

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE UMA AERONAVE HÍBRIDA DE ASA INCLINÁVEL

Jerdison Lima Moreira, jerdison_lin@hotmail.com¹

Alex Sandro De Araújo Silva, alex.araujo@ufersa.edu.br¹

Michelly Moura, michellymoura_@hotmail.com¹

Antônio Ronaldo Gomes Garcia, ronaldogarcia@ufersa.edu.br¹

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Av. Francisco Mota, 572, Costa e Silva, 59.625-900, Mossoró, RN, Brasil

Resumo: O desenvolvimento tecnológico, nas últimas décadas, não somente permitiu uma expansão das técnicas aerodinâmicas, mas também o avanço no desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, conhecidos como VANTs, tornando-se o uso cada vez mais comum. Uma nova categoria dessas aeronaves, conhecida como VANT híbrido, tem se destacado por apresentarem o melhor das aeronaves de asas móveis, pelo fato de ser um VTOL (abreviação da expressão em inglês de “Vertical Take-Off and Landing”, que em português significa “Decolagem e Aterragem Vertical”) e sua praticidade de realizar manobras, aliadas as vantagens das aeronaves de asas fixas, que são a velocidade de voo e autonomia. Porém apresenta uma complexidade de projeto, o que sugere uma elaboração de um sistema de controle. Dessa forma, propõe-se simular, nos softwares Matlab/Simulink® e NX®, as condições dinâmicas do VANT híbrido a partir das equações do movimento da aeronave, as quais descrevem a dinâmica e são obtidas através do método de Newton-Euler. O programa de simulação baseado no modelo dinâmico proposto tem a finalidade de realizar testes conforme o desejado para voo e posteriormente aplicar em um sistema de controle de uma aeronave não tripulada híbrida, etapa não realizada nesse trabalho. Assim obteve-se através do Matlab/Simulink® um programa capaz de simular o comportamento dinâmico da aeronave.

Palavras-chave: VANT, Newton-Euler, Simulações, Controle, Dinâmica de voo

1. INTRODUÇÃO

O progresso tecnológico fez com que a aviação se desenvolvesse bastante, criando tipos de aeronaves com propósitos diferenciados. Uma categoria que surgiu com essas inovações foi a dos veículos aéreos não tripulados (VANTs). A utilidade do VANT é bastante abrangente, sendo capaz de fazer desde a entrega de produtos até a captação de imagens aéreas. E apresentam-se como principais interessados, as empresas privadas (lojas, farmácias, indústria cinematográfica, etc.), e os militares, que fazem uso significativo desta tecnologia (Gottsfritz, 2014). A redução dos custos dessas operações, aliada a redução do tamanho torna essa área bastante interessante ao mercado civil (Bouabdallah, 2007).

Os veículos aéreos não tripulados podem ser classificados de acordo com a estrutura da asa, podendo estes serem de asa fixa, rotativa ou ainda um híbrido dessas formas de asa. As aeronaves de asas fixas são capazes de realizar voos de longa duração bem como em altas velocidades. Elas apresentam ainda um projeto simples quando comparado com os outros tipos de VANTs. Porém esses exigem comprimento de pista para decolagens e pousos (E. Cetinsoy et al., 2012).

As aeronaves de asa rotativa realizam pousos e decolagens verticais, e não necessitam de velocidades para frente para a realização de manobras, as tornando úteis em áreas urbanas e áreas internas. No entanto elas são mecanicamente complexas e realizam voos em baixas velocidades e duração (E. Cetinsoy et al., 2012).

Os veículos aéreos não tripulados híbridos, são assim chamados por juntar as características dos VANTs de asa fixa e de asa rotativa. Das aeronaves de asas fixas é herdada a capacidade de voos de longa duração e em altas velocidades, já dos VANTs de asa rotativa é transmitido a manobrabilidade e o pousos e decolagem verticais. Porém esse modelo de aeronave apresenta um projeto mecanicamente complexo e um controle mais difícil, necessitando de um sistema de controle capaz de estabilizar o veículo aéreo e permitir a transição de forma estável entre os modos de voos (E. Cetinsoy et al., 2012).

Assim através do software Simulink® é realizado a simulação do modelo matemático, para cada modo de voo, obtidos por meio do formalismo de Newton-Euler, de modo, a validar o modelo dinâmico da aeronave, esse que posteriormente pode ser utilizado para obtenção do sistema de controle. A fim de uma melhor compreensão do comportamento dinâmico do veículo e análise da eficiência do modelo matemático. Comprovando a viabilidade da criação de um sistema de controle.

2. MODELO DINÂMICO

Inicialmente obteve-se um modelo matemático para um VANT híbrido de asa inclinável, por meio do formalismo de Newton-Euler, assegurando assim que a trajetória descrita nas simulações obedecesse exatamente à executada pelo corpo em estudo. Nesse modelo foi incluso as forças de propulsão, as forças aerodinâmicas e as perturbações causadas no mesmo (E. Cetinsoy et al., 2012).

Na modelagem algumas considerações são tomadas, tais como a aeronave ser admitida como corpo rígido, sendo assim, a dinâmica desse corpo pode ser escrita como segue na Eq. 1 (E. Cetinsoy et al., 2012).

$$\begin{bmatrix} ml & 0 \\ 0 & I_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_w \\ \dot{\Omega}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega_b x(I_b \Omega_b) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_t \\ M_t \end{bmatrix} \quad (1)$$

Na qual m é massa e I_b é a matriz de inércia expresso na estrutura do corpo, I e 0 são matrizes 3x3 identidade e de zero. A força e o momento total, F_t e M_t , são forças expressas no sistema de referência do corpo, como mostra a Fig. 1, e devem ser transformadas pela matriz de rotação para o sistema de coordenadas inercial.

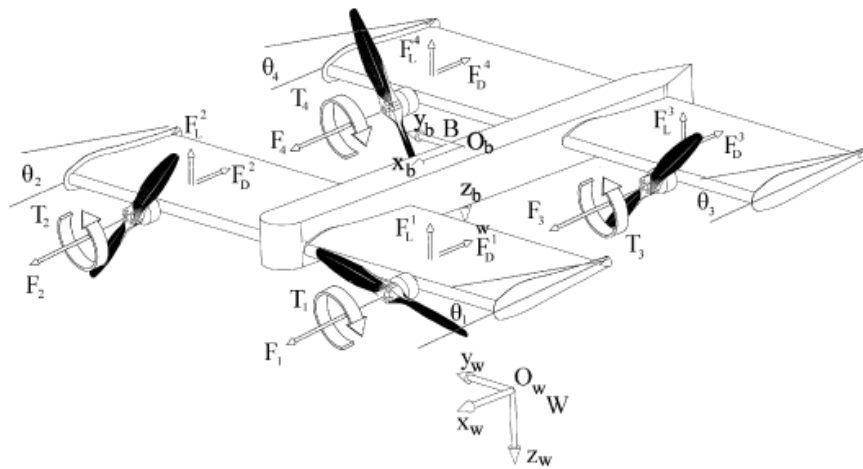


Figura 1. Forças e momentos externos que atuam sobre o VANT.

Fonte: E. Cetinsoy et al. (2012, p.731).

As equações podem ser escritas para cada um dos modos voo, que são o modo quadrotor, Fig. 2a, o modo de transição, Fig. 2b, e o modo de asa fixa, Fig. 2c.

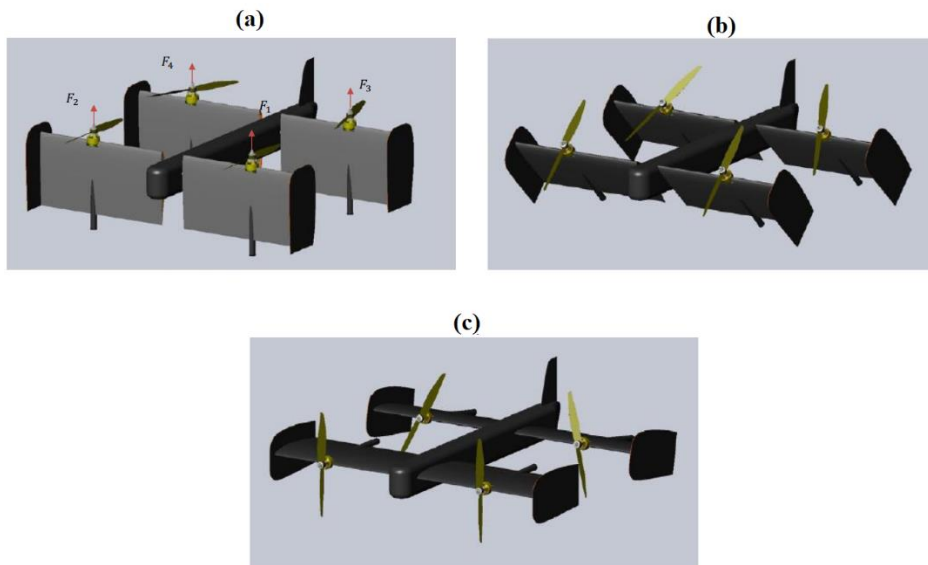


Figura 2. Modelo CAD do VANT Híbrido. (a) no modo quadrotor; (b) no modo de transição; (c) no modo de asa fixa.

Fonte: E. Cetinsoy et al. (2012, p.730).

O desenvolvimento detalhado das equações pode ser visto em E. Cetinsoy et al. (2012) e Moura (2016).

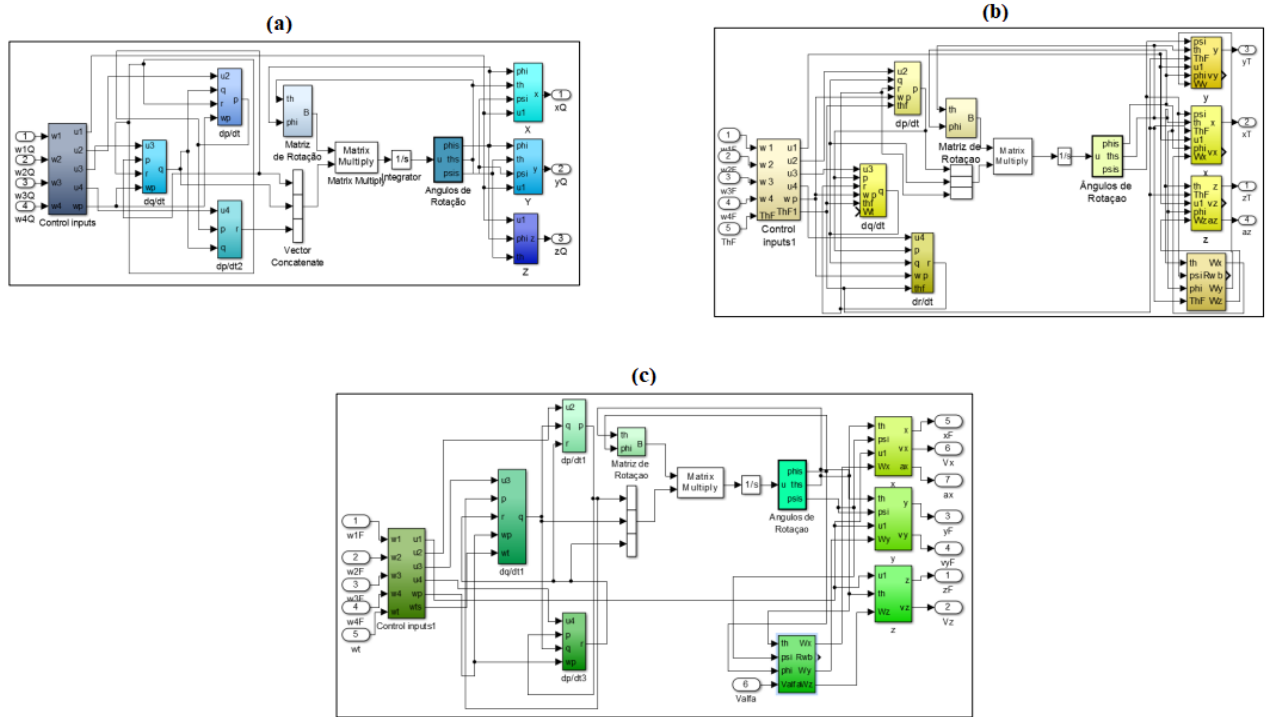


Figura 3. Modo de voo Quadrotor. (a) no modo quadrotor; (b) no modo de transição; (c) no modo de asa fixa.

Com posse das equações desenvolveu-se um modelo dinâmico para os três modos de voo, posteriormente escritas no software Matlab/Simulink® para simulação do modelo. Os parâmetros de alimentação, mostrados na Tab. 1, são obtidos através do modelo CAD, desenvolvido no NX®, e do modelo desenvolvido por E. Cetinsoy et al. (2012, p. 733).

Tabela 1. Parâmetros de simulação.

Símbolo	Descrição	Magnitude
m	Massa	4.5 kg
l_s	Distância entre os rotores ao longo do eixo y	0.3 m
l_l	Distância entre os rotores ao longo do eixo x	0.3 m
I_{xx}	Momento de inércia ao longo do eixo x	0.405 kg m ²
I_{yy}	Momento de inércia ao longo do eixo y	0.405 kg m ²
I_{zz}	Momento de inércia ao longo do eixo z	0.72 kg m ²
Λ	Razão torque/força	0.01 Nm/N

Na simulação é feito uma trajetória de voo que inicia com a decolagem em voo vertical no modo quadrotor. Passando para o modo de transição até atingir a velocidade de cruzeiro, para essa aeronave é de 17 m/s, e por fim passando para o modo de voo horizontal. A ação de pouso é realizada de forma semelhante, sendo a inversão do modo de voo horizontal para o modo de voo quadrotor por meio da inclinação das asas. E dessa forma é realizado pouso e decolagem vertical.

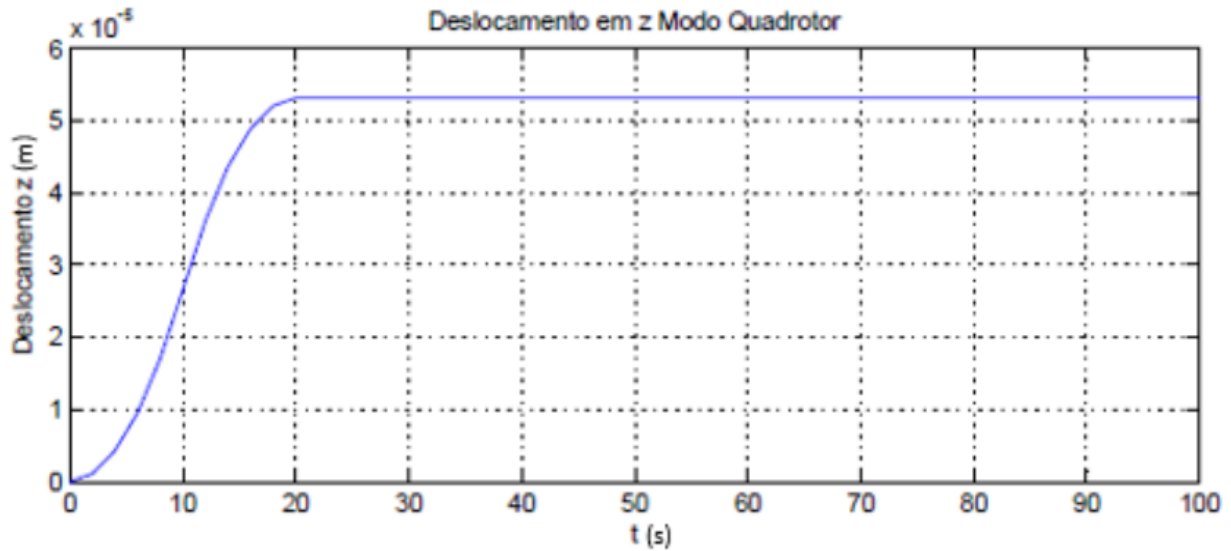
3. RESULTADO E DISCUSSÃO

A simulação foi realizada a partir de um sinal de entrada conhecido e específico para cada modo de voo.

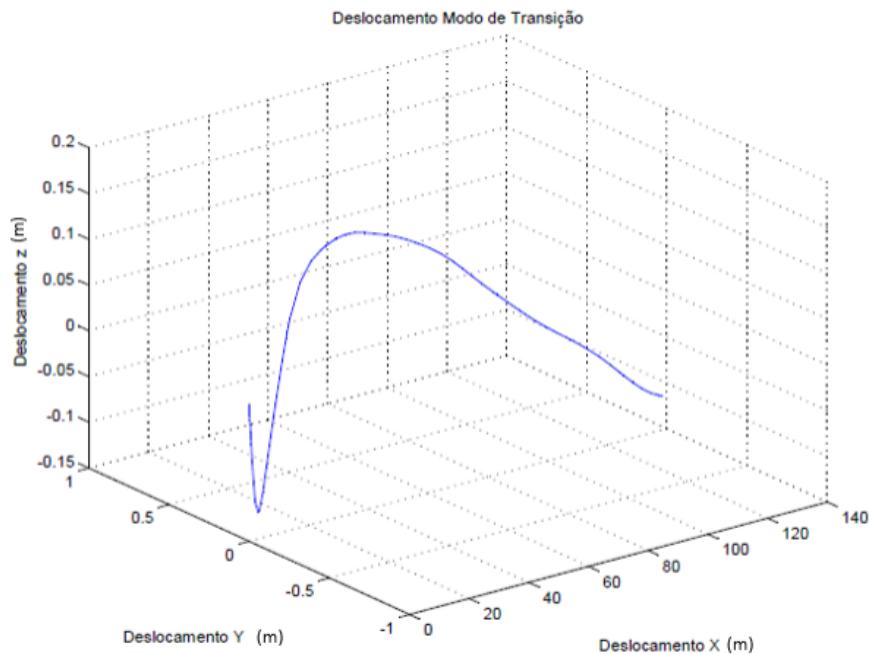
Para o modo de voo quadrotor foi pensado em um sinal de entrada, que alimentasse a velocidade de rotação do motor, e que permitisse que a aeronave descrevesse uma decolagem vertical, em que as forças de empuxo dos motores são suficientes apenas para superar o peso e faz com que essa se desloque em z até uma posição específica para voo, Figura

4a. Na qual pode-se observar que em um momento inicial, a aeronave se desloca da sua posição inicial, em z, até uma posição específica e em seguida permanece nessa posição até o término da simulação

No modo de voo de transição a forma pretendida para a realização desse movimento é fazendo com que o balanço de forças em z permaneça nulo, gerando o mínimo de movimento no eixo z. Dessa forma sugere-se que a velocidade de rotação do motor aumente suavemente à medida que o rotor começa a inclinar e ao passo que a asa começa a ganhar sustentação essa velocidade continua aumentando, até a asa encontrar-se totalmente na horizontal, de forma a gerar velocidade necessária para o voo em cruzeiro. Nesse ponto o empuxo do motor encontrar-se totalmente em x, vencendo o arrasto, e a força de sustentação totalmente em z, equilibrando o peso. Dessa forma o gráfico de deslocamento gerado com os dados de simulação é apresentado na Figura 4b.



(a)



(b)

Figura 4. Deslocamento. (a) no modo de voo Quadrotor; (b) no modo de voo de Transição.

Para o modo de voo em asa fixa foi usado um sinal que permitisse a alteração da velocidade em x e permanecendo quase que constante em z, e isso foi possível ajustando a velocidade de rotação e conferindo a velocidade gerada. Na

construção do sinal de entrada pretendia-se também que o balanço das forças em z permanecesse constante e em um valor muito próximo de zero. Sendo o deslocamento da aeronave no modo de voo asa fixa é uma grande parcela no eixo x do sistema de coordenadas, enquanto no eixo y não se tem deslocamento e no eixo z apresenta uma oscilação.

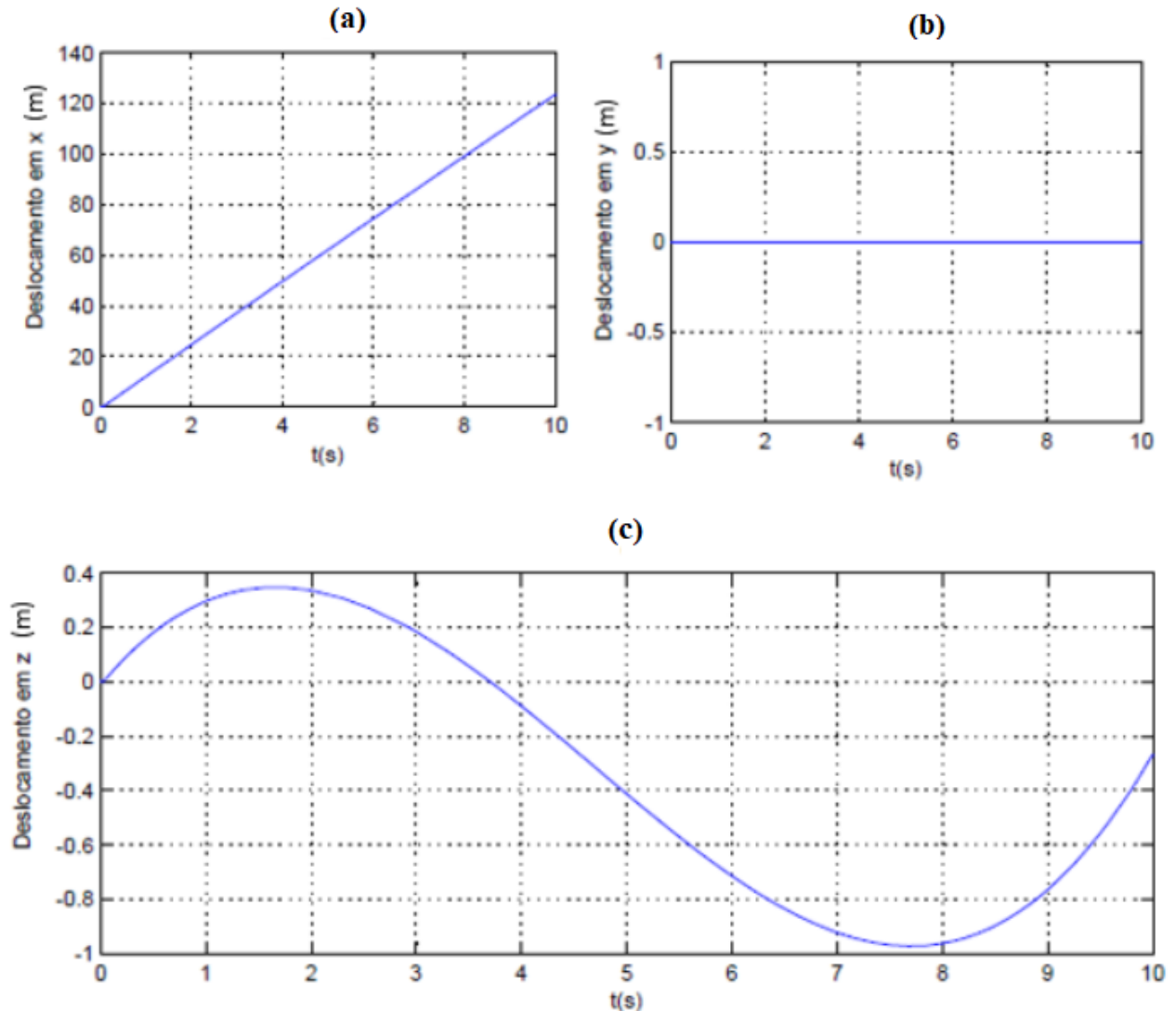


Figura 5. Deslocamento modo Asa Fixa. (a) deslocamento em x; (b) deslocamento em y; (c) deslocamento em z.

4. CONCLUSÃO

A utilização de software permitiu que as simulações no Simulink® expressassem valores de deslocamento em cada modo de voo, permitindo a elaboração de um sinal de entrada adequado para que cada modo de voo descrevesse uma trajetória desejada. Os dados nas curvas mostraram-se satisfatórios pois as respostas de simulação do modelo dinâmico apresentaram-se condizentes com o resultado esperado.

Outro ponto a se destacar em comparação com o trabalho realizado por E. Cetinsoy et al. (2012), ao qual foi baseado, é que nesse o foco esteve na simulação do modelo dinâmico por meio de software matemático, o que permitiu uma melhor compreensão da importância e complexidade da modelagem para os projetos mecânicos.

5. AGRADECIMENTOS

Este trabalho foi apoiado pela UFERSA e CNPq.

6. REFERÊNCIAS

- Bouabdallah, S. Design and control of quadrotor with application to autonomous flying. 2007. 155p. Tese (Doutorado em Ciências) - École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Lausanne, 2007.
- E. Cetinsoy, S. Dikyar, C. Hancer, K.T. Oner, E. Sirimoglu, M. Unel and M.F. Aksit, Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV, Elsevier Mechatronics, vol. 22, no. 6, pp.723-745, 2012.

Gottsfriz, Evandro et al. Controle dos movimentos de rotação de um Quadrotor. São Paulo: Universidade de São Paulo Escola Politécnica, 2014.

Moura, Michelly. Modelagem e simulação de uma aeronave híbrida com quatro rotores e asa inclinável. 2016. 60 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, 2016.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

MODELING AND SIMULATION OF A TILTING-WING HYBRID AIRCRAFT

Jerdison Lima Moreira, jerdison_lin@hotmail.com¹

Alex Sandro De Araújo Silva, alex.araujo@ufersa.edu.br¹

Michelly Moura, michellymoura_@hotmail.com¹

Antônio Ronaldo Gomes Garcia, ronaldogarcia@ufersa.edu.br¹

¹Federal Rural University of the Semi-Arid, Francisco Mota Ave., 572, Costa e Silva, 59.625-900, Mossoró, RN, Brazil

Abstract. *The technological development in the last decades allowed not only an expansion of aerodynamic techniques, but also the advance in the development of unmanned aerial vehicles, known like UAV, becoming the more and more common use. A new category of such aircraft, known as the hybrid UAV, has stood out for presenting the best of mobile wing aircraft, as it is a VTOL (Vertical Take-Off and Landing) and its practical maneuverability, combined with the advantages of fixed wing aircraft, which are the flight speed and autonomy. However, it presents a complexity of design, which suggests an elaboration of a control system. Thus, it is proposed to simulate the dynamic conditions of the hybrid UAV from the equations of motion of the aircraft in the Matlab/Simulink® and NX® software, which describe the dynamics and are obtained using the Newton-Euler method. The simulation program based on the proposed dynamic model has as objective to perform tests as desired for flight and later applied in a control system of an unmanned hybrid aircraft, step not performed in that work. Thus, a program capable of simulating the dynamic behavior of the aircraft was obtained through Matlab/Simulink®.*

Keywords: UAV, Newton-Euler, Simulations, Control, Dynamics of flight