



MVO-32 - Lista de Exercícios 2

Antônio Bernardo Guimarães Neto
antonio@ita.br

29 de setembro de 2020

Instruções

LEIA COM ATENÇÃO:

- enviar a solução até as 23:59 de **30 de outubro de 2020**; o desconto por atraso (de 0,05 por hora) começa a contar a partir das 00:00. A solução consiste de:
 - documento com respostas, gráficos e análises em formato **.pdf**
 - todos os códigos utilizados em cada item, numa única pasta compactada em formato **.zip**, com subpastas para **cada item (ex.: 1A, 1B, 2A etc.)**
 - observação: **o tamanho total dos anexos não deve exceder 5 MB**
- é permitido resolver em duplas; um único trio é também permitido
- é permitido discutir resultados com outros colegas/outras duplas
- porém, **não é permitido** ler a solução de outros colegas/outras duplas, seja da turma atual, seja de turmas passadas
- esta lista responde por 1/3 da nota do 2º bimestre

Dados

Nesta lista, você irá programar o modelo do GNBA (*Generic Narrow-Body Airliner*, ou avião genérico de fuselagem estreita). A aeronave foi desenvolvida na seguinte tese de doutorado, com a finalidade de estudar a dinâmica do voo de aeronaves flexíveis:

GUIMARÃES NETO, Antônio Bernardo. **Flight dynamics of flexible aircraft using general body axes**: a theoretical and computational study. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. São José dos Campos: ITA, 2014. 450 p. (DCTA/ITA/TD-032/2014). Disponível em: http://www.bdata.bibl.ita.br/tesesdigitais/lista_resumo.php?num_tese=67648. Acesso em: 29 set. 2020.

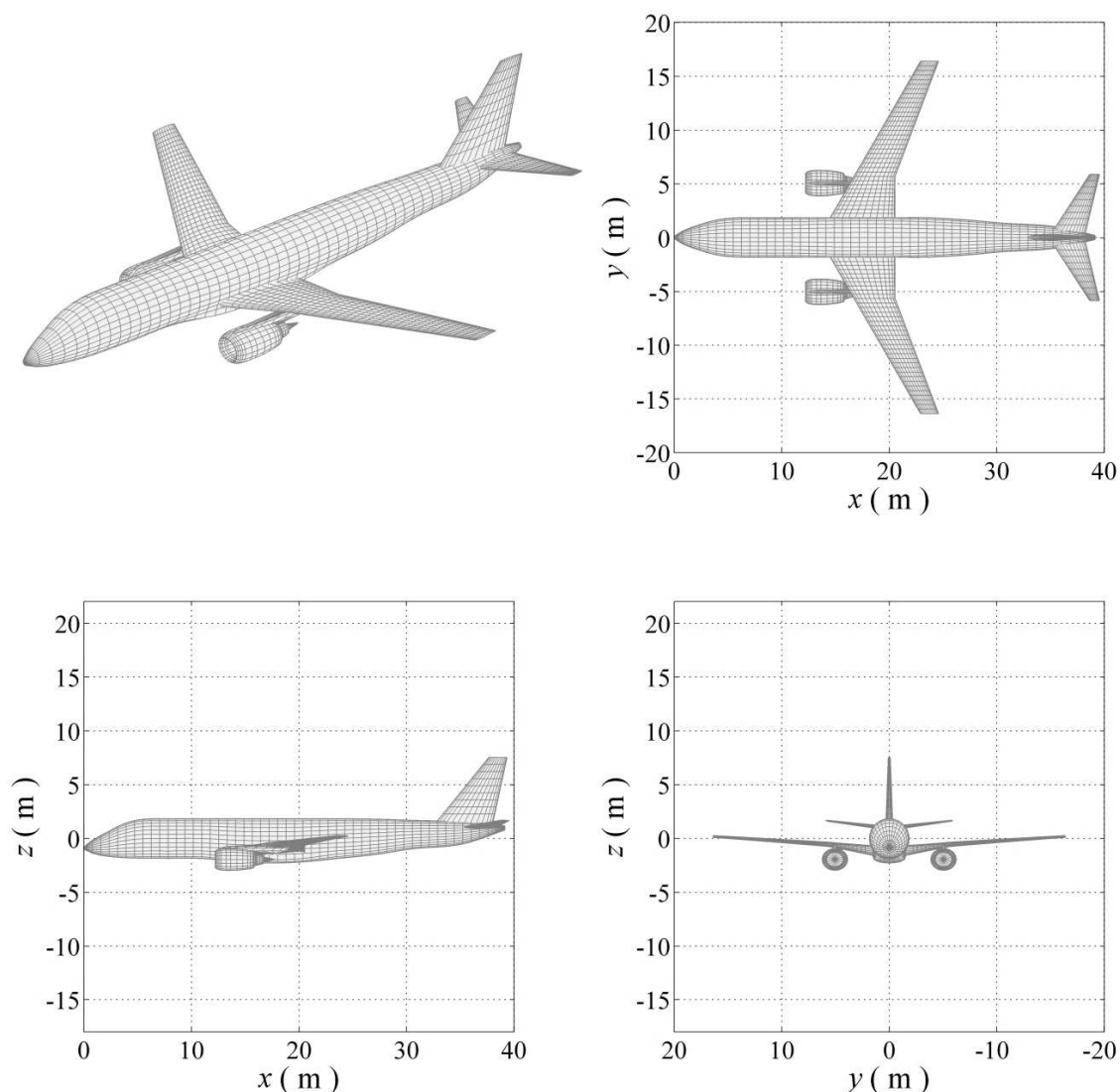


Figura 1: GNBA: *Generic Narrow-Body Airliner*.

Dados gerais

Descrição	Símbolo	Valor	Unidade
Área da asa	S	116	m ²
Corda média aerodinâmica	\bar{c}	3,862	m
Envergadura	b	32,757	m
Massa	m	55788	kg
Momento de inércia em y	I_{yy}	$3,344 \times 10^6$	kg.m ²
Ponto de aplicação do empuxo total	(x_p, z_p)	(4,899, 1,435)	m
Máximo empuxo total ao nível do mar por motor	T_{\max}	100000	N

Condição de operação

Condição	V [m/s]	Mach	h [m]	γ [deg]
Cruzeiro	230,15	0,78	11582,4	0,0

Dados do modelo propulsivo

Adote o seguinte modelo para o empuxo de cada motor, T , em função do controle propulsivo, *throttle*:

$$T = throttle \ T_{\max} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{n_\rho},$$

sendo T_{\max} o máximo empuxo ao nível do mar, ρ a densidade atmosférica na altitude atual, $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ a densidade ao nível do mar, e $n_\rho = 0,8$.

Além disso, considere que a força de empuxo **total** no sistema de coordenadas do corpo seja expressa pela equação:

$$\mathbf{F}_{\text{prop},b} = 2T \begin{bmatrix} \cos \tau_p \cos \iota_p \\ 0 \\ -\sin \iota_p \end{bmatrix},$$

sendo $\iota_p = 2,0^\circ$ e $\tau_p = 1,5^\circ$.

Dados do modelo aerodinâmico

Derivadas de estabilidade e controle longitudinais:

Tabela 1: Coeficiente de sustentação

C_{L_0}	C_{L_α} [1/deg]	C_{L_q} [1/rad]	$C_{L_{i_t}}$ [1/deg]	$C_{L_{\delta_e}}$ [1/deg]
0,308	0,133	16,7	0,0194	0,00895

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{L_{i_t}} i_t + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$

Tabela 2: Coeficiente de momento de arfagem

C_{m_0}	C_{m_α} [1/deg]	C_{m_q} [1/rad]	$C_{m_{i_t}}$ [1/deg]	$C_{m_{\delta_e}}$ [1/deg]
0,0170	-0,0402	-57,0	-0,0935	-0,0448

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{m_{i_t}} i_t + C_{m_{\delta_e}} \delta_e$$

Tabela 3: Coeficiente de arrasto

C_{D_0}	C_{D_α} [1/deg]	$C_{D_{\alpha^2}}$ [1/deg ²]	$C_{D_{q^2}}$ [1/rad ²]	$C_{D_{i_t}}$ [1/deg]	$C_{D_{i_t^2}}$ [1/deg ²]	$C_{D_{\delta_e^2}}$ [1/deg ²]
0,02207	0,00271	$6,03 \times 10^{-4}$	35,904	$-4,20 \times 10^{-4}$	$1,34 \times 10^{-4}$	$4,61 \times 10^{-5}$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{D_{q^2}} \left(\frac{q\bar{c}}{2V} \right)^2 + C_{D_{i_t}} i_t + C_{D_{i_t^2}} i_t^2 + C_{D_{\delta_e^2}} \delta_e^2$$

O coeficiente de momento de arfagem tem como ponto de referência o CG da aeronave na condição nominal de cruzeiro. Além disso, a velocidade angular de arfagem q também é aquela em torno do CG nominal. Finalmente, observe que as derivadas aerodinâmicas com respeito a $\frac{q\bar{c}}{2V}$ consideram esta adimensionalização em radianos, não em graus.

Exercícios

Escreva uma função em MATLAB que represente a dinâmica do movimento longitudinal da aeronave, no formato exigido para poder ser integrada no tempo pela função `ode4xy`:

```
function [Xdot,Y]=long_dynamics(t,X,U,etc)
```

Variáveis de estado:

$$\mathbf{X} = [V \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad h \quad x]^T$$

Variáveis de controle:

$$\mathbf{U} = [throttle \quad i_t \quad \delta_e]^T$$

Variáveis de saída:

$$\mathbf{Y} = [\gamma \quad T \quad Mach \quad C_D \quad C_L \quad C_m]^T$$

Exercício 1

a) (1,0 ponto) Calcule e tabele o ângulo de ataque, a incidência de empenagem horizontal (assuma deflexão nula do profundor), o controle propulsivo e a força de empuxo que devem ser usados para equilibrar a aeronave na condição de cruzeiro.

b) (1,0 ponto) Calcule a margem estática a manche fixo.

c) (1,0 ponto) Calcule a frequência natural em Hz e a razão de amortecimento do período curto e da fugaide, explicando o procedimento usado para identificar os modos.

d) (1,0 ponto) Admita que o CG do avião pode agora ser deslocado de $\Delta \bar{x}_{CG} = \Delta x_{CG}/\bar{c}$, sendo esse deslocamento convencionado positivo em direção à cauda e negativo em direção ao nariz da aeronave (convenção adotada nos Capítulos 01 e 02 do curso).

Obtenha, então, a equação que relaciona $\Delta \bar{x}_{CG}$ e C_{L_α} com a variação ΔC_{m_α} da derivada do coeficiente de momento de arfagem com respeito ao ângulo de ataque, assim como a equação que relaciona $\Delta \bar{x}_{CG}$ e C_{L_0} com a variação ΔC_{m_0} do coeficiente de momento de arfagem para ângulo de ataque nulo.

Calcule também qual deve ser o deslocamento $\Delta \bar{x}_{CG}$ tal que a margem estática se anule.

e) As derivadas C_{L_q} , C_{m_q} , $C_{m_{i_t}}$ e $C_{m_{\delta_e}}$ são modificadas pelo deslocamento do CG de acordo com as seguintes equações:

$$\begin{aligned} C'_{L_q} &= C_{L_q} - \Delta \bar{x}_{CG} C_{L_\alpha}, \\ C'_{m_q} &= C_{m_q} - \Delta \bar{x}_{CG} (-C_{L_q} + C_{m_\alpha}) - \Delta \bar{x}_{CG}^2 C_{L_\alpha}, \\ C'_{m_{i_t}} &= C_{m_{i_t}} + \Delta \bar{x}_{CG} C_{L_{i_t}}, \\ C'_{m_{\delta_e}} &= C_{m_{\delta_e}} + \Delta \bar{x}_{CG} C_{L_{\delta_e}}, \end{aligned}$$

nas quais as derivadas no segundo membro de todas as equações são as derivadas originais, sem deslocamento do CG. Cuidado para não misturar derivadas em 1/rad com derivadas em 1/deg, sem fazer as conversões necessárias.

Considerando também as equações obtidas no item (d) e desprezando (por simplificação) a variação do momento de inércia I_{yy} da aeronave com o deslocamento do CG:

e1) (1,0 ponto) Calcule o ângulo de ataque, a incidência de empenagem horizontal, o controle propulsivo e a força de empuxo para equilibrar a aeronave na condição de cruzeiro, porém com margem estática de -10% .

Calcule e tabele os autovalores e os autovetores da dinâmica linearizada.

O avião é dinamicamente estável nessa condição? Por quê?

e2) (1,0 ponto) Calcule o equilíbrio na condição de cruzeiro com valores de margem estática entre -10% e $+30\%$, em passos de no máximo 5% .

Apresente como resultado um gráfico com a evolução do empuxo total ou do controle propulsivo necessários para o equilíbrio, em função da margem estática.

Explique fisicamente o comportamento observado no gráfico, apoiando-se em gráficos adicionais de ângulo de ataque de equilíbrio e de incidência de empenagem horizontal de equilíbrio, em função da margem estática.

Admitindo que o consumo de combustível de cada motor seja proporcional ao empuxo, existiria para esse avião algum benefício da estabilidade estática “relaxada” (reduzida) no que se refere ao consumo de combustível?

Exercício 2

Para a condição de cruzeiro nominal, sem deslocamento de CG, considere o modelo linearizado numericamente:

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{X} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{U}$$

bem como a dinâmica não linear.

a) (1,5 ponto) Apresente gráficos comparando as respostas das perturbações ΔV , $\Delta \alpha$, Δq , $\Delta \theta$, Δh e $\Delta \gamma$ para a dinâmica não linear e para a dinâmica linearizada da aeronave, na simulação de um comando *doublet* no **profundor**, iniciando em $t = 1$ s com um pulso de $+1^\circ$ por 1 s, seguido de um pulso de -1° por 1 s e, finalmente, retornando à deflexão nula. Simule os primeiros 15 s. Os comportamentos linear e não linear são próximos? Explique.

b) (1,0 ponto) Aumente a amplitude do comando para $+/- 5^\circ$ e, juntamente, a duração de cada pulso para 2 s. Compare as dinâmicas não linear e linearizada na simulação dos primeiros 30 s. Analise as diferenças com respeito ao item (a).

Exercício 3

(1,5 ponto) Extraia das matrizes **A** e **B** anteriormente obtidas as partições referentes à dinâmica reduzida de período curto (estados α e q) e repita a simulação do **Exercício 2** item **(a)** considerando apenas essa dinâmica simplificada.

Reproduza, então, os gráficos das simulações do **Exercício 2** item **(a)** apenas para as respostas de $\Delta\alpha$ e Δq , adicionando a esses dois gráficos uma terceira curva referente à simulação com a dinâmica simplificada de período curto. Analise os resultados.