

AB-722 - Roteiro para o relatório

Professore: Flávio Ribeiro

2018

A seguinte lista de exercícios deve ser apresentada na forma de um relatório. Ela está dividida em duas partes: a primeira consiste em exercícios de estabilidade estática longitudinal. A segunda parte consiste em um relatório das atividades feitas no MATLAB durante o curso de AB-722.

1 Exercícios de estabilidade estática longitudinal (20%)

(Exercício 1 - 10%) (Adaptado do exemplo 2.1 da Ref. [1]) Num avião monomotor de asa alta, a equação para o coeficiente de momento de arfagem do conjunto asa-fuselagem em torno do centro de gravidade da aeronave é dada por:

$$C_{m,CG,wb} = -0.05 - 0.0035\alpha,$$

sendo α o ângulo de ataque da linha de referência da fuselagem em graus. Além disso, são conhecidos os seguintes parâmetros:

$$\begin{aligned} S_w &= 178 \text{ ft}^2 & \bar{x}_{CG} &= 0.1 \\ b_w &= 35.9 \text{ ft}^2 & AR_w &= 7.3 \\ \bar{c} = \bar{c}_w &= 5.0 \text{ ft} & C_{L\alpha,wb} &= 0.07 \text{ deg}^{-1} \\ i_w &= 2.0^\circ & C_{L0,wb} &= 0.26 \end{aligned}$$

Estime a área da empenagem horizontal e a incidência da empenagem, i_t , que permitem que a aeronave tenha a seguinte característica para o momento de arfagem em torno do CG:

$$C_{m,CG} = C_{m,CG,wb} = 0.15 - 0.025\alpha,$$

sendo novamente α em graus e wb indicando a configuração de aeronave completa (asa-fuselagem + empenagem). Com relação à empenagem horizontal, assumo o seguinte:

$$\begin{aligned} l_t = x_{AC,t} - x_{CG} &= 14.75 \text{ ft} & \eta &= 1.0 \\ AR_t &= 4.85 & C_{L\alpha,t} &= 0.073 \text{ deg}^{-1} \end{aligned}$$

Assuma que a derivada do ângulo de *downwash* ϵ na empenagem horizontal com respeito ao ângulo de ataque da aeronave seja dada pela equação:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L\alpha,w}}{\pi AR_w},$$

em que se pode assumir, por simplificação, $C_{L\alpha,w} \approx C_{L\alpha,wb}$. Assuma também que o ângulo de *downwash* ϵ_0 para $\alpha = 0$ pode ser calculado pela equação:

$$\epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} i_w = \frac{2C_{L0,w}}{\pi AR_w},$$

em que, novamente, pode-se adotar $C_{L0,w} \approx C_{L0,wb}$.

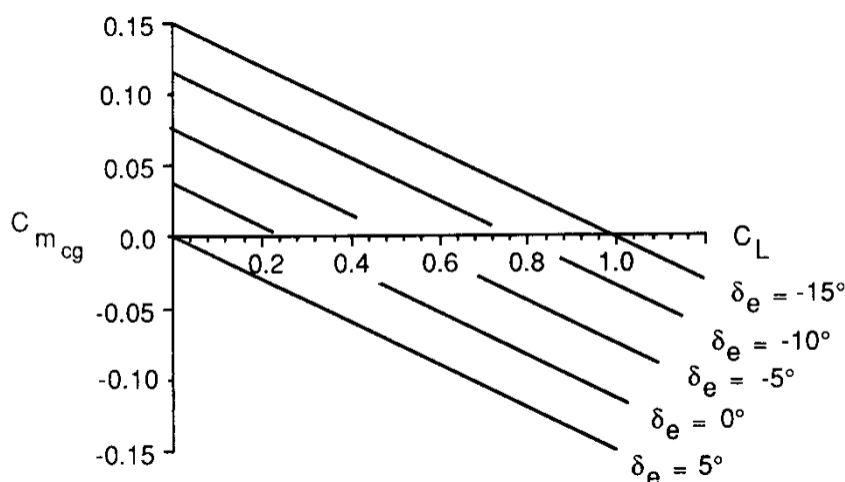
(Exercício 2 - 5%) (Exercício 2.1 da Ref. [1]) Se o coeficiente angular da curva C_m versus C_L é -0.15 , e o coeficiente de momento de arfagem é 0.08 para C_L nulo, determine o coeficiente de sustentação de equilíbrio. Considerando que o centro de gravidade está localizado em $x_{CG}/\bar{c} = 0.3$, determine a posição do ponto neutro a manche fixo.

(Exercício 3 - 5%) (Adaptado do exercício 2.2 da Ref. [1]) Para os dados apresentados na figura a seguir, determine:

a) A posição do ponto neutro a manche fixo, \bar{x}_n .

b) Se desejarmos voar o avião à velocidade de 38.1 m/s, ao nível do mar ($\rho_0 = 1.225$ kg/m³), quais seriam o coeficiente de sustentação de equilíbrio e a deflexão de profundor de equilíbrio?

Dados: $m = 1247.4$ kg, $S = 16.72$ m², $\bar{x}_{CG} = x_{CG}/\bar{c} = 0.25$.



2 Simulação e controle de aeronaves usando MATLAB

Para essa parte, utilize o modelo de aeronave do “A310”, fornecido em sala de aula.

Movimento longitudinal: equilíbrio, simulação e linearização (15%)

(Exercício 4 – 5%) Para uma condição de voo $H = 4000$ m, $V = 250$ m/s, determine as condições de equilíbrio (deflexão de profundor, manete e ângulo de ataque). Fazer uma simulação para uma condição inicial de ângulo de ataque perturbado em relação ao equilíbrio.

(Exercício 5 – 5%) Linearizar as equações e apresentar os auto-valores em um gráfico. O que significam os auto-valores e qual a relação com fenômeno físico observado no exercício anterior?

(Exercício 6 – 5%) Comparar a simulação do modelo não-linear com o linearizado (plotar os resultados em um mesmo gráfico). Comente eventuais diferenças. O que acontece se a amplitude da perturbação for muito grande?

Movimento longitudinal: margem estática e passeio do CG (30%)

(Exercício 7 – 5%) A partir das derivadas de estabilidade fornecidas, calcule a margem estática da aeronave a manche fixo.

(Exercício 8 – 5%) Admita que o CG da aeronave pode agora ser deslocado de $\Delta\bar{x}_{CG} = \frac{\Delta x_{CG}}{c}$, sendo esse deslocamento convencionalmente positivo em direção à cauda e negativa em direção ao nariz da aeronave. Obtenha a equação que relaciona $\Delta\bar{x}_{CG}$ com a variação $\Delta C_{m\alpha}$ da derivada do coeficiente de momento de arfagem com respeito ao ângulo de ataque.

(Exercício 9 – 20%) Sabendo que as derivadas C_{Lq} , C_{mq} e $C_{m\delta p}$ são modificadas pelo deslocamento do CG de acordo com as equações seguintes:

$$\begin{aligned} C'_{Lq} &= C_{Lq} - \Delta\bar{x}_{CG} C_{L\alpha}, \\ C'_{mq} &= C_{mq} - \Delta\bar{x}_{CG} (-C_{Lq} + C_{m\alpha}) - \Delta\bar{x}_{CG}^2 C_{L\alpha}, \\ C'_{m\delta p} &= C_{m\delta p} + \Delta\bar{x}_{CG} C_{L\delta p}, \end{aligned} \quad (1)$$

considerando a equação obtida na parte (b) e desprezando (por simplificação) a variação dos momentos de inércia da aeronave com o deslocamento do CG, pede-se para apresentar gráficos representando como a variação da posição do CG afeta:

- A curva de equilíbrio $V_{EQ} \times \delta p_{EQ}$ (e, a equivalente, $C_{LEQ} \times \delta p_{EQ}$). Comente sobre como esses gráficos estão relacionados com a estabilidade estática da aeronave.
- A variação dos auto-valores de período curto;
- A variação dos auto-valores de período longo;
- Uma simulação para uma perturbação inicial de ângulo de ataque (considerando diferentes posições de CG).

Movimento longitudinal: sistema de aumento de estabilidade (15%)

(Exercício 10 – 15%) Projetar um sistema de aumento de estabilidade (pitch damper) utilizando a técnica do lugar geométrico das raízes (rlocus). Apresentar os resultados de uma simulação pra uma perturbação inicial de ângulo de ataque, comparando com o sistema de controle sem pitch damper. Responda às perguntas do roteiro apresentado em sala de aula (disponível em: <http://flavioluiz.github.io/cursos/AB722/labs/lab3.pdf>).

Movimento completo: cálculo do equilíbrio, linearização e simulação (20%)

(Exercício 11 – 10%) Encontre os controles $(\pi, \delta a, \delta p, \delta r)$ e estados (p, q, r) de equilíbrio, para as seguintes situações de vôo em curva:

- $H = 4000$ m; $V = 250$ m/s; $\Omega = 2$ graus/s e $\beta = 0$;
- $H = 4000$ m; $V = 250$ m/s; $\Omega = 0$ graus/s e $\beta = 0$;

Linearize as equações do movimento em torno dos pontos de equilíbrio obtidos no item anterior. Apresente as matrizes A e B, bem como os autovalores da matriz A. Observando a matriz A, o que se pode dizer em relação ao acoplamento entre os movimentos longitudinal e latero-direcional em cada um dos casos? Sugestão: utilize como estados $V, \alpha, q, \theta, H, \beta, p, r, \Phi$. Qual fenômeno físico representam os auto-valores?

Obtenha matrizes A reduzidas para o movimento longitudinal (estados: V, α, q, θ, H) e latero-direcional (estados: β, p, r e Φ). Apresente os autovalores em cada um dos casos. Compare com os autovalores obtidos no item anterior.

(Exercício 12 – 10%) Considerando como condição de equilíbrio o vôo reto nivelado obtido no primeiro item, simule a dinâmica não-linear do movimento completo para as seguintes situações:

- a) Perturbação do tipo doublet executada nos pedais;
- b) Perturbação do tipo degrau executada executada no manche à direita;
- c) Perturbação inicial no ângulo Φ em relação ao equilíbrio.

Apresente e comente os resultados obtidos. Para o item (a) sugere-se incluir um gráfico Φ vs β .

References

- [1] Nelson, R. C., *Flight Stability and Automatic Control*, 2ed., McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 1997.