

Evento: XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA SOBRE MODELAGEM CAIXA BRANCA DE HÉLICES¹ A LITERATURE REVIEW ABOUT PROPELLER WHITE BOX MODELLING

João Vitor Das Chagas Silva², Manuel Martín Pérez Reibold³, Elisiane Pelke Paixão⁴, Christopher Sauer⁵

¹ Projeto de iniciação científica desenvolvido no GAIC (Grupo de automação Industrial e controle) pertencente ao DCEEng - Departamento de ciências exatas e engenharias.

² Aluno do curso de Engenharia Elétrica da UNIJUI, Bolsista de Iniciação Científica PROBIC/FAPERGS, joaovitor753pw@gmail.com.

³ Professor Dr. no Curso de Mestrado e Doutorado em Modelagem Matemática e no Curso de Engenharia Elétrica do Departamento de Ciências Exatas e Engenharias da UNIJUI, manolo@unijui.edu.br.

⁴ Aluna do curso de Engenharia Elétrica da UNIJUI, elisianep251@gmail.com.

⁵ Aluno do curso de Engenharia Elétrica da UNIJUI, kikisauer@gmail.com.

1. INTRODUÇÃO

Atualmente o uso de veículos aéreos não tripulados tem crescido em aplicações como filmagem, cartografia, agricultura entre outros. Dentre esses se destacam os multirrotores, os quais se constituem em arranjos de propulsores eletromecânicos. Cada propulsor é constituído por um ESC (*Electronic Speed Control*), um motor *Brushless* e uma hélice. A garantia de navegabilidade é dada pelo bom funcionamento e controle de cada propulsor.

Entretanto, a hélice é o elemento responsável por sustentar e tracionar a aeronave. O empuxo e torque necessários para isso são o resultado da reação aerodinâmica da hélice ao atravessar o ar. Assim, ambas as grandezas são importantes para dimensionar o motor, e posteriormente, o ESC. Dessa forma, o conhecimento do comportamento das hélices define o desempenho dos propulsores e concomitantemente o controle da aeronave. Portanto, o modelo matemático da hélice torna-se útil, quando se observa sua influência como carga quando acoplada ao motor *brushless*.

O objetivo desse trabalho é apresentar uma revisão bibliográfica dos principais modelos matemáticos utilizados na literatura técnica para análise de desempenho das hélices (Alvarado, 2013; Hamel, 2002; Chovancová, 2014; Junior, 2011; Brandt, 2011). O resultado obtido é uma contribuição fundamental às comunidades "faça-você-mesmo" (*DIY-do it yourself*), e a alunos de graduação e pós-graduação que desenvolvem naves multirrotores.

O trabalho está organizado em 5 seções. Na seção 2 é apresentado o objeto de estudo, neste caso a hélice. A metodologia é apresentada na seção 3. Na seção 4 apresentam-se os modelos matemáticos investigados e sua discussão. Na seção 5 finalmente, é apresentado as considerações finais e os trabalhos futuros.

2. A HÉLICE

A hélice é o elemento responsável por gerar a sustentação e a tração da aeronave. Ela é constituída por: cubo, raiz, borda de ataque, borda de fuga e corda. O cubo é a parte fixada ao

Evento: XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

motor. A raiz é a região fixada ao cubo da hélice e reforça a estrutura da hélice, de forma que a mesma não se danifique devido às forças centrífugas e de torção. A borda de ataque é o lugar onde a hélice corta o vento. Outra parte importante é a borda de fuga, sendo a região oposta à borda de ataque. Finalmente, a corda é uma linha reta imaginária entre a borda de fuga e a borda de ataque.

A hélice é especificada segundo seu diâmetro e passo. O diâmetro descreve o tamanho da hélice. O passo representa a distância teórica percorrida em uma revolução. A classificação das hélices pode ser feita segundo seu passo, no qual se destacam dois tipos de hélices: as de passo fixo e as de passo variável. Estas últimas são hélices cujo ângulo pode ser alterado. Existem projetos aplicando essas hélices em multirrotores, uma vez que se pode conseguir uma melhor eficiência em diferentes regimes de operação. Entretanto, as de passo fixo é o objeto de estudo deste trabalho. Nelas o passo não pode ser alterado, assim como o seu ângulo. Estas são as hélices presentes em multirrotores.

3. METODOLOGIA

No desenvolvimento desse trabalho a metodologia adotada foi intensa revisão bibliográfica. Nesta inicialmente apuraram-se os principais modelos utilizados na literatura técnica: Teoria do momento linear, Teoria do elemento de pá e, Os coeficientes adimensionais. A investigação focou a aplicação desses modelos aos veículos aéreos não tripulados. Incisivamente se procurou, na literatura técnica, determinar os principais parâmetros de cada modelo, como obter-se tanto de forma analítica como experimentalmente visando a viabilidade da sua aplicação no projeto.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

A investigação mostrou que as teorias mais bem estabelecidas para modelagem de hélices são a teoria do elemento de pá e a teoria do momento linear (BANGURA,2016). Ambas podem ser usadas conjuntamente para acrescentar os efeitos de velocidade induzida durante a análise.

4.1 Teoria do momento linear e teoria do elemento de pá

Na teoria do momento linear a hélice é considerada um disco atuador sem espessura que acrescenta momento ao fluido. Esta é a teoria para a modelagem de hélices mais simples, pois resulta no comportamento ideal da mesma. Em velocidades mais baixas o fluido pode ser considerado incompressível. Com esta teoria é possível relacionar a velocidade induzida (V_i), a velocidade da aeronave (V_x) e o empuxo (T) causado pela hélice, sendo definido na equação (1).

$$V_i = -\frac{V_x}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_x}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}}$$

(1)

No qual A é a área do disco atuador e ρ é a densidade do ar.

4.2 Teoria do elemento de pá

Evento: XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

Na teoria do elemento de pá, a hélice é dividida em um número de seções independentes ao longo de seu comprimento radial. Em cada seção as forças de sustentação (dL) e arrasto (dD) são decompostas (Ver equações (2) e (3)), dando origem aos elementos de empuxo (dT) e torque (dQ), explicitando o torque e empuxo conforme as equações (4) e (5).

$$dL = \frac{1}{2}\rho C_l V_r^2 c dr \quad (2)$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho C_d V_r^2 c dr \quad (3)$$

$$dT = dL \cos(\varphi) - dD \sin(\varphi) \quad (4)$$

$$dQ = dL \sin(\varphi) + dD \cos(\varphi) \quad (5)$$

Nessas C_l é o coeficiente de sustentação, C_d é o coeficiente de arrasto, V_r é a velocidade resultante, r é o raio da seção, c é a corda e φ é o ângulo da velocidade resultante. Através da integração das equações 4 e 5 obtêm-se o empuxo e torque gerado por cada pá. O empuxo e o torque total da hélice se obtêm multiplicando pelo número de pás (N).

4.3 Coeficientes Adimensionais

Outra forma bastante comum na literatura para descrever o comportamento da hélice é a utilização dos coeficientes adimensionais, sendo o de empuxo (C_t), o de torque (C_q) e a razão de avanço (J) (ROSKAM, 1997). Todos são definidos pelas equações 6, 7 e 8 respectivamente:

$$C_t = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (6)$$

$$C_q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (7)$$

$$J = \frac{V_x}{nD}$$

Evento: XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

(8)

Onde n é o número de revoluções por segundo e D o diâmetro da hélice.

Um dificultador para utilização da teoria do elemento de pá na modelagem de hélices utilizadas em VANTS atribui-se aos fabricantes, uma vez que estes não fornecem os dados aerodinâmicos e nem os dados geométricos das hélices utilizadas. Para contornar esses problemas muitos autores utilizam diversas estratégias. (KHAN,2013) Cortou a hélice em um número de seções e mediu diretamente as grandezas geométricas do perfil, e aproximou o perfil aerodinâmico que era utilizado em outro. Um problema decorrente desta abordagem é que a hélice é destruída no processo. A aplicação dessa abordagem não leva em conta o número de Reynolds que afeta diretamente o desempenho da hélice. Dessa forma é interessante utilizar os coeficientes adimensionais na análise dessas hélices facilitando bastante o equacionamento necessário. Esses coeficientes podem ser obtidos empiricamente através de medição do empuxo, torque e velocidade angular em plataformas específicas. Sendo essa a principal abordagem utilizada na modelagem do propulsor de multirrotores, principalmente devido ao fato de que quando a velocidade da aeronave é igual a zero este coeficiente é praticamente constante.

5. CONSIDERAÇÕES FINAIS

A análise de desempenho das hélices é uma atividade bastante empírica principalmente em hélices de baixo Número de Reynolds. Isto se deve à dificuldade apresentada de obter os dados geométricos e aerodinâmicos das próprias hélices. Dessa forma a medição do empuxo e torque e posteriormente o cálculo dos coeficientes adimensionais torna-se a melhor maneira para obter o comportamento das mesmas. Porém isso apresenta a necessidade de utilização de plataformas específicas capazes de exercer essa atividade. Para isso uma plataforma está sendo desenvolvida pelo grupo de pesquisa nos laboratórios do GAIC (Grupo automação e controle industrial). Como trabalhos futuros será realizada a obtenção desses coeficientes e a modelagem matemática caixa branca do motor *brushless* e do ESC (*eletronic control speed*).

Palavras-chaves: Coeficientes adimensionais; Propulsor eletromecânico; Teoria do elemento de pá; Teoria do momento linear.

Keywords: Dimensionless coefficients; Electromechanical propeller; Blade Element Theory; Momentum Theory.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à FAPERGS o apoio concedido para a elaboração desse trabalho investigativo, à UNIJUI e ao GAIC (Grupo de Automação Industrial e controle).

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALVARADO, R. M.; GUTIERREZ, E. E. G.; ORTA A. S. **Modeling and simulation of a propeller-engine system for Unmanned Aerial Vehicles**. 2013 IEEE International Autumn Meeting on,

Evento: XXV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

Power Electronics and Computing (ROPEC), Cidade do México, MEX, Nov. 2013. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/document/6702722/>> . Acesso em: 01 jul. 2017.

BANGURA, M. et al. **Aerodynamics of Rotor Blades for Quadrotors**. ARXIV, 2016. Disponível em: . Acesso em: 01 jul. 2017

BRANDT, J. B.; SELIG, M S. **Propeller Performance Data at Low Reynolds Number**. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL, 2011.

CHOVANCOVÁ, A. et al. **Mathematical Modelling and Parameter Identification of Quadrotor (a survey)**. Procedia Engineering, Elsevier, vol. 96, p. 172-181, 2014. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705814031981> >. Acesso em: 01 jul. 2017.

HAMEL, T. et al. **Dynamic Modelling and Configuration Stabilization for an X4-Flyer**. IFAC Proceedings Volumes, Elsevier, vol. 35, n. 1, p. 217-222, 2002. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1474667015392697?via%3Di%3Dhub>>. Acesso em: 10 jul. 2017.

JUNIOR, J. C. V. et al. **Stability Control of a Quad-rotor Using a PID Controller**. Brazilian Journal of Instrumentation and Control, vol. 1, n. 1, p. 15-20, out. 2015. Disponível em: <<https://periodicos.utfpr.edu.br/bjic/article/view/1656>>. Acesso em: 2 jul. 2017.

KHAN, W.; NAHON, M. **Toward an Accurate Physics-Based UAV Thruster Model**. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, IEEE, vol. 18, n. 4, p. 1269-1279, ago. 2013. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/document/6523983/>>. Acesso em: 11 jul. 2017.

LEISHMAN, J. G. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. 2^o ed. Nova York, E.U.A: Cambridge Univ. Press, 2006.

ROSKAM, J.; LAN, C. T. E. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence, E.U.A: Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 1997.