

PROJETO DE CONTROLE DE ESTABILIZAÇÃO DE ATITUDE E ALTITUDE DE PLATAFORMA AÉREA TILTROTOR BIMOTOR COM MOTORES NÃO HOMOGÊNEOS

Leonardo Cardoso Botelho * Geovany Araújo Borges **
João Yoshiyuki Ishihara ***

* Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília, DF,
(e-mail: leonardobotelho@unb.br)

** Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília,
DF, (e-mail: gaborges@unb.br)

*** Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília,
DF, (e-mail: ishihara@ene.unb.br)

Abstract: The present work describes a non-linear dynamic model of a twin-engine Tiltrotor aerial platform and performs the identification of its physical parameters with a focus on non-homogeneous propulsion systems, a situation in which the propulsion engines together with their propellers do not behave identically from a physical point of view. In addition, an attitude and altitude control system is also developed, as well as a simulator in Simulink software.

Resumo: O presente trabalho descreve um modelo dinâmico não linear de uma plataforma aérea Tiltrotor bimotor e realiza a identificação dos seus parâmetros físicos com foco em sistemas de propulsão não homogêneos, situação em que os motores de propulsão em conjunto com suas hélices não se comportam de maneira idêntica do ponto de vista físico. Além disso, também é desenvolvido um sistema de controle para atitude e altitude, além de um simulador no software Simulink.

Keywords: Tiltrotor, Aerial Robotics, Dynamic Control, VTOL

Palavras-chaves: Tiltrotor, Robótica Aérea, Controle Dinâmico, VTOL.

1. INTRODUÇÃO

A tecnologia dos VANT's (Veículos Aéreos Não Tripulados) é utilizada para a realização de tarefas que antes só podiam ser realizadas por aeronaves tripuladas. As vantagens estão por conta do melhor custo benefício, escalabilidade, versatilidade e usabilidade, conforme Carlson and Papachristos (2021) e Lara et al. (2020).

Entre os tipos de VANT's, destaca-se o Tiltrotor bimotor, uma aeronave que possui dois motores de propulsão que são movimentados por dois servos motores a fim de realizar a estabilização e manobrabilidade da aeronave. Um exemplo desse tipo de aeronave, desenvolvida no LARA¹, pode ser visto na Figura 1. Se destaca nesse tipo de aeronave a possibilidade de decolagem e pouso na vertical sem necessidade de pista e de se reconfigurar posteriormente como uma aeronave de asa fixa, podendo assim aumentar sua autonomia de voo.

Para o projeto desse tipo de aeronave, podemos citar a etapa de modelagem dinâmica, que consiste em desenvolver representações matemáticas do comportamento físico do sistema. Uma abordagem presente na literatura

de VANT's é o formalismo de Newton-Euler, que utiliza diagramas e convenções convenientes para descrição da translação e da rotação de um corpo rígido para um referencial terrestre, como feito nos trabalhos de Andrade et al. (2020) e Hu et al. (2020).

Uma vez obtido o modelo, outra etapa é a estimativa ou identificação dos parâmetros físicos do sistema. No trabalho de Paula et al. (2022) é utilizado o método estatístico de Monte Carlo para estimar o comportamento do sistema. Já no trabalho de Qing et al. (2022), é feita a comparação do método de análise no domínio da frequência com o método CIFER. Essas abordagens necessitam da posteriori da elaboração de um projeto de controle mais robusto, que por sua vez, gera grande demanda de processamento do software embarcado. Uma alternativa para esse problema é realizar a identificação individualizada dos parâmetros físicos, como em Carlson and Papachristos (2021).

São relatados nesse trabalho alguns problemas relacionados ao desenvolvimento da plataforma Tiltrotor bimotor do LARA, que utiliza componentes de baixo custo. Para o projeto de controle, optou-se pela determinação da inversa do modelo dinâmico, ou mixer, encontrado em Hu et al. (2020). Essa estratégia consiste em um conjunto de funções

¹ Laboratório de Automação e Robótica da UnB

que recebem os valores de estado do sistema (que são obtidos através de sensores) em conjunto com controladores tradicionais da literatura. Com isso, é possível utilizar controladores mais simples, como o PID. Pode-se notar que uma outra vantagem é a possibilidade de realizar a identificação dos parâmetros físicos dos componentes da plataforma de maneira individualizada.

Diante do exposto, o artigo é organizado da seguinte forma: primeiramente realiza-se uma descrição newtoniana para adoção de um modelo dinâmico para uma plataforma Tiltrotor, obtendo posteriormente os parâmetros físicos do sistema real com foco no grupo motopropulsor. Em seguida, desenvolve-se um sistema de controle que apresenta arquitetura para correção de diferentes tipos motores de propulsão. Por fim, realiza-se o desenvolvimento de um simulador em Simulink onde é realizada a sintonia teórica de compensadores da família PID.

2. MODELO DO SISTEMA DINÂMICO UTILIZANDO O FORMALISMO DE NEWTON-EULER

O formalismo de Newton-Euler consiste no uso de dois ou mais sistemas referenciais (Neste trabalho, um fixo ao corpo da plataforma e outro fixo ao referencial inercial terrestre). Utiliza-se também matrizes de rotação, assunto que será abordado no próximo subtópico.

Na modelagem, optou-se por considerar a estrutura da plataforma como corpo rígido. As torções e flexões envolvidas não afetam significativamente a cinemática e dinâmica da plataforma. Os servomotores utilizados neste trabalho possuem tempo de resposta de 0,22 segundos para um deslocamento de 0 a 60 graus². Dessa maneira, optou-se por desprezar o tempo de resposta dessa movimentação considerando para fins de modelagem que a mudança é instantânea. Os motores de propulsão possuem apenas um grau de liberdade em relação a plataforma, fazendo movimentos angulares colineares ao eixo y da plataforma.

2.1 Matrizes de Rotação

O método da matriz de rotação tem o objetivo de levar um conjunto de vetores descritos em um determinado referencial para outra descrição baseada em outro referencial. Aplicado a este trabalho, essa transformação recebe forças descritas em um sistema referencial fixo no corpo da plataforma e as transforma em forças descritas no referencial inercial terrestre, como em Markley and Crassidis (2014).

Segue a matriz de rotação utilizada neste trabalho, na equação (1):

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}. \quad (1)$$

2.2 Modelo Dinâmico

Nesse trabalho, conforme Figura 1, utiliza-se o referencial inercial composto pelos eixos x_0, y_0, z_0 (Referencial

² (Conforme datasheet do fabricante: <https://servodatabase.com/servo/hitec/hs-485hb>).

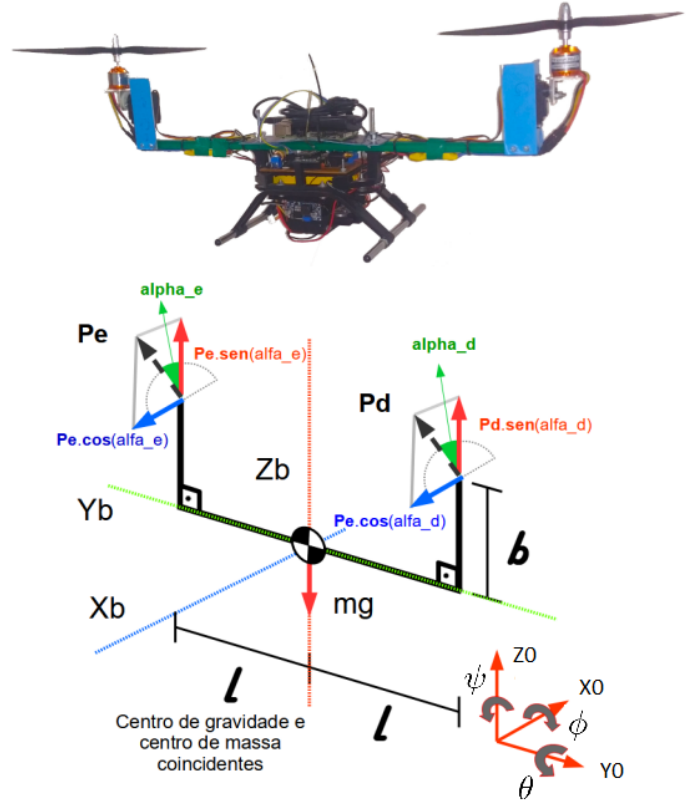


Figura 1. Diagrama de corpo livre do Tiltrotor

Inercial terrestre) e outro sistema referencial fixo ao corpo composto pelos eixos x_b, y_b, z_b (em todo texto, o índice b refere-se a palavra *body*). As forças de propulsão são denotadas como P_d e P_e , com suas respectivas decomposições (em todo texto, para todas as variáveis, o subíndice 'd' refere-se ao lado direito da plataforma e o subíndice 'e' refere-se ao lado esquerdo). Os ângulos ϕ, θ e ψ são respectivamente os ângulos de arfagem, rolagem e guinada da plataforma nos eixos x_0, y_0 e z_0 .

O desenvolvimento do modelo dinâmico é realizado através das equações de 2 a 17, abaixo. Aplica-se a segunda lei de Newton em conjunto com um vetor R (Matriz de rotação) obtendo-se as forças presentes na plataforma. As equações que descrevem os momentos são dados pelo produto vetorial da matriz de Inércia com as velocidades angulares da plataforma em relação ao referencial fixo ao corpo. A variável τ nas equações se referem aos momentos devido a forças presentes no corpo.

Segue o desenvolvimento do formalismo de Newton-Euler. Inicialmente consideramos as equações dinâmicas:

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_b \\ \dot{\omega}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_b \times m v_b \\ \omega_b \times I \omega_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_b \\ \tau_b \end{bmatrix}. \quad (2)$$

A modelagem por sua vez é feita usando o referencial terrestre. Dessa maneira, as forças de Coriolis para translação são nulas:

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_e \\ \dot{\omega}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_b \times I \omega_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R \times f_b \\ \tau_b \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Considera-se que a plataforma possui simetria em relação ao sistema de referência fixo na plataforma, tendo assim sua matriz de inércia como diagonal. A matriz produto vetorial das velocidades no referencial do corpo é dada por:

$$\omega^b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bz} & \omega_{by} \\ \omega_{bz} & 0 & -\omega_{bx} \\ -\omega_{by} & \omega_{bx} & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Por fim, para a obtenção do modelo dinâmico que descreva o movimento linear e rotacional da plataforma em um sistema inercial, utiliza-se das seguintes equações:

$$\begin{aligned} m\dot{v}_x^e &= R(\phi) \sum F_{bx}, \\ m\dot{v}_y^e &= R(\theta) \sum F_{by}, \\ m\dot{v}_z^e &= -mg + R(\psi) \sum F_{bz}, \\ I_{xx}\dot{\omega}_{bx} &= \omega_{by}\omega_{bz}(I_{yy} - I_{zz}) + \sum \tau_{bx}, \\ I_{yy}\dot{\omega}_{by} &= \omega_{bz}\omega_{bx}(I_{zz} - I_{xx}) + \sum \tau_{by}, \\ I_{zz}\dot{\omega}_{bz} &= \omega_{bx}\omega_{by}(I_{xx} - I_{yy}) + \sum \tau_{bz}, \\ \dot{\phi} &= \omega_{bx} + (s\phi t\theta)\omega_{by} + (c\phi t\theta)\omega_{bz}, \\ \dot{\theta} &= c\phi\omega_{by} - s\phi\omega_{bz}, \\ \dot{\psi} &= (s\phi/c\theta)\omega_{by} + (c\phi/c\theta)\omega_{bz}. \end{aligned} \quad (5)$$

Segundo (PADFIELD, 1999), a força realizada pelo giro de uma hélice é proporcional ao quadrado da sua velocidade angular multiplicada por uma constante que correlaciona seus aspectos aerodinâmicos:

$$F = k_f \Omega^2. \quad (6)$$

As forças P_d e P_e (ver Figura 1) são provenientes do giro das hélices de cada motor. A força devido ao peso sempre tem sua orientação colinear ao eixo z do sistema referencial terrestre. As variáveis P_{dx} , P_{dz} , P_{ex} , P_{ez} denotam respectivamente as forças P_d e P_e decompostas nos eixos x e z.

$$P_{dz} = k_f \Omega_d^2 c \alpha_d, \quad (7)$$

$$P_{ez} = k_f \Omega_e^2 c \alpha_e, \quad (8)$$

$$P_{dx} = k_f \Omega_d^2 s \alpha_d, \quad (9)$$

$$P_{ex} = k_f \Omega_e^2 s \alpha_e, \quad (10)$$

$$P = mg. \quad (11)$$

O símbolo α denota o ângulo de posição dos propulsores. O símbolo Ω denota velocidade angular do giro da hélice e k_f a constante aerodinâmica referente a tração da hélice. As equações de (12) a (14) descrevem a resultante de forças presentes na plataforma.

$$\begin{aligned} m\dot{v}_x^e &= (c\theta c\psi)(P_{dx} + P_{ex}) \\ &+ (s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi)(P_{dz} + P_{ez}), \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} m\dot{v}_y^e &= (c\theta s\psi)(P_{dx} + P_{ex}) \\ &+ (-s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi)(P_{dz} + P_{ez}), \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} m\dot{v}_z^e &= -mg + (-s\theta)(P_{dx} + P_{ex}) \\ &+ (c\phi c\theta)(P_{dz} + P_{ez}). \end{aligned} \quad (14)$$

Os momentos τ_B inerentes as forças da plataforma estão descritos nas equações de (15) a (17):

$$I_{xx}\dot{\omega}_{bx} = \omega_{by}\omega_{bz}(I_{yy} - I_{zz}) + l(P_{dz} - P_{ez}), \quad (15)$$

$$I_{yy}\dot{\omega}_{by} = \omega_{bz}\omega_{bx}(I_{zz} - I_{xx}) + b(P_{dx} + P_{ex}), \quad (16)$$

$$I_{zz}\dot{\omega}_{bz} = \omega_{bx}\omega_{by}(I_{xx} - I_{yy}) + l(P_{dx} - P_{ex}). \quad (17)$$

3. ESTIMAÇÃO DOS PARÂMETROS FÍSICOS DA PLATAFORMA E DO GRUPO MOTOR-PROPULSOR

Devido a estratégia de controle escolhida neste trabalho, realizou-se a identificação dos parâmetros físicos da plataforma, obtendo-se dados para o sistema propulsivo através de um ensaio de tração estática (Figura 2).

O conjunto de propulsão utilizado na plataforma tiltrotor possui a seguinte configuração:

- ESC (Electronic Speed Controller): EMAX 30A;
- hélice: 10x45";
- motor: Turnigy D2830-1000KV;
- bateria: LIPO 3s 2200 25C;

3.1 Obtenção da constante de empuxo k_f através de ensaio de bancada

Necessita-se para fins de software embarcado que se obtenha uma relação entre o sinal PWM e uma determinada velocidade rotação. Realizou-se um ensaio estático (Ensaio com a velocidade do vento em relação a hélice igual a zero) a fim de se obter a constante de força k_f da hélice, através das seguintes etapas: Instalou-se o motor sobre uma balança, com distância razoável para que o fluxo de saída da hélice não gerasse turbulência na região de entrada; Em seguida, determinou-se um conjunto de comandos PWM para obtenção das respectivas rotações utilizando um tacômetro. Procurou-se fazer a média de três medidas. Por fim, plotou-se o gráfico da tração em Newtons em função de rad/s.



Figura 2. Ensaio para obtenção da força da hélice em função de RPM

Realizou-se uma regressão linear dos dados para um polinômio de primeiro grau, obtendo-se que $k_f = 0,0124$. Por se tratar de um experimento de baixo custo, com equipamentos não próprios para esse tipo de ensaio, ocasionou-se de que a regressão linear apresentou um termo constante.

Possivelmente, isso ocorreu devido a mudança de posicionamento da célula de carga em relação ao seu ponto de fixação. Por esse motivo, descartou-se o termo constante, por considerar essa situação como um offset.

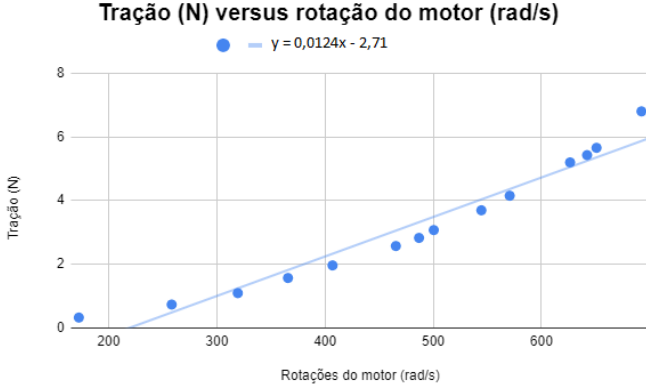


Figura 3. Forças referentes ao empuxo da Hélice

Para a estimativa dos momentos de Inércia da Plataforma, utilizou-se o software de desenho mecânico Solidworks. Os valores de massa e as medidas dos braços de momento da plataforma foram feitos utilizando os métodos tradicionais (Pesagem realizada com balança de precisão, medições de comprimento realizados com comparativo métrico). Os valores estão resumidos na Tabela 1.

Tabela 1. Estimativa de parâmetros da plataforma

Parâmetro	Valor	Obtenção
Massa (Kg)	1,112	Medido
I _{xx} (g x mm ²)	3731678,89	Software
I _{yy} (g x mm ²)	18632611,06	Software
I _{zz} (g x mm ²)	21558752,47	Software
l (m)	0,266	Medido
b (m)	0,06	Medido
k _{pd} (N)	0,0775	Ensaio
k _{pe} (N)	0,0813	Ensaio
Frequência do controle (Hz)	100	Medido

4. LEI DE CONTROLE E SIMULAÇÃO

Seguindo a estratégia de controle de Hu et al. (2020), vamos obter a inversa do modelo dinâmico. Em análise, observa-se que o modelo é sub-atuado com 12 graus de liberdade para 4 variáveis de entrada (Ω_d (velocidade de rotação do motor direito), Ω_e (velocidade de rotação do motor esquerdo), α_d (ângulo de tilt do motor direito), α_e (ângulo de tilt motor esquerdo)), e 4 variáveis para controle ϕ , θ , ψ (ângulos de Euler) e z_0 (altitude).

4.1 Obtenção da Inversa do modelo dinâmico

Inicia-se analisando as equações de 18 a 21 que descrevem as forças geradas pela plataforma, excluindo-se as forças externas:

$$M_x = l(P_{dz} - P_{ez}), \quad (18)$$

$$M_y = b(P_{dx} + P_{ex}), \quad (19)$$

$$M_z = l(P_{dx} - P_{ex}), \quad (20)$$

$$F_z = (P_{dz} + P_{ez}). \quad (21)$$

Organizando os termos para melhor visualização, temos:

$$\frac{M_y}{b} = P_{dx} + P_{ex}, \quad (22)$$

$$\frac{M_z}{l} = P_{dx} - P_{ex}, \quad (23)$$

$$2P_{dx} = \frac{M_y}{b} + \frac{M_z}{l}, \quad (24)$$

$$P_{dx} = 0,5 \left(\frac{M_y}{b} + \frac{M_z}{l} \right). \quad (25)$$

Durante os experimentos de bancada, observou-se que apesar dos dois motores da plataforma serem idênticos (mesma marca, modelo e especificações), quando gerados sinais de PWM de entrada idênticos, as suas velocidades de rotação se apresentavam diferentes. Essa observação foi feita utilizando um tacômetro. Esse aspecto não era possível de ser observado por inspeção simples, e foi notado durante o teste de controle para a movimentação de rolagem da plataforma, o qual apresentou comportamento aparente de desbalanceamento de forças.

Os motores utilizados neste trabalho são para uso em aeromodelos recreativos. Sua fabricação não possui faixa de tolerância de fabricação satisfatória para esse tipo de aplicação. Além disso, eles não são fabricados para trabalhar em pares, como no caso de motores para quadricópteros. Por esse motivo, substituiu-se o k_f único presente nos modelos das duas unidades propulsoras por k_{pd} e k_{pe} , para assim passar a representá-las individualmente, cada qual com seu comportamento, chamando-as de constante de propulsão do motor direito e esquerdo, respectivamente.

Para obtenção dos ângulos de entrada, considera-se que as componentes P_{dx} e P_{dz} , assim como P_{ex} e P_{ez} são ortogonais, utilizando-se a função atan2 para obtenção do arco tangente das componentes das forças, mapeadas no seu respectivo quadrante. A inversa da planta está descritas através das equações 26 a 29:

$$\Omega_d = \sqrt{\frac{1}{2k_{pd}} \sqrt{\left(\frac{M_z}{l} + \frac{M_y}{b}\right)^2 + \left(F_z - \frac{M_x}{l}\right)^2}}, \quad (26)$$

$$\Omega_e = \sqrt{\frac{1}{2k_{pe}} \sqrt{\left(\frac{M_y}{b} - \frac{M_z}{l}\right)^2 + \left(F_z + \frac{M_x}{l}\right)^2}}, \quad (27)$$

$$\alpha_d = \text{atan2}\left(\frac{M_z}{l} + \frac{M_y}{b}, F_z - \frac{M_x}{l}\right), \quad (28)$$

$$\alpha_e = \text{atan2}\left(\frac{M_y}{b} - \frac{M_z}{l}, F_z + \frac{M_x}{l}\right). \quad (29)$$

4.2 Projeto de controladores PID para atitude e altitude

Adicionou-se então controladores PID como em Cerezo-Pacheco et al. (2021), que utiliza um modelo dinâmico do Bell Boeing V-22 Osprey (BBVO). No caso citado,

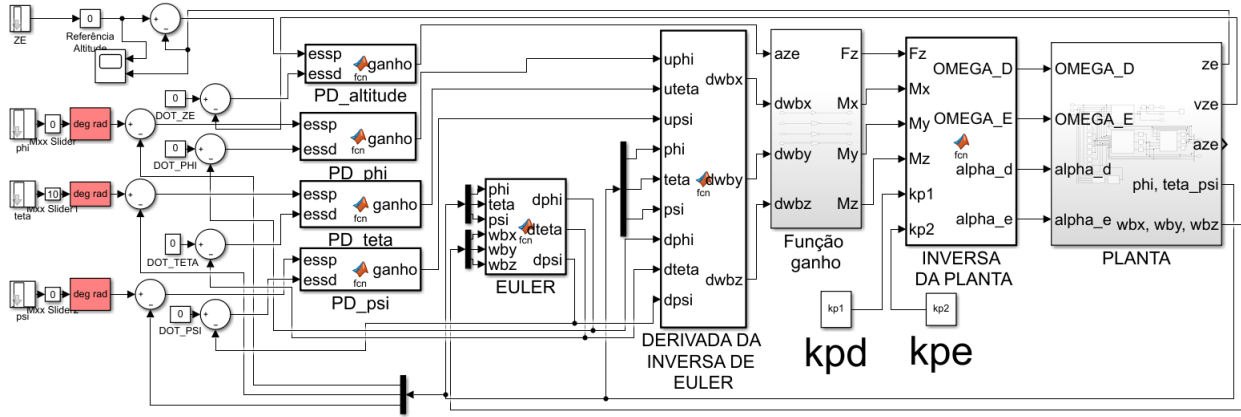


Figura 4. Diagrama de simulação implementado em Simulink

não é utilizada a inversa do modelo dinâmico no projeto de controle. Para sintonizá-los, utilizou-se a teoria de Ziegler-Nichols. Para o controle de altitude, utiliza-se um sensor do tipo sonar de onde é obtido a distância da plataforma em relação ao solo. O controlador de altitude possui uma constante $F_{planeio}$ que é o valor da força peso da plataforma. Essa constante tem o objetivo de ajustar o ponto de operação de planeio. Dos diversos modos de escrever as equações de um controlador PD, escolheu-se:

$$u_{\phi} = k_{p\phi} (\phi_r - \phi) + k_{d\phi} (\dot{\phi}_r - \dot{\phi}), \quad (30)$$

$$u_{\theta} = k_{p\theta} (\theta_r - \theta) + k_{d\theta} (\dot{\theta}_r - \dot{\theta}), \quad (31)$$

$$u_{\psi} = k_{p\psi} (\psi_r - \psi) + k_{d\psi} (\dot{\psi}_r - \dot{\psi}), \quad (32)$$

$$u_{ze} = k_{pz0} (z_{0r} - z_0) + k_{dz0} (\dot{z}_{0r} - \dot{z}_0) + F_{planeio}. \quad (33)$$

4.3 Teste do sistema de controle

Após análise em ambiente de simulação, observou-se que quando a ocorrência de motores não homogêneos não é tratada, ocasiona-se que não há a convergência do sistema de controle. Ainda, foi observado que diferenças acima de 5% já eram suficientes para gerar tal instabilidade. O comportamento descrito pode ser visto nas Figuras 5 e 6.

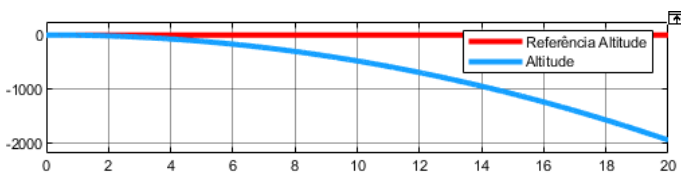


Figura 5. Resposta do controle de altitude

Dessa forma, optou-se por estabelecer uma função de primeiro grau que modelasse esse aspecto físico do sistema, de maneira a fornecer uma relação do PWM e a força propulsora correspondente gerada por esse sinal. Para isso, realizou-se ensaios individuais para cada motor em conjunto com a hélice, obtendo-se os dados da tabela 2. As equações que relacionam o PWM com as RPM's de cada motor estão presentes na Figura 7.

Por fim, para obtenção das funções de força de propulsão em relação a um sinal PWM para cada motor, foi realizado uma regressão linear dos dados presentes na tabela 2,

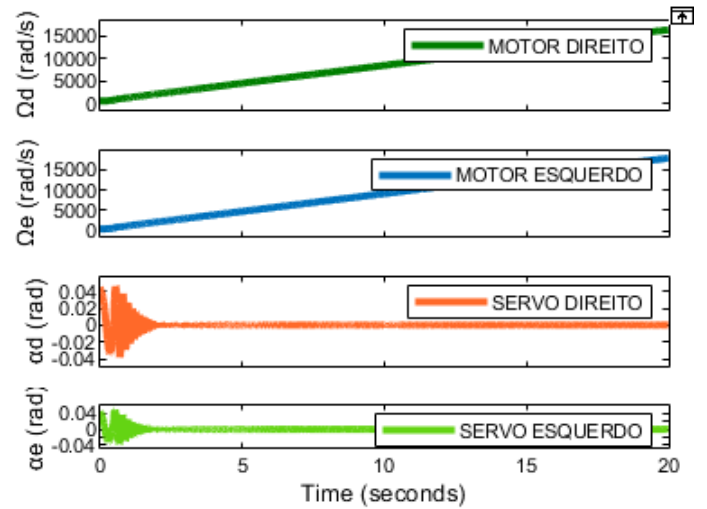


Figura 6. Variáveis de estado do sistema de controle

Tabela 2. Relação de sinal PWM com as rotações dos motores

RPM	Veloc. (rad/s)	Motor Dir. PWM	Motor Esq. PWM	Tração (N)
4500	471,239	1600	1560	3,133
5000	523,599	1690	1640	3,783
5500	575,959	1795	1745	4,432
6000	628,318	1860	1810	5,081
6500	680,678	1930	1870	5,731

e plotados na Figura 8. As constantes k_{pd} e k_{pe} foram obtidas dessas regressões, estando listadas na tabela 1.

Implementou-se o sistema em Simulink (Figura 4) para avaliação do controle seguindo a filosofia de Hu et al. (2020), uma vez possibilitar o uso de controladores mais simples, como o PID. Uma consequência dessa abordagem foi a possibilidade de identificação dos parâmetros físicos dos componentes da plataforma ser realizada de maneira individual. Essa estratégia permite um desenvolvimento predominantemente caixa-branca, permitindo a análise de modelos físicos e de controle para o problema.

Escolheu-se a manobra de afargem como exemplo de funcionamento do sistema. Ela consiste na inclinação da plataforma em torno do eixo θ . Todas as outras referências do sistema foram configuradas como zero. Na Figura 9 temos

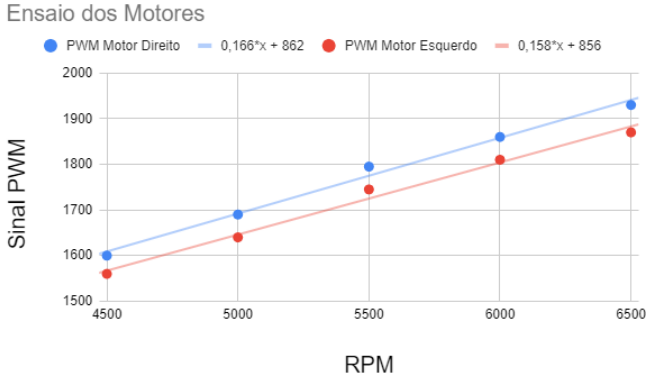


Figura 7. Forças referentes ao empuxo da Hélice

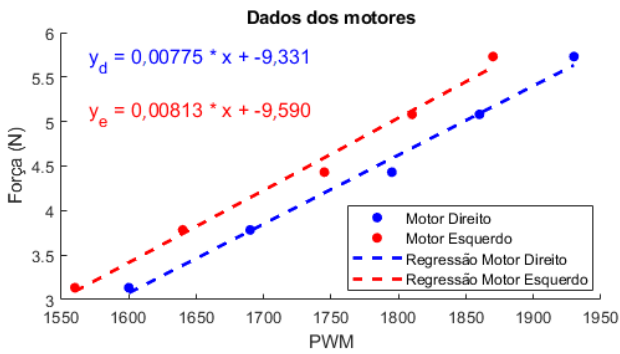


Figura 8. Forças referentes ao empuxo da Hélice

o comportamento do sistema para essa movimentação. Os servos inclinam os motores em uma mesma direção, ocasionando no surgimento de um momento para proporcionar a rotação desejada. Os motores aumentam a potência a cada mudança de ângulo para compensar a perda de força em z_0 , e assim, manter a plataforma na posição de referência. Também foi realizada uma simulação com um degrau de referência de 10^0 com ruído gaussiano, podendo-se observar na Figura 10. Considerou-se satisfatório o desempenho do controlador.

5. CONCLUSÕES

Este trabalho propôs uma abordagem de modelagem dinâmica não linear para uma plataforma Tiltrotor Bimotor e um controlador capaz de estabilizar sua atitude e altitude. Também foi desenvolvido um ambiente de simulação para a análise do comportamento do sistema, além de realizar a identificação dos parâmetros físicos da plataforma. O projeto do controlador em conjunto com a identificação dos parâmetros físicos permitiu que não fosse necessário a elaboração de um controlador mais robusto que demandaria maior poder de processamento. Nota-se também que houve instabilidade do sistema de controle antes de ser feita a identificação individual de cada grupo motor-propulsor. Por inferência, pode-se utilizar outros tipos de controladores no lugar dos controladores da família PID, visto que a inversa da planta encapsula os aspectos físicos inerentes da plataforma.

REFERÊNCIAS

Andrade, R., Ferramosca, A., Normey-Rico, J.E., and Raffo, G.V. (2020). Explicit model predictive control for

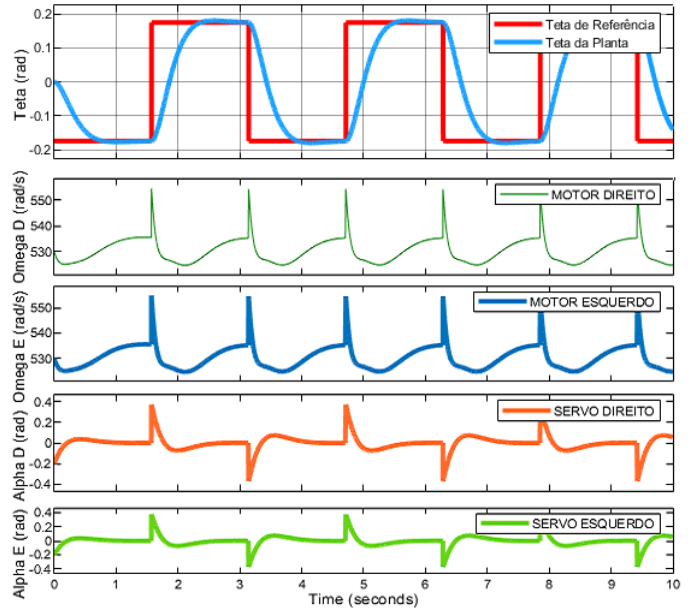


Figura 9. Entradas da planta para arfagem com referência square para teta

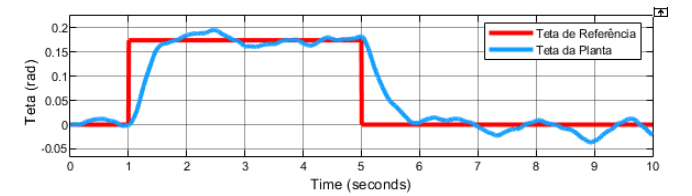


Figura 10. Resposta ao degrau com ruído gaussiano

a tiltrotor uav in cargo transportation tasks. 7. Minas Gerais, Brasil.

- Carlson, S.J. and Papachristos, C. (2021). The minihawk-vtol: Design, modeling, and experiments of a rapidly-prototyped tiltrotor uav. volume 1, 10. Athens, Greece.
- Cerezo-Pacheco, A.D., Perez-Velasco, C.A., Lozano-Hernandez, Y., Iiguez Cortes, H.R., and Sanchez-Meza, V.G. (2021). Integration of x-plane and matlab for modeling and simulation of a tiltrotor uav. volume 1, 6. Instituto Politecnico Nacional CDMX, CDMX, Mexico.
- de Paula, A.A., Raffo, G.V., and Teixeira, B.O.S. (2022). State estimation based on stochastic and zonotopic approaches: Part ii - nonlinear systems. volume 1, 5. China Aviation General Aircraft, Minas Gerais, Brazil.
- Hu, A., Zhao, X., and Xu, D. (2020). Modeling and hovering control of 5-dof tilt-birotor robot. 6. Control, Automation, Robotics and Vision (ICARCV), Shenzhen, China.
- Lara, A., Nascimento, I.B.P., Arias-Garcia, J., Becker, L.B., and Raffo, G.V. (2020). Hardware-in-the-loop simulation environment for testing of tilt-rotor uav's control strategies. volume 1, 7. UFMG/UFSC, Minas Gerais e Santa Catarina, Brazil.
- Markley, F.L. and Crassidis, J.L. (2014). In *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.*, volume 1, 7.
- Qing, L., Xingyu, Z., and Juanxia, L. (2022). Frequency-domain system identification of tiltrotor aircraft: Compared with cifer. volume 1, 5. China Aviation General Aircraft, Zhuhai, China.