

Development of an Embedded Longitudinal Flight Control Based on X-Plane Flight Simulator

Luan Carlos Florencio Henriques and Cleonilson Protasio de Souza, *Member, IEEE*

Abstract—Avionics is a category of electronic systems, equipment and instruments specifically designed for use in aviation. Usually called autopilot, the Automatic Flight Control System, is one of the main systems in avionics. Autopilot systems are designed to automatically control the aircraft piloting, reducing the pilot fatigue caused by the flight. Before being embedded into an aircraft, an autopilot system must be exhaustively evaluated by computational simulations to be validated. The objective of this work is to describe the development of an embedded automatic flight controller aimed to be applied to a Cessna-172SP-Skyhawk-model aircraft in order to control its altitude. The developed flight controller is based on a tuned PID control and it is embedded in a Raspberry Pi that actually controls the altitude of the aircraft simulated in the X-Plane 11 flight simulator, running on a Desktop PC connected by UDP to the Raspberry Pi. The simulation results validated the proposed flight controller as well as the proposed hardware scheme for validation.

Index Terms—Avionics, Embedded Systems, X-Plane, Automatic Flight Control Systems.

I. INTRODUÇÃO

Sistemas de controle automático têm um papel importante na aviação, pois, além de reduzir a fadiga dos pilotos, auxiliam fases importantes do voo, como a navegação e aproximação para pouso. Um sistema de controle automático de voo (AFCS: Automatic Flight Control System) tem como finalidade a manutenção do controle e estabilidade do voo de uma aeronave durante o seu trajeto, pré-programado ou não, com redução parcial da intervenção humana, comandando as superfícies de controle, estabilizando a aeronave [1]. O estudo e desenvolvimento de AFCS tem sido foco de vários trabalhos tecnocientíficos, os quais, em geral, usam técnicas de controle de sistemas e simulações antes de implementações reais. Trabalhos como [2]–[7] são exemplos de propostas de AFCS.

Em [2] foi proposto um ambiente de simulação em que um sistema *hardware-in-the-loop* (HIL)¹ foi projetado para testes e validação do sistema de controle longitudinal e lateral aplicado a um veículo aéreo não tripulado (VANT). Para isso, em [2] foi mostrada uma aplicação de um controle PID executado por um microcontrolador que se comunica com o simulador de voo comercial X-Plane por meio de protocolo de rede UDP, nativo do simulador de voo. Similarmente, em [4], um controle PID é executado também em microcontrolador, aplicando a uma

arquitetura HIL, com o objetivo de controlar uma aeronave imersa no simulador de voo FlightGear. Em [3], foi levantado o modelo matemático de uma aeronave, simulando-a no X-Plane. Com o modelo baseado em funções de transferência, [3] aplicou-se a técnica do Lugar Geométrico das Raízes (LGR) e, a partir dos ganhos e frequências ali obtidos, usou da técnica de Ziegler-Nichols para ajustar um controle PI. Finalmente, no trabalho proposto por [7], uma comparação entre os métodos de sintonia de controle PID foi realizada, juntamente com os resultados obtidos com o controle por redes neurais, aplicados ao controle do ângulo de atitude da malha longitudinal de aeronaves leves. Os testes foram realizados e resultados obtidos no Matlab/Simulink.

Os trabalhos previamente citados usaram o simulador de voo X-Plane juntamente com o software Matlab/Simulink como ambiente de desenvolvimento de AFCSSs.

O objetivo principal deste trabalho é descrever um estudo sobre a estrutura de um avião e sua modelagem matemática a fim de realizar o desenvolvimento de um sistema automático de controle e estabilidade de voo específico para o Cessna 172SP Skyhawk, composto de uma malha de controle longitudinal, controlando sua altitude. Além disso, o sistema automático proposto foi implementado em Python e embarcado em uma Raspberry Pi com a finalidade de validar a proposta, aplicando os sinais de controle resultante no simulador de voo X-Plane.

II. ESTRUTURA E DINÂMICA DE AERONAVES

Conforme a Organização de Aviação Civil Internacional (OACI), uma aeronave é qualquer máquina que se sustenta na atmosfera a partir de reações com o ar e se deslocar por meio deste de forma controlada [8].

A estrutura de uma aeronave de asa fixa é composta pela fuselagem, asas e empenagens. Nas asas e nas empenagens, estão localizados as superfícies primárias de controle (aileron, profundor e leme) que, quando comandadas pelo piloto (automático ou não), são responsáveis pelos movimentos da aeronave no ar. As superfícies primárias de controle estão representadas na Fig. 1.

Na Fig. 1 também são mostrados os movimentos de uma aeronave descritas em torno de seus três eixos: lateral, longitudinal e vertical. Tais movimentos são a resposta da aeronave à deflexão das superfícies primárias de controle.

A deflexão do aileron causa o movimento de rolagem, inclinando as asas, fazendo com que a aeronave realize curvas. Com a deflexão do profundor, a aeronave realiza o movimento de arfagem e seu ângulo de arfagem é alterado, podendo a

Luan Carlos Florencio Henriques and Cleonilson Protasio de Souza are with the Department of Electrical Engineering, Federal University of Paraíba, João Pessoa, PB, 58051-900 Brazil e-mail: {luan.henriques, protasio}@cear.ufpb.br.

¹Hardware-in-the-loop é uma técnica utilizada para o desenvolvimento e teste de sistemas de controle, em que a parte física de uma máquina ou sistema é substituída por uma simulação.

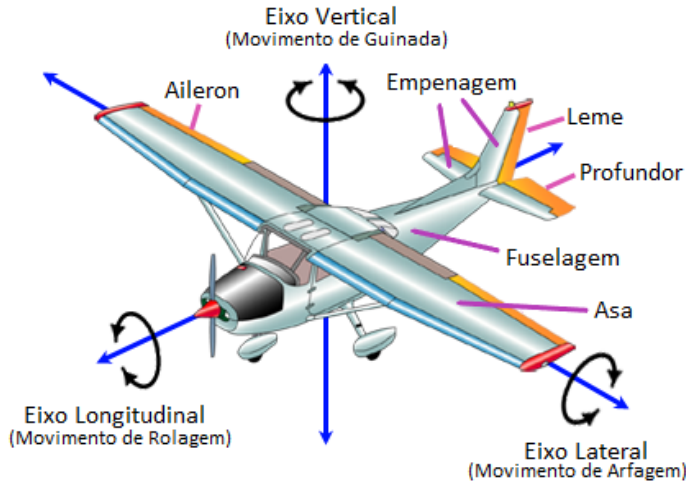


Fig. 1. Superfícies primárias de voo e os movimentos da aeronaves associados aos eixos. Adaptado de [9].

aeronave ganhar ou perder altitude. O movimento de guinada ocorre sobre o eixo vertical da aeronave como resultado da deflexão do leme.

A estabilidade de uma aeronave é conceituada como a sua capacidade de retornar ao equilíbrio quando na presença de uma perturbação [10]. A estabilidade é classificada em estática e dinâmica. A estabilidade estática considera apenas a tendência do retorno ao equilíbrio. A estabilidade dinâmica considera o tempo de retorno ao equilíbrio estático [11]. A estabilidade lateral e a estabilidade longitudinal de uma aeronave estão diretamente associadas, respectivamente, ao ângulo de diedro² e a localização do centro de gravidade.

Quatro forças atuam sobre uma aeronave em voo: peso, sustentação, arrasto e tração. A interação entre essas forças resulta no movimento do avião [1]. É importante destacar que, em um voo reto e nivelado, considera-se que a sustentação é igual ao peso [11].

III. MODELAGEM MATEMÁTICA DA DINÂMICA DE UMA AERONAVE

A modelagem dos movimentos de uma aeronave é essencial para a concepção e conhecimento de sua dinâmica. As equações que descrevem o movimento possibilitam avaliar a estabilidade, definir parâmetros de controle diretamente ligados à características dinâmicas da aeronave, e simplificá-la, aplicando certas considerações [12].

O voo de uma aeronave consiste em cinco fases: decolagem, subida, cruzeiro, descida e pouso. Para este trabalho, considerou-se a aeronave em regime de cruzeiro, de forma que o sistema proposto realize a manutenção da altitude do voo. Aplicando as considerações que Roskam [1] discrimina em seus estudos, as equações que descrevem o movimento de uma aeronave quanto a sua velocidade horizontal u , ângulo de ataque α e ângulo de arfagem θ em relação ao ângulo de deflexão do profundor δ_e , podem ser modeladas como na

Equação 1, em que a matriz representa a dinâmica do sistema, o vetor, as funções de transferências, e o vetor mais à direita os parâmetros relativos ao controle [1].

$$\begin{pmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_\alpha & -g \cos(\theta_0) \\ -Z_u & s(U_0 - Z_{\dot{\alpha}} - Z_\alpha) & (Z_q + U_0)s + g \sin(\theta_0) \\ -(M_u + M_{T_u}) & -(M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha + M_{T_\alpha}) & (s^2 - M_q s) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u(s) \\ \delta_e(s) \\ \alpha(s) \\ \theta(s) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{pmatrix} \quad (1)$$

Na Equação 1, X_u , X_{T_u} , X_α , Z_u , $Z_{\dot{\alpha}}$, Z_α , Z_q , M_u , M_{T_u} , $M_{\dot{\alpha}}$, M_α , M_{T_α} , M_q , X_{δ_e} , Z_{δ_e} e M_{δ_e} são parâmetros de engenharia de uma aeronave e g a aceleração da gravidade.

Aplicando-se os parâmetros de engenharia da aeronave sob teste, especificamente o Cessna 172SP Skyhawk, obtidos em [13] [14], e resolvendo a operação matricial (Equação 1), as Equações 2, 3 e 4 descrevem as funções de transferência resultantes, relativos à sua velocidade horizontal, ângulo de ataque e ângulo de arfagem, as quais determinam as características de estabilidade longitudinal do avião, no que diz respeito às propriedades da estabilidade dinâmica diante de pequenas perturbações [12].

$$\frac{U(s)}{\delta_e(s)} = \frac{2760,0378s^2 - 303125,0154s + 1571467,5235}{s^4 + 8,9432s^3 + 28,2021s^2 + 1,4859s + 0,8133} \quad (2)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-1,8303s^3 - 317,1536s^2 - 14,4473s - 13,4552}{s^4 + 8,9432s^3 + 28,2021s^2 + 1,4859s + 0,8133} \quad (3)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-5,0297s^2 - 10,3466s^1 + 0,5920}{s^4 + 8,9432s^3 + 28,2021s^2 + 1,4859s + 0,8133} \quad (4)$$

A função de transferência que descreve o controle da malha de altitude está ligada à taxa de variação de altitude e pela taxa de variação do ângulo de ataque Δ_h/Δ_α . A taxa de variação de subida/descida em relação aos ângulos de arfagem e ataque, respectivamente, é descrita pela Equação 5 [1].

$$\Delta_h = \frac{u_1}{s} \sin(\Delta_\theta(s) - \Delta_\alpha(s)) \quad (5)$$

Dividindo a Equação 5 pela taxa de variação do ângulo de deflexão do profundor e considerando que o ângulo da trajetória do voo é suficientemente pequeno para ser desconsiderado, tem-se,

$$\frac{\Delta_h}{\Delta_{\delta_e}} = \frac{u_1}{s} \cdot \left[\frac{\Delta_\theta(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} - \frac{\Delta_\alpha(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} \right] \quad (6)$$

Aplicando os parâmetros de engenharia da aeronave, disponíveis em [13] [14], com velocidade de cruzeiro (110 nós) e com valores calculados, obtém-se, então, a função de transferência que descreve a variação de altitude em relação ao ângulo de deflexão do profundor.

$$\frac{\Delta_h}{\Delta_{\delta_e}} = \frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{402,86s^3 + 68698,50s^2 + 902,57s + 2831}{s^5 + 8,95s^4 + 28,2s^3 + 1,51s^2 + 0,81s} \quad (7)$$

²Ângulo de inclinação da asa em relação ao plano horizontal do eixo transversal.

IV. PROPOSTA DE UM SISTEMA DE CONTROLE AUTOMÁTICO PARA O CESSNA 172SP SKYHAWK

Os sistemas de piloto automático, em grande parte, são divididos em duas malhas de controle: a malha de controle interna e a malha de controle externa. A primeira é responsável pela estabilização da aeronave determinando a condição de voo por meio da leitura e processamento dos sinais dos diversos sensores da aeronave. A segunda realiza a leitura e o processamento dos sinais dos sensores de navegação para o sistema do piloto automático. O sistema de controle deste trabalho foi projetado para realizar a manutenção da altitude da aeronave.

Da teoria de controle, a estabilidade relativa e o desempenho transitório de um sistema de controle de malha fechada estão relacionados com a localização das raízes da equação característica no plano s . Em muitos casos, existe a necessidade de ajustar alguns parâmetros para se obter a localização desejada das raízes da equação e verificar como essas raízes se movimentam no plano s . Portanto, é comum determinar o lugar das raízes neste plano. O método do lugar das raízes permite esboçar os polos e zeros da equação característica, fazendo uso de método gráfico no plano s para todos os valores de um determinado parâmetro de um sistema. Os gráficos podem ser gerados manualmente ou por meio de programas de computador específicos [15].

A. Controle Longitudinal

O controle longitudinal é composto por uma malha interna, responsável pelo controle do ângulo de arfagem, e por uma malha externa, responsável pelo controle da altitude. As malhas de controle são mostradas na Fig. 2.

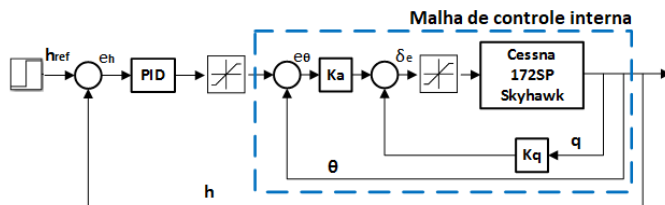


Fig. 2. Malhas interna e externa do controle longitudinal. Adaptado de [16].

No controle de malha interna, um sensor giroscópio é utilizado para medir a taxa com a qual o ângulo da arfagem varia, sendo utilizado na realimentação com a finalidade de gerar o erro entre a referência do ângulo de arfagem e o valor medido. Os ganhos K_q e K_a contribuem diretamente no fator de amortecimento, tempo de subida, sobressalto e estabilidade do sistema. Os parâmetros das especificações do projeto, são apresentados na Tabela I.

A Equação 8 descreve a taxa de arfagem em relação à deflexão do profundor. Aplicando o método do Lugar Geométrico das Raízes (LGR), é possível descobrir os valores para o ganho da malha interna K_q , uma vez que $G_{K_q Gain} = q/e_\theta \delta_e$, para um fator de amortecimento $\zeta=0,7$. Logo,

$$\frac{q}{e_\theta \delta_e} = \frac{50,29^3 + 103,46s^2 + 5,92s}{s^5 + 18,94s^4 + 117,64s^3 + 283,51s^2 + 15,67s + 8,13} \quad (8)$$

TABELA I
ESPECIFICAÇÕES PARA O PROJETO DO CONTROLE LONGITUDINAL.

Controlador	Característica	Valores
Arfagem	Tempo de pico (T_p)	<1 s
	Sobressinal	35 %
	Amortecimento (ζ)	0,7
Altitude	Tempo de pico (T_p)	<15 s
	Sobressinal	30 %
	Tempo de acomodação (T_s)	<20 s

Ao aplicar o LGR na Equação 8 para as especificações do projeto, obtém-se ganho $K_q = 1,18$, como mostrado na Fig. 3.

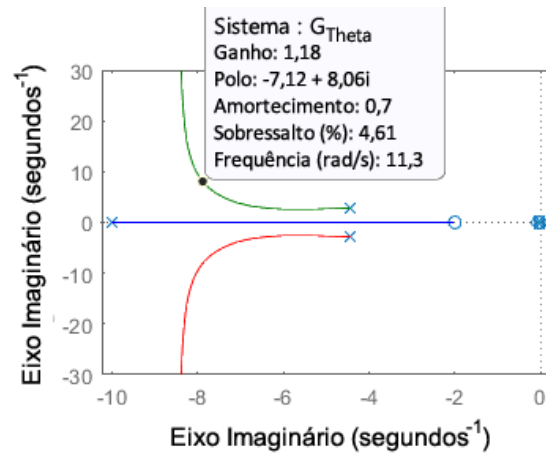


Fig. 3. Determinação do ganho K_q por LGR.

Para se determinar o valor do ganho K_a para um $K_q = 1,18$, aplicou-se a técnica do LGR na função de transferência mostrada Equação 9, então:

$$G_{K_a} = \frac{1}{s} \frac{q}{e_\theta \delta_e} = \frac{50,29^3 + 103,46s^2 + 5,92s}{s^6 + 18,94s^5 + 176,98s^4 + 405,6s^3 + 22,65s^2 + 8,13s} \quad (9)$$

O uso da técnica do LGR na Equação 9 é mostrado na Fig. 4, em que é possível notar o ganho $K_a = 14,3$. Com os valores de K_q e K_a determinados, é possível obter a resposta da malha de controle de arfagem fazendo uso de um software de simulação de sistemas dinâmicos.

Ao observar a Fig. 5, é possível observar que a resposta do sistema para um degrau unitário é caracterizada por um tempo de pico de 0,5 s, sobressinal de 7,6% e o coeficiente de amortecimento $\zeta = 0,35$.

Supondo que a velocidade horizontal é controlada pelo piloto manualmente ou por outra malha e conhecendo a descrição matemática da alteração de altitude causada pela deflexão do profundor, a função de transferência que descreve o controlador da aeronave pode ser obtida [2]. Portanto, a função de transferência que descreve a alteração de altitude em relação à deflexão do profundor é dada pela Equação 10.

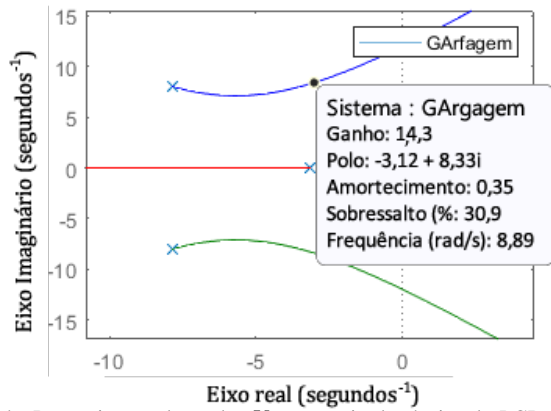


Fig. 4. Determinação do ganho K_a por meio da técnica do LGR na malha G_{K_a} .

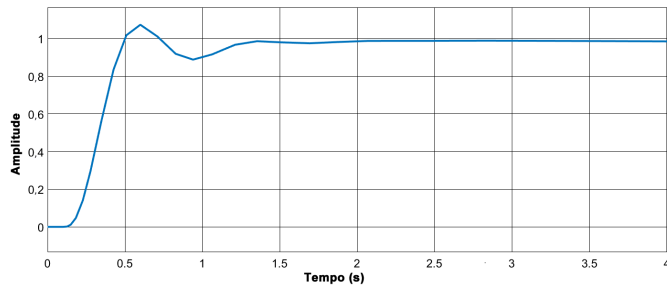


Fig. 5. Resposta da malha de controla do ângulo de arfagem com $K_a = 14,3$ e $K_q = 1,18$ a uma entrada degrau unitário.

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{402,86s^3 + 68698,48s^2 + 902,57s + 2831,21}{s^5 + 8,94s^4 + 28,20s^3 + 1,49s^2 + 0,8133s} \quad (10)$$

A variação de altitude em um voo estável pode também ser descrita pela relação entre a altitude e o ângulo de arfagem, dado que velocidade vertical seja numericamente conhecida. Assim, a função de transferência é dada pela Equação 11.

$$\frac{h(s)}{\theta(s)} = \frac{h(s)}{\delta_e(s)} \cdot \frac{\delta_e(s)}{\theta(s)} = \frac{-1,28s^3 - 2,33s^2 + 442,63s + 16,47}{s^3 + 2,06s^2 + 0,12s} \quad (11)$$

Finalmente, a malha de altitude a ser controlada é dada pela Equação 12.

$$G_h(s) = G_{arf} \cdot \frac{h(s)}{\theta(s)} \quad (12)$$

Aplicando a Equação 12 à técnica do LGR com a finalidade conhecer o ganho crítico, K_{cr} , levando ao sistema à uma oscilação não amortecida com frequência natural ω_{cr} e, assim, pode-se aplicar esses valores no segundo método de Ziegler-Nichols de sintonia de controladores PID, como mostrado na Tabela II, com o objetivo de calcular os parâmetros de ganho proporcional, tempo integral e tempo derivativo.

Os valores obtidos na Fig. 6 para o ganho crítico e frequência natural foram, respectivamente, $K_{cr} = 0,022$ e $\omega_{cr} = 2,4$. Fazendo uso do método de Ziegler-Nichols, aplicando

TABELA II
SINTONIZAÇÃO DO GANHO PROPORCIONAL E TEMPOS INTEGRAL E DERIVATIVO PROPOSTO POR ZIEGLER-NICHOLS, BASEADO NO GANHO CRÍTICO K_{cr} E NO PERÍODO CRÍTICO P_{cr} .

K_p	T_i	T_d
$0,6K_{cr}$	$0,5P_{cr}$	$0,125P_{cr}$

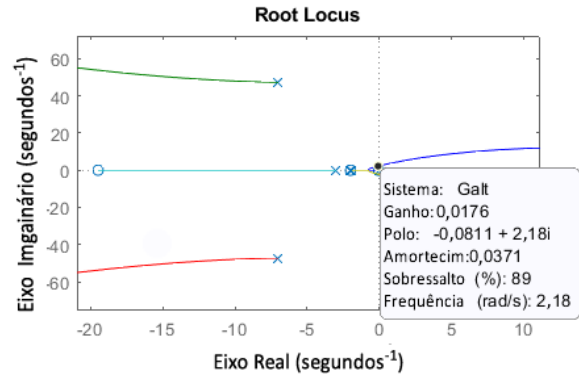


Fig. 6. Resposta da malha de arfagem com $K_a = 14,3$ e $K_q = 1,18$ a uma entrada degrau unitário.

os valores do ganho K_{cr} e frequência natural ω_{cr} obtidos, os novos ganhos do PID são $K_p = 0,01056$, $K_i = 1,44927$ e $K_d = 0,04336$. A resposta do sistema, para um degrau unitário, considerando esses valores é mostrada na Fig. 7.

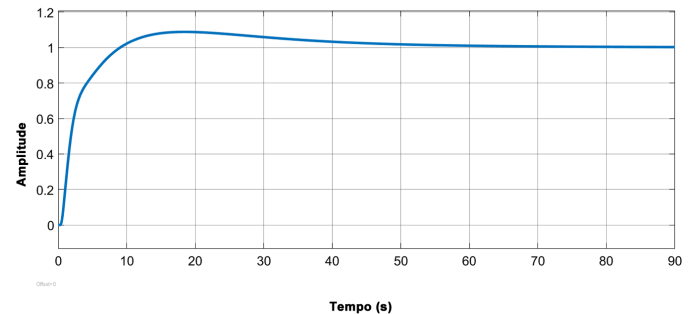


Fig. 7. Resposta da malha de altitude controlada.

V. IMPLEMENTAÇÃO

Nesta seção serão apresentados as configurações de Hardware e do simulador utilizado para avaliar os controladores projetados e usados no desenvolvimento do piloto automático proposto.

A. Hardware

A implementação física do controlador proposto neste trabalho depende do conhecimento de como os dados são transmitidos e recebidos pelo simulador de voo, bem como a arquitetura proposta. A configuração de hardware para avaliação do controlador de voo é mostrado na Fig. 8, em que um computador portátil de placa única, modelo Rapsberry Pi 3B+, é utilizado para executar o controlador projetado, para enviar os sinais de ação de controle à aeronave simulada no simulador X-plane 11, executado em um Desktop PC, e para receber dados de sensores da aeronave simulada, ambos via canal UDP.

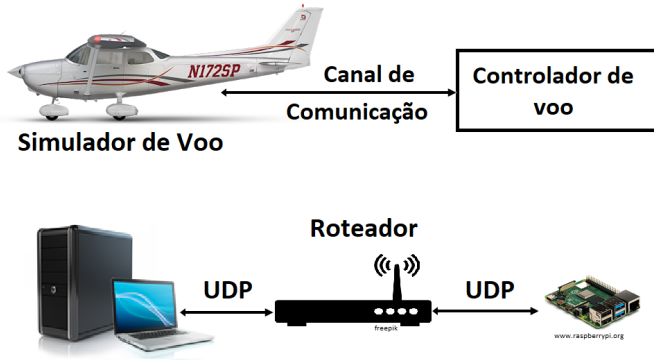


Fig. 8. Configuração de Avaliação do Controlador de Voo proposta. O voo é simulador no Desktop PC e o controlador de voo é executado na Raspberry Pi.

B. Configuração X-Plane

Apesar da pouca documentação, o simulador de voo X-Plane possui a possibilidade de leitura e escrita de dados utilizando o protocolo UDP (*User Datagram Protocol*), que difere do TCP (*Transmission Control Protocol*), uma vez que não precisa confirmar a entrega dos dados, tornando o UDP muito mais rápido, porém eleva as chances de perdas de pacote. Por esse motivo, o UDP tem preferência na utilização de aplicações que requeiram velocidade na transmissão, como é o caso do X-Plane, diferente do TCP, que é utilizado onde a velocidade não é problema [17]. Por meio do protocolo UDP, o X-Plane permite a troca de pacotes de dados em uma rede local disponibilizando assim diversos dados de controle da aeronave e, adicionalmente, dados de controle de condições climáticas. Neste trabalho, o X-Plane foi ajustado para gerar 50 amostras/segundo por meio da porta 49005, configurada para transmissão, e da porta 49000, configurada para recepção.

C. Discretização dos Controladores PID Projetados

Para aplicar os controladores PID projetados nas seções anteriores no sistema digital mostrado na Fig. 8, faz-se necessário a discretização dos controladores. Em [18] é descrito um processo de discretização de controlador PID que, para um dado tempo de amostragem T_o , a equação de um controlador PID (Equação 13) pode ser discretizada, resultado em uma equação à diferença (Equação 14), com algumas substituições numéricas, em que $u(k)$ é a ação de controle discretizada de $u(t)$, $e(k)$ e $e(k-1)$ é o erro discretizado no instante k e $k-1$.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (13)$$

$$u(k) = K_p \{e(k) + \frac{T_o}{T_i} \sum_{i=1}^k e(i-1) + \frac{T_d}{T_o} [e(k) - e(k-1)]\} \quad (14)$$

Ao Subtrair a expressão de $u(k-1)$ (Equação 15) da Equação 14, o resultado obtido é a versão recursiva da Equação 13, mostrado na Equação 16.

$$u(k-1) = K_p \{e(k-1) + \frac{T_o}{T_i} \sum_{i=1}^{k-1} e(i-1) + \frac{T_d}{T_o} [e(k-1) - e(k-2)]\} \quad (15)$$

$$u(k) - u(k-1) = q_0 e(k) + q_1 e(k-1) + q_2 e(k-2) \quad (16)$$

em que,

$$q_0 = K_p \left(\frac{K_p T_o + K_d}{T_o} \right),$$

$$q_1 = -K_p \left(\frac{2K_d}{T_o} + T_o K_i \right), \quad e$$

$$q_2 = \frac{K_d}{T_o}. \quad (17)$$

A equação à diferença mostrada na Equação 16 pode ser então facilmente implementada em um computador [18].

D. Sistema de Controle Embarcado

Com a comunicação via UDP estabelecida, a Raspberry Pi passa a receber os dados dos parâmetros referentes à malha de controle do sistema, controlando e estabilizando a aeronave, apresentando os dados do voo simulado em tempo real. Dessa forma, são recebidos os dados de medição dos sensores da aeronave utilizadas pelo sistema de piloto automático.

O controlador foi projetado de forma a estabilizar a aeronave e possibilitar a modificação de sua altitude. O controle da malha de arfagem foi fracionado em duas porções. A primeira realiza a diferença do valor de referência com o estado atual do sensor giroscópico, resultando um erro a ser amplificado e usado como *setpoint* para a malha de velocidade angular vertical. A segunda malha, controla a taxa de arfagem, determinada matematicamente, comparando o estado atual com o valor de referência e , mais uma vez, gerando mais um erro, a ser usado para controlar o ângulo de ataque e , conseqüentemente, causando a deflexão do profundor realizando a manutenção da altitude ou levando a aeronave a altitude desejada.

A malha responsável pelo controle de rumo também é dividida em duas porções: a malha de rolamento e a própria malha de controle de rumo. A metodologia aplicada à malha de altitude foi também aplicada para o controle de rumo direcional. Em termos descritivos, a deflexão do aileron acontece comparando o valor do sensor giroscópio ao valor desejado, resultando em um erro utilizado como referência para a taxa de rolamento. Esta taxa é subtraída de uma referência oriunda do sensor giroscópico, gerando um erro entre estes valores. Este erro, é usado no controle da deflexão dos ailerons. A segunda porção engloba o controle de rumo que recebe o valor do sensor magnético que, quando comparado com sua referência, produz um erro que alimenta a malha supracitada, fazendo a manutenção ou fazendo com que a aeronave mantenha o rumo desejado pelo operador da aeronave.

Para este trabalho, a malha de rumo foi utilizada de modo a realizar a manutenção da inclinação da aeronave durante as curvas, com a finalidade da obtenção dos resultados para o cenário apresentado no Item A.2 da Seção VI.

VI. RESULTADOS

Para avaliação e validação do controlador, foram levados em consideração três cenários comuns encontrados em um voo: (I) voo reto e nivelado sob presença de distúrbio não controlado (turbulência), (II) distúrbio por alteração de rumo direcional, e (III) distúrbio por alteração de altitude. Nos gráficos apresentados a seguir, é importante observar que o eixo Y representa a variável controlada e o eixo X representa o tempo em segundos.

A. Malha de Altitude

Nas seções seguintes são descritos os resultados para cada cenário considerado em que a malha de altitude é avaliada.

1) *Voo Reto Nivelado sob Distúrbios dos Ventos*: uma turbulência é o movimento desordenado de um fluido, sendo definido como o fenômeno em que o ar possui trajetórias irregulares com velocidades e flutuações aleatórias [19]. O controlador neste cenário atua sobre o ângulo de arfagem, mantendo-o na referência desejada, operando sobre o erro de altitude e, como resultado, atuando na deflexão do profundor, alterando o ângulo de arfagem para atenuar o erro. Para este trabalho, considerou-se turbulências com oscilações na velocidade da aeronave entre 5 a 14,9 nós e rajadas de até 12 nós, consideradas de categoria leve [20]. Na Figuras 9 e 10, verifica-se a ação do controlador na ocorrência do distúrbio. Na Fig. 10, verifica-se a presença de um sobressalto (M_p), um tempo de subida (T_r) e um tempo de acomodação. Estes dados são apresentados na Tabela III.

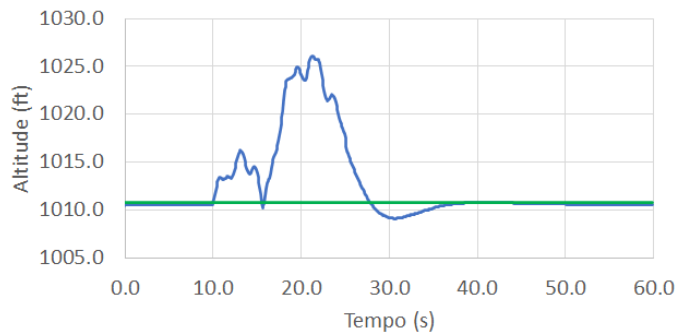


Fig. 9. Resposta da ação de controle da malha de altitude em situação de turbulência.

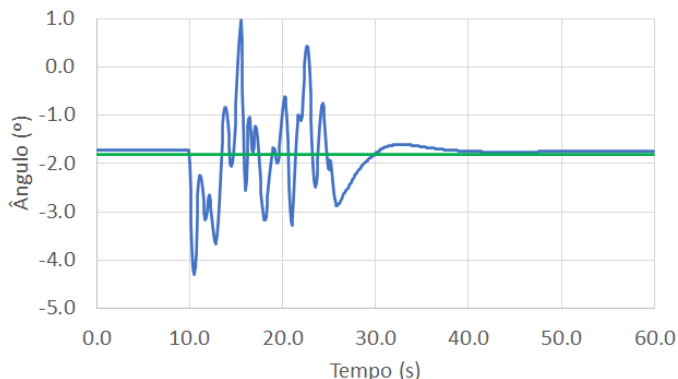


Fig. 10. Resposta da ação de controle da malha de altitude sobre o ângulo de arfagem em situação de turbulência.

TABELA III

DADOS OBTIDOS A PARTIR DOS GRÁFICOS EXPERIMENTAIS PARA DISTÚRBIOS CAUSADOS PELOS VENTOS (TURBULÊNCIA).

Distúrbio: distúrbios causados pelos ventos	
Sobressalto (M_p)	0,1 %
Tempo de subida (T_r)	1,5 s
Tempo de Pico (T_p)	6,6 s
Tempo de Assentamento (T_s)	19 s

2) *Distúrbio por Alteração de Rumo Direcional*: na Fig. 11 são mostradas as forças que atuam sobre a aeronave durante uma curva. A Componente Horizontal (F_c) é a força centrípeta e, em uma curva, a sustentação (L) é diretamente proporcional à inclinação da curva, ou seja, quanto maior a inclinação da curva, maior deve ser a sustentação, a fim de que a componente vertical ($-W$) seja igual ao peso da aeronave. Para isso, o sistema de controle deflete o profundor durante toda a curva, caso contrário, a aeronave tende a baixar a parte frontal, perdendo altitude. Neste trabalho, a malha de arfagem atuará na deflexão para fazer tais correções. Para melhor analisar o comportamento do controle sob esses distúrbios controlados, foram realizadas quatro curvas, alterando a direção da aeronave em 90, utilizando como referência os pontos cardeais (Norte, Leste, Sul, Oeste). O ângulo de inclinação da aeronave mostrado na Fig. 11, é o ângulo de inclinação utilizado neste trabalho, isto é, 20°. Na Fig. 12 e na Fig. 13, verifica-se a ação do controlador na ocorrência do distúrbio em que as respostas da malha para as quatro curvas foram sobrepostas para permitir observar alterações em seus comportamentos. Nessas figuras, a curva média é dada pela linha tracejada em vermelho e o *setpoint* é a linha preta.

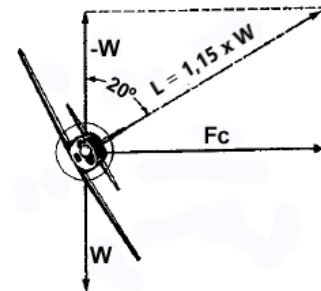


Fig. 11. Forças atuantes em uma curva. Adaptado de [10].

A partir das curvas médias, é possível obter as características do sistema como descritas na Tabela IV. Como ressaltado anteriormente, ao realizar uma curva em uma aeronave, o piloto automático deve manter a altitude durante a curva. Pelo gráfico, mostrado na Fig. 12, observa-se a resposta do controlador à queda de altitude, 10 ft, causada pela curva realizada pela aeronave. Na Fig. 13 é apresentada a ação do controlador atuando sobre o ângulo de arfagem, ao defletir o profundor, corrigindo o ângulo de arfagem, e, portanto, a altitude, funcionando conforme o esperado e desejado.

3) *Distúrbio Alteração de Altitude*: a alteração de altitude ocorre com a alteração do *setpoint* da malha de controle de altitude, que ao introduzir um novo valor de referência, este é comparado com o estado atual gerando um erro. O novo valor de referência do ângulo é subtraído ao estado atual do

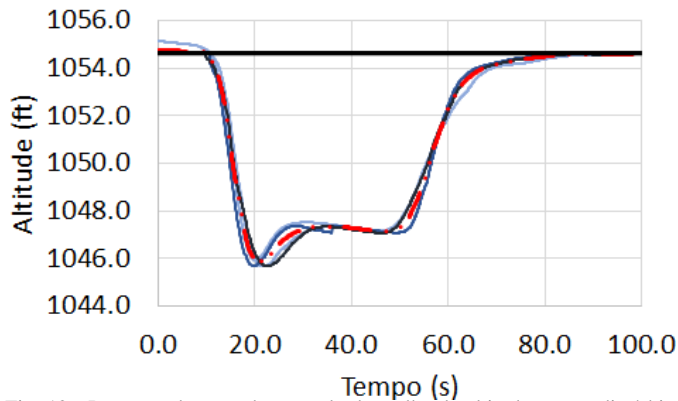


Fig. 12. Resposta da ação de controle da malha de altitude para o distúrbio controlado de curva.

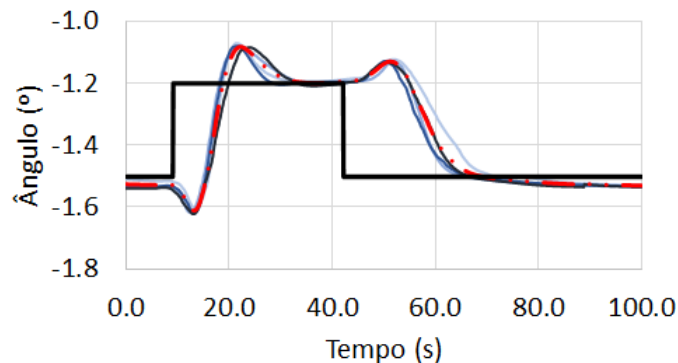


Fig. 13. Resposta da ação de controle da malha de altitude sobre o ângulo de arfagem para o distúrbio controlado de curva.

TABELA IV

DADOS OBTIDOS A PARTIR DOS GRÁFICOS EXPERIMENTAIS PARA DISTÚRBO CAUSADO PELA ALTERAÇÃO DE RUMO DIRECIONAL.

Distúrbio: Mudança de rumo direcional	
Sobressalto (M_p)	17,2 %
Tempo de Subida (T_r)	3,9 s
Tempo de Pico (T_p)	10,4 s
Tempo de Assentamento (T_s)	27,7 s

ângulo de arfagem. O erro gerado indica o valor do ângulo de deflexão do profundor, fazendo com que a aeronave tenha seu ângulo de atitude alterado e, conseqüentemente, a altitude modificada ou mantida.

Com a finalidade de analisar o comportamento do controle da malha de altitude sob o distúrbio mencionado, foram realizadas 8 alterações de altitude, subindo e descendo a aeronave. As alterações foram realizadas variando a referência da malha entre 1000 pés e 1200 pés. As curvas obtidas foram sobrepostas, a fim de verificar a similaridade de seu comportamento, extraindo-se suas respectivas médias (linha tracejada em vermelho) quando submetidas à entrada (linha em preto).

Interpretando os gráficos mostrados nas Fig. 14 e Fig. 15, tem-se que, após a alteração de *setpoint* da altitude, o controle de arfagem atua sobre o profundor, causando sua deflexão para elevar ou diminuir o ângulo de ataque, conforme necessário. Ainda na Fig. 15, é observada a atuação do profundor, ocasionando na alteração do ângulo de arfagem. Ao final do pico,

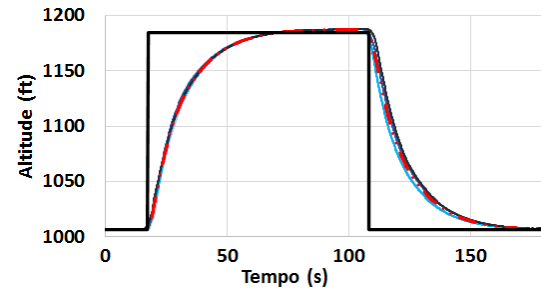


Fig. 14. Resposta da malha de altitude para alterações de referência da altitude.

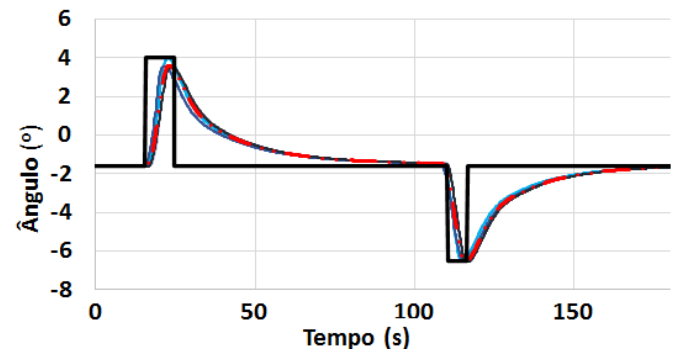


Fig. 15. Malha de arfagem atuando sobre ângulo de arfagem como conseqüência da alteração da referência da altitude.

o sistema retorna ao seu estado estacionário como uma curva com característica exponencial, caracterizando o sistema da malha do controle do ângulo de arfagem como um sistema de primeira ordem.

Seguindo o procedimento da seção anterior, para um sistema de primeira ordem é possível calcular o tempo de subida e tempo de acomodação e mostrados na Tabela V.

TABELA V

DADOS OBTIDOS A PARTIR DOS GRÁFICOS EXPERIMENTAIS PARA DISTÚRBO CAUSADO PELA ALTERAÇÃO DE ALTITUDE.

Distúrbio: Mudança de Altitude		
	Subida	Descida
Tempo de Subida (T_r)	26,5 s	37,2 s
Tempo de Assentamento (T_s)	48,3 s	67,2 s

Logo, infere-se que o controle do ângulo de arfagem operou dentro da região de saturação definido entre $+4^\circ$ e -6° . É importante destacar que o controle de altitude funcionou conforme o esperado, alterando a altitude da aeronave mantendo-a estável.

B. Malha de Rumo

Como comentado no Item V-D, uma malha de controle de rumo foi implementada a fim de manter a direção definida pelo operador realizando o respectivo controle da inclinação da aeronave durante as curvas garantindo um inclinação máxima de 20° . A finalidade principal neste trabalho da implementação da malha de controle de rumo foi para obter os resultados apresentados no Item A.2. Na Fig. 16, tem-se um exemplo da resposta da ação de controle pela malha de rumo.

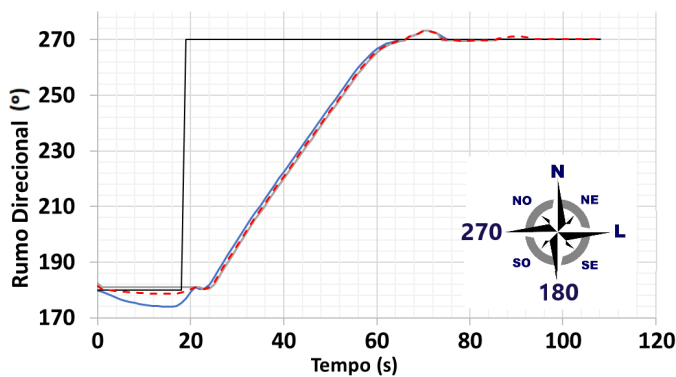


Fig. 16. Malha de Rumo: resposta da ação de controle.

VII. CONCLUSÕES

Neste trabalho foi descrito o desenvolvimento de um sistema aplicado em aviãoica para controle automático de altitude de voo específico para a aeronave Cessna 172SP Skyhawk. Porém, o método usado pode ser aplicável em qualquer aeronave dado que se tenha o modelo matemático. Neste trabalho foram descritos os conceitos aeronáuticos, a modelagem da aeronave, o projeto dos controladores PID, o esquema de hardware para execução embarcada do controlador, a aplicação dos sinais de controle e a simulação da aeronave, assim como a comunicação entre o controlado e a aeronave (código disponível em <https://github.com/microengenharia/FlightControl.git>). Conforme mostrados nos resultados experimentais obtidos por simulação, o sistema de controle, o piloto automático desenvolvido, apresentou resultados bastante satisfatórios no controle de altitude e direção da aeronave sob condições adversas (turbulências) e em cenários de mudança de altitude e em manobras de curvas para ambos os lados. Como trabalhos futuros, sugerimos a aplicação de técnicas de inteligência artificial, permitindo realizar estudos comparativos com este trabalho, e o desenvolvimento de um sistema de desacoplamento do piloto automático como um sistema de contra-medida à perturbações severas permitindo interferência humana por controle manual.

ACKNOWLEDGMENT

O presente trabalho foi realizado com apoio do PRONEX/FAPESQ-PB/CNPq (Nº 009/2019) e do CNPq (Nº 309371/2019-8).

REFERÊNCIAS

- [1] D. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls - Part I and Part II*. 3 ed., Lawrence: DARcorporation, 2001.
- [2] S. R. B. Santos, "Arquitetura de um piloto automático longitudinal "hardware in loop" com o simulador x-plane," Master's thesis, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.
- [3] E. Çetfn, "System identification and controle of a fixed wing aircraft by using flight data obtained from x-plane flight simulator," *Master Thesis*, vol. Middle East Technical University, no. Turkey, p. 169, 2018.
- [4] M. A. Elsadig and M. A. Elbakri, "Design of autopilot platform using hils approach," in *2017 International Conference on Communication, Control, Computing and Electronics Engineering (ICCCCEE)*, pp. 1–6, 2017.
- [5] P. C. Jan Vlk, "Metodologia de sintonia pid multi-malha para veículos aereos não tripulados: dinâmica longitudinal," *Congresso Brasileiro de Automática*, 2012.

- [6] Rogalski, Tomasz, Nowak, Dariusz, Walek, Lukasz, Rzońca, Dariusz, and Samolej, Slawomir, "Control system for aircraft take-off and landing based on modified pid controllers," *MATEC Web Conf.*, vol. 252, p. 06008, 2019.
- [7] Y. V. P. Kumar, K. M. N. S. Kiran, S. Yugandhar, and K. P. Raju, "Online attitude controlling of longitudinal autopilot for general aviation aircraft using artificial neural networks," in *2013 Nirma University International Conference on Engineering (NUICONe)*, pp. 1–6, 2013.
- [8] ICAO/OACI, "The convention on international civil aviation: Annexes 1 to 18.," Master's thesis, Toronto, Canadá, 1948. URL = https://www.icao.int/safety/airnavigation/nationalitymarks/annexes_booklet_en.pdf.
- [9] ICAO/OACI, "Flight controls," Master's thesis, France, 2010. URL = <https://www.lavionnaire.fr/VocabulaireFlightControl.php>.
- [10] J. M. Homa, *Conhecimentos Técnicos de Aeronaves e Motores*. 32 ed., São Paulo: Editora ASA, 2012.
- [11] N. S. Saintive, *Teoria de voo: Introdução à Aerodinâmica*. 7 ed., São Paulo: Editora ASA, 2015.
- [12] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles. A linear systems approach to Aircraft Stability and Control*. 3 ed., Oxford: Elsevier, 2012.
- [13] W. H. Leisher L, *Stability derivatives of cessna aircraft*. Wichita: Cessna Aircraft Company, 1957.
- [14] C. Kasnakoğlu, "Investigation of multi-input multi-output robust control methods to handle parametric uncertainties in autopilot design," *PLOS ONE*, vol. 11, 2016.
- [15] R. C. Dorf, *Sistema de Controle Modernos*. 11 ed, São Paulo: LTC, 2009.
- [16] A. K. et al, "Flight dynamics, stability and control of a flexible airplane," *15th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology.*, vol. Cairo, 2013.
- [17] V. Bernal, "Protocolo udp: "user datagram protocol"," Master's thesis, 2016. URL = https://edisciplinas.usp.br/pluginfile.php/4665877/mod_resource/content/1/61-Revisao-udp-v5.pdf. Acesso em 10 de março de 2020.
- [18] C. de Souza et al, *Controle por computador: Desenvolvendo sistema de aquisição de dados*. 1 ed., São Luís: EDUFMA, 2001.
- [19] A. B. das Empresas Aéreas, "Turbulência no avião: você não precisa ter medo," Master's thesis. URL = <https://www.abear.com.br/blog-do-passageiro/recomendacoes/turbulencia-no-aviao/>. Acesso em 17 de fevereiro de 2020.
- [20] A. N. de Aviação Civil, "Turbulência descomplicada: Um guia para pilotos," Master's thesis, Brasil, 2019. URL = <https://www.anac.gov.br/assuntos/setor-regulado/profissionais-da-aviacao-civil/meteorologia-aeronautica/arquivos/guiaaparapilotosturbulencia.pdf>.



Luan Carlos Florencio Henriques mestrando em Otimização de Sistemas de Energia pela Universidade Federal da Paraíba (UFPB). Graduado em Engenharia Elétrica pela UFPB (2020). Atualmente desenvolve pesquisa em Machine Learning para Otimização de Sistemas de Energia em Smart Grids para o SmartGrid Group (SG2) na UFPB. Possui experiência em Instrumentação Eletrônica, condicionamento de sinais e projeto de controle e estabilidade.



Cleonilson Protásio de Souza é doutor em Engenharia Elétrica pela Universidade Federal de Campina Grande (2006) com pós-doutorado pela University of Washington Tacoma (2018). Atualmente é Bolsista de Produtividade em Pesquisa do CNPq, Brasil, PQ2. Suas áreas de interesse são: desenvolvimento de sistemas de colheita de Energia (Energy Harvesting) visando Redes de Sensores sem-fio (RSSF) e IoT (Internet of Things), teste de circuitos integrados e sistemas eletrônicos embarcados.