

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE UM VANT DE PEQUENA ESCALA

João Pedro Spadão, joao.p.spadao@unesp.br¹

Wilian Miranda dos Santos, wilian.santos@unesp.br¹

¹Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho (Unesp), Faculdade de Engenharia, Campus de São João da Boa Vista - Av. Profª Isette Corrêa Fontão, 505, São João da Boa Vista - SP

Resumo: Veículos aéreos não tripulados (VANTs) têm sido foco de intensa pesquisa há vários anos. Sua aplicabilidade é extremamente ampla e capaz de fornecer avanços significativos em setores importantes como o da agricultura de precisão, georreferenciamento, monitoramento e defesa, dentre outros. Atualmente, é possível alcançar alto nível de confiabilidade e produtividade, aliados à aeronaves cada vez mais versáteis. O desenvolvimento de um VANT é complexo e é composto por várias etapas não triviais. Dentre elas destacam-se a modelagem dinâmica da aeronave, assim como o projeto de um sistema de controle capaz de realizar o voo automático em segurança e, em alguns casos mais complexos, o voo autônomo. No presente trabalho colocou-se foco na modelagem matemática de uma aeronave asa fixa remotamente pilotada e de pequena escala, no desenvolvimento de um sistema de controle automático de voo, e de um ambiente de simulação que permitisse a interconexão e a avaliação dinâmica do projeto. Por meio de análises computacionais e, com o auxílio de desenhos 3D em CAD (Computer Aided Design), foi possível obter os dados essenciais da aeronave como momento de inércia, coeficientes de aerodinâmicos e derivadas de estabilidade e controle. Utilizando os softwares MATLAB e Simulink foi possível desenvolver o ambiente de simulação e, na mesma plataforma, por meio do método SLC (Successive Loop Closure), propuseram-se as leis de controle e o sistema de piloto automático. Como resultado obteve-se uma modelagem da aeronave, um ambiente de simulação que permitiu análises visuais do comportamento do voo, e um sistema de controle capaz de manter o voo automático em atmosfera instável, mediante entradas como velocidade, altitude e rumo desejadas. Ao final, foi possível adquirir uma visão mais ampla do complexo funcionamento dessas importantes máquinas e propor futuras modificações e continuações ao projeto.

Palavras-chave: VANTs, Simulação, Modelagem, Automação, Controle.

1. INTRODUÇÃO

É inegável que a conquista do voo e seu desenvolvimento proporcionaram ao ser humano a capacidade de realizar atividades antes impossíveis de serem feitas em solo. Monitorar dos céus uma vasta área de terras, pulverizar grandes quantidades de plantações em um curto intervalo de tempo, ou uma simples captura de foto em locais inóspitos, como a boca de um vulcão em erupção, por exemplo. Contudo, visando praticidade e também segurança, a ideia de um ser humano não necessariamente embarcado nas aeronaves começou a surgir, ocasionando nas primeiras máquinas voadoras sem tripulação.

Os primeiros veículos aéreos não tripulados (VANTs) datam do ano de 1887 e eram veículos que, geralmente lançados por sistemas de catapultas, desenvolviam uma trajetória balística sem qualquer tipo de voo guiado (Fahlstrom and Gleason, 2012). Foi somente após a primeira guerra mundial que essas aeronaves começaram a ficar conhecidas. A Figura 1 ilustra um dos primeiros VANTs motorizados com controle automático mecânico da história, empregado na primeira guerra mundial.

Com o avanço da robótica, foi facilitada a entrada na era do voo automático e autônomo, dando origem a máquinas capazes de alçarem um voo seguro e sem o comando direto de um tripulante humano. Geralmente desenvolvidos para missões específicas, os VANTs vieram para ficar e estão abrangendo cada vez mais áreas de atuação ao redor do mundo. Os desafios globais têm demonstrado que há uma enorme área de atuação dessas aeronaves, desde o âmbito civil (georreferenciamento, poluição, previsão tempo, estudo de furacões, combate a incêndios, combate ao desmatamento, pulverizações, etc), até o âmbito militar (guerra eletrônica, monitoramento de fronteiras e áreas de conflito, combate ao tráfico, ataques ao solo, reabastecimento aéreo, etc) (Beard and McLain, 2012).

Visando ampliar conhecimentos sobre o mundo dos VANTs, procurou-se nesse trabalho abranger algumas etapas de desenvolvimento de uma aeronave não tripulada de pequeno porte e seu sistema de controle automático (*autopilot*). Para tal, partiu-se da modelagem de uma aeronave asa fixa remotamente pilotada e, ao final, o trabalho foi concluído com o

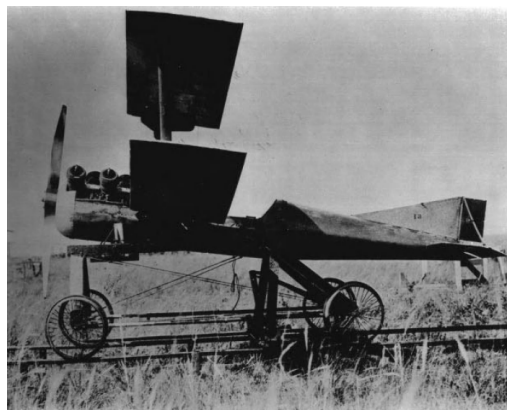


Figura 1: **Kettering Bug: VANT Pioneiro na Primeira Guerra Mundial. Fonte: Fahlstrom and Gleason (2012).**

desenvolvimento de um sistema de controle de voo. Através de softwares de análise aerodinâmica foi possível obter os principais parâmetros influentes ao voo e com eles realizar a modelagem matemática da aeronave por meio das equações físicas que regem o movimento de um corpo rígido no espaço tridimensional, adicionadas das influências aerodinâmicas.

Por fim, para que fosse possível testar o comportamento da aeronave em voo e do seu *autopilot*, foi desenvolvido um ambiente de simulação tridimensional, o qual permitiu a visualização gráfica do voo e assim, a validação de todo o trabalho.

Neste trabalho objetivou-se modelar matematicamente uma aeronave asa fixa, de pequeno porte, remotamente controlada; desenvolver e validar um sistema de piloto automático, avaliando seu comportamento dinâmico nas fases de subida, cruzeiro e descida, por meio de um ambiente de simulação. Iniciou-se este artigo propondo o modelo analítico da aeronave, onde foram apresentadas as suas principais características físicas, assim como foram discutidos os métodos utilizados para realizar sua modelagem e incorporação das influências aerodinâmicas. Posteriormente foram discutidas as estratégias que compuseram o sistema de *autopilot* e, por último, foi abordado o desenvolvimento do ambiente de simulação. Ao final foram apresentados os resultados e discussões pertinentes.

2. METODOLOGIA

2.1 Modelo Analítico da Aeronave

A aeronave em questão neste trabalho chama-se Albatroz (Fig. 2). Trata-se de um aeromodelo rádio controlado originalmente produzido para a prática do aeromodelismo e posteriormente modificado para receber sensores de voo embarcados. Por meio de fotos e medições reais na aeronave, foi possível reproduzi-la em computador por meio do software Solidworks e portanto, obter parâmetros importantes como distribuição de massa e a matriz de inércia.

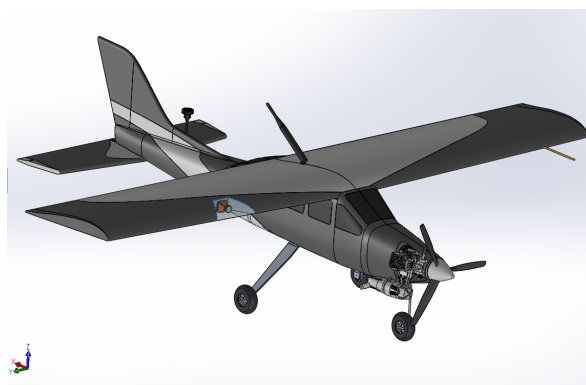


Figura 2: **Aeronave Albatroz em Ambiente CAD. Fonte: Autoria Própria.**

Em adição, por meio dos softwares de análise aerodinâmica Xflr5 e AVL (MIT, 2004) com os métodos LLT e VLM, explanados em Houghton and Carpenter (2003), foi possível adquirir os principais coeficientes utilizados na dinâmica de voo da aeronave. A Tabela 1 descreve as principais características do Albatroz. A partir desses dados e, utilizando como base a modelagem newtoniana, foram obtidas as equações que regem o movimento tridimensional da aeronave. Elas são divididas em dois grupos. O primeiro compõe a cinemática e dinâmica de voo, e o segundo corresponde às reações externas influentes, oriundas do sistema propulsor, gravidade e perturbações aerodinâmicas.

Para simular o comportamento aerodinâmico real da aeronave, por meio de equações matemáticas foi possível obter curvas que se assemelhavam ao comportamento real das curvas dos coeficientes aerodinâmicos principais da aeronave. Para o coeficiente de sustentação (C_L), por exemplo, foi utilizada a fusão, proposta por Beard and McLain (2012), de uma

Tabela 1: **Dados Básicos da Aeronave. Fonte: Autoria Própria.**

Propriedade	Notação	Valor	Unidade SI
Peso máximo de decolagem	M	3,360	kg
Área alar	S_W	0,402	m ²
Coefficiente volume de cauda horizontal	V_{HT}	0,892	adimensional
Coefficiente volume de cauda vertical	V_{VT}	0,037	adimensional
Corda média aerodinâmica	c	0,274	m
Envergadura	b	1,490	m
Razão de aspecto (b^2/S_W)	AR	5,522	adimensional
Parâmetros arincipais de inércia	$[I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}]$	[(0,153), (0,265), (0,380), (0,012)]	kg*m ²

equação linear com a equação do C_L de uma placa plana, definida por Stengel (2004), resultando em uma curva genérica de C_L , conforme Eq. (1).

$$C_L(\alpha) = [1 - \sigma(\alpha)] * (C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha) + \sigma(\alpha) * C_{L_{PP}}, \quad (1)$$

onde $\sigma(\alpha)$ é uma função sigmoide dada por:

$$\sigma(\alpha) = \frac{1 + e^{-R(\alpha - \alpha_0)} + e^{R(\alpha + \alpha_0)}}{(1 + e^{-R(\alpha - \alpha_0)}) * (1 + e^{R(\alpha + \alpha_0)})}, \quad (2)$$

e "R" e " α_0 " são parâmetros ajustáveis para alterar o formato da curva.

Para o coeficiente de arrasto (C_D), foi utilizada relação padrão do coeficiente de arrasto, definida em Anderson (2015), conforme Eq. (3), na qual e é o fator de eficiência de Oswald.

$$C_D(\alpha) = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_\alpha} * \alpha)^2}{\pi * e * AR} \quad (3)$$

Ajustando os parâmetros, foi possível aproximar as curvas modeladas com as curva reais da aeronave, obtidas pelas análises aerodinâmicas, conforme Figs. 3a e 3b.

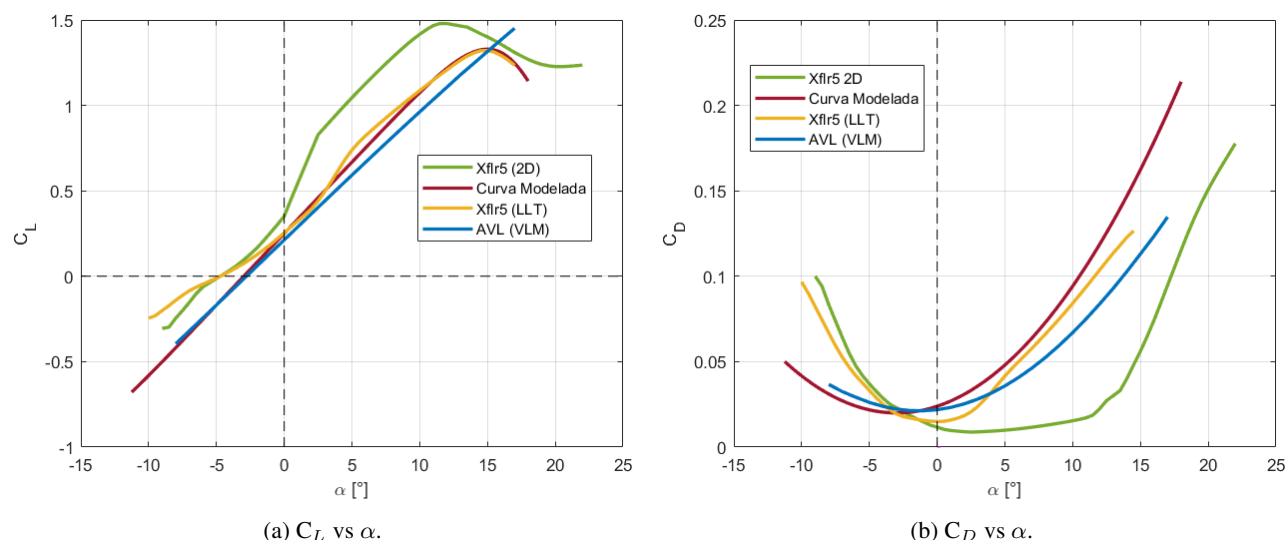


Figura 3: **Coefficientes de Sustentação e Arrasto em Função do Ângulo de Ataque. Fonte: Autoria Própria.**

Uma vez que pequenas aeronaves como o Albatroz sofrem grande e constante influência dos ventos, é importante considerá-los. Uma atmosfera instável pôde ser modelada utilizando o conceito proposto por Beard and McLain (2012), no qual se computam as rajadas por meio da passagem de ruído branco por um filtro linear invariante no tempo, dado pelo espectro de turbulência de Von Karmen, definido em Stengel (2004), e aproximado pelas funções de transferência de Dryden, conforme as Eqs. (4) a (6). Os parâmetros para os modelos de rajada de Dryden estão definidos em Moorgouse and Woodcock (1982) e consideram voo a baixa altitude e turbulência leve.

$$H_x = \sigma_x \sqrt{\frac{2V_a}{L_x}} \frac{1}{s + \frac{V_a}{L_x}} \quad (4)$$

$$H_y = \sigma_y \sqrt{\frac{3V_a}{L_y} \frac{(s + \frac{V_a}{1.73L_y})}{(s + \frac{V_a}{L_y})^2}} \quad (5)$$

$$H_z = \sigma_z \sqrt{\frac{3V_a}{L_z} \frac{(s + \frac{V_a}{1.73L_z})}{(s + \frac{V_a}{L_z})^2}} \quad (6)$$

Na consideração da propulsão, foram utilizados dados reais de tração dinâmica do grupo motopropulsor, propostos por Johnson, G (2019). Por meio do modelo propulsivo proposto por Beard and McLain (2012) e definido na Eq. (7), foi possível modelar uma curva de tração dinâmica que se aproximasse da curva real de tração do motor.

$$T_g = \frac{1}{2} * \rho * S_{prop} * C_{prop} * (k_{motor} * \delta_t)^2 - C_R * V_a^2 \quad (7)$$

A Figura 4 ilustra as curvas real e modelada para a tração dinâmica proveniente do grupo motopropulsor.

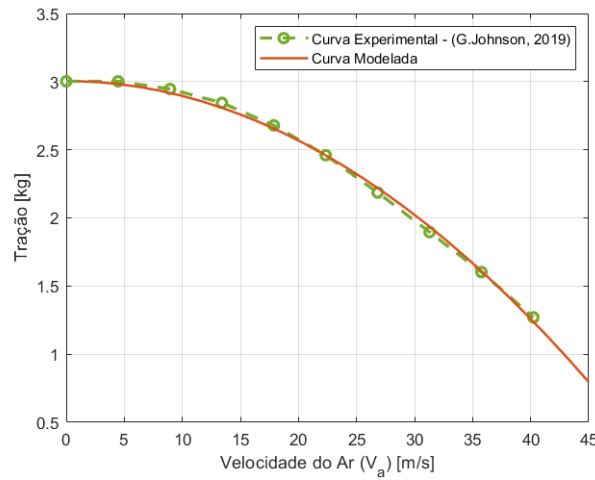


Figura 4: **Comparativo - Curvas de Tração Dinâmica. Fonte: Autoria Própria.**

Portanto, consideradas as influências aerodinâmicas e propulsivas, foi possível escrever o grupo de relações que definem o movimento tridimensional da aeronave. Os sistemas de Equações (8) e (9) representam as reações externas na aeronave, em termos de forças e momentos.

$$\begin{cases} f_x = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W * [C_X + C_{X_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{X_{\delta_e}} \delta_e] \\ f_y = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W * [C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r] \\ f_z = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W * [C_Z + C_{Z_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e] \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} l = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W b * [C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r] \\ m = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W c * [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e] \\ n = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_W b * [C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r] \end{cases} \quad (9)$$

Por fim, como reações às influências externas, as Eqs. (10) e (11) compõe o movimento dinâmico, enquanto as Eqs. (12) e (13) representam a cinemática rotacional e translacional.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r * v - q * w \\ p * w - r * u \\ q * u - p * v \end{bmatrix} + \frac{1}{M} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_{uav}^{-1} \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz}) * q * r + I_{xz} * p * q + l \\ I_{xz} * (p^2 + r^2) + p * r * (I_{zz} - I_{xx}) + m \\ (I_{xx} - I_{yy}) * p * q - q * r * I_{xz} + n \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\psi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)\sec(\theta) & \cos(\phi)\sec(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{r}_n \\ \dot{r}_e \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (13)$$

Este conjunto de equações, composto por equações diferenciais não lineares e acopladas, embora represente bem o movimento da aeronave, para a proposta de controle de voo deste trabalho resulta em dificuldades de aplicação. Portanto, foram propostas linearizações dessas equações, baseadas na teoria das pequenas perturbações definida em Nelson (1998), de forma que elas pudessem ser desacopladas e resultar em funções de transferência de baixa ordem, bem como modelos de espaços de estados, aplicáveis às propostas de controle. A Tabela 2 resume os doze estados que compõe o movimento da aeronave.

Tabela 2: Estados do Movimento Tridimensional da Aeronave. Fonte: Autoria Própria.

Estado	Notação	Unidade SI
Posição em relação ao norte	r_n	m
Posição em relação ao leste	r_e	m
Posição em relação para baixo	r_d	m
Velocidade linear em x	u	m/s
Velocidade linear em y	v	m/s
Velocidade linear em z	w	m/s
Ângulo de rolagem	ϕ	graus
Ângulo de arfagem	θ	graus
Ângulo de guinada	ψ	graus
Velocidade angular em x	p	rad/s
Velocidade angular em y	q	rad/s
Velocidade angular em z	r	rad/s

Considerou-se um sistema não linear de equações dado por:

$$\dot{\vec{x}} = f(x, u) = \mathbf{A}\vec{x} + \mathbf{B}\vec{u}, \quad (14)$$

onde $\vec{x}$ é o vetor de estado, $\vec{u}$ é o vetor de controle, $\mathbf{A}$ é a matriz de estados e $\mathbf{B}$ é a matriz de controle. Diz-se que o sistema está em equilíbrio quando $\dot{\vec{x}} = 0$ para um valor específico de x e u (valor de *trim*) (Beard and McLain, 2012). A técnica de linearização proposta foi a expansão em Série de Taylor do termo $\bar{x} = x - x_{eq}$, onde x_{eq} é o estado em condição de *trim*, e desprezando os termos de ordem superior. Portanto, foi possível obter as matrizes de estado e controle, e a Eq. (14) resultou nas Eqs. (15) e (16) para o caso látero direcional e longitudinal, respectivamente.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g * \cos(\theta)\cos(\phi) & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \cos(\phi)\tan(\theta) & q * \cos(\phi)\tan(\theta) - r * \sin(\phi)\tan(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & \cos(\phi)\sec(\theta) & p * \cos(\phi)\sec(\theta) - r * \sin(\phi)\sec(\theta) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & -g * \cos(\theta) & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g * \sin(\theta) & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(\theta) & -\cos(\theta) & 0 & u * \cos(\theta) + w * \sin(\theta) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (16)$$

Os coeficientes dessas equações são linearizados e oriundos dos parâmetros de aerodinâmica, estabilidade e estão detalhados em Beard and McLain (2012), Nelson (1998) e Cook (2013). Utilizando o software MATLAB em conjunto com o Simulink, por meio da ferramenta *Linmode*, os parâmetros puderam ser calculados. Obtendo as raízes polinômiais das matrizes de estados ($\mathbf{A}_{lat}$ e $\mathbf{A}_{lon}$) da aeronave, análises de estabilidade dinâmica puderam ser feitas. Aplicando perturbações à aeronave em estado de equilíbrio (voo reto nivelado a velocidade constante), foi possível analisar os principais modos de resposta às perturbações, como o curto período, fugóide, rolagem pura, espiral e *dutch roll*. Explicações detalhadas desses modos podem ser encontradas em Etkin and Reid (1995).

2.2 Sistema de Autopilot

O piloto automático aplicado a um VANT deve ser projetado com atenção, uma vez que é ele quem rege todo o controle e gerenciamento do voo da aeronave. Ele está presente desde a decolagem até o pouso. Em adição, devido à alta influência dos ventos, o sistema deve ser capaz de proporcionar um voo seguro mesmo sob ação de instabilidades atmosféricas. O funcionamento bem sucedido de um *autopilot* depende também do emprego de sensoriamento adequado, bem como a fusão correta de seus dados. Um exemplo de método de fusão amplamente utilizado é o Filtro de Kalman cujas informações sobre essa técnica podem ser encontradas em Brown (1983).

2.2.1 O Método SLC

A estratégia de controle adotada no *autopilot* foi o método chamado *Successive Loop Closure*, ou SLC. A ideia geral é realizar diversos *loops* de realimentação internos a um *loop* geral externo. Como regra para seu funcionamento correto, o *loop* mais interno deve conter a mais alta largura de banda, com os *loops* mais externos contendo larguras de banda menores a medida que se chega ao mais externo. Em termos de grandeza, em geral, cada *loop* sucessivo externo deve conter a sua largura de banda 5 a 10 vezes menor em relação ao seu interno (Beard and McLain, 2012).

O sistema foi dividido em dois subsistemas que atuam desacoplados: látero direcional e longitudinal. O controle foi feito utilizando PID (proporcionais integrais derivativos). Os ganhos de cada controlador foram ajustados utilizando um método empírico no qual sua estabilidade era verificada no próprio voo simulador da aeronave. Os *loops* internos tiveram seus ganhos ajustados primeiramente, seguidos dos *loops* mais externos. A Figura 5 ilustra a planta final para o controlador látero direcional. Como *input* é considerado o ângulo de curso comandado (χ^c). Uma vez exigido do controlador uma mudança de curso, uma atitude de rolagem (ϕ^c) é induzida por meio da deflexão dos ailerons (δ_a), a qual resulta em um movimento de curva, gerando a alteração do curso.

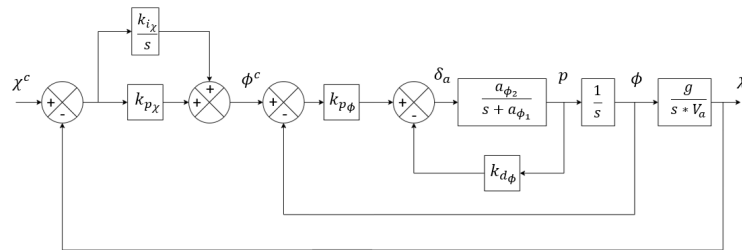


Figura 5: Planta do Controlador Látero Direcional. Fonte: Beard and McLain (2012), adaptado.

Para o caso longitudinal, propôs-se um sistema que controlasse a aeronave nos regimes principais de voo. Isto é, subida, cruzeiro e descida. Como *input* para o controlador têm-se a altitude comandada (h^c) e a velocidade comandada (V_a^c). Desta forma, independente da posição, o VANT buscará a altitude desejada, controlando o ângulo de arfagem (θ) por meio da deflexão do profundor (δ_e).

Um dos pontos cruciais no *autopilot* longitudinal é manter a aeronave longe da velocidade de estol. Pode-se fazer isso controlando a velocidade do ar V_a por meio da potência (δ_t), por meio do ângulo de arfagem (θ), ou mesclando o comando de ambos. Para este controlador, escolheu-se a primeira opção. A justificativa é a praticidade. A aeronave em questão tem uma boa relação peso-potência, o que permite o controle da velocidade pelo motor mesmo em elevados ângulos de arfagem (θ). Em adição, controlar a velocidade pelo ângulo de arfagem (opção 2) pode levar a situações perigosas, principalmente em baixa altura, uma vez que para ganhar velocidade a aeronave tenderia a baixar o nariz, levando ao risco de colisão com o solo. A Figura 6 ilustra a planta do controlador longitudinal.

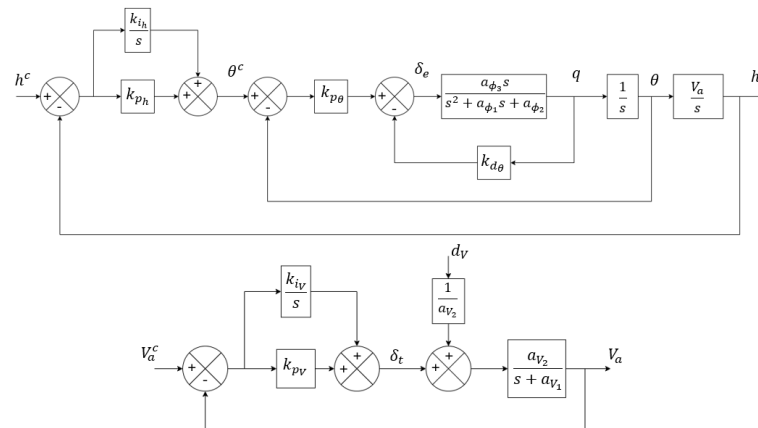


Figura 6: Planta do Controlador Longitudinal. Fonte: Beard and McLain (2012), adaptado.

2.3 Simulador de Voo

Com o intuito de permitir a verificação gráfica e animada do projeto, foi desenvolvido um ambiente de simulação tridimensional em Simulink contendo uma representação simplificada da aeronave. Inserindo os dados da aeronave nas equações da Seção 2.1, foi possível simular e observar o comportamento dinâmico do voo. Adicionando o controle automático ao sistema, foi possível testar e observar a atuação do controlador de voo (*autopilot*). A modelagem considerou todas as forças e momentos internos e externos como atuantes no centro de gravidade do corpo. Para a representação gráfica, foi utilizado o método do mapeamento de pontos. Essa técnica consiste em alocar estrategicamente pontos no sistema cartesiano tridimensional, de modo que três pontos ou mais, quando devidamente especificados, definem uma face plana. Através da indicação de coordenadas de pontos para formar faces, tem-se o avião representado graficamente. A cada face também é possível adicionar uma cor desejada. Para o modelo em questão, o resultado final da aeronave Albatroz já no ambiente de simulação é ilustrado na Fig. 7.

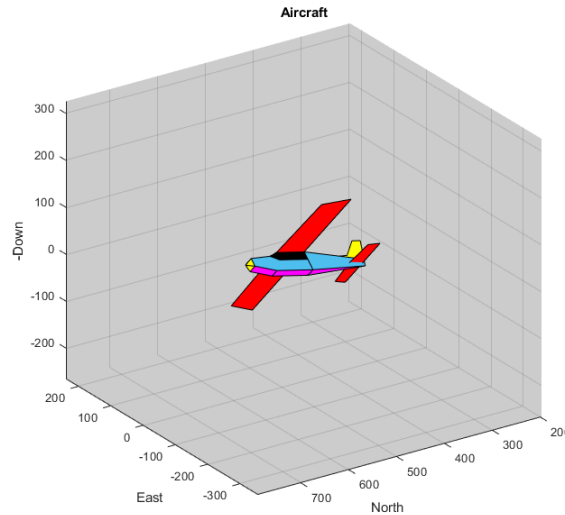


Figura 7: Aeronave no Ambiente de Simulação. Fonte: Autoria Própria.

2.3.1 Sistema de Rotação e Translação

Utilizando os ângulos de Euler (ϕ , θ e ψ) para representar a rotação tridimensional, a matriz de rotação final utilizada é representada pela Eq. (17), onde s e c são a abreviação de seno e cosseno, respectivamente.

$$R_0^1 = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (17)$$

Para a translação, a aeronave é movimentada no espaço tridimensional adicionando *offsets* à cada uma de suas direções cartesianas. Equacionando tem-se:

$$\begin{cases} x_1 = x_0 + t_x \\ y_1 = y_0 + t_y \\ z_1 = z_0 + t_z \end{cases}, \quad (18)$$

onde o sobrescrito "0" indica a coordenada inicial, "1" indica a coordenada transladada, e "t" é a translação adicionada. Aplicando a Equação (18) a um ponto ou, no caso da aeronave, à matriz que corresponde a todos os pontos que a descrevem, é possível transladá-la no plano cartesiano tridimensional.

2.3.2 Operação Geral

O simulador utiliza as equações de cinemática e dinâmica translacional e rotacional dadas pelas Eqs. (10) a (13), bem como as influências de forças e momentos externos definidos pelas Eqs. (8) e (9). Atribuindo condições iniciais aos doze estados que regem o movimento da aeronave (Tab. 2) e, inserindo-os nas equações das reações externas, têm-se os *outputs* de forças e momentos atuantes na aeronave. Estes, por sua vez, são inputs para as equações diferenciais de cinemática e dinâmica translacional e rotacional. Utilizando a função *S-function* do Simulink para resolver essas equações diferenciais, são obtidas condições atualizadas dos doze estados, e o ciclo se repete. O sistema de controle atua na manipulação das

forças aerodinâmicas atuantes na aeronave, por meio das superfícies de comando (aileron, profundor, leme) e por meio da tração do motor. No sistema, tem-se a região de geração gráfica e *plot* de resultados, a região de modelagem da aeronave, a região do sistema de *autopilot* e região de simulação. Uma vez que não há a medição dos parâmetros por meio de sensores reais, os estados são realimentados no sistema. Os inputs gerais para o *autopilot* são a altitude comandada (h^c), curso comandado (χ^c) e a velocidade comandada (V_a^c).

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

3.1 Análise de Estabilidade Dinâmica

A Figura 8 ilustra as respostas da aeronave após uma perturbação do tipo *step* no profundor (δ_e), quando em estado de equilíbrio em voo reto nivelado. De início percebe-se a oscilação rapidamente amortecida do ângulo de ataque (α), caracterizando o modo de curto período (Fig.8a), seguida de uma oscilação lenta no ângulo de arfagem (θ), na velocidade (u) e na altitude (h), caracterizando o modo fugóide (Fig.8b).

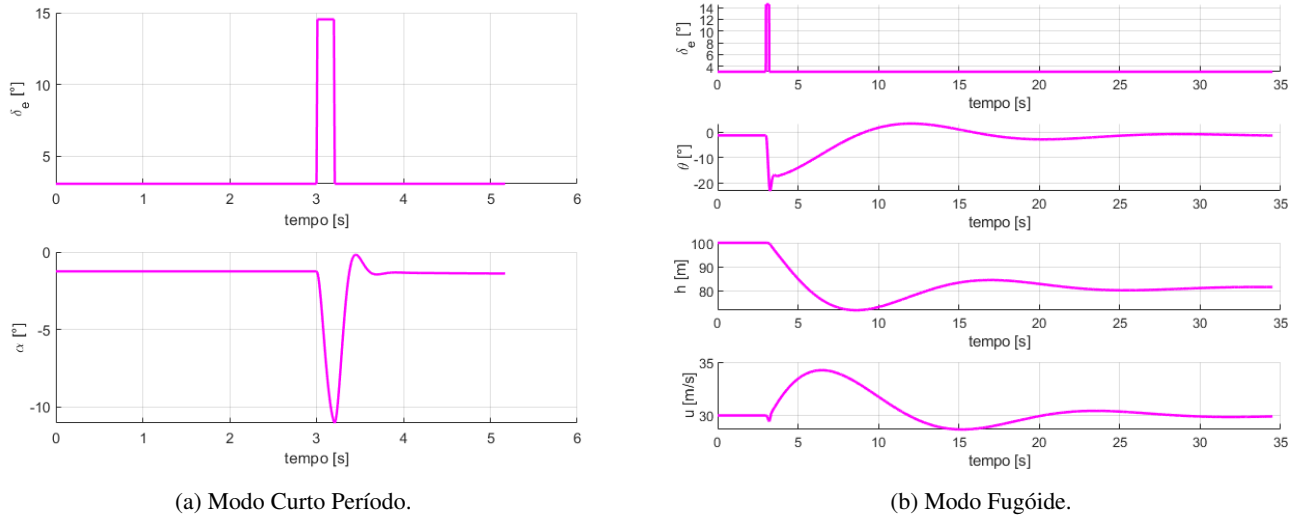


Figura 8: Resposta à Perturbação para o Caso Longitudinal. Fonte: Autoria Própria.

Na Figura 9 descrevem-se os modos látero direcionais de rolagem pura e espiral, obtidos após uma perturbação do tipo *step* no aileron (δ_a) e leme (δ_r), respectivamente. Para a rolagem pura verifica-se uma rápida oscilação na taxa de rolagem (p) até que se atinja um ângulo de rolagem (ϕ) constante (Fig. 9a). Como consequência também é induzido um ângulo de derrapagem (β), levando à aeronave a entrar no modo de espiral (Fig. 9b). Verifica-se que o espiral é um modo instável, com a aeronave mudando seu curso (χ) em uma atitude exponencialmente crescente.

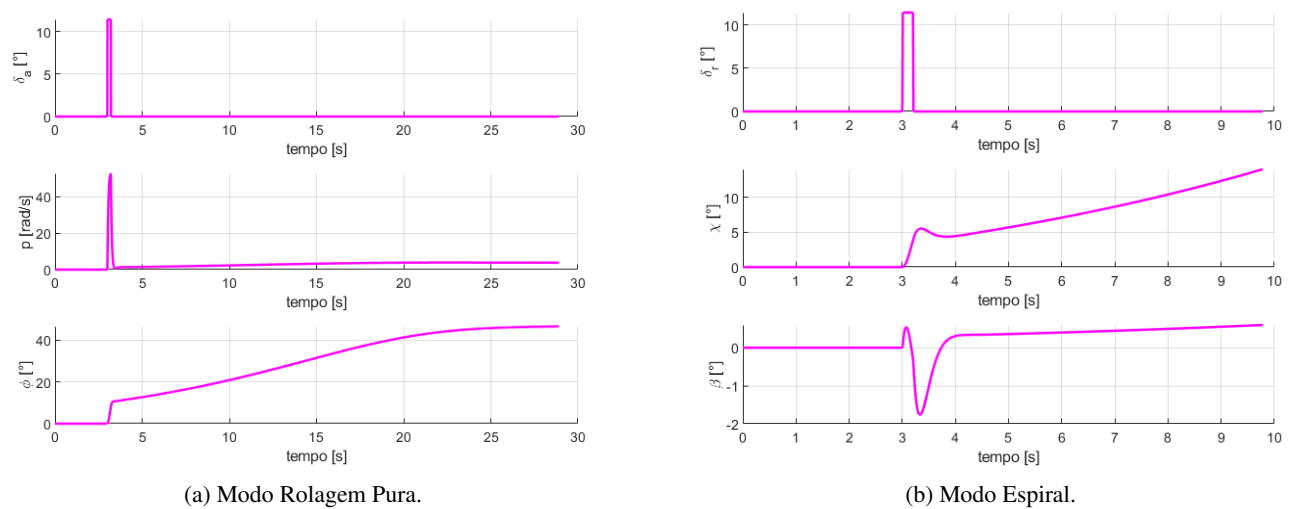


Figura 9: Resposta à Perturbação para o Caso Látero Direcional. Fonte: Autoria Própria.

Por fim é descrito na Figura 10 o modo *dutch roll*, após uma perturbação *doublet* no aileron (δ_a). Percebe-se uma acoplagem de um movimento de rolagem, com uma guinada no sentido oposto (adversa) e uma variação no ângulo de derrapagem, entre os instantes de tempo 2 e 3 segundos.

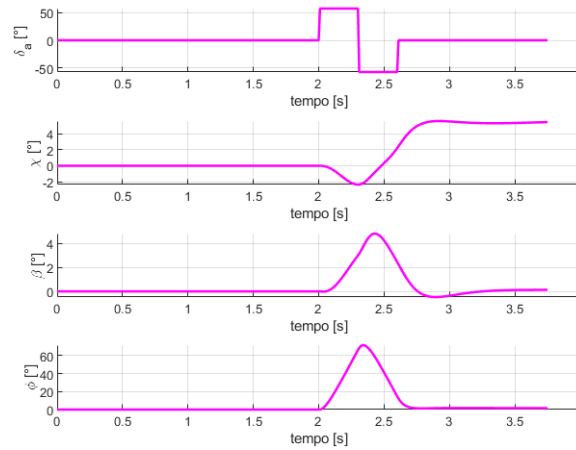
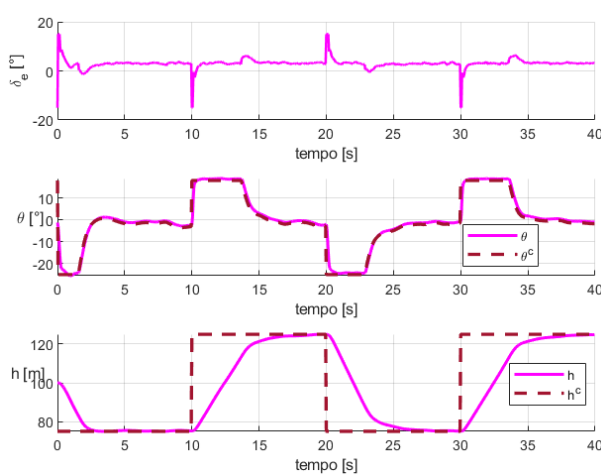


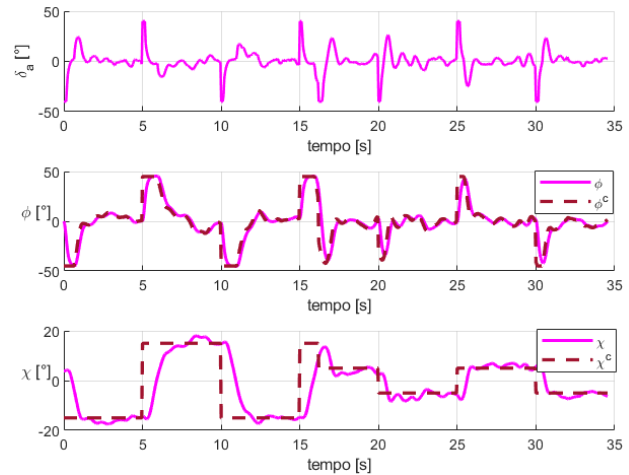
Figura 10: **Modo Dutch Roll.** Fonte: Autoria Própria.

3.2 Respostas do Autopilot

Considerando uma atmosfera turbulenta, comandos variados de curso (χ^c) e altitude (h^c) foram inseridos no controlador, para testar o *autopilot*, para uma velocidade de 30 m/s. As Figuras 11a e 11b ilustram as respostas para o caso longitudinal e látero direcional, respectivamente. As curvas tracejadas representam o *input* comandado e as curvas contínuas correspondem à resposta do *autopilot*. É possível perceber a atuação do profundor (δ_e) e dos ailerons (δ_a) para gerar as respostas desejadas na aeronave. Verifica-se também que as respostas correspondentes aos parâmetros dos *loops* internos (δ_a , δ_e , ϕ e θ) são subamortecidas e mais rápidas, enquanto as respostas dos parâmetros correspondentes aos *loops* externos (h e χ) são criticamente amortecidas e mais lentas.



(a) Controle Longitudinal.



(b) Controle Látero Direcional.

Figura 11: **Atuação do Autopilot.** Fonte: Autoria Própria

É possível perceber os diferentes tempos de respostas para os comandos. Com relação ao ângulo de curso χ^c , verificam-se pequenas correções assim como grandes mudanças na trajetória de voo. Portanto, há um ajuste de ganhos que reage bem às pequenas variações de χ , assim como para casos de exigência de variações de maior amplitude.

Para o caso da altitude, em geral não é necessária uma resposta rápida para demandas de arfagem de elevada amplitude, uma vez que acarretaria esforços exagerados sobre a estrutura da aeronave, principalmente nas asas e empenagem. Portanto, respostas superamortecidas com tempo de resposta maior são verificadas no comportamento do *autopilot*.

4. CONCLUSÃO

Três frentes compuseram este trabalho: a modelagem da aeronave Albatroz, a qual incluiu seu desenho 3D e seu equacionamento aerodinâmico; o desenvolvimento de um *autopilot* longitudinal e látero direcional; e por fim, um ambiente de simulação para validação do projeto. Para a primeira parte, foi possível obter uma representação da aeronave e um comportamento dinâmico condizentes. Dificuldades foram encontradas nas análises aerodinâmicas, como por exemplo, conseguir atingir a região de estol e adquirir dados confiáveis nas análises de asa 3D. Contornaram-se esses problemas utilizando diferentes métodos para a análise (VLM e LLT). Para a segunda frente, obteve-se um sistema de *autopilot* com respostas aceitáveis em todas as fases do voo e resistente às influências do vento. Foram encontradas dificuldades em

realizar os ajustes de ganhos do controlador para que este se comportasse de modo adequado frente a todas as exigências de comandos impostas sobre o sistema. Em adição, para diferentes velocidades, as forças e reações aerodinâmicas são alteradas, mudando a dinâmica de voo da aeronave. Portanto, seria de interesse implementar um controlador com ganhos ajustáveis para cada caso de velocidade. Na terceira frente foi possível simular todo o projeto da aeronave e controlador. Dificuldades no ajuste de escala foram encontradas, uma vez que era necessário ajustá-la diversas vezes para proporcionar uma melhor visualização da simulação.

Por fim, conclui-se que os objetivos foram atingidos, tanto no âmbito da modelagem, quanto no *autopilot* e na simulação. O simulador servirá para análises e outras aplicações futuras, uma vez que é possível utilizar como *input* dados de outras aeronaves para simulá-las e analisá-las.

5. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 2015. *Fundamentos de engenharia aeronáutica : introdução ao voo*. AMGH, Porto Alegre, 7th edition. ISBN 9788580554809.
- Beard, R. and McLain, T., 2012. *Small unmanned aircraft: theory and practice*. Princeton University Press, Princeton. ISBN 9780691149219.
- Brown, R.G., 1983. *Introduction to random signals analysis and Kalman filtering*. John Wiley & Sons, Inc., New York. ISBN 0471087327.
- Cook, M.V., 2013. *Flight Dynamics Principles*. Elsevier Aerospace Engineering Series. Butterworth-Heinemann, Oxford. ISBN 9780340632000.
- Etkin, B. and Reid, L.D., 1995. *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons, Inc. ISBN 9780471034186.
- Fahlstrom, P.G. and Gleason, T.J., 2012. *Introduction to UAV systems*. John Wiley & Sons, Ltd, Chichester. ISBN 9781118396780.
- Houghton, E.L. and Carpenter, P.W., 2003. *Aerodynamics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, Oxford. ISBN 0750651113.
- Johnson, G., 2019. "Making performance estimates for model aircraft". <https://www.bayoucityflyersrc.com/wp-content/uploads/bsk-pdf-manager/2019/05.pdf>. Accessed: 2022-06-17.
- MIT, 2004. "Avl user guide". <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>. Accessed: 2022-06-17.
- Moorgouse, D. and Woodcock, R., 1982. "User guide for mil-f-8785c". <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA119421>. Accessed: 2022-06-17.
- Nelson, R.C., 1998. *Flight stability and automatic control*. McGraw Hill, Boston, 2nd edition. ISBN 0070462739.
- Stengel, R., 2004. *Flight Dynamics*. Princeton University Press, New Jersey. ISBN 0691114072.

6. RESPONSABILIDADES AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

MODELLING AND SIMULATION OF A SMALL UNMANNED AIRCRAFT

João Pedro Spadão, joao.p.spadao@unesp.br¹

Wilian Miranda dos Santos, wilian.santos@unesp.br¹

¹Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, Campus de São João da Boa Vista - Av. Profª Isette Corrêa Fontão, 505, São João da Boa Vista - SP

Abstract: *Unmanned aerial vehicles (UAVs) have been the focus of intense research for several years. Its applicability is extremely wide and capable of providing significant advances in important areas such as precision agriculture, georeferencing, monitoring and defense, among others. Nowadays, it is possible to achieve a high level of reliability and productivity, allied to incredibly versatile aircrafts. The development of a UAV is complex and consists of several non-trivial steps. Among them, it can be cited the dynamic modeling of the aircraft, as well as the design of a control system capable of performing a safe automatic flight and, in some more complex cases, autonomous flight. The present work took focus on the mathematical modeling of a fixed-wing small scale remotely piloted aircraft, on the development of an automatic flight control system, and on a simulation environment that allowed the interconnection and the dynamic evaluation of the project. Through computational analysis and, with the help of 3D drawings in CAD (Computer Aided Design), it was possible to obtain the essential data of the aircraft such as moment of inertia, aerodynamic coefficients and stability-control derivatives. Using MATLAB and Simulink software it was possible to develop the simulation environment and, on the same platform, through the SLC method (Successive Loop Closure), the control laws and the autopilot system were proposed. As a result, an aircraft model was obtained, a simulation environment that allowed visual analysis of flight behavior, and a control system capable of maintaining safe automatic flight in unstable atmosphere, through inputs such as desired speed, altitude and heading. In the end, it was possible to acquire a broader view of the complex functioning of these important machines and propose future modifications and continuations to the project.*

Keywords: UAVs, Simulation, Modelling, Automation, Control.