

## DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE CONTROLE EMBARCADO PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO PARA FOTOGRAMETRIA

Reurison Silva Rodrigues, reurison@gmail.com<sup>1</sup>

André Murilo, andremurilo@unb.br<sup>2</sup>

Walter de Britto Vidal Filho, wbritto@unb.br<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal de Pernambuco, Av. Prof. Moraes Rego, 1235 - Cidade Universitária

<sup>2</sup>Universidade de Brasília, Faculdade Gama, Asa Norte s/n

<sup>3</sup>Universidade de Brasília, Faculdade de Tecnologia, Asa Norte s/n

**Resumo:** O objetivo deste trabalho consiste no desenvolvimento de um sistema de controle embarcado para aplicação em um veículo aéreo não tripulado (VANT) tipo VTOL (Vertical Take-Off and Landing) para voo horizontal. Os VANTs são sistemas robóticos com muitas aplicações, como monitoramento, vigilância e inspeção. Os passos envolvidos neste projeto consistem na modelagem matemática do veículo aéreo, o desenvolvimento de um sistema de controle para o posicionamento do avião no que diz respeito ao estágio de voo horizontal e o desenvolvimento de uma plataforma de testes experimentais. Primeiramente, o modelo do sistema foi obtido a partir de um conjunto de equações dinâmicas do VANT. Em seguida, uma plataforma de testes foi criada para que fossem realizados vários testes com os controladores desenvolvidos neste trabalho, utilizando o Arduino para embarcar o controlador e fazer a aquisição de dados. O software MATLAB é utilizado para reproduzir a resposta aerodinâmica dos controladores através do Simulink. Depois da montagem, um controlador digital foi implementado no Arduino. Testes foram feitos sobre a plataforma para que a estratégia de controle escolhida fosse validada. Um protótipo do veículo aéreo foi construído para testar a estratégia de controle e a simulação da dinâmica da aeronave. Os resultados obtidos com as simulações na plataforma de teste dos controladores desenvolvidos estavam de acordo com as equações desenvolvidas para o projeto.

**Palavras-chave:** VANT, microcontrolador, sistemas de controle

### 1. INTRODUÇÃO

Veículos aéreos não tripulados (VANTs) são aeronaves que não necessitam de um piloto para serem controladas. Inicialmente concebidas para propósitos militares, os VANTs são hoje utilizados em várias outras aplicações, tais como vigilância, aerofotogrametria, monitoramento de tráfego, vigilância, inspeção de linha de transmissão e reconhecimento, aumentando consideravelmente seu potencial de uso. Além disso, o VANT pode ser utilizado como uma plataforma de pesquisa para o desenvolvimento de sistemas de controle de voo, que pode ser desenvolvido a partir de diferentes plataformas, como helicópteros e outros veículos aéreos (Araújo, 2007). A Figura 1 ilustra um exemplo de VANT.



Figura 1: Exemplo de aplicação de um VANT utilizado pela Força Aérea Brasileira (Hermes, 2013).

A principal característica destes veículos aéreos é a presença de um piloto automático, o que é responsável por manter a aeronave estabilizada na presença de perturbações externas e o conduzindo através de uma rota escolhida. Outro ponto importante do uso dos VANTs está relacionado ao seu custo de implementação, especialmente quando comparado a aeronaves convencionais. Além disso, estas aeronaves podem ser utilizadas em missões que, normalmente, seriam im-

possíveis ou arriscadas para serem realizadas por um ser humano (Neris, 2003). O VANT segue o mesmo princípio de funcionamento de aeronaves convencionais, são geralmente de tamanho pequeno e contém todos os elementos de uma aeronave de grande porte, tais como motores e dispositivos de controle (Neris, 2003). Vários projetos de VANTs têm sido desenvolvidos no Brasil desde 1987. O primeiro foi o projeto Acauã desenvolvido pelo Centro de Tecnologia Aeronáutica (CTA) (D'Oliveira, 2006), seguido por várias pesquisas acadêmicas, como o projeto Aurora, desenvolvido pelo CENPRA em 1997 (Elfes *et al.*, 1998), o projeto ARARA, desenvolvido pela USP em 2000 (Neris, 2003), o projeto Carcarah desenvolvido pela UNB em 2004, utilizando helimodelos, o projeto SKYeyes desenvolvido na UNB em 2008, empregando uma aeronave do tipo VTOL (Araújo *et al.*, 2008) e projetos de pequenos VANTs para monitoramento apresentados por Rangel *et al.* (2011).

No entanto, uma das principais questões relacionadas aos VANTs diz respeito ao projeto de um controle de sistema embarcado digital para aeronaves. Em Araújo (2007), foi proposto um controle PID para tracking control. Por outro lado, o autor analisou o problema apenas no domínio contínuo do tempo e não lidou com a implementação e digitalização do controlador, que são pontos cruciais para o projeto de controladores. Neste trabalho, um controlador PID digital é proposto para o VANT. O controlador resultante é capaz de seguir as especificações de voo, mantendo e alterando a orientação do voo horizontal da aeronave proposta por Araújo (2007). Além disso, a estratégia de controle foi implementada numa plataforma utilizando um microcontrolador a fim de validar a estratégia de controle utilizada. Este artigo está organizado da seguinte maneira. Na seção 2 o modelo do VANT é apresentado. Então, a estratégia de controle PID é desenvolvida na seção 3, bem como o projeto do controlador digital. Na seção 4 são mostrados os resultados obtidos na bancada experimental de testes. Finalmente, a conclusão e discussão para trabalhos posteriores são discutidos na seção 5.

## 2. MODELO DO SISTEMA

Antes de desenvolver a estratégia de controle para o VANT, é necessário entender como a aeronave funciona, o que significa apresentar o modelo do VANT. O controle de voo é baseado em três importantes manobras: Arfagem, rolagem e guinada como mostrado na Fig. 2.

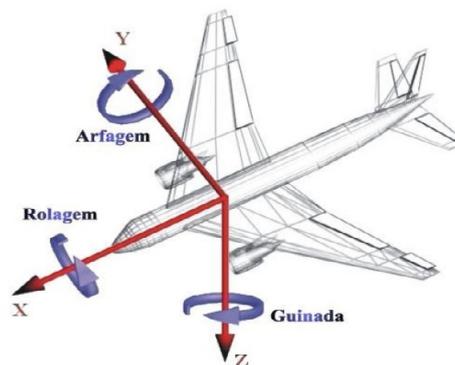


Figura 2: Vista esquemática das manobras da aeronave (Araújo, 2007).

O movimento de arfagem é executado em torno do eixo lateral e é gerado pelas superfícies de comando colocadas na extremidade posterior da aeronave. Este movimento consiste em levantar ou abaixar o nariz da aeronave. O movimento de rolagem é executado em torno do eixo longitudinal. A inclinação lateral é gerada pelas superfícies de comando colocadas nas extremidades das asas direita e esquerda, denominadas ailerons. O movimento de guinada é executado em torno do eixo vertical e é produzido pela superfície de comando localizada na extremidade posterior da aeronave. Este movimento consiste em girar o nariz da aeronave para direita ou esquerda. É importante notar que a orientação da aeronave com respeito ao movimento de guinada deve ser feito através da ação combinada dos controladores de rolagem e arfagem. Segundo (Araújo, 2007), as equações dinâmicas para cada manobra são definidas pelas seguintes relações:

Arfagem:

$$C_y(s) = \frac{k_y}{s^2} \quad (1)$$

Rolagem:

$$C_x(s) = \frac{k_x}{s^2} \quad (2)$$

Guinada:

$$C_z(s) = \frac{k_z}{s} \quad (3)$$

Onde  $k_y$ ,  $k_x$  e  $k_z$  são constantes aerodinâmicas da aeronave obtidas por Araújo (2007). Estas constantes são definidas pelas seguintes equações:

$$k_x = C_{M_x} \cdot A_{ref} \cdot b \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot I_x} \quad (4)$$

$$k_y = C_{M_y} \cdot A_{ref} \cdot c \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot I_y} \quad (5)$$

$$k_z = C_{M_z} \cdot A_{ref} \cdot b \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot I_z} \quad (6)$$

Onde  $C_{M_x}$ ,  $C_{M_y}$  e  $C_{M_z}$  são constantes aerodinâmicas de momento definidas por Uy-Loi (1997), e experimentalmente calculadas por Araújo (2007). Estas constantes são adimensionais. O parâmetro  $c$  é a corda média aerodinâmica, definida como a distância entre o bordo de ataque e bordo de fuga da asa,  $b$  é a envergadura que é definida a distância de uma asa a outra, como verificado na Fig. 3. Os valores  $I_x$ ,  $I_y$  e  $I_z$  são os momentos de inércias relacionados aos eixos x, y e z respectivamente,  $\rho$  é a densidade do ar e  $V$  a velocidade máxima desenvolvida pela aeronave.

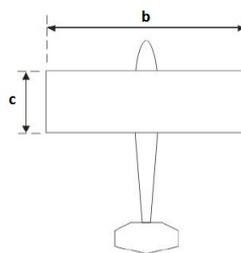


Figura 3: Visão esquemática mostrando a corda média aerodinâmica (c) e a envergadura (b).

Os parâmetros das Eqs. (4), (5) e (6) foram obtidos experimentalmente por Araújo (2007) e os valores são mostrados na Tab. 1.

Tabela 1: Constantes aerodinâmicas da aeronave.

Parâmetros	Valores
$C_{M_x}$	-0.26
$C_{M_y}$	-0.48
$C_{M_z}$	-0.12
$A_{ref}(m^2)$	0.162
$c(m)$	0.18
$b(m)$	0.9
$I_x(kg.m^2)$	0.008
$I_y(kg.m^2)$	0.25
$I_z(kg.m^2)$	0.28
$\rho(\frac{kg}{m^3})$	1,2
$V(\frac{m}{s})$	35

Substituindo os valores da Tab. 1 nas Eqs. (4), (5) e (6), obtêm-se os seguintes valores  $k_x = -316.6$ ,  $k_y = -41.15$  e  $k_z = -45.93$ .

### 3. PROJETO DE CONTROLADORES

Nesta seção, a estratégia de controle desenvolvida para o VANT é apresentada. Primeiro o projeto do controlador em tempo contínuo é mostrado. Então procedemos com a discretização do controlador contínuo utilizando o método de TUSTIN.

#### 3.1 Controlador Contínuo

O controlador PID é um dos mais importantes algoritmos de controle utilizados no projeto de controladores. Muitas malhas de realimentação são controladas por este algoritmo ou pequenas variações dele. Ele é implementado em diferentes formatos, como controlador stand-alone ou como parte de um pacote DDC (Controle Digital Direto) ou um processo de controle hierárquico distribuído. Muitos engenheiros de instrumentação e controle estão usando estes controladores em seu trabalho diário (Astrom and Hagglund, 1995). O princípio básico de ação do controle PID é agir sobre a variável controlada por uma combinação apropriada de três ações de controle: A ação de controle proporcional, integral e derivativa

(Ogata, 2011). Este tipo de controle é largamente utilizado em processos de controle industriais, sua popularidade é atribuída a seu bom desempenho numa gama ampla de aplicações e, em parte, a sua simplicidade funcional que permite aos engenheiros operá-los de uma forma mais simples. A estrutura do controlador PID adotado para cada manobra é a forma paralela que é representada por:

$$PID(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \cdot s \quad (7)$$

Onde  $K_p$  é o ganho proporcional,  $K_i$  é o ganho integral e  $K_d$  é o ganho derivativo. O objetivo é encontrar um conjunto de ganhos que permitam alcançar as especificações de voo para a aeronave proposta. Neste trabalho, as especificações para cada manobra foram escolhidas de acordo com Araújo (2007) e são mostradas na Tab. 2.

Tabela 2: Especificações do VANT

	Tempo de Pico(s)	Overshoot(%)	Tempo de Assentamento(s)
Arfagem	$\geq 2.2$	$\approx 10$	$\approx 10$
Rolagem	$\approx 1$	$\approx 10$	$\approx 4$
Guinada	–	–	$\approx 9$

Os parâmetros  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$  foram calculados pelo método de tentativa e erro, utilizando o MATLAB para executar os cálculos e obter os valores de desempenho para cada conjunto de ganhos testado. Os ganhos encontrados que mais se aproximaram das especificações propostas são mostrados na Tab. 3.

Tabela 3: Constantes PID

Arfagem $G_y(s)$		Rolagem $G_x(s)$	
$K_p$	-0.09	$K_p$	-0.58
$K_i$	-0.0037	$K_i$	-0.50
$K_d$	-0.065	$K_d$	-0.08

Como resultado, os controladores para cada uma das manobras são obtidos de acordo com Eq. (7).

$$G_y(s) = \frac{-0.065s^2 - 0.09s - 0.0037}{s} \quad (8)$$

$$G_x(s) = \frac{-0.08s^2 - 0.58s - 0.50}{s} \quad (9)$$

Para obtermos o controlador para a manobra de guinada é importante observar que na malha de guinada, o controlador que está agindo sobre este movimento é o controlador PID de rolagem com um controlador proporcional. O ganho proporcional para controle de guinada pode ser modulado como um ganho  $C_z$ . Este valor é calculado experimentalmente, através do método de tentativa e erro. A Fig. 4 ilustra a malha de controle de guinada. A dependência do movimento de guinada ao movimento de rolagem é devido ao fato de que a atuação combinada destes controladores é responsável por executar manobras de curva da aeronave, o que é uma manobra combinada, isto é, a aeronave se movimenta em mais de um eixo. O movimento de guinada por si só não é capaz de executar a curva de uma aeronave e por esta razão deve trabalhar conjuntamente com o controlador de rolagem (Araújo, 2007).

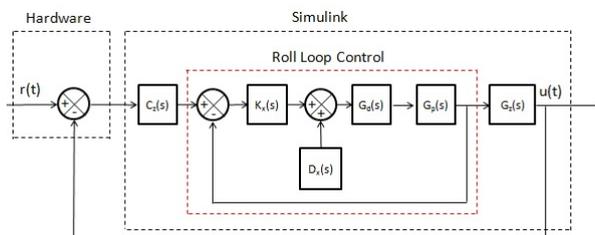


Figura 4: Malha de controle de Guinada

Na Figura 4 na malha de controle de rolagem (dentro da linha tracejada vermelha) o controlador PID utilizado na malha de controle de guinada é  $G_d(s)$  em outras palavras o controlador de rolagem  $G_x(s)$  com as especificações dadas na Tab. 3. O controlador proporcional é  $C_z$  que está do lado externo da malha de controle de rolagem. Todas as especificações para o controlador de guinada são dadas na Tab. 4.

Tabela 4: **PID e P Constantes - Guinada.**

$K_p$	-0.58
$K_i$	-0.50
$K_d$	-0.08
$C_z$	-0.14

#### 4. CONTROLADOR DISCRETO

Nesta seção, é proposta a digitalização do controlador, utilizando o método de Tustin e apresentando as malhas de controle PID digitais. O método de Tustin utiliza a seguinte substituição:

$$S = \frac{2}{T_s} \frac{z - 1}{z + 1} \tag{10}$$

Onde  $T_s$  é o período de amostragem. O valor escolhido experimentalmente  $T_s = 10^{-3} s$  é utilizado na discretização de todos os controladores. Este método é amplamente utilizado e produz resultados satisfatórios. A transformação de Tustin tem a propriedade de transformar uma função de transferência contínua estável em uma função discreta também estável (Soares, 1996). As malhas de controle digitais foram testadas utilizando como entrada um sinal  $r(t)$  que é um valor lido através de um potenciômetro conectado a um hardware externo e a malha de controle digital com o modelo contínuo para cada manobra foram testados no Simulink. O próximo passo consiste em projetar a malha de controle digital para cada manobra da aeronave.

##### 4.1 Malhas de Controle de Arfagem

A malha de controle de arfagem é apresentada na Fig. 5. Como mencionado anteriormente esta manobra é responsável pela rotação da aeronave no eixo y.

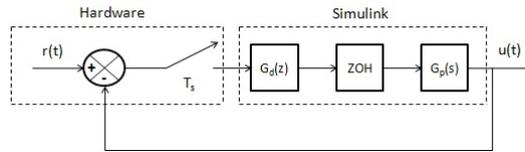


Figura 5: **Malha de Controle de Arfagem.**

Onde  $G_d(z)$  é o controlador PID discretizado para a manobra de arfagem e  $G_p(s)$  é o modelo contínuo de arfagem apresentado na seção anterior.

$$G_d(z) = \frac{-13.9z^2 + 26z - 12.91}{z^2 - 1} \tag{11}$$

##### 4.2 Malha de Controle de Rolagem

Esta manobra é responsável pela rotação da aeronave no eixo x. A malha de controle digital é apresentada na Fig. 6. Onde  $G_d(z)$  é o controlador PID discretizado para a manobra de rolagem.  $D_x(s)$  é um distúrbio externo constante e  $K_x(s)$  é uma constante. O distúrbio externo é definido por Araújo (2007):

$$D_x(s) = \frac{M_p}{I_x} \tag{12}$$

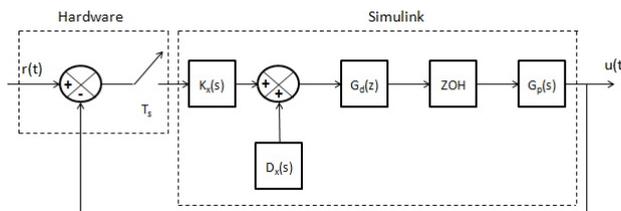


Figura 6: **Malha de Controle de Rolagem.**

Onde  $M_p = -0.12 N.m$  é o torque máximo gerado pelo motor e  $I_x = 0.088 kg.m^2$  é o momento de inércia em relação ao eixo x. Substituindo estes valores na Eq. (12) obtemos  $D_x(s) = 1.3636$ .

$$G_x(z) = \frac{-16.58z^2 + 32z - 15.42}{z^2 - 1} \tag{13}$$

$$K_x(s) = k_x \tag{14}$$

### 4.3 Malha de Controle de Guinada

Na Figura 7 é apresentada a malha de controle de guinada.

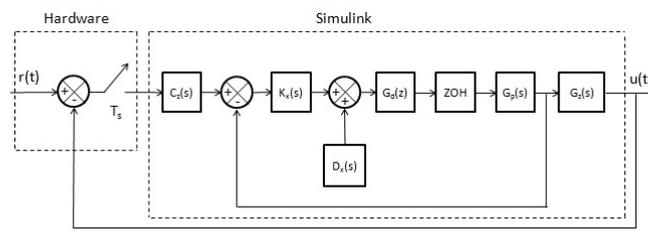


Figura 7: Malha de Controle de Guinada.

Onde  $G_z(s)$  é o modelo contínuo de guinada.

$$G_z(s) = \frac{k_z}{s} \tag{15}$$

Um importante aspecto, é o fato de que a malha de controle de rolagem deve ser significativamente mais rápida que a malha de controle de guinada (Araújo, 2007).

## 5. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Nesta seção a plataforma utilizada para simulação dos controladores é apresentada bem como os resultados experimentais para os controladores digitais de arfagem, rolagem e guinada.

### 5.1 Plataforma De Simulação

A plataforma de simulação foi construída utilizando-se o Arduino como hardware de aquisição de dados com o software MATLAB, que é responsável pela simulação dinâmica dos controladores através do ambiente do Simulink. O Arduino é uma plataforma Open Source baseada no controlador ATmega328, ideal para a criação de dispositivos que permitem sua interação com o ambiente. A placa consiste em um microcontrolador com componentes complementares que facilitam a programação e montagem de circuitos com base na linguagem C/C++. O Matlab é um software interativo produzido pela MathWorks voltado para computação numérica com vários recursos de programação focada em processamento numérico, além de programas com recursos gráficos. Uma ferramenta importante é o Simulink que é utilizado para modelagem, simulação e análise de sistemas dinâmicos. A programação é feita a partir de blocos com funções pré-definidas. O esquema do sistema de aquisição de dados é apresentado na Fig. 8.

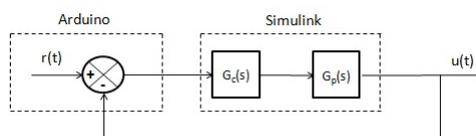


Figura 8: Plataforma Experimental Para Testes.

Onde  $r(t)$  é o sinal de entrada,  $G_p(s)$  é uma planta contínua genérica e  $G_c(s)$  é um controlador contínuo genérico. A aquisição é feita pelo Arduino onde valores analógicos são lidos de um potenciômetro conectado a placa. Este valor  $r(t)$  representa o sinal de entrada da malha de controle e sua função é simular entradas externas que estariam agindo sobre a aeronave durante o voo. O sinal de entrada é enviado para o Simulink que contém as malhas de controle para cada manobra (arfagem, rolagem e guinada). O Simulink é responsável por receber os sinais a serem aplicados a malha de controle. A comunicação entre o Arduino e o Simulink é feita utilizando-se um pacote fornecido pelo (Mathworks, 2013). Este pacote permite ao usuário fazer a comunicação entre o Simulink e o Arduino através de um cabo USB. O primeiro passo é adquirir o pacote fornecido pelo (Mathworks, 2013). Depois da instalação do pacote, uma biblioteca chamada ArduinoIO é criada no ambiente do Simulink, que fornece um conjunto de blocos com algumas funções que podem ser utilizadas com a placa Arduino. A segunda etapa consiste em fazer o upload de um programa para a placa Arduino, chamado adiosrv.pde que é fornecido com o pacote de instalação. Este programa lê os comandos que chegam via porta serial, executa comandos e, se necessário, retorna um resultado. Uma vez que todos os passos tenham sido executados, o usuário pode criar um modelo no Simulink e utilizar o Arduino como hardware externo.

## 5.2 Resultados

Nesta seção, os resultados da simulação são apresentados de acordo com as malhas de controle apresentadas na seção de controladores digitais. Também é mostrado um comparativo entre a resposta dinâmica proposta por Araújo (2007) e a resposta dinâmica com o controlador proposto pelo presente trabalho. As respostas para os controladores PID digitais com suas respectivas características dinâmicas são apresentadas como segue:

### 5.2.1 Arfagem

O primeiro cenário a ser simulado é o controlador de arfagem. A resposta degrau do controlador é mostrada na Fig. 9.

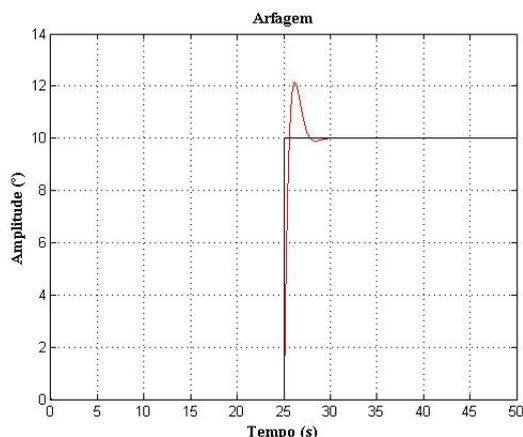


Figura 9: Resposta Degrau do Controlador Digital de Arfagem.

### 5.2.2 Rolagem

O segundo cenário consiste em simular o controlador de rolagem. A resposta degrau ao controlador digital é apresentada na Fig. 10

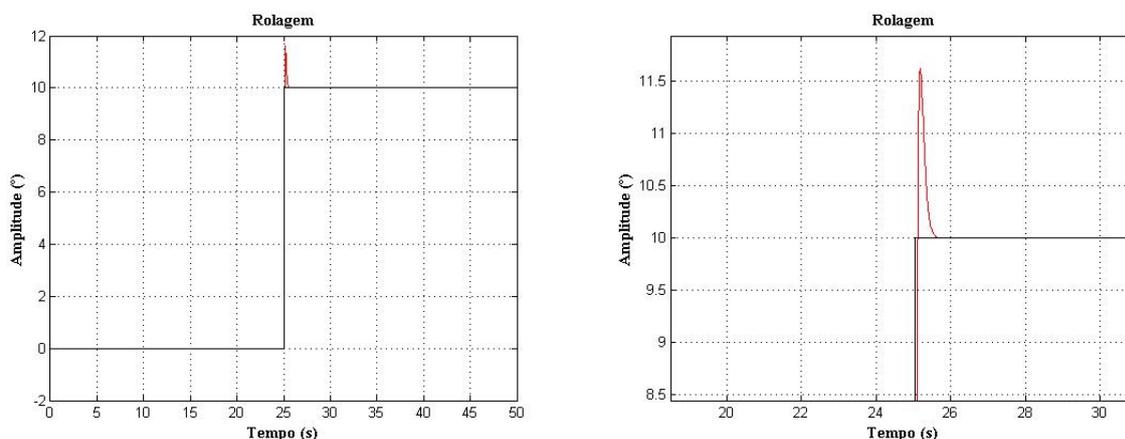


Figura 10: Resposta Degrau do Controlador Digital de Rolagem (esquerda) e Zoom (direita).

### 5.2.3 Guinada

O último cenário é a resposta degrau para o controlador digital de guinada, mostrada na Fig. 11.

Este controlador apresenta um erro em regime permanente. O sinal degrau de entrada  $r(t)$  foi ajustado para um set point igual a 10 e a saída  $u(t)$  do controlador alcança o valor final de 10.03. Logo podemos calcular o erro percentual:

$$error = \frac{u(t) - r(t)}{r(t)} \cdot 100\% \quad (16)$$

Substituindo os valores de  $r(t)$  e  $u(t)$  na Eq. (16), obtemos um erro de 0.3%. O erro obtido para o controlador digital de guinada proposto por Araújo (2007) é igual a 0. A partir dos gráficos anteriores Fig. 9, Fig. 10 e Fig. 11 é possível criar uma tabela comparativa com as especificações propostas por Araújo (2007) e aquelas obtidas neste trabalho.

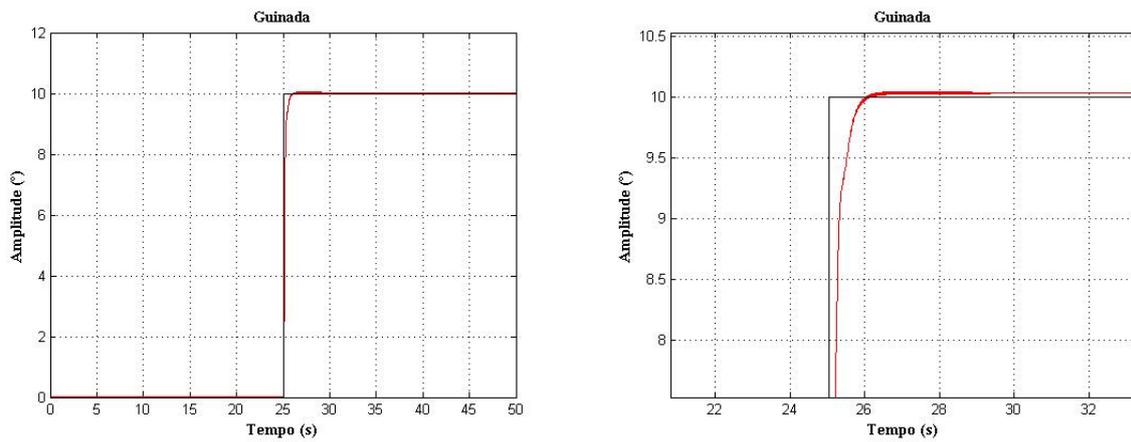


Figura 11: Resposta Degrau do Controlador Digital de Guinada (esquerda) e Zoom (direita).

Tabela 5: Tabela Comparativa das Características Dinâmicas.

	Trabalho Atual			Araújo (2007)		
	Tempo de Pico (s)	Overshoot (%)	Tempo de Assentamento (s)	Tempo de Pico (s)	Overshoot (%)	Tempo de Assentamento (s)
Arfagem	2.1	11	2.56	$\geq 2.2$	$\approx 10$	$\approx 10$
Rolagem	0.18	11.5	1.42	$\approx 1$	$\approx 10$	$\approx 4$
Guinada	—	—	0.72	—	—	$\approx 9$

Comparando os dois resultados é importante destacar alguns pontos. Para a manobra de guinada houve uma redução de aproximadamente 12 vezes. O controlador de arfagem reduziu o tempo de pico em 0.3%. O overshoot obtido foi 10% maior que o desejado e houve uma redução de aproximadamente 4 vezes no tempo de assentamento. Para a manobra de rolagem houve uma redução de 5.5 no tempo de pico, o overshoot obtido foi 15% maior que o desejado e o tempo de assentamento foi reduzido em aproximadamente 3 vezes. Estes resultados mostram que as características dinâmicas obtidas para os controladores desenvolvidos neste trabalho, atingem as especificações de voo desejadas e melhoram algumas características relativas à Araújo (2007).

### 5.3 Resposta a Sucessivos Degraus

Nesta seção, um sinal variável  $r(t)$  obtido através do Arduino é utilizado como sinal de entrada para os controladores digitais. Este teste é importante para visualizar o comportamento dinâmico dos controladores. As Figs. 12, 13 e 14 apresentam a resposta para cada manobra. A entrada  $r(t)$  é representada na cor preta e a resposta do sistema  $u(t)$  é representada na cor vermelha.

#### 5.3.1 Arfagem

A Figura 12 mostra a resposta do controlador digital de arfagem a uma entrada externa recebida pelo Arduino:

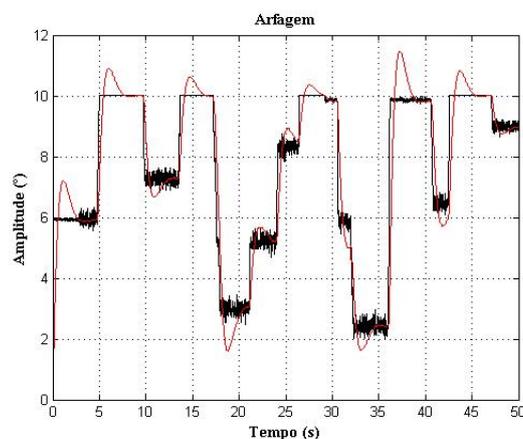


Figura 12: Resposta Controlador Digital de Arfagem a uma Sequência Sucessiva de Degraus.

#### 5.3.2 Rolagem

A Figura 13 mostra a resposta do controlador digital de rolagem a uma entrada externa recebida pelo Arduino:

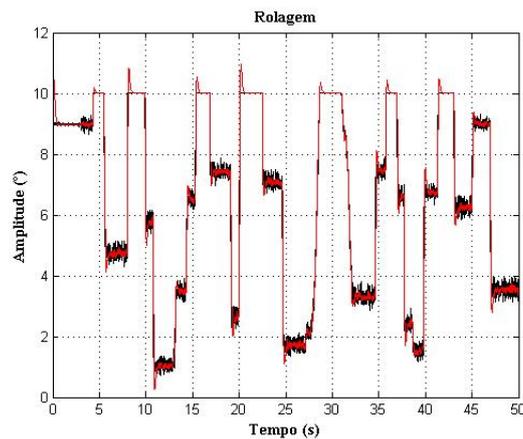


Figura 13: Resposta Controlador Digital de Rolagem a uma Sequência Sucessiva de Degráus.

### 5.3.3 Guinada

A Figura 14 mostra a resposta do controlador digital de guinada a uma entrada externa recebida pelo Arduino:

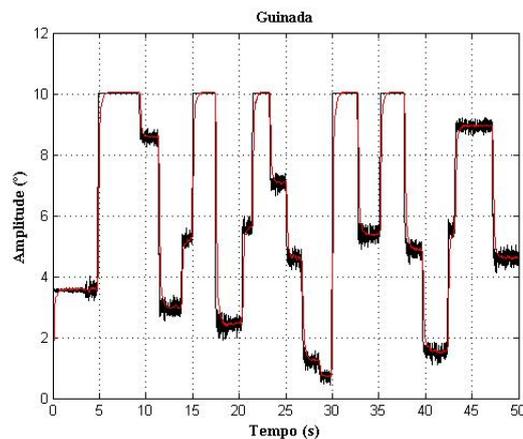


Figura 14: Resposta Controlador Digital de Guinada a uma Sequência Sucessiva de Degráus.

De acordo com a seção anterior podemos verificar que os controladores trabalham de maneira satisfatória, ou seja, de acordo com as especificações dadas. Nesta etapa é possível verificar as mudanças na resposta da malha de controle enquanto o sinal de entrada é variado aleatoriamente através do Arduino.

## 6. CONCLUSÃO

O objetivo do presente trabalho foi o desenvolvimento de um sistema de controle de atitude para voo horizontal proposto por Araújo (2007). A metodologia empregada é a obtenção dos controladores PID contínuos e sua discretização para as três manobras estudadas: Arfagem, rolagem e guinada. As especificações para cada controlador foram obtidas de Araújo (2007). Para a simulação dos controladores e posterior validação, uma plataforma para testes foi utilizada, uma placa Arduino e o software MATLAB, onde a placa foi utilizada para aquisição de dados, recebendo como valor de entrada uma referência de atitude para a aeronave e o MATLAB fornecia uma maneira de modelar a dinâmica da aeronave e visualização do seu comportamento dinâmico no tempo. O método foi apropriado para o trabalho, pois permitiu uma fácil visualização do comportamento dos controladores contínuos e discretos. Outro ponto é que o desenvolvimento de uma plataforma de testes de estratégias de controle e o desenvolvimento de tecnologias em robótica móvel já seria por si só uma justificativa natural para este projeto. Além do baixo custo associado à sua montagem, para experimentos na área de automação e controle, também pode ser utilizado para fins educacionais. Os resultados obtidos em relação aos controladores contínuos e discretos foram satisfatórios, uma vez que estavam de acordo com as especificações propostas. Sugestões para trabalhos posteriores incluem: implementação das equações de diferenças que governam o comportamento do sistema em um microcontrolador de maneira a validar os controladores desenvolvidos aqui; desenvolvimento de estratégias de controle para o estagio de voo vertical, bem como a transição vertical/horizontal; aplicação de métodos conhecidos para sintonia dos controladores PID.

## 7. REFERÊNCIAS

- Araújo, M.R.V., 2007. “Projeto, simulação e controle de veículo aéreo não tripulado tail-sitter”. M.Sc.thesis, Universidade de Brasília, Brasília.
- Araújo, M.R.V., Vidal Filho, W.B. and Dias Jr, T., 2008. “Skyeyes : Projeto de um vant tipo vtol para monitoramento ambiental”. In *V CONEM*. Bahia, Brazil.
- Astrom, K.J. and Hagglund, T., 1995. *PID Controllers: Theory, Design and Tuning*. Instrument Society of America, 2nd edition.
- D’Oliveira, F., 2006. “Projeto vant : Histórico e situação atual”. In *2nd Workshop of Aerospace nanotechnology*. São José dos Campos, Brazil.
- Elfes, A., Bueno, B., Bergerman, M. and Ramos, J.G. and Gomes, S., 1998. “Project aurora: Development of an autonomous unmanned remote monitoring robotic airship”. In *Journal of the Brazilian Computer Society*, vol.4, 3.
- Hermes, 2013. “Hermes 450”. 16 jun. 2013 <<http://www.brasilemdefesa.com/2013/05/rq-450-da-fab-hermes-450.html>>.
- Mathworks, 2013. “Arduino support from matlab”. 10 jun. 2013 <<http://www.mathworks.com/hardware-support/arduino-matlab.html>>.
- Neris, L.O., 2003. *Um piloto automático para aeronaves do projeto ARARA*. Ph.D. thesis, Universidade de São Paulo, São Paulo.
- Ogata, K., 2011. *Engenharia de Controle Moderno*. Pearson Education, 5th edition.
- Rangel, R.K., Kienitz, K.H. and ao, M.P.B., 2011. “Development of a multi-purpose portable electrical uav system, fixed rotative wing”. In *IEEE Aerospace Conference*. USA.
- Soares, P.M.d.O.d.R., 1996. *Discretização de controladores PID*. Ph.D. thesis, University of Porto, Porto.
- Uy-Loi, L., 1997. *Stability and Control of Flight Vehicle*. Department of Aeronautics and Astronautics, University of Washington, Seattle.

## 8. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

O(s) autor(es) é(são) o(s) único(s) responsável(is) pelo conteúdo deste trabalho.

# DEVELOPMENT OF AN EMBEDDED CONTROL SYSTEM FOR AN UNMANNED AIR VEHICLE FOR PHOTOGRAMMETRY

Reurison Silva Rodrigues, reurison@gmail.com<sup>1</sup>

André Murilo, andremurilo@unb.br<sup>2</sup>

Walter de Britto Vidal Filho, wbritto@unb.br<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal de Pernambuco, Av. Prof. Moraes Rego, 1235 - Cidade Universitária

<sup>2</sup>Universidade de Brasília, Faculdade Gama, Asa Norte s/n

<sup>3</sup>Universidade de Brasília, Faculdade de Tecnológica, Asa Norte s/n

**Resumo:** *The aim of this paper consists in the development of an embedded control system for the application of an Unmanned Air Vehicle (UAV) type VTOL (Vertical Take-Off and Landing) to horizontal flight. The UAVs are robotic systems with many applications, like monitoring, surveillance and inspections. The steps involved in this project consist in the mathematical modelling of the aerial vehicle, a control system design for the position of the robot concerning of the horizontal step of flight and the development of an experimental test bench. First, the system modal was obtained from a set of dynamical equations of the UAV. Then, an experimental platform was built in order to perform several tests with the controllers, using an Arduino for the embedded system and data acquisition as well. The software MATLAB is used to reproduce the aerodynamics of the UAV through the Simulink. After the assembly, a digital controller was implemented in the Arduino and tests were performed on the platform to validate the control strategy. A prototype of the aerial vehicle was built to implement the resulting control scheme and a simulation of the dynamical aerial vehicle was successfully implemented. Moreover, the results of the flight control simulation obtained in the test bench are in accordance with the mathematical equations developed for the project.*

**Palavras-chave:** UAV, microcontroller, control systems