

Projeto de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado em fase de voo de cruzeiro

NEILSON LUNIERE VILAÇA

Master's student of Electrical Engineering
Federal University of Amazonas, Brazil

DANIEL GUZMÁN DEL RÍO

Doctor and Professor of Electrical Engineering
Amazonas State University, Brazil

ANTONIO CLAUDIO KIELING

Doctor and Professor of Mechanical Engineering
Amazonas State University, Brazil

MARCOS DANTAS DOS SANTOS

Master of Science and Professor of Mechanical Engineering
Amazonas State University, Brazil

Abstract:

This paper presents has as objective to design of an autopilot for an unmanned aerial vehicle (UAV) in phase of cruise flight, that is able to provide pilot age support and improvement of the aircraft performance, both in clear and severe weather conditions, including rain, gusty and crosswinds. Also, have a low cost to implement in future applications. First, the mathematical modeling of the aircraft's dynamic system was performed, which includes the three axes of stability, namely longitudinal, lateral and directional, using the softwares Matlab and AVL (Athena Vortex Lattice) as support. Then, the proportional–integral–derivative (PID) controllers were design educing the Ziegler-Nichols criterion and the root-locus method, so that, the system achieve the design control requirements such as overshoot, peak time and damping. After, the design of all controllers, the chosen air craft was designed in the X-Plane software using the Plane Maker tool, where all its physical measurements and aerodynamic, structural, stability, control and performance were applied. Lastly, a network connection was established using the UDP protocol between the Matlab and X-Plane software, so that the project could be validated by software-in-the-loop simulation which is

obtained in real time the response of the aircraft by applying each controller in a virtual environment, but very close to reality. The results show that the designed controllers achieve the established requirements, showing good responses in normal and severe weather conditions.

Keywords: UAV, Stability Augmentation, PID controller, AVL, MATLAB, X-PLANE, UDP protocol, software-in-the-loop.

1. INTRODUÇÃO

A utilização de veículos aéreos não tripulados (*VANT's*) tem se difundido em diversos setores da sociedade. Pode se observar, por exemplo, sua aplicação tanto na área agrícola quanto em transportes de pequenas cargas, sempre com o objetivo de cumprir missões bem definidas.

Então, assim como os outros meios de transporte aéreo, os *VANT's* estão sujeitos a intempéries e condições de voo que dificultam a manobrabilidade do piloto e diminuem a performance da aeronave, resultando, fatalmente, no fracasso da missão. Além disso, os *VANT's* costumam ser mais suscetíveis a variações climáticas, como, por exemplo, ventos de rajada, popa e través.

Outro fator importante, é que os *VANT's* construídos como protótipos, podem possuir características de instabilidade em seu próprio projeto original. Assim, na tentativa de solucionar esse problema, tem-se utilizado de kits prontos de placas controladoras embarcadas que possuem alto custo financeiro.

Dessa maneira, esse trabalho se justifica na necessidade de desenvolver um sistema de piloto automático que seja capaz de proporcionar um voo estável e controlável durante a etapa de voo de cruzeiro de uma aeronave não tripulada, diminuindo os riscos e propiciando amparo ao piloto da aeronave. Além disso, possuir um custo menor para implementação física, torna-se fundamental para a viabilidade de uso do sistema.

Assim, neste trabalho busca-se obter um modelomatemático de uma aeronave cargueira não tripulada, por meio do conhecimento de seu comportamento aerodinâmico. Também, tem o objetivo de

definir as funções de transferência e determinação da malha de controle correspondente a cada eixo e superfície de comando, conforme definido por Anderson [1]. Por fim, visa realizar uma simulação *software-in-the-loop* para validar o controlador projetado.

Portanto, o desenvolvimento desse trabalho se subdivide em seções principais intituladas como: Metodologia (Seção 2), Modelagem Matemática (Seção 3), Implementação (Seção 4), Análise dos Resultados (Seção 5) e Conclusão (Seção 6).

2. MATERIAIS E MÉTODOS

O desenvolvimento do projeto do sistema de voo automático consistiu na modelagem matemática da aeronave, projeto dos controladores e realização da simulação *software-in-the-loop*, obtendo como dados de entrada as características geométricas da aeronave escolhida que foi projetada pela Equipe Urutau Aerodesign.

Na primeira etapa, realizou-se o equacionamento dos movimentos da aeronave em relação aos eixos longitudinal, lateral e direcional. Essas equações são definidas por Roskam[8] e também foram aplicadas por Splendor[9] na concepção de um piloto automático para o Cessna 182.

A segunda etapa consistiu no projeto dos controladores PID, por meio do lugar geométrico das raízes, utilizando a função *rlocus* e *rtool* do Matlab, estimando, inicialmente, os valores dos coeficientes por meio do critério de Ziegler-Nichols, conforme Ogata[7] e Castrucci[3]. Por fim, verificou-se se o controlador projetado atende aos requisitos do projeto. Caso, contrário, ajustes eram realizados para a adequação.

A terceira etapa trata-se da simulação *software-in-the-loop* que se refere a validação dos controladores projetados, por meio da comunicação entre os dois *softwares* (Matlab e X-Plane) em tempo real, conforme sugerido por Araújo (2011). Como a aeronave desenhada é mais próxima da realidade que o equacionamento do sistema, também foi necessário realizar ajustes nessa etapa para que a aeronave se torna-se estável. Além disso, foram realizadas simulações em ambiente com condições climáticas adversas para que fosse possível avaliar o quão efetivo é o controlador. A Figura 1 o diagrama em blocos da metodologia desenvolvida.

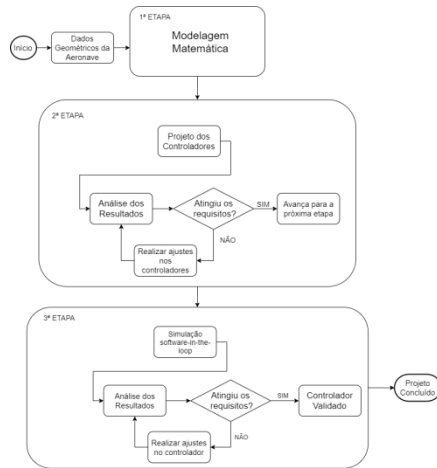


Figura 1 - Diagrama em blocos do desenvolvimento do projeto.

2.1 A aeronave

A aeronave, nomeada como "Caboquinha", trata-se de uma aeronave cargueira rádio-controlada e foi projetada pela equipe Urutau Aerodesign, da Universidade do Estado do Amazonas, para participar da 20ª COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN. A Figura 2 mostra a aeronave realizando corrida de decolagem no Aeroporto Internacional de São José dos Campos Professor Urbano Ernesto Stumpf, local da competição.



Figura 2- Aeronave Caboquinha[10].

O objetivo principal definido pelo regulamento da competição é a construção de uma aeronave capaz de levar a maior carga possível, além de possuir um sistema embarcado de telemetria, fornecendo dados, como altitude, velocidade e GPS, em tempo real a um computador em solo.

Dessa forma, busca-se desenvolver o piloto automático para essa aeronave em específica, a qual está propensa a sofrer os efeitos provenientes das variações climáticas do local, para cumprimento de sua missão. Na Figura 3, tem-se alguns dados técnicos da aeronave.

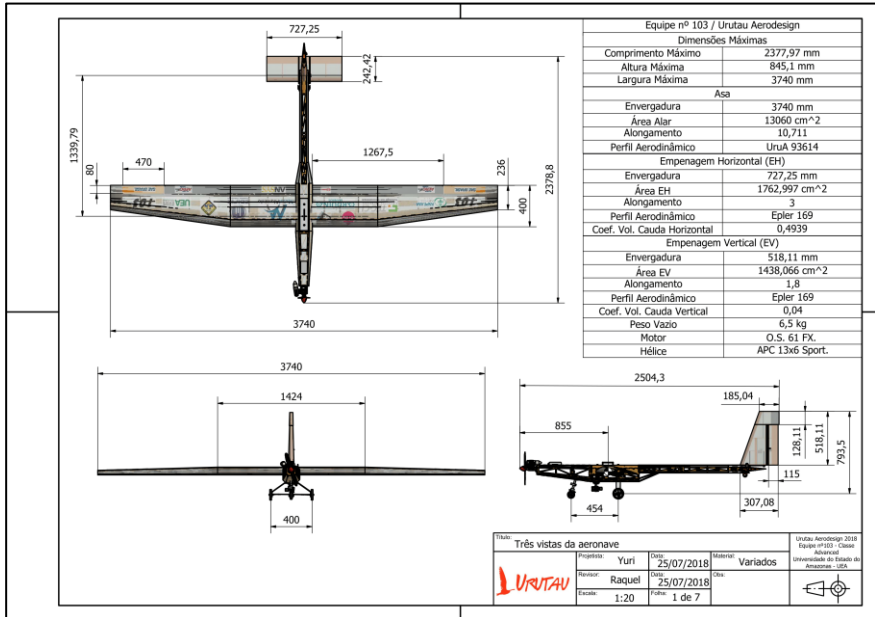


Figura 3 - Dados técnicos da aeronave Caboquinha[10].

2.2 AVL (Athena VortexLattice)

A obtenção dos dados aerodinâmicos iniciais foi concebida por meio do software AVL (Athena Vortex Lattice), em que são colocados, em um arquivo de texto, as características geométricas da aeronave, como envergadura da asa, corda na raiz, corda na ponta e offset, conforme Figura 4.

Então, o arquivo de texto, salvo no formato ".avl", é compilado pelo software, e se obtém os dados aerodinâmicos da aeronave, como coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, coeficiente de momento e eficiência da asa.

Neilson Luniere Vilaça, Daniel Guzmán del Río, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos– **Projeto de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado em fase de voo de cruzeiro**

```
#Mach
0.0
#lvsym lzsym zsym
0 0 0
#Sref Cref Bref
1.306 0.358 3.74
#Xref Yref Zref (localização padrão sobre quais momentos e taxas de rotação são definidos)
0.127745 0.0 0.0
#CDp ((Coeficiente de arrasto do perfil padrão adicionado à geometria)
0.0

SURFACE
Asa
#Nchord Cspace Nspan Sspace
10.0 2.0 25 -1.0

COMPONENT #Numero de componentes a se agrupar
0

YDUPLICATE #ESPELHAR
0.0

TRANSLATE #POSICAO
#X Y Z
0.0 0.0 0.0

ANGLE #angulo de incidência da superfície inteira
0.0

SECTION
#Xle(offset) Yle(envergadura) Zle(altura) Chord(Corda) Ainc (angulo de incidencia da seção) Nspan Sspace
0. 0.0 0.0 0.40 0.0 0 0
AFILE #perfil
UruA93614.dat

SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspan Sspace
0. 0.711 0.0 0.40 0.0 0 0
AFILE#perfil
UruA93614.dat

SECTION
#Xle Yle Zle Chord Ainc Nspan Sspace
0.164 1.87 0.0 0.236 0.0 0 0
AFILE#perfil
UruA93614.dat
```

Figura 4 - Arquivo de configuração AVL.

2.3 Controladores PID

Com os resultados obtidos do software AVL é possível calcular os controladores PID para automatizar a pilotagem da aeronave, bem como propor melhorias de estabilidade. Assim, foi utilizado o *software* Matlab como suporte para definir os ganhos de malha de controle, atendendo os critérios de Ziegler-Nichols.

Dessa forma, prioritariamente, foram definidos os requisitos dos controladores para cada eixo de estabilidade. As Tabelas 1, 2 e 3 apresentam esses requisitos para o eixo longitudinal, lateral e direcional, respectivamente.

Tabela 1 - Requisitos do controlador longitudinal.

Controlador	Característica	Valores
Arfagem	Tempo de pico(tp)	$\leq 1s$
	Máximo sobressinal (Mp)	35%
	Amortecimento(ζ)	0.7
Altitude	Tempo de pico(tp)	$\leq 15s$
	Máximo sobressinal (Mp)	30%
	Amortecimento(ζ)	$\leq 20s$

Tabela 2 - Requisitos do controlador lateral

Controlador	Característica	Valores
Rolamento	Tempo de pico(tp)	$\leq 5s$
	Máximo sobressinal (Mp)	20%
	Tempo de acomodação (ts)	$\leq 15s$
	Amortecimento(ζ)	0.7

Tabela 3 - Requisitos do controlador direcional

Controlador	Característica	Valores
Guinada	Tempo de pico(tp)	$\leq 10s$
	Máximo sobressinal (Mp)	30%
	Tempo de acomodação (ts)	$\leq 20s$
	Amortecimento(ζ)	$3 < \zeta < 4$

Assim, utiliza-se o método do lugar geométrico das raízes (LGR) aplicando ganhos, polos e zeros de forma experimental, para, então, melhorar a resposta do sistema. A Figura 5, 6 e 7 apresentam o LGR do eixo longitudinal, lateral e direcional da aeronave, respectivamente.

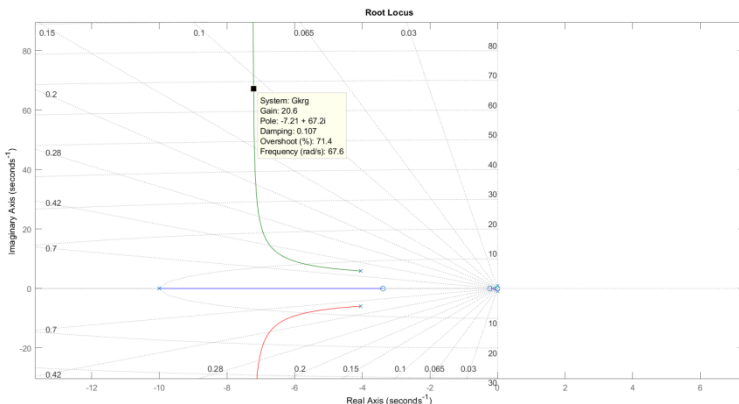


Figura 5 - Lugar geométrico das raízes do eixo longitudinal da aeronave.

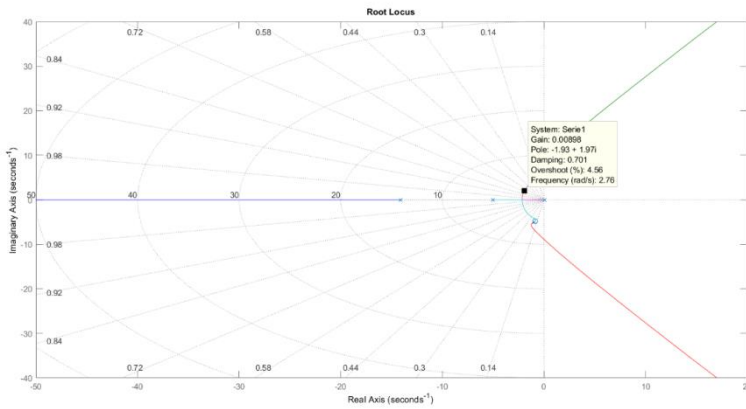


Figura 6 - Lugar geométrico das raízes do eixo lateral da aeronave.

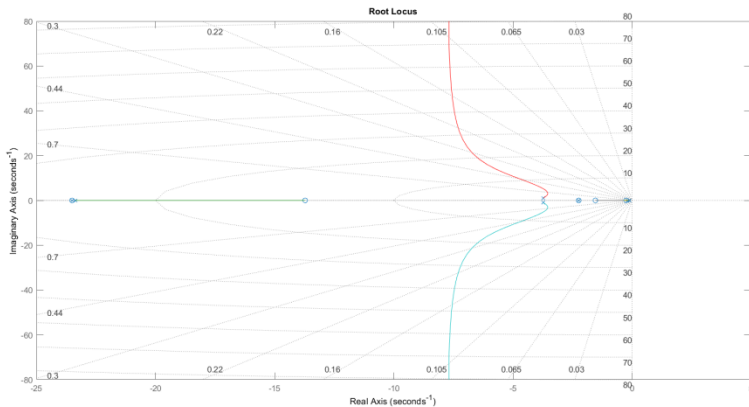


Figura 7 - Lugar geométrico das raízes do eixo direcional da aeronave.

2.4 Desenho da aeronave

Para realização da simulação *software-in-the-loop* foi utilizado *software* o X-Plane como simulador de voo para que seja possível a validação dos controladores. Assim, primeiramente, foi necessário desenhar a aeronave em três dimensões utilizando a ferramenta *Plane Maker*. Foram adicionadas todas as suas configurações aerodinâmicas de voo, de desempenho do motor e da hélice, resistência estrutural, configurações de estabilidade e controle, além de suas dimensões físicas, conforme projetado pela Equipe Urutau Aerodesign. A Figura 8 apresenta a aeronave desenhada no *software*.



Figura 8 - Aeronave desenhada no X-Plane em uma pista de voo.

3. MODELAGEM MATEMÁTICA

As equações que descrevem o movimento da aeronave são o "ponto-chave" para a realização da modelagem do sistema. Além disso, segundo Cook (2007), as equações de movimento fornecem uma boa condição para simulação da estabilidade e parâmetros de controle que estão relacionados com as características aerodinâmicas da estrutura da aeronave. Assim, tem-se a seguir o equacionamento da aeronave para cada um dos eixos de estabilidade.

3.1 Estabilidade dinâmica longitudinal

Conforme desenvolvido por Roskam[8] e Nelson [6], o movimento longitudinal da aeronave pode ser descrito conforme as Equações (1), (2) e (3) a seguir:

$$m\dot{u} = -mg\cos\theta_0 + \bar{q}_0 S \left[-(C_{D_u} + 2C_{D_0})\frac{u}{U_0} + (C_{T_{x_u}} + 2C_{T_{x_0}})\frac{u}{U_0} \right] + \bar{q}_0 S \left[\frac{C_D}{U_0} - (C_{D_\alpha} - C_{L_\alpha})\alpha - C_{\delta_c}\delta_c \right] \quad (1)$$

$$m(\dot{w} - U_0q) = -mg\sin\theta_0 + \bar{q}_0 S \left[-(C_{L_w} + 2C_{L_0})\frac{u}{U_0} + (C_{L_\alpha} + 2C_{D_0})\alpha \right] + \bar{q}_0 S \left[-C_{L_\alpha}\frac{\alpha\bar{c}}{2U_0} - C_{L_q}\frac{q}{2} \right] \quad (2)$$

$$I_{yy}\dot{q} = \bar{q}_0 S \bar{c} \left[(C_{m_u} + 2C_{m_0})\frac{u}{U_0} + (C_{m_{T_u}} + 2C_{m_{T_0}})\frac{u}{U_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{T_\alpha}}\alpha \right] + \bar{q}_0 S \bar{c} \left[C_{m_\alpha}\frac{\alpha\bar{c}}{2U_0} + C_{m_q}\frac{q\bar{c}}{2U_0} + C_{m_{\delta_c}}\delta_c \right] \quad (3)$$

Considerando $q = \dot{\theta}$ e $w = U_0\alpha$, é possível reescrever as equações em função da velocidade (u), ângulo de ataque (α) e do ângulo de arfagem (θ). Para se obter um melhor entendimento das características físicas

das equações longitudinais, comumente divide-se ambos os lados da equação por m e a equação do momento de arfagem por I_{yy} , ficando, assim, escritas em termos de suas derivadas mostradas nas Equações (4), (5) e (6).

$$\dot{u} = -g\theta \cos\theta_0 + X_u u + X_{T_u} u + X_\alpha \alpha + X_{\delta_e} \delta_e \quad (2)$$

$$U_0 \dot{\alpha} - U_0 \dot{\theta} = -g\theta \sin\theta_0 + Z_u u + Z_\alpha \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + Z_q \dot{\theta} + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (3)$$

$$\dot{q} = M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} + M_{\delta_e} \delta_e \quad (4)$$

Com isso, aplica-se a transformada de Laplace nas Equações (4), (5) e (6), considerando as condições iniciais nulas. Assim, tem-se os resultados nas equações (7), (8) e (9):

$$(s - X_u - X_{T_u})u(s) - X_\alpha \alpha(s) + g \cos\theta_0 \theta(s) = X_{\delta_e} \delta_e(s) \quad (5)$$

$$-Z_u u(s) + [s(U_0 - Z_{\dot{\alpha}}) - Z_\alpha] \alpha(s) + [-(Z_q + U_0)s + g \sin\theta_0] \theta(s) = Z_{\delta_e} \delta_e(s) \quad (6)$$

$$-(M_u + M_{T_u})u(s) - (M_{\dot{\alpha}} s + M_\alpha + M_{T_\alpha}) \alpha(s) + (s^2 - M_q s) \theta(s) = M_{\delta_e} \delta_e(s) \quad (7)$$

Temos que $u(s), \alpha(s)$ e $\theta(s)$ são as variáveis de saída, após a aplicação da transformada de Laplace, para as variáveis $u(t)$, $\alpha(t)$ e $\theta(t)$ do domínio do tempo. Por semelhante modo, a variável $\delta_e(s)$ e $\delta_e(t)$. Dividindo as equações por $\delta_e(s)$ tem-se as Equações (10), (11) e (12) para as variáveis de saída, representadas a seguir.

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_u}{D_1} = \frac{A_u s^3 + B_u s^2 + C_u s + D_u}{A_1 s^4 + B_1 s^3 + C_1 s^2 + D_1 s + E_1} \quad (8)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_\alpha}{D_1} = \frac{A_\alpha s^3 + B_\alpha s^2 + C_\alpha s + D_\alpha}{A_1 s^4 + B_1 s^3 + C_1 s^2 + D_1 s + E_1} \quad (9)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_\theta}{D_1} = \frac{A_\theta s^2 + B_\theta s + C_\theta}{A_1 s^4 + B_1 s^3 + C_1 s^2 + D_1 s + E_1} \quad (10)$$

3.2 Estabilidade dinâmica lateral

Por semelhante modo, Roskam[8] desenvolveu as equações para pequenas perturbações do movimento latero-direcional, representadas nas Equações (13), (14) e (15).

$$m(\dot{v} + U_0 r) = mg\phi \cos\theta_0 + \bar{q}S \left[C_{y_\beta} \beta + C_{y_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{y_r} \frac{rb}{2U_0} + C_{y_{\delta_a}} \delta_a + C_{y_{\delta_r}} \delta_r \right] \quad (11)$$

$$I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} = \bar{q}_0 S b \left[C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{l_r} \frac{rb}{2U_0} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \quad (12)$$

$$I_{xz} \dot{r} - I_{zz} \dot{p} = \bar{q}_0 S b \left[C_{n_\beta} \beta + C_{n_{T_\beta}} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{n_r} \frac{rb}{2U_0} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \quad (13)$$

Assim, essas equações podem ser reescritas em função dos ângulos de derrapagem (β), rolamento (ϕ) e guinada (ψ), ao se considerar a aeronave em voto reto e nivelado, em que $\Phi_0 = 0$ e $\Theta \approx 0$. Além disso, os momentos I_{xxs} , I_{zzs} e I_{xzs} que são definidos por meio dos eixos de estabilidade, podem ser determinados por meio dos momentos I_{xxb} , I_{zzb} e I_{xzb} .

Igualmente, será dividido as equações por m , I_{xxs} e I_{zzs} , respectivamente, para descrever melhor as características físicas do sistema. Assim, as equações de movimento latero-direcional são reescritas em função das derivadas de estabilidade, mostradas nas Equações (16), (17) e (18).

$$U_0 \dot{\beta} + U_0 \dot{\psi} = g\phi \cos\theta_0 + Y_\beta \beta + Y_p \dot{\phi} + Y_r \dot{\psi} + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \quad (14)$$

$$\ddot{\phi} - \bar{A}_0 \ddot{\psi} = L_\beta \beta + L_p \dot{\phi} + L_r \dot{\psi} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \quad (15)$$

$$\ddot{\psi} - \bar{B}_0 \ddot{\phi} = N_\beta \beta + N_{T_\beta} \beta + N_p \dot{\phi} + N_r \dot{\psi} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \quad (16)$$

Em que:

$$\bar{A}_0 = \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \quad (17)$$

$$\bar{B}_0 = \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (18)$$

Então, considera-se as condições iniciais nulas, e é aplicado a transformada de Laplace:

$$(sU_0 - Y_\beta)\beta(s) - (sY_p + g\cos\theta_0)\phi(s) + s(U_0 - Y_r)\psi(s) = Y_\delta\delta(s) \quad (19)$$

$$-L_\beta\beta(s) + (s^2 - sL_p)\phi(s) - (s^2\bar{A}_0 + sL_r)\psi(s) = L_\delta\delta(s) \quad (20)$$

$$-(N_\beta + N_{T_\beta})\beta(s) - (s^2\bar{B}_0 + sN_p)\phi(s) + (s^2 - sN_r)\psi(s) = N_\delta\delta(s) \quad (21)$$

Desse modo, tem-se que $\beta(t), \phi(t), \psi(t)$ e $\delta(t)$ possuem, respectivamente, as seguintes transformadas de Laplace: $\beta(s), \phi(s), \psi(s)$ e $\delta(s)$. Realizando a divisão das equações por $\delta(s)$, temos as funções de transferência do eixo latero-direcional da aeronave representadas nas Equações (24), (25) e (26).

$$\frac{\beta(s)}{\delta(s)} = \frac{N_\beta}{D_2} = \frac{A_\beta s^3 + B_\beta s^2 + C_\beta s + D_\beta}{A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2} \quad (22)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta(s)} = \frac{N_\phi}{D_2} = \frac{A_\phi s^2 + B_\phi s + C_\phi}{A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2} \quad (23)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta(s)} = \frac{N_\psi}{D_2} = \frac{A_\psi s^3 + B_\psi s^2 + C_\psi s + D_\psi}{s(A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2)} \quad (24)$$

4. IMPLEMENTAÇÃO

4.1 Eixo longitudinal

Com as equações definidas na seção anterior, aplica-se as Equações (10), (11) e (12) para obtenção da função de transferência da aeronave. Elas, por sua vez, descrevem o comportamento da aeronave em malha aberta, em que se tem a solução para as variáveis $\frac{u(s)}{\delta_e}, \frac{\alpha(s)}{\delta_e}$ e $\frac{\theta(s)}{\delta_e}$, mostradas a seguir.

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-4.4260s^2 + 236.3000s + 2508}{s^4 + 8.0881s^3 + 51.8235s^2 + 4.9043s + 36.4296} \quad (25)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.2001s^3 - 21.0840s^2 - 0.8626s - 19.4786}{s^4 + 8.0881s^3 + 51.8235s^2 + 4.9043s + 36.4296} \quad (26)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-21.8253s^2 - 78.8255s - 16.5757}{s^4 + 8.0881s^3 + 51.8235s^2 + 4.9043s + 36.4296} \quad (27)$$

Também foi equacionada a função de transferência de altitude da aeronave, que possui como parâmetros as funções $\frac{\theta(s)}{\delta_e}$ e $\frac{\alpha(s)}{\delta_e}$, relacionadas com a velocidade horizontal da aeronave, como é mostrado a seguir.

$$\frac{\Delta_h(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} = \frac{u_1}{s} \left[\frac{\Delta_\theta(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} - \frac{\Delta_\alpha(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} \right] \quad (28)$$

Ao aplicar a Equação (30), tem-se a resposta da aeronave dada uma variação de altitude, considerando o ângulo de ataque e de guinada, relacionados com a deflexão do profundor. Portanto, tem-se a seguinte função de transferência.

$$\frac{\Delta_h(s)}{\Delta_{\delta_e}(s)} = \frac{-0.6226s^3 - 2.3068s^2 + 246.6077s + 9.0333}{s^3 + 3.6117s^2 + 0.7595s} \quad (29)$$

4.2 Eixo lateral

Quanto ao eixo lateral aplica-se as Equações (24), (25) e (26), que descrevem o comportamento lateral da aeronave, em malha aberta, considerando a deflexão dos *aileron*s, apenas. Assim, tem-se as soluções a seguir, para as variáveis $\frac{\beta(s)}{\delta_a}(s)$, $\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)}$ e $\frac{\psi(s)}{\delta_a(s)}$.

$$\frac{\beta(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-1.5480s^2 + 100.2000s + 1964}{s^4 + 16.0268s^3 + 53.1064s^2 + 366.2788s - 27.0485} \quad (30)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{3076s^2 + 5241s + 72666}{s^4 + 16.0268s^3 + 53.1064s^2 + 366.2788s - 27.0485} \quad (31)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{105.6000s^3 - 4667s^2 - 1910s + 34290}{67.1500s^5 + 1076s^4 + 3566s^3 + 24594s^2 - 1816s} \quad (32)$$

4.3 Eixo direcional

As funções de transferências para o eixo direcional da aeronave foram definidas por meio das (24), (25) e (26) e, tendo como solução, as variáveis $\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$, $\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)}$ e $\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)}$. Assim, tem-se o resultado a seguir:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{7.4170s^3 + 825s^2 + 10902s + 930.2510}{s^4 + 16.0268s^3 + 43.8445s^2 + 249.5147s - 9.7620} \quad (33)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{184.1697s^2 - 2010s - 10150}{s^4 + 16.0268s^3 + 43.8445s^2 + 249.5147s - 9.7620} \quad (34)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-10.7279s^3 - 163.2198s^2 - 31.2318s - 68.8944}{s^5 + 16.0268s^4 + 43.8445s^3 + 249.5147s^2 - 9.7620s} \quad (35)$$

Contudo, para a implementação do controlador direcional, aplicou-se a redução de ordem das Equações (35), (36) e (37), com o objetivo de considerar apenas a contribuição do eixo direcional e facilitar o projeto

do controlador direcional via lugar geométrico das raízes, conforme explica McLean[5]. Assim tem-se as seguintes equações reduzidas:

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{\dot{\psi}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{10.9932s+150.6196}{s^2+25.7415s+52.5986} \quad (36)$$

$$\frac{p(s)}{\delta_r(s)} = \frac{\dot{\phi}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-4.0022s-43.2479}{s^2+25.7415s+52.5986} \quad (37)$$

Além disso, se faz necessário ter um circuito *washout*, pois McLean[5] afirma que o modelo proposto tende a se opor a qualquer taxa de alteração, mesmo que tenha sido comandada, para alterar o rumo da aeronave, por exemplo. Assim, a aplicação do circuito *washout* evita esse tipo de oposição. Então, tem-se essa equação definida a seguir.

$$H(s)_{washout} = \frac{s}{s+0.25} \quad (38)$$

4.4 Software-in-the-loop

A realização da simulação *software-in-the-loop* consiste em estabelecer a comunicação entre dois *softwares*, para validação em tempo real de um dado sistema. Para este trabalho, foi utilizado o Matlab como plataforma de desenvolvimento dos controladores e o X-Plane como ambiente de simulação de aeronaves.

Portanto, entre esses dois *softwares* foi estabelecida uma comunicação via protocolo UDP para a troca de informações, de modo que, fosse possível enviar e receber dados de ambos os lados da comunicação, conforme explica Kurose[4]. Contudo, previamente foi realizada a configuração desse modo de comunicação, em cada *software*, separadamente.

No software X-Plane, conforme X-Plane 11[11] e Araujo[2], acessando o menu principal, clica-se no botão "Propriedades". Então, na aba "Dados de saída" seleciona-se os dados desejados para serem transmitidos via rede, utilizando o protocolo UDP. Então, foram selecionados, conforme a Figura 9, os parâmetros: *speeds, mach, VVI, g-load, joystick aileron/elevator/rudder, trim, flaps, stats, speedbrakes, angular velocities, pitch, roll, headings, latitude, longitude, altitude, throttle (actual)*.

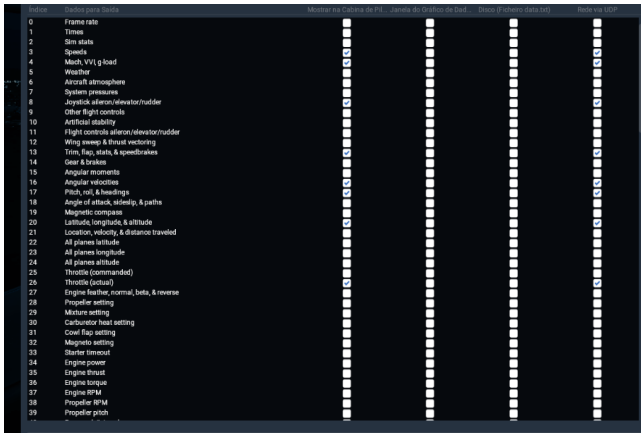


Figura 9 - Configuração da Rede no X-Plane.

No Matlab, foi utilizado a plataforma Simulink para recebimento e envio de dados, bem como o equacionamento dos controladores projetados em forma de diagrama de blocos. Assim, foi utilizado o bloco *Byte Pack*, que converte um ou mais sinais em um único vetor de dados, associado ao bloco *UDP Send* que envia dados por meio de uma rede UDP para um dispositivo remoto, conforme a Figura 10.

De modo semelhante, tem-se os blocos *Byte Unpack* e *UDP Receive* que, respectivamente, converte um vetor de dados de entrada em um ou mais sinais de saída e recebimento do pacote de dados via rede UDP, conforme a Figura 11.

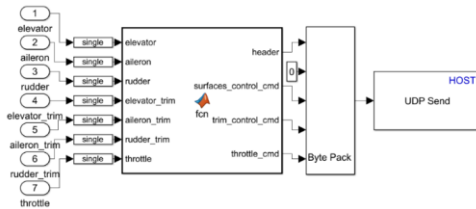


Figura 10 - Envio de dados Matlab.

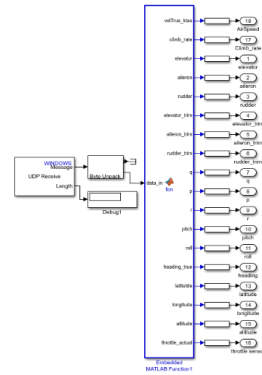


Figura 11 - Recebimento de dados Matlab.

5. ANÁLISE DOS RESULTADOS

5.1 Eixo longitudinal

Para o eixo longitudinal foi projetado um controlador a malha de arfagem, utilizando o lugar geométrico das raízes e a ferramenta *rltool* do Matlab. Esse procedimento é realizado por meio da técnica de Ziegler-Nichols em que é adicionado um polo ao sistema, associando-o a um ganho. Assim, tem-se as seguintes respostas ao degrau para a malha de arfagem e malha de altitude, nas Figuras 12 e 13.

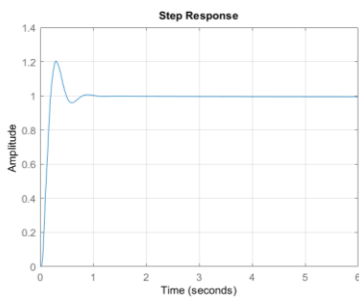


Figura 12 - Resposta ao degrau da malha de arfagem.

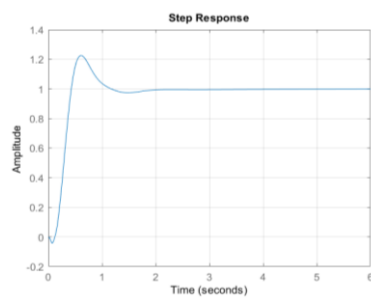


Figura 13 - Resposta ao degrau da malha de altitude.

É possível, observar o cumprimento de todos os requisitos estabelecidas para a malha de arfagem, em que se tem o valor do tempo de pico (tp) igual a 0.295 segundos *overshoot* ou máximo sobressinal igual a 20%. Por semelhante modo, tem-se o cumprimento dos requisitos da malha de altitude, com tempo de pico (tp) igual a 0.602 segundos e *overshoot* ou máximo sobressinal igual a, aproximadamente, 21%. Na Tabela 4 tem-se os valores dos controladores projetados.

Tabela 4 - Controladores Eixo longitudinal.

K_a	K_{rg}	K_p	K_i	K_d
$\frac{260.7}{0.091s + 1}$	20.566	0.0704	0.009	0.009

5.2 Eixo lateral

Quanto ao eixo lateral, foi projetado o controlador PID para a malha de controle de rolagem da aeronave, utilizando, novamente, como estimativa inicial dos valores dos ganhos K_p, K_i e K_d , a regra de Ziegler-Nichols. Assim, a Figura 14 apresenta a resposta ao degrau desse modelo.

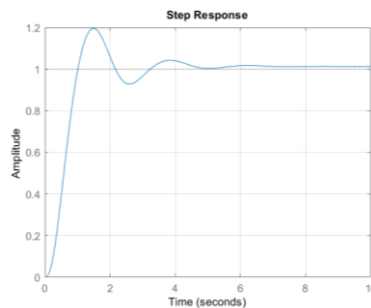


Figura 14 - Resposta ao degrau da malha de rolagem

É possível notar que os requisitos são atingidos, de modo que, tem-se o valor do tempo de pico (tp) igual a 1.51 segundos e máximo sobressinal de 19,5%. Na Tabela 5 constam os valores dos controladores projetados.

Tabela 5 - Controladores eixo lateral.

K_{rg}	K_p	K_i	K_d
0.009	0.017	0.005	0.0054

5.3 Eixo direcional

Para o eixo direcional, o projeto do controlador foi baseado apenas na inserção de polos e zeros no lugar geométrico das raízes e um ganho proporcional à malha do sistema de controle de guinada. A resposta ao degrau, é mostrada na Figura 15.

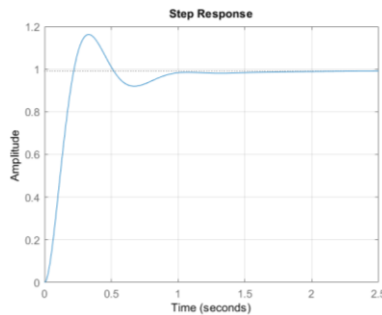


Figura 15 - Resposta ao degrau da malha de guinada

Nota-se que os requisitos são atingidos em que o tempo de pico (t_p) é igual a 0.33 segundos com máximo sobressinal igual a 17.4%. A Tabela 6 apresenta os valores dos controladores do eixo direcional.

Tabela 6 - Controladores eixo direcional.

<i>Controlador Projetado</i>	<i>Ganho Adicionado</i>
$\frac{0.65s + 1}{9.6s + 1}$	36.5760

1.4 Software-in-the-loop

Com a conexão entre os softwares Matlab e X-Plane estabelecida, foram obtidos os resultados referentes aos controladores projetados para os eixos longitudinal, lateral e direcional, a partir de um ambiente virtual controlado, primeiramente em clima limpo, seguido, então, de um clima tempestuoso, estabelecendo seus respectivos sinais de referência para que se tenha a comparação entre o valor desejado e o valor alcançado da resposta de cada controlador. Os resultados estão compreendidos nas Figuras a seguir.

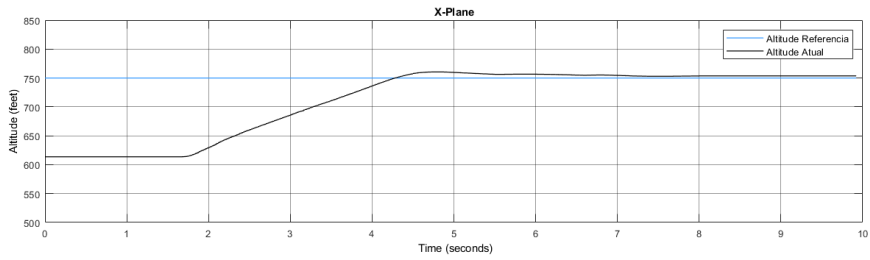


Figura 16 - Resposta da Altitude da aeronave na simulação.

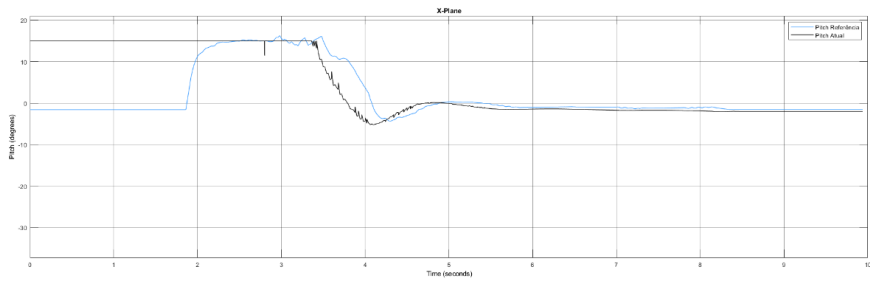


Figura 17 - Resposta de arfagem da aeronave na simulação.

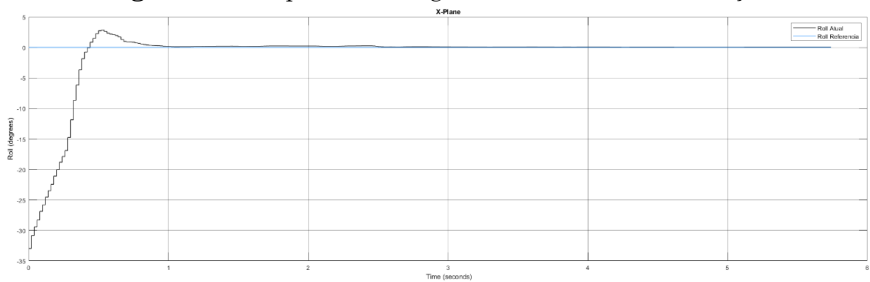


Figura 18 - Resposta de rolamento da aeronave na simulação.

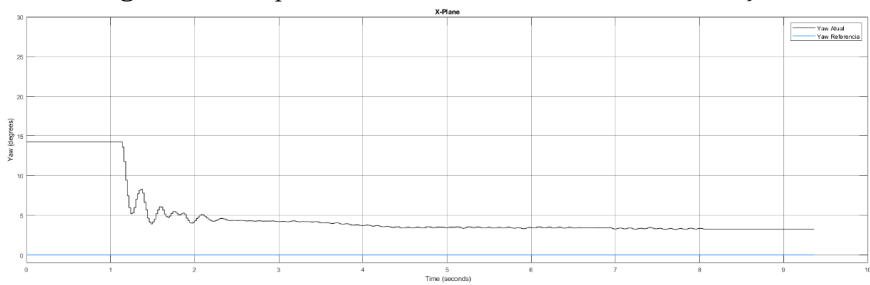


Figura 19 - Resposta da guinada da aeronave na simulação.

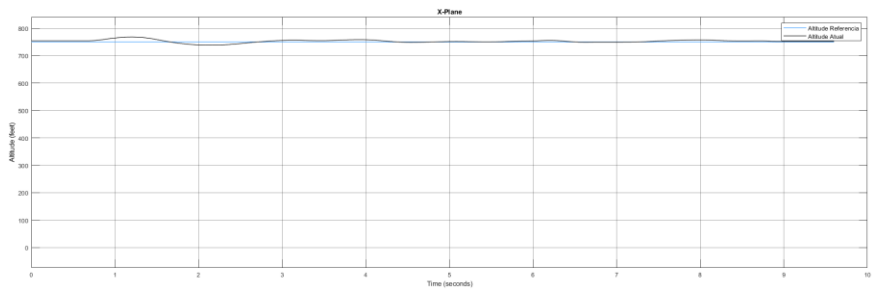


Figura 20 - Resposta de altitude da aeronave com clima tempestuoso.

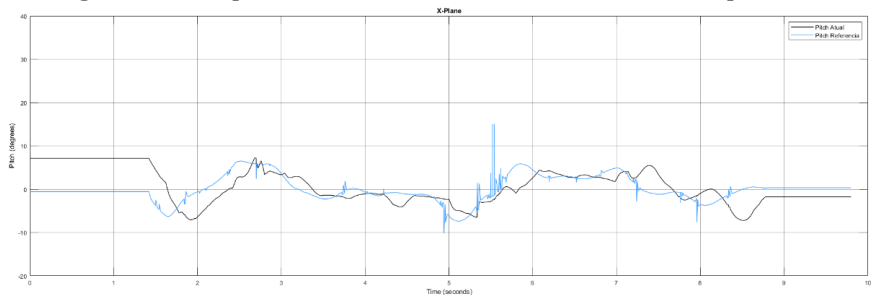


Figura 21 - Resposta de arfagem da aeronave com clima tempestuoso.

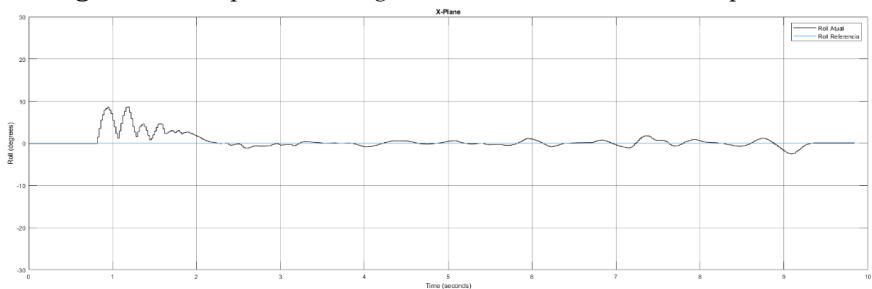


Figura 22 - Resposta de rolamento da aeronave com clima tempestuoso.

Assim, é observado na simulação *software-in-the-loop* que houve a validação dos controladores projetados para os três eixos de estabilidade tanto com clima limpo, quanto com clima tempestuoso, de forma que foram alcançados os requisitos do eixo longitudinal, lateral e direcional definidos anteriormente.

6. CONCLUSÃO

Assim, tem-se que a resposta da malha de arfagem e de altitude ocorrem de forma efetiva, em um breve período de tempo, sem excesso

de sobressinal e não oscilatória, cumprindo os requisitos estabelecidos. O mesmo ocorre no eixo lateral e direcional da aeronave. Dessa forma, todos os requisitos foram alcançados após o projeto dos controladores. Portanto, nota-se que os controladores projetados possuem boa resposta diante, inclusive, de condições climáticas severas, como pode ser visto aplicando a simulação *software-in-the-loop*. Isso comprova a hipótese de que é possível projetar um piloto automático para uma aeronave não-tripulada que proporcione um voo estável e controlável durante a fase de voo de cruzeiro, além de ser um auxiliador na pilotagem quando em modo manual.

Por fim, sugere-se para trabalhos futuros, outras abordagens quanto ao tipo de controlador aplicado ao sistema, podendo ser utilizado os controladores inteligentes baseados em inteligência artificial, como lógica *Fuzzy* e redes neurais. Além disso, sugere-se a continuação das próximas etapas de um projeto de piloto automático que consiste na simulação *hardware-in-the-loop*, onde se aplica o *hardware* escolhido, como placa controladora na simulação, associado ao *software* X-Plane, por meio de uma conexão de rede UDP. E, como última sugestão, a implementação física desse sistema na aeronave, de modo que ela possa realizar um voo de cruzeiro autônomo, assistido pelo piloto e por uma base de monitoramento em solo.

REFERÊNCIAS

- [1] J. Anderson. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica. McGraw-Hill, Porto Alegre, 7 edition, 2015.
- [2] J. Araujo. Interface entre x-plane e matlab/simulink para avaliação de técnicas de identificação de sistemas e de projeto de sistemas de controle de aeronaves, 2011.
- [3] P. Castrucci. Controle Automático. LTC, Rio de Janeiro, 1 edition, 2011.
- [4] J.F. Kurose. Redes de computadores e a Internet: uma abordagem top-down. Pearson Education Brasil, São Paulo, 6 edition, (2013).
- [5] D. McLean. Automatic Flight Systems. Prentice Hall Internacional, Englewood Cliffs, 1 edition, (1990).
- [6] R.C. Nelson. Flight Stability and Automatic Control. McGraw-Hill, USA, 2 edition, 1998.
- [7] K. Ogata. Engenharia de Controle Moderno. Pearson Prentice Hall, São Paulo, 5 edition, 2010.
- [8] J. Roskam. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. DARcorporation, USA, 3 edition, 2001.
- [9] F. Splendor. Design of an autopilot for cessna 182. IEEE Latin America Transactions, 2015.

Neilson Luniere Vilaça, Daniel Guzmán del Río, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos– **Projeto de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado em fase de voo de cruzeiro**

[10] URUTAU. Relatório de projeto Urutau Aerodesign. [S.l.: s.n.], 2018.

[11] X-Plane 11:Desktop manual.Lastupdated: 18 November 2020. <https://x-plane.com/manuals/desktop/>.Acessadoem 09/08/2021.

Neilson Luniere Vilaça, Daniel Guzmán del Río, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos– **Projeto de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado em fase de voo de cruzeiro**

Name: Neilson Luniere Vilaça

Affiliation: Universidade Federal do Amazonas (Federal University of Amazonas)

Contact Information: nlv.eng@uea.edu.br

Master's student in Electrical Engineering at the Federal University of Amazonas. Graduated in Electrical Engineering from Amazonas State University (2019). Experience at Jabil do Brasil Indústria Eletroeletrônica. Served as a soldier in the Brazilian Army, receiving the title of honor to merit. Former member of the Urutau Aerodesign team, with honor to merit, working in the area of embedded systems, aerodynamics and as team captain. Has scientific initiation projects in the area of PDS and automatic aircraft control.

Most relevant publications:

- Author of the paper *Desenvolvimento e dimensionamento numérico e analítico do projeto aerodinâmico de uma aeronave de pequeno porte (aerodesign)* (VILAÇA, N. L., KIELING, A. C.; SANTOS, M. D.; AZEVEDO, E.D.M.; JANZEN, R. A.; OLIVEIRA, S.I.; TAKANO, Y.L., ISSN 2286-4822, ISSN-L 2286-4822. European Academic Research, International Multidisciplinary Research Journal).
- Participant as co-author of the paper *Metodologia de Análise de Desempenho de uma Aeronave de Pequeno Porte para a Competição SAE Brasil Aerodesign* (JANZEN, R. J.; VILAÇA, N. L., KIELING, A. C.; SANTOS, M. D.; AZEVEDO, E.D.M.; OLIVEIRA, S.I.; TAKANO, Y.L., ISSN 2286-4822, ISSN-L 2286-4822. European Academic Research, International Multidisciplinary Research Journal).
- Participant as co-author of the paper *Design of the Control Surfaces for an Aircraft Destined to the Competition SAE BRAZIL AERODESIGN* (TAKANO, Y. L.; KIELING, A. C.; AZEVEDO, E.D.; VILAÇA, N.L.; JANZEN, R. J.; OLIVEIRA, S. I. SAE BRASIL Congress & Exhibition, 2019. DOI: <https://doi.org/10.4271/2019-36-0214>).

Name: Daniel Guzmán del Río

Affiliation: Universidade do Estado do Amazonas (Amazonas State University)

Contact Information: drío@uea.edu.br

Bachelor's degree in Electrical Engineering from the Electrotechnical Faculty of the Institute for Cinema Engineers of Leningrad, today (St. Petersburg State University of Cinema and Television, <http://www.gukit.ru/ftkt>), Russia (1985), Master's degree in Electrical Engineering, area of Systems Engineering from the Polytechnic School of the University of São Paulo (1999) and PhD in Automation and Control Engineering from the Higher Polytechnic Institute José Antonio Echeverría, Habana (2001), revalidated by the Federal University of Pará (UFPA), Brazil, 2017. Has experience in the area of Electrical Engineering, with emphasis on Electric Circuits, Industrial Process Automation, acting mainly in the following topics: electric circuits, electronics, control, modeling, simulation and multivariable processes, power generation and energy efficiency. Has 31 years as Professor in Higher Education in Electrical Engineering, Electronics and Automation and Control. Professor and Researcher at EST/UEA Manaus from 2004 to 2006 and from 2011 to 2013, Volunteer Professor at EST/UEA from 2014 to 2015. He is currently an Adjunct A Career Professor at the Amazonas State University. Coordinator of the Electronic Engineering Course.

Most relevant publications:

- Author of the paper *Modelación y simulación del tanque de contacto y los enfriadores de licor en el proceso de lixiviación carbonato-amoniaco con minerales lateríticos cubanos* (RÍO, D. G.; GARCIA, C., Minería y Geología, Cuba, v. IX, p. 56 - 67, 21 jan. 2000).
- Author of the paper *Modelagem Matemática e Controle Multivariável do Tanque de Contato Empregado no Processo de Lixiviação dos minerais níquelíferos*. (RÍO, D. G.; GARCIA, C., Boletim científico da USP, São Paulo, v. II, p. 123 - 134, 13 jun. 1999).

Name: Antonio Claudio Kieling

Affiliation: Universidade do Estado do Amazonas (Amazonas State University)

Contact Information: akieling@uea.edu.br

Bachelor's Degree in Mechanical Engineering from the University of Caxias do Sul - UCS (1985) and in Administration from the Leonardo da Vinci University Center - Uniasselvi (2015), Specialization

Neilson Luniere Vilaça, Daniel Guzmán del Río, Antonio Claudio Kieling, Marcos Dantas dos Santos– **Projeto de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado em fase de voo de cruzeiro**

in Politics and Strategy from the Association of Diplomates of the War College - ADESG (1992) and Total Quality and Productivity from the University of PlanaltoCatarinense - UNIPLAC (1997), Master in Industrial Economics from the Federal University of Santa Catarina (2000), PhD in Business Administration from the Universidad de la Empresa - UDE of Montevideo - Uruguay (2013) and PhD in Biotechnology from the Federal University of Amazonas - UFAM (2018). Currently, is an Adjunct Professor at the Amazonas State University - UEA, coordinator of the Mechanical Engineering Course and permanent professor of the StrictoSensu Postgraduate Program in Intellectual Property and Technology Transfer for Innovation (PROFNIT) focal point UEA. He has experience in the areas of Engineering, Biotechnology, Economics, Administration and Accounting.

Most relevant publications:

- Author of the paper Wood-plastic Composite Based on Recycled Polypropylene and Amazonian Tucumã (*Astrocaryum maculeatum*) Endocarp Waste. (KIELING, A. C.; SANTANA, GENILSON PEREIRA; SANTOS, MARIA CRISTINA DOS; NETO, JOSÉ COSTA DE MACEDO; PINO, GILBERTO GARCIA DEL; SANTOS, MARCOS DANTAS DOS; DUVOISIN, SÉRGIO; PANZERA, TÚLIO HALLAK). *FibersPolym* (2021). <https://doi.org/10.1007/s12221-021-0421-3>, ISSN 1875-0052.
- Author of the paper *Priorização de Projetos Utilizando o Modelo de Pontuação/Scoring: um Estudo de Caso* (KIELING, A. C.; BENTEST. K.; LIMAR. P.; SILVAE. S. R.; BARBOZA R. S.; OLIVEIRA R. C.; LINSR. D., ISSN 2286-4822, ISSN-L 2286-4822. *European Academic Research, International Multidisciplinary Research Journal*).
- Participant as co-author of the paper *Algoritmo Matemático para Predefinir a Mudança da Extensão Linhal do Tamanho do Stent Convencional e Triplo Stent em Termos de Sua Acomodação na Artéria Aórtica com Aneurisma*, in *Silico* (TORRES A. R.; COSTA, N.; PINO, G. G.; KIELING, A. C.; CABRALD. B.; PITTAG. B. B.; COSTAC. A., ISSN 2286-4822, ISSN-L 2286-4822. *European Academic Research, International Multidisciplinary Research Journal*).

Name: Marcos Dantas dos Santos

Affiliation: Universidade do Estado do Amazonas (Amazonas State University)

Contact Information: mdsantos@uea.edu.br

Bachelor's Degree in Mechanical Engineering from Federal University of Paraíba-UFPB, Specialization and Master in Production Engineering from Federal University of Amazonas-UFAM. Professor engineering courses related to mechanical design, mechanical construction materials, manufacturing processes, mechanisms, machine design, at the Universities: UNIP, UEA, UNINORTE, IFAM in the city of Manaus-AM. He is a member of CNPQ's scientific research groups on materials and manufacturing processes and also on aeronautical structures. Currently works as a professor at the State University of Amazonas-UEA (40h) and at the Federal Institute of Amazonas-IFAM (20h)

Most relevant publications:

- Participant as co-author of the paper Effect of Niobium and Heat Treatment on the Microstructure and Mechanical Properties of SAE 8620 Steel. *MATERIALS SCIENCE FORUM (ONLINE) JCR*, v. 930, p. 327-332, 2018. NETOS, J. C. M. ; VIEIRA, M. D. ; GUEDES, A. E. D. S. ; EVANGELISTA NETO, J. ; FREITAS, B. M. ; MOREIRA, G. S. ; CRUZ, L. C. ; DIAS, W. S. ; GIRARD, N. ; SANTIAGO, E. L. G. ; NASCIMENTO, N. R. ; SANTOS, M.D.
- Participant as co-author of the paper. Annealing Effect on the Microstructure and Mechanical Properties of AA 5182 Aluminum Alloy. *Materials Research-Ibero-american Journal of Materials JCR*, v. 24, p. 1-9, 2021. MARINHO FILIZZOLA, DANIEL ; DA SILVA SANTOS, THAÍS ; GOMES DE MIRANDA, ADALBERTO ; MARTINS DA COSTA, JOÃO CARLOS ; REIS DO NASCIMENTO, NAYRA ; DANTAS DOS SANTOS, MARCOS ; HOEL BELLO, ROGER ; GARCIA DEL PINO, GILBERTO ; COSTA DE MACÊDO NETO, JOSÉ .