



## CONTROLE DE ATITUDE DE UMA UNIDADE DE VOO AUTÔNOMA

Gabriel Felipe Vieira de Sousa<sup>\*1</sup>, Gabriela Vieira Lima, Aniel Silva de Moraes, Mariana Korndörfer, Marcela Coury, Rafael Souza

FEELT – Universidade Federal de Uberlândia

**Resumo** – Este trabalho propõe o desenvolvimento de um sistema para o controle da orientação (ângulos de rolagem, arfagem e guinada) de um veículo aéreo não tripulado (VANT), do tipo quadricóptero. Esta aeronave apresenta seis graus de liberdade, sendo classificado como um sistema mecânico subatuado. Para fins de simulação, a modelagem matemática do quadricóptero *Crazyflie 2.0* baseou-se no formalismo de Newton-Euler. A comunicação com a aeronave experimental será desenvolvida em Python, e posteriormente, os dados serão confrontados com os resultados provindos dos resultados obtidos em ambiente computacional.

**Palavras-Chave** – *Crazyflie 2.0*, Modelagem Dinâmica, Sistema de Controle, Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT).

### ATTITUDE CONTROL OF AN AUTONOMOUS FLIGHT

**Abstract** – This paper proposes the development of a system for the control of the orientation (roll, pitch and yaw angles) of an unmanned aerial vehicle (UAV), of the quadrotor type. This system has six degrees of freedom, being classified as an underactuated mechanical system. For simulation purposes, the mathematical modeling of the quadrotor *Crazyflie 2.0* was based on Newton-Euler formalism. Communication with the experimental aircraft will be developed in Python, and later, the data will be compared with the results from the results obtained in the computational environment.

**Keywords** – *Crazyflie 2.0*, Control System, Dynamic Modeling, Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

### I. INTRODUÇÃO

A última década presenciou a evolução dos veículos aéreos não tripulados, também conhecidos como VANT's. Esses veículos vêm ganhando destaque devido às suas amplas aplicações em áreas civis e militares, o que tem motivado pesquisadores em todo o mundo [1].

O desenvolvimento de materiais leves, a melhoria da relação entre força e peso, a miniaturização do motor e o

avanco das técnicas para sistemas de controle, têm sido os fatores que viabilizaram o projeto de quadricópteros [2].

O quadricóptero pertence a uma classe de veículos aéreos não tripulados com asas rotativas. O sistema é semelhante a um helicóptero tradicional, porém com quatro conjuntos rotor/hélice, como ilustrado na Figura 1.

Figura 1: Estrutura de um VANT, do tipo quadricóptero.



Diversos estudos foram publicados na área de controle de veículos aéreos não tripulados, sobretudo utilizando aviões e helicópteros, contudo o quadricóptero tem ganhado destaque por apresentar grandes vantagens como, por exemplo, realizar decolagens e pousos verticais, bem como pairar em uma determinada altitude. Além disso, não é necessário fazer o controle dos ângulos das hélices, como em helicópteros tradicionais.

O sistema de controle para tais veículos não é considerado trivial. Os VANT's são não lineares, possuem um comportamento variante no tempo, e são constantemente afetados por distúrbios aerodinâmicos.

Neste contexto, este trabalho almeja desenvolver estratégias de controle de rolagem, arfagem e guinada, tanto para um modelo virtual quanto para um sistema real. Contudo, para o desenvolvimento da estratégia de controle faz-se necessário modelar o quadricóptero, o que será feito através das leis físicas que atuam no sistema.

### II. MODELAGEM DINÂMICA

O modelo dinâmico do sistema é obtido baseando-se nas hipóteses de que o veículo é um corpo rígido no espaço, e que segue as seguintes premissas:

- A estrutura é supostamente rígida e simétrica;

- O centro de massa do veículo coincide com a origem do sistema de coordenadas fixo ao corpo rígido;
- As hélices são supostamente rígidas;
- O empuxo e o arrasto são proporcionais ao quadrado da velocidade das hélices.

As coordenadas generalizadas de um corpo rígido no espaço tridimensional podem ser definidas conforme a Eq. (1):

$$q = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi] \quad (1)$$

onde:

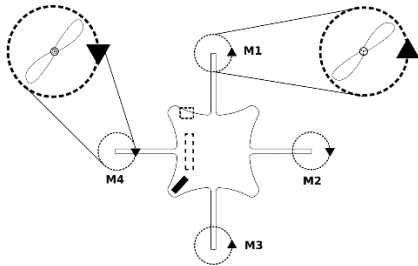
$\xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$  - Posição do centro de massa do quadricóptero em relação ao sistema inercial ( $I$ );

$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$  - Ângulos de Euler que descrevem a orientação do veículo aéreo no espaço tridimensional.

O funcionamento de um quadricóptero é possível em virtude da variação angular de quatro motores, de tal modo que cada motor produz uma força e um torque, que quando combinados entre si, geram uma força principal e três torques (rolagem, arfagem e guinada).

Os motores elétricos operam com sentido de rotação fixo, por conseguinte, a força gerada por cada motor é sempre positiva. Para evitar a utilização de um rotor de cauda, cada motor apresenta um sentido definido de giro: o motor dianteiro (M1) e o motor traseiro (M3) giram em sentido anti-horário, enquanto que os motores esquerdo (M2) e direito (M4) operam em sentido horário, conforme indicado na Figura 2.

Figura 2: Sentido de rotação das hélices do quadricóptero.



Além disso, deve-se ressaltar que o quadricóptero é um sistema mecânico subatuado, ou seja, possui seis graus de liberdade, sendo três de coordenadas de posição no espaço tridimensional ( $x, y, z$ ) e três ângulos de orientação (rolagem, arfagem e guinada) e apenas quatro variáveis de controle (velocidade dos quatro rotores). Isto dificulta o controle de todos os graus de liberdade no mesmo instante de tempo. Dessa maneira, em sua modelagem é aconselhado desconsiderar ações secundárias como o efeito solo e o efeito *hub* [4].

Adotando o formalismo de Newton-Euler, a dinâmica de um corpo rígido, sujeito a forças externas aplicadas em seu centro de massa e definidas no sistema de coordenadas ligado ao corpo ( $B$ ), pode ser determinada através da seguinte relação:

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & J \end{bmatrix} \dot{x} \begin{bmatrix} \dot{v}_B \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times m v_B \\ \omega \times J \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_B \\ \tau_B \end{bmatrix} \quad (2)$$

onde:

$J$  -  $\in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  matriz de inércia;

$I$  -  $\in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  matriz identidade;

$v_B$  - Vetor de velocidade translacional (em  $B$ );

$\omega$  - Vetor de velocidade angular (em  $B$ );

$m$  - Massa total do quadricóptero;

$f_B$  - Forças aplicadas ao sistema;

$\tau_B$  - Torque aplicado ao sistema.

Devido à simetria do quadricóptero, a matriz de inércia é uma matriz diagonal, conforme a equação (3):

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Onde:

$I_{xx}$  - Momento de inércia sobre o eixo  $x$ ;

$I_{yy}$  - Momento de inércia sobre o eixo  $y$ ;

$I_{zz}$  - Momento de inércia sobre o eixo  $z$ ;

Tendo em vista as suposições apresentadas no início da seção, podemos considerar que a dinâmica do veículo aéreo é desacoplada, ou seja, existe um subsistema translacional e outro subsistema rotacional.

A obtenção do modelo matemático baseado no formalismo de Newton-Euler foi apresentada em [5]. A Eq. (4) apresenta a dinâmica referente ao subsistema translacional:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\theta) U_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\sin\psi \sin\theta \cos\phi) U_1 \\ \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} (\cos\theta \cos\phi) U_1 \end{cases} \quad (4)$$

As equações dinâmicas referentes ao subsistema rotacional podem ser definidas conforme a Eq. (5). É importante observar que os ângulos de rolagem, arfagem e guinada devem ter valores pequenos para não ocorrer à desestabilização do veículo aéreo.

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{J_r \dot{\theta} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_{xx}} + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\psi} \dot{\phi} + \frac{bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{J_r \dot{\phi} (-\Omega_1 - \Omega_3 + \Omega_2 + \Omega_4)}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\phi} + \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\theta} \dot{\phi} + \frac{d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)}{I_{zz}} \end{cases} \quad (5)$$

Sendo:

$U_1$  - Empuxo total gerado pela soma de forças dos quatro motores e a força gravitacional;

$b$  - Coeficiente de empuxo;

$d$  - Coeficiente de arrasto dos rotores;

$l$  - Distância dos motores até o centro de rotação;

$\Omega_i$  - Velocidade angular de cada motor ao redor de seu eixo;

$J_r$  - Momento de inércia do rotor ao redor do seu eixo de rotação.

### III. CONTROLADOR

Para o controle do quadricóptero foi utilizado um algoritmo PID do tipo paralelo, cuja expressão está representada na Equação (6):

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (6)$$

onde:

$u(t)$  - Sinal de controle;

$e(t)$  - Sinal de erro entre referência (*setpoint*) e a saída do sistema;

$K_p$  - Ganho proporcional;

$K_i$  - Ganho integral;

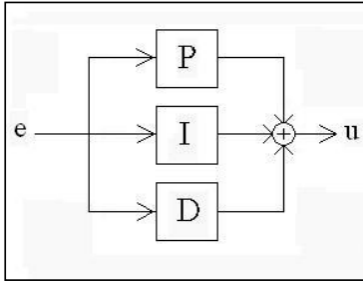
$K_d$  - Ganho derivativo.

Sua escolha deve-se ao fato das seguintes características:

- Estratégia de controle de fácil implementação;
- Por ser uma estratégia simples, o sistema de controle PID é de baixo custo;
- Capacidade de fornecer comportamentos transitórios satisfatórios;
- Possibilidade de eliminar erros em regime permanente.

Como mostrado na Equação (6), o controlador PID é composto de três parcelas independentes: uma proporcional ao erro, outra relacionada à integral do erro e a última parcela que é associada à derivada do erro. Tal estrutura de controle pode ser demonstrada pelo diagrama de blocos apresentado na Figura 3.

Figura 3: Estrutura em blocos de um controlador PID paralelo.



#### A. Ação proporcional

O termo proporcional  $u_p(t)$  do controlador PID pode ser expresso pela seguinte equação:

$$u_p(t) = K_p e(t) \quad (7)$$

A ação proporcional consiste em corrigir o erro existente entre o *setpoint* e a saída do processo. Uma característica importante desta ação de controle é a existência de um erro residual permanente quando o sistema não possui integrador no caminho direto.

Deve-se ressaltar também que o valor do ganho proporcional atua diretamente na velocidade de resposta do sistema.

#### B. Ação Integral

O termo integral age proporcionalmente à integral do erro do sistema, e é expresso pela seguinte equação:

$$u_i(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (8)$$

Tal parcela tem como objetivo remover o *offset* deixado pela ação proporcional. Todavia, esta ação não consegue eliminar o pico do erro (*overshoot*) uma vez que o mesmo ocorre antes que ele comece a atuar. Deve-se atentar à magnitude do ganho  $K_i$ , uma vez que, quanto mais alto, mais o sistema tenderá a apresentar um comportamento oscilatório além de um sobrepasso elevado [6].

#### C. Ação derivativa

A parcela derivativa  $u_d$  está relacionada intuitivamente à derivada do erro do sistema, sendo definida pela equação (8). Ela atua diretamente no regime transitório do sistema em malha fechada.

$$u_d = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (9)$$

A ação antecipatória do termo derivativo tende a aumentar a estabilidade e tornar a resposta transitória do sistema mais rápida e menos oscilatória em malha fechada. O termo derivativo não exerce influência sobre o erro de regime permanente, uma vez que o mesmo é constante.

### IV. CRAZYFLIE

O *Crazyflie 2.0*, fabricado pela *Bitcraze*, é um quadricóptero do tipo *nano*. Sendo assim, ele é um candidato ideal para aplicações que exigem voos próximos de humanos e/ou realização de manobras rápidas.

O tamanho reduzido do quadricóptero acaba se tornando um desafio na área de pesquisa. Sua baixa inércia requer controladores que possam reagir com baixa latência. Além disso, sua capacidade de carga é reduzida, limitando a utilização de sensores adicionais.

Por outro lado, a grande vantagem do *Crazyflie* é que todos os *softwares* produzidos pela *Bitcraze* são de código aberto. Isso permite ao usuário um controle completo sobre o *firmware* da aeronave, do rádio e das bibliotecas disponíveis para estações base (computador).

#### A. Hardware

Este quadricóptero é equipado com quatro motores DC escovados, com tensão nominal de 3,7 V. Ele mede 92 mm de hélice a hélice, o seu peso é de aproximadamente 27 gramas, e a sua capacidade de carga é limitada em 19 g. Alimentado por uma bateria de 240 mAh LiPo, o *Crazyflie* apresenta uma autonomia de voo de até 7 minutos. Este quadricóptero opera através de dois microcontroladores, sendo um principal e o outro auxiliar.

O microcontrolador principal é um ARM de 32 bits, STM32F405 (Cortex-M4, 168MHz, 192kb SRAM, flash de 1Mb). Já o microcontrolador auxiliar é um ARM nRF51822 (Cortex-M0, 32Mhz), que é usado principalmente para o

gerenciamento de energia do veículo e para a comunicação via rádio.

A sua unidade de medição inercial (IMU - *Inercial Measurement Unit*) é composta por um giroscópio, um acelerômetro e um magnetômetro, nos três eixos (MPU-9250). Além disso, o quadricóptero conta com um sensor de pressão (barômetro - LPS25H) para a estimação da altitude da aeronave. Mais informações sobre o *hardware* podem ser encontradas em [7].

### B. Parâmetros do Crazyflie

Os parâmetros físicos relativos ao *Crazyflie* foram obtidos através de ensaios experimentais em laboratório, além de análises via *software* SolidWorks®. Na Tabela I são apresentados os parâmetros mecânicos empregados na plataforma de simulação.

Tabela I - Relação de Parâmetros do Crazyflie 2.0.

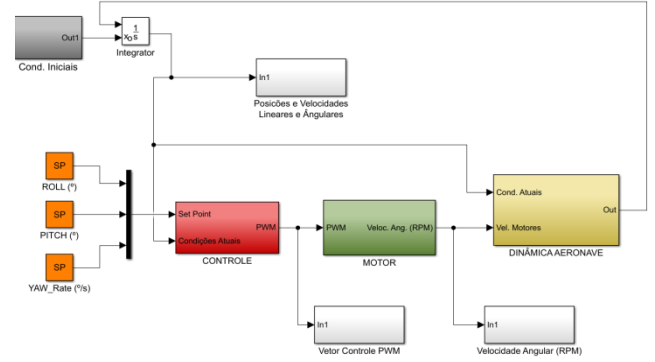
Descrição dos Parâmetros	Unidade	Valor
Massa do quadricóptero (m)	kg	0,0282
Distância entre o centro de massa e os rotores ( <i>l</i> )	m	0,0461
Momento de inércia ao redor do eixo x ( $I_{xx}$ )	kgm <sup>2</sup>	$1,4730 \times 10^{-5}$
Momento de inércia ao redor do eixo y ( $I_{yy}$ )	kgm <sup>2</sup>	$1,4797 \times 10^{-5}$
Momento de inércia ao redor do eixo z ( $I_{zz}$ )	kgm <sup>2</sup>	$2,8476 \times 10^{-5}$
Coefficiente de arrasto dos rotores (d)	kgm <sup>2</sup> /rpm <sup>2</sup>	$2,6245 \times 10^{-10}$
Coefficiente de empuxo dos rotores (b)	kgm/rpm <sup>2</sup>	$1,8511 \times 10^{-12}$
Momento de inércia do rotor ( $J_r$ )	kgm <sup>2</sup>	$2,974 \times 10^{-8}$
Velocidade de rotação máxima dos rotores ( $\Omega_{max}$ )	rpm	25000
Constante de tempo do rotor ( $\tau$ )	s	0,0703

## V. IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO VIRTUAL

A priori, os ensaios com o quadricóptero foram realizados via *software* Matlab®. Na representação dinâmica da aeronave foi adotado o modelo matemático apresentado na seção II e os parâmetros mecânicos indicados na Tabela I. Dessa forma foi implementado via Simulink® o seguinte projeto (vide Figura 4).

As condições iniciais foram setadas em zero, ou seja, a princípio o quadricóptero se encontra sobre uma superfície plana ( $roll = 0$ ,  $pitch = 0$ ,  $yaw = 0$ ) e com velocidades angulares nulas.

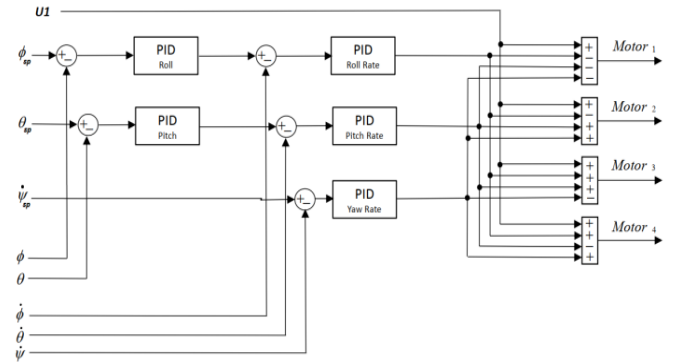
Figura 4: Sistema implementado via Simulink®.



O usuário pode definir o *setpoint* de posição/velocidade na qual o quadricóptero deverá permanecer. Tais valores serão recebidos pelo bloco de controle, onde é feita a compensação. O sinal de saída do controlador é uma informação PWM (*Pulse Width Modulation*) a ser enviada aos motores. Este sinal é então convertido em velocidade angular e aplicado nas equações dinâmicas da aeronave. Os demais blocos do simulador representam gráficos para a leitura do sinal.

A Figura 5 apresenta a estrutura do projeto de controle desenvolvido. Em relação aos ângulos de rolagem e arfagem, é realizado um controle em cascata do valor angular, bem como de sua taxa de variação. Em relação a guinada, é realizado apenas o controle da velocidade angular, devido às razões a serem apresentadas na próxima seção.

Figura 2: Representação esquemática do controle de orientação.



Para a sintonia do controlador foi aplicado o método da sensibilidade limite, proposto por Ziegler e Nichols, seguido de um ajuste fino nos parâmetros. Sendo assim, foram definidos os ganhos apresentados na Tabela II.

Tabela II - Valores de ganho proporcional, integral e derivativo de cada controlador.

Controle	Kp	Ki	Kd
Roll	6	3	0
Pitch	6	3	0
Roll Rate	250	500	2,5
Pitch Rate	250	500	2,5
Yaw Rate	120	16,7	0

## VI. RESULTADOS

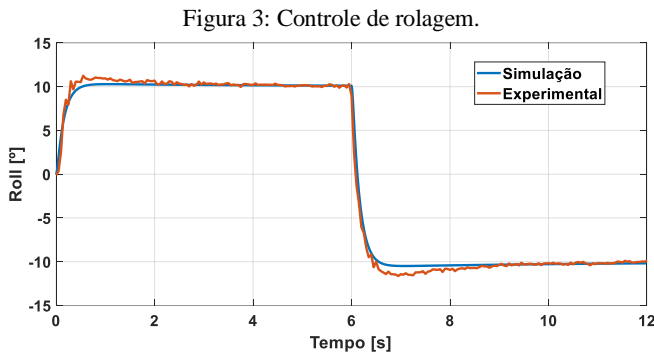
A análise dos resultados ocorreu através da comparação entre os ensaios experimentais e as simulações em ambiente computacional.

O programa de comunicação com o sistema experimental foi desenvolvido em linguagem *Python*. Este programa é responsável por verificar as comunicações de rádio disponíveis no ambiente, conectar-se ao Crazyflie, enviar o *setpoint* para os controladores PID e armazenar as informações advindas do sistema de sensoramento.

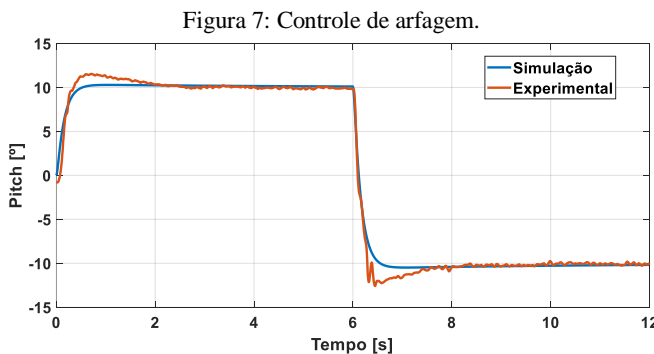
Para os resultados apresentados a seguir, a taxa de amostragem foi setada em 10 ms e o tempo de execução do ensaio foi configurado como 12 segundos.

É importante destacar que as informações referentes às posições angulares foram obtidas através de um estimador de estados, denominado como filtro complementar. Já os dados referentes às taxas angulares são determinados através de giroscópios e acelerômetros, após um processo de filtragem passa-baixa.

A Figura 6 apresenta os resultados para o ensaio de rolagem (*roll*). No tempo de 0 a 6 s, o *setpoint* foi definido como 10°, em seguida, a referência foi fixada em -10°. A curva em azul apresenta os dados referentes à simulação computacional, e a curva em vermelho refere-se ao sistema experimental.



Na sequência, os testes de arfagem (*pitch*) do quadricóptero foram desenvolvidos de modo análogo ao ensaio de rolagem. A Figura 7 apresenta as respostas do processo.

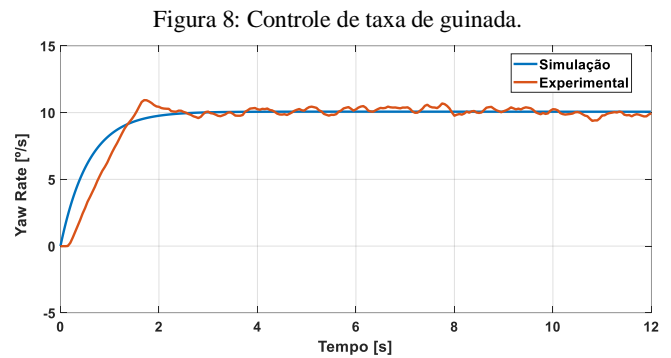


Através dos resultados apresentados, podemos observar um comportamento estável, e que os controladores foram capazes de eliminar o erro em estado estacionário, tanto na simulação, quanto no veículo aéreo real.

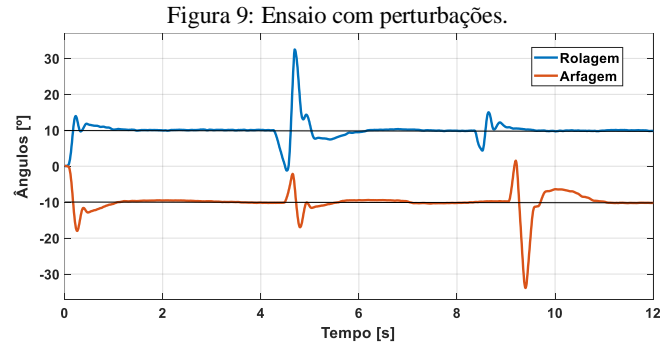
O sistema experimental apresentou um pequeno sobressinal (*overshoot*), e reações rápidas, ou seja, o processo apresenta uma baixa constante de tempo.

Conforme apresentado anteriormente na Figura 5, é importante destacar que em relação à guinada, o sistema de controle atua sobre a taxa de variação angular, e não em relação ao valor absoluto do ângulo. Isto se deve à limitação do sistema embarcado em calcular o valor do ângulo de guinada com precisão. As medições do ângulo de guinada provêm do giroscópio, que de modo geral, tendem a sofrer desvios em estado permanente.

Sendo assim, a Figura 8 apresenta as respostas do controle de taxa de guinada, considerando um *setpoint* de 10°/s.



A Figura 9 exibe o comportamento do controle de rolagem e arfagem, quando são consideradas perturbações no sistema experimental.



É possível verificar que o controlador consegue atingir erro nulo em regime permanente para referências constantes, mas também para perturbações não sustentadas.

Outro ponto a ser destacado é que se observa uma boa correspondência entre o veículo real e o modelo empregado na simulação. Ou seja, a representação matemática consegue captar com qualidade a dinâmica da aeronave.

## VII. CONCLUSÕES

Este artigo apresentou o projeto de um controlador PID de atitude do *Crazyflie 2.0*. A modelagem matemática da aeronave foi a base dos ensaios computacionais. Um programa em *Python* possibilitou a comunicação com o veículo real, além de garantir o armazenamento de informações do sistema de sensoramento. Através dos

resultados apresentados, podemos concluir que o controlador PID foi eficaz, e encontra-se bem sintonizado.

Como trabalhos futuros, pretende-se desenvolver o controlador de altitude da aeronave, bem como avaliar a utilização de uma técnica de controle ótimo.

### AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao Laboratório de Automação, Sistemas Eletrônicos e Controle - LASEC, pela colaboração neste trabalho. Agradecemos ainda aos órgãos de fomento CAPES e CNPq pelo apoio financeiro.

### REFERÊNCIAS

- [1] H. XIU, T. XU, A. H. JONES, G. WEI AND L. REN, "A reconfigurable quadcopter with foldable rotor arms and a deployable carrier," 2017 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO), Macau, 2017, pp. 1412-1417.
- [2] BITTAR A.; FIGUEREIDO H. V.; GUIMARAES, P. A.; MENDES, A. C.; *Guidance Software-In-the-Loop simulation using X-Plane and Simulink for UAVs, Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* 2014 International Conference on, pp. 993-1002, 2014.
- [3] HUGGINS, R. A. *Advanced Batteries : Materials Science Aspects*, SpringerLink : Springer e-Books, Springer. URL : <http://books.google.com.br/books?id=atEOtixRHvcC>
- [4] BOUABDALLAH, S. *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*. 2007. 129 f. Tese (Doutorado). École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Lausanne 2007.
- [5] LIMA, G. V. *Modelagem Dinâmica e Controle para Navegação de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadricóptero*. 2015. 119 f. Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2015.
- [6] NICULA, M. T. *Estudo, Análise e Simulação das Técnicas de Sintonia de Controladores PID mais Empregadas Atualmente em Plantas Industriais*. 2010. 120 f. Trabalho de Conclusão de Curso - Programa de Graduação em Engenharia Mecatrônica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2010.
- [7] Crazyflie, *BitCraze Wiki*, acesso em: <https://wiki.bitcraze.io/index>. Data de acesso: 20/06/18.