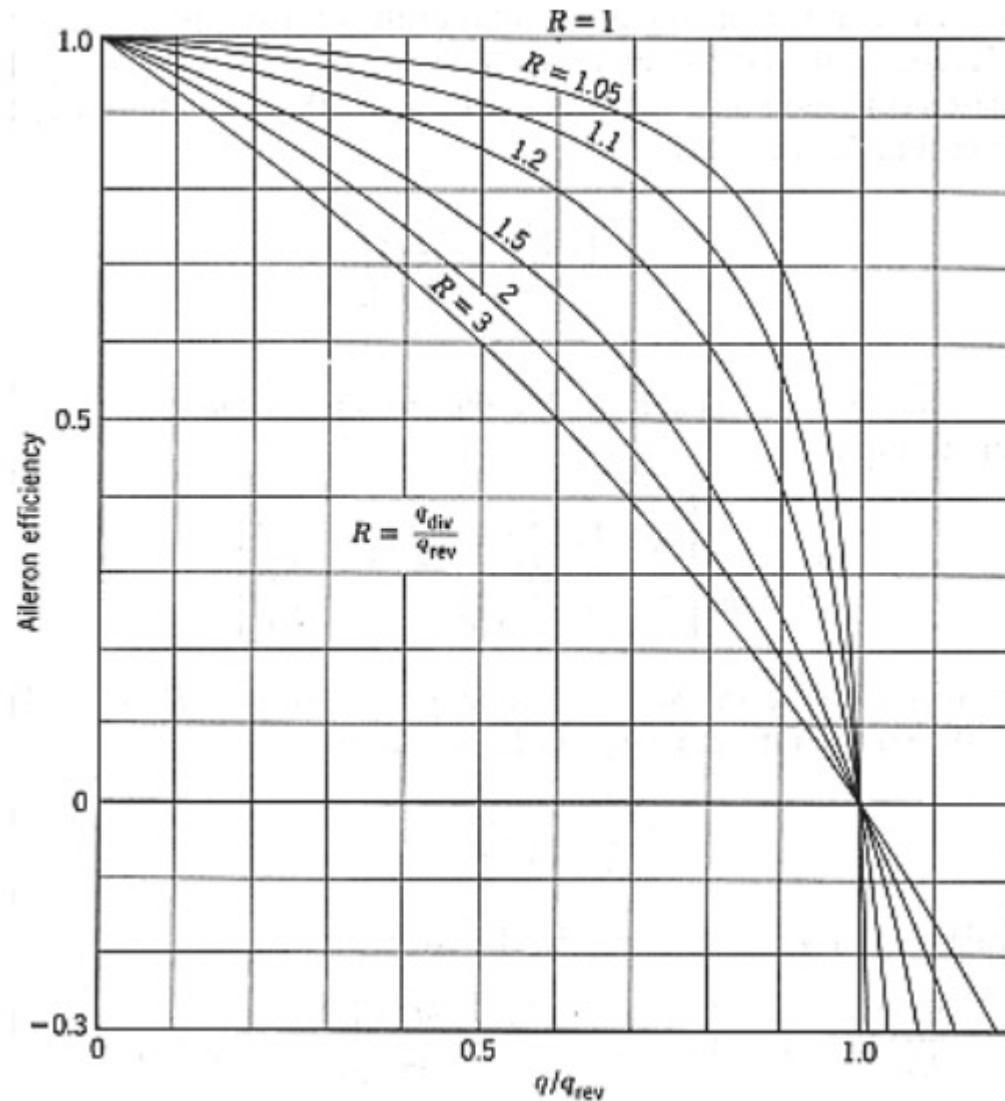
- A efetividade do aileron é dada pela razão de (2.22) e (2.23), produzindo:

$$\frac{dL'/d\beta}{dL'_r/d\beta} = \frac{1 + \left[aqc^2 \left(e + \frac{\partial C_m/\partial\beta}{\partial C_l/\partial\beta} \right) \right]}{K_\alpha - qc^2 ea}$$

- Recordando a pressão dinâmica da divergência de aileron (da seção 2.1) e a reversão (desta seção), a expressão acima é simplificada para:

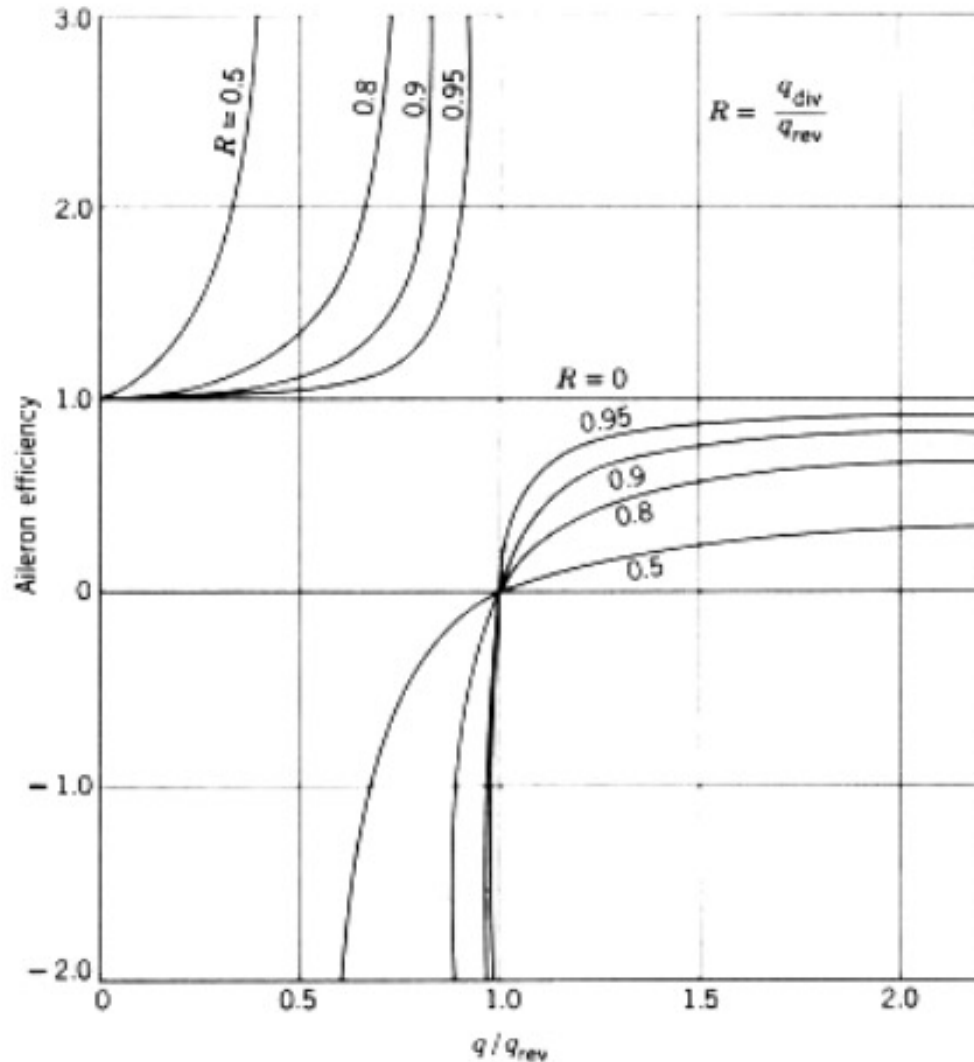
$$\text{Efetividade do aileron} = \frac{dL'/d\beta}{dL'_r/d\beta} = \frac{1 - q/q_{\text{rev}}}{1 - q/q_{\text{div}}} \equiv R$$

- Eficiência $R = q_{\text{div}}/q_{\text{rev}} > 1$



- Quando $R > 1$, a eficiência do aileron diminui para zero a medida que a pressão dinâmica se aproxima da pressão dinâmica crítica para reversão.

- Eficiência $R = q_{div}/q_{rev} < 1$



- Quando $R < 1$, a eficiência do aileron aumenta à medida que a pressão dinâmica se aproxima de q_{div} .
- O aileron é invertido no intervalo entre $q_{div} < q < q_{rev}$, mas isso corresponde a uma situação irrealista (a velocidade crítica é U_{div})

Referências

1 - An Introduction to the Theory of Aeroelasticity

Y.C. Fung

- A leitura do Capítulo 4 (item 4.1) é recomendada.

2 - Introduction to structural dynamics and aeroelasticity

D. Hodges and A. Pierce

- Leitura do Capítulo 4 (item 4.1.4) e solução dos problemas 6 até 10 no final do capítulo.