

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL  
ESCOLA DE ENGENHARIA  
ENG. DE CONTROLE E AUTOMAÇÃO

**CLÁUSER MAZUIM DA CRUZ**

**DESENVOLVIMENTO DE MODELO DE  
ENGENHARIA SIMPLIFICADO E  
CONTROLADOR DE ALTITUDE PARA  
CAÇA FA-18F**

Porto Alegre  
2019

**CLÁUSER MAZUIM DA CRUZ**

**DESENVOLVIMENTO DE MODELO DE  
ENGENHARIA SIMPLIFICADO E  
CONTROLADOR DE ALTITUDE PARA  
CAÇA FA-18F**

Trabalho de Conclusão de Curso (TCC-CCA)  
apresentado à COMGRAD-CCA da Universidade  
Federal do Rio Grande do Sul como parte dos re-  
quisitos para a obtenção do título de *Bacharel em  
Eng. de Controle e Automação* .

ORIENTADOR: Prof. Dr. Mário Roland  
Sobczyk Sobrinho

Porto Alegre  
2019

**CLÁUSER MAZUIM DA CRUZ**

**DESENVOLVIMENTO DE MODELO DE  
ENGENHARIA SIMPLIFICADO E  
CONTROLADOR DE ALTITUDE PARA  
CAÇA FA-18F**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para a obtenção dos créditos da Disciplina de TCC do curso *Eng. de Controle e Automação* e aprovado em sua forma final pelo Orientador e pela Banca Examinadora.

Orientador: \_\_\_\_\_  
Prof. Dr. Mário Roland Sobczyk Sobrinho, UFRGS  
Doutor pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul -  
Porto Alegre, Brasil

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Aurélio Tergolina Salton, UFRGS  
Doutor pela Universidade de Newcastle – Newcastle, Austrália

Prof. Dr. Pedro Rafael Bolognese Fernandes, UFRGS  
Doutor pela Universidade de Dortmund – Dortmund, Alemanha

Prof. Dr. Mário Roland Roland Sobczyk Sobrinho, UFRGS  
Doutor pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul – Porto Alegre, Brasil

---

Prof. Dr. Marcelo Götz  
Coordenador de curso  
Eng. de Controle e Automação

Porto Alegre, julho de 2019.

## **AGRADECIMENTOS**

À minha família e namorada, pelo suporte e amor ao longo dos anos: tenham certeza que sempre poderão contar comigo. Aos meus colegas, pelo companheirismo e apoio. Aos meus professores, por me auxiliarem a aprender o que sei hoje. Aos meus colegas de trabalho, por me ensinarem o valor do trabalho em equipe.

## RESUMO

Este trabalho visa o desenvolvimento de um sistema de controle simples, mas eficaz, capaz de seguir referências de altitude em um caça F-18 quando o ângulo de rolagem é desprezível e o ângulo de arfagem é pequeno. Para tal, utilizou-se uma abordagem descritiva e dados quantitativos. Neste desenvolvimento, pôs-se em uso o simulador X-Plane como planta para coletar dados para o modelo, validou-se o mesmo, desenvolveu-se o controle no Matlab e aplicou-se este em malha fechada controlando a aeronave no simulador. Em seguida, diversos ensaios foram realizados em diferentes condições e para diferentes referências. Concluiu-se que manter margens de ganho e fase razoáveis e utilizando hipóteses plausíveis na elaboração do modelo, um controlador simples pode se comportar de forma estável até mesmo sob ação de perturbações de tempestades enquanto se segue uma referência de altitude.

**Palavras-chave: Controle, Altitude, Aeronave, Caça, F-18.**

## **ABSTRACT**

This paper aims the development of a simple, but effective, controller capable of following a reference of altitude while flying on an F-18 fighter under small pitch and roll angles situations. To do so, a descriptive and quantitative approach has been chosen. During the development, the X-Plane simulator has been used as the process in order to gather data for the model and validate it, then the controller has been developed on Matlab and it was tested in closed-loop configuration with the process on X-Plane. Afterwards, many tests have been performed using different altitude references. It was noticed that, by being careful with the gain and phase margins and the model development, a simple controller can behave in a stable way even under harsh environments, like heavy rain and storms while following an altitude reference.

**Keywords: F-18, Altitude, Control, Aircraft, Fighter.**

# SUMÁRIO

<b>LISTA DE ILUSTRAÇÕES</b>	8
<b>LISTA DE TABELAS</b>	10
<b>LISTA DE ABREVIATURAS</b>	11
<b>LISTA DE SÍMBOLOS</b>	12
<b>1 INTRODUÇÃO</b>	14
<b>2 REVISÃO DA LITERATURA</b>	16
2.1 Fundamentos da Dinâmica de Voo	16
2.2 Simuladores de Voo	20
2.3 Controlador para Estabilidade de Altitude	20
<b>3 DESENVOLVIMENTO</b>	22
3.1 Obtenção do Modelo Teórico	22
3.2 Ambiente de Simulação e Controle: X-Plane e Matlab	26
3.2.1 Configuração do Simulador X-Plane	26
3.2.2 Matlab e Simulink	28
3.3 Avaliação do Modelo em Tempo Contínuo	29
3.4 Obtenção de Modelo em Tempo Discreto	32
3.4.1 Velocidade Vertical devido ao Profundor	33
3.4.2 Altitude devido à Velocidade Vertical	33
3.4.3 Velocidade devido ao Manete	34
3.5 Obtenção dos Controladores	35
3.5.1 Controle de Velocidade Vertical	36
3.5.2 Controle de Altitude	37
3.5.3 Controle de Velocidade	38
3.5.4 Resultado Prático e Realização de Ajustes	38
<b>4 RESULTADOS E DISCUSSÃO</b>	40
4.1 Controle com Amostragem de 20 Hz	40
4.2 Controle com Amostragem de 40 Hz sem Ajustes Finais	40
4.3 Controle Final	41
<b>5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS</b>	44
<b>BIBLIOGRAFIA</b>	46

<b>APÊNDICE A</b>	<b>CONFIGURAÇÃO DE PORTAS E IP NO X-PLANE . . . .</b>	<b>47</b>
-------------------	---	-----------

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1:	Sistema de Coordenadas de Corpo ( <i>body axes</i> ) . . . . .	17
Figura 2:	Ângulos de Euler em Aeronaves . . . . .	18
Figura 3:	Superfícies de controle presentes uma aeronave . . . . .	19
Figura 4:	Voo com Simetria em Equilíbrio . . . . .	19
Figura 5:	Exemplo Índice 18 . . . . .	27
Figura 6:	Captura de Dados no Wireshark . . . . .	27
Figura 7:	Em cima, conversão de dados recebidos. Embaixo, dados exibidos no X-Plane . . . . .	28
Figura 8:	Profundor nos ensaios de obtenção de parâmetros (esquerda) e de avaliação de modelo (direita) . . . . .	30
Figura 9:	Manete nos ensaios de obtenção de parâmetros (esquerda) e de avaliação de modelo (direita) . . . . .	30
Figura 10:	Comparação de Velocidade Vertical da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). . . . .	31
Figura 11:	Comparação de Altitude da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). . . . .	31
Figura 12:	Comparação de IAS da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). . . . .	31
Figura 13:	Efeito da Frequência de Amostragem na Resposta em malha fechada de Altitude . . . . .	32
Figura 14:	Comparação de Velocidade Vertical da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). 80 ft/s corresponde a aproximadamente 24,4 m/s. . . . .	33
Figura 15:	Comparação de Altitude da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). No sistema internacional, 15000 pés (ft) equivalem a 4572 metros. . . . .	34
Figura 16:	Comparação de IAS da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). . . . .	35
Figura 17:	Arquitetura de Controle . . . . .	36
Figura 18:	Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Velocidade Vertical . . . . .	37
Figura 19:	Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Altitude . . . . .	37
Figura 20:	Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Altitude . . . . .	38
Figura 21:	Estrutura de <i>Anti-Windup</i> do tipo <i>Back-Calculation</i> . . . . .	39
Figura 22:	Seguimento de Referência de Altitude com Salto de 2000 ft (609,6 m) utilizando 20 Hz . . . . .	40

Figura 23:	Seguimento de Referência de Altitude com Salto de 2000 ft (609,6 m) antes de efetuar ajustes com controle em 40 Hz . . . . .	41
Figura 24:	Seguimento de Referência de Altitude com Salto de $\pm 2000$ ft (609,6 m) . . . . .	41
Figura 25:	Seguimento de Referência de Altitude com Salto de $\pm 3000$ ft (914,4 m) . . . . .	42
Figura 26:	Seguimento de Referência de Altitude com Salto de $\pm 2000$ ft (609,6 m) com Temporal Pesado . . . . .	42
Figura 27:	Seguimento de Referência com Salto de $\pm 2000$ ft (609,6 m) com Temporal Severo . . . . .	43

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1:	Cabeçalho de Mensagens do X-Plane . . . . .	27
Tabela 2:	Estimativa de Função de Transferência de Velocidade Vertical devido ao Profundor . . . . .	33
Tabela 3:	Estimativa de Função de Transferência de Altitude devido à Veloci- dade Vertical . . . . .	34
Tabela 4:	Estimativa de Função de Transferência de IAS devido à variações de Manete . . . . .	35

## LISTA DE ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CG	Centro de Gravidade
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
IAS	Velocidade Indicada ( <i>Indicated Airspeed</i> )
P	Controlador Proporcional
PI	Controlador Proporcional Integral
PID	Controlador Proporcional Integral Derivativo
UDP	User Datagram Protocol
US	Estados Unidos da América ( <i>United States of America</i> )

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de Ataque ( <i>angle of attack</i> )
$x$	Eixo sobre o nariz;
$y$	Eixo sobre a asa direita;
$z$	Eixo na direção vertical da aeronave;
$X$	Força resultante sobre o eixo do nariz;
$Y$	Força resultante sobre o eixo da asa direita;
$Z$	Força resultante sobre o eixo que vai para baixo da aeronave;
$x^E$	Eixo norte-sul no sistema de coordenadas inercial referenciado na terra;
$y^E$	Eixo leste-oeste no sistema de coordenadas inercial referenciado na terra;
$z^E$	Eixo cima-baixo no sistema de coordenadas inercial referenciado na terra;
$u$	Componente de velocidade do Centro de Gravidade (CG) sobre o eixo do nariz;
$v$	Componente de velocidade do CG sobre o eixo da asa direita;
$w$	Componente de velocidade do CG sobre o eixo que vai para baixo da aeronave;
$L$	Momento de guinada ( <i>yawing moment</i> );
$M$	Momento de arfagem ( <i>pitching moment</i> );
$N$	Momento de rolamento ( <i>rolling moment</i> );
$p$	Taxa de Variação do ângulo de rolagem ( <i>roll rate</i> );
$q$	Taxa de Variação do ângulo de arfagem ( <i>pitch rate</i> );
$r$	Taxa de Variação do ângulo de guinada ( <i>yaw rate</i> );
$\alpha_T$	ângulo entre a força de empuxo e o vetor de velocidade;
$\gamma$	ângulo entre a velocidade e o eixo horizontal;
$W$	Força peso;
$F_L$	Força de Sustentação ( <i>lift</i> );
$F_D$	Força de Arrasto ( <i>drag</i> );
$\mathbf{W}$	Vetor de Vento;

$C_{L\alpha} C_{D_{min}} K$  Constantes que dependem de fatores construtivos e regime de operação utilizadas para aproximar as forças de sustentação e arrasto;

$\delta_e$  Profundor (*elevator*).

$\delta_p$  Manete (*throttle*).

$\phi$  Ângulo de Rolagem (Roll)

$\theta$  Ângulo de Arfagem (Pitch)

$\psi$  Ângulo de Guinada (Yaw)

# 1 INTRODUÇÃO

Sabe-se que a condição básica de voo para a maioria das aeronaves é o voo estável e simétrico (*symmetric steady flight*), ou seja, a condição em que a aeronave se mantém com ângulo de rolagem (*roll angle*) aproximadamente em zero enquanto as velocidades e momentos se mantêm constantes. Isto é ainda mais relevante para aviões que estejam viajando de um aeroporto a outro ou de uma base a outra, pois na maioria do tempo a aeronave se mantém em tal condição, com mudanças eventuais de altitude por segurança devido ao relevo, condições de tráfego aéreo, ou condições atmosféricas. Nestas transições entre operações estáveis, torna-se interessante a aplicação de controladores para garantir a estabilidade da aeronave e reduzir a probabilidade de ocorrência de erros humanos, de forma a manter os passageiros confortáveis e seguros. Já nos períodos em que o avião mantém a altitude, os controladores são capazes de manter a aeronave estável para que a tripulação possa se concentrar na resolução de problemas, comunicação com torres de controle e na supervisão da operação da aeronave.

Tendo em vista esta discussão, percebe-se que o desenvolvimento de controladores capazes de manter as aeronaves voando em altitudes específicas e trafegar entre elas é crítico. Entretanto, o voo de uma aeronave é o resultante de diversos fenômenos físicos que ocorrem simultaneamente, dependem de diversas variáveis e são extremamente não lineares. Para ser capaz de tratar este problema e controlar a altitude de uma aeronave, além de outras áreas de conhecimento, o estudo de aerodinâmica mostra-se necessário. Através deste, forças e momentos serão abordados de forma que possa ser entendido o fenômeno do voo de um caça F-18 e, após a correta compreensão do comportamento associado, as devidas simplificações serão realizadas para que seja possível a aproximação e controle do sistema através de abordagens lineares em faixas de operação específicas.

Para atingir este fim, faz-se necessário o desenvolvimento de um modelo de engenharia simplificado e de um sistema capaz de controlar a altitude do caça escolhido. Para tal, inicialmente será realizado o equacionamento do modelo teórico, principalmente utilizando a bibliografia, de forma a comprovar a possibilidade e relevância teórica em aproximar o comportamento real a um sistema linearizado. Na sequência, será realizada a aquisição de dados para a definição do modelo final da aeronave. Para isto, serão utilizados o simulador de voo X-Plane 11 e o Matlab, que se comunicarão através do protocolo UDP. Com a base teórica e as funções de transferência obtidas, as mesmas podem ser utilizadas para o desenvolvimento dos sistemas de controle mais simples possíveis que garantam estabilidade em regime permanente, sobressalto de menos de 20% e margem de ganho e de fase suficientemente grandes a ponto de resistir aos efeitos de perturbações externas. Após o desenvolvimento destes controles, os mesmos serão testados atuando em malha fechada diretamente com o simulador X-Plane, que é certificado pela Agência de Aviação do Estados Unidos e, teoricamente, deve se aproximar da dinâmica de voo

real da aeronave em um nível de complexidade muito maior que o modelo desenvolvido durante o trabalho. Após verificar que o controlador funciona em situação de operação normal (ou seja, sem adição de perturbações externas), o mesmo será configurado para guiar a aeronave sobre situações críticas de chuva e temporal para verificar que a resposta à perturbações está confiável a ponto de não permitir que o sistema instabilize.

## 2 REVISÃO DA LITERATURA

De forma a cumprir com os objetivos propostos, inicialmente foi considerado necessário consultar a teoria buscando o entendimento da dinâmica de voo. Na sequência, torna-se crítico para o presente trabalho verificar a validade do uso de simuladores de voo em aplicações de reais. Finalmente, observa-se como são desenvolvidos controladores de altitude para que seja possível o desenvolvimento de modelos e controladores plausíveis, principalmente no que se refere a quais variáveis devem ser manipuladas e podem ser realimentadas para atingir o efeito desejado. Devido a estas necessidades apresentadas, a Revisão da Literatura foi dividida em três partes: Estudar os fundamentos da dinâmica de voo, verificar a validade no uso de simuladores de voo e verificar quais os principais tópicos podem ser encontrados na literatura no que se refere a controladores de altitude.

### 2.1 Fundamentos da Dinâmica de Voo

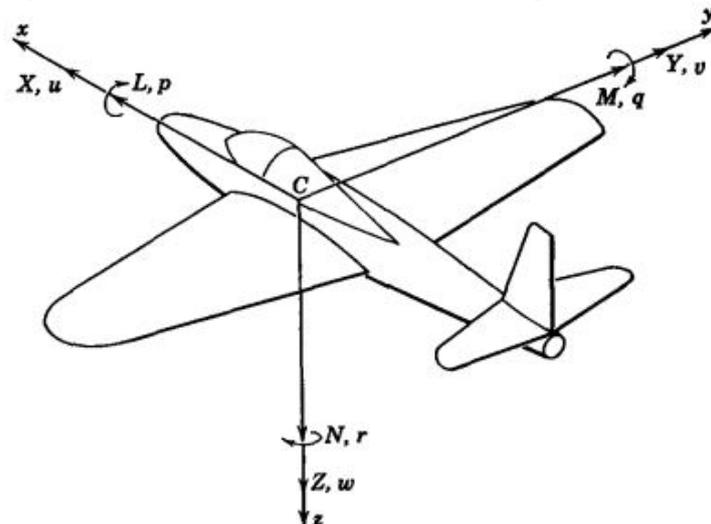
Ao buscar os fundamentos por trás da dinâmica de voo, encontra-se o livro de (ETKIN, 1995). Nele, a terra é tratada como plana e estacionária no espaço inercial. Ou seja, qualquer sistema de coordenadas referenciada à terra é inercial e as leis de Newton são válidas. Além disto, assume-se que a gravidade é uniforme e que; portanto, o centro de massa e de gravidade são o mesmo ponto. Após fixar-se um sistema de coordenadas na terra, faz-se necessário um segundo sistema para o desenvolvimento de equações de movimento de uma aeronave. Este é, por definição, fixo no avião, se move junto com o mesmo e possui centro localizado no centro de massa da aeronave. Este sistema é comumente denominado sistema de coordenadas de corpo (*body axes*). Na Figura 1, pode-se vê-lo em sua definição mais comum.

Ainda na Figura 1, encontra-se a definição de diversas variáveis, são elas:

- C: Centro de gravidade/massa;
- x: Eixo do nariz;
- y: Eixo da asa direita;
- z: Eixo que vai para baixo da aeronave;
- X: Força resultante na direção do eixo do nariz;
- Y: Força resultante na direção do eixo da asa direita;
- Z: Força resultante na direção do eixo que vai para baixo da aeronave;
- $u$ : Componente de velocidade do Centro de Gravidade (CG) sobre o eixo do nariz;

- $v$ : Componente de velocidade do CG sobre o eixo da asa direita;
- $w$ : Componente de velocidade do CG sobre o eixo que vai para baixo da aeronave;
- $L$ : Momento de guinada (*yawing moment*);
- $M$ : Momento de arfagem (*pitching moment*);
- $N$ : Momento de rolamento (*rolling moment*);
- $p$ : Taxa de Variação do ângulo de rolagem (*roll rate*);
- $q$ : Taxa de Variação do ângulo de arfagem (*pitch rate*);
- $r$ : Taxa de Variação do ângulo de guinada (*yaw rate*).

Figura 1: Sistema de Coordenadas de Corpo (*body axes*)



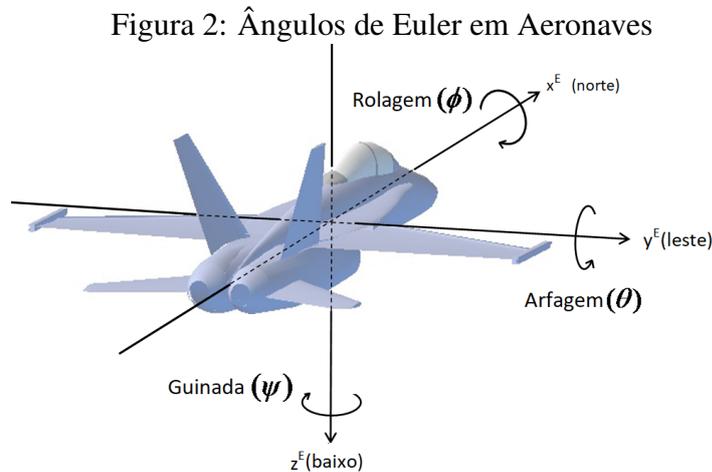
Fonte: (ETKIN, 1995), página 16.

O autor (ETKIN, 1995) ressalta em seu texto que estas forças aerodinâmicas dependem não da velocidade da aeronave relativa à terra, mas à velocidade em relação ao ar (*airspeed*). Tal velocidade será diferente da relativa à terra (*groundspeed*) sempre que houver vento (neste caso, a ANAC mantém a nomenclatura original em inglês, como pode ser confirmado em (ANAC, 2014)). Desta forma, considerando que  $\mathbf{W}$  é a velocidade do vento em relação à terra e que  $\mathbf{V}$  é a velocidade em relação ao ar mencionada anteriormente, encontra-se a Equação 1, onde  $\mathbf{V}^E$  é a velocidade do CG da aeronave em relação à terra.

$$\mathbf{V}^E = \mathbf{V} + \mathbf{W} \quad (1)$$

Ainda de acordo com Etkin, na maior parte dos casos  $\mathbf{W} \approx \mathbf{0}$ , o que resulta em velocidade em relação ao ar igual à velocidade inercial. Utilizando desta definição, corroborada por (ALLERTON, 2009) nas páginas 116 e 117 de seu livro, pode-se definir o ângulo de ataque  $\alpha$  (*angle of attack*) como expressado na Equação 2. Na Figura 2, consta a definição dos ângulos de Euler utilizados para a representação da atitude da aeronave, onde  $x^E$ ,  $y^E$  e  $z^E$  são eixos definidos no sistema de coordenadas referenciados na terra.

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (2)$$



Fonte: Adaptado de (CHROBOTICS, 2017), et al.

(ETKIN, 1995) adiciona a observação de que movimentações de uma aeronave frequentemente podem ser separadas, por conveniência, em duas partes: uma delas sendo movimentações simétricas (ou longitudinais), nas quais as asas permanecem niveladas (ângulo de rolamento aproximadamente nulo) e o CG se move no plano vertical. Já a outra consiste em movimentos assimétricos (ou laterais), em que a os ângulos de rolagem, guinada e derrapagem variam enquanto o ângulo de ataque, a velocidade e a elevação do eixo  $x$  permanecem constantes. Segundo o autor, tal separação é aplicável tanto para análises dinâmicas quanto estáticas, mas que principalmente os resultados de maior importância do ponto de vista de estabilidade estática decorrem da análise longitudinal.

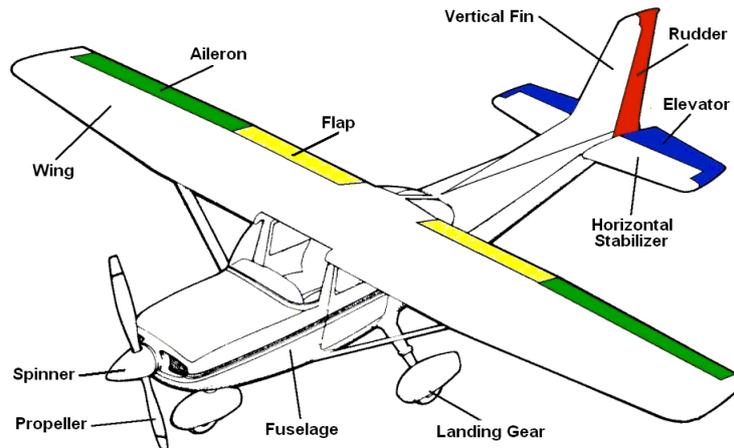
Para tal, faz-se necessário considerar dois aspectos do estado de equilíbrio: No que se refere à estabilidade de proa (*heading*), deve ser considerado o momento de arfagem quando seu ângulo de ataque é alterado, de forma que o mesmo volte ao seu estado de equilíbrio. Já no que se refere a controle de proa, é utilizada a superfície de controle denominada profundor (*elevator*) para alterar o valor de equilíbrio do ângulo de ataque. Tal superfície de controle está ilustrada em azul na Figura 3.

Tendo em vista que o trabalho busca controlar a altitude entre condições de voo simétrico (ângulo de rolagem aproximadamente nulo), faz-se necessária a análise da condição de voo em equilíbrio com simetria. Neste cenário, os vetores de velocidade e força podem ser visualizados na Figura 4. É importante ressaltar que - segundo Etkins - o vetor de empuxo  $\mathbf{T}$  (*Thrust*) não varia com a velocidade discutida previamente  $\mathbf{V}$  ou com o ângulo de ataque  $\alpha$ , mas com o tipo de propulsão utilizada pela aeronave. Desta forma, duas idealizações em particular podem ser consideradas de acordo com a bibliografia:

- $\mathbf{T}$  é independente de  $\mathbf{V}$  e constante. Tal aproximação é válida para foguetes e jatos, como o caça sob estudo;
- $\mathbf{T} \cdot \mathbf{V}$  independente de  $\mathbf{V}$  e potência constante. Tal aproximação é válida para motores a pistão que causam movimento através de hélices.

Na Figura 4, também são definidas algumas outras variáveis, são elas:

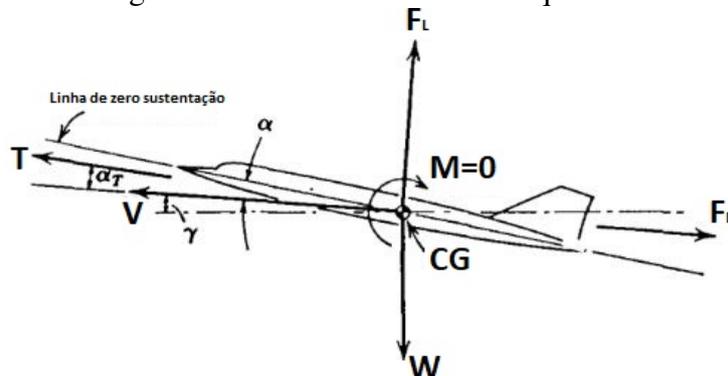
Figura 3: Superfícies de controle presentes uma aeronave



Fonte: (BALSA BEAVERS MODEL FLYING CLUB, 2017), et al.

- $\alpha_T$ : ângulo entre a força de empuxo e o vetor de velocidade;
- $\gamma$ : ângulo entre a velocidade e o eixo horizontal;
- $W$ : força peso.

Figura 4: Voo com Simetria em Equilíbrio



Fonte: Adaptado de (ETKIN, 1995), página 19.

Já as forças de sustentação  $F_L$  (*lift*) e arrasto  $F_D$  (*drag*), quando operando em uma velocidade de até Mach 5 (ou seja, cinco vezes a velocidade do som) costumam ser aproximadas pelas Equações 3 e 4, respectivamente, onde  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{D_{min}}$  e  $K$  são coeficientes que dependem de fatores construtivos e regime de operação.

$$F_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha \quad (3)$$

$$F_D = C_{D_{min}} + K \cdot F_L^2 \quad (4)$$

Olhando pela ótica dos objetivos propostos, para uma aeronave se manter em equilíbrio não acelerado, faz-se necessário que o momento sobre CG seja nulo, ou seja, o momento de arfagem  $M$  deve ser nulo. Conclui-se, após o estudo realizado nesta seção, que é necessário balancear as forças de forma a não perder sustentação (entrar em regime de estol), e simultaneamente comandar a superfície do profundor em busca de realizar momentos negativos à variação de ângulo de ataque para manter o equilíbrio.

## 2.2 Simuladores de Voo

Para adquirir dados para o modelo e testar o controlador final, foi utilizado o simulador X-Plane. Para verificar a validade dessa abordagem, faz-se necessário validar na literatura o uso de simuladores. De acordo com (ALLERTON, 2009), o uso de simuladores de voo, tanto em treinamento militar quanto civil é comum e vastamente aceito. O autor garante que simuladores permitem tripulações a praticar manobras que seriam potencialmente arriscadas no conforto de um centro de treinamento, sendo que tal procedimento seria inaceitável ou proibitivamente caro durante tempos de paz. Allerton também enumera as seguintes razões pelas quais simulações são utilizadas:

- Segurança: Para garantir segurança durante treinamento de voo;
- Financeiro: Para evitar custos relacionados a uma aeronave;
- Transferência de Treinamento: Uma hora de voo em um simulador de voo pode substituir uma hora em uma aeronave;
- Simulação de Voo de Engenharia: Para desenvolver sistemas que não sejam fuselagem ou turbinas. Um modelo de engenharia se difere de um de treinamento de diversas formas, como: necessita apenas componentes suficientes para o estudo, sem treinamento e sem requisitos de qualificação. Além disso, a aquisição de dados é muito mais importante que em uma simulação para treinamento.

É possível notar na definição de simulação de voo de engenharia de (ALLERTON, 2009) que, de forma a desenvolver este trabalho e o controle desejado, o modelo da aeronave é uma espécie de simulação por si só, sendo que o mesmo não necessita ser desenvolvido em máximo detalhe e aproximações podem ser realizadas para simplificá-lo, desde que o objetivo do estudo: desenvolvimento do controle, possa ser realizado com ele. Além do autor já citado, (BAARSPUL, 1990) fornece uma visão global de técnicas de simulação de voo que corrobora com o já explanado. Tendo em vista estas evidências teóricas, considera-se válido obter o modelo de engenharia simplificado utilizando dados provenientes do X-Plane. Com este modelo, o controle poderá ser desenvolvido e, posteriormente, este poderá ser testado no próprio X-Plane.

## 2.3 Controlador para Estabilidade de Altitude

Considerando o entendimento da dinâmica de voo de aeronaves adquirido e a validade no uso de simuladores, resta saber o que a bibliografia costuma utilizar para efetuar o controle de altitude. Em busca de desenvolver um modelo tão simples quanto possível e tão complexo quanto necessário precisa-se saber o que será esperado do modelo para a elaboração do controle. De acordo com (ETKIN, 1995), em vias de controlar o estado de equilíbrio, existem duas abordagens: mudança na propulsão ou uma alteração nos controles aerodinâmicos (profundor ou flapes, por exemplo). Baseado na seção 2.1, sabe-se que o estado de equilíbrio é dominado pela necessidade do momento  $M$  ser nulo, para tanto, o melhor controlador é aquele que resulta no maior efeito possível nesta variável.

Adicionalmente, Etkin frisa que o controle longitudinal geralmente é realizado através do uso de aerodinâmica (ou seja, superfícies de controle). Em especial, o uso do profundor é muito comum porque produz variações em  $M$  e em  $L$ , mas a variação em  $L$  pode ser desprezada em aeronaves com cauda. Desta forma, é proposto no livro que se considere

que o incremento do profundor  $\delta_e$  gera um incremento linear em  $M$ , o que é justificado pelo autor como uma aproximação plausível para controles típicos.

Para o piloto automático perfeito durante voo horizontal, o ângulo de ataque deve ser controlado de forma a manter o erro de altitude nulo e, segundo (ETKIN, 1995), a variação de velocidade  $V$  é estável para altas velocidades mas instável para pequenas. Analisando os *stability derivatives* (ainda não há uma tradução oficial da ANAC para o termo) de velocidade ( $\partial T/\partial V$  e  $\partial D/\partial V$ ), pode-se provar analiticamente que existe uma velocidade  $V^*$  que, caso a aeronave esteja voando a uma velocidade inferior, não é possível seguir uma linha reta provendo estabilidade através do controle apenas o profundor. Normalmente, segundo o autor, para tais cenários usa-se também o manete para efetuar o controle. Após tal pesquisa, é possível verificar que a bibliografia sugere utilizar duas entradas principais que são o profundor e o manete, de forma a controlar a variação na altitude causada pelo momento resultante da modificação do profundor e na variação da velocidade causada pelo manete. Tais entradas e saídas são importantes e complementares, tendo em vista que é necessário garantir que a aeronave opere na região em que a hipótese de linearidade entre profundor e momento em  $y$  é válida, ou seja, velocidade acima de  $V^*$ .

### 3 DESENVOLVIMENTO

Tendo realizado a pesquisa necessária, pode-se verificar que balancear as forças de sustentação de forma a não entrar em estol é crítico. Para tanto, é possível utilizar o manete para controlar a velocidade enquanto o profundor é movido para alterar o momento em  $y$  que causa variação na força de sustentação e, conseqüentemente, varia a velocidade vertical da aeronave. Valida-se também a ideia de utilizar um simulador de voo, neste caso o X-Plane, para obter dados para o desenvolvimento de um modelo e, posteriormente, validar o controle em malha fechada. Com este conhecimento decorrente da revisão da literatura (capítulo 2), pode-se dividir o desenvolvimento - que será abordado nas seções subsequentes - em:

- calcular e obter o modelo linearizado da dinâmica em torno de um ponto de equilíbrio;
- preparar o ambiente de simulação e controle, com a interface necessária entre o X-Plane e o Matlab para realizar aquisição de dados e obtenção de parâmetros;
- encontrar e validar o modelo mais simples quanto possível e mais complexo quanto necessário para o desenvolvimento do controle;
- definir a arquitetura que será utilizada no controlador;
- elaborar o controle utilizando técnicas adquiridas ao longo do curso;
- finalmente, verificar os resultados obtidos.

#### 3.1 Obtenção do Modelo Teórico

Tem-se interesse em utilizar o simulador de voo para identificar parâmetros do sistema, de forma que possa ser evitado o uso de testes de túnel de vento para a obtenção das funções de transferência desejadas. Para tal, faz-se necessário entender se realmente é viável a aproximação por parâmetros constantes em uma zona de equilíbrio. Durante este estudo, acompanha-se (ETKIN, 1995) (páginas 93 a 104) que apresenta a resolução completa para a obtenção das equações desde a hipótese de: corpo rígido, simetria entre o lado esquerdo e direito da aeronave e de que rotores fixados na aeronave apresentam velocidade angular constante do ponto de vista dos eixos do corpo da aeronave. Esta resolução completa resulta em 15 equações diferenciais ordinárias e 3 equações algébricas, das quais algumas mostram-se relevantes para efetuar o controle longitudinal da aeronave. Nas equações 5 a 13 as mesmas podem ser visualizadas, onde as variáveis com sobrescrito "E" se referem ao sistema de coordenadas da terra (como mencionado na seção 2.1), as ocorrências de "I" com subscritos são momentos de inércia,  $h'$  se refere aos momentos de

rotores da aeronave assumidos constantes pelo autor,  $\theta$  é o ângulo de arfagem,  $\phi$  é o de rolamento e  $\psi$  o de guinada. Nas equações 5 e 6 pode-se observar a força resultante no eixo x devido ao ângulo de arfagem e às acelerações e no eixo z devido aos ângulos de arfagem e rolamento e às acelerações. Na equação 7, por sua vez, observa-se a relação entre as acelerações angulares e dos momentos de inércia e o momento  $M$ , responsável pelas mudanças de arfagem. As equações 8 e 9 mostram a aceleração angular  $q$  e a taxa de variação do ângulo de arfagem, tornando evidente que, para pequenos ângulos e uma aplicação de voo simétrico ( $\psi \approx 0$  e  $\phi \approx 0$ ),  $q = \dot{\theta}$ . As equações 10 e 11 relacionam as velocidades à taxa de variação de  $x^E$  e  $z^E$ , tornando evidente que nas condições de voo simétrico  $z^E = w^E$ . As duas últimas equações, 12 e 13, convertem as velocidades nas coordenadas da terra em de corpo somando a respectiva componente de velocidade do vento.

$$X - mg\text{sen}(\theta) = m(\dot{u}^E + qw^E - rv^E) \quad (5)$$

$$Z - mg\text{cos}(\theta)\text{cos}(\phi) = m(\dot{w}^E + pv^E - qu^E) \quad (6)$$

$$M = I_y\dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{zx}(p^2 - r^2) + rh'_x - ph'_z \quad (7)$$

$$q = \dot{\theta}\text{cos}(\phi) + \dot{\psi}\text{cos}(\theta)\text{sen}(\phi) \quad (8)$$

$$\dot{\theta} = q\text{cos}(\phi) - r\text{sen}(\phi) \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_E &= u^E\text{cos}(\theta)\text{cos}(\psi) + \\ &v^E(\text{sen}(\phi)\text{sen}(\theta)\text{cos}(\psi) - \text{cos}(\phi)\text{sen}(\psi)) + \\ &w^E(\text{cos}(\phi)\text{sen}(\theta)\text{cos}(\psi) + \text{sen}(\phi)\text{cos}(\psi)) \end{aligned} \quad (10)$$

$$\dot{z}_E = -u^E\text{sen}(\theta) + v^E\text{sen}(\phi)\text{cos}(\theta) + w^E\text{cos}(\phi)\text{cos}(\theta) \quad (11)$$

$$u^E = u + W_x \quad (12)$$

$$w^E = w + W_z \quad (13)$$

Na sequência, (ETKIN, 1995) afirma na página 107 que as equações de movimento são frequentemente linearizadas para uso em análise de estabilidade e controle, assumindo que o movimento se deve a pequenos distúrbios (de acordo com a teoria de pequenos distúrbios) de uma condição de referência de voo estável e que tal abordagem costuma apresentar bons resultados. A razão pela qual tal aproximação costuma ser válida são os fatos de que: muitas vezes boa parte dos efeitos aerodinâmicos de maior impacto se comportam de forma aproximadamente linear para distúrbios e que voos com turbulência podem ocorrer com pequenos valores dos distúrbios de velocidades lineares e angulares.

Embasado pelo desenvolvimento do autor, segue-se o equacionamento utilizando da teoria mencionada e assumindo condições de voo simétrico com velocidades angulares nulas, além da velocidade linear  $v \approx 0$  e do ângulo de rolamento  $\phi \approx 0$ . Adicionalmente, para condição de equilíbrio, o autor sugere também considerar que os efeitos de rotores sejam desprezíveis e que a velocidade do vento é zero, pois as equações não são significativamente restringidas por estas simplificações que são prática comum na literatura. Denotando com  $\Delta$  as pequenas perturbações, com subscrito zero os valores de referência das variáveis e assumindo que todas as derivadas e quantidades de distúrbios são pequenas (ou seja, podendo ser assumidas nulas quando ao quadrado), chega-se nas equações 14 a 19.

$$X_0 + \Delta X - mg\text{sen}(\theta_0 + \Delta\theta\text{cos}\theta_0) = m\Delta\dot{u} \quad (14)$$

$$Z_0 + \Delta Z + mg\cos(\theta_0 - \Delta\theta\text{sen}\theta_0) = m(\dot{w} - u_0q) \quad (15)$$

$$M_0 + \Delta M = I_y\dot{q} \quad (16)$$

$$q = \dot{\theta} \quad (17)$$

$$\dot{x}_E = (u_0 + \Delta u)\cos\theta_0 - u_0\Delta\theta\text{sen}\theta_0 + w\text{sen}\theta_0 \quad (18)$$

$$\dot{z}_E = -(u_0 + \Delta u)\text{sen}(\theta_0) - u_0\Delta\theta\cos\theta_0 + w\cos\theta_0 \quad (19)$$

Quando as equações são tornadas referentes à condição de voo utilizando as equações 20 a 24, obtém-se as expressões dispostas nas equações 25 a 30.

$$X_0 - mg\text{sen}(\theta_0) = 0 \quad (20)$$

$$Z_0 + mg\cos(\theta_0) = 0 \quad (21)$$

$$M_0 = 0 \quad (22)$$

$$\dot{x}_{E_0} = u_0\cos\theta_0 \quad (23)$$

$$\dot{z}_{E_0} = -u_0\text{sen}\theta_0 \quad (24)$$

$$\Delta\dot{u} = \frac{\Delta X}{m} - g\Delta\theta\cos\theta_0 \quad (25)$$

$$\dot{w} = \frac{\Delta Z}{m} - g\Delta\theta\text{sen}\theta_0 + u_0q \quad (26)$$

$$\dot{q} = \frac{\Delta M}{I_y} \quad (27)$$

$$\Delta\dot{\theta} = q \quad (28)$$

$$\Delta\dot{x}_E = \Delta u\cos\theta_0 - u_0\Delta\theta\text{sen}\theta_0 + w\text{sen}\theta_0 \quad (29)$$

$$\Delta\dot{z}_E = -\Delta u\text{sen}(\theta_0) - u_0\Delta\theta\cos\theta_0 + w\cos\theta_0 \quad (30)$$

As forças e momentos aerodinâmicos, de acordo com (ETKIN, 1995), são funções das variáveis de estado do sistema. Levando isto em consideração e escrevendo as forças  $\Delta X$ ,  $\Delta Z$  e o momento  $\Delta M$  em função das *stability derivatives* das variáveis de estado (já considerando nulos os efeitos de variáveis laterais, devido à condição simétrica), obtém-se as equações 31, 32 e 33, onde os subscritos se referem a qual variável corresponde a variação, por exemplo,  $M_w$  representa a variação resultante em  $M$  devido a  $w$ . Já os termos à direita com "c" subscrito se referem às forças ou momentos gerados pelo vetor de entradas, nesse caso, o profundor e o manete, como pode ser observado na equação 34. Desta forma, considerando o profundor - por exemplo -, pode-se escrever o sistema na forma da equação 35, sendo que a matriz  $A$  pode ser encontrada na equação 36.

$$\Delta X = X_u\Delta u + X_w w + \Delta X_c \quad (31)$$

$$\Delta Z = Z_u\Delta u + Z_w w + Z_{\dot{w}}\dot{w} + Z_q q + \Delta Z_c \quad (32)$$

$$\Delta M = M_u\Delta u + M_w w + M_{\dot{w}}\dot{w} + M_q q + \Delta M_c \quad (33)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta X_c \\ \Delta Z_c \\ \Delta M_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_p} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_p} \\ M_{\delta_e} & M_{\delta_p} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_p \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} \Delta u \\ w \\ q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_e}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{(m - Z_{\dot{w}})} \\ \frac{M_{\delta_e}}{I_y} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}}{I_y(m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta \delta_e \quad (35)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cdot \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q + m u_0}{m - Z_{\dot{w}}} & -\frac{m g \sin \theta_0}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{1}{I_y} [M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{(m - Z_{\dot{w}})}] & \frac{1}{I_y} [M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{(m - Z_{\dot{w}})}] & \frac{1}{I_y} [M_q + \frac{M_{\dot{w}} (Z_q + m u_0)}{(m - Z_{\dot{w}})}] & -\frac{M_{\dot{w}} m g \sin \theta_0}{I_y (m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

Aplicando-se a transformada de Laplace na Equação 35, pode-se obter a função de transferência da equação 37. Utilizando o mesmo procedimento para o manete, a função

de transferência 38 também pode ser encontrada. Espera-se também, que a relação entre velocidade vertical e altitude apresente o comportamento de um integrador, assumindo a hipótese de que dinâmica do sensor seja desprezível.

$$G_{w\delta_e} = \frac{w(s)}{\delta_e(s)} = \frac{a_2s^2 + a_1s + a_0}{b_2s^2 + b_1s + b_0} \quad (37)$$

$$G_{u\delta_p} = \frac{u(s)}{\delta_p(s)} = \frac{c_1s + c_0}{d_2s^2 + d_1s + d_0} \quad (38)$$

## 3.2 Ambiente de Simulação e Controle: X-Plane e Matlab

De forma a obter os coeficientes para o modelo calculado, busca-se preparar o ambiente de simulação e controle. Com este objetivo, foi necessário configurar o X-Plane para efetuar envio e recepção de pacotes para o Matlab. Na sequência, decide-se implementar no Simulink a capacidade de receber dados oriundos do X-Plane, processar e responder controlando superfícies e o manete. Tais configurações e implementações constam nas próximas subseções.

### 3.2.1 Configuração do Simulador X-Plane

De acordo com (BITTAR et al., 2014) o princípio de operação do X-Plane é baseado em prever como a aeronave voaria através do cálculo das forças atuantes em pequenos elementos da forma geométrica do avião. Neste método, baseando-se na massa da aeronave e no centro de gravidade, as forças são relacionadas a acelerações que são integradas de forma a ser possível obter as velocidades e posições. O simulador em questão, ainda segundo (BITTAR et al., 2014), é certificado pela *US Agency of Aviation (FAA -Federal Aviation Administration)* para treinar pilotos, devido ao fato de que seu método garante um sistema confiável e mais detalhado, flexível e avançado que modelos baseados em *stability derivatives* que são usados na maioria dos outros simuladores. O autor frisa que os controladores desenvolvidos e testados no X-Plane obtiveram sucesso ao serem embarcados em aeronaves, o que - em teoria - adicionaria mais credibilidade no trabalho do autor e neste.

Para a obtenção do modelo de engenharia mencionado na seção 2.2, deseja-se realizar ensaios utilizando um modelo do FA-18F, no X-Plane, desenvolvido pela Laminar Research em 2017. O pacote a ser utilizado é o da versão 1.51, todos os direitos do mesmo pertencem à COLIMATA e tais arquivos não podem ser distribuídos.

A forma mais comum de efetuar a comunicação entre o X-Plane e outros programas que pode ser encontrada na literatura é através da troca de mensagens UDP, como realizado na obra de (BITTAR et al., 2014). Para tal, faz-se necessário selecionar no X-Plane a quantidade de vezes que o seu modelo interno roda no simulador por quadro. De acordo com (BITTAR et al., 2014), o recomendado é de 6 a 10 para obter uma melhor performance durante as simulações; portanto, foi escolhido 8. O mencionado protocolo UDP não apresenta garantias de entrega de mensagens, o que seria péssimo para algumas aplicações, mas para a em questão garante alta eficiência (devido à inexistência da necessidade de confirmação de recebimento). Devido a esta característica intrínseca do UDP, é possível atingir uma velocidade de transmissão alta quando comparado a outros protocolos. De acordo com o autor, o pacote de dados enviado pelo X-Plane possui um cabeçalho definido como ilustrado na Tabela 1, onde os quatro primeiro bytes possuem literalmente os caracteres "DATA" e o quinto é um byte de política interna não utilizado.

Tabela 1: Cabeçalho de Mensagens do X-Plane

Posição	0	1	2	3	4
Valor	'D'	'A'	'T'	'A'	I

Os bytes subsequentes são relativos ao estado da aeronave e são selecionados no simulador. As informações constantes nas mensagens enviadas pelo X-Plane são identificadas pelo seu "índice" (*label*), como ilustrado na Figura 5. Além de configurar quais os dados devem ser enviados pelo simulador, também é necessário definir a frequência de pacotes por segundo e as portas (mantidas nos valores padrão do programa) a serem utilizadas, como pode ser apreciado no Apêndice A. Para fins explicativos, foi realizada na Figura 6 uma captura de pacotes enviados pelo simulador utilizando o programa Wireshark. Nela, em amarelo, pode-se observar os quatro bytes "DATA", em vermelho o byte de política interna, em azul o índice 0x03 em "extremidade menor primeiro" (ou no termo mais conhecido em inglês, *little-endian*) que representa o índice de velocidades no simulador e em cinza o primeiro dado do índice 3, que corresponde ao IAS (velocidade indicada), como informado em (X-PLANE, 2019). Para efetuar a conversão, é necessário considerar a extremidade (*endianess*), ou seja, 0x43 é o byte mais significativo e 0x4c o menos significativo. Em seguida, utilizando uma calculadora de ponto flutuante que siga a norma IEEE-754, pode-se verificar o dado recebido. O resultado convertido deste exemplo pode ser visualizado na Figura 7.

Figura 5: Exemplo Índice 18

Group 1				Group 2				Group 3				Group 4				Group 4			
Label 18				Pitch				Roll				Heading True				Heading Mag			
5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
L1	L2	L3	L4	P1	P2	P3	P4	R1	R2	R3	R4	D1	D2	D3	D4	H1	H2	H3	H4

Fonte: (BITTAR et al., 2014), página 996

Figura 6: Captura de Dados no Wireshark

1051	27.389054	127.0.0.1	127.0.0.1	UDP	371 49001 → 49004
1052	27.433138	127.0.0.1	127.0.0.1	UDP	371 49001 → 49004
1053	27.481994	127.0.0.1	127.0.0.1	UDP	371 49001 → 49004
1054	27.535974	127.0.0.1	127.0.0.1	UDP	371 49001 → 49004
1055	27.585951	127.0.0.1	127.0.0.1	UDP	371 49001 → 49004

```

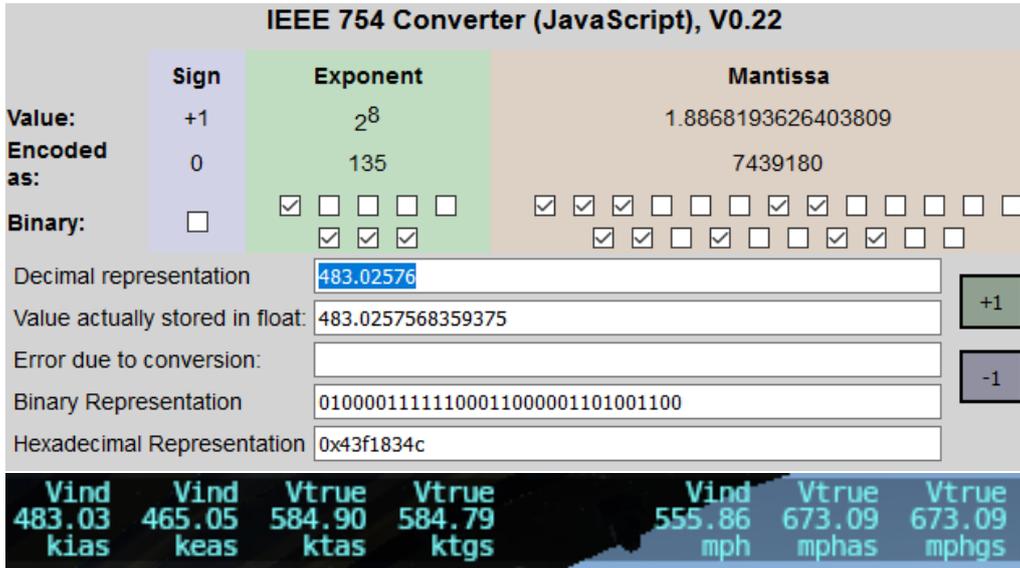
> Frame 1052: 371 bytes on wire (2968 bits), 371 bytes captured (2968 bits) on interface 4
> Ethernet II, Src: 00:00:00_00:00:00 (00:00:00:00:00:00), Dst: 00:00:00_00:00:00 (00:00:00:
> Internet Protocol Version 4, Src: 127.0.0.1, Dst: 127.0.0.1
> User Datagram Protocol, Src Port: 49001, Dst Port: 49004
√ Data (329 bytes)
  Data: 444154412a030000004c83f1433386e843673912447d3212...
  [Length: 329]

```

0000	00 00 00 00 00 00 00 00	00 00 00 00 08 00 45 00	.....E.
0010	01 65 54 aa 00 00 80 11	00 00 7f 00 00 01 7f 00	·eT.....
0020	00 01 bf 69 bf 6c 01 51	4b b1 44 41 54 41 2a 03	··i·l·Q·K·DATA*
0030	00 00 00 4c 83 f1 43 33	86 e8 43 67 39 12 44 7d	··L·C3 ··Cg9·D}
0040	32 12 44 00 c0 79 c4 cb	f6 0a 44 97 45 28 44 99	2·D·y···D·E(D·
0050	45 28 44 04 00 00 01 1a	ea 6e 3f 00 c0 79 c4 94	E(D·····n?·y··
0060	0f 29 44 00 c0 79 c4 99	33 a0 3f 88 80 bc 3c f8	·)D·y·· 3·?·<·

Fonte: Autoria própria.

Figura 7: Em cima, conversão de dados recebidos. Embaixo, dados exibidos no X-Plane



Fonte: Autoria própria

### 3.2.2 Matlab e Simulink

Sendo capaz de enviar mensagens com dados no X-Plane e tendo compreendido completamente como é realizada esta comunicação, resta implementar a recepção das mesmas. A interface entre o Matlab e o X-Plane (aquisição e controle) é realizada através do Simulink, que envia dados para variáveis no Matlab através do bloco "ToWorkspace". Para o desenvolvimento do bloco no Simulink capaz de receber as mensagens mencionadas na seção 3.2.1, segue-se a mesma abordagem de (BITTAR et al., 2014), somente modificando os dados a serem recebidos. Já para enviar dados do simulink para o X-Plane, utiliza-se como base um bloco pronto disponível em (MATHWORKS, 2014). O mesmo é disponibilizado gratuitamente e é capaz de enviar comandos de manete, profundor, aileron e para a roda sem necessitar adaptações. Unindo-se a lógica disposta nesta seção e as configurações da seção 3.2.1, consegue-se tratar o simulador como uma planta, onde pode-se:

- Ler:
  - a velocidade Indicada (IAS) em nós;
  - profundor;
  - aileron;
  - ângulos de rolagem, arfagem e guinada em graus;
  - taxas de variação de ângulo de rolagem, arfagem e guinada em radianos por segundo;
  - ângulo de ataque em graus;
  - altitude em pés;
  - velocidade vertical, em pés por segundo (lida em pés por minuto, mas convertida dentro do bloco de leitura para ser utilizada já em pés por segundo);
- Comandar:

- o manete;
- o profundor;
- os ailerons;
- os lemes direcionais (*rudders*);
- a roda.

### 3.3 Avaliação do Modelo em Tempo Contínuo

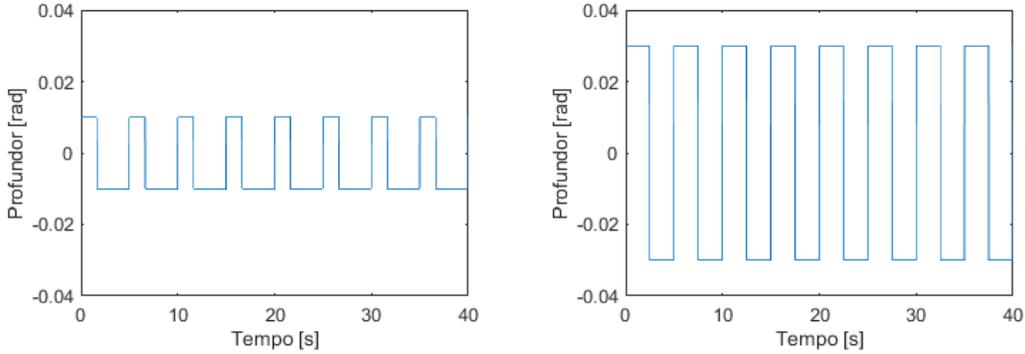
Através do desenvolvimento realizado na seção 3.1, chega-se no formato esperado para as funções de transferência modeladas em vias de relacionar a variação de  $w$  e  $u$  para variações de profundor e manete, respectivamente. É importante para este trabalho ressaltar que os coeficientes das equações 37 e 38 dependem de fatores construtivos da aeronave e da massa, ou seja, desconsiderando variações de massa devido ao consumo de combustível, os coeficientes poderiam ser encontrados utilizando curvas teóricas encontradas na literatura (o que é prática comum, de acordo com a bibliografia) ou por identificação de sistemas simulados, em teoria não necessitando realizar ensaios físicos com túnel de vento. Escolheu-se para este trabalho obter as funções de transferência finais através do X-Plane e é por esta razão que realiza-se ensaios utilizando o simulador para a obtenção do modelo final. Não se conseguiu obter diretamente  $u$  e  $w$  no simulador, mas sabe-se que, para pequenos ângulos de arfagem, o dado de velocidade vertical (VVI) corresponde a  $w$  e a mesma pode ser utilizada, desde que observado o fato de que  $VVI \approx -w$ , ou seja,  $VVI$  é positiva no sentido negativo do eixo  $z$  do corpo da aeronave. Adicionalmente, com as mesmas hipóteses, a velocidade indicada (IAS, ou *Indicated Airspeed*) pode ser utilizada em vez de  $u$ .

Necessitou-se identificar os coeficientes das funções de transferência mencionadas. Para tal, foi utilizado como entrada para a obtenção dos parâmetros o profundor do primeiro ensaio, como ilustrado na esquerda da Figura 8 e posteriormente foi realizado outro ensaio, com o profundor da direita da Figura 8, para realizar a avaliação do modelo obtido. Seguindo o mesmo algoritmo, na Figura 9 constam os dados configurados de manete que foram utilizados no ensaio de obtenção dos parâmetros da função de transferência para a velocidade indicada (na esquerda) e para a avaliação do modelo obtido (na direita). Nos ensaios em que o profundor foi manipulado, as variáveis de interesse foram a velocidade vertical e altitude, enquanto nos ensaios em que o manete foi manipulado, a variável de interesse foi a velocidade indicada. Ressalta-se que durante os ensaios de profundor, o manete foi mantido em 0,9 e que durante os ensaios de manete o profundor foi mantido constante em 0,005 rad.

Após realizada a identificação dos coeficientes, as funções de transferência obtidas estão dispostas nas equações 39, 40 e 41. Na Figura 10, pode-se observar tanto no ensaios de obtenção de parâmetros (esquerda) quanto no de validação (direita) que o modelo contínuo para velocidade vertical devido ao profundor não representou corretamente as variações de amplitude da planta, pois enquanto a velocidade vertical diminui em baixa frequência no X-Plane, aumenta no modelo. Enquanto a mesma aumenta em baixa frequência no X-Plane, diminui no modelo. Esta diferença de comportamento pode causar oscilações em uma resposta em malha fechada, portanto o modelo não se mostrou bom o suficiente para ser utilizado para o desenvolvimento de um controlador.

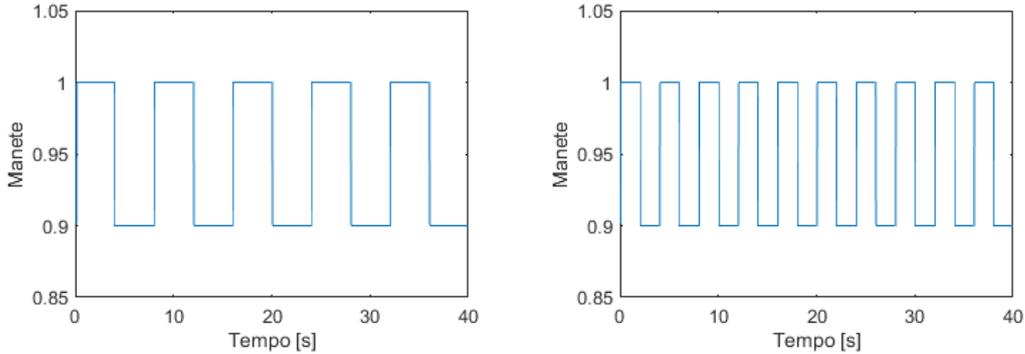
$$G_{VVI, \delta_e} = \frac{-169,9(s - 0,2362)(s + 0,0222)}{(s + 0,2291)(s + 0,0458)} \left[ \frac{ft}{rad \cdot s} \right] \quad (39)$$

Figura 8: Profundor nos ensaios de obtenção de parâmetros (esquerda) e de avaliação de modelo (direita)



Fonte: Autoria própria

Figura 9: Manete nos ensaios de obtenção de parâmetros (esquerda) e de avaliação de modelo (direita)



Fonte: Autoria própria

$$G_{IAS,\delta_p} = \frac{-4846,1(s-1,144)}{(s+127,3)(s+0,0839)} [Kt] \quad (40)$$

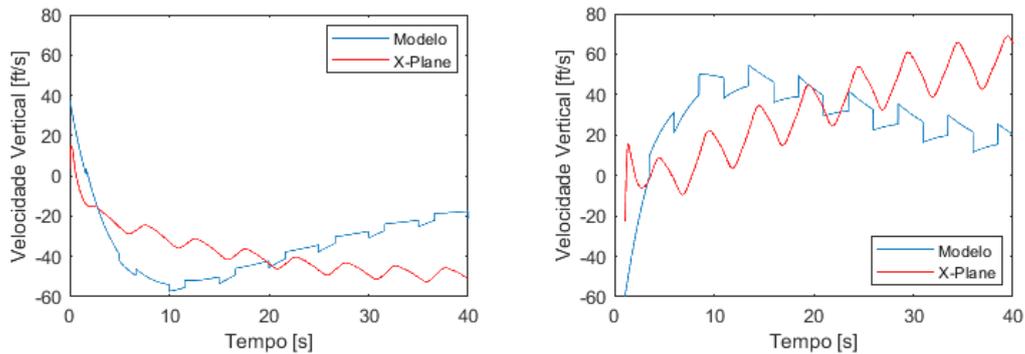
$$G_{h,VVI} = \frac{-3,1888}{s+0,0095} [s] \quad (41)$$

Já na Figura 11, observa-se - tanto no ensaio de obtenção de parâmetros (esquerda) quanto no de avaliação do modelo (direita) - que a aproximação da função de transferência de velocidade vertical para altitude com uma função de transferência de primeira ordem não se mostrou satisfatória, pois os comportamentos no X-Plane e no modelo divergiram no que se refere a variação: enquanto a altitude aumenta no X-Plane, a mesma diminui no modelo. Ao verificar a causa para esta discrepância na literatura, percebe-se que uma possível explicação é o fato de que a aproximação de primeira ordem pode desconsiderar o comportamento pneumático do sensor de velocidade vertical e que tal simplificação pode não ser válida em situações de rápida variação de altitude: cenário no qual o sensor indica tendência em vez de uma variação real de altitude.

Adicionalmente, na Figura 12, pode-se observar - tanto no ensaio de obtenção de parâmetros (esquerda) quanto no de avaliação do modelo (direita) - que o modelo contínuo da função de transferência do profundor para a velocidade apresentou comportamento de frequência e fase semelhante ao sistema no X-Plane, com erro máximo na ordem de 50 nós (25,7 m/s) no período amostrado. Diferentemente dos modelos contínuos anteriores,

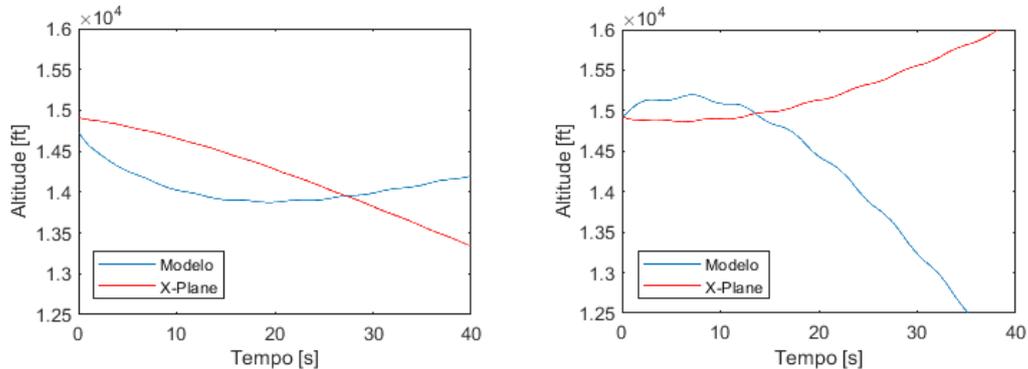
o modelo em questão apresentou respostas aceitáveis para o uso de desenvolvimento de controladores, pois o modelo foi capaz de reproduzir as variações de velocidade apresentadas pela planta durante os ensaios.

Figura 10: Comparação de Velocidade Vertical da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita).



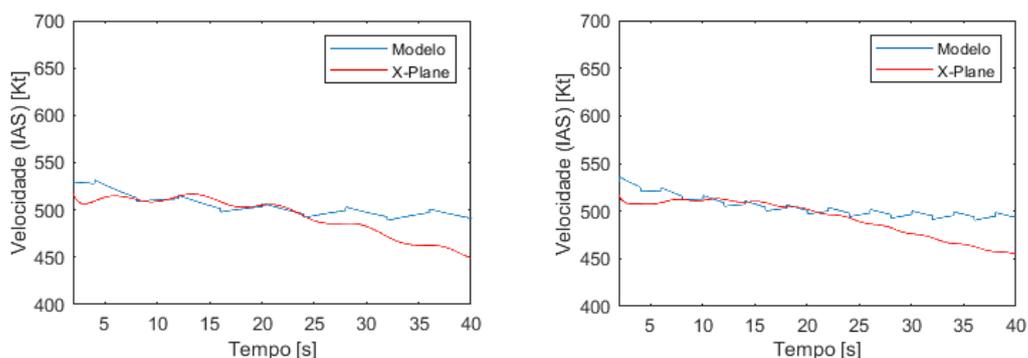
Fonte: Autoria própria

Figura 11: Comparação de Altitude da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita).



Fonte: Autoria própria

Figura 12: Comparação de IAS da planta no X-Plane e do modelo contínuo nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita).



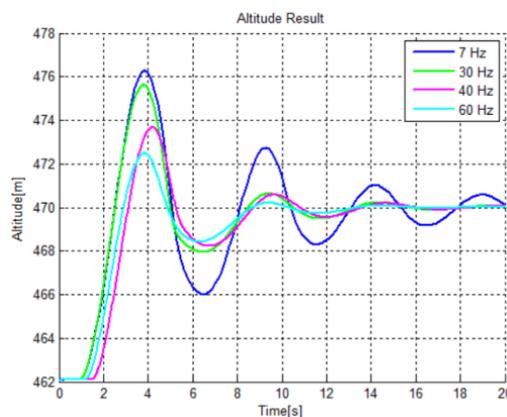
Fonte: Autoria própria

### 3.4 Obtenção de Modelo em Tempo Discreto

Tendo em vista que a troca de informações entre o Simulink que fecha a malha de controle e realiza aquisição de dados e o simulador se dá de forma discreta, decidiu-se realizar a identificação do sistema com o uso de transformadas em tempo discreto para verificar se haveria melhoria no comportamento em comparação com o resultado em tempo contínuo. Inicialmente, o modelo foi obtido utilizando um tempo de amostragem de 50 ms (20 Hz) e apresentou um comportamento mais semelhante ao da planta no X-Plane do que o contínuo. O modelo obtido em 20 Hz foi utilizado para desenvolver controladores e o sistema em malha fechada apresentou oscilação significativa de velocidade vertical, o que resultou em oscilações significativas de altitude (resultado disposto na seção 4.1). Recorrendo à bibliografia, foi observado no trabalho de (FIGUEIREDO, 2012) que o aumento da frequência de amostragem causa respostas de altitude com sobrepassos menores, como pode ser visualizado na Figura 13, onde uma aeronave é testada utilizando-se o mesmo salto de referência de altitude com diferentes frequências de amostragem. Por esta razão, optou-se por uma frequência de amostragem de 40 Hz (25 ms) e obter o modelo novamente.

É importante ressaltar que o modelo discreto é específico para a frequência em que foi obtido, devido ao fato de que para uma planta representada no domínio de Laplace como  $G(s)$  ser representada no domínio da transformada  $Z$ , pode-se aproximar a função de transferência em  $Z$  utilizando a transformada bilinear representada na equação 42, onde  $T_s$  é o passo da amostragem. Ou seja, enquanto um modelo contínuo independe da frequência de amostragem utilizada (desde que a mesma seja grande o suficiente para não causar problemas de *aliasing*), o modelo discreto deve ser alterado quando operando em diferentes períodos de amostragem. As subseções seguintes retratarão a obtenção do modelo discreto final, já utilizando a frequência de amostragem de 40 Hz que possibilitou a obtenção de resultados melhores neste trabalho.

Figura 13: Efeito da Frequência de Amostragem na Resposta em malha fechada de Altitude



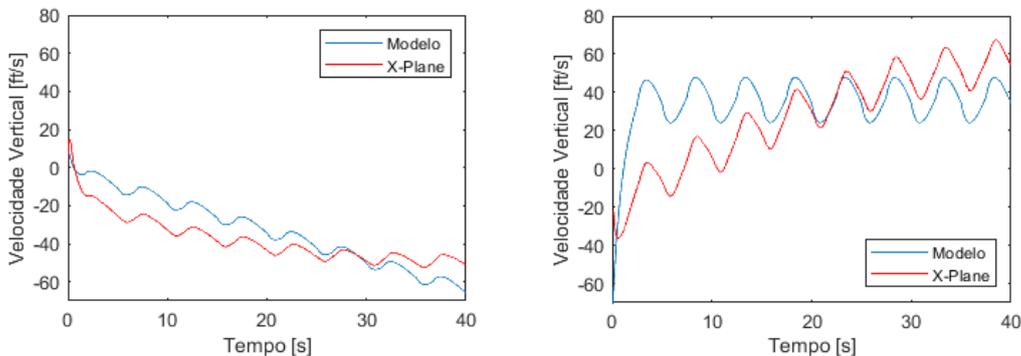
Fonte: (FIGUEIREDO, 2012), página 5.

$$s \approx \frac{2}{T_s} \frac{1 - z^{-1}}{1 + z^{-1}} \quad (42)$$

Tabela 2: Estimativa de Função de Transferência de Velocidade Vertical devido ao Profundor

Polos	Zeros	Semelhança
1	0	51,76%
1	1	52,01%
2	1	79,16%
<b>2</b>	<b>2</b>	<b>84,7%</b>
3	2	83,01%
3	3	83,99%

Figura 14: Comparação de Velocidade Vertical da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). 80 ft/s corresponde a aproximadamente 24,4 m/s.



Fonte: Autoria própria

### 3.4.1 Velocidade Vertical devido ao Profundor

Realizando novamente o ensaio de obtenção do profundor (como descrito na esquerda da Figura 8) e utilizando o tempo de amostragem de  $25ms$ , observou-se que - com funções de transferência de diferentes ordens - resultados distintos foram obtidos, como pode ser observado na Tabela 2. O modelo escolhido foi o com dois polos e dois zeros por ser o com comportamento mais próximo ao esperado. Tal função de transferência possui a mesma ordem do modelo teórico e está disposta na Equação 43. Já na Figura 14, consta a comparação da resposta da planta simulada no X-Plane, em vermelho, com a do modelo, em azul: na esquerda consta o ensaio de obtenção de parâmetros e na direita o de avaliação do modelo. Pode-se observar que o modelo aproximou melhor o comportamento da planta por ter apresentado os lóbulos de variação de velocidade vertical e ter aumentado ou diminuído quando o simulador o fez, o que já torna este modelo discreto uma opção melhor do que o equivalente contínuo.

$$G_{VVI, \delta_e} = \frac{VVI(z)}{\delta_e(z)} = -6,6538 \cdot \frac{z^{-1}(1 - 1,056z^{-1})}{(1 - z^{-1})(1 - 0,9674z^{-1})} \left[ \frac{ft}{rad \cdot s} \right] \quad (43)$$

### 3.4.2 Altitude devido à Velocidade Vertical

Para desenvolver a malha externa de controle na seção 3.5, fez-se necessário conhecer a relação entre a variação de velocidade vertical com a de altitude. Para tal, utilizou-se os mesmos ensaios da seção 3.4.1, mas a relação realizada foi entre velocidade vertical e

altitude, em vez de envolver diretamente o profundor. O processo utilizado foi semelhante ao da subseção 3.4.1 e os resultados estão dispostos na Tabela 3.

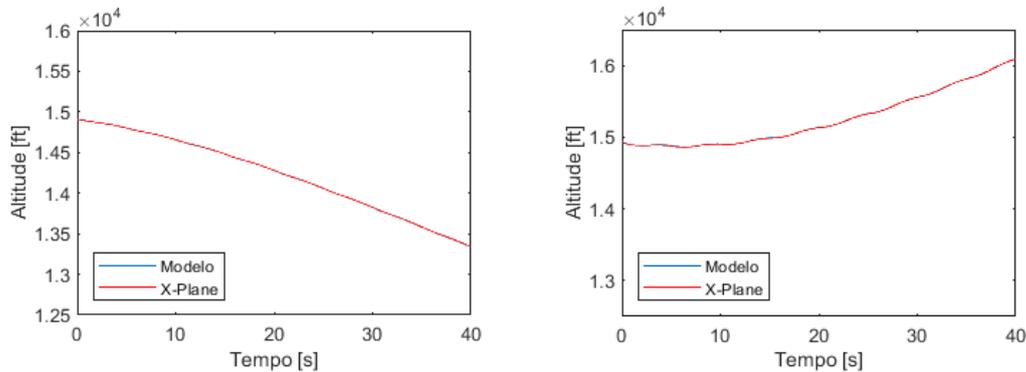
Tabela 3: Estimativa de Função de Transferência de Altitude devido à Velocidade Vertical

Polos	Zeros	Semelhança
1	0	95,89%
1	1	95,79%
2	1	96,69%
<b>2</b>	<b>2</b>	<b>99,08%</b>
3	2	99,01%
3	3	97,28%

O modelo escolhido foi o com dois polos e dois zeros por ser o que apresentou melhor aproximação do comportamento da planta, mesmo não tendo sido da mesma ordem do modelo teórico. Acredita-se que esta discrepância se deva à dinâmica do sensor pneumático de velocidade vertical e a função de transferência resultante está disposta na Equação 44. Já na Figura 15, consta a comparação da resposta da planta no X-Plane, em vermelho, com a do modelo, em azul onde na esquerda consta o ensaio de obtenção de parâmetros e na direita o de avaliação do modelo. Percebe-se também que o modelo discreto apresentou comportamento tão similar à planta que se tornou difícil observar diferenças entre as curvas do X-Plane e do modelo quando desenhadas no mesmo gráfico, ou seja, o modelo foi superior ao original contínuo.

$$G_{h,VVI} = \frac{h(z)}{VVI(z)} = 1,6241 \cdot \frac{z^{-1}(1 - 0,9252z^{-1})}{(1 - z^{-1})(1 + 0,6113z^{-1})} [s] \quad (44)$$

Figura 15: Comparação de Altitude da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita). No sistema internacional, 15000 pés (ft) equivalem a 4572 metros.



Fonte: Autoria própria

### 3.4.3 Velocidade devido ao Manete

Para garantir estabilidade de altitude, a aeronave deve operar em uma velocidade maior do que a de mínimo arrasto (como mencionado na seção 2.3), por esta razão tornou-se crítica a implementação de um controlador de velocidade e; portanto, da obtenção de

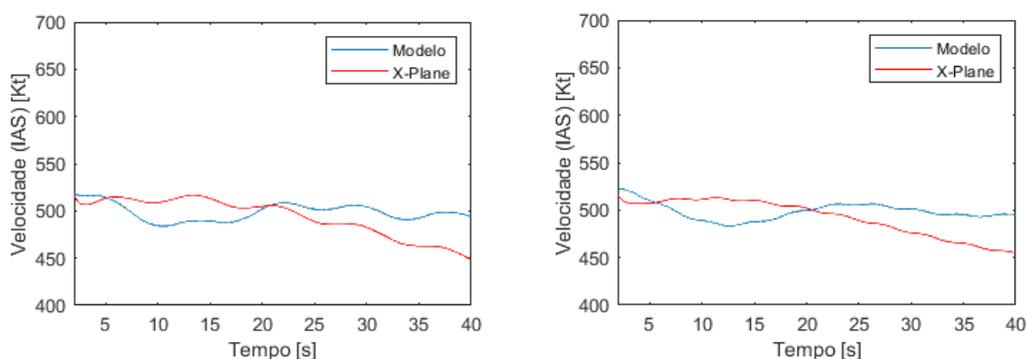
um modelo simplificado para a relação entre o manete e a velocidade. O processo utilizado foi semelhante ao da subseção 3.4.1, à exceção de que os ensaios utilizados para a obtenção dos parâmetros e para a avaliação do modelo obtido foram os da Figura 9. O modelo escolhido pode ser observado na Tabela 4, em que se escolheu o modelo com três polos e três zeros, apesar de não ser da mesma ordem do modelo teórico. Acredita-se que esta diferença se deva ao atraso no acionamento da propulsão e à zona morta existente na planta do X-Plane: entre o Simulink requisitar aumento no manete e o X-Plane executá-lo, verificou-se um atraso de aproximadamente um segundo para o X-Plane aplicar a requisição e um tempo adicional de menos de um segundo para, após o incremento efetivo do manete na planta, a dinâmica da aeronave responder aumentando a velocidade. A função de transferência final está disposta na Equação 45. Já na Figura 16 consta a comparação da resposta da planta, no X-Plane, em vermelho, com a do modelo, em azul: na esquerda consta o ensaio de obtenção de parâmetros e na direita o de avaliação do modelo.

Tabela 4: Estimativa de Função de Transferência de IAS devido à variações de Manete

Polos	Zeros	Semelhança
1	0	21,34%
1	1	21,76%
2	1	88,57%
2	2	90,55%
3	2	68,46%
<b>3</b>	<b>3</b>	<b>94,43%</b>

$$G_{IAS,Th} = \frac{IAS(z)}{Th(z)} = 1,7819 \cdot \frac{z^{-1}(1 - 0,9278z^{-1})(1 - 0,6324z^{-1})}{(1 + z^{-1})(1 - 1,998z^{-1} + 0,9976z^{-2})} [Kt] \quad (45)$$

Figura 16: Comparação de IAS da planta no X-Plane e do modelo discreto nos ensaios de obtenção (esquerda) e de avaliação (direita).



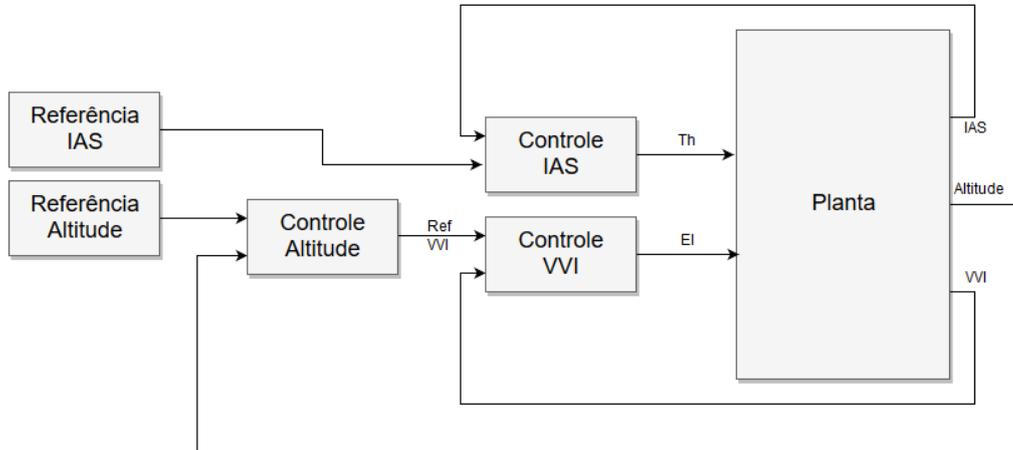
Fonte: Autoria própria

### 3.5 Obtenção dos Controladores

Chegou-se na arquitetura da Figura 17, onde observa-se que, para desenvolver os controladores, pode-se utilizar as funções de transferência do manete (Th) para a velocidade

(IAS), do profundor (EI) para a velocidade vertical (VVI) e da velocidade vertical (VVI) para a altitude. É importante ressaltar que, na saída dos controladores, são configuradas as saturações observadas na planta do simulador para corresponder à dinâmica possível da aeronave, por exemplo, não faz sentido gerar um manete fora do intervalo  $[0, 1]$ .

Figura 17: Arquitetura de Controle



Fonte: Autoria própria

Para desenvolver os controladores utilizou-se o método do lugar das raízes, assim como sugerido por (ETKIN, 1995) no capítulo 8 de seu livro. Foram selecionados quantos polos e zeros o controlador deve possuir e onde eles devem se localizar para observar alguns fatores, são eles: tempo de acomodação, sobressalto e margens de ganho e fase.

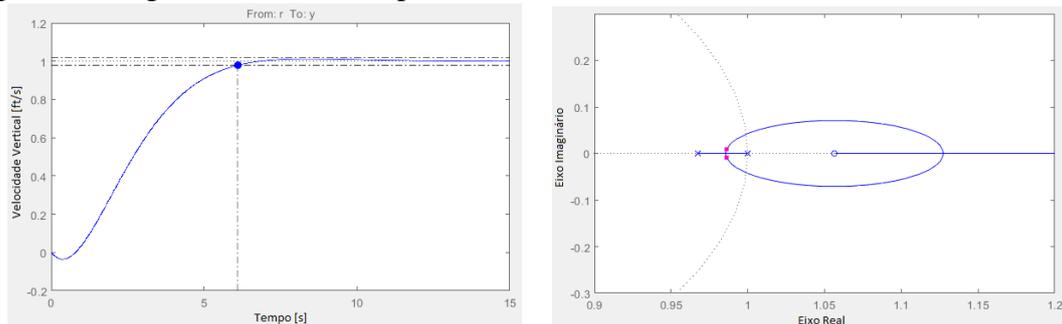
### 3.5.1 Controle de Velocidade Vertical

Para a velocidade vertical, foram desenvolvidos controladores de diferentes complexidades, de forma a utilizar o mais simples possível. É importante ressaltar que, dentre os controladores a serem desenvolvidos este é o mais crítico, pois pertence à malha interna de altitude.

- Proporcional: com ganho de 0,00075325 garantiria, teoricamente, regime permanente em apenas 6,11 segundos, devido ao integrador da planta. Com este controlador, foi possível obter 14,2dB de margem de ganho e 180 graus de margem de fase.
- Proporcional-Integral: Sabendo que a planta é uma aproximação, ela pode não se comportar como possuindo um integrador. Pensando neste cenário, pode ser mais seguro utilizar um controlador PI, que teoricamente atingiria um tempo de acomodação de 6,93 segundos.
- Proporcional-Integral-Derivativo: Em busca de reduzir o tempo de acomodação, conseguiu-se obter um tempo de acomodação teórico de 1,22 segundos. Entretanto, quando aplicando um salto de 0 a 1 na referência, haveria um comportamento de ir de 0 a -0,5 antes de convergir para 1.

Tendo em vista os pontos levantados, a opção utilizada foi o controlador proporcional  $C_{vvi} = 0,00075325[rad \cdot s/ft]$ . Na Figura 18 pode-se observar o diagrama de lugar das raízes resultante na esquerda e na direita a resposta ao salto teórica.

Figura 18: Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Velocidade Vertical



Fonte: Autoria própria

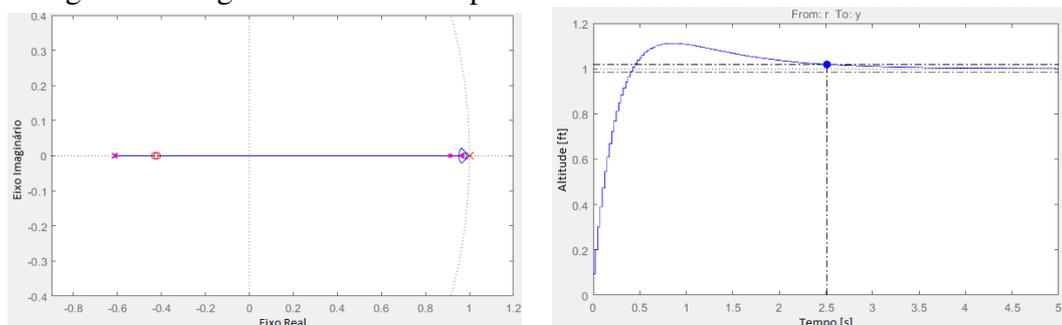
### 3.5.2 Controle de Altitude

Para a Altitude, foram desenvolvidos dois controladores distintos, observando a mesma abordagem que o de velocidade vertical.

- Proporcional: com ganho de 0,058298, teoricamente, seria possível entrar em regime em 24,3 segundos com margem de ganho de 9,64dB e margem de fase de 94,2 graus.
- Proporcional-Integral-Derivativo: Buscando reduzir o tempo necessário, foi testado o uso de um controlador PID. Com tal controlador, conseguiu-se um tempo de acomodação teórico de 2,51 segundos com margem de ganho infinita e margem de fase de 147 graus.

Tendo em vista a diferença considerável de desempenho, o segundo controlador foi utilizado. Na Figura 19, pode-se observar o diagrama de lugar das raízes resultante na esquerda e a resposta ao salto teórica na direita. É importante ressaltar, todavia, que o tempo observado na prática será obrigatoriamente maior, pois para estabilizar a malha externa (de altitude), a malha interna (de velocidade vertical) tem de estabilizar primeiro. A função de transferência do mesmo consta na equação 46.

Figura 19: Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Altitude



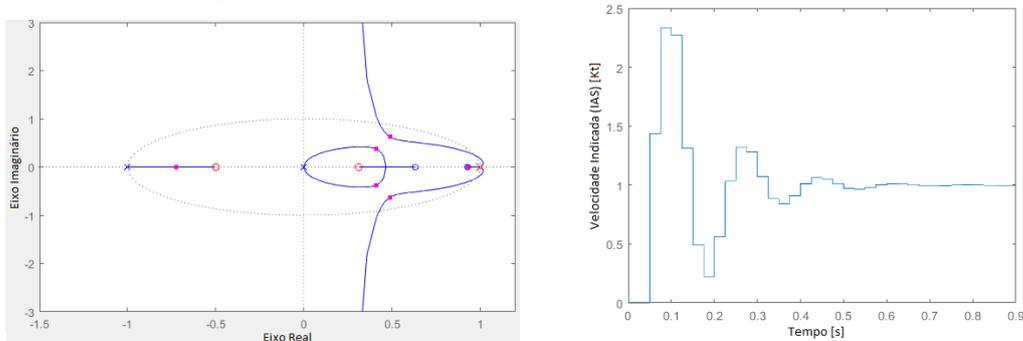
Fonte: Autoria própria

$$C_{alt} = \frac{0,064015(z + 0,429)(z + 0,4198)}{(z - 1)} \left[ \frac{1}{s} \right] \quad (46)$$

### 3.5.3 Controle de Velocidade

O controle de IAS foi mais complexo que os anteriores devido ao fato de haver três polos e zeros no modelo, em vez de dois. A tentativa com controlador proporcional não gerou um sistema estável. Com PI, obteve-se margem de ganho e fase infinitas, mas um tempo de acomodação de 103 segundos. Finalmente, o PID obteve um desempenho superior em termos de tempo de acomodação, que foi da ordem de meio segundo. A margem de ganho da solução foi de 11,2dB e a de fase 82,3 graus. Infelizmente, a solução apresenta um sobrepasso muito grande e, por essa razão, o ideal é que seja melhorada (por exemplo, utilizando realimentação de estados). Na Figura 20 pode-se observar na esquerda o diagrama de lugar das raízes resultante e na direita a resposta ao salto teórica. A função de transferência do mesmo consta em 47.

Figura 20: Lugar das raízes e Resposta ao Salto teórica - Controle da Altitude



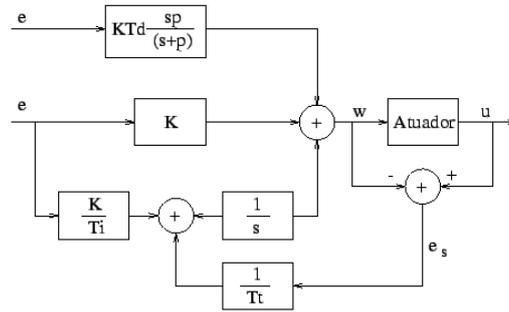
Fonte: Autoria própria

$$C_{ias} = \frac{0,80625(z + 0,5)(z - 0,3107)}{(z - 1)} \left[ \frac{1}{Kt} \right] \quad (47)$$

### 3.5.4 Resultado Prático e Realização de Ajustes

Após a finalização do desenvolvimento dos controladores, os mesmos foram implementados no Simulink junto à planta modelada e ao bloco de interfaceamento com o X-Plane. Inicialmente, ao aplicar os controladores desenvolvidos ocorreu a presença de oscilação excessiva de altitude devido à saturação do controlador externo da malha de altitude (resultado disposto na seção 4.2). Para minimizar o efeito da saturação, foi aplicado um *anti-windup* do tipo *back-calculation* no controlador da malha em questão de forma a reduzir a integração de erros enquanto a saída do atuador (que no simulink é englobado pelo bloco do controlador) está saturada e reduzido o ganho do integrador. A estrutura do *anti-windup* utilizado pode ser visualizada na Figura 21 retirada de (BAZANELLA; SILVA, 2000), onde nota-se que quando o controle comandado  $w$  é diferente do controle efetivo  $u$ , um erro de atuação  $e_s$  é calculado, multiplicado por um ganho de  $1/T_t$  e somado à ação integral do controlador. Os autores sugerem o uso de uma equação puramente empírica para o cálculo do ganho de *anti-windup* ( $T_t = \sqrt{T_i T_d}$ ) e afirmam que, na prática, o ganho pode ser escolhido de forma puramente empírica desde que mantido o cuidado de aplicar  $T_t$  maior que  $T_d$  e menor que  $T_i$ .

Figura 21: Estrutura de *Anti-Windup* do tipo *Back-Calculation*



Fonte: (BAZANELLA; SILVA, 2000), et al.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

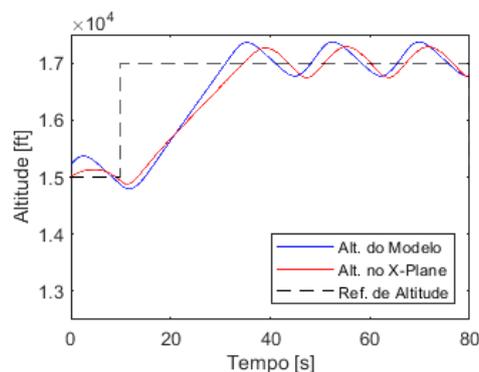
Os controladores calculados na seção 3.5 foram aplicados no Simulink. Inicialmente, obteve-se uma resposta com sobressalto maior do que o desejado (possivelmente devido à saturação no sinal de controle da malha externa, ao atraso variável de comunicação e à perda de mensagens); portanto, duas melhorias foram realizadas:

- A aplicação de *anti-windup*, como mencionado na subseção 3.5.4.
- baseado em (BAZANELLA; SILVA, 2017), foi reduzido o ganho  $K_i$  do controlador de altitude para 0,052. Tal modificação diminuiu significativamente as oscilações e o comportamento do sistema em malha fechada ficou bem mais amortecido.

### 4.1 Controle com Amostragem de 20 Hz

Na Figura 22 consta o resultado obtido em malha fechada no modelo em 20 Hz desenvolvido no Simulink e da planta no X-Plane ao aplicar o controlador desenvolvido em 20 Hz. Como pode-se observar, a altitude se mostrou oscilatória com erros de aproximadamente 300 pés (aproximadamente 91 m). Devido a esta oscilação, decidiu-se aumentar a frequência do controlador.

Figura 22: Seguimento de Referência de Altitude com Salto de 2000 ft (609,6 m) utilizando 20 Hz



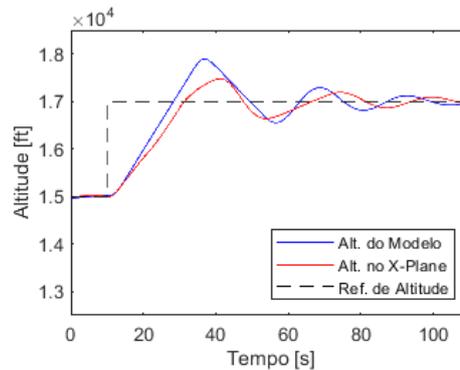
Fonte: Autoria própria

### 4.2 Controle com Amostragem de 40 Hz sem Ajustes Finais

Na Figura 23 consta o resultado obtido em malha fechada no modelo em 40 Hz desenvolvido no Simulink e da planta no X-Plane ao aplicar o controlador desenvolvido em

40 Hz. Como pode-se observar, a altitude se mostrou menos oscilatória do que na Figura 22, mas ainda apresenta um sobressalto elevado (chegando a 1000 pés, aproximadamente 300 metros, no modelo). Devido a este sobressalto, os ajustes finais foram realizados.

Figura 23: Seguimento de Referência de Altitude com Salto de 2000 ft (609,6 m) antes de efetuar ajustes com controle em 40 Hz

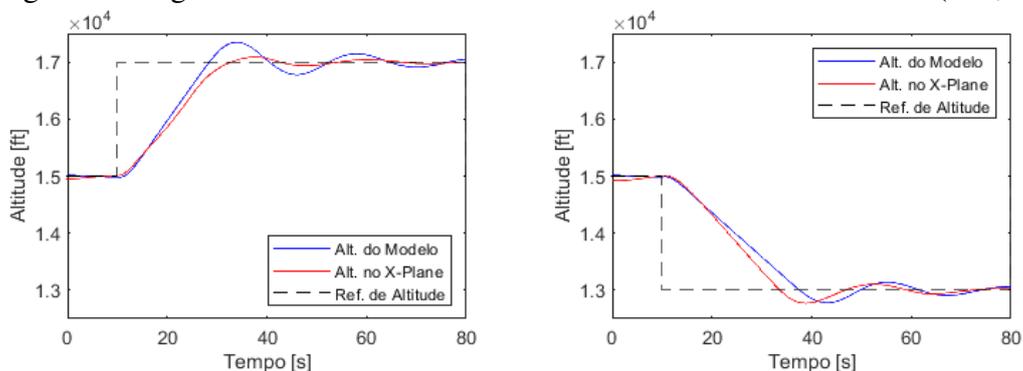


Fonte: Autoria própria

### 4.3 Controle Final

Na Figura 24, consta a comparação de resposta do modelo (azul) em malha fechada com a planta no X-Plane (vermelho), em que se pode observar que o modelo aproximou corretamente o comportamento da planta no X-Plane em malha fechada. É visível o fato de que variações de altitude maiores causam um atraso de fase entre o modelo e o simulador. Nota-se também que o caça no X-Plane apresenta uma subida mais lenta e uma descida mais rápida que o modelo, o que demonstra o comportamento não linear da planta. Comparando-se à Figura 25, torna-se mais evidente os efeitos não lineares quando aplicados degraus maiores de altitude, possivelmente devido ao fato da aeronave ter apresentado ângulos de arfagem não desprezíveis durante a subida.

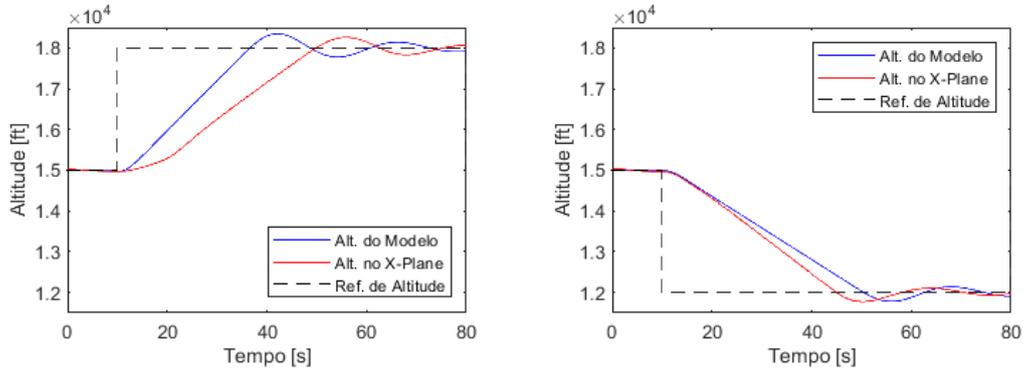
Figura 24: Seguimento de Referência de Altitude com Salto de  $\pm 2000$  ft (609,6 m)



Fonte: Autoria própria

Para verificar a resposta com presença de perturbações, decidiu-se configurá-las na simulação do X-Plane. O simulador possibilita cinco níveis crescentes de chuva e tempestade: nenhum, leve, moderado, pesado e severo; portanto, decidiu-se testar com as duas possibilidades de maior relevância de perturbação. Na Figura 26 constam os resultados obtidos quando o X-Plane apresentava chuva e tempestade pesados. Na mesma,

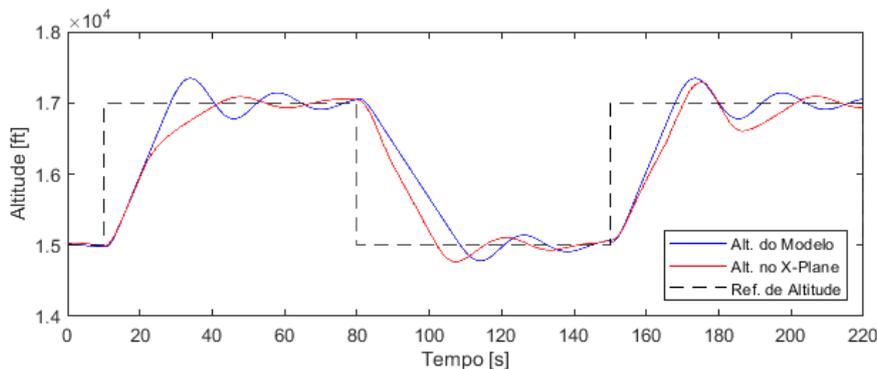
Figura 25: Seguimento de Referência de Altitude com Salto de  $\pm 3000$  ft (914,4 m)



Fonte: Autoria própria

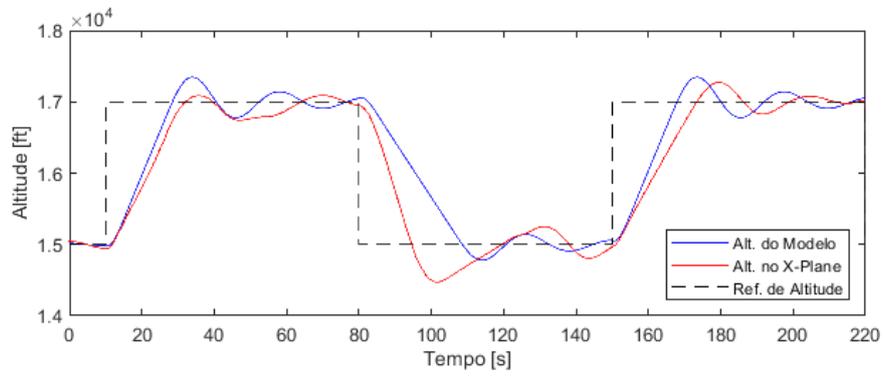
verifica-se que a planta se comporta de forma diferente da condição sem perturbação: maiores sobressaltos, tempos de acomodação, e defasagem em relação à resposta apresentada pelo modelo. Já na Figura 27, percebe-se que a planta reage de forma diferente da modelada quando sob efeito de perturbações muito grandes, como pode ser observado no intervalo de 40 a 60 segundos, em que a altitude se manteve aproximadamente constante. Adicionalmente, pode-se verificar no intervalo de 80 a 120 segundos que o caça perde altitude mais rapidamente que o modelo e apresenta um sobressalto de mais que o dobro do modelo. Entretanto, em ambas as situações de testes de perturbações a aeronave se manteve estável e operando em torno da altitude de referência, o que indica que o projeto dos controladores visando manter uma margem de ganho e uma margem de fase segura pode ter resultado em controladores robustos para situações de perturbação em que o sistema se comporta de forma diferente das condições pressupostas no desenvolvimento do modelo devido a não linearidades.

Figura 26: Seguimento de Referência de Altitude com Salto de  $\pm 2000$  ft (609,6 m) com Temporal Pesado



Fonte: Autoria própria

Figura 27: Seguimento de Referência com Salto de  $\pm 2000$  ft (609,6 m) com Temporal Severo



Fonte: Autoria própria

## 5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Na introdução do trabalho foi abordado o fato de que o vôo estável e simétrico era a condição básica de vôo para a maioria das aeronaves, principalmente para aviões que viajavam de um aeroporto a outro ou de uma base a outra, pois na maioria do tempo a aeronave se mantinha em tal condição, com mudanças eventuais de altitude. Foi mencionado também que tornava-se interessante a aplicação de controladores para garantir a estabilidade da aeronave, reduzir a probabilidade de ocorrência de erros humanos, permitir que a tripulação pudesse se concentrar na resolução de problemas, se comunicar com torres de controle e atuar na supervisão da operação do avião. Devido à importância do tema, percebeu-se que era necessário o desenvolvimento de controladores capazes de manter as aeronaves voando em altitudes específicas e trafegar entre elas.

A abordagem deste assunto em um trabalho acadêmico proporciona informação direta e aberta sobre modelagem e controle de aeronaves, de forma que seja possível trazer a discussão a nível de graduação sobre aplicações reais e não lineares. O desenvolvimento do mesmo requisitou conhecimentos em todas as áreas do curso de Engenharia de Controle e Automação: de computação, para realizar a comunicação entre Matlab e X-Plane de forma eficiente, a controle, para ser capaz de seguir as referências de altitude e velocidade propostas durante os ensaios. Desta forma, as informações contidas neste podem auxiliar estudantes a absorver diversos fragmentos de conteúdos que são analisados às vezes superficialmente ao longo da graduação sendo aplicados de forma conjunta e harmonizada em vias de atingir os objetivos propostos.

Após extensa pesquisa e análise de livros e artigos sobre o assunto, chegou-se à conclusão de que seria viável o desenvolvimento de um modelo, em torno de um ponto de equilíbrio com atitude de arfagem (*pitch*), na forma de uma função de transferência. Assumindo esta premissa e utilizando o Matlab e o Simulink junto ao simulador X-Plane com uma comunicação estabelecida que proporcionava uma taxa de amostragem de 40Hz, foi possível levantar curvas para pequenas variações no compensador do profundor (*elevator*) e do manete (*throttle*). Com estas curvas, foi possível a extração de parâmetros para o modelo da aeronave e, após a obtenção do mesmo, tornou-se possível o desenvolvimento de controladores capazes de controlar a altitude da mesma. Os controles obtidos foram testados em malha fechada com o simulador e foram capazes de controlar a aeronave para seguir as referências durante todos os ensaios realizados, inclusive na presença de chuvas e tempestades pesadas.

Adicionalmente, é importante ressaltar que todos os objetivos originais foram atendidos, pois: foi possível estabelecer comunicação confiável entre o simulador e o Matlab de forma a proporcionar uma frequência de amostragem relevante e suficiente. As funções de transferência obtidas nos modelos foram relativamente simples devido ao trabalho da análise teórica previamente realizada. O controle desenvolvido foi simples e eficaz. A

aeronave simulada no X-Plane seguiu as referências como desejado tanto quando em operação normal quanto quando sob influência de perturbações causadas por tempestades (apresentando nessas condições um sobressalto maior, mas plausível), o que indica que o cuidado tomado na medição e dimensionamento das margens de ganho e de fase foram úteis para manter a estabilidade em circunstâncias mais complexas em que a presença de não linearidades se tornou ainda mais evidente.

Apesar dos resultados satisfatórios obtidos, diversas melhorias podem ser realizadas. Por exemplo, o modelo e controlador de velocidade poderia ser retrabalhado em uma região de manete em que a resposta em velocidade indicada seja mais linear. Além disso, tendo em vista que a linearização se provou uma abordagem válida para pequenos ângulos, seria interessante a representação do sistema através de espaço de estados para realimentar as variáveis de estado e gerar um controle mais rápido e/ou mais confortável para o piloto. Outra possível análise que poderia se mostrar bem interessante seria a realização de testes em túnel de vento utilizando programas de computador para comparar o modelo encontrado através de identificação de sistemas com o modelo puramente teórico com as hipóteses utilizadas. Além destes, o impacto de um voo não simétrico poderia ser analisado e tratado através da obtenção de um modelo que considere ângulo de arfagem não nulo.

## BIBLIOGRAFIA

ALLERTON, D. **Principles of Flight Simulation**. United Kingdom: John Wiley Sons Ltd, 2009. p. 479. ISBN 978-0-470-75436-8.

ANAC. **ANACpédia**. [S.l.], 2014. Disponível em: <[http://www2.anac.gov.br/anacpedia/ing\\_por/tr5670.htm](http://www2.anac.gov.br/anacpedia/ing_por/tr5670.htm)>. Acesso em: 01 jun. 2019.

BAARSPUL, M. A Review of Flight Simulation Techniques. **Progress in Aerospace Sciences**, The, Netherlands, v. 27, n. 1, p. 1–220, 1990.

BALSA BEAVERS MODEL FLYING CLUB. **Parts of an Airplane**. [S.l.], 2017. Disponível em: <[http://www.balsabeavers.com/information/articles/quiz/explanation\\_q2.html](http://www.balsabeavers.com/information/articles/quiz/explanation_q2.html)>. Acesso em: 18 jun. 2019.

BAZANELLA, A.; SILVA, J. **Curso de Extensão: Ajuste de Controladores PID**. Porto Alegre, 2000.

BAZANELLA, A.; SILVA, J. **Sistemas de Controle: Princípios e Métodos de Projeto**. Porto Alegre: UFRGS Editora, 2017. p. 306. ISBN 978-85-7025-849-6.

BITTAR, A. et al. Guidance Software-in-The-Loop Simulation Using X-Plane and Simulink for UAVs. **International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2014**, Orlando, FL, USA, n. 78-1-4799-2376-2/14, p. 10, maio 2014.

CHROBOTICS. **Understanding Euler Angles**. [S.l.], 2017. Disponível em: <<http://www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles>>. Acesso em: 09 jul. 2019.

ETKIN, B. **Dynamics of flight: stability and control**. United States of America: John Wiley Sons Inc, 1995. p. 395. ISBN 0-471-03418-5.

FIGUEIREDO H. V. e Saotome, O. Simulation Platform for Quadricopter: Using Matlab/Simulink and X-Plane. **Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium**, Brazil, p. 5, 2012.

MATHWORKS. **Simulink-Xplane10 Communication Via UDP**. [S.l.], 2014. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/47144-simulink-xplane10-communication-via-udp>>. Acesso em: 02 abr. 2019.

X-PLANE. **X-Plane Developer Site**. [S.l.], 2019. Disponível em: <<https://developer.x-plane.com/>>. Acesso em: 05 mai. 2019.

## APÊNDICE A CONFIGURAÇÃO DE PORTAS E IP NO X-PLANE

Figura 28: Configuração de Portas e IPs

The screenshot displays the configuration interface for X-Plane, divided into two main sections: UDP PORTS and CONFIGURAÇÃO DE REDE.

**UDP PORTS**

- Porta em que recebemos: 49010
- Port we receive on (legacy): 49000
- Port we send from (legacy): 49001
- Redefinir Portas UDP (button)

**MÉTRICAS DE SAÍDA**

- Graph Rate: 40.0 pacotes/seg
- UDP: 40.0 pacotes/seg
- Disco: 10.0 escritas/seg

**CONFIGURAÇÃO DE REDE**

- Enviar saída de dados via rede
- Introduza o endereço IP (dropdown menu)
- Endereço IP: 127.0.0.1
- Porta: 49004

Fonte: Autoria própria