

PROJETO E IMPLEMENTAÇÃO DE SISTEMAS DE CONTROLE E NAVEGAÇÃO PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DE PEQUENO PORTE

EDISON PIGNATON DE FREITAS E MATHEUS HENTSCHKE

Laboratório de Sistemas de Controle, Automação e Robótica, Escola de Engenharia, Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Instituto de Informática, Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Av. Osvaldo Aranha, 103, 90035-190, Porto Alegre, RS, Brasil

E-mails: matheushentschke@gmail.com e edison.pignaton@inf.ufrgs.br

Abstract— This paper describes the development of a control and navigation system for a small scale unmanned aerial vehicle (UAV) using as strategy a combination of classical control and Fuzzy Inference Systems (FIS). In this sense, the airplane has been modelled through analytical techniques that use empirical estimations to compute the force and moment components acting on the aircraft. The control systems were designed using the aircraft's transfer functions to reach a desirable response for each command. Finally, the navigation control system is designed using a FIS to control the roll of the aircraft and the yaw control system to control the aircraft's heading. A route composed of waypoints is generated following a rummage of a selected area. The control systems are, then, tested in a simulated environment to ensure they accomplish the desired mission when they work together.

Keywords— UAV, aircraft, autopilot, Fuzzy Inference System, classic control, navigation, modelling.

Resumo— O objetivo deste trabalho é descrever o desenvolvimento de um sistema de controle e navegação para um veículo aéreo não tripulado (VANT) utilizando como estratégia uma combinação de controle clássico e Sistemas de Inferência Fuzzy (FIS). Com este objetivo, o avião foi modelado através de técnicas analíticas que utilizam estimativas empíricas para computar as componentes de força e momento agindo na aeronave. Os sistemas de controle foram projetados utilizando as funções transferência da aeronave de forma a obter a resposta desejada para cada comando. Finalmente, o sistema de navegação é projetado utilizando um FIS para controlar a rolagem da aeronave e um sistema de controle de yaw para controlar a direção do avião. Uma rota composta por waypoints é gerada seguindo um esquadrinhamento de uma área selecionada. Os sistemas de controle são, então, testados em um ambiente simulado para verificar que estes atendem aos requisitos de missão quando trabalhando juntos.

Palavras-chave— VANT, aeronave, piloto automático, Sistema de Inferência Fuzzy, controle clássico, navegação, modelagem.

1 Introdução

Veículos aéreos não tripulados (VANT's) vem sendo estudados como alternativa mais barata e eficiente para diversas tarefas em aplicações civis e militares, como agricultura de precisão, mapeamento de zonas de risco de desastres naturais e monitoramento de fronteiras e infraestruturas críticas, entre outras. Na área militar, por exemplo, o desenvolvimento destes veículos vem ganhando grande atenção de diversos países devido às suas vantagens econômicas e de salvaguarda de recursos humanos, uma vez que se evita o seu desgaste em missões de alto risco (Yun 2013). Na área agropecuária, os usos estendem-se desde a detecção de focos de pragas (agricultura de precisão) até o mapeamento de terreno e a gestão de rebanhos. Além disso, permite um detalhamento muito superior ao disponível por outros meios como imagens de satélite (Efron 2015). A utilização desta classe de veículos também se estende ao gerenciamento de desastres ambientais, onde os mesmos podem ser utilizados para o monitoramento de áreas de risco e a identificação de vítimas.

Este trabalho propõe soluções para controle e navegação em um VANT de asa fixa de pequeno porte utilizando Sistemas de Inferência Fuzzy (FIS) e técnicas de Controle Clássico. Como requisito básico para a elaboração desta aeronave tem-se o projeto de

uma solução de baixo custo, que possa ser implementada em plataformas computacionais de prateleira de baixo custo, e que seja capaz de realizar os controles de navegação e movimento desejados. O controle de navegação deve ser capaz de navegar a aeronave por coordenadas geográficas que definam uma trajetória (waypoints) e o controle de movimento deve ser capaz de atuar sobre a aeronave de forma a guiá-la para entre os waypoints que fazem parte da trajetória de voo. Inicialmente a implementação destes sistemas será em ambiente simulado com a utilização dos softwares *Simulink* e *Matlab*.

O restante deste artigo encontra-se organizado da seguinte forma: A Seção 2 apresenta e discute trabalhos relacionados. A Seção 3 apresenta uma visão geral da aeronave projetada. A Seção 4 discute a modelagem do avião que se relaciona diretamente com o conteúdo da Seção 5 que trata dos controles desenvolvidos para essa aeronave e dos resultados obtidos por eles. A Seção 6 apresenta as conclusões e as perspectivas de trabalhos futuros.

2 Trabalhos Relacionados

A modelagem de VANT's de asa fixa de pequeno porte é análoga à de aeronaves de maior porte e uma ampla variedade de abordagens é utilizada para a sua resolução. São utilizados métodos analíticos como os propostos em (Roskam 2001; Nelson 1998; Yun 2013)

que visam a modelagem através de equações aerodinâmicas e cinemáticas para a determinação da resposta dinâmica da aeronave. Eles utilizam ainda técnicas de linearização e aproximação para simplificar o modelo, que é inerentemente não linear e de grande complexidade. Também existem abordagens alternativas como a utilizada em (Manerowski & Rykaczewski 2005), baseadas na obtenção de dados experimentais da resposta da aeronave. Tais métodos utilizam técnicas de regressão numérica e são utilizadas posteriormente para auxiliar na modelagem do controle.

O controle deste tipo de aeronave também é bastante similar ao de aeronaves maiores e, desta forma, existe também uma vasta gama de possibilidades. Dentro das teorias de controle analítico, as técnicas desenvolvidas em (Roskam 2001; Nelson 1998), envolvendo técnicas de controle clássico e de controle moderno são as mais difundidas. Existem também, técnicas alternativas utilizando abordagens do ramo de inteligência artificial como Redes Neurais Artificiais como em (Shin et al. 2005) e Sistemas Fuzzy como em (Doitsidis et al. 2004), além de possíveis técnicas híbridas englobando mais de um dos métodos já citados, como é visto em (Yu et al. 2011; Narenathreyas 2013; Esper & Rosa 2015). Tal abordagem possui como vantagem a modelagem razoável das não linearidades. Porém, esta abordagem é bastante custosa em termos de quantidade de dados a serem adquiridos e processados, já que a fidelidade do modelo depende exclusivamente da qualidade e quantidade dos dados coletados. Por outro lado, as abordagens analíticas podem ser utilizadas sem a necessidade de nenhuma coleta de dados experimentais e com um custo computacional inferior. Em contrapartida, pode ser necessária a linearização por partes com mais de um ponto de equilíbrio para a redução do erro em pontos distantes do de linearização.

Em termos de navegação, são utilizadas algumas técnicas da área de planejamento de rotas, como em (Ajami et al. 2013; Grankvist 2006). Tais técnicas têm um custo computacional elevado quando comparadas com as técnicas que serão utilizadas neste trabalho, que são baseadas em seguimento de referências através de controle clássico e de seguimento de trajetória através de controle Fuzzy, métodos com custo computacional bastante baixo e que possuem a capacidade de solucionar satisfatoriamente o problema de navegação para um caso simples como o esquadrinhamento de uma região.

3 A Aeronave

A aeronave utilizada neste trabalho foi desenvolvida especificamente para as tarefas de reconhecimento e varredura. Com uma carga paga de 1 kg, a aeronave possui envergadura de 1,8 m, comprimento de 1,5 m, altura de 0,7 cm. A motorização da aeronave é do tipo elétrica, utilizando

um motor à indução trifásico. Este motor fornece uma potência de 1036 W, gerando um empuxo estático de cerca de 25 N e um empuxo dinâmico calculado seguindo a curva de tração apresentada na Figura 1.

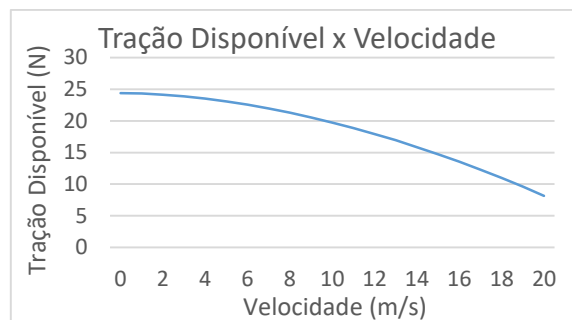


Figura 1 – Curva de Tração Disponível x Velocidade

A aeronave não possui fuselagem, sendo toda a sensorização, *hardware* de controle e carga paga posicionadas na parte interna de compartimentos no centro da asa. Os controles de cauda do veículo são compostos de um profundor do tipo *all moving* e um estabilizador vertical com seção móvel (leme). Uma de suas importantes características é a possibilidade de pousos e decolagens em locais adversos, para tanto, a aeronave possui trem de pouso removível, possibilitando, assim, decolagens utilizando trem de pouso ou catapulta e pousos em pista ou em terreno acidentado macio (grama). Para possibilitar os pousos em múltiplos tipos de terreno com segurança, a cauda do avião foi projetada com um ângulo de 20 graus com relação ao solo, fato que também contribui para a eficiência das superfícies de controle da cauda.

O perfil aerodinâmico escolhido para a asa da aeronave é um perfil simétrico NACA 0015 da extremidade da asa até o início da área de carga. A partir daí, foi realizada uma interpolação de perfis até atingir um perfil NACA 0024 na seção central da aeronave, possibilitando, assim, uma melhor acomodação da carga paga e dos sistemas embarcados. Como superfície de controle de rolagem, foi inserido um aileron na parte traseira dos perfis aerodinâmicos. Para os controles de cauda, foi selecionado o perfil NACA 0010 por ser um perfil com arrasto induzido bastante baixo e um bom desempenho para o controle. A aeronave desenvolvida pode ser vista na Figura 2.



Figura 2. Aeronave desenvolvida

4 Modelagem

O método de modelagem escolhido para este projeto foi o método analítico descrito em (Roskam 2001; Nelson 1998). A escolha deve-se ao fato de a aeronave ainda encontrar-se em fase de construção no momento do desenvolvimento deste sistema, impossibilitando a aquisição de dados experimentais para uma possível modelagem numérica. A nomenclatura utilizada para as variáveis de movimentos foi a mesma utilizada em (Nelson 1998) e um resumo das variáveis dinâmicas pode ser visto na Tabela 1.

Tabela 1. Nomenclatura de variáveis.

	Eixo de Rolagem	Eixo de Pitch	Eixo de Yaw
Velocidades Angulares	p	q	r
Componentes de velocidade	u	v	W
Componentes de força aerodinâmica	X	Y	Z
Componentes de Momento aerodinâmico	L	M	N

A modelagem da aeronave pode ser dividida em Longitudinal e Lateral, devido ao relativo desacoplamento destes dois tipos de movimento e é desenvolvida utilizando como referência o centro de massa do veículo como pode ser visto na Figura 3. Tal abordagem possui algumas vantagens por possibilitar simplificações tanto devidas à simetria como devidas ao posicionamento dos eixos de rotação. Posteriormente à modelagem neste sistema de referência, esta pode ser transferida para uma origem inercial posicionada em terra através da equação (1).

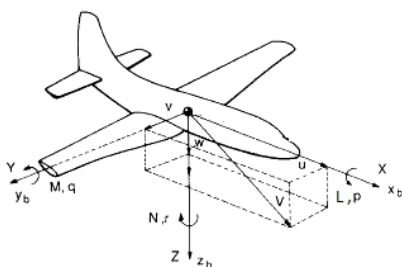


Figura 3. Sistema de coordenadas fixado ao corpo da aeronave (Nelson 1998)

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\Phi S_\theta C_\psi - C_\Phi S_\psi & C_\Phi S_\theta C_\psi + S_\Phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\Phi S_\theta S_\psi + C_\Phi C_\psi & C_\Phi S_\theta S_\psi - S_\Phi C_\psi \\ S_\theta & S_\Phi C_\theta & C_\Phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1)$$

Sendo $\dot{x}$, $\dot{y}$, $\dot{z}$ as velocidades da aeronave no sistema de coordenadas inercial, Φ , θ e ψ são, respectivamente, o ângulo de *roll*, o ângulo de *pitch* e o ângulo de *yaw* e adotando a convenção de que $C_\theta = \cos(\theta)$ e $S_\theta = \sin(\theta)$ e assim por diante.

4.1 Levantamento de parâmetros

Os parâmetros utilizados na modelagem do comportamento da aeronave foram determinados segundo os métodos descritos em (Roskam 1973; Roskam 2001; Nelson 1998) e são chamados de coeficientes de estabilidade e controle (ou derivadas de estabilidade e controle). Tais parâmetros definem as equações de estados da aeronave e possibilitam a análise do comportamento da aeronave em malha aberta e em malha fechada.

Além do comportamento dinâmico da aeronave, foi levantada a curva de resposta temporal dos servos que serão utilizados. Para tal, foi utilizada uma câmera cuidadosamente posicionada capturando imagens a 118 *frames* por segundo. Um dos quadros capturados pela câmera pode ser visto na Figura 4.

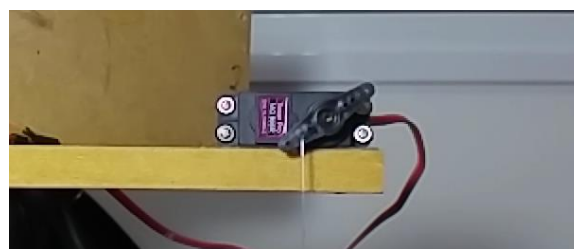


Figura 4. Levantamento da curva de resposta a degrau

A partir das imagens, foi possível realizar medidas utilizando um software CAD e, assim, a curva de resposta temporal ao degrau dos servos foi levantada. Tal curva pode ser visualizada na Figura 5 juntamente com as aproximações de primeira e de segunda ordem. A aproximação de primeira ordem foi realizada segundo (Bazanella & da Silva 2005), enquanto que a de segunda ordem foi obtida com auxílio da ferramenta *System Identification* do *Matlab*.

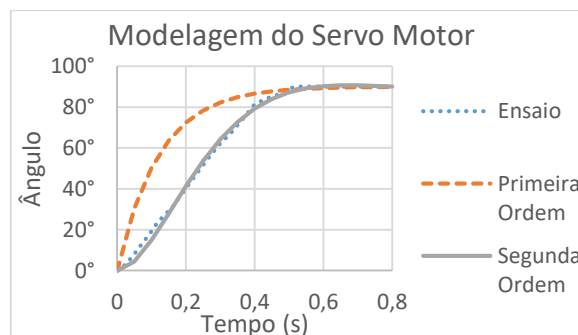


Figura 5. Respostas ao degrau modeladas

É possível verificar que a aproximação de segunda ordem é bastante próxima da resposta real do servo e, portanto, esta foi utilizada. A função transferência aproximada para o servomotor é mostrada na equação (2).

$$\delta_{Servo} = \frac{46.58}{s^2 + 10.18s + 47.71} \quad (2)$$

4.2 Modelagem Longitudinal

A modelagem longitudinal da aeronave possui duas componentes: *Phugoid* e *Short Period*. A aproximação de período curto funciona bem para tipos de movimento que variam rapidamente como o ângulo de ataque e o ângulo de *pitch*, podendo-se considerar o movimento fugóide como uma perturbação. Da mesma forma, a aproximação fugóide pode ser utilizada para dinâmicas mais lentas como a dinâmica de velocidade. Após determinar as aproximações corretas para cada situação, foram utilizados os coeficientes de controle e estabilidade de forma a obter as funções transferência para cada um dos graus de liberdade dependendo de cada uma das variáveis que possuem influência considerável sobre eles.

4.3 Modelagem Lateral

A modelagem lateral foi realizada de maneira análoga à longitudinal. Primeiramente foram calculados os coeficientes de controle e estabilidade e, em seguida determinadas as funções transferência de cada um dos graus de liberdade.

5 Controladores Desenvolvidos

A tarefa de controlar a aeronave foi dividida em duas etapas: Controles de Baixo Nível e Controle de Navegação. Esta separação foi realizada para que se pudesse desenvolver uma navegação mais simples e utilizar os controladores de baixo nível para controlar a atitude da aeronave. Desta forma, o controlador de navegação entra com os dados desejados de Roll, Yaw, Altitude e Velocidade e os controladores de baixo nível executam ações para manter estes parâmetros nos valores estabelecidos pela navegação.

5.1 Controladores de Baixo Nível

Para esta aplicação foram projetados inicialmente quatro sistemas que controlam os graus de liberdade primários da aeronave, são eles: roll, yaw, altitude e velocidade. Estes controles puderam ser realizados utilizando técnicas de controle clássico e o controlador selecionado foi o PID. Este tipo de controlador destaca-se por sua capacidade de obter erro nulo em regime permanente à resposta ao degrau e por ser extremamente difundido e, portanto, haver muito material a seu respeito. Os ganhos dos controladores foram escolhidos com o auxílio da ferramenta *PID Tuner* disponibilizada pelo *Simulink* de forma a obter resultados satisfatórios para cada um dos graus de liberdade. Os ganhos selecionados para os controladores podem ser vistos na Tabela 2 e as respostas ao degrau de cada um dos sistemas com seus controladores podem ser vistas nas Figuras 6, 7, 8 e 9.

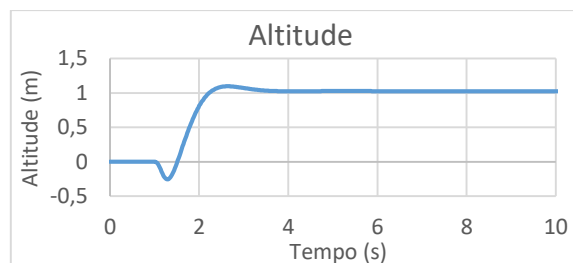


Figura 6. Resposta ao degrau da altitude

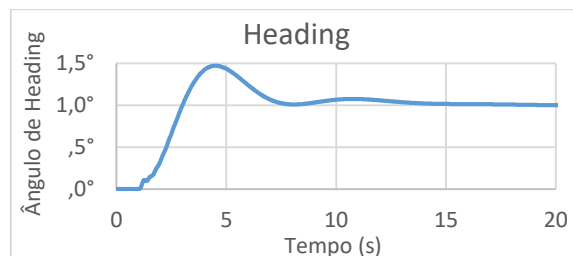


Figura 7. Resposta ao degrau do ângulo de heading

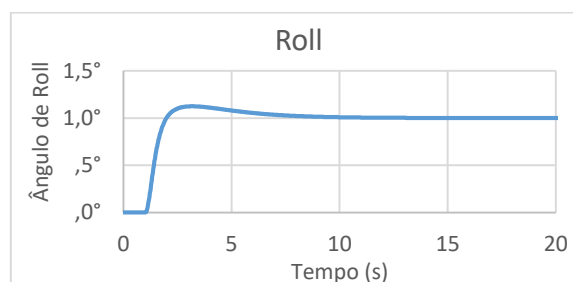


Figura 8. Resposta ao degrau do ângulo de roll

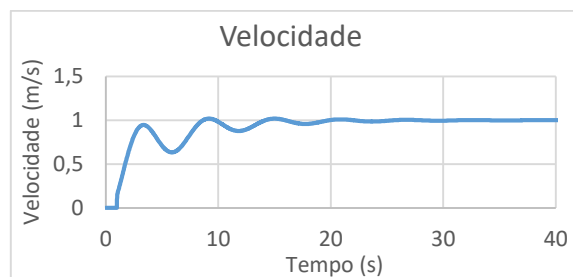


Figura 9. Resposta ao degrau da velocidade

Tabela 2. Parâmetros dos controladores.

Controlador	P	I	D
Altitude	0,0123	9,285	0,361
Rolagem	75,329	25,017	5,891
Velocidade	30,392	20,172	11,170
Yaw	4,924	0,181	32,933

5.2 Controle de Navegação

A tarefa de navegação da aeronave foi muito simplificada através da escolha feita para os controladores de baixo nível. Inicialmente, a trajetória desejada foi gerada utilizando *waypoints* pelos quais a aeronave deve passar. Um *waypoint* é considerado

como atingido quando a distância entre a aeronave e o *waypoint* atinge um *threshold* especificado. Durante as simulações, os *waypoints* foram espaçados de 50 em 50 metros, foi utilizado um *threshold* de 25 metros e a distância entre os passes do esquadrinhamento é de 100 metros. De forma a realizar o seguimento da trajetória predeterminada, a cada instante, o ângulo entre o ângulo de *heading* (direção do nariz do avião) e o ângulo relativo entre a posição da aeronave e o próximo *waypoint* foi calculado e alimentado ao controlador de *yaw*. Desta forma, a cada instante a aeronave tende a alinhar-se com o próximo *waypoint*. Ao realizar testes utilizando apenas esta estratégia, foi verificada a incapacidade da aeronave de realizar as manobras desejadas devida à limitação da capacidade de taxa de *yaw* (r) imposta pelo leme. Como solução, foi adicionado um controlador fuzzy que controla o ângulo de rolagem da aeronave de forma a reduzir o tempo de subida do controlador de *yaw*, auxiliando a aeronave a realizar curvas fechadas. O resultado da estratégia híbrida utilizada para o controle de navegação pode ser visualizado na Figura 10.

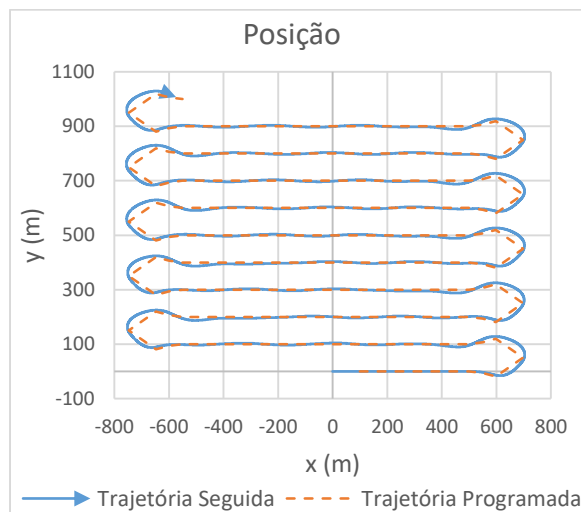


Figura 10. Trajetória seguida x Trajetória programada

Na Figura 10 é possível verificar que a trajetória programada (esquadrinhamento de uma área) é seguida com uma precisão bastante razoável. A Figura 11 Mostra o erro de posicionamento atingido pela aeronave dentro da região retilínea da trajetória. É possível verificar que o erro chega ao valor aproximado de 10 m. Porém, considerando que o espaçamento entre as passadas é de 100 metros, um erro de 10% para a aplicações de varredura é aceitável. Além disso, é possível reduzir este erro utilizando um espaço (e tempo) maior para a curva, fazendo com que a aeronave saia da curva de maneira menos agressiva, reduzindo o sobrepasso da trajetória.

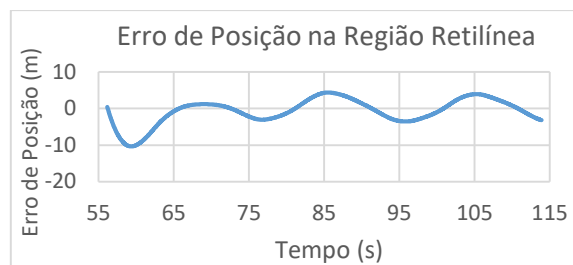


Figura 11. Erro de Posição na região retilínea

É importante observar que o controlador fuzzy desenvolvido deve manter a rolagem constante bastante próxima de 0° durante as partes retilíneas da trajetória. Este requisito pode ser alcançado utilizando um tipo de zona morta no conjunto de fuzzificação de entrada realizada através de uma função trapezoidal com uma área constante no centro do domínio. Desta forma, o controlador começa a atuar apenas quando a variação de *heading* passa de um certo valor, definido para este caso como 2 graus para qualquer um dos lados. Os conjuntos fuzzy utilizados no controlador de *roll* podem ser vistos nas Figuras 12 e 13 e as regras utilizadas podem ser vistas na Tabela 3.

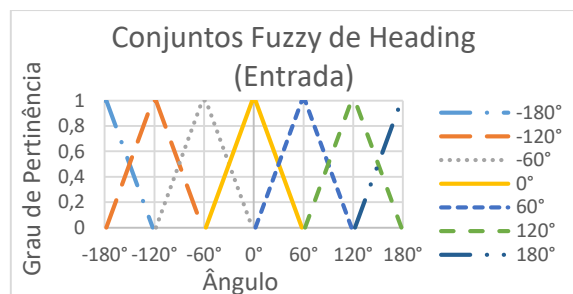


Figura 12. Conjuntos Fuzzy de Entrada

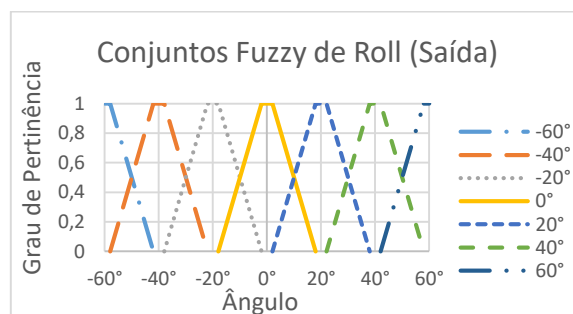


Figura 13. Conjuntos Fuzzy de Saída

Tabela 3. Regras do Sistema de Inferência Fuzzy.

Ângulo de Heading ($^\circ$)	Ângulo de Roll ($^\circ$)
-180	60
-120	40
-60	20
0	0
60	-20
120	-40
180	-60

Como resultado, o ângulo de *roll* apresentado durante a trajetória retilínea permanece bastante próximo de 0°, como pode ser verificado na Figura 14, com uma variação de aproximadamente dois graus para cima ou para baixo na maior parte da trajetória.

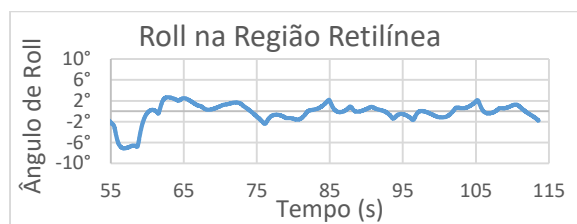


Figura 14. *Roll* na região retilínea

6 Conclusão

Este artigo apresentou o projeto e implementação de um sistema de controle e navegação de um veículo aéreo não tripulado. Os sistemas projetados apresentaram resultados satisfatórios frente aos requisitos de missão de uma aeronave de asa fixa pensada para uma tarefa de esquadrinhamento de região. Foram utilizados controladores pertencentes ao campo do controle clássico e um controlador utilizando Lógica Fuzzy. O desempenho obtido por esta combinação foi satisfatório, levando em consideração a simplicidade deste tipo de controlador com relação a outras alternativas baseadas em controle moderno e em inteligência artificial. Com isto, atende-se o requisito de obter o controle da aeronave com um baixo custo computacional, possibilitando o uso de plataformas computacionais de prateleira de baixo custo.

Como implementações futuras que complementem este trabalho, existe uma vasta gama de possibilidades, entre elas a implementação de um sistema de decolagem e pouso, um sistema de telemetria a ser instalado na aeronave de forma a monitorar seu voo e a implementação física dos sistemas aqui abordados utilizando microcontroladores embarcados e sensores.

Agradecimentos

Agradecimentos são expressos ao Lascar (Laboratório de Sistemas de Controle, Automação e Robótica) e seus alunos pelo apoio e auxílio na elaboração deste trabalho e ao LaPol (Laboratório de Materiais Poliméricos) por disponibilizar de sua estrutura para a confecção de peças utilizadas na construção da aeronave. Os autores agradecem ainda ao CNPq, à CAPES e à FAPERGS (projeto PqG TO: 2240-2551/14-2SIAFEM) pelo financiamento concedido que possibilita a execução desta pesquisa.

Referências Bibliográficas

- Ajami, A. et al., 2013. Path planning and Ground Control Station simulator for UAV. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*.
- Bazanella, A.S. & da Silva, J.M.G., 2005. *Sistemas de Controle: princípios e métodos de projeto*.
- Doitsidis, L. et al., 2004. A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control. *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004*, 4(April), pp.4041–4046.
- Efron, S., 2015. The Use of Unmanned Aerial Systems for Agriculture in Africa. , pp.xxxii–334.
- Esper, I. de M. & Rosa, P.F.F., 2015. Heading Controller for a Fixed Wing UAV with Reduced Control Surfaces Based on ANFIS. *2015 IEEE International Conference on Dependable Systems and Networks Workshops*, pp.118–123. Available at: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=7272563>.
- Grankvist, H., 2006. Autopilot Design and Path Planning for a UAV. *Technology*, (December 2006).
- Manerowski, J. & Rykaczewski, D., 2005. Modelling of UAV Flight Dynamics.pdf. , pp.298–307.
- Narenathreyas, K., 2013. Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion. , pp.1–47. Available at: https://support.dce.felk.cvut.cz/mediawiki/images/c/cc/Dp_2013_narenathreyas_kashyapa.pdf.
- Nelson, R.C., 1998. *Flight Stability and Automatic Control*.
- Roskam, J., 2001. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*.
- Roskam, J., 1973. *Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes*.
- Shin, Y., Calise, A.J. & Motter, M., 2005. Adaptive autopilot designs for an unmanned aerial vehicle. *Aiaa*, (August), pp.1–20. Available at: <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2005-6166>.
- Yu, J., Xu, Q. & Zhi, Y., 2011. A self-adaptive region fuzzy guidance law based on RBF neural network for attacking UAV. *ICCRD2011 - 2011 3rd International Conference on Computer Research and Development*, 4, pp.426–430.
- Yun, C., 2013. Aerodynamic Model Analysis and Flight Simulation Research of UAV Based on Simulink. *Journal of Software Engineering and Applications*, 06(02), pp.43–47. Available at: <http://www.scirp.org/journal/PaperDownload.aspx?DOI=10.4236/jsea.2013.62007>.