

MODELO COMPUTACIONAL PARA ANÁLISE DA DINÂMICA LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE RÁDIO CONTROLADA

Renê da Silva Dias, rene.dias133@gmail.com¹
Lucas Dias Ferraz, lucasdunivasf@gmail.com¹
José Bismark de Medeiros, jbismarkm@gmail.com¹

¹Universidade Federal do Vale do São Francisco (UNIVASF), cenmec@univasf.edu.br

Resumo: No projeto de uma aeronave rádio controlada, a previsão de seu comportamento dinâmico nas diferentes condições de voo, antes da construção de protótipos, é vantajosa para aumentar a confiabilidade do projeto e evitar custos desnecessários. Esse fato deixa evidente a importância do emprego da modelagem matemática, que traz grande flexibilidade no estudo da resposta da aeronave em suas manobras. Neste sentido, buscando contribuir com o desenvolvimento nesta área, bem como analisar a dinâmica longitudinal de uma aeronave rádio controlada; neste trabalho é apresentado um modelo no software Matlab®/Simulink®, que representa a dinâmica de voo, por meio das equações do movimento de um corpo rígido com 3 graus de liberdade, utilizando os coeficientes aerodinâmicos da aeronave. Serão apresentadas as simulações de manobras, assim como a avaliação da estabilidade dinâmica. Como resultados esperados, busca-se a obtenção e a avaliação do comportamento longitudinal da aeronave durante as manobras, bem como as respostas aos comandos do piloto e variações nas condições de voo.

Palavras-chave: Mecânica de voo, Estabilidade dinâmica longitudinal, Modelagem matemática, 3 graus de liberdade

1. INTRODUÇÃO

A pesquisa e o desenvolvimento de modelos matemáticos computacionais de simulação de voo surgiram como uma ferramenta essencial para o projeto, desenvolvimento, teste e avaliação de aeronaves e equipamentos (Baarspul, 1990). Atualmente é uma realidade e permite estimar o comportamento de aeronaves a respostas a comandos durante o cumprimento das missões de voo, além de tornar a produção de protótipos, com a finalidade da obtenção de feedback de pilotos em ensaios e avaliações de aeronaves em suas diversas fases de operação, um processo menos custoso. Dentre outras vantagens, proporciona grande flexibilidade na fase de aperfeiçoamentos e melhorias de projeto, permitindo estimativas assertivas. Neste contexto, este artigo apresenta a aplicação de uma modelagem da aerodinâmica e mecânica de voo, que torna possível a avaliação da dinâmica longitudinal e respostas ao comando do piloto. O objetivo é a avaliação e o desenvolvimento de uma metodologia, de baixo custo, que permita maior confiabilidade no projeto de aeronaves rádio controladas, como por exemplo as que se destinam à competição SAE Brasil Aerodesign.

2. REFERENCIAL TEÓRICO

2.1. Equações do Movimento

Nesta seção são apresentadas as equações do movimento utilizadas na modelagem da dinâmica longitudinal do modelo considerado. Para fins de simplificações, admite-se a aeronave como um corpo rígido, com movimento apenas no plano x-z. A gravidade se mantém constante e na direção do centro da terra, conforme a figura 1.

A partir da segunda lei de Newton e das simplificações realizadas, são obtidas as equações que representam a mecânica de voo do modelo, admitindo-se três graus de liberdade: um rotacional (o movimento de arfagem) e dois translacionais (horizontal e vertical) (Stevens, Lewis and Johnson, 2015).

Para definir o sistema de referência das forças resultantes na aeronave, foi utilizado o sistema dos eixos fixos do corpo. Este possui a vantagem de considerar que os momentos de inércia da aeronave permanecem constantes durante o movimento (Wright and Cooper, 2008)

Dessa forma as equações do movimento da aeronave, durante uma manobra longitudinal, podem ser representadas pela Equação 1.

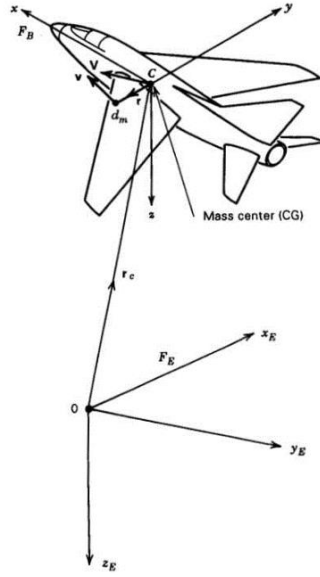


Figura 1: Sistemas de coordenada de referencia (Etkin, 1959).

$$\dot{u} = \frac{T\delta_t - X}{m} - g.\text{sen}(\theta) - qw \quad (1a)$$

$$\dot{w} = \frac{Z}{m} - g.\text{cos}(\theta) \quad (1b)$$

$$\dot{q} = \frac{M_t + M}{I_{yy}} \quad (1c)$$

$$\dot{X}_e = u.\text{cos}(\theta) - w.\text{sen}(\theta) \quad (1d)$$

$$\dot{Z}_e = u.\text{sen}(\theta) - w.\text{cos}(\theta) \quad (1e)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (1f)$$

Onde, X e Z são as forças aerodinâmicas nos eixos x e z do sistema de coordenadas fixo no corpo; T é a força de tração proveniente do sistema propulsivo da aeronave; o comando do acelerador é dado por δ_t ; as velocidades translacionais nas direções x e z em relação aos eixos fixos no corpo são u e w; e q é a taxa de arfagem M e M_t são respectivamente, o momentos aerodinâmico e o momento gerado pela força de tração; I_{yy} é o momento de inércia e torno do eixo y; $\dot{X}_e$, $\dot{Z}_e$ e $\dot{\theta}$ são as velocidades translacionais nos eixos x e z e a taxa de arfagem, em relação ao sistema de coordenadas inercial da terra.

2.2. Forças e Momentos Aerodinâmicos

A formulação do modelo aerodinâmico da aeronave possui o objetivo de realizar os cálculos das forças e momentos aerodinâmicos, essenciais para a solução das equações do movimento. As forças (arrasto e sustentação) e momentos aerodinâmicos em uma aeronave dependem do movimento e da orientação da aeronave em relação ao vento (Stevens, Lewis and Johnson, 2015).

Para simplificação dos cálculos, é convencionado no sistema de coordenadas de referência, para as forças atuantes na aeronave, que o eixo x é paralelo à linha da fuselagem, o eixo z é perpendicular à linha da fuselagem, estando ambos contidos no plano de simetria da aeronave, além disso o ângulo de ataque (α) é o ângulo formado entre o eixo x e projeção da velocidade relativa da aeronave, no plano x-z (figura 2).

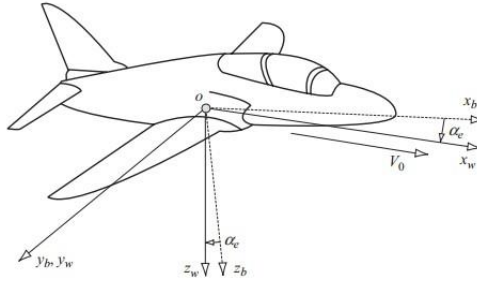


Figura 2: Sistema de coordenadas nó eixo do corpo (Cook, 2012)

$$CX = CX_0 + CX_\alpha \cdot \alpha + CX_{\delta_e} \cdot \delta_e \quad (2a)$$

$$CZ = CZ_0 + CZ_\alpha \cdot \alpha + CZ_{\delta_e} \cdot \delta_e + CZ_q \cdot \frac{q \cdot \bar{C}}{2 \cdot V_\infty} \quad (2b)$$

$$Cm = Cm_0 + Cm_\alpha \cdot \alpha + Cm_{\delta_e} \cdot \delta_e + Cm_q \cdot \frac{q \cdot \bar{C}}{2 \cdot V_\infty} \quad (2c)$$

Onde: CX e CZ são, respectivamente, os coeficientes aerodinâmicos, nos eixos x e z do sistema de coordenadas fixo no corpo; Cm é o momento de arfagem; q é a taxa de arfagem; δ_e é a deflexão do profundor; a velocidade relativa do vento é dada por V_∞ ; e o ângulo de ataque da aeronave por α .

3. METODOLOGIA

A metodologia utilizada neste trabalho consiste no desenvolvimento de um sistema de malha aberta, com auxílio do Matlab®/Simulink®, composto por um módulo aerodinâmico, um módulo de mecânica de voo e de controle, de forma que a partir das equações do movimento de 3 graus de liberdade, seja possível a previsão do comportamento da dinâmica longitudinal da aeronave nas condições de voo e de aplicação de comandos de profundor e do acelerador (Figura 3).

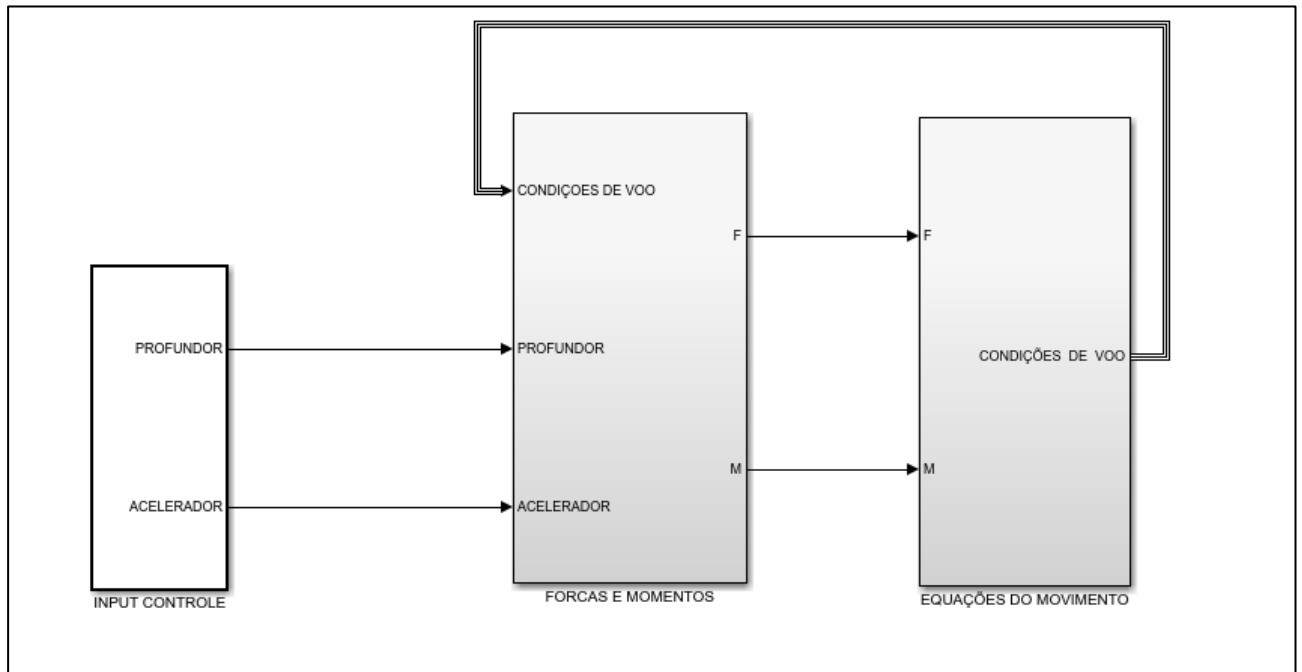


Figura 3. Sistema de malha aberta desenvolvido no Simulink.

3.1. Dinâmica de Voo

A modelagem da mecânica de voo do simulador é realizada através da solução não linear das equações do movimento, apresentadas na seção 2.1, para isso utilizou-se o bloco de equações do movimento de três graus de liberdade (Figura 4), presente no Simulink Aerospace toolbox (MathWorks, 2018), que é alimentado pelo modelo aerodinâmico da aeronave, desenvolvido na seção 3.2.

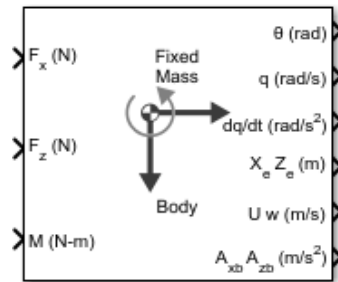


Figura 4. Bloco das Equações do Movimento (MathWorks).

3.2. Modelagem Aerodinâmica

Para a realização das forças e momentos aerodinâmicos que atuam no corpo da aeronave cálculos aerodinâmicos, necessários, para a solução das equações do movimento, optou-se pela utilização do *Software Athena Vortex Lattice* (DRELA, 2004), que realiza os cálculos aerodinâmicos através do *Vortex Lattice Method* método que apresenta baixo custo computacional com, relativamente, boa fidelidade de resultados.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após a definição da modelagem matemática do simulador, este foi utilizado para a análise dinâmica de uma aeronave projetada para a Competição SAE Brasil Aerodesign (Figura 5), com para obter a frequência natural, e o amortecimento, com objetivo de avaliar as qualidades de voo, durante as missões citadas na subseção 4.1, conforme requisitos das normas Military (1980).



Figura 5: Aeronave simulada.

4.1. Missões de Voo Avaliadas

Com a modelagem matemática da aeronave concluída, esta foi utilizada para realizar os cálculos necessários e plotar graficamente a resposta dinâmica do conjunto. A análise foi realizada sob as condições de voo que a aeronave pode enfrentar, com o objetivo de verificar a resposta dinâmica da aeronave. As condições utilizadas são mostradas na Tabela 1.

Tabela 1. Condições de voo avaliadas.

CONDIÇÃO	Subida	Cruzeiro	Descida
$V[m/s]$	10,7	11.7	12.9
$\alpha [^\circ]$	7.3	3.2	-1.0
$\theta [^\circ]$	10.1	8.3	-3.5
$\delta_e [^\circ]$	5.0	1.7	3.4
$\delta_t [\%]$	100	80	40

Para a análise dinâmica, foi avaliado o comportamento da aeronave, para cada condição definida, para a deflexão máxima de 10° no formato de degrau (figura 6).

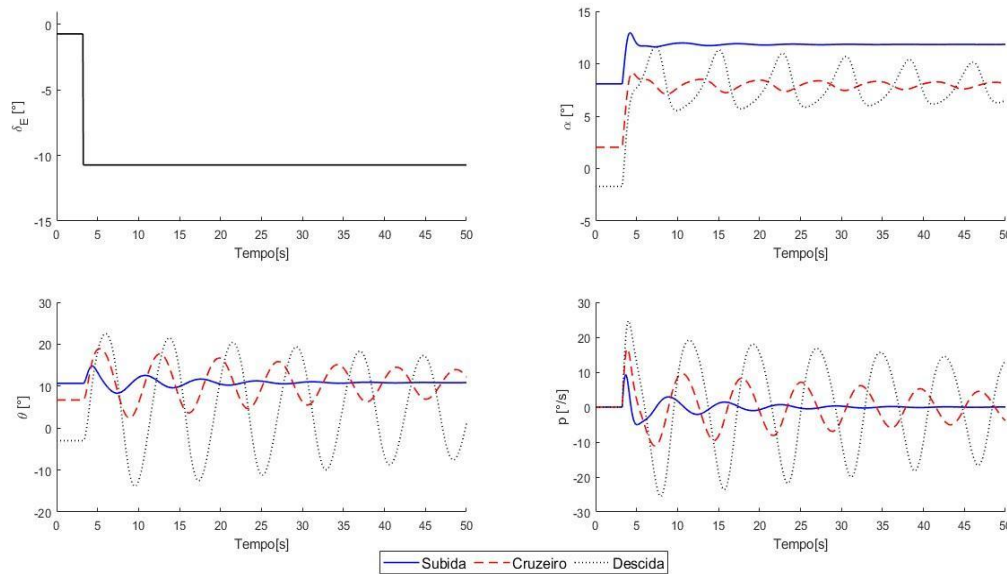


Figura 6: Resposta Dinâmica da Aeronave.

Verificando as curvas da resposta dinâmica da aeronave percebe-se a ocorrência, em conjunto de dois modos, (período-curto e fugóide), onde o modo de período curto é o que apresenta maiores amortecimento e frequência em relação ao fugóide. Além disso também se foi observada uma resposta amortecida e convergente.

4.2. Qualidades de Voo

A partir do modelo da aeronave, e do comportamento dela nos modos fugóide e período-curto, foi avaliada a qualidade de voo da mesma, utilizando os critérios de classificação presentes nas normas MIL-F 8785c. Onde foram avaliados a frequência natural e amortecimento do comportamento da aeronave para garantir que ela seja dinamicamente estável, em suas missões de voo.

Tabela 2. Classificação dos modos da aeronave segundo MIL-F 8785c.

MODOS		Subida	Cruzeiro	Descida
Fugóide	ω [rad/s]	0.9544	1.280	1.315
	ξ	0,0828	0.0651	0.0442
	MIL-F 8785C	LEVEL 1	LEVEL 1	LEVEL 1
Período-curto	ω [rad/s]	1.474	2.256	2.603
	ξ	0.3836	0.2891	0.2016
	MIL-F 8787C	LEVEL 1	LEVEL 1	LEVEL 1

Partindo dos dados a Tabela 2 chegou foi possível concluir que a aeronave pôde ser classificada como, *Level 1* para ambo os modos, nas condições definidas. Assim sendo essa metodologia demonstrou que a aeronave é dinamicamente estável ao longo do eixo longitudinal.

4.3. Feedback do Piloto

Foi realizada a integração do modelo realizado no Simulink com o *software Flight Gear* para obter a resposta visual, do comportamento da aeronave em tempo real (Figura 7), para realização de simulações de manobras, de arfagem abrupta, mergulho e recuperação, com o objetivo de obter feedback do piloto, para realização de ajustes nas aeronaves projetadas.



Figura 7: Ambiente Visual (Flight Gear).

5. CONCLUSÃO

A partir da realização deste trabalho, foi possível desenvolver uma modelagem que possibilita a análise dinâmica longitudinal de uma aeronave, avaliar as respostas da aeronave às manobras e avaliar as qualidades de voo da aeronave analisada, classificando-a conforme as normas militares MIL-F 8785c. Dessa forma, com o modelo desenvolvido foi possível aplicá-lo ao projeto de uma aeronave estável e controlável, em todas as condições e manobra avaliadas.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem todo apoio e incentivo, fornecido pela Universidade Federal do Vale do São Francisco (UNIVASF), e pela equipe F-carranca Aerodesign durante o desenvolvimento desse trabalho.

7. REFERÊNCIAS

- Baarspul, M., 1990. "A review of flight simulation techniques". Progress in Aerospace Sciences, Vol. 27, No. 1, pp. 1–120.
- Cook, M.V., 2012. Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control. Butterworth-Heinemann.
- DRELA, M., 2004. "Avl documentation: User's guide".
- Etkin, B., & Reid, L. D., 1959. Dynamics of flight, Vol. 2. New York: Wiley.
- MathWorks, 2018. "Aerospace toolbox user's guide".
- Military, U., 1980. "U s military specification mil-f-8785c". Technical report, US Military.
- Stevens, B.L., Lewis, F.L. and Johnson, E.N., 2015. Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems. John Wiley & Sons.
- Wright, J.R. and Cooper, J.E., 2008. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads, Vol. 20. John Wiley & Son

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

COMPUTATIONAL MODEL FOR ANALYSIS OF LONGITUDINAL DYNAMICS OF A RADIO CONTROLLED AIRCRAFT

Renê da Silva Dias, rene.dias133@gmail.com¹
Lucas Dias Ferraz, lucasdunivasf@gmail.com¹

José Bismark de Medeiros, jbismarkm@gmail.com¹

¹Universidade Federal do Vale do São Francisco (UNIVASF), cenmec@univasf.edu.br

Abstract. *In the design of a radio controlled aircraft, the prediction of its dynamic behavior in different flight conditions, before the construction of prototypes, is advantageous to increase the reliability of the project and avoid unnecessary costs. This fact makes evident the importance of employing mathematical modeling, which brings great flexibility in studying the response of the aircraft in its maneuvers. In this sense, seeking to contribute to the development in this area, as well as to analyze the longitudinal dynamics of a radio controlled aircraft; this work presents a model in Matlab®/Simulink® software which represents the flight dynamics, through the equations of motion of a rigid body with 3 degrees of freedom, using the aerodynamic coefficients of the aircraft. Simulations of maneuvers will be presented, as well as the evaluation of dynamic stability. As expected results, it is wanted to obtain and evaluate the longitudinal behavior of the aircraft during maneuvers, as well as the responses to the pilot's commands and variations in flight conditions..*

Keywords: *Flight mechanics, Longitudinal dynamic stability, Mathematical modeling, 3 degrees of freedom*