

Especificações do Trabalho 3 (T3)

Ricardo Afonso Angélico

Enunciado

O objetivo do terceiro trabalho é avaliar a resposta dinâmica de uma aeronave considerando modelos linearizados e não-lineares. O grupo poderá selecionar qualquer uma das aeronaves descritas na seção “Dados das aeronaves”. Ao final do presente documento, as equações para dimensionalização das variáveis estão descritas.

Especificações

Pede-se:

- determinação das matrizes que descrevem a dinâmica da aeronave com as equações linearizadas
- avaliação da estabilidade dinâmica longitudinal e latero-direcional da aeronave
- as características referentes a cada modo da aeronave (frequência, amortecimento, período, etc.)
- classificar a aeronave de acordo com as características dinâmicas
- as funções transferências
- a resposta da aeronave para uma entrada degrau unitário em cada superfícies de controle
- modelo em Simulink considerando as equações não-lineares.

Rotinas computacionais: As rotinas computacionais devem ser implementadas em MATLAB ou Python. As rotinas devem estar devidamente comentadas (em português ou inglês) para facilitar o uso por futuros usuários. As funções implementadas precisam, em sua descrição, apresentar quais são as entradas e as saídas. O modelo em Simulink deve estar organizado e permitir a fácil visualização e interpretação de seu funcionamento.

Relatório: O relatório deve apresentar uma síntese dos métodos utilizados e dos resultados obtidos. O relatório deve ser elaborado de acordo a formatação do modelo disponível em: <https://www.overleaf.com/read/sbrxwmxytdnz> e está limitado a 6 páginas. As figuras e tabelas utilizadas devem apresentar legendas claras e precisam estar referenciadas ao longo do texto. O relatório pode ser redigido em português ou inglês

Observações: (i) o não cumprimento das especificações acima implicará na atribuição de nota ZERO a todos os integrantes do grupo; (ii) grupos com configurações iguais de asa / empenagem receberão nota ZERO; (iii) a entrega deve ser realizada exclusivamente pela plataforma Moodle; e (iv) os integrantes do grupo devem estar identificados (nome completo e nº USP) em todos os arquivos entregues.

Dados das aeronaves

Tabela 1: Dados gerais.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
Área da asa [m ²]	21.53	45.4	22.43	30.91
Empuxo (@SL) [kN]	26	82	26	30
Envergadura	10.85	19.6	13.26	17.0
Comprimento	13.18	20.9	14.76	16.85
Capacidade [pax]	6	18	9	8
TSFC	0.96	0.65	0.56	0.59

OBSERVAÇÕES: as derivadas que envolvem ângulo estão escritas em 1/rad.

Tabela 2: Condição de voo.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
Altitude	32000	36000	36000	36000
Mach	0.70	0.75	0.73	0.75
CG location (% \bar{c})	17	23	19	18

Tabela 3: Massas e inércias.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
OEW	3551	12600	4700	5065
Payload max. [kg]	1619	2200	930	1585
W_{fuel} max.	2552	9072	2900	2700
MTOW	6123	21860	7300	8300
I_{xx}	37962	60962	41052	43856
I_{yy}	25489	35489	28142	32685
I_{zz}	63723	87723	67723	68524
I_{xz}	1762	0	345	0

Tabela 4: Derivadas de estabilidade longitudinal.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
C_{D0}	0.0216	0.0222	0.0218	0.0207
C_{Du}	0.104	0.098	0.096	0.104
$C_{D\alpha}$	0.30	0.28	0.21	0.35
$C_{T_{xu}}$	-0.07	-0.07	-0.07	-0.07
C_{L0}	0.13	0.14	0.12	0.13
C_{Lmax}	2.32	2.40	2.12	2.04
C_{Lu}	0.40	0.40	0.40	0.40
$C_{L\alpha}$	5.84	5.76	5.82	5.91
$C_{L\dot{\alpha}}$	2.20	2.34	2.18	2.20
C_{Lq}	4.70	5.30	3.75	4.60
C_{m0}	0.050	0.041	0.048	0.053
C_{mu}	0.050	0.041	0.048	0.053
$C_{m\alpha}$	-0.64	-0.59	-0.61	-0.57
$C_{m\dot{\alpha}}$	-6.7	-6.2	-6.3	-6.5
C_{mq}	-15.5	-14.1	-13.7	-12.1
C_{mT_u}	-0.003	0.00	0.00	-0.001
C_{mT_α}	0.00	0.00	0.00	0.00

Tabela 5: Derivadas de controle longitudinal.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
$C_{D\delta_e}$	0.00	0.00	0.00	0.00
$C_{L\delta_e}$	0.46	0.37	0.42	0.44
$C_{m\delta_e}$	-1.14	-1.18	-1.10	-1.09
$C_{h\alpha}$	-0.133	-0.137	-0.132	-0.145
$C_{h\delta_e}$	-0.476	-0.412	-0.516	-0.416

Tabela 6: Derivadas de estabilidade latero-direcionais.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
$C_{l\beta}$	-0.108	-0.113	-0.105	-0.102
C_{lp}	-0.45	-0.43	-0.42	-0.45
C_{lr}	0.16	0.12	0.19	0.16
$C_{y\beta}$	-0.73	-0.72	-0.92	-0.67
C_{yp}	0.00	0.00	0.00	0.00
C_{yr}	0.35	0.40	0.51	0.42
$C_{n\beta}$	0.127	0.157	0.132	0.182
$C_{nT\beta}$	0.00	0.00	0.00	0.00
C_{nr}	-0.201	-0.180	-0.202	-0.203
C_{np}	-0.01	-0.01	-0.01	-0.01

Tabela 7: Derivadas de controle latero-direcionais.

	JBRA-01	JBRA-02	JBRA-03	JBRA-04
$C_{l\delta_a}$	0.178	0.158	0.210	0.193
$C_{l\delta_r}$	0.019	0.017	0.014	0.020
$C_{y\delta_a}$	0.00	0.00	0.00	0.00
$C_{y\delta_r}$	0.122	0.145	0.113	0.189
$C_{n\delta_a}$	-0.020	-0.018	-0.023	-0.021
$C_{n\delta_r}$	-0.074	-0.067	-0.076	-0.059

Derivadas de estabilidade

Na literatura de dinâmica de voo, é comum o uso de duas notações: inglesa e norte-americana. Independente da notação utilizada, a resposta da aeronave deve ser a mesma, visto que as hipóteses utilizadas para construir os modelos em ambas as notações, são idênticas. A notação norte americana adota como variáveis do espaço de estados $\mathbf{x}_{1g} = [u \ w \ q \ \Delta\theta]^T$ e $\mathbf{x}_{1d} = [v \ p \ r \ \phi]^T$ para os movimentos longitudinal e latero-direcional, respectivamente. Enquanto que, na notação inglesa tem-se como variáveis de estado $\mathbf{x}_{1g} = [u \ \alpha \ \theta]^T$ e $\mathbf{x}_{1d} = [\beta \ \phi \ \Psi]^T$. Pode-se comutar entre uma notação e outra, porém deve-se atentar para a correta transferência das derivadas dimensionais de um sistema para outro.

As matrizes que descrevem a dinâmica longitudinal e latero-direcional de uma aeronave no espaço de estados utilizando as variáveis especificadas no trabalho são descritas a seguir. Para o movimento longitudinal, o vetor de estados é $\mathbf{x} = [u \ w \ q \ \theta]^T$, e para o latero-direcional $\mathbf{x} = [v \ p \ r \ \phi]^T$.

Longitudinal

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u + X_{Tu} & \frac{X_\alpha}{U_1} & 0 & -g \cos \theta_1 \\ \frac{U_1 Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{U_1 (U_1 + Z_q)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-U_1 g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ M_u + M_{Tu} & \frac{M_\alpha + M_{T\alpha}}{U_1} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha}{U_1 (U_1 - Z_{\dot{\alpha}})} & \frac{M_{\dot{\alpha}} (Z_q + U_1)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + M_q & \frac{-M_{\dot{\alpha}} g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{U_1 - Z\dot{\alpha}} \\ M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{U_1 - Z\dot{\alpha}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Latero-direcional

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\beta}}{U_1} & Y_p & Y_r - U_1 & g \cos \theta_1 \\ \frac{L_{\beta} + i_x N_{\beta} + i_x N_{T\beta}}{U_1(1 - i_x i_z)} & \frac{L_p + i_x N_p}{1 - i_x i_z} & \frac{L_r + i_x N_r}{1 - i_x i_z} & 0 \\ \frac{i_z L_{\beta} + N_{\beta} + N_{T\beta}}{U_1(1 - i_x i_z)} & \frac{i_z L_p + N_p}{1 - i_x i_z} & \frac{i_z L_r + N_r}{1 - i_x i_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

sendo $i_x = I_{xz}/I_{xx}$ e $i_z = I_{xz}/I_{zz}$.

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ \frac{L_{\delta_a} + i_x N_{\delta_a}}{1 - i_x i_z} & \frac{L_{\delta_r} + i_x N_{\delta_r}}{1 - i_x i_z} \\ \frac{i_z L_{\delta_a} + N_{\delta_a}}{1 - i_x i_z} & \frac{i_z L_{\delta_r} + N_{\delta_r}}{1 - i_x i_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

As derivadas dimensionais de estabilidade e controle utilizadas em (1), (2), (3) e (4) estão descritas a seguir.

Derivadas longitudinais

$$\begin{aligned} X_u &= \frac{-q S (C_{D_u} + 2C_{D1})}{m U_1} & X_{T_u} &= \frac{q S C_{T_x u}}{m U_1} & X_{\alpha} &= \frac{-q S (C_{D_{\alpha}} - C_{L1})}{m} \\ Z_u &= \frac{-q S (C_{L_u} + 2C_{L1})}{m U_1} & Z_{\alpha} &= \frac{-q S (C_{L_{\alpha}} + 2C_{D1})}{m} & Z_{\dot{\alpha}} &= \frac{-q S \bar{c} C_{L\dot{\alpha}}}{2 m U_1} & Z_q &= \frac{-q S \bar{c} C_{Lq}}{2 m U_1} \\ M_u &= \frac{q S \bar{c} C_{m u}}{I_{yy} U_1} & M_{T_u} &= \frac{q S \bar{c} C_{m T u}}{I_{yy} U_1} & M_{\alpha} &= \frac{q S \bar{c} C_{m \alpha}}{I_{yy}} \\ M_{T_{\alpha}} &= \frac{q S \bar{c} C_{m T \alpha}}{I_{yy}} & M_{\dot{\alpha}} &= \frac{q S \bar{c}^2 C_{m \dot{\alpha}}}{2 I_{yy} U_1} & M_q &= \frac{q S \bar{c}^2 C_{m q}}{2 I_{yy} U_1} \\ X_{\delta_e} &= \frac{-q S C_{D \delta_e}}{m} & Z_{\delta_e} &= \frac{-q S C_{L \delta_e}}{m} & M_{\delta_e} &= \frac{-q S \bar{c} C_{L \delta_e}}{I_{yy}} \end{aligned}$$

A notação norte-americana adota as derivadas em relação a w e \dot{w} ao invés de α e $\dot{\alpha}$, respectivamente. Nesse caso,

por exemplo, tem-se $X_w = X_\alpha/U_1$. Raciocínio análogo pode ser adotado para as derivadas $Z_w, Z_{\dot{w}}$.

Derivadas latero-direcionais

$$\begin{array}{lll}
 Y_\beta = \frac{q S C_{y\beta}}{m} & Y_p = \frac{q S b C_{yp}}{2 m U_1} & Y_r = \frac{q S b C_{yr}}{2 m U_1} \\
 L_\beta = \frac{q S b C_{l\beta}}{I_{xx}} & L_p = \frac{q S b^2 C_{yp}}{2 I_{xx} U_1} & L_r = \frac{q S b^2 C_{lr}}{2 I_{xx} U_1} \\
 N_\beta = \frac{q S b C_{n\beta}}{I_{zz}} & N_{T\beta} = \frac{q S b C_{nT\beta}}{I_{zz}} & N_p = \frac{q S b^2 C_{np}}{2 I_{zz} U_1} & N_r = \frac{q S b^2 C_{nr}}{2 I_{zz} U_1} \\
 Y_{\delta_a} = \frac{q S C_{y\delta_a}}{m} & Y_{\delta_r} = \frac{q S C_{y\delta_r}}{m} & & \\
 L_{\delta_a} = \frac{q S C_{l\delta_a}}{I_{xx}} & L_{\delta_r} = \frac{q S C_{l\delta_r}}{I_{xx}} & & \\
 N_{\delta_a} = \frac{q S C_{n\delta_a}}{I_{zz}} & N_{\delta_r} = \frac{q S C_{n\delta_r}}{I_{zz}} & &
 \end{array}$$

Informações relevantes

Data/hora limite para a entrega: 28/06/2019 às 23h50.

Itens a entregar: rotinas computacionais e relatório sucinto (max. 6 páginas) em formato PDF (outros formatos serão desconsiderados)