



Instituto Superior Técnico

Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Controlo de Voo

XIMAS-1 - Velocidades Ar e de Subida - Seguimento de Solo Projeto de Aplicação

Grupo 19:

95790, Francisco Does
95815, José Bento
95847, Thomas Childs

Docente:

Prof. José Raúl Azinheira

29 maio 2022

P4 - 2º Semestre 2021/2022

Conteúdo

Introdução	1
1 Determinação e Análise do Modelo Estudado	1
1.1 Análise de Estabilidade	2
1.2 Análise das Qualidades de Voo	2
Referências	3

Introdução

O objetivo deste trabalho é projetar um controlador para o movimento longitudinal do planador Ximas, utilizando as ferramentas SCILAB e XCOS. O objetivo último deste controlador é conseguir garantir o seguimento das velocidades ar e de subida com vista a um seguimento de solo, em perfil longitudinal, bem sucedido. Pretende-se que as qualidades de voo associadas sejam de nível 1, com coeficiente de amortecimento do modo fugóide não inferior a 0.6.

No âmbito desta primeira fase de desenvolvimento do projeto, começou-se por definir o modelo linearizado longitudinal da aeronave. Em seguida, calcularam-se os pólos da dinâmica do sistema e identificaram-se a que modos longitudinais correspondiam. Por último, calcularam-se as frequências naturais dos mesmos, bem como as suas constantes de amortecimento e tempos característicos, para proceder à classificação das qualidades de voo longitudinais da aeronave.

1 Determinação e Análise do Modelo Estudado

A aeronave em estudo é o Ximas (Ximango), um moto-planador monomotor de construção brasileira, para o qual consideramos apenas como superfícies de controlo longitudinais o leme de profundidade, *flaps* e *spoiler*. [3]

Em seguida, apresenta-se a dinâmica do sistema, na sua formulação em espaço de estados, $\dot{x} = Ax + Bu$. Considerou-se, para já, que a saída pretendida era o próprio estado do sistema (isto é, $y = Cx + Du$, com C uma matriz identidade e D uma matriz de zeros com a mesma dimensão de A). O estado considerado foi o estado $x = [u, w, q, \theta, h]^T$, com inclusão da altitude h e a entrada de controlo consideradas foi $u = [\delta_E, \delta_F, \delta_{SP}]^T$. Foi incluída a deflexão dos *flaps* como variável de controlo, embora esta não seja usada (será mantido o valor inicial). É ainda de notar que, ao contrário do que é o habitual, não se pôde desprezar os valores das derivadas $Z_{\dot{w}}$ e Z_q , pelo que foi necessário adaptar as matrizes da dinâmica, A , e do controlo, B :

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 & -g.c\theta_0 & 0 \\ \widetilde{Z}_u & \widetilde{Z}_w & \widetilde{Z}_q & \widetilde{Z}_\theta & 0 \\ \widetilde{M}_u & \widetilde{M}_w & \widetilde{M}_q & \widetilde{M}_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0822 & 0.0058 & -2.2790 & -9.7880 & 0 \\ -0.5517 & -3.1284 & 29.7117 & -0.6318 & 0 \\ -0.0379 & -0.2725 & 1.9857 & -0.0434 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & -1.0000 & 0 & 34.0048 & 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & X_{\delta_F} & X_{\delta_{SP}} \\ \widetilde{Z}_{\delta_E} & \widetilde{Z}_{\delta_F} & \widetilde{Z}_{\delta_{SP}} \\ \widetilde{M}_{\delta_E} & \widetilde{M}_{\delta_F} & \widetilde{M}_{\delta_{SP}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1.1170 & -1.3590 \\ 1.1366 & 0 & 0 \\ -5.2179 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

As variáveis presentes nestas matrizes foram definidas da seguinte forma:

$$\begin{aligned} W_0 &= \alpha_0 U_0 & \widetilde{Z}_u &= \frac{Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_{\delta_F} &= \frac{Z_{\delta_F}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \widetilde{M}_u &= M_u + M_{\dot{w}} \frac{Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_w &= \frac{Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_{\delta_{SP}} &= \frac{Z_{\delta_{SP}}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \widetilde{M}_w &= M_w + M_{\dot{w}} \frac{Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_q &= \frac{Z_q + U_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{M}_{\delta_E} &= M_{\delta_E} + M_{\dot{w}} \frac{Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \widetilde{M}_q &= M_q + M_{\dot{w}} \frac{U_0 + Z_q}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_\theta &= -\frac{g s \theta_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{M}_{\delta_F} &= M_{\delta_F} + M_{\dot{w}} \frac{Z_{\delta_F}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \widetilde{M}_\theta &= -M_{\dot{w}} \frac{g s \theta_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{Z}_{\delta_E} &= \frac{Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} & \widetilde{M}_{\delta_{SP}} &= M_{\delta_{SP}} + M_{\dot{w}} \frac{Z_{\delta_{SP}}}{1-Z_{\dot{w}}} \end{aligned}$$

1.1 Análise de Estabilidade

Em seguida, apresentam-se na Tabela 1 os pólos e características físicas do sistema em anel aberto. Estas foram obtidas diretamente a partir do modelo em espaço de estado definido acima, com recurso às funções *syslin()*, *spec()* e *damp()* do SCILAB.

	Pólos	ω_n [rad/s]	ξ	Tempo Característico [s]
Período Curto	$-0.7068022 \pm 1.2476217i$	1.4339209	0.4929157	$T_{1/2} = 0.980681$
Fugóide	$0.0943596 \pm 0.3753843i$	0.3870621	-0.2437841	$T_2 = 7.345806$

Tabela 1: Pólos e características físicas do sistema em anel aberto.

Para além dos pólos aqui apresentados, existe ainda um quinto pólo, situado na origem, que resulta da adição da variável de estado h , que é um integrador puro dos outros estados e não influencia a evolução destes. É de notar que o modo fugóide é instável (os seus pólos são complexos conjugados que se encontram no semiplano complexo direito), o que se reflete também ao nível do fator de amortecimento obtido (negativo).

1.2 Análise das Qualidades de Voo

Para melhor entender as características de controlabilidade da aeronave em estudo é necessário estudar as suas qualidades de voo. Uma vez que os critérios e a exigência de controlo variam de aeronave para aeronave e dependem da fase de voo em que esta se encontra, é preciso enquadrar estes parâmetros numa de várias classes definidas pelas condições mencionadas.

No enunciado do problema é disponibilizada a massa da aeronave (massa = 3236 kg). Este valor enquadra-se na **Classe I**, da qual fazem parte "aviões de turismo (até 5000 kg)"[1].

Relativamente à categoria de voo, foi necessário ter em conta diferentes fatores, nomeadamente a missão a desempenhar pela aeronave, as condições de realização da missão (fase de voo) e a necessidade de um controlo preciso de trajetória. Neste caso, é pretendido efetuar o seguimento de solo longitudinal, que "corresponde a um seguimento preciso de trajetória [...] efetuadas em condições iniciais estáveis"[2], o que corresponde a uma "fase de voo não terminal, com manobras rápidas e/ou controlo preciso de trajetória"[1]. Enquadra-se, por isso, na **Categoria A**.

Atendendo ao raciocínio anterior, para conseguir qualidades de voo de nível 1, numa aeronave de Classe I e numa fase de voo de Categoria A, pretende-se atingir:

- Período Curto: $0.35 < \xi < 1.3$
 - Atualmente já de nível 1: $\xi = 0.4929157$
- Fugóide: $\xi > 0.04$
 - É instável, nem chega a nível 3 (que seria $T_2 > 55s$): $\xi = -0.2437841$ (amortecimento negativo porque o modo é instável), $T_2 = 7.345806s$

Temos então como objetivo seguinte projetar um Sistema de Aumento de Estabilidade para melhorar o comportamento do modo Fugóide.

Referências

- [1] José Raul Azinheira. *Controlo de Voo*. Instituto Superior Técnico. Lisboa, 2020.
- [2] José Raul Azinheira. *Controlo de Voo - Enunciados dos projectos 2021-2022*. Instituto Superior Técnico. Lisboa, 2022.
- [3] Steve Sliwa. *AMT-200 Super XIMANGO Touring Motorglider*. URL: <https://www.motorgliders.org/wiki.html/archives-model-specific/ximango/ximango-amt-200-r39/>. (Consultado em: 29.05.2022).