

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**  
**"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"**  
**CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA**

**ANDRÉ FLORENTINO RIBEIRO**

**Plataforma de Simulação Software-In-The-Loop para Sistemas de Controle de uma Aeronave  
Não-Tripulada Flexível**

São João da Boa Vista

2024

**André Florentino Ribeiro**

**Plataforma de Simulação Software-In-The-Loop para Sistemas de Controle de uma Aeronave  
Não-Tripulada Flexível**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de  
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica  
do Campus de São João da Boa Vista, Universidade  
Estatual Paulista, como parte dos requisitos para  
obtenção do diploma de Graduação em Engenharia  
Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. David Fernando Castillo  
Zúñiga

São João da Boa Vista

2024

R484p

Ribeiro, André Florentino

Plataforma de Simulação Software-In-The-Loop para Sistemas de Controle de uma Aeronave Não-Tripulada Flexível / André Florentino Ribeiro. -- São João da Boa Vista, 2024

67 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: David Fernando Castillo Zúniga

1. Engenharia Aeroespacial. 2. Simulação por computador. 3. Sistemas de comando e controle. 4. Controle de voo. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”  
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**PLATAFORMA DE SIMULAÇÃO SOFTWARE-IN-THE-LOOP PARA SISTEMAS  
DE CONTROLE DE UMA AERONAVE NÃO-TRIPULADA FLEXÍVEL**

Aluno: André Florentino Ribeiro

Orientador: Prof. Dr. David Fernando Castillo Zúñiga

Banca Examinadora:

- David Fernando Castillo Zúñiga (Orientador)
- Raphaela Carvalho Machado (Examinadora)
- Helosman Valente de Figueiredo (Examinador)

|                                                                                                                               |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 056/2022)</p> |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

São João da Boa Vista, 08 de janeiro de 2024

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente, gostaria de agradecer à minha família por todo o apoio emocional e financeiro que foi-me fornecido durante a realização do Curso de Graduação. Em especial à minha namorada, Isabelle Guimarães da Silva, por toda companhia, auxílio e incentivo que foi-me concedido ao longo dos anos na Universidade e neste trabalho.

Gostaria de agradecer ao Prof. Dr. David Fernando Castillo Zúñiga pelo tempo dedicado e pela oportunidade que me foi dada para desenvolver este trabalho. E uma profunda gratidão aos membros da banca, Profa. Dra. Raphaela Carvalho Machado e Eng. M.Sc. Helosman Valente de Figueiredo, pela disponibilidade e contribuição com seus trabalhos que serviram de base para o desenvolvimento dessa tese.

Deixo também um agradecimento especial ao Prof. Dr. Carlos do Carmo Pagani Jr., por ter me orientado por 2 anos em Iniciação Científica que foi responsável pela abertura de diversas portas em minha vida profissional.

Por fim, agradeço à Universidade Estadual Paulista (UNESP) Campus de São João da Boa Vista, por terem proporcionados diversos anos de aprendizado, conquistas e crescimento profissional.

*“Quando se viaja em direção a um objetivo é muito importante prestar atenção no Caminho. O Caminho sempre nos ensina a melhor maneira de chegar e nos enriquece enquanto estamos caminhando.”*  
*(O Diário de um Mago - Paulo Coelho)*

## RESUMO

A simulação desempenha um papel fundamental no desenvolvimento de novas aeronaves, visto que permite que testes sejam realizados em ambiente controlado e com custo reduzido quando comparado a ensaios em campo. Atualmente, é comum a criação de simuladores utilizando abordagens Software-In-The-Loop (SIL) para unificar diversos ambientes em apenas um único teste. Este trabalho apresenta uma proposta para criação de uma plataforma SIL que tem como objetivo servir de ambiente de testes para simulação de voo. A plataforma é desenvolvida por meio da criação de uma rede de comunicação entre o Simulink e o X-Plane, sendo que o Simulink é a ferramenta de solução dinâmica do modelo e o X-Plane é utilizado para observação dos estados da aeronave. A aeronave utilizada será o EOLO, um Veículo Autônomo Não Tripulado desenvolvido pelo ITA que possui alto alongamento nas asas. A flexibilidade das asas permite avaliar a influência das deformações estruturais na dinâmica de voo, e como os carregamentos aerodinâmicos são afetados pela aeroelasticidade da aeronave. O presente trabalho realiza a modelagem da dinâmica não-linear 3D do EOLO utilizando modelos de aeronaves rígidas e flexíveis. A dinâmica flexível considera a influência dos modos de vibração das asas na dinâmica de voo, o que permite uma melhor análise da condição de estabilidade de aeronaves flexíveis. As derivadas relacionadas ao comportamento aeroelástico são parametrizadas em relação a forma dos modos de vibração. É tomada a hipótese que a elasticidade influencia apenas na dinâmica longitudinal, pois o principal modo estudado considera que as asas se deformam de maneira simétrica, por flexão ou torção. Por meio da comparação entre o modelo rígido e o modelo flexível, os resultados mostram que os modos de vibração das asas influenciam na estabilidade longitudinal da aeronave. Essa comparação realizada por todo o envelope de voo do EOLO como forma de avaliar a estabilidade de maneira completa. Uma vez que o modelo dinâmico é validado, é criada uma arquitetura *Software-in-the-Loop* (SIL) entre o Matlab/Simulink e o X-Plane para simulação da dinâmica de voo do EOLO. O X-Plane é conectado a um *joystick* e funciona como uma fonte de entradas para a dinâmica do EOLO, que é calculada no Matlab/Simulink. Os estados da aeronave são observados em tempo real no X-Plane, o que torna a arquitetura ideal para monitoramento e realização de testes em voo. Alguns simulações são realizadas com intuito de explorar a dinâmica do EOLO por meio de realização de manobras, e é apresentado gráficos das coordenadas da aeronave no X-Plane junto de capturas de telas que representam o *cockpit* observado em tempo real.

**PALAVRAS-CHAVE:** aeronaves flexíveis; sistemas de controle; modelagem de sistemas; software-in-the-loop; x-plane.

## ABSTRACT

Simulation plays a fundamental role in the development of new aircraft, since it allows analysis to be conducted in a controlled environment with reduced costs when compared to field flight tests. Currently, it is common to create simulators using Software-In-The-Loop (SIL) approaches to unify various environments into a single one. This work presents a proposal for creating a Software-In-The-Loop platform aimed at serving as a testing environment for flight simulation. The platform is developed by establishing a communication network between Simulink and X-Plane, where Simulink serves as the dynamic model solution tool and X-Plane is used to observe the aircraft states. The aircraft used will be the EOLO, an Unmanned Autonomous Vehicle (UAV) developed by ITA that has high aspect ratio wings. The flexibility of the wings allows for the evaluation of the influence of structural deformations on flight dynamics and how aerodynamic loadings are affected by the aircraft's aeroelasticity. The present work models the 3D nonlinear dynamics of EOLO using models of rigid and flexible aircraft. The flexible dynamics consider the influence of wing vibration modes on flight dynamics, enabling a better analysis of the stability condition of flexible aircraft. Derivatives related to aeroelastic behavior are parameterized in function of the shape of vibration modes. The assumption is made that elasticity only affects longitudinal dynamics, as the main studied mode assumes that the wings deform symmetrically, either by bending or twisting. Through a comparison between the rigid and flexible models, the results show that wing vibration modes influence the longitudinal stability of the aircraft. This comparison is carried out across the entire flight envelope of EOLO to assess stability comprehensively. Once the dynamic model is validated, a Software-in-the-Loop (SIL) architecture is created between Matlab/Simulink and X-Plane for simulating the EOLO flight dynamics. X-Plane is connected to a joystick and acts as an input source for EOLO dynamics, calculated in Matlab/Simulink. The aircraft's states are observed in real-time in X-Plane, making the architecture ideal for monitoring and conducting flight tests. Some simulations are performed to explore EOLO dynamics through maneuvers, and plot of the aircraft's trajectories in X-Plane are presented along with screenshots representing the cockpit observed in real-time.

**KEYWORDS:** flexible aircraft; control systems; system modeling; software-in-the-loop; x-plane.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

|           |                                                                                                                                                                   |    |
|-----------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1  | Diagrama dos Sistemas de Navegação, Guiamento e Controle. . . . .                                                                                                 | 18 |
| Figura 2  | Diagrama da plataforma SIL desenvolvida no trabalho de Sorton (SORTON; HAMMAKER, 2012). . . . .                                                                   | 19 |
| Figura 3  | Diagrama da plataforma SIL desenvolvida no trabalho de Bittar et al. (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014). . . . .                                                  | 20 |
| Figura 4  | Diagrama da plataforma HIL abordada no trabalho de Adiprawita et Al. (ADIPRAWITA; SUWANDI; SEMBIRING1, 2007). . . . .                                             | 21 |
| Figura 5  | Diagrama da plataforma HIL abordada no trabalho de Santos (SANTOS; OLIVEIRA, 2009). . . . .                                                                       | 21 |
| Figura 6  | Fotografia do EOLO no LSA do ITA. . . . .                                                                                                                         | 22 |
| Figura 7  | Sistemas de referências: eixos do corpo ( $x_B, y_B, z_B$ ) e eixos de estabilidade ( $x_w, y_w, z_w$ ) . . . . .                                                 | 27 |
| Figura 8  | Sistemas de coordenadas: Eixos da Terra ( $E_x, E_y, E_z$ ), Eixos Inerciais da Terra ( $x, y, z$ ) e Eixos NED ( $N, E, D$ ) . . . . .                           | 28 |
| Figura 9  | Ângulos de Euler utilizados para representar a orientação da aeronave . . . . .                                                                                   | 29 |
| Figura 10 | Carregamentos aerodinâmicos nos eixos do corpo e nos eixos de estabilidade . . . . .                                                                              | 31 |
| Figura 11 | Superfícies de Controle . . . . .                                                                                                                                 | 33 |
| Figura 12 | Vistas do EOLO: Superior, frontal e lateral . . . . .                                                                                                             | 43 |
| Figura 13 | Diagrama das entradas e saídas da S-function . . . . .                                                                                                            | 44 |
| Figura 14 | Planos da Fuselagem do EOLO . . . . .                                                                                                                             | 47 |
| Figura 15 | Desenho do EOLO no Plane Maker . . . . .                                                                                                                          | 47 |
| Figura 16 | Diagrama da arquitetura SIL deste trabalho. . . . .                                                                                                               | 48 |
| Figura 17 | Modelo SIL entre X-PLane e Simulink . . . . .                                                                                                                     | 48 |
| Figura 18 | Configurações dos blocos <i>UDP Receive</i> e <i>Byte Unpack</i> . . . . .                                                                                        | 50 |
| Figura 19 | Estados de atitude ( $\phi, \theta, \psi$ ) em simulação de 100 s de voo reto e nivelado em que $V = 25 \text{ m/s}$ e $H = 1100 \text{ m}$ inicialmente. . . . . | 53 |
| Figura 20 | Variação dos estados de posição em simulação de 200 s de voo reto e nivelado em que $V = 25 \text{ m/s}$ e $H = 1100 \text{ m}$ inicialmente. . . . .             | 54 |
| Figura 21 | Localização dos Polos do EOLO: modelo rígido e modelo flexível . . . . .                                                                                          | 55 |
| Figura 22 | Localização dos polos longitudinais do EOLO Rígido: altitude $H = 1100 \text{ m}$ e velocidade $V$ variando de $10 \text{ m/s}$ a $60 \text{ m/s}$ . . . . .      | 56 |
| Figura 23 | Localização dos polos longitudinais do EOLO Flexível: altitude $H = 1100 \text{ m}$ e velocidade $V$ variando de $10 \text{ m/s}$ a $60 \text{ m/s}$ . . . . .    | 56 |
| Figura 24 | Forma de flexão e torção do 1º modo de vibração . . . . .                                                                                                         | 58 |
| Figura 25 | Simulação SIL do EOLO utilizando Simulink e X-Plane . . . . .                                                                                                     | 60 |
| Figura 26 | Captura da tela do simulador da dinâmica de voo no Simulink. . . . .                                                                                              | 60 |
| Figura 27 | Coordenadas de posição NED do X-Plane vs. Simulink . . . . .                                                                                                      | 61 |

|           |                                                                               |    |
|-----------|-------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 28 | Captura de tela do <i>cockpit</i> no trecho "A" da Figura 27. . . . .         | 61 |
| Figura 29 | Captura de tela do <i>cockpit</i> no trecho "B" da Figura 27. . . . .         | 62 |
| Figura 30 | Captura de tela do <i>cockpit</i> no trecho "C" da Figura 27. . . . .         | 62 |
| Figura 31 | Coordenadas de posição NED do X-Plane - Órbita de descida . . . . .           | 63 |
| Figura 32 | Coordenadas de posição NED do X-Plane - Manobra de subida com curva à direita | 63 |
| Figura 33 | Coordenadas de posição NED do X-Plane - Manobra de descida para pouso . .     | 64 |

## LISTA DE TABELAS

|                                                                                                                                                                                                   |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Tabela 1 – Derivadas de estabilidade nos eixos do corpo . . . . .                                                                                                                                 | 33 |
| Tabela 2 – Derivadas de estabilidade nos eixos de estabilidade . . . . .                                                                                                                          | 34 |
| Tabela 3 – Derivadas de controle nos eixos de estabilidade . . . . .                                                                                                                              | 34 |
| Tabela 4 – Derivadas de controle nos eixos de estabilidade . . . . .                                                                                                                              | 34 |
| Tabela 5 – Derivadas de Wasak nos eixos do corpo . . . . .                                                                                                                                        | 35 |
| Tabela 6 – Derivadas de Waszak nos eixos de estabilidade . . . . .                                                                                                                                | 35 |
| Tabela 7 – Características das superfícies sustentadoras do EOLO. . . . .                                                                                                                         | 41 |
| Tabela 8 – Propriedades geométricas e de massa do EOLO . . . . .                                                                                                                                  | 42 |
| Tabela 9 – Propriedades de Desempenho do EOLO . . . . .                                                                                                                                           | 42 |
| Tabela 10 – Propriedades Modais . . . . .                                                                                                                                                         | 44 |
| Tabela 11 – Derivadas longitudinais . . . . .                                                                                                                                                     | 44 |
| Tabela 12 – Derivadas látero-direcionais . . . . .                                                                                                                                                | 45 |
| Tabela 13 – Derivadas longitudinais de Wasak referente ao primeiro modo de vibração . . . . .                                                                                                     | 45 |
| Tabela 14 – Formato do Pacote UDP com header "DATA"do X-Plane . . . . .                                                                                                                           | 49 |
| Tabela 15 – Grupo de dados selecionados para recebimento no Simulink . . . . .                                                                                                                    | 49 |
| Tabela 16 – Formato do Pacote UDP com header "DREF0"do X-Plane . . . . .                                                                                                                          | 51 |
| Tabela 17 – Parâmetros enviados ao X-Plane através do caminho DataRef . . . . .                                                                                                                   | 51 |
| Tabela 18 – Estados, deflexões de superfícies e força propulsiva para condição de voo reto e nivelado. . . . .                                                                                    | 53 |
| Tabela 19 – Frequências naturais $\omega_n$ e fator de amortecimento $\zeta$ para os autovalores do modelo rígido do EOLO para a condição $V = 25 \text{ m/s}$ e $H = 1100 \text{ m}$ . . . . .   | 54 |
| Tabela 20 – Frequências naturais $\omega_n$ e fator de amortecimento $\zeta$ para os autovalores do modelo flexível do EOLO para a condição $V = 25 \text{ m/s}$ e $H = 1100 \text{ m}$ . . . . . | 55 |
| Tabela 21 – Derivadas longitudinais de Wasak referente ao primeiro modo de flexão e torção simétrica . . . . .                                                                                    | 58 |
| Tabela 22 – Frequências naturais $\omega_n$ e fator de amortecimento $\zeta$ para os autovalores do EOLO flexível considerando flexão e torção no modo. . . . .                                   | 59 |

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

|       |                                                                   |
|-------|-------------------------------------------------------------------|
| CG    | Centro de gravidade                                               |
| DCM   | Matriz de Cossenos Diretores                                      |
| GPS   | <i>Global Positioning System</i>                                  |
| GVT   | <i>Ground Vibration Test</i>                                      |
| HIL   | <i>Hardware-in-the-loop</i>                                       |
| IERS  | <i>International Earth Rotation and Reference Systems Service</i> |
| IP    | <i>Internet Protocol</i>                                          |
| ITA   | Instituto Tecnológico de Aeronáutica                              |
| LLH   | <i>Latitude, longitude, height</i>                                |
| LoS   | <i>Line of Sight</i>                                              |
| LSA   | Laboratório de Sistemas Aeronáuticos                              |
| NED   | <i>North, East, Down</i>                                          |
| OEM   | <i>Output Error Method</i>                                        |
| PA    | Piloto automático                                                 |
| PVC   | Policloreto de Polivinila                                         |
| RPA   | Aeronave Remotamente Pilotada                                     |
| SDK   | <i>Software Development Kit</i>                                   |
| SIL   | <i>Software-in-the-loop</i>                                       |
| UDP   | <i>User Datagram Protocol</i>                                     |
| UNESP | Universidade Estadual Paulista                                    |
| VANT  | Veículo Aéreo Não Tripulado                                       |

## LISTA DE SÍMBOLOS

|                    |                                                                    |
|--------------------|--------------------------------------------------------------------|
| $\alpha$           | Ângulo de ataque                                                   |
| $\alpha_{max}$     | Ângulo de ataque máximo                                            |
| $\beta$            | Ângulo de glissada/ derrapagem                                     |
| $\delta_a$         | Deflexão de aileron                                                |
| $\delta_e$         | Deflexão de profundor                                              |
| $\delta_r$         | Deflexão de leme                                                   |
| $\eta$             | Coordenada modal                                                   |
| $\phi$             | Ângulo de rolagem                                                  |
| $\phi_i$           | Forma modal                                                        |
| $\theta$           | Ângulo de arfagem                                                  |
| $\psi$             | Ângulo de guinada                                                  |
| $\omega_n$         | Frequência natural de oscilação                                    |
| $\zeta$            | Coeficiente de Amortecimento                                       |
| $\rho$             | Densidade do ar                                                    |
| $A$                | Matriz de estados                                                  |
| $AR$               | Razão de aspecto                                                   |
| $B$                | Matriz de entradas                                                 |
| $b$                | Envergadura                                                        |
| $C$                | Matriz de saídas                                                   |
| $c$                | Corda em função da semi-envergadura                                |
| $D$                | Matriz de saídas                                                   |
| $\bar{c}$          | Corda média aerodinâmica                                           |
| $\mathbf{C}_{w/B}$ | Matriz de rotação dos eixos de estabilidade para os eixos do corpo |
| $C_D$              | Coeficiente de arrasto                                             |
| $C_L$              | Coeficiente de sustentação                                         |

|                     |                                                |
|---------------------|------------------------------------------------|
| $C_{\underline{L}}$ | Coeficiente do momento de rolagem              |
| $C_l$               | Coeficiente de momento $l$                     |
| $C_{L_{max}}$       | Coeficiente de sustentação máximo              |
| $C_{\underline{M}}$ | Coeficiente do momento de arfagem              |
| $C_m$               | Coeficiente de momento $m$                     |
| $C_{\underline{N}}$ | Coeficiente do momento de guinada              |
| $C_n$               | Coeficiente de momento $n$                     |
| $C_{Q_i}$           | Coeficiente de força modal $Q_i$               |
| $C_X$               | Coeficiente da força $X$                       |
| $C_Y$               | Coeficiente da força $Y$                       |
| $C_y$               | Coeficiente de força aerodinâmica lateral      |
| $C_Z$               | Coeficiente da força $Z$                       |
| $D$                 | Força de arrasto                               |
| $e$                 | Coeficiente de Oswald                          |
| $(E_x, E_y, E_z)$   | Sistema de eixos com origem no centro na Terra |
| $f_n$               | Frequência natural de oscilação                |
| $H$                 | Altitude em relação ao nível do mar            |
| $I_{xx}$            | Momento de inércia em $x_B$                    |
| $I_{yy}$            | Momento de inércia em $y_B$                    |
| $I_{xz}$            | Momento de inércia cruzado em $x_B z_B$        |
| $\underline{L}$     | Momento de rolagem na direção $x_B$            |
| $L$                 | Força de sustentação                           |
| $l$                 | Momento aerodinâmico na direção $x_w$          |
| $l_f$               | Comprimento da fuselagem                       |
| $\underline{M}$     | Momento de arfagem na direção $y_B$            |
| $m$                 | Momento na direção $y_w$                       |
| $M$                 | Massa total                                    |

|                 |                                                                        |
|-----------------|------------------------------------------------------------------------|
| $M_i$           | Massa modal                                                            |
| $m_w$           | Massa da asa                                                           |
| $\underline{N}$ | Momento de guinada na direção $z_B$                                    |
| $n$             | Momento na direção $z_w$                                               |
| $(N, E, D)$     | Sistema de eixos inerciais com origem local                            |
| $N_F$           | Número de coordenadas modais                                           |
| $p$             | Velocidade angular em torno de $x_B$                                   |
| $Q_\phi$        | Momento generalizado na direção $x_B$                                  |
| $Q_\theta$      | Momento generalizado na direção $y_B$                                  |
| $Q_\psi$        | Momento generalizado na direção $z_B$                                  |
| $Q_X$           | Força generalizada na direção $x_B$                                    |
| $Q_Y$           | Força generalizada na direção $y_B$                                    |
| $Q_Z$           | Força generalizada na direção $z_B$                                    |
| $q$             | Velocidade angular em torno de $y_B$                                   |
| $r$             | Velocidade angular em torno de $z_B$                                   |
| $S$             | Área alar                                                              |
| $T_X$           | Força propulsiva na direção $x_B$                                      |
| $T_{max,i}$     | Força máxima propulsiva na direção $x_B$ em condições $\rho_i$ e $V_i$ |
| $T_Y$           | Força propulsiva na direção $y_B$                                      |
| $T_Z$           | Força propulsiva na direção $z_B$                                      |
| $\mathbf{u}$    | Vetor de entradas do sistema                                           |
| $u$             | Velocidade na direção $x_B$                                            |
| $V$             | Velocidade real do ar                                                  |
| $V_{ref}$       | Velocidade real do ar d referência                                     |
| $V_S$           | Velocidade de stall                                                    |
| $V_C$           | Velocidade de cruzeiro                                                 |
| $v$             | Velocidade na direção $y_B$                                            |

|                   |                                                          |
|-------------------|----------------------------------------------------------|
| $w$               | Velocidade na direção $z_B$                              |
| $\mathbf{X}$      | Estados da aeronave                                      |
| $X$               | Força na direção $x_B$                                   |
| $(x, y, z)$       | Sistema de eixos inerciais com origem no centro na Terra |
| $(x_B, y_B, z_B)$ | Sistema de eixos de fixos no corpo da aeronave           |
| $(x_w, y_w, z_w)$ | Sistema de Eixos de estabilidade                         |
| $Y$               | Força na direção $y_B$                                   |
| $y$               | Força aerodinâmica lateral                               |
| $Z$               | Força na direção $z_B$                                   |

## SUMÁRIO

|          |                                                                              |           |
|----------|------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>1</b> | <b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>                                                  | <b>17</b> |
| 1.1      | INTRODUÇÃO ÀS ABORDAGENS SIL E HIL . . . . .                                 | 19        |
| 1.1.1    | Arquiteturas SIL . . . . .                                                   | 19        |
| 1.1.2    | Arquiteturas HIL . . . . .                                                   | 20        |
| 1.2      | TRABALHOS RELACIONADOS AO EOLO . . . . .                                     | 22        |
| 1.3      | O PROBLEMA DA FLEXIBILIDADE EM OUTRAS APLICAÇÕES . . . . .                   | 23        |
| 1.4      | CONTRIBUIÇÕES DO PRESENTE TRABALHO . . . . .                                 | 24        |
| 1.5      | OBJETIVOS . . . . .                                                          | 24        |
| 1.6      | ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO . . . . .                                            | 24        |
| <b>2</b> | <b>MODELO DINÂMICO . . . . .</b>                                             | <b>26</b> |
| 2.1      | SISTEMAS DE REFERÊNCIAS . . . . .                                            | 26        |
| 2.1.1    | SISTEMA DE EIXOS DO CORPO . . . . .                                          | 26        |
| 2.1.2    | SISTEMA DE EIXOS DE ESTABILIDADE . . . . .                                   | 26        |
| 2.1.3    | SISTEMA DE EIXOS DA TERRA . . . . .                                          | 26        |
| 2.1.4    | SISTEMA DE EIXOS INERCIAIS DA TERRA . . . . .                                | 27        |
| 2.1.5    | SISTEMA LOCAL DE EIXOS GEOGRÁFICOS (NED) . . . . .                           | 28        |
| 2.1.6    | ÂNGULOS DE EULER . . . . .                                                   | 28        |
| 2.1.7    | MATRIZ DE TRANSFORMAÇÃO: EIXOS DE ESTABILIDADE PARA EIXOS DO CORPO . . . . . | 29        |
| 2.2      | MODELO AERODINÂMICO E DERIVATIVOS . . . . .                                  | 30        |
| 2.2.1    | CARREGAMENTOS AERODINÂMICOS . . . . .                                        | 30        |
| 2.2.2    | REPRESENTAÇÃO DOS ESTADOS . . . . .                                          | 31        |
| 2.3      | SUPERFÍCIES DE CONTROLE . . . . .                                            | 32        |
| 2.3.1    | DERIVADAS DE ESTABILIDADE, CONTROLE E ELÁSTICAS . . . . .                    | 32        |
| 2.4      | MOVIMENTOS DA AERONAVE . . . . .                                             | 36        |
| 2.4.1    | MOVIMENTO LONGITUDINAL . . . . .                                             | 37        |
| 2.4.2    | MOVIMENTO LÁTERO-DIRECIONAL . . . . .                                        | 38        |
| 2.4.3    | ESFORÇOS AEROELÁSTICOS . . . . .                                             | 38        |
| 2.4.4    | MODELO AERODINÂMICO . . . . .                                                | 39        |
| 2.4.5    | Modelo Dinâmico do Motor de Tração . . . . .                                 | 40        |
| <b>3</b> | <b>PLATAFORMA DE PESQUISA . . . . .</b>                                      | <b>41</b> |
| 3.1      | AERONAVE EOLO . . . . .                                                      | 41        |
| 3.1.1    | PROPRIEDADES GEOMÉTRICAS E DE DESEMPENHO . . . . .                           | 41        |
| 3.1.2    | PARÂMETROS DE DERIVATIVOS E PROPRIEDADES MODAIS . . . . .                    | 42        |
| 3.2      | MODELO NÃO LINEAR UTILIZANDO MATLAB/SIMULINK . . . . .                       | 43        |

|              |                                                                               |           |
|--------------|-------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 3.3          | X-PLANE . . . . .                                                             | 46        |
| 3.4          | PLANE MAKER . . . . .                                                         | 46        |
| 3.5          | INTEGRAÇÃO MATLAB/SIMULINK E X-PLANE: ABORDAGEM SIL . . . . .                 | 47        |
| <b>3.5.1</b> | <b>Configuração da rede entre Simulink e X-Plane . . . . .</b>                | <b>48</b> |
| <b>3.5.2</b> | <b>Formato do Pacote UDP no Recebimento de Mensagens do X-Plane . . . . .</b> | <b>49</b> |
| <b>3.5.3</b> | <b>Formato do Pacote UDP no Envio de Mensagens ao X-Plane . . . . .</b>       | <b>50</b> |
| <b>4</b>     | <b>RESULTADOS DA SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL . . . . .</b>                        | <b>52</b> |
| 4.1          | MODELO LINEAR - CONDIÇÃO DE VOO RETO E NIVELADO . . . . .                     | 52        |
| 4.2          | ANÁLISE DE ESTABILIDADE NO ENVELOPE DE VOO . . . . .                          | 55        |
| 4.3          | CÁLCULO DAS DERIVADAS DE WASZAK - MODO DE FLEXÃO + TORÇÃO . . . . .           | 57        |
| 4.4          | SIMULAÇÃO SIL . . . . .                                                       | 59        |
| <b>5</b>     | <b>CONCLUSÕES . . . . .</b>                                                   | <b>65</b> |
|              | <b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>                                                  | <b>66</b> |

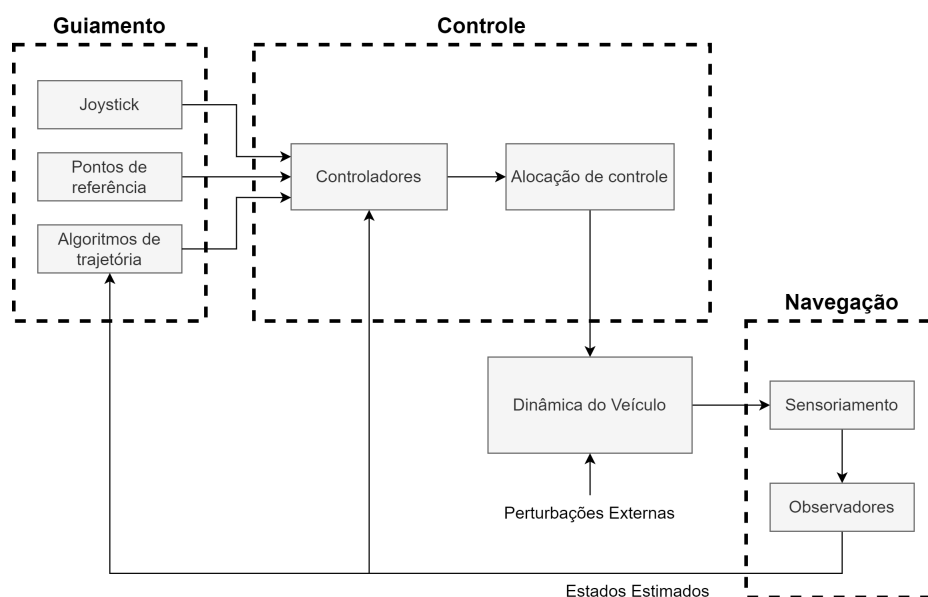
## 1 INTRODUÇÃO

O atual aprimoramento de microprocessadores, controladores e sensores proporcionaram uma expansão significativa no desenvolvimento de sistemas para controlar aeronaves. Esses sistemas são úteis para auxiliar os pilotos a terem cargas de tarefas reduzidas ou para limitar a operação da aeronave, visando garantir que esta seja operada dentro de seu envelope de voo previsto em projeto. No entanto, existem aeronaves que são projetadas para operar de forma completamente autônomas, principalmente quando não são tripuladas. As aeronaves autônomas não tripuladas estão conquistando cada vez mais espaço no mercado aeronáutico, e as empresas constantemente buscam desenvolvê-las para serem aplicadas em setores civis e militares, seja pela maior facilidade de operação ou ainda por não ser necessário expor uma vida humana ao realizar missões requeridas. Dentre os veículos aéreos não tripulados (VANTs), destacam-se os drones ou RPAs (*Remotely Piloted aircraft*), que são aplicados principalmente em pulverização agrícola, mapeamento, vigilância e logística. Esses veículos são projetados para realizar missões sem que o operador tenha conhecimento ou habilidades de pilotagem.

Em geral, os projetos de sistemas aeronáuticos para controle de voo podem ser representados pela Navegação, Guiamento e Controle, como mostrado no diagrama da Figura 1. O guiamento define a trajetória por meio de algoritmos de trajetórias ou comandos de *joystick* que são enviados ao sistema de controle. O sistema de controle realiza as deflexões de superfícies requisitadas que são responsáveis por alterar o comportamento em voo da aeronave. Nessa lógica, projetos de sistemas de controle de voo necessitam de conhecimento acerca de como a aeronave irá reagir a partir dos comandos das superfícies sustentadoras e de motores propulsivos, que são vistas como entradas dos sistemas. A resposta do sistema está relacionada à como as superfícies e o corpo da aeronave interagem com o mundo real, e como os carregamentos que atuam sobre o veículo aéreo são alterados a depender da condição de voo. Para conhecer a resposta às entradas, modelos dinâmicos que buscam representar a forma que a aeronave realiza voos foram desenvolvidos. Uma vez que esses modelos provam-se validados, podem ser utilizados para auxiliar no desenvolvimento de sistemas de controle, além de permitirem testes por meio de simulações computacionais (KLEIN; MORELLI, 2006). Os modelos dinâmicos buscam representar a dinâmica do veículo que está apresentada na Figura 1.

A simulação computacional destaca-se por ser uma importante ferramenta de desenvolvimento de projetos que possibilitou a aviação atingir o atual nível tecnológico. Esta ferramenta é uma forma de modelar a realidade e reproduzir comportamentos físicos por meio de equações matemáticas, aplicável a diversas áreas da engenharia, como estruturas, dinâmica dos fluídos, circuitos elétricos e sistemas de controle. A maior vantagem é a possibilidade de testar e ensaiar um projeto com menos recursos, mais segurança e em menor tempo quando comparada a testes experimentais. Dessa forma, a simulação se torna importante na avaliação e validação da resposta do sistema previamente à aplicação em uma aeronave em voo. Neste contexto, o X-Plane é um software credenciado pela *Federal Aviation Administration* (FAA) utilizado para simular voos de aeronaves de forma realista (HORRI; PIETRASZKO, 2022). Além disso, o X-Plane permite desenhar aeronaves e criar plataformas de comunicação com ambientes que utilizam de equações de dinâmica de voo para simular um protótipo

Figura 1 – Diagrama dos Sistemas de Navegação, Guiamento e Controle.



Fonte: Adaptado de Isser (ISSER, 2022).

em desenvolvimento.

Dada a sua interface de interação com usuário e suporte para comunicação com softwares de modelagem, é comum utilizar o X-Plane em abordagens software-in-the-loop (SIL) e hardware-in-the-loop (HIL) (RIBEIRO, 2011). O SIL geralmente envolve a integração de software externo ao ambiente de simulação principal que permite avaliar a interação de pelo menos dois subsistemas. Em testes de sistemas de veículos aéreos, este método é feito conectando um simulador de voo a um software, que possui uma lógica a ser validada, permitindo avaliar o comportamento do conjunto durante a operação. Análogo ao SIL, o HIL também é um método de validação e testes, porém, nesta abordagem, um hardware que fornece informações de sensores, radares e câmeras é conectado ao ambiente (computador) principal que está sendo testado para que ele responda às essas entradas. O hardware é capaz de simular entradas e saídas fazendo com que o sistema do ambiente principal possa incluir condições reais de operação na simulação. Essas estratégias são úteis na economia de recursos de ensaios em voo e permitem um planejamento aprimorado nas etapas iniciais de um projeto de sistemas aeronáuticos.

Atualmente, o avanço no desenvolvimento e nas aplicações de novos materiais, com destaque para os compósitos, na aviação permitiu que VANTs mais leves e mais eficientes fossem construídos. As fibras de vidro, carbono / epóxi e Kevlar, por exemplo, são materiais compósitos que apresentam alta resistência mecânica por peso de material, o que popularizou as pesquisas e aplicações destes materiais na indústria aeronáutica. No entanto, as aeronaves que utilizam materiais mais leves nas suas estruturas primárias e secundárias possuem características mais flexíveis, o que influencia na dinâmica de voo e nas características aeroelásticas da aeronave (WASAK; BUTTRILL, 1992). A flexibilidade tornou desafiador a criação de modelos que representassem corretamente a resposta da aeronave, portanto, como forma de impulsionar as pesquisas na área de aeronaves flexíveis, o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) desenvolveu um VANT flexível chamado EOLO (ZÚÑIGA, 2019), construído principalmente de materiais compósitos (fibra de vidro e fibra de carbono) e com alto alongamento.

A aeronave é aplicada em estudos que visam entender o efeito da aeroelasticidade na dinâmica e no controle de voo.

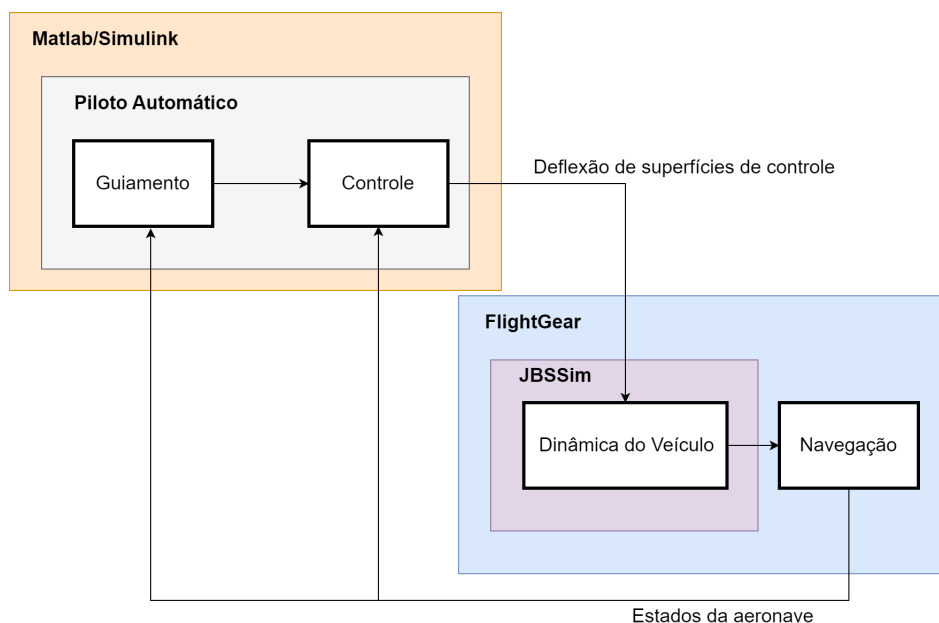
## 1.1 INTRODUÇÃO ÀS ABORDAGENS SIL E HIL

### 1.1.1 Arquiteturas SIL

No desenvolvimento de sistemas, o SIL é utilizado quando deseja-se verificar a iteração entre dois ou mais ambientes de testes em uma única plataforma de simulação. No contexto de simulações de aeronaves, o SIL pode ser utilizado para testes de novos sistemas, como leis de controle e *softwares* embarcados. Essa abordagem é fundamental durante o processo de desenvolvimento de produtos aeronáuticos, visto que a plataforma de simulação faz com que a etapa de validação e testes de sistemas utilizem menos recursos e ofereça menor risco quando comparada a ensaios de voo. A integração dos ambientes de testes pode ser criada de diferentes maneiras, a depender da aplicação.

O trabalho de Sorton et Hamaker (SORTON; HAMMAKER, 2012) apresenta uma plataforma de simulação SIL utilizada para testes de um sistema de piloto automático chamado Microcontrolador Autônomo Adaptativo, que é utilizado para controlar os estados de atitude (ângulos de Euler), posição e velocidade de um VANT asa fixa. Na etapa de desenvolvimento do sistema, a plataforma utiliza o Matlab/Simulink para implementar as leis de controle do piloto automático, enquanto o modelo dinâmico e o sistema de navegação está presente no simulador *FlightGear* em conjunto com JBSSim. O cálculo da dinâmica de voo é realizado pelo JBSSim (<<https://jsbsim.sourceforge.net>>) que é um modelo que foi incorporado ao *FlightGear* para a simulação. O *FlightGear* é utilizado principalmente como sistema de navegação para observação do voo tridimensional em tempo real.

Figura 2 – Diagrama da plataforma SIL desenvolvida no trabalho de Sorton (SORTON; HAMMAKER, 2012).

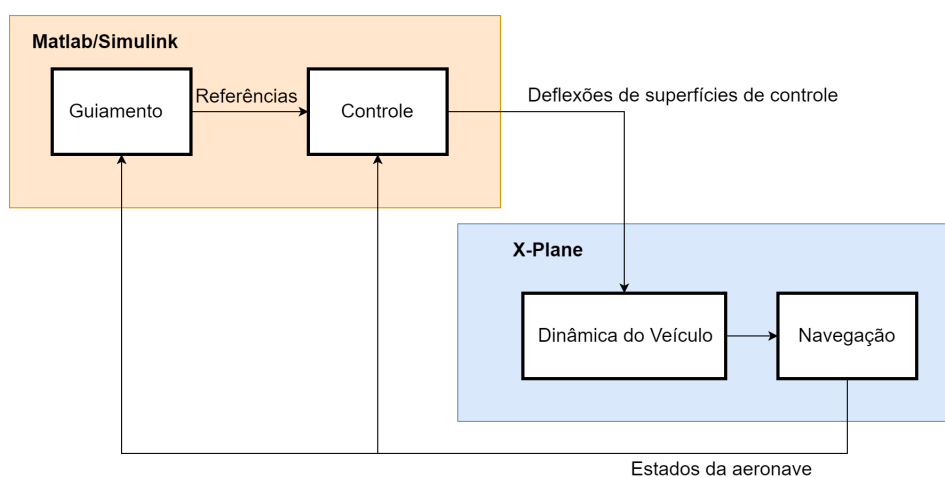


Fonte: Elaborada pelo autor.

De forma análoga, Bittar et Al. (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014) propõe uma arquitetura

SIL para o desenvolvimento e testes de sistemas para guiamento de VANTs. Os sistemas de guiamento e controle estão situados no ambiente do Matlab/Simulink, sendo que o foco do trabalho é direcionado aos testes do sistema de guiamento que baseia-se em *Line of Sight* (LoS). O sistema de controle, que foi desenvolvido em outro trabalho (BITTAR; OLIVEIRA, 2013), recebe as referências do guiamento para realizar alterar a posição das superfícies de controle, que são enviadas ao X-Plane como mostra a Figura 3. O VANT em questão, denominado RC model Piper J-3, foi desenhado no X-Plane para simular a dinâmica de voo junto do sistema de navegação. O X-Plane recebe as posições das superfícies de controle, calcula a resposta dinâmica do veículo e retorna os estados ao Matlab/Simulink.

Figura 3 – Diagrama da plataforma SIL desenvolvida no trabalho de Bittar et al. (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014).



Fonte: Adaptado de Bittar et Al. (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014).

Em ambos trabalhos, o modelo SIL foi utilizado para a unificação de dois ambientes para a criação de plataformas de testes que atuam como simuladores de voo. As arquiteturas foram utilizadas para o desenvolvimento de novos sistemas que foram embarcados nas aeronaves reais apenas após cumprirem com as validações dos resultados em ambiente de simulação.

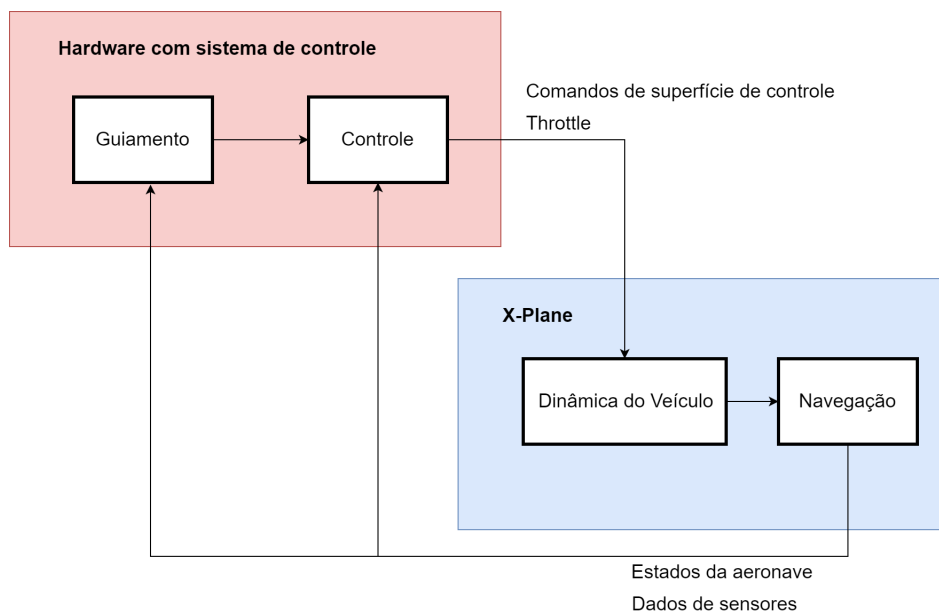
### 1.1.2 Arquiteturas HIL

A arquitetura HIL é uma ferramenta de desenvolvimento que faz o uso da comunicação entre *hardware* e ambientes de simulação. O principal objetivo dessa abordagem é testar de sistemas que foram embarcados por meio da iteração entre *hardware* com *software* externos. O *hardware* que está em teste é conectado a um simulador que irá modelar o comportamento do restante do sistema. Assim como na arquitetura SIL, o HIL é aplicado no desenvolvimento de aeronaves para que sistemas embarcados sejam testados no *hardware* que irão atuar, tornando mais prática e menos custosa a etapa de validações.

O conceito da utilização do HIL foi abordado por Adiprawita et Al. (ADIPRAWITA; SUWANDI; SEMBIRING1, 2007) para a criação de sistemas de piloto automático para VANTs através da criação de uma plataforma de iteração entre um *hardware* o X-Plane. O *hardware* possui um sistema de controle embarcado que recebe os dados de sensores e estados do sistema de navegação simulados pelo X-Plane. Em seguida, o sistema embarcado do *hardware* processa essas informações e gera sinais de

saída de controle para a dinâmica do X-Plane, como mostra o diagrama da Figura 4. O artigo apresenta as principais vantagens dessa abordagem., que envolve a redução de custos de ensaios e a facilidade para calibração de ganhos de controlador.

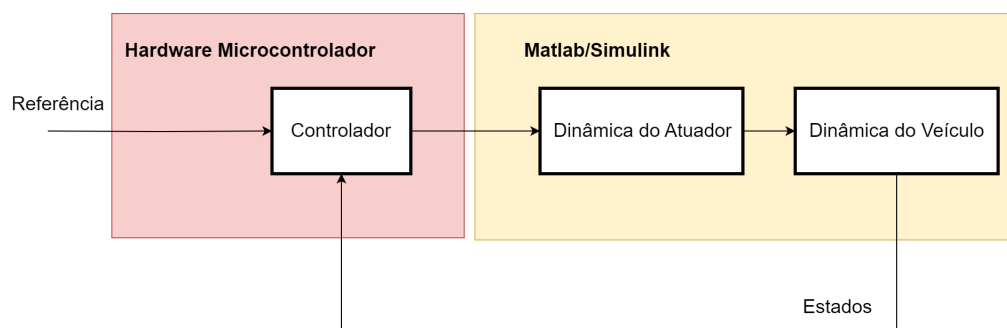
Figura 4 – Diagrama da plataforma HIL abordada no trabalho de Adiprawita et al. (ADIPRAWITA; SUWANDI; SEMBIRING1, 2007).



Fonte: Elaborada pelo autor.

Por outro lado, o trabalho de Santos (SANTOS; OLIVEIRA, 2009) utiliza uma abordagem simples para fins educacionais com a aplicação do conceito de HIL em aulas de laboratórios. O trabalho utiliza um microcontrolador com um *software* de controle embarcado em conjunto com uma dinâmica de servo atuador e de aeronave implementados em Matlab/Simulink. O microcontrolador é utilizado para controlar o ângulo de arfagem a partir de uma referência dada de entrada para o sistema, como mostrado na Figura 5.

Figura 5 – Diagrama da plataforma HIL abordada no trabalho de Santos (SANTOS; OLIVEIRA, 2009).



Fonte: Adaptado de Santos (SANTOS; OLIVEIRA, 2009).

## 1.2 TRABALHOS RELACIONADOS AO EOLO

Novos projetos aeronáuticos que visam a melhoria do desempenho aerodinâmico e estrutural estão em constante desenvolvimento. Parte desses estudos apontam que umas das formas para alcançar melhor desempenho é a redução do peso e o aumento do alongamento das asas, o que torna necessário a aplicação de materiais flexíveis para que o projeto seja um sucesso (FIGUEIREDO et al., 2020).

No entanto, o alto alongamento da asa e a flexibilidade geram consequências que devem ser estudadas, principalmente quanto ao aparecimento de *flutter*, que é um fenômeno causado pelo acoplamento de formas modais com as frequências naturais de vibração da estrutura que pode causar instabilidade durante os voos ou falhas catastróficas. Para a realização das pesquisas, o ITA desenvolveu um VANT chamado EOLO, mostrado na Figura 6, que possui alto alongamento. As asas da aeronave foram produzidas com longarinas feitas de fibra de vidro e PVC expandido. O EOLO foi utilizado para a realização de diversos estudos na área de aeroelasticidade, dinâmica de voo e sistemas de controle.

Figura 6 – Fotografia do EOLO no LSA do ITA.



Fonte: Zuñiga (ZÚÑIGA, 2019).

Zuñiga (ZÚÑIGA, 2019) realizou ensaios em voo para caracterizar o comportamento aeroelástico do EOLO com auxílio de acelerômetros e sensores de tensão. Na pesquisa, também é feito testes experimentais em túnel de vento, testes de GVT e análises numéricas por elementos finitos para comparação dos resultados em voo e obter os modos e as propriedades de vibração estrutural da asa. Por fim, é feita a modelagem da dinâmica de voo do EOLO, envolvendo as derivadas de estabilidade e controle tradicionais e as derivadas elásticas de Waszak (WASZAK; SCHMIDT, 1998). Algumas comparações entre a modelagem de aeronave rígida e flexível são feitas para analisar a estabilidade dos modelos. Parte das informações do EOLO obtidas no trabalho de Zuñiga (ZÚÑIGA, 2019) serão utilizadas no presente trabalho para modelagem da dinâmica do EOLO e validações nas análises de estabilidade.

Machado (MACHADO, 2019) realizou a identificação do sistema dinâmico do EOLO por meio de uma técnica chamada *Closed-loop subspace identification*. A técnica envolve a aplicação de procedimentos para identificar e modelar a dinâmica do sistema uma vez que as entradas e as saídas são conhecidas. O trabalho apresenta a comparação entre a dinâmica rígida e a flexível, além de utilizar os parâmetros identificados para projetos de leis de controle para controle de atitude e taxa de arfagem com ganhos calculados considerando a dinâmica identificada.

Zúñiga (ZÚÑIGA; SOUZA; GÓES, 2019) fez uma comparação entre diferentes modelos dinâmicos utilizados na modelagem de aeronaves. O primeiro é um método aplicado em alguns casos na indústria que consiste na aplicação de cargas estáticas em bancada que representam os carregamentos aerodinâmicos em voo na aeronave. É feita a estimativa dos derivativos da aeronave deformada devido à aplicação dessas cargas estáticas. O segundo teste é a modelagem por meio dos derivativos de Waszak que baseam-se em modelos experimentais de formas modais de vibração. É feita a comparação entre os dois modelos, sendo que o modelo de Waszak é visto como mais representativo para a análise de estabilidade, por levar em consideração a influência dos modos estruturais na dinâmica de voo.

Figueiredo (FIGUEIREDO et al., 2020) propõe aplicações de um método para medição da vibração das asas com auxílio de *laser* e visão computacional. Esse método é apropriado em contexto de não linearidades que o EOLO apresenta na dinâmica de voo, sendo vantajoso sobre métodos convencionais utilizados em aeronaves comerciais. A estratégia do uso de visão computacional teve como objetivo reduzir o tamanho do *hardware* embarcado para mitigar riscos no monitoramento da vibração. Foram obtidos as propriedades modais associadas aos primeiros modos de vibração do EOLO.

Souza (SOUZA et al., 2023) utilizou modelos matemáticos da dinâmica de voo flexível para o cheque de compatibilidade de dados de sensoramento em voo. O trabalho contribuiu para a aquisição de dados em voo, pois verifica a qualidade do sinal e os erros sistemáticos que podem ser lidos pelos sensores. Foi aplicado o método OEM a dados experimentais de ensaios em voo.

As pesquisas anteriores contribuíram com para o melhor conhecimento do efeito da flexibilidade, o que permite explorar de maneira mais segura e apropriada aeronaves flexíveis como o EOLO.

### 1.3 O PROBLEMA DA FLEXIBILIDADE EM OUTRAS APLICAÇÕES

Além das pesquisas de flexibilidade e alto alongamento relatadas para o EOLO, esses campos são estudados por diferentes instituições e pesquisadores ao redor do mundo. As aplicações envolvem a relação da flexibilidade estrutural com a aerodinâmica e formas de estabilizar aeronaves em que as deformações nas asas impedem que controladores convencionais as estabilizem em voo.

A tese de Shang (SHANG, 2017), por exemplo, mostra como a não linearidade de carregamentos aerodinâmicos associados a flexibilidade estrutural de asas rotativas influencia na modelagem da esteira aerodinâmica do rotor. A solução do modelo de esteira tem que ser acoplado ao modelo estrutural não-linear para se obter respostas confiáveis de desempenho, uma vez que a alta flexibilidade interfere na estabilidade de rotores.

Uma pesquisa realizada no ITA em conjunto com a Universidade Técnica de Berlim e a Universidade de Michigan (CESNIK et al., 2016) avaliou uma maneira de melhorar a eficiência de uma aeronave com alta flexibilidade em suas asas. Foi visto que, para que a aeronave em questão pudesse operar sem perder estabilidade e de forma eficiente, era necessário utilizar duas malhas de controle: uma direcionada a estabilizar a estrutura por meios de modelos de linearização, e outra realimentada pela primeira para realizar o controle de voo da aeronave.

Ambos trabalhos mostram que a aplicação dos materiais flexíveis na aviação geram desafios que precisam ser superados para que as aeronaves operem de maneira segura e confiável. Neste trabalho, o estudo será direcionado à modelagem da dinâmica de voo de uma aeronave feita com material flexível,

sendo que o foco será a criação de um ambiente de simulação SIL para testar a dinâmica de uma aeronave flexível.

#### 1.4 CONTRIBUIÇÕES DO PRESENTE TRABALHO

Este trabalho faz parte das pesquisas de aeronaves flexíveis realizadas com o EOLO pelo ITA e outras instituições. A principal contribuição está na criação de uma plataforma SIL para simulação da dinâmica de voo flexível do EOLO utilizando o Matlab/Simulink com o X-Plane.

Para o desenvolvimento de novos sistemas de controle aeronáuticos, é importante que exista uma plataforma que possibilite a realização de testes de forma prática e com baixo custo. Ter um simulador com uma dinâmica representativa permite que novos sistemas sejam validados até que se tornem confiáveis para aplicação na aeronave real. A plataforma SIL que tem a dinâmica calculada pelo Simulink e utiliza o X-Plane para visualização dos estados da aeronave se faz útil nessa etapa de validação por ser versátil na utilização de dispositivos de entrada, como o *joystick*, que permite explorar a dinâmica da simulação.

Para fins de pesquisa e de estudo, será feito as análises da dinâmica rígida e flexível do EOLO. A plataforma SIL será capaz de simular ambas dinâmicas, a depender da escolha do usuário.

#### 1.5 OBJETIVOS

O presente trabalho propõe a implementação de uma arquitetura SIL para simulação da dinâmica de voo do EOLO. A modelagem dinâmica será feita no Matlab/Simulink, enquanto que o X-Plane será utilizado para fornecer entradas com comandos de *joystick* e para visualização dos estados da aeronave em tempo real. A arquitetura SIL que será desenvolvida tem como intuito servir de base para o desenvolvimento de novas leis de controle em trabalhos futuros.

Os objetivos específicos do trabalho são:

- Implementar os modelos de aeronave rígida e flexível para a dinâmica 3D do EOLO no Simulink;
- Avaliar a estabilidade dos modelos implementados;
- Criar uma arquitetura SIL que utiliza a comunicação entre o X-Plane e o Simulink;
- Configurar o X-Plane para envio de dados de *joystick* e para recebimento de dados de estados da aeronave no Simulink;
- Explorar a plataforma criada por meio de simulações de voo.

#### 1.6 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O presente trabalho é organizado da seguinte maneira:

- O Capítulo 2 introduz as equações utilizadas na modelagem dinâmica do EOLO no Simulink.

- O Capítulo 3 apresenta as propriedades do EOLO, e mostra a plataforma SIL desenvolvida na pesquisa, assim como a configuração da rede entre o Simulink e o X-Plane;
- O Capítulo 4 evidencia os resultados obtidos da dinâmica implementada, que é avaliada a partir da localização dos polos de estabilidade. Além disso, há uma explicação de quais estados são enviados ao X-Plane e qual foi a forma de validação.
- Por fim, o Capítulo 5 conclui o trabalho de forma resumida, apontando os principais resultados, desafios e os possíveis trabalhos futuros.

## 2 MODELO DINÂMICO

### 2.1 SISTEMAS DE REFERÊNCIAS

Nesta Seção será apresentado os sistemas de coordenadas utilizados na navegação de aeronaves. A subseção 2.1.1 destaca o sistema de eixos do corpo com origem definida no C.G. de veículos aéreos. A subseção 2.1.3 introduz o sistema de eixos terrestre que rotaciona com a Terra, enquanto a subseção 2.1.4 introduz o sistema inercial de eixos terrestre (fixo). Por fim, a subseção 2.1.5 apresenta o sistema de eixos local utilizado para referenciar a aeronave.

#### 2.1.1 SISTEMA DE EIXOS DO CORPO

O sistema de eixos do corpo é utilizado para descrever o movimento da aeronave em torno de seu próprio eixo, com a origem posicionada em seu C.G.. Neste sistema de referências, o eixo  $x_B$  é definido ao longo do comprimento da fuselagem, no sentido do nariz da aeronave. O eixo  $y_B$  é definido na direção da asa direita, e o eixo  $z_B$  é definido para baixo saindo da fuselagem da aeronave. Este sistema de eixos está apresentado na Figura 7.

As equações de movimento são escritas em termos de forças e momentos que atuam nestes eixos, o que facilita a análise de estabilidade e controle da aeronave uma vez que os momentos de inércia são constantes nessa referência. Essas forças e momentos, geralmente, envolvem forças de propulsão geradas pelos motores, força peso e carregamentos aerodinâmicos (YECHOUT et al., 2003).

#### 2.1.2 SISTEMA DE EIXOS DE ESTABILIDADE

O sistema de eixos de estabilidade, também chamados de eixos do vento ou eixos aerodinâmicos, tem origem no C.G. da aeronave, porém o eixo  $x_w$  está na direção do vetor de velocidade do vento  $V_\infty$ , apontado no sentido do nariz da aeronave.

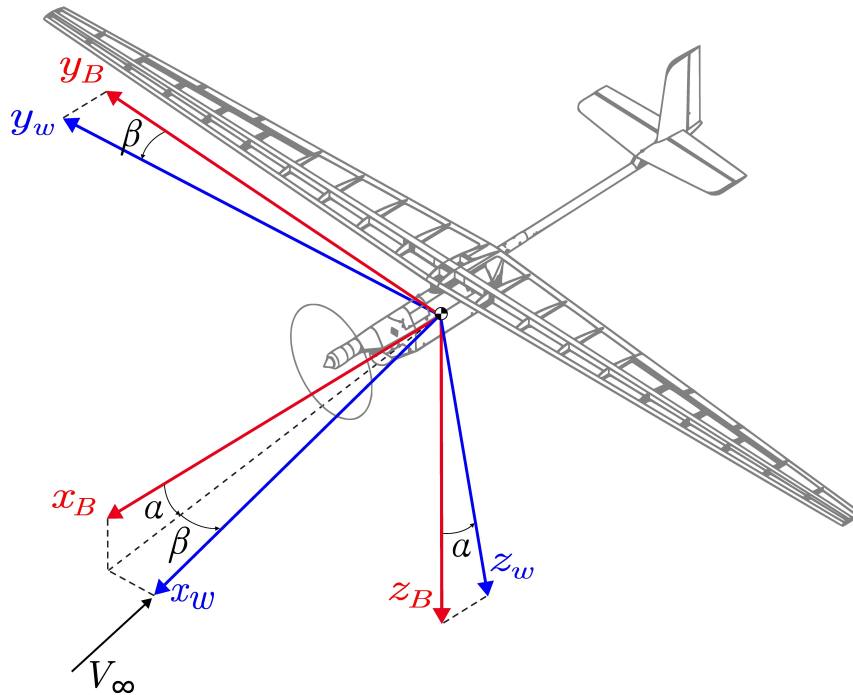
O eixo  $y_w$  corresponde ao eixo lateral que aponta para a direita na direção do componente da velocidade de vento lateral. O ângulo formado entre  $y_w$  e  $y_B$  é equivalente ao ângulo de glissagem  $\beta$ . O eixo  $z_w$  é ortogonal ao  $x_w$  e  $y_w$ , apontado para baixo. O ângulo formado entre  $z_w$  e  $z_B$  é equivalente ao ângulo de ataque  $\alpha$ . Os eixos de estabilidade estão representados na Figura 7.

Os carregamentos aerodinâmicos são definidos nestes eixos. A força de sustentação  $L$  está na mesma direção porém com sentido oposto a  $z_w$ . A força de arrasto está na direção porém com sentido oposto a  $x_w$ , e o vetor momento de rotação aerodinâmico  $m$  está na direção e sentido de  $y_w$ .

#### 2.1.3 SISTEMA DE EIXOS DA TERRA

O sistema de eixos da Terra, mostrado na Figura 8, possui origem fixa no centro da Terra com três eixos perpendiculares, sendo que o eixo  $E_z$  aponta na direção do polo norte, o eixo  $E_x$  aponta na direção da linha de referência do meridiano definido pelo IERS, e o eixo  $E_y$  completa o sistema sendo ortogonal a  $E_x$  e  $E_z$ . Este sistema de referências rotaciona junto com a Terra, com velocidade angular de aproximadamente  $15^\circ/h$  (ou  $360^\circ/24h$ ) (YECHOUT et al., 2003).

Figura 7 – Sistemas de referências: eixos do corpo ( $x_B, y_B, z_B$ ) e eixos de estabilidade ( $x_w, y_w, z_w$ )



Fonte: Elaborada pelo autor.

Nestes sistemas de eixos, há dois tipos de coordenadas para referenciar a posição de um objeto: cartesianas e geodésicas. As cartesianas são coordenadas ( $E_x, E_y, E_z$ ) que representam diretamente a posição em unidade de comprimento, enquanto que as geodésicas são coordenadas polares que representam a posição do objeto em termos de latitude, longitude e altitude (LLA), e consideram a Terra um elipsoide. Os sistemas de GPS, atualmente utilizados na maioria dos veículos aéreos, fornecem a posição da aeronave em relação a esse sistema de eixos, em coordenadas polares LLA.

#### 2.1.4 SISTEMA DE EIXOS INERCIAIS DA TERRA

O sistema de eixos inerciais da Terra, apresentado na Figura 8, possui o origem fixa no centro da Terra, porém não rotaciona com a Terra. De acordo com Ernst Mach, o sistema inercial é aquele que não é acelerado em relação às "estrelas fixas", uma vez que a rotação aplica uma força externa resultante sobre um corpo, e o sistema inercial deve possuir eixos de referência não acelerados (BRITTING, 1971). A Segunda Lei de Newton é válida apenas em sistemas não inerciais.

Neste sistema de referência, o eixo  $z$  está na direção do polo norte da Terra, enquanto que o eixo  $y$  é fixo na direção leste da condição inicial do sistema, ou seja, os eixos  $y$  e  $E_y$  possuem mesma orientação no tempo  $t = 0$ . O eixo  $x$  está na direção que completa o sistema de eixos ortogonais.

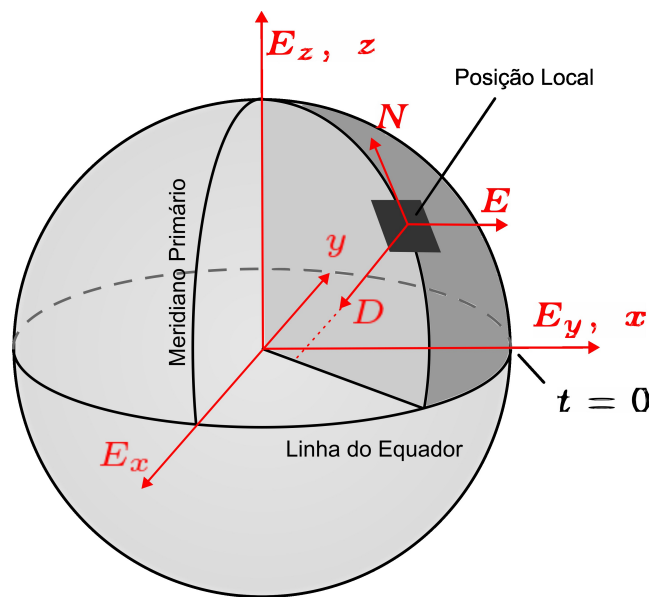
O sistema de eixos inerciais da Terra é o mais utilizado para navegação e guiamento de aeronaves, pois a orientação da aeronave em relação a sistemas inerciais permanece independente da rotação da Terra. Isso faz com que a posição e orientação da aeronave seja calculada de maneira mais precisa e estável. Além disso, há alguns sistemas de navegação que utilizam sistemas inerciais com origem fixa em uma referência inicial de GPS, como o sistema do Ardupilot (TEAM, 2003).

### 2.1.5 SISTEMA LOCAL DE EIXOS GEOGRÁFICOS (NED)

O sistema local de eixos geográficos, também chamado de sistema de eixos NED (*North - East - Down*), é um sistema de referência inercial e local, com origem no centro de massa do veículo aéreo cujos eixos estão apontados nas direções norte, leste e para baixo (sentido centro da Terra). A direção norte  $N$  está na direção da projeção do vetor de rotação da Terra no plano local horizontal (direção do polo norte), enquanto que o eixo "para baixo"  $D$  está na direção normal à superfície da terra. O eixo leste  $E$  completa o sistema de referências com sentido ao leste local. (BRITTING, 1971).

Este sistema de referência é utilizado por pilotos pois permite uma clara orientação no espaço do veículo aéreo em relação ao solo. O sistema de eixos NED está apresentado na Figura 8.

Figura 8 – Sistemas de coordenadas: Eixos da Terra ( $E_x, E_y, E_z$ ), Eixos Inerciais da Terra ( $x, y, z$ ) e Eixos NED ( $N, E, D$ )



Fonte: Elaborada pelo autor.

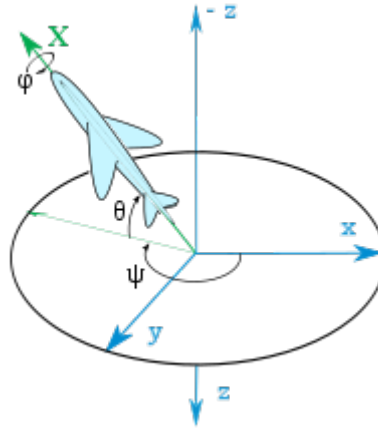
### 2.1.6 ÂNGULOS DE EULER

Os ângulos de Euler possibilitam representar a orientação dos eixos fixos no corpo da aeronave em relação aos eixos inerciais fixos na Terra (NED) (YECHOUT et al., 2003). Esses ângulos descrevem de forma sequencial a rotação ao longo dos eixos, e são comumente chamados de:

- Ângulo de rolagem:  $\phi$
- Ângulo de arfagem:  $\theta$
- Ângulo de guinada:  $\psi$

Os ângulos são utilizados na construção da Matriz de Cossenos Diretores (DCM) para rotacionar dos eixos fixos da aeronave para os eixos inerciais da Terra. A Figura 9 mostra de forma ilustrativa como os ângulos representam a orientação da aeronave.

Figura 9 – Ângulos de Euler utilizados para representar a orientação da aeronave



Fonte: (WIKIPEDIA, 2021)

### 2.1.7 MATRIZ DE TRANSFORMAÇÃO: EIXOS DE ESTABILIDADE PARA EIXOS DO CORPO

A matriz de transformação entre os sistemas de eixos de estabilidade e eixos do corpo é uma matriz de rotação em função do ângulo de ataque  $\alpha$  e do ângulo de glissagem  $\beta$ . Considera-se que, partindo dos eixos do corpo da aeronave,  $\alpha$  é o ângulo formado quando os eixos são rotacionados em torno de  $y_B$ , e  $\beta$  é o ângulo formado quando os eixos são rotacionados em torno de  $z_B$ . Logo, a matriz de transformação  $C_{w/B}$  que rotaciona os eixos de estabilidade para os eixos do corpo é:

$$C_{w/B} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C_{w/B} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Com a matriz de transformação, um vetor arbitrário nos eixos de estabilidade  $F_w = [F_x \ F_y \ F_z]^T_w$  é representado por  $F_B = [F_x \ F_y \ F_z]^T_B$  nos eixos do corpo pela seguinte relação:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_B = C_{w/B} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_w \quad (2.2)$$

Caso seja necessário aplicar a transformação inversa, pode-se utilizar a relação:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_w = C_{w/B}^T \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_B \quad (2.3)$$

## 2.2 MODELO AERODINÂMICO E DERIVATIVOS

Nesta Seção será apresentada a estabilidade e controle de uma aeronave. A subseção 2.2.1 trata sobre os esforços que são aplicados em uma aeronave durante o voo, e há comentários de como estes carregamentos influenciam na estabilidade. A subseção 2.2.2 faz a descrição dos estados que são utilizados na representação da dinâmica de voo da aeronave. A subseção 2.3 apresenta as superfícies de controle de uma aeronave convencional utilizadas para controlar o carregamento total em torno do C.G.. Por fim, a subseção 2.3.1 apresenta as derivadas de controle, de estabilidade e de aeroelasticidade nos eixos do corpo e nos eixos de estabilidade de uma aeronave.

### 2.2.1 CARREGAMENTOS AERODINÂMICOS

Os carregamentos aerodinâmicos são os esforços que atuam em torno do C.G. de uma aeronave que está interagindo com o ar durante uma operação. Modelar esses carregamentos é de extrema importância na análise de estabilidade e controle da aeronave, pois eles afetam como a aeronave responde às variações do ambiente que afetam a condição de voo. São as alterações nos carregamentos que permitem que a aeronave seja controlada de maneira desejada (YECHOUT et al., 2003).

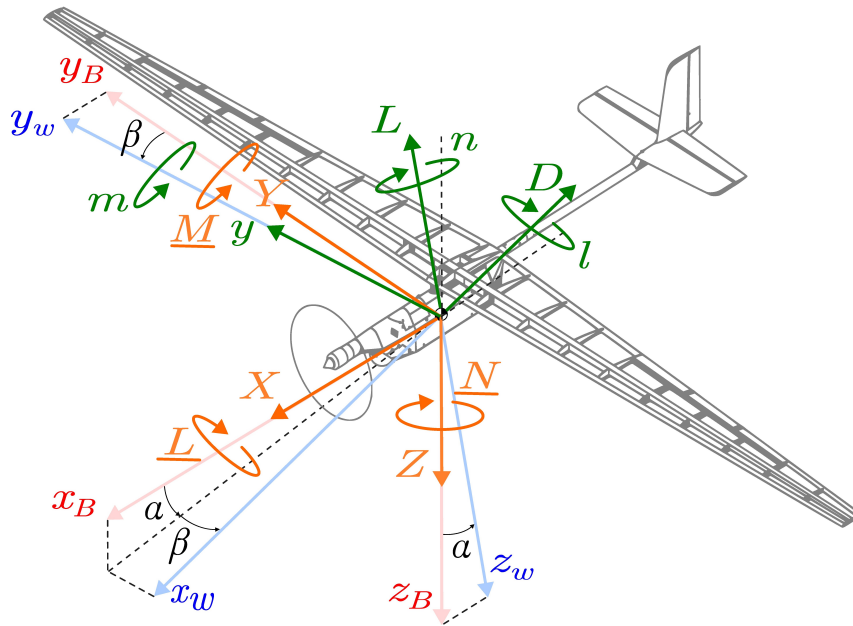
Os esforços aerodinâmicos podem ser representados tanto nos eixos do corpo quanto nos eixos de estabilidade. No entanto, é comum que sejam representados nos eixos do corpo por facilitar o entendimento da estabilidade da aeronave. Os esforços atuantes nos eixos do corpo estão representados na Figura 10, sendo descritos por:

- $X$ : Força longitudinal na direção  $x_B$
- $Y$ : Força látero-direcional na direção  $y_B$
- $Z$ : Força longitudinal na direção  $z_B$
- $\underline{L}$ : Momento de rolagem
- $\underline{M}$ : Momento de arfagem
- $\underline{N}$ : Momento de guinada

A Figura 10 também mostra a representação dos carregamentos nos eixos de estabilidade. Esses representação possui papel importante na análise aerodinâmica da aeronave, pois os esforços ficam alinhados na direção do vento relativo. Esses esforços são comumente chamados de:

- $D$ : Força de arrasto
- $y$ : Força látero-direcional na direção  $y_w$
- $L$ : Força de sustentação
- $l$ : Momento na direção  $x_w$
- $m$ : Momento na direção  $y_w$

Figura 10 – Carregamentos aerodinâmicos nos eixos do corpo e nos eixos de estabilidade



Fonte: Elaborada pelo autor.

- $n$ : Momento na direção  $z_w$

É possível utilizar a matriz de rotação  $C_{w/B}$  com a relação da equação (2.2) para rotacionar as forças e momentos dos eixos de estabilidade para os eixos do corpo, como mostram as equações (2.4) e (2.5).

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = C_{w/B} \begin{bmatrix} -D \\ y \\ -L \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\begin{bmatrix} \underline{L} \\ \underline{M} \\ \underline{N} \end{bmatrix} = C_{w/B} \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

## 2.2.2 REPRESENTAÇÃO DOS ESTADOS

Os estados de um sistema dinâmico representam a descrição completa do comportamento do sistema em um dado tempo. Conhecer os estados torna possível entender em qual situação o sistema se encontra e permite controlá-lo de maneira eficaz. Na análise da dinâmica de voo de uma aeronave, os estados podem ser escritos nos eixos do corpo e nos eixos de estabilidade, a depender da aplicação. Nos eixos do corpo, os estados são:

- $u$ : velocidade na direção  $x_B$
- $v$ : velocidade na direção  $y_B$
- $w$ : velocidade na direção  $z_B$

- $\phi$ : ângulo de rolagem
- $\theta$ : ângulo de arfagem
- $\psi$ : ângulo de guinada
- $p$ : velocidade angular em torno de  $x_B$
- $q$ : velocidade angular em torno de  $y_B$
- $r$ : velocidade angular em torno de  $z_B$
- $x$ : distância longitudinal percorrida
- $y$ : distância lateral percorrida
- $H$ : altitude

A relação entre os estados do corpo e os de estabilidade pode ser escrita pelas equações (2.6)-(2.8):

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.6)$$

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \quad (2.7)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v}{V}\right) \quad (2.8)$$

## 2.3 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Em aeronaves convencionais, assim como no EOLO, há três tipos de superfícies de controle: aileron, profundor e leme, projetados para controlar os momentos de arfagem  $M$ , rolagem  $L$  e guinada  $N$ . As superfícies de controle estão apresentadas na Figura 11.

As deflexões das superfícies de controle são medidas em graus ou radianos, e representadas por:

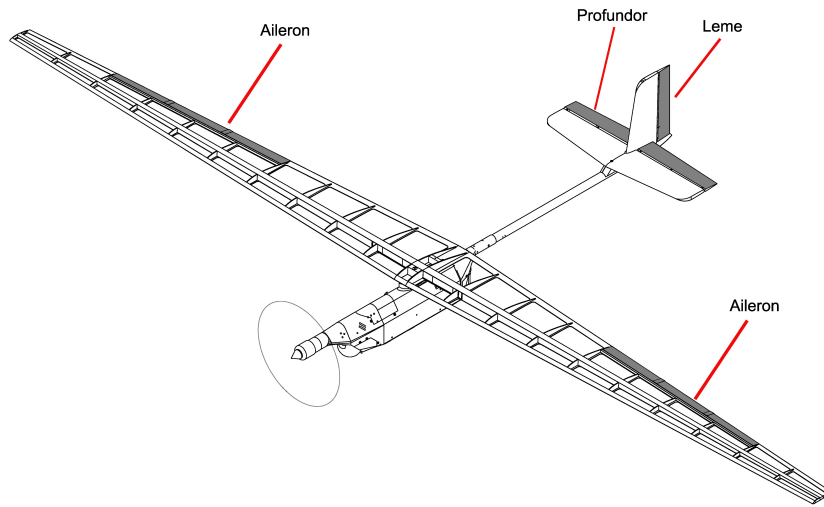
- $\delta_a$ : Deflexão de aileron
- $\delta_e$ : Deflexão de profundor
- $\delta_r$ : Deflexão de leme

### 2.3.1 DERIVADAS DE ESTABILIDADE, CONTROLE E ELÁSTICAS

Para representar os carregamentos totais que estão atuando sobre uma aeronave ao longo do tempo, é necessário modelar como eles são alterados a partir da condição de voo que a aeronave se encontra. As derivadas de estabilidade e de controle indicam como os carregamentos variam a partir da condição da aeronave. As derivadas elásticas (Waszak) são utilizadas para acoplar o efeito das vibrações estruturais na dinâmica de voo, tornando o modelo aeroelástico.

As derivadas de estabilidade representam o quanto um carregamento na aeronave se altera com a mudança de um comportamento de voo. O comportamento de voo está relacionado às variáveis de

Figura 11 – Superfícies de Controle



Fonte: Elaborada pelo autor.

estado da aeronave, que neste caso são: o ângulo de ataque  $\alpha$ , o ângulo de glissada  $\beta$  e as velocidades angulares  $p$ ,  $q$  e  $r$ . Usadas para avaliar a estabilidade da aeronave, essas derivadas são utilizadas na modelagem das equações de movimento que envolvem projetos de controladores e simulações de voo. Elas descrevem a variação de carregamento aerodinâmico nos eixos do corpo ou nos eixos de estabilidade. A tabela 1 apresenta as derivadas de estabilidade nos eixos do corpo, enquanto a tabela 2 apresenta as derivadas nos eixos de estabilidade.

Tabela 1 – Derivadas de estabilidade nos eixos do corpo

| Coeficiente    | Descrição                              | Coeficiente            | Descrição                                    |
|----------------|----------------------------------------|------------------------|----------------------------------------------|
| $C_{X_\alpha}$ | $\frac{\partial C_X}{\partial \alpha}$ | $C_{X_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_X}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{Y_\beta}$  | $\frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$  | $C_{M_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_M}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{Z_\alpha}$ | $\frac{\partial C_Z}{\partial \alpha}$ | $C_{Z_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_Z}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{L_\beta}$  | $\frac{\partial C_L}{\partial \beta}$  | $C_{X_q}$              | $\frac{\partial C_X}{\partial q}$            |
| $C_{M_\alpha}$ | $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$ | $C_{Z_p}$              | $\frac{\partial C_Z}{\partial p}$            |
| $C_{N_\beta}$  | $\frac{\partial C_N}{\partial \beta}$  | $C_{Z_q}$              | $\frac{\partial C_Z}{\partial q}$            |
| $C_{L_p}$      | $\frac{\partial C_L}{\partial p}$      | $C_{N_p}$              | $\frac{\partial C_N}{\partial p}$            |
| $C_{L_q}$      | $\frac{\partial C_L}{\partial q}$      | $C_{N_r}$              | $\frac{\partial C_N}{\partial r}$            |
| $C_{M_q}$      | $\frac{\partial C_M}{\partial q}$      |                        |                                              |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Para representar a variação dos carregamentos aerodinâmicos em função da deflexão de superfícies

Tabela 2 – Derivadas de estabilidade nos eixos de estabilidade

| <b>Coefficiente</b> | <b>Descrição</b>                       | <b>Coefficiente</b>    | <b>Descrição</b>                             |
|---------------------|----------------------------------------|------------------------|----------------------------------------------|
| $C_{D_\alpha}$      | $\frac{\partial C_D}{\partial \alpha}$ | $C_{D_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_D}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{y_\beta}$       | $\frac{\partial C_y}{\partial \beta}$  | $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_m}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{L_\alpha}$      | $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$ | $C_{L_{\dot{\alpha}}}$ | $\frac{\partial C_L}{\partial \dot{\alpha}}$ |
| $C_{l_\beta}$       | $\frac{\partial C_l}{\partial \beta}$  | $C_{D_q}$              | $\frac{\partial C_D}{\partial q}$            |
| $C_{m_\alpha}$      | $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$ | $C_{L_p}$              | $\frac{\partial C_L}{\partial p}$            |
| $C_{n_\beta}$       | $\frac{\partial C_n}{\partial \beta}$  | $C_{L_q}$              | $\frac{\partial C_L}{\partial q}$            |
| $C_{l_p}$           | $\frac{\partial C_l}{\partial p}$      | $C_{n_p}$              | $\frac{\partial C_n}{\partial p}$            |
| $C_{l_q}$           | $\frac{\partial C_l}{\partial q}$      | $C_{n_r}$              | $\frac{\partial C_n}{\partial r}$            |
| $C_{m_q}$           | $\frac{\partial C_m}{\partial q}$      |                        |                                              |

Fonte: Elaborada pelo autor.

de controle, são utilizadas as derivadas de controle. A deflexão da superfície de controle é representada por  $\delta$ , sendo que  $\delta$  pode ser uma deflexão de aileron  $\delta_a$ , de profundor  $\delta_e$  ou de leme  $\delta_r$ , dependendo da consideração a ser feita. A tabela 3 apresenta as derivadas de controle nos eixos do corpo, e a tabela 4 mostra as derivadas de controle nos eixos de estabilidade.

Tabela 3 – Derivadas de controle nos eixos de estabilidade

| <b>Coefficiente</b> | <b>Descrição</b>                       | <b>Coefficiente</b>        | <b>Descrição</b>                                     |
|---------------------|----------------------------------------|----------------------------|------------------------------------------------------|
| $C_{X_\delta}$      | $\frac{\partial C_X}{\partial \delta}$ | $C_{\underline{L}_\delta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{L}}}{\partial \delta}$ |
| $C_{Y_\delta}$      | $\frac{\partial C_Y}{\partial \delta}$ | $C_{\underline{M}_\delta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{M}}}{\partial \delta}$ |
| $C_{Z_\delta}$      | $\frac{\partial C_Z}{\partial \delta}$ | $C_{\underline{N}_\delta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{N}}}{\partial \delta}$ |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 4 – Derivadas de controle nos eixos de estabilidade

| <b>Coefficiente</b> | <b>Descrição</b>                       | <b>Coefficiente</b> | <b>Descrição</b>                       |
|---------------------|----------------------------------------|---------------------|----------------------------------------|
| $C_{D_\delta}$      | $\frac{\partial C_D}{\partial \delta}$ | $C_{l_\delta}$      | $\frac{\partial C_l}{\partial \delta}$ |
| $C_{y_\delta}$      | $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ | $C_{m_\delta}$      | $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ |
| $C_{L_\delta}$      | $\frac{\partial C_L}{\partial \delta}$ | $C_{n_\delta}$      | $\frac{\partial C_n}{\partial \delta}$ |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Além disso, em aeronaves flexíveis, os carregamentos aerodinâmicos são alterados pelas deformações estruturais que as asas sofrem durante os voos. Essas alterações acontecem pelo comportamento da interação fluido-estrutura, conhecido como comportamento aeroelástico. Para levar em consideração a influência da aeroelasticidade nos carregamentos, as respostas dinâmicas da estrutura são escritas

em termos das coordenadas modais  $\eta$  (WASZAK; SCHMIDT, 1998). Logo, as derivadas elásticas, também chamadas de derivadas de Waszak, que relacionam a variação de carregamento aerodinâmico com o termo de coordenadas modais para o modo de vibração  $i$  estão apresentados nas tabelas 5 e 6.

Tabela 5 – Derivadas de Wasak nos eixos do corpo

| <b>Coeficiente</b>       | <b>Descrição</b>                                   | <b>Coeficiente</b>               | <b>Descrição</b>                                         |
|--------------------------|----------------------------------------------------|----------------------------------|----------------------------------------------------------|
| $C_{X_\eta}$             | $\frac{\partial C_X}{\partial \eta}$               | $C_{X_{\dot{\eta}}}$             | $\frac{\partial C_X}{\partial \dot{\eta}}$               |
| $C_{Y_\eta}$             | $\frac{\partial C_Y}{\partial \eta}$               | $C_{Y_{\dot{\eta}}}$             | $\frac{\partial C_Y}{\partial \dot{\eta}}$               |
| $C_{Z_\eta}$             | $\frac{\partial C_Z}{\partial \eta}$               | $C_{Z_{\dot{\eta}}}$             | $\frac{\partial C_Z}{\partial \dot{\eta}}$               |
| $C_{\underline{L}_\eta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{L}}}{\partial \eta}$ | $C_{\underline{L}_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_{\underline{L}}}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{\underline{M}_\eta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{M}}}{\partial \eta}$ | $C_{\underline{M}_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_{\underline{M}}}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{\underline{N}_\eta}$ | $\frac{\partial C_{\underline{N}}}{\partial \eta}$ | $C_{\underline{N}_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_{\underline{N}}}{\partial \dot{\eta}}$ |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 6 – Derivadas de Waszak nos eixos de estabilidade

| <b>Coeficiente</b> | <b>Descrição</b>                     | <b>Coeficiente</b>   | <b>Descrição</b>                           |
|--------------------|--------------------------------------|----------------------|--------------------------------------------|
| $C_{D_\eta}$       | $\frac{\partial C_D}{\partial \eta}$ | $C_{D_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_D}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{y_\eta}$       | $\frac{\partial C_y}{\partial \eta}$ | $C_{y_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_y}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{L_\eta}$       | $\frac{\partial C_L}{\partial \eta}$ | $C_{L_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_L}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{l_\eta}$       | $\frac{\partial C_l}{\partial \eta}$ | $C_{l_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_l}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{m_\eta}$       | $\frac{\partial C_m}{\partial \eta}$ | $C_{m_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_m}{\partial \dot{\eta}}$ |
| $C_{n_\eta}$       | $\frac{\partial C_n}{\partial \eta}$ | $C_{n_{\dot{\eta}}}$ | $\frac{\partial C_n}{\partial \dot{\eta}}$ |

Fonte: Elaborada pelo autor.

As derivadas de Waszak são geralmente determinadas com expressões analíticas (WASZAK; SCHMIDT, 1998) ou por meio de estratégias de identificação de sistemas (PFIFER; DANOWSKY, 2016). Para determiná-las de forma analítica, é necessário conhecer as expressões dos modos de vibração, obtidas por análises experimentais ou por Método dos Elementos Finitos. Uma vez conhecida as expressões dos modos de vibração, Wasak (WASZAK; SCHMIDT, 1998) demonstra que as derivadas podem ser obtidas por meio das Equações (2.9)-(2.19).

- Derivadas de Waszak relacionadas aos carregamentos longitudinais:

$$C_{L_{\eta_i}} = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \left( \frac{d\phi_i^b}{dx} \right) c \, dy \quad (2.9)$$

$$C_{L_{\dot{\eta}_i}} = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \frac{1}{V_{ref}} \phi_i^b \, c \, dy \quad (2.10)$$

$$C_{m_{\eta_i}} = \frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \left( \frac{\Delta x + e}{c} \right) \left( \frac{d\phi_i^b}{dx} \right) c^2 dy \quad (2.11)$$

$$C_{m_{\eta_i}} = \frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \left( \frac{\Delta x + e}{c} \right) \phi_i^b c^2 dy \quad (2.12)$$

- Derivadas de Waszak relacionadas aos carregamentos modais:

$$C_{Q_{i_0}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} (C_{l_0} + C_{\bar{l}_\alpha} i_s) \phi_i^b c dy \quad (2.13)$$

$$C_{Q_{i_\alpha}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \phi_i^b c dy \quad (2.14)$$

$$C_{Q_{i_p}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \frac{y}{V_{ref}} \phi_i^b c dy \quad (2.15)$$

$$C_{Q_{i_q}} = \frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \left( \frac{\Delta x + e}{V_{ref}} \right) \phi_i^b c dy \quad (2.16)$$

$$C_{Q_{i_\delta}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\delta} \phi_i^b c dy \quad (2.17)$$

$$C_{Q_{i_{\eta_j}}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \left( \frac{d\phi_i^b}{dx} \right) \phi_j^b c dy \quad (2.18)$$

$$C_{Q_{i_{\dot{\eta}_j}}} = -\frac{1}{S\bar{c}} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{\bar{l}_\alpha} \frac{1}{V_{ref}} \phi_i^b \phi_j^b c dy \quad (2.19)$$

## 2.4 MOVIMENTOS DA AERONAVE

As equações de movimento são escritas a partir do modelo de Wasak para aeronaves flexíveis arbitrárias (WASZAK; SCHMIDT, 1998). O modelo utiliza  $6 + N_F$  graus de liberdades para carregamentos, sendo 3 forças, 3 momentos rotacionais, e  $N_F$  equações que representam as deformações da estrutura em relação aos eixos do corpo da aeronave. O deslocamento em um ponto da estrutura da aeronave é representado pela soma infinita da contribuição dos modos normais:

$$\vec{d}(x, y, z) = \sum_{i=0}^{\infty} \vec{\phi}_i(x, y, z) \eta_i(t) \quad (2.20)$$

em que  $\phi_i$  representa a forma dos modos e  $\eta$  é a função escalar que representa a coordenada generalizada do respectivo modo. Em aplicações reais, é necessário limitar a soma infinita da equação (2.20) para que alguns modos sejam representados e outros sejam desprezados.

Nesta Seção, as subseções 2.4.1 e 2.4.2 mostram as equações gerais que representam a dinâmica de voo de aeronaves rígidas e flexíveis. Em seguida, a subseção 2.4.3 apresenta os esforços elásticos, e os modos de vibração. A subseção 2.4.4 apresenta o modelo aerodinâmico utilizado na modelagem deste trabalho.

### 2.4.1 MOVIMENTO LONGITUDINAL

O movimento longitudinal refere-se aos movimentos que ocorrem ao longo e perpendicular ao eixo longitudinal de uma aeronave, ou seja, sobre o plano  $x_B z_B$  (ver Figura 7). Em outras palavras, estes movimentos estão associados à translação nas direções dos eixos  $x_B$  e  $z_B$ , e à rotação em torno do eixo  $y_B$ . Dessa forma, o movimento longitudinal está relacionado aos carregamentos  $X$ ,  $Z$  e  $\underline{M}$  apresentados na Figura 10.

As equações (2.21) - (2.23) representam a dinâmica longitudinal de uma aeronave elástica arbitrária no sistema de eixos do corpo:

$$M(\dot{u} - r v + q w + g \sin\theta) = Q_X \quad (2.21)$$

$$M(\dot{w} - q u + p v - g \cos\phi \cos\theta) = Q_Z \quad (2.22)$$

$$I_{yy}\dot{q} - (I_{xy}\dot{p} + I_{yz}\dot{r}) + (I_{xx} - I_{zz})pr + (I_{yz}p - I_{xy}r)q + (p^2 - r^2)I_{xz} = Q_\theta \quad (2.23)$$

em que  $Q_X$ ,  $Q_Z$  e  $Q_\theta$  são esforços generalizados. Os esforços generalizados são a soma dos respectivos esforços com o carregamento fornecido pelo motor da aeronave, ou seja:

$$Q_X = X + T_X \quad (2.24)$$

$$Q_Z = Z + T_Z \quad (2.25)$$

$$Q_\theta = \underline{M} + M_T \quad (2.26)$$

em que  $T_X$  e  $T_Z$  são as forças de tração produzidas pela propulsão nas direções  $x_B$  e  $z_B$ , respectivamente, e  $M_T$  é o momento induzido pelo motor na direção  $y_B$ .

As equações (2.27) - (2.29) representam a cinemática de movimento longitudinal, sendo que  $\dot{x}$  é a variação de distância percorrida ao longo do tempo,  $\dot{H}$  é a variação de altitude e  $\dot{\theta}$  é a variação do ângulo de arfagem. É necessário ressaltar que a variação de distância percorrida  $\dot{x}$  não influencia no movimento da aeronave.

$$\dot{x} = u \cos\theta \cos\psi + v(\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) + w(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \quad (2.27)$$

$$\dot{H} = u \sin\theta - v \sin\phi \cos\theta - w \cos\phi \cos\theta \quad (2.28)$$

$$\dot{\theta} = q \cos\phi - r \sin\phi \quad (2.29)$$

### 2.4.2 MOVIMENTO LÁTERO-DIRECIONAL

O movimento látero-direcional corresponde aos movimentos que ocorrem ao longo do eixo lateral da aeronave, ou seja, sobre o plano  $x_B y_B$  (ver Figura 7). Estes movimentos estão relacionados às rotações em torno dos eixos  $x_B$  e  $z_B$ , e à translação na direção do eixo  $y_B$ . Logo, os carregamentos  $\underline{L}$ ,  $\underline{N}$  e  $Y$ , apresentados na Figura 10, são os responsáveis pelo movimento látero-direcional.

As equações (2.30) - (2.32) representam a dinâmica látero-direcional perturbada de uma aeronave elástica arbitrária no sistema de eixos do corpo:

$$M(\dot{v} - p w + r u - g \sin\phi \cos\theta) = Q_Y \quad (2.30)$$

$$I_{xx}\dot{p} - (I_{xy}\dot{q} + I_{xz}\dot{r}) + (I_{zz} - I_{yy})qr + (I_{xy}r - I_{xz}q)p + (r^2 - q^2)I_{yz} = Q_\phi \quad (2.31)$$

$$I_{zz}\dot{r} - (I_{xz}\dot{p} + I_{yz}\dot{q}) + (I_{yy} - I_{xx})pq + (I_{xz}q - I_{yz}p)r + (q^2 - p^2)I_{xy} = Q_\psi \quad (2.32)$$

em que  $Q_Y$ ,  $Q_\phi$  e  $Q_\psi$  são esforços generalizados. Os esforços generalizados são a soma dos respectivos esforços com o carregamento fornecido pelo motor da aeronave, ou seja:

$$Q_Y = Y + T_Y \quad (2.33)$$

$$Q_\phi = \underline{L} + L_T \quad (2.34)$$

$$Q_\psi = \underline{N} + N_T \quad (2.35)$$

em que  $T_Y$  é a força de tração produzidas pelo motor na direção  $y_B$  e  $L_T$  e  $N_T$  são os momentos induzidos pelo motor nas direções  $x_B$  e  $z_B$ .

As equações de cinemática látero-direcional são representadas por (2.36) - (2.38), sendo que  $\dot{y}$  é a variação de distância lateral percorrida ao longo do tempo,  $\dot{\phi}$  é a variação de rolagem e  $\dot{\psi}$  é a variação de guianda.

$$\dot{y} = u \cos\theta \sin\psi + v(\cos\phi \cos\psi + \sin\phi \sin\theta \sin\psi) + w(-\sin\phi \cos\psi + \cos\phi \sin\theta \sin\psi) \quad (2.36)$$

$$\dot{\phi} = p + q \sin\phi \tan\theta + r \cos\phi \tan\theta \quad (2.37)$$

$$\dot{\psi} = q \frac{\sin\phi}{\cos\theta} + r \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \quad (2.38)$$

### 2.4.3 ESFORÇOS AEROELÁSTICOS

Os esforços aeroelásticos são representados por  $N_F$  carregamentos generalizados  $Q_{\eta_i}$  que atuam no  $i$ -ésimo modo estrutural e tem origem no centro aerodinâmico. Os esforços aeroelásticos são utilizados para encontrar as derivadas de aeroelasticidade em relação ao deslocamento (linear ou angular) modal generalizado  $\eta_i$  por meio da equação:

$$\ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \omega_{ni} \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = \frac{Q_{\eta_i}}{M_i} \quad (2.39)$$

em que  $\zeta_i$  e  $\omega_i$  são, respectivamente, o coeficiente de amortecimento e a frequência natural oscilação do  $i$ -ésimo modo estrutural. O termo  $M_i$  representa a massa modal do modo de vibração  $i$ .

O carregamento generalizado  $Q_i$  pode ser obtido pela equação:

$$Q_{\eta_i} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2} (C_{Q_{i_R}} + C_{Q_{i_F}}) \quad (2.40)$$

Os coeficientes do carregamento generalizado rígido  $C_{Q_{i_R}}$  e flexível  $C_{Q_{i_F}}$  são calculados por meio das equações (2.41) e (2.42).

$$C_{Q_{i_R}} = C_{Q_{i_0}} + C_{Q_{i_\alpha}} \alpha + C_{Q_{i_\beta}} \beta + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{Q_{i_\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{Q_{i_p}} p + C_{Q_{i_q}} q + C_{Q_{i_r}} r) \quad (2.41)$$

$$C_{Q_{i_F}} = \sum_{j=0}^n \left( C_{Q_{i_{\eta_j}}} \eta_j + \frac{\bar{c}}{2V} C_{Q_{i_{\dot{\eta}_j}}} \dot{\eta}_j \right) \quad (2.42)$$

#### 2.4.4 MODELO AERODINÂMICO

Visando obter os esforços generalizados apresentados nas equações (2.24) - (2.26) e (2.33) - (2.35), é necessário encontrar os carregamentos aplicados nos eixos do corpo da aeronave. Para isso, assume-se que os esforços aerodinâmicos são compostos pela soma linear dos carregamentos do modelo de aeronave rígida (subscrito  $R$ ) e das parcelas flexíveis (subscrito  $F$ ), ou seja:

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D & l &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{l_R} + C_{l_F}) \\ y &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{y_R} + C_{y_F}) & m &= \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} (C_{m_R} + C_{m_F}) \\ L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{L_R} + C_{L_F}) & n &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{n_R} + C_{n_F}) \end{aligned} \quad (2.43)$$

em que  $V$  é a velocidade do ar,  $S$  é a área alar,  $b$  é a envergadura e  $\bar{c}$  é a corda média aerodinâmica da aeronave.

Logo, os carregamentos aerodinâmicos são:

- Forças:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{1}{\pi A R e} C_L^2 \quad (2.44)$$

$$C_y = C_{y_R} + C_{y_F}$$

$$C_y = [C_{y_0} + C_{y_\beta} \beta + C_{y_\delta} \delta] + \left[ \sum_{i=0}^n \left( C_{y_{\eta_i}} \eta_i + \frac{\bar{c}}{2V} C_{y_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i \right) \right] \quad (2.45)$$

$$C_L = C_{L_R} + C_{L_F}$$

$$C_L = \left[ C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{L_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{L_q} q) \right] + \left[ \sum_{i=0}^n \left( C_{L_{\eta_i}} \eta_i + \frac{\bar{c}}{2V} C_{L_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i \right) \right] \quad (2.46)$$

- Momentos:

$$C_l = C_{l_R} + C_{l_F}$$

$$C_l = \left[ C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_\delta} \delta + \frac{b}{2V} (C_{l_p} p + C_{l_q} q) \right] + \left[ \sum_{i=0}^n \left( C_{l_{\eta_i}} \eta_i + \frac{b}{2V} C_{l_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i \right) \right] \quad (2.47)$$

$$C_m = C_{m_R} + C_{m_F}$$

$$C_m = \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\delta} \delta + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{m_q} q) \right] + \left[ \sum_{i=0}^n \left( C_{m_{\eta_i}} \eta_i + \frac{\bar{c}}{2V} C_{m_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i \right) \right] \quad (2.48)$$

$$C_n = C_{n_R} + C_{n_F}$$

$$C_n = \left[ C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_\delta} \delta + \frac{b}{2V} (C_{n_p} p + C_{n_r} r) \right] + \left[ \sum_{i=0}^n \left( C_{n_{\eta_i}} \eta_i + \frac{b}{2V} C_{n_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i \right) \right] \quad (2.49)$$

Quando as derivadas em relação à  $\eta$  são iguais a 0, os carregamentos generalizados se tornam idênticos aos convencionais de aeronave rígida. Além disso, para obter os carregamentos nos eixos do corpo, basta utilizar a transformação apresentada na seção 2.1.7:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{w/B} \begin{bmatrix} -D \\ y \\ -L \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

$$\begin{bmatrix} \underline{L} \\ \underline{M} \\ \underline{N} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{w/B} \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

#### 2.4.5 Modelo Dinâmico do Motor de Tração

Foi utilizado um modelo simples de motor que relaciona o comando do *joystick* com a força máxima de tração gerada. A força propulsiva  $T_X$  que é gerada pelo motor pode ser expressada por

$$T_X = \pi_E T_{max,i} \quad (2.52)$$

em que  $\pi_E$  é o comando de motor (*throttle*) e  $T_{max,i}$  é a força de tração máxima.

O motor desse trabalho não gera outros tipos de carregamentos, como torque causado pela rotação ou forças em outras direções.

### 3 PLATAFORMA DE PESQUISA

Neste capítulo será apresentada a descrição das plataformas utilizadas na realização deste trabalho. A seção 3.1 descreve as características de projeto do EOLO, como as dimensões, propriedades de massa, dados aerodinâmicos e equações de dinâmica de voo. A seção 3.2 fornece breves informações sobre a ferramenta de desenvolvimento utilizada neste trabalho, o Matlab/Simulink, e como foi feita integração numérica do modelo não linear de dinâmica de voo. As seções 3.3, 3.4 e 3.5 apresentam o simulador de voo X-Plane e demonstra como é aplicado neste trabalho na abordagem SIL.

#### 3.1 AERONAVE EOLO

##### 3.1.1 PROPRIEDADES GEOMÉTRICAS E DE DESEMPENHO

A aeronave EOLO é uma RPA flexível com estrutura feita de fibra de carbono e fibra de vidro nas asas. O EOLO foi projetado para oferecer maior eficiência aerodinâmica com pouco peso estrutural, e por isso é uma aeronave de material compósito com alta alongamento das asas. O alto alongamento e a baixa rigidez estrutural da asa configura o EOLO como uma aeronave flexível, mas que se deforma linearmente. O critério para assumir não-linearidade é de deformações acima de 15% na região da ponta da asa (CESNIK; SOUZA; REICHENBACH, 2014), o que não foi atingido pelo EOLO mesmo em condições de máximo fator de carga de projeto. (ZÚÑIGA; SOUZA.; GÓES, 2020).

A aeronave foi construída no intuito de analisar e avaliar o comportamento de aeroelasticidade das asas com alta razão de aspecto. O Selig S2091 foi o perfil de aerofólio utilizado na construção das asas da RPA, enquanto que o NACA 0012 foi o perfil selecionado para a construção dos estabilizadores verticais e horizontais. As características das asas e dos estabilizadores estão presentes na Tabela 7. As propriedades geométricas e de massa do EOLO estão descritas na Tabela 8.

Tabela 7 – Características das superfícies sustentadoras do EOLO.

|                     | <b>Asa</b>   | <b>Estabilizador Horizontal</b> | <b>Estabilizador Vertical</b> |
|---------------------|--------------|---------------------------------|-------------------------------|
| Comprimento         | 4 m          | 0,70 m                          | 0,30 m                        |
| Corda da raiz       | 0,32 m       | 0,22 m                          | 0,16 m                        |
| Corda da ponta      | 0,10 m       | 0,22 m                          | 0,16 m                        |
| Razão de Aspecto    | 18,9         | 3,68                            | 0,72                          |
| Razão de afilamento | 0,31         | 0,72                            | 0,82                          |
| Perfil              | S2091-101-83 | NACA 0012                       | NACA 0012                     |

Fonte: (ZÚÑIGA, 2019)

As dimensões estão ilustradas na Figura 12, por meio das vistas superior, lateral e frontal.

As propriedades de desempenho do EOLO estão na Tabela 9. Esses parâmetros serão utilizados principalmente no desenvolvimento da aeronave no Plane Maker, que é a ferramenta de criação de aeronaves fornecida pelo X-Plane (vide Seção 3.4).

Tabela 8 – Propriedades geométricas e de massa do EOLO

| Parâmetro                | Símbolo   | Valor                  |
|--------------------------|-----------|------------------------|
| Massa total              | $M$       | 8,87 kg                |
| Massa da asa             | $m_w$     | 2,00 kg                |
| Área Alar                | $S$       | 0,846 m <sup>2</sup>   |
| Envergadura              | $b$       | 4,00 m                 |
| Razão de Aspecto         | $AR$      | 18,9                   |
| Corda média aerodinâmica | $\bar{c}$ | 0,231 m                |
| Comprimento da fuselagem | $l_f$     | 1,89 m                 |
| Momento de inércia em X  | $I_{xx}$  | 2,53 kg m <sup>2</sup> |
| Momento de inércia em Y  | $I_{yy}$  | 1,60 kg m <sup>2</sup> |
| Momento de inércia em Z  | $I_{zz}$  | 3,96 kg m <sup>2</sup> |

Fonte: (MACHADO, 2019)

Tabela 9 – Propriedades de Desempenho do EOLO

| Parâmetro                   | Símbolo        | Valor    |
|-----------------------------|----------------|----------|
| Ângulo de ataque máximo     | $\alpha_{max}$ | 10°      |
| Coef. de Sustentação máximo | $C_{L_{max}}$  | 1,46     |
| Velocidade de <i>stall</i>  | $V_S$          | 12 m/s   |
| Velocidade de cruzeiro      | $V_C$          | 15,6 m/s |
| Coef. de Oswald             | $e$            | 1.035    |

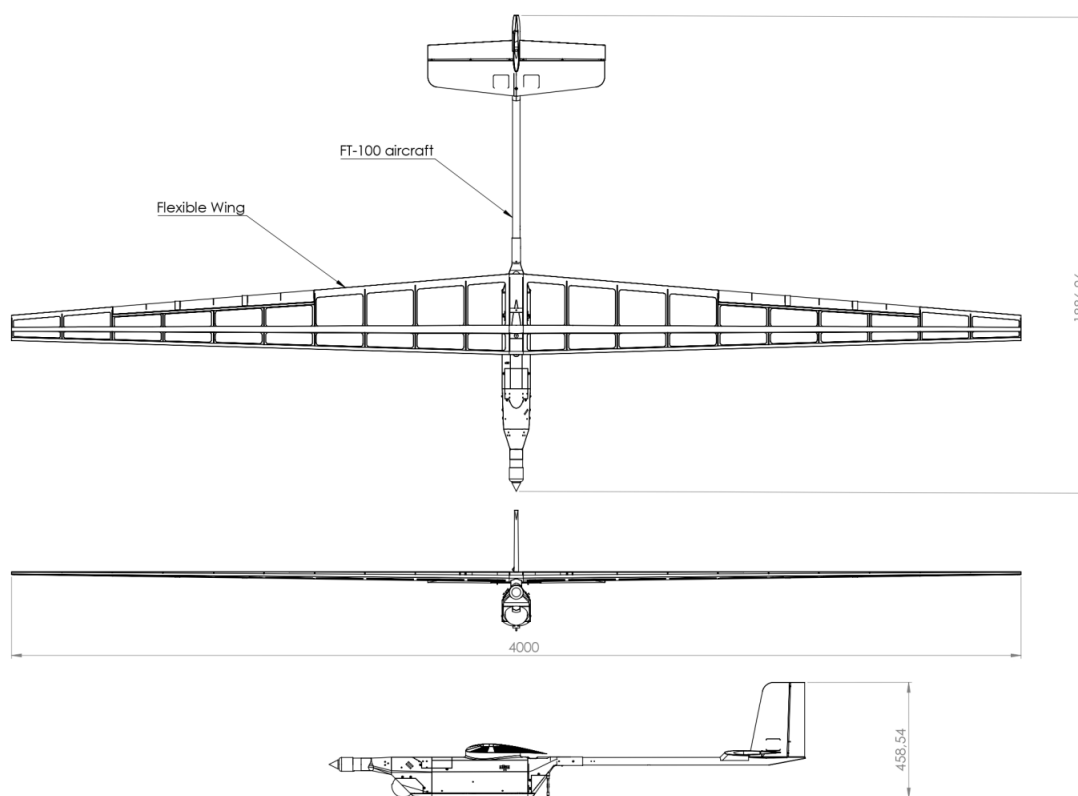
Fonte: (MACHADO, 2019)

### 3.1.2 PARÂMETROS DE DERIVATIVOS E PROPRIEDADES MODAIS

As propriedades modais da estrutura do EOLO foram obtidas por meio de Testes de Vibração em Solo (*Ground Vibration Test – GVT*) (ZÚÑIGA; SOUZA; GÓES, 2019). Os modos de vibração com as respectivas frequências e amortecimentos estão apresentados na Tabela 10. Neste trabalho, o foco é criar o modelo do EOLO no Simulink considerando apenas o primeiro modo de vibração de flexão simétrica de asa. As derivadas de Wasak referente à este modo estão na Tabela 13.

As derivadas adimensionais que representam a dinâmica de voo longitudinal e látero-direcional estão apresentadas nas Tabelas 11 e 12, respectivamente. Além disso, há um motor de propulsão à hélice no nariz da fuselagem que gera tração apenas na direção X da aeronave, ou seja, não produz momentos de rolagem por influência de motor ( $C_{m0} = 0$ ), e está posicionado sobre o eixo longitudinal.

Figura 12 – Vistas do EOLO: Superior, frontal e lateral



Fonte: Zúñiga (ZÚÑIGA, 2019).

### 3.2 MODELO NÃO LINEAR UTILIZANDO MATLAB/SIMULINK

O Matlab/Simulink é uma ferramenta de desenvolvimento de *software* amplamente utilizada na indústria e na academia para a simulação, análise e modelagem de sistemas. Com sua interface gráfica de diagramação por blocos, o Simulink oferece integração ao ambiente do Matlab para fornecer uma ampla variedade de ferramentas matemáticas para análise do sistema modelado. A ferramenta é frequentemente utilizada na indústria aeroespacial no desenvolvimento de controladores de voo e sistemas de navegação, devido à facilidade e flexibilidade para criação de sistemas embarcados. Ela permite que os engenheiros realizem simulações e testes antes de embarcar o *software* em uma aeronave real, e pode ser integrada a simuladores de voo, como o X-Plane, para criar ambientes mais completos e realistas.

A versão mais atual está disponível em: <<https://www.mathworks.com>>. A licença foi fornecida por meio do programa *Campus-Wide License* que é ofertada a alunos de várias universidades, incluindo a UNESP.

No Simulink, será utilizada a *S-Function* para solucionar as equações diferenciais em função do tempo. A *S-Function* é um ferramenta do Simulink utilizada para modelagem de sistemas dinâmicos, que atualmente pode ser escrita em Matlab, C ou Fortran. Neste trabalho, a função será utilizada na integração numérica para resolver a equação não-linear de espaço de estados do tipo:

Tabela 10 – Propriedades Modais

| Modo                                                   | $f_n$ [Hz] | $\zeta$ [%] |
|--------------------------------------------------------|------------|-------------|
| 1ª flexão simétrica de asa                             | 4,6        | 1,6         |
| Torção de cone de cauda                                | 7,7        | 2,4         |
| 1ª flexão assimétrica de asa + torção de cone de cauda | 10,6       | 2,2         |
| 1ª flexão assimétrica de asa + torção de cone de cauda | 11,6       | 1,2         |
| 1ª torção simétrica de asa + flexão de cone de cauda   | 15,0       | 1,7         |
| 1ª torção assimétrica de asa                           | 19,1       | 3,2         |
| 2ª flexão simétrica de asa + torção simétrica de asa   | 21,2       | 3,8         |
| 2ª flexão assimétrica de asa                           | 30,4       | 2,4         |

Fonte: (ZÚÑIGA; SOUZA.; GÓES, 2020)

Tabela 11 – Derivadas longitudinais

| Símbolo                | Valor  | Símbolo                | Valor    |
|------------------------|--------|------------------------|----------|
| $C_{L_0}$              | 0,376  | $C_{m_0}$              | 0        |
| $C_{L_\alpha}$         | 6,34   | $C_{m_\alpha}$         | -1,55    |
| $C_{L_q}$              | 11,7   | $C_{m_q}$              | -26,41   |
| $C_{L_{\delta_e}}$     | 0,4584 | $C_{m_{\delta_e}}$     | -2,0626  |
| $C_{L_{\eta_1}}$       | 0      | $C_{m_{\eta_1}}$       | 0        |
| $C_{L_{\dot{\eta}_1}}$ | -19,77 | $C_{m_{\dot{\eta}_1}}$ | -23,9528 |
| $C_{D_0}$              | 0,017  |                        |          |

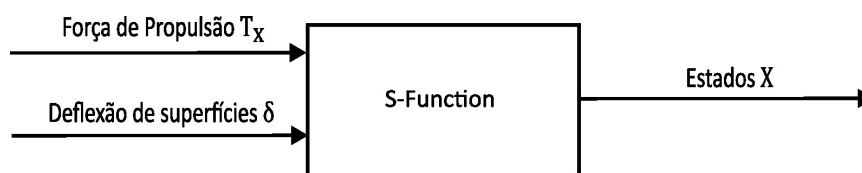
Fonte: (ZÚÑIGA; SOUZA.; GÓES, 2020)

$$\dot{\mathbf{X}} = f(t, \mathbf{X}, \mathbf{u}) \quad (3.1)$$

em que  $\mathbf{X}$  é o vetor de estados,  $t$  é o tempo e  $\mathbf{u}$  é o vetor de entradas.

No modelo implementado, as entradas da *S-Function* são a força de tração do motor e a deflexão das superfícies de controle da aeronave. Como mostrado na Figura 13, a função utiliza das entradas para calcular os estados da aeronave, que são enviados na saída do bloco.

Figura 13 – Diagrama das entradas e saídas da S-function



Fonte: Elaborada pelo autor.

A ferramenta requer o cálculo da inicialização (condição inicial) para realizar a integração numérica,

Tabela 12 – Derivadas látero-direcionais

| Símbolo            | Valor   | Símbolo            | Valor   | Símbolo            | Valor   |
|--------------------|---------|--------------------|---------|--------------------|---------|
| $C_{Y_0}$          | 0       | $C_{l_0}$          | 0       | $C_{n_0}$          | 0       |
| $C_{Y_\beta}$      | -0,250  | $C_{l_\beta}$      | -0,007  | $C_{n_\beta}$      | 0,071   |
| $C_{Y_p}$          | 0,0330  | $C_{l_p}$          | -0,640  | $C_{n_p}$          | -0,042  |
| $C_{Y_r}$          | 0,1545  | $C_{l_r}$          | 0,092   | $C_{n_r}$          | -0,047  |
| $C_{Y_{\delta_a}}$ | 0,0126  | $C_{l_{\delta_a}}$ | -0,3151 | $C_{n_{\delta_a}}$ | -0,0074 |
| $C_{Y_{\delta_r}}$ | -0,1581 | $C_{l_{\delta_r}}$ | -0,055  | $C_{n_{\delta_r}}$ | 0,0481  |

Fonte: (ZÚÑIGA; SOUZA.; GÓES, 2020)

Tabela 13 – Derivadas longitudinais de Wasak referente ao primeiro modo de vibração

| Símbolo            | Valor  | Símbolo                | Valor    | Símbolo                    | Valor    |
|--------------------|--------|------------------------|----------|----------------------------|----------|
| $C_{Q_{1_0}}$      | 1,3892 | $C_{Q_{1_q}}$          | -23,9528 | $C_{Q_{1_{\eta_1}}}$       | 0        |
| $C_{Q_{1_\alpha}}$ | 9,8852 | $C_{Q_{1_{\delta_e}}}$ | -44,6449 | $C_{Q_{1_{\dot{\eta}_1}}}$ | -100,901 |

Fonte: (ZÚÑIGA; SOUZA.; GÓES, 2020)

e é utilizada para solucionar as equações diferenciais da dinâmica não-linear do EOLO apresentadas no Capítulo 2.4 durante a simulação do voo (MATHEWORKS, 1998). A inicialização é calculada supondo uma condição de voo reto na aeronave, que será apresentada na Seção 4.1. Para solucionar as equações ao longo do tempo, é necessário escrever as equações em espaço de estados não-linear, como mostrado na Equação 3.1, sendo que o vetor de estados é:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} u & v & w & p & q & r & \phi & \theta & \psi & x & y & H & \eta_1 & \dot{\eta}_1 \end{bmatrix}^T \quad (3.2)$$

As Equações (3.3) - (3.14) representam as equações de movimento escritas em espaço de estados não-linear. Foi tomada a hipótese que os momentos de inércia cruzados  $I_{xy}$ ,  $I_{yx}$ ,  $I_{yz}$  e  $I_{zy}$  são nulos. Além disso, foi considerado que  $I_{xz} = I_{zx}$ .

$$\dot{u} = \frac{Q_X}{M} + r v - q w - g \sin \theta \quad (3.3)$$

$$\dot{v} = \frac{Q_Y}{M} + p w - r u + g \sin \phi \cos \theta \quad (3.4)$$

$$\dot{w} = \frac{Q_Z}{M} + q u - p v + g \cos \phi \cos \theta \quad (3.5)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} [Q_\theta - (I_{xx} - I_{zz})pr - (p^2 - r^2)I_{xz}] \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \begin{bmatrix} I_{zz} & I_{xz} \\ I_{xz} & I_{xx} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_\phi + I_{xz} p q + (I_{yy} - I_{zz})q r \\ \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [Q_\psi - I_{xz}qr + (I_{xx} - I_{yy})p q] \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (3.8)$$

$$\dot{\theta} = q \cos\phi - r \sin\phi \quad (3.9)$$

$$\dot{\psi} = q \frac{\sin\phi}{\cos\theta} + r \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \quad (3.10)$$

$$\dot{x} = u \cos\theta \cos\psi + v(\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) + w(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \quad (3.11)$$

$$\dot{y} = u \cos\theta \sin\psi + v(\cos\phi \cos\psi + \sin\phi \sin\theta \sin\psi) + w(-\sin\phi \cos\psi + \cos\phi \sin\theta \sin\psi) \quad (3.12)$$

$$\dot{H} = u \sin\theta - v \sin\phi \cos\theta - w \cos\phi \cos\theta \quad (3.13)$$

$$\ddot{\eta}_1 = \frac{Q_{\eta_1}}{M_1} - 2\zeta_1 \omega_{n1} \dot{\eta}_1 - \omega_{n1}^2 \eta_1 \quad (3.14)$$

É importante notar que os movimentos angulares  $p$  e  $r$  são acoplados para os casos que  $I_{xz} \neq 0$ . As equações são resolvidas no domínio do tempo com auxílio do método de integração numérico ode4 (Runge-Kutta) e do bloco S-Function Level 2 do Simulink.

### 3.3 X-PLANE

O X-Plane é um simulador de voo realista utilizado por pilotos, entusiastas e pesquisadores para fins de entretenimento, testes e estudos. O simulador utiliza um modelo de vórtices anel, também chamado de vórtices de Helmholtz, para simular a interação do vento com asas e fornecer, com precisão, a dinâmica de voo real de uma aeronave. Além disso, o simulador leva em conta fatores, como condições meteorológicas, peso, estabilidade, propulsão do motor, entre outros, para oferecer uma experiência muito próxima da real. A versão mais atual está disponível em: <<https://www.x-plane.com>>.

Além de sua precisão, o X-Plane oferece suporte para a criação de modelos SIL, que podem ser utilizados para estudos e desenvolvimentos. A flexibilidade na alteração de parâmetros via UDP é um dos diferenciais do simulador em relação a outros do mercado, visto que é possível sobrescrever quaisquer dados que são utilizados durante a simulação por meio de plataformas externas. Mesmo em simulações que a dinâmica tem origem em outros ambientes, como neste trabalho em que a dinâmica de voo é calculada no Simulink, o X-Plane permite visualização gráfica e oferece suporte para dispositivos de entradas, como o *joystick*.

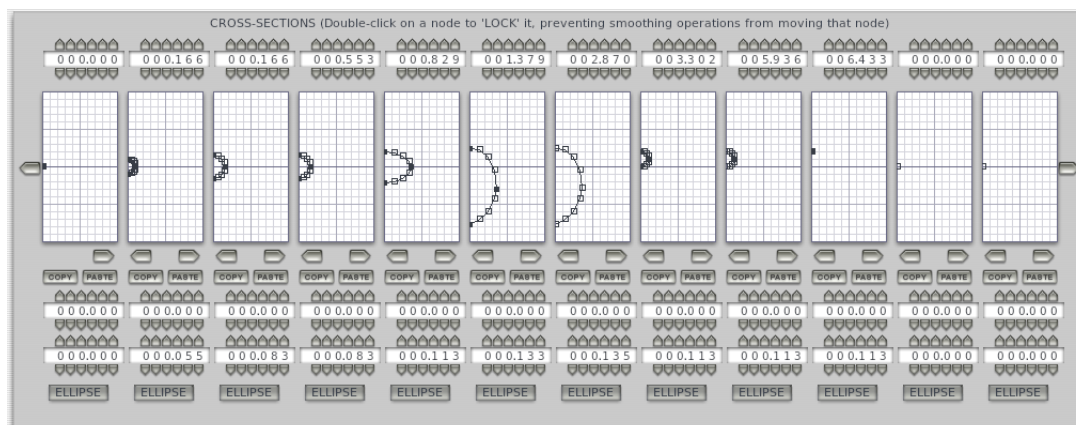
Outro fator importante do porquê o X-Plane é aplicável é possibilidade que o *software* oferece para a criação e importação de *plugins* externos por meio do *Software Development Kit* (SDK). O SDK permite que desenvolvedores criem novos *plugins* para alterar o comportamento da simulação, por meio de criação de abas de informações ou pela alteração da dinâmica de dispositivos. Neste trabalho, é feito o uso do *plugin* Override para desabilitar o modelo dinâmico do X-Plane.

### 3.4 PLANE MAKER

O *Plane Maker* é uma ferramenta disponível no X-Plane para criação de novas aeronaves à serem utilizadas no simulador. Para desenhar uma aeronave nesta ferramenta, é necessário definir a fuselagem, as asas, a empenagem vertical, a empenagem horizontal e as superfícies de controle. A fuselagem é desenhada por meio da definição do formato da seção transversal em diferentes planos ao longo do

comprimento da aeronave, como mostra a Figura 14. No desenho, o ponto de origem utilizado para referência para criar a fuselagem e posicionar a asa e as empenagens é, por padrão, o nariz da aeronave.

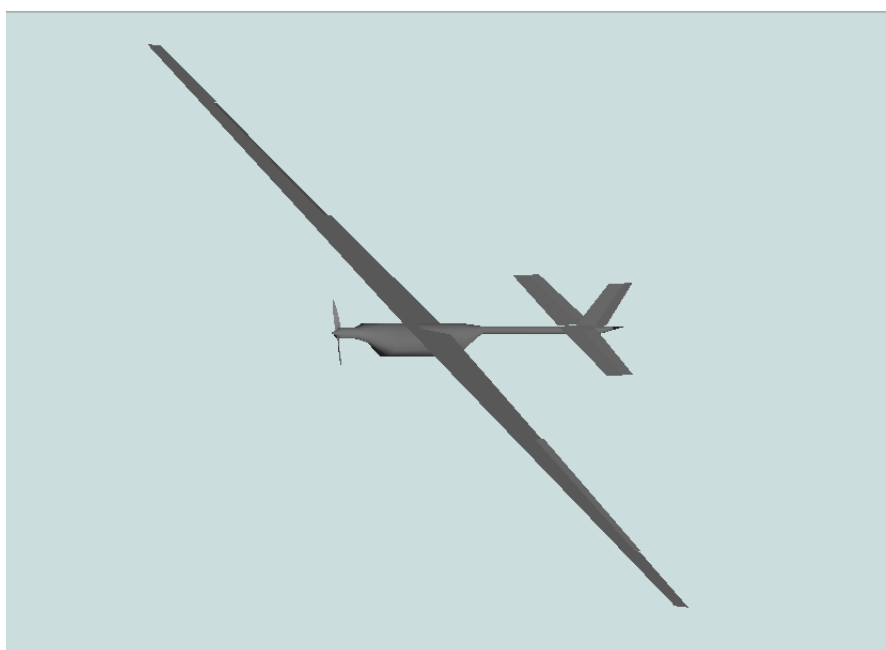
Figura 14 – Planos da Fuselagem do EOLO



Fonte: Elaborada pelo autor.

O EOLO foi desenhado conforme a Figura 15, seguindo o guia disponível do site do Plane (RESEARCH, 2022)..

Figura 15 – Desenho do EOLO no Plane Maker



Fonte: Elaborada pelo autor.

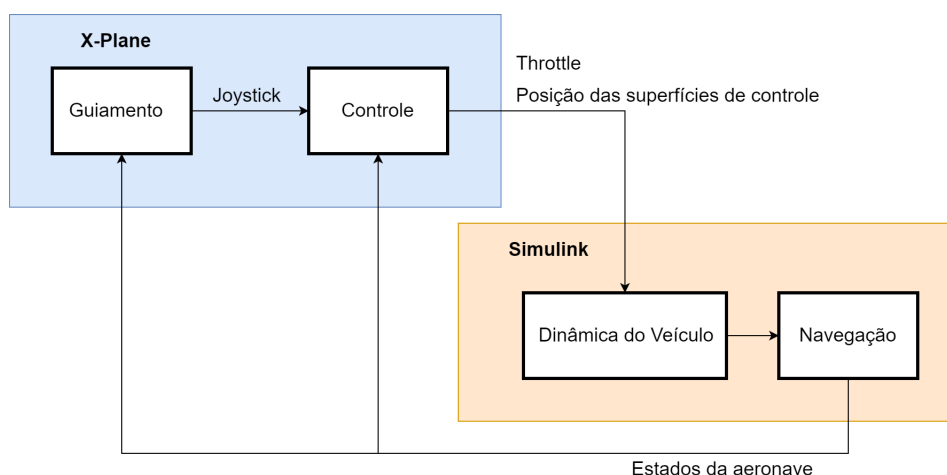
Ainda que a proposta do trabalho seja utilizar a dinâmica do Simulink para simular o EOLO, o desenho foi feito de forma que se tornasse representativo da realidade para possíveis validações e testes com a dinâmica do X-Plane, que poderiam ser feitos em trabalhos futuros.

### 3.5 INTEGRAÇÃO MATLAB/SIMULINK E X-PLANE: ABORDAGEM SIL

A arquitetura SIL deste trabalho, apresentada no diagrama da Figura 16, é feita pela integração entre o X-Plane e o Simulink em um único ambiente para a simulação de voos. A plataforma utiliza um

*joystick* conectado ao X-Plane como fonte de entradas do sistema, que são as posições das superfícies de controle e o comando de *throttle*. A dinâmica de voo do EOLO é calculado no Simulink, que retorna os estados ao X-Plane para que seja possível pilotar a aeronave em tempo real. O X-Plane fornece informações de *cockpit* que são úteis no monitoramento do voo. Nas subseções seguintes será apresentado o *setup* de configuração do X-Plane para que a plataforma SIL funcione de maneira adequada.

Figura 16 – Diagrama da arquitetura SIL deste trabalho.

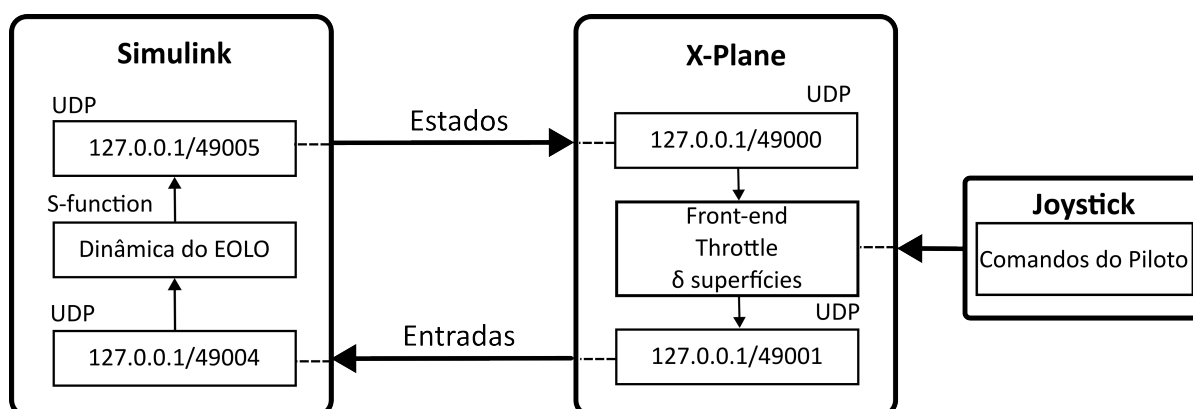


Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.5.1 Configuração da rede entre Simulink e X-Plane

A plataforma SIL deste trabalho foi feita em rede local, ou seja, apenas um computador foi utilizado para operar o Simulink e o X-Plane simultaneamente. Por padrão, o sistema operacional Windows do computador utiliza o endereço de IP (*Internet Protocol*) "127.0.0.1" como padrão de rede local. A Figura 17 apresenta um diagrama do modelo de comunicação entre o X-Plane e o Simulink junto das portas selecionadas para o tráfego de dados.

Figura 17 – Modelo SIL entre X-Plane e Simulink



Fonte: Elaborada pelo autor.

Como o foco do trabalho é simular a dinâmica de voo do EOLO pelo Simulink, as entradas fornecidas pelo *joystick* são as posições das superfícies de controle e o *throttle* do motor. Essas entradas

são enviadas na porta 49004. O Simulink é utilizado para resolver as equações da dinâmica do EOLO e enviar os estados da aeronave para o X-Plane na porta 49000. O X-Plane funciona como uma plataforma visual para interação com o usuário e monitoramento do voo (front-end).

### 3.5.2 Formato do Pacote UDP no Recebimento de Mensagens do X-Plane

O X-Plane utiliza pacotes de dados UDP para se comunicar com aplicações externas. Os primeiros 5 bytes compõem o *header* e possuem os números "68-65-84-65-60" ou "68-65-84-65-48", sendo que os 4 primeiros algarismos representam a palavra "DATA" na tabela ASCII (decimal). O último algarismo representa "0" (48) quando o pacote é enviado ao X-Plane e "<" (60) quando é um pacote enviado a partir do X-Plane (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014).

As informações que são enviadas em um pacote podem ser selecionadas a partir das configurações do X-Plane, dentro do painel chamado *Data Outputs* (saídas de dados). Quando uma categoria de dados é selecionada para envio pela porta UDP, o X-Plane enviará todas as informações que compõe aquela categoria na ordem especificada no site (ROBERTS, 2014).

A organização do X-Plane na criação do pacote de dados está apresentada na tabela 14. São 4 bytes para o *header*, 4 bytes para o índice em que o primeiro byte é número da categoria da informação no painel *Data Outputs* e os restantes são nulos, 32 bytes para envio de no máximo 8 parâmetros e assim por diante. O tamanho total do pacote é  $5 + 4 * 9 * N_s$ , em que  $N_s$  é o número de parâmetros selecionados no painel *Data Outputs*.

Tabela 14 – Formato do Pacote UDP com header "DATA" do X-Plane

| header         | índice    | 36 bytes de dados - 9 parâmetros com 4 bytes |      |      |      |      |      |      |      |      | próx. índice |
|----------------|-----------|----------------------------------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|--------------|
| 68-65-84-65-48 | 133-0-0-0 | p. 1                                         | p. 2 | p. 3 | p. 4 | p. 5 | p. 6 | p. 7 | p. 8 | p. 9 | 131-0-0-0    |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Para este trabalho, os grupos de dados selecionados são os mostrados na tabela 15. Como foram selecionados 4 grupos, o pacote UDP possui 149 bytes. O grupo de dados que são do *joystick* possui as entradas que alimentam a dinâmica do Simulink, enquanto que o restante dos grupos foram utilizados para validação da comunicação e criação de gráficos para estudo da simulação.

Tabela 15 – Grupo de dados selecionados para recebimento no Simulink

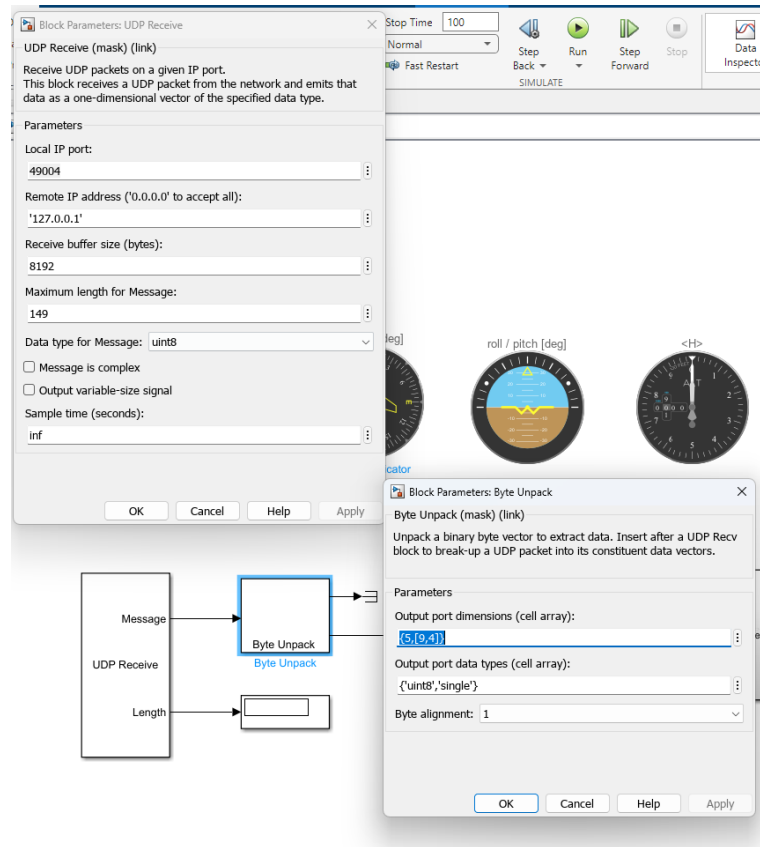
| Índice | Grupo de dados                                                |
|--------|---------------------------------------------------------------|
| 17     | Ângulos de Euler                                              |
| 20     | Latitude, longitude e altitude                                |
| 21     | Localização, velocidade e distância percorrida                |
| 136    | Deflexões de superfícies e <i>throttle</i> do <i>joystick</i> |

Fonte: Elaborada pelo autor.

No Simulink, para receber os pacotes de dados é necessário utilizar o bloco *UDP Receive*. O bloco de recebimento de dados deve ser acompanhado do bloco *Byte Unpack* para organizar a estrutura

de dados em um vetor do tipo *single* (ou *float*). As configurações dos blocos estão apresentadas na Figura 18. Além disso, o primeiro sinal de saída do bloco *Byte Unpack* é o *header* "DATA" do pacote de dados.

Figura 18 – Configurações dos blocos *UDP Receive* e *Byte Unpack*



Fonte: Elaborada pelo autor.

### 3.5.3 Formato do Pacote UDP no Envio de Mensagens ao X-Plane

O envio de mensagens ao X-Plane pode ser realizado a partir do processo inverso do descrito na seção anterior, que é a forma que os trabalhos de Brittar et Al. (BITTAR; MENDES; FIGUEIREDO, 2014) e de Ribeiro (RIBEIRO, 2011) utilizam. No entanto, essa é uma forma restrita de se enviar mensagens ao X-Plane, visto que o simulador não permite que todos os parâmetros sejam alterados diretamente pelo UDP. Nesse contexto, a forma ideal de se enviar dados ao X-Plane é utilizando os *DataRefs*, que são endereços de informações e dados que são utilizados pelo X-Plane durante as simulações. De forma geral, o simulador utiliza *DataRefs* para qualquer informação ou cálculo que é realizado nas execuções dos voos, inclusive para os parâmetros "DATA" que são enviados do X-Plane ao Simulink; logo, como apresentado, nem todos parâmetros são editáveis diretamente. Para verificar quais parâmetros são alteráveis, é necessário checar a lista de *DataRefs* que existem no X-Plane pela url: <<https://www.siminnovations.com/xplane/dataref/>>.

Para que o X-Plane entenda que o dado enviado é um *DataRefs*, é necessário criar um pacote com o padrão descrito na Tabela 16. O header indica a palavra "DREF0" na tabela ASCII (decimal), e o caminho do DataRef deve ser convertido para o formato uint8 na criação do pacote. O algoritmo nulo

serve para permitir que mais de um valor com caminho especificado seja enviado, e os algoritmos unitários contemplam um vetor que deve garantir que o pacote tenha 506 bytes.

Tabela 16 – Formato do Pacote UDP com header "DREF0" do X-Plane

| Header         | Parâmetro | Caminho        | Algarismo Nulo | Algarismos unitários |
|----------------|-----------|----------------|----------------|----------------------|
| 68-82-69-70-48 | valor     | string sim/... | 0              | Vetor [1]            |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os parâmetros selecionados para envio representam a orientação (atitude) da aeronave e a posição em relação ao sistema inercial de eixos de coordenadas locais. A Tabela 17 apresenta o caminho *DataRef* dos parâmetros.

Tabela 17 – Parâmetros enviados ao X-Plane através do caminho DataRef

| Parâmetro         | Caminho                          |
|-------------------|----------------------------------|
| Ângulo de Rolagem | sim/flightmodel/position/phi     |
| Ângulo de arfagem | sim/flightmodel/position/theta   |
| Ângulo de guinada | sim/flightmodel/position/psi     |
| Posição <i>N</i>  | sim/flightmodel/position/local_z |
| Posição <i>E</i>  | sim/flightmodel/position/local_x |
| Posição <i>D</i>  | sim/flightmodel/position/local_y |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Esses pacotes são enviados pelo bloco UDP Send do Simulink, que utiliza como destino a porta 49000 que é a padrão de recebimento de dados do X-Plane.

## 4 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Neste Capítulo, será apresentado os resultados das simulações computacionais da dinâmica do EOLO. A Seção 4.1 apresenta o modelo linear de dinâmica do EOLO para a condição de voo reto e nivelado. É feita a análise de estabilidade dos modelos rígido e flexível na condição mencionada. Na Seção 4.2, é feita a análise de estabilidade do EOLO para todo o envelope de voo de projeto. A Seção 4.3 apresenta os derivativos de Waszak uma vez que é considerada a influência da torção no primeiro modo de vibração. A Seção 4.4 apresenta a arquitetura SIL desenvolvida neste trabalho para simulação da dinâmica do EOLO com auxílio do X-Plane.

### 4.1 MODELO LINEAR - CONDIÇÃO DE VOO RETO E NIVELADO

Após a construção do modelo dinâmico, alguns testes para avaliar a estabilidade da planta são realizados por meio de uma aproximação linear. O modelo linear é aplicado para a aeronave em voo reto e nivelado, em que os ângulos de derrapagem ( $\beta$ ) e de rolagem ( $\phi$ ), assim como as velocidades angulares ( $p$ ,  $q$  e  $r$ ), são nulos. Essa condição faz com que haja desacoplamento da dinâmica longitudinal e da dinâmica látero-direcional, o que torna mais fácil avaliar a estabilidade e tempo de resposta.

Para linearização, é necessário, primeiramente, encontrar a condição de equilíbrio do modelo partindo da Equação (3.1). Essa condição também é aplicada como condição inicial de simulação, e implica que:

$$\dot{\mathbf{X}} = 0 \quad (4.1)$$

Como a expressão 4.1 possui inúmeras soluções, a estratégia utiliza implica em determinar os estados de velocidade do ar ( $V$ ) e altitude ( $H$ ) para encontrar o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e as deflexões de superfícies de "trimagem" ( $\delta$ ). Para validação com dados de literaturas (ZÚÑIGA, 2019) (MACHADO, 2019), a primeira análise de estabilidade é realizada para  $V = 25 \text{ m/s}$  e  $H = 1100 \text{ m}$ . A Tabela 18 apresenta os estados, as deflexões de superfície e a força propulsiva da condição mencionada.

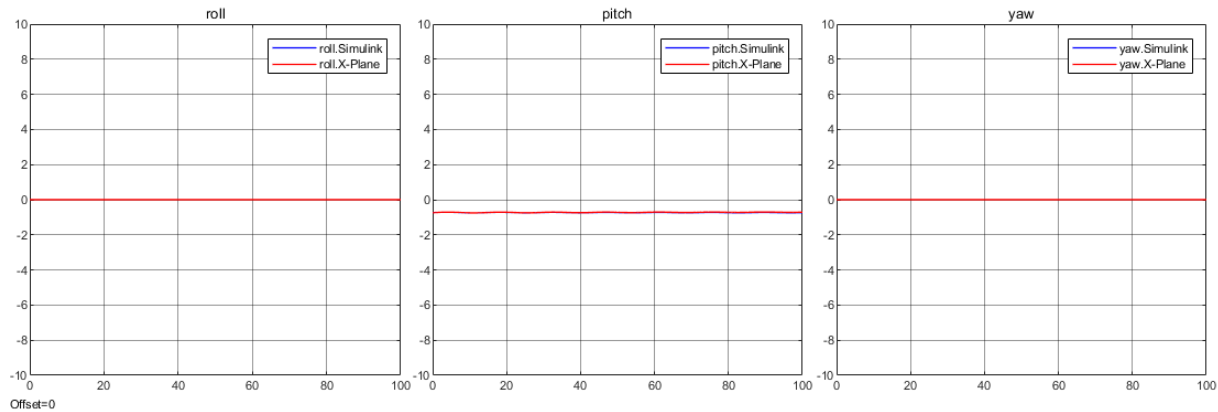
Ao realizar uma simulação de 200 s com as entradas constantes da Tabela 18, é visto que a aeronave mantém a condição de equilíbrio com ângulo de arfagem  $\theta$  que oscila em torno do ângulo de ataque de equilíbrio, como mostra a Figura 19. É esperado que na condição de equilíbrio a aeronave, de fato, apresente poucas oscilações de estados de atitude, visto que o modelo está sobre carregamentos resultantes aproximadamente nulos. Além disso, a Figura 20 infere que a aeronave avança em direção ao norte com altitude em aproximadamente 1100 m, que é o estado de equilíbrio definido inicialmente. Além disso, A Figura 19 e a Figura 20 mostram uma comparação dos estados que estão sendo enviados pelo Simulink e os estados que estão sendo recebidos pelo X-Plane, de forma a validar a arquitetura SIL.

A partir da condição de equilíbrio, é possível estimar quais são os polos de estabilidade do sistema. Para tal, é necessário linearizar a dinâmica do sistema em regiões em torno do equilíbrio utilizando a representação de espaço de estados, da seguinte maneira:

Tabela 18 – Estados, deflexões de superfícies e força propulsiva para condição de voo reto e nivelado.

| Estados de equilíbrio        |       |                  |         |
|------------------------------|-------|------------------|---------|
| $p$ [rad/s]                  | 0     | $V$ [m/s]        | 25      |
| $q$ [rad/s]                  | 0     | $\alpha$ [deg]   | -0,7334 |
| $r$ [rad/s]                  | 0     | $\beta$ [deg]    | 0       |
| $\eta$                       | 0,067 | $\dot{\eta}$     | 0       |
| Entradas para voo "trimmado" |       |                  |         |
| $T_X$ [N]                    | 5,37  | $\delta_e$ [deg] | 0,550   |
| $\delta_a$ [deg]             | 0     | $\delta_r$ [deg] | 0       |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 19 – Estados de atitude ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ) em simulação de 100 s de voo reto e nivelado em que  $V = 25$  m/s e  $H = 1100$  m inicialmente.

Fonte: Elaborada pelo autor.

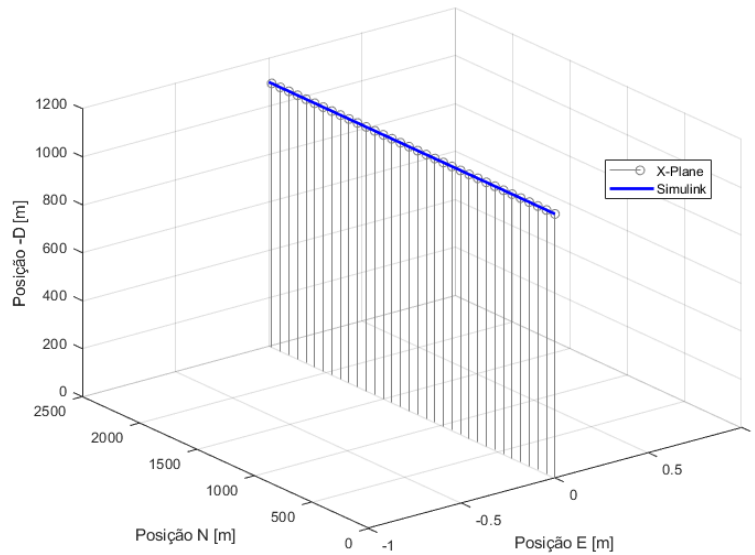
$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}} &\approx \mathbf{A} \mathbf{X} + \mathbf{B} \mathbf{u} \\ \mathbf{Y} &\approx \mathbf{C} \mathbf{X} + \mathbf{D} \mathbf{u}\end{aligned}\quad (4.2)$$

em que  $\mathbf{A}$  é a matriz de estados,  $\mathbf{B}$  é a matriz de entradas,  $\mathbf{C}$  é a matriz de saídas,  $\mathbf{D}$  a matriz de *feedback* e  $\mathbf{Y}$  é o vetor de saídas.

A Equação (4.2) pode ser utilizada para obter a matriz  $\mathbf{A}$  uma vez que se conhece os estados e entradas que geram equilíbrio no sistema ( $\dot{\mathbf{X}} = 0$ ). A aplicação de pequenas variações em cada um dos estados separadamente, na ordem de  $\Delta \mathbf{X} = \pm 10^{-5}$ , gera uma resposta de variação dos derivativos  $\dot{\mathbf{X}}$ . A variação média é utilizada para preencher calcular uma coluna da matriz  $\mathbf{A}$ . Uma vez que é feita essa variação para todos os estados, a matriz  $\mathbf{A}$  estará completamente preenchida e os polos de estabilidade serão os autovalores dessa matriz.

As Tabelas 19 e 20 apresentam os polos de estabilidade do EOLO para o modelo rígido e flexível com 1º modo de flexão simétrica. O modelo linear permite distinguir a dinâmica longitudinal da látero-direcional e as matrizes da dinâmica linear são as principais utilizadas na elaboração de sistemas de controle para a aeronave (MACHADO, 2019).

Figura 20 – Variação dos estados de posição em simulação de 200 s de voo reto e nivelado em que  $V = 25 \text{ m/s}$  e  $H = 1100 \text{ m}$  inicialmente.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 19 – Frequências naturais  $\omega_n$  e fator de amortecimento  $\zeta$  para os autovalores do modelo rígido do EOLO para a condição  $V = 25 \text{ m/s}$  e  $H = 1100 \text{ m}$ .

| Autovalores           | $\omega_n$ [rad/s] | $f_n$ [Hz] | $\zeta$ | Modo          |
|-----------------------|--------------------|------------|---------|---------------|
| $-6,7428 \pm 7,6196i$ | 10,2               | 1,62       | 0,663   | Período Curto |
| $-0,0178 \pm 0,4407i$ | 0,44               | 0,07       | 0,0403  | Fugóide       |
| 0                     | -                  | -          | -       | Altitude      |
| -23,4734              | -                  | -          | 1,0     | Rolagem Pura  |
| 0,475                 | -                  | -          | -1,0    | Espiral       |
| $-0,8188 \pm 4,5511i$ | 4,62               | 0,74       | 0,177   | Dutch Roll    |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os polos são representados em diagrama de polos na Figura 21, em que as linhas elípticas pontilhadas são as frequências naturais, por definirem o raio de distância do polo à origem, e as linhas retas pontilhadas são os amortecimentos, por definirem o ângulo entre o polo e o eixo real.

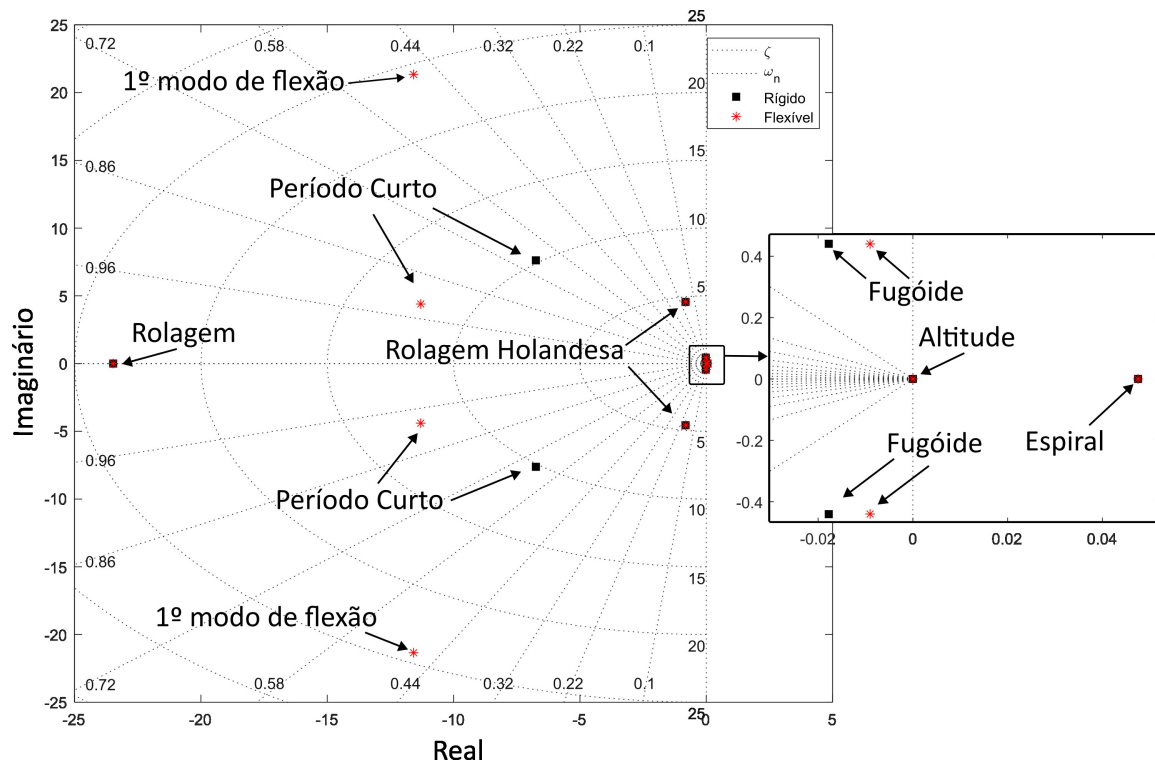
A influência do modo de vibração da asa na dinâmica de voo da aeronave é vista na diferença entre os polos da aeronave rígida e flexível. Como o modo é uma flexão pura, a diferença nos polos é observada apenas na dinâmica longitudinal ao comparar as Tabelas 19 e 20. É possível verificar que há um aumento da frequência natural e do fator de amortecimento do período curto. Porém o polo que representa a dinâmica fugoidal apresentou-se com a mesma frequência natural, porém com amortecimento menor no modelo flexível.

Tabela 20 – Frequências naturais  $\omega_n$  e fator de amortecimento  $\zeta$  para os autovalores do modelo flexível do EOLO para a condição  $V = 25 \text{ m/s}$  e  $H = 1100 \text{ m}$ .

| Autovalores             | $\omega_n$ [rad/s] | $f_n$ [Hz] | $\zeta$ | Modo              |
|-------------------------|--------------------|------------|---------|-------------------|
| $-11,3015 \pm 4,3977i$  | 12,1               | 1,93       | 0,932   | Período Curto     |
| $-0,0090 \pm 0,4403i$   | 0,44               | 0,07       | 0,0205  | Fugóide           |
| 0                       | -                  | -          | -       | Altitude          |
| -23,4734                | -                  | -          | 1,0     | Rolagem Pura      |
| 0,475                   | -                  | -          | -1,0    | Espiral           |
| $-0,8188 \pm 4,5511i$   | 4,62               | 0,74       | 0,177   | Dutch Roll        |
| $-11,5832 \pm 21,3437i$ | 24,3               | 3,87       | 0,477   | 1º Modo de flexão |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 21 – Localização dos Polos do EOLO: modelo rígido e modelo flexível



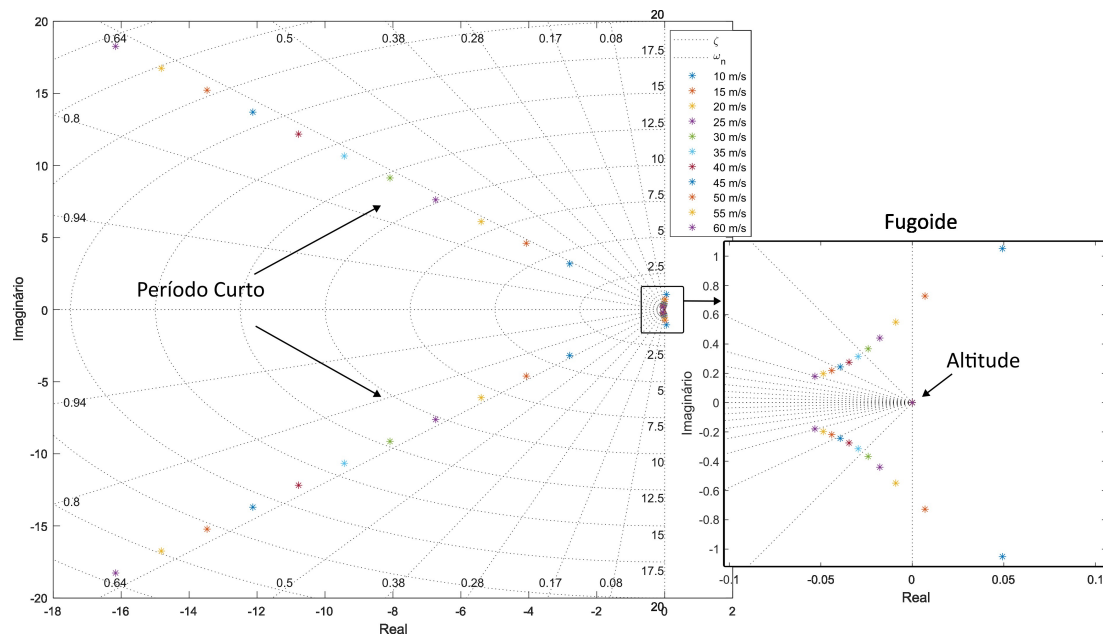
Fonte: Elaborada pelo autor.

#### 4.2 ANÁLISE DE ESTABILIDADE NO ENVELOPE DE VOO

Como neste trabalho foi considerada a influência de apenas um modo que atua longitudinalmente, apenas dinâmica longitudinal é afetada pela flexão das asas. No entanto, é importante avaliar a estabilidade da aeronave em todo seu envelope de voo, que vai de aproximadamente  $10 \text{ m/s}$  a  $60 \text{ m/s}$  (ZÚÑIGA, 2019). Para a condição de voo com altitude de  $1100 \text{ m}$ , a Figura 22 mostra a evolução dos polos em função da variação da velocidade do ar para o modelo rígido, enquanto que a Figura 23 apresenta a mesma evolução para o modelo flexível.

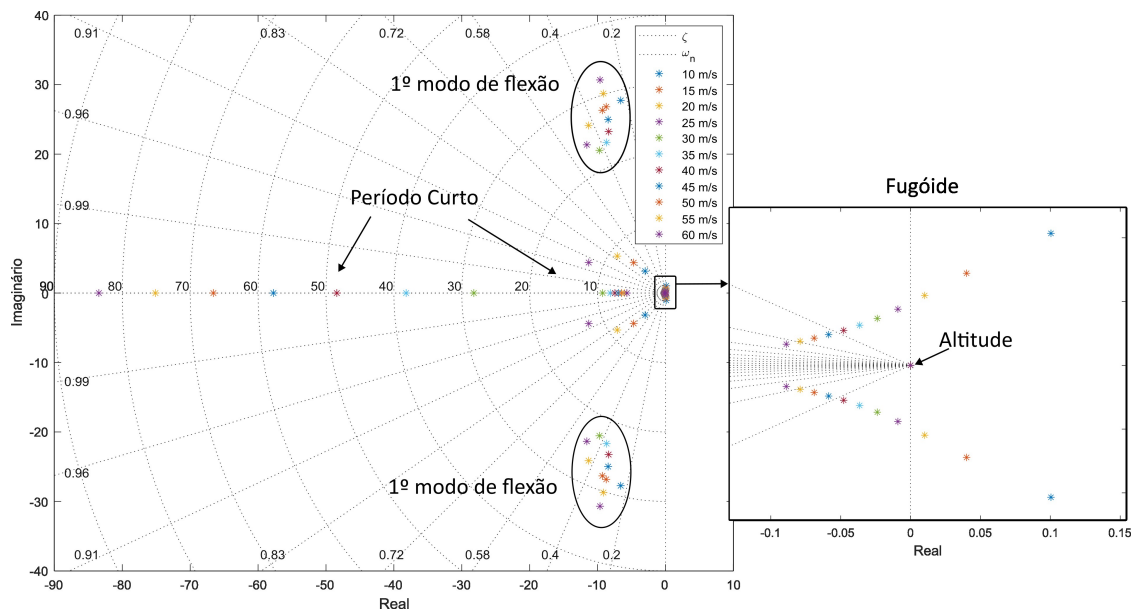
A partir da análise das figuras das localizações dos polos, é notável que o período curto é o mais

Figura 22 – Localização dos polos longitudinais do EOLO Rígido: altitude  $H = 1100\text{ m}$  e velocidade  $V$  variando de  $10\text{ m/s}$  a  $60\text{ m/s}$



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 23 – Localização dos polos longitudinais do EOLO Flexível: altitude  $H = 1100\text{ m}$  e velocidade  $V$  variando de  $10\text{ m/s}$  a  $60\text{ m/s}$



Fonte: Elaborada pelo autor.

afetado pela flexibilidade das asas. No modelo rígido, o período curto mostrou-se com amortecimento aproximadamente constante e aumento na frequência natural proporcional ao aumento de velocidade. O aumento da frequência natural faz com que o tempo de resposta (constante de tempo) seja mais rápido, ou seja, a aeronave passa a responder de forma mais expressiva as entradas de controle em velocidades mais elevadas. No modelo flexível, o período curto é representado por par complexo conjugado até em torno de  $25\text{ m/s}$ . Após exceder essa velocidade, o polo é representado por par real puro com amortecimento 1. O comportamento da frequência natural é análogo a aeronave rígida no no

modelo flexível, visto que o aumento da velocidade aumenta a frequência natural do polo de período curto. Porém, em velocidades superiores a  $25 \text{ m/s}$ , a frequência amortecida passa a ser nula e os polos caminham em direção à instabilidade com o aumento da velocidade. Logo, o período curto flexível pode prever instabilidade na aeronave a depender da velocidade de voo, enquanto que o rígido não tem essa capacidade.

Os polos da dinâmica fugoidal mostraram-se com aumento da frequência natural de oscilação a medida que a velocidade é aumentada, tanto no modelo rígido quanto no flexível, o que mostra que há pouca influência da flexibilidade das asas no fugóide. No entanto, o fugoidal apresentou instabilidade até aproximadamente  $20 \text{ m/s}$  no modelo rígido, porém no modelo flexível a instabilidade permaneceu até em torno de  $25 \text{ m/s}$ .

O diagrama de polos flexível, representado pela Figura 23, também apresenta a variação dos polos do 1º modo de vibração no envelope de voo do EOLO. É visto que até aproximadamente  $30 \text{ m/s}$ , os polos possuem pouca variação na frequência natural, porém com aumento no amortecimento. Após exceder  $30 \text{ m/s}$ , os polos passam a ter amortecimento aproximadamente constante e a frequência natural apresenta crescimento significativo em função da velocidade. A velocidade em que os polos de flexão mudam de comportamento é a mesma em que o período curto passa a ser par conjugado real.

#### 4.3 CÁLCULO DAS DERIVADAS DE WASZAK - MODO DE FLEXÃO + TORÇÃO

As análises de identificação de sistemas realizadas por Zuñiga (ZÚÑIGA, 2019) para o EOLO na modelagem dos modos de vibração obtiveram as expressões da forma do 1º modo ao longo da envergadura, expressadas pelas Equações (4.3) e (4.4).

$$\phi_1^b(y_{sb}) = 19,5539 (0,00107088 y_{sb}^4 - 0,0302696 y_{sb}^2 + 0,00753852) \quad (4.3)$$

$$\frac{d\phi_1^b}{dx}(y_{sb}) = 19,5539 (0,005556 - 0,01313 y_{sb}^2 + 0,006514 y_{sb}^4) \quad (4.4)$$

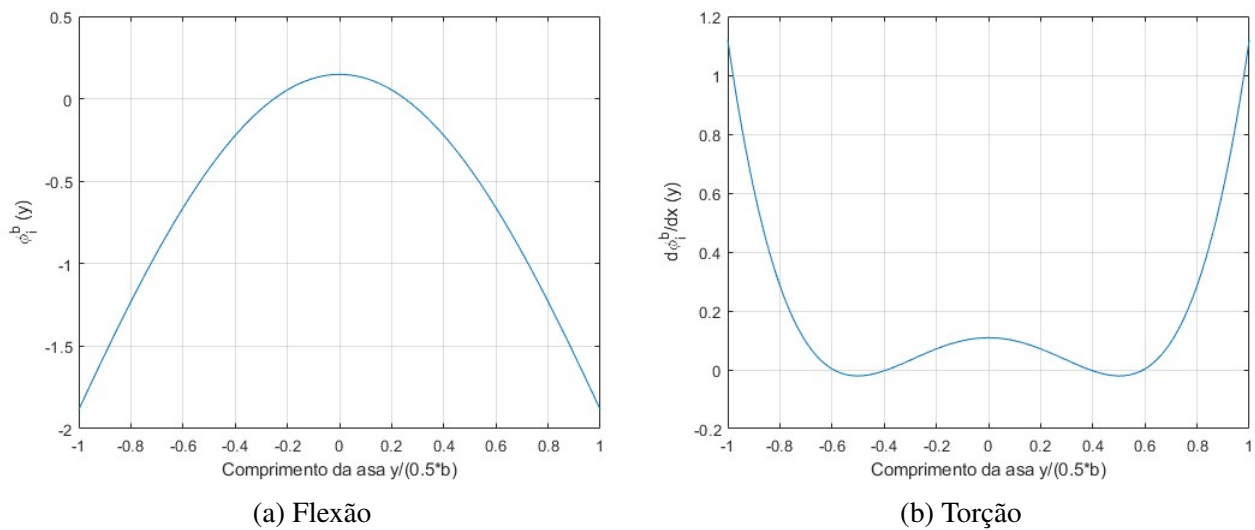
em que  $\phi_1^b$  representa a forma de flexão e  $\frac{d\phi_1^b}{dx}$  a forma torcional do modo de vibração. Os modos também podem ser visualizados na Figura 24.

Os derivativos apresentados na Seção 3.1.2 consideram que  $\frac{d\phi_1^b}{dx} = 0$ , assumindo que o primeiro modo é uma flexão pura de asa. No entanto, neste trabalho as derivadas de Wasak foram implementadas de maneira parametrizada, para que sejam calculadas a partir das expressões da forma dos modos e das Equações (2.9)-. Isso torna a ferramenta de simulação um pouco mais flexível à expressão do modo de vibração.

Por meio das informações da Tabela 7, foi criada a Equação 4.5 para relacionar a variação do comprimento de corda em função do comprimento da envergadura.

$$\begin{cases} c = 0,3231 + 0,1116 y_{sb}, & y_{sb} = [-2, -0,028] \\ c = 0,3208, & y_{sb} = [-0,028, 0,028] \\ c = 0,3231 - 0,1116 y_{sb}, & y_{sb} = (0,028, 2] \end{cases} \quad (4.5)$$

Figura 24 – Forma de flexão e torção do 1º modo de vibração



Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 21 apresenta as derivadas considerando que o 1º modo de vibração é uma flexão simétrica somada à uma torção simétrica de asa. As únicas diferenças estão nas derivadas referentes ao termo  $\eta_1$ , que em flexão pura são nulas.

Tabela 21 – Derivadas longitudinais de Wasak referente ao primeiro modo de flexão e torção simétrica

| Símbolo           | Valor   | Símbolo                 | Valor    |
|-------------------|---------|-------------------------|----------|
| $C_{L\eta_1}$     | 0,7077  | $C_{L\dot{\eta}_1}$     | -19,7780 |
| $C_{m\eta_1}$     | 0,8572  | $C_{m\dot{\eta}_1}$     | -23,9528 |
| $C_{Q1_0}$        | 1,3892  | $C_{Q1_q}$              | -23,9528 |
| $C_{Q1_{\eta_1}}$ | 28,0331 | $C_{Q1_{\dot{\eta}_1}}$ | -100,901 |
| $C_{Q1_{\alpha}}$ | 9,8852  | $C_{Q1_{\delta_e}}$     | -44,6449 |

Fonte: Elaborada pelo autor.

Os polos de estabilidade da dinâmica considerando a torção no modo de vibração está presente na Tabela 22. Esses polos foram encontrados para a condição de voo reto e nivelado com  $V = 25 \text{ m/s}$  e  $H = 1100 \text{ m}$ . Para este modelo, é notável que a frequência natural do período curto voltou a ser próxima do modelo de aeronave rígida, porém com amortecimento maior. O fugóide teve aumento considerável no amortecimento quando comparado ao EOLO rígido e ao EOLO flexível com flexão pura, porém a frequência natural diminuiu. O ponto de resalta foi o comportamento do modo de flexão + torção, visto que com a adição da dinâmica torcional o modo deixou de ser par conjugado imaginário e passou a ser real puro.

Tabela 22 – Frequências naturais  $\omega_n$  e fator de amortecimento  $\zeta$  para os autovalores do EOLO flexível considerando flexão e torção no modo.

| Autovalores            | $\omega_n$ [rad/s] | $f_n$ [Hz] | $\zeta$ | Modo                       |
|------------------------|--------------------|------------|---------|----------------------------|
| $-5,2918 \pm 9,1931i$  | 10,1               | 1,61       | 0,499   | Período Curto              |
| $-0,00283 \pm 0,2448i$ | 0,25               | 0,04       | 0,115   | Fugóide                    |
| 0                      | -                  | -          | -       | Altitude                   |
| -23,4734               | -                  | -          | 1,0     | Rolagem Pura               |
| 0,475                  | -                  | -          | -1,0    | Espiral                    |
| $-0,8188 \pm 4,5511i$  | 4,62               | 0,74       | 0,177   | Dutch Roll                 |
| -55,2475               | -                  | -          | 1,0     | 1º Modo de flexão + torção |

Fonte: Elaborada pelo autor.

#### 4.4 SIMULAÇÃO SIL

A simulação é realizada abrindo o X-Plane e o Simulink simultaneamente. A aeronave EOLO é selecionada e no momento em que o voo é iniciado, é necessário desabilitar a física do X-Plane utilizando o plugin Override, disponível em <<https://developer.x-plane.com/code-sample/override/>>. A física do X-Plane também pode ser desabilitada manualmente definindo o DataRef 'sim/operation/override/override\_planepath' como 1 diretamente pelo X-Plane. Uma vez que o Simulink é executado, como forma de verificar se os dados estão chegando corretamente, o console de DataRefs do X-Plane é aberto em paralelo ao Simulink e os dados são comparados. A Figura 25 apresenta a verificação se os dados são recebidos pelo X-Plane por meio do console de *DataRef*. Os dados enviados ao X-Plane são:

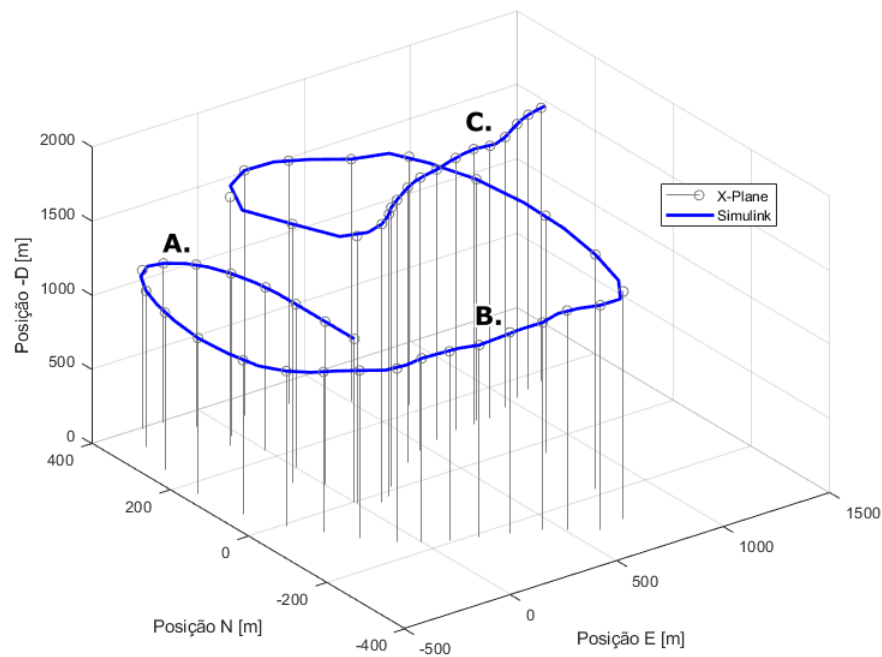
- Atitude roll  $\phi$ , pitch  $\theta$  e yaw;
- Posição em relação ao eixo inercial  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

Uma vez conectado o *joystick* que atua como dispositivo de entrada, é possível utilizar os comandos do dispositivo de entrada para realizar voos coordenados. A captura de tela da Figura 26 apresenta uma visão geral do simulador da dinâmica de voo no Simulink, sendo que o bloco de entradas do UDP recebe as informações do X-Plane e o bloco "Send to X-Plane" envia os dados ao X-Plane pelo mesmo protocolo, como mencionado no Capítulo 3.

Inicialmente, foi feita uma simulação para verificar se o *setup* de rede entre o Simulink e o X-Plane foi feito de maneira correta. A Figura 27 mostra uma comparação da posição da aeronave calculada no Simulink e observada no X-Plane. Durante a trajetória de voo da Figura 27, o cockpit do Simulink e do X-Plane podem ser utilizados pelo piloto para monitorar os estados da aeronave ao longo do voo. Capturas de tela do cockpit nos trechos "A", "B" e "C" estão mostradas na Figura 28, Figura 29 e Figura 30. O trecho "A" remete à curva à esquerda que é realizada pela aeronave no início da simulação. O trecho "B" é a etapa de subida com rolagem próxima de zero, enquanto que o trecho "C" é a etapa do fim da subida em que o piloto inclina a aeronave levemente para baixo, com  $\theta$  negativo. A

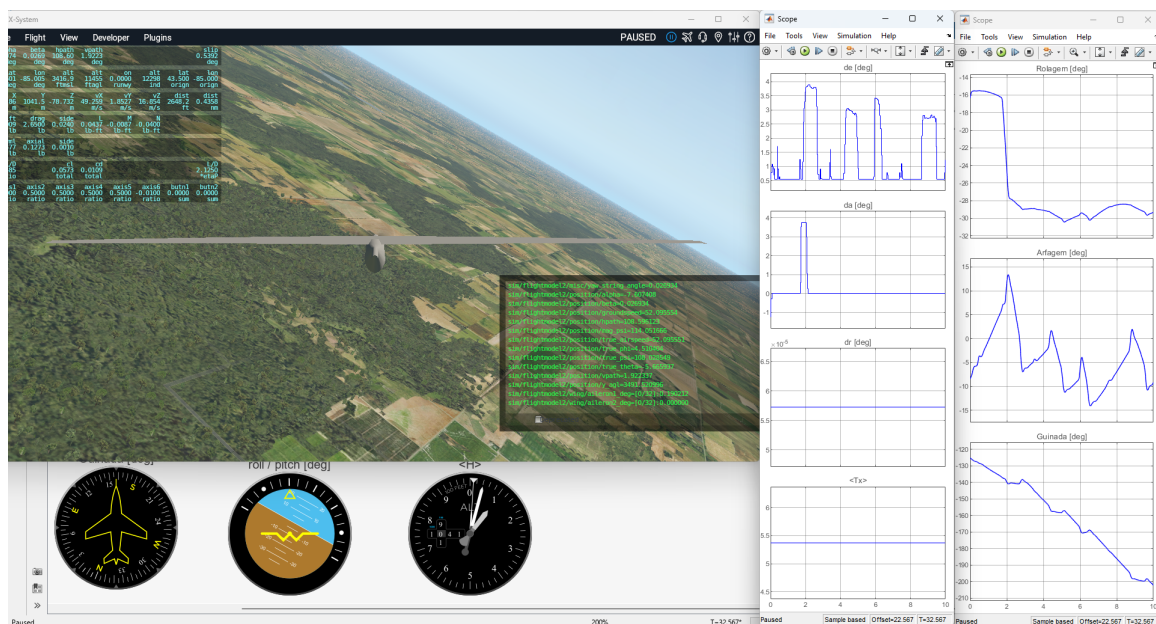


Figura 27 – Coordenadas de posição NED do X-Plane vs. Simulink



Fonte: Elaborada pelo autor.

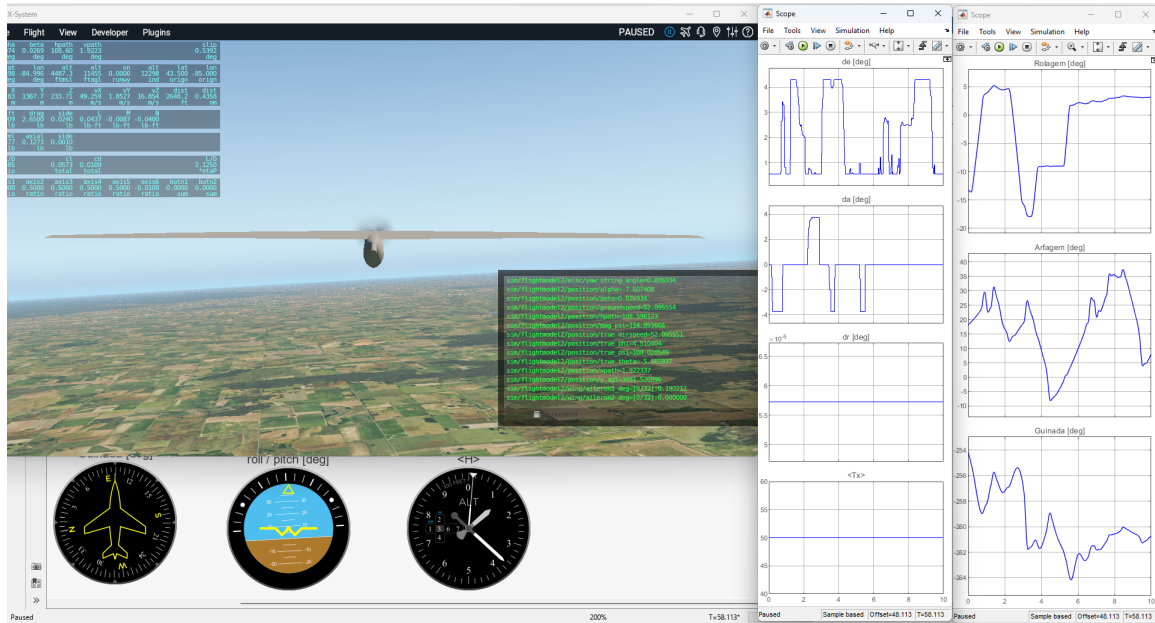
Figura 28 – Captura de tela do *cockpit* no trecho "A" da Figura 27.



Fonte: Elaborada pelo autor.

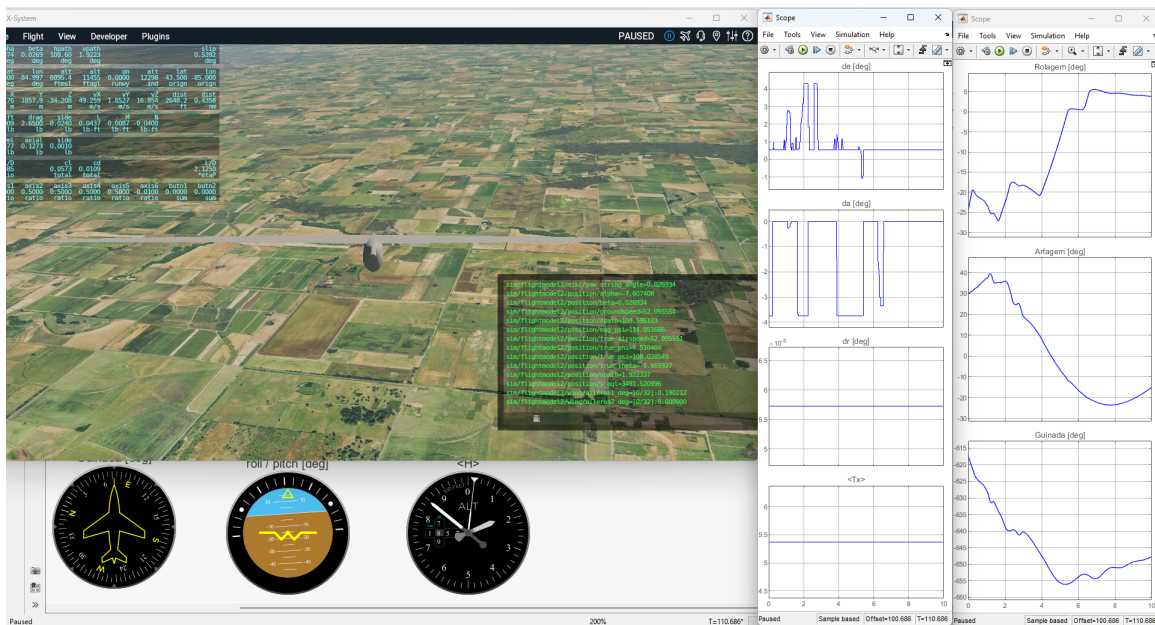
Essa simulação teve como objetivo testar a capacidade de realizar uma subida por meio do controle do ângulo de arfagem e do *throttle* com o *joystick*. Nesse teste, a aeronave atingiu uma altitude de aproximadamente 2500 m ao fim do voo, enquanto realizava uma curva com raio de aproximadamente 3 km à direita. Logo, além da dinâmica longitudinal do EOLO responder adequadamente às entradas que foram dadas pelo *joystick* para controle de altitude, houve um comportamento esperado na realização da curva.

Figura 29 – Captura de tela do *cockpit* no trecho "B" da Figura 27.



Fonte: Elaborada pelo autor.

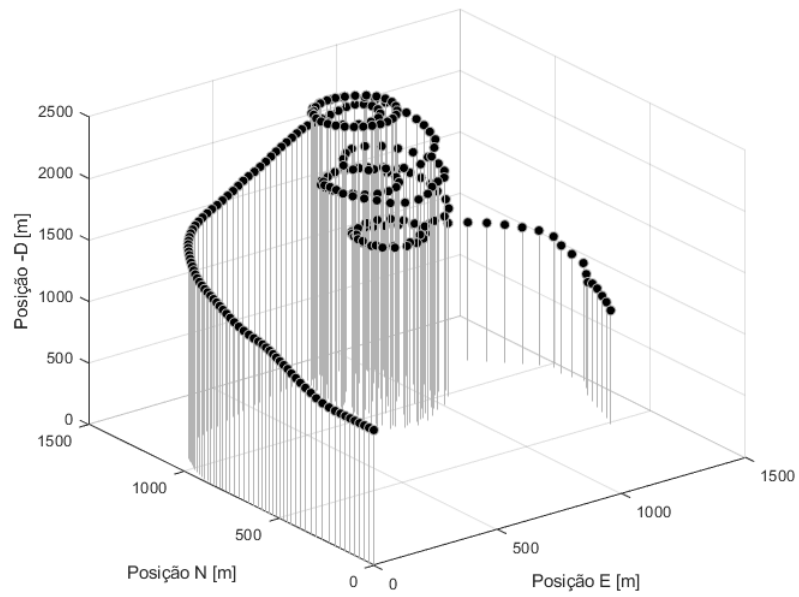
Figura 30 – Captura de tela do *cockpit* no trecho "C" da Figura 27.



Fonte: Elaborada pelo autor.

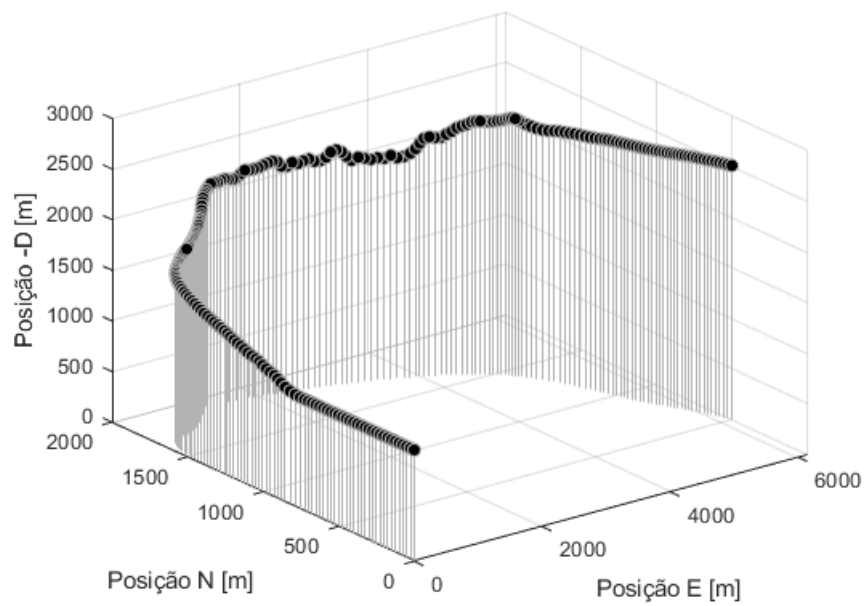
A terceira simulação foi feita para simular uma aproximação para pouso, em que a aeronave fica próxima ao solo. Nesse teste o *throttle* foi mantido em aproximadamente 0.05 para a aeronave perder velocidade e aos poucos perder sustentação. Ao final da simulação, o EOLO estava em altitude de aproximadamente 200 m.

Figura 31 – Coordenadas de posição NED do X-Plane - Órbita de descida



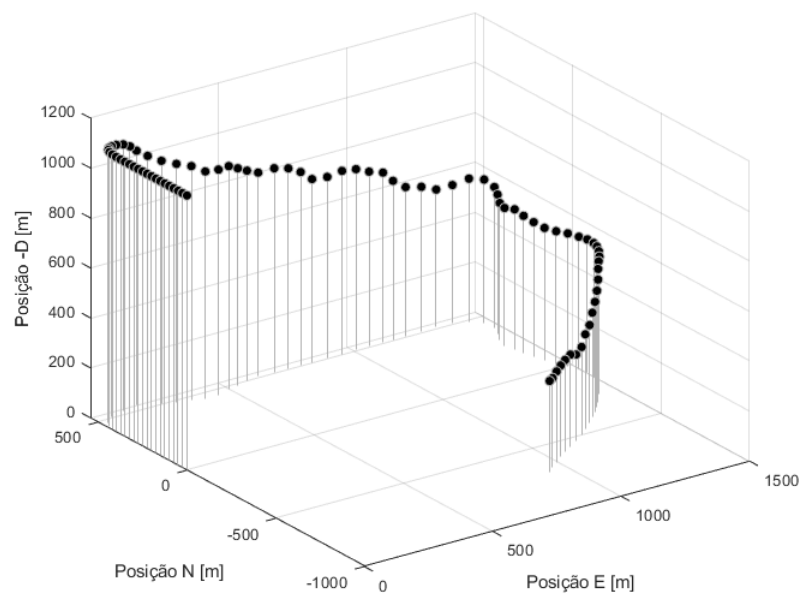
Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 32 – Coordenadas de posição NED do X-Plane - Manobra de subida com curva à direita



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 33 – Coordenadas de posição NED do X-Plane - Manobra de descida para pouso



Fonte: Elaborada pelo autor.

## 5 CONCLUSÕES

Os resultados obtidos com a dinâmica implementada para o EOLO mostraram que os polos de estabilidade longitudinais se alteraram na aplicação de modos de vibração. A influência dos modos na dinâmica de voo mostrou que o modelo é capaz de representar em conjunto as vibrações das asas com a resposta em voo da aeronave, permitindo análises apropriadas em condições nas quais os carregamentos são influenciados pelas deformações estruturais. Uma das vantagens do modelo implementado foi a possibilidade de incluir diferentes funções para o modo de vibração, fazendo com que as derivadas de Wazsak sejam parametrizadas a partir das propriedades da aeronave e da forma do modo. Essa possibilidade abre espaço para novos testes com a inclusão de diferentes funções que representam os modos de vibração no ambiente de simulação, sejam elas obtidas de forma teórica ou experimental.

A criação da plataforma SIL entre o Matlab/Simulink com o X-Plane para simulação do EOLO mostrou-se promissora para a realização de testes que exploram a dinâmica flexível. Logo, o SIL poderá ser capaz de tornar menos custoso e mais prático a etapa de validação de leis de controle, principalmente pela praticidade e por não necessitar de ensaios em campo nas etapas iniciais dos projetos. A arquitetura desse trabalho, no entanto, mostrou-se capaz de explorar a dinâmica do EOLO por meio da iteração entre os comandos de *joystick* do piloto.

De maneira geral, o simulador se mostrou versátil e a forma de implementação permite explorar a dinâmica longitudinal e látero direcional de qualquer modelo de aeronave, visto que as equações foram parametrizadas a partir das derivadas de estabilidade. Logo, a plataforma SIL desse trabalho pode servir de base para a criação de modelos com outras aeronaves, o que a torna aplicável tanto para o ambiente acadêmico quanto para o profissional.

Além disso, esse trabalho gera oportunidades para futuras pesquisas com o EOLO, principalmente no projeto de modelos teóricos de malhas de controle que atuariam como pilotos automáticos. Os projetos de controladores seriam formas de explorar leis de controle que atuam em aeronaves com dinâmica flexível, e poderia apresentar os desafios de estabilizar esses modelos. Outro trabalho que poderia auxiliar a plataforma SIL mas de maneira visual é a implementação dos modos de vibração da asa do EOLO no simulador. Em suma, novos trabalhos utilizando o Simulink com o X-Plane poderão auxiliar na documentação sobre a interação SIL, que atualmente possuem informações restritas e de difícil acesso.

## REFERÊNCIAS

- ADIPRAWITA, A.; SUWANDI, A.; SEMBIRING<sup>1</sup>, J. Hardware in the loop simulation for simple low cost autonomous uav (unmanned aerial vehicle) autopilot system research and development. **International Conference on Electrical Engineering and Informatics**, 2007.
- BITTAR, A.; MENDES, A.; FIGUEIREDO, H. Guidance software-in-the-loop simulation using x-plane and simulink for uavs. **2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**, 2014.
- BITTAR, A.; OLIVEIRA, N. M. F. Hardware-in-the-loop simulation of an attitude control with switching actuators for suav. **International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**, 2013.
- BRITTING, K. R. **Inertial Navigation Systems Analysis**. Cambridge, Massachusetts - USA: John Wiley & Sons, 1971.
- CESNIK, C. et al. Linear control of highly flexible aircraft based on loop separation. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 2016.
- CESNIK, C.; SOUZA, R. P.; REICHENBACH, E. Y. Reexamined structural design procedures for very flexible aircraft. **JOURNAL OF AIRCRAFT**, v. 51, n. 5, 2014.
- FIGUEIREDO, H. V. et al. Aeroelastic vibration measurement based on laser and computer vision technique. **The Society for Experimental Mechanics**, 2020.
- HORRI, N.; PIETRASZKO, M. A tutorial and review on flight control co-simulation using matlab/simulink and flight simulators. **Automation**, 2022.
- ISSER, A. **Introduction to Guidance, Navigation, and Control (GNC)**. 2022. Disponível em: <<https://dsiac.org/technical-inquiries/notable/introduction-to-guidance-navigation-and-control-gnc/>>.
- KLEIN, V.; MORELLI, E. A. **Aircraft System Identification: Theory And Practice**. Blacksburg, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006.
- MACHADO, R. **Closed-loop Subspace Identification of an Unmanned Aerial System (UAS) with Flexible Wings**. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos - SP, 2019.
- MATHWORKS, T. **Writing S-Functions**. 1998.
- PFIFER, H.; DANOWSKY, B. Invited. aiaa atmospheric flight mechanics conference - invited. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, 2016.
- RESEARCH, L. **Plane Maker Manual**. 2022. Disponível em: <<https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker/index.html#performingatestflight>>.
- RIBEIRO, L. R. **Plataforma de Testes para Sistemas de Piloto Automatico Utilizando Matlab/Simulink e Simulador de Voo X-Plane**. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos - SP, 2011.
- ROBERTS, J. **Data Set Output Table**. 2014. Disponível em: <<https://www.x-plane.com/kb/data-set-output-table/>>.

SANTOS, S. R. B.; OLIVEIRA, N. M. F. Test platform to pitch angle using hardware in loop. **2009 39th IEEE Frontiers in Education Conference**, 2009.

SHANG, X. **Aeroelastic Stability of Composite Hingeless Rotors with Finite-State Unsteady Aerodynamics**. Tese (Doutorado) — Georgia Institute of Technology, Georgia, Atlanta - EUA, 2017.

SORTON, E. F.; HAMMAKER, S. Simulates flight testing of an autonomous unmanned aerial vehicle using flight gear. **American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.**, 2012.

SOUZA, A. G. et al. Data compatibility check of an uas with a flexible wing. **DINAME 2023 - Proceedings of the XIX International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics**, 2023.

TEAM, A. D. **Understanding Altitude in ArduPilot**. 2003. Disponível em: <<https://ardupilot.org/copter/docs/common-understanding-altitude.html>>.

WASAK, M. R.; BUTTRILL, C. S. Modeling and model simplification of aeroelastic vehicles: an overview. **NASA Technical Memorandum**, 1992.

WASZAK, M.; SCHMIDT, D. Flight dynamics of aeroelastic vehicles. **JOURNAL OF AIRCRAFT**, 1998.

WIKIPEDIA. **Euler Angles**. 2021. Disponível em: <[https://pt.wikipedia.org/wiki/%C3%89ngulos\\_de\\_Euler#:~:text=Os%C3%89ngulos%20de%20Euler%20foram,junto%20ao%20corpo%20em%20rota%C3%A7%C3%A3o.](https://pt.wikipedia.org/wiki/%C3%89ngulos_de_Euler#:~:text=Os%C3%89ngulos%20de%20Euler%20foram,junto%20ao%20corpo%20em%20rota%C3%A7%C3%A3o.)>

YECHOUT, T. R. et al. **Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability and Classical Feedback Control**. Blacksburg, Virginia - USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

ZÚÑIGA, D. F. C. **Aeroelastic Testing of Flexible Aircraft using Acceleration and Strain Sensors**. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos - SP, 2019.

ZÚÑIGA, D. F. C.; SOUZA, A. G.; GÓES, L. C. S. Development of an aeroelastic in-flight testing system for a flexible wing unmanned aerial vehicle using acceleration and strain sensors. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, 2019.

ZÚÑIGA, D. F. C.; SOUZA, A. G.; GÓES, L. C. S. Flight dynamics modeling of a flexible wing unmanned aerial vehicle. **Mechanical Systems and Signal Processing** **145**, 2020.