

Controle de Atitude de um Quadrrrotor

Luis Otávio Guedes Lobo e Silva, Antonio Eduardo Carrilho da Cunha
Instituto Militar de Engenharia, Praça General Tibúrcio, 80, 22290-270,
Praia Vermelha, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
*carrilho@ime.eb

RESUMO: Este artigo apresenta uma proposta de controle de atitude de um quadrrrotor compreendendo as orientações e velocidades angulares, e de altura, empregando-se os sensores embarcados disponíveis. O artefato foi modelado em função dos ângulos de Euler. O modelo foi linearizado e desacoplado em quatro modos para facilitar o projeto de controle. Um controlador LQR com ação integral foi projetado em cada modo para otimizar a resposta dinâmica. Primeiramente, o controlador foi validado por simulações contra um modelo não linear, incluindo teste para o desacoplamento dos modos de controle. Em seguida, por ensaios experimentais com um quadrrrotor de pequeno porte e de código aberto, o Crazyflie da empresa Bitcraze. Os ensaios demonstraram um desempenho satisfatório do controlador. Não foi possível, entretanto, registrar um voo com o quadrrrotor parado em uma posição 3D no espaço, pois para este controle é necessária a realimentação da posição, que para ser obtida com precisão necessita de sensores não disponíveis na plataforma, como ultrassom ou câmeras.

PALAVRAS-CHAVE: Controle de Atitude, Quadrrrotor, Desacoplamento.

ABSTRACT: This paper presents a proposal of attitude control of a quadrotor comprising the orientations and angular velocities, and the height, employing the available embedded sensors. The artifact was modelled in function of Euler angles. The model was linearized and decoupled in four modes to facilitate the control design. An LQR controller with integral action was designed for each mode to optimize the dynamics responses. First, the controller was validated for a nonlinear model by simulations, including tests for decoupling control modes, and then by experimental essays with a small-size open-source quadrotor, the Crazyflie from Bitcraze. The essays demonstrated a satisfactory performance of the controller. On the other hand, it was not possible to register a flight with the quadrotor on a fix pose, due to the lack of sensors, like ultrasound or camera, which can provide the feedback of the quadrotor positions precisely.

KEYWORDS: Attitude Control, Quadrotor, Decoupling.

1. INTRODUÇÃO

Nos últimos anos, o uso de sistemas aéreos remotamente pilotados (SARP) cresceu consideravelmente, tanto para fins civis como militares. Isso ocorre porque esses artefatos são capazes de executar tarefas em ambientes perigosos e/ou inacessíveis sem por em risco o piloto humano [1]. Por isso, são muito úteis em diversas operações, como por exemplo: controle agrícola; segurança urbana e vigilância de fronteiras; transporte de suprimentos e materiais de guerra para tropas localizadas em ambientes de difícil acesso; simulações de guerra; detecção, monitoramento e controle de incêndios florestais e desmatamentos; operações de busca e resgate na ocorrência de catástrofes ambientais; monitoramento de ecossistemas e meteorologia; exploração de petróleo e gás natural; e gravações de imagens e vídeos.

Entretanto, é preocupante o elevado número de acidentes causados pelos SARPs. Por exemplo, entre os anos de 2003 a 2013, SARPs militares estadunidenses foram envolvidos em mais de 400 acidentes durante as suas operações [2]. Em 2012, um SARP da Força Aérea Brasileira (FAB), o Hermes 450, foi completamente destruído após uma decolagem porque um dos motores parou de funcionar [3]. Em 2014, um SARP quase colidiu com um AirBus 320 no aeroporto de Heathrow, na Inglaterra [4]. Dentre as causas dos acidentes, podemos citar a necessidade de produzir rapidamente um novo artefato com baixo custo, vinculada à realização de poucos testes e com a supressão de sensores e de subsistemas de segurança. Então, consideramos que a investigação da tecnologia de SARP e as técnicas de controle são uma tarefa relevante para assegurar a confiabilidade de tais sistemas.

Uma das tarefas de controle mais fundamentais ao considerar um sistema de um SARP é o controle de atitude. Essencialmente, é uma malha de controle que regula a orientação e a velocidade angular do sistema a fim de torná-lo mais está-

vel. O controle de atitude é fundamental para o piloto remoto e para o voo autônomo.

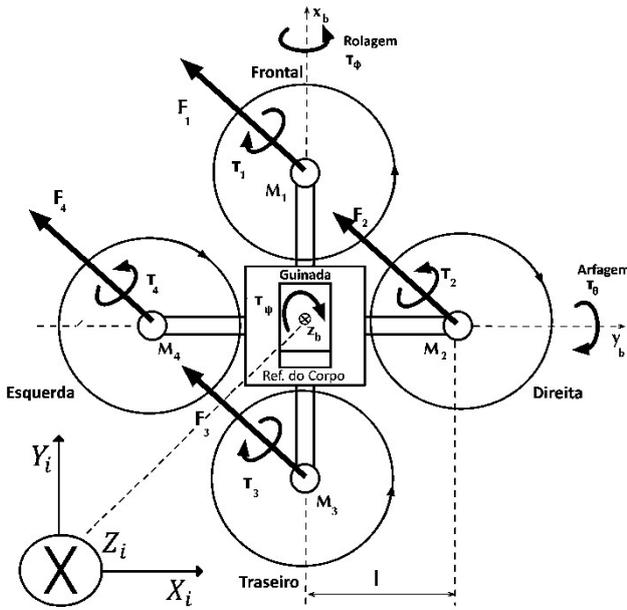
Trabalha-se com quadrrrotores por alguns motivos. Primeiro, há bastante SARPs acessíveis baseados em quadrrrotores. Segundo, a atuação de controle é relativamente simples, baseada nas velocidades dos seus rotores. Terceiro, comparando as outras aeronaves, os quadrrrotores podem realizar manobras interessantes, como movimentos verticais, além de poderem permanecer parados no ar. Entretanto, a tarefa de controle é ainda um desafio para os engenheiros de controle. Quadrrrotores são sistemas não lineares com acoplamentos de vários modos de controle, além de que há aspectos da aerodinâmica complexos de serem modelados, como o arrasto das hélices [6], e que, de fato, interferem no efeito final da lei de controle projetada. Neste trabalho, utilizaremos o Crazyflie, um micro quadrrrotor de código aberto toda companhia Bitcraze [7].

É possível encontrar muitos trabalhos que lidam com controle de atitude de quadrrrotor como em [5],[6],[8]-[18].

O modelo neste artigo é baseado em [5], [6] e [8]. Entretanto, foi obtido um desempenho de controle relativamente satisfatório ao ignorar a resistência do ar e o arrasto do rotor proposto em [9], [10] e [11], as incertezas em [12] e os quatérnions em [1] e [13].

Este trabalho está dividido em nove seções, além desta introdução. A seção 2 apresenta a modelagem do sistema não linear do quadrrrotor. A seção 3 apresenta os sensores disponíveis no quadrrrotor. A seção 4 descreve a linearização do sistema. A seção 5 apresenta o projeto do controlador. A seção 6 apresenta os resultados da simulação do controlador incluindo uma análise de desacoplamento. A seção 7 apresenta os testes de rastreamento de referência do controlador implementado no Crazyflie. A seção 8 apresenta os resultados de um teste de voo. A última seção traz as conclusões.

2. MODELAGEM MATEMÁTICA



Referencial Inercial

Fig1: Visão do topo do Crazyflie.

A figura 1 mostra o modelo esquemático do quadrrorotor na configuração cruz “+”. Há quatro rotores R_i , $i = 1 \dots 4$. O rotor frontal R_1 e o rotor traseiro R_3 , giram no sentido anti-horário. O rotor da direita R_2 e o rotor da esquerda R_4 , no sentido horário. A figura 1 também mostra os sistemas de coordenadas do referencial do corpo (x_b, y_b, z_b) e inercial (x_i, y_i, z_i) cuja referência é o solo.

Os motores geram uma força de empuxo F_i e um torque τ_i de acordo com o sentido da rotação conforme indicado na figura 1. Quando o quadrrorotor está parado no ar, a força de empuxo cancela a força da gravidade e os torques τ_1 e τ_3 cancelam os torques τ_2 e τ_4 . Conforme em [5], consideramos que o empuxo F_i e o torque τ_i são relacionados aos ciclos úteis do PWM dos atuadores $\delta_i \in [0, 1]$, em que $F_i = k_f \delta_i$ e $\tau_i = k_t \delta_i$, sendo k_f a constante do empuxo e k_t a constante do torque. A ação total das forças e torques sobre o quadrrorotor são definidas por:

$$\begin{aligned} F &= F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ \tau_\phi &= l(F_4 - F_2) \\ \tau_\theta &= l(F_1 - F_3) \\ \tau_\psi &= \tau_1 + \tau_3 - \tau_2 - \tau_4 \end{aligned} \quad (1)$$

Em que l é a distância do rotor ao centro de massa do quadrrorotor, F é a força total dos rotores, τ_ϕ é o torque de rolagem, τ_θ é o torque de arfagem e τ_ψ é o torque de guinada.

O seguinte conjunto de equações não lineares que descrevem a dinâmica do quadrrorotor podem ser obtidas aplicando os métodos de Newton-Euler ou Lagrange [5] e [6].

$$\begin{aligned} p\dot{n} &= u(\cos(\theta)\cos(\psi)) + v(\sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) - \cos(\phi)\sin(\psi)) - w(\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\phi)\cos(\psi)\sin(\phi)) \\ p\dot{e} &= u(\cos(\theta)\sin(\psi)) + v(\sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) + \cos(\phi)\cos(\theta)) - w(\cos(\phi)\sin(\psi)\sin(\theta) - \cos(\psi)\sin(\phi)) \\ \dot{h} &= -u\sin(\theta) + v\cos(\theta)\sin(\phi) - w\cos(\phi)\cos(\theta) \\ \dot{u} &= rv - qw - g\sin(\theta) \\ \dot{v} &= pw - ru + g\cos(\theta)\sin(\phi) \\ \dot{w} &= qu - pv - F/m + g\cos(\phi)\cos(\theta) \\ \dot{\phi} &= p + r\cos(\phi)\tan(\theta) + q\sin(\phi)\tan(\theta) \\ \dot{\theta} &= q\cos(\phi) - r\sin(\phi) \\ \dot{\psi} &= r\cos(\phi)/\cos(\theta) + q\sin(\phi)/\cos(\theta) \\ \dot{p} &= \sigma\phi\tau\phi' + qr(Jy - Jz)/Jx \\ \dot{q} &= \sigma\theta\tau\theta' + pr(Jx - Jz)/Jy \\ \dot{r} &= \sigma\psi\tau\psi' + pr(Jx - Jy)/Jz \end{aligned} \quad (2)$$

As variáveis de estado são as seguintes: As posições inerciais $\vec{P} = [P_n, P_e, h]^T$, em metros, estão relacionadas ao referencial inercial, em que P_n é a posição norte, P_e a posição leste e h é a altura. As velocidades lineares $\vec{V} = [u, v, w]^T$, em metros por segundo, estão relacionadas ao referencial do corpo, em que u a velocidade longitudinal, v é a velocidade lateral e w é a velocidade vertical. A orientação angular $\vec{\omega} = [\phi, \theta, \psi]^T$, em radianos, representadas pelos ângulos de Euler, estão relacionadas a uma sequência de rotação do referencial inercial para obter o referencial do corpo, em que ϕ é o ângulo de rolagem, θ é o ângulo de arfagem e ψ é o ângulo de guinada. As taxas angulares $\vec{\Omega} = [p, q, r]^T$, em radianos por segundo, estão relacionadas ao referencial do corpo, em que p é a velocidade da rolagem, q é a velocidade da arfagem e r é a velocidade da guinada.

Os valores, símbolos e as unidades dos parâmetros são apresentadas na tabela 1. Neste trabalho, o modelo do quadrrorotor é baseado no CrazyFlie, da empresa Bitcraze [7]. Os parâmetros do CrazyFlie versão 1 foram levantados experimentalmente em [13], e são apresentadas na tabela 1.

3. FUSÃO SENSORIAL

O Crazyflie possui quatro sensores eletro-mecânicos: giroscópio, acelerômetro, barômetro e magnetômetro [7].

O giroscópio mede as velocidades angulares em relação ao referencial do corpo, cuja leitura é em graus/segundo. O acelerômetro mede a diferença entre a aceleração do quadrrorotor e a aceleração da gravidade, cuja leitura é em G. O magnetômetro mede as coordenadas do campo magnético da Terra em relação ao referencial do corpo. O barômetro mede a pressão P e a temperatura T que permitem estimar a altura em relação ao nível do mar ao se empregar a equação hipsométrica [19].

Parâmetros	Símbolos	Valor	Unidade
Massa	M	$1,875 \times 10^{-2}$	Kg
Aceleração da gravidade	G	9,81	m/s^2
Distância do rotor ao centro de massa	l	$4,25 \times 10^{-2}$	m
Constante de empuxo	k_f	$8,62 \times 10^{-2}$	N/unidade
Constante de torque	k_t	$4,2823 \times 10^{-4}$	N.m/unidade
Momento de inércia x_b	Jx	$1,81 \times 10^{-5}$	$Kg \cdot m^2$
Momento de inércia y_b	Jy	$1,82 \times 10^{-5}$	$Kg \cdot m^2$
Momento de inércia z_b	Jz	$1,92 \times 10^{-5}$	$Kg \cdot m^2$

Conforme ilustrado na figura 2, a versão atual da rotina de fusão sensorial do firmware do Crazyflie [20], é possível obter as seguintes variáveis de estado: a altura h a partir do barômetro, p, q e r do girômetro, a orientação angular dada pelos ângulos de Euler ϕ, θ e ψ , ambos do acelerômetro e do girômetro.

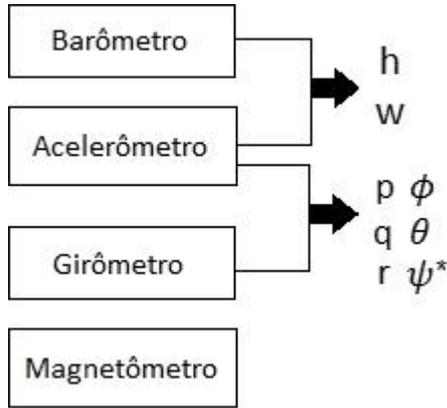


Fig 2: Fusão sensorial.

Ainda assim, a medida da altura h é imprecisa e ruidosa porque depende dos valores atuais da pressão e temperatura.

A medida do ângulo de guinada ψ está em relação a orientação angular em que se encontra o quadricóptero no momento em que é ligado. Isto acontece porque não estamos utilizando o magnetômetro neste trabalho.

Não há sensores de posição disponíveis no Crazyflie. Para obtê-los, é preciso utilizar sensores externos, câmera ou ultrassom.

4. LINEARIZAÇÃO

Para a proposta de controle, começamos por definir um vetor de estados $\bar{X} = [p_n, p_e, h, u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$ e um vetor de entrada $\bar{U} = [F', \tau'_\phi, \tau'_\theta, \tau'_\psi]^T$.

As equações não lineares podem ser linearizadas em torno de um ponto de equilíbrio (\bar{X}_0, \bar{U}_0) para pequenos sinais, com $\bar{X} = \bar{X}_0 + \bar{x}$ e $\bar{U} = \bar{U}_0 + \bar{u}$ em que \bar{x} e \bar{u} são os estados e a entrada linearizados respectivamente [21]. Inicialmente, definimos o ponto de equilíbrio correspondente a uma posição arbitrária no ar em que o quadricóptero encontra-se parado.

$$\begin{aligned} u_0 = v_0 = w_0 &= 0 \text{ [m/s]} \\ p_0 = q_0 = r_0 &= 0 \text{ [rad/s]} \end{aligned} \tag{3}$$

Aplicando as condições acima nas equações não lineares do sistema $\dot{\bar{X}} = f(\bar{X}, \bar{U})$, expressas pelo conjunto de equações (2), temos:

$$\begin{aligned} F'_0 &= mg/k_f \\ \tau'_{\phi 0} = \tau'_{\theta 0} = \tau'_{\psi 0} &= 0 \text{ [N.m]} \\ \phi_0 = \theta_0 &= 0 \text{ [rad]} \end{aligned} \tag{4}$$

Note que as derivadas são nulas independentemente dos valores de p_n, p_e, h e ψ . Então, o ponto de equilíbrio é:

$$\begin{aligned} \bar{X}_0 &= [p_{n0}, p_{e0}, h_0, 0, 0, 0, 0, \psi_0, 0, 0, 0]^T \\ \bar{U}_0 &= [mg/k_f, 0, 0, 0]^T \end{aligned} \tag{5}$$

Em que $(p_{n0}, p_{e0}, h_0) \in \mathbb{R}^3$, em metros, e $\psi_0 \in \mathbb{R}$. Arbitramos $\psi_0 = 0$ rad. Seguimos um procedimento em [12] para definir os parâmetros concentrados:

$$\begin{aligned} \sigma_\phi &\triangleq lk_f/J_x & \sigma_\psi &\triangleq k_t/J_z \\ \sigma_\theta &\triangleq lk_f/J_y & \sigma_h &\triangleq lk_f/m \end{aligned} \tag{6}$$

E as forças generalizadas:

$$\begin{aligned} F' &\triangleq F/k_f & \tau'_\theta &\triangleq \tau_\theta/lk_f \\ \tau'_\phi &\triangleq \tau_\phi/lk_f & \tau'_\psi &\triangleq \tau_\psi/k_t \end{aligned} \tag{7}$$

O procedimento adotado é vantajoso pois concentra as incertezas paramétricas do modelo em um único parâmetro, permitindo analisar futuramente a robustez do nosso sistema de controle. Além disso, as forças generalizadas agora são definidas em unidades compatíveis com os ciclos úteis do PWM.

Combinando os conjuntos de equações (1) e (7), temos:

$$\begin{aligned} F' &= \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4 & \tau'_\theta &= \delta_1 - \delta_3 \\ \tau'_\psi &= \delta_1 + \delta_3 - \delta_2 - \delta_4 & \tau'_\phi &= \delta_2 - \delta_4 \end{aligned} \tag{8}$$

Aplicando o método de linearização em torno do ponto de equilíbrio, como indicado em [18], resultam as seguintes equações lineares:

$$\begin{aligned} \dot{p}_n &= u & \dot{u} &= -g\theta & \dot{\phi} &= p & \dot{p} &= \sigma_\phi \tau'_\phi \\ \dot{p}_e &= v & \dot{v} &= g\phi & \dot{\theta} &= q & \dot{q} &= \sigma_\theta \tau'_\theta \\ \dot{h} &= -w & \dot{w} &= -\sigma_h F' & \dot{\psi} &= r & \dot{r} &= \sigma_\psi \tau'_\psi \end{aligned} \tag{9}$$

O modelo linearizado é composto por equações diferenciais de primeira ordem. O desacoplamento das variáveis é explorado no projeto de controle segundo os quatro modos indicados na figura 3.

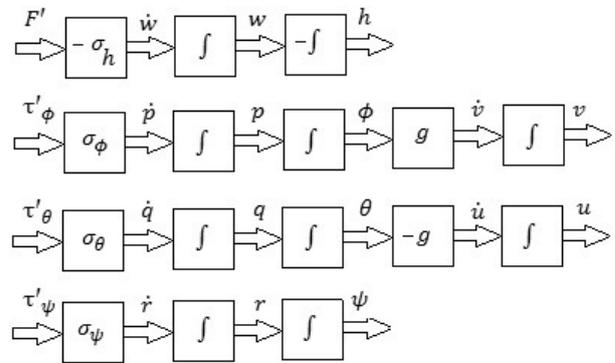


Fig 3: Diagrama de blocos do modelo linear.

O modo da altura conecta a força de empuxo F' com a velocidade vertical w e a altura h . O modo lateral conecta o torque de rolagem τ'_ϕ com a velocidade angular p , o ângulo de rolagem ϕ e a velocidade lateral v . O modo longitudinal-conecta o torque de arfagem τ'_θ com a velocidade angular q , o ângulo de arfagem θ e a velocidade longitudinal u . Finalmente, o modo da guinada conecta o torque de guinada τ'_ψ com a velocidade angular r e o ângulo de guinada ψ . A tabela 2 mostra os valores dos parâmetros para o Crazyflie conforme levantados em [13].

5. PROJETO DO CONTROLADOR

5.1 Introdução

Consideramos os seguintes modos para a malha de con-

trole: O modo Pitch regula a velocidade e o ângulo de arfagem, o modo Roll regula a velocidade e o ângulo de rolagem, e o modo Yaw regula a velocidade e o ângulo de guinada. Esses três modos utilizam os dados dos sensores. Finalmente, o modo Height regula a altura e a velocidade vertical.

Tab 2: Parâmetros concentrados.

Parâmetros	Símbolos	Valor	Unidade
Rolagem	σ_ϕ	$2,0240 \times 10^2$	adimensional
Arfagem	σ_θ	$2,0129 \times 10^2$	adimensional
Guinada	σ_ψ	$2,23036 \times 10^2$	adimensional
Altura	σ_h	4,5973	adimensional

A figura 4 apresenta a arquitetura do sistema de controle responsável pela estabilização dos ângulos de Euler ϕ , θ , ψ e pela altura.

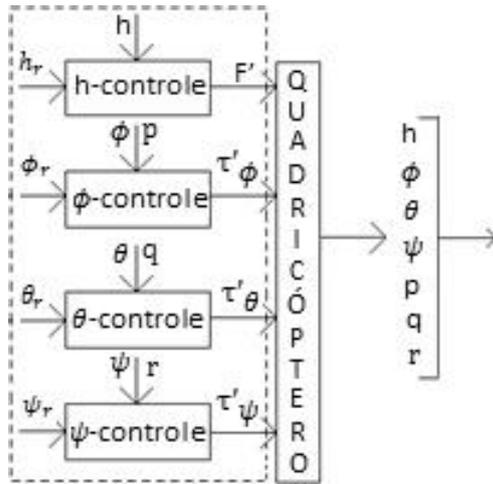


Fig 4: Modos desacoplados.

Como os modos estão desacoplados no modelo linear, é possível projetar a lei de controle para os quatro modos inicialmente desprezando seu acoplamento. Como será visto na seção 6, o acoplamento entre os modos influencia a ação dos controladores projetados. Por exemplo, os modos Roll e Pitch influenciam o modo Height porque as rotações do quadrróptero em torno do eixo x_b e y_b afetam diretamente a força de empuxo.

5.2 Projeto do Controlador

Neste artigo, descreveremos apenas a síntese do modo Pitch, uma vez que os modos Roll, Yaw e Height são análogos. De acordo com a equação (9), o modo Pitch corresponde a seguinte representação em espaço de estado:

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_\theta \end{bmatrix} \tau_\theta \quad (10)$$

A estrutura do controlador Pitch é definida na figura 5 que corresponde a uma realimentação completa de estados com rastreamento robusto por uma ação integral [18]. Esse controlador força o erro de estado estacionário a zero para uma entrada de referência ao degrau para o ângulo de arfagem θ . A referência θ_r é selecionada para determinar o ângulo de arfagem θ desejável.

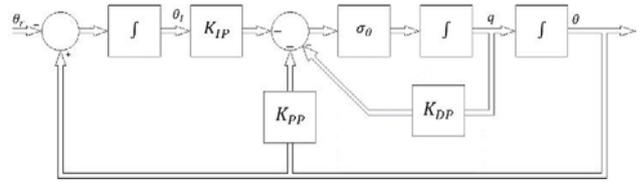


Fig 5: Diagrama de blocos do modo Pitch.

Para desenvolver o controle integral, as matrizes do sistema foram aumentadas em uma ordem com a adição do estado integral, como indicado em [21].

No esquema da figura 5, o estado integral é definido por:

$$\dot{\theta}_I = \theta - \theta_r \quad (11)$$

Então, a lei de controle resultante é:

$$\tau_\theta' = -K_{IP}\theta_I - K_{PP}\theta - K_{DP}q \quad (12)$$

Observe que a lei de controle consiste implicitamente num ganho proporcional K_{PP} , um ganho integral K_{IP} e um ganho derivativo K_{DP} .

O controlador foi sintetizado utilizando as técnicas do Regulador Linear Quadrático (LQR) [21]. As matrizes de ponderação do LQR foram ajustadas por tentativa e erro, inspecionando-se a resposta ao degrau unitário do sistema. A preocupação principal foi manter um tempo de resposta razoável frente às limitações dos atuadores. Especificamente, era importante a ação de controle τ_θ' dentro da faixa dos ciclos úteis do PWM δ_i . Na equação (8), podemos estimar que o torque de arfagem generalizado τ_θ' pode ser decodificado nos ciclos úteis dos rotores, fazendo $\delta_1 = F'_0 + \tau_\theta' e \delta_3 = F'_0 - \tau_\theta'$ e, em que utilizamos $F'_0 \triangleq mg/k_f$ como valor padrão para manter o quadrróptero parado no ar. Desse modo, verificamos que o torque de arfagem precisaria manter-se na faixa $[-0,5, 0,5]$ para que não fossem extrapolados os limites dos ciclos úteis dos PWM. Raciocínios análogos foram empregados para as limitações dos atuadores dos outros modos [18].

A partir disso, podemos verificar que a ação de controle do modo Pitch age como uma perturbação nos outros modos de controle. Os ganhos do controlador e os polos em malha fechada são mostrados na tabela 3.

Tabela 3: Polos e ganhos da malha de controle.

Modo	Polos	KI		
Roll	$-0,86638 \pm 0,50061i$ $-20,216$	0,1	0,17801	0,10844
Pitch	$-0,86638 \pm 0,50062i$ $-20,0104$	0,1	0,17804	0,10848
Yaw	$-0,88626 \pm 0,56825i$ $-2,0123$	0,1	0,20962	0,16970
Height	$-0,83460 \pm 0,66885i$ $-1,2709$	-0,31623	-0,71026	-0,63952

A figura 6 mostra a resposta do modelo linear em malha fechada do modo Pitch para as seguintes condições iniciais: $\theta_1 = 0$ e $\theta = 1$ [rad], e $q = 1$ [rad/s]. A resposta para os modos Roll, Yaw e Height é análogo.

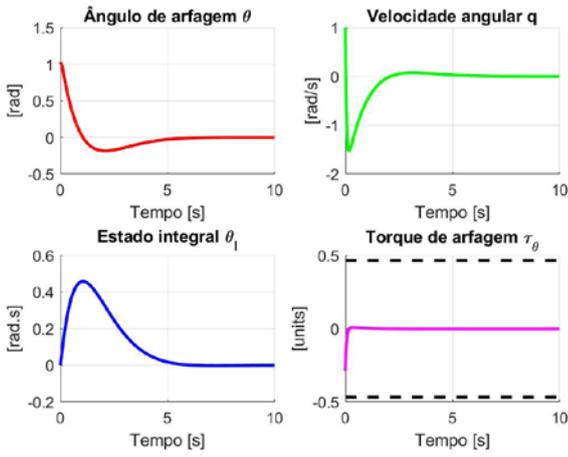


Fig 6: Análise da resposta linear do modo Pitch.

5.3 Simulações

A fim de analisar o comportamento dos controladores dos modos Roll, Pitch, Yaw e Heigh, foi realizada a simulação do modelo não linear em malha fechada.

Foram definidas as seguintes condições iniciais para a simulação: $p_n = p_e = h = 0$ [m], $u = v = w = 0$ [m/s], $\phi = \theta = \psi = 1$ [rad], $p = q = r = 0$ [rad/s]. Os sinais de referência: $h_r = 0$ [m], $\phi_r = \theta_r = \psi_r = 0$ [rad] e o tempo de simulação = 10 [s].

A resposta da simulação é apresentada nas figuras 7, 8, 9, 10, 11, 12 e 13.

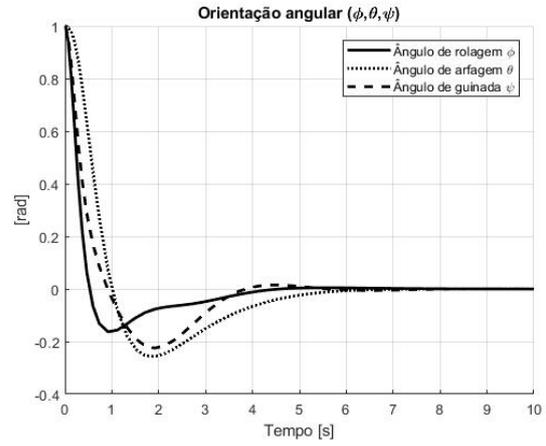


Fig 9: Orientação angular.

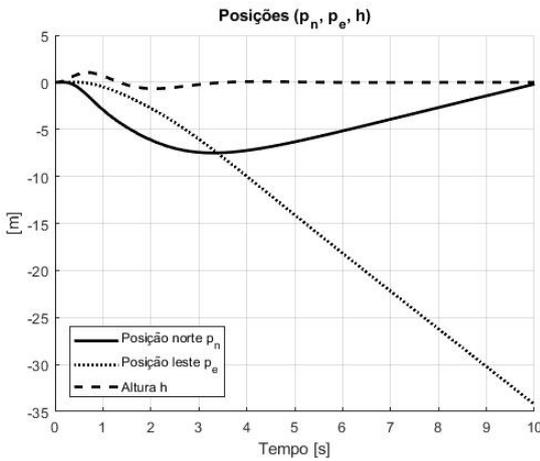


Fig 7: Posições.

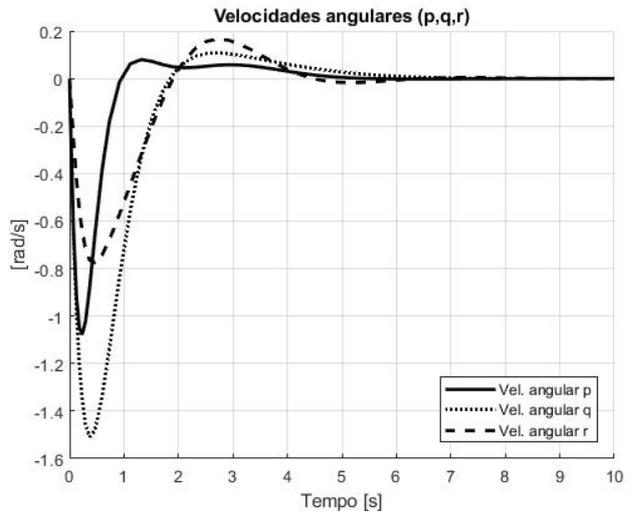


Fig 10: Velocidades angulares.

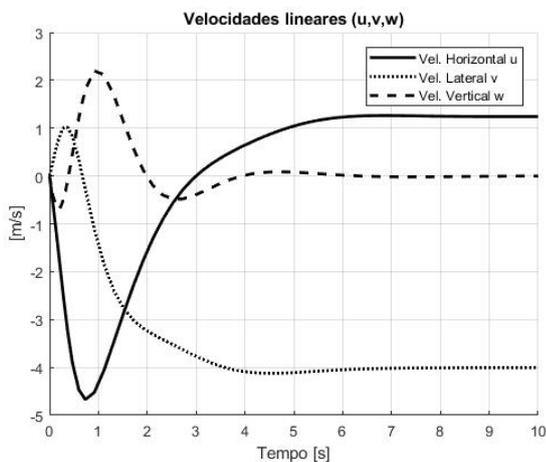


Fig 8: Velocidades lineares.

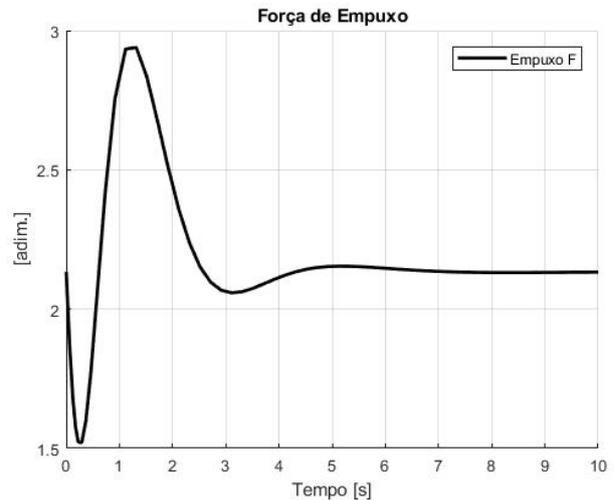


Fig 11: Força de empuxo.

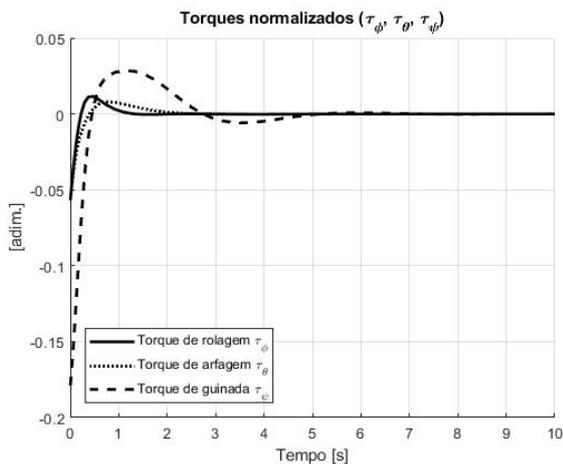


Fig 12: Torques

De acordo com as simulações, pode-se concluir que na figura 7, o quadricóptero não está parado no ar, mas se movimentando vagarosamente para o noroeste. Note que a posição p_n é crescente ao longo do tempo enquanto a posição p_e é decrescente. Conseqüentemente, as velocidades lineares u e v são diferentes de zero (figura 8). Ou seja, a malha não consegue estabilizar as velocidades lineares u e v . Em contrapartida, o rastreamento do controlador de altura está funcionando conforme o esperado. Os estados h e w permanecem em zero após 5 segundos, visto que a entrada de referência $h_r = 0 [m]$.

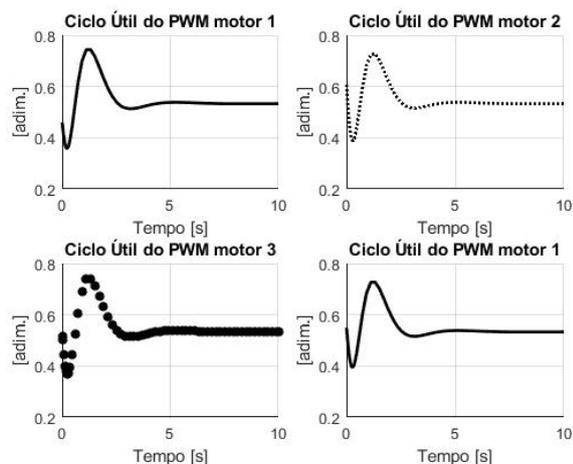


Fig 13: Relações entre força/torque x Ciclos úteis do PWM (malha interna).

Assim como o controlador de altura, as figuras 9 e 10 mostram que os controladores dos modos Roll, Pitch e Yaw também funcionam conforme o esperado. Note que o tempo de acomodação é 5 [s] para ϕ , θ , ψ , p , q e r .

O valor da força de empuxo é menor do que 2,9 N (figura 11) e os valores dos ciclos úteis do PWM estão entre [0,1] (figura 13), conforme o esperado.

6. ANÁLISE DE DESACOPLAMENTO

A fim de verificar a influência de um modo sobre os demais, foi realizada uma simulação que consiste em aplicar um sinal senoidal como referência em cada modo em malha fechada. Variamos a frequência angular do sinal em $\omega = 0,1, 1$ e 10 rad/s (mantendo amplitude constante de 1 pico) para cada entrada de referência separadamente, observando a influência em cada variável de estado, conforme mostra a tabela 4.

O símbolo X indica uma notória influência dos sinais de referência nas variáveis de estado.

Tab 4: Análise de desacoplamento da malha interna.

	h	u	v	w	ϕ	θ	ψ	p	q	r
h_r	X			X						
ϕ_r	X		X	X	X			X		
θ_r	X	X		X		X			X	
ψ_r		X	X				X			X

De acordo com a tabela 4, o modo Height não exerce influência perceptível nos demais modos.

Como já foi dito na seção 5.1, o modo Pitch influencia o modo Height (h e w) porque afeta a força de empuxo diretamente (figuras 14-16). Além disso, a posição p_n , a velocidade longitudinal, o ângulo de Euler θ e a velocidade angular q oscilam em consequência da oscilação da referência θ_r . O mesmo argumento é válido para o modo Roll.

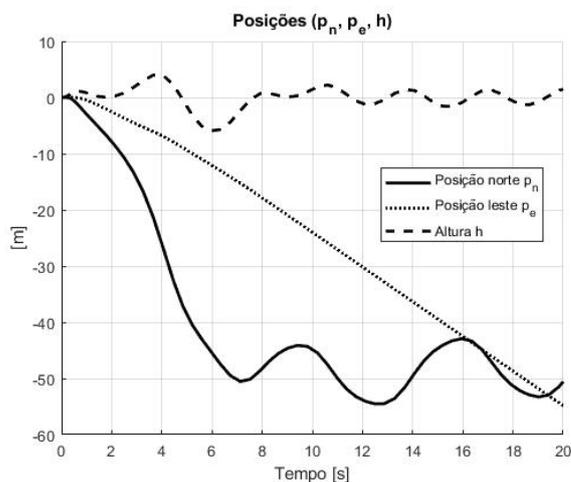


Fig 14: Influência do modo Pitch nas posições.

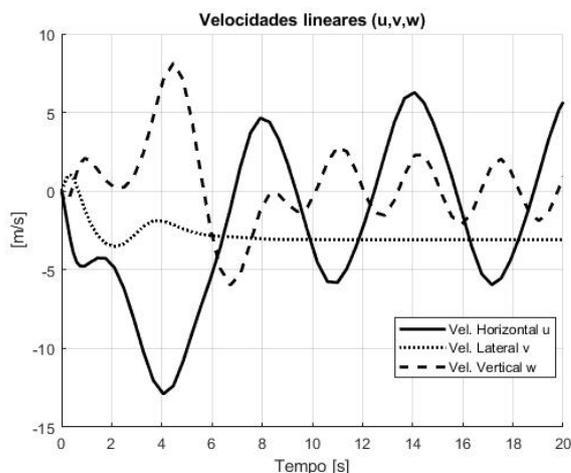


Fig 15: Influência do modo Pitch nas velocidades.

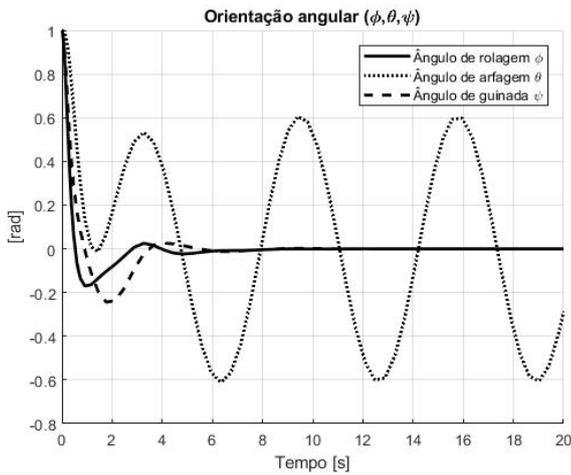


Fig 16: Influência do modo Pitch nos ângulos de Euler.

A influência do modo Yaw possui uma particularidade interessante. As velocidades lineares u e v são afetadas porque essas variáveis não são controladas (figura 17).

7. TESTES DE REFERÊNCIA

Testes de referência foram realizados para verificar o comportamento dos controladores dos modos Roll, Pitch e Yaw. Para isso, o quadricóptero foi amarrado em um suporte de tal maneira que o mesmo realizasse apenas um tipo de movimento. Por exemplo, as figuras 18 e 19 mostram o Crazyflie amarrado para realizar somente os respectivos movimentos de guinada e arfagem.

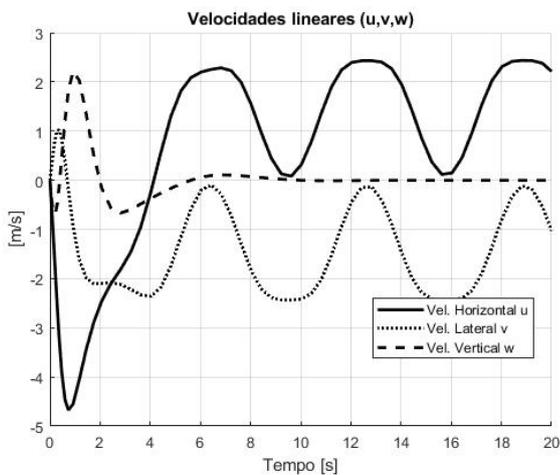


Fig 17: Influência do modo Yaw nas velocidades lineares.



Fig 19: Crazyflie amarrado para realizar somente o movimento de arfagem.

O objetivo é verificar se o sinal de saída θ rastreia o sinal de referência θ_r . Além disso, comparamos os resultados das simulações com os dados reais gravados. As figuras 20, 21 e 22 mostram os resultados dos modos Pitch, Roll e Yaw respectivamente.

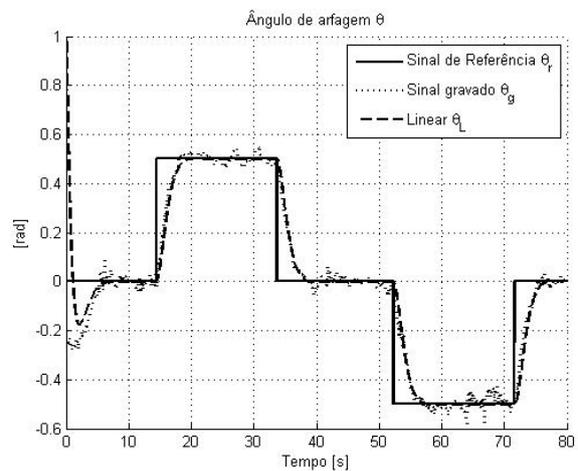


Fig 20: Teste de referência do modo Pitch.

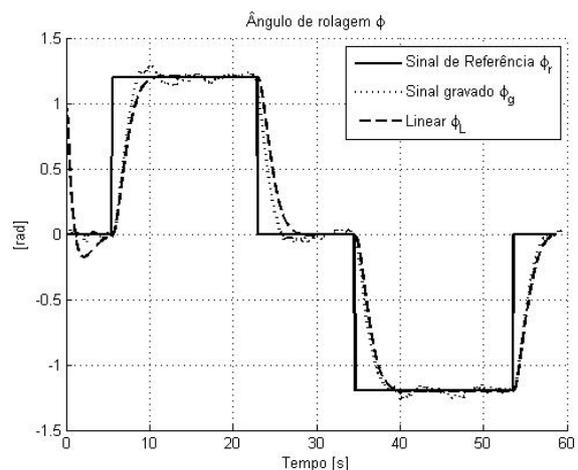


Fig 21: Teste de referência do modo Roll.



Fig 18: Crazyflie amarrado para realizar somente o movimento de guinada.

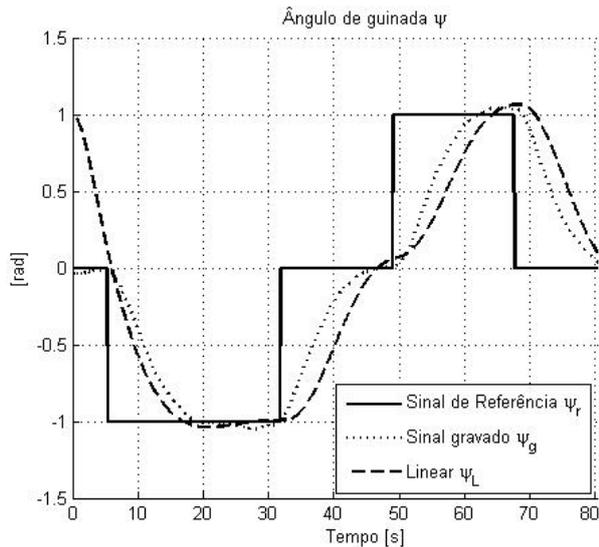


Fig 22: Teste de referência do modo Yaw.

Apesar da força do vento gerada pela rotação das hélices causar oscilações no quadricóptero, observe que os dados gravados nos modos Pitch, Roll e Yaw seguem o sinal de referência e apresentam um comportamento muito similar com o modelo simulado. Note, porém, que o rastreamento do modo Yaw precisa de mais tempo para se estabilizar do que os outros dois modos porque é afetado pela tensão elástica da corda.

8. TESTES DE VOO

O controlador de altitude desenvolvido na seção 5.2 foi implementado no Crazyflie para realizar ensaios de voo. A figura 23 ilustra o desempenho típico do controle de altura. No experimento da figura 23, o controle de altura foi ativado em 5 [s] e o quadricóptero voou até 24 [s].

O voo ilustrado na figura 23 foi realizado mantendo o sinal de referência da rolagem constante em 0 rad, enquanto os sinais de referência da arfagem e da guinada foram alterados manualmente através de um joystick dual shock 3.

O desempenho dos controladores projetados de forma desacoplada degradou muito em relação aos experimentos com isolamento de modos apresentados na seção 7. As referências dos ângulos eram fracamente acompanhadas apresentando muito ruído e perturbação. Um desempenho típico para o ângulo de rolagem é ilustrado na figura 23. O ângulo ϕ apresenta alguns valores acima de 0,05 rad, mas tenta rastrear a referência oscilando em torno da mesma.

Observa-se na figura 24 que a altura rastreia o sinal de referência, apesar de haver um erro entre 6 e 16 [s] no período de decolagem. Após 18 [s], a altura oscila em torno do sinal de referência.

A influência mútua no desempenho de cada modo desacoplado no outro pode ser considerada uma perturbação. Por exemplo, os modos de rolagem e arfagem influenciam o modo da altura pois afetam diretamente a força de empuxo. Além disso, o consumo da bateria durante o voo também prejudica o desempenho do sistema. Tais fatores afetaram o rastreamento das variáveis de controle.

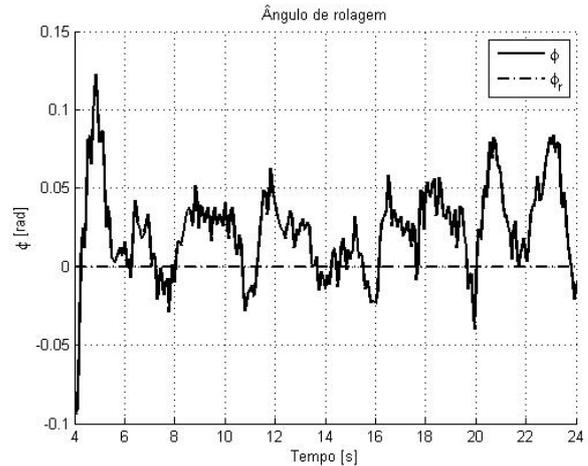


Fig 23: Teste de voo: ângulo de rolagem.

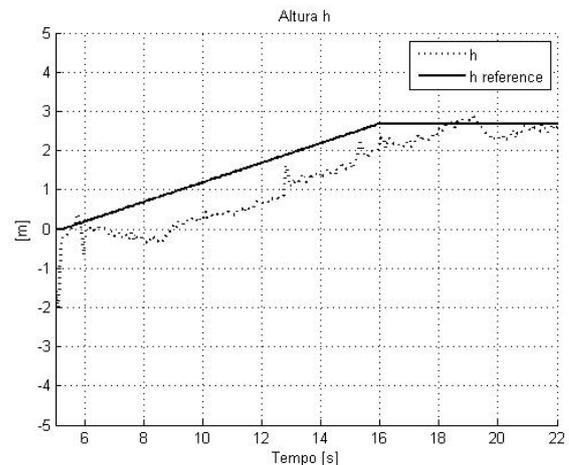


Fig 24: Teste de voo: altura.

9. CONCLUSÃO

Este artigo apresentou um controle de atitude usando modos desacoplados para realizar cada movimento do quadricóptero separadamente.

Para isto, foi realizada uma modelagem matemática do quadricóptero utilizando a representação dos ângulos de Euler para descrever a orientação da aeronave. Então, o modelo foi linearizado e projetado em uma malha de controle composta por quatro modos desacoplados, responsável pela estabilização da orientação angular e da altura.

Um controlador LQR com ação integral foi projetado para cada modo desacoplado para otimizar a resposta dinâmica do sistema.

O controlador foi incapaz de estabilizar o quadricóptero parado no ar. Para resolver este problema, uma malha externa pode ser implementada para melhorar a regulação das velocidades longitudinal e lateral, conforme sugerido em [18]. Entretanto, o emprego apenas dos sensores onboard para estimação das velocidades angulares, conforme indicado em [6,9,10] é muito propenso a erros acumulados por integração. O uso de sensores externos, como câmeras, sonares, sistemas de posicionamento global (GPS) ou sistemas de posicionamento local (LPS) permitem obter informações da posição em tempo real. Estas ferramentas possibilitam um melhor controle das posições horizontais.

Como perspectivas de trabalho futuro, encontram-se o uso de câmeras ou de LPS para controle da posição do quadricóptero. Outras investigações do mesmo grupo empregam

técnicas de verificação formal de sistemas dinâmicos híbridos para aprimoramento do controle de atitude, conforme [20].

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Tayebi, A.; McGilvray, S.; "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft", IEEE Transactions on Control System Magazine, May 2006.
- [2] Whitlock, C.; "When drones fall from the sky", Washington Post, 2014. URL http://www.washingtonpost.com/sf/investigative/2014/06/20/when-drones-fall-from-the-sky/?utm_term=.9a0ff86bd54c.
- [3] Valduga, F.; "Nota oficial da FAB sobre incidente com VANT Hermes 450 da Base Aérea de Santa Maria", outubro de 2012. URL <http://www.cavok.com.br/blog/fab-perde-em-acidente-um-SARP-hermes-450-da-base-aerea-de-santa-maria/>.
- [4] Pigott, R.; "Heathrow plane in near miss with drone", British Broadcasting Corporation, 2014. URL <http://www.bbc.com/news/uk-30369701>.
- [5] Beard, R. W.; "Quadrotor Dynamics and Control", Brigham Young University, October 2008.
- [6] Mahony, R., Kumar, V., and Corke, P., "Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation and Control of Quadrotor," IEEE Robotics Automation Magazine, Vol. 19, No. 3, Sept 2012, pp. 20–32.
- [7] Bitcraze. Disponível em: <<https://www.bitcraze.io>>. Acesso em: 17/11/2017.
- [8] Lebedev, A.; "Design and Implementation of a 6DOF Control System for an Autonomous Quadcopter" Master's Thesis, Universität Würzburg, September 2013.
- [9] Hanna, W.; "Modelling and Control of an Unmanned Aerial Vehicle", Master's thesis, Charles Darwin University, May 2014.
- [10] Leishman, R. C.; Jr., J. C. M.; Beard, R. W.; McLain, T. W.; "Quadrotors and Accelerometers – State Estimation with an Improved Dynamic Model", IEEE Control Systems Magazine, February 2014.
- [11] Martin, P.; Salaüm, E. "The true Role of Acceleration Feedback in Quadrotor Control", IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2010.
- [12] Basri, M. A. M.; Husain, A. R.; Danapalasingam, K. A.; "Intelligent Adaptive Backstepping Control for MIMO Uncertain Nonlinear Quadrotor Helicopter System", Transactions of the Institute of Measurement and Control, October 2014.
- [13] Borges, L. M.; Magalhães, G. D. M.; Santos, E. G. D. "Controle de Atitude de um Quadrirrotor.", Master's Thesis, Instituto Militar de Engenharia, October 2015.
- [14] Mueller, M. W.; D'Andrea, R.; "Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two or three propellers", IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2014.
- [15] Raffo, G. V.; Ortega, M.G.; Rubio, F.R.; "Na integral predictive/nonlinear control structure for a quadrotoro helicopter", URL www.elsevier.com/locate/automatica, November 2009.
- [16] Bouabdallah, S.; "Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying", Master's thesis, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, February 2007.
- [17] Costa, E. B.; "Algoritmos e Controle Aplicados à Estabilização do Voo de um Quadrotor", Master's thesis, Helsinki University of Technology, May 2008.
- [18] Lobo e Silva, L. O. G.; "Attitude Control of a Quadrotor". Master's Thesis. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro. 2016.
- [19] SPECIALTIES, M.; "MS5611-01BA03 Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap, 2012." URL: <www.meas-spec.com>. Acesso em: 17/11/2017.
- [20] Bitcraze. Disponível em: <<https://github.com/bitcraze/crazyflie-firmware>>. Acesso em: 17/11/2017.
- [21] Franklin, G. F.; Powell, J. D.; Emami-Naenini, A.; "Sistemas de Controle para Engenharia", Bookman, 2013.
- [22] Carrilho da Cunha, A. E.; Benchmark: "Quadrotor Attitude Control." In: Arch14-15. 1st and 2nd International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid Systems, 2015, Seattle. ARCH14-15. 1st and 2nd International Workshop on Applied Verification for Continuous and Hybrid Systems, 2015. v. 34. p. 57-72.