

## IDENTIFICAÇÃO DE PARÂMETRO DA DINÂMICA LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE FLEXÍVEL USANDO O MÉTODO DE ERRO NA SAÍDA

A. G. Souza, giacobin@ita.br<sup>1</sup>

L. C. S. Góes, goes@ita.br<sup>1</sup>

M. S. Sousa, marcelosousa.unifei@gmail.com<sup>2</sup>

D. C. Zuniga, davidfer@ita.br<sup>1</sup>

R. C. M. G. Barbosa, machado@ita.br<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 Vila das Acácias, São José dos Campos-SP, Brasil

<sup>2</sup>Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI), Av. BPS, 1303, Bairro Pinheirinho, Itajubá-MG, Brasil

**Resumo:** Devido o avanço da tecnologia industrial aeronáutica, cria-se a tendência de produzir aeronaves que possuam asas com grande envergadura, feitas com materiais leves. Assim sendo, com este design, aumenta a flexibilidade da aeronave. O conhecimento dos efeitos da flexibilidade na estabilidade e no sistema de controle da aeronave é imprescindível, pois um pequeno efeito pode resultar em uma grande instabilidade. Atualmente o Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA) em parceria com a empresa Flight Technologies Ltda, está desenvolvendo um Veículo Aéreo Não Tripulado Flexível (VANTF) com grande envergadura, construída com materiais compostos para que se possa ser estudado os fenômenos consequentes a flexibilidade. O objetivo deste artigo é a partir de dados sintéticos de uma aeronave flexível hipotética, validar a seleção do método de identificação, método do erro na saída, que será futuramente aplicado ao VANT, de modo a obter seus parâmetros reais para desenvolver o simulador responsável para o projeto do sistema de controle. A partir da dinâmica longitudinal será identificada a derivada do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque. Mesmo com a presença da flexibilidade foi possível identificar o parâmetro escolhido.

**Palavras-chave:** Identificação, VANT, Aeronaves flexíveis, Método do erro na saída.

### 1. INTRODUÇÃO

Devido o avanço da tecnologia industrial aeronáutica, cria-se a tendência de produzir aeronaves muito grandes, com grande envergadura, feitas com materiais compostos flexíveis (Moreno *et al.*, 2014). Essas configurações têm, como característica comum, menores frequências naturais dos primeiros modos estruturais em comparação com aeronaves mais convencionais (Zuñiga, 2013). No primeiro caso, a diminuição das frequências estruturais é uma consequência das dimensões da estrutura, enquanto que no segundo caso, é consequência do uso de perfis finos, altas proporções e materiais leves (Giordano de Oliveira Silva and Moennich, 2012).

O ITA em parceria com a empresa Flight Technologies Ltda(FT) está desenvolvendo um Veículo Aéreo Não Tripulado Flexível (VANTF) com grande envergadura, construída com materiais compostos, com o objetivo de estudar o domínio dos efeitos da vibração estrutural, em baixa frequência, no sistema de controle da aeronave. Para se aumentar a fidelidade do modelo projeto, se faz necessário recorrer a métodos de identificação para encontrar os valores dos parâmetros (características aerodinâmicas e da flexibilidade), e ajusta-los para serem o mais parecidos possível do sistema real, no caso o VANTF.

Para o processo de identificação foi escolhido, para este projeto, o método do erro na saída (*Output Error Method – OEM*) que a partir das medidas de entradas e saídas do sistema real é capaz de estimar os parâmetros desejados (Mohamed, 2014) mesmo que o modelo usado no algoritmo de identificação não seja totalmente equivalente ao objeto de estudo.

Afim de validar/testar a utilização do método de identificação OEM sobre a dinâmica de uma aeronave flexível, este artigo se propõem a partir de dados sintéticos (dados gerados por simulador computacional), do modelo longitudinal flexível desenvolvido em Sousa, 2013, verificar a aplicabilidade/validar a escolha do OEM para identificar os parâmetros do VANTF. Após identificados os parâmetros será desenvolvido, em trabalhos futuros, um sistema de controle.

Este artigo seguirá com organização similar a metodologia *Quad-M* que organiza o processo de identificação em Manobras, Medidas, Modelos, Métodos e Validação.

### 2. MÉTODO QUAD-M

Assim como o proposto em (Fischer, 2017) o trabalho de identificação de sistemas será dividido em quatro grandes blocos de conhecimento Manobras, Medidas, Modelos e Métodos com o fim identificar o parâmetro desejado.

Sucintamente se tem: **MANOBRA**: A excitação que o sistema deve ser submetido para evidenciar o parâmetro desejado. **MEDIDAS**: São os dados coletados de uma campanha experimental ou simulação. **MÉTODO**: O método a ser usado para identificação. **MODELO**: Abstração matemática do sistema real em uso, que será refinado/ajustado ao longo do processo. **VALIDAÇÃO**: Confrontar as medidas obtidas do sistema real com as obtidas da simulação do modelo criado/aperfeiçoado na etapa anterior.

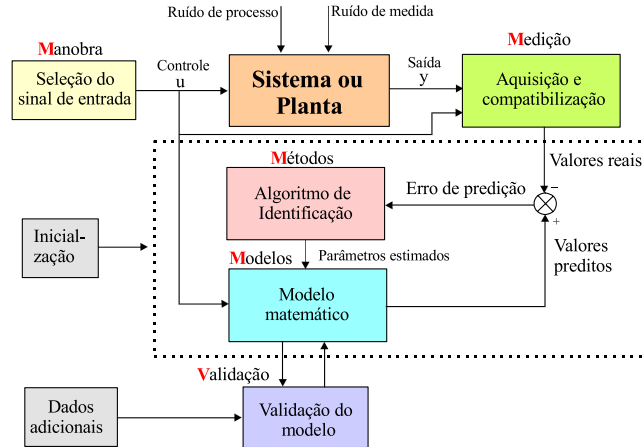


Figura 1: Diagrama esquemático da Metodologia QUAD-M

A Fig. 1 representa esquematicamente os passos para o processo de identificação que pode ser aplicado de forma genérica a qualquer sistema.

Esses requisitos de "Quad-M" devem ser cuidadosamente investigados para cada veículo de voo e são a chave para a identificação bem sucedida do sistema de veículo de voo (Jategaonkar, 2006). Eles levam a uma tarefa interdisciplinar, cobrindo os campos da teoria estatística, teoria do controle, técnicas numéricas, sensores e instrumentações, processamento de sinais, técnicas de teste de voo e mecânica de voo.

## 2.1 Manobra

Para excitar uma dinâmica para identificação de sistemas, é necessário que a entrada possua frequências próximas as frequências naturais da dinâmica de movimento do objeto em estudo (Castillo Zuñiga *et al.*, 2017). As manobras usadas para identificação longitudinal são pulso, *doublet*, *multistep* 3211, como vistas na Fig. 2.

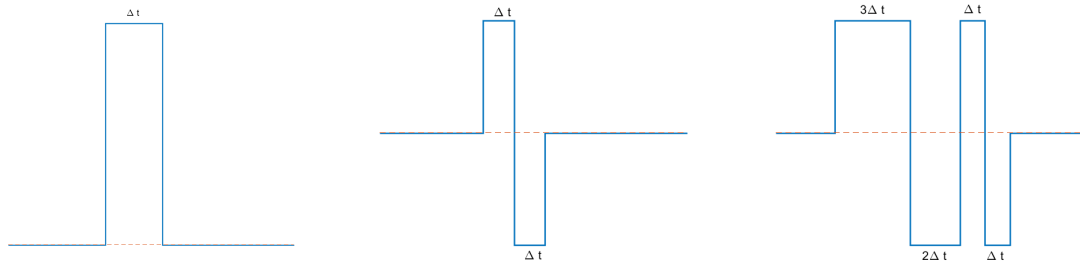


Figura 2: Sinais de entrada pulso, *doublet* e *multistep* 3211.

A entrada mais comum usada para excitar a dinâmica de movimento de uma aeronave é a entrada *doublet*. Na referência (Jategaonkar, 2006) é apresentada a seguinte equação para calcular o  $\Delta t$  para esta entrada.

$$\Delta t \approx \frac{2,3}{\omega_n} \quad (1)$$

em que  $\omega_n$  é a frequência da manobra de período curto. Na Eq. (1) mostra como calcular a manobra do tipo *doublet*.

## 2.2 Medida

Para a identificação em estudo se levará em conta um modelo com 2 modos de vibração em que serão adquiridos os valores da velocidade  $V$  em  $m/s$ , ângulo de ataque  $\alpha$  em  $deg$ , taxa de arfagem  $q$  em  $deg/s$ , ângulo de atitude  $\theta$  em  $deg$  e altitude em  $m$ .

### 2.3 Método: OEM

Inicialmente, durante a década de 1960 a 1970, o alcance do método de erro de saída era limitado a sistemas lineares. As limitações não estavam relacionadas à aplicabilidade do princípio da máxima verossimilhança aos sistemas não-lineares; Em vez disso, eles eram dificuldades práticas relacionadas ao manejo de estruturas de modelo não-lineares gerais e para calcular a matriz de sensibilidade necessária na otimização da função de custo.

Nesta classe de métodos de erro de saída, os parâmetros do modelo são ajustados iterativamente para minimizar o erro entre as variáveis medidas (saída do sistema) e as respostas estimadas (medidas previstas do modelo), para essa relação basta minimizar a função de máxima verossimilhança de forma que:

$$\hat{\Theta} = \arg \left\{ \max_{\Theta} \ln(p(z|\Theta)) \right\} \quad (2)$$

Admitindo  $\Theta$  como sendo o vetor de parâmetros e  $z = [z_1, z_2, \dots, z_N]$  o conjunto de observações e  $p$  a probabilidade de  $z$  tal que ocorreu  $\Theta$ . A função de verossimilhança pode ser definida como sendo a densidade de probabilidade condicional  $p(z(t_1), z(t_2), \dots, z(t_N)|\Theta, R)$  com  $n_y$  medidas de um vetor com  $N$  pontos amostrados para um dado vetor de parâmetros  $\Theta$ , com a matriz medida de erro de covariância  $R$ . A densidade de probabilidade condicional das medidas em  $t_k$  é dada por:

$$p(z(t_k)|\Theta, R) = \frac{1}{(2\pi)^{n_y/2} \sqrt{|R|}} \times \exp \left[ -\frac{1}{2} \{z(t_k) - y(t_k)\}^T R^{-1} \{z(t_k) - y(t_k)\} \right] \quad (3)$$

$y$  é o vetor de medidas (saída do modelo - *model output*). Tendo que o erro  $\nu(t_k) = z(t_k) - y(t_k)$  em diferentes instantes de tempo devem ser estaticamente independentes.

Da equação Eq. (3) podemos calcular imediatamente as estimativas de máxima verossimilhança dos parâmetros desconhecidos  $\Theta$  e da matriz de covariância do ruído de medição  $R$ , estabelecendo as primeiras derivadas em relação a cada uma delas e igualando-as a zero. No entanto, uma solução equivalente e mais prática para o problema de otimização é a minimização de  $L(z|\Theta, R)$  é o uso do logaritmo negativo da função de verossimilhança.

$$J(\Theta, R) = L(z|\Theta, R) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [z(t_k) - y(t_k)]^T R^{-1} [z(t_k) - y(t_k)] + \frac{1}{2} \ln(\det(R)) + \frac{N n_y}{2} \ln(2\pi) \quad (4)$$

O resultado da diferenciação  $\partial(\ln p)/\partial\Theta = 1/p \cdot \partial p/\partial\Theta$  garante que a derivada do  $\log$  de  $p$  é zero, quando  $\partial p/\partial\Theta$  é zero e, assim, produz os mesmos resultados. O último termo na Eq. (4) é uma constante e, portanto, negligenciada na otimização sem afetar os resultados.

Em seguida é utilizado o algoritmo de otimização de Gauss Newton para encontrar o valor mínimo do funcional Eq. (3). Este algoritmo é uma modificação do Método de Newton para achar o mínimo de uma função, usado para resolver problemas de mínimos quadrados não lineares. Este método é usado para minimizar uma soma dos valores quadrados de função, tendo como vantagem o fato de não precisar das derivadas segundas.

### 2.4 Modelo

O modelo serve para representar a dinâmica da aeronave. Seguindo a metodologia *Non linear Flight Dynamics – Linear Structural Dynamics* (NFLS) adotada pelas referências (Silva, 2010), (Silvestre and Luckner, 2015) e (Sousa, 2013). Esta metodologia é uma extensão da dinâmica de vôo clássica em que se considera a dinâmica estrutural linear e a dinâmica de vôo não-linear. Partindo da hipótese que o avião é considerado um corpo elástico contínuo é possível obter suas equações a partir do uso da equação de Lagrange e do princípio do trabalho virtual.

A Fig. 3 mostra como estão definidos os referenciais com relação a corpo. A primeira hipótese que permite escrever o deslocamento estrutural num ponto da estrutura da aeronave como uma soma infinita das contribuições dos seus modos normais:

$$\vec{d}(x, y, z) = \sum_{i=1}^{\infty} \vec{\varphi}_i(x, y, z) \eta_i(t) \quad (5)$$

em que  $\varphi_i$  representa a forma dos modos flexíveis e tem dimensão de comprimento,  $\eta_i(t)$  é uma função escalar e representa um deslocamento generalizado do respectivo modo. Para aplicações reais o somatório na equação Eq. (5) deve ser truncado em algum momento, o que significa que alguns modos normais são retidos e outros desconsiderados.

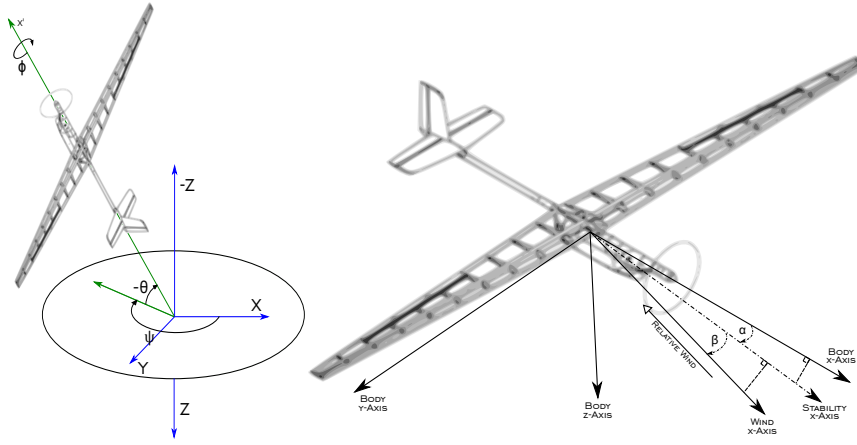


Figura 3: Ângulos de Euler e sistema de referência centrado no corpo.

As equações de movimento da aeronave em seis graus de liberdade são descritas como:

$$\begin{aligned}
 \dot{u} - rv + qw + g \sin(\theta) &= \frac{X}{m} \\
 \dot{v} - pw + ru + g \sin(\phi) \cos(\theta) &= \frac{Y}{m} \\
 \dot{w} - qu + pv + g \cos(\phi) \cos(\theta) &= \frac{Z}{m} \\
 I_{xx} \dot{p} - (I_{xy} \dot{q} + I_{xz} \dot{r}) + (I_{zz} - I_{yy})qr + (I_{xy}r - I_{xz}q)p + (r^2 - q^2)I_{yz} &= \mathcal{L} \\
 I_{yy} \dot{q} - (I_{xy} \dot{p} + I_{yz} \dot{r}) + (I_{xx} - I_{zz})pr + (I_{yz}p - I_{xy}r)q + (p^2 - r^2)I_{xz} &= \mathfrak{M} \\
 I_{zz} \dot{r} - (I_{xy} \dot{p} + I_{yz} \dot{q}) + (I_{yy} - I_{xx})pq + (I_{xz}q - I_{zy}r)p + (q^2 - p^2)I_{xy} &= \mathfrak{N} \\
 \ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i &= \frac{Q_i}{m_i}
 \end{aligned} \tag{6}$$

As seis primeiras equações acima são descritas em relação ao sistema de referência do eixo médio e são formalmente equivalentes às clássicas equações da dinâmica de corpo rígido. A última expressão é o modelo da resposta estrutural em termo das deflexões modais  $\eta_i$ . A modelagem total tem  $6 + n_F$  graus de liberdade, onde  $n_F$  é o número de modos flexíveis retidos no modelo.  $Q_i$  representa as forças generalizadas atuando no  $i$ -th modo estrutural e tem origem aerodinâmica.

As forças aerodinâmicas são assumidas serem compostas pela superposição linear de cargas no movimento do corpo rígido e devido às variáveis de controle (sobrescrito R) e às respostas flexíveis (sobrescrito F). A mesma estratégia é adotada para as cargas aerodinâmicas generalizadas  $Q_i$  atuando nos graus de liberdade flexíveis, como:

$$\begin{aligned}
 X &= X_R + X_F & \mathcal{L} &= \mathcal{L}_R + \mathcal{L}_F & Q_i &= Q_{iR} + Q_{iF} \\
 Y &= Y_R + Y_F & \mathfrak{M} &= \mathfrak{M}_R + \mathfrak{M}_F \\
 Z &= Z_R + Z_F & \mathfrak{N} &= \mathfrak{N}_R + \mathfrak{N}_F
 \end{aligned} \tag{7}$$

Para as forças aerodinâmicas atuando na aeronave por meio da teoria das faixas é adotado a hipótese da teoria das faixas, isto é que a sustentação  $L$  em uma seção 2D do aerofólio é essencialmente dependente do ângulo de ataque  $\alpha$ , tal como:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} (C_{LR} + C_{LF}) \tag{8}$$

em que  $1/2 \rho V^2$  é a pressão aerodinâmica e  $S_{ref}$  é a área aerodinâmica de referência.

O coeficiente de sustentação para o corpo rígido é expresso como:

$$C_{LR} = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta} \delta + \frac{c}{2V} (C_{Lq} + C_{L\dot{\alpha}}) \tag{9}$$

em que  $\delta$  é a deflexão da superfície de controle horizontal. Os coeficientes de Eq. (9) equação acima correspondem aos coeficientes para a dinâmica de corpo rígido. Os coeficientes para a dinâmica estrutural são expressos como:

$$C_{LF} = \sum_{i=1}^n \left( C_{L\eta_i} \eta_i + \frac{c}{2V} C_{L\dot{\eta}_i} \dot{\eta}_i \right) \tag{10}$$

Os coeficientes aeroelásticos  $C_{L\eta_L}$  e  $C_{L\dot{\eta}_i}$  são obtidos por expressões analíticas como desenvolvido na referência WASZAK and SCHMIDT, 1988 ou estimados por meio de estimação de parâmetros a partir de dados de ensaio em voo (Pfifer and Danowsky, 2016). Reescrevendo as equações de força e momento aerodinâmico, como:

$$\begin{aligned} X &= \bar{q}S(C_{XR} + C_{XF}) & \mathcal{L} &= \bar{q}Sb(C_{\mathcal{L}R} + C_{\mathcal{L}F}) \\ Y &= \bar{q}S(C_{YR} + C_{YF}) & \mathfrak{M} &= \bar{q}Sb(C_{\mathfrak{M}R} + C_{\mathfrak{M}F}) \\ Z &= \bar{Q}S(C_{ZR} + C_{ZF}) & \mathfrak{N} &= \bar{q}Sb(C_{\mathfrak{N}R} + C_{\mathfrak{N}F}) \end{aligned} \quad (11)$$

Estes somatórios são adicionados de forma linear às equações de movimento de corpo rígido da aeronave, de modo que não são exigidas grandes modificações para aplicações dos mesmos métodos de identificação utilizados para a dinâmica de corpo rígido.

### 3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

É sabido que pelas literaturas, que o OEM é um método confiável para identificação de aeronaves, mas há de se observar a influência da flexibilidade pode comprometer sua boa acurácia tradicionalmente encontrada.

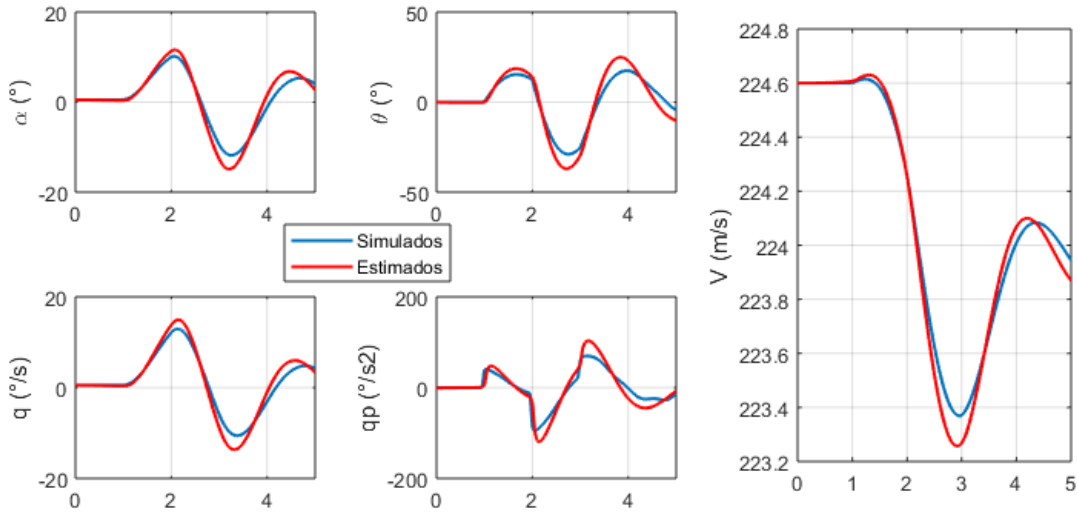


Figura 4: Resultados da aplicação do OEM

Na Fig. 4 é mostrado em azul os dados simulados (dados sintéticos) e em vermelho o resultado dos dados estimados a partir da estimação dos parâmetros  $C_{L\alpha}$  e  $C_{m\alpha}$ .

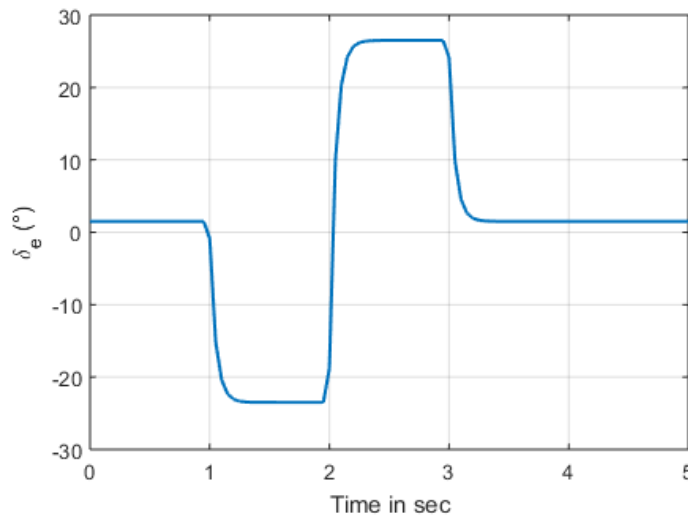


Figura 5: Sinal Doublet usado identificação

O sinal de entrada usado foi um *doublet* como mostra a Fig. 5, com  $\Delta t$  igual a um segundo.

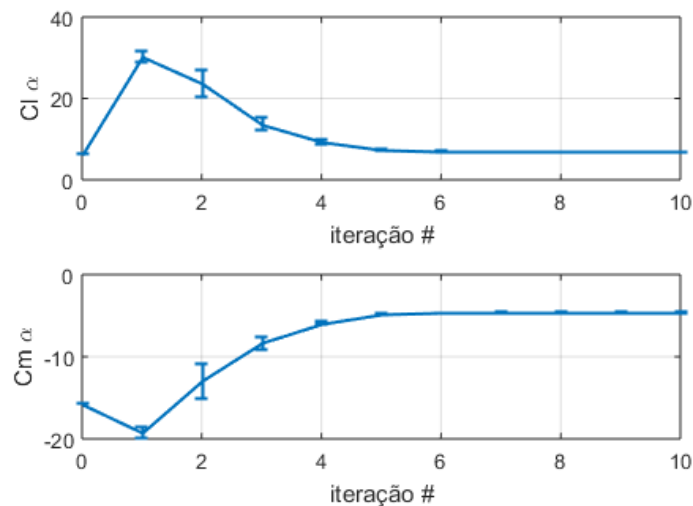


Figura 6: Convergência dos parâmetros estimados

Na Figura 6 mostra a convergência dos parâmetros dentro das dez iterações necessárias para identificar o valor dos parâmetros  $C_{L\alpha}$  e  $C_{m\alpha}$ .

Os valores identificados foram de  $C_{L\alpha} = 6,80 \text{ } 1/rd$  e para  $C_{m\alpha} = -4,60 \text{ } 1/rd$ , valores este coerentes com a teoria aerodinâmica como o visto em Wright and Cooper, 2015.

Para se estimar esses parâmetros foram necessários dez iterações e teve um tempo de CPU de 363,35 s, o valor final da minimização da função custo (Eq. (4)) foi da ordem de  $10^{-13}$ , o que sinaliza que o valor identificado é bem próximo do valor real.

#### 4. CONCLUSÃO

Neste artigo foram usados dados sintéticos gerados por um experimento computacional, que simula uma aeronave com características flexíveis, para identificar os parâmetros aerodinâmicos  $C_{L\alpha}$  e  $C_{m\alpha}$ . A partir da dinâmica longitudinal foi identificada a derivada do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque. Mesmo com a presença da flexibilidade foi possível identificar o parâmetro escolhido ( $C_{L\alpha}$ ) com o uso do OEM.

Este presente artigo é um primeiro de uma pesquisa em andamento, que consistirá em realizar a identificação dos parâmetros aerodinâmicos a partir de dados coletados de uma campanha em voo ainda a ser realizada a contribuição deste pesquisa será centrada na utilização o OEM em um sistema flexível. As próximas etapas desta pesquisa será a identificação feita a partir de dados obtidos em campanha em voo.

#### 5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o financiamento da CAPES, a parceria entre a *Flight Technologies* Ltda, ITA e UNIFEI na elaboração deste artigo, assim como todos os envolvidos.

#### 6. REFERÊNCIAS

- Castillo Zuñiga, D.F., SANDOVAL, L.C., BARBOSA, R., MACIEL, B. and DRAGO, I., 2017. "Modal testing of a flexible wing uav." In *24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering*.
- Fischer, C., 2017. *Identificação do modelo látero-direcional de um veículo aéreo não tripulado, VECTOR-P*. Dissertação de mestrado acadêmico, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Mecânica, São José dos Campos - SP Brasil.
- Giordano de Oliveira Silva, B. and Moennich, W., 2012. "System Identification of Flexible Aircraft in Time Domain". *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, , No. August, pp. 1–26. doi:10.2514/6.2012-4412. URL <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2012-4412>.
- Jategaonkar, R.V., 2006. *Flight Vehicle System Identification - A Time Domain Methodology*, Vol. 216. ISBN 9781600866852.
- Mohamed, M., 2014. *Parameter Identification of Flexible Aircraft Using Frequency Domain Output Error Approach*, Vol. 47. IFAC. ISBN 9783902823601. doi:10.3182/20140313-3-IN-3024.00177. URL <http://dx.doi.org/10.3182/20140313-3-IN-3024.00177>.
- Moreno, C.P., Gupta, A., Pfifer, H., Taylor, B. and Balas, G.J., 2014. "Structural model identification of a small flexible aircraft". In *2014 American Control Conference*. pp. 4379–4384. ISSN 0743-1619. doi:10.1109/ACC.2014.6859471.
- Pfifer, H. and Danowsky, B.P., 2016. "System Identification of a Small Flexible Aircraft - Invited". *AIAA*

- Atmospheric Flight Mechanics Conference*, , No. January, pp. 1–14. doi:10.2514/6.2016-1750. URL <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-1750>.
- Silva, A.L.d., 2010. *Nonlinear optimum model following control of flexible aircraft*. Ph.D. thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Mecânica, São José dos Campos - SP Brasil.
- Silvestre, F.J. and Luckner, R., 2015. “Experimental Validation of a Flight Simulation Model for Slightly Flexible Aircraft”. *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 12, pp. 3620–3636. ISSN 0001-1452. doi:10.2514/1.J054023. URL <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.J054023>.
- Sousa, M.S.d., 2013. *Modelagem, simulação e controle não linear de aviões muito flexíveis*. Ph.D. thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Mecânica, São José dos Campos - SP Brasil.
- WASZAK, M.R. and SCHMIDT, D.K., 1988. “Flight dynamics of aeroelastic vehicles”. *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, pp. 563–571.
- Wright, J.R. and Cooper, J.E., 2015. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Dynamic Loads*. American Institute of Aeronautics & Astronautics. ISBN 978-1-118-48801-0.
- Zuñiga, D.F.C., 2013. *ANÁLISE AEROELÁSTICA E COMPARAÇÃO COM ENSAIO EM VOO DE UMA AERONAVE NÃO TRIPULADA*. Dissertação de mestrado acadêmico, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Mecânica, São José dos Campos - SP Brasil.

## 7. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os trabalhos escritos em português ou espanhol devem incluir (após direitos autorais) título, os nomes dos autores e afiliações, o resumo e as palavras chave, traduzidos para o inglês e a declaração a seguir, devidamente adaptada para o número de autores.

O(s) autor(es) é(são) o(s) único(s) responsável(is) pelo conteúdo deste trabalho.

## PARAMETER IDENTIFICATION OF THE LONGITUDINAL DYNAMICS OF A FLEXIBLE AIRCRAFT USING THE OUTPUT ERROR METHOD

A. G. Souza, [giacobin@ita.br](mailto:giacobin@ita.br)<sup>1</sup>  
L. C. S. Góes, [goes@ita.br](mailto:goes@ita.br)<sup>1</sup>  
M. S. Sousa, [marcelosousa.unifei@gmail.com](mailto:marcelosousa.unifei@gmail.com)<sup>2</sup>  
D. C. Zuniga, [davidfer@ita.br](mailto:davidfer@ita.br)<sup>1</sup>  
R. C. M. G. Barbosa, [machado@ita.br](mailto:machado@ita.br)<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 Vila das Acácias, São José dos Campos-SP, Brasil

<sup>2</sup>Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI), Av. BPS, 1303, Bairro Pinheirinho, Itajubá-MG, Brasil

**Abstract:** Due to the advancement of aeronautical industrial technology, the trend is created to produce aircraft have wings with large-scale, made with lightweight materials. Thus, with this design, it increases the flexibility of the aircraft. Knowledge of the effects of flexibility on stability and aircraft control system is essential, because a small effect can result in a great instability. Currently the ITA in partnership with the company Flight Technologies Inc., is developing an Unmanned Aerial Vehicle UAV, with large-scale, built with composite materials so that it can be studied the phenomena consequent flexibility. The purpose of this article is from synthetic data from a hypothetical flexible aircraft, validate the selection of identification method, the error method in the output, which will in future be applied to the UAV in order to get their actual parameters to develop responsible simulator the design of the control system. From the longitudinal dynamics will be identified the derivative of the coefficient of lift in relation to the angle of attack. Even with the presence of flexibility, it was possible to identify the chosen parameter.

**Keywords:** Identification, DRONE, Flexible aircraft, Output error method.